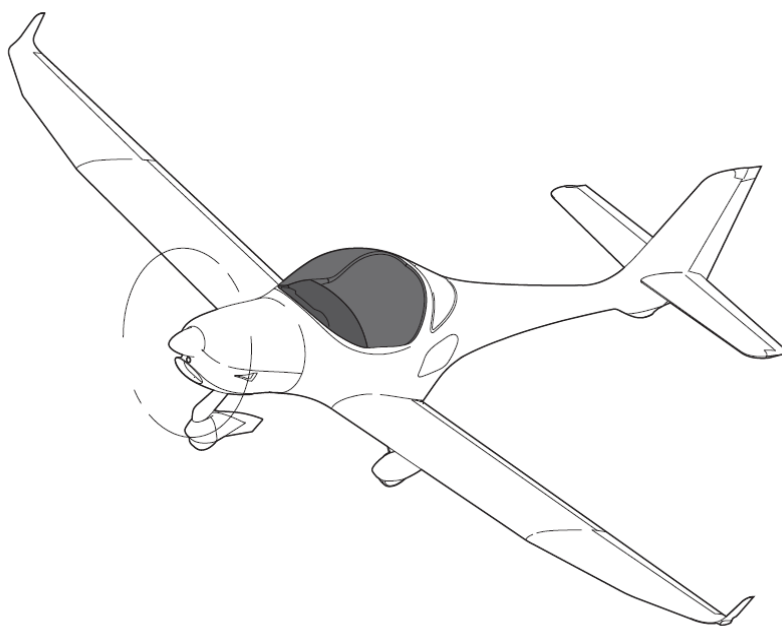

FLUGHANDBUCH

AQUILA A211 GX



Muster / Baureihe: AQUILA AT01-100

Werknummer: AT01-100C- 309

Kennzeichen: D-ELFH

Dok.-Nummer: FM-AT01-1010-103

Erstausgabe: 28.05.2013

Angewandte Bauvorschrift: 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.

VORWORT

Mit der AQUILA AT01 haben Sie ein sehr leistungsfähiges und leicht zu bedienendes Schulungs- und Reiseflugzeug erworben, das modernste Ansprüche erfüllt.

Um einen störungsfreien Flugbetrieb gewährleisten zu können, empfehlen wir ein aufmerksames Studium dieses Flughandbuches und das Beachten der darin gegebenen Empfehlungen für den Betrieb und die Pflege und Wartung des Flugzeuges.

WICHTIGER HINWEIS

Alle Grenzwerte, Verfahren und Leistungsdaten dieses Handbuches sind EASA-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 wird als lose Blattsammlung zum besseren Austausch revidierter Kapitel herausgegeben und hat ein handliches DIN-A5-Format, geeignet zum Verstauen im Flugzeug. Einzelne Kapitel des Handbuches 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 Handbuches oder eines Teiles davon in jedweder medialen Form bedarf einer ausdrücklichen schriftlichen Genehmigung der AQUILA Aviation International 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 expressly written permission of AQUILA Aviation International GmbH.

Copyright © by

 AQUILA Aviation International GmbH
Schönhausen, Germany

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.08 (25.05.2020)	03.03.2021	0 – 1

INHALTSVERZEICHNIS

	ABSCHNITT
ALLGEMEINES	1
BETRIEBSGRENZEN (anerkanntes Kapitel)	2
NOTVERFAHREN (anerkanntes Kapitel)	3
NORMALFLUGVERFAHREN (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-AT01-1010-103	A.09	A.08 (25.05.2020)	03.03.2021	0 – 2

VERZEICHNIS DER GÜLTIGEN SEITEN**Hinweis:**

Wenn die zutreffende Handbuch-Ergänzung für Nacht VFR Betrieb eingearbeitet ist, befindet sich das Verzeichnis der damit gültigen Kapitel im Abschnitt 9.

Ab-schnitt	Ausgabe	anerkannt	Seite	Datum
0	A.09		0-1 bis 0-6	03.03.2021
1	A.08		1-1 bis 1-12	25.05.2020
2	A.09	X	2-1 bis 2-10	03.03.2021
3	A.08	X	3-1 bis 3-18	25.05.2020
4	A.09	X	4-1 bis 4-20	03.03.2021
5	A.05	(X)*	5-1 bis 5-22	26.06.2017
6	A.08		6-1 bis 6-14	25.05.2020
7	A.08		7-1 bis 7-24	25.05.2020
8	A.09		8-1 bis 8-6	03.03.2021
9	A.09		9-1 bis 9-2	03.03.2021

* - teilweise anerkannt

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.08 (25.05.2020)	03.03.2021	0 – 3

LISTE DER ÄNDERUNGEN

Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuches, ausgenommen aktualisierte Wägedaten und das aktualisierte Ausrüstungsverzeichnis, müssen in der Liste der Änderungen erfasst werden. Alle Änderungen müssen entweder von der EASA oder im Falle von Änderungen in Übereinstimmung mit Part 21.A.263(c)(2) vom Entwicklungsbetrieb der AQUILA Aviation International 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.

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.

Das Luftfahrzeug darf nur mit einem aktuell nachgeführten Flughandbuch betrieben werden.

Der aktuelle Stand des FHBs ist jederzeit unter folgender Internetseite einzusehen:

www.aquila-aviation.de

Ausgabe	Grund der Änderung	betroffene Abschnitte	EASA Anerkennungs-nummer	Genehmigung erteilt am:
A.01	Erstausgabe	alle	10045112	29.05.2013
A.02	redaktionelle Änderungen Ergänzung: 8,33 kHz FAA-Zulassung	alle		15.10.2013
A.03	AS-00 „Winterbetrieb“	0, 9		08.04.2014
A.04	redaktionelle Änderungen	0, 4		19.10.2015
A.05	Kleine Änderungen, AS-21 „GTX 335/345“, Einarbeitung SB-AT01-029	0, 2, 3, 5, 7, 9		26.06.2017
A.06	G500TXi, AS-22 „G5 Stby AI“	0, 1, 2, 3, 4, 7, 9		01.06.2018
A.07	AS-24 "AT-1"	0, 9		18.06.2019
A.08	redaktionelle Änderungen, AS-25 "Garmin G3X"	0, 1, 2, 3, 4, 6, 7, 9	10073568	25.05.2020
A.09	redaktionelle Änderungen, AS-27 „(restricted) GFC500“	0, 2, 4, 8, 9	10076303	03.03.2021

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.08 (25.05.2020)	03.03.2021	0 – 4



The technical content of this document is approved under the authority of the DOA ref.
EASA.21J.025.

Der technische Inhalt dieses Dokuments ist vom Entwicklungsbetrieb mit der DOA ref. EASA.21J.025
zugelassen.

03.03.21
Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.08 (25.05.2020)	03.03.2021	0 – 5

Meldungen von Störungen oder sicherheitsrelevanten Ereignissen:

Tel: ++49 –(0)33731-707-0
Fax: ++49 –(0)33731-707-11
E-Mail: occurrence@aquila-aviation.de

BEZUGSSERVICE

Ein sicherer Betrieb und eine ordnungsgemäße Wartung der AQUILA AT01-100 kann nur auf der Basis ständig aktualisierter Handbücher und sonstiger Dokumentationen durchgeführt werden.

Alle Handbücher und technische Veröffentlichungen sind zu beziehen bei:

(a) Handbücher und Veröffentlichungen AQUILA AT01-100

AQUILA Aviation International 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>

(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-AT01-1010-103	A.08	A.07 (18.06.2019)	25.05.2020	0 – 6

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 AT01-100	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	1-12

1.1 EINFÜHRUNG

Dieses Flughandbuch enthält alle Informationen, um dem Piloten und dem Ausbilder alle erforderlichen Angaben für einen sicheren und leistungsoptimalen Betrieb bei Tag und Nacht der AQUILA AT01-100 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.

Das Flughandbuch besteht aus neun Abschnitten und deckt alle operationellen Aspekte eines mit dem Garmin G500 / G500 TXi und MVP-50P-AQ ausgerüsteten Luftfahrzeuges ab.

Die auf Kundenwunsch eingebauten Ausrüstungsanteile der Standardoptionspakete (COM, NAV, GPS, Sonderzubehör) sind in den Ergänzungen im Abschnitt 9 berücksichtigt.

Angaben zur zulässigen Ausrüstung sind dem Abschnitt 6 bzw. der Übersichtsliste der zulässigen Ausrüstung im Wartungshandbuch (Dokumentennummer MM-AT01-1020-110) 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 (LBA) zugelassen. Die Musterzulassung unter der Kennblatt-Nummer 1106 wurde am 21.9.2001 ausgestellt.

Die AQUILA AT01 ist gemäß „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 N/VFR-Bedingungen zugelassen.

Lufttüchtigkeitsgruppe: Normal

Lärmzulassungsbasis: CS-36 (Amendment 3)

Betriebsart: VFR, Tag
VFR, Nacht

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	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.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	1 - 3

1.4 ABMESSUNGEN UND BASISDATEN

1.4.1 Abmessungen Gesamt

Spannweite:	10,30 m
Länge:	7,40 m
Höhe:	2,40 m

1.4.2 Tragflügel

Profil:	HQ-XX mod.
Flügelfläche:	10,50 m ²
Flügelstreckung:	10,10
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC):	1,07 m

1.4.3 Höhenleitwerk

Fläche:	2,00 m ²
Spannweite:	3,00 m

1.4.4 Rumpf und Seitenleitwerk

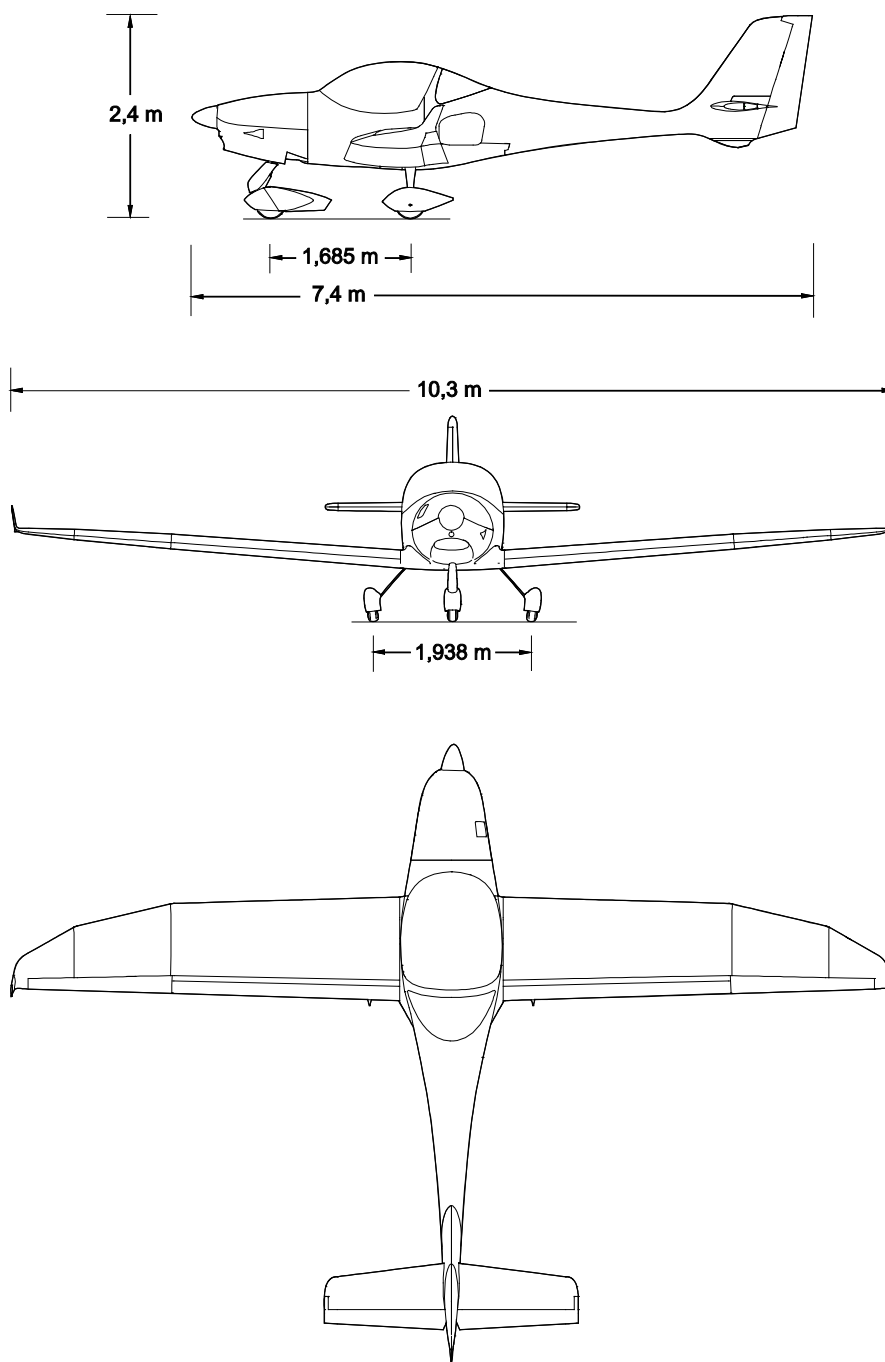
Max. Breite	1,20 m
Länge	7,40 m
Fläche (Seitenleitwerk)	1,45 m ²

1.4.5 Fahrwerk

Spurweite:	1,94 m
Radstand:	1,69 m
Reifengröße	5.00-5

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	1 - 4

1.5 DREISEITENANSICHT AQUILA AT01-100



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	1 - 5

1.6 MOTOR

Vierzylinder-Viertakt Boxermotor, Typ ROTAX 912 S3 mit luftgekühlten Zylindern und flüssigkeitsgekühlten Zylinderköpfen.

Integriertes Untersetzungs-Getriebe mit Rutschkupplung und Propellerantrieb und einem Zusatzantrieb für die Propellerverstellung

Untersetzungsverhältnis:	2,43 : 1	
Hubraum:	1352	cm ³
Startleistung (5 Minuten):	73,5	kW
bei maximaler Startdrehzahl:	2385	U/min
Dauerleistung:	69,0	kW
Bei Dauerdrehzahl:	2260	U/min

1.7 PROPELLER

Hydraulisch geregelter 2-Blatt Constant Speed Propeller

Hersteller:	mt-Propeller
Typ:	MTV-21-A/170-05
Durchmesser:	170 cm

1.8 KRAFTSTOFF

Zugelassene Kraftstoffsorten mit minimaler Oktanzahl 95 ROZ:

EN228 Super	ASTM D4814
EN228 Super plus	
AVGAS 100LL	ASTM D910
AVGAS UL 91	ASTM D7547

	<u>Tank links</u>	<u>Tank rechts</u>
Tankinhalt gesamt:	60,0 l	60,0 l
Ausfliegbare Menge:	54,8 l	54,8 l
<u>Nicht</u> -ausfliegbare Menge:	5,2 l	5,2 l

AVGAS 100LL belastet die Ventilsitze durch den höheren Bleianteil stärker, bildet mehr Brennraumablagerungen und Bleischlamm im Ölsystem. Es sollte daher nur im Falle von Dampfblasenproblemen verwendet werden oder wenn die anderen Kraftstoffsorten nicht verfügbar sind.

Die Eigenschaften des unverbleiten AVGAS UL 91 (MOZ 91 $\Rightarrow$ ROZ > 95) sind bezüglich Dampfblasenbildung vergleichbar mit dem AVGAS 100LL, jedoch ohne dessen negativen Auswirkungen durch den Bleianteil.

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

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	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-Schmieröle erfüllen im Regelfall die Anforderungen. Bei der Auswahl von geeigneten Schmierstoffen sind die Empfehlungen des Betriebshandbuches für ROTAX® Motor 912-Serie und der ROTAX® Service Instruction SI-912-016 letztgültige Ausgabe unbedingt zu beachten.

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

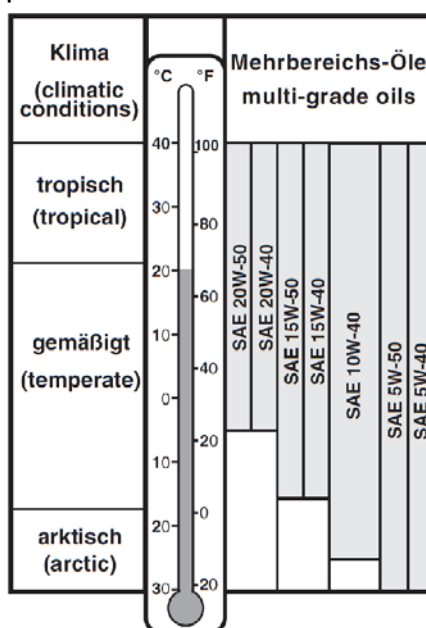


Abbildung Nr.:1-2

WICHTIGER HINWEIS

Kein Flugmotorenöl verwenden!

Bei Betrieb mit AVGAS 100LL **kein** vollsynthetisches Schmieröl verwenden!

Wird der Motor hauptsächlich mit AVGAS 100LL betrieben (mehr als 30hrs pro 100hrs), ist das vorgeschriebene Ölwechselintervall auf 50 Stunden zu reduzieren!

(siehe hierzu ROTAX Service Instruction SI-912-016, letztgültige Ausgabe)

Ölinhalt:	3,00	l
Differenz zwischen MAX und MIN	0,45	l
Max. Ölverbrauch:	0,06	l/h

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	1 - 7

1.9.2 Kühlflüssigkeit

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

Bei der Auswahl von geeigneten Kühlflüssigkeiten 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	Ethylenglycol	Wasser
Mischungsverhältnis [%] Kühlmittel / Wasser	50 + 15	50 - 15

WICHTIGER HINWEIS

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

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

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

1.10 MASSEN

Maximale Startmasse (MTOW): 750 kg
Maximale Landemasse (MLW): 750 kg
Leermasse (MZFW): siehe Abschnitt 6
Maximale Masse im Gepäckraum: 40 kg
(Gepäckmasse muss mit Spannbändern, Netz etc. gesichert werden)
Maximale Flächenbelastung: 71,4 kg/m²
Minimale Flächenbelastung: ca. 52,6 kg/m²

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	1 - 8

1.11 BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN

1.11.1 Geschwindigkeiten

IAS: „Angezeigte Geschwindigkeit“ am Fahrtmesser (Indicated Airspeed)

KIAS: IAS angezeigt in Knoten

CAS: „Kalibrierte Geschwindigkeit“ (Calibrated Airspeed) - berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler; CAS entspricht TAS bei Standard-Atmosphärenbedingungen in Meereshöhe

KCAS: CAS angezeigt in Knoten

TAS: „Wahre Fluggeschwindigkeit“ (True Airspeed) - Geschwindigkeit eines Luftfahrzeuges relativ zur ungestörten Umgebungsluft, d.h. die um Höhe, Temperatur und Kompressibilität berichtigte CAS

GS: Geschwindigkeit über Grund (Ground Speed)

V_A : Manövergeschwindigkeit (Manoeuvring Speed)

V_S : Überziehgeschwindigkeit ohne Leistung in der jeweiligen Konfiguration

V_{S0} : Überziehgeschwindigkeit ohne Leistung in der Landekonfiguration

V_X : Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel

V_Y : Geschwindigkeit für bestes Steigen

V_{FE} : Zulässige Höchstgeschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen

V_{NE} : Zulässige Höchstgeschwindigkeit. Sie darf unter keinen Umständen überschritten werden!

V_{NO} : Zulässige höchste Reisegeschwindigkeit. Sie darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit Vorsicht überschritten werden!

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	1 - 9

1.11.2 Massen und Schwerpunktlage

<i>Bezugsebene (BE):</i>	angenommene Vertikalebene, von der aus alle Entfernungen für Schwerpunktberechnungen gemessen werden.
<i>Bezugslinie (BL):</i>	festgelegte, horizontale Referenzlinie
<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 nicht-ausfliegbaren 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>nicht-ausfliegb. Kraftstoff:</i>	im Tank verbleibende Treibstoffmenge, die für die Durchführung des geplanten Fluges nicht zur Verfügung steht.
<i>Schwerpunkt:</i>	Punkt, an dem sich das Flugzeug im Gleichgewichtszustand befindet.
<i>MAC:</i>	mittlere aerodynamische Flügeltiefe
<i>MTOW:</i>	maximale Startmasse
<i>MLW:</i>	maximale Landemasse
<i>MZFW:</i>	Leermasse

1.11.3 Meteorologische Definitionen

<i>ISA:</i>	Internationale Standard Atmosphäre
<i>MSL:</i>	Höhe über dem Meeresspiegel
<i>OAT:</i>	Außenlufttemperatur (Outside Air Temperature)
<i>QNH:</i>	virtueller Druck auf Meeresspiegel-Niveau (unter ISA) bei Messung des vorliegenden Drucks auf Höhe der Messstation
<i>SAT:</i>	Statische Lufttemperatur (Static Air Temperature) - entspricht OAT
<i>VFR, Tag:</i>	Beginn bürgerliche Morgendämmerung bis Ende bürgerliche Abenddämmerung (Sonne 6° unter Horizont)
<i>VFR, Nacht:</i>	Ende bürgerliche Abenddämmerung bis Beginn bürgerliche Morgendämmerung (Sonne 6° unter Horizont)
<i>DVFR:</i>	Sichtflug am Tage nach gültigen Sichtflugregeln
<i>NVFR:</i>	Sichtflug bei Nacht nach gültigen Sichtfluregeln

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	1 - 10

1.11.4 Triebwerk und Flugleistungen

TOP: Startleistung: Höchstzulässige Motorleistung für den Start

MCP: 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

CfK: Kohlefaserverstärkter Kunststoff

ACL: Zusammenstoß-Warnlicht (Anti Collision Light)

VFR: Sichtflugbedingungen (Visual Flight Rules)

PFD: Primary Flight Display

ADC Air-Data Computer

AHRS Attitude and Heading Reference System

GDU Garmin Display Unit

MFD: Multifunktions-Display

AI: Künstlicher Horizont (Attitude Indicator)

LDG: Landeklappe Landstellung

T/O: Landeklappe Startstellung

UP: Landeklappe Reisestellung

MP: Ladedruck (Manifold Pressure)

COM: Communication

NAV: Navigation

CB: Sicherungsautomat

ATC: Air Traffic Control

FF: Treibstoffverbrauch (Fuel Flow)

rpm: Umdrehungen pro Minute (revolutions per minute)

AS: AQUILA Ergänzung (AQUILA supplement)

EMS: Engine Monitoring System

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	1 - 11

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 l
1 Imperial Gallon	=	4,546 l

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-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	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	TRIEBWERKS - BETRIEBSGRENZEN	2-3
2.4.1	Motor	2-3
2.4.2	Propeller	2-4
2.5	MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE	2-5
2.6	MASSEN	2-6
2.7	SCHWERPUNKT	2-6
2.8	ZUGELASSENE MANÖVER	2-6
2.9	MANÖVERLASTVIELFACHE	2-7
2.10	FLUGBESATZUNG	2-7
2.11	BETRIEBSARTEN / MINDESTAUSRÜSTUNG	2-8
2.12	KRAFTSTOFF	2-9
2.13	TEMPERATURGRENZEN FÜR DEN BETRIEB	2-9
2.14	MAXIMALE DIENSTGIPFELHÖHE	2-9
2.15	HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN	2-10

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

Das GARMIN G500 / G500 TXi Cockpit Reference Guide und die Operating Instructions des Glass Panel Engine Monitors MVP-50P-AQ müssen im Luftfahrzeug mitgeführt werden und der Besatzung jederzeit zugänglich sein.

