

AQUILA

Aquila A 210



D-EQCC

Scan: 9.10.20 / HSF

Flughandbuch

FLUGHANDBUCH

AQUILA AT01



Das Muster AQUILA AT01 hat eine LBA-Zulassung als Normalflugzeug auf der Basis der JAR-VLA. Dieses Handbuch ist stets an Bord des Luftfahrzeuges mitzuführen. Umfang und Änderungsstand sind dem Verzeichnis der gültigen Seiten und der Liste der Änderungen zu entnehmen.

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

Werknummer.: AQUILA AT01-218

Kennzeichen:

D-EQCC

JFM
-30
[Signature]

Ausgabe B.01 wurde am 31.07.2002 durch das Luftfahrt-Bundesamt im Zuge der Musterzulassung genehmigt. Alle Änderungen in den Abschnitten 2, 3, 4 und 5, die den Umfang von redaktionellen Änderungen und Korrekturen übersteigen, unterliegen der Genehmigungspflicht der EASA.

Dok. Nummer:	FM-AT01-1010-100
Erstausgabe:	05.06.2002
Ausgabe des Deckblattes:	B.25

VORWORT

Mit der AQUILA AT01 haben Sie ein sehr leistungsfähiges und leicht bedienbares Schulungs- und Reiseflugzeug erworben.

Eine zuverlässige Bedienung, Handhabung und Wartung gewähren einen störungsfreien Flugbetrieb und garantieren die Sicherheit auf Dauer.

Um dies zu gewährleisten, empfehlen wir ein aufmerksames Studium dieses Flughandbuchs und das Beachten der darin gegebenen Empfehlungen für den Betrieb und die Pflege und Wartung des Flugzeuges.

Des Weiteren empfehlen wir an einer werksseitigen Einweisung auf das Muster durch autorisiertes Personal teilzunehmen, um so möglichst schnell Sicherheit und „Gefühl“ für den optimalen Betrieb des Flugzeuges zu erhalten.

WICHTIGER HINWEIS

Alle Grenzwerte, Verfahren und Leistungsdaten dieses Handbuchs sind EASA- bzw. LBA-*anerkannt* und müssen eingehalten und beachtet werden. Ein Nichtbeachten der im Flughandbuch angegebenen Grenzwerte und Verfahren kann zu einem Haftungsausschluss durch den Hersteller führen.

Das Handbuch

Das Handbuch ist nach den gültigen Vorgaben und Empfehlungen der JAR-VLA, Appendix H (Ausgabe 26.4.90) „Specimen Flight Manual for a very Light Aeroplane“ verfasst.

Es wird als Lose-Blatt-Sammlung zum besseren Austausch revidierter Blätter herausgegeben und hat ein handliches DIN A5 Format, geeignet zum Verstauen im Flugzeug.

Einzelne Kapitel des Handbuchs sind durch Trennblätter voneinander getrennt, um ein schnelles Nachschlagen zu ermöglichen. Jedes einzelne Kapitel hat als Deckseite ein eigenes Inhaltsverzeichnis, das einen Schnellüberblick gewährleistet.

Alle Rechte vorbehalten.

Die Vervielfältigung dieses Handbuchs oder eines Teiles davon in jedweder medialen Form bedarf einer ausdrücklichen schriftlichen Genehmigung der AQUILA Aviation GmbH.

All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted, except with the prior and express written permission of AQUILA Aviation GmbH.

Copyright © by  AQUILA Aviation GmbH
Schönhausen, Germany

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04.03.2014)	13.04.2015	0 – 1

INHALTSVERZEICHNIS

	ABSCHNITT
ALLGEMEINES	1
BETRIEBSGRENZEN (anerkanntes Kapitel)	2
NOTVERFAHREN (anerkanntes Kapitel)	3
NORMAL-FLUGVERFAHREN (anerkanntes Kapitel)	4
FLUGLEISTUNGEN (teilweise anerkanntes Kapitel)	5
MASSE UND SCHWERPUNKT	6
FLUGZEUGBESCHREIBUNG	7
HANDHABUNG UND WARTUNG	8
ERGÄNZUNGEN	9

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04.03.2014)	13.04.2015	0 – 2

VERZEICHNIS DER GÜLTIGEN SEITEN

Ab- schnitt	Ausgabe	anerkannt	Seite	Datum
0	B.25		0-1 bis 0-8	13.04.2015
1	B.12		1-1 bis 1-12	17.09.2008
2	B.22	X	2-1 bis 2-20	12.07.2012
3	B.12	X	3-1 bis 3-16	17.09.2008
4	B.25	X	4-1 bis 4-20	13.04.2015
5	B.22	(X)*	5-1 bis 5-23	12.07.2012
6	B.12		6-1 bis 6-14	17.09.2008
7	B.25		7-1 bis 7-32	13.04.2015
8	B.22		8-1 bis 8-8	12.07.2012
9	B.25		9-1 bis 9-3	13.04.2015

* - teilweise anerkannt

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04.03.2014)	13.04.2015	0 - 3

LISTE DER ÄNDERUNGEN

Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuches, ausgenommen aktualisierte Wägedaten, müssen in der Liste der Änderungen erfasst werden. Alle Änderungen müssen entweder von der EASA oder im Falle von redaktionellen Änderungen in Übereinstimmung mit Part 21A.263(c)(4) vom Entwicklungsbetrieb der AQUILA Aviation GmbH genehmigt werden.

Der geänderte Wortlaut wird am Seitenrand durch eine senkrechte schwarze Linie markiert und die neue Ausgabe des Abschnittes erscheint in der Fußzeile jeder zum geänderten Abschnitt zugehörigen Seite.

Das Luftfahrzeug darf nur mit einem aktuell nachgeführten Flughandbuch betrieben werden. Der aktuelle Stand des FHB's ist jederzeit unter Service der Internetseite www.aquila-aviation.de abfragbar.

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Abschnitte	Genehmigung durch AQUILA*/EASA Datum/Unterschrift
A.01	Erstausgabe	Alle	21.09.2001
B.01	Neuausgabe	Alle	31.07.2002
B.02	Einbau Garmin Avionik	0,2,9	20.02.2003
B.03	Red. Korrekturen	0,4,5,7	16.05.2003
B.04	Ergänzungen Bendix King	0,9	09.07.2003
B.05	Ext. Starthilfe, Ergänzung Pointer ELT	0,7,9	09.10.2003
B.06	Winterblech	0,2,9	10.03.2004
B.07	Ergänzung, KANNAD 406 AF, ELT	0,9	23.06.2005
B.08	Ergänzungen Garmin Avionik	0,1,4,9	30.06.2005
B.09	Erg. Bendix King Transponder KT73	0,9	08.07.2005
B.10	Ergänzung, ARTEX ME406, ELT	0,9	07.03.2006
B.11	Einführung eines neuen Notverfahrens und diverser FHB-Ergänzungen.	0,3,9	28.08.2008 (EASA)

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04.03.2014)	13.04.2015	0 - 4

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Abschnitte	Genehmigung durch AQUILA*/EASA Datum/Unterschrift
B.12	Redaktionelle Korrekturen	Alle	17.09.2008
B.13	Ergänzung, Garrecht VT-02 Mode S	0,9	19.03.2009
B.14	Ergänzung Betriebsart Tag/Nacht-VFR	0,7,9	03.09.2009 (25.03.2010 EASA)
B.15	Ergänzung Aspen EFD 1000 PFD/MFD	0,9	07.12.2009
B.16	Ergänzung Garmin G500 PFD/MFD – System	0,9	22.07.2010
B.17	Überarbeitung GARMIN G500 – SYSTEM	0,9	07.10.2010 (15.11.2010 EASA)
B.18	Normalverfahren – Änderungen eingeführt durch SB-AT01-020	0,4	29.11.2010 (14.01.2011 EASA)
B.19	Redaktionelle Korrekturen, Ergänzung PowerFLARM	0,9	14.09.2011
B.20	Ergänzung Aspen PFD und Garmin G500 für Tag/Nacht-VFR	0,9	21.03.2012 (20.04.2012 EASA)
B.21	Ergänzung Garmin GTN-650 und GMA-350, redaktionelle Korrekturen,	0,9	21.05.2012
B.22	Redaktionelle Korrekturen	0, 2, 4, 5, 7, 8	12.07.2012
B.23	Ergänzung Trig-TT22, Garrecht TRX 1500, TRX 2000	0,9	21.03.2013
B.24	Redaktionelle Korrekturen, Revision Ergänzung Winter Kühlerabdeckung	0,9	04.03.2014
B.25	Redaktionelle Korrekturen	0, 4, 7, 9	13.04.2015

Revision B.25 of AFM ref. FM-AT01-1010-100 is approved under the authority of DOA ref. EASA.21J.025.

Revision B.25 des FHB ref. FM-AT01-1010-100 ist vom Entwicklungsbetrieb mit DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.


 Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04.03.2014)	13.04.2015	0 – 5

NACHFÜHRUNGSVERZEICHNIS DER ÄNDERUNGEN

Liegen Änderungen des Flughandbuches vor, so sind die betroffenen Abschnitte auszutauschen und gegen die geänderten Abschnitte zu ersetzen. Es werden generell ausschließlich ganze Abschnitte und nicht einzelne Seiten geändert und ausgetauscht. Im Nachführungsverzeichnis ist nach Austausch der betroffenen Abschnitte handschriftlich die Nachführung zu dokumentieren

Ausgabe	Betroffener Abschnitt	Ausgabedatum	Nachgeführt am:	Nachgeführt durch:
B.01	Alle	05.06.2002	--	--
B.02	0,2,9	20.11.2002		
B.03	0,4,5,7	15.04.2003		
B.04	0,9	19.05.2003		
B.05	0,7,9	30.09.2003		
B.06	0,2,9	10.02.2004		
B.07	0,9	30.07.2004		
B.08	0,1,4	30.06.2005		
B.09	0,9	05.07.2005		
B.10	0,9	05.03.2006		
B.11	0,3,9	30.11.2007		
B.12	Alle	17.09.2008		
B.13	0,9	19.03.2009		
B.14	0,7,9	03.09.2009		
B.15	0,9	07.12.2009		
B.16	0,9	22.07.2010		
B.17	0,9	07.10.2010		
B.18	0,4	29.11.2010		
B.19	0,9	14.09.2011		
B.20	0,9	21.03.2012		
B.21	0,9	21.05.2012		
B.22	0, 2, 4, 5, 7, 8	12.07.2012		
B.23	0, 9	21.03.2013		
B.24	0, 9	04.03.2014		
B.25	0, 4, 7, 9	13.04.2015		

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04.03.2014)	13.04.2015	0 – 6

BEZUGSSERVICE

Ein sicherer Betrieb und eine ordnungsgemäße Wartung des Luffahrzeuges AQUILA AT01 können nur auf der Basis ständig aktualisierter Handbücher und sonstiger Dokumentationen durchgeführt werden.

Nachführungen der Handbücher können im Abonnement bei den im Folgenden genannten Firmen bezogen werden:

(a) Handbücher und Veröffentlichungen AQUILA AT01

AQUILA Aviation GmbH
OT Schönhagen
Flugplatz
D-14959 Trebbin

Tel: +49 (0)33731-707-0
Fax: +49 (0)33731-707-11
E-Mail: kontakt@aquila-aviation.de
Internet: <http://www.aquila-aviation.de>
<http://www.facebook.com/aquilaa210>

(b) Handbücher und Veröffentlichungen Motor ROTAX 912 S

Autorisierter ROTAX-Händler des jeweiligen Vertriebsgebietes,
die Adressen befinden sich in Abschnitt 13 des Betriebshandbuches Rotax 912
Baureihe.

(c) Handbücher und Veröffentlichungen Propeller MTV-21

mt-Propeller Entwicklung GmbH
Flugplatz Straubing- Wallmühle
D-94348 ATTING

Tel: +49 (0)9429-9409-0
Fax: +49 (0)9429-8432
Internet: www.mt-propeller.com
E-mail: sales@mt-propeller.com

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04.03.2014)	13.04.2015	0 - 7

Aufgrund der Umrüstung gem. Umrüstanweisung SB AT01_029(_02) wurden folgende Flughandbuch-Seiten ausgetauscht:

Kapitel: 1.9.2 Kühlfüssigkeit
 2.4.1 Motor
 2.5 Markierungen der Triebwerksinstrumente

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 8-SB-AT01-029

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 4-SB-AT01-029

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 5-SB-AT01-029

EDIKB, 14.10.19

Ort, Datum



Unterschrift freigabeberechtigtes Personal



**ABSCHNITT 1
ALLGEMEINES**

		Seite
1.1	EINFÜHRUNG	1-2
1.2	ZULASSUNGSBASIS	1-2
1.3	WARNUNG, WICHTIGER HINWEIS, ANMERKUNG	1-3
1.4	ABMESSUNGEN UND BASISDATEN	1-4
1.4.1	Abmessungen Gesamt	1-4
1.4.2	Tragflügel	1-4
1.4.3	Höhenleitwerk	1-4
1.4.4	Rumpf und Seitenleitwerk	1-4
1.4.5	Fahrwerk	1-4
1.5	DREISEITENANSICHT AQUILA AT01	1-5
1.6	MOTOR	1-6
1.7	PROPELLER	1-6
1.8	KRAFTSTOFF	1-6
1.9	SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL	1-7
1.9.1	Schmierstoff	1-7
1.9.2	Kühlflüssigkeit	1-8
1.10	MASSEN	1-8
1.11	BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN	1-9
1.12	UMRECHNUNGSFAKTOREN	1-11

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 1

1.1 EINFÜHRUNG

Dieses Flughandbuch enthält alle Informationen, um dem Piloten und dem Ausbilder alle erforderlichen Angaben für einen sicheren und leistungsoptimalen Betrieb der AQUILA AT01 zu ermöglichen.

Es enthält alle Daten, die nach der zu Grunde gelegten Bauvorschrift JAR-VLA erforderlich sind und darüber hinaus Daten, die aus Sicht des Flugzeugherstellers für den Piloten von Vorteil sein können.

Der Inhalt des Flughandbuches entspricht hinsichtlich der Beschreibung der Ausrüstung der Basisversion. Die auf Kundenwunsch eingebauten Ausrüstungsanteile der Standardoptionspakete (COM, NAV, GPS, Sonderzubehör) der AT01 sind in den Ergänzungen im Abschnitt 9 berücksichtigt.

Angaben zur zulässigen Ausrüstung sind Abschnitt 6, Kap 6.5 bzw. der Übersichtliste der zulässigen Ausrüstung im Wartungshandbuch, Dokumentennummer MM-AT01-1020-100, zu entnehmen.

1.2 ZULASSUNGSBASIS

Das Flugzeug mit der Bezeichnung AQUILA AT01 wurde in Übereinstimmung mit der Bauvorschrift *Joint Aviation Requirements for Very Light Aeroplanes (JAR-VLA, inkl. Änderungsstand VLA /92/1)* vom Luftfahrt-Bundesamt zugelassen. Die Musterzulassung unter der Kennblatt-Nummer 1106 wurde am 21.9.2001 ausgestellt.

Lufttüchtigkeitsgruppe: NORMAL

Lärmzulassungsbasis: Lärmschutzforderung für Luftfahrzeuge (LSL) Kapitel X

Definition Erhöhter Schallschutz: Landeplatz-Lärmschutz-Verordnung vom 5.1.1999

Betriebsart: VFR, Tag

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 2

1.3 WARNUNG, WICHTIGER HINWEIS, ANMERKUNG

Die folgenden Begriffe **WARNUNG**, **WICHTIGER HINWEIS**, und **ANMERKUNG** finden im Flughandbuch Anwendung und sind wie folgt definiert:

WARNUNG

Bedeutet, dass die Nichtbefolgung einer entsprechend gekennzeichneten Verfahrensvorschrift zu einer unmittelbaren oder erheblichen Beeinträchtigung der Flugsicherheit führt.

WICHTIGER HINWEIS

Bedeutet, dass die Nichtbefolgung einer entsprechend gekennzeichneten Verfahrensvorschrift zu einer geringfügigen oder mehr oder weniger langfristig eintretenden Beeinträchtigung der Flugsicherheit führt.

ANMERKUNG

Soll die Aufmerksamkeit auf Sachverhalte lenken, die nicht unmittelbar mit der Flugsicherheit zusammenhängen, die dennoch wichtig oder ungewöhnlich sind.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 3

1.4 ABMESSUNGEN UND BASISDATEN

1.4.1 Abmessungen Gesamt

Spannweite:	10,3	m
Länge:	7,35	m
Höhe:	2,4	m

1.4.2 Tragflügel

Profil:	HQ-XX mod.	
Flügelfläche:	10,5	m ²
Flügelstreckung:	10,1	
Mittlere aerodyn. Flügeltiefe (MAC):	1,07	m

1.4.3 Höhenleitwerk

Fläche:	2,0	m ²
Spannweite:	3,0	m

1.4.4 Rumpf und Seitenleitwerk

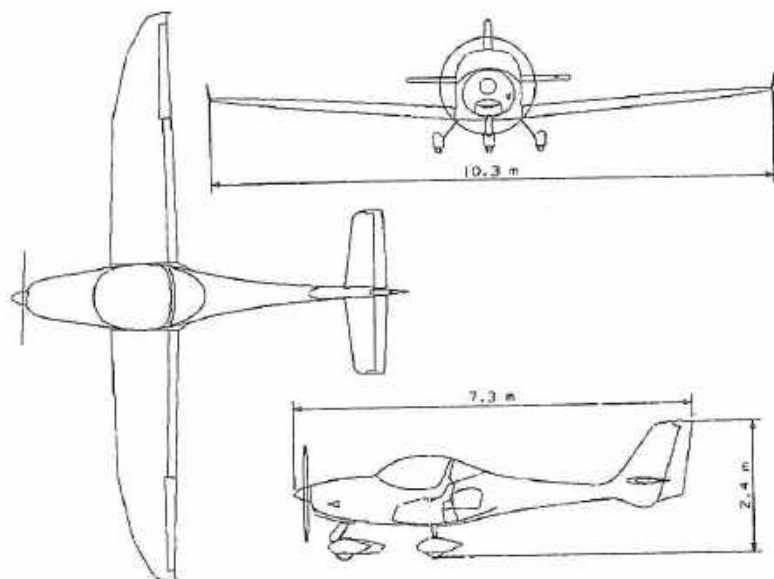
Max. Breite	1,20	m
Länge	7,35	m

1.4.5 Fahrwerk

Spurweite:	1,938	m
Radstand:	1,685	m
Reifengröße		
Bugrad:	5.00-5	(Cleveland Wheels & Brakes)
Hauptrad:	5.00-5	(Cleveland Wheels & Brakes)
Reifendruck		
Bugrad:	2,0	bar
Hauptrad:	2,5	bar

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.08.2005)	17.09.2008	1 - 4

1.5 DREISEITENANSICHT AQUILA AT01



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 5

1.6 MOTOR

Vierzylinder-Viertakt Boxermotor, Typ ROTAX 912 S3 mit luftgekühlten Zylindern und flüssigkeitsgekühlten Zylindarköpfen.
 Integriertes Untersetzungs-Getriebe mit Rutschkupplung und Propellerantrieb- und einem Zusatzantrieb für die Propellerverstellung

Untersetzungsverhältnis:	2,43 : 1	
Hubraum:	1352	cm ³
Start-/Dauerleistung:	69,0	kW
Bei Start-/Dauerdrehzahl:	2263	U/min

1.7 PROPELLER

Zweiblatt-Verstellpropeller, Firma mt-Propeller Entwicklung

Typ:	MTV-21-A/175-05
Constant Speed Verstellung	
Durchmesser:	175 cm

1.8 KRAFTSTOFF

Zugelassene Kraftstoffsorten mit minimaler Oktanzahl 95 ROZ:

EN228 Super
EN228 Super plus
AVGAS 100LL

	<u>Tank Links</u>	<u>Tank Rechts</u>
Tankinhalt Gesamt:	60	60 Liter
Ausfliegbare Menge:	54,8	54,8 Liter
<u>Nicht</u> ausfliegbare Menge:	5,2	5,2 Liter

AVGAS belastet durch hohen Bleianteil die Ventilsitze höher, bildet erhöhte Brennraumablagerungen und Bleischlamm im Ölsystem. Es sollte daher nur im Falle von Dampfblasenproblemen oder wenn die anderen Bezinsorten nicht verfügbar sind, verwendet werden.

(siehe auch Betriebshandbuch für ROTAX® Motor Type 912 Serie letztgültige Ausgabe)

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 6

1.9 SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL

1.9.1 Schmierstoff

Nur Markenöle, die nach dem API-System mit „SG“ oder höher spezifiziert sind, verwenden. Hochleistungs-Viertakt-Motorrad-Schmieröle erfüllen im Regelfall die Anforderungen. Bei der Auswahl von geeigneten Schmierstoffen sind die Empfehlungen des Betriebshandbuchs für ROTAX® Motor 912 Serie Kap. 10.2.3 und der ROTAX® Service Instruction SI-912-016 letztgültige Ausgabe unbedingt zu beachten.

Die Viskosität des Schmieröles ist nach den klimatischen Bedingungen nach folgender Tabelle anzupassen. Es wird empfohlen ausschließlich Mehrbereichsöle zu verwenden.

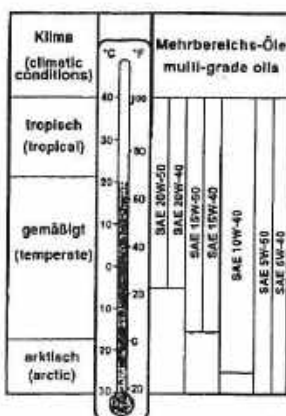


Abbildung Nr.:1-2

WICHTIGER HINWEIS

Kein Flugmotorenöl verwenden !

Bei Betrieb mit AVGAS kein vollsynthetisches Schmieröl verwenden !
Bei Betrieb mit AVGAS sind kürzere Ölwechselintervalle erforderlich !
(siehe hierzu ROTAX Service Instruction SI-912-016, letztgültige Ausgabe)

Ölinhalt:	3,0	Liter
Differenz zwischen MAX und MIN	0,45	Liter
Max. Ölverbrauch:	0,06	Liter/h

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.09 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 7

1.9.2 Kühlfüssigkeit

Es wird ein konventionelles, auf Ethylenglykol und Wasser basierendes Kühlmittel verwendet.

Bei der Auswahl von geeigneten Kühlfüssigkeiten sind die Empfehlungen des Betriebshandbuches für ROTAX Motor 912 Serie Kap. 10.2.3 und der ROTAX Service Instruction SI-912-016 letztgültige Ausgabe unbedingt zu beachten.

Bezeichnung	Ethylenglykol	Wasser
Mischungsverhältnis [%] Kühlmittel / Wasser	50 + 15	50 - 15

WICHTIGER HINWEIS

Qualitativ minderwertige und verunreinigte Kühlfüssigkeit kann zu Ablagerungen im Kühlsystem und in Folge zu einer Verschlechterung der Kühlung führen.

Kühlmittelinhalt:	Minimum:	2,4	Liter
	Maximum:	2,5	Liter
Behälterinhalt:	Minimum:	0,1	Liter
	Maximum:	0,2	Liter

1.10 MASSEN

Maximale Startmasse (MTOW):	750	kg
Maximale Landemassee (MLW):	750	kg
Leermasse (MZFW):	siehe Abschnitt 6	
Maximale Masse im Gepäckraum:	40	kg
(Gepäckmassee muss mit Spannbändern, Netz etc. gesichert werden)		
Maximale Flächenbelastung:	71,4	kg/m ²
Minimale Flächenbelastung:	ca. 52,6	kg/m ²

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 8-SB-AT01-029

1.11 BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN

1.11.1 Geschwindigkeiten

- IAS:** (Indicated Airspeed), Angezeigte Geschwindigkeit am Fahrtmesser
- KIAS:** IAS angezeigt in Knoten
- CAS:** (Calibrated Airspeed), berichtigte Geschwindigkeit, berichtigt um Einbau und Instrumentenfehler, CAS entspricht TAS bei Standard-Atmosphärenbedingungen in Meereshöhe
- KCAS:** CAS angezeigt in Knoten
- TAS:** (True Airspeed), wahre Fluggeschwindigkeit gegenüber der Umgebungsluft. TAS entspricht CAS berichtigt um Höhen- und Temperaturfehler
- GS:** (Ground speed), Geschwindigkeit über Grund
- V_A :** Manövergeschwindigkeit (Manoeuvring Speed)
- V_S :** Überziegeschwindigkeit ohne Leistung in der jeweiligen Konfiguration
- V_{SD} :** Überziegeschwindigkeit ohne Leistung in der Landekonfiguration
- V_X :** Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel
- V_Y :** Geschwindigkeit für bestes Steigen
- V_{FE} :** Höchstzulässige Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen
- V_{NE} :** Höchstzulässige Geschwindigkeit, sie darf nicht überschritten werden.
- V_{ND} :** Höchstzulässige Reisegeschwindigkeit, sie darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit Vorsicht überschritten werden.

1.11.2 Massen und Schwerpunktlage

- Bezugsebene (BE):** Angenommene Vertikalebene, von der aus alle Entfernungen für Schwerpunktberechnungen gemessen werden.
- Bezugslinie (BL):** festgelegte, horizontale Referenzlinie

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 9

<i>Hebelarm:</i>	horizontale Entfernung des Schwerpunktes eines Bauteiles von der BE.
<i>Moment:</i>	Produkt aus Masse und Hebelarm eines Bauteiles.
<i>Leermasse:</i>	Masse des Flugzeuges incl. Öl und Kühlwasser und der nichtausfliegbaren Treibstoffmenge
<i>Max. Abflugmasse:</i>	Höchstzulässige Masse für die Durchführung des Starts
<i>Zuladung:</i>	Differenz zwischen Abflugmasse und Leermasse
<i>Ausfliegbarer Kraftstoff:</i>	Treibstoffmenge, die für den geplanten Flug zur Verfügung steht.
<i>Nichtausfliegbarer Kraftstoff:</i>	Im Tank verbleibende Treibstoffmenge, die für die Durchführung des geplanten Fluges nicht zur Verfügung steht.
<i>Schwerpunkt:</i>	Der Punkt, an dem sich das Flugzeug im Gleichgewichtszustand befindet.
<i>MAC:</i>	Mean aerodynamic chord

1.11.3 Meteorologische Definitionen

OAT: (Outside air temperature) Außenlufttemperatur

VFR, Tag Tag: (SR) Sunrise - 30min bis (SS) Sunset + 30min

1.11.4 Triebwerk und Flugleistungen

Startleistung: Höchstzulässige Motorleistung für den Start.

Maximale Dauerleistung: Höchste, für den Dauerbetrieb zugelassene Motorleistung.

1.11.5 Verschiedenes

Werk- Nr.: Werknummer des Flugzeuges

Serien- Nr.: Seriennummer des Bauteiles

GfK: Glasfaserverstärkter Kunststoff

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 10

CFK:	Kohlefaserverstärkter Kunststoff
ACL:	(Anti Collision light) Zusammenstoß-Warnlicht
VFR:	Sichtflugbedingungen

1.12 UMRECHNUNGSFAKTOREN

1.12.1 Länge

1 ft	=	0,304	m
1 in	=	25,4	mm

1.12.2 Geschwindigkeit

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

1.12.3 Druck

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

1.12.4 Masse

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

1.12.5 Flüssigkeitsvolumen

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

1.12.6 Temperatur

(t) °C (Celsius)	=	5/9 ((t) °F-32)
(t) °F (Fahrenheit)	=	9/5 (t) °C+32

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 11

1.12.7 NICHT BELEGT

[Absichtlich freigelassen]

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.12	B.08 (30.06.2005)	17.09.2008	1 - 12

**ABSCHNITT 2
BETRIEBSGRENZEN**

		Seite
2.1	EINFÜHRUNG	2-2
2.2	FLUGGESCHWINDIGKEITGRENZWERTE	2-2
2.3	MARKIERUNGEN DES FAHRTMESSERS	2-3
2.4	TRIEBWERKSGRENZWERTE	2-3
2.5	MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSGRENZWERTE	2-5
2.6	SONSTIGE MARKIERUNGEN AN INSTRUMENTEN	2-6
2.7	MASSEN	2-6
2.8	SCHWERPUNKT	2-6
2.9	ZUGELASSENE MANÖVER	2-7
2.10	MANÖVERLASTVIELFACHE	2-7
2.11	FLUGBESATZUNG	2-8
2.12	BETRIEBSARTEN / MINDESTAUSRÜSTUNG	2-8
2.13	KRAFTSTOFF	2-9
2.14	NACHGEWIESENE SEITENWINDKOMPONENTE	2-9
2.15	TEMPERATURGRENZEN FÜR DEN BETRIEB	2-9
2.16	HINWEISSCHILDER	2-10
2.17	NICHT BELEGT	2-20

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 1

2.1 EINFÜHRUNG

Dieser Abschnitt des Flughandbuches enthält alle Betriebsgrenzen, die Markierungen aller Instrumente und alle Hinweisschilder, die für einen sicheren Betrieb des Luftfahrzeuges, seines Motors und seiner Standardsysteme und -ausrüstung erforderlich sind.

WARNUNG

Die Betriebsgrenzen sind während des Betriebes unbedingt einzuhalten.

2.2 FLUGGESCHWINDIGKEITSGRENZWERTE

Die im Folgenden angegebenen Fluggeschwindigkeiten sind am Fahrtmesser angezeigte Geschwindigkeiten (IAS):

Geschwindigkeit (IAS)	[kts]	Bemerkung
V_A Manövergeschwindigkeit	112	Oberhalb dieser Geschwindigkeit sind keine abrupten Ruderausschläge zulässig. Dies kann zu Überbelastung des Flugzeuges führen.
V_{FE} Zul. Höchstgeschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen	90	Diese Geschwindigkeit darf mit ausgefahrenen Landeklappen nicht überschritten werden.
V_{NO} Zul. Höchstgeschwindigkeit im Reiseflug	130	Diese Geschwindigkeit darf nur im ruhiger Luft und nur mit äußerster Vorsicht überschritten werden.
V_{NE} Zul. Höchstgeschwindigkeit bei ruhigem Wetter	165	Diese Geschwindigkeit darf in keiner Betriebsart überschritten werden.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 2

2.3 MARKIERUNGEN DES FAHRTMESSERS

Die im Folgenden angegebenen Fluggeschwindigkeiten beziehen sich auf angezeigte Geschwindigkeiten (IAS).

Die angegebenen Minimalgeschwindigkeiten (weißer, grüner Bogen) sind „sichere“ Werte, die für mäßig verschmutzte bzw. nasse Profile gelten.

Markierung (IAS)	[kts]	Bemerkung
Weißer Bogen	44-90	Betriebsbereich für ausgefahrene Landeklappen.
Grüner Bogen	52-130	Normaler Betriebsbereich.
Gelber Bogen	130-165	Vorsichtsbereich; Manöver müssen mit Vorsicht und nur bei ruhiger Luft ausgeführt
Rote Linie	165	Zulässige Höchstgeschwindigkeit für alle Betriebsarten.

2.4 TRIEBWERKSGRENZWERTE

2.4.1 Motor

- a) **Hersteller:** BRP-ROTAX GmbH & Co KG, Günskirchen, Österreich
- b) **Motortyp:** 912 S3

ANMERKUNG

Der Motor ist mit einem hydraulischen Propellerregler ausgestattet und treibt den Propeller über ein Untersetzungsgetriebe mit dem Verhältnis 2,43 : 1 an. Der Drehzahlmesser zeigt die Propellerdrehzahl an. Aus diesem Grunde sind in diesem Handbuch - im Gegensatz zum Betriebshandbuch des Motors - alle Drehzahlen als Propellerdrehzahlen angegeben.

c) **Motorbetriebsgrenzen**

Maximale Startleistung:	69,0 kW
Maximale zulässige Startdrehzahl:	2260 U/min
Maximale Dauerleistung:	69,0 kW
Maximale zulässige Dauerdrehzahl:	2260 U/min

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 3

- d) Öldruck
- | | | | |
|-------------------------------------|-----------|-----|------------------|
| Minimum : | 0,8 | bar | unter 1440 U/min |
| Normal: | 2,0 – 5,0 | bar | über 1440 U/min |
| Maximal beim Kaltstart (kurzeitig): | 7,0 | bar | |
- e) Kraftstoffdruck
- | | |
|----------|----------------|
| Minimum: | Rote Warnlampe |
|----------|----------------|
- f) Öltemperatur
- | | | |
|------------------------------|----------|----|
| Maximum : | 130 | °C |
| Minimum: | 50 | °C |
| Günstige Betriebstemperatur: | 90 – 110 | °C |
- g) Zylinderkopftemperatur
- | | | |
|-----------|-----|----|
| Maximum : | 120 | °C |
|-----------|-----|----|
- h) Außentemperatur beim Anlassen
- | | | |
|----------|-----|----|
| Minimum: | -25 | °C |
|----------|-----|----|
- Bei Außentemperaturen unter -25°C ist der Motor vorzuwärmen

2.4.2 Propeller

- a) Hersteller: MT-Propeller Entwicklung GmbH, Atting, Deutschland
- b) Propellerbezeichnung: MTV-21-A/175-05
- c) Propellerdurchmesser: 1,75 m
- d) Propellerdrehzahlgrenzen
- | | |
|-----------------------------------|------------|
| Maximale zulässige Startdrehzahl: | 2260 U/min |
| Maximale zulässige Dauerdrehzahl: | 2260 U/min |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 4-SB-AT01-029

2.5 MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE

Die im Folgenden angegebene Tabelle gibt die Markierungen der Triebwerksinstrumente und die Bedeutung der verwendeten Farben an.

Instrument ⇒	Drehzahl- messer [U/min]	Öltemperatur- anzeige [°C]	Zylinderkopf- temperatur- anzeige [°C]	Öldruck- anzeige [bar]
Rote Linie (Mindestgrenze)	---	50	---	0,8
Grüner Bogen (Normaler Betriebsbereich)	535 – 2260	50 – 130	---	2,0 – 5,0
Gelber Bogen (Warnbereich)	---	---	---	0,8 – 2,0 5,0 – 7,0
Rote Linie (Höchstgrenze)	2260	130	120	7,0

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 5-SB-AT01-029

2.6 SONSTIGE MARKIERUNGEN AN INSTRUMENTEN

Instrument	Roter Bogen (Mindestgrenze)	Grüner Bogen (Normaler Betriebsbereich)	Grün/roter Bogen (Warnbereich)	Rote Bogen (Höchstgrenze)
Voltmeter [V]	8 – 11	12 – 15	11 – 12	15 – 16
Amperemeter [A]	---	---	---	---

2.7 MASSEN (Gewicht)

Höchstzulässige Startmasse	750 kg
Höchstzulässige Landemasse	750 kg
Höchstzulässige Masse im Gepäckraum	40 kg

WARNUNG

Ein Überschreiten der Massegrenzen kann zu einer Überlastung des Flugzeuges sowie zu einer deutlichen Verschlechterung der Flugleistungen und Flugeigenschaften führen.

2.8 SCHWERPUNKT

Angaben für die Ermittlung der Leermassen-Schwerpunktlage und ihre Ermittlung finden sich in Abschnitt 6.

Die Bezugsebene (BE) liegt in der Tragflügelvorderkante an der Flügeltrennstelle zum Rumpf. Bei horizontal ausgerichteter Rumpfröhre bildet die Bezugsebene die Lotebene.

Der Flugmassen-Schwerpunkt muss zwischen folgenden Grenzen liegen

Vorderste Flugmassen-Schwerpunktlage	31% MAC = 427 mm hinter BE
Hinterste Flugmassen-Schwerpunktlage	40% MAC = 523 mm hinter BE

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 6

WARNUNG

Ein Überschreiten der Flugmassen-Schwerpunktgrenzen ist nicht zulässig und vermindert die Steuerbarkeit und die Stabilität des Flugzeuges.
Das Verfahren zur Ermittlung der aktuellen Flugmassenschwerpunktlage wird in Abschnitt 6 angegeben.

2.9 ZUGELASSENE MANÖVER

Das Flugzeug ist nach der Bauvorschrift JAR-VLA zugelassen. Die Zulassung schließt die folgenden Manöver ein:

- a) Alle normalen, nicht akrobatischen Flugmanöver
- b) Überziehen: statisches Überziehen
- c) Steilkurve: Schräglage < 60°
- d) Chandelle: Eintrittsgeschwindigkeit 120 kts
- e) Lazy Eight: Eintrittsgeschwindigkeit 110 kts

ANMERKUNG

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

2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE

Bei allen zugelassenen Manövern dürfen die folgenden Manöverlastvielfachen nicht überschritten werden:

Manöverlast- vielfaches [g]	bei V_A	bei V_{NE}	Mit Landeklappen ausgefahren
Positiv	4,0	4,0	2,0
Negativ	-2,0	-2,0	0

WARNUNG

Ein Überschreiten der angegebenen Lastvielfachen führt zu einer Überlastung der Flugzeugstruktur.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 7

WICHTIGER HINWEIS

Flugmanöver mit beabsichtigter negativer Belastung sind nicht gestattet!
Absichtliches TRUDELN ist nicht gestattet!

2.11 FLUGBESATZUNG

Maximale Anzahl der Besatzung: 2

Mindestflugbesatzung: 1 Pilot
Einsitzig darf das Flugzeug nur vom linken Sitz in Betrieb genommen werden.

2.12 BETRIEBSARTEN / MINDESTAUSRÜSTUNG

Zugelassene Betriebsarten: a) Sichtflug bei Tag (DAY-VFR)
b) Sichtflug bei Nacht (NIGHT-VFR)

Mindestausrüstung: Flug- und Navigationsinstrumente

Höhenmesser (0-20.000 ft)
Fahrtmesser (0-200 kts)
Magnetkompass

Mindestausrüstung: Triebwerksinstrumente

Kraftstoffanzeige	Öltemperaturanzeige
Kraftstoffdruck-Warnleuchte	Öldruckanzeige
Zylinderkopftemperaturanzeige	Ansaugdruckanzeige
Amperemeter	Drehzahlmesser
Voltmeter	Generatorwarnleuchte

Mindestausrüstung: Kabine

2 x Anschnallgurte

ANMERKUNG

Zusätzliche Ausrüstung kann notwendig sein, um speziellen Betriebsanforderungen zu genügen. Es liegt in der Verantwortung des Betreibers, die Einhaltung der jeweils gültigen Betriebsvorschriften zu beachten.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 8

2.13 KRAFTSTOFF

	<u>Tank Links</u>	<u>Tank Rechts</u>
Tankinhalt Gesamt:	60	60 Liter
Ausfliegbare Menge:	54,8	54,8 Liter
<u>Nicht</u> ausfliegbare Menge:	5,2	5,2 Liter

Zugelassene Kraftstoffarten siehe Kap. 1.8

2.14 NACHGEWIESENE SEITENWINDKOMPONENTE

Die maximal nachgewiesene Seitenwindkomponente beträgt: 15,0 kts / 27,0 km/h

WARNUNG

Ein Start bei höheren Seitenwindkomponenten kann zu unbeherrschbaren Manövern führen.

2.15 TEMPERATURGRENZEN FÜR DEN BETRIEB

Die folgende Temperaturgrenze ist für den Betrieb des Flugzeuges zu beachten:

Maximaltemperatur für den Start: 15°C Außentemperatur
mit installiertem Winterkit

Bauteile, die der direkten, vertikalen Sonneneinstrahlung unterliegen, müssen WEISS sein.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 9

2.16 HINWEISSCHILDER

- 1.) Auf dem Instrumentenbrett, im unteren mittleren Bereich des Panels:

Das Flugzeug ist für den Betrieb unter VFR-Tag ohne Vereisungsbedingungen zugelassen. Alle Kunstflugmanöver, einschließlich beabsichtigtem Trudeln, sind verboten. Weitere Betriebsgrenzen stehen im Flughandbuch.

- 2.) Auf dem Instrumentenbrett, unter dem Fahrtmesser:

MANOVERTGESCHWINDIGKEIT
V_A = 112 kts

- 3.) Im linken unteren Bereich des Instrumentenbretts unterhalb der Schaltern:

GEN / BAT	Kraftstoff- pumpe	Hauptschalter Avionik	Navigations- lichter	ANTI-KOLL- Lichter	Lande- scheinwerfer	Instrumenten- beleuchtung	Innen- beleuchtung
------------------	----------------------	--------------------------	-------------------------	-----------------------	------------------------	------------------------------	-----------------------

- 4.) Auf dem Instrumentenbrett neben dem Landeklappenschalter (die Farbstreifen befinden sich auf der linken Landeklappe als visuelle Klappenstellungsmarkierung):


Reise

 (ROT – markiert die Reisestellung (Flaps 0°))

Start

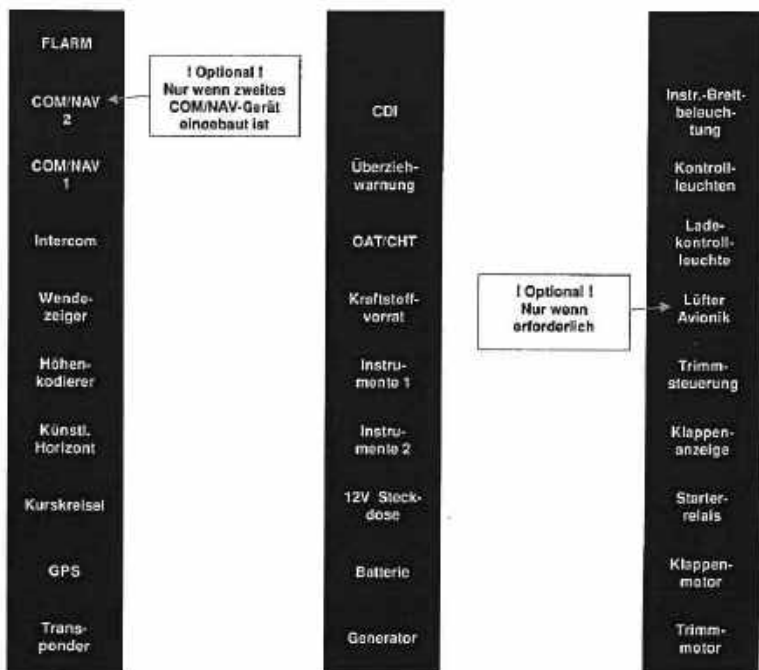
 (GELB – markiert die Startstellung (Flaps 17°))

Landung

 (GRÜN – markiert die Landestellung (Flaps 35°))

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 10

- 5.) Auf dem Instrumentenbrett, rechts neben den entsprechenden Sicherungsautomaten:


ANMERKUNG

Abhängig von der Ausrüstung des Luftfahrzeuges ist nicht jede oben dargestellte Position mit einem Sicherungsautomat belegt. Die entsprechende Position ist dann mit einem Blindstopfen belegt und durch das vorhandene Hinweisschild für diese Funktion reserviert. Abweichend von der obigen Darstellung kann sich bei frühen Werknummern der Sicherungsautomat für das CDI an der hier dargestellten GPS- oder COM/NAV 2-Position befinden.

- 6.) Auf dem Instrumentenbrett in der Nähe des Magnetkompasses:

FOR	N	30	60	E	120	150
STEER						
FOR	S	210	240	W	300	330
STEER						
DATE:		AIRPATH C2300				

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 11

- 7.) Auf dem Instrumentenbrett, rechts neben der Trimmmanzeige:

TRIMM-
ANZEIGE

Kopflastig

Start

Schwanzlastig

- 8.) Im linken Bereich des Instrumentenbretts neben dem Geschwindigkeitsmesser:

RAUCHEN
VERBOTEN

- 9.) Auf dem Instrumentenbrett, unterhalb der Kraftstoffanzeige:

KRAFTSTOFF
109,6 Liter ausfliegbar

- 10.) Auf dem Instrumentenbrett, unterhalb der Öldruckanzeige:

ÖLDRUCK

- 11.) Auf dem Instrumentenbrett, unterhalb der Öltemperaturanzeige:

ÖLTEMPERATUR

- 12.) Auf dem Instrumentenbrett, unterhalb der Zylinderkopftemperaturanzeige:

ZYLINDERKOPFTEMP.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 12

- 13.) Auf dem Instrumentenbrett, unterhalb des Voltmeters:

Voltmeter

- 14.) Auf dem Instrumentenbrett, unterhalb des Amperemeters:

Amperemeter

- 15.) Auf der Bedienkonsole unterhalb des Instrumentenbrettes unter dem jew. Bedienelement für Heizung, Vergaservorwärmung und Choke:

**HEIZUNG
ZIEHEN EIN**

**VERGASERVORW.
ZIEHEN EIN**

**CHOKE
ZIEHEN EIN**

- 16.) Auf der Mittelkonsole, vor und hinter dem Gas- und Propellerstellhebel:

VOLLGAS

**START
Max.
RPM**

LEERLAUF

**Min.
RPM
REISE**

- 17.) Auf der Mittelkonsole oberhalb, unterhalb und rechts neben dem Trimmrichter:

KOPFLASTIG



SCHWANZLASTIG

**TRIMM-
SCHALTER**

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 13

- 18.) Auf der Mittelkonsole unterhalb des Brandhahns:

**KRAFTSTOFF
AUSFLIEGBAR
100,6 LITER**

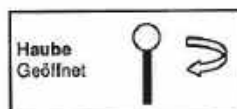
**TANKWECHSEL
ALLE 60 MIN
VORNEHMEN**

- 19.) Auf der Mittelkonsole unterhalb dem Parkbremshebels:

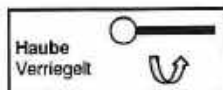
**PARKBREMSE
ZIEHEN EIN**

- 20.) Sowohl innen als auch außen auf dem linken Haubenrahmen vor und hinter dem Haubenbedienhebel:

- a) Jeweils links vom Bedienhebel (direkt vor dem Bedienhebel stehend):



- b) Jeweils rechts vom Bedienhebel (direkt vor dem Bedienhebel stehend):



- 21.) Auf dem Mitteltunnel hinter den Sitzen an den Buchsen für die Kopfhörer.



