



OE-COO

FLUGHANDBUCH

Revisionsstand 08. Februar 2024
Ing. Peter Köbke-Freitag

ZEICHENERKLÄRUNG:

ANMERKUNG

Hier stehen wichtige Anmerkungen, Hinweise und Warnungen, die im Zuge einer Revision vom Handbuch abweichen, hinzugefügt oder verändert wurden.

WICHTIGER HINWEIS

Diese Revisionen werden in einem „signalgelben“ Feld mit roter Umrandung angezeigt. In der Fußzeile ist die betreffende Revision mit der entsprechenden Revisionsnummer gekennzeichnet.

Zutreffende und eingearbeitete Revisionen sind in der Übersicht mit „✓“ gekennzeichnet, nicht zutreffende Revisionen mit „✗“ markiert.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
x.x.xx	dd-mon-yyyy	TR-MÄM-xx-xxxx			x - x

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.

ERGÄNZUNGEN:

4.01.20	Flughandbuch DV20-100 (FHB)	2001-11-12	✓
	Ergänzung O01 NVR-Betrieb	2014-01-15	✗
	Ergänzung 1 Anklappmechanismus für die Tragflächen	1993-08-20	✗
	Ergänzung 2 Emergency Locator Transmitter 3000 (AP)	1993-08-20	✗
	Ergänzung 3 Schleppgabel und Rudersperre	1993-09-20	✓
	Ergänzung K1 COMM Transceiver KY 97A Bendix/King	1993-08-20	✗
	Ergänzung K2 NAV / COMM KX 125 Bendix/King	1993-08-30	✗
	Ergänzung K3 NAV / COMM KX 155 Bendix/King	1993-08-20	✗
	Ergänzung K4 DME KN 62A Bendix/King	1993-08-20	✗
	Ergänzung K5 TRANSPONDER KT 76 A Bendix/King	1993-08-20	✗
	Ergänzung K6 INTERCOMM-Anlage für Bendix/King	1994-06-21	✗
	Ergänzung B1 COMM Anlage AR 3201-(.), AR 3201-(1)	1993-08-20	✗
	Ergänzung B2 VOR Anlage NR 3301-(2) Becker	1993-08-20	✗
	Ergänzung B3 TRANSPONDER ATC 2000 Becker	1993-08-20	✗
	Ergänzung B4 Ergänzung zum Flughandbuch	1998-04-20	✗
	Ergänzung B5 Ergänzung zum Flughandbuch	1998-12-20	✗
	Ergänzung SB 20-29 Ölkühlung optionaler Einsatz Winterkit	1995-12-18	✓

REVISIONEN:

	alle TR-MSB-20-043, Handhabung des Motors	2002-12-20	✓
	alle TR-MÄM-20-249, Graspisten	2004-02-12	✓
4.01.20	TR-MÄM-20-258, Startstrecke	2005-09-23	✓
	alle TR-MÄM-20-259, Kühlmitteländerung	2006-03-29	✗
4.01.20	TR-MÄM-20-274, Einsteigen u. Verlassen des Flugzeugs	2008-03-10	✓
4.01.20	TR-MÄM-20-305, Kühlungsakit	2009-06-30	✓
4.01.20	TR-MÄM-20-306, Neue Sitzgurte - Schroth	2009-06-30	✓
4.01.20	TR-MÄM-20-334, Flugleistungsangaben	2010-11-11	✓
4.01.20	TR-MÄM-20-405, Änderung der Temperaturmessung	2015-03-30	✓
4.01.20	TR-OÄM-20-244/b (Ausrüstung für NVFR)	2010-11-11	✗
4.01.20	TR-OÄM-20-247, Hauptfahrwerk aus Aluminium	2009-06-30	✗
4.01.20	TR-OÄM-20-248, mt-Governor P-850-12	2009-06-30	✗
4.01.20	TR-OÄM-20-249, Garmin SL 30 COM/NAV	2009-07-20	✗
4.01.20	TR-OÄM-20-260, Garmin GNS 430 W	2010-08-30	✓
4.01.20	TR-OÄM-20-266, Neue Öldruckanzeige	2011-08-25	✓
4.01.20	TR-MÄM-20-456, Belüftung	2021-09-30	✓
4.01.20	TR-MÄM-20-469, Aktualisierung des Start-Check Hinweis	2022-05-02	✓
4.01.20	TR-MÄM-20-475, Neuer Feuerlöscher	2023-08-09	✓

Dok. Nr	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
FSV2000.	01 Feb 2023		06 Feb 2024		Ergänzung 1

zusätzliche Handbücher:

Ergänzung ELT - Operations and Instructions for Continued Airworthiness	✓
VT-02 Transponder - Bedienungsanleitung VT-2000	✓
Garmin GNS-430 Quick Reference	✓
Intercom - OPERATIONS AND INSTRUCTION FOR INTERCOM Pm1000	✓
ASPEN-EFD1000 VFR PFD Approved Flight Manual Supplement	✓
TRX-1500 Traffic-Sensor	✓
Flight-Time Rec. Aircraft Flight Manual Supplement CS-STAN change CS106b	✓

Dok. Nr	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
FSV2000.	01 Feb 2023		08 Feb 2024		Ergänzung 2

HOAC AUSTRIA

FLUGHANDBUCH

DV 20 KATANA

Lufttüchtigkeitsgruppe : Normal
Angewandte Bauvorschrift : JAR-VLA inkl. Amendment VLA/92/1
Werksnummer : 20.041
Kennzeichen : **OE - C00**
Ausgabedatum : 1993-04-15
Dok. Nr. : 4.01.01

Dieses Handbuch gehört zum Motorflugzeug DV 20 KATANA und ist stets an Bord mitzuführen! Umfang und Änderungsstand sind dem Inhalts- bzw. Änderungsverzeichnis zu entnehmen.

Die auf den Seiten 0-4 und 0-5 durch "BAZ-merk." gekennzeichneten Seiten sind anerkannt durch

BUNDESAMT FÜR ZIVILFLUFAKTIVITÄT
Abteilung 6 - Luftfahrzeuge
und Luftfahrgerät
Behörde: Schnitzgasse 11, A-1030 Wien
Anerkennungsdatum: 26. APR. 1993

Unterschrift,
Stempel:



Dieses Handbuch ist als Betriebsanweisung gemäß § 12 (1)2 LuftGerPO LBA-anerkannt.

Behörde: Luftfahrt-Bundesamt
Anerkennungsdatum: 13. OKT. 1993

Unterschrift,
Stempel:



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

L E E R S E I T E

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999				0 - 1

VORWORT

Wir beglückwünschen Sie zu Ihrer neuen KATANA.

Sicherer Umgang mit einem Flugzeug erhöht die Sicherheit und mehrt den Spaß am Fliegen. Nehmen Sie sich deshalb die Zeit, um sich mit Ihrer neuen KATANA 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.

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999				0 - 2

01. INHALTSVERZEICHNIS

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999		15 Apr 1993		0 - 3

02. VERZEICHNIS DER SEITEN

Ab-schn.	Seite	Datum	Ab-schn.	Seite	Datum
0	0-1	93-10-04		BAZ-merk. -35	93-04-15
	0-2	93-04-15		BAZ-merk. -36	93-04-15
	0-3	93-04-15		BAZ-merk. -37	93-10-04
	0-4	01-11-12		BAZ-merk. -30	93-10-04
	0-5	01-11-12		BAZ-merk. -39	93-10-04
	0-6	93-10-04		BAZ-merk. -310	93-04-15
	0-7	01-11-12		BAZ-merk. -311	93-04-15
					BAZ-merk". -312
1	1-1	93-04-15		BAZ-merk, -313	93-12-02
	1-2	93-04-15		BAZ-merk. -314	93-10-04
	1-3	93-04-15		BAZ-merk. -315	93-10-04
	1-4	93-04-15		BAZ-merk, -316	93-12-02
	1-5	93-10-04		BAZ-merk. -317	93-04-15
	1-6	93-04-15			
	1-7	93-10-04			
	1-8	93-04-15			
	1-9	93-10-04			
	1-10	93-04-15			
	1-11	93-04-15			
	1-12	93-04-15			
	1-13	93-12-02			
	1-14	93-04-15			
2	2-1	93-04-15	4	4-1	94-12-30
	BAZ-merk. -22	93-12-02		BAZ-merk. -42	94-12-30
	BAZ-merk. -23	93-12-02		BAZ-merk. -43	93-04-15
	BAZ-merk. -24	94-12-30		BAZ-merk. -44	93-04-15
	BAZ-merk. -25	93-10-04		BAZ-merk. -45	93-04-15
	BAZ-merk. -26	93-04-15		BAZ-merk. -46	93-10-04
	BAZ-merk, -27	93-04-15		BAZ-merk. -47	93-08-20
	BAZ-merk, -28	93-10-04		BAZ-merk. -46	94-12-30
	BAZ-merk, -29	94-12-30		BAZ-merk. -49	93-10-04
	BAZ-merk. -210	93-10-04		BAZ-merk. -410	93-10-04
	BAZ-merk. -211	01-11-12		BAZ-merk. -411	93-10-04
	BAZ-merk. -212	93-10-04		BAZ-merk. -412	94-12-30
				BAZ-merk. -413	93-10-04
				BAZ-merk. -414	94-12-30
		BAZ-merk. -415	93-12-02		
		BAZ-merk. -416	93-12-02		
		BAZ-merk. -417	93-04-15		
3	3-1	93-10-04	5	5-1	93-04-15
	BAZ-merk. -32	94-12-30		5-2	93-04-15
	BAZ-merk, -33	93-04-15		BAZ-merk. -53	93-04-15
	BAZ-merk. -34	93-12-02		5-4	94-12-30
			5-5	93-04-15	
			BAZ-merk. -56	93-04-15	
			5-7	93-04-15	
			BAZ-merk. -58	94-12-30	
			BAZ-merk. -59	94-12-30	
			5-10	93-04-15	
			5-11	93-04-15	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999	MSB20-39	12 Nov 2001		0 - 4

Ab-schn.	Seite	Datum	Abgehn.	Seite	Datum	
6	r -					
	5-12	94-12-30				
	5-13	93-04-15				
	BAZ-anker, 5-14	93-04-15				
				8	8-1	93-04-15
					8-2	95-05-23
					8-3	93-10-04
					8-4	93-04-15
	6-1	93-10-04			8-5	93-04-15
	6-2	94-12-30			8-6	93-04-15
	6-3	93-10-04			8-7	93-04-15
	BAZ-anker. 5-4	94-12-30				
	6-5	94-12-30				
	5-6	93-10-04				
	6-7	94-12-30				
	6-8	93-04-15				
	BAZ-anker. 6-9	93-04-15		9	9-1	93-10-04
	6-10	94-12-30			9-2	94-12-30
	6-11	93-10-04			9-3	93-10-04
	6-12	93-10-04				
6-13	93-10-04			Ergänzung 1	93-08-20	
6-14	94-12-30			Ergänzung 2	93-08-20	
6-15	94-12-30			Ergänzung 3	93-09-02	
6-16	94-12-30			Ergänzung K15	93-08-20	
6-17	94-12-30			Ergänzung K6	94-06-21	
6-18	94-12-30			Ergänzung B13	93-08-20	
6-19	94-12-30					
7	7-1	93-04-15				
	7-2	93-10-04				
	7-3	93-10-04				
	7-4	93-10-04				
	7-5	93-10-04				
	7-6	93-04-15				
	7-7	93-10-04				
	7-8	01-11-12				
	7-9	93-10-04				
	7-10	94-12-30				
	7-11	93-04-15				
	7-12	94-12-30				
	7-13	93-04-15				
	7-14	93-10-04				
	7-15	94-12-30				
	7-16	93-10-04				

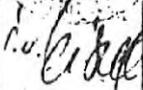
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999	MSB20-39	12 Nov 2001		0 - 5

03. ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

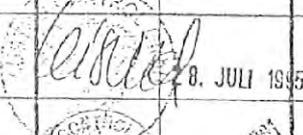
Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuchs, ausgenommen aktualisierte Wägedaten, müssen in der nachstehenden Tabelle erfaßt werden. Berichtigungen der anerkannten Abschnitte bedürfen der Gegenzeichnung durch die genehmigende Behörde.

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

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

Lfd. Nr.	Abschnitt	Seiten	Datum der Berichtigung	Anerkennungsvermerk	Datum der Anerkennung d. genehm. Behör.	Datum der Einarbeitung	Zeichen/ Unterschrift
1	0	0-4, 0-6, 4-7	93-08-20		08. SEP. 1993	25. Okt 1993	
2	0 1 2 6 7	0-4, 0-5, 0-6 1-5, 2-5, 6-17, 7-10	93-09-10		27. SEP. 1993	25. Okt 1993	
3	0 1 2 3 4 5 6 7 8	0-1, 0-4, 0-5, 0-6 1-5, 1-7, 1-9 2-5, 2-8, 2-10 bis 2-12 3-1, 3-2, 3-4 3-7 bis 3-9, 3-14, 3-15, 4-6, 4-8 bis 4-11, 4-13, 4-14, 4-16, 5-4, 5-8, 5-9 6-1, 6-3, 6-6 6-7, 6-10 bis 6-16, 6-18, 7-2 bis 7-5, 7-7, 7-9, 7-14 bis 7-16 8-3	93-10-04		13. OKT. 1993	25. Okt. 1993	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999	TM 20-3	14 Okt 1993		0 - 6

Lfd. Nr.	Abschnitt	Seiten	Datum der Berichtigung	Anerkennungsvermerk	Datum der Anerkennung d. genehm. Behör.	Datum der Einarbeitung	Zeichen/ Unterschrift
3	9	9-1 bis 9-3 Ergänzung 1 Ergänzung 2 Ergänzung 3 Ergänzung KI- K5 Ergänzung BI- B3	93-10-04 93-08-20 93-08-20 93-09-02 93-08-20 93-08-20				
4	0 1 2 3 4 6 8	0-4, 0-5, 0-7 1-13 2-2, 2-3 3-4, 3-13, 3-16 4-1, 4-2, 4-8 4-15, 4-16 6-16 8-2	93-12-02				
5	0 2 3 4 5 6 7 9	0-4, 0-5, 0-7 2-4, 2-9 3-2 4-1, 4-2, 4-8 4-12, 4-14 5-4, 5-8, 5-9 5-12 6-2, 6-4, 6-5 6-7, 6-10, 6-14 bis 6-19 7-8, 7-10, 7-12, 7-15 9-2 Ergänzung K6	94-12-30 " " " " " " " " " " 94-06-21				
6	0 8	0-4, 0-5, 0-7 8-2	95-05-23 "				
7	0 2 7	0-4, 0-5, 0-7 2-11 7-8	01-11-12 " "				

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999	MSB20-39	12 Nov 2001		0 - 7

ABSCHNITT 1

ALLGEMEINES

1.1.EINFÜHRUNG	1-1
1.2.ZULASSUNGSBASIS	1-2
1.3.WARNUNG, WICHTIGER HINWEIS, ANMERKUNG	1-2
1.4.DREISEITENANSICHT	1-3
1.5.ABMESSUNGEN	1-4
1.6.MOTOR	1-5
1.7.PROPELLER	1-5
1.8.KRAFTSTOFF	1-5
1.9.SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL	1-6
1.10.MASSE (GEWICHT)	1-8
1.11.BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN	1-9
1.12.UMRECHNUNGSFAKTOREN	1-14

1.1. EINFÜHRUNG

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

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

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 1

1.2. ZULASSUNGSBASIS

Die DV 20 wurde vom Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZ) nach den Joint Aviation Requirements JAR-VLA, Very Light Aeroplanes, Ausgabe 26. April 1990, mustergeprüft.

Der Musterzulassungsschein Nr. FZ 1/93 wurde mit Datum vom 26.04.1993 ausgestellt.

Lufttüchtigkeitsgruppe: Normal

Lärmzulässigkeitsbasis: ZLZV 700/86 § 14 (1)(für Österreich)

1.3. HINWEISSTELLEN

Die für die Flugsicherheit oder Handhabung des Luftfahrzeuges besonders bedeutsamen Handbuchaussagen sind durch Voranstellung eines der folgenden Begriffe besonders hervorgehoben:

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

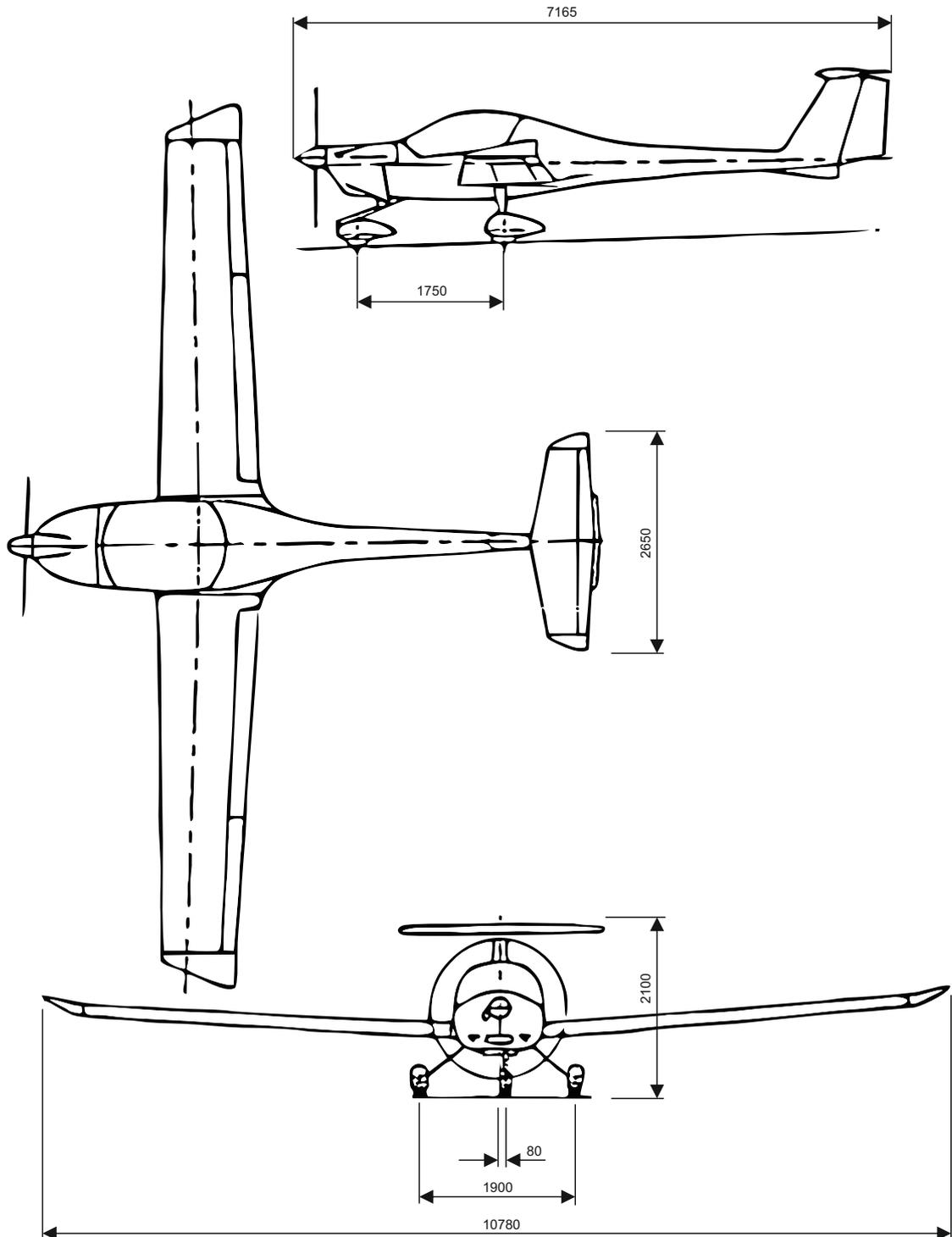
bedeutet, daß die Nichteinhaltung einer entsprechend gekennzeichneten Verfahrensvorschrift zu einer geringfügigen oder einer mehr oder weniger langfristig eintretenden Beeinträchtigung der Flugsicherheit führt.

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 2

1.4. DREISEITENANSICHT



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 3

1.5. ABMESSUNGEN

Gesamtabmessungen

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

Tragwerk

Flügelprofil	Wortmann FX63-137/20 HOAC
Flügelfläche	11,6 m ²
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC)	1,09 m
Flügelstreckung	10
V-Stellung	4°
Pfeilung Nase	1°

Querruder

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

Flügelklappen

Fläche	1,236 m ²
--------	----------------------

Höhenleitwerk

Fläche	1,692 m ²
Ruderfläche	0,441 m ²
Einstellwinkel	-2°

Seitenleitwerk

Fläche	1,134 m ²
Ruderfläche	0,426 m ²

Fahrwerk

Spurweite	1,90 m
Radstand	1,75 m
Bugrad	300*100/4.00-4
Hauptrad	380*150/15*6.00-5

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 4

1.6. MOTOR

Rotax 912 A3, 4 Zylinder 4 Takt-Ottomotor in Boxeranordnung, flüssigkeitsgekühlte Zylinderköpfe, luftgekühlte Zylinder. Propellerantrieb über integriertes Getriebe

UNTERSETZUNGSVERHÄLTNIS: 2,2727 : 1
HUBRAUM: 1211 cm³
LEISTUNG: 59,6 kW/81 PS
BEI: 5800 RPM

1.7. PROPELLER

Zweiblatt-Verstellpropeller, Fa. Hoffmann IIO-V72F/S 170 DH
Constant Speed, hydraulische Verstelleinrichtung
oder
Zweiblatt-Verstellpropeller, Fa. Hoffmann HO-V352F/170FQ
Constant Speed, hydraulische Verstelleinrichtung

VERSTELLBEREICH: 10° -35°
DURCHMESSER: 170 cm

1.8. KRAFTSTOFF

- a) AVGAS 100LL
- b) MOGAS entspr. BAZ-Erlaß ZI.6412-11/16-83
- c) Super Auto Kraftstoff minimum 95 Oktan ROZ, verbleit oder unverbleit

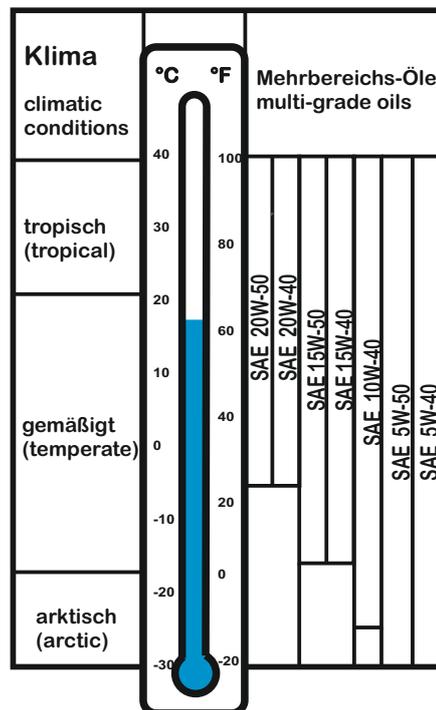
GESAMTFASSUNGSVERMÖGEN: 79 l
AUSFLIEGBARE MENGE: 77 l

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 5

1.9. SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL

Schmierstoff

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



WICHTIGER HINWEIS

Es darf kein Flugmotorenöl verwendet werden!

Ölinhalt

Minimum: 2,0 l

Maximum: 3,0 l

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 6

Kühlmittel

Es ist ein auf Ethylen-Glykol basierendes Frostschutzmittel wie z.B. BASF Glysantin Protect Plus/G48 in mit 50% Wasserverwenden.

WICHTIGER HINWEIS

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

verdünnter Form zu **Kühlmittelinhalt**

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

Behälterinhalt

Minimum: 0,1 l
Maximum: 0,2 l

ANMERKUNG

Der Kühlmittelstand des Behälters wird über Markierungen am Messstab angezeigt.
Erhebliches Überfüllen des Kühlmittelbehälters kann zum Überlaufen desselben führen.
Bei völlig leerem Kühlmittelbehälter ist auch der Kühlmittelstand im Verteilergefäß auf dem
Motor zu überprüfen.

WICHTIGER HINWEIS

Den Angaben des Kühlmittelherstellers ist unbedingt Folge zu leisten!

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-405	30 März 2015		1 - 7

1.10. MASSE (GEWICHT)

Höchstzulässige Startmasse:	730 kg
Höchstzulässige Landemasse:	730 kg
Leermasse:	Siehe Abschnitt 6
Höchstzuladung im Gepäckraum:	20 kg (Nur mit Gepäcknetz)
Höchstzuladung (inkl. Kraftstoff):	s. Wägebericht (S. 6-4 f)

FLÄCHENBELASTUNG

Flächenbelastung bei höchster Startmasse:	62.80 kg / m ²
Leistungsbelastung bei höchstzul. Startmasse:	12,24 kg / kW bzw. 9,01 kg / PS

WARNUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.01	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 8

1.11. BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN

a) Geschwindigkeiten

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

KCAS: CAS, angegeben in Knoten.

IAS: Angezeigte Geschwindigkeit (Indicated Airspeed), die ein Fahrtmesser anzeigt.

KIAS: IAS, angezeigt in Knoten.

GS: Grundgeschwindigkeit (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) bei ausgefahrenen Klappen.

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 nur mit Vorsicht überschritten werden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		1 - 9

- V_s : Überziehgeschwindigkeit (Stalling Speed) oder minimal stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug in der jeweiligen Konfiguration noch steuerbar ist.
- V_{so} : Überziehgeschwindigkeit (Stalling Speed) oder minimal stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug in der Landekonfiguration noch steuerbar ist.
- V_x : Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel (Best Angle-of- Climb Speed).
- V_y : Geschwindigkeit für bestes Steigen (Best Rate-of-Climb Speed).

b) Meteorologische Bezeichnungen

ISA: Internationale Standardatmosphäre, bei der die Luft als ideales, trockenes Gas angesehen wird. Die Temperatur in Meereshöhe beträgt 15° Celsius, der Luftdruck in Meereshöhe beträgt 1013,25 hPa, der Temperaturgradient bis zu der Höhe, in der die Temperatur -56,5°C erreicht, ist -0,0065°C/m und darüber 0°C/m.

OAT: Außenlufttemperatur (Outside Air Temperature).

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 Druckhöhe, berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler.

In diesem Handbuch werden Höhenmesser-Instrumentenfehler als Null betrachtet.

Flugplatzdruck:

Aktueller Atmosphärendruck in Flugplatzhöhe.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 10

Wind:

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

c) Triebwerk**Startleistung:**

Höchstzulässige Motorleistung für den Start.

Max. Dauerleistung:

Höchste, während des Flugs ununterbrochen zulässige Motorleistung

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

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 11

e) Masse und Schwerpunktlage

Bezugsebene:

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

Station:

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

Hebelarm:

Die horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt eines Teiles.

Moment:

Das Produkt aus der Masse eines Teiles und dessen Hebelarm.

Schwerpunkt:

Der Punkt, an dem sich ein Flugzeug in einem Gleichgewichtszustand befindet. Sein Abstand von der Bezugsebene wird ermittelt, in dem man das Gesamtmoment durch die Gesamtmasse dividiert .

Schwerpunkthebelarm:

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

Schwerpunktgrenzen:

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

Ausfliegbarer Kraftstoff:

Die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 12

Nicht ausfliegbarer Kraftstoff:

Jene im Tank verbleibende Kraftstoffmenge, die nach den Zulassungsbestimmungen der Behörde ermittelt wurde.

Leermasse:

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

Zuladung:

Differenz zwischen der Startmasse und der Leermasse.

Max. Abflugmasse:

Höchstzulässige Masse für die Durchführung des Starts.

f) Ausrüstung**ACL:**

Anti-Collision Light (Zusammenstoßwarnlicht)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-4	02 Dez 1993		1 - 13

1.12. UMRECHNUNGSFAKTOREN

LÄNGE BZW. FLUGHÖHE

$$1 \text{ [ft.]} = 0,3048 \text{ [m]}$$

GESCHWINDIGKEIT

$$1 \text{ [kts.]} = 1,852 \text{ [km/h]}$$

$$1 \text{ [mph]} = 1,609 \text{ [km/h]}$$

DRUCK

$$1 \text{ [hPa]} = 100 \text{ [N/m}^2\text{]} = 1 \text{ [mbar]}$$

$$1 \text{ [in. Hg]} = 33,865 \text{ [hPa]}$$

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		1 - 14

ABSCHNITT 2

BETRIEBSGRENZEN

2.1. EINFÜHRUNG	2-1
2.2. FLUGGESCHWINDIGKEIT-GRENZWERTE	2-2
2.3. FAHRTMESSERMARKIERUNGEN.	2-3
2.4. TRIEBWERKSGRENZWERTE	2-4
2.5. MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE	2-6
2.6. SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNG	2-6
2.7. MASSE (GEWICHT)	2-6
2.8. SCHWERPUNKT	2-7
2.9. ZULÄSSIGE MANÖVER	2-8
2.10. MANÖVERLASTVIELFACHE	2-8
2.11. DIENSTGIPFELHOHE	2-9
2.12. FLUGBESATZUNG	2-9
2.13. BETRIEBSARTEN	2-9
2.14. KRAFTSTOFF	2-9
2.15. HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN	2-10

2.1. EINFÜHRUNG

Abschnitt 2 des Flughandbuches beinhaltet die Betriebsgrenzen, Instrumentenmarkierungen, Fahrtmesseimarkierungen und Hinweisschilder, die für den sicheren Betrieb des Flugzeuges, seines Motors, der Standardsysteme und der Standardausrüstung erforderlich sind. Die in diesem Abschnitt und in Abschnitt 9 angegebenen Betriebsgrenzen sind vom Bundesamt für Zivilluftfahrt anerkannt.

WARNUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		2 - 1

2.2. FLUGGESCHWINDIGKEITSGRENZEN

ANMERKUNG

Bei den angegebenen Fluggeschwindigkeiten handelt es sich um IAS.

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-4	02 Dez 1993		2 - 2

2.3. FAHRTMESSERMARKIERUNGEN

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

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-4	02 Dez 1993		2 - 3

2.4. TRIEBWERKSGRENZEN

- a) Motorhersteller: Bombadier ROTAX
b) Motor: 912 A3

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

- c) Motorbetriebsgrenzen
- | | |
|--------------------------|-----------------|
| Startleistung (5 min): | 59,6 kW / 81 PS |
| Max. zul. Starldrehzahl: | 2550 RPM |
| Max. Dauerleistung: | 58 kW / 79 PS |
| Max. zul. Dauerdrehzahl: | 2420 RPM |
| Leerlaufdrehzahl: | 650 - 850 RPM |
- d) Öldruck
- | | |
|---------------------------|---------|
| Minimum: | 1,5 bar |
| Maximum: | 5,0 bar |
| Bei Kaltstart kurzzeitig: | 7,0 bar |
- e) Kraftstoffdruck
- | | |
|----------|----------|
| Minimum: | 0,15 bar |
| Maximum: | 0,40 bar |
- f) Öltemperatur
- | | |
|----------|--------|
| Minimum: | 50 °C |
| Maximum: | 140 °C |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	5	30 Dez 1994		2 - 4

g) Zylinderkopftemperatur

Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde: Kühlwassertemperatur Maximum: 120 °C	
 Wenn MÄM 20-405 NICHT umgesetzt wurde: Zylinderkopftemperatur Maximum: 135 °C 	Nicht zutreffend

WICHTIGER HINWEIS

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

h) Kraftstoffspezifikation

- a) AVGAS 100LL
- b) MOGAS entspr. BAZ-Erlaß Zl. 6412-11/16-83
- c) Super Auto Kraftstoff min. 95 Oktan ROZ, verbleit oder unverbleit

i) Ölspezifikation

Marken KFZ-Öle (Siehe auch Seite 1-6)

j) Propellerhersteller:

Hoffmann

k) Propellerbezeichnung:

HO-V72F/S 170 DW oder
HO-V352F/170FQ

l) Propellerdurchmesser:

1,70 m

m) Propellerblattwinkel (0,75R):

10° - 35°

n) Propellerdrehzahlgrenzen

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3 TR-MÄM-20-405	04 Okt 1993 30 Mär 2015		2 - 5

2.5. MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE

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

Instrument	Roter Radialstrich	Grüner Bogen	Gelber Bogen	Roter Radialstrich
	Mindestgrenze	normaler Betriebsbereich	Warnbereich	Höchstgrenze
Drehzahlmesser		600-2263 RPM	2263 - 2385 RPM	2385 RPM
Öltemperaturanzeige	50 °C	50 - 130 °C		130 °C
Zylinderkopf- temperaturanzeige wenn MÄM 20-405 NICHT umgesetzt wurde				135 °C
Kühlwassertemperatur- anzeige - wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde				120 °C 
Öldruckanzeige	0,8 bar	2,0 - 5 bar	0,8 - 2,0 bar 5,0 - 7,0 bar	7,0 bar
Kraftstoffmengen- anzeige Ansaugdruck- anzeige				

2.6. SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNGEN

Keine

2.7. MASSE (GEWICHT)

Höchstzulässige Startmasse:	730 kg
Höchstzulässige Landemasse:	730 kg
Höchstzuladung im Gepäckraum:	20 kg (Nur mit Gepäcknetz zulässig)
Höchstzuladung (inkl. Kraftstoff):	siehe Wägebericht (S. 6-4 f)
Höchstzuladung im Sitz:	110 kg

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-405	30 Mär 2015		2 - 6

WARNUNG

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

2.8. SCHWERPUNKT

Die Bezugsebene für die Schwerpunktangaben 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. Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

Vorderste Flugmassenschwerpunkt läge: 250 mm hinter BE

Hinterste Flugmassenschwerpunkt läge: 390 mm hinter BE

WARNUNG

Ein Überschreiten der Schwerpunktgrenzen vermindert die Steuerbarkeit und Stabilität des Flugzeuges

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		2 - 7

2.9. ZULÄSSIGE MANÖVER

Das Flugzeug ist nach JAR-VLA Nonmalkategorie zugelassen.

Zugelassene Flugmanöver

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

ANMERKUNG

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

2.10. MANÖVERLASTVIELFACHE

Tabelle der strukturellen Höchstlastvielfachen:

g	bei V_A	bei V_{NE}	mit voll ausgefahrenen Klappen
Positiv	4,4	4,4	2,0
Negativ	2,2	2,2	0

WARNUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		2 - 8

2.11. DIENSTGIPFELHÖHE

Das Flugzeug hat eine maximale nachgewiesene Dienstgipfelhöhe von 4000m.

2.12. FLUGBESATZUNG

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

2.13 BETRIEBSARTEN

Zugelassen sind Flüge nach Sichtflugregeln VFR bei Tag.

Mindestausrüstung, Flug- und Navigationsinstrumente:

- Fahrtmesser
- Höhenmesser
- Magnetkompass

Mindestausrüstung, Triebwerksinstrumente:

- Tankanzeiger
- Öldruckanzeiger
- Öltemperaturanzeiger
- Tachometer
- Kraftstoffdruckwarnleuchte
- Ansaugdruckanzeiger
- Unterspannungswarnleuchte
- Generatorwarnleucht

Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde:

Kühlwassertemperaturanzeiger



Wenn MÄM 20-405 ~~NICHT umgesetzt~~ *Nicht zutreffend* wurde:

Zylinderkopftemperaturanzeiger

2.14. KRAFTSTOFF (Kraftstoffarten siehe 2.4.)

Gesamtfüllmenge: 79 l
Ausfliegbar: 77 l

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	FHB-TR-MÄM-20-405	30 Mär 2015		2 - 9

2.15. HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

Im Flugzeug sind folgende Hinweisschilder angebracht:

a) linkes Instrumentenbrett:

Manövergeschwindigkeit: $V_A = 104\text{kts}$

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

**Rauchen
verboten**

b) rechtes Instrumentenbrett:

**Kühlwasser
max. 120 °C**

Wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde

~~**Cyl. max.
135 °C**~~

~~Wenn MÄM 20-405 NICHT umgesetzt wurde~~

~~Nicht zutreffend~~

**Öl max.
140 °C**

Öldruck

**ausfliegbar
77 l**

LO / V

über die
Unterspannungs-
hinweisleuchte

**Fuel
Quantity**

Öl Press.

**Engine
Start**

**NAV
GPS**

COMM

TRX

XPDR

**Gener.
Contr.**

Gener.

**Battery
Main CB**

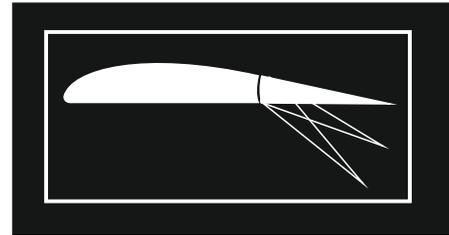
auf den Instrumenten

neben den Sicherungen

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	FHB-TR-MÄM-20-405	24 Jan 2023		2 - 10

START - CHECK

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



UP
T/O
LDG

FLAPS

am Instrumentenbrett oder auf der Mittelkonsole über den Leistungshebeln

am Landeklappen-Steuergerät

(c) mittleres Instrumentenbrett:

ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON/OFF
Battery	Avionics	Fuel	Position	ACL	Landing	PDF	TRX	Flaps
Gener.	Fuel Pres.	Pump	Lights		Light		IC	

an den Schaltern und Sicherungsautomaten

(d) unter dem mittleren Instrumentenbrett:

Kabinen-
heizung
ziehen - EIN

Choke
ziehen - EIN

Parkbremse
ziehen

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

AUS Vergaservorwärmung EIN

Vollgas

Leerlauf

Prop.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	MSB 20-39	12 Nov 2001		2 - 11

(f) am Trimmknopf:

Kopflastig	Trimmung	Schwanzlastig
------------	----------	---------------

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

Hydraulic
Fluid 4

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

Brandhahn AUF

ZU

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

Lüftung

(k) im Gepäckraum:

Gepäck, max. 20 kg,
nur mit Gepäcknetz

(l) an der ELT-Halterung:

ELT
ON - OFF - AUTO

Das folgende Hinweisschild ist am
Wintershield montiert:

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

Das folgende Hinweisschild ist am
Cowling Baffle montiert:

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

Das folgende Hinweisschild wird am Instrumentenbrett montiert:

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

Das folgende Hinweisschild ist am Winterkit montiert:

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



Part No.: 15.9490
WINTERISATION KIT

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	FHB-TR-MÄM-20-405 SB 20-29	17 Jan 2023		2 - 12

ABSCHNITT 3

NOTVERFAHREN

Seite

3.1. EINFÜHRUNG	3-2
3.2. FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN.....	3-2
3.3. NOTVERFAHREN - CHECKLISTEN	
3.3.1. Triebwerksstörungen	
a) Triebwerksstörung während des Start beim Rollen.....	3-3
b) Triebwerksstörung nach dem Start	
I. Triebwerksleistung nicht ausreichend.....	3-3
II. Triebwerk steht.....	3-4
c) Triebwerksstörungen während des Fluges	
I. Rauh laufendes Triebwerk	3-4
II. Abfall des Öldruckes	3-4
III. Abfall des Kraftstoffdruckes.....	3-4
IV. Wiederanlassen des ausgefallenen Triebwerks mit Propeller Windmilling..	3-5
V. Wiederanlassen des ausgefallenen Triebwerks bei stehendem Propeller....	3-5
3.3.2. Notlandungen	
a) Notlandung mit stehendem Triebwerk.....	3-7
b) Vorsorgliche Notlandung.....	3-7
3.3.3. Brände	
a) Triebwerksbrand beim Anlassen am Boden.....	3-9
b) Triebwerksbrand im Flug.....	3-9
c) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug.....	3-9
d) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden.....	3-10
e) Kabinenbrand im Flug.....	3-10
3.3.4. Vereisung	
a) Unbeabsichtigtes Einfliegen in Vereisungszonen.....	3-11
3.3.5. Beenden des unbeabsichtigten Trudeln.....	3-12
3.3.6. Landung mit defekten Reifen am Hauptfahrwerk.....	3-13
3.3.7. Landung mit defekten Radbremsen.....	3-13
3.3.8. Gleitflug.....	3-14
3.3.9. Störung im elektrischen System.....	3-14
3.3.10. Störung im Avionik-System.....	3-17

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		3 - 1

3.1. EINFÜHRUNG

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

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

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

3.2. FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN

Anlaß	IAS:	
	fts	km/h
Triebwerksausfall nach dem Abheben (Flügelklappen in Startstellung T/O)	59	110
Manövergeschwindigkeit	104	193
Gleitfluggeschwindigkeit für den besten Gleitwinkel (Flügelklappen in Startstellung T/O) bei einer Flugmasse von: 730 kg bei einer Flugmasse von: 600 kg	70 64	130 118
Vorsorgliche Landung mit Triebwerksleistung, Flügelklappen in Landstellung (LANDING)	54	100
Notlandung mit Triebwerksstillstand (Flügelklappen nach Bedarf)	59	110

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		30 Dez 1994		3 - 2

3.3. NOTVERFAHREN - CHECKLISTEN

3.3.1 TRIEBWERKSSTÖRUNGEN

(a) TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS BEIM ROLLEN

1. Gashebel LEERLAUF
2. Bremsen nach Bedarf

(b) TRIEBWERKSSTÖRUNG NACH DEM START

I. TRIEBWERKSLEISTUNG NICHT AUSREICHEND

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

WARNUNG

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

Vor dem Aufsetzen:

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		3 - 3

II. TRIEBWERK STEHT

Notlandung entsprechend Punkt 3.3.2.

NOTLANDUNG MIT STEHENDEM TRIEBWERK durchführen.

(c) TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES FLUGS

I. RAUH LAUFENDES TRIEBWERK:

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

II. ABFALL DES ÖLDRUCKES

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

III. ABFALL DES KRAFTSTOFFDRUCKES

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-4	02 Dez 1993		3 - 4

IV. WIEDERANLASSEN DES TRIEBWERKS MIT PROPELLER WINDMILUNG

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

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

Wenn Triebwerk innerhalb von 10 Sekunden nicht anspringt:

Kaltstart:

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

V. WIEDERANLASSEN DES TRIEBWERKS BEI STEHENDEM PROPELLER

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		3 -5

ANMERKUNG

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

Nach erfolgreichem Anlassen:

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		3 - 6

3.3.2. NOTLANDUNGEN

(a) NOTLANDUNG MIT STEHENDEM TRIEBWERK

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

(B) VORSORGLICHE LANDUNG

ANMERKUNG

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

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		3 - 7

Endanflug

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

Aufsetzen

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

Nach dem Aufsetzen:

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

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		3 - 8

3.3.3. BRÄNDE

(a) TRIEBWERKSBRAND BEIM ANLASSEN AM BODEN

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

(b) TRIEBWERKSBRAND IM FLUG

1. Geschwindigkeit (IAS) 70 kts /130 km/h
2. Flügelklappen T/O
3. Brandhahn ZU
4. Gashebel VOLLGAS
5. Elektrische Kraftstoffpumpe AUS
6. Kabinenheizung AUS
7. Batterie-/Hauptschalter AUS
8. Notlandung durchführen (entsprechend Punkt 3.3.2.)

(c) ELEKTRISCHER BRAND MIT RAUCHENTWICKLUNG IM FLUG

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

WICHTIGER HINWEIS

Bei Benützung des Feuerlöschers ist die Kabine zu belüften!

ANMERKUNG

Der Feuerlöscher befindet sich in der Gepäckablage hinter dem Sitz des Kopiloten.
Um den Feuerlöscher aus der Halterung zu lösen, öffnen Sie das Halteband und ziehen Sie den Feuerlöscher heraus.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3 TM-MÄM-20-475	09-Aug-2023		3 - 9

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

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

(d) ELEKTRISCHER BRAND MIT RAUCHENTWICKLUNG AM BODEN

1. Batterie-/Hauptschalter AUS

Wenn Triebwerk läuft:

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

(e) KABINENBRAND IM FLUG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		3 - 10

3.3.4. VEREISUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

Bei Eisansatz an der Flügelvorderkante erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit!

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		3 - 11

3.3.5. BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS

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

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

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		3 - 12

3.3.6. LANDUNG MIT EINEM DEFEKTEN REIFEN AM HAUPTFAHRWERK

1. Endanflug mit Flügelklappen 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 Räche. 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.

3.3.7. LANDUNG MIT DEFEKTEN RADBREMSEN

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

Nach dem Aufsetzen:

1. Zündschalter OFF
2. Batterie-/Hauptschalter AUS

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-4	02 Dez 1993		3 - 13

3.3.8. GLEITFLUG

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

ANMERKUNG

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

3.3.9. STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

3.3.9.1. GENERATORWARNLEUCHE LEUCHTET AUF BEI LAUFENDEM TRIEBWERK

1. Amperemeter prüfen
wenn Zeiger links vom O-Punkt (-):
 - alle Verbraucher, die nicht für eine sichere Durchführung des Fluges benötigt werden, ausschalten.
 - auf nächstgelegenen Flugplatz landen.

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		3 - 14

3.3.9.2. UNTERSpannungSHINWEISLEUCHTE. LO/V- LAMPE

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

Die möglichen Gründe sind:

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

a.) Lo/V-Lampe leuchtet am Boden

Drehzahl	1200 RPM
Landescheinwerfer	ausschalten
Positionslichter	ausschalten
Amperemeter	prüfen

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

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

Landescheinwerfer prüfen AUS
Amperemeter prüfen:

Wenn Lo/V-Leuchte weiterleuchtet und Amperemeter (-) = links
- Verfahren 3.3.9.1. Generatorfehler befolgen

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

- nach der Landung entsprechend a.) verfahren

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		3 - 15

3.3.9.3. FLÜGELKLAPPENANTRIEB

Fehler in Positionsanzeige oder Funktion:

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

Je nach verfügbarer Klappenstellung, geändertes Landeanflugverfahren

- | | |
|----------------------|---|
| a) Nur UP verfügbar | Anfluggeschwindigkeit um 5 kts erhöhen,
Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel |
| b) Nur T/O verfügbar | normale Anfluggeschwindigkeit,
Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel |
| c) Nur LDG verfügbar | normale Landung |

3.3.9.4. ANLASSER

Anlasser klinkt nach dem Anlassen des Motors nicht aus:

- | | | |
|----|--------------|--|
| 1. | Gashebel | Leerlauf |
| 2. | Zündschalter | OFF (jegliches Flugvorhaben abbrechen) |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-4	02 Dez 1993		3 - 16

3.3.10. STÖRUNG IM AVIONIK-SYSTEM

I. KEIN FUNKEMPFANG BEI BETRIEBSBEREITEM GERÄT:

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

wenn vorhanden:

Headsets verwenden

II. SENDEN BEI BETRIEBSBEREITEM GERÄT NICHT MÖGLICH:

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

Sollte die Störung nicht beseitigt werden können:

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		3 - 17

L E E R S E I T E

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

ABSCHNITT 4

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Seite

4.1 EINFÜHRUNG	4-1
4.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN.....	4-1
4.3 [BEWUSST FREIGELASSEN].....	4-2
4.4 NORMALVERFAHREN CHECK-LISTE	4-3
4.4.1 Vorflugkontrolle	4-3
I. Innenkontrolle	4-3
II. Außenkontrolle	4-4
4.4.2 Vor dem Anlassen des Triebwerks	4-8
4.4.3 Anlassen des Triebwerks	4-9
4.4.4 Vor dem Rollen	4-10
4.4.5 Rollen	4-10
4.4.6 Vor dem Start	4-11
4.4.7 Start	4-12
4.4.8 Steigflug	4-13
4.4.9 Reiseflug	4-14
4.4.10 Sinkflug	4-14
4.4.11 Landeanflug	4-15
4.4.12 Durchstarten	4-16
4.4.13 Nach der Landung	4-16
4.4.14 Abstellen des Motors	4-16
4.4.15 Nachflugkontrolle	4-17
4.4.16 Flug im Regen	4-17

4.1 EINFÜHRUNG

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

4.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		30 Dez 1994		4 - 1

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

	IAS	
	kts	km/h
Landungen		
Anfluggeschwindigkeit für normale Landung Flügelklappen Landstellung	59	110
Mindestgeschwindigkeit beim Durchstarten Flügelklappen Start- oder Landstellung	51	95
Höchste nachgewiesene Seitenwindgeschwindigkeit bei Start und Landung	15	27
Reiseflug		
Höchstzulässige Geschwindigkeit bei Turbulenz V_{NA}	117	217
Höchstzulässige Geschwindigkeit für volle Ruderausschläge V_A	104	193
Höchstzulässige Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Flügelklappen V_{FE}	81	150

4.3.