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 vollen oder abrupten Ruderausschläge zulässig. Dies kann zu Überbelastung des Flugzeuges führen.
V_{FE} Zul. Höchstgeschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen	90	Diese Geschwindigkeit darf mit Landeklappen in T/O oder LDG-Position nicht überschritten werden.
V_{NO} Zul. Höchstgeschwindigkeit im Reiseflug	130	Diese Geschwindigkeit darf nur in ruhiger Luft und nur mit äußerster Vorsicht überschritten werden.
V_{NE} Zul. Höchstgeschwindigkeit bei ruhigem Wetter	165	Diese Geschwindigkeit darf niemals überschritten werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	2 - 2

2.3 MARKIERUNGEN DES FAHRTMESSERS

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

Markierung (IAS)	[kts]	Bemerkung
Weißer Bogen	39-90	Betriebsbereich für ausgefahrene Landeklappen
Grüner Bogen	49-130	Normaler Betriebsbereich
Gelber Bogen	130-165	Vorsichtsbereich; Manöver müssen mit Vorsicht und nur bei ruhiger Luft ausgeführt werden
Rote Linie	165	Zulässige Höchstgeschwindigkeit für alle Betriebsarten

2.4 TRIEBWERKS-BETRIEBSGRENZEN

2.4.1 Motor

- a) Hersteller: BRP-ROTAX GmbH & Co KG, Gunskirchen, 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:	73,5 kW
Maximale zulässige Startdrehzahl (5 min):	2385 U/min
Maximale Dauerleistung:	69,0 kW
Maximale zulässige Dauerdrehzahl:	2260 U/min

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	2 - 3

d) Öldruck

Minimum :	0,8	bar	unter 590 U/min
Normal:	2,0 – 5,0	bar	über 590 U/min
Maximum bei Kaltstart (kurzeitig):	7,0	bar	

e) Kraftstoffdruck

Minimum:	0,15	bar
Maximum:	0,5 (0,4*)	bar

f) Öltemperatur

Maximum :	130	°C
Minimum:	50	°C

g) Zylinderkopftemperatur

Maximum :	120 (129**) °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/170-05

c) Propellerdurchmesser: 1,70 m

d) Propellerdrehzahlgrenzen

Maximale zulässige Startdrehzahl (max. 5 min): 2385 U/min

Maximale zulässige Dauerdrehzahl: 2260 U/min

* mechanische Kraftstoffpumpe vor S/N 11.0036 (siehe SB-AT01-031)

** alter Typ Zylinderkopf an Zylinder Nr. 3 (siehe SB-AT01-029)

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	2 - 4

2.5 MARKIERUNGEN IM ENGINE MONITOR MVP-50P-AQ

Die im Folgenden angegebene Tabelle gibt die Grenzwerte im MVP-50P-AQ und die Bedeutung der verwendeten Farben an.

MVP-50P-AQ	Rote Linie (Mindestgrenze)	Grüner Bogen (Normaler Betriebsbereich)	Gelber Bogen (Warnbereich)	Rote Linie (Höchstgrenze)
Drehzahlmesser [U/min]	---	535 – 2260	2260 - 2385	2385
Öltemperatur [°C]	50	50 – 130	---	130
Zylinderkopf- temp. [°C]	---	---	---	120 (129**)
Öldruck [bar]	0,8	2,0 – 5,0	0,8 – 2,0 5,0 – 7,0	7,0
Kraftstoffdruck [bar]	0,15	0,15 – 0,5 (0,4*)	---	0,5 (0,4*)
Voltmeter [V]	11	12,5 – 15,5	11 – 12,5	15,5

* mechanische Kraftstoffpumpe vor S/N 11.0036 (siehe SB-AT01-031)

** alter Typ Zylinderkopf an Zylinder Nr. 3 (siehe SB-AT01-029)

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	2 - 5

2.6 MASSEN

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

WARNUNG

Ein Überschreiten der Massegrenzen ist verboten und kann zu einer Überlastung des Flugzeuges sowie zu einer deutlichen Verschlechterung der Flugleistungen und Flugeigenschaften führen. Gleichzeitig erhöhen sich die Minimalgeschwindigkeiten, so dass die Markierungen auf dem Fahrtmesser ihre Gültigkeit verlieren.

2.7 SCHWERPUNKT

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:	0,427 m hinter BE
Hinterste Flugmassen-Schwerpunktlage:	0,523 m hinter BE

WARNUNG

Ein Überschreiten der Flugmassen-Schwerpunktgrenzen ist nicht zulässig und vermindert die Steuerbarkeit und die Stabilität des Flugzeuges.

Das Verfahren zur Ermittlung der aktuellen Leermassen- und Flugmassen-Schwerpunktlage ist in Abschnitt 6 angegeben.

2.8 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) Schräglagen: maximal 60°
- d) Chandelle: Eintrittsgeschwindigkeit 120 kts
- e) Lazy Eight: Eintrittsgeschwindigkeit 110 kts

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	2 - 6

ANMERKUNG

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

2.9 MANÖVERLASTVIELFACHE

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

Manöverlast- vielfaches [g]	bei V_A	bei V_{NE}	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 !

WICHTIGER HINWEIS

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

2.10 FLUGBESATZUNG

Maximale Anzahl der Besatzung: 2

Mindestflugbesatzung: 1 Pilot

Einsitzig darf das Flugzeug nur vom linken Sitz
in Betrieb genommen werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	2 - 7

2.11 BETRIEBSARTEN / MINDESTAUSRÜSTUNG

Zugelassene Betriebsarten: Sichtflug bei Tag (D/VFR) und bei Nacht (N/VFR)

Tabelle 1	Für Sichtflüge bei Tag und Nacht*
Flug- und Navigationsinstrumente	• Garmin G-500 / G500 TXi • Magnetkompass • Uhr mit Sekundenanzeige** • UKW-Funkgerät*** • GPS Empfänger Garmin 400W / 500W Series oder GTN 6XX/7XX) • künstlicher Horizont (Standby AI)**** • Transponder mit Höhenanzeige oder Transponder ohne Höhenanzeige plus analogen Höhenmesser • Fahrtmesser*****
Motorinstrumente	• MVP-50P-AQ • Annunciatorpanel AP7DAQ
Beleuchtung	• Positionslichter • Zusammenstoßwarnlichtanlage (ACL) • Landescheinwerfer • Instrumentenbeleuchtung • Innenraumbeleuchtung • Taschenlampen
Sonstige Ausrüstung	• Sicherheitsgurte für jeden besetzten Sitz • Nothammer • Batterie ≥ 26 Ah • Alternator ALT 2

* In der oben aufgeführten Tabelle 1 ist die funktionsfähige operationelle Mindestausrüstung für Deutschland aufgelistet. Zusätzliche Mindestausrüstung für die gewünschte Betriebsart kann auf nationaler Ebene gefordert sein und ist u.a. abhängig von der Flugroute.

** Diese Uhr kann in Deutschland auch eine Armbanduhr mit Sekundenanzeige sein. Abweichende nationale Bestimmungen beachten!

*** In Deutschland nicht erforderlich für Flüge an Flugplätzen ohne Flugverkehrskontrollstelle und die nicht über die Umgebung des Startflugplatzes hinausführen (§4 Abs. 3 FSAV). Regelungen anderer nationaler Luftfahrtbehörden bleiben unberührt.

**** gilt nicht für FAA registrierte Luftfahrzeuge

***** gilt nur für FAA registrierte Luftfahrzeuge

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	2 - 8

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.

2.12 KRAFTSTOFF

	<u>Tank Links</u>	<u>Tank Rechts</u>
Tankinhalt gesamt:	60,0 l	60,0 l
Ausfliegbare Menge:	54,8 l	54,8 l
<u>Nicht</u> -ausfliegbare Menge:	5,2 l	5,2 l

Zugelassene Kraftstoffarten siehe Kap. 1.8.

WICHTIGER HINWEIS

Um eine gleichmäßige Tankentleerung sicherzustellen, mind. alle 60 min auf den anderen Tank umschalten.

ANMERKUNG

Die Ermittlung der Nicht-ausfliegbaren Menge an Kraftstoff erfolgte mit den Landeklappen auf LDG und $V_{FE} = 90$ kts. Dies ist die ungünstigste Fluglage für die Kraftstoffentnahme innerhalb des Abschnitts 4 „NORMALFLUGVERFAHREN“.

ANMERKUNG

Die Funktionen des G500 / G500 TXi / MVP-50 zu Gesamtkraftstoffmenge, Verbrauch und Restkraftstoff sind lediglich zusätzliche Informationen und müssen vom Piloten überprüft werden.

2.13 TEMPERATURGRENZEN FÜR DEN BETRIEB

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

2.14 MAXIMALE BETRIEBSHÖHE

Die maximale Betriebshöhe der AQUILA AT01-100 beträgt 14.500 ft.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	2 - 9

2.15 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

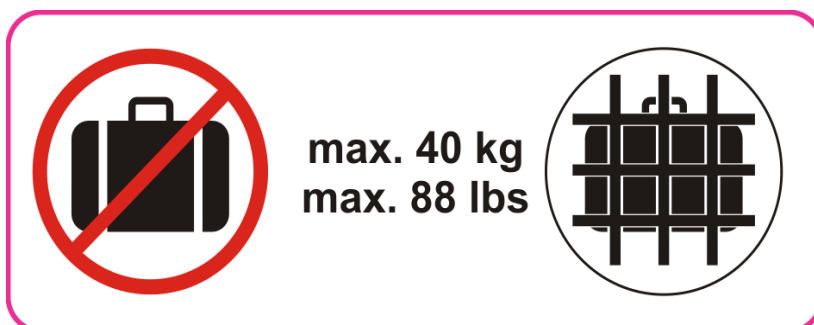
- 1) Auf dem Instrumentenbrett, im unteren mittleren Bereich des Panels:

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.

- 2) Auf dem Instrumentenbrett, unter dem Fahrtmesser:

Manövergeschwindigkeit
VA = 112 kts

- 3) Auf der Innenseite der Gepäckklappe:



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	2 - 10

ABSCHNITT 3

NOTVERFAHREN

		Seite
3.1	EINFÜHRUNG	3-3
3.1.1	Zurücksetzen ausgelöster Sicherungsautomaten	3-3
3.2	FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN	3-3
3.3	TRIEBWERKSSTÖRUNGEN – CHECKLISTEN	3-4
3.3.1	Triebwerksstörungen während des Startlaufes auf der Startbahn	3-4
3.3.2	Triebwerksstörungen während des Steigfluges	3-4
3.3.3	Triebwerksstörungen während des Fluges	3-5
3.4	NOTLANDUNG	3-7
3.4.1	Sicherheitslandung	3-7
3.4.2	Notlandung	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
3.6	FLUG UNTER VEREISUNGSBEDINGUNGEN	3-10
3.7	BEENDEN DES TRUDELNS	3-11
3.8	GLEITFLUG MIT AUSGEFALLENEM TRIEBWERK	3-11
3.9	LANDUNG MIT DEFEKTEM REIFEN	3-12
3.10	STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN SYSTEM	3-12
3.10.1	Totaler Stromausfall	3-12
3.10.2	Ausfall Alternator (ALT 1)	3-13
3.10.3	Anzeige von Unterspannung	3-16
3.11	STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN LANDEKLAPPENSYSTEM	3-17

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 1

3.12	STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN TRIMMSYSTEM	3-17
3.12.1	Trimmung fährt nicht	3-17
3.12.2	Trimmung läuft davon	3-18
3.13	STÖRUNG IM AVIONIKSYSTEM	3-18
3.13.1	Totaler Avionikausfall	3-18
3.13.2	Kein Funkempfang bei betriebsbereitem Gerät möglich	3-18
3.13.3	Kein Senden bei betriebsbereitem Gerät möglich	3-18
3.13.4	Ausfall des Primary Flight Displays	3-19
3.13.5	Ausfall des Magnetometers	3-19
3.13.6	Totalausfall des Kurssystems	3-19
3.13.7	Totalausfall des AHRS	3-20
3.13.8	Totalausfall des ADC	3-20
3.13.9	Totalausfall MVP-50P-AQ	3-20
3.14	STÖRUNG DES ANLASSERS	3-21
3.15	STÖRUNGEN WÄHREND DES FLUGES	3-21
3.15.1	Selbsttätiges Entriegeln und Öffnen der Kabinenhaube im Flug	3-21

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. Es sind daher gute Kenntnisse des Piloten bezüglich der Ausführung und des Verhaltens des Flugzeuges sowie seine generelle Erfahrung für die Lösung von auftretenden Problemen gefordert.

3.1.1 Zurücksetzen ausgelöster Sicherungsautomaten

Das **einmalige** Zurücksetzen eines ausgelösten Sicherungsautomaten oder Schalters ist in den folgenden Notverfahren als Empfehlung anzusehen.

Für alle Schalter gilt: oben drücken = EIN; unten drücken = AUS

WICHTIGER HINWEIS

Ein ausgelöster Sicherungsautomat oder Schalter sollte nicht zurückgesetzt werden, es sei denn, er ist für den weiteren und sicheren Flugverlauf sowie für die Landung notwendig. Das Zurücksetzen ausgelöster Sicherungsautomaten (CB) kann in ungünstigen Fällen Feuer auslösen.

*Ein Sicherungsautomat oder Schalter sollte maximal **einmal** zurückgesetzt und nach der Landung überprüft werden.*

3.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN

Geschwindigkeit (IAS)		[kts]
Manövergeschwindigkeit	V _A	112
Geschwindigkeit für den besten Gleitwinkel		
Landeklappe	UP	78
Landeklappe	T/O	73
Anfluggeschwindigkeit für Sicherheitslandung mit / ohne Motorleistung		
Landeklappe	LDG	60
Anfluggeschwindigkeit für Notlandung bei Triebwerksstillstand		
Landeklappe	T/O	65
Landeklappe	UP	70

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 3

3.3 TRIEBWERKSSTÖRUNGEN - CHECKLISTEN

3.3.1 Triebwerksstörungen vor dem Abheben

1. Leistungshebel LEERLAUF
2. Bremse wie erforderlich

3.3.2 Triebwerksstörungen nach dem Abheben und während des Steigfluges

1. Fluggeschwindigkeit (IAS) 70 kts halten

WARNUNG

Abhängig von der eigenen Geschwindigkeit und Höhe, den Windverhältnissen und der verbleibenden Motorleistung ist eine Notlandung entsprechend den örtlichen Verhältnissen durchzuführen.

Umkehrkurven nur in ausreichender Höhe einleiten, ansonsten Notlandung geradeaus durchführen! Dabei verstärkt auf die Geschwindigkeit achten!

Prüfe die folgenden Punkte (wenn es die Zeit erlaubt):

2. Tankwahlschalter / Brandhahn auf volleren oder anderen Tank schalten
3. Schalter **Kraftstoffpumpe** EIN
4. Zündschalter BOTH
5. Leistungshebel VOLLGAS
6. Propellerverstellhebel START
7. Choke DRÜCKEN (AUS)
8. Vergaservorwärmung ZIEHEN (EIN)

Kurz vor der Landung (wenn möglich):

9. Tankwahlschalter / Brandhahn OFF
10. Zündschalter OFF
11. Schalter **ALT1 / BAT** AUS

WARNUNG

*Ist **BAT** ausgeschaltet:*

keine Überziehwarnung, Klappen können nicht gefahren werden!

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 4

3.3.3 Triebwerksstörungen während des Fluges

A) RAUH LAUFENDES TRIEBWERK

- | | |
|------------------------------------|-------------------------------------|
| 1. Vergaservorwärmung | ZIEHEN (EIN) |
| 2. Schalter Kraftstoffpumpe | EIN |
| 3. Zündschalter | L – BOTH, R - BOTH
durchschalten |
| 4. Leistungshebel | Leistungseinstellung beibehalten |

Tritt keine merkliche Verbesserung des Triebwerksverhaltens ein:

- | | |
|-------------------|---------------------|
| 5. Leistungshebel | Leistung reduzieren |
|-------------------|---------------------|

Bei akzeptablem Triebwerkslauf:

- | | |
|-----------------------|---------------------------|
| 6. Sicherheitslandung | durchführen (siehe 3.4.1) |
|-----------------------|---------------------------|

Bei inakzeptablem Triebwerkslauf:

- | | |
|---------------------------|---|
| 6. Leistungshebel | VOLLGAS (Leistung erhöhen bis möglichst ruhiger Triebwerkslauf) |
| 7. Propellerverstellhebel | Drehzahl im zulässigen Bereich halten |

Wenn sichere Anflughöhe für nächstgelegenes Landefeld erreicht:

8. Notlandung mit stehendem Triebwerk entsprechend Abschnitt 3.4.2 durchführen.

WARNUNG

Bei gerissenem Gasbowdenzug öffnet das federbelastete Drosselklappenventil im Vergaser vollständig. Mit einseitigem Fehler läuft das Triebwerk dadurch sehr unrund und nur durch Setzen von Vollgas auf dem noch steuerbaren Vergaser kann sicher Höhe gewonnen werden. Zur Landung muss das Triebwerk dann in sicherer Höhe für den Anflug abgestellt werden.

B) ABFALL DES ÖLDRUCKES

- | | |
|-----------------|--------|
| 1. Öltemperatur | prüfen |
|-----------------|--------|

Bei Abfall des Öldruckes unterhalb des GRÜNEN Bereiches und bei normaler Öl-temperatur:

2. Landung auf nächstem Flugplatz

Bei Abfall des Öldruckes unterhalb des GRÜNEN Bereiches und bei steigender Öl-temperatur:

- | | |
|-----------------------|--|
| 2. Leistungshebel | Leistung reduzieren |
| 3. Sicherheitslandung | durchführen (siehe 3.4.1), Motorausfall kann unmittelbar eintreten ! |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 5

C) ABFALL DES KRAFTSTOFFDRUCKES

1. Schalter **Kraftstoffpumpe** EIN
2. Tankwahlschalter / Brandhahn auf volleren oder anderen Tank schalten
3. Schalter **Kraftstoffpumpe** AUS, wenn **Kraftstoffdruck** innerhalb des grünen Bereiches

ANMERKUNG

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

4. Wenn der Kraftstoffdruck weiterhin außerhalb des grünen Bereiches liegt:
Landung auf dem nächstgeeigneten Flugplatz,
Motorausfall kann unmittelbar eintreten !

D) WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKES BEI STEHENDEM PROPELLER

1. Elektrische Verbraucher AUS
2. Schalter **ALT1 / BAT** EIN
3. Propellerverstellhebel START
4. Tankwahlschalter / Brandhahn auf volleren Tank umschalten
5. Schalter **Kraftstoffpumpe** Ein
6. Leistungshebel Motor warm 2 cm nach vorne
Motor kalt LEERLAUF
7. Choke Motor warm LOSLASSEN (AUS)
Motor kalt ZIEHEN (EIN)
8. Zündschalter BOTH, dann START

Nach erfolgreichem Anlassen:

9. Öldruck prüfen
10. Choke LOSLASSEN (AUS)
11. Elektrische Verbraucher EIN (nach Bedarf)
12. Öltemperatur beachten

ANMERKUNG

Durch Andrücken des Flugzeuges auf ca. 120 kts kann der Propeller zum Drehen gebracht und der Motor daraufhin angelassen werden.

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

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 6

E) WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKES MIT DREHENDEM PROPELLER (WINDMILLING)

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

- | | | |
|----|---------------------------------|---|
| 1. | Fluggeschwindigkeit (IAS) | 78 kts |
| 2. | Schalter ALT1 / BAT | EIN |
| 3. | Tankwahlschalter / Brandhahn | auf volleren oder anderen Tank schalten |
| 4. | Propellerverstellhebel | START |
| 5. | Schalter Kraftstoffpumpe | EIN |
| 6. | Zündschalter | BOTH |
| 7. | Leistungshebel | Motor warm
Motor kalt |
| | | 2 cm nach vorne
LEERLAUF |
| 8. | Choke | Motor warm
Motor kalt |
| | | LOSLASSEN (AUS)
ZIEHEN (EIN) |

Nach erfolgreichem Anlassen:

- | | | |
|-----|---------------------|-------------------|
| 9. | Öldruck | prüfen |
| 10. | Choke | LOSLASSEN (AUS) |
| 11. | Elektr. Verbraucher | EIN (nach Bedarf) |
| 12. | Öltemperatur | beachten |

3.4 NOTLANDUNG

Grundsätzlich sollte der Flugweg unter D/VFR und N/VFR Bedingungen so gewählt werden, dass im Falle einer Notlandung ein geeignetes Landefeld erreicht werden kann.

WICHTIGER HINWEIS

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

3.4.1 Sicherheitslandung

ANMERKUNG

Eine Sicherheitslandung liegt immer dann vor, wenn noch keine konkrete Notlage eingetreten ist, jedoch im weiteren Flugverlauf entstehen könnte. Der Pilot hat Zeit zum Handeln und kann sich ein geeignetes Landefeld oder den nächstgeeigneten Flugplatz aussuchen. Das Verfahren bei einer Sicherheitslandung entspricht grundsätzlich den im Abschnitt 4 aufgeführten Normalverfahren.

*Auf eine geeignete Auswahl des Landefeldes ist besonders zu achten.
Wetterschlechterungen führen meist zu Sicherheitslandungen.*

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 7

1. Landefeld auswählen auf Windrichtung, Hindernisse und Gefälle achten.
2. Sicherheitsgurte Fest angezogen
3. Sinkflug einleiten
4. Falls möglich: Landefeld in niedriger Höhe überfliegen und Beschaffenheit (Windrichtung, Hindernisfreiheit, Gefälle) prüfen
5. Check „Querab Aufsetzpunkt“ für den Endanflug:

Leistungshebel	Nach Bedarf
Propellerverstellhebel	START
Vergaservorwärmung	DRÜCKEN (AUS)
Schalter Kraftstoffpumpe	EIN
Schalter Landeklappen	LDG
Geschwindigkeit (IAS)	60 kts
6. Aufsetzen mit Mindestgeschwindigkeit
7. Nach dem Aufsetzen:

Bremsen	nach örtlicher Beschaffenheit
Tankwahlschalter / Brandhahn	OFF
Zündschalter	OFF
Schalter ALT1 / BAT	AUS

ANMERKUNG

Das Ausschalten des Batterieschalters führt zum Abschalten des Primary Flight Displays (PFD) und des Landelichtes. Eine Ausleuchtung des Landefeldes ist daher nicht mehr möglich.

3.4.2 Notlandung

ANMERKUNG

Ein Triebwerksausfall, akuter Treibstoffmangel oder schwere, erst im Fluge festgestellte Mängel am Fluggerät zwingen den Piloten zur Notlandung. Der Handlungsspielraum des Piloten sowie die Auswahlmöglichkeiten geeigneter Landefelder sind bei einer Notlandung sehr viel geringer als bei einer Sicherheitslandung.

1. Fluggeschwindigkeit (IAS):

Landeklappe auf LDG	60 kts
Landeklappe auf T/O	65 kts
Landeklappe auf UP	70 kts
2. Tankwahlschalter / Brandhahn OFF
3. Zündschalter OFF
4. Sicherheitsgurte Fest angezogen
5. Funkgerät (ATC) Positions- & Sicherheitsmeldung

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 8

- | | | |
|----|----------------------------|-----------------------|
| 6. | Schalter ALT1 / BAT | AUS |
| 7. | ELT | ggf. manuell auslösen |

WARNUNG

Wenn Schalter **ALT1/BAT** auf AUS, dann:

- ⇒ keine Überziehwarnung
- ⇒ Klappen können nicht gefahren werden
- ⇒ Landescheinwerfer ist AUS

3.5 RAUCHENTWICKLUNG UND BRAND

3.5.1 Triebwerksbrand am Boden

- | | | |
|----|--|---------|
| 1. | Tankwahlschalter / Brandhahn | OFF |
| 2. | Leistungshebel | VOLLGAS |
| 3. | Schalter ALT1 / BAT | AUS |
| 4. | Zündschalter | OFF |
| 5. | Flugzeug unmittelbar verlassen, wenn Triebwerk steht | |

3.5.2 Triebwerksbrand im Flug

- | | | |
|----|--|---------------|
| 1. | Leistungshebel | VOLLGAS |
| 2. | Tankwahlschalter / Brandhahn | OFF |
| 3. | Kabinenheizung | DRÜCKEN (AUS) |
| 4. | Seitenfenster | AUF |
| 5. | Notlandung mit stehendem Triebwerk entsprechend Abschnitt 3.4.2 durchführen. | |

3.5.3 Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden

- | | | |
|----|----------------------------|-----|
| 1. | Schalter ALT1 / BAT | AUS |
|----|----------------------------|-----|

Wenn Triebwerk läuft:

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

3.5.4 Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug

- | | | |
|----|--|--------|
| 1. | Schalter ALT1 / BAT | AUS |
| 2. | Sicherung ALT 2 | ZIEHEN |
| 3. | Schalter Avionik | AUS |
| 4. | Alle anderen Schalter (außer Zündschalter) | AUS |
| 5. | Kabinenbelüftung und Seitenfenster | AUF |
| 6. | Handtaschenlampe | EIN |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 9

- | | |
|-----------------------------------|--|
| 7. Feuerlöscher (falls vorhanden) | nur wenn Rauchentwicklung anhält,
einsetzen |
| 8. Sofort Landen | siehe 3.4 Notlandung |

Nach Landung und Stillstand des Luftfahrzeugs:

- | | |
|--|------------------|
| 9. Triebwerk | abstellen |
| 10. Kabinenhaube | AUF |
| 11. Luftfahrzeug nach Triebwerk-Stillstand | sofort verlassen |

WICHTIGER HINWEIS

Bei sehr starker Rauchentwicklung und nach Benutzung des Feuerlöschers ist die Kabine durch Entriegeln der Kabinenhaube zu belüften bzw. zu entlüften. Der Feuerlöscher ist, falls möglich, wieder in seiner Halterung zu befestigen bzw. anderweitig zu sichern.