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 14

22.) Auf der Innenseite der Gepäckklappe

**GEPÄCK max. 40 Kg
NUR MIT
VERZURRUNG**

23.) Auf dem Bremsflüssigkeitsbehälter, auf der Motorseite am Brandspant

**HYDRAULIKÖL
FLUID 4**

24.) Auf der Innenseite der Serviceklappe in der oberen Motorhaube

! ACHTUNG !
Kein Flugmotorenöl einfüllen.
Siehe Flughandbuch

25.) Auf dem Verschluss des Öleinfüllstutzens

**ÖLFÜLLUNG 3,0 Liter
SIEHE FLUGHANDBUCH**

26.) Auf dem Kühlmittelüberlaufbehälter

KÜHLMITTEL

27.) Auf dem Ausgleichsgefäß:

**KÜHLMITTEL-
AUSGLEICHSGEFÄSS
NICHT ÖFFNEN**

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 15

- 28.) Auf dem Tragflügel links und rechts, in Flugrichtung vor den Tankverschlüssen.

EN 228 SUPER
EN 228 SUPER plus
AVGAS 100LL
AUSFLIEGBAR 54,8 Liter

- 29.) Auf der Rumpfaußenseite in der Höhe des ELT (falls eingebaut)

ELT

INSTALLED HERE

- 30.) Neben den Draineröffnungen auf beiden Tragflügelunterseiten und unter dem Vorderrumpf (insgesamt 3-mal):

KRAFTSTOFF-
ABLAUSS

- 31.) Neben den Verzurrpunkten unter beiden Tragflügeln sowie rechts und links am Sporn (insgesamt 4-mal):

VERZURRPUNKT

- 32.) Auf der linken und rechten Radverkleidung (Hauptfahrwerk):

2,5 bar

- 33.) Auf der Bugradverkleidung über dem Ventilausschnitt (linke Seite):

2,0 bar

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 16

- 34.) Auf dem Instrumentenbrett neben der Buchse zur Versorgung nicht bord-eigener Geräte (optional, wenn installiert)

STECKDOSE
12 - 14 V
max. 8 A

- 35.) Auf dem Instrumentenbrett neben der Bedieneinheit des ELT (optional, nur wenn Fernsteuerung für ELT installiert ist)

ELT-REMOTE-CONTROL
Zur Aktivierung den Hauptschalter
des ELT auf ARMED stellen!

- 36.) Direkt auf dem Aufbockpunkt unter dem rechten und linken Flügel-Rumpf-Übergang:



- 37.) In der unmittelbaren Umgebung des Aufbockpunktes unter dem rechten und linken Flügel-Rumpf-Übergang:

Aufbockpunkt

- 38.) Über oder unter den Kontrollleuchten auf dem Instrumentenbrett:

Reserve	Lade- kontrolle	Kraftstoff- druck
---------	--------------------	----------------------

- 39.) An der unteren Cowling auf der linken Seite, gut sichtbar über dem Austritt des Auspuffendrohrs:

⊥ Erdungspunkt
Auspuffendrohr

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 17

- 40.) An der unteren Cowling unmittelbar unterhalb des Landescheinwerfers oder im Lufteinlauf des Kühlers:

**KÜHLERABDECKUNG OBERHALB 15°C (59°F) ENTFERNEN
KÜHLERABDECKUNG UNTERHALB 5°C (41°F) INSTALLIEREN**

- 41.) Auf der Oberseite der Landeklappen, jeweils im inneren Bereich:



- 42.) Auf der Oberseite der Landeklappen, jeweils im inneren Bereich an der Hinterkante entlang:

NICHT BETRETEN

- 43.) Auf der Oberseite der Höhenruder jeweils im inneren Bereich, auf beiden Seiten des Seitenruders sowie auf der Oberseite des Vortex Generators an der linken Rumpfsseite (Insgesamt 5 Stück pro Flugzeug):



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 18

- 44.) Dieses Hinweisschild befindet sich an den folgenden Stellen (insgesamt 6 Stück pro Flugzeug):
- Auf der Oberseite beider Winglets (nach innen gerichtete Oberfläche), jeweils an der Hinterkante entlang.
 - Auf der Oberseite beider Höhenruder, jeweils im inneren Bereich an der Hinterkante entlang.
 - Auf beiden Seiten des Seitenruders an der Hinterkante entlang.

NICHT SCHIEBEN

- 45.) Auf dem Brandschaltknopf neben dem Bremsflüssigkeitsbehälter:

! ACHTUNG !
Keine Automobilbremsflüssigkeit
verwenden.
Siehe Flughandbuch

- 46.) Auf der Öffnungsklappe der Außensteckdose in der unteren Motorverkleidung (optional, nur wenn Starthilfesteckdose eingebaut ist):

Externe
Stromversorgung
12 V DC

- 47.) Im mittleren Bereich des Instrumentenbrettes, unterhalb der NAV/COM-Geräte und des Multifunktionsdisplays:

GPS FOR VFR NAVIGATION ONLY

- 48.) Auf der rechten Seitenwand der Mittelkonsole über dem Verstellknopf:

Reibverstellung
Leistung / Propeller

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 19

- 49.) Auf dem Instrumentenbrett im oberen rechten Bereich:

ELT und Feuerlöscher
hinter dem Copilotensitz
(wenn installiert)

- 50.) Im mittleren Bereich des Instrumentenbrettes, direkt links neben den entsprechenden Avionikgeräten (optional, nur wenn zweites COM/NAV-Avionikgerät eingebaut ist):

COM/NAV 1

COM/NAV 2

- 51.) Im rechten Bereich des Instrumentenbrettes, direkt unterhalb der FLARM-Display Unit (optional):

FOR INFO IN VMC ONLY

2.17 NICHT BELEGT

[Absichtlich freigelassen]

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.13 (21.05.2012)	12.07.2012	2 - 20

ABSCHNITT 3 NOTVERFAHREN

		Seite
3.1	EINFÜHRUNG	3-3
3.2	FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN	3-3
3.3	TRIEBWERKSTÖRUNGEN – CHECKLISTEN	3-4
3.3.1	Triebwerkstörungen während des Startlaufes auf der Startbahn	3-4
3.3.2	Triebwerkstörungen während des Steigfluges	3-4
3.3.3	Triebwerkstörungen während des Fluges	3-4
3.3.4	Triebwerkstörungen während der Landung	3-7
3.4	SICHERHEITSLANDUNG	3-8
3.5	RAUCHENTWICKLUNG UND BRAND	3-9
3.5.1	Triebwerksbrand am Boden	3-9
3.5.2	Triebwerksbrand im Flug	3-9
3.5.3	Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden	3-9
3.5.4	Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug	3-9
3.5.5	Kabinenbrand im Flug	3-9
3.6	FLUG UNTER VEREISUNGSBEDINGUNGEN	3-9
3.7	BEENDEN DES TRUDELNS	3-10
3.8	GLEITFLUG MIT AUSGEFALLENEM TRIEBWERK	3-10
3.9	LANDUNG MIT DEFEKTEM REIFEN	3-11
3.10	STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN SYSTEM	3-11
3.10.1	Totaler Stromausfall	3-11
3.10.2	Generatorausfall	3-11
3.10.3	Anzeige von Unterspannung	3-12

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 1

Seite

3.11	STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN LANDEKLAPPENSYSTEM	3-13
3.12	STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN TRIMMSYSTEM	3-14
3.12.1	Trimmung fährt nicht	3-14
3.12.2	Trimmung läuft davon	3-14
3.13	STÖRUNG IM AVIONIKSYSTEM	3-15
3.13.1	Totaler Avionikausfall	3-15
3.13.2	Kein Funkempfang bei betriebsbereitem Gerät möglich	3-15
3.13.3	Kein Senden bei betriebsbereitem Gerät möglich	3-15
3.14	STÖRUNG DES ANLASSERS	3-15
3.15	STÖRUNGEN WÄHREND DES FLUGES	3-16
3.15.1	Selbsttätiges Entriegeln und Öffnen der Kabinenhaube im Flug	3-16

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 2

3.1 EINFÜHRUNG

Dieser Abschnitt enthält Checklisten und eine Beschreibung empfohlener Notverfahren für eventuell auftretende Notfälle.

Bei Einhaltung aller vorgeschriebenen Verfahren zur Vorflugkontrolle und der Instandhaltung sind der Ausfall des Motors oder anderer für den Betrieb wichtiger Funktionen unwahrscheinlich.

Sollte dennoch ein Notfall eintreten, wird die Anwendung der angegebenen Notverfahren empfohlen, um das Problem zu beherrschen.

Es ist nicht möglich, alle Arten und Kombinationen von Notfällen, die auftreten können, im Flughandbuch zu berücksichtigen, daher sind gute Kenntnisse des Piloten bezüglich der Ausführung und des Verhaltens des Flugzeuges sowie seine generelle Erfahrung für die Lösung von auftretenden Problemen gefordert.

3.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN

Geschwindigkeit (IAS)	[kts]
Manövergeschwindigkeit V_A	112
Geschwindigkeit für den besten Gleitwinkel	
Landeklappen in Reisestellung	78
Landeklappen in Startstellung	73
Anfluggeschwindigkeit für Sicherheitslandung	
Landeklappen in Landestellung unter Motorleistung	60
Anfluggeschwindigkeit für Notlandung mit Triebwerksstillstand	
Landeklappen in Startstellung	65
Landeklappen in Reisestellung	70

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 3

3.3 TRIEBWERKSSTÖRUNGEN - CHECKLISTEN

3.3.1 Triebwerksstörungen während des Startlaufes auf der Startbahn

- | | | |
|----|----------------|--------------------|
| 1. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| 2. | Fußbremse | nach Verhältnissen |

3.3.2 Triebwerksstörungen während des Steigfluges

A) TRIEBWERKSLEISTUNG NICHT AUSREICHEND

- | | | |
|----|-----------------------------|--|
| 1. | Leistungshebel | VOLLGAS |
| 2. | Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 3. | Fluggeschwindigkeit (IAS) | 70 kts |
| 4. | Propellerstellhebel | STARTSTELLUNG |
| 5. | Brandhahn | wenn Tank leer, auf vollen Tank schalten |
| 6. | Choke | AUS |
| 7. | Vergaservorwärmung | EIN |
| 8. | Zündschalter | BOTH |

WARNUNG

Kann die Motorleistung nicht unmittelbar wiederhergestellt werden, so muss eine Notlandung entsprechend den örtlichen Verhältnissen eingeleitet werden:

Kurz vor der Landung:

- | | | |
|-----|------------------|-----|
| 9. | Brandhahn | OFF |
| 10. | Zündschalter | OFF |
| 11. | Batterieschalter | AUS |

WARNUNG

Bei ausgeschalteter Batterie: keine Überziehwarnung!

3.3.3 Triebwerksstörungen während des Fluges

A) RAUH LAUFENDES TRIEBWERK

- | | | |
|----|-----------------------------|---------------------------------|
| 1. | Vergaservorwärmung | EIN |
| 2. | Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 3. | Zündschalter | L-BOTH, R-BOTH
durchschalten |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 4

4. Leistungshebel Leistungseinstellung beibehalten

Tritt keine merkliche Verbesserung des Triebwerksverhaltens ein:

5. Leistungshebel Leistung auf die minimal erforderliche reduzieren
6. Sicherheitslandung durchführen

B) ABFALL DES ÖLDRUCKES

1. Öltemperatur Prüfen

Bei Abfall des Öldruckes unterhalb des GRÜNEN Bereiches und bei normaler Öltemperatur:

2. Landung auf nächstem Flugplatz

Bei Abfall des Öldruckes unterhalb des GRÜNEN Bereiches und bei steigender Öltemperatur:

2. Leistungshebel Leistung auf die minimal erforderliche reduzieren
3. Sicherheitslandung durchführen, Motorsausfall kann unmittelbar eintreten !

C) ABFALL DES KRAFTSTOFFDRUCKES

1. Elektrische Kraftstoffpumpe EIN
2. Tankanzeige und Stellung Brandhahn Wenn Tank leer, auf vollen Tank umschalten
3. Elektrische Kraftstoffpumpe EIN

ANMERKUNG

Nach Umschalten auf den vollen Tank sind ca. 8 sec. erforderlich bis der volle Kraftstoffdruck wieder anliegt.

4. Wenn die Kraftstoffdruck-Warnleuchte nicht unmittelbar erlischt:
Landung auf dem nächstgelegenen Flugplatz,
Motorsausfall kann unmittelbar eintreten !

D) WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKES BEI STEHENDEM PROPELLER

1. Elektrische Verbraucher AUS
2. Batterieschalter EIN
3. Propellerverstellung STARTSTELLUNG

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 5

- | | | | |
|----|-------------------------|------------|--|
| 4. | Brandhahn | | Wenn Tank leer, auf vollen Tank umschalten |
| 5. | Elektr. Kraftstoffpumpe | | Ein |
| 6. | Leistungshebel | Motor warm | 2 cm nach vorne |
| | | Motor kalt | LEERLAUF |
| 7. | Choke | Motor warm | AUS |
| | | Motor kalt | EIN |
| 8: | Zündschalter | | BOTH |
| 9. | Startschalter | | START |

Nach erfolgreichem Anlassen:

- | | | | |
|-----|---------------------|--|-----------------|
| 10. | Öldruck | | Prüfen |
| 11. | Choke | | AUS |
| 12. | Elektr. Verbraucher | | nach Bedarf EIN |
| 13. | Öltemperatur | | Prüfen |

ANMERKUNG

Durch Andrücken des Flugzeuges auf ca. 120 kts kann der Motor durch Windmilling ebenfalls wieder angelassen werden.

Es entsteht dabei ein Höhenverlust von ca. 1000 ft / 300 m.

E) WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKES MIT PROPELLER IM WINDMILLINGBETRIEB

Bei abgestelltem Motor dreht sich der Propeller bei Fluggeschwindigkeiten > 60 kts im Windmilling.

- | | | | |
|----|---------------------------|------------|--|
| 1. | Fluggeschwindigkeit (IAS) | | 76 kts |
| 2. | Batterieschalter | | EIN |
| 3. | Brandhahn | | wenn Tank leer, auf vollen Tank umschalten |
| 4. | Propellerverstellung | | STARTSTELLUNG |
| 5. | Elektr. Kraftstoffpumpe | | EIN |
| 6. | Zündschalter | | BOTH |
| 7. | Leistungshebel | Motor warm | 2 cm nach vorne |
| | | Motor kalt | LEERLAUF |
| 8. | Choke | Motor warm | AUS |
| | | Motor kalt | EIN |

Nach erfolgreichem Anlassen:

- | | | | |
|-----|---------------------|--|-----------------|
| 9. | Öldruck | | Prüfen |
| 10. | Choke | | AUS |
| 11. | Elektr. Verbraucher | | nach Bedarf EIN |
| 12. | Öltemperatur | | Prüfen |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 6

3.3.4 Triebwerksstörungen während der Landung
A) NOTLANDUNG MIT STEHENDEM TRIEBWERK

- | | | |
|----|-----------------------------------|--------------------------------------|
| 1. | Fluggeschwindigkeit (IAS): | |
| | Landeklappen in Landstellung | 60 kts |
| | Landeklappen in Startstellung | 65 kts |
| | Landeklappen EIN in Reisestellung | 70 kts |
| 2. | Brandhahn | OFF |
| 3. | Zündschalter | OFF |
| 4. | Sicherheitsgurte | Fest angezogen |
| 5. | Funkgerät | Positions- und
Sicherheitsmeldung |
| 6. | Batterieschalter | AUS |

WARNUNG

Bei ausgeschalteter Batterie: keine Überziehwarnung!

3.4 SICHERHEITSLANDUNG

ANMERKUNG

Wenn die Fortführung des Fluges eine Gefährdung für die Insassen oder das Flugzeug darstellt, kann es erforderlich sein, vor Erreichen des nächsten Flugplatzes eine Landung vorzunehmen. Gründe dafür können Treibstoffmangel, sich plötzlich verschlechternde Wetterbedingungen, sowie technische Mängel oder personenbedingte Ursachen sein.

- | | | |
|----|--|--|
| 1. | Landefeld auswählen | auf Windrichtung, Hindernisse und
Gefälle achten. |
| 2. | Sicherheitsgurte | Fest angezogen |
| 3. | Sinkflug einleiten | |
| 4. | Landefeld in niedriger Höhe > 500 ft überfliegen und Beschaffenheit (Windrichtung, Hindernisfreiheit, Gefälle) | Prüfen |
| 5. | Check an der Position für den Endanflug: | |
| | Leistungshebel | Nach Bedarf |
| | Propellerverstellung | STARTSTELLUNG |
| | Vergaservorwärmung | EIN |
| | Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| | Landeklappen | Landstellung |
| | Geschwindigkeit (IAS) | 60 kts |
| 6. | Aufsetzen mit Mindestgeschwindigkeit | |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 7

- | | | |
|----|---------------------|-------------------------------|
| 7. | Nach dem Aufsetzen: | |
| | Bremsen | nach örtlicher Beschaffenheit |
| | Brandhahn | OFF |
| | Zündschalter | OFF |
| | Batterieschalter | AUS |

3.5 RAUCHENTWICKLUNG UND BRAND

3.5.1 Triebwerksbrand am Boden

- | | | |
|----|--------------------------------|---------|
| 1. | Brandhahn | OFF |
| 2. | Leistungshebel | VOLLGAS |
| 3. | Batterieschalter | AUS |
| 4. | Zündschalter | OFF |
| 5. | Flugzeug unmittelbar verlassen | |

3.5.2 Triebwerksbrand im Flug

- | | | |
|----|---|---------------|
| 1. | Brandhahn | OFF |
| 2. | Fluggeschwindigkeit (IAS) | 90 kts |
| 3. | Landeklappen | Startstellung |
| 4. | Leistungshebel | VOLLGAS |
| 5. | Kabinenheizung | AUS |
| 6. | Seitenfenster | AUF |
| 7. | Notlandung mit stehendem Triebwerk entsprechend Abschnitt 3.3.4 A) durchführen. | |

3.5.3 Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden

- | | | |
|----|------------------|-----|
| 1. | Batterieschalter | AUS |
|----|------------------|-----|

Wenn Triebwerk läuft:

- | | | |
|----|--------------------------------|-----------------------|
| 2. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| 3. | Brandhahn | OFF |
| 4. | Zündschalter | OFF |
| 5. | Kabinenhaube | ÖFFNEN |
| 6. | Feuerlöscher (falls vorhanden) | nach Bedarf einsetzen |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 8

3.5.4 Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug

- | | | |
|----|--------------------------------|--|
| 1. | Batterieschalter | AUS |
| 2. | Kabinenbelüftung | AUF |
| 3. | Seitenfenster | AUF |
| 4. | Feuerlöscher (falls vorhanden) | Einsetzen, wenn Rauchentwicklung weiter anhält |

3.5.5 Kabinenbrand im Flug

- | | | |
|----|---|-----------------------|
| 1. | Batterieschalter | AUS |
| 2. | Kabinenbelüftung | AUF |
| 3. | Kabinenheizung | AUS |
| 4. | Feuerlöscher (falls vorhanden) | nach Bedarf einsetzen |
| 5. | Wenn erforderlich, Sicherheitslandung vorbereiten | |

3.6 FLUG UNTER VEREISUNGSBEDINGUNGEN

Bei unbeabsichtigtem Einfliegen in eine Vereisungszone ist wie folgt zu verfahren:

- | | | |
|----|---|------------------|
| 1. | Vergaservorwärmung | EIN |
| 2. | Propellereinstellung | Drehzahl erhöhen |
| 3. | Kabinenheizung | EIN |
| 4. | Vereisungsgebiet unmittelbar verlassen
(Änderung der Flughöhe oder Umkehrkurs steuern) | |
| 5. | Ruder ständig bewegen, um deren Gängigkeit zu erhalten. | |

WICHTIGER HINWEIS

Bei Eisansatz an der Tragflügel-Vorderkante erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit!

WICHTIGER HINWEIS

Bei Eisansatz an der Tragflügel-Vorderkante können fehlerhafte Anzeigen des Fahrtmessers, des Höhenmessers, des Variometers und der Überziehwarnung auftreten!

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 9

3.7 BEENDEN DES TRUDELNS

- | | | |
|----|----------------|---|
| 1. | Seitensteuer | Vollausschlag gegen die Trudelrichtung |
| 2. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| 3. | Höhensteuer | Neutral bis leicht gedrückt |
| 4. | Seitensteuer | Neutral sobald die Drehung beendet ist. |
| 5. | Quersteuer | neutral |
| 6. | Landeklappen | EIN/Reisestellung, falls ausgefahren |
| 7. | Seitensteuer | neutral, sobald die Drehbewegung beendet ist. |
| 8. | Höhensteuer | Vorsichtig abfangen (ziehen) |

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

WARNUNG

Beim Ausleiten des Trudels ist unbedingt die oben angegebene Reihenfolge der einzelnen Aktionen einzuhalten !

3.8 GLEITFLUG MIT AUSGEFALLENEM TRIEBWERK

Abhängig von der Flughöhe über Grund und dem Windeinfluss können im Gleitflug unterschiedlich lange Strecken zurückgelegt werden, die das Aufsuchen eines geeigneten Landefeldes oder das Erreichen des nahen Flugplatzes möglich machen.

Für das Erzielen der optimalen Gleitstrecke ist wie folgt zu verfahren:

- | | | |
|----|---------------------------|---|
| 1. | Landeklappen | EIN / Reisestellung |
| 2. | Fluggeschwindigkeit (IAS) | 78 kts |
| 3. | Sichere Gleitzahl | 14 |
| | | d.h. 1000 ft Höhendifferenz ergeben eine Gleitstrecke von ca. 4,0 km (bei Windstille) |

ANMERKUNG

Rücken- bzw. Gegenwind beeinflusst die Gleitstrecke maßgeblich.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 10

3.9 LANDUNG MIT DEFEKTEM REIFEN

Wird ein defekter Reifen nach dem erfolgten Start vermutet oder festgestellt, ist wie folgt zu verfahren:

1. Landeklappen Landestellung
2. Flugzeug an dem Landebahnrand aufsetzen, der dem defekten Reifen gegenüberliegt, um Richtungsänderungen, die infolge des defekten Reifens zu erwarten sind, auf der vollen Breite der Landebahn korrigieren zu können.
3. Aufsetzen mit leichtem Hängewinkel zur Seite des unbeschädigten Reifens. Bugrad so schnell wie möglich an den Boden bringen, um die Steuerbarkeit zu gewährleisten.
4. Rollen mit vollem Querruderausschlag in Richtung des unbeschädigten Reifens, um Belastung vom schadhafte Reifen zu nehmen.
5. Bei Landung mit defektem Bugradreifen: Mit Mindestfahrt aufsetzen
Bugrad so lange wie möglich
entlasten

3.10 STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

3.10.1 Totaler Stromausfall

1. Sicherung der Batterie DRÜCKEN
wenn herausgesprungen
2. Batterieschalter PRÜFEN ob EIN
3. Wenn Stromausfall
dadurch nicht behebbar Landung auf nächstgelegenen
Flugplatz

3.10.2 Generatorausfall

GENERATOR-Warnleuchte leuchtet:

1. GENERATOR-Schaller AUS – EIN durchschalten
2. Generatorsicherung DRÜCKEN
wenn herausgesprungen

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 11

3. Falls die Generator-Warnleuchte weiterhin leuchtet:
- | | |
|---------------------------------------|-----|
| GENERATOR-Schalter | AUS |
| Innenbeleuchtung | AUS |
| Landescheinwerfer | AUS |
| ACL | AUS |
| NAV-Lights | AUS |
| Geräte an der 12 Volt Anschlussbuchse | AUS |
4. Volt- und Amperemeter beobachten
5. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.

ANMERKUNG

Die Batteriekapazität beträgt ca. 90 Minuten bei einer Entladung von 8 Ampere.

3.10.3 Anzeige von Unterspannung

A) Anzeige von Unterspannung am Boden (Nadel im „grün/rot schraffierten Bereich“ oder darunter)

1. Drehzahl
Drehzahl erhöhen, bis die Nadel im GRÜNEN BEREICH ist, (Soll unter 1350 U/min)
2. Alle nicht benötigten elektr. Verbraucher:
abschalten, bis die Nadel im GRÜNEN BEREICH ist.
3. Bleibt die Nadel im grün/rot schraffierten Bereich oder darunter und das Amperemeter zeigt Entladung (links der Mitte)
Geplanten Flug nicht durchführen, bevor der Fehler behoben ist

B) Anzeige von Unterspannung im Flug (Nadel im „grün/rot schraffierten Bereich“ oder darunter)

1. Alle nicht benötigten elektr. Verbraucher:
abschalten, bis die Nadel im grünen Bereich ist.
2. Bleibt die Nadel im grün/rot schraffierten Bereich oder darunter und das Amperemeter zeigt Entladung (links der Mitte)
Generator defekt.
Gemäß Punkt 3.10.2 verfahren.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 12

C) Anzeige von Unterspannung während der Landung (Nadel im „grün/rot schraffierten Bereich“ oder darunter)

1. Nach der Landung Gemäß Punkt 3.10.3 A) verfahren.

WARNUNG

Befindet sich zu irgendeinem Zeitpunkt die Nadel des Voltmeters im ROTEN BEREICH, so ist das Flugzeug auf dem nächstgelegenen Flugplatz zu landen und der Fehler zu beheben, bevor der Flug fortgesetzt wird.

3.11 STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN LANDEKLAPPENSYSTEM
FEHLER in der POSITIONSANZEIGE oder im ANTRIEB der LANDEKLAPPEN

- | | |
|----------------------------------|--|
| 1. Sicherung Landeklappenantrieb | DRÜCKEN, falls herausgesprungen |
| 2. Landeklappenstellung | Positionskontrolle durch Sichtprüfung am linken Tragflügel |
| 3. Fluggeschwindigkeit | im WEISSEN Bereich des Fahrtmessers wählen. |
| 4. Landeklappenschalter | In allen Stellungen rasten. |

Wenn der Landeklappenantrieb nicht fährt bzw. die Positionsanzeige nicht mit der tatsächlichen Landeklappenstellung übereinstimmt, muss mit einer sicheren Fluggeschwindigkeit entsprechend der verfügbaren Landeklappenstellung der Landeanflug durchgeführt werden.

WARNUNG

Beim Landen ohne gesetzte Landeklappe erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit und die Landestrecke !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 13

3.12 STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN TRIMMSYSTEM

3.12.1 Trimmung fährt nicht

- | | | |
|----|-------------------------|--|
| 1. | Sicherung "Trimm-Motor" | DRÜCKEN, falls
herausgesprungen
abwechselnd in beide
Richtungen drücken |
| 2. | Trimmschalter | |

ANMERKUNG

Fährt die Trimmung nicht, steht dennoch weiterhin der volle Steuerbereich des Höhensteuers zur Verfügung, es muss jedoch mit erhöhten Knüppelkräften bis zu 10 kg gerechnet werden.

3. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.

3.12.2 Trimmung läuft davon

- | | | |
|----|-------------------------|--|
| 1. | Steuerknüppel | Fest in Position halten
ZIEHEN
Prüfen, ob gedrückt,
verklemt etc. |
| 2. | Sicherung "Trimm-Motor" | |
| 3. | Trimmschalter | |

Falls das Problem offensichtlich ist und gelöst werden kann:

- | | | |
|----|----------------------|---------|
| 4. | Sicherung "Trimmung" | DRÜCKEN |
|----|----------------------|---------|

ANMERKUNG

Das Fahren der Trimmung von voll "schwanzlastig" zu voll "kopflastig" und umgekehrt dauert ca. 8 Sekunden.

Falls der Fehler nicht behoben werden kann:

- | | |
|----|--|
| 4. | Auf dem nächstgelegenen
Flugplatz landen. |
|----|--|

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 14

3.13 STÖRUNG IM AVIONIKSYSTEM

3.13.1 Totaler Avionikausfall

1. Avionik-Hauptschalter AUS - EIN schalten, der Hauptschalter ist ein Sicherungsschalter. Falls er wieder auf AUS springt:
2. Landung auf dem nächsten geeigneten Flugplatz

3.13.2 Kein Funkempfang bei betriebsbereitem Gerät möglich

1. Mikrofon-Sprechtasten Prüfen, ob die Tasten (Pilot u. CO-Pilot) verhakt sind (siehe auch Display am Funkgerät), Stecker prüfen
2. Kopfhörer SQUELCH kurz deaktivieren, falls kein Rauschen hörbar, Kopfhöreranschluss prüfen.

3.13.3 Kein Senden bei betriebsbereitem Gerät möglich

1. Transmit-Signal TX Prüfen, ob am Display beim Senden angezeigt
2. Gewählte Frequenz Prüfen, ob richtig
3. Mikrofon Prüfen, ggf. durch ein anderes Head-Set ersetzen.

Sollte die Störung weiterhin nicht beseitigbar sein, ggf. den Transponder auf CODE 7600 einstellen, wenn die Situation es erfordert.

3.14 STÖRUNG DES ANLASSERS

Beim Starten des Motors am Boden klinkt der Anlasser des Motors nicht aus (anhaltendes heulendes Geräusch hörbar).

1. Leistungshebel LEERLAUF
2. Zündschalter OFF
3. Geplanten Flug nicht durchführen, bevor der Fehler behoben ist !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 15

3.15 STÖRUNGEN WÄHREND DES FLUGES

3.15.1 Selbsttätiges Entriegeln und Öffnen der Kabinenhaube im Flug

Im Falle eines selbsttätigen Entriegelns und Öffnens der Kabinenhaube im Flug stellt sich je nach Flugzustand ein stationärer Öffnungswinkel der Kabinenhaube von ca. $20^\circ \pm 10^\circ$ ein, bei dem sich die Luftkräfte auf die Haube im Gleichgewicht befinden. Da sich die Kabinenhaube nach vorne öffnet, kann diese beim selbsttätigen Öffnen während des Fluges durch den Fahrtwind nicht abgerissen werden. Obwohl sich bei geöffneter Haube im Flug die Strömungsverhältnisse am Flugzeug ändern, bleibt das Luftfahrzeug weiterhin problemlos steuerbar, anfängliche Fluglageänderungen lassen sich leicht korrigieren. Zum Schließen der Cockpithaube im Flug nicht abschnallen. Bei Alleinflügen vorsichtig versuchen, ob sich die Cockpithaube ohne Vernachlässigung der Flugaufgabe schließen lässt. Ist dieses nicht möglich, den Flug mit geöffneter Haube fortsetzen und auf dem nächsten Flugplatz landen.

1. Ruhe bewahren, eine unmittelbare Gefährdung liegt nicht vor.
 2. Fluglage

Fluggeschwindigkeit (IAS)

Umliegenden Luftraum
 3. Umliegenden Luftraum
 4. Cockpithaube
- Fluglage stabilisieren, in Abhängigkeit der Randbedingungen stationären Geradeausflug herstellen.
65 – 75 kts
- Auf Hindernisse und anderen Flugverkehr kontrollieren.
- Wenn möglich im Flug schließen und verriegeln. Regelmäßig bis zur Landung die Verriegelung der Kabinenhaube und die Stellung des Verriegelungshebels kontrollieren.
Ist dieses nicht möglich, den Flug mit geöffneter Haube fortsetzen und auf dem nächsten Flugplatz landen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.11 (30.11.2007)	17.09.2008	3 - 16

ABSCHNITT 4 NORMALFLUGVERFAHREN

		Seite
4.1	EINFÜHRUNG	4-2
4.2	FLUGGESCHWINDIGKEITEN u. GRENZWERTE NORMALFLUGVERFAHREN	4-3
4.3	NICHT BELEGT	4-5
4.4	VORFLUGKONTROLLEN und CHECKLISTEN	4-6
4.4.1	Tägliche Kontrolle	4-6
4.4.2	Vorflugkontrolle	4-11
4.5	NORMALFLUGVERFAHREN und CHECKLISTEN	4-13
4.5.1	Vor dem Anlassen des Triebwerkes	4-13
4.5.2	Anlassen des Triebwerkes	4-13
4.5.3	Vor dem Rollen	4-14
4.5.4	Rollen	4-14
4.5.5	Vor dem Start (am Rollhaltepunkt)	4-15
4.5.6	Start	4-16
4.5.7	Steigflug	4-16
4.5.8	Reiseflug	4-17
4.5.9	Sinkflug	4-17
4.5.10	Landeanflug	4-17
4.5.11	Durchstarten	4-18
4.5.12	Nach der Landung	4-18
4.5.13	Abstellen des Triebwerkes	4-18
4.5.14	Flug im Regen bzw. mit stark verschmutzten Tragflächen	4-19
	Absichtlich freigelassen	4-20

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 1

4.1 EINFÜHRUNG

Dieser Abschnitt enthält Checklisten und Beschreibungen und empfohlene Geschwindigkeiten für den normalen Betrieb des Luftfahrzeuges.

Ergänzende Informationen finden sich zusätzlich im Betriebshandbuch für ROTAX Motor Type 912 Serie und in der Betriebs- und Einbauanweisung mt-propeller ATA 61-01-24, jeweils letztgültige Ausgabe.

Ergänzende Informationen in Verbindung mit der Verwendung von Zusatzausrüstung werden in Abschnitt 9 beschrieben.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 2

4.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN u. GRENZWERTE NORMALFLUGVERFAHREN

Alle angegebenen Geschwindigkeiten beziehen sich auf die Maximale Startmasse M_{MAX} von 750 kg. Sie können auch bei geringeren Abflugmassen angewandt werden.

START	
Geschwindigkeit (IAS)	kts
Steigfluggeschwindigkeit für Normalstart bis 15m Hindernis (50 ft) (Landeklappen in Startstellung)	57
Geschwindigkeit des besten Steigens V_Y in Meereshöhe (Landeklappen in Reisestellung)	65
Geschwindigkeit des besten Steigwinkels V_X in Meereshöhe (Landeklappen in Startstellung)	52

LANDUNG	
Geschwindigkeit (IAS)	kts
Anfluggeschwindigkeit für Normallandung (Landeklappen in Landestellung)	60
Geschwindigkeit zum Steigen beim Durchstarten (Landeklappen in Landestellung)	60
Höchste nachgewiesene Seitenwindkomponente bei Start und Landung	15

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 3

REISEFLUG

Geschwindigkeit (IAS)		kts
Höchstzulässige Geschwindigkeit für volle Ruderausschläge	V_A	112
Höchstzulässige Geschwindigkeit bei Turbulenz	V_{NO}	130
Höchstzulässige Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen	V_{FE}	90

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 4

4.3 NICHT BELEGT

[Absichtlich freigelassen]

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 5

4.4 VORFLUGKONTROLLEN und CHECKLISTEN

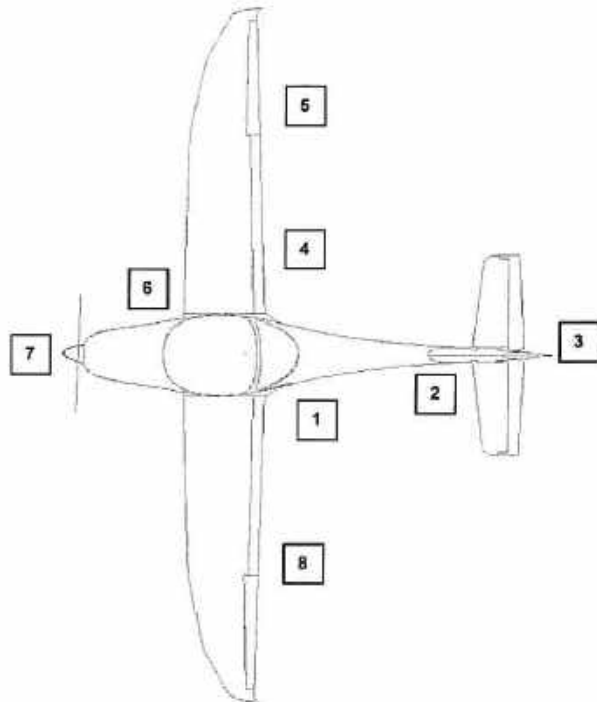
4.4.1 Tägliche Kontrolle

A) INNENKONTROLLE

- | | | |
|-----|---------------------------------------|--------------------------|
| 1. | Flugzeugpapiere | prüfen |
| 2. | Zündschlüssel | abgezogen |
| 3. | Batterieschalter | EIN |
| 4. | Warnleuchten (Generator, Benzindruck) | leuchten auf |
| 5. | Triebwerksinstrumente | prüfen |
| 6. | Kraftstoffvorrat | prüfen |
| 7. | Außenbeleuchtung | prüfen, funktionstüchtig |
| 8. | Batterieschalter | AUS |
| 9. | Fremdkörperkontrolle | durchführen |
| 10. | Notsender (ELT) | betriebsbereit |
| 11. | Gepäck | verstaут und verzurrt |
| 12. | Kabinenhaube | sauber und unbeschädigt |

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 6

B) AUSSENKONTROLLE, Sichtprüfung



WICHTIGER HINWEIS

Unter Sichtprüfung ist folgendes zu verstehen:
Überprüfung auf mechanische Beschädigungen, Verschmutzung, Risse, Delamination, Spielfreiheit, lockere und unsachgemäße Befestigung, Fremdkörper und allgemeinen Zustand; bei Steuerflächen zusätzlich auf ihre Gängigkeit.

1. Linkes Hauptfahrwerk

- a) Fahrwerksschwinge
- b) Radverkleidung

Sichtprüfung
Sichtprüfung

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 7

- c) Reifendruck prüfen
d) Reifen Rutschmarkierung prüfen
e) Reifen, Rad, Bremse Sichtprüfung
f) Bremsklötze entfernen
2. Rumpfröhre
- a) Rumpfschale Sichtprüfung
b) Spornklotz Sichtprüfung
c) Verzurtpunkt Verzerrung lösen
3. Leitwerke
- a) Höhenruder Sichtprüfung
b) Höhenflosse Sichtprüfung
c) Seitenruder Sichtprüfung,
Prüfen: Verschraubung,
Sicherung, Steuerseilanschlüsse
d) Seitenflosse Sichtprüfung
4. Rechtes Hauptfahrwerk
- a) Fahrwerksschwinge Sichtprüfung
b) Radverkleidung Sichtprüfung
c) Reifendruck prüfen
d) Reifen Rutschmarkierung prüfen
e) Reifen, Rad, Bremse Sichtprüfung
f) Bremsklötze entfernen
5. Rechte Tragfläche
- a) Gesamte Flügelfläche Sichtprüfung
b) Tankbelüftung prüfen, ob frei
c) Landeklappen Sichtprüfung
d) Querruder und Inspektionsöffnung Sichtprüfung
e) Randbogen, Positions- und Sichtprüfung
Anticollision-Lights Sichtprüfung
f) Tankfüllstand mit Messstab kontrollieren und mit
der angezeigten Menge im
Cockpit vergleichen
g) Tankdrain entwässern mit Becher;
Sichtprüfung
h) Tankverschluss prüfen, ob geschlossen
i) Verzurtpunkt Verzerrung lösen

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 8

6. Rumpf Vorne, Cowling

WARNUNG

Vor dem Durchdrehen des Propellers:
Zündung und Hauptschalter: AUS,
Parkbremse setzen.

WARNUNG

VERBRENNUNGSGEFAHR !

Kontrolle der Betriebsmittel Öl und Kühflüssigkeit nur bei kaltem Motor durchführen.

a) Ölstand

Der Motor ist einige Umdrehungen von Hand am Propeller in Motordrehrichtung zu drehen, um das Öl vom Motor in den Tank zu pumpen.

Der Vorgang ist beendet, wenn auch Luft in den Öltank zurückströmt. Dies ist bei geöffnetem Öltankverschluss als Rauschen feststellbar.

Nun mittels Ölmesstab überprüfen, ob der Ölstand zwischen den beiden Markierungen -max./min.- des Ölmesstabes liegt.
Differenz zwischen min./max. = 0.45 l

WICHTIGER HINWEIS

Ölspezifikation gemäß Kap. 1.9.1 beachten !

b) Kühlmittelstand

im **Ausgleichsgefäß** prüfen, und ggf. auf Maximalmenge ergänzen.
(der Kühlmittelstand muss min. 2/3 betragen oder im Schauglas des Ausgleichsgefäßes sichtbar sein)

im **Überlaufgefäß** prüfen, und ggf. ergänzen.
(der Kühlmittelstand muss zwischen min. und max. Markierung stehen)

WICHTIGER HINWEIS

Kühlmittelspezifikation gemäß Kap. 1.9.2 beachten !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 9

- | | |
|-------------------------------------|-------------------------------------|
| c) Lufteinlässe (4 NACA Einläufe) | prüfen, ob frei |
| d) Kühlereinlauf | prüfen, ob frei von Verschmutzung |
| e) Cowling | Sichtprüfung, Camlocks angezogen |
| f) Propeller | Sichtprüfung |
| g) Propellerblätter | auf Risse und Beschädigungen |
| h) Spinner | Sichtprüfung |
| i) Drainer –Elektr. Kraftstoffpumpe | entwässern mit Becher; Sichtprüfung |

7. Bugfahrwerk

- | | |
|----------------------------------|--------------|
| a) Fahrwerksschwinge | Sichtprüfung |
| b) Radverkleidung | Sichtprüfung |
| c) Reifendruck | prüfen |
| d) Reifen Rutschmarkierung | prüfen |
| e) Reifen, Rad, | Sichtprüfung |
| f) Gummidämpereinheit | Sichtprüfung |
| g) Bremsklötze und Schleppstange | entfernen |

8. Linke Tragfläche

- | | |
|---|---|
| a) Gesamte Flügelfläche | Sichtprüfung |
| b) Tankbelüftung | prüfen, ob frei |
| c) Batterie | EIN |
| d) Überziehwarnung | Metallblättchen anheben bis Anschlag
Warnton in normaler Lautstärke hörbar |
| e) Batterie | AUS |
| f) Pitot-Statiksonde | Schutz entfernen,
prüfen, alle Bohrungen frei |
| g) Randbogen, Positions- und Anticollision-Lights | Sichtprüfung |
| h) Querruder und Inspektionsöffnung | Sichtprüfung |
| i) Tankfüllstand | Sichtprüfung
mit Messstab kontrollieren und mit der angezeigten Menge im Cockpit vergleichen |
| j) Tankdrain | entwässern mit Becher;
Sichtprüfung |
| k) Tankverschluss | prüfen, ob geschlossen |
| l) Landeklappen | Sichtprüfung |
| m) Verzurrpunkt | Verzurrung lösen |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 10

4.4.2 Vorflugkontrolle
ANMERKUNG

Der Peilstab zur Prüfung des Kraftstoffvorrates befindet sich auf der Innenseite der Gepäckklappe.

1. Ist die Tägliche Kontrolle durchgeführt worden?
2. Schleppstange entfernt?
3. Kraftstoffvorrat mittels Peilstab überprüfen und mit der Anzeige im Cockpit vergleichen.

Anmerkung

Diese Anmerkung gilt ausschließlich für Luftfahrzeuge, die mit dem kapazitiven Tankgeber und dem Westach Dual Fuel Gauge 2DA4V (siehe Ausrüstungsliste) ausgerüstet sind:

Wenn AVGAS 100LL, UL91 oder ein Gemisch aus verschiedenen Sorten von Kraftstoff getankt wurde, wird eine geringere Kraftstoffmenge angezeigt als sich tatsächlich in den Tanks befindet.

Dieser Umstand muss während des Fluges berücksichtigt werden.

WARNUNG

Vor dem Durchdrehen des Propellers:
Zündung und Hauptschalter: AUS,
Parkbremse setzen.

WARNUNG
VERBRENNUNGSGEFAHR !

Kontrolle der Betriebsmittel Öl und Kühlflüssigkeit nur bei kaltem Motor durchführen.

4. Ölstand
Der Motor ist einige Umdrehungen von Hand am Propeller in Motordrehrichtung zu drehen, um das Öl vom Motor in den Tank zu pumpen.