BEWUSST FREIGELASSEN

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		30 Dez 1994		4 - 2

4.4. NORMALVERFAHREN CHECK-LISTE

4.4.1. VORFLUGKONTROLLE

I. INNENKONTROLLE

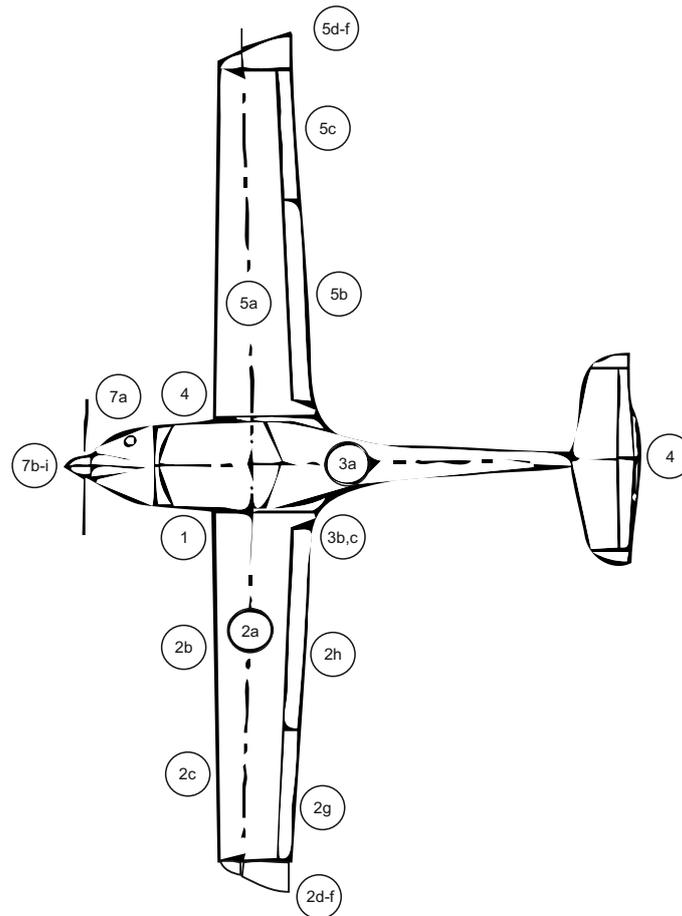
- | | | |
|----|-------------------------|---|
| a) | Flugzeugpapiere | prüfen |
| b) | Checkliste | vorhanden |
| c) | Parkbremse | setzen |
| d) | Zündschlüssel | abgezogen |
| e) | Kabinenhaube | sauber, unbeschädigt |
| f) | Sicherungen | gedrückt |
| g) | Batterie-/Hauptschalter | gedrückt / EIN |
| h) | Kraftstoffmenge | ausreichend |
| i) | Batterie-/Hauptschalter | AUS |
| j) | Gashebel | Leerlauf |
| k) | Propellerverstellhebel | ganz vorne |
| l) | Vergaservorwärmung | AUS (vorne) |
| m) | Fremdkörperkontrolle | durchgeführt |
| n) | Notsender (ELT) | betriebsbereit oder „ARM“ |
| o) | Hauptbolzen | gesichert |
| p) | Gepäck | verstaut, Gepäcknetz eingehängt |
| q) | Feuerlöscher | gesichert und verstaut, Druck im grünen Bereich |

WICHTIGER HINWEIS

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MSB20-043 TR-MÄM-20-475	09-Aug-2023		4 - 3

II. AUSSENKONTROLLE SICHTPRÜFUNG



WICHTIGER HINWEIS

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		4 - 4

1. Linkes Hauptfahrwerk

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

2. Linke Tragfläche

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

3. Rumpfröhre

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

4. Leitwerke

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-1	20 Aug 1993		4 - 5

5. Rechte Tragfläche

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

6. Rechtes Hauptfahrwerk

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

7. Rumpfvorderteil

- | | | |
|----|---------------------------------------|-----------------------------|
| a) | Ölstand | mittels Peilstab überprüfen |
| b) | Winter Shield oder das Cowling Baffle | auf korrekte Montage prüfen |

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

ANMERKUNG

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

Kühlmittelstand im Vorratsbehälter

zwischen Peilstabmarken, gegebenenfalls
Kühlmittel nachfüllen

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-405	30 Mär 2015		4 - 6

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		30 Dez 1994		4 - 7

4 4.2. VOR DEM ANLASSEN DES TRIEBWERKS

- | | | |
|----|------------------|----------------------------|
| 1. | Vorflugkontrolle | durchgeführt |
| 2. | Pedale | eingestellt und verriegelt |
| 3. | Anschnallgurte | anlegen und schließen |
| 4. | Kabinenhaube | geschlossen und verriegelt |

WICHTIGER HINWEIS

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

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

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

- | | | |
|-----|---------------------------------|-------------------------|
| 5. | Parkbremse | setzen |
| 6. | Steuerung | freigängig |
| 7. | Brandhahn | OFFEN |
| 8. | Trimmung | NEUTRAL |
| 9. | Gashebel | freigängig, Leerlauf |
| 10. | Propellerverstellhebel | freigängig, ganz vorne |
| 11. | Vergaservorwärmung | freigängig, AUS (vorne) |
| 12. | Hebelreibung, Throttle Quadrant | eingestellt |
| 13. | Avionikhaupschalter | AUS |
| 14. | Batterie-/Hauptschalter | EIN |
| 15. | Generatorwarnleuchte | leuchtet |
| 16. | Unterspannungshinweisleuchte | leuchtet |
| 17. | Kraftstoffdruckwarnleuchte | leuchtet |

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-274	10 Mär 2008		4 - 8

4.4.3. ANLASSEN DES TRIEBWERKS

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

WARNUNG

In der Propellergefahrenzone dürfen sich keine Personen aufhalten!

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

WICHTIGER HINWEIS

Bei Öldruck unter 1,5 bar Motor nach 10 Sekunden sofort abstellen!

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		4 - 9

4.4.4. VOR DEM ROLLEN

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

WICHTIGER HINWEIS

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

4.4.5. ROLLEN

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		4 - 10

4.4.6. VOR DEM START

1. Parkbremse setzen
2. Anschnallgurte angelegt
3. Kabinenhaube geschlossen und verriegelt
4. Brandhahn prüfen, OFFEN
5. Triebwerksüberwachungsinstrumente im grünen Bereich
6. Kraftstoffvorratsanzeige überprüfen
7. Flügelklappen T/O
8. Trimmung MITTE
9. Ruder freigängig
10. Gashebel 1700 RPM
11. Propellerverstellhebel 3 x voll ziehen, (Drehzahlabfall: 100 - 200 RPM)
12. Zündschalter LEFT-RIGHT-BOTH:
 - Max. Drehzahlabfall: 150 RPM
 - Max. Differenz: 50 RPM
13. Vergaservorwärmung prüfen, AUS
14. Gashebel Vollgas, 2450 RPM +/- 100RPM
15. Parkbremse lösen

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		30 Dez 1994		4 - 11

4.4.7. START

- | | | |
|----|-----------------------------|--------------------------------|
| 1. | Elektrische Kraftstoffpumpe | prüfen, EIN |
| 2. | Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 3. | Gashebel | Vollgas (2400 RPM +/- 100 RPM) |
| 4. | Höhenruder - beim Anrollen | neutral |
| 5. | Richtung halten | durch Seitenruder |

ANMERKUNG

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

Geschwindigkeit (IAS)

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

WICHTIGER HINWEIS

Zum Erzielen einer möglichst kurzen Startstrecke über ein 50 ft. Hindernis:

- | | |
|--------------------------|-------------------|
| Abhebegeschwindigkeit | 57 kts / 105 km/h |
| Steigfluggeschwindigkeit | 58 kts / 108 km/h |

- | | | |
|----|-----------------------------|---------------------------------------|
| 8. | Propellerverstellhebel | 2400 RPM (ab einer sicheren Flughöhe) |
| 9. | Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		4 - 12

4.4.8. STEIGFLUG

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

ANMERKUNG

Die Geschwindigkeit V_y reduziert sich mit zunehmender Höhe.

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

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		30 Dez 1994		4 - 13

4.4.9. REISEFLUG

1. Flügelklappen UP
2. Gashebel nach Bedarf
3. Propellerverstellhebel 1900 - 2400 RPM

ANMERKUNG

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

4. Trimmung nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

Positionslichter max. 50 % der Flugzeit eingeschaltet lassen

ANMERKUNG

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

4.4.10. SINKFLUG

1. Höhenmesser einstellen
2. Gashebel nach Bedarf
3. Propellerverstellhebel 1900-2400 RPM
4. Vergaservorwärmung nach Bedarf

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-456	30 Sep 2021		4 - 14

WICHTIGER HINWEIS

zur Erzielung eines raschen Abstiegs:

Propellerverstellhebel	2400 RPM
Gashebel	Leerlauf
Vergaservorwärmung	EIN (hinten)
Flügelklappe	UP
Geschwindigkeit	117 kts / 217 km/h

4.4.11. LANDEANFLUG

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

WICHTIGER HINWEIS

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

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-4	02 Dez 1993		4 - 15

4.4.12. DURCHSTARTEN

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

4.4.13. NACH DER LANDUNG

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

4.4.14. ABSTELLEN DES MOTORS

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

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-4	02 Dez 1993		4 - 16

4.4.15. NACHFLUGKONTROLLE

1. ELT Prüfen ob aktiviert

4.4.16. FLUG IM REGEN**ANMERKUNG**

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		4 - 17

L E E R S E I T E

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

ABSCHNITT 5

LEISTUNGEN

Seite

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		5 - 1

5.1. EINFÜHRUNG

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

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

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

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		5 - 2

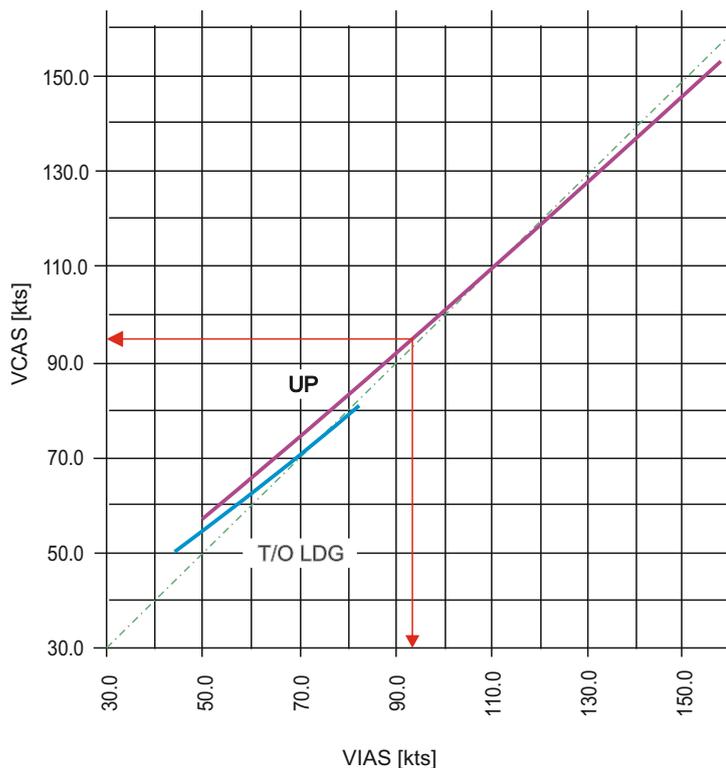
5.2. BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

Um den Einfluß verschiedener Variablen zu veranschaulichen, sind die Leistungsdaten in Form von Tabellen oder Diagrammen wiedergegeben.

Diese enthalten ausreichend detaillierte Angaben, sodaß auf der sicheren Seite liegende Werte ausgewählt und zur Bestimmung der Leistungswerte für den geplanten Flug mit der erforderlichen Genauigkeit bestimmt werden können.

5.3. LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

Bild 5.1 Fahrtmesserkorrektur



Beispiel: IAS = 93 kts entspricht CAS = 95 kts

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		5 - 3

Bild 5.2 Tabelle zur Leistungseinstellung

Druckhöhe		Stand. Temp.	Motorleistung in % der maximalen Dauerleistung								
			55%			65%			75%		
[ft.]	[m]	[°C]	RPM x100	MP inHg	FF l / h	RPM x100	MP inHg	FF l / h	RPM x100	MP inHg	FF l / h
0	0	15	20	24,7	11,3	21	25,7	13,0	22	27,0	15,0
2000	600	11	20	24,0	12,0	21	24,7	13,3	23	25,7	15,3
4000	1200	7	20	23,3	13,0	22	23,3	14,0	24	24,3	16,3
6000	1800	3	21	22,0	14,0	23	22,7	16,3	24	23,3	19,3
8000	2400	-1	22	21,0	15,0	23	21,7	17,7	24	22,0*	19,7
10000	3000	-5	23	19,7	16,0	24	20,3*	18,7			
12000	3600	-8	24	18,0*	17,3						

Druckhöhe		Stand. Temp.	Motorleistung in % der maximalen Dauerleistung								
			85%			95%			105%		
[ft.]	[m]	[°C]	RPM x100	MP inHg	FF l / h	RPM x100	MP inHg	FF l / h	RPM x100	MP inHg	FF l / h
0	0	15	24	27,7	18,3	24	28,3	21,7	25,5	29,7*	25,0
2000	600	11	24	26,7	18,7	24	27,7*	22,3			
4000	1200	7	24	25,7*	21,0						

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

Korrektur der Tabelle bei Abweichung von der Standardtemperatur

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

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

BITTE ANMERKUNG AUF NÄCHSTER SEITE BEACHTEN!

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		30 Dez 1994		5 - 4

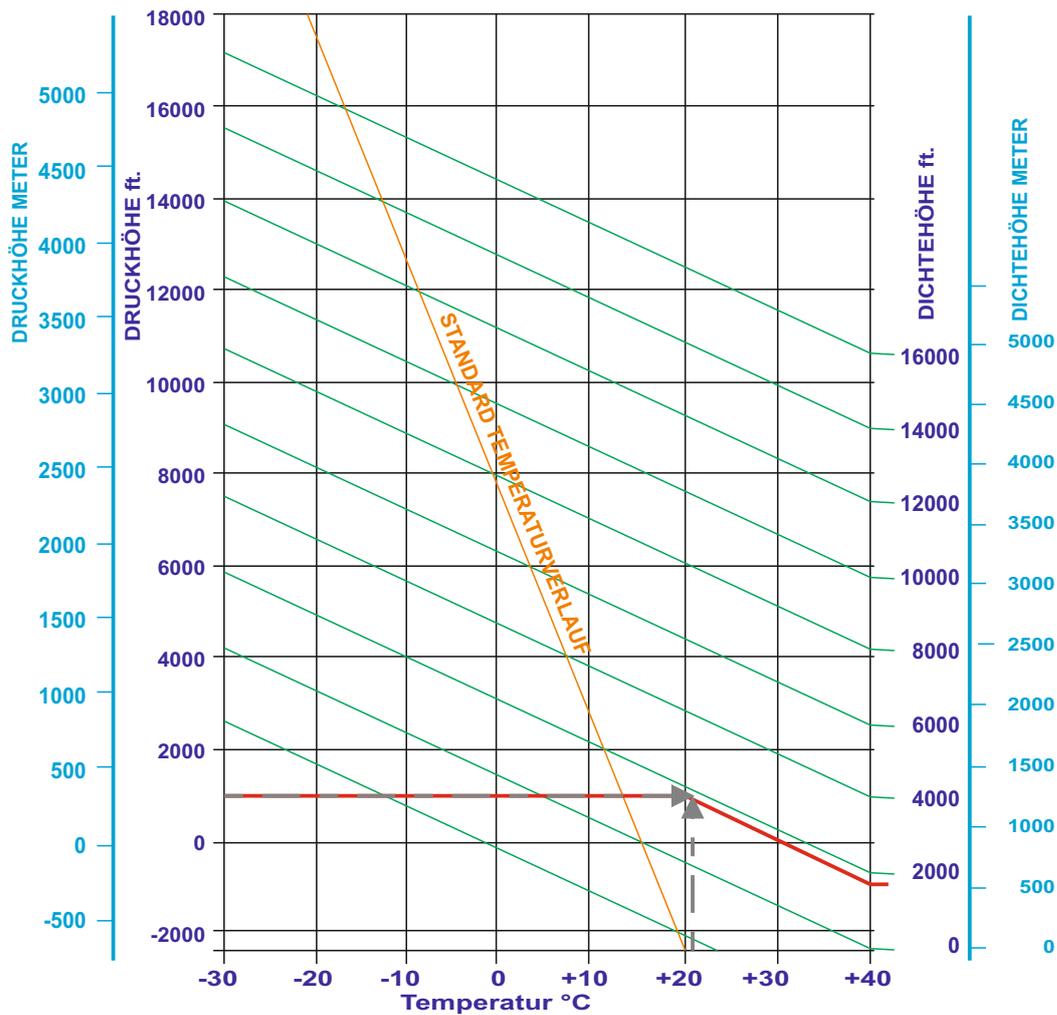
ANMERKUNG

Die Tabelle gibt jene Kombination von Drehzahl und Ansaugdruck an, die bei gewünschter Leistung und Flughöhe den geringsten Kraftstoffverbrauch ergibt. Allgemein wird empfohlen, für einen schnellen Reiseflug die Drehzahl auf 2400 RPM einzustellen und den Ansaugdruck um mindestens 0.7 inHg unter den in Reiseflughöhe maximal möglichen zu reduzieren. Der Kraftstoffverbrauch verringert sich dadurch wesentlich, die Reisegeschwindigkeit wird fast nicht beeinträchtigt. Für sparsamen Reiseflug wird empfohlen, die Drehzahl auf 2300 bis 2200 RPM einzustellen und den Ansaugdruck um 1 bis 2 inHg unter den in Reiseflughöhe maximal möglichen zu reduzieren. Um den Triebwerksverschleiß gering zu halten, werden Dauerdrehzahlen unter 1900 RPM nicht empfohlen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		30 Dez 1994		5 - 5

Bild 5.3 Druckhöhe - Dichtehöhe

Umrechnung der Druckhöhe auf Dichtehöhe



Beispiel:

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

Ergebnis: Das Flugzeug befindet sich leistungstechnisch in 1800 ft.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		5 - 6

Bild 5.4 Überziehggeschwindigkeiten

Konfiguration:

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

Überziehggeschwindigkeiten in km/h

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

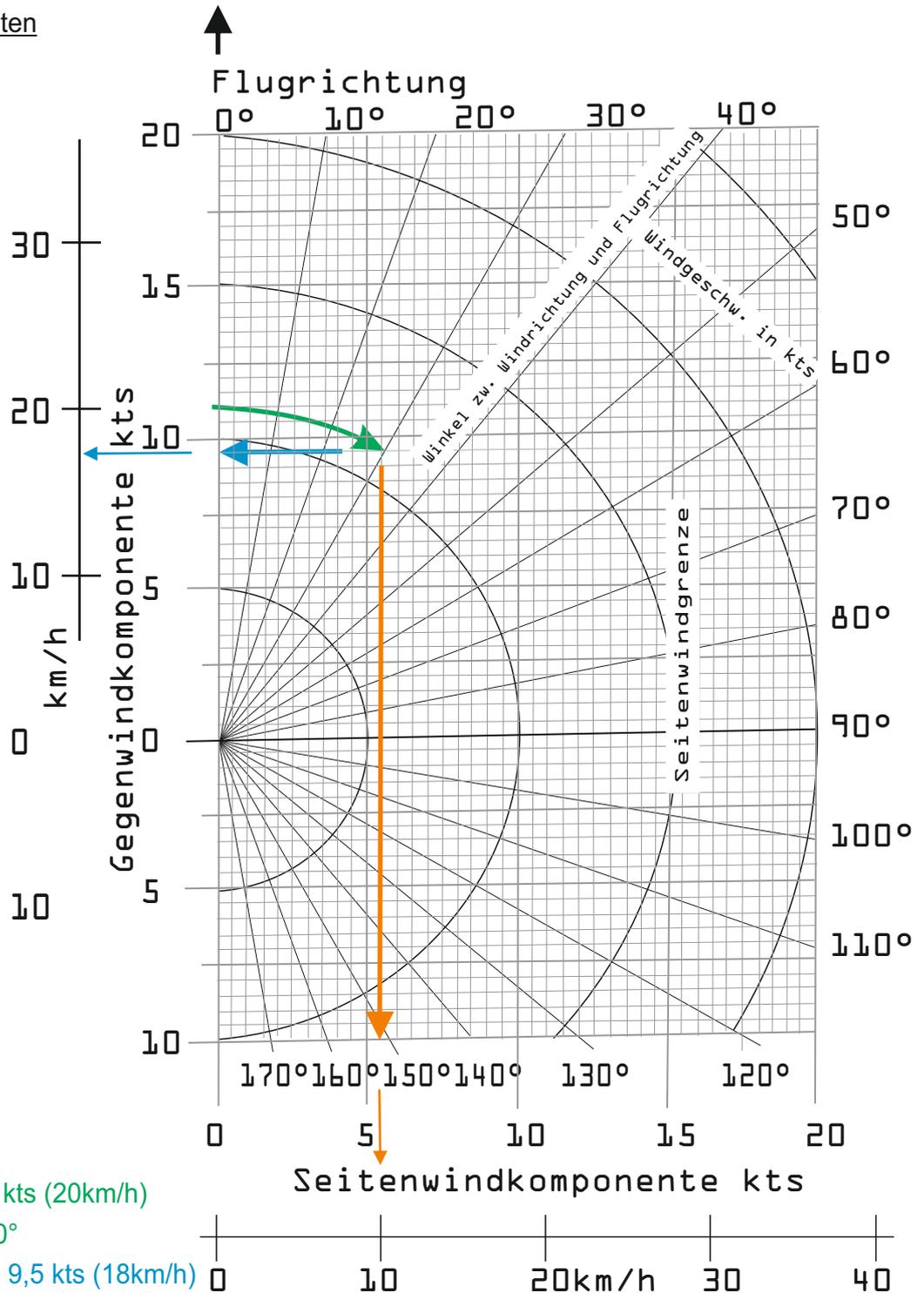
Überziehggeschwindigkeiten in kts

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		15 Apr 1993		5 - 7

Bild 5.5 Windkomponenten

Demonstrierte
Seitenwindkomponente:
15 kts (27 km/h)



Beispiel:

Windgeschwindigkeit: 11kts (20km/h)

Windrichtung: 30°

Gegenwindkomponente: 9,5 kts (18km/h)

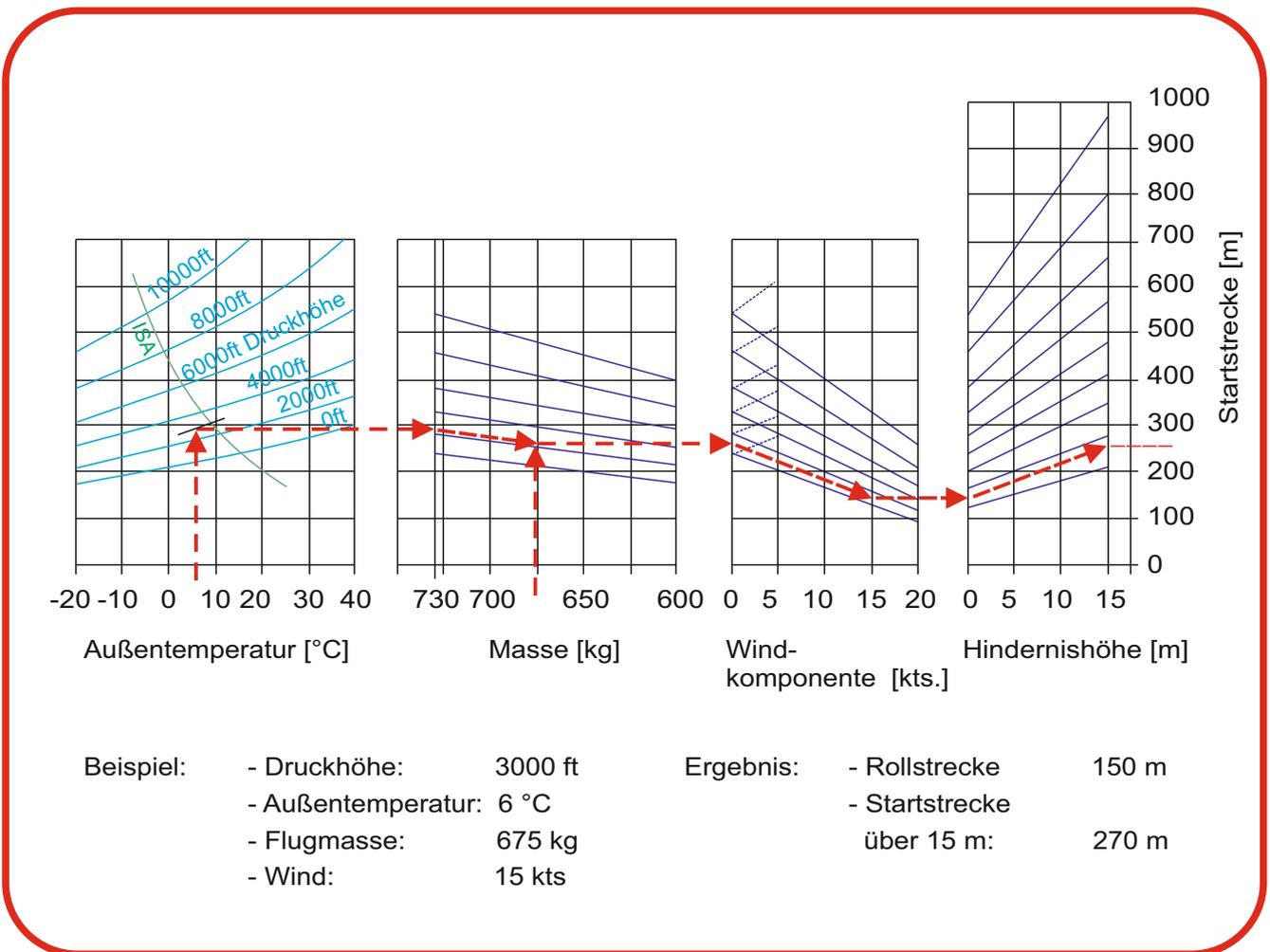
Seitenwindkomponente: 5,5 kts (10km/h)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		17 Jan 2023		5 - 8

Bild 5.6 Startstrecke

Bedingungen:

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



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-258	12 Feb 2004		5 - 9

Bild 5.6 Startstrecke

Die Anmerkung wird wie folgt berichtigt:

ANMERKUNG

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

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

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

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

Die oben genannten Prozentangaben sind konservativ.

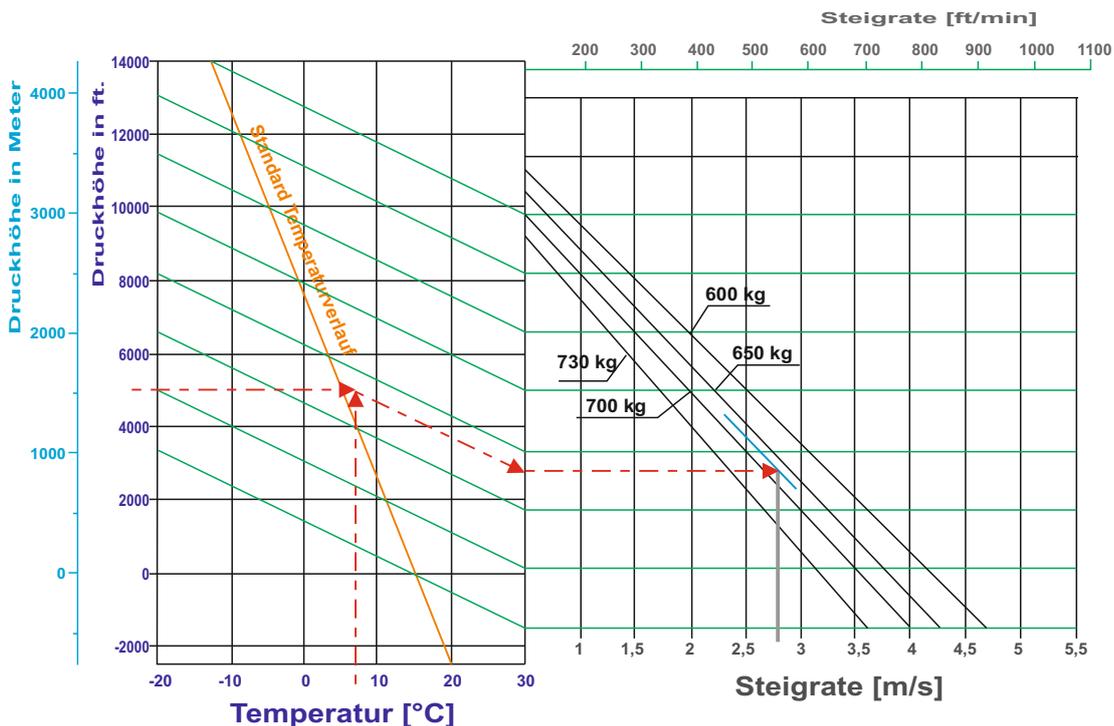
Die gestrichelte Linie im obigen Diagramm-Bereich "Windkomponente" ist bei Rückenwind zu verwenden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-249	12 Feb 2004		5 - 10

Bild 5.7 Steigleistung/Betriebshöhe

maximale nachgewiesene Betriebshöhe: 4000 m

Geschwindigkeit für beste Steigrate (Klappen T(O): $v_y = 65 \text{ kts} / 75 \text{ mph} / 120 \text{ km/h}$



Beispiel: - Druckhöhe 5000 ft Ergebnis:
 - Außentemperatur OAT: +8 °C Steigleistung: 2,75 m/s
 - Flugmasse: 670 kg

WICHTIGER HINWEIS

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

ANMERKUNG

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

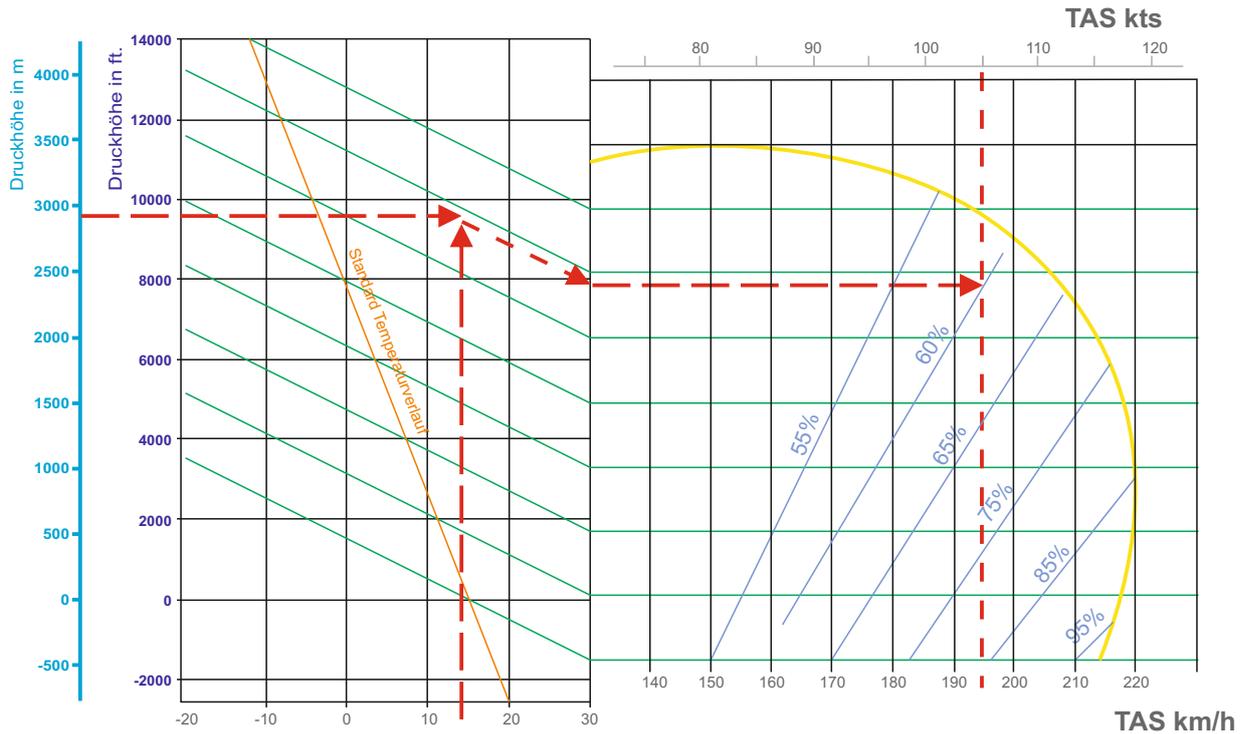
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-334	11 Nov 2010		5 - 11

BEWUSST FREIGELASSEN

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

Bild 5.9 Reiseflug (wahre Flugeschwindigkeit)

Diagramm zur Ermittlung der wahren Flugeschwindigkeit TAS bei gesetzter Leistung.



Beispiel: - Druckhöhe: 9500 ft Ergebnis: wahre Flugeschwindigkeit
 - Außentemperatur OAT: + 14 °C TAS 104,2 kts (193 km/h)
 - 60 % gesetzte Leistung

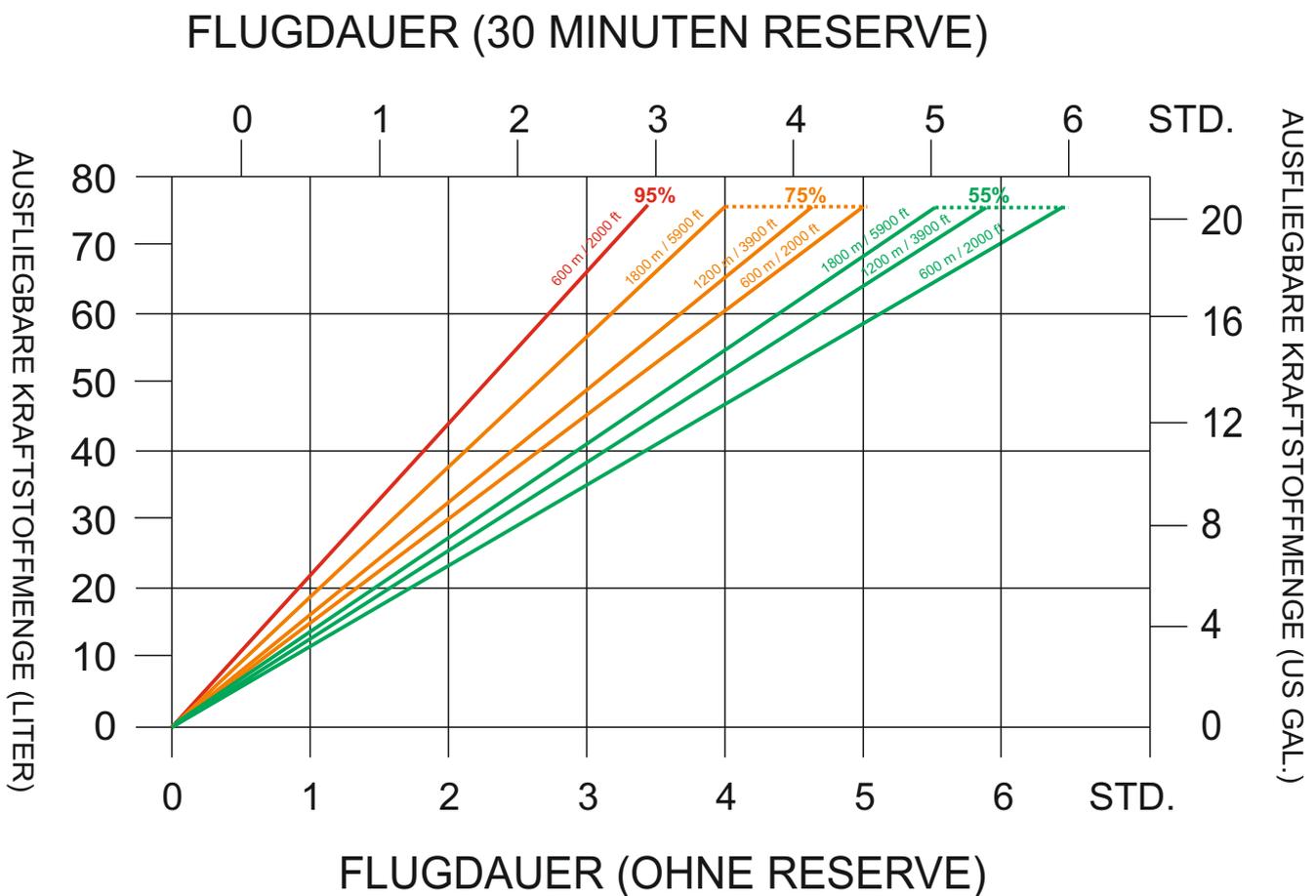
WICHTIGER HINWEIS

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

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

Bild 5.10 Maximale Flugdauer

Diagramm zur Ermittlung der maximalen Flugdauer in Abhängigkeit der Treibstoffmenge.



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

Bild 5.11 Steigleistung beim Durchstarten

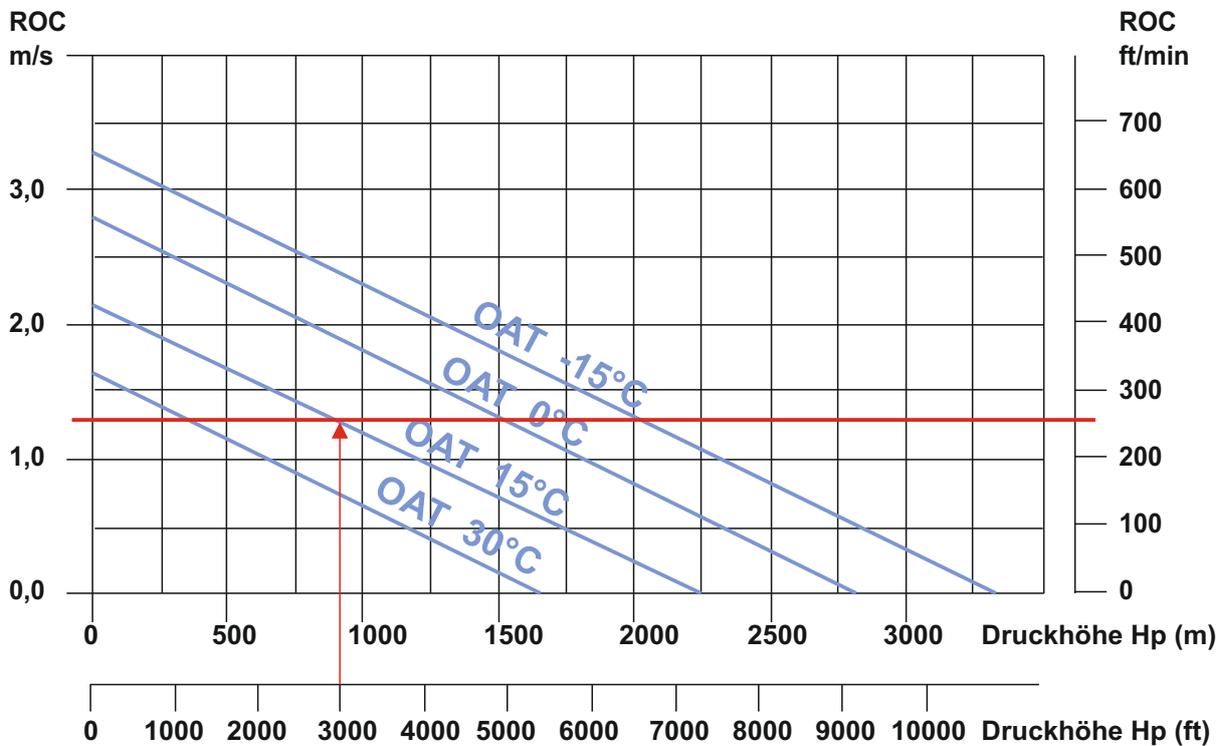
Bedingungen: $v = 108 \text{ km/h}$

Flügelklappen auf Landstellung (LDG)

Flugmasse 730 kg

vorderste Schwerpunktlage

maximale Startleistung



Beispiel: - Druckhöhe 3000 ft
- Außentemperatur: + 15 °C

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

WICHTIGER HINWEIS

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

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

Landestrecken

Bedingungen:

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

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

Landerollstrecke ca. 228 m

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

ANMERKUNG

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeuges, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (hohe Temperatur, Regen, Ungünstiger Windeinfluß einschließlich Seitenwinde) können die Landestrecke verlängern. Für Landungen auf Graspisten mit trockenem, kurzgeschnittenem Gras müssen die nachfolgenden Korrekturen im Vergleich zur Landung auf Hartbelagpisten berücksichtigt werden:

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

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

Die oben genannten Prozentangaben sind konservativ.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-249	12 Feb 2004		5 - 16

ABSCHNITT 6

MASSE UND SCHWERPUNKT

Seite

6.1. EINFÜHRUNG	6-2
6.2. FLUGZEUGWÄGUNG	6-3
6.3. MASEN - UND SCHWERPUNKTBERICHT	6-6
6.4. FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE	6-8
Beladungsdiagramm	6-9
Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiger Flugmassenmoment.....	6-10
Berechnung des Beladezustands	6-11
6.5. AUSRÜSTUNGSLISTE	6-12

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

6.1 EINFÜHRUNG

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

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

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

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

ANMERKUNG

Bei Ausrüstungsänderungen sind die neue Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage durch Rechnung oder Wägung zu ermitteln. Nach Reparaturen, Neulackierung oder spätestens 5 Jahre nach der letzten Wägung sind die Leermasse und Leermassen-schwerpunktlage durch Wägung neu zu ermitteln.

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

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

6.2 FLUGZEUGWÄGUNG

Wägungszustand:

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

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

Aus der Formel

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

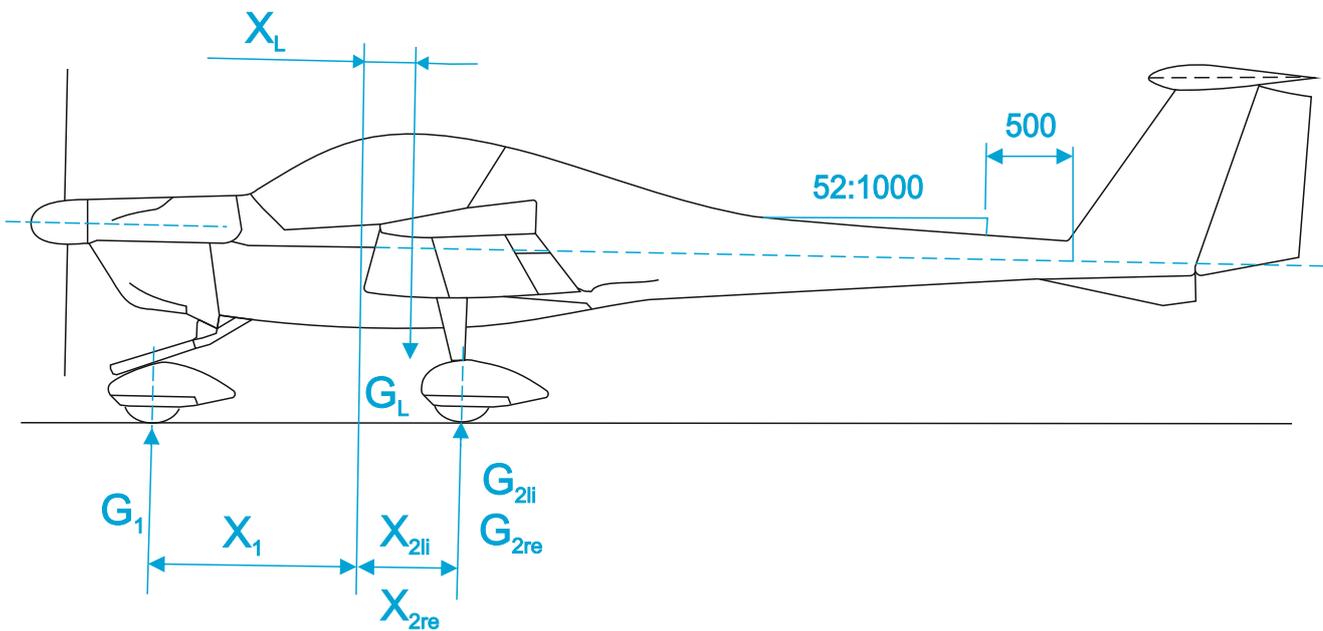
ergibt sich die Lage des Leermassenschwerpunkts hinter der BE.

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

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

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

Skizze für Schwerpunktwägung



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

Weighing Report

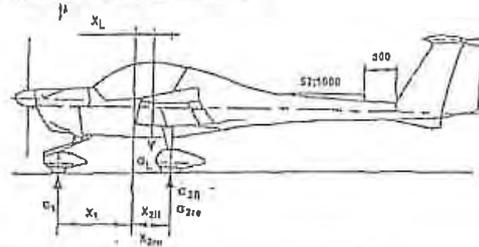
Model: DV 20 S/N.: 20.041 Registration: 05-C00

Data in accordance with TCDS respectively Flight Manual Reason for Weighing: CAWO
Reference Datum : Loading edge of wing at root rib
Horizontal reference line: Wedge 52:1000, 500 mm (19.69 in.) forward of rudder fin

Weighing and empty mass(weight) CG

Equipment list - dated: 04.05.2016

Weighing Conditions: Including Brake Fluid,
Lubricant, Coolant and
Unusable Fuel (1.5 kg /3.31 lbs)



Support	Gross [kg] ([lbs])	Tare [kg] ([lbs])	Net Mass [kg] ([lbs])	Lever Arm [m] ([in])
Front G ₁			78,2	x ₁ = 1,134
Rear G _{2II}			214,0	x _{2II} = 0,583
Rear G _{2re}			218,0	x _{2re} = 0,583
Empty Mass(Weight) G ₁ = 511,2 kg (lbs)				

CG Position for Empty Mass (Weight): 0,3152 m

Empty-Mass(Weight)-Moment: $M_L = G_L \cdot x_L = 511,2 \cdot 0,3152 = 163,18$ kg*m

Maximum Permissible Useful Load:

Maximum Mass (Weight) [kg] ([lbs])	730,0 kg
Empty Mass (Weight) [kg] ([lbs])	511,2 kg
Max useful Load [kg] ([lbs])	218,8 kg

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

Empty Mass (Weight) [kg] ([lbs])	Empty- Mass-Moment [kg*m] ([in*lbs])
511,2 kg	163,18

Place / Date	A.M.E.'s Stamp	A.M.E.'s Signature
LOAV / 1304 2017		

June 1993

Chapter 08-00
Page 3

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		13 Apr 2017		6 - 5

6.3. MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT

Die vor der Auslieferung ermittelte Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage sind die erste Eintragung im Massen- und Schwerpunktbericht. Jede Änderung der fest eingebauten Ausrüstung, sowie jede Reparatur am Flugzeug, durch die die Leermasse oder die Leermassenschwerpunktlage beeinflusst wird, muß im Massen- und Schwerpunktbericht festgehalten werden. Für die Berechnung von Flugmasse und Schwerpunktlage bzw. Flugmassenmoment sind immer die aktuelle Leermasse und die zugehörige Leermassenschwerpunktlage bzw. das Leermassenmoment zu verwenden.