WARNUNG

*Das Schalten von **ALT1/BAT** auf AUS und gleichzeitiges Ziehen der Sicherung **ALT 2** führt zu einem kompletten Ausfall aller elektrischen und elektronischen Geräte, der Landeklappen, des Standby Attitude Indikator (AI), der Überziehwarnung und des Landelicht !*

Möglichkeiten zur Stabilisierung der Fluglage bei NVFR:

- ⇒ sichtbare Referenzen (z.B. sich abzeichnender Horizont, Lichter am Boden)
- ⇒ künstlicher Horizont (AI)
 - mit eigenen Akku (z.B. GARMIN G5 AI, falls vorhanden) oder
 - das Schalten von **BAT** auf EIN oder DRÜCKEN der Sicherung **ALT 2** für 10 Sekunden mit Wiederholung im 30 Sekunden Intervall zum Erhalt der Kreiseldrehzahl

3.6 FLUG UNTER VEREISUNGSBEDINGUNGEN

WARNUNG

Flüge unter Vereisungsbedingungen sind verboten. Bei unbeabsichtigtem Einfliegen in eine Vereisungszone ist wie folgt zu verfahren:

- | | | |
|----|--|--------------|
| 1. | Vergaservorwärmung | ZIEHEN (EIN) |
| 2. | Vereisungsgebiet unmittelbar verlassen durch:
Änderung der Flughöhe und / oder Umkehrkurs steuern | |
| 3. | Schalter P/S Heat (falls vorhanden) | EIN |
| 4. | Propellerverstellhebel | START |
| 5. | Kabinenheizung | ZIEHEN (EIN) |
| 6. | Ruder ständig bewegen, um deren Gängigkeit zu erhalten. | |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 10

WICHTIGER HINWEIS

Bei Eisansatz an der Tragflügelvorderkante erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit !

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

3.7 BEENDEN DES TRUDELNS

- | | | |
|----|-----------------------|--|
| 1. | Seitensteuer | Vollausschlag gegen d. Trudelrichtung |
| 2. | Höhensteuer | neutral bis leicht gedrückt |
| 3. | Quersteuer | neutral |
| 4. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| 5. | Schalter Landeklappen | UP |
| 6. | Seitensteuer | neutral, nach Beenden der Drehbewegung |
| 7. | Höhensteuer | vorsichtig abfangen |

Flugzeug aus dem Bahnneigungsflug in die Normalfluglage bringen, dabei die zulässige Höchstgeschwindigkeit (V_{NE}) nicht überschreiten !

WARNUNG

Beim Ausleiten des Trudelns 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 eines nahen Flugplatzes möglich machen.

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

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

ANMERKUNG

Rücken- bzw. Gegenwind und Profilverschmutzung beeinflusst die Gleitstrecke maßgeblich.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 11

3.9 LANDUNG MIT DEFEKTEM REIFEN

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

1. Schalter Landeklappe LDG
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 (z.B. linker Reifen defekt, rechts aufsetzen).
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. Fluglage | STABILISIEREN |
| 2. Handtaschenlampe | AN |
| 3. Schalter ALT1 / BAT | prüfen, ob EIN |
| 4. Sicherung ALT 2 (siehe 3.1.1) | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |
| 5. Sicherung BAT (siehe 3.1.1) | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |
| 6. Sicherung ALT 1 (siehe 3.1.1) | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |

Ist der totale Stromausfall nicht behebbar, sind mit Hilfe der Taschenlampen die Instrumente zu beleuchten und eine sofortige Sicherheitslandung auf dem nächstgelegenen betriebsbereiten Flugplatz durchzuführen.

WARNUNG

Ein Totalausfall der elektrischen Stromquellen ist aufgrund der redundanten Ausführung relativ unwahrscheinlich. Sollte dieser Fall trotzdem eintreten, fallen alle elektrisch betriebenen Instrumente (u.a. künstlicher Horizont, Überziehwarnung) aus

Möglichkeiten zur Stabilisierung der Fluglage bei NVFR:

- ⇒ sichtbare Referenzen (z.B. sich abzeichnender Horizont, Lichter am Boden)
- ⇒ künstlicher Horizont (AI) mit eigenen Akku (z.B. GARMIN G5 AI, falls vorhanden)

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 12

3.10.2 Ausfall Alternatoren

3.10.2.1 Warnleuchte **ENG** (ROT) mit Amperemeterwerten in ROT und / oder Warnleuchte **ALT 1** leuchtet

1. Schalter **ALT 1** AUS – EIN durchschalten, ca. 10 sec. Pause
2. Sicherung **ALT 1** (siehe 3.1.1) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

Falls Warnleuchte **ALT 1** weiterhin leuchtet:

3. Sicherung **ALT 1** ZIEHEN
4. Schalter **ALT 1** AUS
5. Die nicht für die sichere Fortführung des Fluges notwendigen Zusatzinstrumente sind auf mindestens die halbe Helligkeit zu dimmen bzw. auszuschalten.
6. Ampere- und Voltmeter beobachten
7. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen !

ANMERKUNG

***ALT 2** (interner Alternator) übernimmt die Stromversorgung des Bordnetzes. Der Flug kann weiter fortgesetzt werden, da eine eingeschränkte Stromversorgung gegeben ist. Die Batterie wird jedoch nicht mehr geladen u.U. sogar entladen. Eine Landung auf dem nächsten geeigneten Flugplatz in Betracht zu ziehen.*

*Wenn **ALT 2** noch zusätzlich ausfällt, ist das Notverfahren 3.10.2.3 oder 3.10.2.4 anzuwenden.*

Trotz Ausschalten des Audiopanel kann der Pilot weiterhin über sein Headset mit COM 1 funken, da das Audiopanel im ausgeschalteten Zustand die Verbindung zum COM 1 herstellt (Failsave Design). Intercom-Funktion ist nicht mehr möglich

WARNUNG

Vor erneuter Inbetriebnahme des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgt sein !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 13

3.10.2.2 Warnleuchte **ALT 2** (interner Alternator) leuchtet

1. Sicherung **ALT 2** (siehe 3.1.1) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

Falls Warnleuchte **ALT 2** weiterhin leuchtet:

1. Sicherung **ALT 2** ZIEHEN

ANMERKUNG

ALT 1 (externer Alternator) übernimmt die Stromversorgung des gesamten Bordnetzes. Der Flug kann bedingt weiter fortgesetzt werden, da eine Stromversorgung gesichert ist. Fällt **ALT 1** zusätzlich aus, ist das Notverfahren 3.10.2.3 oder 3.10.2.4 anzuwenden.

WARNUNG

Vor erneuter Inbetriebnahme des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgt sein!

3.10.2.3 Warnleuchte **ENG** (ROT) mit Amperemeterwerten in ROT und / oder Warnleuchten **ALT 1** und **ALT 2** leuchten

Wenn beide Alternator-Warnleuchten im Annunciator Panel leuchten und / oder ein ROTER Amperemeterwert im MVP zu sehen ist, liefern beide Alternatoren keinen Strom mehr in das Bordnetz.

1. Schalter **ALT 1** AUS – EIN durchschalten, ca. 10 sec. Pause

2. Sicherung **ALT 1** (siehe 3.1.1) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

3. Sicherung **ALT 2** (siehe 3.1.1) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

Falls Warnleuchten **ALT 1** und **ALT 2** weiterhin leuchten:

1. Sicherung **ALT 1** ZIEHEN

2. Sicherung **ALT 2** ZIEHEN

3. Schalter **ALT 1** AUS

ANMERKUNG

*Die Batterie versorgt alle Geräte mit Strom für mindestens 30 Minuten, die für den sicheren Betrieb und eine sichere Landung benötigt werden. Die Anzeige der Warnleuchte **ENG** (ROT) mit ROTEN Amperewerten 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 durchgeführt werden

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 14

WARNUNG

Vor erneuter Inbetriebnahme des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgt sein!

3.10.2.4 Warnleuchte ENG (ROT) mit Amperewerten in ROT

Beide Alternatoren liefern eine zu niedrige Spannung in das Bordnetz.

- | | |
|---|--|
| 1. Schalter ALT 1 | AUS – EIN durchschalten, ca. 10 sec. Pause |
| 2. Sicherung ALT 1 (siehe 3.1.1) | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |
| 3. Sicherung ALT 2 (siehe 3.1.1) | DRÜCKEN, wenn herausgesprungen |

Falls Warnleuchte **Spannung** weiterhin leuchtet:

- | | |
|---------------------------|--------|
| 1. Sicherung ALT 1 | ZIEHEN |
| 2. Sicherung ALT 2 | ZIEHEN |
| 3. Schalter ALT 1 | AUS |

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. Die Anzeige der Warnleuchte **ENG** (ROT) mit Amperewerten in ROT 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.

ANMERKUNG

Beim Ausschalten der Audioaufschaltanlage kann der Pilot weiterhin über das Headset und über COM 1 senden und empfangen (Failsave Design). Intercom-Funktion ist nicht mehr möglich.

WARNUNG

Vor erneuter Inbetriebnahme des Luftfahrzeuges muss eine Schadensermittlung und Schadensbehebung erfolgt sein !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 15

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 16

3.11 STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN LANDEKLAPPENSYSTEM

FEHLER in der POSITIONSANZEIGE oder im ANTRIEB der LANDEKLAPPEN

- | | |
|---|---|
| 1. Sicherung Klappenmotor (siehe 3.1.1) | DRÜCKEN, falls herausgesprungen |
| 2. Sicherung Klappen Strg (siehe 3.1.1) | DRÜCKEN, falls herausgesprungen |
| 3. Landeklappenstellung
am linken Tragflügel | Positionskontrolle durch Sichtprüfung |
| 4. Fluggeschwindigkeit | im WEISSEN Bereich des
Fahrtmessers wählen |
| 5. Schalter Landeklappen | 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 Landeklappen erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit und die Landestrecke !

3.12 STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN TRIMMSYSTEM

3.12.1 Trimmung fährt nicht

- | | |
|---|--|
| 1. Sicherung Trimm Motor (siehe 3.1.1) | DRÜCKEN, falls herausgesprungen |
| 2. Sicherung Trimm Strg (siehe 3.1.1) | DRÜCKEN, falls herausgesprungen |
| 3. Schalter Trimmung | abwechselnd in beide Richtungen
drücken |

ANMERKUNG

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

4. Auf dem nächstgeeigneten Flugplatz landen !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 17

3.12.2 Trimmung läuft davon

1. Steuerknüppel fest in Position halten
2. Sicherung **Trimm Motor** ZIEHEN
3. Schalter Trimmung prüfen, ob gedrückt / verklemmt

Falls das Problem offensichtlich ist und gelöst werden kann:

4. Sicherung **Trimm Motor** (siehe 3.1.1) 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 nächstgeeigneten Flugplatz landen !

3.13 STÖRUNG IM AVIONIKSYSTEM**3.13.1 Totaler Avionikausfall**

1. Schalter **Avionik** AUS - EIN schalten, mit 20 sec. Pause, 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 bestehen, ggf. den Transponder auf CODE 7600 (Funkausfall) einstellen, wenn die Situation es erfordert.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 18

3.13.4 Ausfall des Primary Flight Display's

G500 und G500 TXi:

1. Sicherung **PFD** (siehe 3.1.1) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

nur G500:

2. Sicherung **AHRS** (siehe 3.1.1) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

3. Sicherung **ADC** (siehe 3.1.1) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

Lässt sich der Ausfall des PFD nicht beheben, kann der Flug mit den verbleibenden Anzeigen fortgesetzt werden. Eventuell ist eine Landung auf dem nächst geeigneten Flugplatz in Betracht zu ziehen.

ANMERKUNG

Folgende Anzeigen stehen als Ersatz für das ausgefallene PFD zur Verfügung:

<u>Fluglage:</u>	natürlicher oder künstlicher Horizont (falls vorhanden)
<u>Flughöhe:</u>	GPS-Höhe, Transponderhöhe, Bodensicht
<u>Kurs:</u>	Magnetkompass, GPS-Kurs über Grund
<u>Fluggeschwindigkeit:</u>	GPS-Geschwindigkeit über Grund, Überziehwarnung

3.13.5 Ausfall des Magnetometers

1. Sicherung **AHRS** (nur G500) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

ANMERKUNG

Der Ausfall des Magnetometers wird durch ein rotes „X“ über die Kursanzeige angezeigt. Wenn die GDU 620 / 1060 einen gültigen GPS-Ground-Track vom GPS Empfänger erhält, wird die magnetische Kursanzeige durch den GPS-Ground-Track ersetzt. Die Anzeige des GPS-Ground-Tracks erfolgt dann in „MAGENTA“.

3.13.6 Totalausfall des Kurssystems

1. Sicherung **AHRS** (nur G500) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen
2. Kursbestimmung über Magnetkompass, GPS

ANMERKUNG

Bei einem Totalausfall des Kurssystems (Magnetometer und GPS-Ground-Track) wird die Kursanzeige durch ein rotes „X“ ersetzt und die Kursbeschriftung der Kursrose erlischt.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 19

3.13.7 Totalausfall des AHRS

1. Sicherung **AHRS** (nur G500) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

ANMERKUNG

Ein Ausfall des AHRS-Systems wird durch das Entfernen des Horizontes, ein rotes „X“ und ein gelbes „AHRS FAILURE“ im PFD angezeigt. Ein Versagen des Kurssystems tritt auch auf, wie in Kap. 3.13.6 beschrieben.

3.13.8 Totalausfall des ADC

1. Sicherung **ADC** (nur G500) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen
2. Für den weiteren Flug Stand-by-Instrumente (wie 3.13.4)

ANMERKUNG

Totalausfall des Air Data Computers (ADC) wird durch ein rotes „X“ und gelben Text über der Fluggeschwindigkeitsanzeige, des Höhenmessers, der vertikalen Geschwindigkeit, der TAS und der OAT-Anzeige angezeigt. Einige Funktionen, wie TAS und Windberechnung, gehen verloren.

3.13.9 Totalausfall des MVP-50P-AQ

1. Sicherung **Triebwerk Instr. 1** (siehe 3.1.1) DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

Lässt sich der Ausfall der MVP-50P-AQ-Anzeige nicht beheben, sind die Leistungseinstellungen möglichst beizubehalten und es ist auf dem nächsten geeigneten Flugplatz zu landen.

ANMERKUNG

Bei Totalausfall des MVP-50P-AQ UND geänderter Leistungseinstellungen ist ein Überdrehen des Motors bei folgenden Einstellungen nicht möglich:

- 1) Leistungshebel (MP): VOLLGAS
- 2) Propellerverstellhebel (rpm):
 - ⇒ während des Steigflugs: START
 - ⇒ alle anderen Flugphasen: unterhalb der Markierung „MCP“

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 20

3.14 STÖRUNG DES ANLASSERS

Beim Starten des Motors am Boden ist die Kraftübertragung des Anlassers auf den Motor gestört (anhaltendes, heulendes Geräusch hörbar).

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

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° - 30° ein. 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 Fluglage stabilisieren, in Abhängigkeit der Randbedingungen stationären Geradeausflug herstellen

Fluggeschwindigkeit (IAS) 65 – 75 kts
3. Cockpithaube 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-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 21



[absichtlich freigelassen]

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	3 - 22

ABSCHNITT 4

NORMALFLUGVERFAHREN

		Seite
4.1	EINFÜHRUNG	4-2
4.2	FLUGGESCHWINDIGKEITEN UND GRENZWERTE NORMALFLUGVERFAHREN	4-3
4.3	TÄGLICHE KONTROLLE	4-4
4.4	VORFLUGKONTROLLE	4-9
4.5	NORMALFLUGVERFAHREN UND CHECKLISTEN	4-11
4.5.1	Vor dem Anlassen des Triebwerks	4-11
4.5.2	Anlassen des Triebwerks	4-12
4.5.3	Vor dem Rollen	4-13
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	4-18
4.5.11	Durchstarten	4-18
4.5.12	Nach der Landung	4-18
4.5.13	Abstellen des Triebwerks	4-19
4.5.14	Betankung des Luftfahrzeugs	4-19
4.5.15	Flug im Regen bzw. mit stark verschmutzten Tragflächen	4-20

4.1 EINFÜHRUNG

Dieser Abschnitt enthält Checklisten und Beschreibungen und empfohlene Geschwindigkeiten für den normalen Betrieb des Luftfahrzeuges unter D/VFR und N/VFR Bedingungen.

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-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 2

4.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN UND GRENZWERTE NORMALFLUGVERFAHREN

Alle angegebenen Geschwindigkeiten beziehen sich auf die maximale Startmasse MTOW von 750 kg. Sie können auch bei geringeren Abflugmassen angewandt werden.

START	
Geschwindigkeit (IAS)	kts
Steigfluggeschwindigkeit für Normalstart bis 15m Hindernis (50 ft) (Landeklappe auf T/O)	57
Geschwindigkeit des besten Steigens in Meereshöhe (Landeklappe auf UP) V_Y	65
Geschwindigkeit des besten Steigwinkels in Meereshöhe (Landeklappe auf T/O) V_X	52

LANDUNG	
Geschwindigkeit (IAS)	kts
Anfluggeschwindigkeit für Normallandung (Landeklappe auf LDG)	60
Geschwindigkeit zum Steigen beim Durchstarten (Landeklappe auf LDG)	60
Höchste nachgewiesene Seitenwindkomponente bei Start und Landung	15
Höchstzulässige Geschwindigkeit mit Landeklappe auf LDG V_{FE}	90

REISEFLUG	
Geschwindigkeit (IAS)	kts
Höchstzulässige Geschwindigkeit für volle Ruderausschläge V_A	112
Höchstzulässige Geschwindigkeit bei Turbulenz V_{NO}	130

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 3

4.3 TÄGLICHE KONTROLLE

WICHTIGER HINWEIS

*Zu Beginn der täglichen Kontrolle gehört die Überprüfung des Treibstoffsumpfes auf Wasser und sonstige Verunreinigungen. Die Proben sind an allen drei Drainageventilen zu entnehmen, **bevor** das Luftfahrzeug bewegt wird. Nur so wird gewährleistet, dass der Treibstoffsumpf nicht vermischt wird.*

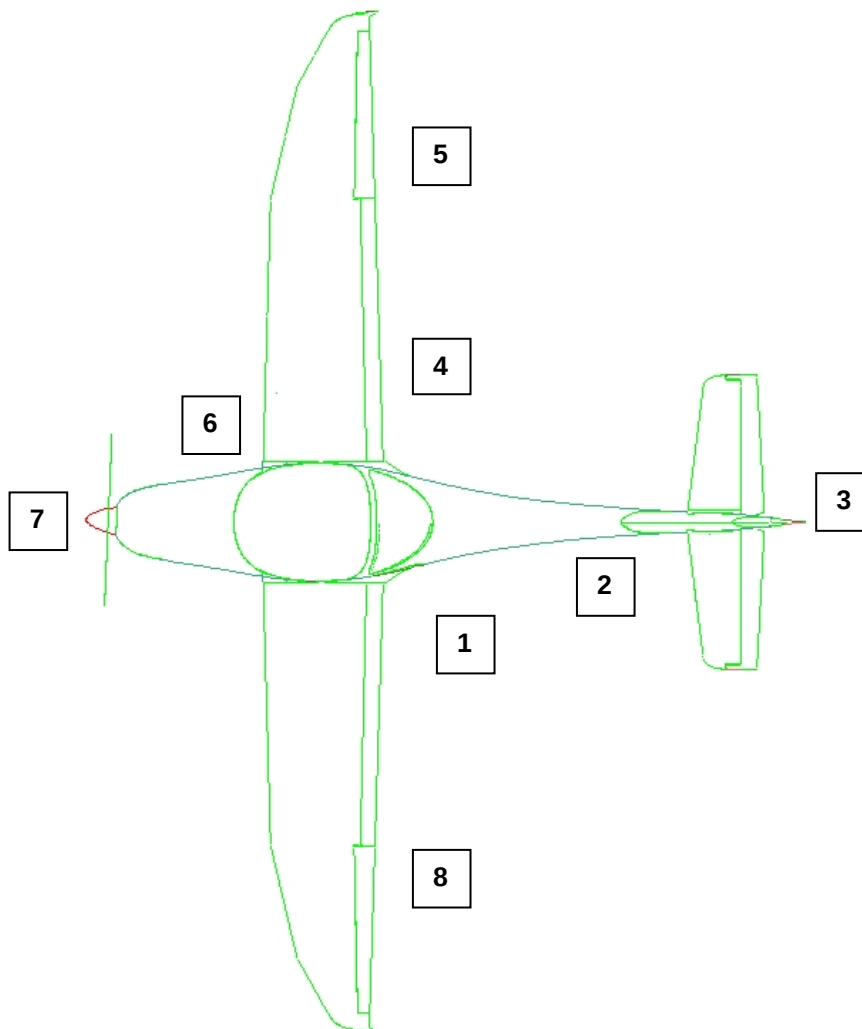
1. Tankdrain (linker / rechter Tragflügel) entwässern mit Becher; Sichtprüfung
2. Drainer –Elektr. Kraftstoffpumpe entwässern mit Becher; Sichtprüfung

A) INNENKONTROLLE

1. Flugzeugpapiere prüfen
2. Zündschlüssel abgezogen
3. Schalter **ALT1 / BAT** EIN
4. Annunciator (Warnleuchten) **TEST** drücken; prüfen, ob alle AN
5. Schalter **ALT1** AUS
6. Triebwerksinstrumente prüfen
7. Kraftstoffvorrat prüfen
8. Schalter **Positionslichter** EIN, Funktionsprüfung, AUS
9. Schalter **Landelicht** EIN, Funktionsprüfung, AUS
10. Schalter **Instrumentenbeleuchtung** EIN, Funktionsprüfung, AUS
11. Schalter **BAT** AUS
12. Notsender (ELT) betriebsbereit
13. Fremdkörperkontrolle durchführen
14. Gepäck verstaut und verzurrt.
15. Kabinenhaube sauber und unbeschädigt
16. Taschenlampen prüfen, funktionstüchtig

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 4

B) AUSSENKONTROLLE, Sichtprüfung



WICHTIGER HINWEIS

*Unter Sichtprüfung ist Folgendes zu verstehen:
Überprüfung auf mechanische Beschädigungen, Verschmutzungen, Risse, Delamination,
Spielfreiheit, lockere und unsachgemäße Befestigung, Fremd-körper und allgemeinen
Zustand; Steuerflächen zusätzlich auf ihre Freigängigkeit prüfen.*

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 5

1. Linkes Hauptfahrwerk

- | | |
|-------------------------------------|-----------------------------|
| a) Fahrwerksschwinge | Sichtprüfung |
| b) Radverkleidung | Sichtprüfung (siehe 7.11.4) |
| c) Reifendruck und Rutschmarkierung | prüfen |
| d) Reifen, Rad, Bremse | Sichtprüfung |
| e) Bremsklötze (falls vorhanden) | entfernen |

2. Rumpfröhre

- | | |
|-----------------|------------------|
| a) Rumpfschale | Sichtprüfung |
| b) Spornklotz | Sichtprüfung |
| c) Verzurrpunkt | Verzurrung 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 (siehe 7.11.4) |
| c) Reifendruck und Rutschmarkierung | prüfen |
| d) Reifen, Rad, Bremse | Sichtprüfung |
| e) Bremsklötze (falls vorhanden) | entfernen |

5. Rechte Tragfläche

- | | |
|--|--|
| a) gesamte Flügelfläche (Ober- & Unterseite) | Sichtprüfung |
| b) Tankbelüftung | prüfen, ob frei |
| c) Landeklappe | Sichtprüfung |
| d) Querruder und Inspektionsöffnung | Sichtprüfung |
| e) Randbogen, Positionslichter und ACL | Sichtprüfung |
| f) Kraftstoffvorrat | mit Peilstab (siehe Innenseite der Gepäckklappe) kontrollieren und mit Tankanzeige vergleichen |
| g) Tankverschluss | prüfen, ob geschlossen |
| h) Verzurrpunkt | Verzurrung lösen |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 6

6. Rumpf vorne, Cowling

WARNUNG

*Vor dem Durchdrehen des Propellers:
Zündung und Schalter **ALT1/BAT**: AUS,
Parkbremse setzen*

WARNUNG

VERBRENNUNGSGEFAHR !

Kontrolle der Betriebsmittel, Öl und Kühlflüssigkeit, nur bei kaltem Motor durchführen !

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

WICHTIGER HINWEIS

*Der Propeller darf **NIEMALS** gegen die Drehrichtung gedreht werden!!!*

Der Vorgang ist beendet, wenn auch Luft in den Öltank zurückströmt. Bei geöffnetem Öltankverschluss ist dann ein 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 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 !