Der Vorgang ist beendet, wenn Luft in den Öltank zurückströmt. Dies ist bei geöffnetem Öltankverschluss als Rauschen feststellbar.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 11

Nun mittels Ölmesstabes überprüfen, ob der Ölstand zwischen den beiden Markierungen -max./min.- des Ölmesstabes liegt.
Differenz zwischen min./max. = 0.45 l

WICHTIGER HINWEIS

Ölspezifikation gemäß Kap. 1.9.1 beachten !

5. Kühlmittelstand im Überlaufgefäß prüfen, und ggf. ergänzen. (der Kühlmittelstand muss zwischen min. und max. Markierung stehen)

WICHTIGER HINWEIS

Kühlmittelspezifikation gemäß Kap. 1.9.2 beachten !

- | | |
|---|---|
| 6. Verzurrleinen | gelöst |
| 7. Gepäckklappe | geschlossen und verriegelt |
| 8. Pitotrohrschutz | entfernt |
| 9. Steuerknüppelarretierung | entfernt |
| 10. Vergaservorwärmung | prüfen, ob freigängig;
danach: AUS |
| 11. Kabinenheizung | prüfen, ob freigängig;
danach: AUS |
| 12. Choke | prüfen, ob freigängig und
selbstrückstellend |
| 13. Leistungshebel | prüfen, ob freigängig;
danach: LEERLAUF |
| 14. Propellerverstellhebel | prüfen, ob freigängig;
danach: STARTSTELLUNG |
| 15. Trimmung (Anzeige, u. Funktion) | prüfen, voll VOR- und ZURÜCK-
fahren |
| 16. Landeklappen (Anzeige, u. Funktion) | prüfen, voll EIN- und AUS-
fahren |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 12

4.5 NORMALFLUGVERFAHREN und CHECKLISTEN

4.5.1 Vor dem Anlassen des Triebwerkes

- | | | |
|-----|-----------------------------|------------------------------------|
| 1. | Tägliche Vorflugkontrolle | durchgeführt ? |
| 2. | Einweisung des Passagiers | durchgeführt ? |
| 3. | Sitze | eingestellt |
| 4. | Sicherheitsgurte | Anlegen und Festziehen |
| 5. | Kabinenhaube | Geschlossen und Verriegelt |
| | | Prüfen: Kann sich die |
| | | Verriegelung bei Vibration öffnen? |
| 6. | Parkbremse | EIN -Ziehen |
| 7. | Steuerknüppel | freigängig, und sinngemäße |
| | | Ausschläge ? |
| 8. | Brandhahn | L oder R |
| 9. | Vergaservorwärmung | AUS |
| 10. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| 11. | Propellerverstellhebel | STARTSTELLUNG |
| 12. | Hauptschalter Avionik | AUS |
| 13. | ALT/BAT-Schalter | EIN |
| 14. | Generator-Warnleuchte | Leuchtet |
| 15. | Kraftstoffdruck-Warnleuchte | Leuchtet |
| 16. | Anticollision-Lights | EIN |
| 17. | Sicherungsautomaten | Prüfen, ob alle gedrückt |

4.5.2 Anlassen des Triebwerkes

- | | | |
|----|-----------------------------|-------------------------------|
| 1. | Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 2. | Kraftstoffdruck-Warnleuchte | AUS ? |
| 3. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| | - Motor Kalt | ca. 2 cm nach vorne |
| | - Motor Warm | EIN, voll gezogen halten |
| 4. | Choke | AUS |
| | - Motor Kalt | Beide Pedale DRÜCKEN |
| | - Motor Warm | Kontrollieren ob frei |
| 5. | Fußspitzenbremsen | BOTH |
| 6. | Propellerbereich | Im GRÜNEN Bereich, spätestens |
| 7. | Zündschalter | nach 10 sec. |
| 8. | Öldruckanzeige | |

WICHTIGER HINWEIS

Bei einem Öldruckwert unter 1,5 bar muss der Motor unmittelbar nach 10 Sekunden abgestellt werden !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 13

ANMERKUNG

Die Öldruckanzeige kann bis in den GELBEN BEREICH steigen, solange die Öltemperatur unterhalb der normalen Betriebstemperatur liegt.

ANMERKUNG

Der Starter darf nicht länger als 10 Sekunden kontinuierlich betrieben werden, danach muss eine Abkühlphase von minimal 2 Minuten eingelegt werden.

ANMERKUNG

Im Anlassvorgang benötigt der Motor mindestens 100 U/min am Propeller. Bei sehr tiefen Außentemperaturen oder bei teilweiser Entladung der Batterie kann dies zu Startproblemen führen.

- | | | |
|-----|-----------------------------|-------------|
| 9. | Generatorwarnleuchte | AUS |
| 10. | Positionslichter | nach Bedarf |
| 11. | Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |

4.5.3 Vor dem Rollen

- | | | |
|----|-----------------------------------|------------------------------------|
| 1. | Hauptschalter Avionik | EIN |
| 2. | Avionik u. Fluginstrumente | Einstellen |
| 3. | Triebwerksüberwachungsinstrumente | Prüfen |
| 4. | Voltmeter | Prüfen, ob Nadel im GRÜNEN BEREICH |

WICHTIGER HINWEIS

Motor zuerst für 2 min. mit 820 U/min und dann bis zu einer Öltemperatur von 50°C mit 1030 U/min warmlaufen lassen (dies ist beim Rollen möglich).

4.5.4 Rollen

- | | | |
|----|--------------------------------|--------------------------------------|
| 1. | Parkbremse | Lösen |
| 2. | Bugradsteuerung | Prüfen (Funktion und Freigängigkeit) |
| 3. | Bremsen | Prüfen |
| 4. | Fluginstrumente und Avionik | Prüfen |
| 5. | Kompassanzeige / Kreiselinstr. | Prüfen |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 14

WICHTIGER HINWEIS

Beim Rollen hohe Drehzahlen des Propellers vermeiden, um Beschädigungen durch Steinschlag oder Spritzwasser zu verhindern.

4.5.5 Vor dem Start (am Rollhaltepunkt)

- | | | |
|-----|-----------------------------------|---|
| 1. | Fußspitzenbremse | Treten und Halten |
| 2. | Parkbremse | Ziehen |
| 3. | Brandhahn | L oder R, auf vollen Tank |
| 4. | Kraftstoffdruck-Warnleuchte | AUS, (wenn nicht, <u>muß</u> der Start abgebrochen werden !) |
| 5. | Leistungshebel | 1700 U/min |
| 6. | Propellerverstellhebel | 3 x zwischen START- und REISE-Stellung (Endanschläge) schalten;
Drehzahlabfall: 200 ± 50 U/min prüfen.
<u>Danach:</u> STARTSTELLUNG |
| 7. | Leistungshebel | 1700 U/min |
| 8. | Zündschalter | Magnet-Check:
L-BOTH-R-BOTH durchschalten
(max. Drehzahlabfall: 120 U/min
max. Differenz [L/R]: 50 U/min
min. Differenz [L/R]: Abfall muss bemerkbar sein).
<u>Danach:</u> Schalter in BOTH-Pos. |
| 9. | Vergaservorwärmung | EIN (Hebel ZIEHEN)
(Drehzahlabfall im Bereich 20 – 50 U/min) |
| 10. | Vergaservorwärmung | AUS (Hebel DRÜCKEN) |
| 11. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| 12. | Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 13. | Landeklappen | START |
| 14. | Trimmung | START (Markierung) |
| 15. | Triebwerksüberwachungsinstrumente | in GRÜNEN BEREICH |
| 16. | Sicherungsautomaten | Prüfen, ob alle gedrückt |
| 17. | Steuerknüppel | Freigängig |
| 18. | Sicherheitsgurte | Angelegt und straff |
| 19. | Cockpithaube | Geschlossen und Verriegelt
Prüfen: Kann sich die Verriegelung bei Vibration öffnen?
LÖSEN |
| 20. | Parkbremse | LÖSEN |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 15

4.5.6 Start

WICHTIGER HINWEIS

Zum Erhöhen der Leistung zuerst die Drehzahl und dann den Ladedruck erhöhen.
Zum Senken der Leistung zuerst den Ladedruck und dann die Drehzahl reduzieren.

- | | | |
|----|--|------------------------------|
| 1. | Leistungshebel | VOLLGAS |
| 2. | Drehzahlmesser | Prüfen, ob 2200 – 2260 U/min |
| 3. | Höhensteuer, Steuerknüppel | NEUTRAL, beim Anrollen |
| 4. | Seitensteuer, Pedale | Richtung kontrollieren |
| 5. | Bugrad abheben (V_{IAS}) | 50 kts |
| 6. | Steigfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 65 kts |

WICHTIGER HINWEIS

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

- | | | |
|----|--|--------|
| 7. | Bugrad abheben (V_{IAS}) | 50 kts |
| 8. | Steigfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 57 kts |

4.5.7 Steigflug

- | | | |
|----|--|-------------------|
| 1. | Propellerverstellhebel | 2260 U/min |
| 2. | Leistungshebel | VOLLGAS |
| 3. | Triebwerksüberwachungsinstrumente | im GRÜNEN BEREICH |
| 4. | Landeklappen | EIN (REISE) |
| 5. | Steigfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 65 kts |
| 6. | Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |
| 7. | Trimmung | nach Bedarf |

ANMERKUNG

Die Geschwindigkeit für das beste Steigen V_Y ist von der Abflugmasse abhängig und sinkt mit zunehmender Flughöhe. Für weitere Informationen: s. Abschnitt 5.2.6.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 16

4.5.8 Reiseflug

- | | | |
|----|------------------------|---|
| 1. | Leistungshebel | nach Bedarf (siehe Abschnitt 5, Seite 5-10) |
| 2. | Propellerverstellhebel | 1650 – 2260 U/min |

WICHTIGER HINWEIS

Dauerbetrieb mit Leistungshebel auf Vollgas bei Propellerdrehzahlen unter 2140 U/min sollte vermieden werden, um Triebwerkschäden besonders in Druckhöhen unter 3000ft und bei hoher CHT zu vermeiden. (siehe SL-912-016)

ANMERKUNG

Günstige Ladedruck / Drehzahlkombinationen : (siehe Abschnitt 5, Seite 5-10)

- | | | |
|----|-----------------------------------|------------------------------|
| 3. | Landeklappen | EIN / REISE |
| 4. | Trimmung | nach Bedarf |
| 5. | Triebwerksüberwachungsinstrumente | Prüfen, ob im GRÜNEN BEREICH |

WICHTIGER HINWEIS

Bei Flügen in Druckhöhen größer 6000 ft ist die Kraftstoffdruck-Warnleuchte besonders zu beachten, und bei Aufleuchten der Warnleuchte ist zur Vermeidung eventueller Gasblasenbildung im Treibstoffsystem die Elektrische Pumpe auf EIN zu schalten.

4.5.9 Sinkflug

- | | | |
|----|------------------------|---------------------------------|
| 1. | Leistungshebel | zuerst nach Bedarf reduzieren |
| 2. | Propellerverstellhebel | danach erhöhen auf > 2000 U/min |
| 3. | Vergaservorwärmung | nach Bedarf |

WICHTIGER HINWEIS

Zur Erzielung eines raschen Abstieges, wie folgt vorgehen:

Leistungshebel	zuerst LEERLAUF
Propellerverstellhebel	dann 2260 U/min
Vergaservorwärmung	EIN
Landeklappen	EIN (REISE)
Geschwindigkeit	130 kts
Ol- und Zylinderkopftemperatur	Im grünen Bereich

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 17

4.5.10 Landeanflug

- | | | |
|-----|-------------------------------------|--------------------|
| 1. | Sicherheitsgurte | Straff gezogen |
| 2. | Elektrische Kraftstoffpumpe | EIN |
| 3. | Vergaservorwärmung | EIN |
| 4. | Leistungshebel | nach Bedarf |
| 5. | Fluggeschwindigkeit | 90 kts |
| 6. | Landeklappen | START oder LANDUNG |
| 7. | Trimmung | nach Bedarf |
| 8. | Landeklappen | LANDUNG |
| 9. | Anfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 60 kts |
| 10. | Propellerverstellhebel | STARTSTELLUNG |
| 11. | Landescheinwerfer | EIN (nach Bedarf) |

WICHTIGER HINWEIS

Bei starkem Gegenwind, Seitenwind, starken Turbulenzen und Gefahr von Windscherungen ist die Anfluggeschwindigkeit entsprechend zu erhöhen.

4.5.11 Durchstarten

- | | | |
|----|------------------------|----------------------|
| 1. | Propellerverstellhebel | zuerst STARTSTELLUNG |
| 2. | Leistungshebel | dann VOLLGAS |
| 3. | Vergaservorwärmung | AUS (DRÜCKEN) |
| 4. | Landeklappen | START |
| 5. | Fluggeschwindigkeit | 65 kts |

WICHTIGER HINWEIS

Jeglicher Betrieb mit Leistungshebel auf Vollgas bei eingeschalteter Vergaservorwärmung sollte vermieden werden, um Triebwerkschäden vorzubeugen.

4.5.12 Nach der Landung

- | | | |
|----|-------------------------|---------------|
| 1. | Leistungshebel | Nach Bedarf |
| 2. | Landeklappen | EIN (REISE) |
| 3. | Vergaservorwärmung | AUS (DRÜCKEN) |
| 4. | Elektr. Kraftstoffpumpe | AUS |
| 5. | Transponder | AUS |
| 6. | Landescheinwerfer | AUS |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 18

4.5.13 Abstellen des Triebwerkes

- | | | |
|-----|------------------------------|-----------------------------|
| 1. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| 2. | Parkbremse | EIN |
| 3. | Landeklappen | Landstellung |
| 4. | ELT | Prüfen (Frequenz 121.5 MHz) |
| 5. | Hauptschalter Avionik | AUS |
| 6. | Zündschalter | OFF |
| 7. | Elektr. Verbraucher | AUS |
| 8. | Instrumentenbrettbeleuchtung | AUS |
| 9. | Batterieschalter | AUS |
| 10. | Bremsklötze und Verankerung | nach Bedarf |

4.5.14 Flug im Regen bzw. mit stark verschmutzten Tragflächen

WICHTIGER HINWEIS

Bei Flügen mit nassen und/oder stark verschmutzten Trag- und Steuerflächen können die Flugleistungen beeinträchtigt werden, dies gilt insbesondere für die Startstrecke, die Steigleistung und die max. Horizontalfluggeschwindigkeit.

Eine Erhöhung der Minimalfluggeschwindigkeiten kann eintreten.

Ebenso kann die Überziehgeschwindigkeit um bis zu 3,0 kts ansteigen und es am Fahrtmesser zu Fehlanzeigen führen.

Regen kann zu einer deutlichen Sichtverschlechterung führen.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	4 - 19

ABSCHNITT 5 FLUGLEISTUNGEN

		Seite
5.1	EINFÜHRUNG	5-2
5.2	FLUGLEISTUNGSANGABEN in TABELLEN und DIAGRAMMEN	5-3
5.2.1	Fahrtmesser-Korrektur	5-3
5.2.2	Überziehggeschwindigkeiten	5-4
5.2.3	Windkomponenten / Seitenwindkomponente Landung	5-5
5.2.4	Flugplanung	5-6
5.2.5	Startstrecken	5-7
5.2.6	Steigleistung / Reiseflughöhe	5-8
5.2.7	Steigflug: Kraftstoff, Zeit und Entfernung	5-9
5.2.8	Leistungseinstellungen für den Reiseflug	5-10
	Absichtlich freigelassen	5-11
5.2.9	Reisefluggeschwindigkeit (TAS – True Airspeed)	5-12
5.2.10	Maximale Flugdauer	5-13
5.2.11	Maximale Reichweite	5-14
5.2.12	Steigleistung beim Durchstarten	5-15
5.2.13	Landerollstrecke und Landestrecke	5-16
5.2.14	Sinkflug: Kraftstoff, Zeit und Entfernung	5-17
5.2.15	Flugplanungsbeispiel	5-18
5.2.16	Lärmwerte	5-23

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 1

5.1 EINFÜHRUNG

Die Darstellung der Leistungswerte in den folgenden Tabellen und Diagrammen zeigen, welche Leistungen von dem Flugzeug AQUILA A210 erwartet werden können. Sie dienen als Basis für die vor jedem Flug durchzuführende Flugplanung.

Alle Werte der dargestellten Tabellen und Diagramme wurden im Rahmen der Flugerprobung mit einem in guten Betriebszustand befindlichen Flugzeug und Triebwerk ermittelt und auf die Bedingungen der Standard-Atmosphäre (ISA 15°C und 1013,25 hPa in MSL) korrigiert.

Die angegebenen Leistungswerte werden erreicht mit einem Flugzeug in gutem Wartungszustand und mit durchschnittlicher Pilotenerfahrung bei präziser Einhaltung der angegebenen Verfahren.

Die ermittelten Werte für den Kraftstoffverbrauch im Reiseflug basieren auf der Einstellung von Propellerdrehzahl und Ladedruck in der jeweiligen Flughöhe.

Kraftstoffverbrauch und die daraus resultierenden Reichweiten mit und ohne Reserve sind jedoch stark abhängig vom Zustand des Triebwerkes, der Verschmutzung der Oberfläche des Flugzeuges und meteorologischen Einflüssen.

Für eine präzise Flugplanung und die Ermittlung des erforderlichen Treibstoffvorrates für den Flug sind alle Einflüsse zu berücksichtigen und alle verfügbaren Informationen einzuholen.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 2

5.2 FLUGLEISTUNGSANGABEN in TABELLEN und DIAGRAMMEN

5.2.1 Fahrtmesser-Korrektur

Die Fahrtmesserkorrektur berücksichtigt den Einbaufehler jedoch nicht den Instrumentenfehler.

Annahme: Instrumentenfehler: Null

Beispiel: $V [IAS] = 120 \text{ kts}$ entspricht $V [CAS] = 118 \text{ kts}$

AQUILA AT01 Fahrtmesser Korrektur

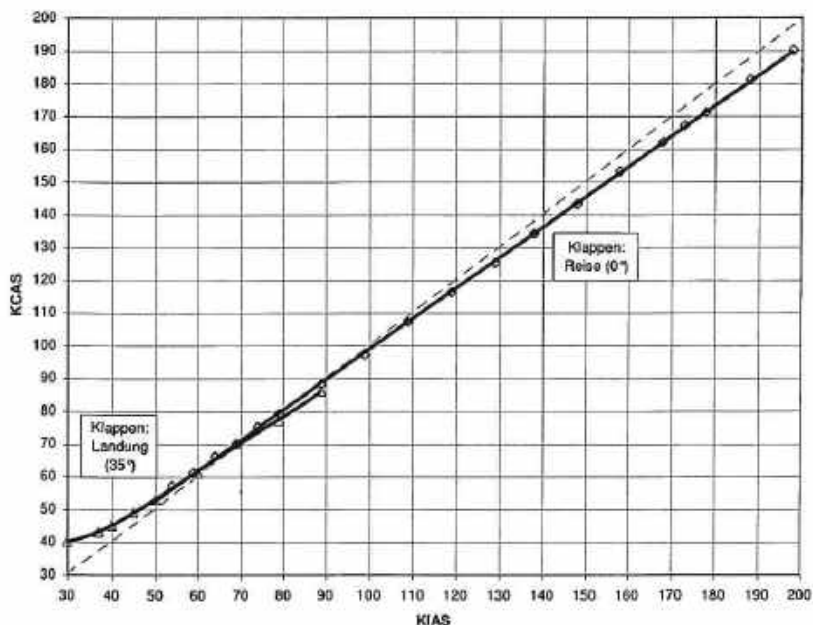


Abb.: 5.2.1 Fahrtmesser-Korrektur

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 3

5.2.2 Überziehggeschwindigkeiten

Konfiguration in der die Überziehggeschwindigkeiten ermittelt wurden:

- Schwerpunktlage CG = 31% MAC
- Abflugmasse 750 kg
- Leerlauf

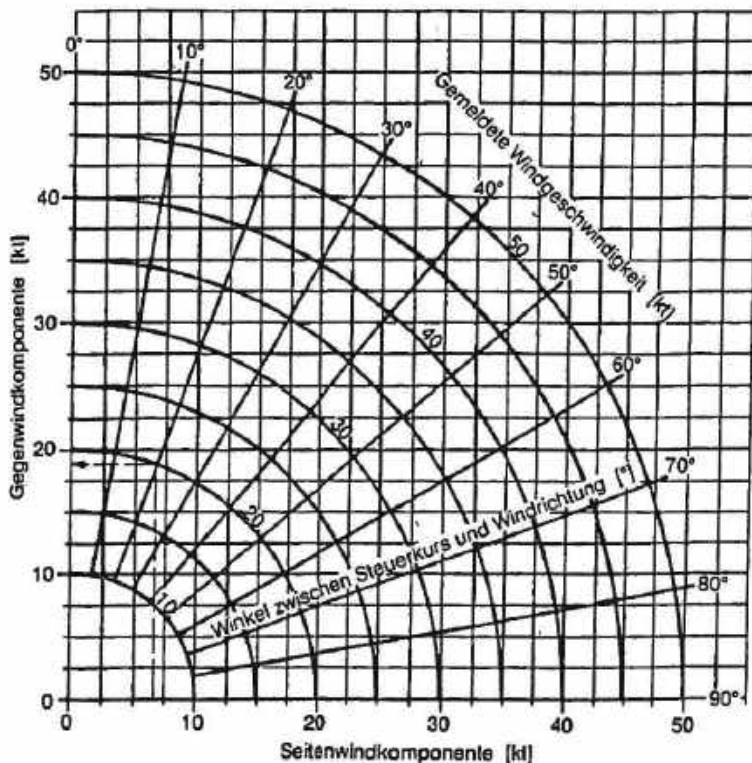
Landeklappen Stellung	V _s	V _s	gewählte Fahrtmessermarkierung
Position	[KCAS]	[KIAS]	[KIAS]
Reise	52	49	52 (unteres Limit grüner Bogen)
Start	48	45	
Landung	43	39	44 (unteres Limit: weißer Bogen)

Tab.: 5.2.2 Überziehggeschwindigkeiten im Geradeausflug

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 4

5.2.3 Windkomponenten / Seitenwindkomponente Landung

Maximal nachgewiesene Seitenwindkomponente: 27 km/h, 15 kts


Beispiel:
Gemeldeter Wind : 250°/20 kt
Steuerkurs bzw.
Startbahnrichtung : 270°
Differenzwinkel : 20°
➔ Gegenwindkomponente : 19 kt
Seitenwindkomponente : 6 kt von links

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 5

5.2.4 Flugplanung

Die Flugplanungsunterlagen auf den folgenden Seiten enthalten alle erforderlichen Informationen für die Planung eines Fluges vom Start am Abflugort bis zur Landung am Zielflugplatz.

Die Erfahrung zeigt, dass die Werte, die in der Flugplanung ermittelt werden, mit den tatsächlich geflogenen Daten gut übereinstimmen. Voraussetzung ist allerdings eine sorgfältige Planung, ein guter Wartungszustand von Zelle und Triebwerksanlage und ausreichende Erfahrung des Piloten.

Für die Flugplanung sollten immer Werte aus den Tabellen bzw. Diagrammen gewählt werden, die auf der sicheren Seite liegen. Eventuelle Abweichungen der Leistung vom Musterflugzeug sowie Einflüsse von Turbulenzen usw. können damit berücksichtigt werden. Diese Einflüsse können in Reichweite und Flugdauer Differenzen bis zu 10% bewirken.

ANMERKUNG

Insekten oder andere Verschmutzung auf Propeller und Flügelnahe können die Flugleistungen erheblich verschlechtern.

Der Einfluss von Höhe und Umgebungstemperatur auf die Flugleistungen ist folgendermaßen zu bestimmen.

1. Höhenmesser auf 1013 hPa stellen, um die Druckhöhe zu bestimmen.
2. Mit der Umgebungstemperatur in den Diagrammen wird der Einfluss der Dichtehöhe auf die Flugleistungen ermittelt.

WICHTIGER HINWEIS

Höhenmesser auf lokales QNH zurückstellen, um die Höhe über Meeresspiegel zu bestimmen.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 6

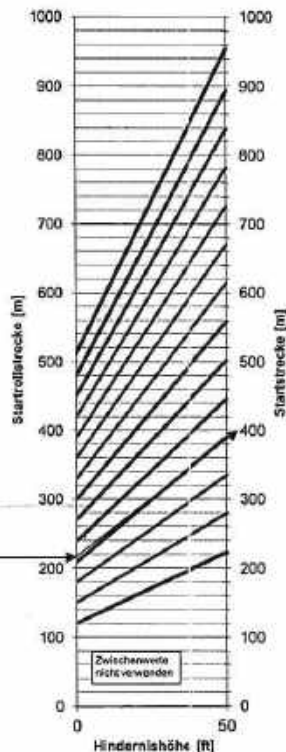
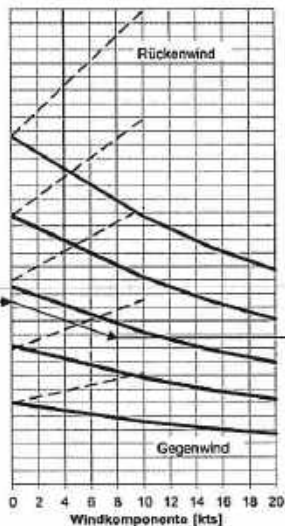
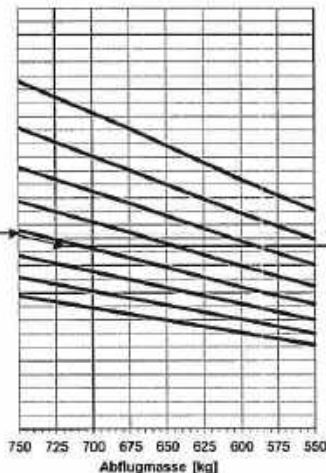
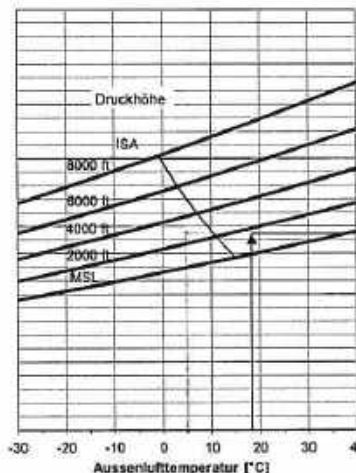
5.2.5 Startstrecken

Abflugmasse [kg]	Geschwindigkeit [KIAS]	
	Abheben	50 ft
750	50	57
600	50	55

Bedingungen:
 Startleistung: Vollgas
 Drehzahl: 2260 U/min
 Klappen: 17° (T/O-Position)
 Befestigte, ebene und trockene Startbahn

Hinweise:

- Für Starts auf trockenen kurzgeschliffenen Graspisten ist mit einer Verlängerung der Startrollstrecken um 25%, auf weichen Graspisten mit bis zu 40% zu rechnen.
- Zuschläge für Schnee und Schreematsch sind zu berücksichtigen
- Hohe Luftfeuchtigkeit kann die Startstrecke bis zu 10% verlängern.
- Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeugs, Abweichungen von vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige meteorologische und örtliche Bedingungen (Regen, Seilenwind, Windscherungen usw.) können die Startstrecke erheblich verlängern.



Beispiel: Druckhöhe 1800 ft
 Lufttemperatur 18°C

Masse 720 kg

Gegenwindkomponente: 8 kt

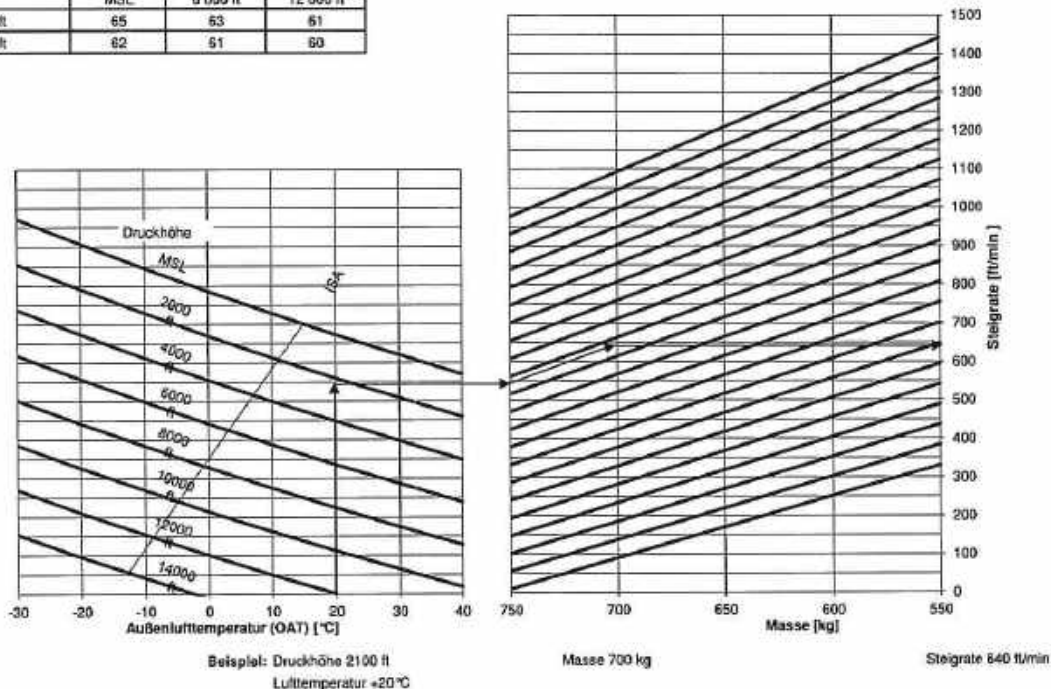
Startrollstrecke: 218 m Startstrecke 400 m

Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 7

5.2.6 Steigleistung / Reiseflughöhe

Abflugmasse [kg]	Diensthöhe (ISA)	Geschwindigkeit für bestes Steigen (KIAS)		
		MSL	6 000 ft	12 000 ft
750	13 000 ft	65	63	61
600	16 000 ft	62	61	60

Bedingungen:
 Leistung: Vollgas
 Drehzahl: 2200 U/min
 Klappen: Reise (0°)

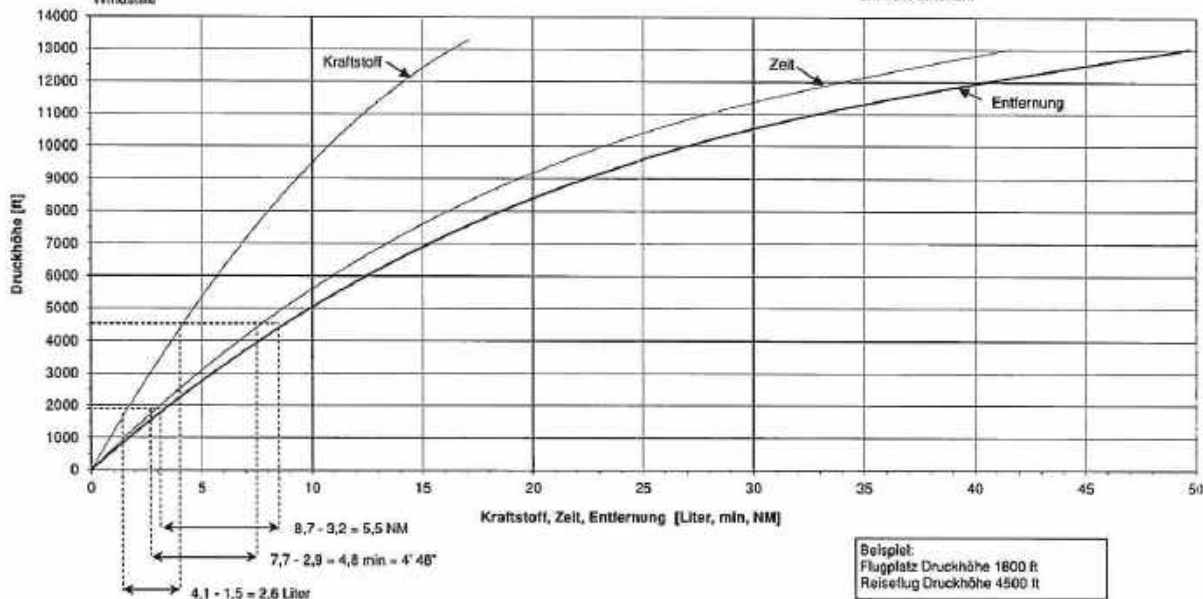


Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 8

5.2.7 Steigflug: Kraftstoff, Zeit und Entfernung
Bedingungen:

 2260 U/min, Vollgas,
 Klappen : Reise (0°)
 m = 750 kg
 Windstille

 Vy = 65 KIAS, bis 5000 ft
 Vy = 63 KIAS, bis 10.000 ft
 Vy = 61 KIAS, bis 13.000 ft

 Für jeweils 8°C über ISA,
 Zeit, Entfernung und Kraftstoff
 um 10% erhöhen.


Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 9

5.2.8 Leistungseinstellungen für den Reiseflug

Druck- höhe	Stand. Temp.	Triebwerkeleistung in % der maximalen Dauerleistung MCP														
		55%			65%			75%			85%			MCP		
H	T	RPM	MP	F/F	RPM	MP	F/F	RPM	MP	F/F	RPM	MP	F/F	RPM	MP	F/F
[ft]	[°C]	U/min	[in Hg]	[lb/h]	U/min	[in Hg]	[lb/h]	U/min	[in Hg]	[lb/h]	U/min	[in Hg]	[lb/h]	U/min	[in Hg]	[lb/h]
0	15	1900	24,6	14,0	2000	25,7	15,6	2100	27,0	21,0	2260	27,7	24,0	2260	28,0	26,0
2000	11	1900	24,0	15,0	2000	24,7	15,0	2200	25,7	21,3	2260	26,7	22,0	2260	27,0	26,0
4000	7	1900	23,3	16,0	2100	23,3	16,8	2260	24,3	21,5	2260	25,2	22,0			
6000	3	2000	22,0	17,0	2200	22,7	19,3	2260	23,3	22,3						
8000	-1	2100	21,0	18,0	2200	21,5	21,5	2260	21,5	23,0						
10.000	-5	2200	19,7	19,0	2260	20,1	22,0									
12.000	-9	2260	18,5	19,0												

MPC: maximale Dauerleistung (maximum continuous power)
 RPM: Umdrehungen pro Minute (revolutions per minute)
 MP: Ladedruck (manifold pressure)
 F/F: Treibstoffverbrauch (fuel flow)

Korrektur der Werte bei Abweichung von der Standardtemperatur:

Für jeweils 10°C über ISA: Ladedruck um 3,0% erhöhen,
 dabei steigt der Kraftstoffverbrauch um 5,0%

Für jeweils 10°C unter ISA: Ladedruck um 3,0% verringern,
 dabei verringert sich der Kraftstoffverbrauch um 5,0%

Beispiel:

Flughöhe: 2000 ft
 ISA-Temp.: 11 °C
 In Flughöhe angezeigte Temp.: 21 °C (ISA+10 °C)
 Leistungseinstellung: 65%
 Drehzahl: 2000 U/min
 Ladedruck für ISA aus Tabelle: 24,7 in Hg
 Ladedruck für ISA +10 °C: $24,7 + (0,247 \times 3,0) = 25,44$ in Hg
 Kraftstoffverbrauch für ISA: 16 lb/h
 Kraftstoffverbrauch für ISA+10 °C: $16 + (0,16 \times 5,0) = 16,8$ lb/h

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 10

[Absichtlich freigelassen]

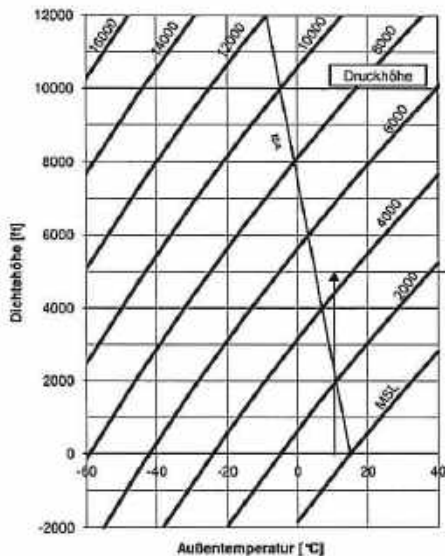
<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 11

5.2.9 Reisefluggeschwindigkeit (TAS – True airspeed)
Bedingungen:

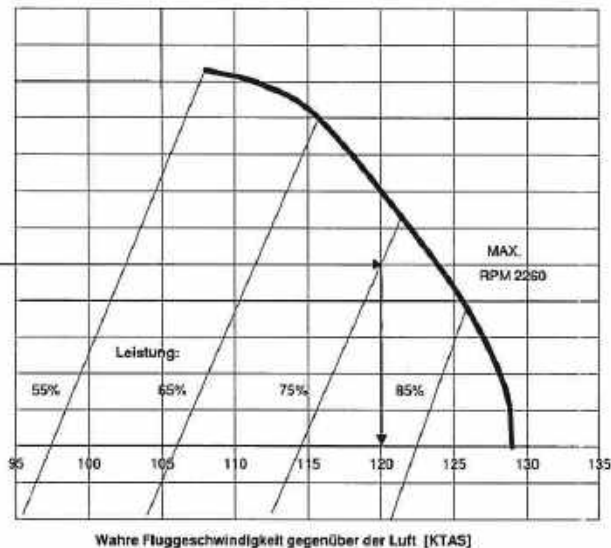
Leistung: Einstellung nach Tabelle auf S. 5-10

Flugmasse: 750 kg

Klappen: Reise (0°)

Hinweis: Ohne Radverkleidungen vermindert sich die maximale Fluggeschwindigkeit um ca. 5%.

Beispiel: Druckhöhe 4500 ft
Lufttemperatur +10 °C

Dichtehöhe: 5000 ft



Leistungseinstellung : 75%

Geschwindigkeit: 120 kts

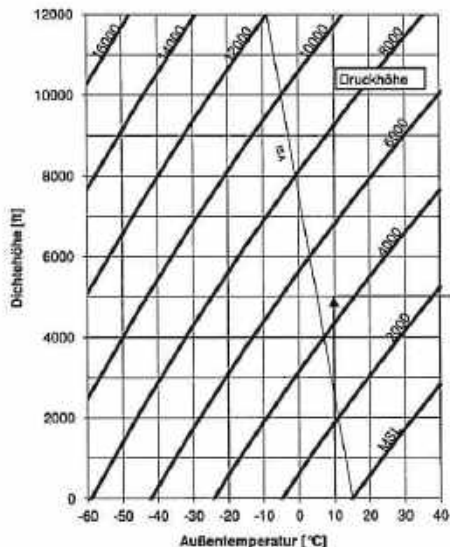
Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 12

5.2.10 Maximale Flugdauer

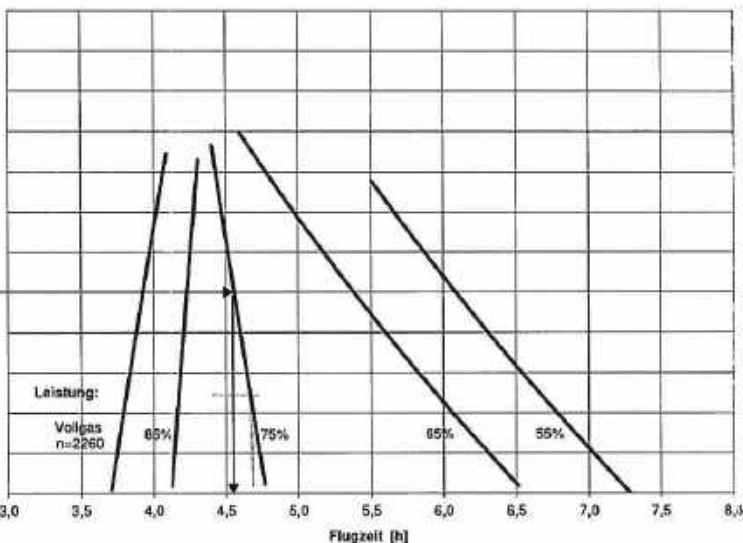
Bedingungen:
Leistung: Einstellung nach Tabelle auf S. 5-10
Flugmasse: 750 kg
Klappen: Reise (0°)

Hinweis:
Ein schlechter Wartungszustand
des Flugzeugs und des Triebwerks
kann die max. Flugdauer erheblich verkürzen.

Kraftstoffmengen: Ausfliegender Kraftstoff: 109,6 l
In der Flugdauerberechnung sind enthalten:
1. Kraftstoff für Anlassen und Rollen: 2 l.
2. Kraftstoff für Start, Steigflug auf Reiseflughöhe
mit höchster Dauerleistung und Sinkflug.
3. Reserve für 30 min Wartellug mit 55% Leistung = 7,5 l.



Beispiel: Druckhöhe 4500 ft
Lufttemperatur +10 °C

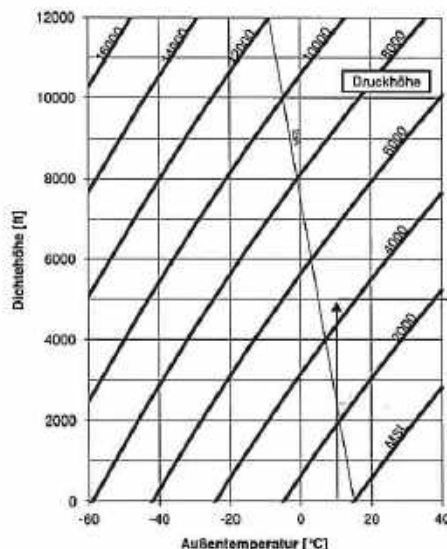
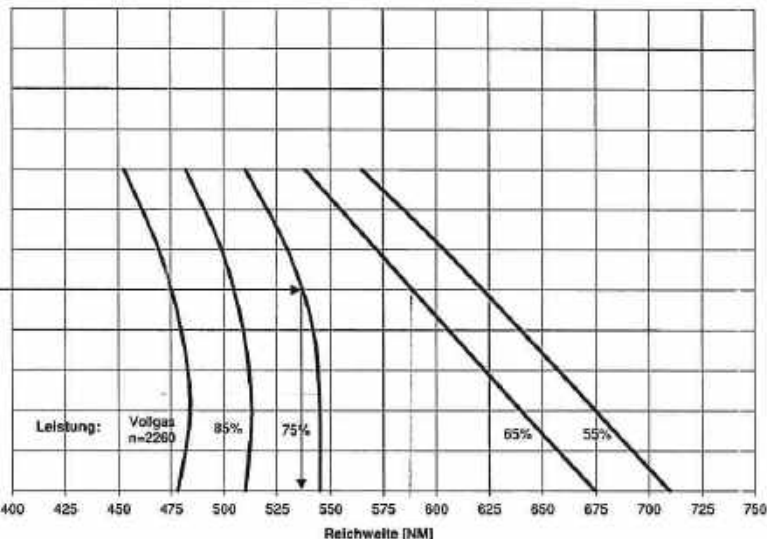


Dichtehöhe: 5000 ft Leistungseinstellung: 75% Flugdauer: 4,55 h = 4 h 33'

Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 13

5.2.11 Maximale Reichweite
Bedingungen:
 Leistung: Einstellung nach Tabelle auf S. 5-10
 Flugmasse: 750 kg
 Klappen: Reize (0°)

Hinweis:
 Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeugs und des Triebwerks kann die max. Reichweite erheblich verkürzen.

Kraftstoffmengen: Ausfliegender Kraftstoff: 109,6 l
 In der Reichweitenrechnung sind enthalten:
 1. Kraftstoff für Anlassen und Rollen: 2 l
 2. Kraftstoff für Start, Steigflug auf Reisefughöhe mit höchster Dauerleistung und Sinkflug.
 3. Reserve für 30 min Warteflug mit 55% Leistung = 7,5 l.