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

Bild 6.2: Massen- und Schwerpunktbericht

(Fortlaufender Bericht über Änderungen der Struktur oder Ausrüstung)

DV 20 KATANA 80			Werk-Nr.: 20041			Kennzeichen: OE-COO			Blatt-Nr.: 1			
Datum	Ifd.Nr.		Beschreibung des Teils oder der Modifikation	Masseänderung						Aktuelle Leermasse		
	Ein	Aus		Addition (+)			Subtraktion (-)			Masse	Hebel	Moment
				Masse [kg]	Hebel [m]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Hebel [m]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Hebel [m]	Moment [kgm]
05/2010			Wiegung							511,3	0,32	164,485
12/2012			Wiegung							509,4	0,31	160,650
05/2016			Wiegung							509,5	0,32	161,410
04/2017			Wiegung							511,2	0,32	163,180

Dok. Nr. 4.01.20	Ausgabe 17 Mar 1999	Rev. Nr.	Datum 13 Apr 2017	Bezug	Seite 6 - 7
---------------------	------------------------	----------	----------------------	-------	----------------

6.4. FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE

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

Bild 6.3: "Beladungsdiagramm",

Bild 6.4: "Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment" und

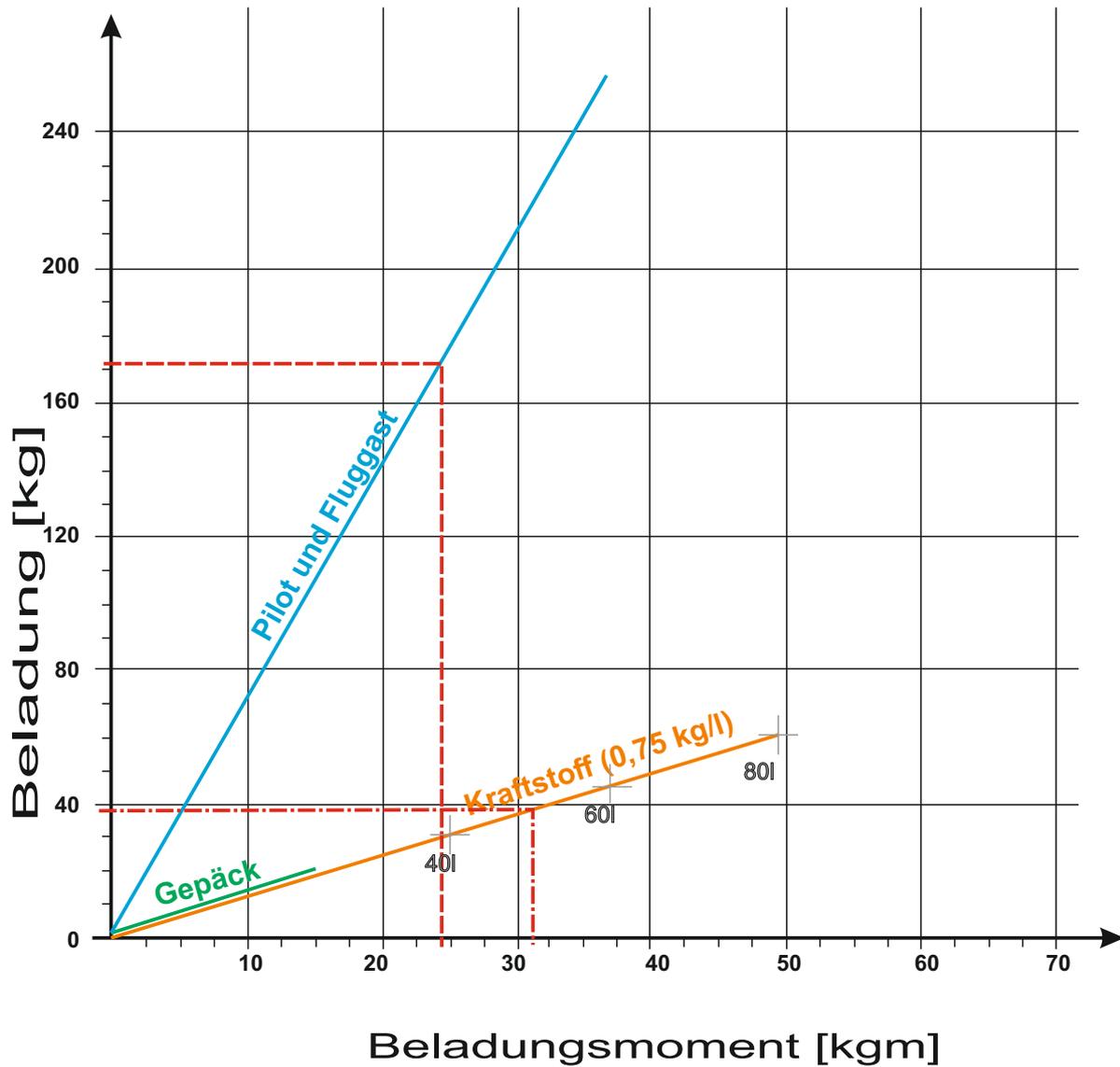
Bild 6.5: "Berechnung des Beladezustandes"

wie folgt zu verwenden:

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

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

Bild 6.3: Beladungsdiagramm

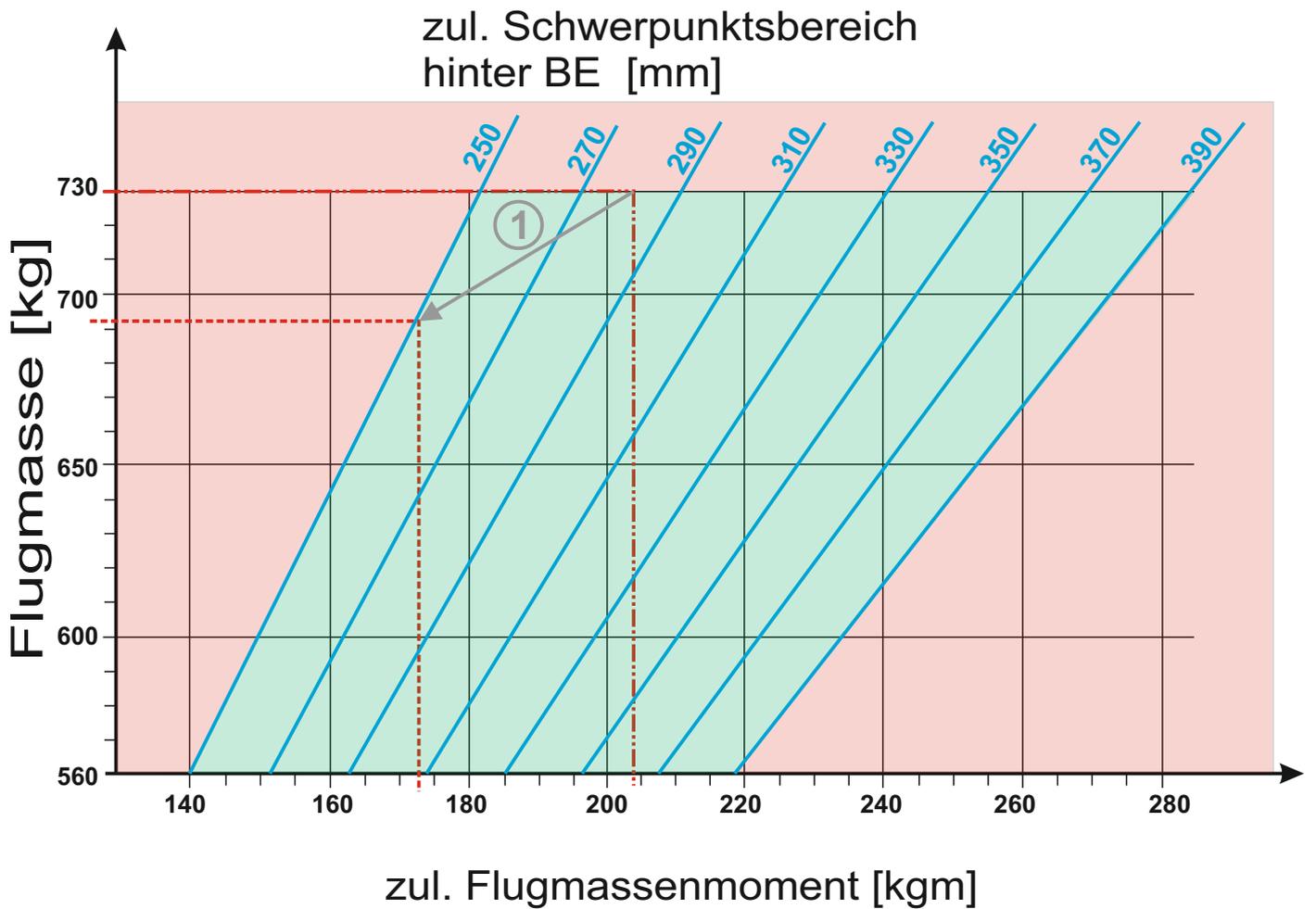


Beispiel: Pilot und Fluggast: 172 kg
Treibstoff (0,75 kg/l): 38 kg

Ergebnis: Beladungsmoment Pilot und Fluggast: 24,6 kgm
Beladungsmoment Treibstoff: 32 kgm

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

Bild 6.4: Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment



----- Beispielflugzeug
von Seite 6-10

① Änderung während dem Flug
(durch Verbrauch von Treibstoff)

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

Bild 6.5: Berechnung des Beladezustands

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

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

6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE

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

Die vorliegende Ausrüstungsliste enthält folgende Angaben:

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

Es bedeuten:

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

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

ANMERKUNG

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

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

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-306	30 Jun 2009		6 - 12

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr. 20041	Kennz.: OE-COO		
			Datum: 04. Mai 2016		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
A 1	COM Transceiver Becker, Ar3201(.)			0,90	-0,420
A 2	COM Transceiver Bendix/King, KY97A			1,27	-0,420
A 3	COM Antenna Dittel, F100057			0,21	+4,350
A 4	NAV/COM Transceiver Bendix/King, KX125			1,89	-0,420
A 5	NAV/COM Transceiver Bendix/King, KX155			2,24	-0,420
A 6	NAV Receiver Becker, NR3301-(2)			0,85	-0,420
A 7	NAV Indicator Becker, IN3360			0,45	-0,390
A 8	NAV Indicator Becker, IN3300			0,80	-0,390
A 9	NAV Indicator Bendix/King, KI203			0,68	-0,390
A 10	NAV Indicator Bendix/King, KI204			0,68	-0,390
A 11	NAV Indicator Bendix/King, KI207			0,59	-0,390
A 12	NAV Indicator Bendix/King, KI208			0,46	-0,390
A 13	NAV Antenna Becker, 1A050			0,17	+4,760
A 14	Encoding Altimeter United, 5035P2-P27			0,73	-0,420
A 15	Transponder Bendix/King, KT76A			1,36	-0,420
A 16	Transponder Becker, ATC2000			1,20	-0,420
A 17	Transponder Becker, ATC2000-(2)-R			1,20	-0,620
A 18	Transponder Controller Becker, CU2000-(2)			0,26	-0,420
A 19	Transponder Antenna Bendix/King, Ka60			0,09	+0,400
A 20	DME Bendix/King, KN62A			1,08	-0,420

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

AUSRÜSTUNGLISTE		Werk-Nr. 20041	Kennz.: OE-COO Datum: 04. Mai 2016		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
A 21	DME Converter Becker, DC3300-(2)			0,24	-0,620
A 22	GP/Marker Becker, Gm2000			0,80	-0,670
A 23	Glidepath Receiver Bendix/King, Kn75			0,70	-0,420
A 24	GPS, incl. Rahmen Gamin, GPS155			1,10	-0,420
A 25	GPS Antenna Garmin, 1012 Blade			0,17	+1,550
A 26	Altitude Digitizer TCI, AAL350	74703	X	0,57	-0,580
A27	COM/NAV/GPS Garmin, GNS 430	97119607	X	2,90	-0,420
A28	Transponder XPDR Garrecht, VT-2000	0201-001508	X	1,00	-0,420
A29	Coll. Avoidance Air Avionics, TRX-1500A	TRX1500A-224	X	0,18	-0,620
A30	GPS Antenna Garmin, GA 56	00590		0,16	+1,550

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

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr. 20041	Kennz.: OE-COO		
			Datum: 04. Mai 2016		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
E 1	Batterie Banner, 5303, 12V/30Ah		X	7,90	-0,748
E 2	Unterspan.warnleuchte RCA 33-2013		X	0,25	-0,590
E 3	ACL mit Pos.Licht, Whelen, A 600, links und rechts			0,22	+1,000
E 4	ACL Geber Whelen, A 490, T, DF-14			0,43	+0,570
E 5	Position Light Whelen, A 675, links und rechts			0,15	+1,000
E 6	Landescheinwerfer HOAC 16035			0,23	-1,480
E 7	Cockpit Speaker HOAC 16003			0,37	+0,580
E 8	Boom Microphone Becker, 1 PM 004			0,34	+0,530
E 9	Boom Microphone Comunica Boommic			0,20	+0,530
E 10	Hand Microphone Telex, TRA 100			0,17	-0,300
E 11	Headset, dynamic mic HOAC 16118, links/rechts			0,42	+0,143
E 12	Headset, dynamic mic HOAC 16107, links/rechts			0,44	+0,143
E 13	Landeklappenmotor HOAC 15770			1,50	+0,120
E 14	Landeklappensteuerung HOAC 15771		X	0,35	-0,390
E 15	Intercom voice activated, nat AA 80-001		X	0,28	-0,390
E 16	Intercom, voice activated, PS Eng. PM 501			0,21	-0,390
E 17	ACL mit Pos. Licht, rechts, Whelen, OR6001G	00590	X	0,23	+1,000
E 18	ACL mit Pos. Licht, links, Whelen, OR6001R	00669	X	0,23	+1,000
E 19	Landescheinwerfer Whelen, P361L	04222	X	0,24	-1,480
E 20	Intercom PSEngineering, PM 1000 II	GJ-05799	X	0,342	-0,420

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

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr. 20041	Kennz.: OE-COO		
			Datum: 04. Mai 2016		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
I 1	Amperemeter, gedämpft HOAC 16154		X	0,08	-0,390
I 2	Ansaugdruckmesser UMA Inc., 7-100-10	A6734	X	0,13	-0,390
I 3	<u>Öldruckanzeige Tc1</u>	9079-30-01	X	0,14	-0,390
I 4	Öltemperaturanzeige HOAC 161615		X	0,14	-0,390
I 5	Kraftstoffvorratsanzeige HOAC 16159		X	0,09	-0,390
I 6	<u>Zyl.kopftemp.anzeige TC1-9031-10-01_01</u>		X	0,14	-0,390
I 7	<u>Drehzahlmesser elektrisch 19-81H</u>		X	0,38	-0,390
I 8	Altimeter United, 5934 PAM-1	CK704	X	0,39	-0,390
I 8A	Altimeter United, 5934 PA-3			0,39	-0,390
I 9	Airspeed Indicator United, 8000	155572	X	0,30	-0,390
I 10	Emergency Compass Airpath, C2300		X	0,29	-0,390
I 11	Vertical Speed Indic. United, 7000	5F409	X	0,35	-0,390
I 12	Turn and Slip Indic. 2" United, 9500			0,56	-0,390
I 13	Turn and Slip Indic. 2" United, 9501			0,56	-0,390
I 14	Turn Coordinator United, 9000			0,77	-0,390
I 15	Turn Coordinator Elec.Gyro C., 1394T100-7Z			0,47	-0,390
I 16	Turn Coordinator Indic. Elec.Gyro C., 1394T100-7ATZ			0,47	-0,390
I 17	Turn and Bank Indic. AIM, TS400-1A			0,77	-0,390
I 18	Turn and Bank Indic. R.C.Allen, RCA82-11			0,57	-0,390

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM 20-266 TR-MÄM 20-405	25 Aug 2011 30 Mär 2015		6 - 16

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr. 20041	Kennz.: OE-COO		
			Datum: 04. Mai 2016		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
I 19	Directional Gyro R.C.Allen, RCA15AK-2	94G0568	X	1,11	-0,390
I 20	Directional Gyro AIM, 205-1A			1,36	-0,390
I 21	Attitude Gyro R.C.Allen, RCA-2600-3			1,10	-0,390
I 22	Attitude Gyro AIM, 305-2A			1,13	-0,390
I 23	Emergency Locator Trans. Pointer, 3000			0,96	+1,400
I 24	Emergency Locator Antenna Pointer, 3007		X	0,05	+1,500
I 25	Accelerometer Bendix, BM-470			0,30	-0,390
I 26	Betriebsstundenzähler Hobbs 85000			0,08	-0,390
I 27	Außenthermometer HOAC 16158		X	0,05	-0,390
I 28	PFD Aspen Avionics, EFD 1000	23088	X	1,32	-0,390
I 29	Config. Module Aspen Avionics, CM	18371	X	0,05	-0,390
I 30	Remote Sensor Module Aspen Avionics, RSM	201406	X	0,23	+1,840
I 31	ELT Kannad 406 AF-Compact			0,85	+1,400
I 32	Flight-Time Recorder - CS-STAN CS106B		X	0,30	-0,390

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		08 Feb 2024		6 - 17

AUSRÜSTUNGLISTE		Werk-Nr. 20100	Kennz.: OE-COG		
		Datum: 22. Juni 2021			
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
T 1	Motor, Rotax 912 S3, trocken; mit elektr. Anlasser, Vergaser, internem Generator, Zündanlage und Ölbehälter	4.923597	X	57,0	-1,186
T 2	Propeller Regler Woodward, A210786			1,40	-1,250
T 3	Propeller Hoffmann HO-V352F/170FQ oder HO-V352F/C170FQ mit Spinner			10,50	-1,680
T 4	Propeller Regler Woodward, A210786A	11537114	X	10,50	-1,680
T 5	Propeller Hoffmann HO-V352F/C170FQ	H28917	X	1,40	-1,250

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 18

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr. 20100	Kennz.: OE-COG		
			Datum: 22. Juni 2021		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
Z 1	Staurohr HOAC 16450		X	0,22	+0,400
Z 4	Radverkleidung hinten links: HOAC 13532 rechts: HOAC 13530			1,20	+0,700
Z 5	Radverkleidung vorne HOAC 13534			1,20	-1,139
Z 6	Gepäcknetz HOAC 12881		X	0,30	+0,700
Z 7	Bauchgurt links: autoflug 12B-47 rechts: autoflug 12D-47		X	1,20	+0,250
Z 8	Schultergurt links: autoflug 12B-26 rechts: autoflug 12B-26		X	0,80	+0,400
Z 9	Sitzkissen, Standard links: HOAC 18102 rechts: HOAC 18101		X	1,70	+0,143
Z 10	Sitzkissen, Leder links: HOAC 18170 rechts: HOAC 18160			2,70	+0,143
Z 11	Verbandskasten HOAC 18027		X	0,90	+0,950
Z 12	Feuerlöscher HOAC 18025		X	2,10	+0,660
Z 13	Sonnenschutz HOAC		X	0,20	+0,500
Z 14	Flügelklappenmechanismus HOAC		,	Neuwägung	erforderlich
Z 15	Nackenstützen, Stoff, HOAC 18130			0,370	+0,580
Z 16	Sicherheitsgurt Pilot Schroth 4-01-660201			1,90	+0,600
Z 17	Sicherheitsgurt Copilot Schroth 4-01-670201			1,90	+0,600
Z 18	Feuerlöscher AMEREX A620			1,02	+0,660
Z 19	Feuerlöscher AMEREX 337TS			1,02	+0,660

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-475	09-Aug-2023		6 - 19

ABSCHNITT 7

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

Seite

7.1. EINFÜHRUNG	7-2
7.2. FLUGWERK	7-2
7.3. STEUERUNGSANLAGE	7-3
7.4. INSTRUMENTENBRETT	7-5
7.5. FAHRWERK	7-6
7.6. SITZE UND SICHERHEITSGURTE	7-7
7.7. GEPÄCKRAUM	7-7
7.8. KABINENHAUBE	7-8
7.9. TRIEBWERK	7-9
7.10. KRAFTSTOFFANLAGE	7-11
7.11. ELEKTRISCHE ANLAGE	7-14
7.12. STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM	7-16
7.13. ÜBERZIEHWARNUNG	7-16
7.14. AVIONIK	7-16

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

7.1. EINFÜHRUNG

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

Details über Zusatzeinrichtungen und -ausrüstungen finden sich in Abschnitt 9.

7.2. FLUGWERK

Rumpf

Der GFK-Rumpf ist in Halbschalenbauweise hergestellt. Die Brandschutzverkleidung des Brandspants besteht aus einem besonders feuerhemmenden Spezialvlies, das auf der Motorseite durch ein rostfreies Stahlblech abgedeckt ist. Der Hauptspant ist ein CFK/GFK-Bauteil. Das GFK-Instrumentenbrett erlaubt die Ausrüstung des Flugzeuges mit Instrumenten bis zu einer Höchstmasse von 17 kg.

Flügel

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

Leitwerk

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

Flugwerk

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

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

7.3 STEUERUNGSANLAGE

Die Betätigung der Querruder und des Höhenruders erfolgt durch Stoßstangen, das Seitenruder wird über Steuerseile angelenkt. Die Klappen haben drei Stellungen (Reise [UP], Start [T/O] und Landung [LDGJ]) und werden elektrisch betätigt.

Der Schalter für die Klappen befindet sich am Instrumentenbrett. Die Klappensteuerung ist zusätzlich mit einer abschaltbaren Sicherung ausgerüstet. Höhenrunderkräfte können durch eine Trimmklappe am Höhenruder ausgeglichen werden.

Trimmung

Grüner Hebel auf der Mittelkonsole hinter der Triebwerksbetätigungseinheit.

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

Hebel vorne = kopflastig

Klappen

Die Landeklappen werden mit einem Elektromotor angetrieben. Über einen Klappenbedien-schalter mit drei Stellungen am Instrumentenbrett werden die Klappen betätigt. Die drei Stellungen des Schalters entsprechen jeweils den Stellungen der Klappen, wobei für die Reisestellung der Schalter ganz oben steht. Wird der Schalter in eine andere Stellung gebracht, verfahren sich die Landeklappen automatisch solange, bis sie die am Schalter vorgewählte Stellung erreicht haben. Die Stellungen Reise (ganz eingefahren) und Landung (ganz ausgefahren) sind außerdem zusätzlich durch eine Endabschaltung gegen das Überfahren der Endpunkte gesichert. Die Klappenpositionsabfrage der Steuerung erfolgt mittels Nocke/Schalter am Antrieb. Aufgrund der besonderen Schaltung ist das System redundant. Der elektrische Klappenantrieb ist mittels eines eigenen abschaltbaren Sicherungsautomaten (3,5 A) abgesichert, der sich in der Sicherungsleiste ganz oben am Instrumentenbrett befindet.

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

Klappenstellungsanzeige

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

Pedalverstellung

ANMERKUNG

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden!

Durch Ziehen des schwarzen Griffes, der vor dem Steuerknüppel liegt, werden die Pedale entriegelt.

Vorstellen:

Bei unter Zug gehaltenem Griff Pedale mit den Füßen nach vorne drücken.
Griff loslassen und Pedale spürbar einrasten lassen.

Zurückstellen:

Mittels Entriegelungsgriff Pedale in gewünschte Position zurückziehen,
Griff loslassen und Pedale mit den Füßen bis zum Einrasten nach vorne drücken.

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

7.4. INSTRUMENTENBRETT



Flugüberwachungsinstrumente

Die Flugüberwachungsinstrumente sind im Armaturenbrett auf der Pilotenseite angeordnet.

Heizung

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

Zugknopf gezogen = Heizung EIN

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999		24 Jan 2023		7 - 5

Cockpitbelüftung

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

7.5. FAHRWERK

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

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

Radbremse

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

Parkbremse

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

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

7.6. SITZE UND SICHERHEITSGURTE

Die Sitzschalen sind herausschraubbar, um die Wartung und Kontrolle der darunter liegenden Steuerung zu ermöglichen. Verkleidungen an den Steuerknüppeln verhindern das Hineinfallen von Fremdkörpern in den Steuerungsbereich. Die Sitze sind mit herausnehmbaren Polstern ausgestattet. Statt der Polster können auch manuell ausgelöste Sitzschirme verwendet werden. Für automatisch ausgelöste Schirme ist es möglich, geeignete Befestigungsschlaufen an den A-Bolzen (unter den Sitzen) zu befestigen. Jeder Sitz ist mit vierteiligen Anschnallgurten versehen. Das Schließen der Gurte erfolgt durch Einstecken der Gurtenden in das Gurtschloß. Geöffnet werden die Gurte durch Drehen des Gurtschlösses.

7.7. SITZE UND SICHERHEITSGURTE

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

WICHTIGER HINWEIS

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

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

7.8. KABINENHAUBE

Verriegelung

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

WICHTIGER HINWEIS

Vor dem Anlassen des Motors muss die Kabinenhaube geschlossen und verriegelt sein. Die Verriegelungshebel müssen ganz nach vorne umgelegt werden. Nach dem Anlassen des Motors muss die Kabinenhaube geschlossen und verriegelt sein und bleiben, bis der Motor wieder abgestellt wird. Bei laufendem Motor ist es den Piloten und den Passagieren verboten, das Flugzeug zu besteigen oder zu verlassen

Öffnen der Haube

Die Hebel sind zwecks schnellerer Haubenöffnung miteinander mechanisch gekoppelt, sodass durch Zurückziehen eines Hebels bis zum Anschlag auch der Zweite geöffnet wird. Durch Zurückziehen beider roter Hebel in die Mittelstellung bzw. eines roten Hebels bis zum Anschlag wird die Haube entriegelt. Zum Öffnen der Haube muss die Haubensicherung durch Drücken des Knopfes von außen bzw. Ziehen des Hakens an der Pilotenseite entschert werden, kann kann die Haube mit Hilfe der schwarzen Griffe nach oben gedrückt werden

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-MÄM-20-274	10 Mär 2008		7 - 8

7.9. TRIEBWERK

Motor

Flüssigkeitsgekühlter Vierzylinder-Viertaktmotor in Boxeranordnung, Rotax 912 A3.

Propellerantrieb über integriertes Getriebe.

Hubraum: 1211 cm³

Höchstleistung (5 min): 60 kW | 81 PS bei 2550 RPM

Dauerleistung: 58 kW / 79 PS bei 2420 RPM

Weitere Angaben sind dem Motorbetriebshandbuch zu entnehmen.

Die Motorüberwachungsinstrumente befinden sich im Armaturenbrett auf der Copilotenseite.

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

Vergaservorwärmung, Gashebel, Propellerverstellhebel

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

Vergaservorwärmung:

Kubischer Hebel,

Hebel hinten = Vorwärmung EIN,

Im Normalbetrieb ist die Vorwärmung AUS (Hebel vorne).

Gashebel:

Großer Hebel,

Hebel vorne = volle Leistung.

Propellerverstellhebel:

Schwarzer Sternhebel.

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

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

Choke:

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

Propeller

Hydraulisch geregelter Zweiblatt Constant Speed Propeller,
Fa. Hoffmann H0-V72F/S170DW oder HO-V352F/C170FQ.

Regler

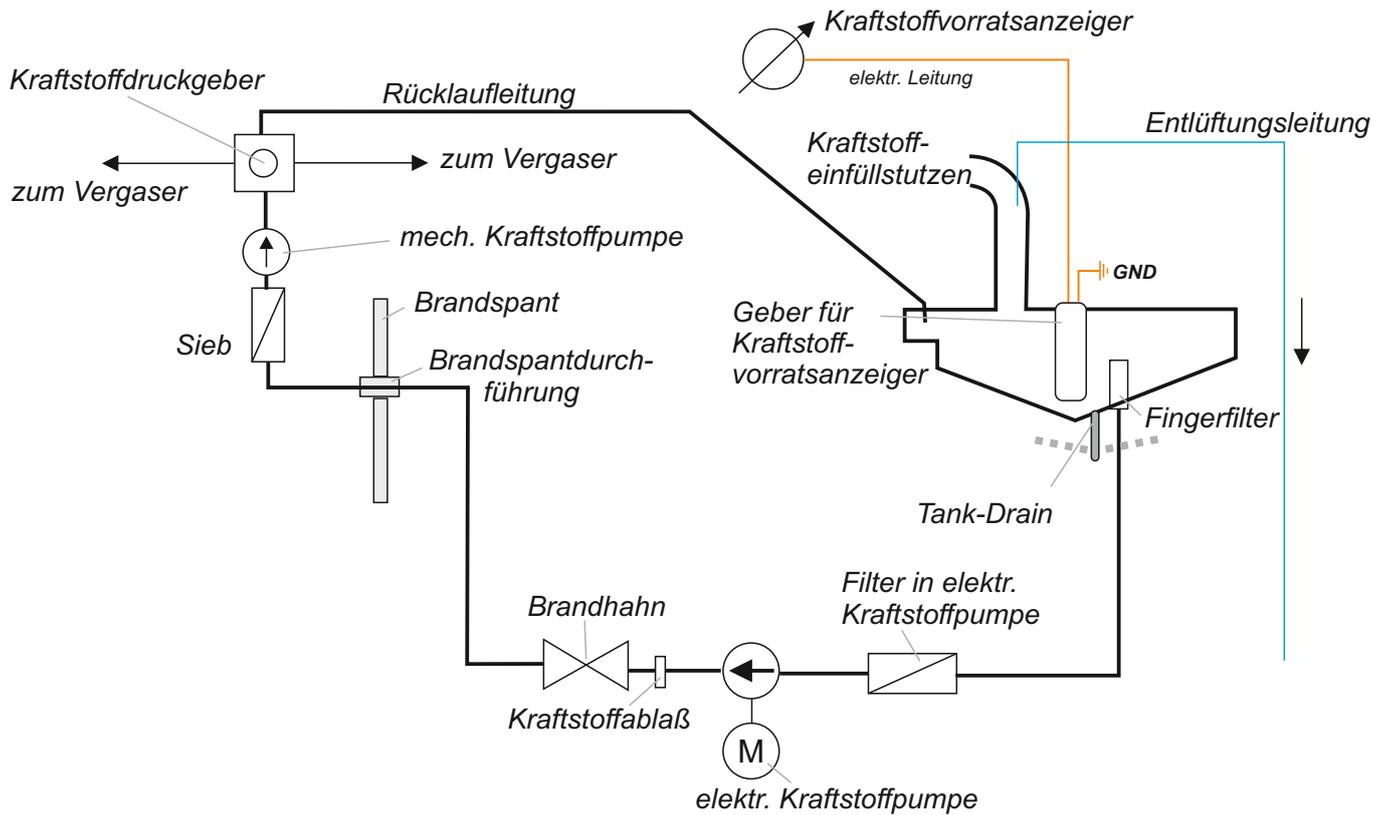
Woodward A 210786 oder Woodward A 210786A.

Propellerverstellung

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

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

7.10. KRAFTSTOFFANLAGE



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

Beschreibung

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

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

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

Elektrische Kraftstoffpumpe

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

Brandhahn

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

WARNUNG

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

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

Kraftstoffablass

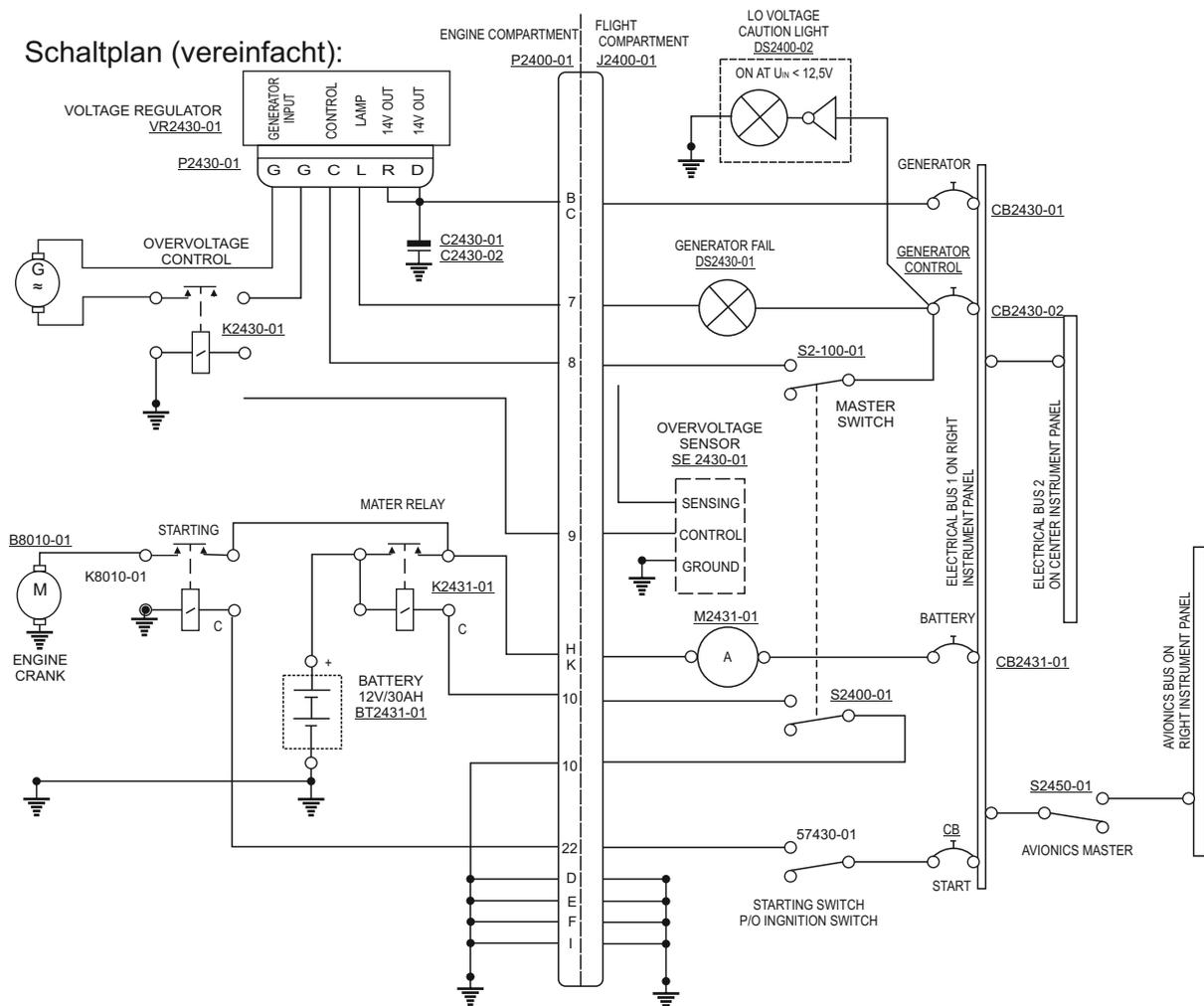
An der tiefsten Stelle des Kraftstoffsystems befindet sich der Anschluß für den Kraftstoffablass. Er ist nach Öffnen des Handlochdeckels (in Rumpfbodenmitte) zu betätigen.

Tankdrain

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

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

7.11. ELEKTRISCHE ANLAGE



Stromversorgung

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

Zündung

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TR-OÄM-20-244b& 20-245b&20-267a	17 Jan 2023		7 - 14

Elektrische Verbraucher

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

WICHTIGER HINWEIS

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

Unterspannungshinweisleuchte

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

Generatorwarnleuchte

Die Generatorwarnleuchte (Farbe: Rot) spricht an bei:

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

Amperemeter

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

Kraftstoffdruckwarnleuchte

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

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

Anzeigeeinstrumente (wenn MÄM 20-405 umgesetzt wurde)

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, Kühlwassertemperaturanzeige und Kraftstoffdruckwarnleuchte werden zusammen über einen Sicherungsautomaten mit Spannung versorgt. Gleiches gilt für Öltemperatur- und Kraftstoffvorratsanzeige.



7.12. STATIK - UND STAUDRUCKSYSTEM

Der Gesamtdruck wird an der Anströmkante einer Meßdüse unter dem linken Flügel gemessen. Der statische Druck wird mit zwei Bohrungen an derselben Düse an deren Unterkante und deren Hinterkante gemessen. Zum Schutz gegen Schmutz und Feuchtigkeit befinden sich Filter in dieser Leitung, welche von der Wurzelrippe her zugänglich sind

7.13. ÜBERZIEHWARNUNG

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

7.14. AVIONIK

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	FHB_TR_MÄM 20-405	30 Mar 2015		7 - 16

L E E R S E I T E

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

ABSCHNITT 8

HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Seite

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

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

8.1. EINFÜHRUNG

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

8.2. WARTUNGSINTERVALLE FÜR DAS FLUGZEUG

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

8.3. ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-18	23 Mai 1995		8 - 2

8.4. HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT

8.4.1. RANGIEREN AM BODEN

Wird vorwärts rangiert, läuft das Bugrad nach, gesteuert wird lediglich durch entsprechendes Ziehen an der Propellernarbe. Zum Rückwärtsrangieren muss das Flugzeug am Heck so weit zu Boden gedrückt werden, bis das Bugrad frei ist. Auf diese Weise kann das Flugzeug auch auf der Stelle gedreht werden.

8.4.2. PARKEN

Bei kurzzeitigem Parken sollen das Flugzeug gegen den Wind ausgerichtet, die Parkbremse angezogen und die Klappen eingefahren werden. Bei längerem, unbeaufsichtigtem Parken und bei unvorhersehbaren Windverhältnissen ist das Flugzeug zusätzlich zu verankern oder zu hangarieren. Die Hangarierung ist zu empfehlen.

8.4.3. VERANKERN

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	TM 20-3	04 Okt 1993		8 - 3

8.4.5. HOCHHEBEN

Die DV 20 KATANA kann an zwei Aufbockpunkten unter der rumpfseitigen Wurzelrippe und dem Heckspom der Finne aufgebockt werden.

8.4.6. AUSRICHTEN

Zum Ausrichten wird an der Rumpfröhre kurz vor dem Seitenleitwerk nach unten gedrückt, bis das Bugrad frei ist. Dadurch lässt sich die DV 20 KATANA auf der Stelle drehen. Nach Erreichen der richtigen Position lässt man das Bugrad wieder zu Boden.

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

8.4.7. STRASSENTRANSPORT

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

1. Rumpf:

Der Rumpf steht auf dem Haupt- und dem Bugfahrwerk. Es muß gewährleistet sein, daß sich der Rumpf weder nach vorne oder hinten, noch nach oben bewegen kann. Es sollte außerdem beachtet werden, dass der Propeller genügend Freiraum besitzt und nicht durch Rumpfbewegungen beim Fahren beschädigt werden kann.

2. Tragflügel:

Die Tragflügel werden zum Straßentransport vom Rumpf getrennt. Um Beschädigungen zu vermeiden muss der Flügel im Wurzelrippenbereich auf einer mindestens 400 mm breiten, gepolsterten Schablone senkrecht auf der Profilnase gelagert werden, und ebenso am Außenflügel, ca. 3 m hinter der Wurzelrippe beginnend, auf einer mindestens 300 mm breiten gepolsterten Schablone. Der Flügel ist gegen Verrutschen nach hinten abzusichern.

3. Höhenleitwerk:

Höhenleitwerk flach auf den Boden legen und mit Bändern niederhalten oder senkrecht auf die Leitwerksnase in profilförmige Schablonen stellen. Auch hier sollten alle Auflagen mit Filz oder Moosgummi gepolstert sein.

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

8.5. REINIGUNG UND PFLEGE

WICHTIGER HINWEIS

Starke Verschmutzung verschlechtert die Flugleistungen.

8.5.1. LACKOBERFLACHEN

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

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

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

8.5.2. KABINENHAUBE

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

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

8.5.3. PROPELLER

Siehe Betriebs- und Einbauanweisung für den Propeller.

8.5.4. MOTOR

Siehe Angaben des Motorherstellers.

8.5.5. INNENRAUM

Der Innenraum sollte bei Verschmutzung mit einem Staubsauger ausgesaugt werden. Ebenso sind lose Gegenstände (Kugelschreiber, Taschen etc.) wegzuräumen oder festzuzurren.

Die Anzeigeeinstrumente können mit einem trockenen, weichen Tuch gesäubert werden, Kunststoffoberflächen mit einem befeuchteten Lappen ohne Reiniger.

8.6. WINTER SHIELD UND COWLING BAFFLE

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



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	FHB-TR-MÄM-20-405 SB 20-29	17 Jan 2023		8 - 7

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNGEN

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

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

9.1. ALLGEMEINES

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

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

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

9.2. VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN

Die aktuelle revidierte Liste der „Ergänzungen“ finden Sie am Anfang dieses Handbuchs.

Beispiel:

Diamond		DV 20 FLUGHANDBUCH	Ergänzung Ausgabe		
ERGÄNZUNGEN:					
4 01 20	Flughandbuch DV20-100 (FHR)		2001-11-12		
	Ergänzung 001 NVR-Betrieb		2014-01-25		
	Ergänzung 1 Anlagenechtshinweis für die Triebwerke		1993-08-20		
	Ergänzung 2 Emergency Localis Transmitter 2000 (AP)		1993-08-20		
	Ergänzung 3 Schleppgabel und Rollspitze		1993-09-20		
	Ergänzung K1 COMM Transceiver KY 57A BandoKing		1993-08-20		
	Ergänzung K2 NAV / COMM KX 125 BandoKing		1993-08-20		
	Ergänzung K3 NAV / COMM KX 155 BandoKing		1993-08-20		
	Ergänzung K4 DME KN 62A BandoKing		1993-08-20		
	Ergänzung K5 TRANSPONDER KT 76 A BandoKing		1993-08-20		
	Ergänzung K6 INTERCOMMA Anlage 101 BandoKing		1994-09-21		
	Ergänzung BT COMMA Anlage KR 3201-1 / AR 3201-1(1)		1993-08-20		
	Ergänzung B2 VOR Anlage NR 3301-2) Becker		1993-08-20		
	Ergänzung B3 TRANSPONDER ATC 2000 Becker		1993-08-20		
	Ergänzung B4 Ergänzung zum Flughandbuch		1998-04-20		
	Ergänzung B5 Ergänzung zum Flughandbuch		1998-12-20		
	Ergänzung SB 20-29.04.03.04 optionaler Einsatz Winteröl		1995-12-18		
REVISIONEN:					
	TR-M&S-20-045 Handhabung des Motors		2002-12-20		
	TR-M&M-20-249. Graspläne		2004-02-19		
	4 04 20 TR-M&M-20-250. Startstrecke		2005-03-29		
	TR-M&M-20-259. Kühlmitteländerung		2006-03-10		
	4 01 20 TR-M&M-20-274. Entleeren u. Verlassen des Flugzeugs		2009-06-30		
	4 03 20 TR-M&M-20-308. Kühlsystem		2009-06-30		
	4 01 20 TR-M&M-20-308. Neue Stützpunkte - Schmölln		2010-11-11		
	4 01 20 TR-M&M-20-334. Flugleistungsangaben		2015-05-20		
	4 01 20 TR-M&M-20-400. Änderung der Temperaturmessung		2010-11-11		
	4 01 20 TR-O&M-20-244b (Ausrüstung für NVRr)		2009-06-30		
	4 01 20 TR-O&M-20-247. Hauptfahrwerk aus Aluminium		2009-06-30		
	4 01 20 TR-O&M-20-248. In-Engine P 350-12		2009-07-20		
	4 01 20 TR-O&M-20-249. Garmin SD 30 COMNAV		2010-08-20		
	4 01 20 TR-O&M-20-260. Garmin GNS 430 W		2011-06-28		
	4 01 20 TR-O&M-20-266. Neue Öldeckungsreihe		2021-05-01		
	4 01 20 TR-M&M-20-458. Befüllung		2022-05-12		
	4 01 20 TR-M&M-20-469. Aktualisierung des Start-Check Hinweis				
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17.03.1999		17.03.1999		Ergänzung 1

9.3. NACHTRÄGE

Derzeit sind keine Nachträge vorgesehen.

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

SCHLEPPGABEL UND RUDERSPERRE

INHALTSVERZEICHNIS

1.	SCHLEPPGABEL	Seite 2
2.	RUDERSPERRE	3

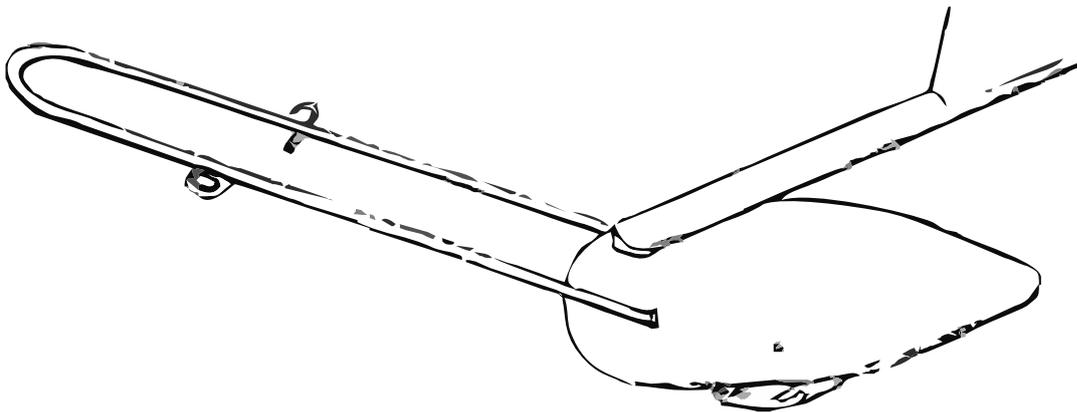
Dok. Nr.	Ausgabe 02 Sep 1993	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 1 von 3
----------	------------------------	----------	-------	-------	------------------

1. SCHLEPPGABEL

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

WICHTIGER HINWEIS

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



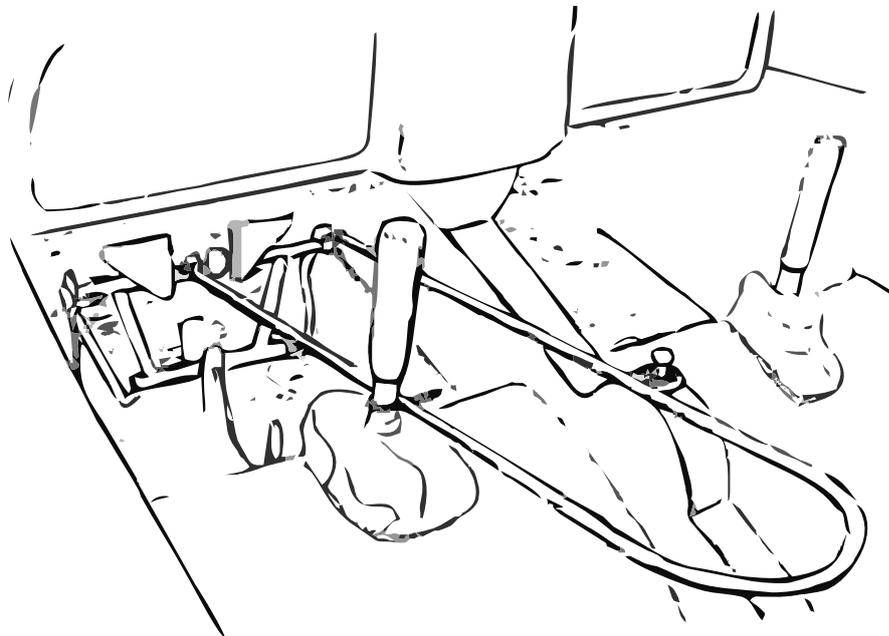
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	02 Sep 1999				2 von 3

2. RUDERSPERRE

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

Die Rudersperre wird wie dargestellt eingesetzt.

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



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	02 Sep 1999				3 von 3

L E E R S E I T E

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
----------	---------	----------	-------	-------	-------



Aircraft Flight Manual Supplement for CS-STAN Standard change CS106b

Installation of Flight -Time Recorder

in

Aircraft Type and Model: Katana DV20

Serial No.: 20041

This Aircraft Flight Manual Supplement is approved by releasing
Person:

Christian Ivan



Aircraft Flight Manual Supplement	Charterware	1 of 4 pages
-----------------------------------	-------------	--------------

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
Cs106b	24. Nov. 2022		08. Feb 2024		1 von 4

List of effective Pages

Page	Title	Issue Date
1	Title Sheet	24.11.2022
2	List of effective Pages, Revision History	24.11.2022
3	Sections I to VIII	24.11.2022
4	Annex 1	24.11.2022

Revision History

Issue	Date	Revision Items
Initial	24.11.2022	n/a

Aircraft Flight Manual Supplement	Charterware	2 of 4 pages
-----------------------------------	-------------	--------------

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
Cs106b	24. Nov. 2022		08 Feb 2024		2 von 4

Section I: General

The Flight-Time Recorder does the flight logging of an aircraft in conjunction with an Internet Server which can distribute those data to external ERP software systems or Software applications.

Section II: Limitations

None

Section III: Emergency Procedures

No change to basic flight manual

Section IV: Abnormal Procedures

None.

Section V: Normal Procedures

While the plane is in use the unit works autonomously controlled by main or avionics switch with no extra tasks for the crew.

When switched on after GNSS recognition it displays the UTC Time as well as the Sunset Time at the current place and day. The sunset time might change slightly during flight as the current location changes.

After flight as soon as the plane is switched off in its parking position, the units expects the wireless entry of up to 2 ID chips. This is prompted by a flashing display "PILOT IDENTIFY".

The RFID Antenna is located above the LCD display. The pilot simply presents his ID chip above the display. The reception range is about 1/2 inch.

The following order is defined and important to manage:

1. Identification by pilot or student
2. Identification by instructor if any

After the first identification the unit will show either block times or flight times to note into the planes paper book or the personal paper flight logs. Presenting the ID chip again, those times will be toggled in the display for the pilots convenience. There is 4 display views to note into paper books.

However after a 2nd different ID was given, the unit immediately starts transmission of the logged data via a mobile network.

If only one ID was supplied, the unit will start transmission after 1 further minute.

If no Id was provided, then transmission is started after 5 minutes calculated from main switch OFF time while standing.

Then it should switch off with no more illumination and content in the display.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
Cs106b	24. Nov. 2022		08 Feb 2024		3 von 4

The above described behavior should be used as a test procedure for a correct installation. It is not necessary to fly for a test. Awaiting UTC time in the display and switching then off followed by an 2 ids and waiting for the unit to switch off is sufficient for a test cycle.

Section VI: Performance

No change to basic flight manual

Section VII: Weight and Balance

No change to basic flight manual

Section VIII: Technical Description

For details concerning the installation see Charterware Installation and Continued Airworthiness Manual.

--- END ---

Aircraft Flight Manual Supplement	Charterware	4 of 4 pages
-----------------------------------	-------------	--------------

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
Cs106b	24. Nov. 2022		08 Feb 2024		4 von 4



DOC09078F

Emergency Locator Transmitters
Orolia S.A.S.

OPERATION MANUAL



AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT With built-in GPS & built-in back-up Antenna

© 2019 OROLIA S.A.S. ALL RIGHTS ARE STRICTLY RESERVED.

Revision 05

First issue: OCT 20/2010

TP PAGE : 1

Date of rev.: MAY 15/2019

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		1 von 34

**Users are kindly requested to notify Orolia S.A.S of any discrepancy, omission or error found in this manual.
Please report to our customer support:**

E-mail: support@orolia.com

Tel.: +33 (0)2 97 02 49 00

This document is copyright © 2019 OROLIA S.A.S. All rights are strictly reserved. This document and any attached materials contains proprietary and confidential information and data and is the sole property of Orolia® group and/or its affiliates.

The documents, any attached materials and/or information contained therein must not be used, disseminated, or distributed except for the agreed purpose. unauthorized use, reproduction, or issue to any third party is not permitted without the prior written consent of the orolia group. This document is to be returned to the orolia group when the agreed purpose is fulfilled.