- | | |
|--------------------------|-------------------------------------|
| c) Lufteinlässe | prüfen, ob frei |
| d) Kühlereinlauf | prüfen, ob frei von Verschmutzung |
| e) Cowling | Sichtprüfung, Camlocks alle fest ? |
| f) Propeller und Spinner | Sichtprüfung |
| g) Propellerblätter | auf Risse und Beschädigungen prüfen |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 7

7. Bugfahrwerk

- | | |
|----------------------|--------------|
| a) Fahrwerksschwinge | Sichtprüfung |
| b) Radverkleidung | Sichtprüfung |

WICHTIGER HINWEIS

Die zweiteilige Vollverkleidung des Bugrades ist immer als Einheit zu betrachten und darf nicht einzeln montiert werden !

- | | |
|-------------------------------------|--------------|
| c) Reifendruck und Rutschmarkierung | prüfen |
| d) Reifen, Rad, | Sichtprüfung |
| e) Gummidämpfereinheit | Sichtprüfung |
| f) Bremsklötze und Schleppstange | entfernen |

8. Linke Tragfläche

- | | |
|--|---|
| a) gesamte Flügelfläche (Ober- & Unterseite) | Sichtprüfung |
| b) Tankbelüftung | prüfen, ob frei |
| c) Schalter BAT | EIN |
| d) Überziehwarnung | anheben bis oberen Anschlag,
Warnton hörbar |
| e) Schalter BAT | AUS |
| f) Pitot-Statiksonde | Schutz entfernen,
prüfen, alle Öffnungen frei |
| g) Randbogen, Positionslichter und ACL | Sichtprüfung |
| h) Querruder und Inspektionsöffnung | Sichtprüfung |
| i) Kühlerabdeckung (falls vorhanden) | Sichtprüfung |
| j) Kraftstoffvorrat | mit Peilstab kontrollieren und mit
Tankanzeige vergleichen |
| k) Tankverschluss | prüfen, ob geschlossen |
| l) Landeklappe | Sichtprüfung |
| m) Verzurrpunkt | Verzurrung lösen |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 8

4.4 VORFLUGKONTROLLE

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

WARNUNG

*Vor dem Durchdrehen des Propellers:
Zündung und Schalter **ALT1/BAT**: 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.

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 !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 9

- | | | |
|-----|--|--|
| 6. | Verzurrleinen | gelöst |
| 7. | Gepäckklappe | geschlossen und verriegelt |
| 8. | Pitotrohrschutz | entfernt |
| 9. | Steuerknüppelarretierung | entfernt |
| 10. | Sitzposition und -verstellung | eingestellt und eingerastet,
Bedienbarkeit der
Bugradsteuerung /Bremsen prüfen |
| 11. | Vergaservorwärmung | prüfen, ob freigängig;
danach: DRÜCKEN (AUS) |
| 12. | Kabinenheizung | prüfen, ob freigängig;
danach: DRÜCKEN (AUS) |
| 13. | Choke | prüfen, ob freigängig und
selbstrückstellend |
| 14. | Leistungshebel | prüfen, ob freigängig;
danach: LEERLAUF |
| 15. | Propellerverstellhebel | prüfen, ob freigängig;
danach: START |
| 16. | Beladungs- und Schwerpunktgrenze einhalten ! | |

4.5 NORMALFLUGVERFAHREN UND CHECKLISTEN

4.5.1 Vor dem Anlassen des Triebwerkes

- | | | |
|-----|--|---|
| 1. | Tägliche Kontrolle & Vorflugkontrolle | durchgeführt |
| 2. | Einweisung des Passagiers | durchgeführt |
| 3. | Überprüfung der Sitzposition | alle Bedienelemente erreichbar |
| 4. | Sicherheitsgurte | anlegen |
| 5. | Kabinenhaube | geschlossen, verriegelt,
Verriegelung prüfen |
| 6. | Parkbremse | ziehen |
| 7. | Steuerknüppel | freigängig, und sinngemäße
Ausschläge |
| 8. | Tankwahlschalter / Brandhahn | LEFT oder RIGHT |
| 9. | Vergaservorwärmung | DRÜCKEN |
| 10. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| 11. | Propellerverstellhebel | START |
| 12. | Schalter Avionik | AUS |
| 13. | Schalter P/S-Heat (falls vorhanden) | AUS |
| 14. | Sicherungen | prüfen, ob alle gedrückt |

ANMERKUNG

*Vor dem Einschalten des Schalters **ALT1 / BAT** ist der „pull to cage“ Knopf am künstlichen Horizont (falls vorhanden) zu ziehen.*

15. Schalter **ALT1 / BAT** EIN

ANMERKUNG

*Beachte eventuelle Meldungen auf den PFD / MFD Bildschirmen während des Hochlaufens !
Darauf achten, dass künstliche Horizonte (AHRS-Modul sowie standby Horizont) mehrere Minuten benötigen bis sie sich stabilisiert haben. Ggf. Hinweise auf dem Garmin G500 / G500 TXi Display beachten.*

- | | | |
|-----|---|----------|
| 16. | Warnleuchte ALT 1 | leuchtet |
| 17. | Warnleuchte ALT 2 | leuchtet |
| 18. | Warnleuchte ENG | leuchtet |
| 19. | Warnleuchte P/S-HEAT (falls vorhanden) | leuchtet |
| 20. | Schalter ACL | EIN |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 11

4.5.2 Anlassen des Triebwerkes

- | | | |
|----|---------------------------------|---|
| 1. | Schalter Kraftstoffpumpe | EIN |
| 2. | Kraftstoffdruck | im GRÜNEN Bereich |
| 3. | Leistungshebel | - Motor kalt
LEERLAUF
- Motor warm
ca. 2 cm nach vorne |
| 4. | Choke | - Motor kalt
ZIEHEN, voll gezogen halten
- Motor warm
LOSLASSEN (selbstrückstellend) |
| 5. | Bremsen | beide Pedale DRÜCKEN |
| 6. | Propellerbereich | kontrollieren, ob frei |
| 7. | Zündschalter | START, dann BOTH |
| 8. | Öldruck | prüfen, ob der Öldruck steigt |

WICHTIGER HINWEIS

Die Öldruckanzeige muss innerhalb von 10 Sekunden steigende Werte anzeigen, ansonsten ist der Motor abzustellen.

ANMERKUNG

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

- | | | |
|-----|---------------------------------|-----|
| 9. | Warnleuchte ALT 1 | AUS |
| 10. | Warnleuchte ALT 2 | AUS |
| 11. | Schalter Kraftstoffpumpe | AUS |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 12

4.5.3 Vor dem Rollen

WICHTIGER HINWEIS

Motor zuerst für ca. 2 min. 800 U/min und dann bis zu einer Öltemperatur von 50°C mit 1000 U/min warmlaufen lassen.

- | | | |
|----|-----------------------------|------------|
| 1. | Schalter Avionik | EIN |
| 2. | Avionik und Fluginstrumente | Einstellen |

Das GARMIN G500 / G500 TXi hat einen automatischen Lichtsensor, der die Helligkeit des Display's der Umgebungshelligkeit anpasst.

Darüber hinaus besteht die Möglichkeit, die Helligkeit des Displays über das Menü manuell zu verändern. Dazu beim G500 mit dem großen Drehknopf am MFD auf die Systemseite „AUX“ wechseln. Mit dem kleinen Drehknopf des MFD wird die Helligkeit des GARMIN G500 eingestellt. Mit der „ENT“-Taste wird die Einstellung gespeichert. Beim G500 TXi kann über die Tasten auf dem Bildschirm des MFD im Menü „Home“ dann „System“ unter „Backlight“ die Helligkeit manuell justiert werden.

- | | | |
|----|-----------------------------------|---|
| 3. | Annunciator-Panel | TEST drücken und prüfen, ob Warnleuchten ALT1 , ALT2 , ENG (GELB) und ENG (ROT) AN |
| 4. | Triebwerksüberwachungsinstrumente | prüfen |

ANMERKUNG

Das Öl kann auch während des Rollens auf Temperatur gebracht werden.

- | | | |
|-----|--|--|
| 5. | Voltmeter | prüfen, ob GRÜN |
| 6. | Amperemeter | prüfen, ob GRÜN |
| 7. | Trimmschalter und -anzeige | Funktionsprüfung |
| 8. | Landeklappenschalter und -anzeige | Funktionsprüfung , danach UP |
| 9. | Schalter P/S-Heat (falls vorhanden) | AN, Warnleuchte P/S-Heat geht AUS |
| 10. | Schalter P/S-Heat (falls vorhanden) | AUS, Warnleuchte P/S-Heat geht AN |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 13

ALTERNATORENTEST bei 1000 U/min:

WICHTIGER HINWEIS

Es sind zwei unabhängig voneinander abgesicherte Alternatoren verbaut, die bei D- und N/VFR ständig in Betrieb sind. Speziell für den Nachtflugbetrieb ist es wichtig, dass beide Alternatoren einwandfrei funktionieren.

- | | | | |
|-----|--|-------------|------------------------|
| 11. | Schalter Positionslichter | EIN | |
| 12. | Schalter Landelicht | EIN | |
| 13. | Schalter Instrumentenbeleuchtung | EIN | |
| | ⇒ Amperemeteranzeige mit GRÜNEN (positiven) Werten (Ladung) | | |
| 14. | Schalter ALT 1 | AUS | |
| | ⇒ Amperemeteranzeige mit GELBEN (negativen) Werten (Entladung) | | |
| 15. | Sicherung ALT 2 | ZIEHEN | |
| | ⇒ Erhöhung der Entladung | | (ALT 2 o.k.) |
| | ⇒ keine Änderung der Werte | | (ALT 2 defekt) |
| 16. | Sicherung ALT 2 | DRÜCKEN | |
| 17. | Schalter ALT 1 | EIN | |
| | ⇒ Amperemeteranzeige schnell zu hohen positiven GRÜNEN Werten (starke Ladung) und sinkt anschließend | | (ALT 1 o.k.) |
| | ⇒ keine Änderung | | (ALT 1 defekt) |
| 18. | alle Schalter | nach Bedarf | |

4.5.4 Rollen

- | | | |
|----|-----------------------------|-----------------------------------|
| 1. | Parkbremse | lösen |
| 2. | Bremsen im Anrollen | prüfen |
| 3. | Bugradsteuerung | prüfen (Funktion, Freigängigkeit) |
| 4. | Fluginstrumente und Avionik | prüfen |

WICHTIGER HINWEIS

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

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 14

4.5.5 Vor dem Start (am Rollhaltepunkt)

- | | |
|---|--|
| 1. Bremse | treten und halten |
| 2. Parkbremse | ziehen |
| 3. Kreiselinstrumente, Kompassanzeige | prüfen, ggf. einstellen |
| 4. Tankwahlschalter / Brandhahn | LEFT oder RIGHT,
auf volleren Tank |
| 5. Kraftstoffdruck | im GRÜNEN Bereich (sonst <u>muss</u>
der Start abgebrochen werden !) |
| 6. Triebwerksüberwachungsinstrumente | im GRÜNEN Bereich |
| 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 | |
| Abfall zwischen L-BOTH bzw. R-BOTH muss bemerkbar sein
<u>danach</u> : Schalter in BOTH-Pos. | |
| 9. Vergaservorwärmung | ZIEHEN (EIN)
(Drehzahlabfall im Bereich 20 – 50 U/min) |
| 10. Vergasertemperaturanzeige (falls vorhanden) | prüfen |
| 11. Vergaservorwärmung | DRÜCKEN (AUS) |
| 12. Propellerverstellhebel | 3 x zwischen START- und REISE-
Stellung (Endanschlüsse) schalten; |
| Prüfpunkte: | 1) Drehzahlabfall: 200 ± 50 U/min
2) Anstieg des Ladedrucks
3) konstanter Öldruck (± 0,5 bar)
<u>danach</u> : START |

WICHTIGER HINWEIS

Propellerverstellhebel langsam zurückziehen, um die Belastung auf die zweiteilige Kurbelwelle gering zu halten! Im Schulbetrieb ist 1x zw. START und REISE Stellung schalten ausreichend.

- | | |
|-------------------------------------|----------------------------|
| 13. Leistungshebel | LEERLAUF |
| 14. Schalter Kraftstoffpumpe | EIN |
| 15. Landeklappenschalter | T/O |
| 16. Trimmschalter | weiße Markierung |
| 17. Sicherungen | prüfen, ob alle gedrückt |
| 18. Steuerknüppel | freigängig |
| 19. Bauchgurt | fest anziehen |
| 20. Cockpithaube | geschlossen und verriegelt |
| 21. Parkbremse | lösen |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 15

4.5.6 Start (bis 15m)**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 2300 – 2385 U/min |
| 3. | Höhensteuer, Steuerknüppel | NEUTRAL, beim Anrollen |
| 4. | Seitensteuer, Pedale | Richtung kontrollieren |
| 5. | Bugrad abheben (V_{IAS}) | 50 kts |
| 6. | Steigfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 57 kts |

WICHTIGER HINWEIS

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

- | | | |
|----|------------------------------------|--------|
| 7. | Bugrad abheben (V_{IAS}) | 50 kts |
| 8. | Steigfluggeschwindigkeit (V_X) | 52 kts |

4.5.7 Steigflug

- | | | |
|----|---|-------------------------------|
| 1. | Leistungshebel | VOLLGAS |
| 2. | Propellerverstellhebel (max. 5 Minuten) | 2385 U/min, danach 2260 U/min |
| 3. | Triebwerksüberwachungsinstrumente | im GRÜNEN Bereich |

ANMERKUNG

Bei Start und Steigflug mit Startleistung soll die gelbe Warnung **ENG** aufleuchten, da der Dauerdrehzahlbereich des Motors überschritten wird. Dies ist für max. 5 Minuten zulässig.

- | | | |
|----|--|-------------|
| 4. | Landeklappenschalter | UP |
| 5. | Steigfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 65 kts |
| 6. | Schalter Landelicht | AUS |
| 7. | Trimmschalter | 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-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 16

4.5.8 Reiseflug

1. Leistungshebel nach Bedarf siehe Abschnitt 5, Seite 5-11
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 5-11)

3. Landeklappenschalter UP
4. Schalter **Kraftstoffpumpe** AUS
5. Trimmschalter nach Bedarf
6. Schalter **P/S-Heat** (falls vorhanden) nach Bedarf, AUS bei OAT >15°C
7. Triebwerksüberwachungsinstrumente prüfen, ob im GRÜNEN Bereich
8. Vergasertemperaturanzeige (falls vorhanden) prüfen

WICHTIGER HINWEIS

*Ein Aufleuchten der roten Warnung **ENG** wegen zu niedrigem Kraftstoffdruck ist **bis zu 10 Sekunden und Anzeigewerten $\geq 0,10$ bar zulässig**. Bei längerem Unterschreiten des GRÜNEN Bereiches ist zur Vermeidung eventueller Dampfblasenbildung im Treibstoffsystem der Schalter **Kraftstoffpumpe** 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
4. Vergasertemperaturanzeige (falls vorhanden) prüfen

WICHTIGER HINWEIS

Zur Erzielung eines raschen Abstieges, wie folgt vorgehen:

Leistungshebel	zuerst LEERLAUF
Propellerverstellhebel	dann START
Vergaservorwärmung	ZIEHEN (EIN)
Landeklappen	UP
Geschwindigkeit	130 kts
Öl- und Zylinderkopftemperatur	im GRÜNEN Bereich halten

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 17

4.5.10 Landeanflug

- | | | |
|-----|-------------------------------------|-------------------|
| 1. | Bauchgurt | fest anziehen |
| 2. | Schalter Kraftstoffpumpe | EIN |
| 3. | Vergaservorwärmung | ZIEHEN (EIN) |
| 4. | Leistungshebel | nach Bedarf |
| 5. | Fluggeschwindigkeit | 90 kts |
| 6. | Landeklappenschalter | T/O oder LDG |
| 7. | Trimmschalter | nach Bedarf |
| 8. | Landeklappenschalter | LDG |
| 9. | Anfluggeschwindigkeit (V_{IAS}) | 60 kts |
| 10. | Propellerverstellhebel | START |
| 11. | Schalter Landelicht | EIN (nach Bedarf) |

WICHTIGER HINWEIS

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

4.5.11 Durchstarten

- | | | |
|----|------------------------|---------------|
| 1. | Propellerverstellhebel | zuerst START |
| 2. | Leistungshebel | dann VOLLGAS |
| 3. | Vergaservorwärmung | DRÜCKEN (AUS) |
| 4. | Landeklappenschalter | T/O |
| 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. | Landeklappenschalter | UP |
| 3. | Schalter P/S-Heat (falls vorhanden) | AUS |
| 4. | Vergaservorwärmung | DRÜCKEN (AUS) |
| 5. | Schalter Kraftstoffpumpe | AUS |
| 6. | Transponder | AUS |
| 7. | Schalter Landelicht | nach Bedarf |

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 18

4.5.13 Abstellen des Triebwerkes

- | | | |
|----|--|-----------------------------|
| 1. | Leistungshebel | LEERLAUF |
| 2. | Parkbremse | EIN |
| 3. | Landeklappenschalter | LDG |
| 4. | ELT | prüfen (Frequenz 121.5 MHz) |
| 5. | Schalter Avionik | AUS |
| 6. | Zündschalter | OFF |
| 7. | Elektr. Verbraucher | AUS |
| 8. | Schalter Instrumentenbrettbeleuchtung | AUS |
| 9. | Schalter ALT1 / BAT | AUS |

ANMERKUNG

*Das Garmin G500 / G500 TXi und das MVP-50P-AQ wird über den Schalter **ALT1 / BAT** ausgeschaltet.*

- | | | |
|-----|-----------------------------|-------------|
| 10. | Bremsklötze und Verankerung | nach Bedarf |
|-----|-----------------------------|-------------|

4.5.14 Betankung des Luftfahrzeugs

1. siehe 4.5.13 „Abstellen des Triebwerks“
2. Erdungskabel am Erdungspunkt anschließen

WICHTIGER HINWEIS

*Beim Betanken des Luftfahrzeuges **muss** das Erdungskabel am Erdungspunkt angeschlossen werden, z.B. am Auslass des Abgasendrohres.*

3. Tankdeckel öffnen
4. Beide Tanks nacheinander und möglichst gleichmäßig betanken

ANMERKUNG

Die Zapfpistole vorsichtig in die Tanköffnung einführen, um Beschädigungen des Tankstutzens zu vermeiden.

5. Nach dem Betanken den Tankdeckel fest verschließen
6. Erdungskabel entfernen

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 19

4.5.15 Flug im Regen bzw. mit stark verschmutzten Tragflächen**WICHTIGER HINWEIS**

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

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

Regen kann zu einer deutlichen Sichtverschlechterung führen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	4 - 20

ABSCHNITT 5

FLUGLEISTUNGEN

		Seite
5.1	EINFÜHRUNG	5-2
5.2	FLUGLEISTUNGSANGABEN IN TABELLEN UND DIAGRAMMEN	5-3
5.2.1	Fahrtmesserkorrektur	5-3
5.2.2	Überziehgeschwindigkeiten	5-4
5.2.3	Nachgewiesene Seitenwindkomponente, Seitenwinddiagramm	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	Reisefluggeschwindigkeit (TAS – True Airspeed)	5-10
5.2.9	Leistungseinstellungen für den Reiseflug	5-11
5.2.10	Maximale Flugdauer	5-12
5.2.11	Maximale Reichweite	5-13
5.2.12	Sinkflug: Kraftstoff, Zeit und Entfernung	5-14
5.2.13	Landerollstrecke und Landestrecke	5-15
5.2.14	Steigleistung beim Durchstarten	5-16
5.2.15	Flugplanungsbeispiel	5-17
5.3	ANERKANNTE LÄRMWERTE	5-22

5.1 EINFÜHRUNG

Die Darstellung der Leistungswerte in den folgenden Tabellen und Diagrammen zeigt, welche Leistungen von dem Luftfahrzeug 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 gutem 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 mit durchschnittlicher Pilotenerfahrung und einem guten Wartungszustand des Flugzeuges sowie bei präziser Einhaltung der angegebenen Verfahren erreicht.

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 Triebwerks, der Verschmutzung der Flugzeugoberfläche 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-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 2

5.2 FLUGLEISTUNGSANGABEN IN TABELLEN UND DIAGRAMMEN

5.2.1 Fahrtmesserkorrektur

Die Fahrtmesserkorrektur berücksichtigt Einbaufehler, jedoch keine Instrumentenfehler.

Annahme: Instrumentenfehler: Null

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

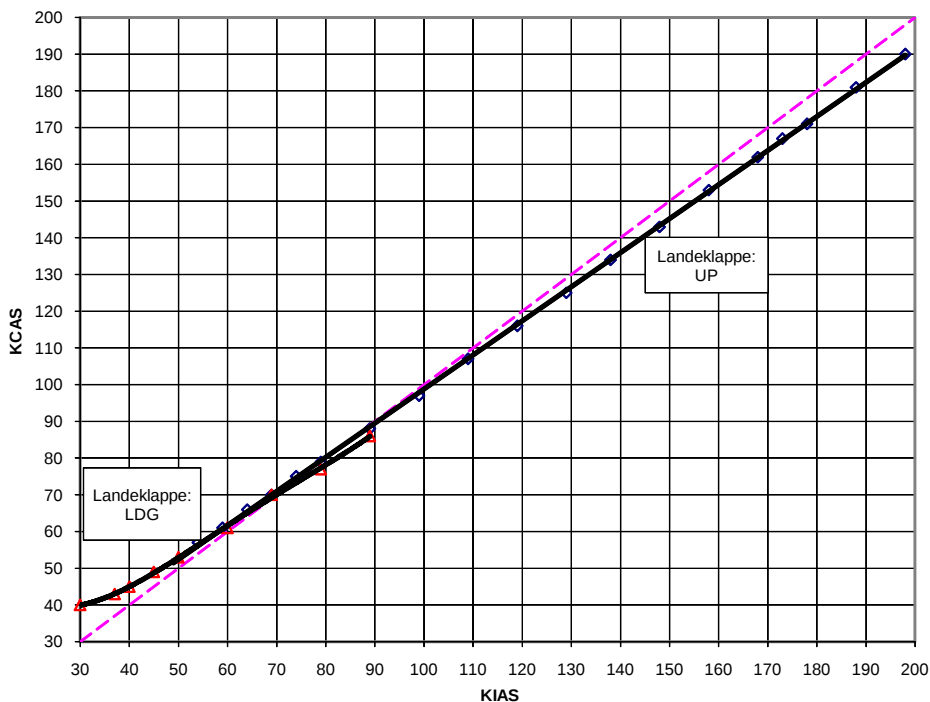


Abb.: 5.2.1 Fahrtmesserkorrektur

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 3

5.2.2 Überziehggeschwindigkeiten

Konfiguration in der die Überziehggeschwindigkeiten ermittelt wurden:

- vorderste Schwerpunktlage: CG = 427 mm hinter BE
- Abflugmasse 750 kg
- Leerlauf

Klappen- stellung	Schräglage				
	0°		30°	45°	60°
	KCAS	KIAS	KIAS	KIAS	KIAS
UP	52	49	51	55	> 64
T/O	48	45	47	51	> 60
LDG	43	39	42	47	> 57

Tab.: 5.2.2 Überziehggeschwindigkeiten [kts]

ANMERKUNG

Die Überziehggeschwindigkeiten mit Schräglage sind als Richtwerte anzusehen.