 Beispiel: Druckhöhe 4500 ft
 Lufttemperatur +10 °C


Dichtehöhe: 5000 ft Leistungseinstellung : 75% Reichweite: 537 NM

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>Ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 14

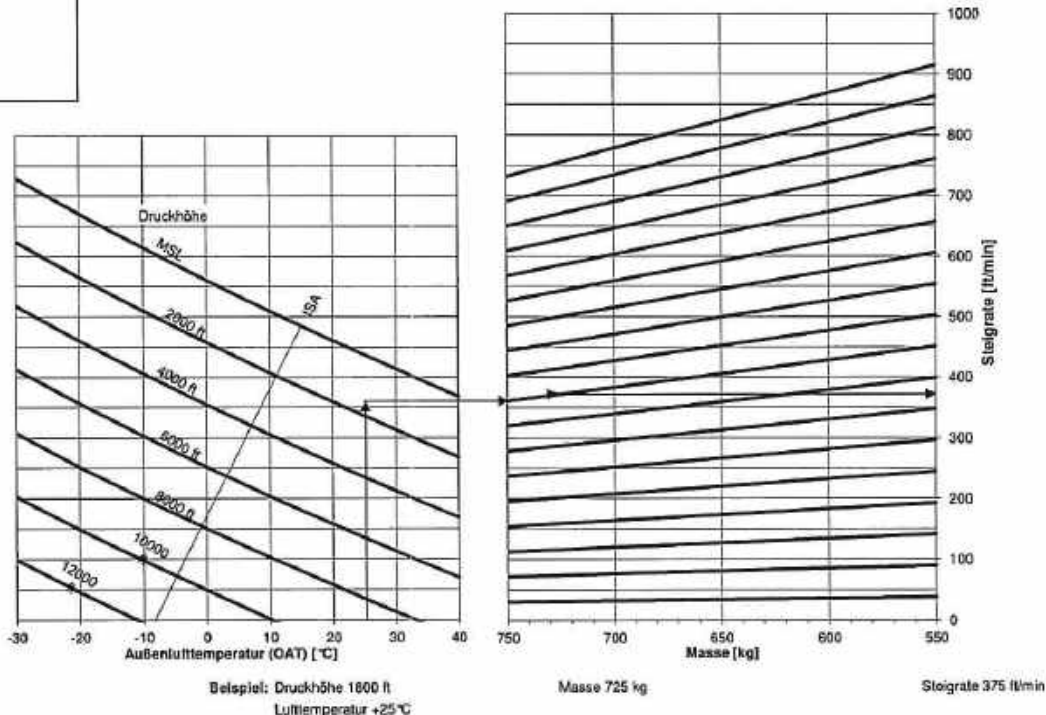
5.2.12 Steigleistung beim Durchstarten
Bedingungen:

Leistung: Vollgas

Drehzahl: 2260 U/min

Klappen: Landstellung (35°)

Geschwindigkeit: 55 KIAS

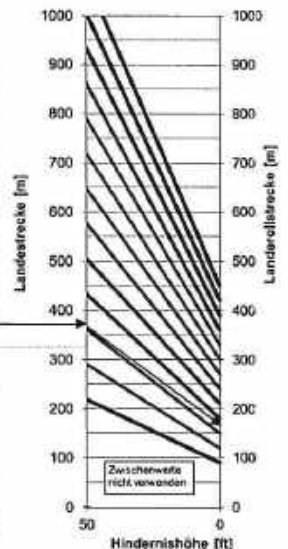
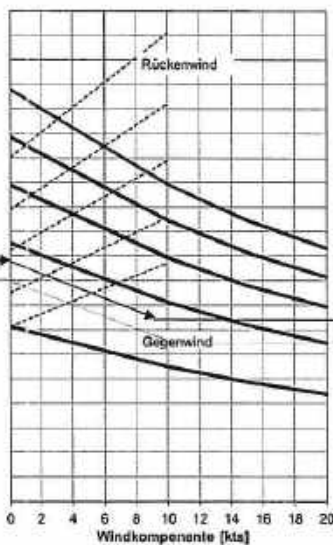
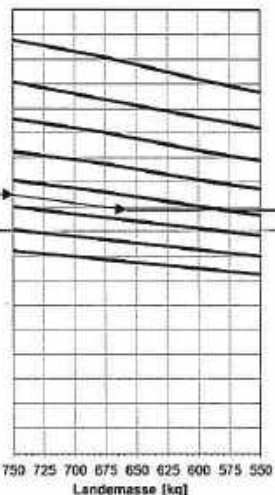
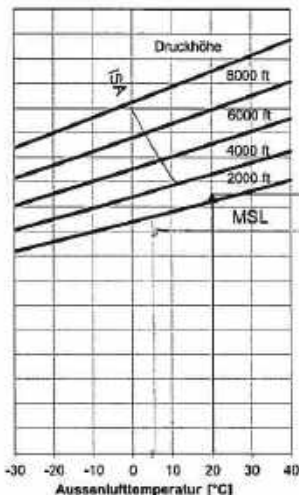


5.2.13 Landerollstrecke und Landstrecke

Landemasse [kg]	Geschwindigkeit [kts IAS]	
	in 50 ft	Aufsetzen
750	65	45
600	65	43

- Hinweise:**
- Für die Landung auf trockener Grasbahn sind die Landestrecken um 15% zu verlängern
 - Zuschläge für feuchtes Gras, aufgeweichten Boden, Eis, Schnee und Schneematsch sind zu berücksichtigen.
 - Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeugs, Abweichungen von vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige meteorologische Bedingungen und Landebahnzustände können die Landestrecken erheblich verlängern.

Bedingungen:
 Leistung: Leerlauf
 Propeller: Kleine Steigung (Verstellhebel: Maximale Drehzahl)
 Klappen: Landstellung (35°)
 Maximales Bremsen
 Befestigte, ebene und trockene Startbahn



Beispiel: Druckhöhe 360 ft, Lufttemperatur 20°C, Landemasse: 659 kg, Gegenwindkomponente: 9 kt, Landestrecke: 375 m, Landerollstrecke: 160 m

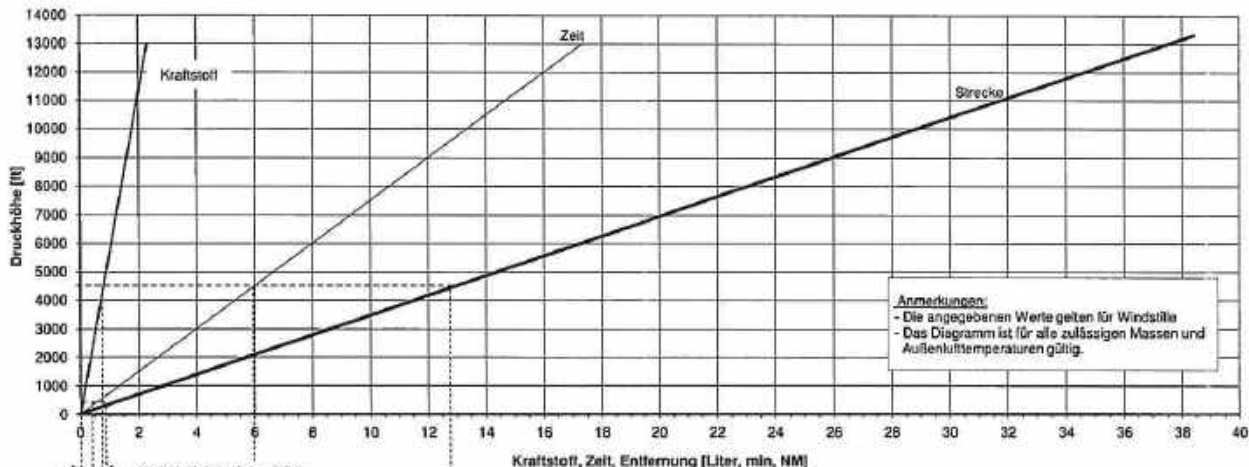
Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 16

5.2.14 Sinkflug: Kraftstoff, Zeit und Entfernung
Verfahren:

Im Sinkflug eine Geschwindigkeit von 120 KIAS einhalten.
Leistung für eine Sinkgeschwindigkeit von 750 ft/min setzen.
Motortemperaturen im grünen Bereich halten.
Falls nötig Vergaservorwärmung aktivieren.

Bedingungen:

Ladedruck: wie erforderlich, ca. 15 in Hg
Drehzahl: 2000 U/min
Klappen: Reise (0°)


Anmerkungen:

- Die angegebenen Werte gelten für Windstille
- Das Diagramm ist für alle zulässigen Massen und Außenlufttemperaturen gültig.

$$\text{Kraftstoff: } 0,8 - 0,1 = 0,7 \text{ ltr}$$

$$\text{Zeit: } 6 - 0,5 = 5,5 \text{ min} = 5'30''$$

$$\text{Entfernung: } 12,75 - 1 = 11,75 \text{ NM}$$

Beispiel:
Reiseflug Druckhöhe: 4500 ft
Flugplatz Druckhöhe: 380 ft

Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 17

5.2.15 Flugplanungsbeispiel

Im Folgenden wird ein Flug mit der AQUILA AT01 geplant, um den Umgang mit den Diagrammen und Informationen aus diesem Abschnitt des Flughandbuches zu erläutern.

Flugzeug

Startmasse720 kg
Ausfliegbarer Kraftstoff 109,6 Liter
Radschuhe montiert

Bedingungen am Startplatz

Druckhöhe.....1800 ft
Temperatur.....18 °C (7 °C über ISA)
Bahnrichtung.....24 (240°)
Gemeldeter Wind.....280 °/10 kts
Bahnlänge (Hartbelag, trocken, eben) 620 m

Reiseflugbedingungen

Gesamtflugstrecke.....480 NM (888 km)
Reiseflughöhe.....(Höhenmesser 1013 hPa).....4500 ft
Temperatur in Reiseflughöhe.....10 °C (4 °C über ISA)
Gemeldeter Streckenwind.....10 kts Rückenwindkomponente

Bedingungen am Landeplatz

Druckhöhe.....380 ft
Temperatur.....20 °C (6 °C über ISA)
Bahnrichtung.....27 (270°)
Gemeldeter Wind.....220 °/15 kts
Bahnlänge (Gras, trocken, eben).....780 m

STARTSTRECKE

Für die Ermittlung der Startstrecke ist die Seite 5-7 (5.2.5. Startstrecken) zu verwenden. Um die Windkomponenten bezogen auf die Bahn zu bestimmen dient das Diagramm auf Seite 5-5.

Der Wind kommt mit 10 kts und einem Winkel von 40° zur Bahn von rechts vorn.

Aus dem Diagramm von Seite 5-5 wird eine Gegenwindkomponente von 8 kts und eine Seitenwindkomponente von 7 kts ermittelt.

Mit den Angaben aus dem Diagramm Seite 5-7 werden folgende Werte ermittelt:

Startrollstrecke.....218 m
Abheben bei.....50 KIAS
Startstrecke über 50 ft.....400 m
Geschwindigkeit in 50 ft.....57 KIAS

Diese Werte liegen innerhalb der verfügbaren Startbahnlänge von 620 m.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 18

STEIGFLUG

Zur Ermittlung von Zeit, Strecke und Kraftstoffverbrauch wird das Diagramm von Seite 5-9 verwendet.

Da der Start bereits in 1800 ft erfolgt, sind die Werte für Zeit, Strecke und Kraftstoffverbrauch bis zu dieser Höhe von den Werten bis zur Reiseflughöhe (4500 ft) abzuziehen.

Da die gemeldeten Temperaturen 7° über ISA liegen, werden die im Diagramm ermittelten Werte um 10% erhöht.

Steigzeit..... $(7,7 - 2,9) \cdot 1,1 = 5,3 \text{ min} = 5'20''$
 Steigstrecke..... $(8,7 \text{ NM} - 3,2 \text{ NM}) \cdot 1,1 = 6 \text{ NM}$
 Kraftstoff..... $(4,1 \text{ Liter} - 1,5 \text{ Liter}) \cdot 1,1 = 2,7 \text{ Liter}$

Der für die Reiseflughöhe gemeldete Rückenwind von 10 kts wirkt sich im Steigflug nur auf die zurückgelegte Strecke aus, nicht auf Zeit und Kraftstoffverbrauch.

Da die Windgeschwindigkeit normalerweise mit der Höhe zunimmt, wird für den gesamten Steigflug eine Rückenwindkomponente von 7 kts angenommen.

Da dieser Rückenwind über 5,3 min wirkt, ergibt sich für die zurückgelegte Strecke:

$$6 \text{ NM} + \frac{7 \text{ kts} \cdot 5,3 \text{ min}}{60 \text{ min/h}} = 6,62 \text{ NM}$$

Das Ergebnis zeigt, dass der Einfluss des Windes auf die Steigstrecke nur bei sehr starkem Wind und bei Steigflügen auf große Höhen wirklich von Einfluss ist. Im vorliegenden Fall könnte der Einfluss des Windes auf den Steigflug vernachlässigt werden.

SINKFLUG

Sinkzeit, -strecke und Kraftstoffverbrauch sind dem Diagramm auf Seite 5-17 zu entnehmen. Der Sinkflug erfolgt von 4500 ft auf 380 ft. Beim Sinkflug ist der Höhenmesser rechtzeitig auf das örtliche QNH umzustellen.

Sinkzeit:..... $6 \text{ min} - 0,5 \text{ min} = 5,5 \text{ min} = 6'0'' - 0'30'' = 5' 30''$
 Sinkstrecke:..... $12,75 \text{ NM} - 1,0 \text{ NM} = 11,75 \text{ NM}$
 Kraftstoff:..... $0,8 \text{ Liter} - 0,1 \text{ Liter} = 0,7 \text{ Liter}$

Eine Korrektur für Rückenwind und für 7°C über ISA wird nicht durchgeführt. Der Einfluss kann in diesem Beispiel vernachlässigt werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 19

REISEFLUG

Die Reiseflughöhe ist unter Berücksichtigung der Streckenlänge, der Höhenwinde und der Flugleistung zu wählen. Für das vorliegende Flugplanungsbeispiel wurde eine typische Reiseflughöhe und typische Höhenwind-Informationen verwendet.

Das Reichweiten-Diagramm, Seite 5-14, gibt die Beziehung zwischen Triebwerksleistung und maximal erzielbarer Reichweite an. Niedrige Leistungseinstellungen ergeben beträchtliche Kraftstoffeinsparungen und größere mögliche Reichweiten.

Aus dem Diagramm geht hervor, dass bei einer Leistungseinstellung von 75 % in einer Druckhöhe von 4500 ft eine maximale Reichweite von 537 NM bei 120 KTAS möglich ist. Die Reisefluggeschwindigkeit von 120 kts als True Airspeed wurde mit Hilfe des Diagramms auf Seite 5-12 unter Berücksichtigung der atmosphärischen Bedingungen (Außentemperatur und gewählte Druckhöhe für den Reiseflug) und der gewählten Leistungseinstellung bestimmt.

Aus dem Flugdauer-Diagramm, Seite 5-13, ergibt sich eine maximal mögliche Flugzeit von 4,55 Stunden (75% Leistungseinstellung). Diese maximale Flugzeit und die oben angegebene, maximale Reichweite beinhalten 30 min Reserve bei 55% Leistungseinstellung sowie die Flugphasen Anlassen/Rollen, Start, Steigflug, Reiseflug, Sinkflug und Landung.

Unter Berücksichtigung eines voraussichtlichen Rückenwindes von 10 kts in 4500 ft ist die maximale Reichweite von 537 NM wie folgt zu berichtigen.

Reichweite bei Windstille	537,0 NM
Erhöhung infolge von 10 kts	
Rückenwind (4,55 h x 10 kts)	45,5 NM
<hr/>	
	<u>582,5 NM</u>

Der geplante Flug über die Entfernung von 480 NM ist mit einer Leistungseinstellung von 75% mit ausreichender Reserve durchführbar.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 20

BERECHNUNG DER ERFORDERLICHEN KRAFTSTOFFMENGE

Verbrauch für Anlassen und Rollen	2,0 Liter (Pauschalwert, s. Bem. zu Kraftstoffmenge auf S. 5-13/5-14)
Verbrauch für den Steigflug (Seite 5-9)	+ 2,7 Liter
	<u>4,7 Liter</u>
Steigflugstrecke (Seite 5-9)	6,0 NM
Windkorrektur (Rückenwind)	+ 0,6 NM
	<u>6,6 NM</u>

Beim Abstieg von 4500 ft auf 380 ft werden 11,75 NM zurückgelegt und 0,7 Liter Kraftstoff verbraucht (S. 5-17). Der Einfluss des Windes wird diesmal nicht berücksichtigt.

Gesamtflugstrecke	480 NM
Steigflugstrecke	-6,6 NM
Sinkflugstrecke	- 11,75 NM
Strecke im Reiseflug	<u>461,7 NM</u>

Bei dem zu erwartenden Rückenwind von 10 kts ergibt sich eine Geschwindigkeit über Grund von:

$$120 \text{ kts} + 10 \text{ kts} = 130 \text{ kts}$$

Folglich beläuft sich die für den Reiseflugteil der Flugstrecke erforderliche Zeit auf:

$$\frac{461,7 \text{ NM}}{130 \text{ kts}} = 3,55 \text{ h} = 3 \text{ h } 33'$$

Die für den Reiseflugteil erforderliche Kraftstoffmenge beträgt dann:

$$3,55 \text{ h} \times 21,9 \text{ l/h} = 77,7 \text{ Liter}$$

Der Kraftstoffdurchfluss von 21,9 l/h ergibt sich aus der Tabelle Seite 5-10 für die Leistungseinstellung für 75%. Mit einer Temperatur in 4500 ft von 10°C ergibt sich eine Dichtehöhe von 5000 ft (siehe Tabellen Seite 5-12 bzw. 5-13).

In der Tabelle Seite 5-10 muss zwischen den Angaben für 4000 ft und 6000 ft für die ermittelte Dichtehöhe von 5000 ft interpoliert werden. In diesem Fall ist die Korrektur für die Außentemperaturabweichung von ISA bereits in der Dichtehöhe enthalten. Eine zusätzliche Korrektur, wie auf Seite 5-10 angegeben, ist dann nicht mehr notwendig, da der Kraftstoffverbrauch mit der Dichtehöhe als Eingangsparameter anstelle der Druckhöhe, wie in der Tabelle angegeben, durch Interpolation der Werte bestimmt wurde.

Der gesamte errechnete Kraftstoffbedarf ergibt sich wie folgt:

Steigflug mit Anlassen und Rollen	4,7 Liter
Reiseflug	77,7 Liter
Sinkflug	0,7 Liter
Kraftstoffbedarf	<u>83,1 Liter</u>

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 21

Somit bleibt eine Reserve von:

Ausfliegbare Kraftstoffmenge	109,6 Liter
Kraftstoffbedarf	- 83,1 Liter
Kraftstoffreserve	<u>26,5 Liter</u>

Während des Fluges muss die tatsächliche Geschwindigkeit über Grund ständig überprüft werden, um als Überprüfungsgrundlage für Flugzeit und Kraftstoffbedarf zu dienen. Sollte z. B. der erwartete Rückenwind von 10 kts ausbleiben, so ist auf eine Leistungseinstellung von 65% zu reduzieren, um die Reichweite entsprechend zu erhöhen.

LANDESTRECKE

Für die Ermittlung der Landestrecke ist das Diagramm auf Seite 5-16 zu verwenden. Um die Windkomponenten bezogen auf die Bahn zu bestimmen dient die Seite 5-5.

Bezogen auf die Bahn kommt der Wind unter einem Winkel von 50° von links vorne. Die Gegenwindkomponente beträgt 9 kts, die Seitenwindkomponente 12 kts.

Die Landemasse beträgt:

Startmasse	720 kg
Verbrauchter Kraftstoff (83,1 l x 0,73 kg/l = 60,6 kg)	- 60,6 kg
	<u>659,4 kg</u>

Landestrecke über 50 ft	375 m
Zuschlag für Gras (trocken 15%)	432 m

Landerollstrecke	160 m
Zuschlag für Gras (trocken 15%)	184 m

Die Bahnlänge von 780 m ist also ausreichend.
Die Seitenwindkomponente liegt unter dem Limit von 15 kts.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 22

5.2.16 Lärmwerte

a)	Lärmgrenzwert in dB(A) nach LSL, Kapitel X :	72,3 dB(A)
	Gültiger Lärmpegel	64,6 dB(A)
	Differenz zum Lärmgrenzwert:	7,7 dB(A)

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	5 - 23

ABSCHNITT 6
MASSE UND SCHWERPUNKT / AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS

		Seite
6.1	EINFÜHRUNG	6-2
6.2	FLUGZEUGWÄGUNG	6-3
6.2.1	Wägebericht	6-5
6.3	LEERMASSEN- und SCHWERPUNKTSBERICHT	6-6
6.3.1	Tabelle Leermassen- und Schwerpunktsbericht	6-6
6.4	ERMITTLUNG der FLUGMASSE und des FLUGMASSEN- SCHWERPUNKTES	6-7
6.4.1	Massenmomente der Zuladung	6-8
6.4.2	Berechnung der Flugmasse und des Flugmassenmomentes	6-9
6.4.3	Zulässiger Schwerpunktsbereich und zulässiges Massenmoment	6-10
6.5	AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS	6-11
6.5.1	Aktuelles Ausrüstungsverzeichnis des Luftfahrzeuges	6-12

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.12	B.01 (05.06.2002)	17.09.2008	6 - 1

6.1 EINFÜHRUNG

Das Flugzeug muss innerhalb des in diesem Abschnitt definierten, zulässigen Beladungs- und Flugmassen-Schwerpunktbereiches betrieben werden, um einen sicheren Betrieb, die angegebenen Flugleistungen und das nachgewiesene Flugverhalten zu gewährleisten.

Für die Einhaltung der zulässigen Beladungs- und Schwerpunktschwerpunkte ist der Pilot verantwortlich, wobei grundsätzlich auch die Schwerpunktschwankung durch den Treibstoffverbrauch während der Durchführung des Fluges zu berücksichtigen ist.

Der Abschnitt beschreibt die Verfahren zur Wägung des Flugzeuges und zur Bestimmung der Leermassenschwerpunktlage und des Leermassenmomentes bezogen auf die Bezugsebene (BE).

Das Flugzeug wird vor Auslieferung im Rahmen der Stückprüfung gewogen. Leermasse, Leermassenmoment und Leermassenschwerpunkt werden im Wägebericht (6.2.1) und im Leermassen-Schwerpunktsbericht (6.3.1) festgehalten.

Entsprechend den gesetzlichen Vorschriften sind Wägungen in definierten Zeitintervallen zu wiederholen.

Bei Ausrüstungsänderungen sind die neue Leermasse, die Leermassenschwerpunktlage und das Leermassenmoment neu zu bestimmen, und im Massen- und Schwerpunktsbericht festzuhalten.

Der Wägebericht (6.2.1), die Tabelle Leermassen- und Schwerpunktsbericht (6.3.1) und die Tabelle Berechnung der Flugmasse und des Flugmassenmomentes (6.4.2) dienen als Formblätter.

ANMERKUNG

Nach Reparaturen oder Ausrüstungsänderungen ist die Leermasse entsprechend den einschlägigen Luftverkehrsvorschriften neu zu bestimmen. Leermasse, Leermassenmoment, Leermassenschwerpunktlage und maximale Zuladung sind von einer autorisierten Person im Massen- und Schwerpunktsbericht zu bescheinigen.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.12	B.01 (05.06.2002)	17.09.2008	6 - 2

6.2 FLUGZEUGWÄGUNG

Der Zustand des Flugzeuges und seine Ausrüstung müssen zum Zeitpunkt der Ermittlung der Leermasse eindeutig durch seinen Wägungszustand definiert sein.

Wägungszustand:

- a) Flugzeug mit:
- Bremsflüssigkeit
 - Motorölfüllung (3 Liter)
 - Kühlflüssigkeit (2,5 Liter)
 - Nichtausfliegbarer Treibstoff (10,4 Liter)
- b) Ausrüstung nach aktueller Ausrüstungsverzeichnis (Kap. 6.5)

Die Bestimmung der Leermasse und des zugehörigen Leermassenschwerpunktes erfolgt über eine Wägung des Flugzeuges in dem oben definierten Zustand indem es mit den Hauptfahrwerksrädern und dem Bugfahrwerksrad auf je eine Waage gestellt wird. Das Flugzeug ist nach der in Kap. 6.2.1 „Wägebericht“ angegebenen Skizze in seiner Längsachse auszurichten. Zusätzlich ist darauf zu achten, dass die Querachse annähernd horizontal liegt.

In der ausgerichteten Position wird jeweils von der Nase des Tragflügels, links und rechts an der Wurzelrippe des Tragflügels auf den Boden das Lot errichtet. Die Verbindung der beiden Lotpunkte am Boden ergibt die Bezugslinie. Von dieser Linie aus werden zu den Aufpunkten des linken und rechten Hauptfahrwerkes und zum Bugfahrwerksrad die Abstände D_L , D_R und D_B gemessen. (siehe 6.2.1 Skizze Wägebericht)

Aus den folgenden Beziehungen werden die Leermasse, das Leermassenmoment und der Leermassenschwerpunkt ermittelt:

Leermasse m_{Leer} [kg] :

$$m_{Leer} = m_L + m_R + m_B$$

Leermassenmoment MO_{Leer} [kgm] :

$$MO_{Leer} = m_L \cdot D_L + m_R \cdot D_R + m_B \cdot D_B$$

Lage des Leermassenschwerpunktes D_{Sl} [m] :

$$D_{Sl} = \frac{MO_{Leer}}{m_{Leer}}$$

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.12	B.01 (05.06.2002)	17.09.2008	6 - 3

WICHTIGER HINWEIS
Benutzte Vorzeichenkonvention:

Die Hebelarme des Hauptfahrwerksräder D_L und D_R haben eine positiven (+) und der des Bugfahrwerkraodes D_B einen negativen (-) Wert.

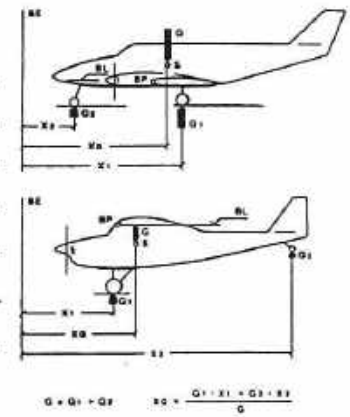
<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.12	B.01 (05.06.2002)	17.09.2008	6 - 4

Muster: AQUILA AT01	Werk-Nr.: AT01-218	Kennzeichen: D-EQCC
---------------------	--------------------	---------------------

Daten nach Kennblatt bzw. Flughandbuch Grund der Wägung: Zeitlicher Ablauf

Bezugspunkt	BP	-
Bezugsebene	BE	Flügelvorderkante an der Wurzelrippe
Bezugslinie horiz.	BL	Keil auf den Röhrenrücken nach Skizze und mit Wasserwaage Horizontale de Längsachse erzeugen

Lufttüchtigk.-Gruppe Einheiten	Höchstmasse kg	Schwerpunktslage bei Flugmasse		bei Flugmasse kg
		X vorn mm	X hinten mm	
Normalflugzeug (N)	750,000	427,000	523,000	750,000
Nutzflugzeug (U)	750,000	427,000	523,000	750,000



Ausrüstungsliste Stand vom 14.10.2010

Wägung und Schwerpunktslage bei Leermasse Plan der Fluggestraumgestaltung vom _____

Wägung	Auflage	Brutto-Masse		Tara-Masse	Netto-Masse	Hebelarm mm	Moment kgmm
		Einheiten	kg	kg	kg		
links	G1 l		195,700	0,000	195,700	X1	152841,700
rechts	G1 r		200,700	0,000	200,700		157348,800
vorn/hinten	G2		110,000	0,000	110,000	X2	-92400,000
Summe A					506,400		217790,500

Abzüge	Ausfliegbarer Kraftstoff		Einheit			
	Dichte	kg / l				
	0,720					
Rumpfbehälter 1			l			0,000
Rumpfbehälter 2			l			0,000
Flügelbehälter 1			l			0,000
Flügelbehälter 2			l			0,000
Flügelbehälter 3			l			0,000
Flügelbehälter 4			l			0,000
			l			0,000
			l			0,000
			l			0,000
(Dimension siehe Flughandbuch)				Summe B	0,000	0,000

In der Leermasse sind enthalten: Schmierstoffe, Hydraulik- und Enteisungsflüssigkeit bei jeweils maximal zulässiger Füllung.	Wägung (Summe A)	506,400	217790,500
	Abzüge (Summe B)	0,000	0,000
	Leermasse	506,400	217790,500

Hangelar/EDKB 13.11.2018
 Ort Datum
 ASA-AMOffice Formblatt Nr.: 17 Rev. 14

Veränderliche Lasten

				Masse	Hebelarm	Moment
				kg	mm	kgmm
Kraftstoff	Dichte	0,720	kg/l			
Rumpfbehälter 1			Einheit			
Rumpfbehälter 2						
Flügelbehälter 1						
Flügelbehälter 2						
Flügelbehälter 3						
Flügelbehälter 4						
Sitzplätze:	Flugzeugführer		X	kg		
				kg		
				kg		
				kg		
				kg		
				kg		
Gepäck				kg		
Einsatzrüstung				kg		

Massen und Hebelarme sind dem Flughandbuch zu entnehmen

(mögliche vordere und hintere Lage Xv und Xh)

Schwerpunktlage bei Flugmasse

Beladung	Leermasse	506,400	430,076	217790,500
Rumpfbehälter 1				
Rumpfbehälter 2				
Flügelbehälter 1				
Flügelbehälter 2				
Flügelbehälter 3				
Flügelbehälter 4				
Sitzplätze:	Flugzeugführer			
Gepäck				
Einsatzrüstung				
Gewichtstrimmung Einbauort		506,400	430,076	217790,500

Höchstzulässige Zuladung

Lufttüchtigk.-Gruppe

Höchstmasse

- Leermasse

höchstzul. Zuladung kg

Einheit

Normalflugzeug	Nutzflugzeug
750,000	750,000
506,400	506,400
243,600	243,600

Daten für den Eintrag ins Flughandbuch

zusätzliche Angaben für Flughandbuch und Hinweisschilder:

Leermasse	Leermasse-Moment
506,400 kg	217790,500 kgmm
Einheit	Einheit

Hangelar/EDKB

13.11.2018

B.Schwarz (BSC)

Ort

Datum

Ausführender



Unterschrift Freigabeberechtigter / CS

ABSCHNITT 7
BESCHREIBUNG des FLUGZEUGES und seiner SYSTEME

		Seite
7.1	EINFÜHRUNG	7-4
7.2	FLUGWERK	7-5
7.2.1	Rumpf	7-5
7.2.2	Tragflügel	7-5
7.2.3	Leitwerke	7-6
7.3	STEUERUNG	7-6
7.3.1	Quersteuerung	7-6
7.3.2	Höhensteuerung und Trimmung	7-6
7.3.3	Seitensteuerung	7-7
7.3.4	Landeklappensteuerung und Stellungsanzeige	7-8
7.3.5	Steuerknüppelarretierung	7-8
7.4	INSTRUMENTENBRETT (Standardausrüstung)	7-9
7.4.1	Flugüberwachungsinstrumente	7-10
7.4.2	Schalter und zusätzliche Bedienungselemente	7-10
7.4.3	Kabinenheizung	7-11
7.4.4	Kabinenbelüftung	7-11
7.5	FAHRWERK	7-11
7.5.1	Bugfahrwerk und Bugfahrwerkslenkung	7-11
7.5.2	Hauptfahrwerk und Radbremsen	7-12
7.5.3	Parkbremse	7-12

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 1

7.6	SITZE und SICHERHEITSGURTE	7-12
7.6.1	Sitzverstellung	7-13
7.7	GEPÄCKRAUM	7-13
7.8	KABINENHAUBE	7-14
7.9	TRIEBWERK	7-15
7.9.1	Triebwerk	7-16
7.9.2	Leistungshebel und Choke	7-17
7.9.3	Propeller und Propellerverstellung	7-18
7.9.4	Vergaservorwärmung	7-18
7.10	TREIBSTOFFSYSTEM	7-19
7.10.1	Tankanlage und Entlüftung	7-21
7.10.2	Brandhahn	7-21
7.10.3	Elektrische Treibstoffpumpe und Treibstofffilter	7-22
7.10.4	Treibstoff-Füllstandsanzeige	7-22
7.10.5	Tankdrain-Vorrichtung	7-23
7.11	ELEKTRISCHE ANLAGE	7-24
7.11.1	Stromversorgung und Batteriesystem	7-24
7.11.2	Zündung und Starter	7-25
7.11.3	Elektrische Verbraucher und Sicherungssystem	7-27
7.11.4	Voltmeter und Amperemeter	7-27
7.11.5	Ladekontrollleuchte (Generatorwarnlampe)	7-27
7.11.6	Kraftstoffdruckwarnlampe	7-28
7.11.7	Triebwerküberwachungsinstrumente und Tankanzeige	7-28
7.11.8	Externe Starthilfe	7-28

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 2

7.12	STAU- und STATIKDRUCKSYSTEM	7-29
7.13	ÜBERZIEHWARNUNG	7-30
7.14	COM- / NAV- AUSSTATTUNG	7-31
7.15	Nicht belegt	7-32

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 3

7.1 EINFÜHRUNG

Der Abschnitt 7 des Flughandbuches enthält eine Beschreibung der technischen Ausführung des gesamten Flugzeuges und der implementierten Systeme und gibt Hinweise zu ihrer Bedienung.

Die Beschreibung der Zusatzausrüstung und ihrer Bedienung befindet sich im Abschnitt 9.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 4

7.2 FLUGWERK

Die Flugzeugstruktur der Aquila AT01 ist durchgehend in Composite-Bauweise ausgeführt. Es kommen Glasfaser- (GFK) sowie Kohlefaserwerkstoffe (CFK) zum Einsatz, die in eine Epoxidharzmatrix gebettet sind. Es werden monolithische CFK- oder GFK-Schalen und Strukturelemente aber auch Sandwichschalen, die als Kern einen Hartschaum auf PVC-Basis enthalten, eingesetzt.

7.2.1 Rumpf

Der Rumpf bildet mit dem Seiten- und Höhenleitwerk ein Bauteil. Er wird zusammen mit dem Seitenleitwerk aus zwei Halbschalen hergestellt, wobei der Rumpf als Volllaminat und das Seitenleitwerk als Sandwichschale ausgeführt ist. Die GFK-Laminatschale des Rumpfes ist durch vier längs durch den gesamten Rumpf laufende CFK-Stringer verstärkt.

Die zwei Schalenelemente des Rumpfes werden durch vier Beulspante und einen Gepäckspant in der Rumpfröhre gestützt. Für die Aufnahme von Einzellasten sind ein Fahrwerkspant, ein Sitzspant und ein Querkraftspant vorgesehen.

An seinem vorderen Ende wird der Rumpf durch den Brandspant geschlossen, der die Kraftaufnahme für den Triebwerkträger darstellt.

Der Brandspant, ein CFK/GFK Sandwichbauteil, hat auf der Triebwerkseite eine Brandschutzverkleidung, die aus einem besonders feuerhemmenden Keramikvlies und einem Edelstahlblech besteht.

Der Fahrwerkspant, der zusammen mit dem Sitzspant die Hauptfahrwerkschwingen trägt, wird nach oben durch einen massiven CFK/GFK Überrollbügel ergänzt.

7.2.2 Tragflügel

Der Grundriss des Tragflügels ist als Dreifach-Trapez ausgeführt, dieses wird an seinem Ende durch ein Winglet ergänzt.

Der Tragflügel ist als GFK-Sandwichschale, die lokal durch CFK-Bänder verstärkt wird, gebaut. Der Flügel ist ein kompaktes Bauteil, dessen rechte und linke Hälfte über den durchgehenden Holm fest verbunden sind.

Der Doppel T-Holm besteht aus CFK- Gurten, gefertigt aus unidirektionalem CFK-Rovingmaterial und einen GFK-Sandwichsteg.

Am inneren Ende schließt der Flügel mit je einer vorderen und hinteren Wurzelrippe ab, die jeweils über eine Bolzenverbindung mit dem Rumpf verbunden sind. Die vier Querkraftbolzen werden vom Cockpit durch die Rumpfbuchsen in die Flügelbuchsen geschoben und jeweils über eine Schraube axial gesichert.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 5

Am äußeren Ende beider Tragflügelhälften wird die Tragflügelkontur zur Reduzierung des induzierten Luftwiderstandes durch ein Winglet abgeschlossen, in das die NAV-Beleuchtung, das ACL (Anti-Collision Light) und die Tankentlüftung integriert wurde.

Im inneren Drittel der Flügelhälften befindet sich jeweils eine Integraltankkammer mit ca. 60 Liter Inhalt.

An der Hinterkante des äußeren Flügelbereiches befinden sich die Querruder, die in CFK-verstärkter GFK-Sandwichschalenbauweise hergestellt werden.

Im dem Bereich zwischen den Querrudern und dem Rumpf sind an der Tragflächenhinterkante die Landeklappen positioniert, die in ihrer Wirkungsweise als Einfachspaltklappen ausgeführt sind. Die Landeklappen sind aus CFK-Sandwich aufgebaut und auf Lagerhebeln unterhalb der Flügelkontur drehbar gelagert. Durch die Schwenkbewegung der Landeklappen wird die Wölbung des Tragflügels in diesem Bereich erhöht und es öffnet sich beim Ausfahren ein zunehmender Spalt zwischen der festen Flügelhinterkante und dem Nasenradius der Klappe. Hierdurch wird der Auftrieb erhöht bei gleichzeitiger Zunahme des Widerstandes.

7.2.3 Leitwerke

Die Flossen und Ruder des Seiten- und Höhenleitwerks werden in CFK-verstärkter GFK-Sandwichschalenbauweise hergestellt. Seiten- und Höhenleitwerk besitzen je einen Hauptholm und einen Abschlusssteg, in den die Ruderlagerung integriert ist.

Die Höhenflosse ist strukturell direkt mit der Rumpfröhre verbunden und nicht demontierbar.

Im Seitenleitwerk befindet sich die VHF-NAV/COM-Dipolantenne für das Funkgerät.

7.3 STEUERUNG

7.3.1 Quersteuerung

Die Quersteuerung erfolgt über den Querausschlag der Knüppelanlage des Doppelsteuers im Rumpf. Das Steuersignal wird ausschließlich über Steuerstangen übertragen. Über den in der Mitte des Hauptholmes montierten Differenzierhebel wird das Ausschlagsverhältnis (Differenzierung) von positivem zu negativem Ausschlag der Querruder eingestellt. Die Quersteuerung wird durch einstellbare Anschläge an der Knüppelanlage sicher in ihren Ausschlägen begrenzt.

7.3.2 Höhensteuerung und Trimmung

Die Höhensteuerung erfolgt über „Ziehen“ und „Drücken“ der Knüppelanlage des Doppelsteuers im Rumpf. Das Steuersignal wird ausschließlich über Steuerstangen

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 6

übertragen. Die Höhensteuerung wird durch einstellbare Anschläge an der Knüppelanlage sicher in ihren Ausschlägen begrenzt.

Die Trimmung ist als elektrische Federkrafttrimmung ausgeführt, die auch bei voller Vertrimmung (Trim-Runaway) problemlos vom Piloten überdrückt werden kann. Betätigt wird die elektrische Trimmung über einen Wipp-Tastschalter, der sich hinter der Triebwerksbedienung auf der Mittelkonsole befindet. Die Trimmeinstellung des Flugzeuges wird durch einen Stellungsgeber ermittelt und auf der Trimmanzeige angezeigt.

Durch Drücken des Schalters nach vorne wird kopflastig und durch Drücken nach hinten schwanzlastig getrimmt. Der Schalter aktiviert einen elektrischen Stellmotor, der unter dem Gepäckraumboden parallel zur Höhensteuerstange montiert ist. Der Stellmotor bewegt ein vorgespanntes Spiralfederpaar, das auf die Höhensteuerstange je nach Stellung des Stellmotors eine Kraft ausübt.

Der elektrische Kreis der Trimmung ist über einen eigenen Sicherungsschalter, der im Falle einer Fehlfunktion der Trimmung gezogen werden kann, abgesichert. Die Leuchtdioden der Trimmungsanzeige werden durch einen separaten Sicherungsautomaten kontrolliert. Alle Sicherungen sind gut erreichbar auf der rechten Seite des Instrumententrägers eingebaut.

7.3.3 Seitensteuerung

Die Seitensteuerung erfolgt durch Betätigung der Fußsteuerpedale gemäß der gewünschten Drehrichtung. Durch je eine Drehwelle für Seitenruder-Links- und Rechtsausschlag, deren Hebelenden die parallel zugeordneten Pedale des linken und des rechten Sitzes tragen, wird die Koppelung der Doppel-Seitensteuereinrichtung gewährleistet. Die Stellkraft für das Seitenruder wird durch reibungsarm geführte Stahldrahtseile übertragen. Die Begrenzung der Rudervollausschläge erfolgt durch Anschläge am Seitenruder-Hauptbeschlag.

Präzises Steuern beim Rollen am Boden und gute Wendigkeit werden durch direkte Koppelung der Bugradlenkung mit dem Seitenruderantrieb gewährleistet (siehe vorliegendes Flughandbuch Kap. 7.5.1). Kleinste Kurvenradien beim Rollen werden durch zusätzlichen Bremseneinsatz ermöglicht.

Die Anpassung des Steuerpedalabstandes zu den Pilotensitzen ist mit der in weiten Grenzen stufenlosen Sitzverstellung bequem durchführbar (Sitzverstellung siehe Kapitel 7.6, Abs. 3).

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 7

WICHTIGER HINWEIS

Eine Überprüfung der Sitzposition muss vor jedem Starten des Triebwerks vorgenommen werden, um die Bedienbarkeit sowohl der Bugradsteuerung und der Fußspitzenbremsen als auch des Seitenruders sicherzustellen.

7.3.4 Landeklappensteuerung und Stellungsanzeige

Die Landeklappen werden durch einen elektrischen Servoantrieb verstellt und in der Lage fixiert. Zur Bedienung ist ein Dreistellungs-Schalter am Instrumentenbrett eingebaut. Die Schalterstellungen mit den zugeordneten Kontrollleuchten entsprechen in der vertikalen Anordnung sinngemäß den Positionen der Klappenendkanten in der 35 Grad Landstellung, der 17 Grad Startstellung und in der eingefahrenen Stellung für den Reiseflug (Schalter und Klappe ganz oben). Bei Änderungen der Schalterstellung erfolgt das Aus- bzw. Einfahren der Klappen soweit, bis bei Erreichen der vorgewählten Position die Stellbewegung automatisch gestoppt und die Stellung fixiert wird. Durch den selbsthemmenden Spindelantrieb werden die Landeklappen auch bei Stromausfall in ihrer Position gehalten.

Farbmarkierungen am Nasenradius der Landeklappe (siehe Seite 2-10) bieten eine zuverlässige Möglichkeit zur Sichtkontrolle der Landeklappenstellung durch Lagevergleich mit der Endkante der Tragflächenoberschale. Der Stromkreis des Landeklappenantriebes wird durch einen Sicherungsautomaten (10 A) mit manueller Eingriffsmöglichkeit abgesichert. Die Leuchtdioden der Landeklappenstellungsanzeige werden durch einen eigenen Sicherungsautomaten kontrolliert. Alle Sicherungen sind gut erreichbar auf der rechten Seite des Instrumententrägers eingebaut.

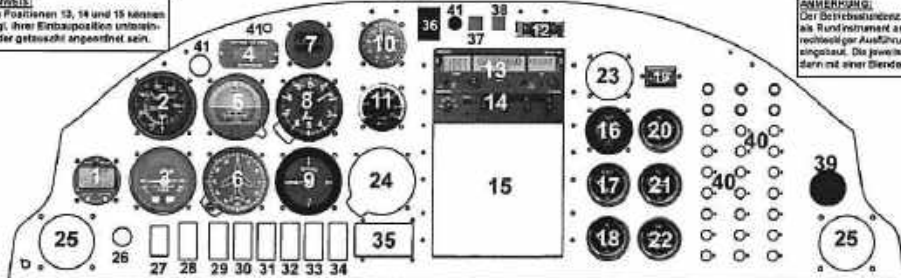
7.3.5 Steuerknüppelarretierung

Beim Parken muss das Handsteuer zur Vermeidung von Beschädigungen durch Windeinfluss festgelegt werden. Hierfür ist der Knüppel bis zum Anschlag zu ziehen und mit dem Bauchgurtsystem durch Schließen des Schlosses und Nachstellen der Gurtlänge zu sichern.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 8

7.4 INSTRUMENTENBRETT (Standardausrüstung)
HINWEIS:

Die Positionen 13, 14 und 15 können bzgl. ihrer Einbauposition untereinander getauscht angeordnet sein.


ANMERKUNG:

Der Betriebswärtenzähler ist entweder als Rundinstrument an Position 23 oder in rechteckiger Ausführung an Position 19 eingebaut. Die jeweils andere Position ist dann mit einer Blende verschlossen.

Angaben zur Mindestinstrumentierung des Flugzeuges sind in Kapitel 2.12 des vorliegenden Flughandbuchs enthalten.

Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung
1	Uhr	8	Höhenmesser	15	Multifunktions-Display	22	Öldruckanzeige	29	Hauptbatter-Anzeige	36	Trimmmanzeige
2	Geschwindigkeitsmesser	9	Variometer	16	Kraftstoffvorratsanzeige	23	Betriebswärtenzähler	30	NAV-Lichter	37	Ladekontrollleuchte
3	Wendeleizer	10	Ladedruckanzeige	17	Voltmeter	24	Course Dev. Ind. (opt.)	31	Anti-Koll.-Lichter	38	Kraftst.-Druckwarnung
4	Außentemperaturanzeige	11	Drehzahlmesser (Prop.)	18	Ampèremeter	25	Lüftungslöser	32	Landeschleudrer	39	12V-Steckdose
5	Künstl. Horizont	12	Inferenz PM 501 (opt.)	19	Betriebsstundenzähler	26	Zündschalter	33	Instrumentenbeleucht.	40	Sicherungsautomaten
6	Kurskreislauf	13	COMNAV	20	Zylinderkopftemperatur	27	GENSAT-Schalter	34	Innenbeleuchtung	41	Nicht belegt
7	Kompass	14	Transponder	21	Öltemperatur	28	Öl. Kraftstoffpumpe	35	Landelappenschalter		

Dokument Nr.	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 9

7.4.1 Flugüberwachungsinstrumente

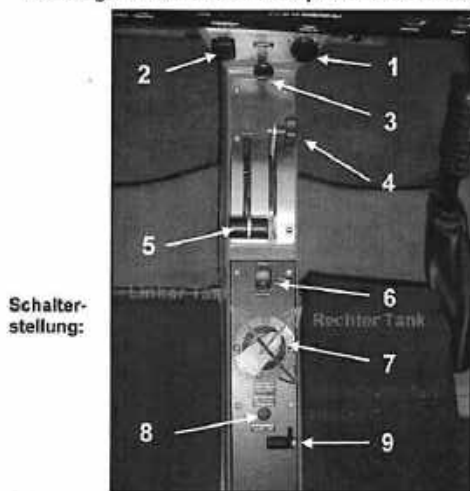
Die Flugüberwachungsinstrumente sind im Instrumentenbrett vor dem linken Sitz angeordnet.

7.4.2 Schalter und zusätzliche Bedienelemente

Die Schalter für die Stromkreise sind am Instrumentenbrett unterhalb der Flugüberwachungsinstrumente in einer Reihe neben dem Zündschalter angeordnet. Die Zugknöpfe für die Betätigung der Vergaservorwärmung, des Choke und der Kabinenheizung befinden sich an der Bedienkonsole zwischen Instrumentenbrett und Mittelkonsole. Griffgünstig auf der Mittelkonsole sind die beiden Handhebel für die Drosselklappenbedienung und die Propellerblattverstellung (blauer Sterngriff) angeordnet. Etwas zurückgesetzt auf dem Mitteltonnel zwischen den Sitzen sind der Trimmshalter, der Brandhahn-/ Tankwahlschalter und der Zugknopf der Parkbremse eingebaut.

Das Ziehen der Knöpfe von Vergaservorwärmung, Choke, Kabinenheizung und Parkbremse bewirkt die Aktivierung des jeweiligen Systems. Beispielsweise werden bei gezogenem Choke die Startvergaser zur Anreicherung des Ansauggemisches für den Kaltstart betätigt, jedoch nur, wenn der Leistungshebel auf Leerlauf (hinterer Anschlag) steht. Der Choke wird bei Loslassen des Bedienungsknopfes selbsttätig durch Federkraft außer Betrieb gesetzt.

Vollgas und kleinste Propellersteigung (Start) werden durch Vorschieben des Leistungshebels und des Propellerstellhebels bis zum Anschlag eingestellt.



Nr.	Bezeichnung
1	Chokebetätigung
2	Betätigung Vergaservorwärmung
3	Betätigung Heizung
4	Propellerblattverstellhebel
5	Leistungshebel
6	Trimmshalter
7	Brandhahn/Tankwahlschalter
8	Nicht belegt/Reserve
9	Bedienhebel Parkbremse

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 10

7.4.3 Kabinenheizung

Für die Heizung wird Stauluft in einer ummantelten Kammer am Auspufftopf erwärmt und bei geöffneter Heizungsklappe durch einen Schlauch ins Cockpit geführt. Am vorderen Teil der Instrumentenbrettabdeckung wird die Warmluftzufuhr für die Raumheizung und die Scheibenenteisung aufgeteilt.

Der Zugknopf für das Öffnen und Schließen der Heizluftklappe befindet sich auf der Bedienkonsole zwischen Instrumentenbrett und Mittelkonsole.

7.4.4 Kabinenbelüftung

Zur Frischluftzufuhr sind zwei seitlich am Instrumentenbrett eingebaute, schwenkbare Düsen vorgesehen. Die Luftströme sind durch Verstellklappen in den Düsenöffnungen für beide Sitze unabhängig hinsichtlich der Ausströmmenge und Richtung einstellbar. Bei Bedarf können die Schiebefenster zusätzlich zur Belüftung der Kabine eingesetzt werden.

7.5 FAHRWERK

Das Fahrwerk ist als gefedertes Bugradfahrwerk mit Seitensteuer-Koppelung des Bugrades für präzises Steuern beim Rollen am Boden ausgeführt. Die an zwei Stahlblattfedern aufgehängten Hauptfahrwerksräder sind mit Scheibenbremsen ausgerüstet, die durch Fußspitzenbetätigung von beiden Sitzen aus betätigt werden können.

Das Flugzeug ist aufgrund des robusten Fahrwerks, der 5 Zoll Räder an Haupt- und Bugfahrwerk, sowie der stabilen Fahrwerksverkleidungen für den Betrieb auf Grasgeländen gut geeignet.

7.5.1 Bugfahrwerk und Bugfahrwerkslenkung

Das Bugrad wird von einem Stahlrohr großen Querschnitts, das am Triebwerksträger schwenkbar gelagert ist, getragen. Durch zwei Stützstreben wird ein Teil der Radkräfte über die unteren Motorträgerverschraubungen direkt am Brandspant in die Rumpfstruktur eingeleitet.

Gute Federungs- und Dämpfungseigenschaften werden durch ein großzügig dimensioniertes Gummifederpaket, das in einem Federbein geführt ist und direkt auf die Fahrwerksschwinge/Radgabel wirkt, gewährleistet.

Die Steuerung des Bugfahrwerks erfolgt durch Stoßstangen, die an den Pedalwellen der Seitensteuerung angelenkt sind. Die Steuerung ist auch im Flug im Eingriff.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 11

Das gelenkte Bugrad ermöglicht zügiges Rollen, präzise Lenkmanöver und enge Kurvenradien, auch bei Seitenwind ohne Bremseneinsatz.

Wenden auf engstem Raum wird durch zusätzliches Bremsen des kurveninneren Rades ermöglicht.

7.5.2 Hauptfahrwerk und Radbremsen

Die Führung und Federung des Hauptfahrwerks erfolgt für beide Seiten getrennt durch je ein Stahlfederblatt. Die Haupträder sind mit hydraulischen Scheibenbremsen ausgestattet. Gebremst werden kann von beiden Sitzen aus durch Betätigung der Fußspitzenpedale der Seitensteuerung. Die Betätigung der linken und der rechten Radbremse erfolgt getrennt voneinander durch eigene Bremskreise.

Beim Aufsetzen der Füße auf die kombinierten Lenk-/Bremspedale ist darauf zu achten, dass die Betätigung der Bremsen bei Seitenruder-Vollausschlag nicht durch Anstoßen der Fußspitzen am Brandspant oder an anderen Anbauteilen behindert wird.

7.5.3 Parkbremse

Die Parkbremseinrichtung verwendet die Scheibenbremsen der Hauptfahrwerksräder. Dazu werden die Bremsleitungen des linken und des rechten Rades nach Druckbeaufschlagung durch ein handbetätigtes Ventil gesperrt. Der Zugknopf für die Ventilbedienung befindet sich auf der Konsole des Mitteltunnels. Zur Betätigung wird der Zugknopf bei gleichzeitiger Betätigung der Fußspitzenpedale bis zum Anschlag herausgezogen. Nach Entlastung der Fußbremspedale kann der Bremsknopf in der gezogenen Stellung losgelassen werden.

Zum Lösen der Parkbremse wird der Bedienungsknopf bis zum Anschlag nach unten gedrückt.

7.6 SITZE und SICHERHEITSGURTE

In der AQUILA AT01 sind aus Faserverbundmaterial gefertigte Sitze mit integrierter Sicherheitskopfstütze und strapazierfähiger, herausnehmbarer Polsterung eingebaut. Den Ergonomieanforderungen eines breiten Pilotenspektrums wird durch stufenlose Einstellmöglichkeit der Sitzposition auf nach hinten abwärts geneigter Verschiebeebe entspricht. Eine Öl-/Gasdruckfeder mit Verriegelungsfunktion fixiert die Sitze in der eingestellten Position.

Die Sitze können ebenso wie Verkleidungsteile am Kabinenboden, die dem Schutz der Steuerung und anderer Einbauten dienen, für Kontroll- und Wartungsarbeiten ausgebaut werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 12

Beide Sitze sind mit vierteiligen Sicherheitsgurten mit zentralem Drehgurtschloss ausgestattet. Die Schultergurte besitzen eine Aufrollautomatik. Die Bauchgurte werden von Hand durch Anziehen des nahe des Zentralschlusses an einer Verbindungsschnalle befindlichen Gurtendes gestrafft. Zum Verlängern der Bauchgurte ist ein leichtes Ankippen der in Zentralschlossnähe angebrachten Verbindungsschnalle erforderlich.

Zum Schließen des Gurtzeugs werden die zungenförmigen Endbeschläge der Gurte nacheinander soweit in die zugeordneten Taschen des Gurtschlusses eingeschoben, bis ein Schnappergeräusch die Verriegelung anzeigt.

Das Öffnen des Gurtzeugs erfolgt unmittelbar, wenn der Drehgriff des Gurtschlusses im Uhrzeigersinn gedreht wird.

7.6.1 Sitzverstellung

Das Einstellen der Sitzposition wird am besten vor dem Anlegen der Sicherheitsgurte vorgenommen. Dabei ist zu überprüfen, ob alle Bedienungselemente gut zu erreichen und in vollem Umfang bedienbar sind.

Zur Sitzverstellung muss die Öl-/Gasfeder durch Drücken eines Knopfgriffes entriegelt werden. Der Knopfgriff ist unter der Sitzvorderkante an der Oberschenkelaufgabe neben der Steuerknüppelaussparung im Sitz angebracht.

Aufgrund der Wälzlagerung und Gasfederunterstützung des Sitzes genügt ein kleiner Krafteinsatz zum Verschieben des Sitzes in die gewünschte Richtung. Durch Loslassen des Knopfgriffes wird der Sitz wieder arretiert.

7.7 GEPÄCKRAUM

Die AQUILA AT01 verfügt hinter den Sitzen über einen großzügig dimensionierten Gepäckraum, der von außen durch eine abschließbare Klappe verschlossen werden kann. Der Gepäckraum ist auch durch die Kabine zugänglich. Zum Beladen mit sperrigen Gegenständen, die nicht durch die Gepäcktür passen, ist häufig ein Längsversatz der Sitze von Vorteil.

Der mit Ausnahme eines kleinen Mittelunnels ebene Gepäckraumboden ist mit einem rutschhemmenden Belag ausgestattet. Die Ladefläche darf mit **max. 40 Kilogramm** belastet werden. Die Massen- und Schwerpunktgrenzen des Flugzeuges (siehe Flughandbuch Kap.6) müssen für jeden Beladungsfall auf Einhaltung überprüft werden. Die Gepäckraumtür muss im Fluge abgeschlossen sein.

Zur Sicherung der Ladung sind Ösen für Spanngurte um den Gepäckboden angeordnet. Geeignete Spanngurte können vom Flugzeughersteller bezogen werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 13

Kleinere Gepäckstücke sichert man vorzugsweise durch ein Gepäcknetz, das als Zubehör erhältlich ist.

WICHTIGER HINWEIS

Bei der Vorflugkontrolle ist sicherzustellen, dass die Gepäcktür abgeschlossen ist.

WICHTIGER HINWEIS

Die Beladungs- und Schwerpunktgrenzen des Flugzeuges müssen eingehalten werden.

7.8 KABINENHAUBE

Die große Kabinenhaube der AQUILA AT01 bietet ausgezeichnete Sichtverhältnisse nach allen Seiten. Sie besteht aus einem hinteren, fest verglasten und einem für den unbehinderten Einstieg weit nach vorne oben aufklappbaren Teil. Als zusätzliche Belüftungsmöglichkeit und als Notsichtfenster dienen seitliche Schiebefenster in der Kabinenverglasung.

Die Klapphaube ist über ein in der Haubengabel integriertes Drehscharnier mit dem Rumpf verbunden und wird bei Öffnung um das Drehscharnier nach vorne geklappt. Das Öffnen und Verriegeln der Haube erfolgt über einen Drehgriff im Haubenrahmen, der ausschließlich vom linken Sitz bedient wird.

Bei Ziehen und Drehen des Griffes nach hinten (zum Piloten) werden Verschlussbolzen im Haubenrahmen bewegt, die die Haube entriegeln und freigeben. Bei Drücken und Drehen des Drehgriffes nach vorne wird die am Rumpfrahmen aufliegende Haube verriegelt. Die Bedienung von außen erfolgt in gleicher Weise, jedoch mit umgekehrter Drehrichtung.

Zum Hochklappen und zum Zuziehen der Haube dient ein Handgriff, der in der Mitte der Kabinenhaube zwischen den Köpfen der Piloten am Haubenrahmen angebracht ist. Die Haubenbedienung wird durch eine Gasdruckfeder wirkungsvoll unterstützt.

Der Haubenrahmen und die Haubengabel mit der Gasdruckfeder sind stabil ausgeführt, dennoch muss wegen Geometrie und Größe der geöffneten Haube bei stärkerem Wind mit Beanspruchungen gerechnet werden, die ein unkontrolliertes Auf- und Zuklappen und daraus resultierend eine Beschädigung verursachen können. Um dieses Risiko auszuschließen, sollte die Haube bei Wind nicht länger als nötig offen stehen. Bei Starkwind muss die Kabinenhaube von Hand gesichert werden.

Für einen eventuellen Notausstieg am Boden wird ein Hammer für das Einschlagen der Verglasung an Bord mitgeführt. Der Hammer ist an der Rückenlehne des Copilotensitzes angebracht.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 14

WICHTIGER HINWEIS

Beim Verriegeln der Haube muss darauf geachtet werden, dass die Haube am Rumpffahmen aufliegt und somit sicher verriegelt. Die sichere Haubenverriegelung muss anschließend durch Hochdrücken am inneren Handgriff überprüft werden.

7.9 TRIEBWERK

Der in der AQUILA AT01 eingesetzte Flugmotor, Typ ROTAX 912 S, ist ein Viertakt-Ottomotor mit vier Zylindern in Boxeranordnung. Der Saugmotor ist serienmäßig mit einer kontaktlosen Magnet-Kondensator-Doppelzündanlage und einem Stirnrad-untersetzungsgetriebe mit mechanischer Schwingungsdämpfung und Rutschkupplung ausgerüstet. Zur Vortriebserzeugung wird ein Verstellpropeller der Firma mt-Propeller mit hydraulischer Constant Speed Regelung eingesetzt.

Der Hubraum des 10,5:1 verdichtenden Motors ist mit 1352 cm³ angegeben. Der Motor kann mit AVGAS 100 LL oder UL 91 und mit bleifreiem EN 228 Super- oder Superplus betrieben werden. Nach Empfehlung des Motorenherstellers soll bevorzugt unverbleiter Kraftstoff nach EN 228 (MOGAS) eingesetzt werden.

Beim Einbau in die AQUILA AT01 wird zur Minderung der Geräuschemissionen die Höchstdrehzahl des Motors durch Begrenzung der kleinstmöglichen Propellersteigung auf 5500 1/min Motordrehzahl, was einer Propellerdrehzahl von 2263 1/min entspricht, eingestellt. Dieser Wert entspricht der vom Motorenhersteller zugelassenen maximalen Dauerdrehzahl. Für den Betrieb der AT01 steht damit eine Höchstleistung von 69 kW zur Verfügung, die als Dauerleistung nutzbar ist.

Durch die Ausrüstung mit dem Zweiblattpropeller MTV-21-A/175-05 in Holz-Composite-Bauweise von mt-Propeller und speziell entwickelter Abgasanlage ist die AQUILA AT01 ein äußerst geräusch- und vibrationsarmes Flugzeug. Sie unterbietet mit einem nachgewiesenen Lärmpegel von 64,6 dB(A) den Lärmgrenzwert nach den „Lärmschutzforderungen für Luftfahrzeuge“ (LSL), Kapitel X um 7,7 dB(A) (siehe Kapitel 5.2.14 „Lärmwerte“ des vorliegenden Flughandbuches).

Die Integration des Motors in die Flugzeugzelle erfolgt über einen Stahlfachwerkträger, der neben der Motoraufhängung auch zur Aufnahme des Bugfahrwerks, der Batterie sowie diverser Triebwerkskomponenten dient. An diesen Fachwerkträger, der an 4 Verbindungspunkten mit dem Brandschott verschraubt ist, wird der Motor mit dessen Ringträger (Originalbauteil von ROTAX) schwingungsabsorbierend über Shock-Mounts angeflanscht. Über die hier beschriebene Motoraufhängung werden alle am Triebwerk (Motor, Getriebe, Propeller) wirkenden Kräfte sowie die Kräfte des Bugfahrwerks am Brandspant in die Rumpfstruktur eingeleitet.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 15

7.9.1 Triebwerk

Der ROTAX 912 S verfügt über flüssigkeitsgekühlte Zylinderköpfe, Stauluft gekühlte Zylinder und Trockensumpfschmierung. Die Gemischaufbereitung erfolgt durch je einen Vergaser für die Zylinder der linken und der rechten Triebwerkseite. Für die Wärmeabfuhr des Kühlfüssigkeitskreislaufes und des Schmieresystems sind zwei Lamellenkühler am Rumpfbug in der unteren Motorverkleidung eingebaut. Die motorseitige Führung der Stauluft-Zylinderkühlung ist durch einen Schlauch mit der runden Einlassöffnung am Bug der unteren Triebwerksverkleidung verbunden. Der Kühlluftaustritt erfolgt durch eine Öffnung an der Rumpfunterseite, durch die auch das Abgasrohr in den Umgebungsluftstrom geführt wird. Die Einzelteile der Abgasanlage sind zur Vermeidung von Eigenspannungen und Schwingungsbrüchen mit Kugelpfannen-Steckverbindungen zusammengefügt, und durch Schraubenzugfedern gesichert. Die Verbrennungsluft wird durch einen NACA-Einlass auf der linken Seite der unteren Triebwerksverkleidung zugeführt, gefiltert und vom Triebwerk nach Strömungsberuhigung in der Airbox und der Gemischbildung in den Vergasern angesaugt. Das Zündgeschirr der Magnet-Kondensator-Doppelzündanlage ist durch Steckverbindungen (Kerzenstecker) an den Zündkerzen der Zylinder angeschlossen. Jeder Zylinder ist mit 2 Zündkerzen bestückt, wobei die eine Zündkerze jeweils durch den rechten, die andere durch den linken Zündkreis versorgt wird (s. Betriebshandbuch ROTAX).

Der Kühlmittelkreislauf wird an einem Ausgleichsbehälter mit Kühlerdeckel, der ungefähr mittig auf der Triebwerkoberseite befestigt ist, befüllt. Mit dem Ausgleichsbehälter durch einen Schlauch verbunden ist ein transparentes Überlaufgefäß, das unter einer Service-Klappe auf der rechten Seite der oberen Triebwerksverkleidung, am Triebwerkträger befestigt ist.

Die Service-Klappe in der oberen Motorverkleidung ermöglicht ohne Demontagen das Überprüfen und Ergänzen des Kühlmittelstandes und des Ölorrats. Die Durchführung dieser Überprüfungen ist in Kapitel 4.4.1, „Tägliche Vorflugkontrolle“, beschrieben.

Im Propellergetriebe des Motors ist eine Überlastkupplung sowie ein mechanischer Drehschwingungsdämpfer integriert. Der Propellerregler ist an der Rückseite des Propellergetriebes angeflanscht.

Der Propellerregler und das Getriebe werden durch den Ölkreislauf des Motors versorgt. Aus diesem Grund muss das Motoröl eine Reihe spezieller Eigenschaften erfüllen. Empfohlen wird die Verwendung von teilsynthetischen und synthetischen 4-Takt-Motorradölen mit Getriebezusätzen und einem breiten Wärmewertbereich, die nach dem API-System mit „SG“ oder höher spezifiziert sind. Wegen Rutschgefahr der Überlastkupplung dürfen sogenannte „Friction Modifier“-Zusätze nicht enthalten sein. Keinesfalls darf Flugmotorenöl eingefüllt werden, ebenso ist Dieselmotorenöl ungeeignet. Bitte beachten sie hierzu und zu den Ölwechselintervallen die Vorschriften und Empfehlungen des ROTAX-Betriebshandbuches und die ROTAX-Service Instruction SI-912-016.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 16

WICHTIGER HINWEIS

Die Betriebsstoffspezifikationen der Firma ROTAX für den Motor 912 S müssen eingehalten werden.

WICHTIGER HINWEIS

Vor jedem Start muss eine Funktionskontrolle der beiden Zündkreise durchgeführt werden. Weitere Angaben zum Motor sind dem Motorbetriebshandbuch zu entnehmen.

7.9.2 Leistungshebel und Choke

Der Leistungshebel ist sowohl für den Piloten als auch für den Copiloten ergonomisch günstig auf der Mittelkonsole links neben dem Propellerblattverstellhebel (blauer Sterngriff) angeordnet. Bei der Bedienung des Leistungshebels werden die Drosselklappen der beiden Vergaser synchron durch zwei Bowdenzüge angesteuert. Für volle Motorleistung (max. Ladedruck) werden der Leistungshebel und der Propellerblattverstellhebel bis zum vorderen Anschlag geschoben. Motor-Leerlauf wird durch Zurückziehen des Leistungshebels an den hinteren Anschlag eingestellt.

Die Choke-Betätigung der beiden Vergaser erfolgt durch Ziehen des runden Choke-Betätigungs-knopfes, der zusammen mit den Bedienknöpfen der Vergaservorwärmung und der Kabinenheizung auf der Bedienkonsole zwischen Instrumentenbrett und Mittelkonsole vor dem Leistungs- und Propellerblattverstellhebel angeordnet ist. Bei Chokebetätigung wird durch die Startvergaser eine Treibstoffanreicherung des Verbrennungsgemisches bewirkt. Die Startvergaser arbeiten nur, wenn der Leistungshebel auf Leerlauf steht.

Der Choke darf nur kurzzeitig bei Kaltstarts gezogen werden. Nach dem Loslassen wird der Bedienknopf selbsttätig durch Federn in die „AUS“-Position zurückgestellt.

WICHTIGER HINWEIS

Das Erreichen der Anschlagstellungen des Choke und der Drosselklappenbetätigung am Vergaser muss regelmäßig überprüft werden.

Vor jedem Start muss die vollständige Rückstellung des Choke-Betätigungsgriffes überprüft werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 17

7.9.3 Propeller und Propellerverstellung

Zur Schuberzeugung wird in der AQUILA AT01 ein Zweiblattverstellpropeller mit hydraulischer Constant Speed-Regelung in Holz-Composite-Bauweise eingesetzt. Die Propellerblätter sind mit Faserverbundkunststoffmaterial ummantelt und an der Vorderkante mit einem Steinschlagschutz aus Edelstahl sowie im nabennahen Bereich mit einer Schutzfolienbeschichtung ausgerüstet.

Die Verstellung der Blätter erfolgt über einen hydraulischen Propellerregler, der gegen Federkraft die Blattsteigung erhöht. Die öhydraulische Regelung hält eine einmal vorgewählte Drehzahl bei Veränderungen der Fluggeschwindigkeit und/oder der Leistung konstant (constant-speed-Regelung). Bei Ausfall des Öldruckes werden die Propellerblätter auf kleinste Steigung gestellt, womit ein Weiterfliegen mit voller Leistung möglich ist. Der Propeller besitzt keine Segelstellung.

Die Drehzahl wird am Propellerblattverstellhebel, der im Blickfeld des Piloten, für die Betätigung gut erreichbar, rechts neben dem Leistungshebel auf der Mittelkonsole angeordnet ist, vorgegeben. Kleinste Steigung bzw. größte Drehzahl werden durch nach vorne Schieben des Propellerverstellhebels bis zum vorderen Anschlag eingestellt. Mit dieser Hebelstellung wird bei Vollgas die maximale Motorleistung bei größtmöglicher Propellerdrehzahl, wie in der Regel für Start und Anfangssteigflug erforderlich, eingestellt. Für den Landeanflug wird zur Verbesserung der Schubleistung bei einem eventuellen Durchstartmanöver und zur Erhöhung des Widerstandes der Luftschaube im Leerlauf ebenfalls auf kleine Steigung eingestellt. Im Steig- und im Reiseflug werden wie üblich der Ladedruck (Leistungshebelstellung) und die Propellersteigung aufeinander abgestimmt. Informationen dazu sind in Kapitel 5 des vorliegenden Flughandbuches und dem Betriebshandbuch für ROTAX 912 S zu entnehmen.

WICHTIGER HINWEIS

Der Propellerblattverstellhebel sollte beim Abbremsen vor dem Start mehrmals zügig zwischen den Anschlägen verstellt werden. Dies dient nicht nur zur Ölbefüllung des Reglers und als Funktionskontrolle, sondern es wird damit ein Spülvorgang zur Vermeidung von Schlammablagerungen (Blei aus dem Treibstoff) durchgeführt.

7.9.4 Vergaservorwärmung

Durch Einschalten der Vergaservorwärmung wird den Vergasern vom Triebwerk erwärmte Luft zugeführt. Der Betätigungszugknopf befindet sich links auf der Bedienkonsole zwischen Instrumentenbrett und Mittelkonsole angeordnet. Beim Ziehen der Vergaservorwärmung wird eine Doppelventilklappe am Lufteinlass der Airbox betätigt, die den Außenluftzustrom sperrt und die Warmluftzuführung öffnet.

Durch korrekte Nutzung der Vergaservorwärmung wird die Gefahr eines leistungsmindernden Eisansatzes im Vergaser, der bis zum Motorausfall führen kann,

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 18

vorbeugend vermieden. Ein bereits vorhandener Eisansatz kann mit der Vergaservorwärmung in vielen Fällen langsam abgetaut werden, wenn die Leistungseinstellung des Triebwerks so wenig wie möglich verändert wird.

Die Vergaservorwärmung muss nach den allgemein üblichen Regeln und Verfahren eingesetzt werden.

Die Funktionsüberprüfung der Vergaservorwärmung gehört zu jeder Vorflugkontrolle. Bei 1700 1/min Propellerdrehzahl muss ein Drehzahlabfall von mindestens 20 – 50 1/min am Drehzahlmesser abzulesen sein.

WICHTIGER HINWEIS

Die eingeschaltete Vergaservorwärmung mindert die Motorleistung.

7.10 TREIBSTOFFSYSTEM

Das Flugzeug ist mit je einer drainbaren Integraltankzelle im rechten und im linken Tragflügel ausgerüstet. Die Füllmenge beträgt ca. 60 Liter pro Tankzelle. Die nicht ausfliegbare Restmenge beträgt 5,2 Liter bei jedem Tank.

Die Tankzellen sind im inneren Drittel der jeweiligen Tragflügelhälfte vor dem Holm eingebaut. Sie werden aus den im Tankbereich verstärkten Ober- und Unterschalen der Tragflächen, dem Holm und einer inneren und einer äußeren Tankrippe zur seitlichen Begrenzung gebildet.

Pro Integraltankzelle ist eine abschließbare Tankdeckeleinheit, die mit dem Flugzeugmassesystem elektrisch leitend verbunden ist, oberflächenbündig in die Flügeloberschale eingeklebt.

Die Treibstoffversorgung der beiden Vergaser erfolgt durch die motorseitig integrierte, mechanische Treibstoffpumpe aus dem am kombinierten Brandhahn-/ Tankwahlschalter vorgewählten Tank. Die Ausfallsicherheit der Treibstoffversorgung kann durch Einschalten einer zusätzlichen elektrischen Treibstoffpumpe erhöht werden. Überschüssiger Treibstoff wird über Rücklaufleitungen und das Ventil des Tankwahlschalters in denselben Tank zurückgefördert.

Zu geringer Treibstoffdruck in den Zuleitungen der Vergaser (unter 0,15 bar bzw. 2,2 psi) wird durch einen Drucksensor erfasst und durch eine rote Warnlampe auf dem Instrumentenbrett angezeigt. Bei zu geringem Treibstoffdruck muss die elektrische Treibstoffpumpe zugeschaltet werden.

Eine Prinzipskizze des Treibstoffsystems ist auf der folgenden Seite eingefügt.

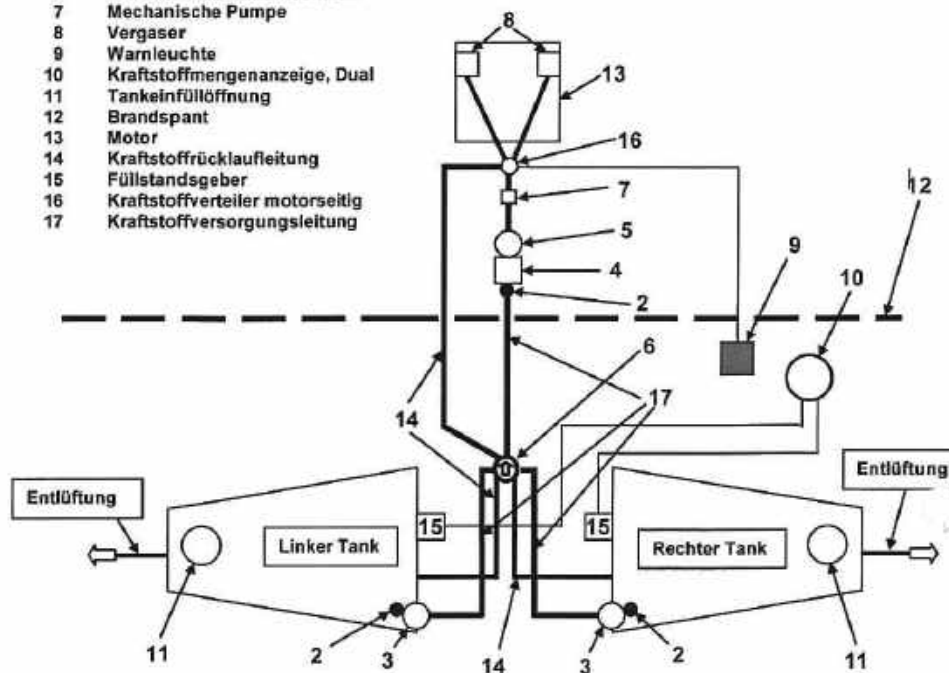
Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 19

WICHTIGER HINWEIS

In Bodennähe wie bei Start und Landung, sowie im Falle der Signalisierung zu geringen Treibstoffdruckes muss die elektrische Treibstoffpumpe zugeschaltet werden.

Abbildung Treibstoffsystem

- 1 NN
- 2 Drain-Ventil
- 3 Grobfilter
- 4 Feinfilter
- 5 Elektrische Pumpe
- 6 Brandhahn/Tankwahlschalter
- 7 Mechanische Pumpe
- 8 Vergaser
- 9 Warnleuchte
- 10 Kraftstoffmengenanzeige, Dual
- 11 Tankeinfüllöffnung
- 12 Brandspant
- 13 Motor
- 14 Kraftstoffrücklaufleitung
- 15 Füllstandsgeber
- 16 Kraftstoffverteiler motorseitig
- 17 Kraftstoffversorgungsleitung



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 20

7.10.1 Tankanlage und Entlüftung

Die Innenwände der Composite-Integraltanks sind zum Schutz der Faserverbundstruktur mit einem speziellen Tankdichtmaterial versiegelt. Kraftstoffbewegungen im Bereich der Tankentnahmestutzen und der eingebauten Füllstandssensoren werden durch eine Schwallrippe mit spezieller Lochung weitgehend gedämpft.

Die Entlüftung der Tanks erfolgt durch Rohrleitungen, die an der höchsten Stelle der Tanks, im Bereich der äußeren Tankrippen, angeschlossen sind und an den Winglets in den freien Luftstrom geführt werden.

An den inneren Tankrippen ist der mit einem entnehmbaren Filtersieb ausgerüstete Tankauslass über dem Sumpfniveau eingebaut. Von dort fließt der Kraftstoff des geschalteten Tanks durch das Brandhahn-/Tankwahlventil im Mittelunnel des Rumpfes, die elektrische Treibstoffpumpe und die mechanische Treibstoffpumpe des Motors zum Kraftstoffverteiler und von dort zu den Schwimmerkammern der Vergaser. Der Rücklauf des überschüssigen Treibstoffes führt vom Kraftstoffverteiler über das Brandhahn-/Tankwahlventil zurück in den geschalteten Tank.

Die Einbauten an den inneren Tankrippen sind durch einen Service-Deckel in der Flügelunterschale für Wartungsarbeiten gut erreichbar.

Zur Entnahme von Kraftstoffproben ist am tiefsten Punkt des Tanksumpfes in der unteren Tankschale je ein manuell bedienbares Drainageventil eingeschraubt. Ein weiteres Drainageventil befindet sich an der tiefsten Stelle des Treibstoffsystems an der Rumpfunterseite vor dem Brandspant.

7.10.2 Brandhahn

Der Brandhahn hat die Funktion eines Absperr-/Wegeventiles für das Absperrn der Kraftstoffzufuhr und die Tankwahlschaltung. Die Bedienungseinheit ist griffgünstig im Blickfeld des Piloten auf der Mittelkonsole positioniert (s. Abbildung auf S. 7.10).

Die drei möglichen Schaltstellungen LEFT / RIGHT und OFF werden durch Drehen eines roten, pfeilförmigen Handhebels eingestellt und in den Schaltstellungen selbsttätig durch einen Federbolzen zentriert.

Die Stellung OFF ist nur bei gleichzeitigem ZIEHEN des Rastungsknopfes und DREHEN des Schalters einstellbar. Dabei werden die Vor- und Rücklaufleitungen beider Tanks gesperrt. Diese Schaltstellung wird durch den schräg nach rechts hinten weisenden Pfeildrehgriff angezeigt (s. Abbildung auf S. 7-10).

In den beiden Betriebsstellungen sind die Vor- und die Rücklaufleitungen des jeweils geschalteten Tanks am Umschaltventil geöffnet, während die Leitungen des nicht

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 21

genutzten Tanks gesperrt sind. Der Pfeildrehgriff zeigt dabei schräg nach vorne zur Seite des geschalteten Tanks.

Es wird empfohlen, die Füllstände der Tanks auf etwa gleichem Niveau zu halten. Das Umschalten vom einen auf den anderen Tank sollte in max. 60 Minuten Abständen erfolgen.

7.10.3 Elektrische Treibstoffpumpe und Treibstofffilter

Die elektrische Treibstoffpumpe ist ohne Bypassleitung in die Vorlaufleitung eingebaut. Hierdurch wird auch bei ausgeschalteter elektrischer Treibstoffpumpe der gesamte Treibstoffstrom durch einen im Pumpengehäuse integrierten, herausnehmbaren Feinsiebfilter geleitet.

Die Montageposition der elektrischen Treibstoffpumpe befindet sich am Brandspant motorraumseitig, im unteren Bereich. Am Pumpenboden, der tiefsten Stelle des Treibstoffsystems, ist ein Drainageventil eingebaut, das zur Entnahme von Treibstoffproben an der Unterseite der Triebwerkverkleidung von außen zugänglich ist. Ein weiterer, in der mechanischen Treibstoffpumpe eingebauter Feinsiebfilter ist nur durch Pumpentausch erneuerbar.

Die elektrische Treibstoffpumpe ist an das 12 Volt-Bordnetz angeschlossen und wird durch einen Kippschalter an der Schalterleiste des Instrumentenbretts ein- und ausgeschaltet.

Die elektrische Kraftstoffpumpe muss bei Start und Landung zur Erhöhung der Sicherheit, im Falle von geringen Treibstoffdrücken und in kritischen Flugphasen eingeschaltet werden.

Eine Funktionsüberprüfung des Pumpenmotors am Boden wird durch das tickende Laufgeräusch ermöglicht. Siehe dazu Kap. 4.4, „Vorflugkontrollen“ des vorliegenden Handbuchs.

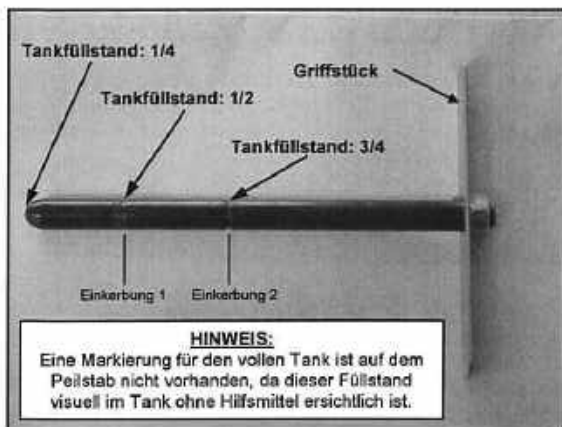
7.10.4 Treibstoff-Füllstandsanzeige

Zwei Füllstandssensoren, die in der inneren Tankrippe der jeweiligen Tankzelle montiert sind, senden je nach Füllstand ein Signal an eine Dual-Anzeige im Instrumentenpanel. Die Füllstandsanzeigen der beiden Tanks haben Markierungen für VOLL, $\frac{3}{4}$, $\frac{1}{2}$, $\frac{1}{4}$, und LEER.

Die Lageabhängigkeit der gut ablesbaren Anzeigen im Fluge kann als gering bezeichnet werden. Jedoch arbeiten Meßsysteme nie fehlerfrei und müssen bei fehlender Redundanz aufgrund möglicher Schäden als unsicher angenommen werden. Deshalb wird mit dem Flugzeug ein Prüfstab mit Markierungen für den Füllstand geliefert. Der Prüfstab ist bei möglichst horizontaler Flugzeugausrichtung am Tankeinfüllstutzen senkrecht in den Tank einzuführen, so dass das Griffstück des Peilstabes komplett auf der Tragflügelaußenschale aufliegt. Nach dem Herausziehen des Prüfstabes kann anhand der Benetzung und den Markierungen am Stab der

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 22

Füllstand ermittelt und eine Überprüfung der elektrischen Anzeigen durch Vergleichen vorgenommen werden. Diese Überprüfung muss mindestens bei den täglichen Kontrollen durchgeführt werden. Der Prüfstab muss deshalb stets als Ausrüstungsgegenstand an der Innenseite der Gepäckraumklappe mitgeführt werden.



WICHTIGER HINWEIS

Die Treibstoff-Füllstandsanzeigen müssen täglich mit dem Prüfstab überprüft werden. Dazu ist das Flugzeug in möglichst horizontaler Lage auszurichten. Die Markierungen des Prüfstabes zeigen den Füllstand $\frac{1}{2}$ und $\frac{3}{4}$ Tankfüllung.

WICHTIGER HINWEIS

Beim Betanken des Flugzeuges muss das Erdungskabel am Erdungspunkt angeschlossen werden (am Auslass des Abgasendrohres, s.a. Placard 39, Seite 2-17).

7.10.5 Tankdrain-Vorrichtung

In den Tanks ist jeweils an der tiefsten Stelle in der vom Holm und der inneren Tankrippe gebildeten Ecke ein manuell zu betätigendes Drainageventil eingebaut. Ein weiteres Drainageventil ist an der tiefsten Stelle des gesamten Treibstoffsystems, am Boden der elektrischen Treibstoffpumpe, positioniert. Das Ventil ist auf der Unterseite des Rumpfvorderteiles im Bereich des Brandspantes angebracht. Es kann ohne Demontagen bedient werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 23

Die Halterung für den Drainagebecher befindet sich auf der Innenseite der Gepäckraumklappe.

WICHTIGER HINWEIS

Die Überprüfung des Treibstoffumpfes auf Wasser und sonstige Verunreinigungen gehört zu jeder täglichen Kontrolle. Die Proben sind an allen drei Drainageventilen zu entnehmen, bevor der Treibstoffsumpf durch Bewegungen des Flugzeuges vermischt wurde.

7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE

Das Bordnetz der AT01 ist ein 12 Volt Gleichstromsystem, das von einem Generator über eine Batterie gespeist wird. Die Steuerung der elektrischen Verbraucher erfolgt über Kippschalter an der linken unteren Instrumentenbrettseite, wenn der rote Batterie-/Generator-Hauptschalter (*GEN/BAT-Doppelschalter*) eingeschaltet ist. Die einzelnen Stromkreise der Verbraucher werden durch Sicherungsautomaten, die in einem Bedienfeld auf der rechten Seite des Instrumentenbretts übersichtlich angeordnet sind, abgesichert.

Völlig unabhängig vom Bordnetz arbeiten die Steuerung und die Versorgung der zwei Motorzündkreise sowie das elektronische Meßsystem für die Motordrehzahl.

7.11.1 Stromversorgung und Batteriesystem

Eine 12 Volt Bleibatterie ist über eine 50 Ampere Hauptsicherung und den roten Batterie-/Generator-Hauptschalter an das Bordnetz angeschlossen. Bei Motorbetrieb wird die Batterie von einem externen 40 Ampere Generator mit integriertem Regler über die Generatorsicherung (50 Ampere) geladen. Der Antrieb des luftgekühlten Generators erfolgt über einen unteretzten Keilriementrieb durch die Propellerwelle.

Ein ungenügender Ladevorgang wird durch das Aufleuchten der roten Ladekontrollleuchte in der Mitte oben auf dem Instrumentenbrett angezeigt. Zusätzlich sind zur Überwachung des Ladestromes und des Ladezustandes der Batterie ein Amperemeter und eine Spannungsanzeige auf der rechten Seite des Instrumentenbretts eingebaut.

Im Notfall ist eine intakte und aufgeladene Batterie in der Lage, alle Gleichstromverbraucher mindestens eine halbe Stunde lang mit Strom zu versorgen.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 24

7.11.2 Zündung und Starter

Die am Motor integrierte, elektronisch gesteuerte Magnet-Kondensator-Zündanlage besitzt zwei voneinander unabhängige Zündkreise, deren Funktion vom Bordnetz unabhängig ist. Die Zündung wird mit dem Schlüsselschalter des Zündschlosses eingeschaltet. Bei weniger als 100 Propellerumdrehungen pro Minute wird die Zündung von der internen Steuerelektronik unterbrochen.

Der Zündschalter kann aus der Stellung „OFF“ durch Rechtsdrehung in die Positionen „R“, „L“ und „BOTH“ geschaltet werden. Durch Weiterdrehen nach rechts gegen eine Federkraft in die Stellung „START“ wird der elektrische Anlasser für den Motor aktiviert und beim Loslassen des Schlüssels wieder deaktiviert.

Mit den Schaltstellungen „R“ und „L“ wird jeweils einer der beiden Zündkreise zur Zündkreisüberprüfung abgeschaltet. Bei eingestellten 1700 Propellerumdrehungen pro Minute und anschließender Abschaltung eines Magnets darf der Drehzahlabfall 120 Umdrehungen pro Minute nicht überschreiten. Der Unterschied zwischen den Drehzahlabfällen beider Magnete darf bei nicht mehr als 50 Propellerumdrehungen pro Minute liegen.

Weitere Informationen zur Triebwerkbedienung und zu den Vorflugkontrollen sind dem Betriebshandbuch für ROTAX Motor Type 912 S zu entnehmen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 25

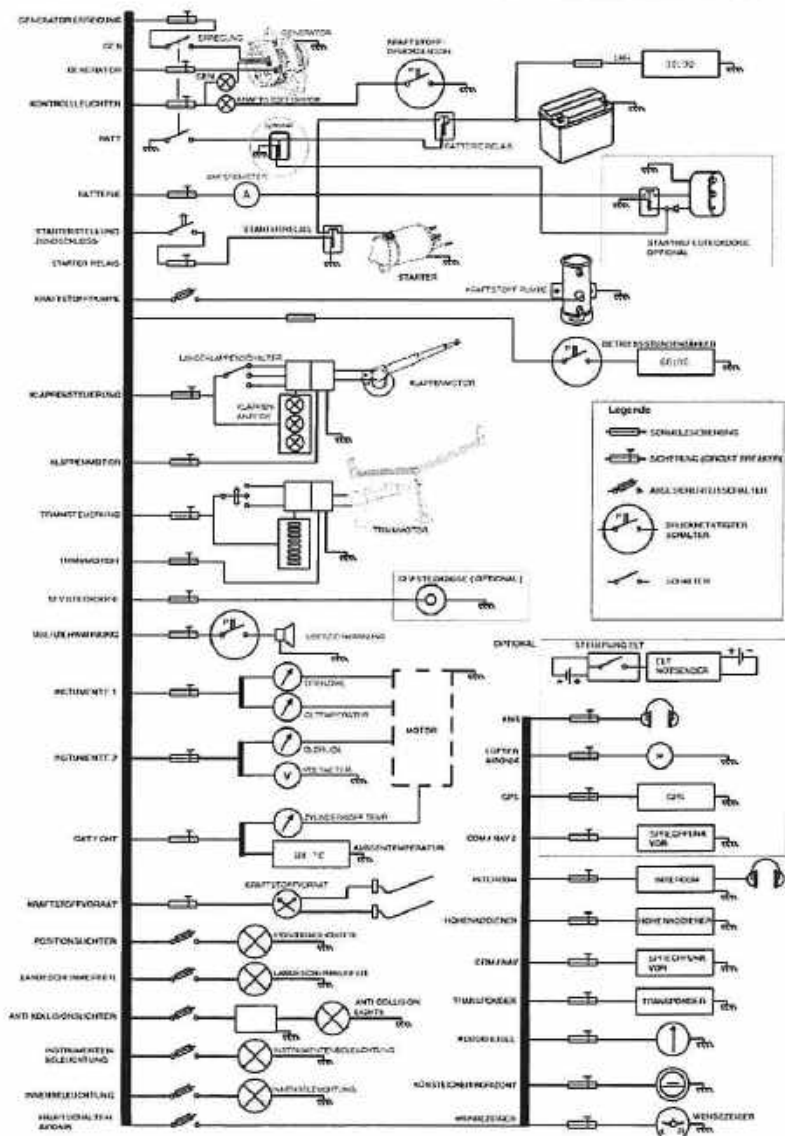


Abb.: Blockschaltbild Elektrik

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 26

7.11.3 Elektrische Verbraucher und Sicherungssystem

Alle Verbraucher sind jeweils einzeln über Push-Pull-Sicherungsautomaten oder über Kippschalter mit Sicherungsfunktion ein- und ausschaltbar.