© 2019 Orolia S.A.S. All rights are strictly reserved.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		2 von 34



OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

RECORD OF REVISIONS

REV. Nb	REVISION DATE	INSERTION DATE	BY
00	OCT 20/2010	OCT 20/2010	J.S.
01	MAY 09/2011	MAY 09/2011	J.S.
02	JAN 31/2012	JAN 31/2012	J.S.
03	JUN 20/2013	JUN 20/2013	J.S.
04	NOV 02/2015	NOV 02/2015	J.S.
05	MAY 15/2019	MAY 15/2019	C.L.G.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		3 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**RECORD OF REVISIONS****PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK**

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		4 von 34



OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

LIST OF EFFECTIVE PAGES

SUBJECT		PAGE	DATE
Title Page	TP	1	MAY 15/2019
Record of Revisions	ROR	1	MAY 15/2019
	ROR	2	MAY 15/2019
List of Effective Pages	LEP	1	MAY 15/2019
	LEP	2	MAY 15/2019
	LEP	3	MAY 15/2019
	LEP	4	MAY 15/2019
Table of Contents	TOC	1	MAY 15/2019
	TOC	2	MAY 15/2019
	TOC	3	MAY 15/2019
	TOC	4	MAY 15/2019
Introduction	INTRO	1	MAY 15/2019
	INTRO	2	MAY 15/2019
System Overview		1	MAY 15/2019
		2	MAY 15/2019
		3	MAY 15/2019
		4	MAY 15/2019
		5	MAY 15/2019
		6	MAY 15/2019
		7	MAY 15/2019

Dok. Nr. DOC09078F	Ausgabe 15 Mai 2023	Rev. Nr.	Datum 17 Jan 2023	Bezug	Seite 5 von 34
-----------------------	------------------------	----------	----------------------	-------	-------------------



OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

LIST OF EFFECTIVE PAGES

SUBJECT	PAGE	DATE
System Functional Description and Operation	8	MAY 15/2019
	101	MAY 15/2019
	102	MAY 15/2019
	103	MAY 15/2019
	104	MAY 15/2019
	105	MAY 15/2019
	106	MAY 15/2019
	107	MAY 15/2019
	108	MAY 15/2019
	109	MAY 15/2019
	110	MAY 15/2019
	111	MAY 15/2019
Installation / Removal	112	MAY 15/2019
	201	MAY 15/2019
	202	MAY 15/2019
	203	MAY 15/2019
	204	MAY 15/2019
	205	MAY 15/2019
	206	MAY 15/2019
	207	MAY 15/2019
	208	MAY 15/2019
	209	MAY 15/2019
210	MAY 15/2019	
211	MAY 15/2019	

© 2019 Orolia S.A.S. All rights are strictly reserved.

LEP PAGE: 2

MAY 15/2019

Dok. Nr. DOC09078F	Ausgabe 15 Mai 2023	Rev. Nr.	Datum 17 Jan 2023	Bezug	Seite 6 von 34
-----------------------	------------------------	----------	----------------------	-------	-------------------



OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

LIST OF EFFECTIVE PAGES

SUBJECT	PAGE	DATE
Check	212	MAY 15/2019
	213	MAY 15/2019
	214	MAY 15/2019
Troubleshooting	301	MAY 15/2019
	302	MAY 15/2019
	303	MAY 15/2019
	304	MAY 15/2019
Schematics and Diagrams	401	MAY 15/2019
	402	MAY 15/2019
	501	MAY 15/2019
	502	MAY 15/2019
	503	MAY 15/2019
	504	MAY 15/2019
	505	MAY 15/2019
Servicing	506	MAY 15/2019
	601	MAY 15/2019
	602	MAY 15/2019

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		7 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**LIST OF EFFECTIVE PAGES****PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK**

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		8 von 34



OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

TABLE OF CONTENTS

INTRODUCTION	1
WARRANTY	2
Scope	2
Exclusion.....	2
SYSTEM OVERVIEW	1
Cospas-Sarsat System	1
Description.....	1
Worldwide coverage with the Cospas-Sarsat system.....	2
Operation	2
Environmental improvements of ELTs.....	2
INTEGRA ELT System Presentation	3
LINE REPLACEABLE UNITS	5
Transmitter	5
Bracket	5
ELT with hook-and-loop Mounting Bracket	6
ELT with draw latch Mounting Bracket.....	7
External antenna	8
SYSTEM FUNCTIONAL DESCRIPTION AND OPERATION	101
Transmitter Functional Description	101
Transmission	101
Controls & Connectors	101
Working mode information.....	102
Off	102
Self-Test.....	102
Armed.....	103
On	103
VSWR Switch function (External / Built-in back-up antenna)	104
GPS Strategy	104
Basic Installation (without NAV Interface equipment)	104
Installation including a NAV Interface equipment (Dongle IF GPS RS232).....	105
Autonomy	105
Electrical interfaces	106
Transmitter Technical Specifications	107
Equipment limitations	109
Activation	109
Standby mode for automatic activation.....	109
Manual activation.....	109
Off	110
Self-Test.....	110

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		9 von 34



**OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**

TABLE OF CONTENTS

Compatibility list	111
Mounting brackets	111
Remote control panels (RCP)	111
DIN-12 connector or programming dongles	112
Outside buzzer	112
External antennas	112
INSTALLATION / REMOVAL	201
Registration	201
General	201
Registration in USA	201
Registration in Canada	202
Programming	203
"Pin programming" option	203
ELT installation procedure	204
ELT Installation with hook-and-loop mounting brackets	204
ELT installation with draw latch mounting bracket P/N S1850551-02	206
ELT installation with draw latch mounting bracket P/N S1850551-04	208
ELT Connection	210
First power up	210
ELT removal	211
Removal of the ELT from a hook-and-loop mounting bracket	211
Removal of the ELT from a draw latch mounting bracket	212
CHECK	301
Self-test	301
Periodicity	301
Self-test procedure	301
Operational tests	302
ELT operational tests	302
Test of transmitted signals	302
406 MHz Transmission tests	303
121.5 MHz Transmission test	304
TROUBLESHOOTING	401
General	401
Faults on Self-test	401
Red visual indicator	401
3+1 flashes	401
3+2 flashes	401
3+3 flashes	401
3+4 flashes	401
3+5 flashes	401
3+6 flashes	401

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		10 von 34



OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

TABLE OF CONTENTS

SCHEMATICS & DIAGRAMS 501

Outline dimensions and weight with Compact Mounting Bracket P/N S1840502-01 501

Outline dimensions and weight with Compact Universal Mounting Bracket P/N S1840502-02 502

Outline dimensions and weight with Bracket Universal for INTEGRA ARINC e-NAV for ELT (AF) P/N S1850551-02 503

Outline dimensions and weight with Mounting Bracket INTEGRA AF P/N S1850551-04 504

AF INTEGRA ELTs , axis of installation..... 505

AF-H INTEGRA ELTs , axis of installation..... 505

SERVICING 601

Maintenance Schedule 601

Periodic inspection 601

Battery replacement 601

Battery replacement requirements..... 602

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		11 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**TABLE OF CONTENTS****PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK**

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		12 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**INTRODUCTION**

INTEGRA ELTs are an extension of the range of KANNAD ELTs. The development of this type of ELTs is based on the improvement of safety of flights either for light aircraft, business aircraft or commercial aviation.

The safety of flights is strengthened thanks to a **built-in GPS** giving a more accurate position transmitted within minutes following the distress and a **built-in back-up Antenna** which may replace the external antenna in case of unavailability of the latter.

AF⁽¹⁾ INTEGRA is designed for fixed wing aircraft or helicopters, AF-H INTEGRA is designed for flat installation on board helicopters only.

The AF INTEGRA (ER) and AF-H INTEGRA (ER) ELTs are evolutions of AF INTEGRA and AF-H INTEGRA ELTs. The main evolution consists in the extension to -40°C of temperature range.

The instructions in this manual provide the information necessary for the installation and the operation of AF INTEGRA, AF-H INTEGRA, AF INTEGRA (ER) and AF-H INTEGRA (ER) ELTs.

Servicing instructions of ELT are normally performed by shop personnel. For detailed instructions, refer to Support section of Orolia Website.

For the initial installation, please refer to Initial Installation Manual supplied with AF INTEGRA, AF-H INTEGRA, AF INTEGRA (ER) and AF-H INTEGRA (ER) ELTs.

FOR REGULATORY REQUIREMENTS, PLEASE CONSULT YOUR NATIONAL AVIATION AUTHORITY.

NOTE: (1) AF for Automatic Fixed

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		13 von 34



OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

SYSTEM OVERVIEW

1. Cospas-Sarsat System

A. Description

Launched in the early eighties by the four founder countries (Canada, France, Russia, USA), the Cospas-Sarsat system provides satellite aid to search and rescue (SAR) operations for maritime, aeronautical and terrestrial vehicles anywhere in the world.

It uses distress beacons fitted on mobiles and a constellation of LEO, MEO and GEO satellites which relay and process the 406 MHz signal to ground stations (LUT) where the beacon positions are determined.

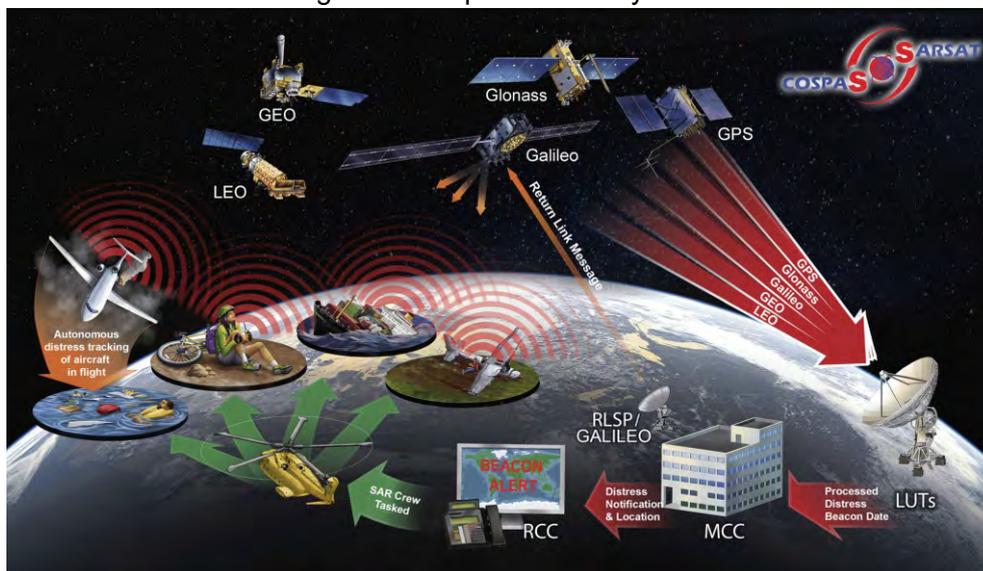
Several types of beacons are designed to match the various applications of the Cospas-Sarsat system:

EPIRB (Emergency Position Indicating Radio Beacon) for maritime applications.

ELT (Emergency Locator Transmitter) for aeronautical applications.

PLB (Personal Locator Beacon) for land expeditions.

Figure 1: Cospas-Sarsat System



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		14 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**B. Worldwide coverage with the Cospas-Sarsat system**

The major improvement is the use of the Cospas-Sarsat system for processing aeronautical emergencies.

The 406 MHz transmission carries digital data which enable the identification of the aircraft in distress and facilitate SAR operation (type of the aircraft, number of passengers, type of emergency).

The 406 MHz message is transmitted to the Cospas-Sarsat satellites. This message is downloaded to one of the 64 ground stations (44 LEOLUTs and 20 GEOLUTs).

The aircraft is located by an independent location capability from the LEO and MEO system.

Thanks to the built-in GPS receiver, the encoded position will be transmitted in the distress message by the ELT within minutes following the distress.

The 121.5 MHz frequency is used by SAR services for homing in the final stage of rescue operations.

C. Operation

In the event of a crash, the ELT activates automatically and transmits a sweep tone on 121.5 MHz and the 406 MHz signal in space.

In a crash, a G-Switch (crash sensor) activates the ELT when the ELT is subjected to an important change of velocity (or deceleration).

Activation may also be accomplished by manual means of a Remote Control Panel (RCP) from the cockpit or directly from a switch of the ELT's front panel.

In the event the external antenna is unavailable due to the crash conditions, the built in back-up antenna will replace it to transmit the 406 MHz signal to the Cospas-Sarsat satellites.

D. Environmental improvements of ELTs

The certification of an ELT includes a range of severe mechanical tests:

- resistance to flame;
- impact and crush tests;
- resistance up to 500 G shocks;
- watertightness;
- anti-deflagration;
- extreme temperatures .

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		15 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**2. INTEGRA ELT System Presentation**

AF INTEGRA and AF-H INTEGRA belong to the AF type of ELTs which are permanently attached to an aircraft. AF INTEGRA and AF-INTEGRA (ER) are designed to be installed on fixed wing aircraft or helicopters. AF-H INTEGRA and AF-H INTEGRA (ER) are designed for flat installation on board helicopters only.

The INTEGRA ELT system ([Refer to Section Figure 2: ELT Standard System Description page 4](#)) is composed of:

1. the ELT transmitter:
 - P/N S1851501-01 for AF INTEGRA (ER) or,
 - P/N S1851501-02 for AF INTEGRA or,
 - P/N S1852501-01 for AF-H INTEGRA (ER) or,
 - P/N S1852501-02 for AF-H INTEGRA
2. a mounting bracket (P/N S1840502-01, S1840502-02, S1850551-02 or S1850551-04);
3. an approved external whip, rod or blade antenna;
4. a remote control panel^(see NOTE 1);
5. a DIN-12 connector, programming dongle or dongle IF GPS RS232⁽²⁾ when the optional RCP is connected.
6. an outside buzzer (optional).

NOTE: (1) The RCP is optional only if the commands and controls of the ELT are reachable and visible from the pilot seated position.

(RTCA DO-204A):

"Equipment control and indicator installed for in-flight use **shall** be readily accessible from the cockpit crew position. The cockpit crew **shall** have an unobstructed view of visual indicator when in the normal seated position."

NOTE: (2) GPS/NAV Interface with an onboard RS232 GPS. Data position from an onboard RS232 GPS is only available if a dongle IF GPS RS232 is connected instead of programming dongle or DIN-12 connector.

For details of approved part number of INTEGRA ELT system, [Refer to Section 6. Compatibility list page 111](#).

The transmitter and bracket are installed in the aircraft near the tail. The external antenna is mounted on the fuselage near the tail. The remote control panel is installed in the cockpit and connected to the ELT with a DIN-12 connector or a programming dongle and a 2, 3, 4 or 5-wire bundle (not supplied)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		16 von 34

Figure 2: ELT Standard System Description

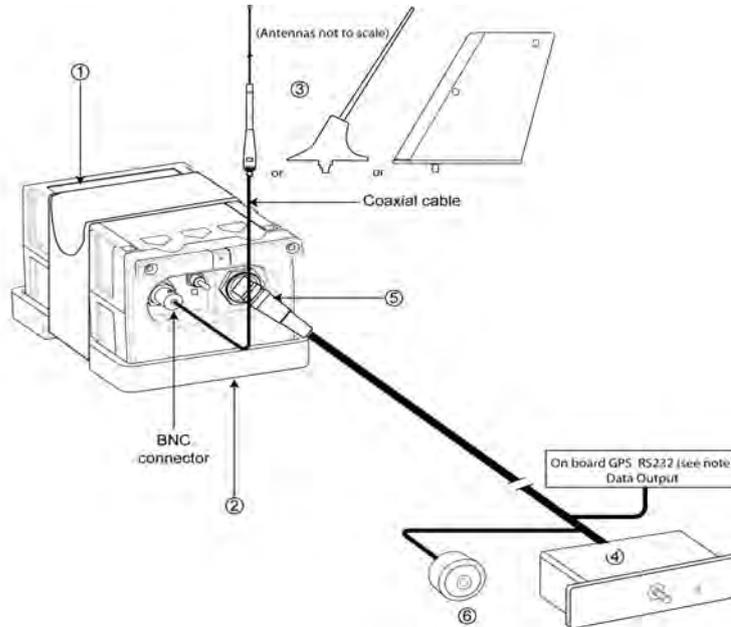
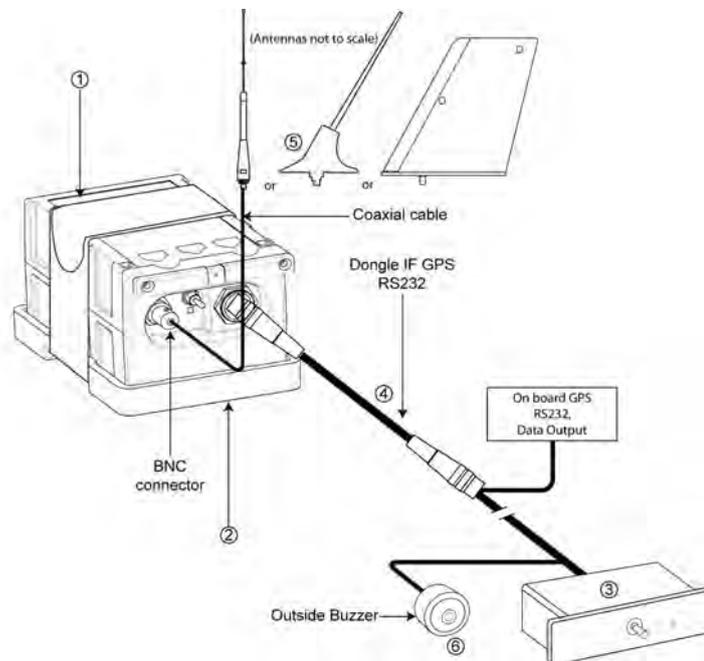


Figure 3: ELT System with Dongle IF GPS RS232 Description



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		17 von 34



**OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**

3. LINE REPLACEABLE UNITS

A. Transmitter

The AF INTEGRA and AF-H INTEGRA are ELTs designed to be installed on board aircraft to transmit a distress signal on frequencies:

406 MHz (Cospas-Sarsat frequency) for precise pinpointing and identification of the aircraft in distress.

121.5 MHz used for homing in the final stages of the rescue operations.

The AF INTEGRA and AF-H INTEGRA are certified as Automatic Fixed (AF) ELTs with the approved external antennas.

The housing of AF INTEGRA and AF-H INTEGRA transmitters are made of molded plastic with excellent mechanical resistance.

The ELT housing is designed with no sharp edges.

Figure 4: ELT Transmitter



B. Bracket

The ELT must be installed into one of the approved mounting brackets. The mounting bracket preferably installed near the tail is designed to secure the ELT with a strap. This enables quick removal of the ELT for maintenance or exchange.

Mounting brackets with hook-and-loop (Velcro®) strap are ETSO-2C126 / TSO-C126a approved.

Mounting brackets with draw latch strap (non-hook-and-loop) are ETSO-126a / TSO-C126b approved.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		18 von 34



**OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**

Drilling holes of Universal Mounting Bracket are compatible with former mounting brackets to re-use existing drilling for retrofit.

All mounting brackets are designed to allow the fastening mechanism to be placed either to the left or to the right of the ELT.

IMPORTANT: Orolia S.A.S. recommends the use of TSO-C126b approved mounting bracket.

Installation of INTEGRA and INTEGRA (ER) ELT with hook-and-loop mounting brackets invalidates the TSO-C126b.

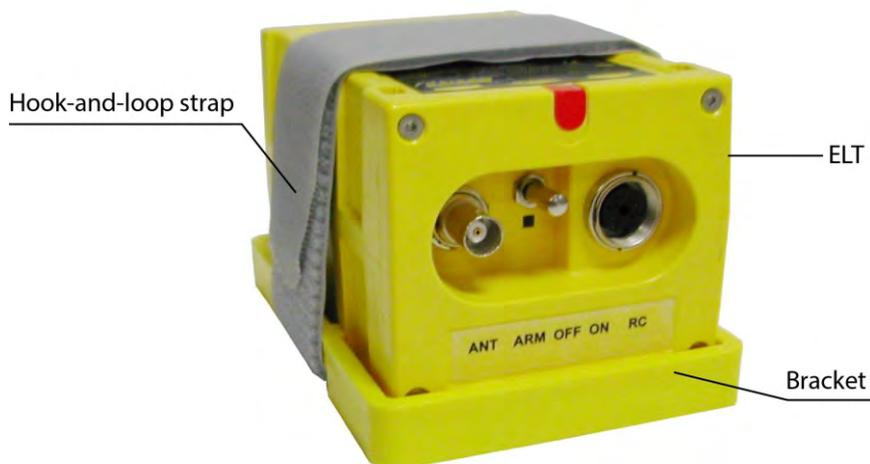
The summary of compatible mounting brackets is as follows:

P/N	Designation	Strap	Approval
S1840502-01	COMPACT Mounting Bracket	Hook-and-loop	TSO-C126a
S1840502-02	COMPACT Universal Mounting Bracket	Hook-and-loop	TSO-C126a
S1850551-04	Mounting Bracket INTEGRA AF	Draw latch	TSO-C126b
S1850551-02	Bracket Universal for INTEGRA ARINC e-NAV for ELT (AF)	Draw latch	TSO-C126b

(Refer to DOC09081, Initial Installation Manual for the outline dimensions of these brackets).

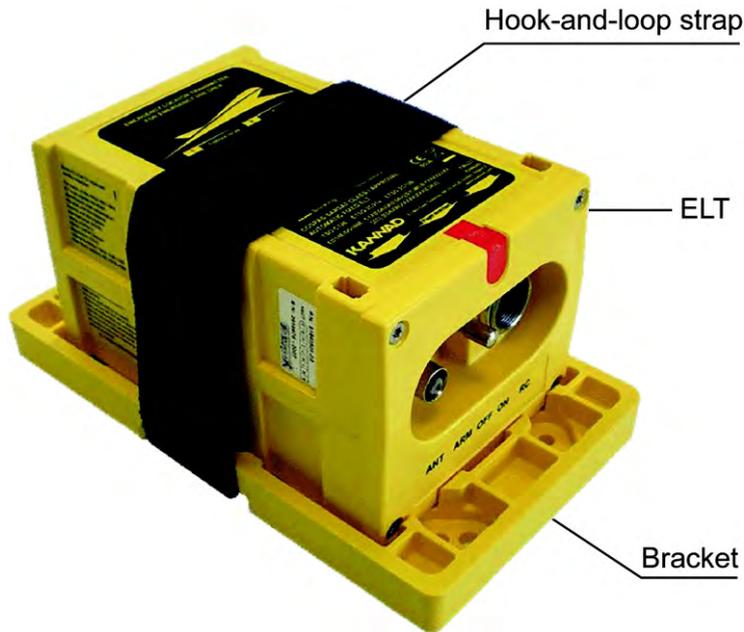
(1) ELT with hook-and-loop Mounting Bracket

Figure 5: INTEGRA ELT with Mounting Bracket P/N S1840502-01



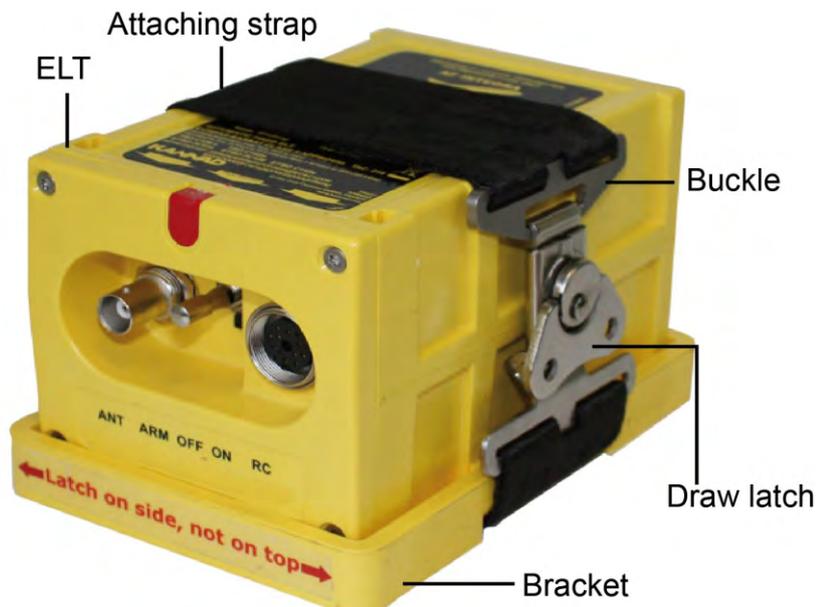
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		19 von 34

Figure 6: INTEGRA ELT with Mounting Bracket P/N S1840502-02



(2) ELT with draw latch Mounting Bracket

Figure 7: INTEGRA ELT with Mounting Bracket P/N S1850551-04



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		20 von 34



OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

WARRANTY

1. Scope

The equipment is warranted against all material or manufacturing defect for a period of two years from the date of installation on the aircraft or thirty months from the date of shipment from Orolia S.A.S. facilities whichever occur first.

Work carried out under the warranty shall not have the effect of extending the warranty period.

In respect of this warranty, after a defect has been noted by our services, the sole obligation incumbent upon us shall be the repair of the equipment or the element identified as being defective by our services or possibly its replacement free of charge, to the exclusion of all compensation or damages.

This warranty covers the cost of parts and labour in our factories.

The costs of transportation of the equipment replaced or repaired are the purchaser's exclusive responsibility.

The risks shall be borne by the purchaser.

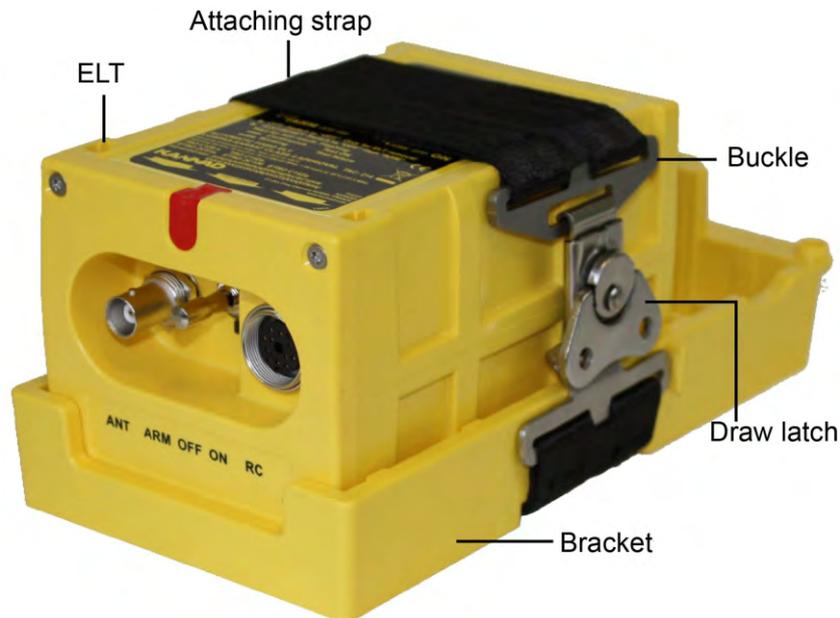
2. Exclusion

Defects and deterioration caused by natural wear of the product or by external accident (poor maintenance, abnormal conditions of use, etc.) or by modification of the equipment and tools not recommended nor specified by our company, are excluded from the warranty.

Also the warranty shall not cover visible defects which the purchaser wouldn't have formally notified Orolia S.A.S within 48 hours of receipt of the equipment.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		21 von 34

Figure 8: INTEGRA ELT with Mounting Bracket P/N S1850551-02



C. External antenna

Only approved antennas may be installed (Refer to Section 6. Compatibility list page 111).

Connection to the ELT will be carried out with a 50 Ohm coaxial cable (RG58 for example) ended with a male BNC connector.

IMPORTANT NOTICE:

Orolia S.A.S. recommends a cable with radio electric properties similar or better to those of a RG58 cable.

NOTE: The 50 Ohm coaxial cable and the male BNC connector are not supplied.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		22 von 34

SYSTEM FUNCTIONAL DESCRIPTION AND OPERATION

1. Transmitter Functional Description

A. Transmission

The transmitter can be activated either automatically when the crash occurs (thanks to a shock sensor) or manually (thanks to a switch on the transmitter itself or on a RCP).

The transmitter is designed to transmit on two frequencies (121.5 and 406 MHz). The 121.5 Mhz is mainly used for homing in the final stages of the rescue operations. The 406 MHz frequency is used by the Cospas-Sarsat satellites for precise pinpointing and identification of the aircraft in distress.

Once activated, the transmitter operates continuously on 121.5 MHz.

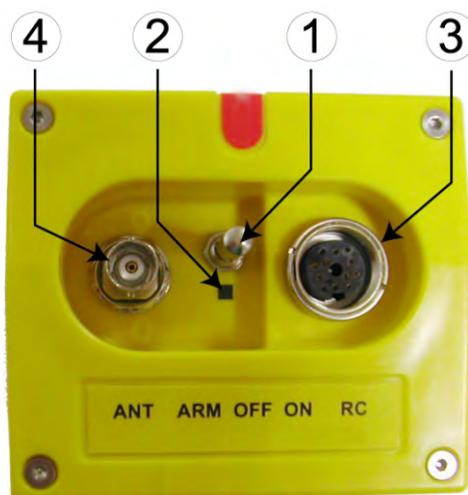
During operations, a digital message is transmitted on 406.037 MHz every 50 seconds.

B. Controls & Connectors

The following controls are to be found on the ELT front panel (from left to right):

1. 3-position switch ARM/OFF/ON;
2. Red visual indicator;
3. DIN 12 socket for connection to an optional Remote Control Panel, a programming dongle, dongle IF GPS RS232 or a programming equipment;
4. BNC connector for the external antenna.

Figure 101: Front Panel



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		23 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

The red visual indicator gives an indication on the working mode of the beacon:
after the self test:

- a serie of short flashes, 200 ms, indicates a faulty functioning;
 - one long flash, 1s, indicates a proper functioning;
- in operating mode:
- periodic flashes during 121.5 transmission;
 - long flash during 406 transmission.

A buzzer gives audio information on the beacon working mode:
continuous tone during self test;
1 beep every 0.7 second during 121.5 transmission;
silence during 406 transmission.

C. Working mode information

The ELT has 4 different modes:

Off.

Self-test (temporary mode).

Armed (standby mode to enable automatic activation by the shock sensor or by an optional remote control panel).

On (transmission).

Transmission is effective if the beacon is activated (either manually on the ELT control panel, automatically by the shock sensor, or remotely by the "ON" switch of an optional remote control panel when connected).

(1) Off

The ELT is off when the switch is in the "OFF" position, no part of the ELT is energized.

This mode must **only** be selected when the ELT is removed from the aircraft or when the aircraft is parked for a long period or for maintenance.

(2) Self-Test

The self-test mode is a temporary mode (max duration 15 seconds) in which the ELT checks the main characteristics of the transmitter (Battery voltage, Programming...) and enables digital communication with programming and test equipment.

This mode is selected:

when switching from "OFF" to "ARM";

when switching to "RESET / TEST" on an optional Remote Control Panel (provided that the switch of the ELT is in the "ARM" position);

when switching to "ON" prior to transmission.

The buzzer operates during the self-test procedure.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		24 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

After about 10 seconds, the test result is displayed on the red visual indicator as follows:

One long flash, duration 1s, indicates a proper functioning.

A serie of short flashes, 200 ms indicates a faulty functioning.

The number of flashes indicates the type of failure:

3 + 1 = LOW BATTERY VOLTAGE.

3 + 2 = LOW TRANSMISSION POWER.

3 + 3 = FAULTY VCO LOCKING (FAULTY FREQUENCY).

3 + 4 = NO IDENTIFICATION PROGRAMMED.

3 + 5 = FAULTY VSWR (LINK TO EXTERNAL ANTENNA).

3 + 6 = INTERNAL GPS SERIAL LINK.

It is recommended to test the ELT regularly in order to detect any possible failure ([Refer to Section A. Periodicity page 301](#)).

The number of self-tests carried out is recorded. This information is available when the ELT is connected to a programming equipment (PR600).

(3) Armed

In order to enable activation by the G-Switch or with an optional Remote Control Panel, the ELT must be in standby mode with the switch in the "ARM" position.

This mode is mandatory during flight. The ELT should remain in the "ARM" position except when the aircraft is parked for a long period or for maintenance.

(4) On

This mode is selected:

manually by switching the ELT to "ON";

by switching an optional Remote Control Panel switch to "ON" (provided that the ELT switch is in the "ARM" position);

automatically when a crash occurs (provided that the ELT switch is in the "ARM" position).

When this mode is selected, the ELT starts transmitting:

after 50 seconds on 406 MHz (one 406 MHz burst every 50 seconds) to the external antenna;

after the GPS lock on 121.5 MHz (continous transmission between each 406 MHz burst). If GPS lock does not occur within 5 minutes, the 121.5 MHz will be activated.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		25 von 34



OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

The red visual indicator on the ELT (and on an optional remote control panel when connected) flashes and the buzzer operates.

Red visual indicator:

- 1 short flash during ELT transmission on 121.5 MHz (every 0.7 seconds);
- 1 long flash during ELT transmission on 406 MHz (every 50 seconds).

Buzzer:

- 1.5 Hz pulse signal (recurrence 0.7 s) during ELT transmission on 121.5 MHz [except if the ELT has switched to built-in back-up antenna: [Refer to D. VSWR Switch function \(External / Built-in back-up antenna\)](#)].

In case of accidental activation, the ELT can be reset either by switching it to "OFF" or by switching to "RESET" on an optional Remote Control Panel when connected.

The number of 406 MHz bursts transmitted is recorded. This information is available when the ELT is connected to a programming and test equipment (PR600).

D. VSWR Switch function (External / Built-in back-up antenna)

During the 406 MHz burst, the Voltage Standing Wave Ratio (VSWR) is measured. After 5 bursts with wrong VSWR measurements, the ELT switches from the external to the built-in back-up antenna in order to optimize transmitted signal.

In On mode, after 36 bursts, the ELT decides to re-switch or not according to the result of 2 new VSWR measurements.

NOTE: When shifting from the external to the built-in back-up antenna the pulse signal of the buzzer shifts from one beep every 0.7 second to 2 beeps every 0.7 second.

E. GPS Strategy

(1)Basic Installation (without NAV Interface equipment)

To avoid consumption, the internal GPS receiver is not power supplied in Armed mode. After a crash (automatic activation) or manual activation, the internal GPS will try to acquire a position in continuous mode during one hour and by different sequences up to 24 hours of 406 MHz transmission. If the internal GPS receiver acquires a valid position, then the message will contain the true position in the next 406 MHz burst. If the internal GPS receiver does not acquire a valid position, then the message will contain the default value

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		26 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

(GPS position not valid).

(2) Installation including a NAV Interface equipment (Dongle IF GPS RS232)

When valid, the position of the internal GPS will always take priority, even if a Dongle IF GPS RS232 is connected to the GPS equipment of the aircraft (external GPS):

If only the external GPS acquires a valid position, then the message will contain the true position of the external GPS in the 406 MHz burst;

If both internal and external GPS acquire a valid position, then the message will contain the true position of the internal GPS;

If neither the internal GPS, nor the external GPS acquire a valid position, then the message will contain the default value (GPS position not valid).

According to § 4.5.5.2 of Cospas Sarsat C/S T001, if, after providing valid data, the navigation input fails or is not available, the beacon message retains the last valid position for 4 hours (± 5 min) after the last valid position data input. After 4 hours the encoded position is set to the default values.

F. Autonomy

The energy is provided by a battery pack composed of a LiMnO_2 two-element battery (See pages page 107 & [page 602](#) for Kit battery reference).

Lithium cells, lithium batteries and equipment containing such batteries are subjected to regulations and classified under class 9 as from 1st of January 2003.

Battery

Type: LiMnO_2 two-element battery

Battery Expiry Date: 7 years from date of cell manufacturing (CDOM)

Battery Replacement: according to expiry date written on the battery pack and on the ELT label.

IMPORTANT: If the ELT has been activated for more than 1 hour, the battery shall be replaced (See [Refer to Section 2. Battery replacement requirements page 602](#))

Until the battery expiry date, the duration of the 121.5 transmission is over 48 hours at -20°C for INTEGRA ELTs and over 48 hours at -40°C for INTEGRA (ER) ELTs.

As it is therefore preferable to keep the battery power for 121.5 MHz homing frequency transmission for the rescue operations, in compliance with Cospas-Sarsat specifications, the 406 MHz transmission is deliberately stopped after 24 hours to extend the 121.5 MHz transmission for as long as possible.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		27 von 34

G. Electrical interfaces

J1

DIN 12 socket J1 is dedicated for connection to an optional Remote Control Panel, to a Programming or Maintenance Dongle or to a programming equipment (PR600).

IMPORTANT:

Shielded cables are recommended. The required wires are AWG24.

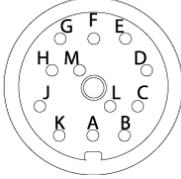
J1	PIN	Signal Name	Destination	Direction
<p>Viewed from Front Face</p> 	J1-A	RCP RESET	RCP	IN
	J1-B	DONGLE RX	SMM / PGM	IN
	J1-C	DONGLE CS	SMM	OUT
	J1-D	DONGLE SK	SMM	OUT
	J1-E	DONGLE TX	SMM / PGM	OUT
	J1-F	DONGLE ALE2P	SMM	OUT
	J1-G	RCP COMMON	RCP	OUT
	J1-H	RCP BUZZER	RCP	OUT
	J1-J	RCP LED	RCP	OUT
	J1-K	RCP ON	RCP	OUT
	J1-L	DONGLE GND	SMM / PGM	OUT
	J1-M	RCP 2W COMMON	RCP	OUT

Table 1: J1 connector pin-out

J2

BNC female connector J2 is used to connect the external antenna through a 50 Ω coaxial cable.

IMPORTANT NOTICE:

The use of a low attenuation coaxial cable is recommended. The maximum permitted attenuation in the coaxial cable is 2 dB@406 MHz.

Dok. Nr. DOC09078F	Ausgabe 15 Mai 2023	Rev. Nr.	Datum 17 Jan 2023	Bezug	Seite 28 von 34
-----------------------	------------------------	----------	----------------------	-------	--------------------



OPERATION MANUAL AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

H. Transmitter Technical Specifications

<p>TYPE Two-frequency ELT (121.5 / 406.037 MHz) Automatic Fixed Cospas-Sarsat Class INTEGRA AF (ER)/AF-H (ER): Class I, -40°C to +55°C INTEGRA AF/AF-H: Class II, -20°C to +55°C</p> <p>406 MHz TRANSMISSION Frequency: 406.037 MHz ±1 kHz Output power: 5W (37 dBm ±2 dB) Modulation type: 16K0G1D (Biphase L encoding) Transmission duration: 520ms (long message) every 50 s. Autonomy INTEGRA (ER): 24 Hours @-40°C INTEGRA: 24 Hours @-20°C</p> <p>121.5 MHz TRANSMISSION Frequency: 121.5 MHz ±6 kHz Output power: 50 to 400 mW (17dBm to 26 dBm), typical 100 mW Modulation type: 3K20A3X Modulation rate: > 85 % Frequency of modulation signal: 1600 Hz to 300 Hz with decreasing sweep Autonomy INTEGRA (ER): over 48 hours@-40°C INTEGRA: over 48 hours@-20°C</p> <p>G-SWITCH SENSOR Mechanical G-switch sensor compliant with EUROCAE ED62 specifications</p> <p>RF Field strenght limits INTEGRA (ER): 0.471 V/m INTEGRA: 0.474 V/m</p> <p>Hardware - DAL E AF (ER) P/N S1850611-01 AF P/N S1850611-02 AF-H (ER) P/N S1850621-01 AF-H P/N S1850621-02</p> <p>Software - DAL D P/N YLS1816</p>	<p>CONTROLS ARM / OFF / ON switch DIN12 socket for RCP and pin programming option Bright red visual indicator Buzzer BNC antenna connector</p> <p>BATTERY KIT BAT200, P/N: S1840510-01 LiMnO₂ two-element battery for transmitter power supply Battery expiry date: 7 years from date of cell manufacturing</p> <p>HOUSING Material: Polycarbonate Color: Yellow (color compounded) Transmitter dimensions: 131 x 86 x 75.4 mm (5.157 x 3.385 x 2.968 inches) Weight: AF: typical 755 g. (1.66 lb). AF-H: typical 760 g. (1.67 lb).</p> <p>Tightness: O-ring</p> <p>ENVIRONMENTAL CONDITIONS RTCA DO-160F / EUROCAE ED14F Section 4 to 26: INTEGRA AF / AF (ER) [ED62A]X[ED62A]A[ED62A][R(C&C1)]XWX XXSZXXZ[ED62A]B[XXG33]XXA [ED62A] INTEGRA AF-H / AF-H (ER) [ED62A]X[ED62A]A[ED62A][U(G)]XWXXXS ZXXXZ[ED62A]B[XXG33]XXA [ED62A]</p> <p>QUALIFICATIONS ETSO-C126a / TSO-C126a / TSO-C126b</p> <p>NOTE: Installation of INTEGRA and INTEGRA (ER) ELT with brackets P/N S1840502-01 and S1840502-02 invalidates the TSO-C126b. FOR USE OUTSIDE OF THE USA OR EASA RULES, CONTACT YOUR LOCAL CIVIL AVIATION AUTHORITY.</p>
--	---

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		29 von 34



OPERATION MANUAL AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT

Table 2: ENVIRONMENTAL QUALIFICATION FORM

Conditions	Section	Description of tests conducted
Temperature and Altitude	4.0	As per ED-62A
Low Temperature	4.5.1	As per ED-62A -40°C
High Temperature	4.5.2 & 4.5.3	As per ED-62A +55°C
In-Flight Loss Cooling	4.5.4	Cat. X, no test performed
Altitude	4.6.1	As per ED-62A 50,000 ft
Decompression	4.6.2	As per ED-62A
Overpressure	4.6.3	As per ED-62A
Temperature Variation	5.0	As per ED-62A
Humidity	6.0	Cat. A
Operational Shock and Crash Safety	7.0	As per ED-62A
Vibration	8.0	AF type Cat. R(C,C1) AF-H Type Cat. U(G)
Explosive Atmosphere	9.0	Cat. X, no test performed
Waterproofness	10.0	Cat. W
Fluids Susceptibility	11.0	Cat. X, no test performed
Sand and Dust	12.0	Cat. X, no test performed
Fungus	13.0	Cat. X, no test performed
Salt Fog	14.0	Cat. S
Magnetic Effect	15.0	Cat. Z
Power Input	16.0	Cat. X, no test performed
Voltage Spike	17.0	Cat. X, no test performed
Audio Frequency Susceptibility	18.0	Cat. X, no test performed
Induced Signal Susceptibility	19.0	Cat. Z
Radio Frequency Susceptibility	20.0	As per ED-62A
Radio Frequency Emission	21.0	Cat. B
Lightning Induced Transient Susceptibility	22.0	XXG33
Lightning Direct Effects	23.0	Cat. X, no test performed
Icing	24.0	Cat. X, no test performed
Electrostatic Discharge	25.0	Cat. Z
Fire, Flammability	26.0	As per ED-62A

Dok. Nr. DOC09078F	Ausgabe 15 Mai 2023	Rev. Nr.	Datum 17 Jan 2023	Bezug	Seite 30 von 34
-----------------------	------------------------	----------	----------------------	-------	--------------------

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**2. Equipment limitations**

Antenna - ELT cable with maximum permitted attenuation: 2 dB@406 MHz.

WARNING:

ELTS ARE RADIO TRANSMITTERS WHICH EMIT RADIO FREQUENCY RADIATION WHEN ACTIVATED. WHEN TRANSMITTING, THE USER'S MINIMUM DISTANCE OF EXPOSURE IS 0.20 METER.

For RF Field strength limits, please [Refer to Section H. Transmitter Technical Specifications page 107](#). RF Field strength limits have been calculated according to Canadian RSS-102 Standard "Radio Frequency (RF) Exposure Compliance of Radiocommunication Apparatus (All Frequency Bands)".

For Canadian user, any information and/or contact on Radiofrequency (RF) Energy and Health may be found on:

<http://www.ic.gc.ca/eic/site/smt-gst.nsf/eng/sf08792.html>.

3. Activation**A. Standby mode for automatic activation**

In order to be automatically activated by the crash sensor, the ELT must be in standby mode. This mode is mandatory during the flight. We recommend to switch off the ELT only when removed from the aircraft or when the aircraft is parked for a long period or for a maintenance operation.

Check that the antenna is correctly connected.

Switch to "ARM".

To operate the ELT with an optional Remote Control Panel, ensure that:

The ELT switch is in the "ARM" position .

B. Manual activation

Check that the antenna is correctly connected.

Switch to "ON" (either on the ELT or on an optional Remote Control Panel when connected):

- The ELT starts with the self-test sequence then, after 50 seconds, transmits on:
 - 406 MHz (one 406 MHz burst every 50 seconds);
 - 121.5 MHz (continuous transmission between each 406 MHz burst after the GPS lock) .
- During transmission, the buzzer operates and the red visual indicator flashes.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		31 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**4. Off**

It is possible to stop the ELT in case of unintentional activation:
Switch to "OFF".

Regulations state that no transmission must be interrupted unless every means are used to contact and inform the Air Traffic Controller of this action.

IMPORTANT NOTICE:

As 406 MHz transmission is effective 50 seconds after the ELT activation, if it is switched off within this delay, no further radio contact will be necessary.

5. Self-Test

[Refer to Section 1. Self-test page 301](#)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		32 von 34

OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**6. Compatibility list****A. Mounting brackets**

Designation	Part Number
COMPACT MOUNTING BRACKET KIT	S1840502-01
COMPACT UNIVERSAL MOUNTING BRACKET KIT	S1840502-02
BRACKET UNIVERSAL for INTEGRA ARINC e-NAV for ELT (AF)	S1850551-02
MOUNTING BRACKET INTEGRA AF	S1850551-04

IMPORTANT:

Installation of INTEGRA and INTEGRA (ER) ELT with brackets P/N S1840502-01 and S1840502-02 invalidates the TSO-C126b.

Orolia S.A.S. recommends the use of TSO-C126b approved mounting brackets.

B. Remote control panels (RCP)

Designation	Part Number
RC100 KIT	PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK S1820513-03
RC102 KIT	S1820513-21
RC200	S1820513-11
RC300	S1820513-09
RC300-NVG	S1820513-10
RC310-NVG	S1820513-26
RC600 NVG (Y) ^(See Important Notice below)	S1820513-12
RC600-NVG (W) ^(See Important Notice below)	S1820513-13
RC800	S1820513-15
RC810	S1820513-23

IMPORTANT NOTICE:

RC600 RCP: Non ETSO equipment only designed to be installed on military aircraft

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		33 von 34



**OPERATION MANUAL
AF INTEGRA / AF-H INTEGRA ELT**

C. DIN-12 connector or programming dongles

Designation	Part Number
DIN-12 connector	S1820514-03
Programming dongle	S1820514-01
Programming dongle Assy	S1820514-06
Programming dongle INTEGRA / LR	S1820514-07
Dongle IF GPS RS232	S1820514-08 ⁽¹⁾
Programming dongle INTEGRA / SA	S1820514-11

NOTE (1): Fulfills functions of ELT to RCP cable, programming dongle and GPS/NAV equipment interface when connected to an onboard RS232 GPS.

D. Outside buzzer

Designation	Part Number
OUTSIDE BUZZER KIT	S1820515-06

E. External antennas

Orolia Designation	Manufacturer	Orolia Part Number
N/A	CHELTON 21-41	N/A
WHIP ANTENNA AV100	RAMI AV-100	0147444
WHIP ANTENNA AV200	RAMI AV-200	0146150
ROD ANTENNA AV300	RAMI AV-300	0146151
ROD ANTENNA ANT300	CHELTON 1327-82	0124220
BLADE ANTENNA ANT500	SENSOR SYSTEMS S65-8282-406	0124222
BLADE ANTENNA ANT560	DAYTON GRANGER ELT10-696-1	0145787
BLADE ANTENNA ANT650	CHELTON 2624-82	0124251
BLADE ANTENNA ANT700	CHELTON 2632-82	1002063

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
DOC09078F	15 Mai 2023		17 Jan 2023		34 von 34

PS ENGINEERING[®]
INCORPORATED
Sound Quality. Sound Engineering.



PM1000//
FAA-Approved
4-Place, Panel Mounted Intercom
Operator's and Installation Manual
Part Number 11920 (with Crew) and 11922 (without Crew)
FAA-TSO C50c

PS E , I
9800 Martel Road
Lenoir City, TN 37772
Phone (865) 988-9800 FAX (865) 988-6619
www.ps-engineering.com

NOTICE: In certified aircraft, warranty is not valid unless this product is installed by an Authorized PS Engineering dealer.