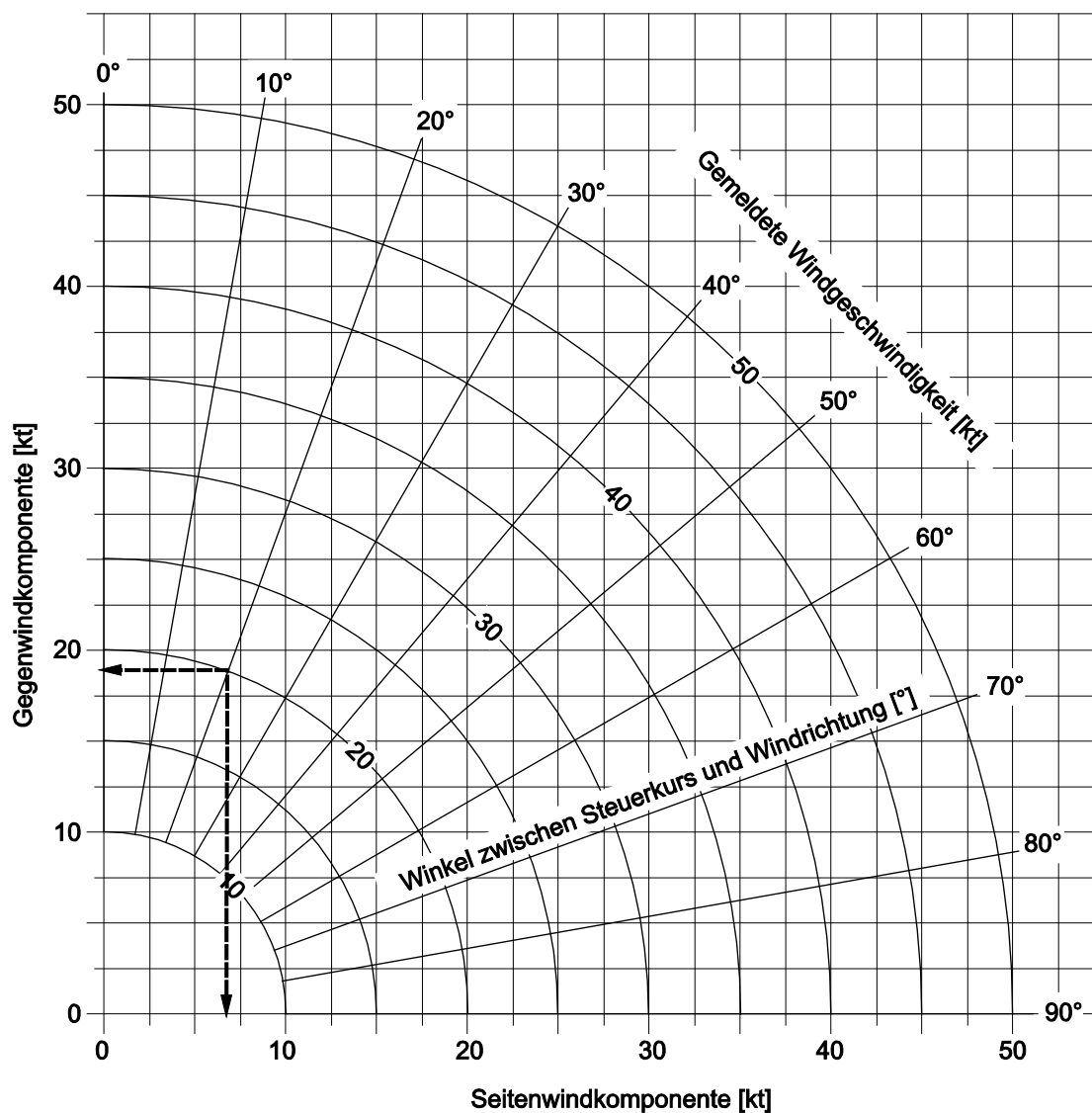
Kleine Unterschiede beim Vorgang des Überziehens können zu abweichenden Ergebnissen führen. Je größer die Schräglage und der Klappenausschlag, desto größer sind die Abweichungen.

5.2.3 Nachgewiesene Seitenwindkomponente, Seitenwinddiagramm

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

WARNUNG

Höhere Seitenwindkomponenten können zu unbeherrschbaren Manövern führen !



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	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 Flügelhase 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 !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 6

5.2.5 Startstrecken

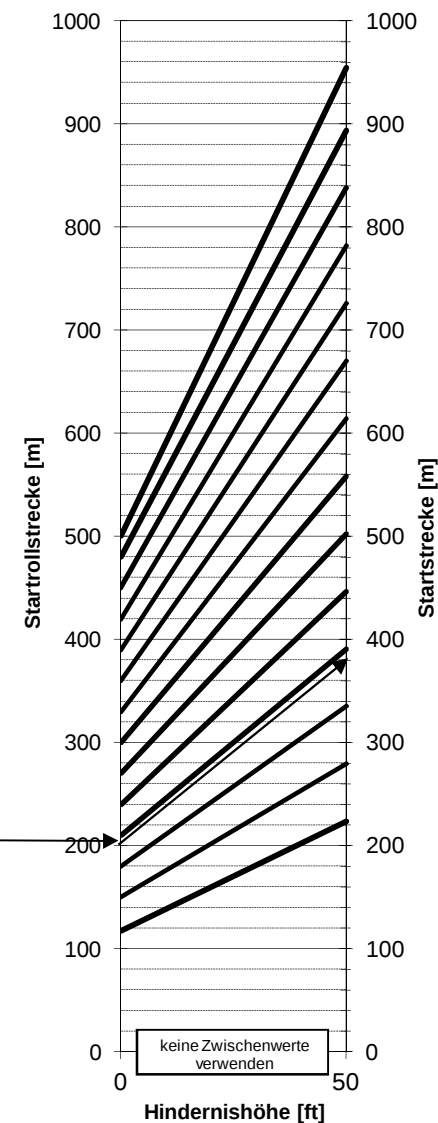
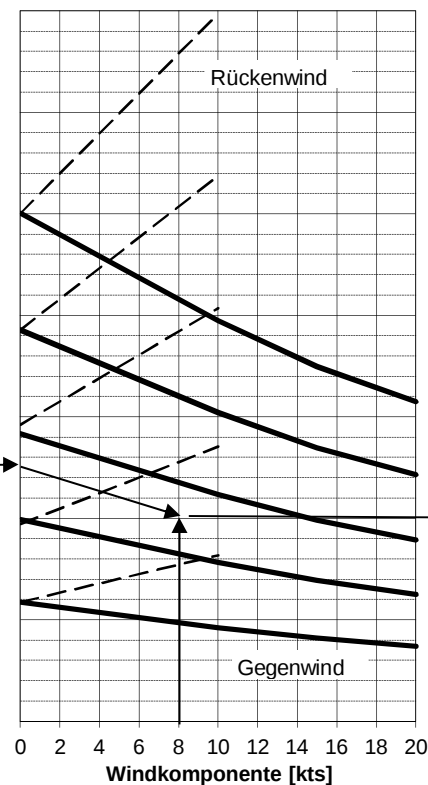
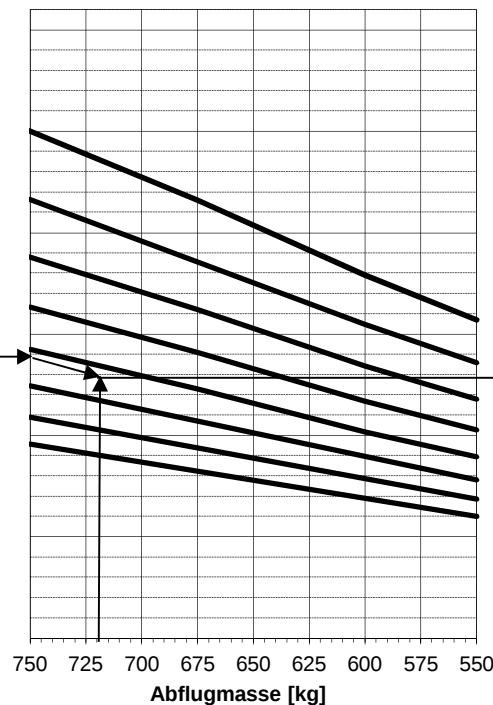
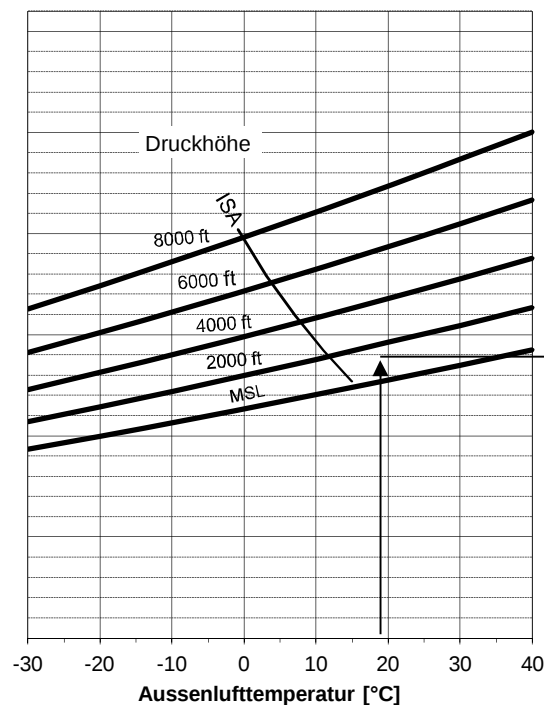
Abflugmasse [kg]	Geschwindigkeit [KIAS]	
	Abheben	50 ft
750	50	57
600	50	55

Bedingungen:

Startleistung: Vollgas (max. 5 min.)
 Drehzahl: 2385 U/min
 Klappen: T/O
 Befestigte, ebene und trockene Startbahn

Hinweise:

- Für Starts auf trockenen kurzgeschnittenen Graspisten ist mit einer Verlängerung der Startrollstrecken um 25%, auf weichen Graspisten mit bis zu 40% zu rechnen.
- Zuschläge für Schnee und Schneematsch 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, Seitenwind, Windscherungen usw.) können die Startstrecke erheblich verlängern.



Beispiel: Druckhöhe 1800 ft Masse: 720 kg Gegenwindkomponente 8 kts Startrollstrecke: 202 m Startstrecke: 375 m
 Lufttemperatur 18°C

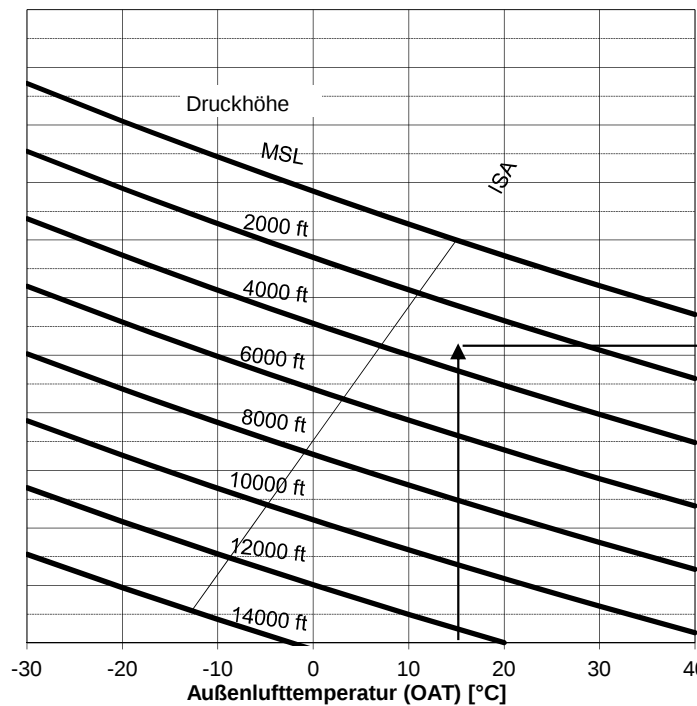
Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 7

5.2.6 Steigleistung / Reiseflughöhe

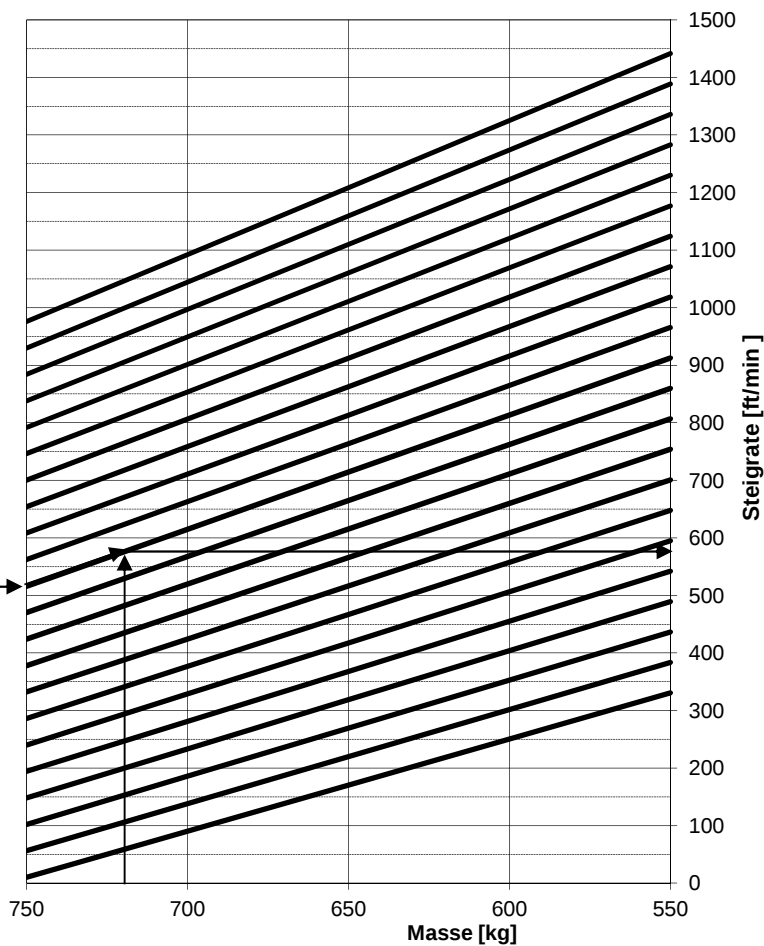
Abflugmasse [kg]	max. Betriebshöhe (ISA)	Geschwindigkeit für bestes Steigen [KIAS]		
		MSL-5000 ft	bis 10 000ft	bis 13 000 ft
750	14 500 ft	65	63	61
600	14 500 ft	62	61	60

Bedingungen:

Leistung: MCP
Drehzahl: 2260 U/min
Klappen: UP



Beispiel: Druckhöhe 3000 ft
Lufttemperatur +15°C



Masse 720 kg

Steigrate 575 ft/min

Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 8

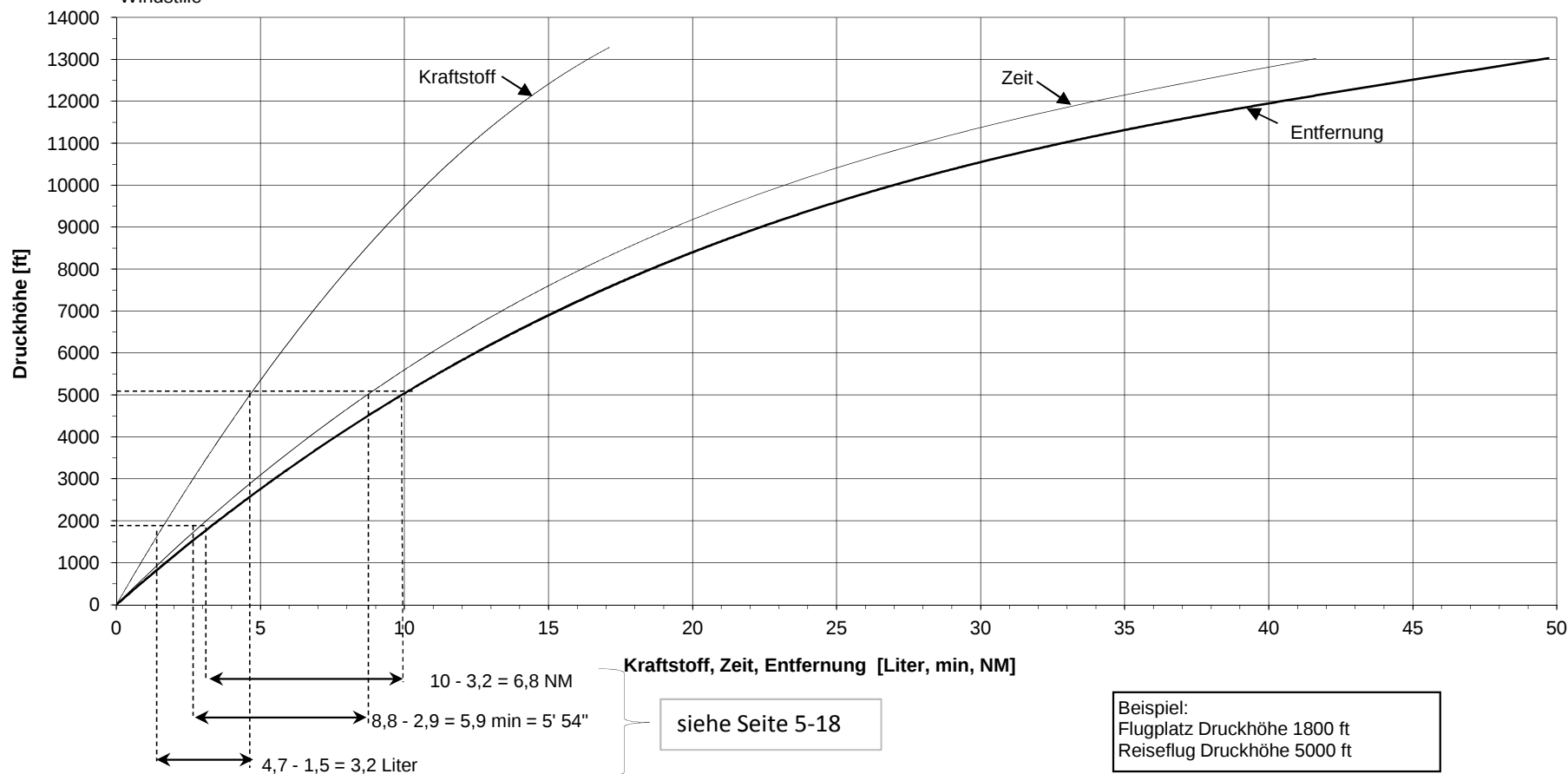
5.2.7 Steigflug: Kraftstoff, Zeit und Entfernung

Bedingungen:

2260 U/min, MCP,
Klappen : UP
m = 750 kg
Windstille

V_y = 65 KIAS, bis 5000 ft
V_y = 63 KIAS, bis 10.000 ft
V_y = 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-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 9

5.2.8 Reisefluggeschwindigkeit (TAS – True airspeed)

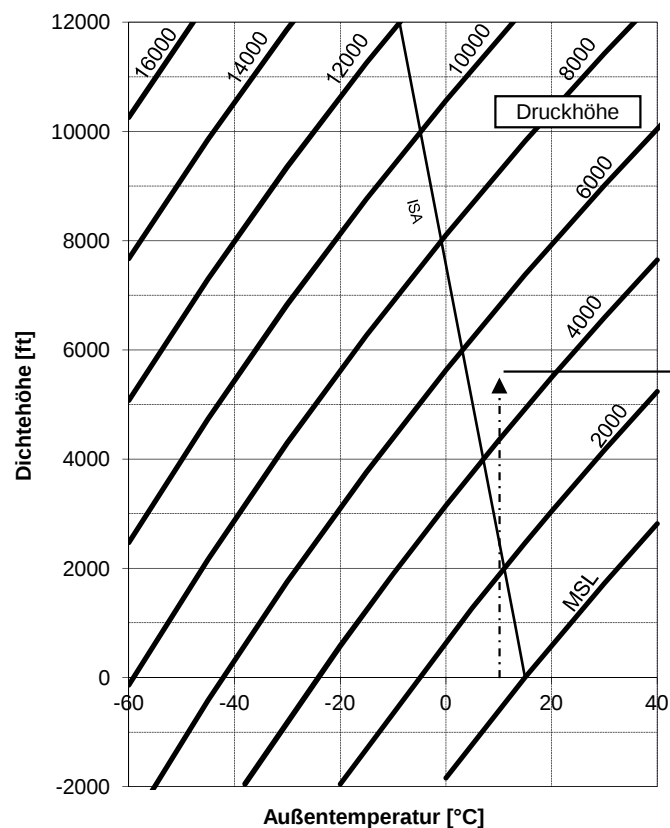
Bedingungen:

Leistung: Einstellung nach Tabelle auf S. 5-11

Flugmasse: 750 kg

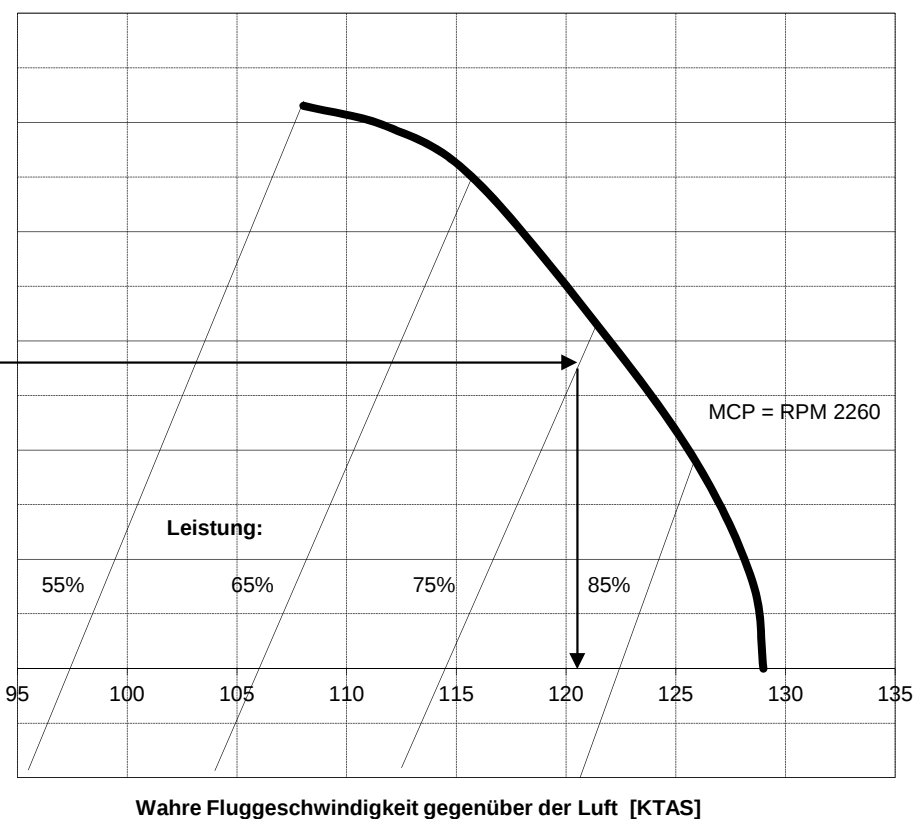
Klappen: UP

Hinweis: Flüge ohne Radverkleidungen oder mit Softfield-Radverkleidungen vermindern die Flugleistungen bis zu 10%.



Beispiel: Druckhöhe 5000 ft
Lufttemperatur +10°C

Dichtehöhe: 5600 ft



Leistungseinstellung : 75%

Geschwindigkeit: 121 kts

Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 10

5.2.9 Leistungseinstellungen für den Reiseflug

Druck- höhe	Stand.- Temp.	Triebwerksleistung in % der maximalen Dauerleistung MCP														
		55%			65%			75%			85%			MCP		
H	T	RPM	MP	FF	RPM	MP	FF	RPM	MP	FF	RPM	MP	FF	RPM	MP	FF
[ft]	[°C]	[U/min]	[in Hg]	[l/h]	[U/min]	[in Hg]	[l/h]	[U/min]	[in Hg]	[l/h]	[U/min]	[in Hg]	[l/h]	[U/min]	[in Hg]	[l/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	16,0	2200	25,7	21,3	2260	26,7	22,0	2260	27,0	26,0
3000	9	1900	23,7	15,5	2050	24	16,4	2230	25,0	21,4	2260	26	22,0			
4000	7	1900	23,3	16,0	2100	23,3	16,8	2260	24,3	21,5	2260	25,2	22,0			
5000	5	1950	22,65	16,5	2150	23	18,05	2260	23,8	21,9						
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												

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

Korrektur der Werte bei Abweichung von 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
5,0%.