COM-/NAV-Geräte sowie andere Avionikgeräte werden über den Avionik-Hauptschalter sowie separate Sicherungsautomaten abgesichert und mit Bordspannung versorgt.

Geräte, die während des Betriebes öfter bedient werden müssen (elektrische Treibstoffpumpe, Anti-Collision-Lights, etc.), sind jeweils mit einem eigenen Kippschalter mit Sicherungsfunktion ausgestattet, die sich am unteren linken Rand des Instrumentenbrettes befinden. Die Sicherungsautomaten für alle übrigen elektrischen Verbraucher befinden sich auf der rechten Seite des Panels (s. Abbildung in Kapitel 7.4, S. 7-9).

7.11.4 Voltmeter und Amperemeter

Das Voltmeter zeigt den Spannungszustand im Stromnetz bzw. der Stromquelle an. Die Anzeige ist in drei verschiedenfarbige Spannungsbereiche unterteilt.

Rot	8-11 Volt	
Rot-Grün schraffiert	11-12	Volt
Grün	12-15	Volt
Rote Linie	15-16	Volt

Das Amperemeter zeigt den Stromfluss zwischen der Batterie und dem Stromnetz an. Wird die Batterie geladen steht der Zeiger im (+) Bereich, wird sie entladen steht die Anzeige im (-) Bereich. Versorgt die Batterie das elektrische System des Flugzeuges, so steht der Zeiger im negativen Bereich. Eine solche Anzeige bei normalem Motorbetrieb ist ein Anzeichen für eine Fehlfunktion des Generators.

7.11.5 Ladekontrollleuchte (Generatorwarnlampe)

Die rote Generatorwarnlampe ist AUS bei Normalbetrieb.

Die Warnlampe leuchtet ROT nur bei:

- Generatorausfall (externer Generator liefert keinen Strom)

Als Stromquelle für die Verbraucher verbleibt dann ausschließlich die Batterie.

Die Zündung des Triebwerks ist davon nicht betroffen, da sie ausschließlich von der Funktion des internen Zündgenerators abhängt.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 27

7.11.6 Kraftstoffdruckwarnlampe

Fällt der Kraftstoffdruck in der Kraftstoffleitung am Verteiler vor den Vergasern auf ein Niveau unter 0,15 bar wird durch einen Druckschalter die Kraftstoffdruckwarnlampe aktiviert d.h. sie leuchtet ROT. Ursachen hierfür können sein:

- Kraftstoffmangel.
- Dampfblasenbildung im Kraftstoff.

7.11.7 Triebwerküberwachungsinstrumente und Tankanzeige

Zylinderkopf- und Öltemperatur sowie Öldruck werden von analogen Zeigerinstrumenten angezeigt, die ihr Signal von im Motor eingebauten Messgebern in Form eines zur Messgröße proportionalen elektrischen Stromes erhalten.

Die analoge, duale Tankanzeige erhält ihre Messsignale von je einem im Tank positionierten Füllstandssensor.

7.11.8 Externe Starthilfe

Bei Außentemperaturen tiefer als -10°C wird der Einsatz einer externen Starthilfe empfohlen. Eine Außenbordsteckdose ist optional als externe Starthilfe vorgesehen.

Die Außenbordsteckdose ist auf der rechten Seite unterhalb der Batterie angebracht und ist über eine Service-Klappe in der Motorverkleidung zugänglich.

Es wird eine dreipolige verpolungsgeschützte Steckdose nach MIL-Norm eingesetzt. Die elektrische Versorgung des Startermotors sowie des Bordnetzes wird über ein Relais, das die Verbindung zur externen Starthilfe herstellt, gewährleistet, wobei die Bordatterie, solange die Spannung an der Außenbordsteckdose anliegt, über ein weiteres Relais vom Bordnetz getrennt wird, um ein unkontrolliertes Be- oder Entladen der Bordatterie zu verhindern.

WARNUNG

Wird das Flugzeug mit einer externen Starthilfe gestartet, so ist darauf zu achten, dass sowohl Personen wie auch Kabelverbindungen sich jederzeit deutlich außerhalb des Propellerkreises befinden.

Beim Anlassen des Triebwerkes mit externer Starthilfe ist wie folgt vorzugehen:

- Externe Starthilfe an der Außenbordsteckdose einstecken und einschalten.
- ALT/BAT-Schalter auf EIN schalten.
- Triebwerk nach Angaben in Kap. 4.5.2 „Anlassen des Triebwerkes“ starten.
- Stromversorgungskabel aus der Außenbordsteckdose ziehen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 28

7.12 STAU- und STATIKDRUCKSYSTEM

In der Unterschale des linken Tragflügels befindet sich eine Prandtl-Sonde, die an zwei getrennten Schlauchanschlüssen den statischen und den Gesamtdruck liefert. Über Schläuche werden die Drücke durch den Flügel zur Flügelmitte geführt. Dort befinden sich Wasserabscheider und Trennstellen für die Demontage des Flügels.

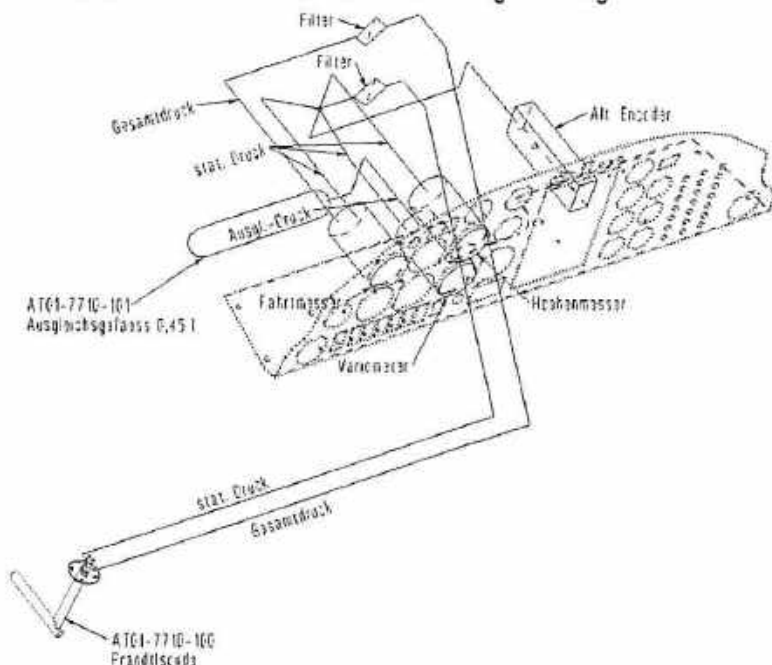


Abbildung: Stau-/Statikdruckanlage Übersicht

Eine weitere Trennstelle befindet sich hinter dem Instrumentenbrett, wo sich auch die Staubfilter befinden. Von dort aus wird der Gesamtdruck ebenfalls mit einem Schlauch zum Gesamtdruckanschluss des Fahrtmessers geführt. Der statische Druck wird über Schlauchverbindungsstücke zu Fahrtmesser, Höhenmesser, Variometer und Höhenkodierer verzweigt.

Ein im Cockpitboden auf der Pilotenseite (Vorderseite des vorderen Querkraftspantes) befestigtes Ausgleichsgefäß wird über einen Schlauch mit dem entsprechenden Eingang des Variometers verbunden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 29

Der Fehler des Statikdrucksystems kann für die Höhenmessung vernachlässigt werden. Eine Kalibrierkurve der Fahrtmesseranlage befindet sich in Abschnitt 5 des Flughandbuchs.

Um Verschmutzungen des Stau-/Statikdrucksystems vorzubeugen, sollte das Prandtl-Rohr bei jedem Abstellen des Flugzeuges mit dem mitgelieferten Staurohrschutz mit anhängender Warnflagge „Remove before Flight“ abgedeckt werden.

Bei Verdacht auf Fehlfunktion in den Geräten, die auf das Stau-/Statikdrucksystems zurückgreifen, ist das Stau-/Statikdrucksystem auf Verschmutzung, Verstopfung (eingedrungenes Wasser, Fremdkörper, abgeknickte Leitung) und auf Undichtigkeit zu untersuchen. Eher selten ist ein Geräteschaden die Ursache.

WICHTIGER HINWEIS

Bei der täglichen Kontrolle ist der Staurohrschutz zu entfernen und eine Funktionsprüfung der Fahrtmesseranlage durchzuführen. Dazu wird das Prandtl-Rohr von vorne aus ca. 10 cm Abstand kurzzeitig angeblasen, während eine zweite Person den Ausschlag des Zeigers beobachtet.

Bei den Vorflugkontrollen ist durch Überprüfung sicherzustellen, dass der Staurohrschutz von der Sonde entfernt wurde.

7.13 ÜBERZIEHWARNUNG

Ein Unterschreiten der 1,1-fachen Überziehggeschwindigkeit in allen Landeklappenstellungen wird durch einen lauten Signalton angezeigt.

Bei Annäherung an die Überziehggeschwindigkeit wird durch die veränderte Anströmung des Tragflügels ein Schalter an der Vorderkante des linken Tragflügels aktiviert, der einen Stromkreis schließt und so über einen Signalgenerator und einen Lautsprecher solange einen Signalton erzeugt, wie dieser Strömungszustand aufrecht erhalten wird.

WICHTIGER HINWEIS

Der Schalter für die Überziehwarnung ist empfindlich gegenüber mechanischer Belastung und übermäßigem Spritzwasser. Dies ist beim Reinigen des Flugzeuges besonderes zu beachten!

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.26	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 30

7.14 COM- / NAV-AUSSTATTUNG

Im Mittelteil des Instrumentenbrettes sind je nach Ausstattung COM-/NAV-Geräte, ein Transponder oder ein Multifunktionsdisplay untergebracht. Einzelheiten zu den Geräten sind den entsprechenden Flughandbuch-Ergänzungen im Abschnitt 9 zu entnehmen.

Das COM-Gerät wird über die Sendetaste am Steuerknüppel aktiviert.

Im hinteren Bereich des Mitteltunnels sind Anschlussmöglichkeiten für Kopfhörergarnituren vorgesehen.

Die Bedienung der COM- und NAV-Ausstattung wird im Abschnitt 9 beschrieben.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 31

7.15 NICHT BELEGT

[Absichtlich freigelassen]

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.25	B.22 (12.07.2012)	13.04.2015	7 - 32

ABSCHNITT 8 HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG und WARTUNG

		Seite
8.1	EINFÜHRUNG	8-2
8.2	WARTUNGSINTERVALLE FLUGZEUG	8-2
8.3	ÄNDERUNGEN und REPARATUREN am FLUGZEUG	8-2
8.4	HANDHABUNG am BODEN und STRASSENTTRANSPORT	8-3
8.4.1	Rangieren und Schleppen am Boden	8-3
8.4.2	Parken	8-4
8.4.3	Verankern am Boden	8-4
8.4.4	Aufbocken	8-4
8.4.5	Straßenransport	8-5
8.5	REINIGUNG und PFLEGE	8-6
8.5.1	Lackoberflächen	8-6
8.5.2	Kabinenhaube	8-7
8.5.3	Propeller	8-7
8.5.4	Motor	8-8
8.5.5	Innenraum, Sitze und Teppiche /Verkleidung	8-8

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	8 - 1

8.1 EINFÜHRUNG

In Abschnitt 8 werden die Verfahren zur korrekten Handhabung der AQUILA AT01 am Boden beschrieben und Informationen zur Reinigung und Pflege gegeben. Darüber hinaus werden die Bestimmungen zu den vorgeschriebenen Wartungsintervallen sowie zu Änderungen und Reparaturen am Flugzeug aufgezeigt.

8.2 WARTUNGSINTERVALLE FLUGZEUG

Regelmäßig alle 100 Flugstunden ist eine Inspektionskontrolle durchzuführen.

Die erforderlichen Kontroll- und Wartungsmaßnahmen sind dem Maintenance Manual der AQUILA AT01, dem Betriebshandbuch ROTAX 912 Serie und der Betriebs- und Einbauanweisung des Propellers zu entnehmen.

Bei Neuflugzeugen ist nach 25 Flugstunden eine einmalige Sonderkontrolle, vom Umfang vergleichbar mit einer 100 Stunden Kontrolle, fällig. Bei Neu- und Überholungsmotoren ist ebenfalls nach den ersten 25 Betriebsstunden eine Motorkontrolle zu absolvieren.

WICHTIGER HINWEIS

Beim Betrieb des Motors mit AVGAS ist das vorgeschriebene Ölwechselintervall auf 50 Stunden reduziert.

8.3 ÄNDERUNGEN und REPARATUREN am FLUGZEUG

Änderungen am Flugzeug dürfen nur mit Genehmigung der zuständigen Luftfahrtbehörde vorgenommen werden. Durch dieses Verfahren wird sichergestellt, dass eine Beeinflussung der Lufttüchtigkeit des Flugzeuges ausgeschlossen ist.

Für Reparaturen und Lackierungen ist das gültige Maintenance Manual der AQUILA AT01 zu beachten.

Bei Schäden am Flugzeug, deren Ursache unbekannt oder unklar ist und vor großen Reparaturen muss der Hersteller informiert werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	B - 2

8.4 HANDHABUNG am BODEN und STRASSENTRANSPORT

8.4.1 Rangieren und Schleppen am Boden

8.4.1.1 Flugzeug vorwärts von Hand ziehen

Das Flugzeug kann auf festen, ebenen Untergrund einfach und sicher von einer Person mit der Schleppgabel, die am Bugrad eingehängt wird, gezogen und gesteuert werden. Vor dem Einhängen der Schleppgabel ist die Luftschraube durch Vorwärtsdrehen in möglichst horizontaler Lage auszurichten. Beim Abstellen des Flugzeuges sollte die Zuggabel grundsätzlich ausgehängt werden.

8.4.1.2 Flugzeug rückwärts schieben

Das Rückwärtsschieben erfolgt ebenfalls vorzugsweise mit eingehängter Schleppgabel, die hierbei als Schub- und Steuerstange eingesetzt wird. Zum Richtungshalten peilt man am besten ein Ziel hinter dem Seitenleitwerk an. Zur Unterstützung kann zusätzlich an der Wurzel des Propellers geschoben werden. Hilfspersonen schieben möglichst rumpfnah an der Flügelnase.

8.4.1.3 Flugzeug auf engem Raum drehen

Zum Drehen des Flugzeuges auf engstem Raum eignet sich die nachfolgende Methode: Eine Person genügt, um mit Kraftangriff am Übergang des Leitwerkträgers zur Seitenflosse das Bugrad vollständig zu entlasten und durch Seitwärtsbewegung eine Drehung des Flugzeuges um eine zentrumsnahe Achse durchzuführen. Kraftangriff an der Höhenflosse sollte vermieden werden, da die Außenschale des Höhenleitwerks nicht für solche Beanspruchungen konzipiert ist.

WICHTIGER HINWEIS

Nie am Spinner ziehen, heben oder drücken

WICHTIGER HINWEIS

Nicht an den Ruder- und Klappenflächen schieben oder anheben.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2006)	12.07.2012	8 - 3

8.4.2 Parken

Bei Kurzzeitparken muss das Flugzeug gegen den Wind ausgerichtet, die Fowlerklappen eingefahren, die Parkbremse angezogen und die Räder mit Bremsklötzen gesichert werden.

Bei längerem Parken im Freien und unvorhersehbaren Wetterverhältnissen ist das Flugzeug zusätzlich zu verankern. Staurohrschutz und die Abdeckung der Überziehwarnung müssen angebracht, das Cockpit und die Motorraumöffnungen verschlossen werden. Des Weiteren ist der Steuerknüppel zur Vermeidung von Beschädigungen zu arretieren, in dem der Steuerknüppel bis zum Anschlag gezogen und mit dem Bauchgurtsystem durch Schließen des Schlosses und Nachstellen der Gurtlänge gesichert wird.

Die Unterbringung des Luftfahrzeuges in einem Hangar wird grundsätzlich immer empfohlen.

WICHTIGER HINWEIS

Temperaturen ab 50°C im Cockpit können zur Beschädigung der Avionikgeräte führen. Daher wird beim Parken ein heller Haubenbezug gegen die direkte Sonneneinstrahlung empfohlen.

8.4.3 Verankern am Boden

Am Flugzeug sind drei Verankerungspunkte vorgesehen. Je ein Verankerungspunkt befindet sich auf den Tragflächenunterseiten am Hauptholm in der Nähe des inneren Trapezknickes (Gewindeeinsatz M8 für Augenschrauben). Zum Verankern des Rumphecks ist eine Querbohrung an der Spornfinne vorgesehen.

Die Verankerungspunkte sind für besseres Auffinden durch rote Ringmarkierungen gekennzeichnet.

Es wird empfohlen, die mit dem Flugzeug mitgelieferten Augenschrauben sowie geeignete Spannbänder stets an Bord mitzuführen. Für den Flugbetrieb sollten die Öffnungen der Verankerungspunkte zum Schutz und aus aerodynamischen Gründen mit Klebeband verschlossen werden.

8.4.4 Aufbocken

Zum Aufbocken der AQUILA AT01 sind zwei kegelförmige Aufbockpunkte unter den rumpfseitigen Wurzelrippen vorgesehen (siehe auch Seite 2-17). Als Rumpheckstütze kann ein dritter Bock unter die Spornplatte an der Kielflosse gesetzt werden und durch einen Bolzen an der Querbohrung gesichert werden.

Das Anheben des Bugrades für Kontroll- und Montagearbeiten kann durch Gewichtsbelastung am Rumpheck erfolgen. Für das Einhängen eines Gewichts ist die Querbohrung der Spornflosse geeignet.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	8 - 4

8.4.5. Straßentransport

Der Straßentransport des Motorflugzeuges kann in einem offenen oder in einem geschlossenen Anhänger erfolgen. Bei größeren Entfernungen ist der Verladung in einem geschlossenen Standard LKW-Sattelaufleger oder einem ISO-Container mit den Mindestmaßen $l=12000$ mm, $b=2300$ mm, $h=2350$ mm der Vorzug zu geben.

Für den Transport des gesamten Flugzeuges in einer Transporteinheit mit den vorgenannten Mindestabmessungen müssen die Tragfläche und beide Hauptfahrwerksbeine vom Rumpf getrennt werden. Bei der Demontage des Flugzeuges ist die im Maintenance Manual der A210 beschriebene Vorgehensweise genau zu befolgen.

Für den sicheren Straßentransport werden Vorrichtungen benötigt.

Außerdem müssen zur Sicherung des Rumpfes und der Tragfläche gegen Kippen und Verrutschen Spanngurte, Verbindungsmittel zur Bodenverankerung und Polsterungsmaterial vorgehalten werden.

Konstruktions- und Rißzeichnungen der werkseitig verwendeten Transportvorrichtungen und ein Beladeplan können im Bedarfsfall beim Hersteller angefordert werden.

Beim Beladen des Transportraumes wird zuerst die Tragfläche in geeigneten Vorrichtungen auf der Profilnase stehend parallel zu einer Seitenwand des Laderaumes derart plaziert und gesichert, dass für das Rumpheck der gesamte Ladequerschnitt verfügbar bleibt. Der Rumpf wird wegen des nicht demontierbaren Höhenleitwerks in einer Seitenlage von ca. 45 Grad im Laderaum verankert.

Die Ruder und Fowlerklappen sollten, soweit nicht in den Vorrichtungen fixiert, mit Klebeband festgelegt werden.

8.4.5.1 Tragflächenverladung

Bei Lagerung und Transport der Tragfläche ist zu beachten, daß der nach der Tragflächendemontage ungestützte Mittelholm nur beschränkt Biegekräften in Profilschwenkrichtung, sowie Torsionskräften ausgesetzt werden darf. Werkseitig erfolgt der Tragflächentransport deshalb mit einer an den Buchsen der Flächenbolzen verschraubten Vorrichtung, die gleichzeitig als Standbock für die vertikale Lagerung geeignet ist. Außerdem werden zwei gepolsterte Flügelscheren mit einer Mindestbreite von 100 mm im Auflagebereich zur Abstützung am Innentrapez nahe der Knickstelle benötigt.

Steht genügend Ladefläche zur Verfügung, dann kann die Tragfläche liegend auf Polstern und einer palettenförmigen Unterlage zum Ausgleich der V-Form transportiert werden. Beanspruchungen an Rudern und Klappen, sowie der aus der Tragflächenkontur herausragenden Teile sind zu vermeiden. Zum Schutz der Flugzeugoberflächen sollten Spanngurte immer mit weichen Beilagen unterfüttert werden.

Bei Kranverladung kann die Tragfläche an der zentralen Transportvorrichtung oder mit einem weichen Hebegurt am Durchbruch des Mittelholmsteges eingehängt werden. Beschläge dürfen dabei nicht belastet werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	8 - 5

8.4.5.2 Rumpfverladung

Die Höhenleitwerksspannweite von 3000 mm beansprucht nahezu die gesamte Diagonale des Standard-Transportraumquerschnittes. Die Rumpfeinheit mit Motor, Propeller, Bugfahrwerk und Klapphaube muss deshalb mit ca. 45 Grad Seitenneigung sicher im Laderaum gelagert und fixiert werden. Das Hauptfahrwerk muss aus Raumgründen demontiert werden.

Der Rumpf ist durch einen Bock an der Rumpfröhre im Bereich der Seitenflossenwurzel und an den Wurzelrippen des Tragflächenansatzes abzustützen. Hier erfolgt die Abstützung am besten durch Verschraubung einer geeigneten Transportvorrichtung an den Buchsen der Flügelbolzen. Die Schrauben müssen zur Schonung der Montagepassflächen mit einer Schutzummantelung versehen sein. Die Bodenaufgabe der Vorrichtung sollte aus Gründen der Kippsicherheit vor der Ebene der vorderen Tragflächenverbolzung liegen und eine Breite von mindestens 1200 (mm) aufweisen.

Alle losen Gegenstände müssen, soweit möglich aus dem Rumpf entfernt oder zur Vermeidung von Beschädigungen gesichert werden. Zudem müssen die Batterie ausgebaut und die Belüftungsöffnungen des Kühlflüssigkeits-Ausgleichsbehälters sowie des Bremsflüssigkeitsbehälters verschlossen werden. Der Propeller sollte durch eine Ummantelung aus Verpackungsmaterial geschützt und in eine für den Transport günstige Lage gedreht werden.

Die Verladung des Rumpfes mit Kran kann durch Hebegurtschlingen vor dem Leitwerkansatz und an der Vorderrumpfschale über dem Brandspantflansch durchgeführt werden, wenn eine einwandfreie Sicherung gegen Verrutschen der Seilschlaufen und gegen Drehbewegung in der Schlinge gewährleistet ist.

8.5 Reinigung und Pflege

WICHTIGER HINWEIS

Schmutz auf der Außenhaut verschlechtert die Flugeleistungen und die Flugeigenschaften des Luftfahrzeuges.

8.5.1 Lackoberflächen

Um die guten Flugeigenschaften und Leistungen der AQUILA AT01 zu erhalten, ist eine unbeschädigte und saubere Oberfläche wichtig. Es wird daher dringend empfohlen, das Flugzeug und im Besonderen die Profilvorderbereiche immer sauber zu halten.

Lackpflege dient zudem dem Werterhalt.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	8 - 6

8.5.1.1 Waschen

Die regelmäßige Reinigung sollte mit reichlich Wasser, einem sauberen Schwamm und Wildledertuch durchgeführt werden. Starke Verschmutzungen wie insbesondere Insektenanhaftungen entfernt man am besten sofort nach dem Flug, da diese in getrocknetem Zustand nur sehr schwer zu entfernen sind.

Nur bei besonders hartnäckigen Verschmutzungen sollte die Reinigung mit einer leichten Seifenlauge unterstützt werden, da hierdurch dem Abtrag der Wachsschutzschicht Vorschub geleistet wird.

Die Beseitigung von Öl- und Fetthanhaftungen kann mit einer Spur Reinigungsbenzin auf sauberem Lappen vorgenommen werden. Bewährt haben sich hierfür auch handelsübliche Flugzeugreinigungsmittel, die gleichzeitig eine rückfettende Wirkung haben.

8.5.1.2 Konservieren

Die Flugzeugoberfläche ist mit einer widerstandsfähigen Straßenfahrzeuglackierung geschützt. Zum Erhalt der Schutzfunktionen ist es erforderlich, Lackschäden regelmäßig auszubessern und die lackierten Flächen je nach Beanspruchung ein bis dreimal jährlich durch Einpolieren eines **silikonfreien Autohartwaxes** zu versiegeln.

WICHTIGER HINWEIS

Es dürfen nur silikonfreie Reinigungs- und Poliermittel verwendet werden

8.5.2 Kabinenhaube

Die AQUILA AT01 bietet durch die großzügige Kabinenverglasung aus speziellem Acrylmaterial hervorragende Sicht nach allen Seiten.

Da Acrylglas leicht verkratzt werden kann, gelten für die Reinigung die gleichen Grundsätze wie bei den lackierten Flächen. Es sollte mit viel Wasser, einem weichen, sauberen Schwamm und weichen, sauberen Leder gewaschen und getrocknet werden.

Für sehr stark anhaftende Verschmutzungen sind im Fachhandel bewährte Plastikreinigungsmittel erhältlich (**niemals Lösungsmittel einsetzen!**)

Zur Beseitigung leichter Kratzer sind spezielle Acrylglaspolituren erhältlich, deren erfolgreiche Anwendung stark von der genauen Befolgung der Verarbeitungshinweise abhängig ist.

Die Innenflächen der Kabinenhaube sind wie die Außenflächen zu behandeln.

8.5.3 Propeller

Siehe Betriebs- und Einbauanweisung E124 der Firma mt-Propeller in der aktuell gültigen Ausgabe.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	8 - 7

8.5.4 Motor

Siehe Betriebshandbuch für den Motor ROTAX 912 Serie in der aktuell gültigen Ausgabe.

8.5.5 Innenraum, Sitze und Teppiche/Verkleidung

Verschmutzungen des Innenraumes sollten, soweit möglich, mit einem leistungsfähigen Staubsauger entfernt werden. Lose oder verlorene Gegenstände sind vorher aus dem Cockpit zu entfernen bzw. in geeigneter Weise zu verstauen.

Die Bodenteppiche sind zur gründlichen Reinigung herausnehmbar und können mit üblichen Haushaltsmethoden oder bei einem Fachunternehmen gereinigt werden.

Für Kunststoffoberflächen, wie z. B. die Instrumententrägerabdeckung, verwendet man vorzugsweise ein nicht fuselndes, leicht befeuchtetes Tuch.

Die Anzeigeeinstrumente können mit einem trockenen, weichen Tuch gesäubert werden.

Die Behandlung und Reinigung der Cockpitverglasung ist in Unterabschnitt 8.5.2 beschrieben.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.22	B.12 (17.09.2008)	12.07.2012	8 - 8

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG AVE4

Garmin GMA 340 Audio Panel

Wird ein Garmin GMA 340 Audio Panel in das Flugzeug AQUILA AT01 eingebaut, ist diese Ergänzung anwendbar und muß in den Abschnitt 9 des Flughandbuchs aufgenommen werden. Informationen dieser Ergänzung ergänzen oder ersetzen ggf. diejenigen des Basis-Handbuchs.

LBA anerkannt:



Luftfahrt-Bundesamt, Fachbereich M2
Braunschweig

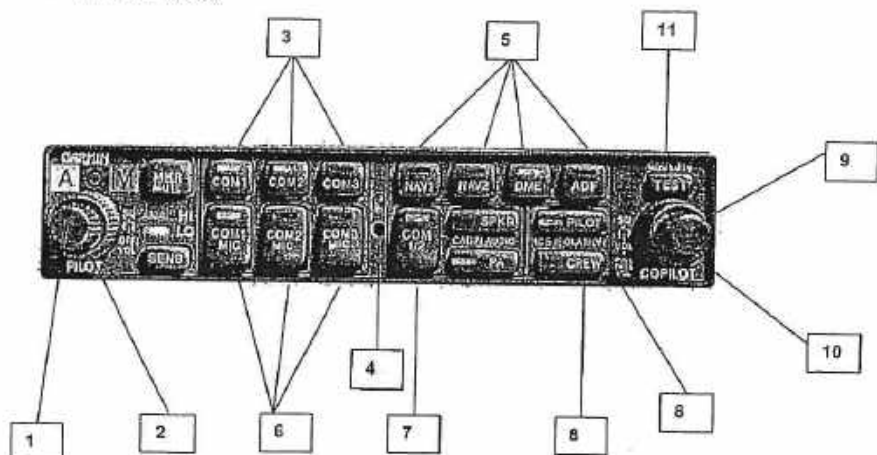
Datum: 20. Feb. 03

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	--	20.11.02	AVE4-1

1.0 General

Diese Ergänzung enthält detaillierte Bedienungshinweise für das Garmin GMA 340 Audio Selector Panel/Intercom System mit integrierter Marker Beacon Funktion. Die Ergänzung beschreibt ausschließlich die unter VFR-Betrieb wichtigen Funktionen des Gerätes:

- Einschalten / Fail Safe Betrieb
- Audio / Transceiver Abschnitt
- Intercom (ICS)



1. Pilot Intercom Squelch (gr. Drehknopf)
2. EIN / Intercom Lautstärke (kl. Drehknopf)
3. Transceiver Audio Auswahltasten
4. Fotozelle
5. NAV Empfänger Audio Auswahltasten
6. Transceiver Audio/ Transmit Auswahltasten
7. Split Com Taste
8. Intercom Trenn-Taste (Pilot, Crew)
9. Copilot Intercom Squelch (gr. Drehknopf)
10. Copilot / Intercom Lautstärke (kl. Drehknopf)
11. Indicator Test Taster

Bild 1-Audio Control Panel

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	-	20.11.02	AVE4-2



2.0 Betriebsgrenzen

Keine Veränderung gegenüber dem Basis -Handbuch

3.0 Notverfahren

Bei Ausfall des Audio Panels verbindet das Audiosystem automatisch das Headset des Piloten mit COM 1, der somit empfangs- und sendebereit ist.

4.0 Normalverfahren

Im Abschnitt 7 „Systembeschreibung“ finden Sie eine komplette Beschreibung und Bedienungsanleitung für das System unter VFR-Einsatz.

5.0 Flugleistung

Keine Veränderung gegenüber dem Basis -Handbuch

6.0 Masse und Schwerpunkt

Keine Veränderung gegenüber dem Basis -Handbuch

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	-	20.11.02	AVE4-3

7.0 Systembeschreibung

EIN/AUS Schaltung, Fail Safe Betrieb

- ON /OFF** Der linke kleine Drehknopf schaltet das Gerät aus, wenn er voll bis in die Rastfunktion nach links gedreht wird. Einschalten erfolgt durch Rechtsdrehen über den Klick.
- ICS-** Der Drehknopf regelt zusätzlich die Lautstärke des Piloten.
- Fail Safe Betrieb** Bricht die Spannungsversorgung zusammen oder wird das Gerät abgeschaltet verbindet ein Fail Safe Schaltkreis automatisch das Piloten-Headset mit dem COM1-Gerät
- Beleuchtung** Die Beleuchtung der Druckschalter und der Marker Beacon Lampen wird über eine Photozelle im Frontpanel des Gerätes gesteuert. Die Hintergrundbeleuchtung der Beschriftung wird über den Schaltkreis Instrumentenbeleuchtung versorgt.
- Test** Wird der Test-Schalter gedrückt, leuchten alle Panel-LED's hell auf. Bei Normalbetrieb wird die Helligkeit der LED's über eine im Panel installierte Photozelle automatisch angepasst. Die Beleuchtung der Beschriftung wird über den Schalter Instrumentenbeleuchtung im Instrumentenpanel eingeschaltet.

Aufschaltung der COM Sende-/Empfangsgeräte

Die Lautstärke des COM-Audiosignales wird über die Lautstärkereger des jeweiligen COM-Gerätes eingestellt. Über die COM1MIC bis COM3MIC Wahlschalter kann aus drei verschiedenen COM-Geräten (wenn installiert) jeweils eines für den Sende/Empfangsbetrieb ausgewählt werden.

Nur für den Empfang (audio source) kann unabhängig davon über die COM1 bis COM3 Wahlschalter ein COM-Gerät ausgewählt werden. Wenn die Wahl des Empfängers über die COM-Schalter getroffen wurde, bleibt der gewählte Empfänger auf Empfang unabhängig davon welche Vorwahl für den Sendebetrieb (COM MIC –Betrieb) getroffen wurde.

Der Sendebetrieb über ein aufgeschaltetes Mikrophon wird durch eine blinkende LED-Anzeige (1/sec) am COM MIC Schalter angezeigt.

Weiters gibt es folgende Sonderfunktionen:

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	-	20.11.02	AVE4-4

**Split COM**

Drücken des COM1/2 Schalters aktiviert die Split COM Funktion. In diesem Modus ist das COM1 dem Piloten und das COM2 dem Copiloten jeweils für Senden/Empfangsbetrieb fest zugeteilt, sie können somit gleichzeitig über verschiedene Funkgeräte senden. Beide haben die Möglichkeit zusätzlich, je nach eingestellter Wahl, Signale von COM3, NAV1, NAV2, DME, ADF, und MKR abzuhören. Erneutes Drücken des COM 1/2 Schalters schaltet den Modus aus.

COM Swap Funktion nicht aktiviert

Aufschaltung der Radio-Navigationsgeräte

Die Lautstärke des NAV-Audiosignales wird über den Lautstärkereger des jeweiligen NAV-Gerätes eingestellt.

Drücken der jeweiligen Wahlschalter NAV1, NAV2, DME, ADF, oder MKR wählt die AUDIO-Quelle aus, ein weiteres Drücken des Schalters macht die Wahl rückgängig.

Speaker Output nicht aktiviert, kein Lautsprecher eingebaut.

PA Funktion nicht aktiviert, kein Lautsprecher eingebaut.

Auxiliary Entertainment Inputs nicht aktiviert, keine Phone Jacks installiert.

Intercom-System (ICS)

Die Intercom-Lautstärke und der Squelch (VOX) werden mit folgenden Bedienungsschaltern an der Frontseite des Gerätes eingestellt:

Drehknopf, Links, klein EIN/AUS Schalter des Gerätes und Intercom-Lautstärke Pilot. Drehknopf CCW am Anschlag gerastet, AUS-Stellung.

Drehknopf, Links, groß Regelt Pilot MicSquelch VOX Level. CW Drehung erhöht den VOX Level um den Squelch zu brechen. Volle CCW Drehung rastet die „HOT MIC“ Position.

Drehknopf, Rechts, klein Gedrückte Position: Regelt Copilot ICS-Lautstärke. Gezogene Position: Regelt Passagier ICS-Lautstärke (nicht aktiviert).

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	–	20.11.02	AVE4-5

Drehknopf, Rechts, groß

Regelt Copilot MicSquelch VOX Level. CW Drehung erhöht den VOX Level um den Squelch zu brechen. Volle CCW Drehung rastet die „HOT MIC“ Position.

Das GMA 340 Gerät hat drei verschiedene Intercom Betriebsarten, PILOT, CREW, ALL, die durch Drücken der Schalter PILOT oder CREW direkt eingestellt werden. (CREW =ALL im Falle dieser Installation)

Mono/Stereo Headset

Werden Mono-Headsets in Stereo Jacks gesteckt die keinen Umschalter haben, werden weder Headsets noch das Gerät zerstört.
Werden auf der Pilotenseite Mono-Headsets in Stereo Jacks gesteckt; wird kein Audiosignal im Failsafe Betrieb übertragen, in diesem Fall muß der Pilot jack mit einem Umschalter Mono/Stereo ausgestattet sein, und dieser muß für einen sicheren Failsafe Betrieb Mono-Stellung Betrieb geschaltet sein.

Marker Beacon Receiver

Funktion wird als Teil eines ILS Approaches benutzt.

Funktion für VFR-Betrieb nicht aktiviert.

Elektrische Absicherung des Audio Panels GMA 340

Das Gerät GMA 340 wird über den bestehenden Avionic Bus durch einen in das Panel eingebauten Sicherungsautomaten mit der Bezeichnung „INTERCOM“ vom Bordnetz getrennt.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	-	20.11.02	AVE4-6

ABSCHNITT 9

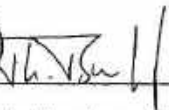
ERGÄNZUNG AVE5

Garmin GNS 430 GPS Navigator

Wird ein Garmin GNS 430 GPS Navigator mit COM- und NAV-Funktionen in das Flugzeug AQUILA AT01 eingebaut, ist diese Ergänzung anwendbar und muß in den Abschnitt 9 des Flughandbuches aufgenommen werden. Informationen dieser Ergänzung ergänzen oder ersetzen ggf. diejenigen des Basis-Handbuches.

LBA anerkannt:




Luftfahrt-Bundesamt, Fachbereich M2
Braunschweig

Datum: 20. Feb. 03

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	--	20.11.02	AVE5-1

1.0 General

Das Flugzeug ist mit einem Einzelgerät Garmin GNS 430 GPS Navigator mit VHF-NAV, ILS und VHF-COM-Funktionen ausgestattet.

Das GNS 430 liefert IFR (VFR) Navigationsdaten für den Streckenflug mit einer Genauigkeit von 15-30 Metern. In dieser Ergänzung wird ausschließlich auf Funktionen unter VFR-Betrieb eingegangen. Das System benutzt das Satelliten-Netzwerk des Global Positioning System (GPS) um die Flugzeugposition (geogr.Länge und Breite) und die Flughöhe zu ermitteln.

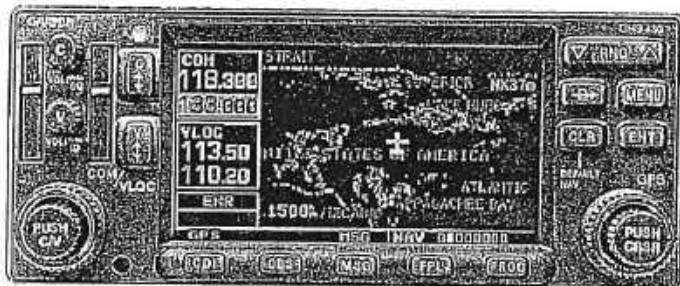


Bild 1
Garmin GNS 430 Frontansicht

2.0 Betriebsgrenzen

Das Flugzeug AQUILA AT01 ist beschränkt auf den Betrieb unter den Definitionen VFR-Tag. Es müssen die für die Navigation erforderlichen und unter Mindestausrüstung angeführten Geräte an Bord installiert und betriebsbereit sein. Der Garmin GNS 430 GPS-Navigator ist eine optionale Zusatzausrüstung, dessen Ausfall in keiner Flugphase kritisch ist.

3.0 Notverfahren

Stehen keine oder nicht ausreichende Navigationsdaten vom GPS-Navigator zur Verfügung, sind die Navigationsdaten der Standardausrüstung heranzuziehen. (siehe auch Kap. 2.0)

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	-	20.11.02	AVE5-2



4.0 Normalverfahren

Auf Grund der Komplexheit und Vielfalt der Bedienungsfunktionen ist für die Bedienung unter Normalverfahren die Herstellerunterlage für den Betrieb des Gerätes „GARMIN GNS 430 Pilot's Guide and Reference“ (Rev. A, Dez. 1998 und später folgende Ausgaben) an Bord mitzuführen und zu benutzen.

4.1 Einschalten des GPS

- | | | |
|----|------------------------------|-------------|
| 1. | Hauptschalter | EIN |
| 2. | Avionik Hauptschalter | EIN |
| 3. | Navigator COM /Hauptschalter | Drehen, EIN |

Der Navigator zeigt eine Startseite während im Hintergrund der Selbsttest abläuft. Nach erfolgreichem Abschluß des Selbsttestes fordert der Navigator die Bestätigung der NavData Datenbank, ermittelt anschließend die Flugzeugposition und stellt diese am Display dar.

ANMERKUNG

Der GPS Navigator benutzt die Höheninformation des Höhencodierers zusätzlich um die Information über die Flughöhe zu überprüfen und zu korrigieren.

4.1 Ausschalten des GPS

- | | | |
|----|------------------------------|-------------------------------|
| 1. | Navigator COM /Hauptschalter | Drehen, OFF (gegen Uhrzeiger) |
|----|------------------------------|-------------------------------|

5.0 Flugleistung

Keine Veränderung gegenüber dem Basis -Handbuch

6.0 Masse und Schwerpunkt

Keine Veränderung gegenüber dem Basis -Handbuch

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	-	20.11.02	AVE5-3



7.0 Systembeschreibung

ANMERKUNG

Diese Ergänzung enthält eine allgemeine Beschreibung des Garmin GNS 430, seine Bedienung und seine Integration in das Panel der AQUILA AT01. Eine weitergehende Beschreibung und umfassende Bedienungsanweisungen befinden sich in der Herstellerunterlage „Garmin GNS Pilot's Guide und Reference“ (Rev. A, Dez. 1998 und später folgende Ausgaben).

GPS 430 Integrated GPS/NAVCOM System

Das Flugzeug ist mit einem GNS 430 System ausgestattet, in dem ein GPS-Navigator, ein NAV Receiver und ein COM Transceiver integriert sind.

Der GPS-Navigator besteht aus einem GPS Empfänger, einem Navigationscomputer und einer Jeppesen NavData Datenbank, die alle in dem GNS 430 Steuergerät integriert sind, das sich im Avionik-Rack in der Mitte des Instrumentenpanels befindet. Des weiteren ist ein NAV-Empfänger, der VHF-Omnirange (VOR)-und Localizer (LOC)-Signale empfängt im Steuergerät integriert.

Komplettiert wird die Einheit durch einen COM VHF-Receiver. Die folgenden Abschnitte beschreiben die Funktion der GPS, NAV und COM-Teile der Einheit.

Eine weitergehende Beschreibung und umfassende Bedienungsanweisungen befinden sich in der Herstellerunterlage „Garmin GNS Pilot's Guide und Reference“

GPS Navigator

Der GPS Navigator liefert VFR (IFR) Navigationsdaten für den Streckenflug mit einer Genauigkeit von 15-30 Metern. In dieser Ergänzung wird ausschließlich auf Funktionen unter VFR-Betrieb eingegangen. Das System benutzt das Sateiliten-Netzwerk des Global Positioning System (GPS) um die Flugzeugposition (geogr.Länge und Breite) und die Flughöhe zu ermitteln.

Die GPS-Antenne ist am Rumpfrücken hinter dem Kabinenfenster in der Centerline angebracht. Alle Bedienelemente für das GPS sind an der Bedienkonsole des GNS 430 Gerätes zugänglich angebracht. Die Bedienkonsole enthält Funktionstasten, Hauptschalter, Statusanzeigen, ein LCD-Farbdisplay, zwei konzentrische Wahlschalter und einen Card-Slot für die Jeppesen NavData Card.

Die Stromversorgung erfolgt über den GPS-Stromkreis, der im Panel über einen Sicherungsautomaten mit der Bezeichnung „GPS“ abgesichert ist.

Die Jeppesen NavDatabase enthält Daten über Flugplätze, VOR's, NDB's und Frequenzen. Es stehen nordamerikanische und internationale Datenbanken zur Verfügung. Die Daten werden auf einer Card zur Verfügung gestellt, die in den Card

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	-	20.11.02	AVE5-4



Slot der GPS Einheit geschoben wird. Über ein Subskriptionsverfahren ist die Versorgung mit ständig aktualisierten Daten gewährleistet.

Navigations-Receiver (NAV)

Das Garmin GNS 430 System ist mit einem integrierten Navigationsreceiver (NAV) ausgestattet, der VHF-Omnirange (VOR)-und Localizer (LOC)-Signale auf einer Frequenz von 108.000 MHz bis 117.950 MHz in Abständen von 50 KHz empfängt.