Document Number 200-123-0003
Revision 8, May 2020

PS Engineering, Inc. 2020©
Copyright Notice

Any reproduction or retransmission of this publication, or any portion thereof, without the expressed written permission of PS Engineering, Inc. is strictly prohibited. For further information contact the Publications Manager at PS Engineering, Inc., 9800 Martel Road, Lenoir City, TN 37772. Phone (865) 988-9800

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	08 Mai 2020				1 von 9



Section I General Information

1.1 Introduction

The **PM1000II**, is an FAA-TSO approved, panel mounted, 4-place intercom system (ICS). Please read this manual completely before installation to minimize the risk of damage to the unit and to become familiar with all the features.



PM1000II, p/n 11920, Front Panel

1.2 Scope

This manual contains installation and operational instructions for the following PS Engineering units:

Model	Description	Part Number
PM1000II	4-place intercom system w/Pilot ISO	11922
PM1000II	Same as above w/internal crew	11920

1.3 Description

The **PM1000II** is a 4-place, panel mounted intercom with individual volume and squelch controls for the pilot and copilot. The copilot's squelch control adjusts the trip level of the copilot and passengers.

A front panel mode switch allows the pilot to select multiple intercom configurations:

"**ISO**" mode isolates the pilot from the intercom and connects to the aircraft radio. The passengers can continue to communicate with each other and listen to entertainment without distracting the pilot. They do not hear radio communications.

"**ALL**" mode places all headsets on a party line. Each one hears aircraft radio, entertainment and can use the intercom.

"**CREW**" (11920 only) allows the pilot and copilot positions to hear the aircraft radios and use the intercom, while the rear passengers can have their own intercom conversation without disturbing the crew. This also activates music 2 input.

The **PM1000II** has an automatic fail-safe interconnect to the aircraft radio. If power to the intercom is disrupted, an internal relay will connect the pilot's headset to the aircraft radio. This allows continuous radio communications. Note: The copilot will no longer hear aircraft radio when power is removed.

The 2-color LED shows green when power is on and blue during radio transmissions. This functions as a stuck mic indicator.

A music input allows the pilot, copilot and passengers the option to listen to music during flight. During intercom or radio activity, music is automatically muted. When the activity ceases, the Soft Mute circuit will gradually return the music.

The "ISO" mode provides uninterrupted aircraft radio communications for the Pilot. Because the pilot's intercom volume control does not affect the aircraft radio volume, it is possible to select various balances of volume level between the ICS and the aircraft radio while in the ALL mode. Reducing the intercom volume, the pilot places the aircraft radio in the foreground while the ICS is in the background.

Both pilot and copilot have transmit capabilities over the radio. The **PM1000II** allows only the person who presses their PTT to be heard over the aircraft radio. If both pilot and copilot press the PTT at the same time, the copilot will override (Ideally suited for training environments).

1.4 Approval Basis

The **PM1000II**, part numbers 11920 and 11922 are FAA-approved under TSO-C50c.

1.5 Specifications

Input power:	13.8 - 27.5 Volts DC
Current Drain:	< 250 mA (Externally fused at 1 Amp)
Headphone Impedance:	150-1000 ohms typical
Audio Distortion:	<10% @ 75 mW into 150 Ω load
Aircraft Radio Impedance:	1000 Ω typical
3 dB Mic Frequency Response:	350 Hz — 6000 Hz
3 dB Music Frequency Response:	200 Hz to 15 kHz
Unit weight:	12 Ounces (0.342 kg)
Dimensions:	1.25" H x 2.60" W x 5.50" D (3.2 x 6.6 x 14 cm)
Environmental and technical qualifications:	RTCA DO-160B/DO-170
Temperature	-20°C to +55°C
Altitude	50,000 ft.

1.6 Equipment required but not supplied

- A.Headphones, 150Ω monaural, up to four as required
- B.Microphones, up to four, as required
- C.Interconnect wiring
- D.Circuit Breaker—1 Amp.

1.7 Expansion (11616)

When installing the expansion unit, all passenger mic and h/p jacks must be connected to the 11616

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	08 Mai 2020				2 von 9



1.8 License Requirements

None

Section 2 Installation

2.1 General Information

The **PM1000II** comes with all necessary hardware for installation.

Installation of the **PM1000II**, using the available wiring and hardware supplied, does not require special tools or knowledge other than described in FAA Advisory Circular 43.13-2B. It is the installer's responsibility to determine the approval basis for this installation. An FAA Form 337, or other approval *may* be required. See Appendix B for example of FAA Form 337.

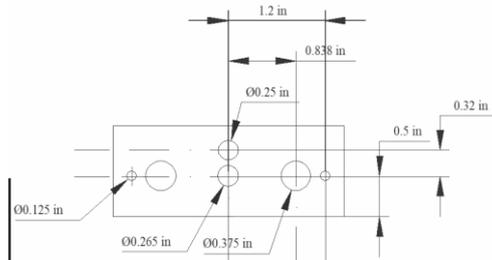
2.2 Unpacking and inspection

The **PM1000II** was carefully inspected mechanically and thoroughly tested electronically before shipment. It should be free of electrical or cosmetic defect. Upon receipt, verify that the parts kit includes the following:

Part Number	Description	Quantity
475-442-0002	#4-40 Machine screws, black	2
625-002-0004	Concentric inner knobs	2
625-002-0001	Outer knob	2
625-010-0002	Cap with pointer	
425-025-0095	25 pin Sub-d connector shell	1
425-020-5089	Male Pins—Crimp	25
625-025-0001	Connector hood	1
575-002-0004	Reversible aluminum face plate	11922
575-002-0002	Reversible face plate w/crew	11920
11910	4-place mono jack kit (incl. phones and mic jack, insulating washers and 1/8" music jack)	1
202-123-0001	Pilot's Guide	1
122-102-0001	Drill Template	1

2.3 Equipment installation procedures

- Using the template, drill six holes in the instrument panel in a location convenient to the pilot position.
- Insert the **PM1000II** from behind the instrument panel, aligning the holes for the knobs, LED, and switch.
- Place the aluminum face-plate over the knob shafts and secure, using the two # 4-40 round head screws provided.



PM1000II Hole spacing (Not to scale)

- Install the knobs over the volume and squelch control shafts.

Note, an optional mounting plate for 2¼" round instrument hole is available. See page 7.

2.4 Cable harness wiring

To complete the installation, a wire harness must be made as shown in Appendix D.

PS Engineering can make a custom-tailored wiring harness for the installer. All harnesses use Mil-spec quality components with professional techniques, and are fully tested before shipment. [Contact PS Engineering for more information.](#)

If the aircraft already has pilot and copilot headset jacks installed, you may re-use them. Remove and discard all wires from the copilot headset jacks. You may use the existing pilot headset jacks as the Auxiliary Aircraft Radio Headset Jacks, but they should be moved to a new location to avoid confusion with the pilot's headphone jacks. In the event the intercom has to be removed for any reason, these jacks provide access to the aircraft radio system.

To connect intercom into the aircraft audio system, parallel the appropriate set of cables from the intercom to the Auxiliary Aircraft Radio Headset Jacks. Finally, install new headset jacks into the aircraft and connect them directly to the appropriate pins of the **PM1000II**. See the wiring diagram for all details of the wire har-

NOTE: Auxiliary microphone and headset jacks are **required** for a complete installation. These provide troubleshooting and a back-up access to the aircraft radios.

ness interconnects.

2.4.1 Electrical Noise Issues

WARNING: You must use separate shielded cables for the microphone and headphone jacks. Combining these two wires **WILL** cause loud oscillations and degrade the intercom function. The oscillation is caused by the cross-coupling between the large headphone signal and the small microphone signal. The resulting

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	08 Mai 2020				3 von 9



feedback is a high-pitched squeal that varies with the volume controls.

Due to the variety of the radio equipment found in today's general aviation aircraft, there is the potential of both radiated and conducted noise interference. The **PM1000II** has a specially designed power supply to reduce conducted electrical noise on the power bus of the aircraft by at least 50dB. Although this is a very large amount of attenuation, it does not eliminate all noise when the amount is excessive. There must be at least 12 Volts DC present at the **PM1000II** for the power supply to work within its designed regulation. Otherwise, it will not be able to attenuate noise properly.

Shielding can protect the system from radiated noise (rotating beacon, electric gyros, switching power supplies, etc.). However, installation combinations can occur where minor interference is possible. The **PM1000II** was designed in an interference-protected chassis and has internal filter capacitors on all input lines.

Ground loop noise occurs when there are two different return paths for the same signal, such as airframe and ground return wire. Large cyclic loads such as strobes, inverters, etc., can inject audible signals onto the airframe return path. Follow the wiring diagram very carefully to help insure a minimum of ground loop potential. Radiated signals can be a factor when low level mic signals are bundled with current carrying power wires. Keep these cables separated.

Insulating washers are required on all mic and headphone jacks to isolate them from aircraft ground. The use of a conductor instead of a shield for ground return eliminates these ground loop paths.

2.4.2 Power Requirements

The **PM1000II** was designed to work with either 12/28 volt DC negative ground systems. The **PM1000II** must be externally protected with a one ampere (1A) circuit breaker or fuse.

2.4.3 Entertainment Input

Entertainment devices can be connected to the **PM1000II**. Install 1/8" jacks convenient the pilot to connect the entertainment device into the system. A "Soft Mute" system is installed in the **PM1000II** that will mute the music during intercom or radio activity. The 11920 has two entertainment inputs.

In the ALL or ISO modes, Music #1 is heard by everyone (except by the pilot in ISO mode). In the CREW mode, pilot and copilot will hear Music #1 while the passengers will hear entertainment #2.

WARNING: Local oscillators and other internal signals from CD or radio equipment can cause undesired interference with VHF navigation and communication equipment. Before takeoff, operate the entertainment device to determine if there is any adverse effect on

Note: Use the low level (or line) output from any music device to connect to the **PM1000II**. Maximum input level is 2 V peak-to-peak.
DO NOT USE SPEAKER OUTPUT.
These levels will cause internal damage.

aircraft systems. If any unusual operation is noted in flight, immediately switch the entertainment device off.

2.4.4 External PTT hook-up

Part of the installation includes the installation of PTT (Push To Talk) switches that allow radio transmissions from pilot and copilot positions.

There are three configurations that can be used. You must select the case that best fits your installation.

NOTE: Only the person who presses their PTT switch will be heard over the radio.

CASE I

The PTT is built into the pilot and copilot yokes

Simply install the plugs from the headset into the aircraft headphone jacks. Then use the yoke mounted PTT to transmit. No other action is required.

CASE II

Built in PTT only on the pilot side only

This configuration requires a modified external PTT switch plugged into the copilot's mic jack. (See Appendix A) When the copilot's PTT is depressed, this activates an internal relay that switches the mic audio to the aircraft radio from the pilot to the copilot.

Case III

No built in PTT switch at all.

Two built-in PTT must be installed or two external, modified PTT switches will be required for both the pilot and copilot. Modifications to the PTT may be required. (See Appendix A)

2.5 Post installation checkout

After wiring is complete, verify power is ONLY on pin 14 of the connector, and airframe ground on pin 1. Failure to do so will cause internal damage and void PS Engineering's warranty.

1. Apply power to the aircraft and avionics.
2. Plug headsets into the pilot, copilot and passenger positions.
3. Verify that the pilot position can transmit and receive with the **PM1000II** in the OFF position (left hand volume knob fully counter-clockwise).
4. Rotate the pilot volume clockwise, about half way. Verify that the Pwr/Xmt light comes on, and shows green. If the LED is red, stop testing and trouble-shoot the microphone PTT installation.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	08 Mai 2020				4 von 9



5. Verify that the pilot can transmit and receive on the com transceivers.
6. Verify that the LED in the intercom changes from green to red when a microphone is keyed.
7. Verify proper intercom operation for pilot, copilot and passengers. For more information, consult Section III.
8. Verify proper transmit and receive operation on the copilot position, noting that the copilot PTT switch allows proper transmission on the selected transceiver.
9. Verify proper Intercom system operation in the ALL, ISO And CREW (if equipped) modes.
10. Verify that the intercom system does not adversely affect any other aircraft system by systematically switching the unit on and off, while monitoring the other avionics and electrical equipment on the aircraft.

Section III OPERATION

With the installation complete, turn the **PM1000II** on by rotating pilot's volume control. This also engages the automatic fail-safe system. The pilot's volume control does not control the volume of the aircraft radio, allowing an additional degree of aircraft radio listening flexibility.

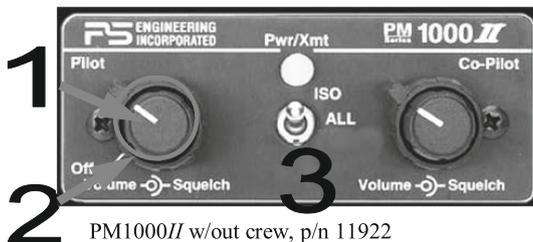
3.1 Adjusting The Volume (1)

The pilot's volume control knob adjusts the loudness of the intercom and music for the pilot's headset only. It has no effect on aircraft radio volume level. The copilot's volume control adjusts the volume for the copilot.

In the 11920 units, the volume level for both passengers can be adjusted by a screwdriver adjusted potentiometer located on the left hand side of the intercom as viewed from the front. It is possible to adjust the overall output power to the passenger headsets by changing this potentiometer. Rotating the potentiometer counter-clockwise increases the passenger volume.

3.2 Squelch Control (2)

The **PM1000II** provides individual VOX circuits for



PM1000II w/out crew, p/n 11922

the pilot and copilot. The ability to adjust the trip level



PM1000II w/crew, p/n 11920

of these VOX circuits (squelch control) allows the use of dissimilar headsets without the frustration of clipping the first syllables. The **PM1000II** has three squelch circuits, one for the pilot, copilot, and one for the passengers. With individual VOX circuits, background noise is dramatically reduced.

With the engine running, set the squelch control knob by slowly rotating the squelch control knob clockwise until you no longer hear the background noise in the earphones. When the microphone is positioned properly near the lips, normal speech levels should open the channel. When you have stopped talking, there is a delay of about one second before the channel closes. This prevents squelch closure between words, and helps eliminate choppy intercom conversations.

3.3 Mode Select (3)

The center switch is a three position mode control that allows the pilot to tailor the intercom function to suit flight conditions. Regardless of configuration, the pilot will always hear the aircraft radio. NOTE: If there is a power failure to the **PM1000II**, or if the power switch is turned off, the copilot will not hear the aircraft radio. Only the pilot is connected directly to the aircraft radio.

ISO (Up Position): The pilot is isolated from the intercom and is connected only to the aircraft radios. He will hear the aircraft radio reception (and sidetone during radio transmissions). The pilot will not hear anything when he speaks into the mic on intercom. Copilot and passengers will hear themselves and music but not the aircraft radio traffic.

ALL (Middle position): All parties will hear the aircraft radio, intercom, and music. However, during any ICS or radio communications, the music volume automatically mutes. The music volume increases gradually back to the original level after communications have been completed.

CREW (Down Position) (ONLY version with crew, part number 11920): Pilot and copilot are connected on one intercom channel while the passengers are on a separate and independent channel. The pilot and copilot are connected to the aircraft radio and may listen to Music #1. Passengers can continue to communicate with themselves without disturbing the pilot and copilot and may listen to Music #2.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	08 Mai 2020				5 von 9



Section 4 Warranty and Service

4.1 Warranty

In order for the factory warranty to be valid, the installations in a certified aircraft must be accomplished by an FAA- certified avionics shop and authorized PS Engineering dealer. If the unit is being installed by a non-certified individual in an experimental aircraft, a factory-made harness must be used for the warranty to be valid.

PS Engineering, Inc. warrants this product to be free from defect in material and workmanship for a period of one year from the date of sale. During this one year warranty period, PS Engineering, Inc., at its option, will send a replacement unit at our expense if the unit should be determined to be defective after consultation with a factory technician. The customer is responsible for return shipment costs.

This warranty is not transferable. Any implied warranties expire at the expiration date of this warranty. PS Engineering SHALL NOT BE LIABLE FOR INCIDENTAL OR CONSEQUENTIAL DAMAGES. This warranty does not cover a defect that has resulted from improper or unreasonable use or maintenance as determined by us. This warranty is void if there is any attempt to disassemble this product without factory authorization. This warranty gives you specific legal rights, and you may also have other rights which may vary from state to state. Some states do not allow the exclusion of limitation of incidental or consequential damages, so the above limitation or exclusions may not apply to you.

4.2 Factory Service

The **PM1000II** is covered by a one-year limited warranty. See warranty information.

The unit is covered by a one-year limited warranty. See warranty information. Call PS Engineering, Inc. at (865) 988-9800 before you return the unit. This will allow the service technician to provide any other suggestions for identifying the problem and recommend possible solutions.

After discussing the problem with the technician and you obtain a Return Authorization Number, ship product to:

PS Engineering, Inc.
Attn: Service Department
9800 Martel Road

Lenoir City, TN 37772
(865) 988-9800 FAX (865) 988-6619.

NOTE:

PS Engineering is not responsible for units shipped US Mail.

If no method of payment is provided, the units will be

returned COD.

Appendix A PTT Modifications

When received from the manufacturer, an after-market PTT switch opens the mic audio path to the "ring" connection of the PTT mic plug. When the PTT is between the intercom and the headset, the intercom function will not work until the PTT switch is depressed. A simple modification can be performed to allow proper intercom operation. NOTE: This mod does not alter normal operation. The following are sample procedures for common PTT switches. Contact the PTT manufacturer if you require more information.

Procedures for the David Clark PTT

1. Unscrew the round black plastic cover from the jack.
2. Connect the joined black wires to the red wire
3. Replace the black plastic cover

Procedures for the Telex PT-200

1. Unscrew the round black plastic cover from the jack.
2. Cut the red wire in the middle of the wire
3. Strip both ends of the insulation
4. Solder the two ends to the ground lug to the PTT jack
5. Replace the plastic cover

Procedures for the Telex PT-300

1. Unscrew the round black plastic cover from the jack
2. Remove the heat shrink material from the joined black wires
3. Solder these two wires to the lug that has a white wire already soldered to it.
4. Replace the black plastic cover

Appendix B Instructions for FAA Form 337

It is up to the installer to determine if the installation is a major or minor aircraft alteration. (Refer to AC 20-177). One possible method of airworthiness approval is through an FAA Form 337, *Major Repair and Alteration (Airframe, Powerplant, Propeller, or Appliance)*. In the case of the PM1000II, you may use the following text as a guide.

Installed 4-place intercom, PS Engineering PM1000II, part number (xxxxx) in (*location*) at station _____. Installed per AC43.13-2B, Chapter 2, Installed per PS Engineering *Installation Operators Manual* p/n 200-123-0003, revision 1, dated _____. This unit is FAA-Approved under TSO C50c

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	08 Mai 2020				6 von 9



for audio amplifiers, and meets environmental tests outlined in RTCA DO-170B as appropriate or this aircraft.

Interface to existing aircraft radios in accordance with installation manual and in compliance with practices listed in AC43.13-2B, Chapter 2. All wires are Mil-Spec 22759 or 27500. No connection to the aircraft dimmer bus is required. Power is supplied to the unit through a 1A circuit breaker (type and part number), and total electrical load does not exceed ___% of the electrical system capacity with the PM1000II added.

Aircraft equipment list, weight and balance amended. Compass compensation checked. A copy of the operation instructions, contained in PS Engineering document 202-123-0001, revision __, Dated: ____, is placed in the aircraft records. All work accomplished listed on Work Order _____.

Appendix C Instructions for Continuing Airworthiness

The **PM1000II** is considered an “on-condition” maintenance item. It is checked prior to each flight during normal operation. There are no additional considerations for continuing airworthiness other than the practices detailed in AC 43.13-1A, Chapter 11. This includes, inspecting the unit to be sure it is securely fastened in its location, and that the wiring harness is not chafed or pinched, and remains secure. All panel jacks should be checked at each periodic inspection to ensure that they are tight and not in contact with other items behind the instrument panel.



Optional:

Mounting plate for standard 2 1/4-inch instrument mounting hole (clock).

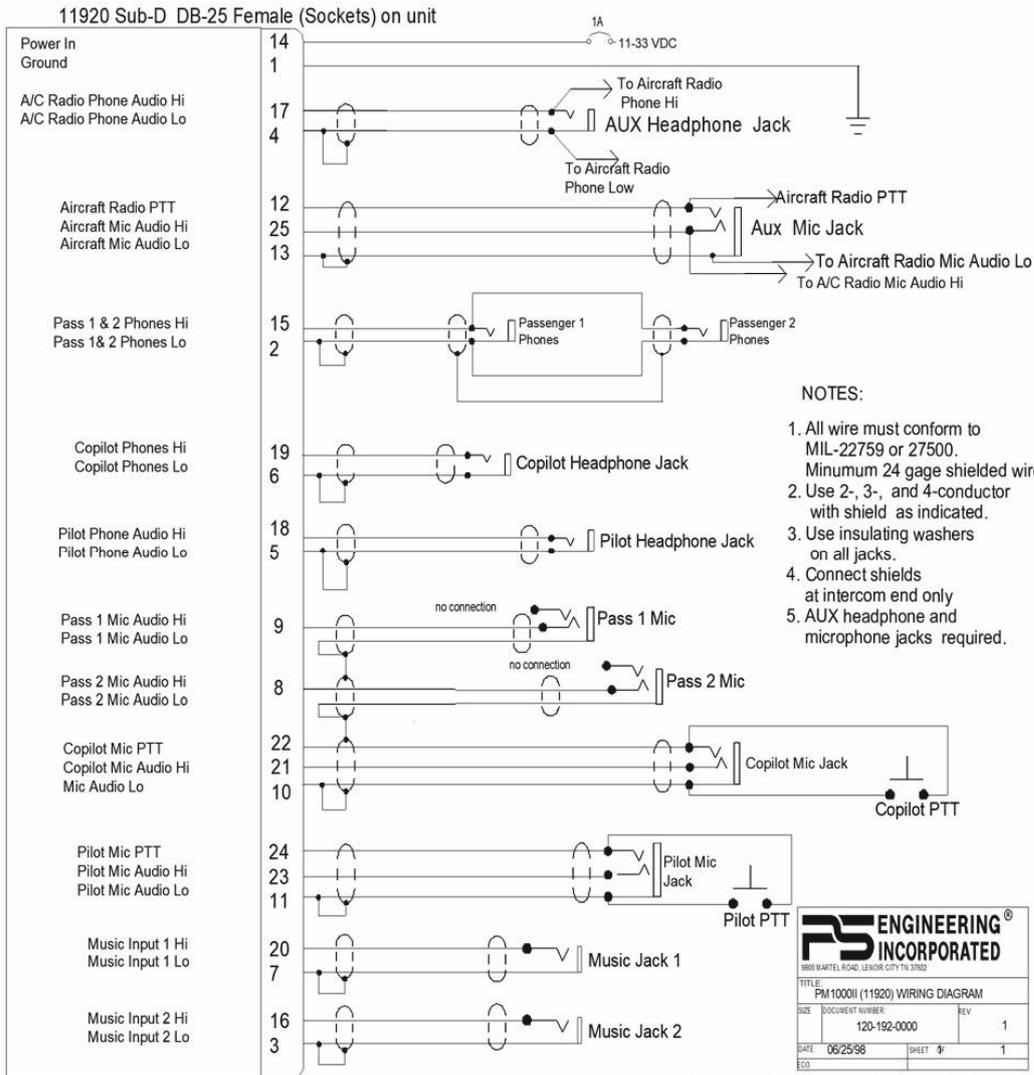
P/N 575-002-0006 with crew (shown) for 11920

P/N 575-002-0008 *without* crew for 11922

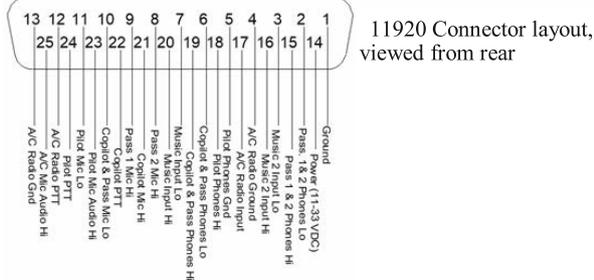
Dok. Nr.	Ausgabe 08 Mai 2020	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 7 von 9
----------	------------------------	----------	-------	-------	------------------



PM1000II with crew, p/n 11920



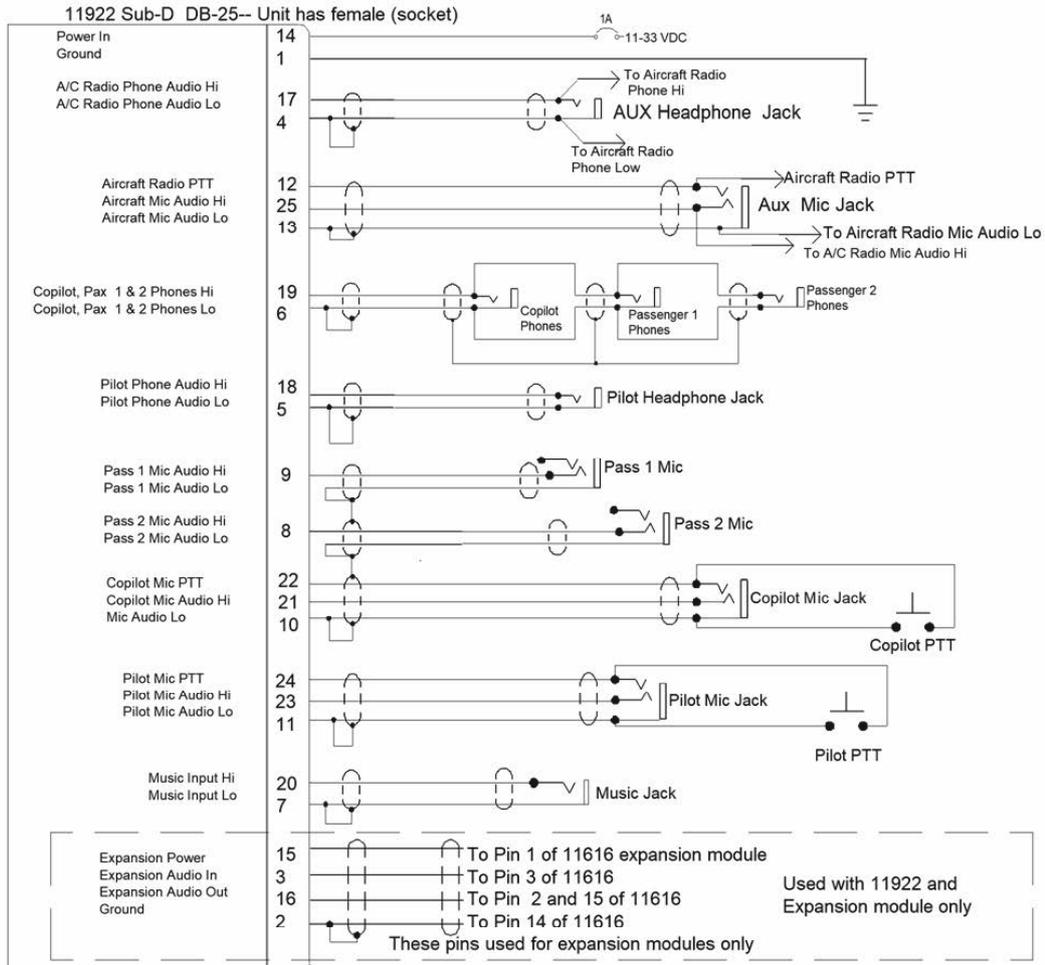
PM1000II (11920) with CREW Function



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	08 Mai 2020				8 von 9



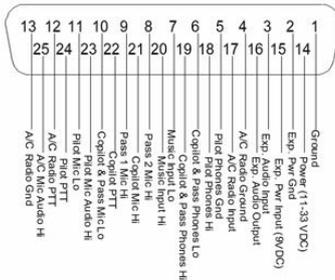
PM1000II NO crew, p/n 11922



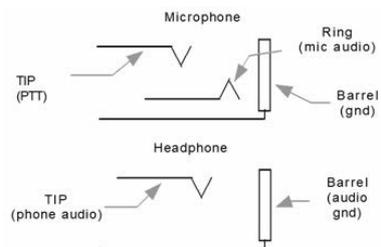
- NOTES:
1. All wire must conform to MIL-22759 or 27500. Minimum 24 gage shielded wire.
 2. Use 2-, 3-, and 4-conductor with shield as indicated.
 3. Use insulating washers on all jacks.
 4. Connect shields at intercom end only
 5. AUX headphone and microphone jacks are required.



11922, PM1000II without CREW



11922 Connector layout, viewed from rear



Monaural Headset Jack Details

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	08 Mai 2020				9 von 9

L E E R S E I T E

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	08 Mai 2020				

VT-2000

Secondary Surveillance Radar Transponder Mode-S

Bedienungsanleitung

Bitte nehmen Sie dieses Dokument in das
Flug- und Betriebshandbuch Ihres Luftfahrzeuges auf.



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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			1 von 21

Inhaltsverzeichnis

Verzeichnis der Änderungen	2
Inhaltsverzeichnis.....	3
Vorwort	4
1. Ein- und Ausschalten.....	5
2. Normaler Betrieb.....	5
2.1. Eingabe Squawk	6
2.2. Eingabe Standby Squawk	7
2.3. Auswahl der Betriebsart (Mode).....	8
2.4. IDENT Funktion.....	8
2.5. Zusätzliche Funktionen	9
2.5.1. Stoppuhr (Timer)	9
2.5.2. Höhenmonitor	10
2.5.3. Countdown	11
2.6. Weitere Einstellungen	12
2.6.1. Grundlagen zur Bedienung:.....	12
2.6.1.1. Navigation in Menüs:	12
2.6.1.2. Eingabe von Werten	13
2.6.1.3. Menüstruktur VT-2000	14
2.7. Einstellung flugspezifischer Daten	18
2.7.1. Flight-ID / Flugzeugkennzeichen	18
3. Fehlermeldungen / Warnungen	19
3.1. Systemverhalten und -anzeige bei Fehlern:	19
3.2. Systemverhalten und -anzeige bei Warnungen:.....	19
3.2. Systemverhalten und -anzeige bei Warnungen:.....	20
3.3. Liste möglicher Fehler-/Warncodes.....	21

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			3 von 21

Vorwort

Dieses Handbuch erläutert alle zum sicheren Betrieb nötigen Funktionen. Es wurde mit der gebotenen Sorgfalt erstellt. Sollten Sie weitergehende Fragen zur Bedienung des Transponders VT-2000 haben, so wenden Sie sich bitte an den Lieferanten.

In diesem Handbuch verwendetet Symbole

	<p>Gefahr <i>Bezeichnet eine unmittelbar drohende Gefahr. Bei Nichtbeachten des Warnhinweises drohen Tod oder schwere Verletzungen</i></p>
	<p>Vorsicht <i>Bezeichnet einen besonderen Hinweis zum Betrieb. Bei Nichtbeachten könnten das Gerät oder andere Einrichtungen Schaden nehmen.</i></p>
	<p>Wichtiger Hinweis <i>Bezeichnet Anwendungshinweise und andere nützliche Informationen. Bei Nichtbeachten drohen Gerätefehlfunktionen</i></p>



Der Luftfahrzeughalter bzw. –führer ist verantwortlich für die Einhaltung der gesetzlichen Bestimmungen und Verpflichtungen, die mit dem Betrieb des eingebauten Transponders VT-2000 entstehen.



Um Beschädigungen durch Spannungsspitzen zu vermeiden, muß das System beim Starten oder Abstellen des Flugzeugtriebwerkes stets ausgeschaltet sein. Schäden durch Spannungsspitzen sind als solche nachweisbar und fallen nicht unter den Gewährleistungsanspruch

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			4 von 21

1. Ein- und Ausschalten



Das Einschalten erfolgt wahlweise durch Drücken der Tasten **SBY**, **GND**, **ON**, **ALT**. Das Gerät startet im gewählten Betriebsmodus.

Ausgeschaltet wird das Gerät durch Drücken und Halten der **OFF**-Taste, bis das Display erlischt.

VT-2000



UI: v2.06

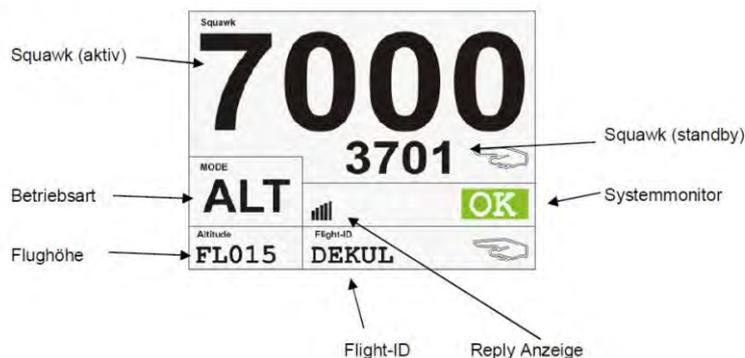
Displayanzeige beim Einschalten des Gerätes.

Die im **Bedienteil** des Systems installierte Firmwareversion wird angezeigt.

Hinweis: Informationen über weitere Firmware bzw. FPGA erhalten Sie über die Main Menu.Setting.Info des Gerätes

2. Normaler Betrieb

Im normalen Betrieb wird der nachfolgende Bildschirm dargestellt.



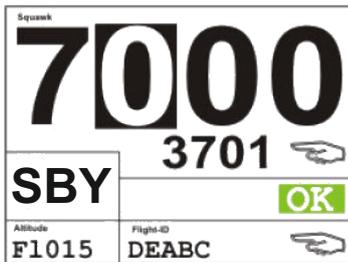
Hinweise:

- Wenn keine Mode-S Adresse eingetragen ist, blinkt anstelle der Flight-ID der Text **No Mode-S** und das Gerät arbeitet im Mode-A/C Betrieb
- Die momentane Flughöhe (bezogen auf 1013,25 hPa) wird als Flugfläche in der unteren linken Ecke des Displays angezeigt.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			5 von 21

2.1. Eingabe Squawk

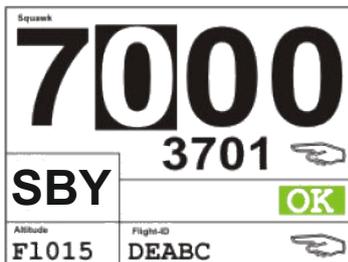
Die Eingabe des Squawks erfolgt mittels des mittleren Tastenblockes.



- Nach Drücken der ersten Taste wird der Wert an der ersten Position sofort gesetzt und der Cursor springt zur nächsten Position.
- Falscheingaben können durch Drücken der **CLR** Taste korrigiert werden. Der Cursor wird hierfür eine Position nach links geschoben und der falsche Wert kann durch Eingabe des korrekten Wertes korrigiert werden.
- Mit Eingabe der vierten Ziffer ist der Squawk komplett und wird sofort aktiv.
- Durch Drücken der **VFR** - Taste wird der im Setup einstellbare Squawk direkt aufgerufen. Der bisher gültige Wert wird in den Standby Squawk Bereich verschoben.
- Durch Drücken der Taste wird der aktive Squawk gegen den Standby-Squawk ausgetauscht

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			6 von 21

2.2. Eingabe Standby Squawk



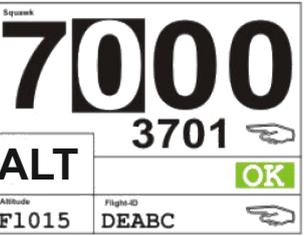
Die Eingabe des Standby Squawks erfolgt ebenfalls mittels des Zahlenblockes der Tastatur.

- Aktivieren Sie hierzu durch Drücken der oberen Softkey den Edit-Modus. Das Symbol  neben dem Standby-Squawk ändert sich zu .
- Geben Sie nun den Standby-Squawk über den Zahlenblock ein.
- Falscheingaben können durch Drücken der CLR - Taste korrigiert werden. Der Cursor wird hierfür eine Position nach links geschoben und der falsche Wert kann durch Eingabe des korrekten Wertes korrigiert werden.
- Mit Eingabe der vierten Ziffer ist die Eingabe abgeschlossen.
- Durch Drücken der Taste  wird der aktive Squawk gegen den Standby-Squawk ausgetauscht.

2.3. Auswahl der Betriebsart (Mode)



Die Auswahl der Betriebsart (Mode) erfolgt durch Drücken der Tasten **SBY**, **GND**, **ON**, **ALT**.

			
Standby Modus	On-Ground Modus	ON Modus	ALT Modus

Anzeige	Betriebsart (Mode)	Beschreibung/Funktion
SBY	Standby	Bedienteil läuft, Hauptgerät ist deaktiviert, Transponder beantwortet keine Anfragen.
GND	Ground	Mode-A/C/S intermode All-Calls werden nicht beantwortet
ON	Gerät aktiv, ohne Höhensignal	Abfragen werden beantwortet, Gerät squittert, Höhenwerte in der Antwort stehen auf Null. Diesen Mode nur auf Anforderung der Flugverkehrskontrolstelle schalten.
ALT	Gerät aktiv	Abfragen werden beantwortet, Gerät squittert, Höhenwerte in der Antwort enthalten auf Display dargestellten Wert. Dieser Mode ist die Standardbetriebsart in Europa.



Falls das Luftfahrzeug über einen Weight-on-Wheels Schalter verfügt und der Transponder hierfür konfiguriert ist, dann ist ein manuelles Schalten in den ON bzw. ALT-Modus nicht möglich, wenn das Luftfahrzeug am Boden steht.

2.4. IDENT Funktion

Durch Drücken der **IDT** -Taste wird die Identfunktion für 18 sek. aktiviert. Diese Funktion darf nur nach Aufforderung durch die Flugverkehrskontrolle aktiviert werden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			8 von 21

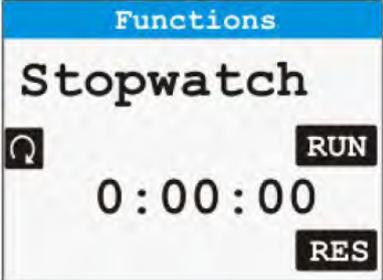
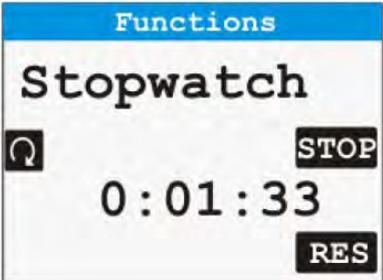
2.5. Zusätzliche Funktionen

Der VT-2000 bietet weitere nützliche Funktionen, wie z.B. Stoppuhr, Countdown oder Höhenmonitor.

Durch einmaliges Drücken der PGE -Taste erreichen Sie aus der normalen Displaydarstellung die erste Funktionsseite.

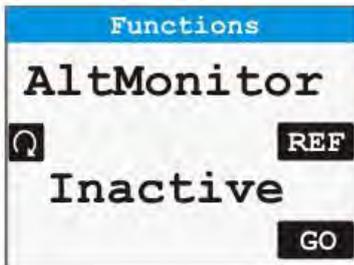
Durch Drücken der Taste  wechseln Sie zwischen den einzelnen Funktionsseiten (Softkeysymbol ).

2.5.1. Stoppuhr (Timer)

	<p>RUN startet die Stoppuhr</p> <p>STOP hält die laufende Uhr an.</p> <p>RES setzt die laufende oder stehende Uhr auf 0:00:00 zurück</p>
	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			9 von 21

2.5.2. Höhenmonitor



REF speichert den aktuellen Höhenwert als Referenz und aktiviert die Höhenmonitorfunktion.

Abweichungen werden durch optische und akustische Anzeige signalisiert.

STOP beendet die Monitorfunktion.

GO startet diese erneut mit dem bisherigen Referenzwert.



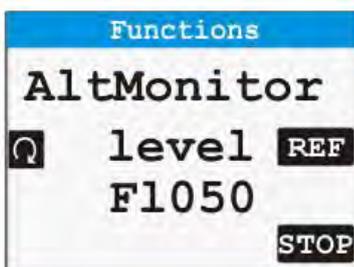
erhöht die Referenzhöhe um 100ft.



reduziert die Referenzhöhe um 100ft.

Beispiele:

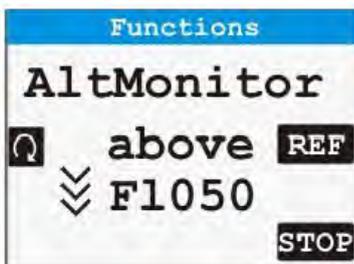
Höhenmonitor aktiv. Aktuelle Referenzhöhe: FL 050
Keine Abweichung vom Referenzwert (=level)



Höhenmonitor aktiv. Aktuelle Referenzhöhe: FL 050
Abweichung: 300 ft zu hoch (=above)

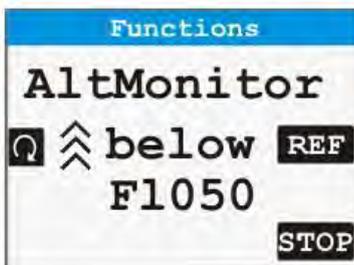
Ein  entspricht 100ft Abweichung.

Die Pfeilrichtung zeigt das Kommando: Sinken



Höhenmonitor aktiv. Aktuelle Referenzhöhe: FL 050
Abweichung: 300 ft zu niedrig (=below)

Die Pfeilrichtung zeigt das Kommando: Steigen



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			10 von 21

2.5.3. Countdown

	<p>Setzen des Startwertes:</p> <ul style="list-style-type: none"> erhöht den Wert um 30 sek. . reduziert den Wert um 30 sek.
	<p>Durch langes Drücken bzw. schnelles Drücken der Tasten wird die Schrittweite vergrößert.</p> <p>RUN startet den Countdown</p> <p>STOP hält den Countdown an.</p>

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			11 von 21

2.6. Weitere Einstellungen

Durch zweifaches Drücken der **PGE** Taste gelangen Sie aus der normalen Displaydarstellung ins Hauptmenü, wo im nicht-passwortgeschützten Bereich weitere Geräteparameter eingestellt werden können.

2.6.1. Grundlagen zur Bedienung:

2.6.1.1. Navigation in Menüs:



Die Navigation innerhalb von Menüs erfolgt grundsätzlich mit den Tasten des Zahlenblockes



bewegt den Cursor im Menü nach oben



bewegt den Cursor im Menü nach unten

Softkey **SEL** wählt den invertierten Menüeintrag aus.

Softkey **EXIT** verlässt das Untermenü.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			12 von 21

2.6.1.2. Eingabe von Werten



Felder, die einstellbare Werte enthalten, sind wie folgt zu behandeln:

- Auswahl des zu ändernden Feldes mittels **2** bzw. **0**.

- **SEL** aktiviert den Editiermodus für das gewählte Feld. Dieses wird nun invertiert dargestellt.

- Falls die erste Stelle innerhalb einer Zeichenkette invertiert dargestellt wird, Auswahl der zu ändernden Position innerhalb der Zeichenkette mittels **4** bzw. **6**.

- Änderung des gewählten Wertes innerhalb der Zeichenkette mittels **2** bzw. **0**.

- Wird der komplette Wert invertiert dargestellt, ist die Auswahl einzelner Position innerhalb der Zeichenkette nicht möglich. Änderung des Wertes nur mittels **2** bzw. **0**.

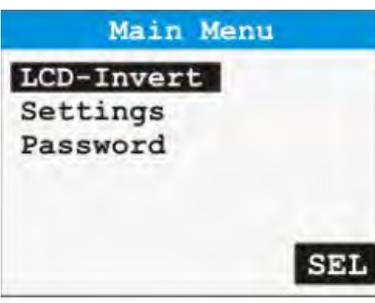
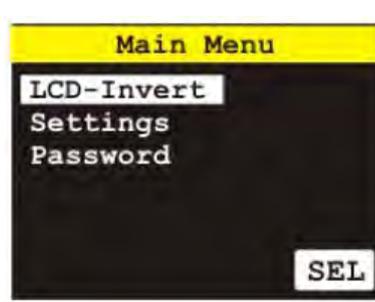
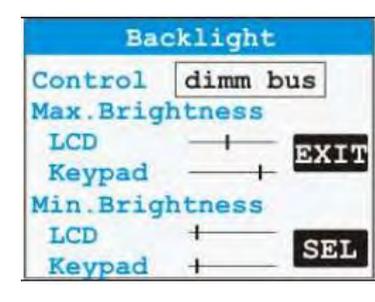
ESC verlässt das Feld ohne den neuen Wert zu speichern und beendet den Editiermodus.

SAVE speichert den Wert des Feldes und beendet den Editiermodus.

EXIT verlässt das Untermenü.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			13 von 21

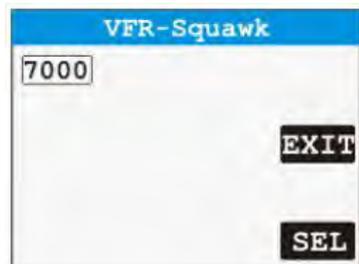
2.6.1.3. Menüstruktur VT-2000

 <p>Main Menu LCD-Invert Settings Password SEL</p>	<ul style="list-style-type: none"> • LCD-Invert: Schaltet LCD-Anzeige manuell von Tag- auf Nachtdarstellung bzw. umgekehrt • Settings: Ruft Untermenü Settings auf • Password: Ruft Seite zur Passworteingabe für erweiterte Setupzwecke auf.
 <p>Main Menu LCD-Invert Settings Password SEL</p>	<p>Nachtdarstellung</p>
 <p>Settings Backlight VFR-Squawk Installation Info EXIT SEL</p>	<p>Untermenü Settings:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Backlight (Steuerung des LCD Backlights) • VFR Squawk (Voreinstellung der VFR-Taste) • Installation • Info (Zeigt Startbildschirm mit Firmware-Version)
 <p>Backlight Control dimm bus Max. Brightness LCD + - EXIT Keypad + - Min. Brightness LCD + - SEL Keypad + -</p>	<p>Untermenü Backlight.</p> <p>Wählen Sie mit den Tasten 0 bzw. 2 die gewünschte Helligkeitssteuerung von LCD und Tastatur aus. Zur Auswahl stehen:</p>



- Dimm bus: Helligkeitssteuerung über Dimm-Bus des Luftfahrzeuges
- Amb-light: Automatische Helligkeitssteuerung über geräteinternen Helligkeitssensor
- Manual: Manuelle Einstellung

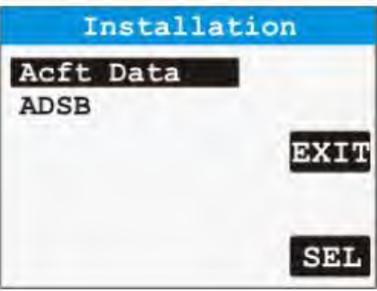
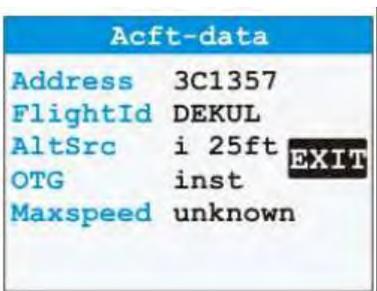
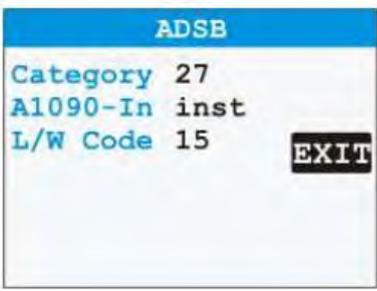
Hinweis: Der Helligkeitsabgleich für Dimm-Bus und Amb-Light ist nur über das Gerätesetup möglich. Konsultieren Sie hierzu bitten Ihren Avionik-Fachbetrieb.

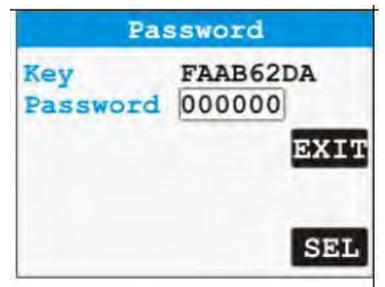


Untermenü VFR Squawk

- Programmierung des Squawks, der mit der VFR -Taste aufgerufen wird.

Eingabe des gewünschten Wertes wie in 2.10.1 beschrieben

	<p>Untermenü Installation</p> <ul style="list-style-type: none"> • Acft Data: Anzeige flugzeugspezifischer Daten • ADSB: Anzeige der ADS-B out Konfiguration <p>Hinweis: Im normalen Betriebsmodus sind die Werte nicht änderbar. Hinweise zur Änderung der Konfiguration entnehmen Sie bitte dem Installationshandbuch.</p>
	<p>Adress: 24-Bit Mode-S Adresse Flight-ID: Kennzeichen bzw. Flugnummer AltSrc: Höhenquelle d. Altcoders OTG: Konfiguration d. On-Ground-Interfaces Maxspeed: max. Geschwindigkeit des Flugzeuges</p>
	<p>Category: Luftfahrzeugkategorie A1090-In: ADS-B in an Bord installiert L/W Code: Information über Flugzeugabmessungen</p>

	<p>Untermenü Info:</p> <p>Anzeige der Softwareversionen des Bedienpanels (UI), des Tranponderhauptteils (XP), sowie der FPGA-Version (FPGA)</p>
	<p>Seite zur Eingabe des Passwortes. Nach korrekter Eingabe ist die Änderung der Gerätekonfiguration möglich. Das Passwort zur Eingabe der flugzeugspezifischen Daten finden Sie im Installationshandbuch. Der Parameter Key wird zur Erzeugung von Passwörtern zu Wartungszwecken benötigt.</p>

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			17 von 21

2.7. Einstellung flugspezifischer Daten

2.7.1. Flight-ID / Flugzeugkennzeichen

Die Flight ID (Flugnummer bei Linien- oder kommerziellen Flügen) oder das Flugzeugkennzeichen (bei kleineren Flugzeugen) wird bei Mode-S Antworten mit übertragen.