Beispielrechnung: Seite 5.22

Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 11

5.2.10 Maximale Flugdauer

Bedingungen:

Leistung: Einstellung nach Tabelle auf S. 5-11
Flugmasse: 750 kg
Klappen: UP

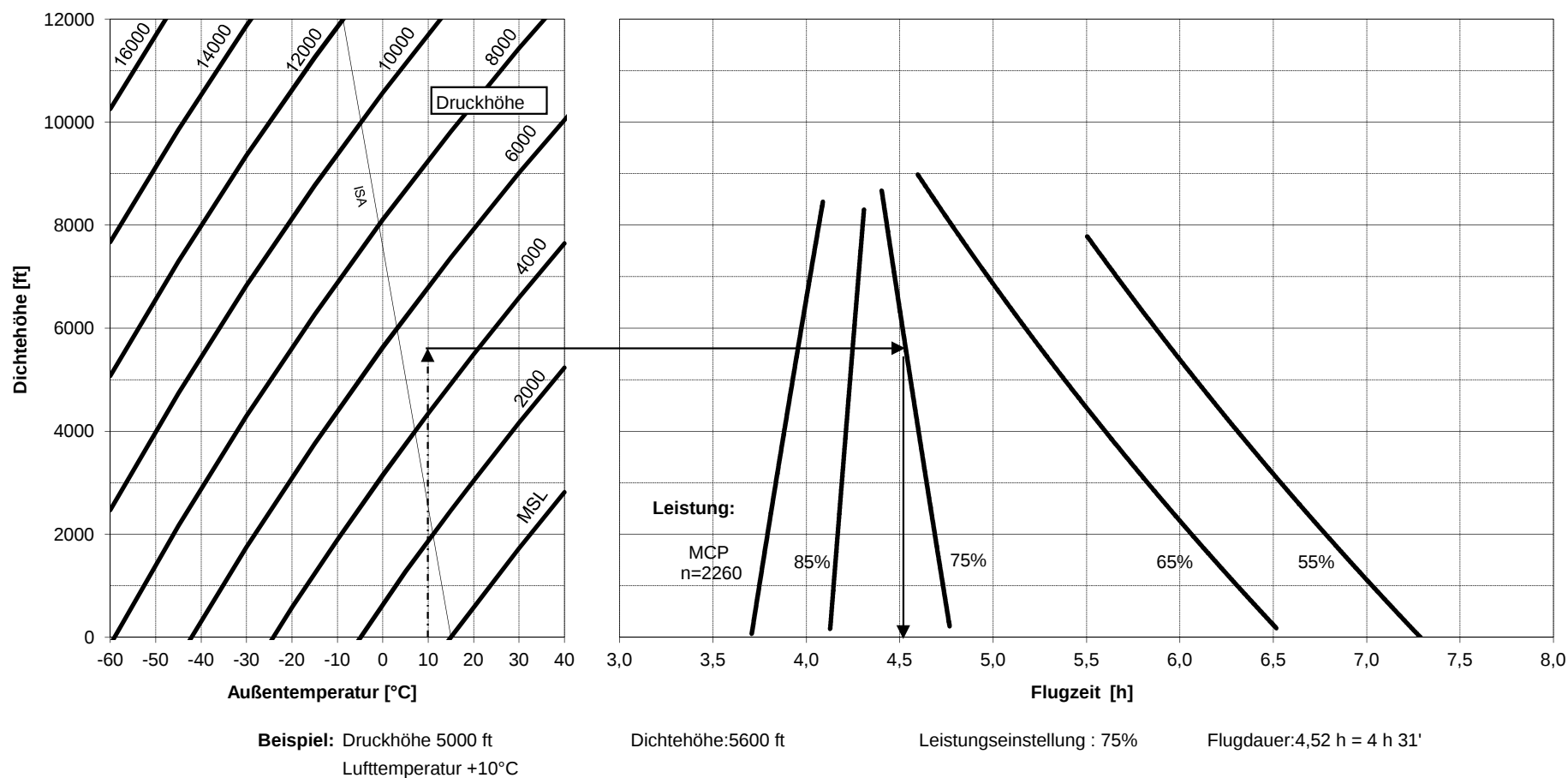
Hinweis:

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

Kraftstoffmengen:

Ausfliegbarer 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 Warteflug mit 55% Leistung = 7,5 l.



Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 12

5.2.11 Maximale Reichweite

Bedingungen:

Leistung: Einstellung nach Tabelle auf S. 5-11
Flugmasse: 750 kg
Klappen: UP

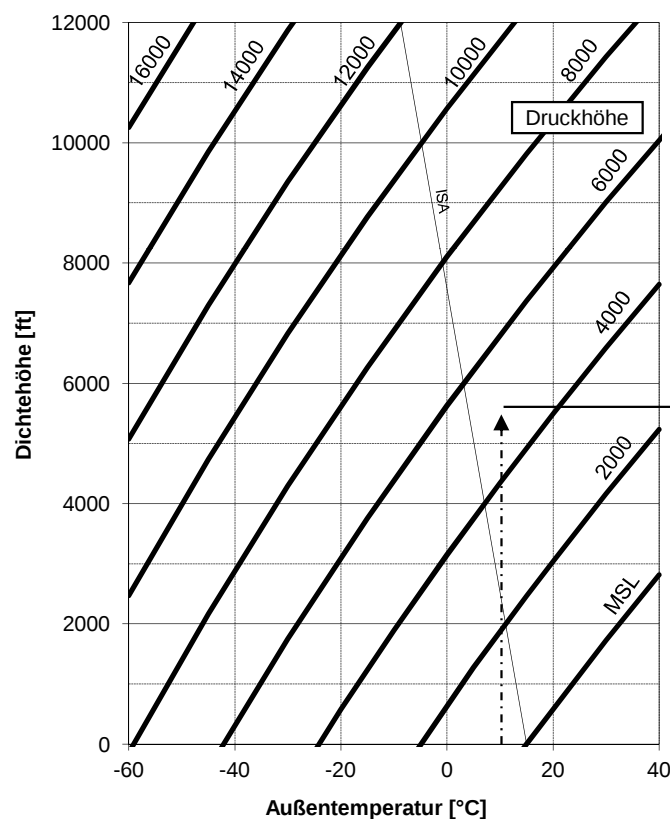
Hinweis:

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

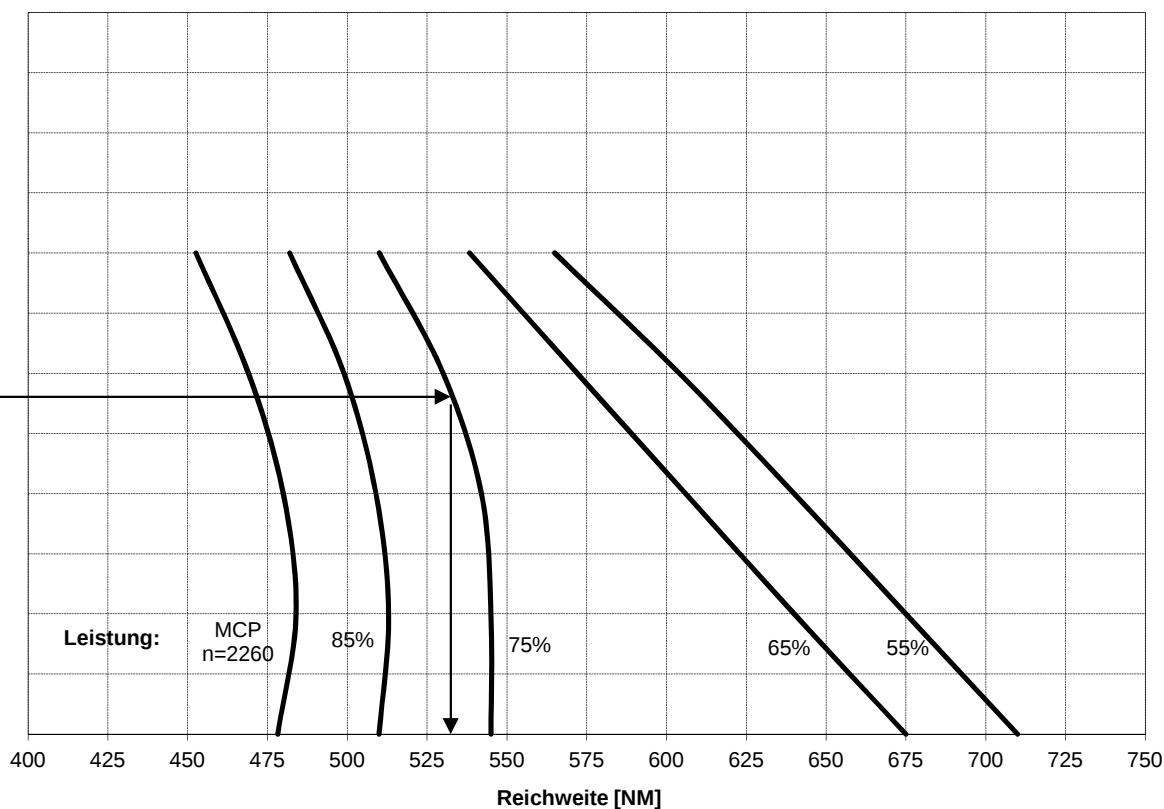
Kraftstoffmengen: Ausfliegbarer Kraftstoff: 109,6 l

In der Reichweitenrechnung sind enthalten:

1. Kraftstoff für Anlassen und Rollen: 2 l.
2. Kraftstoff für Start, Steigflug auf Reise Flughöhe mit höchster Dauerleistung und Sinkflug.
3. Reserve für 30 min Warteflug mit 55% Leistung = 7,5 l.



Beispiel: Druckhöhe 5000 ft
Lufttemperatur +10°C



Dichtehöhe: 5600 ft

Leistungseinstellung : 75%

Reichweite: 534 NM

Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 13

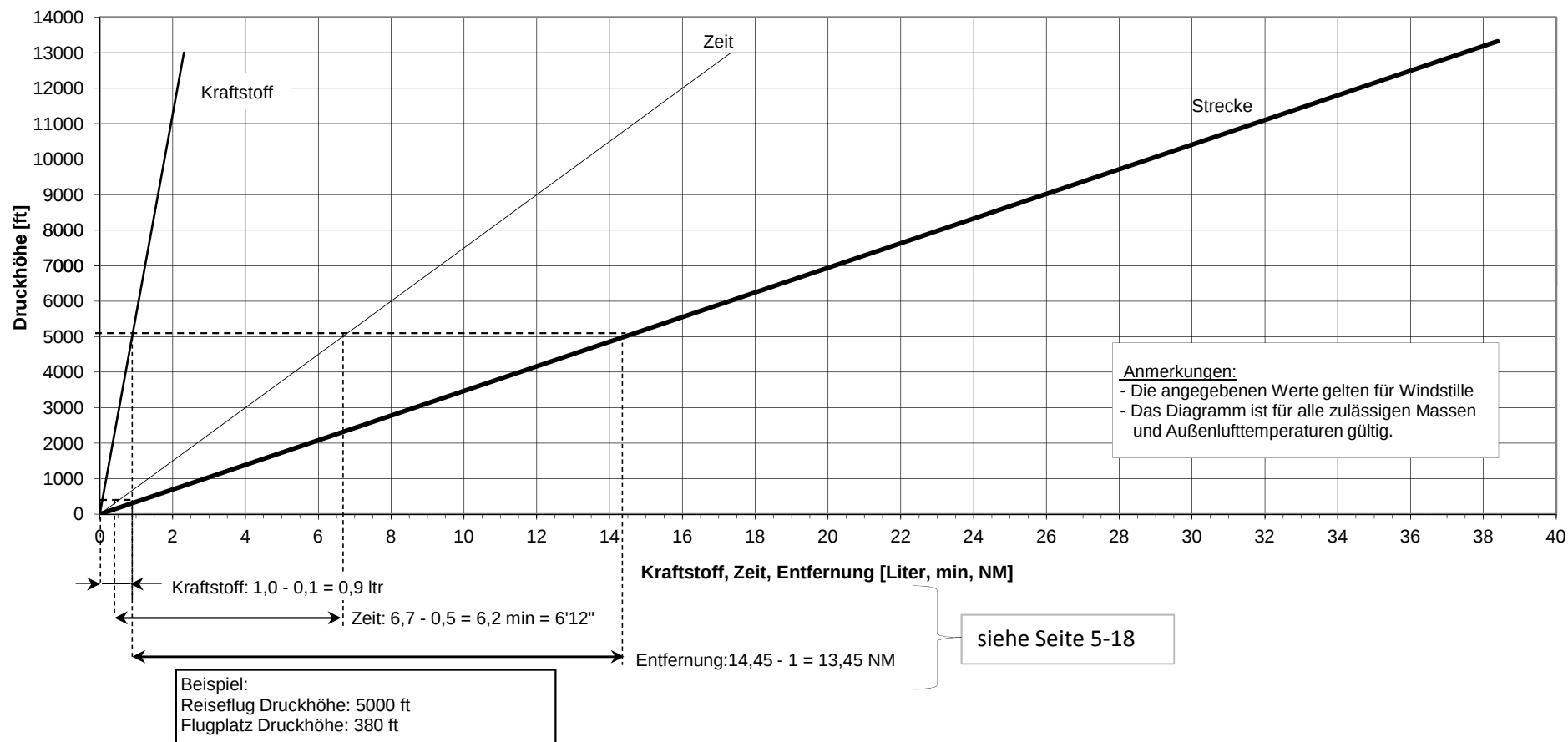
5.2.12 Sinkflug: Kraftstoff, Zeit und Entfernung

Verfahren:

Im Sinkflug eine Geschwindigkeit von 121 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: UP



Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 14

5.2.13 Landerollstrecke und Landestrecke

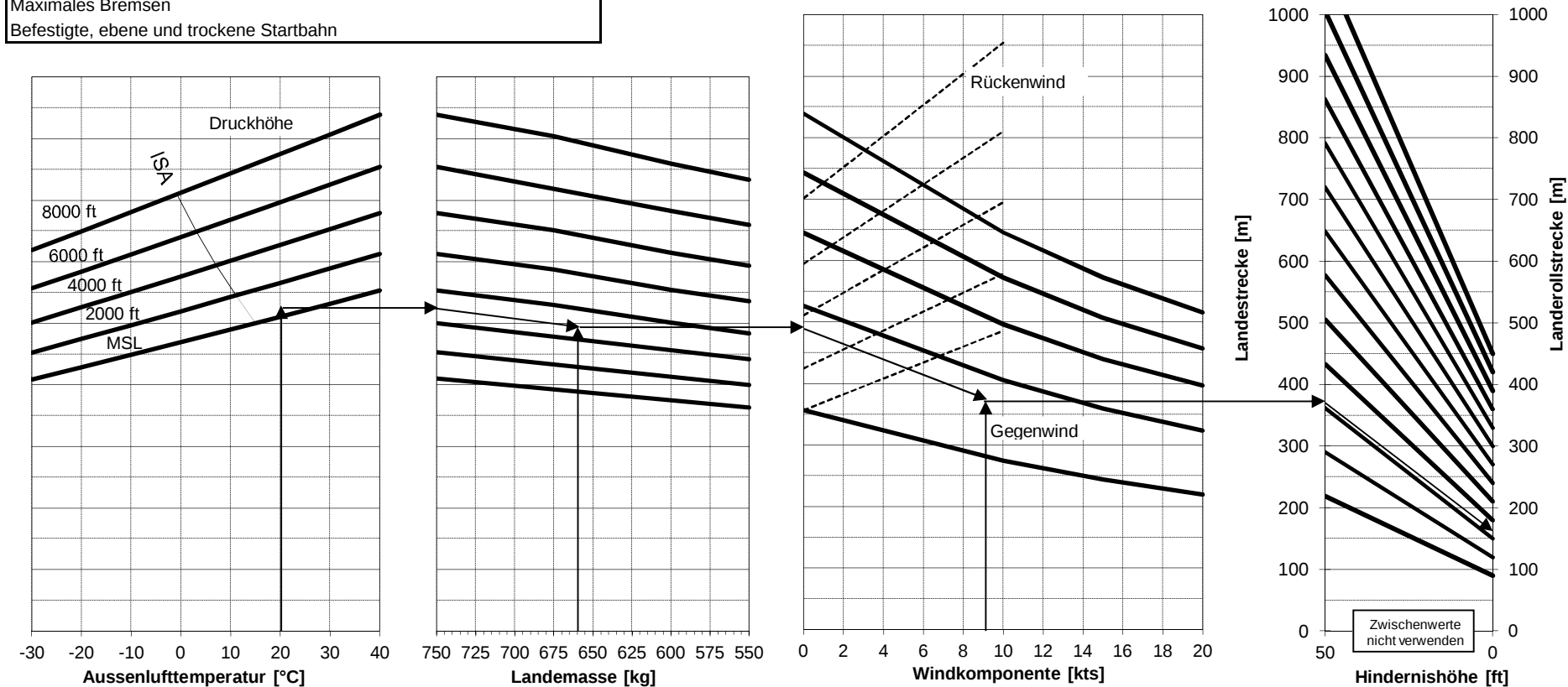
Landemasse [kg]	Geschwindigkeit [kts IAS]	
	in 50 ft	Aufsetzen
750	65	45
600	65	43

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: START (Verstellhebel: Maximale Drehzahl)
Klappen: LDG
Maximales Bremsen
Befestigte, ebene und trockene Startbahn



Beispiel: Druckhöhe 380 ft Landemasse: 659 kg Gegenwindkomponente 9 kts Landestrecke 375 m
Lufttemperatur 20°C Landerollstrecke 160 m

Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 15

5.2.14 Steigleistung beim Durchstarten

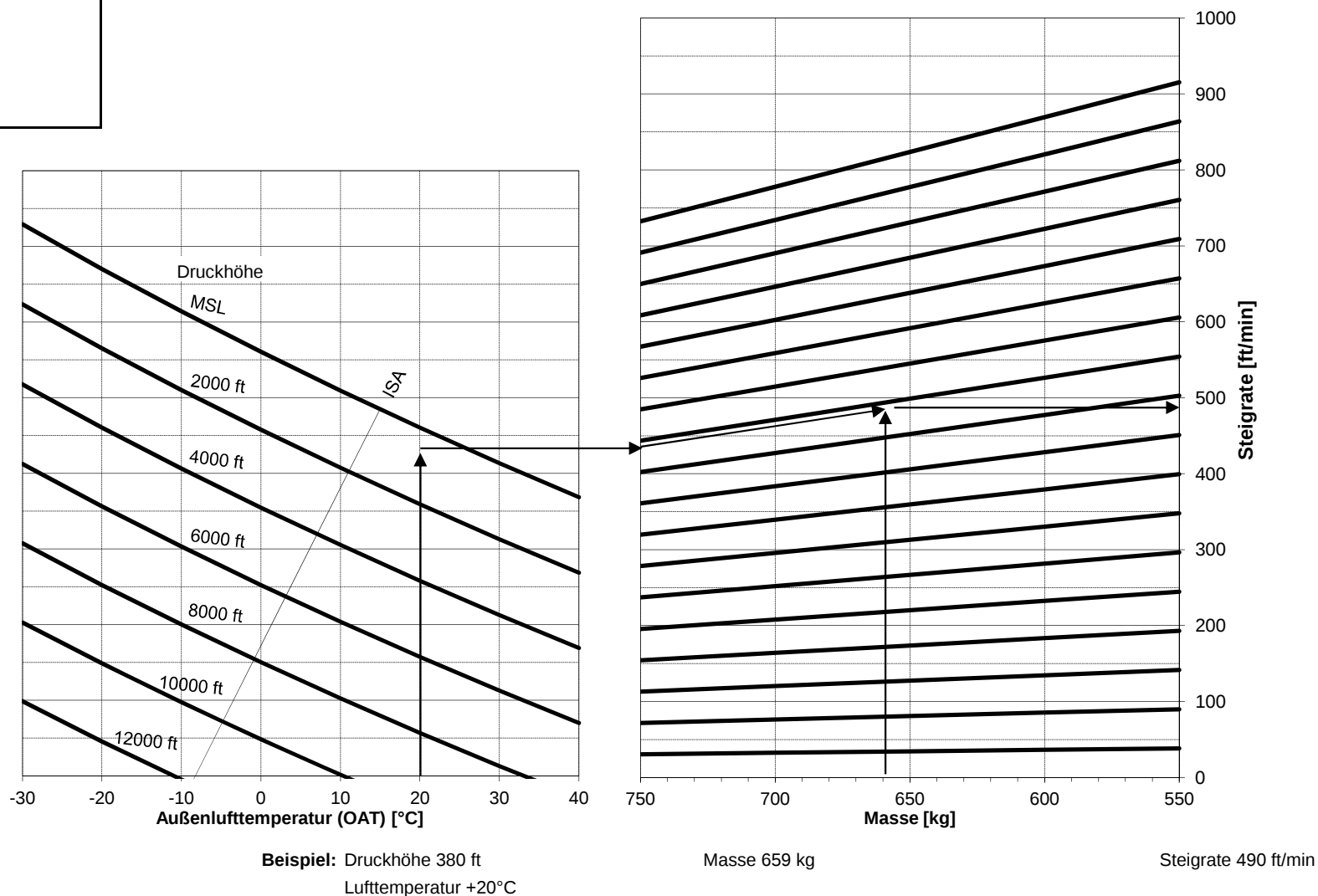
Bedingungen:

Leistung: Vollgas

Drehzahl: 2385 U/min

Landeklappen: LDG

Geschwindigkeit: 55 KIAS



Dokument Nr.:	Ausgabe:	Ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 16

5.2.15 Flugplanungsbeispiel

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

Flugzeug

Startmasse	720 kg
Ausfliegbarer Kraftstoff	109,6 l
Radschuhe montiert	

Bedingungen am Startplatz

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

Reiseflugbedingungen

Gesamtflugstrecke	480 NM (888 km)
Reiseflughöhe.....(Höhenmesser 1013 hPa)	5000 ft
Temperatur in Reiseflughöhe	10°C (5°C über ISA in 5000 ft)
Gemeldeter Streckenwind	10 kts Rückenwindkomponente

Bedingungen am Landeplatz

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

STARTSTRECKE

Für die Ermittlung der Startstrecke ist das Diagramm 5.2.5. und für die Bestimmung der Seitenwindkomponente das Diagramm 5.2.3 auf Seite 5-5 zu verwenden.

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

Aus dem Diagramm 5.2.3 wird eine Gegenwindkomponente von 8 kts und eine Seitenwindkomponente von 7 kts ermittelt.

Mit den Angaben aus dem Diagramm 5.2.5 werden folgende Werte ermittelt:

Startrollstrecke	202 m
Abheben bei	50 KIAS
Startstrecke über 50 ft	375 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-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 17

STEIGFLUG

Mit dem Diagramm 5.2.6 ermittelt man für 720 kg in 3000 ft und 15° Lufttemperatur (konservativ 6°C über ISA in 3000 ft) eine Steigrate von 575 ft/min.

Zur Ermittlung von Zeit, Strecke und Kraftstoffverbrauch wird das Diagramm 5.2.7 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 (5000 ft) abzuziehen.

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

Steigzeit..... $(8,8 - 2,9) \cdot 1,1 = 6,5 \text{ min} = 6'29''$
Steigstrecke..... $(10 \text{ NM} - 3,2 \text{ NM}) \cdot 1,1 = 7,5 \text{ NM}$
Kraftstoff..... $(4,7 \text{ l} - 1,5 \text{ l}) \cdot 1,1 = 3,5 \text{ l}$

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 6,5 min wirkt, ergibt sich für die zurückgelegte Strecke:

$$7,5 \text{ NM} + \frac{7 \text{ kts} \cdot 6,5 \text{ min}}{60 \text{ min/h}} = 8,25 \text{ NM}$$

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.

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 5.2.11 auf Seite 5-13 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 5000 ft eine maximale Reichweite von 534 NM bei 121 KTAS möglich

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 18

ist. Die Reisefluggeschwindigkeit von 121 kts als True Airspeed wurde mit Hilfe des Diagramms 5.2.8 auf Seite 5-10 unter Berücksichtigung der atmosphärischen Bedingungen (Außentemperatur und gewählte Druckhöhe für den Reiseflug) und der gewählten Leistungseinstellung bestimmt.

Aus dem Flugdauer-Diagramm 5.2.10, Seite 5-12, ergibt sich eine maximal mögliche Flugzeit von 4,52 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 5000 ft ist die maximale Reichweite von 534 NM wie folgt zu berichtigen.

Reichweite bei Windstille	534,0 NM
<u>Erhöhung infolge von 10 kts Rückenwind (4,52 h x 10 kts)</u>	<u>45,2 NM</u>
	579,2 NM

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

SINKFLUG

Sinkzeit, Sinkstrecke und Kraftstoffverbrauch sind dem Diagramm 5.2.12 auf Seite 5-14 zu entnehmen. Der Sinkflug erfolgt von 5000 ft auf 380 ft. Beim Sinkflug ist der Höhenmesser rechtzeitig auf das örtliche QNH umzustellen.

Sinkzeit:.....6,7 min – 0,5 min = 6,2 min = 6' 12"
Sinkstrecke:.....14,45 NM – 1,0 NM = 13,45 NM
Kraftstoff:..... 1,0 l – .0,1 l = 0,9 l

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 19

BERECHNUNG DER ERFORDERLICHEN KRAFTSTOFFMENGE

Verbrauch für Anlassen und Rollen	2,0	I	(Pauschalwert, s. Bem. zu Kraftstoffmenge auf S. 5-12, 5-13)
Verbrauch für den Steigflug (Seite 5-18)	+	3,5	I
		5,5	I
Steigflugstrecke (Seite 5-18)		7,5	NM
Windkorrektur (Rückenwind)	+	0,7	NM
		8,2	NM

Beim Abstieg von 5000 ft auf 380 ft werden 13,45 NM zurückgelegt und 0,9 I Kraftstoff verbraucht (S. 5-14). Der Einfluss des Windes wird diesmal nicht berücksichtigt.