Alle Bedienelemente für den NAV-Receiver sind an der Bedienkonsole des GNS 430 Gerätes zugänglich angebracht. Die Bedienkonsole enthält aktive und Standby Frequenzanzeigen. IDENT Audio-Signale für VOR und LOC werden an das Audiosystem übergeben. Die Nav-Antenne ist am Rumpfboden in der Rumpfröhre hinter dem Gepäckspann untergebracht. Die Stromversorgung des NAV-Gerätes mit 14 VDC erfolgt über den Avionik-Hauptschalter und ist zusätzlich über den Sicherungsautomaten „COM/NAV“ abgesichert.

COM Transceiver (COM)

Das Garmin GNS 430 System ist mit einem integrierten digitalen VHF- Transceiver (COM) ausgestattet, der alle Schmal- und Breitband-VHF-Signale auf einer Frequenz von 118.000 MHz bis 136.975 MHz in Abständen von 25 KHz (720 Kanal) empfängt.

Für den Betrieb in Europa kann das Gerät vom Benutzer auf Kanalabstände von 8.33 KHz (2280 Kanal) konfiguriert werden.

Die Bedienelemente für den NAV-Receiver und COM Transceiver sind an der linken Seite des GNS Bedienfeldes untergebracht. Die COM-Frequenzen werden durch Drehen der zwei konzentrischen Bedienknöpfe als STBY-Frequenz eingestellt und dann an das aktive Feld übergeben. Die Anzeige der COM-Frequenz befindet sich in der linken oberen Ecke des Displays. Es können auch Frequenzen automatisch aus einem Menü übernommen werden.

Die COM 1 Antenne ist als Sperrtopfantenne ausgeführt und befindet sich im Seitenleitwerk

Die Stromversorgung des COM-Gerätes mit 14 VDC erfolgt über den Avionik-Hauptschalter und ist zusätzlich über den Sicherungsautomaten „COM/NAV“ abgesichert.

Wird zusätzlich zu dem bestehenden Garmin GNS 430 ein weiterer COM/NAV Receiver eingebaut, dann wird das GNS 430 über einen Sicherungsautomaten „COM/NAV 1“ und der zusätzliche COM/NAV Receiver über einen eigenen Stromkreis versorgt und über einen Sicherungsautomaten „COM/NAV 2“ abgesichert.

Als Antenne für das COM 2 dient eine an der Rumpfunterseite installierte Aussenantenne.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	-	20.11.02	AVE5-5

[Absichtlich freigelassen]

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	A.01	-	20.11.02	AVE5-6

ABSCHNITT 9 ERGÄNZUNGEN

		Seite
9.1	EINFÜHRUNG	9-1
9.2	INDEX DER ERGÄNZUNGEN	9-2

9.1 EINFÜHRUNG

In diesem Abschnitt wird die Zusatzausrüstung, die optional in Ihr Flugzeug eingebaut ist, in Form von einzelnen Flughandbuch-Ergänzungen beschrieben. Die einzelnen Ergänzungen beziehen sich auf die eingebauten Komponenten. Es müssen nur diejenigen Flughandbuch-Ergänzungen in diesem Flughandbuch im Anschluss an Kapitel 9.2 enthalten sein, die Ihre Flugzeugkonfiguration betreffen.

In Kapitel 9.2 „Index der Ergänzungen“ sind alle bestehenden anerkannten Ergänzungen aufgeführt. Dieser Index kann als Inhaltsverzeichnis des Abschnitts 9, angepasst auf Ihre Flugzeugkonfiguration gehandhabt werden.

Wird das Flugzeug in einem Instandhaltungsbetrieb/Luftfahrttechnischen Betrieb außerhalb von AQUILA Aviation durch den Einbau weiterer Ausrüstungsteile, die eine Flughandbuchergänzung erforderlich machen, im Verfahren einer EMZ modifiziert, liegt es im Verantwortungsbereich des Halters des Flugzeuges, dass die jeweilige Ergänzung in das Handbuch eingefügt und in den Index aufgenommen wird.

ANMERKUNG

Für einige im folgendem aufgeführten Geräte ist es möglich ein Software-Update durchzuführen. Diese werden auf unserer Homepage (www.aquila-aviation.de) durch ein entsprechendes SI (Service Information) freigegeben.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04/03/2014)	13/04/2015	9 – 1

9.2 INDEX der ERGÄNZUNGEN

Kennzeichen: D - EQCC Werknummer: AT01-218

Ergänzung Nr.	Titel	Seiten	Ausgabe	Eingebaut
AVE1	NAV/COM KX 125	AVE1-1 bis 8	B.01	
AVE2	Transponder KT 76A	AVE2-1 bis 6	B.01	
AVE3	Emergency Locator Transmitter (ELT) ACK E-01	AVE3-1 bis 4	B.01	
AVE4	Garmin GMA 340 Audio System	AVE4-1 bis 6	A.01	X
AVE5	Garmin GNS 430 GPS Navigator	AVE5-1 bis 6	A.01	X
AVE6	Garmin GTX 327 Transponder	AVE6-1 bis 8	A.01	
AVE7	Transponder KT 76C	AVE7-1 bis 6	B.04	
AVE8	Bendix / King KMD 150 Multifunction Display / GPS	AVE8-1 bis 6	B.04	
AVE9	Pointer Emergency Locator Transmitter (ELT)	AVE9-1 bis 8	B.05	
AVE10	Winterbetrieb	AVE10-1 bis 5	B.08	X
AVE11	Emergency Locator Transmitter (ELT) KANNAD 406 AF/AF-Compact	AVE11-1 bis 10	B.11	X
AVE12	Garmin GTX 330 Mode S Transponder	AVE12-1 bis 12	B.08	
AVE13	Garmin GNS 530 GPS Navigator	AVE13-1 bis 8	B.08	
AVE14	Bendix King Transponder KT 73	AVE14-1 bis 8	B.09	
AVE15	ARTEX ME406 Emergency Locator Transmitter (ELT)	AVE15-1 bis 8	B.10	
AVE16	COM/NAV-Gerät GARMIN SL 30	AVE16-1 bis 12	B.11	
AVE17	GPS und Multifunktional-Display FLYMAP L	AVE17-1 bis 12	B.11	
AVE18	FLARM Kollisionswarngerät	AVE18-1 bis 10	B.11	
AVE19	Flugdatenlogger KAPI Air Control FDR 07	AVE19-1 bis 8	B.11	
AVE20	Mode S Transponder GARMIN GTX 328	AVE20-1 bis 10	B.11	X

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04/03/2014)	13/04/2015	9 - 2

Ergänzung Nr.	Titel	Seiten	Ausgabe	Eingebaut
AVE21	COM-Gerät GARMIN SL 40	AVE21-1 bis 10	B.11	
AVE22	GARRECHT VT-02 Mode-S Transponder	AVE22-1 bis 9	A.01	
AVE 23	VFR-Tag und VFR-Nacht Betrieb	AVE23-1 bis 18	A.02	X
AVE 24	ASPEN EFD 1000 – PFD <small>(nur Werk-Nr., die im SB-AT01-021 gelistet sind)</small>	AVE24-1 bis 8	A.02	
AVE 25	ASPEN EFD 1000 – MFD	AVE25-1 bis 8	A.02	
AVE 26	GARMIN G500 PFD/MFD <small>(nur Werk-Nr., die im SB-AT01-021 gelistet sind)</small>	AVE26-1 bis 10	A.03	
AVE 27	Power FLARM	AVE27-1 bis 10	A.01	
AVE 28	ASPEN EFD 1000 - PFD Nacht-VFR	AVE28-1 bis 22	A.01	
AVE 29	GARMIN G500 Nacht-VFR	AVE29-1 bis 22	A.01	
AVE 30	GARMIN GTN 650	AVE30-1 bis 11	B.01	
AVE 31	GARMIN GMA 350	AVE31-1 bis 5	B.01	
AVE 32	Nicht belegt			
AVE 33	Nicht belegt			
AVE 34	Trig TT-22	AVE34-1 bis 11	A.01	
AVE 35	Garrecht TRX 1500	AVE35-1 bis 8	A.01	
AVE 36	Garrecht TRX 2000	AVE36-1 bis 8	A.01	
AVE Foto1	Modifikation für den Mess- und Fotoflugbetrieb	AVE Foto1 bis 24	A.02	

Die in der Tabelle als „Eingebaut“ gekennzeichnete Ausrüstung ist eingebaut und die zugehörigen Handbuchergänzungen sind vorhanden.

10.11.2017

Datum



Unterschrift

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.25	B.24 (04/03/2014)	13/04/2015	9 – 3

ABSCHNITT 9


FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AVE10

Winterbetrieb

Wird eine Kühlerabdeckung und / oder eine externe Triebwerksvorwärmung der Firma Horn GmbH für den Winterbetrieb am Flugzeug angebracht, ist diese Ergänzung anwendbar und muss in den Abschnitt 9 des Flughandbuchs aufgenommen werden. Informationen dieser Ergänzung ergänzen oder ersetzen ggf. diejenigen des Basis-Handbuchs.

Revision B.09 of AFM Supplement AVE-10 ref. FM-AT01-1010-210 is approved under the authority of DOA ref. EASA.21J.025.

Revision B.09 der FHB Ergänzung AVE-10 ref. FM-AT01-1010-210 ist vom Entwicklungsbetrieb mit DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.

26.06.17 
Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	amtl. Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-210	B.09	B.08 (13.04.15)	26.06.2017	AVE10-1

Inhaltsverzeichnis ERGÄNZUNG AVE10

1.	Allgemeines	AVE10 - 3
2.	Betriebsgrenzen	AVE10 - 3
3.	Notverfahren	AVE10 - 4
4.	Normal-Flugverfahren	AVE10 - 4
5.	Flugleistungen	AVE10 - 4
6.	Masse und Schwerpunkt	AVE10 - 4
7.	Flugzeugbeschreibung	AVE10 - 4
8.	Handhabung, Wartung	AVE10 - 5

Dokument Nr.:	Ausgabe:	aktuelle Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-210	B.09	B.08 (13.04.15)	26.06.2017	AVE10-2

1. Allgemeines

1.1 Kühlerabdeckung, Kombikühler (Behr) und getrennte Kühler (SB-AT01-029)

Für den Betrieb bei Außentemperaturen am Startplatz (GND) kleiner +15°C (59°F) mit Kombikühler (Behr) oder kleiner +10°C (50°F) mit getrennten Kühlern kann die angeströmte Kühlerfläche durch Anbringen der Kühlerabdeckung „Standard“ verringert werden. Hierfür muss folgendes Hinweisschild angebracht werden:

Kombikühler (Behr): unterhalb des Landescheinwerfers

KÜHLERABDECKUNG OBERHALB 15°C (59°F) ENTFERNEN
(KÜHLERABDECKUNG UNTERHALB 10°C (50°F) INSTALLIEREN)

getrennte Kühler:
auf der Kühlerabdeckung

Kombikühler (Behr) und getrennte Kühler:

Bei Außentemperaturen kleiner +5°C (41°F) am Startplatz (GND) kann alternativ eine Kühlerabdeckung „Schweiz“ installiert werden. Sie hat eine vergrößerte Abdeckfläche und ist damit wirksamer. Folgendes Hinweisschild muss für das Kombikühlsystem (Behr) unterhalb des Landescheinwerfers, für das getrennte Kühlsystem auf der Kühlerabdeckung angebracht werden:



Die Installation der Kühlerabdeckungen für das Kombikühlsystem (Behr) wird in SB-AT01-003 beschrieben.

1.2 externe Triebwerksvorwärmung Fa. Horn GmbH

Um den Verschleiß durch Kaltstart des Triebwerks zu minimieren, kann ein externes Vorwärmesystem der Fa. Horn installiert werden. Der Betrieb ist nur am ruhenden Luftfahrzeug erlaubt. Im Rahmen dieser Flughandbuchergänzung wird lediglich ein Überblick über das System gegeben. Zum Betrieb sind die Herstellerangaben maßgeblich.

2. Betriebsgrenzen

2.1 Kühlerabdeckung, Kombikühler (Behr) und getrennte Kühler (SB-AT01-029)

Die maximal nachgewiesene Außentemperatur für den Start mit installierter Kühlerabdeckung „Standard“ beim Kombikühlsystem (Behr) beträgt +15°C (59°F), bei getrennten Kühlern +10°C (50°F). Ein Start mit installierter Kühlerabdeckung „Schweiz“ wird nur bis maximal +5°C (41°F) empfohlen.

**Der Pilot ist weiterhin dafür verantwortlich,
dass die im Flughandbuch in Kapitel 2.4.1 f) und g) festgelegten Betriebsgrenzen des
Triebwerks nicht überschritten werden.**

2.2 externe Triebwerksvorwärmung Fa. Horn GmbH

Keine Änderung der Betriebsgrenzen bei installiertem Vorwärmesystem.

3. Notverfahren

Keine Änderung der Notverfahren durch Kühlerabdeckung und / oder Vorwärmesystem.

Dokumenten Nr.:	Ausgabe:	erstmal Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-0010-210	B.09	B.06 (13.04.15)	26.06.2017	AVE10-3

4. Normal-Flugverfahren

4.1 Kühlerabdeckung, Kombikühler (Behr) und getrennte Kühler (SB-AT01-029)

Erweiterung des Kontrollpunkts 5. d) der Außenkontrolle B) im Kapitel 4.4.1 Flughandbuch:

Kühlereinlauf:

- prüfen, ob frei von Verschmutzung und ggf. Entfernen oder Montage einer Kühlerabdeckung gemäß Außentemperatur am Boden des Startplatzes

2.2 externe Triebwerksvorwärmung Fa. Horn GmbH

Erweiterung des Kontrollpunkts 2. Schleppstange im Kapitel 4.4.2 Flughandbuch:

- Schleppstange und Stromversorgung exL TW-Vorwärmung.....entfernt?

5. Flugleistungen

Keine Änderung der Flugleistungen durch Kühlerabdeckung und / oder Vorwärmssystem.

6. Masse und Schwerpunkt

6.1 Kühlerabdeckung, Kombikühler (Behr) und getrennte Kühler (SB-AT01-029)

Der Einfluss der Kühlerabdeckung auf Masse und Schwerpunkt ist vernachlässigbar.

6.2 externe Triebwerksvorwärmung Fa. Horn GmbH

Die Einrüstung ist mit 0,3kg und einem Hebelarm von - 0,901m im Leermassen- und Schwerpunktbericht des Flughandbuchs zu berücksichtigen.

7. Flugzeugbeschreibung

7.1 Kühlerabdeckung, Kombikühler (Behr) und getrennte Kühler (SB-AT01-029)

Die Kühlerabdeckung besteht aus einem Composite-Winkelblech, das mit zwei Schnellverschlüssen in der unteren Cowling direkt vor dem / den Kühlern befestigt wird.

Die effektive Leistung des / der Kühler wird so reduziert und die Betriebstemperaturen von Öl und Kühlflüssigkeit werden angehoben.

7.2 externe Triebwerksvorwärmung Fa. Horn GmbH

Das im Triebwerksraum installierte Vorwärmssystem besteht aus einem 150W Heizpad an der Unterseite des Motorblocks, einem 110W Heizpad am Ölbehälter, Verbindungskabeln sowie einem Stecker im Bereich der Öffnung für die Starthilfesteckdose.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	erstet Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-2:10	B.08	B.08 (13.04.15)	26.06.2017	AVE10-4

8. Handhabung, Wartung

8.1 Kühlerabdeckung, Kombikühler (Bohr) und getrennte Kühler (SB-AT01-029)

Bei Nichtgebrauch sollte die Kühlerabdeckung durch Lösen der zwei Schnellverschlüsse von der Cowing entfernt und im Gepäckraum verstaubt werden.

8.2 externe Triebwerksvorwärmung Fa. Horn GmbH

Der Betrieb, die Instandhaltung und jegliche Reparatur muss gemäß den Herstellervorgaben erfolgen (siehe Anschluss- und Betriebsanleitung Motorvorwärmung Art.-Nr. 120557):

Horn GmbH
Gewerbestraße 14
D-78244 Gottmadingen
fon +49 (0)7731 7803-0
fax +49 (0)7731 7803-93
e-mail: info@horngmbh.com

Vor Inbetriebnahme des Systems ist sicherzustellen, dass alle Kabel, insbesondere die Erdungskabel zum Ölbehälter und zum Motorblock, unbeschädigt sind.

Eine Prüfung der Erdung ist nach den nationalen Vorschriften regelmäßig durchzuführen.

Die Stromversorgung darf nur über das mitgelieferte, lastfrei zuerst mit dem System verbundene 10m Verlängerungskabel in Kombination mit FI-Schutzschalter und zuletzt an einer 230V Wechselstrom Netzsteckdose mit Schutzkontakt (Schuko) erfolgen! Das Trennen von der Stromversorgung darf nur in umgekehrter Reihenfolge ausgeführt werden. Andernfalls besteht die Gefahr, dass Netzspannung auf der Luftfahrzeugzelle anliegt und auch Funkenbildung kann nicht ausgeschlossen werden!

WARNUNG

Gefahr von elektrischem Schlag und Funkenbildung!

Die Heizpads werden über BI-Metalregler gesteuert und im Betrieb an ihrer Außenseite bis zu 155°C warm.

WARNUNG

Bei Berührung - Verbrennungsgefahr!

Das System nicht unbeaufsichtigt betreiben! Bei Ausfall eines BI-Metalls kann es bei ununterbrochenem Betrieb zur Überhitzung des Triebwerksraums und daraus folgenden Schäden kommen!

Bei jeder Wartungskontrolle des Luftfahrzeugs ist die Verklebung und der Zustand der Heizpads sowie der Zustand der Verkabelung und des Steckers zu kontrollieren.

Eine Reparatur von einzelnen Komponenten oder des Gesamtsystems ist nur mit Freigabe durch den Hersteller erlaubt.

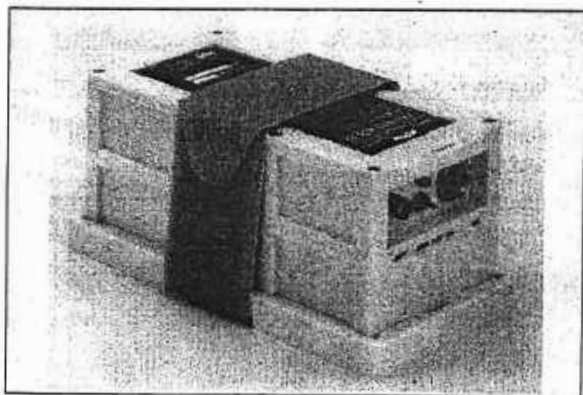
Dokument-Nr.	Ausgabe:	ernstet Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-0010-210	8.09	9.08 (13.04.15)	26.06.2017	AVE 10-5

ABSCHNITT 9

FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AVE 11


Emergency Locator Transmitter (ELT) KANNAD 406 AF / AF-Compact

Wird das 406 MHz-ELT KANNAD 406 AF oder 406 AF-Compact in das Flugzeug AQUILA AT01 eingebaut, ist diese FHB-Ergänzung anwendbar und muss in den Abschnitt 9 des Flughandbuchs aufgenommen werden. Informationen dieser FHB-Ergänzung ergänzen oder ersetzen ggf. diejenigen des Basis-Flughandbuchs.



Die Änderungen in Ausgabe B.11 dieser Flughandbuchergänzung sind aufgrund der Genehmigung als Entwicklungsbetrieb mit der Nr. EASA.21J.025 zugelassen.

Schönhausen, 03.03.2008

D. Krappel
D. Krappel
Musterprüfleitst...


Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	B.07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 1

0.1 LISTE DER AUSGABEN UND ÄNDERUNGEN

B.07	Erstausgabe im Rahmen der EASA-genehmigten Major Change AT01-00142	Alle	30.07.04
B.11	Redaktionelle Änderungen zur Integration des KANNAD 406 AF-Compact ELTs im Rahmen der Änderung des FHB unter Minor Change AT01-00245	Alle	30.11.07

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

AVE11-1 bis AVE11-10	B.11	30.11.2007
----------------------------	------	------------



--	--	--

0.3 INHALTSVERZEICHNIS DER FHB-ERGÄNZUNG AVE 11

Abschnitt 1	ALLGEMEINES	AVE11 - 3
Abschnitt 2	BETRIEBSGRENZEN	AVE11 - 3
Abschnitt 3	NOTVERFAHREN	AVE11 - 4
Abschnitt 4	NORMALVERFAHREN	AVE11 - 4
Abschnitt 5	FLUGLEISTUNGEN	AVE11 - 4
Abschnitt 6	MASSE UND SCHWERPUNKT	AVE11 - 4
Abschnitt 7	SYSTEMBESCHREIBUNG	AVE11 - 4
Abschnitt 8	HANDHABUNG UND WARTUNG	AVE11 - 10

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-100	B.11	B.07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 2

1. ALLGEMEINES

Diese Flughandbuch-Ergänzung enthält eine allgemeine Beschreibung des 406 MHz-ELTs KANNAD 406 AF/AF-Compact, seiner Bedienung und Integration in die AQUILA AT01. Für eine weiterführende Beschreibung und umfassendere Bedienungsanleitung des Systems wird auf die aktuelle Ausgabe des KANNAD Installation Manual/Operation Manual/Inspection Log, DMA 174L Ref. 0139162L für das KANNAD 406 AF bzw. DOC06006C Ref. 0141922C für das KANNAD 406 AF-Compact, verwiesen.

Die in dieser Flughandbuch-Ergänzung enthaltenen Informationen sind in Verbindung mit dem Basis-Flughandbuch zu verwenden. Darüber hinaus ist das KANNAD Installation Manual/Operation Manual/Inspection Log immer an Bord des Luftfahrzeuges mitzuführen.

2. BETRIEBSGRENZEN

Das KANNAD 406 AF/AF-Compact ELT ist als optionale Zusatzausrüstung in das Luftfahrzeug eingebaut, dessen Ausfall in keiner Flugphase kritisch ist. Die in Abschnitt 2 des Basis-Flughandbuches definierten Betriebsgrenzen gelten somit auch weiterhin ohne Änderungen oder Einschränkungen.

Wenn das KANNAD 406 AF/AF-Compact ELT in das Luftfahrzeug eingerüstet wird, müssen die folgenden Hinweisschilder an den entsprechend genannten Einbaupositionen angebracht werden:

- 1) Hinweisschild 29 (siehe auch Abschnitt 2.16 im Basisflughandbuch) auf der Rumpfaußenseite im Bereich des Einbauortes des ELT:



- 2) Hinweisschild 35 (siehe auch Abschnitt 2.16 im Basisflughandbuch) auf dem Instrumentenbrett neben dem ELT Remote Control Panel (nur wenn das optionale ELT Remote Control Panel eingebaut ist):



- 3) Hinweisschild 49 (siehe auch Abschnitt 2.16 im Basisflughandbuch) auf dem Instrumentenbrett im oberen rechten Bereich:

ELT und Feuerlöscher
hinter dem Copilotensitz
(wenn installiert)

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	B.07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 3

3. NOTVERFAHREN

Das KANNAD 406 AF/AF-Compact ELT ist als optionale Zusatzausrüstung in das Luftfahrzeug eingebaut, dessen Ausfall in keiner Flugphase kritisch ist. Die im Basis-Flughandbuch definierten Notverfahren gelten daher weiterhin uneingeschränkt und ohne Änderungen.

4. NORMALVERFAHREN

Keine Änderungen gegenüber dem Basis-Flughandbuch. Eine Kurzbeschreibung der Bedienung des Gerätes ist in Abschnitt 7 enthalten.

5. FLUGLEISTUNGEN

Keine Änderungen gegenüber dem Basis-Flughandbuch.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Ein- und Ausbau des KANNAD 406 AF/AF-Compact ELTs gemäß Abschnitt 6 des Basis-Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. SYSTEMBESCHREIBUNG

7.1 ALLGEMEINES

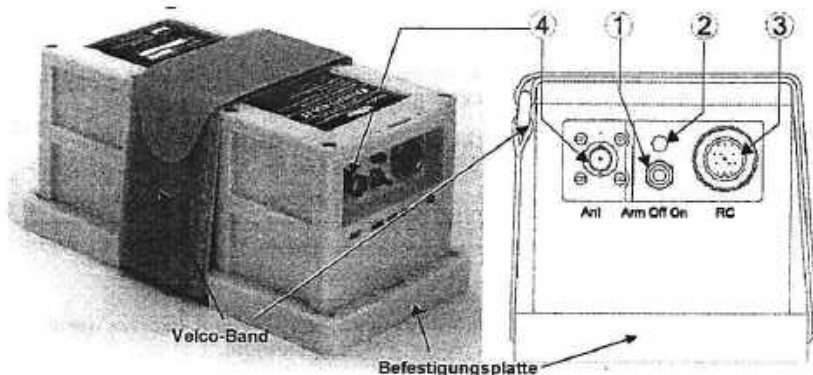
Der Emergency Locator Transmitter (ELT) ist ein Notsender, der, wenn aktiviert, sowohl auf der zivilen Notfrequenz 121,5 MHz als auch auf der militärischen Notfrequenz 243,0 MHz ein Notsignal abstrahlt. Dieses Notsignal ermöglicht den Rettungskräften, ein verunglücktes Flugzeug innerhalb einer kurzen Zeitspanne zu lokalisieren und aufzufinden. Darüber hinaus sendet dieses ELT zusätzlich vorprogrammierte, digitale Signalnachrichten auf 406 MHz ab, die von den Satelliten des COSPAS-SARSAT Systems verarbeitet werden können. Das COSPAS-SARSAT System wurde zur Koordination und Erleichterung von Rettungseinsätzen implementiert. Neben der Verarbeitung und Weiterleitung der digitalen Signalnachrichten werden durch die Satelliten dieses Systems auch die Notsignale auf den internationalen Notfrequenzen 121,5 und 243 MHz an mindestens eine der global verteilten 64 Bodenstationen weitergeleitet, wo der Rettungseinsatz eingeleitet und koordiniert wird. Die auf 406 MHz gesendete, digitale Signalnachricht ermöglicht die Identifikation des Luftfahrzeuges (Typ, Anzahl der Passagiere, Flugzeughalter) und erleichtert so den Rettungseinsatz. Die Luftfahrzeugposition wird über den Dopplereffekt bestimmt und ist mit einer Genauigkeit von ca. 2 NM an jedem Punkt der Erde lokalisierbar.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	B.07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 4

INTEGRATION DES KANNAD ELT'S IN DIE AQUILA AT01

Das Sendegerät ist im rechten Bereich des Gepäckraumes hinter dem Kopilotensitz auf der Bodenplatte in Flugrichtung montiert. Die Sendeantenne (Stabantenne RAYAN ANT 300) befindet sich am Rumpfrücken des Luftfahrzeuges hinter dem Gepäckraumspant. Optional kann zusätzlich eine Fernbedienung für das ELT (Remote Control Panel) im rechten Bereich des Instrumentenbrettes oberhalb der Triebwerksinstrumente vorhanden sein. Die Verbindung zwischen ELT und Remote Control Panel erfolgt über einen eigenständigen Kabelbaum, der zusammen mit dem Rumpfkabelbaum durch die Cockpitsektion geführt wird. ELT-seitig ist der Kabelbaum mit einem DIN-12 Stecker ausgerüstet, an der Seite des Remote Control Panels mit einer 9-poligen D-SUB Buchse.

KANNAD 406 AF/AF-Compact GERÄTEANSICHT



ANSCHLÜSSE, ANZEIGE- UND BEDIENUNGSELEMENTE

Die folgenden Anschlüsse, Anzeige- und Bedienungselemente sind auf der Frontseite des Gerätes vorhanden (s. obige Abbildung):

1. Schalter mit den 3 Stellungen ARM/OFF/ON *
2. Rote Lampe (LED) *
3. DIN-12 Buchse für den Anschluss des Remote Control Panels, eines Moduls mit CS144 Schnittstelle (nur KANNAD 406 AF), Dongles oder Programmierungseinheit
4. BNC Buchse für die Außenantenne

* Die Positionen 1 und 2 sind beim KANNAD 406 AF-Compact ELT vertauscht.

Die rote Lampe (LED) zeigt über Signale den Betriebsstatus der Sendeeinheit an:

- Nach dem Selbsttest:
eine Serie von kurzen Lichtsignalen zeigt einen Fehler im System an, ein einziges langes Lichtsignal zeigt die Betriebsbereitschaft des Systems an.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B. 11	B. 07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 5

- Nach der Aktivierung des ELTs: periodische Blinksignale beim Senden auf 121,5/ 243 MHz und ein langes Lichtsignal während des Sendens auf 406 MHz.

Ein Tongenerator gibt zusätzlich akustische Signale zur Identifizierung des Betriebsmodus des Gerätes ab:

- Selbsttest kontinuierliches Piepsen
- Sendebetrieb auf 121,5/243 MHz 2 Piepssignale/Sekunde
- Sendebetrieb auf 406 MHz kein akustisches Signal

ELT-REMOTE CONTROL PANEL (FERNBEDIENUNG)

Optional wird für das ELT im Cockpit eine Fernbedienung für dessen Überwachung und Bedienung angeboten. Die Fernbedienung (ELT-Remote Control Panel RC200) befindet sich, wenn eingebaut, im rechten Bereich des Instrumentenbrettes über den Motorinstrumenten.



Die folgenden Bedienungs- und Anzeigeelemente sind auf der Fernbedienung vorhanden:

- Schalter mit den 3 Stellungen ON/ARMED/ RESET TEST
- Rote Lampe (LED neben der "ON"-Markierung)

ANMERKUNG

Das ELT kann nur dann über die Fernbedienung bedient werden, wenn sich der ELT-Schalter in der „ARM“-Position befindet.

SENDEEINHEIT

Das KANNAD 406 AF/AF-Compact kann entweder automatisch durch den g-Sensor (im Crash-Fall) oder manuell über den ELT-Schalter bzw. die optionale Fernbedienung im Cockpit aktiviert werden. Das ELT sendet auf den folgenden Frequenzen Notsignale ab:

- Auf den internationalen Notfrequenzen 121,5 und 243 MHz sowie auf der COSPAS/SARSAT-Frequenz 406 MHz (KANNAD 406 AF).
- Auf der internationalen Notfrequenz 121,5 MHz sowie auf der COSPAS/SARSAT-Frequenz 406 MHz (KANNAD 406 AF-Compact).

Die beiden internationalen Notfrequenzen werden hauptsächlich zur Zielsuche in der Endphase des Such- und Rettungseinsatzes verwendet, währenddessen das Signal auf 406 MHz der genauen Lokalisierung und Identifikation des Luftfahrzeuges innerhalb des COSPAS/SARSAT-Systems dient. Nach Aktivierung des ELTs sendet dieses kontinuierlich auf 121,5 MHz (und 243 MHz beim KANNAD 406 AF) mit einer Sendeleistung von 100mW. Während der ersten 24h nach Aktivierung des Senders wird alle 50 Sekunden eine digitale Signalnachricht auf 406 MHz an die COSPAS-SARSAT

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	B.07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 6

Satelliten mit einer Sendeleistung von ungefähr 5 W gesendet. Nach Ablauf dieser Zeitspanne stellt das KANNAD 406 AF das Senden auf 406 MHz ein, um mit der verbleibenden Batteriekapazität so lange wie möglich auf den beiden internationalen Notfrequenzen weitersenden zu können. Das KANNAD 406 AF-Compact sendet auch nach Ablauf der ersten 24 h auf 406 MHz weiter bis die Batteriekapazität erschöpft ist.

STROMVERSORGUNG

Das KANNAD 406 AF wird unabhängig vom Bordnetz des Luftfahrzeuges mit elektrischer Energie versorgt. Das Sendegerät wird mit einem Batteriepaket, das aus 3 (KANNAD 406 AF) bzw. einer (KANNAD 406 AF-Compact) LiMnO₂ D-Zelle besteht, betrieben. Die Kapazität des Batteriepakets erlaubt einen Sendebetrieb auf 121,5/243 MHz für annähernd 100 h bei -20 °C beim KANNAD 406 AF und für mehr als 48 h bei -20°C beim KANNAD 406 AF-Compact.

Die maximale Betriebszeit des Batteriepaketes ist auf 6 Jahre nach Herstellung festgelegt. Das Batteriepaket muss nach Ablauf dieser Zeitspanne bei Nichtaktivierung des ELTs oder bei Eintritt einer der folgenden Ereignisse ausgetauscht werden:

- a) Nach Betrieb des Senders in einer Notsituation oder nach einer unbeabsichtigten Aktivierung von unbekannter Zeitdauer.
- b) Nach einem akkumulierten Sendebetrieb von mehr als einer Stunde Zeitdauer (aufsummierte Betriebszeiten aus Funktionstests und unbeabsichtigten Aktivierungen mit bekannten Zeitdauern).
- c) Zum bzw. vor dem Ablaufdatum des Batteriepakets (s. Kennzeichnung des Ablaufdatums auf dem Batteriepaket und dem ELT)

WARNUNG

Das Batteriepaket ist nicht wiederaufladbar!

PROGRAMMIERUNG UND REGISTRIERUNG

HINWEIS

Das ELT muss vor der Installation in das Luftfahrzeug bei der zuständigen Zulassungsbehörde registriert werden. Zusätzlich muss jeder Halterwechsel der zuständigen Registrierungsstelle gemeldet werden.

Für die Anmeldung und Registrierung von 406 MHz ELTs sind die bei der Registrierungsbehörde erhältlichen Standardformulare zu verwenden. Ein Datenblatt, das alle für das COSPAS-SARSAT Protokoll notwendigen Daten enthält, ist an den Vertriebs Händler für die Programmierung des Gerätes weiterzuleiten. Für weiterführende Informationen wird auf das Installation/Operation Manual des Gerätes verwiesen bzw. das Kontaktieren der zuständigen Zulassungsbehörde empfohlen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	B.07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 7

7.2 BEDIENUNG UND BETRIEBSARTEN DES GERÄTES

BETRIEBSBEREITSCHAFT FÜR DEN NOTFALL

Um einen sicheren Betrieb und eine sichere Bedienung im Notfall zu gewährleisten, wird empfohlen, die nachfolgenden Maßnahmen entsprechend durchzuführen:

- Machen Sie sich mit den Bedienungsfunktionen des Gerätes eingehend vertraut.
- Führen Sie die Betriebsanweisung des Gerätes (Installation/Operation Manual) sowie diese FHB-Ergänzung immer an Bord des Luftfahrzeuges mit.
- Kontrollieren Sie die Sendeeinheit und die Antenne in regelmäßigen Abständen gemäß den Angaben im Installation/Operation Manual hinsichtlich Sicherheit der Befestigungen und der festen Verbindung zwischen Antenne und Gerät.

BETRIEBSARTEN DES KANNAD 406 AF/AF-COMPACT

Das ELT-Sendegerät ist direkt hinter dem Sitz des Copiloten im rechten Bereich des Gepäckfaches auf der Bodenplatte installiert. Falls eingebaut, befindet sich die optionale Fernbedienung des Gerätes (Remote Control Panel) im rechten Bereich des Instrumentenbrettes oberhalb der Motorüberwachungsinstrumente. Die nachfolgende Tabelle enthält eine Übersicht der verschiedenen Betriebsarten des ELT:

KANNAD 406 AF/AF-COMPACT ELT		
Betriebsart	Schaltersstellung E- Einheit/Remote Control Panel (RCP)	Funktion
ARMED/ STANDBY	„ARM“ (Normale Einstellung während des Fluges)	Stand-by Modus für die automatische Aktivierung des ELT durch den „Crash-Sensor“ (g-Sensor). Dieser Betriebsmodus muss während des Fluges aktiv sein. Das ELT kann nur mit der Fernbedienung bedient werden, wenn sich der Schalter auf dem ELT in der „ARM“-Position befindet.
ON	„ON“	Umgeht den Crash-Sensor zur manuellen Aktivierung des ELT Sendebetriebs (für Funktionstest siehe Installation Manual des ELT).
OFF	„OFF“ (nur auf der ELT- Einheit vorhanden)	Schaltet das Gerät für Wartungsarbeiten am LFZ aus bzw. Beendigung des Sendebetriebs aktivierter ELTs (nach Rettung oder unabsichtlicher Aktivierung).
RESET TEST	„RESET TEST“ (nur auf der Fern- bedienung vorhanden)	Initiierung des Selbsttests bzw. Abbruch des Sendebetriebs aktivierter ELTs mit Hilfe der Fernbedienung (Remote Control Panel).

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	B.07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 8

Die automatische Aktivierung des ELTs durch den „Crash-Sensor“ kann nur dann erfolgen, wenn sich das ELT im Standby-Betriebsmodus befindet. Dieser Betriebsmodus ist daher während des Fluges vorgeschrieben. Auch kann das ELT nur dann über die Fernbedienung bedient werden, wenn sich der ELT-Schalter in der „ARM“-Position befindet. Es wird empfohlen, das ELT nur während der Wartung oder bei längeren Standzeiten des Luftfahrzeuges komplett abzuschalten (OFF-Betriebsmodus). Die hinter dem Gepäckspant am Rumpfrücken eingebaute ELT-Antenne muss frei von Hindernissen sein.

Nach einer Notlandung wird empfohlen, durch Einstellen des Notkanals (121,5 MHz) auf dem Funkgerät die Aktivierung des ELTs zu überprüfen. Ein aktiviertes ELT kann durch Umschalten des ELT-Schalters in die „OFF“-Stellung oder mit Hilfe der Fernbedienung (den Schalter für mindestens 1 Sekunde in der „RESET TEST“-Stellung halten) deaktiviert werden. Falls das ELT unabsichtlich aktiviert wurde, so sind die vorgeschriebenen Verfahren der nationalen Betriebsvorschriften mit umgehender Informierung der Flugsicherung einzuhalten.

7.3 FUNKTIONSTEST

ALLGEMEINES

Das ELT ist zur Überprüfung der Betriebsbereitschaft mit einer Selbsttestfunktion ausgestattet. Eine Überprüfung der Betriebsbereitschaft muss in regelmäßigen Abständen durch den Piloten oder durch Wartungspersonal durchgeführt werden. Seitens des Geräteherstellers wird empfohlen, die Betriebsbereitschaft des ELT mittels Durchführung des Selbsttests in monatlichen Abständen sowie nach der Durchführung von Wartungsarbeiten zu überprüfen. Da jeder Selbsttest elektrischen Strom aus dem Batteriepaket entnimmt, darf dieser nicht öfter als einmal die Woche durchgeführt werden. Wird der Selbsttest dennoch öfter durchgeführt, verringert sich das Austauschintervall für das Batteriepaket dementsprechend. Funktions- und Betriebstests, die wie Sendetests über den Umfang des Selbsttestes hinausgehen, dürfen nur von Wartungspersonal mit entsprechender Berechtigung in Übereinstimmung mit den Angaben im Installation Manual/Operation Manual/Inspektion Log durchgeführt werden. Solche Tests müssen nach Ersteinrüstung des ELTs sowie in regelmäßigen Abständen gemäß nationaler Vorschriften durchgeführt werden.

DURCHFÜHRUNG DES SELBSTTESTS

HINWEIS

Ohne Antennenverbindung darf der Selbsttest nicht durchgeführt werden!

SELBSTTEST		KANNAD 406 AFAP-Compact ohne Fernbedienung (REMOTE CONTROL PANEL)
1	ELT-Schalter in die „OFF“-Position schalten	Das ELT befindet sich im rechten Bereich des Gepäckfachs hinter dem Kopilotensitz. ELT schaltet in den „OFF“-Betriebsmodus.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	B.07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 9

SELBSTTEST		KANNAD 406 AEMF-Compact ohne Fernbedienung (REMOTE CONTROL PANEL)
2	ELT-Schalter wieder in die „ARM“-Position schalten	Der Tongenerator des ELTs gibt während des gesamten Selbsttests ein durchgängiges Dauersignal ab. Nach wenigen Sekunden wird das Testergebnis am LED wie folgt angezeigt: <ul style="list-style-type: none"> • Ein langes Blinksignal signalisiert die Betriebsbereitschaft des Gerätes. Keine Fehler wurden gefunden. • Eine Reihe von kurzen Blinksignalen signalisiert einen nicht bestandenen Selbsttest.
3	ELT-Schalter wieder in die „OFF“-Position schalten oder „ARM“-Pos. beibehalten.	In der „OFF“-Position ist das Gerät ausgeschaltet. Vor der Durchführung des nächsten Fluges muss dann der STANDBY-Betriebsmodus wiederhergestellt werden.

HINWEIS

Falls optional die Fernbedienung für das ELT in das Luftfahrzeug eingebaut wurde, kann die Selbsttestfunktion auch über die Fernbedienung aktiviert werden, indem der Schalter in die „RESET TEST“-Position gedrückt wird (ELT muss sich im STANDBY-Betriebsmodus befinden). Der Selbsttest läuft wie in obiger Tabelle beschrieben ab.

Wird der Selbsttest mit einer Fehlermeldung beendet, ist der Gerätehersteller so schnell wie möglich zu kontaktieren.

Bemerkung:

Die Anzahl der Blinksignale gibt Aufschluss über die im Selbsttest festgestellte Fehlerart:

Anz. Blinksignale	FEHLERART
3+1	ZU NIEDRIGE BATTERIESPANNUNG
3+2	ZU NIEDRIGE RF-LEISTUNG
3+3	FEHLERHAFTES VCO-LOCKING
3+4	KEINE KENNUNG PROGRAMMIERT

8. HANDHABUNG UND WARTUNG

Die Batterien des ELT müssen nach 6 Jahren ausgetauscht werden, wenn keine zwischenzeitliche Aktivierung des ELT erfolgte. Für weiterführende Informationen und durchzuführende Instandhaltungsmaßnahmen wird auf das Installation Manual/Operation Manual/Inspection Log des ELT und das Wartungshandbuch der AQUILA AT01 verwiesen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	B.07 (30.07.2004)	30.11.2007	AVE11 - 10

ABSCHNITT 9

FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AVE 20

Mode S Transponder GARMIN GTX 328

Wird ein GARMIN GTX 328 Mode S Transponder in das Flugzeug AQUILA AT01 eingebaut, ist diese FHB-Ergänzung anwendbar und muss in den Abschnitt 9 des Flughandbuchs aufgenommen werden. Informationen dieser FHB-Ergänzung ergänzen oder ersetzen ggf. diejenigen des Basis-Flughandbuchs.



Der technische Inhalt dieser Flughandbuchergänzung ist aufgrund der Genehmigung als Entwicklungsbetrieb mit der Nr. EASA.21J.025 zugelassen.

Schönhausen, 17.12.2007

[Signature]
D. Krappel
Musterprüfleitstelle (MPL)

A circular seal with the text 'Approved by EASA.21J.025' around the perimeter. In the center, it says 'AQUILA' and 'Musterprüfleitstelle'.

EASA anerkannt: EASA. A.A. 01748
EASA, Certification Directorate

Datum: 28 August 2008

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	— (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 1

0.1 LISTE DER AUSGABEN UND ÄNDERUNGEN

Ausgaben			
B.11	Herausgabe der AVE 16 bis 21 (ÄÄ AT01-00245)	Alle	30.11.07

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

Gültige Seiten		
AVE20-1 bis AVE20-10	B.11	30.11.2007



Gültige Seiten		

0.3 INHALTSVERZEICHNIS DER FHB-ERGÄNZUNG AVE 20

Abschnitt 1	ALLGEMEINES	AVE20 - 3
Abschnitt 2	BETRIEBSGRENZEN	AVE20 - 3
Abschnitt 3	NOTVERFAHREN	AVE20 - 3
Abschnitt 4	NORMALVERFAHREN	AVE20 - 3
Abschnitt 5	FLUGLEISTUNGEN	AVE20 - 4
Abschnitt 6	MASSE UND SCHWERPUNKT	AVE20 - 4
Abschnitt 7	SYSTEMBESCHREIBUNG	AVE20 - 5
Abschnitt 8	HANDHABUNG UND WARTUNG	AVE20 - 10

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	— (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 2

1. ALLGEMEINES

Diese Flughandbuch-Ergänzung stellt alle Informationen zur Verfügung, die für den sicheren Betrieb des Mode S Transponders GARMIN GTX 328 notwendig sind. Sie enthält eine allgemeine Beschreibung des Transponders, seiner Bedienung und Integration in die AQUILA AT01. Für eine weiterführende Beschreibung und umfassendere Bedienungsanleitung des Systems wird auf die aktuelle Ausgabe des GTX 328 Pilot's Guide, P/N 190-00420-03, verwiesen.

Die in dieser Flughandbuch-Ergänzung enthaltenen Informationen sind in Verbindung mit dem Basis-Flughandbuch zu verwenden. Darüber hinaus ist das GTX 328 Pilot's Guide immer an Bord des Luftfahrzeuges mitzuführen.

2. BETRIEBSGRENZEN

Die Verbindung des GTX 328 mit einem TCAS Kollisionswarnsystem ist in der AQUILA AT01 zurzeit nicht vorgesehen. Die im Basis-Flughandbuch definierten Betriebsgrenzen gelten somit auch weiterhin ohne Änderungen oder Einschränkungen.

3. NOTVERFAHREN

SENDEN EINES NOTSIGNALS:

- „ALT“-Taste: DRÜCKEN.
- Numerische Tasten „0-7“: Transpondercode 7700 einstellen.