Die Flight ID sollte nur wenn nötig verändern werden. Normalerweise ist die FID das Rufzeichen Ihres Flugzeuges, außer Feld 7 des aufgegeben Flugplanes enthält andere Daten. Bitte prüfen Sie vor jedem Flug, daß die FID korrekt eingestellt ist.

Folgende Schritte sind nötig, um Flight-ID / Flugzeugkennzeichen einzustellen:

	<ul style="list-style-type: none"> • Schalten Sie den Transponder in den Standby Modus (SBY) • Drücken Sie auf die Softkeytaste • Das Symbol  neben der Flight-ID ändert sich zu . • Navigieren Sie mit den Tasten  bzw.  an die gewünschte Position und ändern Sie mit den Tasten  bzw.  den Wert • Beenden Sie die Eingabe durch erneutes Drücken der unteren Softkeytaste. Das Symbol  wechselt wieder zu .
 <p>Flight-ID im Edit-Modus</p>	



Die Einstellung aller flugzeugspezifischen Daten (Mode-S Adresse etc.) ist im Installationshandbuch beschrieben.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			18 von 21

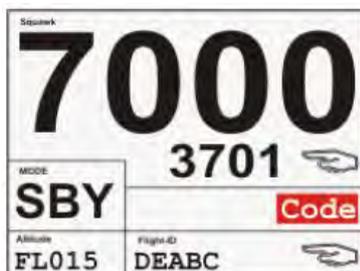
3. Fehlermeldungen / Warnungen

Fehler sind vom Selbsttest festgestellte massive Fehlfunktionen. Diese können im allgemeinen nicht selbst behoben werden. Warnungen sind Betriebszustände, die eine Fehl- oder Nichtfunktion nach sich ziehen können. Diese Zustände bzw. deren Ursache können teilweise vom Benutzer selbst behoben werden.

Beide Zustände werden sowohl optisch, als auch akustisch signalisiert.

Wenn das Gerät bei Wiederinbetriebnahme durch Wechsel in den ALT-Modus erneut einen Fehler meldet, kontaktieren Sie bitte Ihren LTB oder Lieferanten.

3.1 Systemverhalten und -anzeige bei Fehlern:



Anstelle des Wortes **Code** wird ein Fehlercode angezeigt.

Beim Erkennen eines schwerwiegenden Fehlers wird das Gerät in den Standby-Modus gesetzt, d.h. es werden weder Anfragen beantwortet noch Squitter ausgestrahlt. Gleichzeitig ertönt eine akustische Warnung, die durch Drücken der CLR Taste quittiert und beendet werden kann. Dadurch wird verhindert, daß Systemkomponenten beschädigt werden oder das Flugsicherungssystem gestört wird.

Der Systemmonitor zeigt auf dem Display den Fehlercode **rot** hinterlegt an.

Durch Wechsel der Betriebsart von SBY in ON oder ALT kann die Fehlermeldung zurückgesetzt werden. Tritt der Fehler danach jedoch erneut auf, schaltet das System wieder in den Fehlermodus.



Wenn ein Systemfehler festgestellt wurde, informieren Sie bitte umgehend die zuständige Flugverkehrskontrollstelle, mit der Sie in Kontakt stehen, falls Sie in einem Luftraum mit Transponderpflicht (z.B. TMZ, Luftraum C) fliegen. Versuchen Sie bitte nicht, während des Fluges die Fehlerursache selbst zu lokalisieren. Konzentrieren Sie sich nur auf die Führung Ihres Flugzeuges!!!

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			19 von 21

3.2. Systemverhalten und -anzeige bei Warnungen:

Das Gerät warnt vor Betriebsbedingungen, die eine baldige Fehlfunktion erwarten lassen. Es obliegt dem Benutzer, diese Gefahr abzuwenden. Warnungen werden für zu niedrige Betriebsspannung oder bei Alticoderproblemen ausgegeben.



Anstelle des Wortes
Code wird ein Warncode
angezeigt.

Erkennt der systemeigene Überwachungsmonitor ein Problem, das jedoch noch nicht als Fehler klassifiziert, wird dieser Zustand als Warnung angezeigt. Das Gerät arbeitet weiter, u.U. jedoch mit Einschränkungen.

Gleichzeitig ertönt eine akustische Warnung, die durch Drücken der CLR Taste quittiert und beendet werden kann.

Der Systemmonitor zeigt auf dem Display den Warncode gelb hinterlegt an.

Wird der Grund der Warnung nicht mehr vom Überwachungsmonitor erkannt, wird die Warnung automatisch beendet.

Durch Wechsel der Betriebsart von SBY in ON oder ALT kann die Fehlermeldung zurückgesetzt werden. Tritt der Fehler danach jedoch erneut auf, schaltet das System wieder in den Fehlermodus.

Bei Problemen des Höhenencoders oder bei Betrieb außerhalb des zulässigen Höhenbereiches wird die Höhenübetragung deaktiviert und auch nicht mehr angezeigt (entspricht Modus ON).



Wenn eine Systemwarnung festgestellt wurde, informieren Sie bitte umgehend die zuständige Flugverkehrskontrollstelle, mit der Sie in Kontakt stehen, falls Sie in einem Luftraum mit Transponderpflicht (z.B. TMZ, Luftraum C) fliegen. Versuchen Sie bitte nicht, während des Fluges die Fehlerursache selbst zu lokalisieren. Konzentrieren Sie sich nur auf die Führung Ihres Flugzeuges!!!

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
02.0200.10D	11 Apr 2012	1.2			20 von 21

Avionik Straubing Entwicklungs GmbH Flugplatz Wallmuehle Flugplatzstraße 5 94348 Atting	 DOA EASA.21J.046	Phone: +49 (0) 9429 9424-0 Fax: +49 (0) 9429 9424-24 eMail: entwicklung@avionik.de www.avionik.de
---	--	--

ENGINEERING O/N°:	ASR-2012-023	AIRCRAFT SERIAL N°:	20.089
AIRCRAFT MANUFACTURER:	Diamond	AIRCRAFT MODEL:	DV 20

DOA-Center:	AVIONIK STRAUBING Entwicklungs GmbH	Installation Center:	
DOA #:	EASA.21J.046	Repair Station #:	
Address:	Flugplatz Wallmuehle 94348 Atting GERMANY	Address:	

Approved Flight Manual Supplement

for

Aspen Avionics EFD1000

VFR PFD System

Aircraft Manufacturer: Diamond

Aircraft Model: DV 20, DA20-A1, DA20-C1

Aircraft Serial N°: 20.089

This document and the manuals referenced herein must be carried in the aircraft at all times. They describe the operating procedures for the Aspen Avionics EFD1000 VFR PFD system when it has been installed in accordance with AVIONIK STRAUBING GmbH Engineering Order N° ASR-2012-023.

For aircrafts with an Approved Airplane Flight Manual, this document serves as the Approved Flight Manual Supplement for the Aspen Avionics EFD1000 VFR PFD system. For aircraft that do not have an approved Flight Manual, this document serves as the Approved Supplement Flight Manual for the Aspen Avionics EFD1000 VFR PFD system.

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

This Aircraft Flight Manual Supplement is approved by DOA under Approval No. EASA.21J.046

Date of Issue: 01/03/2013
 Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
 FO ER-05-FMS

Doc. Title: Flight Manual Supplement	Date of Issue: 09/03/16-dh	Page 1 of 14
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00	Amendment Level: 00	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			1 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

List of revisions/amendments:

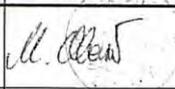
Revision:	Reason for revision/amendment:	Affected pages:	Date of issue:	Approval:	
				by:	reference:
00	Initial Release	All pages	09/03/16	ASR Approved under the authority of DOA No. EASA.21J.046	

Table of Contents:

Section I: General	3
Section II: Limitations	4
Section III: Emergency and abnormal Procedures	5
Section IV: Normal Procedures	9
Section V: Performance	9
Section VI: Weight & Balance	9
Section VII: Airplane & System Descriptions	10
Section VIII: Handling, Service & Maintenance	14
Section IX: Supplemental Data	14
Section X: Safety & Operational Tips	14

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Flight Manual Supplement performed:	
Date: <i>09.03.16</i>	Signature:  Design Engineer (DE)
Flight Manual Supplement checked:	
Date: <i>09.03.16</i>	Signature:  Compliance Verification Engineer (CVE)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			2 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

Section I: General

1.1. Aspen Avionics EFD1000 VFR PFD system description

The Aspen Avionics' EFD1000 is a panel-mounted Electronic Flight Instrument System (EFIS) that presents displays of attitude, altitude, indicated airspeed, heading, rate of turn, slip/skid, and navigation course deviation information. The system also displays supplemental flight data such as winds, TAS, OAT, etc., moving maps, pilot-selectable indices ("bugs"), and various annunciations that increase situational awareness and enhance flight safety. A simple moving map situational awareness information (course line) is displayed when the unit is connected to compatible GPS equipment.

The visible component of the EFD1000 VFR PFD system is the Display unit, installed in the instrument panel.

See Section 7.1 of this Aircraft Flight Manual Supplement for a description of the operation of the EFD1000 System.

For further details see Aspen EFD1000 VFR PFD Pilot's Guide P/N 091-00028-001 Rev. 0 or later approved Rev. For a block diagram of the system see Figure 3.

Additional instruments

The additional instruments (altimeter, airspeed indicator, attitude indicator, magnetic compass)

- ⁽¹⁾ Directional gyro
- ⁽¹⁾ RMI
- ⁽¹⁾ HSI
- ⁽¹⁾ CDI,

(see also section 2.5) are completely independent from the EFD1000 VFR PFD system and will continue to operate in the event the EFD1000 VFR PFD system is not usable.

IMPORTANT NOTE:

These additional instruments must be included in the pilot's normal instrument scan and must be referenced if the information on the EFD1000 VFR PFD is in question.

1.2. EFD1000 VFR PFD system power sources

The EFD1000 VFR PFD system depends on electrical power to maintain proper operation.

The EFD1000 VFR PFD is connected to the airplane's main bus via a combined Circuit Breaker/Switch (PFD switch) and is energized whenever the aircraft master switch and the PFD switch is turned on. This means that the EFD1000 VFR PFD will continue to supply attitude, heading, altitude and airspeed when the avionics master switch is turned off. In addition to that, a backup battery is built in to maintain operation during a power fail for a limited time.

Data from external navigation equipment (NAV, GPS etc), however, is only represented on the EFD1000 VFR PFD when the avionic bus is powered (avionic master switch is turned on).

The major component of the EFD1000 VFR PFD system (PFD) is protected with resettable circuit breaker, which is accessible by the crew.

The PFD circuit breaker is combined with the EFD1000 master switch and labelled as "PFD".

1.3. Interfaced sources of navigation:

The following sources of navigation can be selected and displayed on the PFD as CDI source:

- ⁽¹⁾ NAV unit #1
- ⁽¹⁾ NAV unit #2
- ⁽¹⁾ GPS-Navigator #1
- ⁽¹⁾ GPS-Navigator #2

⁽¹⁾ alternative/optional installation, applicable option(s) is/are marked.

Doc. Title: Flight Manual Supplement	Date of Issue: 09/03/16-dh	Page 3 of 14
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00	Amendment Level: 00	

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			3 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Walmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting

AVIONIK STRAUBING

DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de



Figure 1: Aspen EFD1000 VFR PFD

Section II: Limitations

2.1. Pilot's Guide

The Aspen EFD1000 VFR PFD Pilot's Guide P/N 091-00028-001 Rev. 0 or later approved Rev. must be immediately available to the flight crew.

2.2. RSM GPS Usage

The EFD1000 RSM GPS is authorized for emergency use only. Position data from the RSM GPS will ONLY be presented following the loss or failure of a certified external GPS navigator.

NOTE:

When the RSM GPS is in use, magnetic variation data used by the basemap is not updated. This can result in misaligned basemap symbology whenever the external GPS position source is lost and the aircraft travels far enough to produce a significant change in the local magnetic variation.

2.3. Internal Battery

The 30 minute back-up battery in the PFD is not approved as a required power source to meet electrical power requirement for essential equipment following loss of aircraft power generation equipment.

DO NOT RELY ON THE INTERNAL BACKUP BATTERY OF THE EFD1000 VFR PFD systemSYSTEM.

2.4. Placards and Decals

The following electronic placard is provided on the EFD1000 VFR PFD whenever the RSM GPS is providing position data for the basemap display:

**"RSM GPS REVERSION
EMER USE ONLY"**

The following placard is placed near the EFD1000 VFR PFD showing its limitation for VFR DAY use only:

**"PFD LIMITED FOR
VFR DAY USE ONLY"**

2.5. Additional Instruments

The barometric pressure setting on the additional altimeter must be set whenever the value of is adjusted on the EFD1000 VFR PFD.

IMPORTANT NOTE:

The standby altimeter and airspeed indicator must be fully functional in every phase of flight especially if the EFD1000 VFR PFD lose its function.

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Doc. Title: Flight Manual Supplement	Date of Issue: 09/03/16-dh	Page 4 of 14
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00	Amendment Level: 00	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			4 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

Section III: Emergency and abnormal Procedures

3.1. Abnormal Procedures

3.1.1. In-Flight AHRS Reset

In the very rare cases it should be necessary to reset the AHRS, perform the following procedure:

- Maintain straight and level flight. Fly by visual reference, or by alternate instruments, deselect HDG or NAV mode of the autopilot (wing levelling is ok).
- Press the "Menu"-Key and select the "GENERAL SETTINGS" page.
- Press the "AHRS: RESET?" Line Select Key
- Press the "AHRS: RESET?" Line Select Key again to confirm reset.

NOTE:

When the EFD1000 AHRS is reset in flight, it performs an abbreviated initialization. During the initialization, the aircraft should not be subjected to excessive turn rates. Typical in-flight initialization will take approximately 30 seconds, but can take longer if the reset is initiated while banked or maneuvering. The AHRS reset is considered complete when the EFD1000 attitude and heading is once again displayed, stable, and correct with respect to the horizon or standby indicator.

3.1.2. Pitot/Static System Blockage

CAUTION:

This aircraft has only a single Pitot and static port available for flight instrument use. As such, the Pitot and static lines used by the EFD1000 VFR PFD system are shared with those lines used by the standby airspeed indicator and altimeter. Should these lines become blocked, such as might occur due to inadvertent icing encounter, both the standby indicators and the EFD1000 VFR PFD indicators will display erroneous information. Because the EFD VFR PFD 1000 uses Pitot and Static pressures as part of the ADAHRS solution, loss or corruption of this data, such as from a line blockage, will impact the accuracy of data output by the ADAHRS. Affected parameters can include the airspeed, altitude and attitude information displayed by the EFD1000 VFR PFD. If erroneous Pitot or static inputs are detected by the EFD1000 VFR PFD system, the EFD1000 VFR PFD will present a "CROSS CHECK ATTITUDE" annunciation.

A static line blockage will result in altitude remaining fixed and a zero vertical speed despite aircraft pitch and/or power setting changes. In addition, IAS indications will be incorrect if the static line is blocked. Errors will typically be noticed in the climb or descent phase of flight. When descending, ambient pressure increases which will result in the indicated airspeed reading less than the actual airspeed. The opposite effect will be observed in a climb. A static line blockage can also affect the EFD1000 VFR PFD attitude indication. A Pitot line blockage will result in the airspeed indicator behaving like an altimeter when the aircraft altitude changes, and it would not respond to airspeed changes. A Pitot line blockage can also affect the EFD1000 VFR PFD attitude indication. If a blocked Pitot or static line is suspected, take the following actions:

ALTERNATE STATIC SOURCE.....SELECT
PITOT HEATON

3.1.3. Loss of Alternator/Generator

In the event that the Alternator/Generator fails, the Aircraft battery is the only source of electrical power. Perform a load shedding as described in the Aircraft's Operation Manual and turn off the Aspen EFD1000 VFR PFD.

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Doc. Title: Flight Manual Supplement	Date of Issue: 09/03/16-dh	Page 5 of 14
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00	Amendment Level: 00	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			5 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

3.1.4. Loss of External Power

In the event that external power to the unit is degraded or fails, the EFD1000 VFR PFD will automatically switch to its internal battery. When operating on internal battery, the display backlight intensity is capped at a value of 70%. An annunciation of this operating state and the estimated battery charge remaining is displayed in the lower portion of the attitude indicator.



CAUTION:

During situations where a high electrical demand is placed on the aircraft electrical system, electrical transients that cause aircraft voltage to momentarily drop below the Automatic Battery Transition Threshold Voltage (see 7.1.3.1) will cause the EFD to automatically switch to its internal battery. This will be accompanied by an "ON BAT" annunciation. The "ON BAT" annunciation should extinguish shortly after the electric transient demand goes away. If the "ON BAT" annunciation does not extinguish then an external power source failure has most likely occurred

NOTE:

When fully charged the EFD1000 VFR PFD system internal battery will allow for operation for the AHRS, display and RSM emergency GPS for at least 30 minutes.

3.1.5. Power override

In the event that the pilot wishes to override the automatic power configuration of the equipment:

MENU..... Select "POWER SETTINGS" Page

To switch FROM External Power TO Battery:

"BATTERY" LINE SELECT KEY..... PRESS

To switch FROM Battery TO External Power:

"EXT PWR" LINE SELECT KEY PRESS

NOTE:

When airborne, if the EFIS input voltage is below the Automatic Battery Transition Threshold Voltage (see 7.1.3.1), and "EXT PWR" is selected the EFD will automatically transition back to its internal battery.

3.1.6. Abnormal Shutdown Procedure

EFIS master switch/breaker..... OFF

REV Button..... HOLD UNTIL DISPLAY BLANKS

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Doc. Title: Flight Manual Supplement	Date of Issue: 09/03/16-dh	Page 6 of 14
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00	Amendment Level: 00	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			6 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

3.1.7. Warning, Caution, and Advisory Summary

WARNINGS		
ON BAT		Red annunciation presented whenever the EFD1000 VFR PFD system is operating on the internal battery. Will be accompanied by an indication of the estimated battery charge remaining.
Function FAIL ("X")		Red annunciation presented whenever the EFD1000 VFR PFD system has determined that the associated function is invalid or failed and should not be used. The data is removed from the display and replaced by a red "X" over the affected display feature.

CAUTIONS		
CROSS CHECK ATTITUDE		Amber annunciation presented centered in the upper half of the attitude indicator whenever the EFD1000 VFR PFD system AHRS internal integrity monitor determines that attitude is potentially degraded. If a CROSS CHECK ATTITUDE annunciation is provided the pilot should cross check attitude, airspeed and altitude indications.
GPS1 GPS 2 and/or RSM GPS		Amber annunciation presented on the left edge of the display to indicate when a configured GPS flight plan and mapping data is invalid or not available.
RSM GPS REVERSION EMER USE ONLY		Amber annunciation presented whenever the EFD1000 VFR PFD system reverts to RSM GPS data and indicates that the RSM GPS is the current GPS source. RSM GPS usage is limited to "EMER USE ONLY"
INTEG		Amber annunciation presented when the GPS source coupled to the HSI "flags" the GPS integrity. See the GPS AFMS for more information.
MINIMUMS		Amber annunciation presented whenever the aircraft is at or below the MINIMUMS altitude set by the pilot. May be accompanied by an optional one-second stuttered tone.

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS
Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

Doc. Title: Flight Manual Supplement
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00

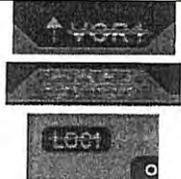
Date of Issue: 09/03/16-dh
Amendment Level: 00

Page 7 of 14

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			7 von 14

Avionik Straubing Entwicklungs GmbH Flugplatz Wallmuehle Flugplatzstraße 5 94348 Atting	 DOA EASA.21J.046	Phone: +49 (0) 9429 9424-0 Fax: +49 (0) 9429 9424-24 eMail: entwicklung@avionik.de www.avionik.de
---	--	--

ADVISORY		
Altitude alerter		Amber flag presented to indicate the aircraft is reaching (steady) or deviating (flashing) from the preselected altitude. May be accompanied by an optional one second steady tone.
GPS Annunciations: "APPR" "WPT" "MSG"		Green Annunciations associated with the GPS coupled to the HSI. See the GPS AFMS for more information.

INVALID DATA		
Slashing (red line)		A horizontal or vertical red line through the source legend of selected data indicates that the data is invalid or unavailable.

3.2. Emergency Procedures
No change

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Doc. Title: Flight Manual Supplement	Date of Issue: 09/03/16-dh	Page 8 of 14
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00	Amendment Level: 00	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			8 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

Section IV: Normal Procedures

4.1 Exterior Inspection

- RSM..... Check condition and security
- RSM Vent Hole..... CLEAR OF OBSTRUCTIONS
- RSM Lightning Tape..... Check Condition and security

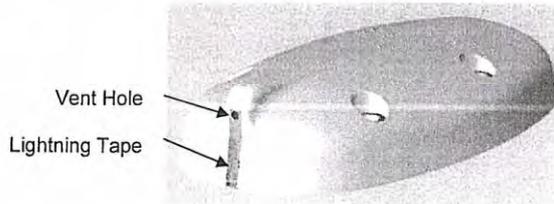


Figure 2: Remote Sensor Module

4.2 Before Taxi Checks

- EFD1000 VFR PFD MASTER Switch.....ON
- Avionics and InstrumentsSET as desired

NOTE:

The AHRS will perform an internal test during EFD1000 VFR PFD system power up. The aircraft should remain stationary during the AHRS power up and alignment sequence. If the aircraft is moved during AHRS alignment it will take longer for accurate attitude and heading information to be presented to the pilot. Attitude and heading information is presented once the AHRS completes the alignment process.

4.3 Before Take-Off Checks

- EFIS POWER SETTINGS PAGE.....Check Battery Status
- EFIS POWER SETTINGS PAGE.....Check Input Voltage > 12.3V

NOTE:

If the EFIS input voltage is below the Automatic Battery Transition Threshold Voltage (see 7.1.3.1) then the EFD will transition to internal battery as soon as the indicated airspeed exceeds 30 KIAS. Voltages below these thresholds are indicative of an aircraft electrical system charging problem and should be resolved prior to flight.

4.4 Shutdown Checks

- EFD1000 VFR PFD MASTER Switch.....OFF

Section V: Performance

No change.

Section VI: Weight & Balance

See current weight and balance data.

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			9 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

Section VII: Airplane & System Descriptions

7.1. ASPEN EFD1000 VFR PFD

7.1.1. General

The EFD1000 VFR PFD is a flat-panel LCD primary flight instrument that displays attitude, airspeed, altitude, vertical speed, slaved compass, slip/skid, and rate of turn information.

The EFD1000 VFR PFD system components include the EFD1000 display head (PFD), a Remote Sensor Module (RSM) and a Configuration Module (CM).

Physically integrated in the PFD unit are, besides the LCD display and the buttons and knobs, an AHRS (Attitude and Heading Reference system), and an air data computer (ADC).

The system uses data from its internal solid state rate gyros and accelerometers, Pitot and static sensors and the magnetometer and temperature data of the RSM module, to derive the aircraft attitude and air data solutions.

The Remote Sense Unit (RSM) contains 3D magnetic flux (heading) sensors, orientation accelerators, an outside air temperature (OAT) sensor, an emergency backup GPS engine and antenna.

The Configuration Module (CM) retains the system configuration and calibration data.

For a block diagram of the system see Figure 3.

7.1.2. Overview

NOTE:

Although intuitive, a reasonable degree of familiarity is required to use the EFD1000 VFR PFD system.

Pilot interaction with the EFD1000 VFR PFD is accomplished through two knobs with push/rotate function and 11 buttons located on the display bezel. (see Figure 4). Two control knobs are used to control pilot settable bugs and references. Three lower push buttons, located between the control knobs, are used to select navigation sources for the bearing pointers and the HSI. Three dedicated buttons on the upper side of the right bezel control map range, display reversion, and provide access to the main menu. Five soft keys on the lower half of the right bezel control frequently used commands, such as the HSI mode or map declutter setting. These five keys are also used when navigating the main menu.

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Doc. Title: Flight Manual Supplement	Date of Issue: 09/03/16-dh	Page 10 of 14
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00	Amendment Level: 00	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			10 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Alling



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

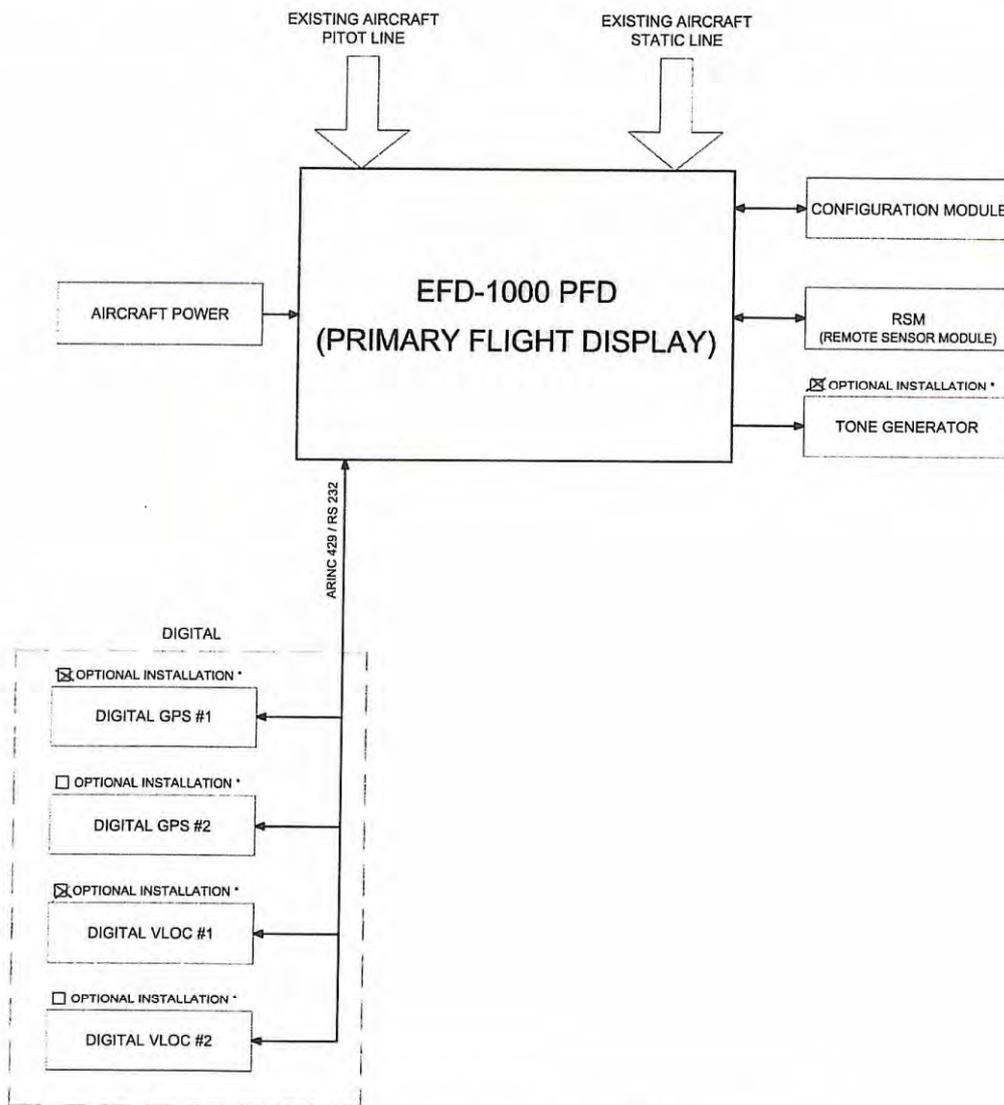


Figure 3: EFD1000 VFR PFD System Block diagram

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Doc. Title: Flight Manual Supplement
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00

Date of Issue: 09/03/16-dh
Amendment Level: 00

Page 11 of 14

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			11 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmühle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

7.1.3. Power Control

To enhance safety, the EFD1000 VFR PFD system includes an internal battery that allows the system to continue to operate in the event of a failure of the aircraft electrical system. This ensures that in addition to the standby instruments, the EFD1000 VFR PFD instrument continues to remain available for a period of time following the loss of all external supply power. This internal battery is not required by regulation; however, it is good practice to verify that the status of the battery prior to takeoff. The EFD1000 VFR PFD system receives aircraft power from the battery bus via a dedicated combined switch/circuit breaker (EFD1000 master switch). Whenever indicated airspeed is invalid or below 30 KIAS the EFD1000 VFR PFD system will power up and power down with the application or removal of external power. To turn on the system, turn on the aircraft Battery Master switch and the EFIS master switch. Reverse this process to turn the system off. A message is presented during the normal power down sequence to enable the pilot to abort the shutdown and switch to internal battery.

7.1.3.1. Automatic Battery Transition Threshold Voltage

When IAS is greater than 30 KIAS and the input voltage is below 12.5±0.3V the EFD will automatically switch to its internal battery (e.g. aircraft charging system failure). This voltage is called "**Automatic Battery Transition Threshold Voltage**" in this document.

The EFD1000 VFR PFD system internal battery will provide at least 30 minutes of power when it is fully charged.

The battery provides power to the display head, RSM and emergency GPS. Reducing the backlight intensity will extend the battery operating time. When operating from battery, a red "ON BAT" annunciation and battery charge status indication is presented in the lower portion of the Attitude Indicator.

NOTE:

As a protection mechanism, the EFD1000 VFR PFD system internal battery may not charge when the battery temperature is at extreme high or low temperatures. This situation may occur when the battery was being used and system power is subsequently restored, or it may occur under high or low ambient temperatures. If operation from the internal battery occurs during night and/or IFR operations, one should land as soon as possible, even if external power is restored, as the battery will not recharge following restoration of external power until the battery temperature has returned to normal.

A unit operating from battery may be powered off using the "Shut Down" command available in the Power Settings Menu. In the unlikely event that the normal power control is not working, the EFD may be forced to shut down by first switching off the EFIS master switch/breaker and then pressing and holding the REV button for at least 5 seconds. (Refer to section 3.1.6 "Abnormal Shutdown Procedure") Battery charge status may be viewed from the "Power Settings" page of the Main Menu. Refer to Aspen EFD1000 VFR PFD Pilot's Guide P/N 091-00028-001 Rev. 0 or later approved Rev. more information.

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Doc. Title: Flight Manual Supplement	Date of Issue: 09/03/16-dh	Page 12 of 14
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00	Amendment Level: 00	

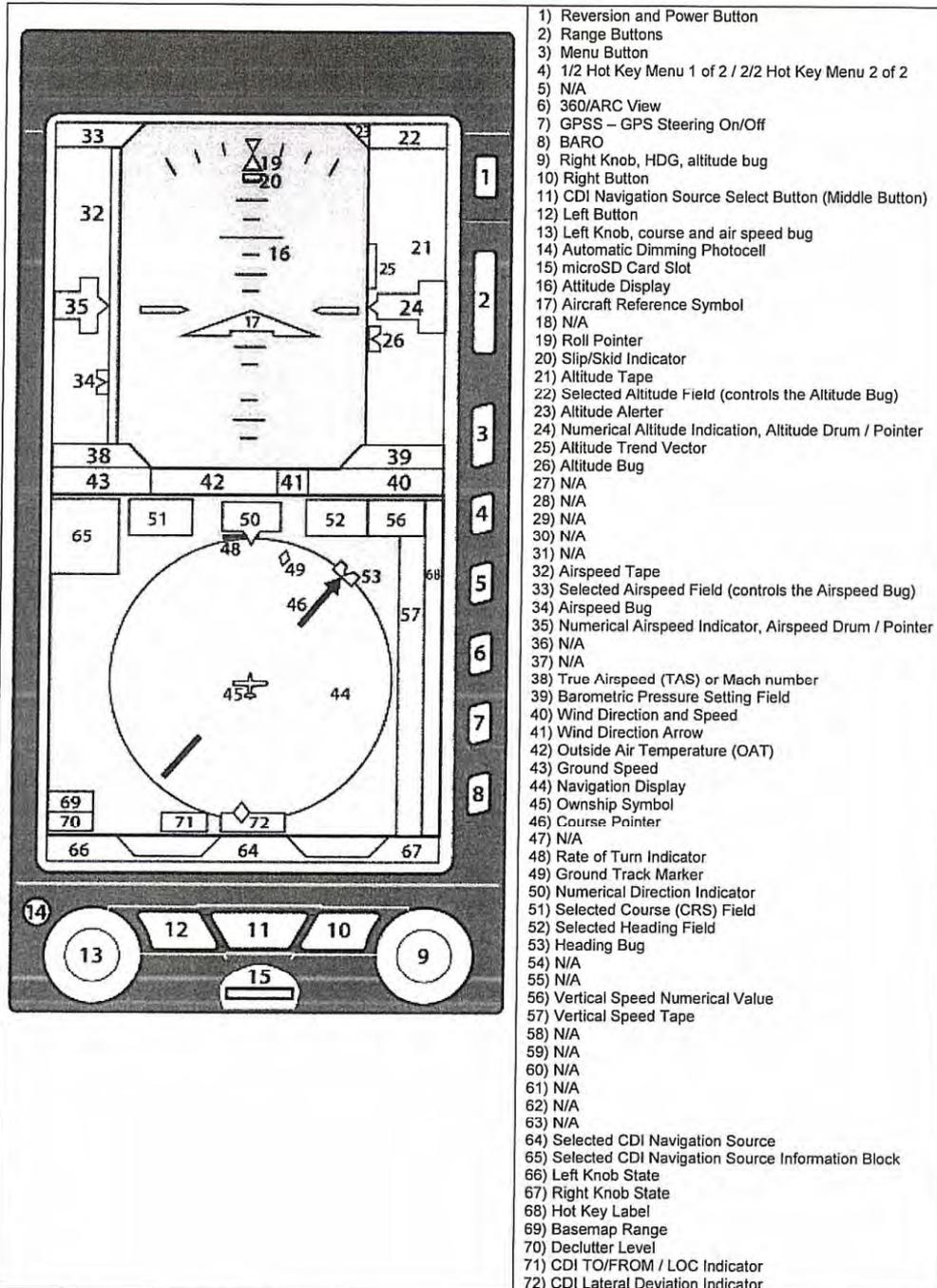
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			12 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting

AVIONIK STRAUBING

DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de



- 1) Reversion and Power Button
- 2) Range Buttons
- 3) Menu Button
- 4) 1/2 Hot Key Menu 1 of 2 / 2/2 Hot Key Menu 2 of 2
- 5) N/A
- 6) 360/ARC View
- 7) GPSS – GPS Steering On/Off
- 8) BARO
- 9) Right Knob, HDG, altitude bug
- 10) Right Button
- 11) CDI Navigation Source Select Button (Middle Button)
- 12) Left Button
- 13) Left Knob, course and air speed bug
- 14) Automatic Dimming Photocell
- 15) microSD Card Slot
- 16) Attitude Display
- 17) Aircraft Reference Symbol
- 18) N/A
- 19) Roll Pointer
- 20) Slip/Skid Indicator
- 21) Altitude Tape
- 22) Selected Altitude Field (controls the Altitude Bug)
- 23) Altitude Alerter
- 24) Numerical Altitude Indication, Altitude Drum / Pointer
- 25) Altitude Trend Vector
- 26) Altitude Bug
- 27) N/A
- 28) N/A
- 29) N/A
- 30) N/A
- 31) N/A
- 32) Airspeed Tape
- 33) Selected Airspeed Field (controls the Airspeed Bug)
- 34) Airspeed Bug
- 35) Numerical Airspeed Indicator, Airspeed Drum / Pointer
- 36) N/A
- 37) N/A
- 38) True Airspeed (TAS) or Mach number
- 39) Barometric Pressure Setting Field
- 40) Wind Direction and Speed
- 41) Wind Direction Arrow
- 42) Outside Air Temperature (OAT)
- 43) Ground Speed
- 44) Navigation Display
- 45) Ownship Symbol
- 46) Course Pointer
- 47) N/A
- 48) Rate of Turn Indicator
- 49) Ground Track Marker
- 50) Numerical Direction Indicator
- 51) Selected Course (CRS) Field
- 52) Selected Heading Field
- 53) Heading Bug
- 54) N/A
- 55) N/A
- 56) Vertical Speed Numerical Value
- 57) Vertical Speed Tape
- 58) N/A
- 59) N/A
- 60) N/A
- 61) N/A
- 62) N/A
- 63) N/A
- 64) Selected CDI Navigation Source
- 65) Selected CDI Navigation Source Information Block
- 66) Left Knob State
- 67) Right Knob State
- 68) Hot Key Label
- 69) Basemap Range
- 70) Declutter Level
- 71) CDI TO/FROM / LOC Indicator
- 72) CDI Lateral Deviation Indicator

Date of Issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DOH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Figure 4: EFD1000 VFR PFD Features

Doc. Title: Flight Manual Supplement
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00

Date of Issue: 09/03/16-dh
Amendment Level: 00

Page 13 of 14

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			13 von 14

Avionik Straubing
Entwicklungs GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting



DOA EASA.21J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: entwicklung@avionik.de
www.avionik.de

7.1.4. Controls and Display

Refer to the Aspen EFD1000 VFR PFD Pilot's Guide P/N 091-00028-001 Rev. 0 or later approved Rev. for a complete and detailed explanation of the operational aspects and the capabilities of the EFD1000 VFR PFD system

7.1.5. Autopilot Integration

This installation does not interface with the autopilot (basic wing levelling autopilot or no autopilot is installed in the aircraft).

7.2. Equipment List

See current equipment list.

Section VIII: Handling, Service & Maintenance

No Change

Section IX: Supplemental Data

No Change

Section X: Safety & Operational Tips

No Change

Date of issue: 01/03/2013
Amendment Level: 01

DCH Part 3 FORMS
FO ER-05-FMS

Doc. Title: Flight Manual Supplement
Doc. No.: ASR-2012-023-FMS-05.1-00

Date of Issue: 09/03/16-dh
Amendment Level: 00

Page 14 of 14

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
ASR-2012-023	09 Mar 2016	1.0			14 von 14



DV 20
FLUGHANDBUCH

L E E R S E I T E

Dok. Nr.		Rev. Nr.	Datum	Bezug	
----------	--	----------	-------	-------	--

TRX-1500 / TRX-1500A

ADS-B / FLARM® - Trafficsensor

Bedienungsanleitung Installationsanleitung

For English translation of this manual, please check our website: www.garrecht.com

GARRECHT
Avionik GmbH



© 2014 - Garrecht Avionik GmbH, 55411 Bingen/Germany

Revision: 1.0h

1

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			1 von 26

Inhaltsverzeichnis

Verzeichnis der Änderungen	2
Inhaltsverzeichnis	3
Vorwort	4
Lieferumfang / Zubehör	5
Wichtiger Hinweis zu integriertem FLARM®-Modul	6
1. Funktionsprinzip	7
1.1. Allgemein	7
1.2. Ausgabe von Positions- und Warninformationen	8
1.2.1. Positionsinformationen:	8
1.2.2. Warninformationen:	9
1.3. Datenausgabe für Warnungen und Positionsanzeige	10
1.4. Akustische Ausgabe für Verkehrswarnungen	10
1.5. Signale anderer Luftfahrzeuge und Systemverhalten	11
1.5.1. Mode-S Extended Squitter mit ADS-B out	11
1.5.2. Mode-S Squitter	11
1.5.3. Mode-S Replies	11
1.5.4. FLARM®	11
1.6. Grenzen des Systems	12
1.6.1. Generell	12
1.6.2. Was der TRX-1500 kann	12
1.6.3. Was der TRX-1500 nicht kann	12
2. Installation	13
2.1. Generell	13
2.2. Mechanische Befestigung	13
2.3. Antenneneinbau	14
2.3.1. Allgemeines	14
2.3.2. Antennenkabel und Stecker	14
2.3.3. ADS-B Antenne, FLARM-Antenne	15
2.3.4. GPS Antenne	15
2.4. Elektrischer Anschluß (Spannungsversorgung und Daten)	16
2.4.1. USB-Anschluß	16
2.4.2. Spannungsversorgung	16
2.4.3. 3.3V DC Spannungsausgang	16
2.4.4. RS-232 Datenschnittstellen (Port-1 bis Port-3)	16
2.4.5. ARINC-429 Datenschnittstelle (nur TRX-1500A)	17
2.4.6. Audio-Ausgang	19
2.5. microSD Card Slot	20
2.5.1. Systemverhalten bei gesteckter Speicherkarte (microSD-Card)	21
3. Checkliste Einbau und Konfiguration	22
4. Technische Daten TRX-1500	23
5. Einbauschaubild	24
6. EG-Konformitätserklärung	26

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0h			3 von 26

Vorwort

Vielen Dank für den Erwerb des **TRX-1500 bzw. TRX-1500A** ADS-B/FLARM Traffic Sensors.

Das System integriert einen ADS-B Empfänger und einen FLARM® Transceiver und dient als Sensor zum Anschluß an externe Displaysysteme.

Um eine einwandfreie Funktion des Gerätes zu gewährleisten, ist die Lektüre des Kapitels "Installation" dringend erforderlich.

Eventuelle Einschränkungen des Systems werden im Kapitel "Grenzen des Systems" beschrieben.

Details zu den Geräteschnittstellen liefert das gesonderte Dokument "TRX Data Port Specifications". Dieses Dokument ist **AUSSCHLIEßLICH** in englischer Sprache verfügbar (Bitte sehen Sie von Anfragen nach Übersetzungen in andere Sprachen ab).

Aktualisierte Fassungen der Handbücher sowie Softwareupdates finden Sie im Internet unter

www.garrecht.com

Ihre Verbesserungsvorschläge sind und willkommen. Bitte kontaktieren Sie uns hierzu per Email unter

info@garrecht.com

Dieses Handbuch erläutert alle zum sicheren Betrieb und zur korrekten Installation nötigen Schritte. Es wurde mit der gebotenen Sorgfalt erstellt. Sollten Sie weitergehende Fragen zu Betrieb oder Installation des **TRX-1500 bzw. TRX-1500A** ADS-B/FLARM Traffic Sensors haben, so wenden Sie sich bitte an den Lieferanten.

Das Gerät enthält keine vom Eigentümer zu wartenden Komponenten. Bitte das Gerät NICHT öffnen, da ansonsten empfindliche Bauteile beschädigt werden können.

In diesem Handbuch verwendete Symbole

	<p>Gefahr Bezeichnet eine unmittelbar drohende Gefahr. Bei Nichtbeachten des Warnhinweises drohen Tod oder schwere Verletzungen.</p>
	<p>Vorsicht Bezeichnet einen besonderen Hinweis zum Betrieb. Bei Nichtbeachten könnten das Gerät oder andere Einrichtungen Schaden nehmen.</p>
	<p>Wichtiger Hinweis Bezeichnet Anwendungshinweise und andere nützliche Informationen. Bei Nichtbeachten drohen Gerätefehlfunktionen.</p>

Hinweise in diesem Handbuch gelten stets für beide Geräte (TRX-1500 und TRX-1500A), sofern nicht anders gekennzeichnet.

Alle verwendeten Markennamen und Bezeichnungen sind eingetragene Warenzeichen und Marken der jeweiligen Eigentümer. Sie dienen nur zur Verdeutlichung der Kompatibilität unserer Produkte mit den Produkten verschiedener Hersteller.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0h			4 von 26

Lieferumfang / Zubehör

Der Lieferumfang des Gerätes umfasst:

- Systemeinheit TRX-1500 bzw. TRX-1500A
- USB Anschlusskabel
- 1090 MHz Antenne
- 868 MHz Flarm-Antenne
- GPS-Antenne
- dieses Handbuch

Sollte eines oder mehrere der o.g. Teile fehlen, kontaktieren Sie bitte diesbezüglich Ihren Lieferanten.

Zum Betrieb erforderliches Zubehör (nicht im Lieferumfang enthalten)

- externe Displayeinheit (CDTI), z.B. Butterfly, FlymapL, Garmin GPS 39x/49x/69x, PDA mit geeigneter Software (WinPilot, pocket StrePla, SeeYou mobile)

Optionales Zubehör (nicht im Lieferumfang enthalten)

- Antennen - Verlängerungskabel
- Verbindungskabel TRX-1500 mit offenen Kabelenden

Das o.g. Zubehör erhalten Sie beim Lieferanten des Gerätes.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			5 von 26

Wichtiger Hinweis zu integriertem FLARM®-Modul

Der TRX-1500 mit einem integrierten FLARM® Modul ausgerüstet. FLARM® ist ein Kollisionswarnsystem, das sich in kürzester Zeit mit über 17.000 Geräten in der Allgemeinen Luftfahrt und Sportfliegerei sehr schnell durchgesetzt hat.

Die wichtigsten FLARM® Funktionen im Überblick:

- Anzeige der Verkehrslage, Warnungen (optisch und akustisch) über annähernde Flugzeuge die ebenfalls mit FLARM® ausgestattet sind sowie feste Hindernisse
- intelligente Bewegungsvorhersage zur Reduzierung von Pseudoalarmen
- typisch 4-8km Funkreichweite
- FLARM® arbeitet in einem lizenzfreien Radioband und basiert nicht auf Transponder-Technologie

Detaillierte Informationen zum FLARM® System sind unter

www.flarm.com

verfügbar.



FLARM® erfordert in regelmäßigen Abständen (derzeit im 3-Jahresrhythmus, zukünftig alle 4 Jahre) Firmwareupdates, um die Funktionalität des Systems aufrechtzuerhalten. Falls Ihr TRX-1500 mit einem internen FLARM® Modul ausgerüstet ist, sind diese Updates zur Sicherstellung der Funktionalität obligatorisch. Das System stellt ansonsten nach Ablauf des Stichtages seine Funktion ein.

Obligatorische Updates werden durchgeführt, um das gesamte FLARM®-Netzwerk zu verbessern, ohne Rücksicht auf Einschränkungen der Vergangenheit nehmen zu müssen. Das System kann so an erweiterte Anforderungen angepaßt werden. Das in der Luftfahrt übliche Konzept der periodischen Wartung wurde so auf elektronische Systeme ausgedehnt.

Der nächste bekannte Updatetermin (Deadline) ist der 28.02.2015.

Hinweise zum Update des internen FLARM® erhalten Sie auf unserer Webseite unter

www.garrecht.com

Dort werden auch die benötigten Firmwaredateien veröffentlicht.

Bitte schicken Sie keine Geräte zum Update an den Hersteller!!!

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0h			6 von 26

1. Funktionsprinzip

1.1. Allgemein

Automatic Dependent Surveillance – Broadcast, zu Deutsch etwa Automatischer, Bordabhängiger Überwachungs-Rundfunk, ist ein System der Flugsicherung zur Darstellung der Flugbewegungen im Luftraum. Geeignete Mode-S Transponder, die mit einem bordeigenen Navigationssystem verbunden sind, senden ihre eigene Position und andere Flugdaten, wie das Rufzeichen oder die Flugnummer, den Flugzeugtyp, die Geschwindigkeit und die Flughöhe sowie gegebenenfalls auch weitere Informationen wie Flugrichtung und vertikale Geschwindigkeit. Der Mode-S Transponder sendet diese Daten periodisch – typischerweise einmal pro Sekunde – unaufgefordert wie ein Rundfunksender (Broadcast).

Der TRX-1500 verfügt über einen hochempfindlichen 1090 MHz Empfänger mit nachgeschalteter komplexer Signalverarbeitung. Transpondersignale, die andere Luftfahrzeuge abstrahlen, werden empfangen, aufbereitet, fehlerbereinigt und dekodiert.

Daten des integrierten FLARM® werden um die empfangenen Daten des ADS-B Empfängers ergänzt und in einem gemeinsamen Datenstrom an bis zu zwei angeschlossene Displayeinheiten (CDTI) ausgegeben. Aus den FLARM®-Daten werden auch die eigenen GPS-Koordinaten gewonnen.

Somit ist eine Kollisionswarnung auch vor solchen Flugzeugen möglich, die bauartbedingt kein FLARM® installiert haben, z.B. größere Motorflugzeuge und Verkehrsflugzeuge.

Zum Betrieb des Gerätes ist kein Transponder an Bord des Flugzeuges erforderlich.

Um einen installierten Transponder, der in der Lage ist, ADS-B Signale auszusenden, mit GPS-Daten zu versorgen, steht ein gesonderter NMEA out Port zur Verfügung.

Die Geräteschnittstellen und die Konfigurationsparameter sind mit dem Programm TRX-Tool konfigurierbar. Dazu wird der TRX-1500 über das beiliegende USB-Anschlusskabel mit einem PC oder Laptop verbunden. Die Spannungsversorgung des TRX-1500 erfolgt dabei über das USB-Anschlusskabel vom PC.

Sollte die USB-Schnittstelle Ihres PC / Notebooks zu schwach dimensioniert sein, so ist das Gerät zusätzlich über eine externe Stromversorgung über den Gerätestecker für die Dauer der PC-Kommunikation zu versorgen.