Gesamtflugstrecke	480,00	NM
Steigflugstrecke	-	8,20 NM
Sinkflugstrecke	-	13,45 NM
Strecke im Reiseflug	458,35	NM

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

$$121 \text{ kts} + 10 \text{ kts} = 131 \text{ kts}$$

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

$$\frac{458,35 \text{ NM}}{131 \text{ kts}} = 3,50 \text{ h} = 3 \text{ h } 30'$$

Die für den Reiseflugteil erforderliche Kraftstoffmenge beträgt dann:

$$3,50 \text{ h} \times 22,2 \text{ l/h} = 77,70 \text{ l}$$

Der Kraftstoffdurchfluss von 22,2 l/h ergibt sich aus der Tabelle (Seite 5-11) bei einer Leistungseinstellung von 75%. Mit einer Temperatur in 5000 ft Druckhöhe von 10°C ergibt sich eine Dichtehöhe von 5600 ft (siehe Tabellen Seite 5-10 bzw. 5-12).

In der Tabelle Seite 5-11 muss zwischen den Angaben für 5000 ft und 6000 ft für die ermittelte Dichtehöhe von 5600 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 5-11 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.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 20

Der gesamte errechnete Kraftstoffbedarf ergibt sich wie folgt:

Steigflug mit Anlassen und Rollen	5,5 l
Reiseflug	77,7 l
Sinkflug	0,9 l
Kraftstoffbedarf	84,1 l

Somit bleibt eine Reserve von:

Ausfliegbare Kraftstoffmenge	109,6 l
Kraftstoffbedarf	- 84,1 l
Kraftstoffreserve	25,5 l

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 5.2.13 auf Seite 5-15 zu verwenden. Um die Windkomponenten bezogen auf die Bahn zu bestimmen, dient Diagramm 5.2.3 auf 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	- 61,4	kg
(84,1 l x 0,73 kg/l = 61,4 kg)	658,6	kg

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 maximal nachgewiesene Seitenwindkomponente von 15 kts wird nicht überschritten.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 21

LEISTUNGSEINSTELLUNG FÜR DEN REISEFLUGBeispiel für eine Leistungseinstellung:

Flughöhe	2000 ft
ISA-Temp.:	11°C
In Flughöhe angezeigte Temp:	21°C (10°C über ISA in 2000 ft)
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 l/h
Kraftstoffverbrauch für ISA+10°C:	$16 + (0,16 \times 5,0) = 16,8$ l/h

5.3 ANERKANNTE LÄRMWERTE

Zulassungsbasis	Gemessener Lärmwert (MTOW: 750 kg)	Maximal erlaubter Lärmwert
CS-36, Amendment 3	65,1 dB(A)	74,2 dB(A)
ICAO Annex 16, Chapter 10	65,1 dB(A)	74,2 dB(A)

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-103	A.05	A.02 (15.10.2013)	26.06.2017	5 - 22

ABSCHNITT 6**MASSE UND SCHWERPUNKT / AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS**

		Seite
6.1	EINFÜHRUNG	6-2
6.2	FLUGZEUGWÄGUNG	6-3
6.3	WÄGE-, LEERMASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT	6-4
6.3.1	Tabelle Leermassen- und Schwerpunktbericht	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 Schwerpunktbereich und zulässiges Massenmoment	6-10
6.4.4	Abschätzung des Flugmassenschwerpunktes mittels MVP-50P-AQ	6-11
6.5	AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS	6-12
6.5.1	Aktuelles Ausrüstungsverzeichnis des Luftfahrzeuges	6-13

6.1 EINFÜHRUNG

Zur Auslieferung des Flugzeuges werden seine Leermasse, das Leermassenmoment und der sich ergebende Leermassenschwerpunkt bestimmt und im Leermassen und Schwerpunktbericht (6.3.1) festgehalten. Die zugelassenen Grenzwerte der Leermassenschwerpunkte sind im Maintenance Manual zu finden

Der Betreiber des Luftfahrzeuges ist für alle Veränderungen der Leermasse und des Leermassenschwerpunktes verantwortlich.

Alle Leermassenwägungen sind im folgenden Wägungszustand durchzuführen

Wägungszustand:

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

ANMERKUNG

In definierten Zeitintervallen, nach Reparaturen, Überholungen, umfangreichen Lackierungen, Ausrüstungsänderungen oder wenn Zweifel an der Aktualität des vorhandenen Wägeberichtes oder der Ausrüstungsliste bestehen, ist die Leermasse entsprechend den einschlägigen Luftverkehrsvorschriften neu zu bestimmen und im Massen- und Schwerpunktbericht einzutragen

Für die Einhaltung der zulässigen Beladungs- und Schwerpunktgrenzen im Flug ist der Pilot verantwortlich.

Das Flugzeug muss innerhalb des definierten, zulässigen Beladungs- und Flugmassen-Schwerpunktbereiches betrieben werden, um einen sicheren Betrieb, die angegebenen Flugleistungen und das nachgewiesene Flugverhalten zu gewährleisten. Während des Fluges ist die Schwerpunktwanderung durch den Treibstoffverbrauch zu berücksichtigen.

Die vom Piloten für die Flüge einzuhaltenden zulässigen Schwerpunktlagen sind im Kapitel 6.4.3 festgelegt.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 2

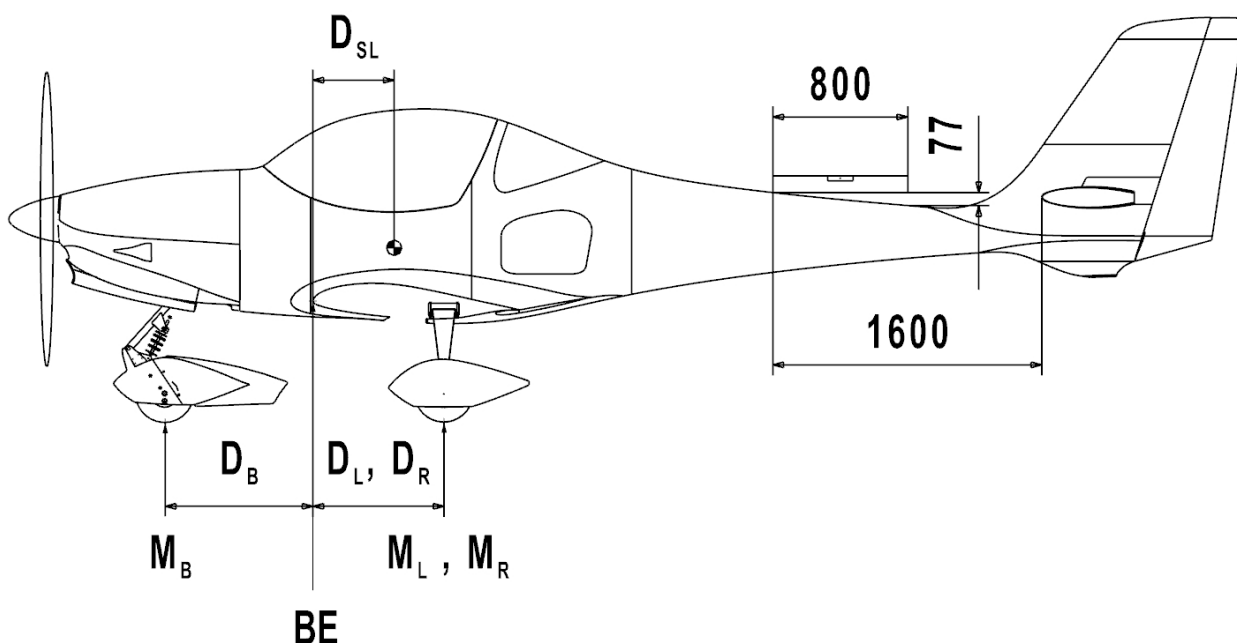
6.2 FLUGZEUGWÄGUNG

Bezugsebene (BE): Flügelvorderkante an der Wurzelrippe
 Horizontale Längsachse: 1,6 Meter vor der Höhenleitwerksvorderkante ist ein Keil (800 : 77) auf den Rumpfrücken zu legen. Die Oberseite des Keils ist mit der Wasserwaage horizontal auszurichten.

Hebelarm D_B : Abstand Bugradachse zur BE

Hebelarm D_L , D_R : Abstand Hauptfahrwerksachse zur BE

Hebelarm D_{SL} : Abstand Schwerpunkt zur BE



Leermassenwägung: Beispiel					
Auflageort	Masse [kg]	*	Hebelarme [m]	=	Momente [kg*m]
Bugrad	$m_B = 106$	*	$D_B = - 0,840$	=	$M_B = - 89$
Haupttrad links	$m_L = 200$	*	$D_L = + 0,780$	=	$M_L = + 156$
Haupttrad rechts	$m_R = 200$	*	$D_R = + 0,780$	=	$M_R = + 156$
gesamt	$m_{Ges} = 506$				$M_{Ges} = 223$
Schwerpunkt	M_{Ges} / m_{Ges}	=	$D_{SL} = 0,440$		

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 3

WICHTIGER HINWEIS**Benutzte Vorzeichenkonvention:**

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

6.3 WÄGE-, LEERMASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHTE

Die jeweils aktuelle Leermasse und die Lage des zugehörigen Leermassen-schwerpunkts sollten in dem Massen- und Schwerpunktbericht (Seite 6-6) eingetragen und von einer autorisierten Person unterschrieben werden, so dass eine lückenlose und chronologische Dokumentation vorhanden ist. Der erste Eintrag erfolgt bei Auslieferung.

ANMERKUNG

Der Leermassenschwerpunkt bildet für jeden Piloten die Grundlage für die Berechnung seines Flugmassenschwerpunktes.

Die aktuelle Leermasse und deren Schwerpunktlage kann rechnerisch ermittelt werden, wenn die veränderten Massen und deren Hebelarme bekannt sind (z.B. Änderung der Ausrüstung). Sind die Massen und Hebelarme nicht explizit bekannt (z.B. nach einer Reparatur) muss eine erneute Wägung durchgeführt werden.

Wenn eine rechnerische Leermassen- und Schwerpunktermittlung durchgeführt wird, ist sicherzustellen, dass vom aktuellen Stand der Informationen ausgegangen wird.

ANMERKUNG

Der aktuell gültige Wägebericht wird als Seite 6-5 geführt und ist Bestandteil dieses Flughandbuchs. Ungültige Wägeberichte sind unkenntlich zu machen oder zu entfernen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 4

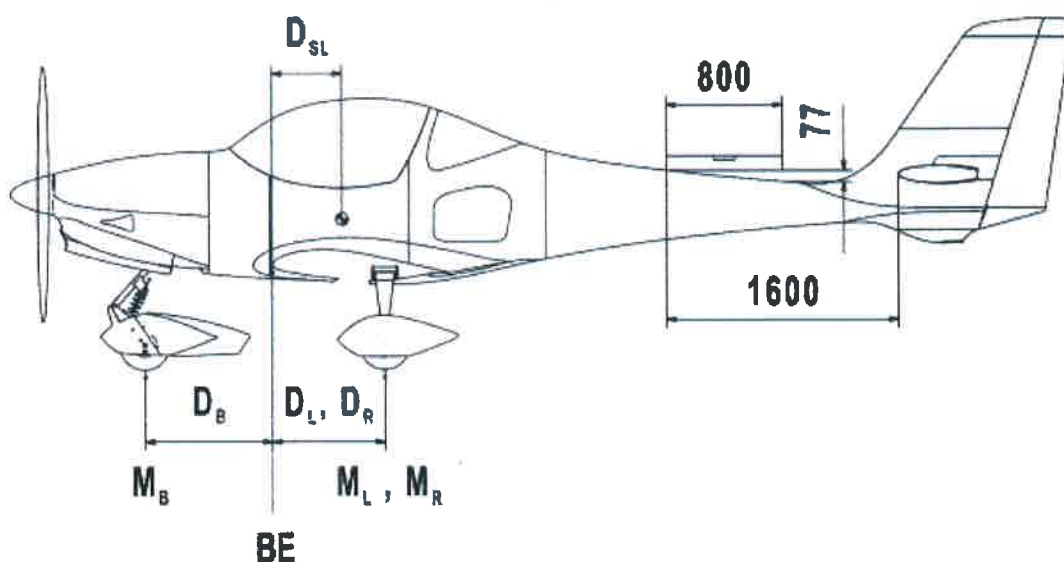
6.2 FLUGZEUGWÄGUNG

Bezugsebene (BE): Flügelvorderkante an der Wurzelrippe
Horizontale Längsachse: 1600 mm vor der Höhenleitwerksvorderkante ist ein Keil (800 : 77) auf den Rumpfrücken zu legen. Die Oberseite des Keils ist mit der Wasserwaage horizontal auszurichten.

Hebelarm D_B : Abstand Bugradachse zur BE

Hebelarm D_L, D_R : Abstand Hauptfahrwerksachse zur BE

Hebelarm D_{SL} : Abstand Schwerpunkt zur BE



Leermassenwägung: Beispiel					
Auflageort	Masse [kg]	*	Hebelarme [m]	=	Momente [kg*m]
Bugrad	$m_B = 106$	*	$D_B = -0,840$	=	$M_B = -89$
Hauptrad links	$m_L = 202,0$	*	$D_L = +0,780$	=	$M_L = +157,5$
Hauptrad rechts	$m_R = 202,0$	*	$D_R = +0,780$	=	$M_R = +157,5$
gesamt	$m_{Ges} = 510$				$M_{Ges} = 226$
Schwerpunkt	M_{Ges} / m_{Ges}	=	$D_{SL} = 0,443$		



Luftfahrzeugtechnik Zell am See
GmbH & Co KG
Kaprunerstrasse 15
5700 Zell am See
Tel.: +43 6542 20 111
E-Mail: office@werftzell.com
AT.145.079; AT.MG.523

6.3.1 Tabelle Leermassen- und Schwerpunktericht

AQUILA AT01	Kennzeichen: D-ELFH		Werk-Nr.: AT01-100C-309		Blatt-Nr.: 1	
	Masse, Hebelarm, Moment der Änderung bezogen auf Flügelvorderkante (BE)		Leermasse und Schwerpunktlage des Luftfahrzeuges		Autorisiertes Personal	
	In Flugrichtung hinter BE: (+) vor BE: (-)	Einzelmasse [kg]	Hebelarm d. Einzelmasse [m]	Moment d. Einzelmasse [kgm]	Leermasse [kg]	Schwerpunkt (D _{SL}) [m]
	+/- oder ∞					
Beschreibung der Änderung oder Wägung	EIN-BAU	AUS-BAU	Datum	Bei Auslieferung	Unterschrift	Stempel
	/	/	13.03.2014	-11-		
	/	/	23.05.2018	APL 16 4/104		

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.02	28.05.2013	15.10.2013	6 - 6

6.4 ERMITTLUNG DER FLUGMASSE UND DES FLUGMASSEN-SCHWERPUNKTES

Um das Flugzeug innerhalb der Flugmassen-Schwerpunktgrenzen betreiben zu können, sind die jeweils aktuelle Flugmasse und die Lage des zugehörigen Schwerpunktes in Abhängigkeit von der für den geplanten Flug vorgesehenen Zuladung zu bestimmen.

Für die Ermittlung der Flugmasse und der Schwerpunktlage dienen die in den folgenden Abschnitten 6.4.1 bis 6.4.3 dargestellten Tabellen und Diagramme:

Abschnitt 6.4.1 Massenmomente der Zuladung

Abschnitt 6.4.2 Berechnung der Flugmasse und des Flugmassenmomentes

Abschnitt 6.4.3 Zulässiger Flugmassen-Schwerpunktbereich

die wie folgt zu verwenden sind:

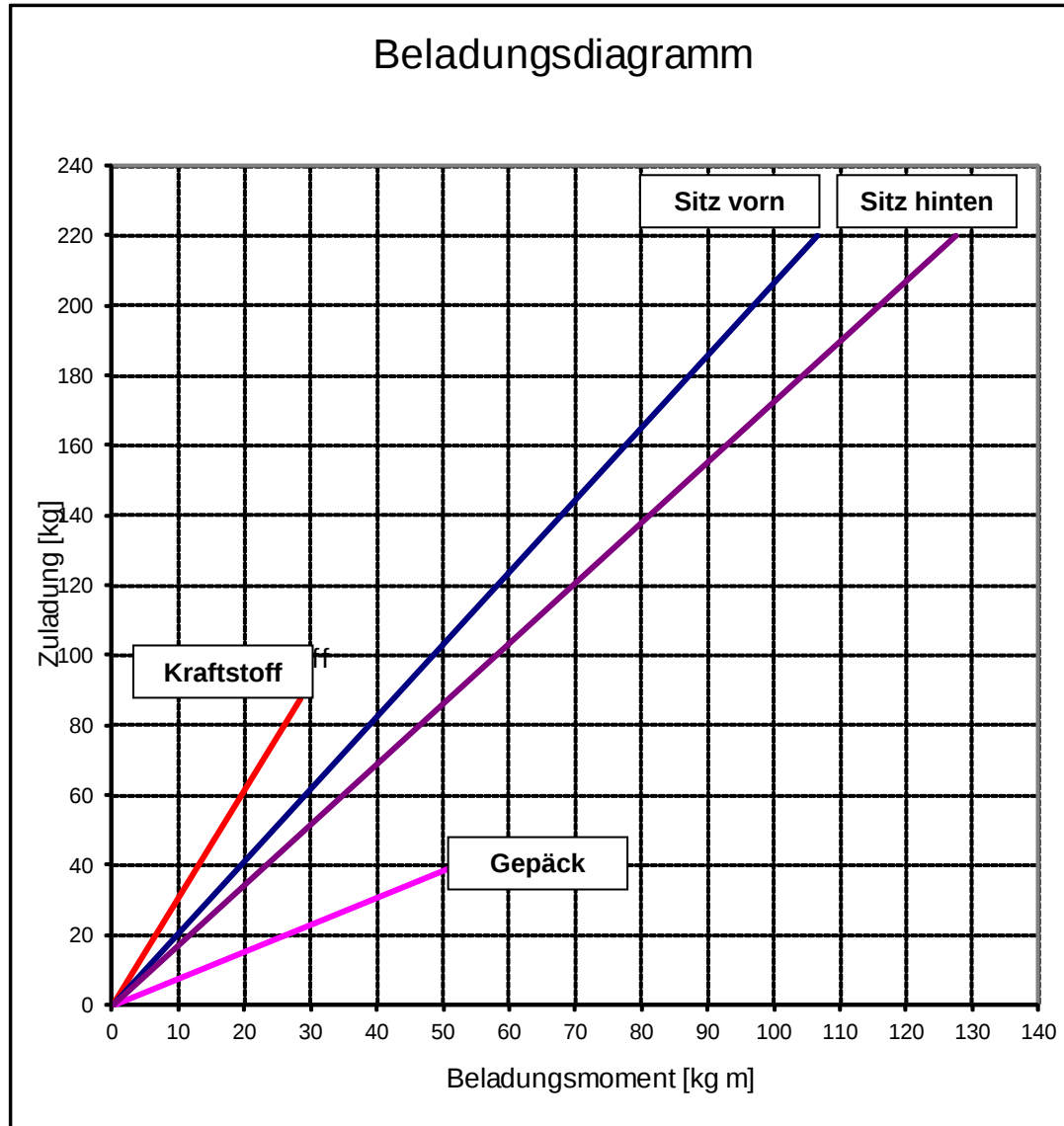
1. Die Leermasse m_{Leer} und das Leermassenmoment MO_{Leer} dem aktuellen Wägebericht oder der Leermassen- Schwerpunkttabelle entnehmen und in die zugehörigen Spalten der Tabelle 6.4.2 *Berechnung der Flugmasse und des Flugmassenmomentes* eintragen.
2. Mit Hilfe des Diagramms 6.4.1 *Massenmomente der Zuladung* die einzelnen Massenmomente der jeweiligen Zuladungsart (Pilot, Treibstoff, Gepäck) bestimmen und ebenfalls in die zugehörigen Spalten der Tabelle 6.4.2 *Berechnung der Flugmasse und des Flugmassenmomentes* eintragen.

Alternativ können die Massenmomente über die Hebelarme der Tabelle 6.4.2 *Berechnung der Flugmasse und des Flugmassenmomentes* berechnet werden.

3. Massen und Massenmomente der beiden Spalten addieren und in die jeweils zugehörige Spalte sowie in das Diagramm 6.4.3 *Zulässiger Flugmassen-Schwerpunktbereich* eintragen um zu prüfen, ob die Werte der aktuellen Zuladung innerhalb des zulässigen Flugmassen-Schwerpunktbereiches liegen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 7

6.4.1 Massenmomente der Zuladung



ANMERKUNG

Bei der Berechnung des Flugmassenschwerpunktes ist zu berücksichtigen, dass der Sitz verstellbar ist. Die Momente für die vorderste und hinterste Sitzposition sind angegeben, die Zwischenstellungen sind zu interpolieren.

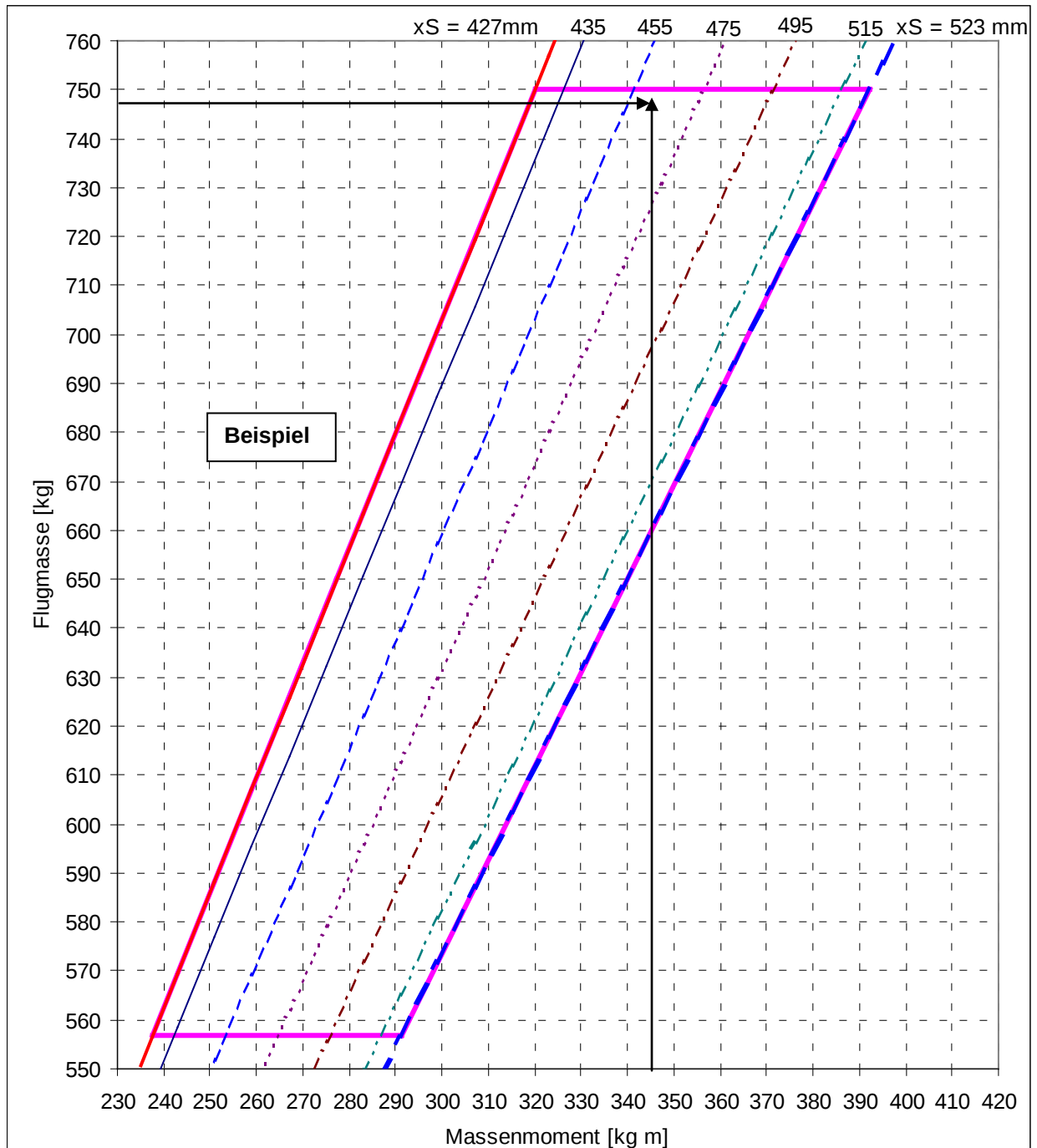
Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 8

6.4.2 Berechnung der Flugmasse und des Flugmassenmomentes

Berechnung Beladezustand	Hebelarm ab Flügelvorder- kante (BE) [m]	Beispielrechnung		Kennzeichen:	
		Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
LEERMASSE (aus Tabelle 6.3.1)	$D_{SL} =$ Bsp.: 0,440 m	506	223		
PILOT	0,484 (Sitz vorn) 0,580 (Sitz hinten)	55	27 (Sitz vorn)		
PASSAGIER	0,484 (Sitz vorn) 0,580 (Sitz hinten)	100	53 (Sitz mitte)		
GEPÄCK	1,300	15	20		
Flugmasse & Gesamtmoment ohne Treibstoff		676	323		
<u>ausfliegbarer</u> TREIBSTOFF (0,72 kg / ltr)	0,325	72 (= 100 ltr)	23		
Gesamtmasse & Gesamtmoment		748	346		
Erläuterung: • Leermasse und Schwerpunkt D_{SL} aus 6.3.1 oder dem aktuellen Wägebericht übertragen • alle weiteren Massen eintragen • Werte der Momente aus Diagramm 6.4.1 eintragen. Alternativ können diese durch Multiplikation von Hebelarm und Masse berechnet werden. • Massen und Momente summieren und das Ergebnis eintragen • Ergebnisse der Gesamtmasse und des Gesamtmoments anhand des Diagramms <i>Flugmassen-Schwerpunktbereich</i> (Bild 6.4.3) überprüfen Der Flugmassenschwerpunkt gemäß Beispiel liegt mit $346 \text{ kgm} / 748 \text{ kg} = 0,463 \text{ m}$ im zulässigen (0,427 – 0,523 m hinter BE) Bereich.					