SENDEN EINES NOTSIGNALS BEI AUSFALL DES FUNKGERÄTES (IM KONTROLLIERTEN LUFTRAUM):

- „ALT“-Taste: DRÜCKEN.
- Numerische Tasten „0-7“: Transpondercode 7600 einstellen.

4. NORMALVERFAHREN

ANMERKUNG

Die zu erwartende Reichweite des GTX 328 beträgt etwa bis zur sichtbaren Horizontlinie („direkte Sichtlinie“). Niedrige Flughöhen sowie eine Antennenabschirmung durch das Luftfahrzeug können zu einer deutlich reduzierten Reichweite führen. Die Reichweite kann durch Steigen auf größere Flughöhen verbessert werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	--- (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 3

NACH DEM ANLASSEN DES MOTORS

1. Avionik-Hauptschalter **EIN**

Der Transponder schaltet in den Standby-Modus (STBY).
Das Gerät ist in diesem Modus eingeschaltet, antwortet allerdings nicht auf Sekundärradarabfragen der Flugsicherung (ATC).

VOR DEM START

1. Transponder Mode Wahltaste **ALT**

In diesem Modus antwortet der Transponder automatisch auf Abfragesignale von ATC-Sekundärradaranlagen und von TCAS-Systemen an Bord anderer Luftfahrzeuge im Mode A und Mode C Modus (Identifikation und Höhe).

ANMERKUNG

Wird die Transponder Wahltaste "ON" gedrückt, so wird nur der Mode A Betrieb des Transponders aktiviert. Der Transponder beantwortet in diesem Betriebsmodus Abfragesignale nur mit dem Ident-Code ohne Höheninformation.
Höheninformationen werden nur im Mode C Betriebsmodus übermittelt.

NACH DER LANDUNG

1. Transponder Mode Wahltaste **STBY oder OFF**

5. FLUGLEISTUNGEN

Keine Veränderung gegenüber dem Basis-Flughandbuch.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Ein- und Ausbau des GARMIN GTX 328 Mode S Transponders gemäß Abschnitt 6 des Basis-Flughandbuches zu berücksichtigen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	-- (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 4

7. SYSTEMBESCHREIBUNG

ALLGEMEINES

Der in das Instrumentenbrett eingebaute Transponder GARMIN GTX 328 empfängt Anfragen von Bodenstationen mit Sekundärradar oder von TCAS-Systemen an Bord von anderen Luftfahrzeugen auf einer Frequenz von 1030 MHz und sendet kodierte Antwortimpulse auf der Frequenz 1090 MHz zurück. Der GTX 328 Transponder ist mit einer IDENT-Funktion ausgestattet, welche bei Aktivierung einen Identifizierungsimpuls (SPI, Special Position Identification) für 18 Sekunden aussendet. Der Sende- und Empfangsbetrieb der Mode S-Funktionen erfolgt ebenfalls auf den beiden Frequenzen 1090 und 1030 MHz.

Zusätzlich zu der Darstellung des Transponder-Codes werden auf dem Display des Gerätes auch das REPLY-Symbol und der Betriebsmodus sowie die aktuelle Druckhöhe und die Timer-Funktion angezeigt. Weiterhin ist das Gerät mit einer internen Überwachungseinheit für die Flughöhe und den Flight Timer ausgestattet, die bei Abweichungen in der Flughöhe sowie beim Ablauf des Count-Down Timers Sprach- und Tonwarnungen im Audiokanal ausgibt.

Der Transponder GTX 328 wird durch Drücken der STBY-, ALT- oder ON-Taste eingeschaltet. Nach dem Einschalten wird die Initialisierungsseite auf dem Display angezeigt, während der Transponder einen Selbsttest durchführt. Um den Transponder zu aktivieren, müssen sich der GEN/BAT-Schalter und der Avionik Hauptschalter im eingeschalteten Zustand befinden.

GARMIN GTX 328 GERÄTEANSICHT



Figure 5-1. GTX 328 Front Panel

TRANSPONDER MODE WAHLTASTEN

- OFF** Deaktiviert den GTX 328. Durch Drücken der STBY-, ON- oder ALT-Taste wird der Transponder eingeschaltet, der letzte aktive Identifikationscode wird angezeigt.
- STBY** Schaltet den Transponder im „Standby“-Betrieb ein. In diesem Betriebsmodus beantwortet der Transponder keine Anfragen von Bodenstationen und LFZ.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	--- (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 5

- ON** Schaltet den Transponder in den Betriebsmodus MODE A. In diesem Betriebsmodus beantwortet der Transponder Abfragen, was durch das „Reply“-Symbol (‘R’) auf dem Display angezeigt wird. Das Gerät sendet kein Höhen-signal.
- ALT** Schaltet den Transponder in den Betriebsmodus MODE A und MODE C. In diesem Betriebsmodus beantwortet der Transponder Abfragen mit Transponder Code und Höhengsignal, angezeigt durch das „Reply“-Symbol (‘R’) auf dem Display. Antworten zu Höhenabfragen beinhalten die codierte aktuelle Standarddruckhöhe, die vom Altitude Encoder bereitgestellt wird (bezogen auf Standardatmosphäre und 1013 hPa Höhenmessereinstellung).

Sobald die **ON-** oder **ALT-Taste** ausgewählt wird, wird der Transponder ein aktiver Teil des „Air Traffic Control Radar Beacon“ Systems (ATCRBS). Der Transponder antwortet dann auch auf Abfragen von anderen Luftfahrzeugen, die mit TCAS ausgerüstet sind.

EINSTELLEN DES TRANSPONDER CODES

Das Einstellen des Transponder Codes erfolgt über die acht Nummerntasten (0-7), wodurch 4096 verschiedene, aktive Identifikationscodes zur Verfügung stehen. Durch Drücken einer dieser Tasten beginnt die Code-Auswahlsequenz. Der neue eingegebene Code wird erst aktiv, wenn alle 4 Stellen des Codes eingegeben wurden. Durch Drücken der CLR-Taste springt der Cursor eine Code-Stelle zurück. Wird die CLR-Taste gedrückt, wenn sich der Cursor auf der ersten Code-Stelle befindet, oder während der Code-Eingabe die CRSR-Taste, so verschwindet der Cursor und die Code-Eingabe wird abgebrochen. Der vorher eingestellte Transponder Code wird wiederhergestellt. Die CLR-Taste kann bis zu 5 Sekunden nach kompletter Code-Eingabe gedrückt werden, um mit dem Cursor zur letzten Stelle des vierstelligen Codes zurückzukehren. Die Nummerntasten 8 und 9 werden für die Code-Eingabe nicht verwendet, sondern sind nur für die Eingabe der Count-Down Zeit, Einstellung des Kontrastes und Helligkeit der Anzeige oder Systemeinstellungen im Konfigurationsmodus vorgesehen.

ANMERKUNG

Die Eingabe des Transponder Codes sollte immer sorgfältig durchgeführt werden, unabhängig davon, ob dieser durch die ATC zugeteilt wurde oder ein Standard Transponder Code verwendet wird.

Wichtige Standard Transponder Codes:

- 1200 - VFR Code in den USA (s. ICAO standards)
- 2000 - VFR Code, gebräuchlich in Europa (s. ICAO standards)
- 7000 - VFR Code, gebräuchlich in Europa (s. ICAO standards)
- 7600 - Ausfall des Funkgerätes
- 7700 - Notfall

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	-- (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 6

ANDERE FUNKTIONSTASTEN DES GTX 328

- IDENT** Durch Drücken der **IDENT**-Taste wird für 18 Sekunden das „Special Position Identification“ (SPI) Signal aktiviert, wodurch die Transponderantwort des Luftfahrzeuges eindeutig auf den Bildschirmen der Flugverkehrskontrolle von anderen Transpondersignalen unterschieden werden kann. Das Wort '**IDENT**' erscheint in der linken oberen Ecke der Anzeige, solange der **IDENT**-Modus aktiv ist.
- VFR** Wechselt in den im Konfigurationsmodus voreingestellten Standard Transponder Code für VFR-Betrieb. Nochmaliges Drücken der **VFR**-Taste wechselt wieder in den vorher aktiven Transponder Code.
- FUNC** Wechselt die Systemseite, die auf der rechten Seite des Displays angezeigt wird. Die angezeigten Daten beinhalten Druckhöhe, Höhenüberwachung, Flight Time, Count-Up- und Count-Down Timer. Im Konfigurationsmodus kann mit dieser Taste durch die Funktionsseiten gegangen werden.
- START/STOP** Startet und stoppt die Höhenüberwachung, den Count-Up-, Count-Down- und Flight Timer. Wechselt im Konfigurationsmodus die Funktionsseiten in umgekehrter Reihenfolge.
- CRSR** Initiiert die Eingabe der Startzeit des Count-Down Timers und bricht die Transpondercode-Eingabe ab. Setzt den Cursor innerhalb von 5 Sekunden nach Beendigung der Eingabe an die letzte Stelle des Codes. Wählt veränderbare Felder im Konfigurationsmodus aus.
- CLR** Setzt den Count-Up, Count-Down und Flight Timer zurück. Löscht den vorherigen Tastendruck während der Code- und Count-Down-Eingabe. Setzt den Cursor innerhalb von 5 Sek. nach Beendigung der Eingabe an die vierte Stelle des Codes. Verw. auch im Konfigurationsmodus.
- 8** Vermindert Kontrast und Helligkeit des Displays, wenn die zugehörige Seite angezeigt wird. Wird zur Eingabe des Count-Down Timers sowie im Konfigurationsmodus verwendet.
- 9** Erhöht Kontrast und Helligkeit des Displays, wenn die zugehörige Seite angezeigt wird. Wird zur Eingabe des Count-Down Timers sowie im Konfigurationsmodus verwendet.

FUNKTIONSANZEIGE

PRESSURE ALT:

Zeigt die durch den Altitude Encoder bereitgestellte Flughöhe je nach Konfigurierung in Fuß, hundert Fuß (FL) oder in Metern an.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	--- (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 7

FLIGHT TIME:

Der Start des Timers wird je nach Konfigurierung automatisch oder manuell vorgenommen. Bei Konfigurierung „MANUAL“ wird die Flugzeit angezeigt, dessen Zählung mit der START/STOP- und CLR-Taste gesteuert wird. Bei „AUTOMATIC“ Einstellung startet der Timer automatisch beim Start des LFZ.

ALTITUDE MONITOR:

Wird durch die START/STOP-Taste eingeschaltet. Aktiviert den Sprach- und Tonalarm bei Überschreitung des Höhenlimits.

OAT/DALT:

Anzeige der Außentemperatur und Dichtehöhe, wenn der GTX 328 mit den entsprechenden Sensoren verbunden ist.

COUNT-UP TIMER:

Wird über die START/STOP- und CLR-Tasten gesteuert.

COUNT-DOWN TIMER:

Wird über die START/STOP-, CLR- und CRSR-Tasten gesteuert. Eingabe der Count-Down Zeit durch die Nummerntasten 0-9.

CONTRAST:

Diese Seite wird nur angezeigt, wenn die manuelle Kontraststeuerung im Konfigurationsmodus eingestellt wurde. Kontrasteinstellung durch die Tasten 8 und 9.

DISPLAY BRIGHTNESS:

Diese Seite wird nur angezeigt, wenn die manuelle Helligkeitssteuerung im Konfigurationsmodus eingestellt wurde. Helligkeitseinstellung durch die Tasten 8 und 9.

ALTITUDE TREND INDICATOR

Wird die „PRESSURE ALT“-Seite angezeigt, kann auf der rechten Seite der Flughöhe ein Pfeil dargestellt werden. Dieser Pfeil zeigt an, ob das Flugzeug sinkt oder steigt. Es können zwei verschiedene Pfeilgrößen in Abhängigkeit der Sink-/Steigrate angezeigt werden. Die Empfindlichkeit dieser Pfeile wird im Konfigurationsmodus eingestellt.

TIMER-BEDIENUNG**BEDIENUNG DES FLIGHT TIMERS:**

1. Die FUNC-Taste so oft drücken bis „FLIGHT TIME“ angezeigt wird.
2. START/STOP-Taste drücken, um den Timer anzuhalten oder neu zu starten.
3. CLR-Taste drücken, um den Timer auf Null zurückzusetzen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	— (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 8

BEDIENUNG DES COUNT-UP TIMERS:

1. Die **FUNC**-Taste so oft drücken bis „COUNT UP“ angezeigt wird.
2. Falls notwendig, den Timer durch Drücken der **CLR**-Taste auf Null zurücksetzen.
3. **START/STOP**-Taste drücken, um den Count-Up Timer zu starten.
4. **START/STOP**-Taste nochmals drücken, um den Timer anzuhalten.
5. **CLR**-Taste drücken, um den Timer auf Null zurückzusetzen.

BEDIENUNG DES COUNT-DOWN TIMERS:

1. Die **FUNC**-Taste so oft drücken bis „COUNT DOWN“ angezeigt wird.
2. Die **CRSR**-Taste drücken und mit Hilfe der Nummertasten 0-9 die Startzeit eingeben. Alle Zahlenstellen müssen eingegeben werden (ggf. mit 0-Taste die führenden Nullen eingeben).
3. **START/STOP**-Taste drücken, um den Count-Down Timer zu starten.
4. **START/STOP**-Taste nochmals drücken, um den Timer anzuhalten.
5. Wenn die Count-Down Zeit abgelaufen ist, wird der „COUNT DOWN“ Schriftzug durch ein blinkendes „EXPIRED“ ersetzt und die Zeit wird aufwärts gezählt.
6. **CLR**-Taste drücken, um den Timer auf die Anfangszeit zurückzusetzen.

AUTOMATISCH IN DEN ALT/GND MODUS WECHSELN

Falls der GTX 328 für die automatische Starterkennung konfiguriert ist, beginnt der Normalbetrieb des Transponders erst, wenn erkannt wurde, dass das Luftfahrzeug abgehoben hat. Wenn sich das Luftfahrzeug auf dem Boden befindet, zeigt die Anzeige automatisch „GND“ an. Der Transponder antwortet nicht auf ATRCBS-Abfragen, wenn der „GND“-Modus aktiv ist und auf der Anzeige angezeigt wird. Wenn eine Zeitverzögerung im Konfigurationsmodus eingestellt wurde, wartet der GTX 328 eine bestimmte Zeit nach der Landung ab, bevor er in den „GND“-Modus wechselt.

FAILURE ANNUNCIATION

Falls die Transpondereinheit einen internen Fehler erkennt, wird auf dem Display „FAIL“ angezeigt. Es findet dann keine Übertragung von Transponderdaten statt.

GTX 328 MODE S TRANSPONDEREIGENSCHAFTEN

MODE S DATENÜBERTRAGUNG

Zusätzlich zu den 4096 verschiedenen Transpondercodes und der Druckhöhe ist der GTX 328 in der Lage, die Flugzeugkennung (Registrierung) oder Flight-ID, die Transpondertauglichkeit und den maximalen Geschwindigkeitsbereich im Mode S-Betrieb zu senden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	--- (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 9

AUDIO WARNUNGEN

Einstellungsoptionen: männliche/weibliche Stimme oder Ton sowie Lautstärke.

- 'Leaving Altitude': Flughöhenabweichung wurde überschritten.
- 'Timer Expired': Count-Down Timer abgelaufen.

INTEGRATION DES MODE S TRANSPONDERS IN DIE AQUILA AT01

Die elektrischen Stromkreise des Mode S Transponders GARMIN GTX 328 sind über die Avionik-Schiene mit dem elektrischen Bordversorgungsnetz der AQUILA AT01 verbunden. Abgesichert werden die elektrischen Stromkreise des Transponders durch einen 5 A Sicherungsautomaten, der die komplette Trennung der Transpondereinheit von der Bordstromversorgung ermöglicht. Der Sicherungsautomat für das Transpondersystem ist mit dem Hinweisschild "Transponder" gekennzeichnet und befindet sich zusammen mit allen anderen Sicherungsautomaten im rechten Bereich des Instrumentenbrettes.

Neben der Transponderbedieneinheit, die zusammen mit den anderen Avionikgeräten im mittleren Bereich des Instrumentenbrettes untergebracht ist, gehört zu dem Transpondersystem die Transponderantenne und der Altitude Encoder. Der Altitude Encoder ist mit dem Statik-Borddrucksystem verbunden und ist an einer Einbauhalterung unter der Instrumentenbrettdeckung installiert. Die Transponderantenne befindet sich auf der Unterseite des Vorderrumpfes unterhalb des Copilotensitzes.

Weiterführende Informationen und eine detailliertere Beschreibung der Systemintegration des Transponders in die AQUILA AT01, seiner Einbindung in das elektrische Bordsystem und seines Einbaus in das Luftfahrzeug befinden sich in der aktuellen Ausgabe des Wartungshandbuchs, Dok.-Nr. MM-AT01-1020-100.

8. HANDHABUNG UND WARTUNG

Um die Lebensdauer des GARMIN GTX 328 Mode S Transponders zu erhöhen, sollte dieser beim Anlassen oder Abstellen des Triebwerkes nicht eingeschaltet sein, da hierbei Spannungsspitzen im Bordnetz auftreten, die zu einer Beschädigung des Gerätes führen können.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-100	B.11	--- (Erstausgabe)	30.11.2007	AVE20 - 10

ABSCHNITT 9
FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AVE 23
VFR-TAG und VFR-NACHT Betrieb

Wird das Flugzeug AQUILA AT01 gemäß des Service Bulletin AT01-010 für Tag- und Nacht-VFR ausgerüstet, ist diese FHB-Ergänzung anwendbar und muss in den Abschnitt 9 des Flughandbuchs aufgenommen werden. Informationen dieser FHB-Ergänzung ergänzen oder ersetzen ggf. diejenigen des Basis-Flughandbuchs.

Der technische Inhalt dieser Flughandbuchergänzung ist aufgrund der Genehmigung als Entwicklungsbetrieb mit der Nr. EASA.21J.025 zugelassen.

Schönhagen, 17.03.2010


 Musterprüfleitstelle (MPL)



EASA anerkannt: 100 294 39
 EASA, Certification Directorate

Datum: 25.03.2010

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 1

0.1 LISTE DER AUSGABEN UND ÄNDERUNGEN

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Seiten	Datum d. Ausgabe
A.01	Erstausgabe	Alle	01.07.2009
A.02	Einführung einer Spannungsüberwachung	Alle	17.03.2010

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

Seite	Ausgabe	Datum
AVE23-1	A.02	17.03.2010
AVE23-2	A.02	17.03.2010
AVE23-3	A.02	17.03.2010
AVE23-4	A.02	17.03.2010
AVE23-5	A.02	17.03.2010
AVE23-6	A.02	17.03.2010
AVE23-7	A.02	17.03.2010
AVE23-8	A.02	17.03.2010
AVE23-9	A.02	17.03.2010

Seite	Ausgabe	Datum
AVE23-10	A.02	17.03.2010
AVE23-11	A.02	17.03.2010
AVE23-12	A.02	17.03.2010
AVE23-13	A.02	17.03.2010
AVE23-14	A.02	17.03.2010
AVE23-15	A.02	17.03.2010
AVE23-16	A.02	17.03.2010
AVE23-17	A.02	17.03.2010
AVE23-18	A.02	17.03.2010

0.3 INHALTSVERZEICHNIS DER FHB-ERGÄNZUNG AVE 23

Abschnitt 1	ALLGEMEINES	AVE23 - 3
Abschnitt 2	BETRIEBSGRENZEN	AVE23 - 4
Abschnitt 3	NOTVERFAHREN	AVE23 - 7
Abschnitt 4	NORMALVERFAHREN	AVE23 - 11
Abschnitt 5	FLUGLEISTUNGEN	AVE23 - 13
Abschnitt 6	MASSE UND SCHWERPUNKT	AVE23 - 13
Abschnitt 7	SYSTEMBESCHREIBUNG	AVE23 - 13
Abschnitt 8	HANDHABUNG UND WARTUNG	AVE23 - 17

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 2

1. ALLGEMEINES

1.1. EINFÜHRUNG

Diese Flughandbuch-Ergänzung enthält alle zusätzlichen Informationen, die für den Betrieb der AQUILA AT-01 auch unter Nacht-VFR-Bedingungen notwendig sind. Die in dieser Flughandbuch-Ergänzung enthaltenen Informationen sind in Verbindung mit dem Basis-Flughandbuch zu verwenden.

Diese Flughandbuchergänzung ist in die gleichen Kapitel wie das Basis-Flughandbuch unterteilt, d.h. Nur die hier aufgeführten Kapitel sind von der großen Änderung Aquila AT-01-00219 „Betrieb unter NVFR-Bedingungen“ betroffen.

1.2. ZULASSUNGSBASIS

Mit Anerkennung der Major-Change AT-01-00219 wurde das Flugzeug Bezeichnung AQUILA AT01 in Übereinstimmung mit den Bauvorschriftsforderungen definiert im „Certification Review Item A-01“ vom 15.06.2007 als Änderung der Musterzulassung zum EASA-Kennblatt-Nr: EASA.A.527 auch für den Betrieb unter NVFR-Bedingungen zugelassen

Lufttüchtigkeitsgruppe: NORMAL

Lärmzulassungsbasis: Lärmschutzforderung für Luftfahrzeuge (LSL) Kapitel X

Definition Erhöhter Schallschutz: Landeplatz-Lärmschutz-Verordnung vom 5.1.1999

Betriebsart: VFR-Tag und VFR-Nacht

1.11.3 Meteorologische Definitionen

VFR,Nacht Nacht: (SS) Sunset + 30 min bis (SR) Sun Rise – 30 min

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2008)	17.03.2010	AVE23 - 3

2. Betriebsgrenzen

2.12 Betriebsarten / Mindestausrüstung

- Zugelassene Betriebsarten:
- a) Sichtflug bei Tag (VFR-Day)
 - b) Sichtflug bei Nacht (VFR-Night)

In der folgenden Tabelle ist die funktionsfähige operationelle Mindestausrüstung nach CS-VLA aufgelistet. Zusätzliche Mindestausrüstung für die gewünschte Betriebsart kann auf nationaler Ebene gefordert sein und ist u.a. abhängig von der Flugroute.

	für Sichtflüge bei Tag	für Sichtflüge bei Nacht zusätzlich
Flug- und Navigationsinstrumente	<ul style="list-style-type: none"> • Fahrtmesser (0-200 kts) • Höhenmesser (0-20.000 ft) • Magnetkompass 	<ul style="list-style-type: none"> • Variometer (± 2000 ft/min) • künstl. Horizont (Attitude Gyro) • Scheinlotanzeige • Kurskreisel (Directional Gyro) • Außenluftthermometer (OAT) • Uhr mit Stunden-, Minuten- und Sekundenanzeige • UKW-Funkgerät • VOR-Empfangsanlage • Transponder (XPDR)
Motorinstrumente	<ul style="list-style-type: none"> • Kraftstoffanzeige • Öltemperaturanzeige • Kraftstoffdruck-Warnleuchte • Öldruckanzeige • Zylinderkopftemperaturanzeige • Ansaugdruckanzeige • Amperemeter • Drehzahlmesser • Voltmeter • Generatorwarnleuchte (Gen 1) 	<ul style="list-style-type: none"> • Generatorwarnleuchte (Gen 2) • Unterspannungsanzeige • Amperemeter • Voltmeter
Beleuchtung		<ul style="list-style-type: none"> • Positionslichter • Zusammenstoßwarnlichtanlage (ACL) • Landescheinwerfer • Instrumentenbeleuchtung • Innenraumbeleuchtung • Taschenlampe für jeden Insassen
sonstige Ausrüstung	<ul style="list-style-type: none"> • 2 x Anschnallgurte 	<ul style="list-style-type: none"> • Batterie >26Ah

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 4

WARNUNG

Flugzeuge ausgestattet mit elektrischen Horizonten der Fa. RC Allen Typ RCA26AK-4 eine Ersatzsicherung 3A.

2.16 HINWEISSCHILDER

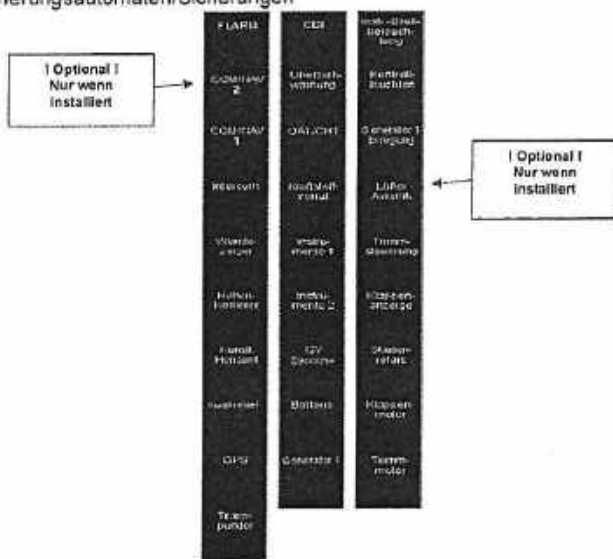
- 1.) Auf dem Instrumentenbrett, im unteren mittleren Bereich des Panels:

Dieses Flugzeug ist in der Kategorie VLA zertifiziert und für den Betrieb VFR-Tag und VFR-Nacht ohne Vereisungsbedingungen zugelassen. Alle Kunstflugmanöver, einschließlich beabsichtigtem Trudeln, sind verboten. Weitere Betriebsgrenzen stehen im Flughandbuch.

- 3.) Im linken unteren Bereich des Instrumentenbretts unterhalb der Schalter:

GENI / BAT	Kraftstoffpumpe	Hauptschalter Avionik	Navigationslichter	Auß-Koll-Lichter	Landescheinwerfer	Instrumentenbeleuchtung	Innenbeleuchtung
------------	-----------------	-----------------------	--------------------	------------------	-------------------	-------------------------	------------------

- 5.) Auf dem Instrumentenbrett, rechts neben den entsprechenden Sicherungsautomaten/Sicherungen



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 5

ANMERKUNG

Abhängig von der Ausrüstung des Luftfahrzeuges ist nicht jede oben dargestellte Position mit einem Sicherungsautomat belegt. Die entsprechende Position ist dann mit einem Blindstopfen belegt und durch das vorhandene Hinweisschild für diese Funktion reserviert. Abweichend von der obigen Darstellung kann sich bei frühen Werknummern der Sicherungsautomat für das CDI an der hier dargestellten GPS- oder COM/NAV 2-Position befinden.

- 38.) Über oder unter den Kontrollleuchten auf dem Instrumentenbrett:

Ladekontrolle Generator 1	Ladekontrolle Generator 2	Kraftstoff- druck	Unterspannung
------------------------------	------------------------------	----------------------	---------------

- 52.) Neben der Sicherung des Generator 2 (interner Generator)

Generator 2

- 53.) Neben dem Bedienelement des Dimmers für die Panelbeleuchtung

**Schalter / Dimmer
+Brett-Beleuchtung**

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 6

3. NOTVERFAHREN

3.1 Einführung

Dieser Abschnitt enthält Checklisten und eine Beschreibung empfohlener Notverfahren für eventuell auftretende Notfälle speziell unter Nacht-VFR-Bedingungen.

Bei Einhaltung aller vorgeschriebenen Verfahren zur Vorflugkontrolle und der Instandhaltung sind der Ausfall des Motors oder anderer für den Betrieb wichtiger Funktionen unwahrscheinlich.

Sollte dennoch ein Notfall eintreten, wird die Anwendung der angegebenen Notverfahren empfohlen, um das Problem zu beherrschen.

Es ist nicht möglich, alle Arten und Kombinationen von Notfällen, die auftreten können, im Flughandbuch zu berücksichtigen, daher sind gute Kenntnisse des Piloten bezüglich der Ausführung und des Verhaltens des Flugzeuges sowie seine generelle Erfahrung für die Lösung von auftretenden Problemen gefordert.

3.4 Sicherheitslandung

Die in den meisten Notverfahren des Hauptflughandbuches angeführten Empfehlungen zu einer Sicherheitslandung stellt im Nacht-VFR-Betrieb eine erhöhte Anforderung an den Piloten dar, da in der Nacht die Auswahl eines geeigneten Landefeldes erschwert wird.

Die im Hauptflughandbuch aufgeführte Empfehlung den Batterieschalter bei einer Sicherheitslandung vor dem Aufsetzen/Stillstand des Luftfahrzeuges auszuschalten, sollte nur in Fällen einer wirklichen Gefahr einer Kollision mit Hindernissen genutzt werden.

Das Ausschalten des Batterieschalters führt zum Abschalten des Landescheinwerfers und damit zu einer nicht mehr möglichen Ausleuchtung des Landefeldes.

3.10 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

3.10.1 Total Stromausfall

- | | | |
|----|------------------------|---------------------------------|
| 1. | Fluglage | STABILISIEREN |
| 2. | Handtaschenlampe | aus Seitentasche entnehmen – AN |
| 3. | Sicherung Generator 2 | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |
| 4. | Sicherung der Batterie | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |
| 5. | Batterieschalter | PRÜFEN, ob EIN |
| 6. | Sicherung Generator 1 | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |

Wenn der Stromausfall nicht behebbar ist, mit Hilfe der Taschenlampe die Instrumente beleuchten und eine Sicherheitslandung auf dem nächstgelegenen betriebsbereiten Flugplatz durchführen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 7

3.10.2 Ausfall eines Generators
Generator 1 (externer Generator) – Warnleuchte leuchtet

- | | |
|----------------------------|--------------------------------|
| 1. Generator 1 – Schalter | AUS – EIN durchschalten |
| 2. Generator 1 – Sicherung | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |

Falls Generator 1 – Warnleuchte weiterhin leuchtet:

- | | |
|--|-------------|
| 1. Generator 1 – Sicherung | ZIEHEN |
| 2. Anti-Collision Light | AUSSCHALTEN |
| 3. Die nicht für die sichere Fortführung des Fluges notwendigen dimmbaren Zusatzinstrumente sind auf mindestens die halbe Helligkeit zu dimmen bzw. auszuschalten. | |

ANMERKUNG

Generator 2 (interner Generator) übernimmt die Stromversorgung des gesamten (bis auf oben genannte Geräte) Bordnetzes. Der Flug kann bedingt weiter fortgesetzt werden, da eine Stromversorgung gesichert ist. Wenn der Generator 2 noch zusätzlich ausfällt, muss das Notverfahren „Beide Generator-Warnleuchten leuchten“ oder „Unterspannungs-Warnleuchte leuchtet“ angewandt werden.

WARNUNG

Vor erneuter Inbetriebnahme des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgt sein!

Generator 2 (interner Generator) – Warnleuchte leuchtet

- | | |
|----------------------------|--------------------------------|
| 1. Generator 2 – Sicherung | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |
|----------------------------|--------------------------------|

Falls Generator 2 – Warnleuchte weiterhin leuchtet:

- | | |
|----------------------------|--------|
| 1. Generator 2 – Sicherung | ZIEHEN |
|----------------------------|--------|

ANMERKUNG

Generator 1 (externer Generator) übernimmt die Stromversorgung des gesamten Bordnetzes. Der Flug kann bedingt weiter fortgesetzt werden, da eine Stromversorgung gesichert ist. Wenn der Generator 1 noch zusätzlich ausfällt muss das Notverfahren „Beide Generator-Warnleuchten leuchten“ oder „Unterspannungs-Warnleuchte leuchtet“ angewandt werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 8

WARNUNG

Vor erneuter Inbetriebnahme des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgt sein!

Beide Generator – Warnleuchte leuchten

Wenn beide Generator-Warnleuchten leuchten wird gleichzeitig über die Unterspannungswarnleuchte angezeigt, daß beide Generatoren keinen Strom mehr in das Bordnetz liefern.

- | | |
|----------------------------|--------------------------------|
| 1. Generator 1 – Schalter | AUS – EIN durchschalten |
| 2. Generator 1 – Sicherung | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |
| 3. Generator 2 – Sicherung | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |

Falls beide Generator – Warnleuchten weiterhin leuchten:

- | | |
|----------------------------|--------|
| 1. Generator 1 – Sicherung | ZIEHEN |
| 2. Generator 2 – Sicherung | ZIEHEN |

ANMERKUNG

Die Geräte, die für den sicheren Betrieb und eine sichere Landung des Flugzeuges benötigt werden, können von der Batterie für mindestens 30 Minuten mit Strom versorgt werden. Das Aufleuchten der Unterspannungs-Warnleuchte signalisiert den Beginn des 30-minütigen Zeitraumes.

Sparsamer Gebrauch des Funkgerätes und auch die Abschaltung nicht benötigter Geräte verlängert die Funktionsdauer der wichtigen Geräte.

Innerhalb der 30 Minuten muss eine Landung auf einem geeigneten betriebsbereiten Flugplatz durchgeführt werden.

WARNUNG

Vor erneuter Inbetriebnahme des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgt sein!

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 9

Unterspannungs-Warnleuchte leuchtet

Beide Generatoren liefern keinen Strom an das Bordnetz.

- | | |
|----------------------------|--------------------------------|
| 1. Generator 1 – Schalter | AUS – EIN durchschalten |
| 2. Generator 1 – Sicherung | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |
| 3. Generator 2 – Sicherung | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |

Falls Unterspannungs – Warnleuchte weiterhin leuchtet:

- | | |
|----------------------------|--------|
| 1. Generator 1 – Sicherung | ZIEHEN |
| 2. Generator 2 – Sicherung | ZIEHEN |

ANMERKUNG

Die Geräte, die für den sicheren Betrieb und eine sichere Landung des Flugzeuges benötigt werden, können von der Batterie für mindestens 30 Minuten mit Strom versorgt werden. Das Aufleuchten der Unterspannungs-Warnleuchte signalisiert den Beginn des 30-minütigen Zeitraumes.

Sparsamer Gebrauch des Funkgerätes und auch die Abschaltung nicht benötigter Geräte verlängert die Funktionsdauer der wichtigen Geräte.
Innerhalb der 30 Minuten muss eine Landung auf einem geeigneten betriebsbereiten Flugplatz durchgeführt werden.

WARNUNG

Vor erneuter Inbetriebnahme des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgt sein!

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 10

4. NORMALVERFAHREN

4.4.1 Tägliche Vorflugkontrolle Tag-/ Nachtflug

A) INNENKONTROLLE

- | | | |
|-----|---|--------------------------|
| 1. | Flugzeugpapiere | prüfen |
| 2. | Zündschlüssel | abgezogen |
| 3. | Batterieschalter | EIN |
| 4. | Warnleuchten (Generator1
und Generator 2, Benzindruck,
Unterspannung) | leuchten auf |
| 5. | Triebwerksinstrumente | prüfen |
| 6. | Kraftstoffvorrat | prüfen |
| 7. | Außenbeleuchtung/Landescheinwerfer | prüfen, funktionstüchtig |
| 8. | Instrumenten-/Panelbeleuchtung | prüfen, funktionstüchtig |
| 9. | Batterieschalter | AUS |
| 10. | Fremdkörperkontrolle | durchführen |
| 11. | Notsender (ELT) | betriebsbereit |
| 12. | Gepäck | verstaut und verzurrt. |
| 13. | Kabinenhaube | sauber und unbeschädigt |
| 14. | Taschenlampen (2Stk.) | prüfen, funktionstüchtig |

zusätzlich bei installiertem RC-Allan-Horizont:

- | | | |
|-----|--------------------------|-----------|
| 15. | Ersatz-Glasicherung (3A) | vorhanden |
|-----|--------------------------|-----------|

4.5 NORMALVERFAHREN und CHECKLISTEN

4.5.1 Vor dem Anlassen des Triebwerkes

Nur während des Nachtflugbetriebes werden anstelle der Anticollision-Lights (Pkt. 16) die NAV-Lichter eingeschaltet. Damit wird eine Blendung von anderen Luftfahrzeugführern während der Nacht ausgeschlossen.

4.5.3 Vor dem Rollen (Nachtflug)

- | | | |
|----|-----------------------------------|---|
| 1. | Hauptschalter Avionik | EIN |
| 2. | Avionik u. Fluginstrumente | Einstellen |
| 3. | Triebwerksüberwachungsinstrumente | Prüfen |
| 4. | Landescheinwerfer | EIN |
| 5. | Generator 1- Schalter | AUS, prüfen der
Unterspannungs-Warnleuchte |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 11

ANMERKUNG

Leuchtet die Unterspannungs-Warnleuchte und die Generator 2-Warnleuchte nicht, liegt ein möglicher Kabelbruch in der Verkabelung des Generator 2 vor!
 Vor dem weiteren Betrieb des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgen!

- | | | |
|----|------------------------|--|
| 6. | Generator 2- Sicherung | AUS, Unterspannungs-Warnleuchte leuchtet |
| 7. | Generator 1- Schalter | EIN, prüfen der Unterspannungs-Warnleuchte |

ANMERKUNG

Leuchtet die Unterspannungs-Warnleuchte und die Generator 1-Warnleuchte nicht, liegt ein möglicher Kabelbruch in der Verkabelung des Generator 1 vor!
 Vor dem weiteren Betrieb des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgen!

- | | | |
|----|------------------------|------------------------------------|
| 8. | Generator 2- Sicherung | EIN |
| 9. | Voltmeter | Prüfen, ob Nadel im GRÜNEN BEREICH |

WICHTIGER HINWEIS

Motor zuerst für 2 min. mit 820 U/min und dann bis zu einer Öltemperatur von 50°C mit 1030 U/min warmlaufen lassen (dies ist beim Rollen möglich).

4.5.7 Steigflug (Nachtflug)

- | | | |
|----|--|-------------------|
| 1. | Propellerverstellhebel | 2260 U/min |
| 2. | Leistungshebel | VOLLGAS |
| 3. | Triebwerksüberwachungsinstrumente | im GRÜNEN BEREICH |
| 4. | Landeklappen | EIN (REISE) |
| 5. | Steigfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 65 kts |
| 6. | Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |
| 7. | Landescheinwerfer | AUS |
| 8. | Trimmung | nach Bedarf |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 12

ANMERKUNG

Die Geschwindigkeit für das beste Steigen V_{γ} ist von der Abflugmasse abhängig und sinkt mit zunehmender Flughöhe. Für weitere Informationen: s. Abschnitt 5.2.6.

5. FLUGLEISTUNGEN

Keine Änderungen gegenüber dem Basis-Flughandbuch.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Die Leermasse und Leermassenschwerpunktage des Flugzeuges ist im Abschnitt 6 des Basis-Flughandbuches berücksichtigt.

7. SYSTEMBESCHREIBUNG

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 13

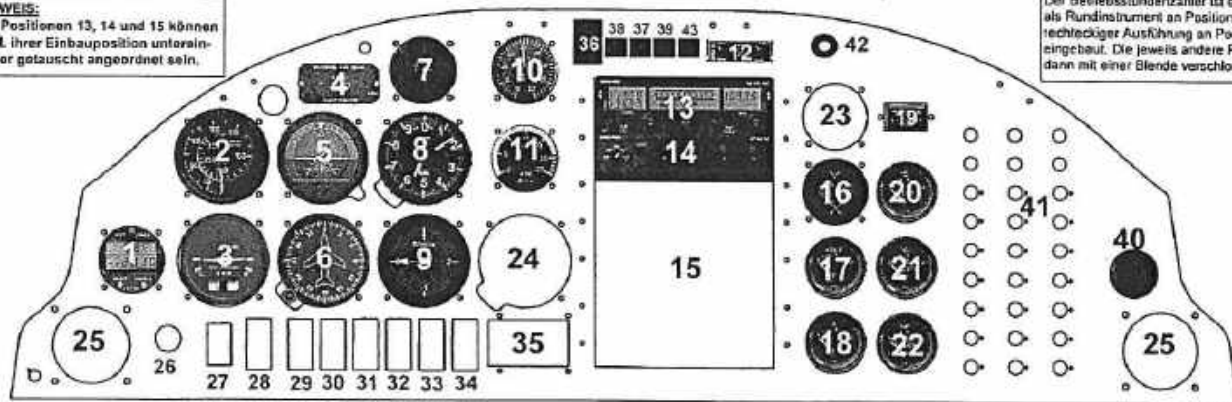
7.4 INSTRUMENTENBRETT (Standardausrüstung für NVFR-Betrieb)

HINWEIS:

Die Positionen 13, 14 und 15 können bzgl. ihrer Einbauposition untereinander getauscht angeordnet sein.

ANMERKUNG:

Der Betriebsstundenzähler ist entweder als Rundinstrument an Position 23 oder in rechteckiger Ausführung an Position 19 eingebaut. Die jeweils andere Position ist dann mit einer Blende verschlossen.



Angaben zur Mindestinstrumentierung des Flugzeuges, je nach Betriebsart, sind in Kapitel 2.12 der vorliegenden Flughandbuchergänzung enthalten.

Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung
1	Uhr	9	Variometer	17	Voltmeter	25	Lüftungsdüsen	33	Instrumentenbeleucht.	41	Sicherungsautomaten
2	Geschwindigkeitsmesser	10	Ladedruckanzeige	18	Ampèremesser	26	Zündschalter	34	Innenbeleuchtung	42	Dimmerhebel Panelbol.
3	Wendeweiseger	11	Drehzahlmesser (Prop.)	19	Betriebsstundenzähler	27	GEN/BAT-Schalter	35	Landeklappenschalter	43	Unterspannungsanzeige
4	Außen-temperaturanzeige	12	Intercom PM 501 (opt.)	20	Zylinderkopf-temperatur	28	EL-Kraftstoffpumpe	36	Trimmanzeige		
5	Künstl. Horizont	13	COMNAV	21	Öltemperatur	29	Hauptschalter Avionik	37	Ladekontrollleuchte GEN1		
6	Kurskreisler	14	Transponder	22	Öldruckanzeige	30	NAV-Lichter	38	Ladekontrollleuchte GEN2		
7	Kompass	15	Multifunktions-Display	23	Betriebsstundenzähler	31	Anti-Koll-Lichter	39	Krafts.-Druckwarnung		
8	Höhenmesser	16	Kraftstoffvorratsanzeige	24	Course Dev. Ind. (opt.)	32	Landescheinwerfer	40	12V-Steckdose		

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 14

7.4.2 Schalter und zusätzliche Bedienelemente

Mit der Ausrüstung der AQUILA AT-01 für NVFR-Betrieb wird eine redundante Instrumentenbeleuchtung eingebaut. Diese Instrumentenbeleuchtung beinhaltet:

1. Panelbeleuchtung in der Instrumentenbrettabdeckung (über Dimmereinheit im rechten Teil des Instrumentenbrettes dimmbar und abschaltbar)
2. Beleuchtung der Instrumente durch interne Beleuchtung und zusätzliche Leuchtmittel für Instrumente, Bedienelemente der Mittelkonsole und Schalter/Sicherungen

Als Notbeleuchtung ist für jeden Insassen in den jeweiligen seitlichen Ablagen eine Handtaschenlampe vorhanden.

7.11.1 Stromversorgung und Batteriesystem

Zur zusätzlichen Überwachung des Zustandes des Bordnetzes ist eine Unterspannungsüberwachung installiert. Diese warnt bei Unterschreitung der Bordnetzspannung von 12,5V über eine Warnlampe. Diese Warnleuchte signalisiert zuverlässig den Zeitpunkt, an dem beide Generatoren keinen Strom an den Hauptbus liefern.

7.11.3 Elektrische Verbraucher und Sicherungssystem

Alle Verbraucher sind jeweils einzeln über Push-Pull-Sicherungsautomaten oder über Kippschalter mit Sicherungsfunktion ein- und ausschaltbar.

Die Instrumentenpanelbeleuchtung ist über einen Push-Pull-Sicherungsautomaten abgesichert und wird über den Drehknopf der Dimmeinheit eingeschaltet bzw. gedimmt (siehe Kapitel 7.4, Position 42). Der Drehknopf der Dimmeinheit befindet sich im oberen rechten Teil des Instrumentenpanels.

7.11.5 Ladekontrollleuchten (Generatorwarnlampen)

Mit der Ausrüstung zum Nachtflugbetrieb wurde in die AQUILA AT-01 ein zweiter Generator (interner Generator) integriert.

Die roten Generatorwarnlampen sind AUS bei Normalbetrieb.

Die Warnlampen leuchten ROT nur bei:

- Generatorausfall (der jeweilige Generator liefert keinen Strom)

Nach Ausfall eines Generators verbleibt als Stromquelle für die Verbraucher der 2. Generator und die Batterie.

Erst nach Ausfall auch des 2. Generators, verbleibt dann ausschließlich die Batterie als einzige Stromquelle für die nächsten 30 min.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 16

Die Zündung des Triebwerks ist davon nicht betroffen, da sie ausschließlich von der Funktion des internen Zündgenerators abhängt.

ANMERKUNG

Das Ausschalten des Generatorschalters bewirkt ein Erlöschen der Generatorwarnlampe für Generator 1 (externer Generator).

8. HANDHABUNG UND WARTUNG

Keine Änderungen gegenüber dem Basis-Flughandbuch.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 17

[Absichtlich freigelassen]

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-223	A.02	A.01 (01.07.2009)	17.03.2010	AVE23 - 18