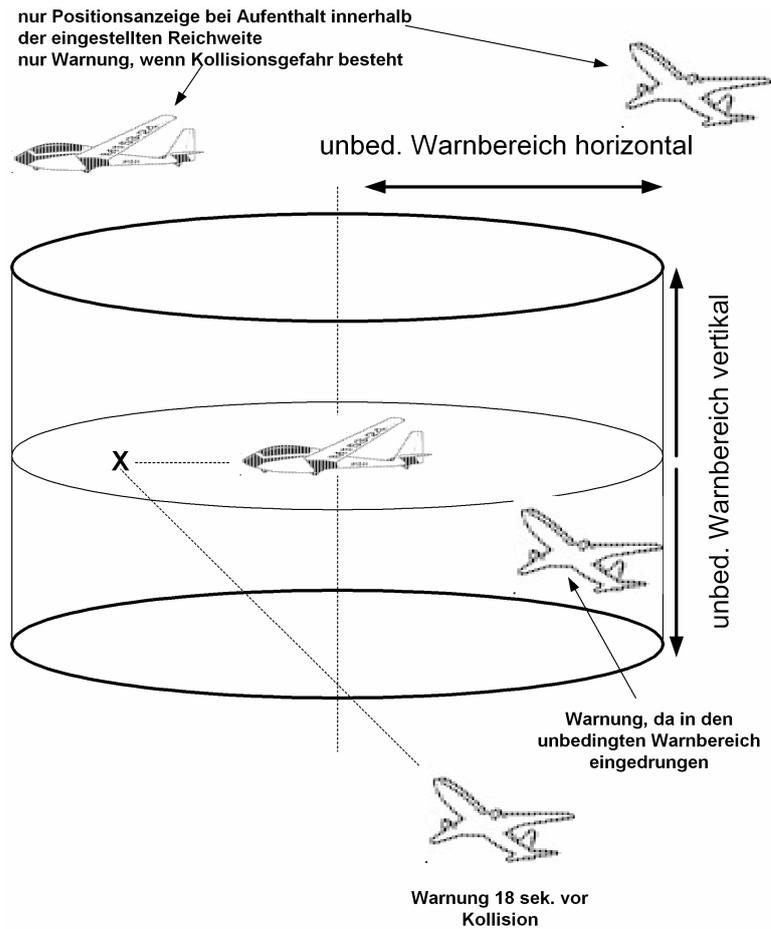
Bevor das TRX-1500 erstmals an den PC angeschlossen wird, muss die Installation des TRX-TOOL erfolgreich abgeschlossen sein!

Beim Anschluß des TRX-1500 an einen PC wird es automatisch in den On-Ground Modus versetzt und die Empfangsreichweite maximiert (ca. 300 km, abhängig von der verwendeten Antenne). Der empfangene Flugverkehr kann dann auf dem PC dargestellt werden (sog. Virtual Radar). Im Airborne Modus ist die Empfangsreichweite auf ca. 20 km reduziert, um eine Überfrachtung der Displaydarstellung zu vermeiden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			7 von 26

1.2. Ausgabe von Positions- und Warninformationen

Der TRX-1500 warnt sowohl vor drohenden Kollisionen als auch vor gefährlichen Annäherungen.



1.2.1. Positionsinformationen:

Der TRX-1500 ermittelt die Position anderer Luftfahrzeuge und gibt deren Positionsdaten über die Schnittstelle an angeschlossene Displaysysteme weiter, sofern sie sich im horizontalen und vertikalen Anzeigebereich befinden.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			8 von 26

1.2.2. Warninformationen:

Der TRX-1500 warnt vor zwei unterschiedlichen Gefahrensituationen

1. Eindringen in den Schutzbereich (sog. unbedingter Warnbereich) - ADS-B- und Mode-S Ziele

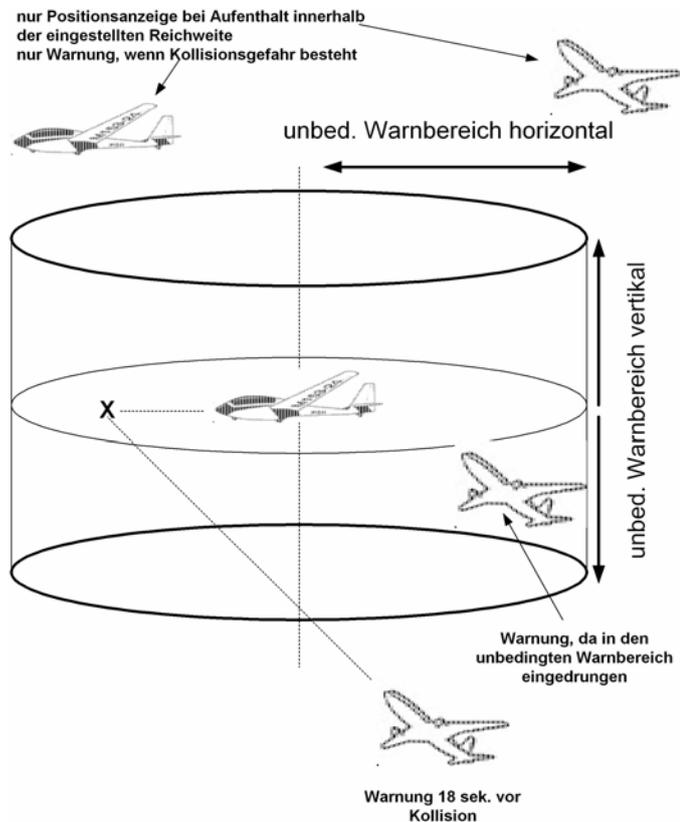
Der unbedingte Warnbereich ist definiert als ein Zylindervolumen rund um die eigene Position. Radius und Höhe des Zylinders sind mit dem Konfigurationsprogramm TRX-Tool einstellbar. Der TRX-1500 generiert dann eine Warnung, wenn ein Flugzeug in diesen Schutzbereich eindringt, d.h. die horizontalen und vertikalen Grenzen müssen gleichzeitig unterschritten sein.

2. Kreuzen der Flugwege - FLARM® und ADS-B-Ziele

Abgeleitet aus den eigenen Flugwegdaten (Position, Flugrichtung, Geschwindigkeit, Steigwert) sowie aus den empfangenen Daten anderer Flugzeuge berechnet der TRX-1500 die Gefahr möglicher Kollisionen. Wird eine potentielle Gefahr erkannt, erfolgt eine Warnung ca. 18 Sekunden vor dem berechneten Zusammenstoß.



ACHTUNG: Aufgrund eines sich plötzlich ändernden Flugweges des eigenen und/oder fremden Flugzeuges, kann diese Warnung auch wesentlich später, d.h. nur wenige Sekunden vor einer berechneten Kollision erfolgen.



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			9 von 26

1.3. Datenausgabe für Warnungen und Positionsanzeige

Da der TRX-1500 über kein Display verfügt, werden sämtliche Verkehrsinformationen in digitaler Form in einem Datenstrom zur Visualisierung an externe Displaysysteme (CDTI) geführt. Die Verkehrsdarstellung auf externen Displaysystemen erfolgt stets unter der Regie des Displays. Hierauf hat der Hersteller des TRX keinen Einfluß. Spezielle Fragen hierzu können daher nur durch den Displayhersteller beantwortet werden.

Verkehrsdaten werden entweder im FLARM- oder GARMIN TIS kompatiblen Format ausgegeben.

1.4. Akustische Ausgabe für Verkehrswarnungen

Um den Piloten im Fall einer gefährlichen Situation nicht unnötig von seiner Hauptaufgabe (=Luftraumbeobachtung) abzulenken, unterstützt der TRX-1500 durch Ausgabe akustischer Warnungen über einen Audioausgang (das Gerät verfügt **NICHT** über einen internen Lautsprecher).

Je nach Grad der Bedrohung werden die Signale in unterschiedlichen Intervallen wiederholt. Bei zunehmender Bedrohung verkürzt sich das Warnintervall.

Intervall [sek.]	Bedeutung
3 sek.	Zeitdauer bis zur berechneten Kollision: 30 sek.
2 sek.	Zeitdauer bis zur berechneten Kollision: 20 sek.
1 sek.	Zeitdauer bis zur berechneten Kollision: 10 sek., erhebliche Gefahr
< 1 sek.	Zeitdauer bis zur berechneten Kollision: < 10 sek., größte Gefahr

Gleichzeitig wird die Flughöhe des anderen Flugzeuges bezogen auf die eigene Flughöhe im Audiosignal kodiert.

Audiosignal (zwei Pieps)	Bedeutung
Gleiche Frequenz	Gegnerisches Flugzeug in annähernd gleicher Flughöhe (+-200ft)
Tief - hoch	Gegnerisches Flugzeug tief er als eigene Flughöhe (tiefer -200ft)
Hoch-tief	Gegnerisches Flugzeug hö her als eigene Flughöhe (höher +200ft)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0h			10 von 26

1.5. Signale anderer Luftfahrzeuge und Systemverhalten

Aufgrund der unterschiedlichen Transpondersignale (ADS-B, Mode-S Replies, Mode-S Squitters) müssen unterschiedliche Signalarten unterschieden werden. Diese sind in der nachstehenden Übersicht aufgeführt. Das Systemverhalten des TRX-1500 ist ebenfalls passend hierzu beschrieben.

1.5.1. Mode-S Extended Squitter mit ADS-B out

abgestrahlt durch	Luftfahrzeuge, die mit einem Mode-S Transponder MIT GPS-Kopplung ausgestattet sind
Abstrahlrhythmus	ca. 1 /sek.
Systemverhalten TRX-1500	<p>Ausgabe von Position und Höhe des LFZ über die Schnittstellen gem. Systemkonfiguration.</p> <p>Ausgabe von Warnungen vor gefährlicher Annäherung bzw. Kollision nach Richtung, Entfernung, Höhendifferenz sowie verbleibender Zeit bis Kollision.</p> <p>Die Warnung erfolgt stets vor dem gefährlichsten Objekt.</p> <p>FLARM® Warnungen haben Vorrang vor Transponderwarnungen. Sollte ein Flugzeug mit FLARM® und ADS-B out ausgestattet sein, werden nur FLARM® Warnungen ausgewertet.</p>

1.5.2. Mode-S Squitter

abgestrahlt durch	Luftfahrzeuge, die mit einem Mode-S Transponder OHNE GPS-Kopplung ausgestattet sind
Abstrahlrhythmus	ca. 1 /sek.
Systemverhalten TRX-1500	<p>Erkennung von horizontaler Annäherung durch Auswertung der Signalstärke</p> <p>Keine Auswertung der Flughöhe</p>

1.5.3. Mode-S Replies

abgestrahlt durch	Luftfahrzeuge, die mit einem Mode-S Transponder ausgestattet sind und von einer Radaranlage bzw. einem TCAS abgefragt werden
Abstrahlrhythmus	Je nach externer Abfrage, ca. alle 4-6 sek.
Systemverhalten TRX-1500	<p>Erkennung von horizontaler Annäherung durch Auswertung der Signalstärke</p> <p>Erkennung von vertikaler Annäherung durch Auswertung des kodierten Höhsignales</p>

1.5.4. FLARM®

abgestrahlt durch	Luftfahrzeuge, die mit einem originalen FLARM® ausgerüstet sind
Abstrahlrhythmus	ca. 1 /sek.
Systemverhalten TRX-1500	<p>Ausgabe von Position und Höhe des LFZ über die Schnittstellen gem. Systemkonfiguration.</p> <p>Ausgabe von Warnungen vor gefährlicher Annäherung bzw. Kollision nach Richtung, Entfernung, Höhendifferenz sowie verbleibender Zeit bis Kollision.</p> <p>Die Warnung erfolgt stets vor dem gefährlichsten Objekt.</p> <p>FLARM® Warnungen haben Vorrang vor Transponderwarnungen. Sollte ein Flugzeug mit FLARM® und ADS-B out ausgestattet sein, werden nur FLARM® Warnungen ausgewertet.</p>

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			11 von 26

1.6. Grenzen des Systems

1.6.1. Generell



Das Gerät wurde zur Unterstützung des VFR-Piloten konzipiert und verfügt daher über keine Luftfahrtzulassung als TCAS-System oder zugelassene Datenquelle für Hazard Displays.

Es ist und bleibt Aufgabe des verantwortlichen Luftfahrzeugführers, den Luftraum zu beobachten und gefährliche Annäherungen zu erkennen. Der TRX-1500 ist daher lediglich als Hilfsmittel zu sehen. Das Gerät kann jederzeit falsch oder auch gar nicht warnen.

Die Verwendung des Gerätes und die Interpretation der ausgegebenen Warnungen unterliegen der alleinigen Verantwortung des verantwortlichen Luftfahrzeugführers.

Die Verkehrsdarstellung auf einem angeschlossenen Display unterliegt der Verantwortung des jeweiligen Displayherstellers. Hierauf hat Garrecht Avionik GmbH keinen Einfluß.

Garrecht Avionik GmbH übernimmt keinerlei Haftung für direkte oder indirekte Schäden an Mensch und Material, die aus der Verwendung des TRX-1500 entstehen, es sei denn, es ist grob fahrlässiges oder vorsätzliches Handeln von Garrecht Avionik GmbH nachweisbar.

Ein GPS-Empfänger ist integriert. Zur Warnung vor anderen Luftfahrzeugen sowie für die Positionsanzeige relativ zur eigenen Position müssen dem System die eigenen Koordinaten bekannt sein. Warnungen und Positionen können daher nur dann ausgegeben werden, wenn der interne GPS des TRX-1500 betriebsbereit ist.

1.6.2. Was der TRX-1500 kann

- Positionsermittlung von Luftfahrzeugen (LFZ), die mit Mode-S Transpondern mit aktivierter ADS-B out Funktion ausgerüstet sind
- Erzeugung von gerichteten Warnungen vor LFZ, die mit Mode-S Transpondern mit aktivierter ADS-B out Funktion ausgerüstet sind, wenn diese die definierten Warngrenzen unterschreiten und zur Gefahr für das eigene LFZ werden können.
- Generierung von ungerichteten Warnungen vor LFZ, die mit Mode-S Transponder ohne ADS-B out Funktion ausgerüstet sind. Erkennung von Annäherung durch Analyse der Empfangsfeldstärke (Zunahme oder Abnahme)
- Zusammenführung von FLARM® Warnungen und ADS-B Warnungen in einen gemeinsamen Datenstrom zur Anzeige auf einem geeigneten Display .
- Warnung vor ortsfesten oder mobilen Luftfahrthindernissen (z.B.: Seilbahnen, Baukränen etc.), sofern diese in der Hindernisdatenbank des FLARM® enthalten sind.

1.6.3. Was der TRX-1500 nicht kann

- Der TRX-1500 ist kein Transponder
- Abfrage von Transpondern anderer LFZ (TRX-1500 ist KEIN TCAS)
- Generierung von Ausweichempfehlungen (Resolution Advisories) ähnlich TCAS
- Positionsermittlung oder gerichtete Warnungen von bzw. vor LFZ mit Transpondern mit Mode-A/C oder Mode-S ohne ADS-B out
- Warnungen generieren, wenn das interne GPS nicht arbeitet

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0h			12 von 26

2. Installation

2.1. Generell

Der Einbau muß nach anerkannten Regeln der Technik sowie mit der gebotenen Sorgfalt durch eine sachkundige Person erfolgen. Sollten ausreichende Kenntnisse und/oder geeignete Werkzeuge fehlen, wenden Sie sich bitte an eine sachkundige Person oder einen zugelassenen Luftfahrttechnischen Betrieb.

- **Gem. EASA-Decision 2006/13/R sowie 2006/14/R ist der TRX-1500 als sog. Standard Part anzusehen, dessen Einbau in Segelflugzeuge und Motorsegler ohne eigene Zulassung gestattet ist, sofern der Hersteller oder Inhaber der Musterzulassung des Flugzeuges den Einbau von Standard-Parts geregelt hat.**
- **Der Einbau in Motorflugzeuge ist durch Anwendung eines optional erhältlichen Minor Change Approvals legal möglich. Eine Liste der begünstigten Luftfahrzeuge ist auf der Webseite des Herstellers veröffentlicht.**
- **Zum Betrieb des TRX-1500 muß kein Transponder an Bord des Luftfahrzeuges installiert sein.**
- **Der Betrieb des TRX-1500 und einem Transponder an Bord des Flugzeuges über die gleiche Antenne (Transponderantenne) ist nicht möglich!**
- **Ein installierter TRX-1500 darf zugelassene Pflichtinstrumentierung nicht negativ beeinflussen oder stören.**
- **Die Visualisierung der empfangenen Daten und akustische Warnungen erfolgen über ein vorhandenes externes FLARM® Display (z.B. Butterfly, FlymapL o.ä.), einen PDA oder GPS System mit TIS-Eingang bzw. ein GPS-System mit ARINC 429 Interface (nur in Verbindung mit TRX-1500A).**

2.2. Mechanische Befestigung

Das pulverbeschichtete Aluminiumgehäuse verfügt über vier Befestigungslöcher (mechanische Abmessungen siehe Anhang) für M4 Schrauben. Die Montage muß auf einer ebenen Fläche erfolgen, ohne das Gerät hierbei zu verspannen.

Das Gehäuse ist nicht wasserdicht. Auf einen entsprechenden Montageort ist daher zu achten.

Ein nasses Gerät darf nicht unter Spannung gesetzt werden, da es ansonsten irreparabel beschädigt werden kann. Eine Überprüfung des Gerätes in einem Avionik-Fachbetrieb oder beim Hersteller ist in diesem Fall dringend empfohlen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			13 von 26

2.3. Antenneneinbau

2.3.1. Allgemeines

Für eine optimale Sende- und Empfangsleistung sind **ADS-B- und Flarm-Antenne senkrecht** stehend, und **GPS-Antennen waagrecht** einzubauen.

Jegliche Antennen sind so zu plazieren, daß sie nicht von Abdeckungen aus leitendem Material (z.B. Aluminium, CFK) abgeschirmt werden. Ist dies nicht möglich, sind Außenantennen (nicht im Lieferumfang enthalten) über Verlängerungskabel an geeigneter Position (z.B. an der Rumpfaußenseite) zu installieren.

Jede Antenne muß in der Horizontalebene in alle Richtungen freie Sicht haben. Metallteile (Motor, Propeller, Fahrwerk) in der Nähe der Antenne können den Empfang aus bestimmten Richtungen beeinflussen. Der minimale Abstand zu NAV/COM - Antennen beträgt 1 m und zu sendenden Transponder- und/oder DME-Antennen 2 m.



Bei Verwendung von Antennen, die fest in einer Instrumentenpilzabdeckung montiert sind, welche mit der Haube abgeworfen wird (insbesondere bei Segelflugzeugen), sind aus Sicherheitsgründen geeignete Sollbruchstellen (auf Zug trennende Steckverbinder) im Kabel oder am Antennenfußpunkt zu verwenden, um den Haubennotabwurf nicht zu behindern oder zu beeinträchtigen.

2.3.2. Antennenkabel und Stecker

Bei der Verlegung jeglicher Antennenkabel ist darauf zu achten, daß das Kabel nicht scharf geknickt werden darf, da auch dadurch die Sende- und Empfangsperformance der angeschlossenen Geräte massiv beeinträchtigt wird. Je nach Dicke der verwendeten Kabel sind Mindestbiegeradien von 1-5 cm einzuhalten, wobei der kleinere Wert bei dünneren Kabeln gilt.

Kabelverlängerungen müssen fachgerecht, mit geeigneten Hochfrequenzsteckerbindern und Leitungen (Wellenwiderstand 50 Ohm) hergestellt werden. Falls nur von einem vorhandenen Stecker auf ein anderes Steckersystem adaptiert werden muß (z.B. bei Verwendung von Antennen aus dem Zubehörhandel), ist aus Gründen der Signalverlustvermeidung die Verwendung von passenden, handelsüblichen HF-Steckeradaptern der Anfertigung von Adapterkabeln vorzuziehen. Mitgelieferte Antennenkabel nicht kürzen, sondern in Schlaufen liegend (8-förmig) zusammenbinden.

Die maximale Kabeldämpfung darf 1.2 dB nicht überschreiten, da ansonsten insbesondere die FLARM-Performance stark reduziert ist (d.h. Sende- und Empfangsreichweite nimmt stark ab)

Die Sechskant-Überwurfmutter von SMA-Steckverbindern (ADS-B Antennenanschluß am TRX-1500) darf nur handfest (Schlüsselweite 8mm, Drehmoment max. 1 Nm) angezogen werden, da ansonsten Stecker und/oder Buchse des Antennenanschlusses beschädigt werden. Eine Gewährleistungsreparatur scheidet in diesen Fällen aus.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0h			14 von 26

2.3.3. ADS-B Antenne, FLARM-Antenne

Innenantennen (im Lieferumfang enthalten)

Spezifische Hinweise zur mitgelieferten ADS-B- bzw. FLARM®-Antenne entnehmen Sie bitte der gesonderten Dokumentation, die den Antennen beiliegt.

Außenantennen (optional, nicht im Lieferumfang enthalten)

Für eine eventuell gewählte Außenmontage der ADS-B Antenne empfiehlt sich der Einsatz einer handelsüblichen Transponder- oder DME-Antenne (siehe Beispielsbild).

Der Betrieb des TRX-1500 und einem Transponder an einer gemeinsamen Antenne ist nicht möglich.



Für eine eventuell gewählte Außenmontage der FLARM® Antenne empfiehlt sich die Verwendung einer speziellen auf den Frequenzbereich abgestimmten Antennen, die optional verfügbar ist.



2.3.4. GPS Antenne

Zum Betrieb benötigt das TRX-1500 eine aktive GPS-Antenne mit MCX-Stecker, die zum Lieferumfang gehört. Die obigen grundsätzlichen Ausführungen zum Antenneneinbau (möglichst freie Sicht, etc.) gelten sinngemäß auch für GPS Antennen. Dabei ist zu beachten, daß die GPS Antenne zum einwandfreien Empfang der Satelliten möglichst freie Sicht nach allen Seiten und nach oben benötigt. Eine Massefläche unterhalb der GPS Antenne verbessert die Empfangsleistung.

Da sich GPS-Antennen gegenseitig beeinflussen, ist ein Mindestabstand von 0,6m zu anderen GPS Antennen einzuhalten

Eine Installation der GPS Antenne auf der Unterseite des Flugzeuges scheidet auf jeden Fall aus!

Da die mitgelieferte GPS-Antenne nicht über eine Trennstelle im Kabel verfügt, sollte sie bei Segelflugzeugen nicht auf der Oberseite der Instrumentenabdeckung, sondern nur darunter, befestigt werden, um den Haubenotabwurf nicht zu gefährden. Auch hier ist wieder ist eine geeignete Stelle zu ermitteln, an der der Empfang möglichst nicht durch Abschirmungen durch andere Metall- oder Carbonfasterteile beeinträchtigt ist.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			15 von 26

2.4. Elektrischer Anschluß (Spannungsversorgung und Daten)

2.4.1. USB-Anschluß

Der USB-Anschluß dient dem Anschluß des TRX-1500 an einen PC zur Konfiguration über die Software TRX-TOOL.

Wurde vom System der Anschluß an eine USB-Schnittstelle des PC erkannt, wird der Betriebsmodus automatisch von "Airborne" auf "On-Ground" gesetzt und die Empfangsreichweite auf den maximalen Wert (ca. 300 km) eingestellt. Die Ports 1 bis 4 sind dabei ausgeschaltet. Der TRX-1500 kann so als stationärer ADS-B/FLARM Traffic Sensor zur Echtzeit-Flugverkehrsdarstellung genutzt werden.



Die Stromversorgung des TRX-1500 erfolgt für die Dauer des Anschlusses über die USB-Schnittstelle.

Sollte die USB-Schnittstelle Ihres PC / Notebooks zu schwach dimensioniert sein, so ist ggf. eine externe Stromversorgung über eine der vier RJ-45 Buchsen für die Dauer der PC Kommunikation herzustellen.

2.4.2. Spannungsversorgung

Die Hauptstromversorgung (+9-32 V DC und Masse) erfolgt über die entsprechenden Pins des 15 pol. Steckers. **Die Verwendung einer Sicherung in der Stromversorgungsleitung ist obligatorisch.** Schäden, die durch fehlende oder falsche Absicherung entstehen, sind von der Gewährleistung ausgeschlossen. Ein Schalter zum Ein- und Ausschalten des Gerätes ist zwingend in die Versorgungsleitung einzubauen.

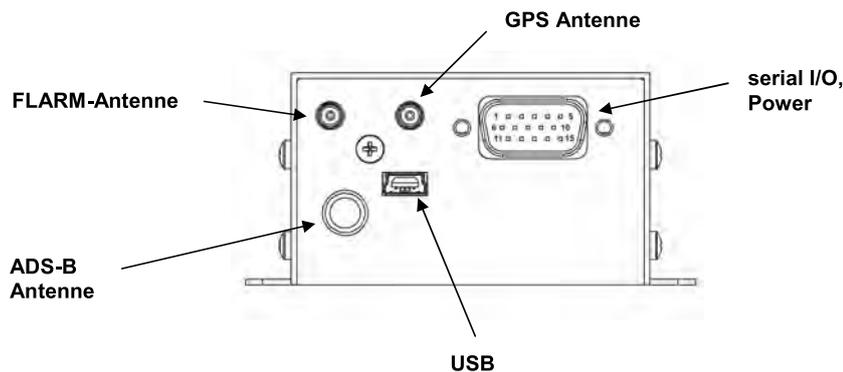
2.4.3. 3.3V DC Spannungsausgang

An den genannten Pins des 15 pol. Geräte Steckers steht die Versorgungsspannung (3.3V DC) für externe Displays zur Verfügung.

- **Am 3,3V Ausgang von der CDTI-Schnittstellen (Port-2 und Port-3) dürfen keine Spannungen eingespeist werden, da ansonsten interne Bauteile beschädigt werden.**
- max. Ausgangsstrom des internen 3,3V Reglers: 0,5 A

2.4.4. RS-232 Datenschnittstellen (Port-1 bis Port-3)

Auf der Geräterückseite befinden sich ein 15-pol. SUB Stecker, für alle sonstigen Schnittstellen des Gerätes (Audio-out, serielle Schnittstellen, Stromversorgung) Die Funktion der einzelnen Schnittstellen ist per TRX-TOOL¹ konfigurierbar.



Geräteansicht Rückseite

¹ Download des Programmes TRX-Tool unter www.garrecht.com

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			16 von 26

2.4.5. ARINC-429 Datenschnittstelle (nur TRX-1500A)

Zum Anschluß von Geräten mit ARINC -429 Interface verfügt der TRX-1500A zusätzlich über eine ARINC-429 Schnittstelle, die Verkehrsdaten (TAS, TCAS) im ARINC-735 Protokoll bereitstellt. Der Anschluß an diese Schnittstelle erfolgt ebenfalls über den 15-pol. Gerätestecker.

2.4.5.1. Empfohlene Schnittstellenverwendung

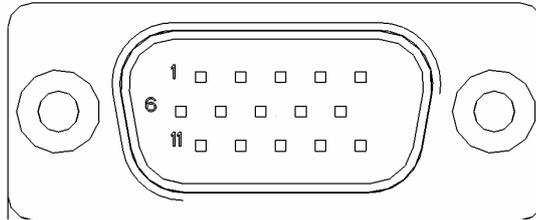
Port	Funktion
1	NMEA Ausgang für Anschluß an Transponder
2	CDTI 1, Schnittstelle 1 zu Cockpitdisplay (kompatibel zu FLARM extended Displays), 19.200 bps
3	CDTI 2, Schnittstelle 2 zu Cockpitdisplay (kompatibel zu FLARM basic Display oder GARMIN TIS kompatibles Gerät), Einstellung über TRX-Tool, 4.800 bps
ARINC 429 (nur TRX-1500A)	ARINC-429 TAS Interface, zum Anschluß an geeignete Systeme (z.B. Garmin GNS 430/530, G1000 o.ä)

2.4.5.2. Pinbelegung des HD15 Steckers (CN-1) am Gerät



Aufgrund der hohen Pindichte ist ein Anschlußkabel mit äußerster Sorgfalt anzufertigen. Nur so werden Kurzschlüsse und daraus resultierende Schäden am Gerät verhindert. Generell sind für alle Arbeiten die Grundregeln der Elektrotechnik anzuwenden und sämtliche Arbeiten fachgerecht auszuführen.

Sollten nötige Fachkenntnis oder erforderliche Werkzeuge fehlen, konsultieren Sie bitte einen Avionikfachbetrieb.



Ansicht Stecker (Stiftseite) = Ansicht Lötseite Buchse

Pinbelegung Sub-D 15HD Stecker (CN-1)	
Pin #	Funktion
1	+ 3V3 DC out
2	GND (Masse)
3	Audio out
4	Port 3 RX
5	Port 2 RX
6	+ 3V3 DC out
7	GND (Masse)
8	Port 3 TX
9	Port 2 TX
10	Port 1 TX
11	+9 ... + 32V DC, ABSICHERN (0,5 A)
12	GND (Masse)
13	ARINC 429 - A (nur TRX-1500A)
14	ARINC 429 - B (nur TRX-1500A)
15	Port 1 RX

Dok. Nr.	Ausgabe 04 Mai 2016	Rev. Nr. 1.0hz	Datum	Bezug	Seite 17 von 26
----------	------------------------	-------------------	-------	-------	--------------------

Garrecht Avionik GmbH

TRX-1500/TRX-1500A Traffic Sensor

Benutzerhandbuch

Ein evtl. vorhandener Mode-S Transponder sollte für ADS-B Zwecke mit den NMEA-Daten, die an Port 1 zur Verfügung stehen, versorgt werden. Die Baudrate ist über das Programm TRX-Tool einstellbar.

Vorhandene Cockpit-Displays (CDTI) werden an Port 2 bzw. 3. angeschlossen. Displays, die bisher direkt vom FLARM® mit Spannung versorgt wurden, erhalten Ihre Versorgung (+3V3 DC) nun vom TRX-1500.

Werkskonfiguration Port 2 und Port 3:

Port 2: konfiguriert für externe FLARM® extended Displays (Butterfly, FlymapL, bzw. PDA mit geeigneter Software), 19.200 Baud

Port 3: konfiguriert für externe FLARM® LED Displays (V2, V3, V4), 4.800 Baud

Änderungen an der Werkskonfiguration können mit dem Programm TRX-TOOL vorgenommen werden.

Die Kompatibilität zu weiteren Displaysystemen wird per zukünftig per Softwareupdate sichergestellt werden. Das Gerät muß hierzu nicht eingeschickt werden.

Besuchen Sie bitte regelmäßig die Webseite des Herstellers, um Information über Neuerungen zu erhalten:

www.garrecht.com

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0h			18 von 26

2.4.6. Audio-Ausgang

Der TRX-1500 verfügt über einen Audioausgang, um Kollisionswarnungen auch akustisch anzuzeigen.

Ausgangsimpedanz: 8 Ohm
Ausgangsspannung: ca. 3 V (VSS)

Hieran kann direkt ein kleiner Lautsprecher angeschlossen werden. Sollte das Lautsprechersignal aufgrund des lauten Motorgeräusches und/oder Headset unhörbar sein, kann das Signal alternativ hierzu auch auf ein Audiopanel bzw. den Line-in Eingang des Funkgerätes / Intercoms angeschlossen werden.

Details zum Anschluß externer Audioquellen an Funkgeräte, Intercoms oder Aufschaltanlagen können Sie der jeweiligen Gerätedokumentation (Installationsanleitung) entnehmen.



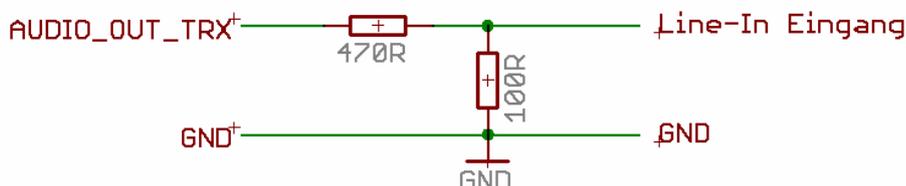
Konsultieren Sie die Gerätedokumentation **VOR** Anschluß des TRX-1500, da bei Überschreitung des zulässigen Eingangspegel Ihre Geräte beschädigt werden können.

Weitere Auskünfte hierzu erhalten Sie beim Lieferanten dieser Geräte oder Ihrem LTB / Wartungsbetrieb.,

Unter Umständen ist für den Anschluß des TRX-1500 an ein Audio Panel bzw. Line-in Eingang eines Funkgerätes eine Impedanzanpassung erforderlich.

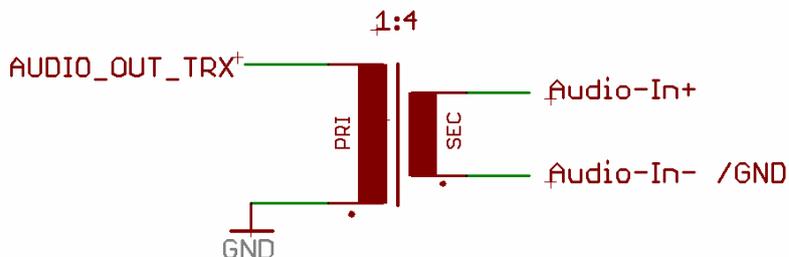
Anschluß des TRX-1500 an Line-In Eingang:

- Anschluß über Spannungsteiler gem. nachstehendem Schaltbild:



Anschluß des TRX-1500 an ein Avionik Audio Panel (Eingangsimpedanz 500 Ohm):

- bei Geräten mit automatischer Anpassung: u.U. Direktanschluß möglich
- bei Geräten ohne automatische Anpassung: Anschluß mittels Übertrager zur Impedanztransformation, z.B. Conrad Electronic P/N 515 952



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			19 von 26

2.5. microSD Card Slot

Für Firmwareupdates (TRX-1500, und FLARM®) steht auf der Geräterückseite ein **microSD-Card** Speicherkartensteckplatz zur Verfügung.



Bitte beachten Sie beim Einstecken der Speicherkarte die korrekte Orientierung. Die Beschriftung der Speicherkarte muß hierbei stets nach oben zeigen. Werden Karten in falscher Orientierung in den Steckplatz eingesetzt, wird die Kontaktiereinrichtung beschädigt.

Hinweise und Anleitung zum Umgang mit Updatedateien für das für optionales integriertes FLARM® Modul sowie für die Hindernisdatenbank entnehmen Sie bitte der FLARM® Anleitung. Diese finden Sie im Internet unter

www.flarm.com

Hinweise und Anleitung zum Update der Gerätefirmware des TRX-1500 über microSD Karte werden, sobald erstmalig veröffentlicht, auf der Internetseite des Herstellers

www.garrecht.com

publiziert.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0h			20 von 26

2.5.1. Systemverhalten bei gesteckter Speicherkarte (microSD-Card)

1) Allgemein:

Der TRX-1500 prüft beim Einschalten, ob

- eine microSD-Karte eingesteckt ist
- diese mit dem Dateisystem FAT16 oder FAT32 formatiert ist
- ein Unterverzeichnis (Ordner) GAV unterhalb des Hauptverzeichnisses enthält

Sind alle drei Bedingungen erfüllt, dann versucht das Gerät, eventuell vorhandene Dateien im Unterverzeichnis GAV zu finden, prüft diese, und führt, falls notwendig, ein Update der Gerätesoftware- oder von evtl. benötigten Datenbanken durch.



Bitte kopieren Sie nur Dateien in den Ordner GAV, die gemäß Anleitung und zum Zwecke von Service-Updates von unserer oder Partner-Websites heruntergeladen oder von einem Supportmitarbeiter per Email erhalten haben.



Bitte entnehmen Sie während dieser Phase keinesfalls die Speicherkarte aus dem Gerät. Diese könnte sonst irreparable Schäden erleiden.

Nach Beendigung der TRX-Updateprozedur erhält das integrierte FLARM® Modul Zugriff auf die Speicherkarte. Es wird nun geprüft, ob FLARM®-relevante Update-Dateien (Firmware, Hindernis-Datenbank, Fluganmeldung, Konfiguration) vorhanden sind und ggf. Updates durchgeführt. Weiterhin werden im Anschluß daran alle im FLARM® gespeicherten und noch nicht auf der Karte befindlichen Flugaufzeichnungen (IGC-Dateien) auf die Karte kopiert. Dies kann, je nach Anzahl der im Gerät gespeicherten Flüge recht lange dauern.



Entnehmen Sie bitte niemals die Speicherkarte, solange der TRX-1500 noch darauf zugreift. Erst wenn der normale Betriebszustand erreicht ist (angeschlossene CDTI zeigen wieder normale Verkehrsdaten an), können Sie davon ausgehen, daß alle Lese- und Schreibzugriffe auf die Speicherkarte abgeschlossen sind.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			21 von 26

3. Checkliste Einbau und Konfiguration



Bitte arbeiten Sie die nachstehende Checkliste exakt und Punkt für Punkt ab. So wird gewährleistet, daß alle wichtigen und wesentlichen Punkte der Installation und Konfiguration berücksichtigt werden.

- TRX-1500 Handbuch **vollständig gelesen und verstanden**
- TRX-1500 mit TRX-TOOL konfiguriert (Warnbereiche, Portfunktionen, eigene Mode-S Adresse etc.)
- eigene Mode-S Adresse ins Gerät programmiert (nur erforderlich, wenn Mode-S Transponder ebenfalls an Bord installiert ist)
- Gerät an geeigneter Stelle sicher installiert, Schrauben gesichert
- Verbindungen zu externen Displays (CDTIs) hergestellt und getestet
- Empfangsantenne montiert
- Absicherung der Zuleitung vorhanden und ausreichend, Ein-Ausschalter installiert
- Kabel ordentlich verlegt und überschüssige Leitungslänge zusammengebunden (nicht als Ring, sondern als 8-förmige Schlaufen)
- Test des Gesamtsystems erfolgreich durchgeführt
- Hauben-Notabwurf überprüft. Diese Funktion darf durch Installation nicht beeinträchtigt sein!!!
- Dokumentation der Arbeitsschritte und Konfiguration gem. den Anweisungen des Minor Change Approvals (Optional)

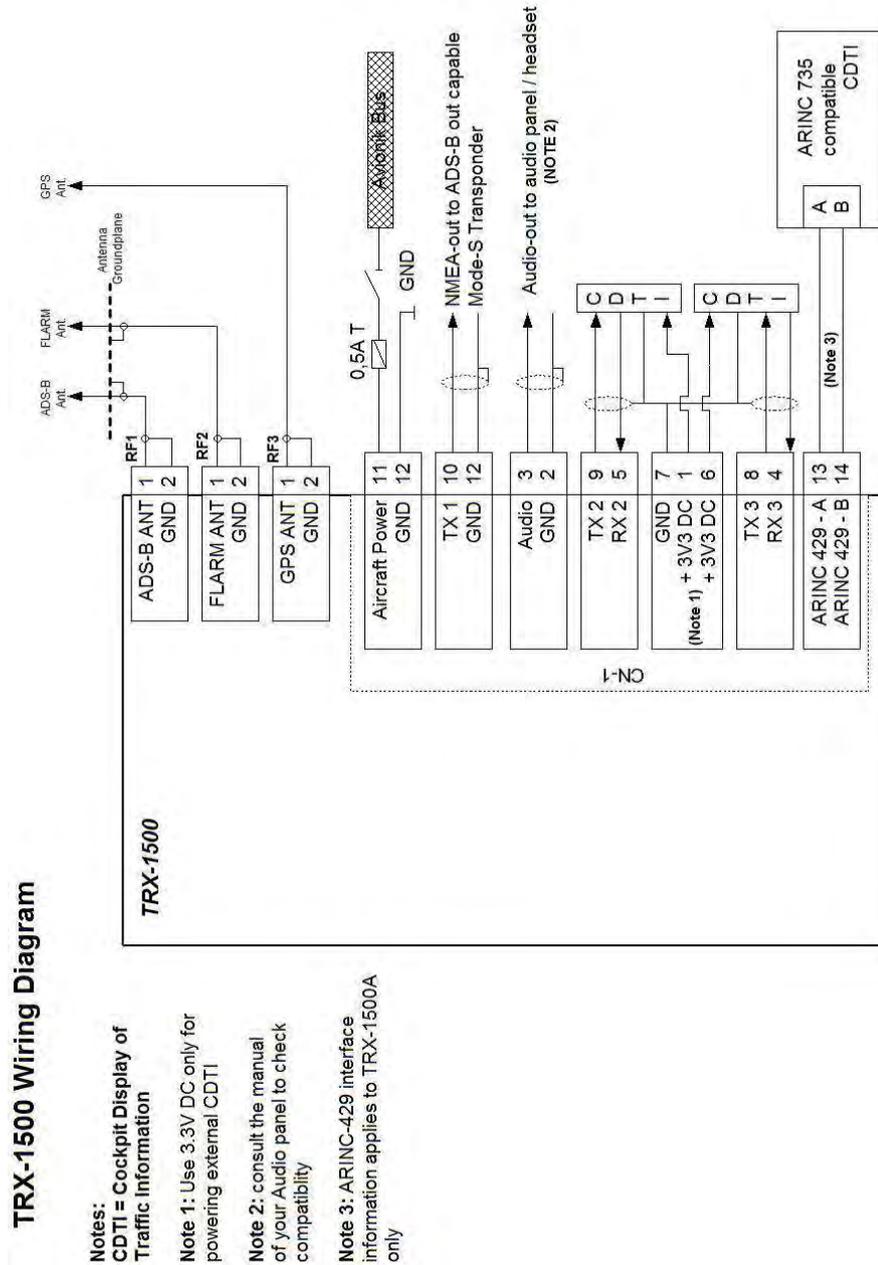
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			22 von 26

4. Technische Daten TRX-1500

Abmessungen	103 x 63 x 37,5 mm (LxBxH)
Gewicht	0,18 kg
Betriebsspannung	9 - 32 V DC
Ausgangsspannung f. externe Displays	3.3 V, max. 0.5A
Stromaufnahme	ca. 150mA @ 12V DC
Absicherung	500 mA (träge)
Schnittstellen	3x RS-232 2x CDTI 1x NMEA-out 1x USB 1x ARINC 429 (nur TRX-1500A)
Betriebsfrequenzen	ADS-B: 1090 MHz (RX) FLARM: 868 MHz (TX + RX)
Temperaturbereich	Betrieb -20°C - +70°C Lagerung -30°C - +80°C

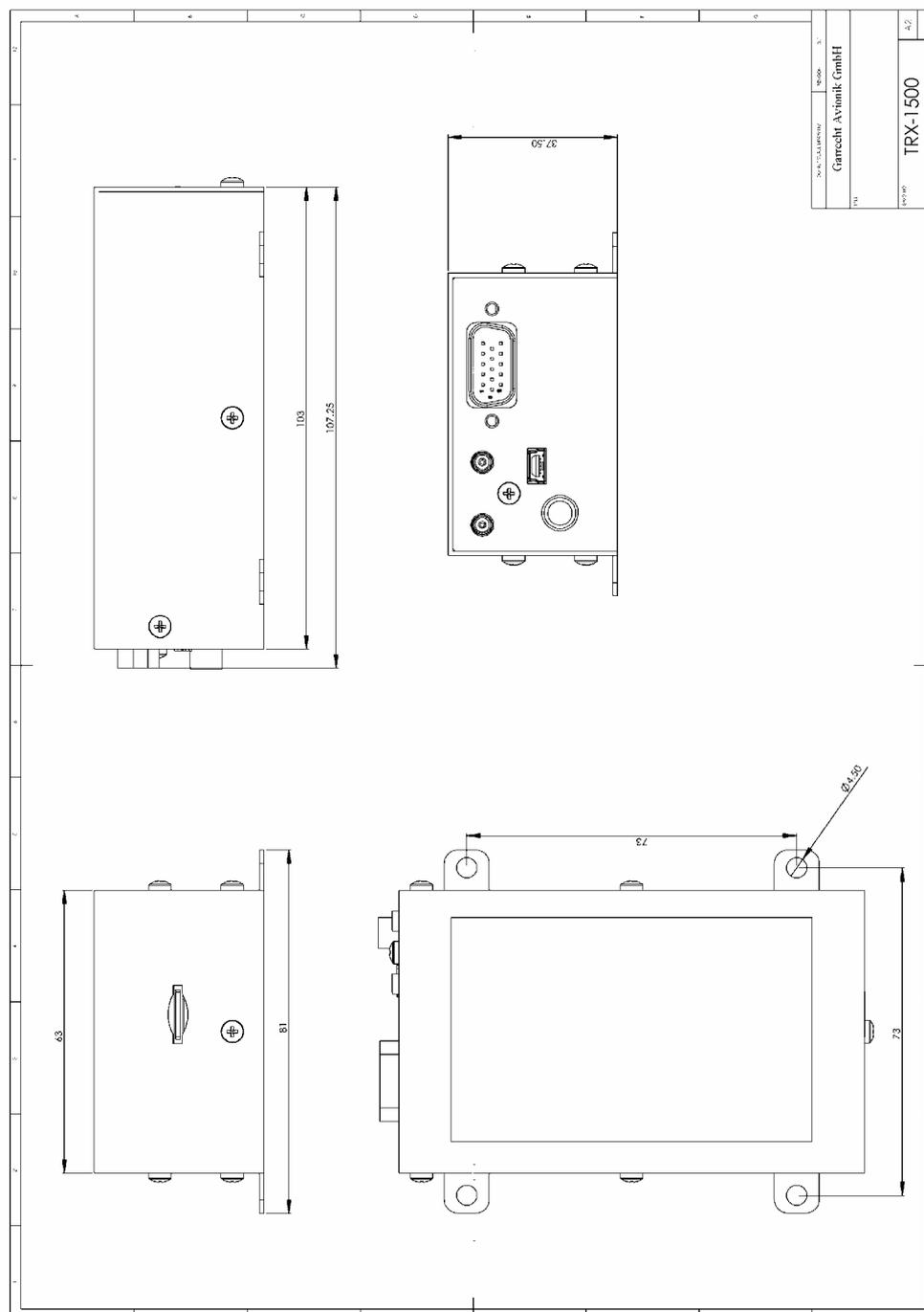
Dok. Nr.	Ausgabe 04 Mai 2016	Rev. Nr. 1.0hz	Datum	Bezug	Seite 23 von 26
----------	------------------------	-------------------	-------	-------	--------------------

5. Einbauschaubild



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			24 von 26

5.1. Einbauabmessungen



Revision: 1.0h

25

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0hz			25 von 26



Garrecht Avionik GmbH TRX-1500/TRX-1500A Traffic Sensor

6. EG-Konformitätserklärung

Der Hersteller:
Garrecht Avionik GmbH
Alfred-Nobel-Str. 2d
D-55411 Bingen/Rhein

erklärt in alleiniger Verantwortung, daß das Produkt:

TRX-2000, TRX-1500(A), TRX-1090 – Kollisionswarnsystem für Kleinflugzeuge
Hardware-Version : alle

auf das sich diese Erklärung bezieht, mit den folgenden Normen und Richtlinien übereinstimmt:

Richtlinie	angewandte harmonisierte Norm	Geräteigenschaften
R&TTE Richtlinie 1999/5/EG (nur TRX-1500 und 2000)	EN 300 220-1 V2.4.1 (2012-05)	Empfänger Kategorie 3 Sender Duty-Cycle 1%
EMV Richtlinie 2004/108/EG	EN 300 220-2 V2.4.1 (2012-05) EN 301 489-1 V1.9.2 (2011-09) EN 301 489-3 V1.6.1 (2013-08)	Primary Function Type I Device-Typ 3

Bingen, den 18. November 2013

Dipl.-Ing. Georg Garrecht (Geschäftsführer)

Revision: 1.0h

26

EC Declaration of Conformity

We,
Garrecht Avionik GmbH
Alfred-Nobel-Str. 2d
D-55411 Bingen/Rhein

as the manufacturer of the device

certify and declare under our sole responsibility that the apparatus

TRX-2000, TRX-1500(A), TRX-1090 – Collision Warning System for small aircraft
Hardware-version : all

conforms with the essential requirements and other relevant provisions of the following directives and complies with the following standards applied:

Directive	Harmonized Standard applied	Equipment properties
R&TTE Directive 1999/5/EC	EN 300 220-1 V2.4.1 (2012-05)	Receiver Category 3 Transmitter duty-cycle 1%
EMC Directive 2004/108/EC	EN 300 220-2 V2.4.1 (2012-05) EN 301 489-1 V1.9.2 (2011-09) EN 301 489-3 V1.6.1 (2013-08)	Primary Function Type I Device-Type 3

Bingen, November 18, 2013

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	04 Mai 2016	1.0h			26 von 26

GNS 430

INSTRUCTIONS FOR USING THIS SAMPLE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT

1. A flight manual supplement should be created for each installation, using this document as a guideline. Variations to the configurations recommended in this document, including external switches and annunciators, must be approved by the installer on an individual basis.
2. These instructions are for reference only and should not be included as part of the flight manual supplement.
3. Non-applicable sections must be omitted and all paragraphs re-numbered accordingly.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	01 Apr 1999				1 von 8

Aircraft Make: Diamond Aircraft GARMIN GNS 430 VHF Communications
 Aircraft Model: DV 20 Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver
 Aircraft Serial Number: 20.041

**LBA APPROVED FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
 GARMIN GNS 430 VHF COMMUNICATIONS TRANSCEIVER /
 VOR/ILS RECEIVER / GPS RECEIVER**

AIRCRAFT MAKE: Diamond Aircraft
 AIRCRAFT MODEL: DV 20
 AIRCRAFT SERIAL NO.: 20.041

This document must be carried in the aircraft at all times. It describes the operating procedures for the GARMIN GNS 430 navigation system when it has been installed in accordance with GARMIN Installation Manual 190-00140-02 Rev. ___ (Rev. A or later).

For aircraft with an FAA/LBA Approved Airplane Flight Manual, this document serves as the LBA Approved Flight Manual Supplement for the GARMIN GNS 430. For aircraft that do not have an approved flight manual, this document serves as the LBA Approved Supplemental Flight Manual for the GARMIN GNS 430.

The Information contained herein supplements or supersedes the basic Airplane Flight Manual only in those areas listed herein. For limitations, procedures, and performance information not contained in this document, consult the basic Airplane Flight Manual.

LBA APPROVED



 Date: 01. April 99

LBA APPROVED _____ DATE: 1 April 1999 _____ PAGE 2 OF 8

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	01 Apr 1999				2 von 8

Aircraft Make: Diamond Aircraft GARMIN GNS 430 VHF Communications
Aircraft Model: DV 20 Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver
Aircraft Serial Number: 20.041

Table of Contents

SECTION	PAGE
GENERAL.....	4
LIMITATIONS.....	4
EMERGENCY PROCEDURES.....	6
NORMAL PROCEDURES.....	7
PERFORMANCE.....	7
WEIGHT AND BALANCE.....	8
AIRPLANE & SYSTEM DESCRIPTIONS.....	8

LBA APPROVED _____ DATE: : 1 April 1999 _____ PAGE 3 OF 8

Dok. Nr.	Ausgabe 01 Apr 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 3 von 8
----------	------------------------	----------	-------	-------	------------------

Aircraft Make: Diamond Aircraft. **GARMIN GNS 430 VHF Communications**
Aircraft Model: DV 20 **Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver**
Aircraft Serial Number: 20.041

SECTION I GENERAL

1. The GNS 430 System is a fully integrated, panel mounted instrument, which contains a VHF Communications Transceiver, a VOR/ILS receiver, and a Global Positioning System (GPS) Navigation computer. The system consists of a GPS antenna, GPS Receiver, VHF VOR/LOC/GS antenna, VOR/ILS receiver, VHF COMM antenna and a VHF Communications Transceiver. The primary function of the VHF Communication portion of the equipment is to facilitate communication with Air Traffic Control. The primary function of the VOR/ILS Receiver portion of the equipment is to receive and demodulate VOR, Localizer, and Glide Slope signals. The primary function of the GPS portion of the system is to acquire signals from the GPS system satellites, recover orbital data, make range and Doppler measurements, and process this information in real-time to obtain the user's position, velocity, and time.
2. Provided the GARMIN GNS 430's GPS receiver is receiving adequate usable signals, it has been demonstrated capable of and has been shown to meet the accuracy specifications for:
 - VFR/IFR enroute, terminal, and non-precision instrument approach (GPS, Loran-C, VOR, VOR-DME, TACAN, NDB, NDB-DME, RNAV) in accordance with AC 20-138.
 - North Atlantic Minimum Navigation Performance Specification (MNPS) Airspace in accordance with AC 91-49 and AC 120-33.

Navigation is accomplished using the WGS-84 (NAD-83) coordinate reference datum. Navigation data is based upon use of only the Global Positioning System (GPS) operated by the United States of America.

SECTION II LIMITATIONS

1. The GARMIN GNS 430 Pilot's Guide, P/N 190-00140-00, Rev. A, dated October, 1998, or later appropriate revision, must be immediately available to the flight crew whenever navigation is predicated on the use of the system.

LBA APPROVED _____ DATE: : 1 April 1999 _____ PAGE 4 OF 8

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	01 Apr 1999				4 von 8

Aircraft Make: Diamond Aircraft - GARMIN GNS 430 VHF Communications
 Aircraft Model: DV 20 Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver
 Aircraft Serial Number: 20.041

2. The GNS 430 must utilize the following or later FAA approved software versions:

Sub-System	Software Version
Main	2.00
GPS	2.00
COMM	1.22
VOR/LOC	1.25
G/S	2.00

The Main software version is displayed on the GNS 430 self test page immediately after turn-on for 5 seconds. The remaining system software versions can be verified on the AUX group sub-page 2, „SOFTWARE/DATABASE VER“.

3. IFR enroute and terminal navigation predicated upon the GNS 430's GPS Receiver is prohibited unless the pilot verifies the currency of the data base or verifies each selected waypoint for accuracy by reference to current approved data.
4. Instrument approach navigation predicated upon the GNS 430's GPS Receiver must be accomplished in accordance with approved instrument approach procedures that are retrieved from the GPS equipment data base. The GPS equipment database must incorporate the current update cycle.
 - (a) Instrument approaches utilizing the GPS receiver must be conducted in the approach mode and Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) must be available at the Final Approach Fix.
 - (b) Accomplishment of ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF, MLS or any other type of approach not approved for GPS overlay with the GNS 430's GPS receiver is not authorized.
 - (c) Use of the GNS 430 VOR/ILS receiver to fly approaches not approved for GPS require VOR/ILS navigation data to be present on the external indicator.
 - (d) When an alternate airport is required by the applicable operating rules, it must be served by an approach based on other than GPS or Loran-C navigation, the aircraft must have

LBA APPROVED _____ DATE: : 1 April 1999 _____ PAGE 5 OF 8

Dok. Nr.	Ausgabe 01 Apr 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 5 von 8
----------	------------------------	----------	-------	-------	------------------

Aircraft Make: Diamond Aircraft GARMIN GNS 430 VHF Communications
 Aircraft Model: DV 20 Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver
 Aircraft Serial Number: 20.041

the operational equipment capable of using that navigation aid, and the required navigation aid must be operational.

(e) VNAV information may be utilized for advisory information only. Use of VNAV information for Instrument Approach Procedures does not guarantee Step-Down Fix altitude protection, or arrival at approach minimums in normal position to land.

5. If not previously defined, the following default settings must be made in the „SETUP 1“ menu of the GNS 430 prior to operation (refer to Pilot's Guide for procedure if necessary):

- (a) dis, spd $\frac{m}{kt}$ (sets navigation units to „nautical miles“ and „knots“)
- (b) alt, vs $\frac{ft}{ft/min}$ (sets altitude units to „feet“ and „feet per minute“)
- (c) map datum . WGS 84 (sets map datum to WGS-84, see note below)
- (d) posn deg-min (sets navigation grid units to decimal minutes)

NOTE: In some areas outside the United States, datums other than WGS-84 or NAD-83 may be used. If the GNS 430 is authorized for use by the appropriate Airworthiness authority, the required geodetic datum must be set in the GNS 430 prior to its use for navigation.

SECTION III EMERGENCY PROCEDURES

ABNORMAL PROCEDURES

1. If GARMIN GNS 430 navigation information is not available or invalid, utilize remaining operational navigation equipment as required.
2. If "RAIM POSITION WARNING" message is displayed the system will flag and no longer provide GPS based navigational guidance. The crew should revert to the GNS 430 VOR/ILS receiver or an alternate means of navigation other than the GNS 430's GPS Receiver.
3. If "RAIM IS NOT AVAILABLE" message is displayed in the enroute, terminal, or initial approach phase of flight, continue to navigate using the GPS equipment or revert to an alternate means of navigation other than the GNS 430's GPS receiver appropriate to the route and phase of flight. When continuing to use GPS navigation, position must be verified every 15 minutes using the GNS 430's VOR/ILS receiver or another IFR-approved navigation system.

LBA APPROVED _____ DATE: : 1 April 1999 _____ PAGE 6 OF 8

Dok. Nr.	Ausgabe 01 Apr 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 6 von 8
----------	------------------------	----------	-------	-------	------------------

Aircraft Make: Diamond Aircraft GARMIN GNS 430 VHF Communications
 Aircraft Model: DV 20 Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver
 Aircraft Serial Number: 20.041

4. If "RAIM IS NOT AVAILABLE" message is displayed while on the final approach segment, GPS based navigation will continue for up to 5 minutes with approach CDI sensitivity (0.3 nautical mile). After 5 minutes the system will flag and no longer provide course guidance with approach sensitivity. Missed approach course guidance may still be available with 1 nautical mile CDI sensitivity by executing the missed approach.
5. In an in-flight emergency, depressing and holding the Comm transfer button for 2 seconds will select the emergency frequency of 121.500 Mhz into the "Active" frequency window.

SECTION IV NORMAL PROCEDURES

1. DETAILED OPERATING PROCEDURES

Normal operating procedures are described in the GARMIN GNS 430 Pilot's Guide, P/N 190-00140-00, Rev. A, dated October, 1998, or later appropriate revision.

2. PILOT'S DISPLAY

The GNS 430 System data will appear on the Pilot's HSI. The source of data is either GPS or VLOC as annunciated on the display above the CDI key.

3. AUTOPILOT / FLIGHT DIRECTOR OPERATION

Coupling of the GNS 430 System steering information to the autopilot/flight director can be accomplished by engaging the autopilot/flight director in the NAV or APR mode.

When the autopilot/flight director system is using course information supplied by the GNS 430 System and the course pointer is not automatically driven to the desired track, the course pointer on the HSI must be manually set to the desired track (DTK) indicated by the GNS 430. For detailed autopilot/flight director operational instructions, refer to the FAA/LBA Approved Flight Manual Supplement for the autopilot/flight director.

LBA APPROVED _____ DATE : 1 April 1999 _____ PAGE 7 OF 8

Dok. Nr.	Ausgabe 01 Apr 1999	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite 7 von 8
----------	------------------------	----------	-------	-------	------------------

Aircraft Make: Diamond Aircraft GARMIN GNS 430 VHF Communications
Aircraft Model: DV 20 Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver
Aircraft Serial Number: 20,041

**SECTION V
PERFORMANCE**

No change.

**SECTION VI
WEIGHT AND BALANCE**

See current weight and balance data.

**SECTION VII
AIRPLANE & SYSTEM DESCRIPTIONS**

See GNS 430 Pilot's Guide for a complete description of the GNS 430 system.

LBA APPROVED _____ DATE: : 1 April 1999 _____ PAGE 8 OF 8

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	01 Apr 1999				8 von 8

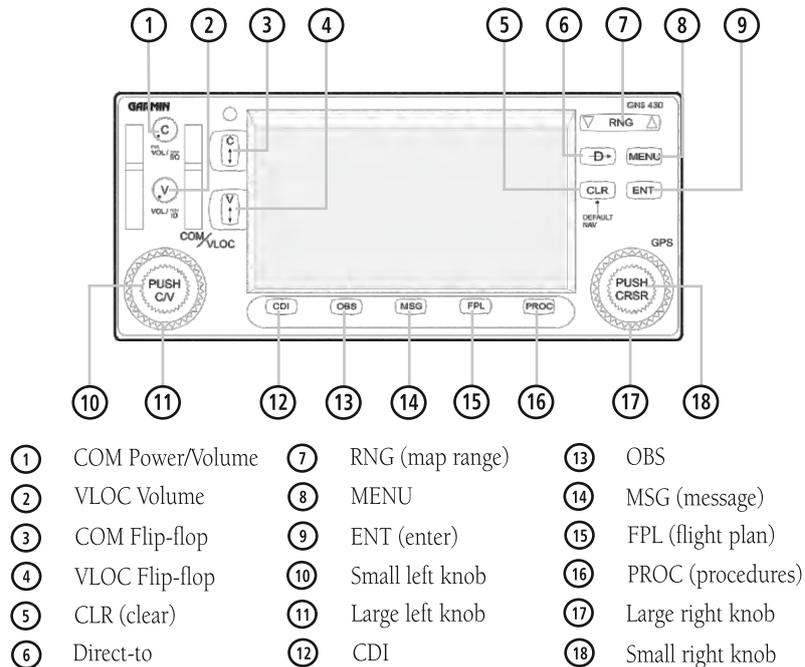
 **GARMIN.**

GNS 430/430A

Quick Reference

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			1 von 22

KEYS AND KNOBS



Left-hand KEYS AND KNOBS

The **COM Power/Volume** Knob controls unit power and communications radio volume. Press momentarily to disable automatic squelch control.

The **VLOC Volume** Knob controls audio volume for the selected VOR/Localizer frequency. Press momentarily to enable/disable the ident tone.

The large **left** knob is used to tune the megahertz (MHz) value of the standby frequency for the COM transceiver or the VLOC receiver, whichever is currently selected by the tuning cursor.

The small **left** knob is used to tune the kilohertz (kHz) value of the standby frequency for the COM transceiver or the VLOC receiver, whichever is currently selected by the tuning cursor. Press this knob momentarily to toggle the tuning cursor between the COM and VLOC frequency fields.

The **COM Flip-flop** Key is used to swap the active and standby COM frequencies. Press and hold to select emergency channel (121.500 MHz).

The **VLOC Flip-flop** Key is used to swap the active and standby VLOC frequencies (i.e., make the selected standby frequency active).

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			2 von 22

KEYS AND KNOBS

Right-hand Key S and Knobs

The **RNG** Key allows the pilot to select the desired map range. Use the up arrow of the key to zoom out to a larger area, or the down arrow to zoom in to a smaller area.

The **Direct-to** Key provides access to the direct-to function, which allows the pilot to enter a destination waypoint and establishes a direct course to the selected destination.

The **MENU** Key displays a context-sensitive list of options. This options list allows the pilot to access additional features or make settings changes which relate to the currently displayed page.

The **CLR** Key is used to erase information, remove map detail, or to cancel an entry. Press and hold the **CLR** key to immediately display the Default NAV Page.

The **ENT** Key is used to approve an operation or complete data entry. It is also used to confirm information, such as during power on.

The large **right** knob is used to select between the various page groups: NAV, WPT, AUX, or NRST. With the on-screen cursor enabled, the large **right** knob allows the pilot to move the cursor about the page. The large **right** knob is also used to move the target pointer right (turn clockwise) or left (counterclockwise) when the map panning function is active.

The small **right** knob is used to select between the various pages within one of the groups listed above. Press this knob momentarily to display the on-screen cursor. The cursor allows the pilot to enter data and/or make a selection from a list of options. The small **right** knob is also used to move the target pointer up (turn clockwise) or down (counterclockwise) when the map panning function is active.

Bottom Row Key S

The **CDI** Key is used to toggle which navigation source (GPS or VLOC) provides output to an external HSI or CDI.

The **OBS** Key is used to select manual or automatic sequencing of waypoints. Pressing the **OBS** Key selects OBS mode, which retains the current 'active to' waypoint as the navigation reference even after passing the waypoint (i.e., prevents sequencing to the next waypoint). Pressing the **OBS** Key again returns the unit to normal operation, with automatic sequencing of waypoints. When OBS mode is selected, the pilot may set the desired course to/from a waypoint using the 'Select OBS Course' pop-up window, or an external OBS selector on the HSI or CDI.

The **MSG** Key is used to view system messages and to alert the pilot to important warnings and requirements.

The **FPL** Key allows the pilot to create, edit, activate, and invert flight plans, as well as access approaches, departures, and arrivals. A closest point to flight plan feature is also available from the **FPL** Key.

The **PROC** Key allows the pilot to select and remove approaches, departures, and arrivals from the flight plan. When using a flight plan, available procedures for the departure and/or arrival airport are offered automatically. Otherwise, the pilot may select the desired airport, then the desired procedure.

to power on the GNS 430

- 1) Turn the **COM Power/Volume** Knob clockwise to turn the unit power on and set the desired radio volume.
- 2) A welcome page appears briefly while the unit performs a self test, followed sequentially by the Unit Type Page and the Software Versions Page. Then (depending on configuration) the Weather Page, the Traffic Page, the Aviation Data Page, the Land/Terrain/Obstacles Database Page, and the Situational Awareness Page are sequentially displayed.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			3 von 22

POWER ON

- Once the self-test concludes, the Database Confirmation Page is displayed, showing the effective and expiration dates of the Jeppesen database on the NavData® card. Press the **ENT** Key to acknowledge the Database Page and proceed to the Instrument Panel Self-test Page.

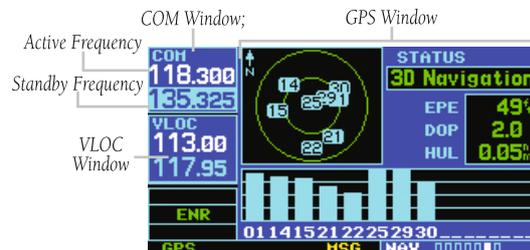


- The Instrument Panel Self-test Page allows the pilot to verify that the GNS 430 is communicating properly with in-panel instruments. Compare on-screen indications with the information depicted on connected instruments, such as the CDI, HSI, RMI, and/or external annunciators. After verifying proper operation, press the **ENT** Key to display the Satellite Status Page.



SCReeN LaYoUt (WiNDoWS)

The GNS 430's display is divided into three separate 'windows' (or screen areas). The left 1/4 of the display provides a COM window (top two lines) and a VLOC window (bottom two lines). The right 3/4 of the display consists of a GPS window, which shows the various navigation, waypoint information and settings 'pages'.



Each unique screen of information is referred to as a page. Pages are typically selected using the small and large right knobs, with the cursor removed from the GPS Window. See pages 6 and 7 for details on arrangement of the GNS 430's main pages.

CURSoRS

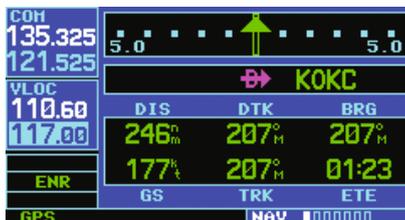
There are two separate cursors: a tuning cursor and a GPS window cursor. The tuning cursor is used to select the standby COM or VLOC frequency. If desired, press the small **left** knob to move the tuning cursor to VLOC Window. Then, use the small and large **left** knobs to select the desired frequency. The **COM Flip-flop** and **VLOC Flip-flop** keys are used to activate the selected frequency.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			4 von 22

FREQUENCY SELECTION

fReQUeNCY SeLeCtion

- 1) If the tuning cursor is not currently in the desired window (COM or VLOC), press the small **left** knob momentarily.
- 2) Turn the large **left** knob to select the desired megahertz (MHz) value. For example, the '117' portion of the frequency '117.80'.



- 3) Turn the small **left** knob to select the desired kilohertz (kHz) value. For example, the '.80' portion of the frequency '117.80'.



- 4) To activate the selected frequency, press the **COM Flip-flop** Key for COM frequencies, or the **VLOC Flip-flop** Key for VLOC frequencies.

to QUiCKLY tUNE aND aCtiVate the 121.500 eMeRGeNCY ChANNeL

Press and hold the **COM Flip-flop** Key for approximately two seconds.

Data eNtR Y

Data is entered in the GPS Window using the large and small **right** knobs. The large **right** knob is used to move the cursor about the page. The small **right** knob is used to select individual characters for the highlighted cursor location.



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			5 von 22

MAIN PAGE GROUPS

Main page Groups

The GNS 430's main pages are divided into 4 separate page groups: NAV, WPT, AUX, and NRST. Each page group is comprised of multiple pages. The *page groups* are selected using the large **right** knob. The individual *pages* are selected using the small **right** knob.

page Groups			
NAV Group	WPT Group	AUX Group	NRST Group
7 NAV Pages	10 WPT Pages	4 AUX Pages	8 NRST Pages



Position of Current Page within Current Page Group

Current Page Group

Number of Pages in Current Page Group

The bottom right corner of the screen indicates which page group is currently being displayed (e.g., NAV, WPT, AUX, or NRST), the number of screens available within that group (indicated by the square icons), and the placement of the current screen within that group (indicated by a highlighted square icon).

to SeLeCt the DeSiReD pa Ge GRoUp

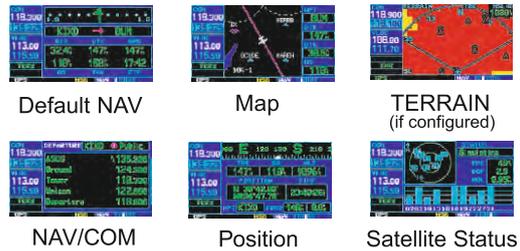
Press and hold the **CLR** Key to select the Default NAV Page. Turn the large **right** knob to select the desired Page Group.

to SeLeCt the DeSiReD pa Ge

Turn the small **right** knob to select the desired page.

NAV pa Ge GRoUp

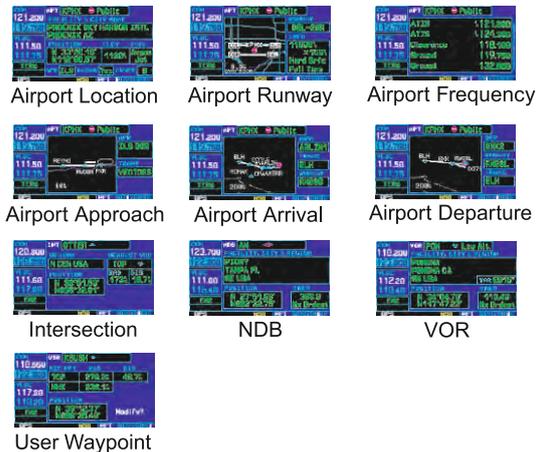
The NAV Page Group includes seven pages.



VNAV

Wpt pa Ge GRoUp

The WPT Page Group includes ten pages.



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			6 von 22

DIRECT-TO NAVIGATION

aUX paGe GRoUp

The AUX Page Group includes four pages.



Flight Planning



Utility



Setup 1



Setup 2

NRSt paGe GRoUp

The NRST Page Group includes eight pages.



NRST Airport



NRST Intersection



NRST NDB



NRST VOR



NRST User



NRST Center



NRST Flight Service



NRST Airspace



NOTE: The flight plan pages are selected by pressing the FPL Key and using the small right knob to select the desired page.

to SeLeCt a DiReCt-to DeStiNatiOn

- 1) Press the **Direct-to** Key. The Select Direct-to Waypoint Page appears, with the waypoint identifier field highlighted.



- 2) Use the small and large **right** knobs to enter the identifier of the desired destination waypoint.



- 3) Press the **ENT** Key to confirm the selected waypoint, and press the **ENT** Key again to activate the direct-to function.



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			7 von 22

DIRECT-TO NAVIGATION

to SeLeCt a DiReCt-to DeStiNatiON fRoM the Map p a Ge

- 1) Select the Map Page from the NAV Page Group.
- 2) Press the small **right** knob to display a panning pointer.
- 3) Turn the small and large **right** knobs to place the panning pointer at the desired destination location.



- 4) If the panning pointer is placed on an existing airport, navaid, or user waypoint, the waypoint name is highlighted. Press the **Direct-to** Key and the **ENT** Key twice to navigate to the waypoint.
- 5) If the panning pointer is placed on an open location, press the **Direct-to** Key then press the **ENT** Key twice to create a '+MAP' waypoint and navigate to it.

to SeLeCt a DiReCt-to DeStiNatiON BY fa CiLiTY NaMe oR CiTY

- 1) Press the **Direct-to** Key. The Select Direct-to Waypoint Page appears, with the waypoint identifier field highlighted.
- 2) Turn the large **right** knob to highlight the facility name (second line) or the city (third line) field.
- 3) Use the small and large **right** knobs to enter the facility name or city location of the desired destination waypoint. When spelling the facility name or city, the GNS 430's Spell 'N' Find feature selects the first entry in the database based upon the characters the pilot has entered up to that point.



- 4) Continue turning the small **right** knob to scroll through any additional database listings for the selected facility name or city. If needed, use the small **right** knob to scroll backwards.
- 5) Press the **ENT** Key to confirm the selected waypoint, and press the **ENT** Key again to activate the direct-to function.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			8 von 22

VIEWING AIRPORT INFORMATION

to SeLeCt a NeaRBY aiRpoRt oR a fLiGht pLaN WaYpoInt aS a DiReCt-to DeStiNatiON

- 1) Press the **Direct-to** Key.
- 2) Turn the large **right** knob to highlight the nearest airport (NRST) or flight plan (FPL) field.
- 3) Turn the small **right** knob to display a window listing nearby airports or all waypoints in the active flight plan.



- 4) Continue turning the small **right** knob to scroll through the list and highlight the desired airport.
- 5) Press the **ENT** Key to confirm the selected waypoint, and press the **ENT** Key again to activate the direct-to function.

to VieW aiRpoRt iNfoRmAtiON

- 1) Turn the large **right** knob to select the WPT Page Group. 'WPT' appears in the lower right corner of the screen.
- 2) Turn the small **right** knob to select the desired WPT page. Airport information is displayed on the first six WPT pages: airport location, airport runway, airport frequency, airport approach, airport arrival, and airport departure.
- 3) Press the small **right** knob to activate the cursor.
- 4) Use the small and large **right** knobs to enter the identifier of the desired airport.
- 5) Once the identifier is entered, the information for that airport appears on the page. Press the **ENT** Key to accept the selected identifier.



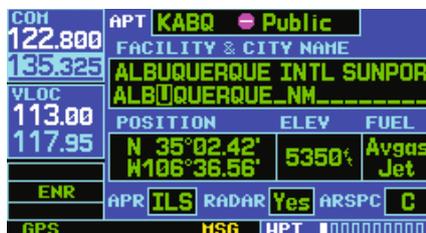
- 6) To view the other airport information pages, press the small **right** knob to remove the flashing cursor and turn the small **right** knob to select the desired page.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			9 von 22

VIEWING AIRPORT INFORMATION

to View aiRpoRt iNfoRMatioN BY faCiLiTY NaMe oR CiTY

- 1) Select the Airport Location Page (see page 6).
- 2) Press the small **right** knob to activate the cursor.
- 3) Turn the large **right** knob to highlight the facility name (second line) or the city (third line) field.
- 4) Turn the small and large **right** knob to enter the facility name or city location of the desired destination waypoint. When spelling the facility name or city, the GNS 430's spell'N'Find feature will select the first entry in the database based upon the characters that have been entered up to that point.



- 5) Once the identifier is entered, the information for that airport appears on the page. Press the **ENT** Key to accept the selected identifier.
- 6) To view the other airport information pages, press the small **right** knob to remove the flashing cursor and turn the small **right** knob to select the desired page.

to aUto-tUNE a fReQUeNCY fRoM a LiSt

The GNS 430's auto-tune feature allows the pilot to quickly select any database frequency in the GPS Window as the standby frequency. With a minimum of keystrokes, any frequency listed in the GPS Window can be transferred to the standby field of the COM or VLOC window.

- 1) Select the Airport Frequencies Page from the WPT Page Group (see page 6).
- 2) Press the small **right** knob to place the cursor on the airport identifier field.
- 3) Use the small and large **right** knobs to enter the identifier of the desired airport. Press the **ENT** Key when finished.

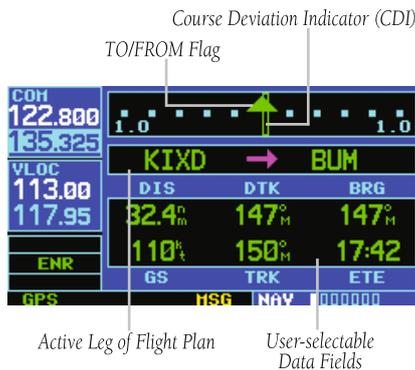


- 4) Turn the large **right** knob to highlight the desired frequency.
- 5) Press the **ENT** Key to place the highlighted frequency in the standby COM or VLOC Window field (as appropriate).
- 6) To activate the selected frequency, press the **COM Flip-flop** or **VLOC Flip-flop** Key (as appropriate).

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			10 von 22

DEFAULT NAV PAGE

Defa ULt NaV paGe



The following symbols are used on the Default NAV Page (directly below the CDI), to depict the 'active leg' of a flight plan or direct to:

	Direct-to a Waypoint
	Course to a Waypoint, or Desired Course between Two Waypoints
	Procedure Turn
	Procedure Turn
	Vectors-to-Final
	DME Arc to the Left
	DME Arc to the Right
	Left-hand Holding Pattern
	Right-hand Holding Pattern

to QUiCKLY DiSpLaY the Defa ULt NaV paGe

From any page, press and hold the **CLR** Key for approximately two seconds.

to SeLeCt a DiFFEreNt Data iteM foR ANY Data fiELd

- 1) With the Default NAV Page displayed, press the **MENU** Key to display the Default NAV Page Menu.
- 2) The 'Change Fields?' option is already highlighted, so press the **ENT** Key to select this option.



- 3) Use the large **right** knob to highlight the data field to be changed.



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			11 von 22

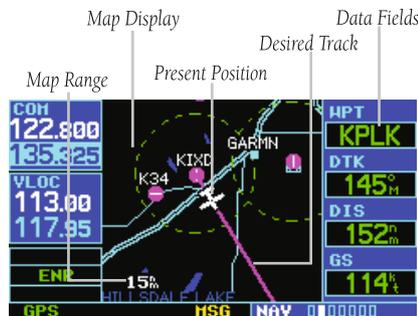
MAP PAGE

- Turn the small **right** knob to display the list of available data items. Continue turning the small **right** knob to select the desired data item from the list.



- Press the **ENT** Key to select the desired data item and return to the Default NAV Page.
- Press the small **right** knob momentarily to remove the cursor from the page.

Map paGe



The following symbols are used to depict the various airports and nav aids on the Map Page:

Symbol	Description
	Airport with hard surface runway(s); (primary runway shown)
	Airport with soft surface runway(s) only
	Private Airfield
	Heliport
	VOR
	VOR/DME
	DME
	Localizer
	Intersection
	VORTAC
	TACAN
	NDB
	Locator Outer Marker

to SeLeCt a Map RaNGE

- Press the up arrow of the **RNG** Key to zoom out to a larger map area.
- Press the down arrow of the **RNG** Key to zoom in to a smaller map area and more detail.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			12 von 22

FULL SCREEN MAP

to SeLeCt a DiFFeReNt D ata iTeM foR aNY Data field

- 1) With Map Page displayed, press the **MENU** Key to display an options menu.
- 2) Turn the large **right** knob to highlight 'Change Fields?' and press the **ENT** Key.
- 3) Turn the large **right** knob to highlight the data field to be changed.
- 4) Turn the small **right** knob to select the desired type of data for this field and press the **ENT** Key.



- 5) Press the small right knob to remove the cursor.

to tURN the D ata fieLDS off aND DiSpLaY a FULL SCReeN Map

- 1) With the Map Page displayed, press the **MENU** Key to display an options menu.
- 2) Turn the large **right** knob to highlight 'Data Fields Off?' and press the **ENT** Key.



- 3) To re-display the data fields, follow steps 1 and 2, but instead select 'Data Fields On?' from the options menu.

to QUiCKLY DeCLUtTeR the Map DiSpLaY

Press the **CLR** Key momentarily (as often as needed) to select the desired amount of map detail.



Map Detail Level

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			13 von 22

NAVCOM PAGE

to iNhiBit teRRain:

- 1) Select the TERRAIN Page and press the **MENU** Key. 'Inhibit Terrain?' is selected by default.



- 2) Press the **ENT** Key. The 'TER INHB' annunciation is displayed in the TERRAIN annunciator field when TERRAIN is inhibited.



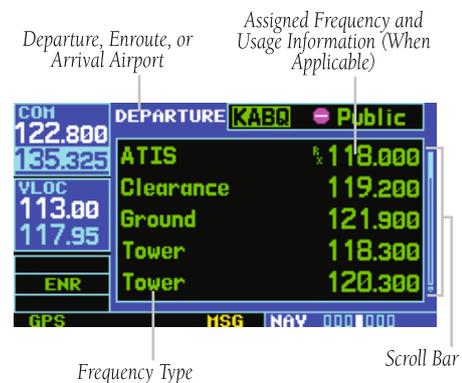
Annunciator Field



NOTE: Inhibit mode deactivates TERRAIN alerting when deemed unnecessary by the pilot. Flying VFR into an area where unique terrain exists could cause the system to annunciate nuisance alerts. Pilots should use discretion when inhibiting the TERRAIN system and always remember to enable the system when appropriate.

NaVCoM paGe

The NAVCOM Page provides a list of the airport communication and navigation frequencies at the departure, enroute, and arrival airports.



to SeLeCt a fReQUeNcY LiSt foR a DePaRtURe, eNRoUte, oR aRRiVaL aiRPort

- 1) Press the small **right** knob to activate the cursor.
- 2) Turn the large **right** knob to place the cursor on the airport identifier field (top line on the NAVCOM Page).
- 3) Turn the small **right** knob to select the desired airport and press the **ENT** Key.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			14 von 22

NEAREST AIRPORTS

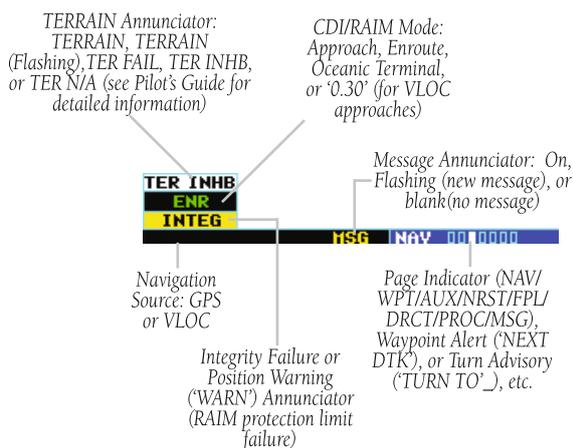
to SCROLL thROUGH the List of fReQUeNCieS

- 1) Activate the cursor, if not already active, by pressing the small **right** knob.
- 2) Turn the large **right** knob to move the cursor through the list of frequencies. If there are more frequencies in the list that can be displayed on the screen, a scroll bar along the right-hand side of the screen indicates which part of the list is currently being displayed.

to aUto-tUNE a fReQUeNCY fRoM the NaVCoM paGe

- 1) Highlight the desired frequency by scrolling through the list of frequencies, as described in the preceding procedure.
- 2) To place a frequency in the standby field of the COM or VLOC Window, highlight the desired frequency and press the **ENT** Key.

BottoM RoW aNNUncIatorS aND MeSSa GeS



to VieW a LiSt of NeaReSt aiRpoRtS

- 1) Turn the large **right** knob to select the NRST Page Group. 'NRST' will appear in the lower right corner of the screen.
- 2) If necessary, turn the small **right** knob to select the Nearest Airport Page.

COM	NEAREST AIRPORT			
	APT	BRG	DIS	APR
122.800	KIXD	327°	5.3m	ILS
113.00	twr	118.300	rwy	7300'
117.95	K34	296°	6.5m	NDB
	uni	122.800	rwy	2900'
	KOJC	035°	7.3m	LOC
	twr	126.000	rwy	4000'
GPS	MSG	NRST	000000	

to SCROLL thROUGH the List of NeaReSt aiRpoRtS

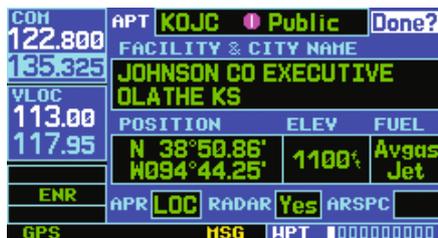
- 1) Press the small **right** knob to activate the cursor.
- 2) Turn the large **right** knob to scroll through the list. The scroll bar along the right-hand side of the page will indicate which part of the list is currently being viewed.
- 3) To remove the flashing cursor, press the small **right** knob.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			15 von 22

NEARBY AIRPORTS

to View additional information for a Nearby Airport

- 1) Highlight the identifier of the desired airport by scrolling through the list, as described in the preceding procedure.
- 2) Press the **ENT** Key to display the Airport Location Page for the selected airport.



- 3) To view additional WPT pages for the selected airport (including the airport runway and airport frequency pages), press the small **right** knob to remove the flashing cursor. Turn the small **right** knob to display the additional WPT pages. When finished, press the small **right** knob to return the flashing cursor to the screen.



- 4) To return to the Nearest Airport Page, verify that 'Done?' is highlighted by the flashing cursor and press the **ENT** (or **CLR**) Key.

to Select a Nearby Airport as a Direct-to Destination

- 1) Press the **Direct-to** Key. The Select Direct-to Waypoint Page appears, with the waypoint identifier field highlighted.
- 2) Turn the large **right** knob to highlight the nearest airport (NRST) field.
- 3) Turn the small **right** knob to display a window showing up to nine nearby airports.



- 4) Continue turning the small **right** knob to scroll through the list and highlight the desired airport.
- 5) Press the **ENT** Key to confirm the selected airport. Press the **ENT** Key again (with 'Activate?' highlighted) to activate the direct-to function.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			16 von 22

FLIGHT PLANS

to Create a New Flight Plan

- 1) Press the **FPL** Key and turn the small **right** knob to display the Flight Plan Catalog Page.
- 2) Press the **MeNU** Key to display the Flight Plan Catalog Page Menu.
- 3) Turn the large **right** knob to highlight 'Create New Flight Plan?' and press the **ENT** Key.



- 4) A blank Flight Plan Page appears for the first empty storage location. Use the small and large **right** knobs to enter the identifier of the departure waypoint, and press the **ENT** Key.



- 5) Repeat step 4 above to enter the identifier for each additional flight plan waypoint.
- 6) Once all waypoints have been entered, press the small **right** knob to return to the Flight Plan Catalog Page.

to NavIGate a fLIght pLaN

- 1) Press the **FPL** Key and turn the small **right** knob to display the Flight Plan Catalog Page.
- 2) Press the small **right** knob to activate the cursor.
- 3) Turn the large **right** knob to highlight the desired flight plan and press the **MENU** Key to display the Flight Plan Catalog Page Menu.
- 4) Turn the large **right** knob to highlight 'Activate Flight Plan?' and press the **ENT** Key.



to Stop NavIGatiNG a fLIght pLaN

- 1) Press the **FPL** Key
- 2) Press the **MENU** Key to display the Flight Plan Catalog Page Menu.
- 3) Turn the large **right** knob to highlight 'Delete Flight Plan?', and press the **ENT** Key.



- 4) With 'Yes?' highlighted, press the **ENT** Key to delete the flight plan.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			17 von 22

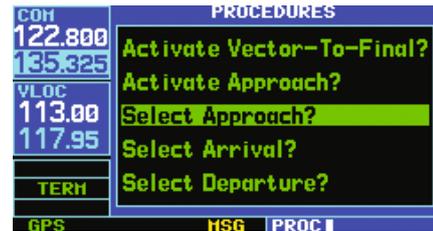
SELECT AN APPROACH

to edit a flight plan

- 1) Press the **FPL** Key and turn the small **right** knob to display the Flight Plan Catalog Page.
- 2) Press the small **right** knob to activate the cursor.
- 3) Turn the large **right** knob to highlight the desired flight plan and press the **ENT** Key.
- 4) To add a waypoint to the flight plan: Turn the large **right** knob to select the point to add the new waypoint. (If an existing waypoint is highlighted, the new waypoint is placed directly in front of this waypoint.)
 - a) Use the small and large **right** knobs to enter the identifier of the new waypoint and press the **ENT** Key.
- 5) To delete a waypoint from the flight plan: Turn the large **right** knob to select the waypoint to be deleted and press the **CLR** Key to display a 'remove waypoint' confirmation window.
 - a) With 'Yes' highlighted, press the **ENT** key to remove the waypoint.
- 6) Once all changes have been made, press the small **right** knob to return to the Flight Plan Catalog Page.

to Select an approach

- 1) Press the **PROC** Key to display the Procedures Page.
- 2) Turn the large **right** knob to highlight 'Select Approach?' and press the **ENT** Key.



- 3) A window appears listing the available procedures. Turn the large **right** knob to highlight the desired procedure and press the **ENT** Key.



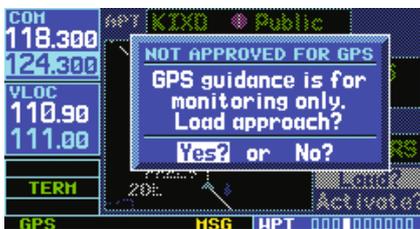
- 4) A second window appears listing the available transitions. Turn the large **right** knob to highlight the desired transition waypoint and press the **ENT** Key. (The approach 'Vectors' option assumes the pilot will receive vectors to the final course segment of the approach and will provide navigation guidance relative to the final approach course.)



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			18 von 22

ACTIVATE AN APPROACH

- 5) Turn the large **right** knob to highlight 'Load?' or 'Activate?' and press the **ENT** Key. ('Load?' adds the procedure to the flight plan without immediately using it for navigation guidance. This allows the pilot to continue navigating the original flight plan, but keeps the procedure available on the Active Flight Plan Page for quick activation when needed.)
- 6) For precision approaches and some non-precision approaches, a reminder window appears indicating that GPS guidance on such approaches is strictly for monitoring only — use the VLOC receivers and external CDI (or HSI) for primary navigation. To confirm this reminder, highlight 'Yes?' and press the **ENT** Key.



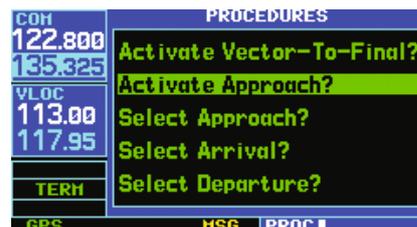
Not all approaches in the database are approved for GPS use. As the pilot selects an approach, a 'GPS' designation to the right of the procedure name indicates the procedure can be flown using the GPS receiver. Some procedures do not have this designation, meaning the GPS receiver may be used for supplemental navigation guidance only. ILS approaches, for example, must be flown by tuning the VLOC receiver to the proper frequency and coupling the VLOC receiver to the external CDI (or HSI).

A selected approach may be *activated* or *loaded*. Once an approach is selected, it may be activated for navigation from the Procedures Page. Activating the approach overrides the 'enroute' portion of the active flight plan, proceeding directly to the 'approach' portion (for a full approach, directly to the initial approach fix). Activating the approach also initiates automatic CDI scaling transition as the approach progresses.

In many cases, it may be easiest to 'Load' the full approach while still some distance away, enroute to the destination airport. Later, if vectored to final, use the following steps to select 'Activate Vector-To-Final'—which makes the inbound course to the final approach fix (FAF) waypoint active. Otherwise, activate the full approach using the 'Activate Approach?' option.

to activate an approach

- 1) With an approach loaded in the active flight plan, press the **PROC** Key to display the Procedures Page.
- 2) Turn the large **right** knob to highlight 'Activate Approach?' and press the **ENT** Key.



The 'Activate Vector-To-Final?' option allows the pilot to activate the final course segment of the approach. This option assumes the pilot will receive vectors to the FAF and provides guidance to intercept the final course, before reaching the FAF.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			19 von 22

FLYING AN APPROACH

**to activate the approach With
Vectors to final**

- 1) With an approach loaded in the active flight plan, press the **PROC** Key to display the Procedures Page.
- 2) Turn the large **right** knob to highlight 'Activate Vector-To-Final?' and press the **ENT** Key.



GUIDELINES FOR FLYING AN APPROACH

Due to the variety of available approach procedures, the specific steps required will vary according to the approach selected. Keep the following general guidelines in mind while flying the approach:

- The pilot will typically select the destination airport as the last waypoint in the active flight plan or using the **Direct-to** Key. Doing so ensures that the desired waypoint will automatically appear when choosing the 'Select Approach?' option from the Procedures Page. (Otherwise, first choose the airport, then the approach procedure.)
- When a localizer-based approach (such as an ILS) is loaded, the desired frequency is automatically placed in standby on the VLOC window. To activate the frequency, press the **VLOC Flip-flop** Key.

- If the VLOC receiver will be used for the approach, be sure to switch the external CDI (or HSI) to 'VLOC' by pressing the **CDI** Key ('VLOC' will appear directly above the **CDI** Key; see page 15).
- An 'Auto ILS CDI' setting provides automatic switching to 'VLOC' once established inbound on the final course segment of an approach.
- As the aircraft progresses to each approach waypoint, a waypoint alert message ('NEXT DTK # # #°') will appear in the lower right corner of the display (see page 15).
- When the pilot should begin a course change (via a standard rate turn), turn advisories ('TURN TO # # #°') will appear in the lower right corner of the display (see page 15).
- For GPS-based approaches, receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) will monitor satellite conditions and alert the pilot using an 'INTEG' or 'WARN' annunciation at the bottom left corner of the display (see page 15) if protection limits cannot be maintained. If this occurs, the GPS receiver should not be used for primary navigation guidance. Revert to an alternate navigation source, or select an alternate destination airport.
- Within 30 nautical miles of the destination airport, CDI scaling will transition from 5.0 nautical miles (enroute mode, 'ENR') to 1.0 nautical mile (terminal mode, 'TERM') or when leaving the departure airport, from 1.0 nm to 5.0 nm. Within 2.0 nautical miles of the final approach fix, GPS-based approaches will see a second transition from 1.0 nautical mile to 0.3 nautical mile (approach mode, 'APR').

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			20 von 22

FLYING THE MISSED APPROACH

- A 'START PROC TRN' prompt will appear in the lower right corner of the display to advise the pilot when the aircraft is at a safe distance to initiate a procedure turn. The procedure turn is displayed on the Map Page, but guidance through the turn itself is not provided.
- Alerts for proper holding pattern entry (e.g. 'HOLD DIRECT') are displayed in the lower right corner of the display. Waypoint sequencing is automatically suspended (indicated by 'SUSP' directly above the **OBS** Key) at the holding waypoint. Press the **OBS** Key again to return to automatic waypoint sequencing. For course reversals, waypoint sequencing is suspended for one trip around the holding pattern only (after which it will return to automatic waypoint sequencing).
- The CDI will guide the pilot through a DME arc. Just keep the needle centered to fly along the arc. When using an autopilot, the course select on the CDI (or HSI) must be periodically updated with the desired track (DTK).
- When crossing the missed approach point, 'SUSP' will appear above the **OBS** Key, indicating that automatic sequencing of waypoint is suspended at the missed approach point, and a 'from' indication will appear on the CDI (or HSI).



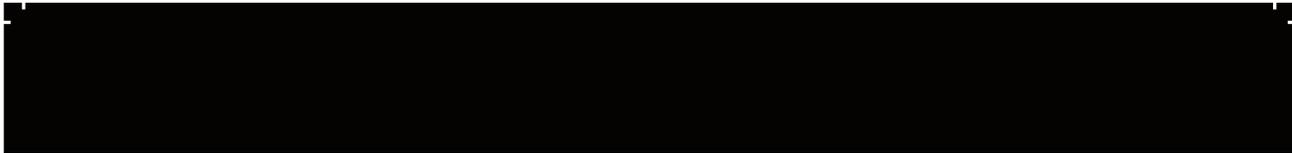
to fLY a MiSSeD appRoA Ch

- 1) Press the **OBS** Key. The next waypoint in the approach (MAHP; in this case 'SWARM' intersection) is automatically offered as the destination waypoint.
- 2) Follow the missed approach procedures, as published on the approach plate, for proper climb and heading instructions.
- 3) An alert message in the lower right-hand corner of the screen recommends entry procedures for the holding pattern (e.g., 'HOLD TEARDROP'). When flying the holding pattern, a timer appears on the Default NAV Page. The timer automatically resets on the outbound side of the hold when the aircraft turns abeam the hold waypoint. The timer again resets as the pilot turns inbound (within approximately 30° of the inbound course). This allows use of standard timing (typically one minute) to fly the inbound and outbound legs of the hold.



- 4) The GNS 430 provides course guidance only on the inbound side of the holding pattern. When leaving the holding pattern to re-fly the approach (or another approach) press the **PROC** Key to 'Select Approach?' or 'Activate Approach?' as previously described. (Or, use the **Direct-to** Key to select another destination.)

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			21 von 22



Garmin International, Inc.
1200 East 151st Street
Olathe, KS 66062, U.S.A.
p: 913.397.8200 f: 913.397.8282

Garmin AT, Inc.
2345 Turner Road SE
Salem, OR 97302, U.S.A.
p: 503.391.3411 f: 503.364.2138

Garmin (Europe) Ltd.
Liberty House, Bulls Copse Road
Hounslow Business Park
Southampton, SO40 9RB, U.K.
p: +44/ (0) 870.8501241 f: +44/ (0) 870.8501251

Garmin Corporation
No. 68, Jangshu 2nd Road
Shijr, Taipei County, Taiwan
p: 886/2.2642.9199 f: 886/2.2642.9099

www.garmin.com

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	190-00140-01	G			22 von 22



Dieses Handbuch ist eine Kopie des Original-
Flughandbuchs lt. NCO.GEN.135(a)(1)
für das Luftfahrzeug OE-COO

Copyright © 2023 Ing. Peter Köbke-Freitag

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	22 Jun 2021				1 von 1



Dieses Handbuch ist eine Kopie des Original-
Flughandbuchs lt. NCO.GEN.135(a)(1)
für das Luftfahrzeug OE-AGX

Copyright © 2024 Ing. Peter Köbke-Freitag

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
	06 Feb 2024				1 von 1