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 9

6.4.3 Zulässiger Flugmassen-Schwerpunktbereich



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 10

6.4.4 Abschätzung des Flugmassenschwerpunktes mittels MVP-50P-AQ

Die „Weight and Balance“ Funktion des MVP-50P-AQ bietet eine komfortable und einfache Möglichkeit, den aktuellen Flugmassenschwerpunkt abzuschätzen.

Dazu werden auf der Seite „Weight and Balance“ des MVP-50P-AQ (mehrmaliges Drücken der Taste „SCREENS“) das Gewicht des Piloten, des Passagiers, des Gepäcks sowie der Treibstoffmenge eingegeben. Angezeigt werden die sich daraus ergebende Gesamtmasse, das MTOW, die verbleibende Differenz sowie der aktuelle Schwerpunkt.

Bei Überschreitung der zulässigen Bereiche werden einige oder alle dieser Werte in Rot dargestellt.

WICHTIGER HINWEIS

Die Abschätzung des Flugmassenschwerpunktes mittels MVP-50P-AQ dient lediglich als zusätzliche Information und ersetzt auf keinen Fall die ordnungsgemäße Berechnung nach Abschnitt 6.4 dieses Flughandbuchs.

Unbedingte Voraussetzung für eine korrekte Berechnung ist die Eingabe der aktuellen Leermassen-Wägungsdaten durch einen zugelassenen Instandhaltungsbetrieb aus Abschnitt 6.3.1. Die aktuell programmierten Leermassen- Wägungsdaten werden in der Kopfzeile des MVP-50P-AQ angezeigt.

ANMERKUNG

Die Berechnung des Flugmassenschwerpunktes über das MVP-50P-AQ erfolgt mit einem mittleren Pilotenhebelarm von 0,532 m hinter BE. Dies ist bei ganz vorne oder hinten eingestellten Sitzen gemäß Tabelle 6.4.2 zu berücksichtigen.

Um Fehleingaben zu verhindern, wurde der Hebelarm der (nichtvorhandenen) Sitzreihen 2 und 3 ebenfalls mit 0,532 m hinter BE programmiert.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 11

6.5 AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS

Im Ausrüstungsverzeichnis sind alle verbauten Avionikgeräte, Instrumente und sonstige fest verbauten Ausrüstungsgegenstände aufgeführt.

Die Nachrüstung von Ausrüstungsgegenständen bzw. die Änderung der bestehenden Ausrüstung ist in dem vorhandenen Ausrüstungsverzeichnis durch Eintrag zu dokumentieren und auf aktuellem Stand zu halten.

Das vorhandene Ausrüstungsverzeichnis enthält die folgenden Angaben:

1. Bezeichnung, Hersteller, Baumuster P/N und Werknummer S/N des Avionikgerätes, Instrumentes und sonstigen Ausrüstungsgegenstandes
2. Angabe des Einbauortes ODER Hebelarm in [m] vom Bezugspunkt. Hierbei ist zu beachten, dass Hebelarme mit positivem Vorzeichen Abstände hinter (entgegengesetzt zur Flugrichtung) und Hebelarme mit negativem Vorzeichen Abstände vor der Bezugsebene (BE) angeben.

ANMERKUNG

Der Einbau von Zusatzausrüstungen bzw. die Änderung vorhandener Ausrüstung muss in Übereinstimmung mit den Angaben im Wartungshandbuch erfolgen. Die Nachrüstung von Zusatzausrüstung muss in Übereinstimmung mit dem entsprechenden Service Bulletin durchgeführt werden. Im Zweifelsfall ist der Halter der Musterzulassung bzw. der Herstellungsbetrieb von AQUILA Aviation zu kontaktieren

Bei jeder Änderung am Luftfahrzeug, die zu einer Änderung der Leermasse oder der Leermassen-Schwerpunktlage führt (z.B. Ein- oder Ausbau von Ausrüstungsgegenständen), muss die Leermasse und die Leermassen-Schwerpunktlage (D_{SL}) neu bestimmt und sowohl im Wägebericht, in der Tabelle „Leermassen- und Schwerpunktbericht“ in Kapitel 6.3.1 sowie im Glas Panel Engine Monitor MVP-50P-AQ dokumentiert werden.

Dies kann rechnerisch im Wägebericht erfolgen, wenn die Massen und Hebelarme der Ausrüstungsgegenstände bekannt sind, oder mittels Durchführung einer Neuwägung.

Der neue Schwerpunkt muss sich innerhalb des zulässigen Leermassen-Schwerpunktbereiches befinden (siehe Wartungshandbuch MM-AT01-1020-110).

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 12

6.5.1 Aktuelles Ausrüstungsverzeichnis des Luftfahrzeuges

Muster: AQUILA AT01	Kennzeichen: D-ELFH		Werknummer: AT01-100C-309	
Benennung	Hersteller	Muster	Serien-Nr.	Einbauort *)
Motor-Batterie	Sprinter	P12V600 12V	n.a.	Brandspant
Zündschloß	ACS Products	A510-2	ch.: 1306686	Instr.-Brett
Motorüberwachungs-System	Electronics Int.	MVP-50P-AQ	154313	Instr.-Brett
Motordaten-Wandler	Electronics Int.	MVP EDC-33P	154314	Instr.-Brett
Tankgeber-Modul resistiv	Electronics Int.	MVP RFLM-4-12V	154528	Instr.-Brett
Ladedruck Sensor	Electronics Int.	MVP PT30-ABS	154525	Instr.-Brett
Öldruck Sensor	Electronics Int.	MVP PT100-GA	154527	Motorraum
Kraftstoffdruck Sensor	Electronics Int.	MVP PT30-GA	154526	Motorraum
Außentemperatur Sensor	Electronics Int.	MVP OAT P-128	n.a.	Rumpf
Vergasertemp. Sensor	UMA	T3B16	A2187	Motor
Geschwindigkeitsanzeige 1	Garmin	GDC74A	20616854	Instr.-Brett
Geschwindigkeitsanzeige 2	Winter	7 FMS 523	154587	Instr.-Brett
Höhenmesser 1	Garmin	GDC74A	20616854	Instr.-Brett
Höhenmesser 2	Mid.Cont.	MD15-212	B13-10165	Instr.-Brett
Variometer	UMA	T8-210-20	A1168	Instr.-Brett
Kompaß	Airpath	C-2400-L4-P	AA-2494	Instr.-Brett
Uhr	Davtron	M 800	D32869	Instr.-Brett
Strömungsabriss-Warnung	Aquila	AT01-4020-028	n.a.	Flügel links
Trimmanzeige	Aquila	AT01-2840-181	n.a.	Mittelkonsole
Künstl. Horizont	Mid Continent	4200-11	A14-10093	Instr.-Brett
GPS / Moving Map	Garmin	GTN 650	128014170	Instr.-Brett
AHRS-Sensor	Garmin	GRS 77	42025517	Instr.-Brett
(Software Version: 3.00)				
Magnet Sensor	Garmin	GMU 44	47522594	Rumpfröhre
(Software Version: 2.01)				
COMM 1	Garmin	GTN 650	128014170	Instr.-Brett
NAV 1	Garmin	GTN 650	128014170	Instr.-Brett
GS/VOR/LOC Anzeige 1 (CF	Garmin	GDU620	165203278	Instr.-Brett
Primary Flight Display	Garmin	GDU 620	165203278	Instr.-Brett
(Software Version: 5.01)				
Marker Beacon Empfänger	Garmin	GMA 350	1UF005899	Instr.-Brett
Audio Kontroll Panel	Garmin	GMA 350	1UF005899	Instr.-Brett
Transponder	Garmin	GTX 328	13K015621	Instr.-Brett
Höhen Encoder / ADC	Garmin	GDC74A	20616854	Instr.-Brett
(Software Version: 3.06)				
ELT	Kannad	406 AF Compact	LX1100074085	Gepäckboden
Collision Warning	Garrecht	TRX 2000	TRX2000-0444	Instr.-Brett
Außentemperatur Fühler	Garmin	GTP 59	47927796	Rumpf
(Software Version: n.a.)				
Warnleuchten-Panel	Avionik Straubing	AP7DAQ		Instr.-Brett
Bauchgurte links	Schroth	1-10-510431	50/13	Cockpit, Sitz
Bauchgurte rechts	Schroth	1-10-515431	50/13	Cockpit, Sitz
Schultergurte links	Schroth	1-10-510431	50/13	Cockpit, Sitz
Schultergurte rechts	Schroth	1-10-515431	50/13	Cockpit, Sitz
Feuerlöscher	H3R	RTA 400	X-807346	Gepäckboden

*) Einbauort beschreiben oder Hebelarm in mm vom Bezugspunkt eintragen (Vorzeichen beachten)

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A 01		28.05.2013	6-13

*) Zutreffendes ankreuzen
**) Einbauort beschreiben oder Hebelarm in mm von der Bezugsebene eintragen (Vorzeichen beachten)

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-103	A.08	A.02 (15.10.2013)	25.05.2020	6 - 14

ABSCHNITT 7

BESCHREIBUNG des FLUGZEUGES

		Seite
7.1	EINFÜHRUNG	7-3
7.1.1	Garmin G500 / G500 TXi System (Primary Flight Display)	7.3
7.1.2	Glass Panel Engine Monitor MVP-50P-AQ	7.4
7.2	FLUGZEUG	7-5
7.3	RUMPF	7-5
7.4	TRAGFLÜGEL	7-5
7.5	LEITWERKE	7-6
7.6	STEUERUNG	7-6
7.6.1	Quersteuerung	7-6
7.6.2	Höhensteuerung und Trimmung	7-6
7.6.3	Seitensteuerung	7-6
7.6.4	Landeklappensteuerung und Stellungsanzeige	7-7
7.7	INSTRUMENTENBRETT	7-8
7.7.1	Übersicht Bedienkonsole	7-9
7.7.2	Kabinenheizung	7-9
7.7.3	Kabinenbelüftung	7-9
7.7.4	Zusätzliche Beleuchtung (NVFR)	7.10
7.8	SITZE UND SICHERHEITSGURTE	7-10
7.9	GEPÄCKRAUM	7-10
7.10	KABINENHAUBE	7-11
7.11	FAHRWERK	7.11
7.11.1	Bugfahrwerk und Bugfahrwerkslenkung	7-11
7.11.2	Hauptfahrwerk und Radbremsen	7-11
7.11.3	Parkbremse	7-12
7.11.4	Fahrwerksverkleidungen	7-12

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 1

7.12	TRIEBWERK UND PROPELLER	7-13
7.12.1	Motor	7-13
7.12.2	Propeller	7-13
7.12.3	Leistungshebel und Propellerverstellung	7-14
7.12.4	Choke	7-15
7.12.5	Vergaservorwärmung	7-15
7.13	TREIBSTOFFSYSTEM	7-16
7.13.1	Übersicht	7-16
7.13.2	Tank	7-17
7.13.3	Tankwahlschalter und Brandhahn	7-17
7.13.4	Tankanzeige	7-18
7.14	ELEKTRISCHE ANLAGE	7-19
7.14.1	Stromversorgung und Batteriesystem	7-19
7.14.2	Zündung und Starter	7-19
7.14.3	Elektrische Verbraucher und Sicherungssystem	7-21
7.15	GLASS PANEL ENGINE MONITOR MVP-50P-AQ	7-21
7.15.1	Triebwerküberwachungsinstrumente	7-22
7.15.2	Voltmeter und Amperemeter	7-22
7.16	ANNUNCIATOR PANEL	7-22
7.16.1	Warnleuchte ALT 1 und ALT 2	7-22
7.16.2	Warnleuchte ENG (gelb / rot)	7-23
7.16.3	Warnleuchte P/S-HEAT	7-23
7.17	EXTERNE STARTHILFE	7-23
7.18	STAU- UND STATIKDRUCKSYSTEM	7-23
7.18.1	Pitotrohr Heizung	7-24
7.19	ÜBERZIEHWARNUNG	7-25
7.20	COM- / NAV- AUSSTATTUNG	7-25

7.1 EINFÜHRUNG

Der Abschnitt 7 des Flughandbuches enthält eine Beschreibung der technischen Ausführung des gesamten Flugzeuges, der Integration des GARMIN G500 / G500 TXi, des Glass Panel Engine Monitors MVP-50P-AQ und weiterer implementierter Systeme und gibt Hinweise zu ihrer Bedienung.

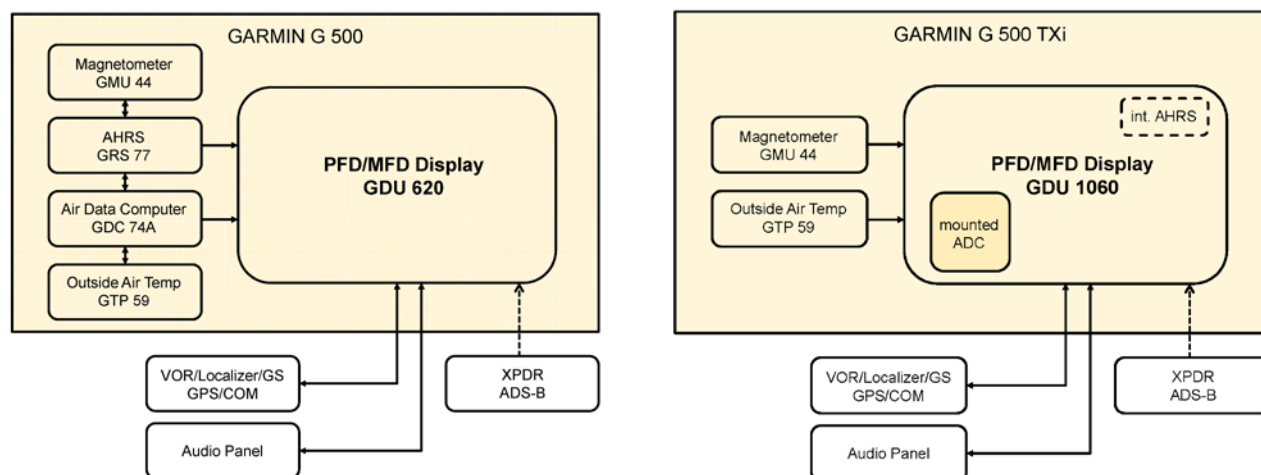
ANMERKUNG

Eine weitergehende Beschreibung und umfassende Bedienungsanweisungen des Garmin G500 / G500 TXi und des MVP-50P-AQ befinden sich im GARMIN G 500 / G500 TXi Pilot's Guide bzw. in den MVP-50P-AQ Operating Instructions.

7.1.1 Garmin G500 / G500 TXi System (Primary Flight Display)

Beide GARMIN G500 Systeme bestehen aus einer PFD-Anzeige und einer MFD-Anzeige, die auf dem Garmin Anzeige Gerät (GDU) zusammengefasst sind. Zusätzlich benötigen beide Systeme eine Fluglageeinheit (AHRS-Modul) und eine Einheit zur Luftdatenmessung (ADC-Modul). Beim GARMIN G500 TXi ist die Fluglageeinheit (AHRS) im Display integriert und das Luftdatenmodul (ADC) direkt am Display befestigt, beim GARMIN G500 sind beide Geräte separat im Rumpf montiert.

Der prinzipielle Aufbau beider Systeme ist in folgenden Abbildungen dargestellt.



Beim G500 und G500 TXi wird die GDU über einen eigenen Push-Pull-Sicherungsautomaten mit Strom versorgt. Der Sicherungsautomat befindet sich an der rechten Seite des Panels und ist mit **PFD** beschriftet. Hierüber sind auch alle weiteren Komponenten des G500 TXi Systems abgesichert, da alle direkt über das Display angebunden sind.

Beim G500 wird das AHRS-Modul und damit das Magnetometer über einen weiteren eigenen Push-Pull-Sicherungsautomaten mit Strom versorgt. Der Sicherungsautomat befindet sich an der rechten Seite des Panels und ist mit **AHRS** beschriftet.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 3

Auch der ADC und die Außentemperatursonde des G500 werden über einen weiteren eigenen Push-Pull-Sicherungsautomaten mit Strom versorgt. Der Sicherungsautomat befindet sich an der rechten Seite des Panels und ist mit **ADC** beschriftet.

Die Stromversorgung aller G500 und G500TXi Sicherungsautomaten ist aktiv, sobald **ALT1 / BAT** eingeschaltet wird.

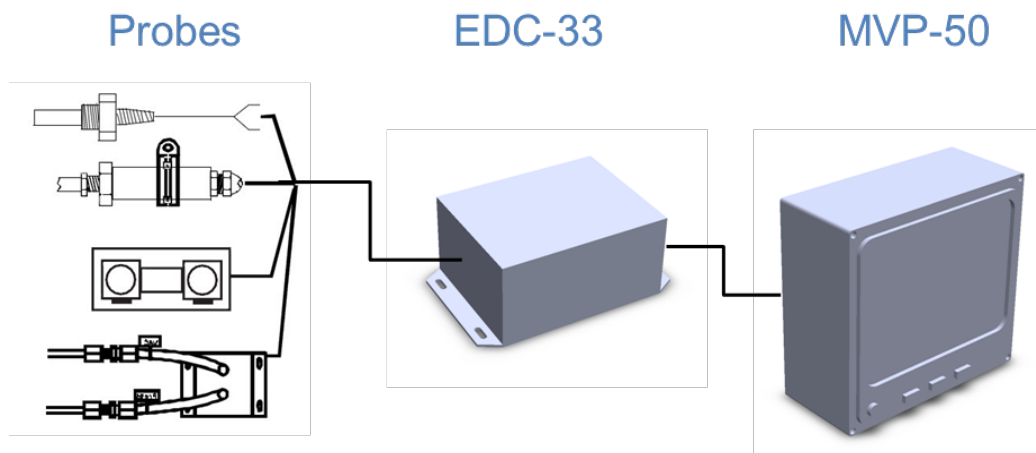
7.1.2 Glass Panel Engine Monitor MVP-50P-AQ

Das MVP-50P-AQ System besteht aus einer Anzeige / Bedieneinheit (MVP-50), einem Engine Data Converter (EDC-33) und den daran angeschlossenen Sensoren (Probes).

Vom MVP-50P-AQ erkannte Überschreitungen von Motor-Grenzwerten werden außerdem durch die Kontrollleuchten **ENG** (GELB = Vorsichtsbereich) bzw. **ENG** (ROT = Betriebsgrenze) im Annunciotorpanel angezeigt.

Das MVP-50P-AQ System wird über einen eigenen Push-Pull-Sicherungsautomaten mit Strom versorgt. Der Sicherungsautomat befindet sich an der rechten Seite des Panels und ist mit **MOTOR INSTR 1** beschriftet.

Der Prinzipielle Aufbau des MVP-50P-AQ-Systems ist in der folgenden Abbildung dargestellt:



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 4

7.2 FLUGZEUG

Die AQUILA AT01-100 ist eine moderne, einmotorige und zweisitzige (Side-by-Side) Konstruktion, die aufgrund ihrer hohen Zuladung, des großen Platzangebotes für Piloten und Gepäck, der guten Reiseleistungen sowie der leichten und robusten Bauweise ein ideales Trainings- und Reiseflugzeug darstellt.

Sie ist als Tiefdecker mit einem Kreuzleitwerk ausgelegt.

Bis auf Fahrwerk, Motorträger und einige Beschläge werden hauptsächlich Glasfaser- (GFK) und in geringem Maße auch kohlefaserverstärkte Kunststoffe (CFK) für den Bau verwendet.

7.3 RUMPF

Der Rumpf wird zusammen mit dem Seitenleitwerk in der Halbschalenbauweise hergestellt, wobei der Rumpf als Vollaminat und das Seitenleitwerk als Sandwichschale ausgeführt ist.

Der Brandspant ist ein CFK- / GFK-Sandwichbauteil, das triebwerksseitig mit einer Brandschutzverkleidung, die aus einem besonders feuerhemmenden Keramikvlies und einem Edelstahlblech besteht, versehen ist.

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

7.4 TRAGFLÜGEL

Die AQUILA AT01-100 besitzt einen einteiligen Dreifach-Trapezflügel mit zurückgepfeilter Vorderkante, der von unten an den Rumpf geführt und mit 4 Bolzen befestigt wird.

Die Flügelschalen sind als GFK-Schaum-Sandwich aufgebaut und werden lokal durch CFK-Bänder verstärkt.

In jeder Flügelnase befindet sich ein Integraltank mit ca. 60 Liter Fassungsvermögen. Die Innenwände der Composite-Integraltanks sind zum Schutz der Faserverbundstruktur mit einem speziellen Tankdichtmaterial versiegelt.

Der Tragflügel ist mit festen Winglets ausgestattet, in denen Positionsbeleuchtung, ACL (Anti-Collision Light) und Tankentlüftung integriert sind.

7.5 LEITWERKE

Die Flossen und Ruder des Seiten- und Höhenleitwerks werden in CFK-verstärkter GFK-Sandwichschalenbauweise hergestellt.

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

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 5

7.6 STEUERUNG

Die AQUILA AT01-100 ist mit einem konventionellem Steuerknüppel und nicht verstellbaren Seitenruderpedalen ausgerüstet. Die Betätigung des Höhen- und Querruders erfolgt über Stoßstangen; das Seitenruder ist über Seile angelenkt.

Das Fahren der Landeklappe und die Betätigung der Federtrimmung erfolgt elektrisch.

7.6.1 Quersteuerung

Die Steuerung erfolgt über Steuerstangen.

Über den in der Mitte des Hauptholmes montierten Umlenkhebel wird die Differenzierung der Querruder eingestellt. Die Quersteuerung wird durch einstellbare Anschläge an der Knüppelanlage sicher in ihren Ausschlägen begrenzt.

7.6.2 Höhensteuerung und Trimmung

Die Steuerung erfolgt über Steuerstangen.

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 problemlos vom Piloten überdrückt werden kann. Betätigt wird die elektrische Trimmung über einen Wipp-Tastschalter, der sich zusammen mit der Trimmanzeige in der mittleren Bedienkonsole befindet.

Eine Markierung kennzeichnet die Startstellung:

Wippschalter vorne drücken:	kopflastig
Wippschalter hinten drücken:	schwanzlastig

Die elektrische Trimmung hat einen eigenen abschaltbaren Sicherungsautomaten.

7.6.3 Seitensteuerung

Die Seitensteuerung erfolgt durch Betätigung der Fußsteuerpedale und wird durch Stahlseile übertragen. Die Begrenzung der Rudervollausschläge erfolgt durch Anschläge am Seitenruderlagerbock.

Präzises Steuern beim Rollen am Boden und gute Wendigkeit werden durch direkte Koppelung der Bugradlenkung mit dem Seitenruderantrieb gewährleistet. 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.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 6

7.6.4 Landeklappensteuerung und Stellungsanzeige

Die Landeklappen werden über Stangen durch einen Elektromotor verstellt.

Zur Bedienung und als Stellungsanzeige ist ein Schalter mit 3 Stellungen und Kontrollleuchten am Instrumentenbrett eingebaut:

- In Reisestellung leuchtet die obere grüne Lampe (UP)
- In Startstellung leuchtet die mittlere grüne Lampe (T/O)
- In Landstellung leuchtet die untere grüne Lampe (LDG)

Die Schalterstellungen entsprechen in der vertikalen Anordnung sinngemäß den Positionen der Klappenendkanten.

Zusätzlich bieten Strichmarkierungen am Nasenradius der Landeklappe eine weitere zuverlässige Möglichkeit zur Sichtkontrolle der Landeklappenstellung.

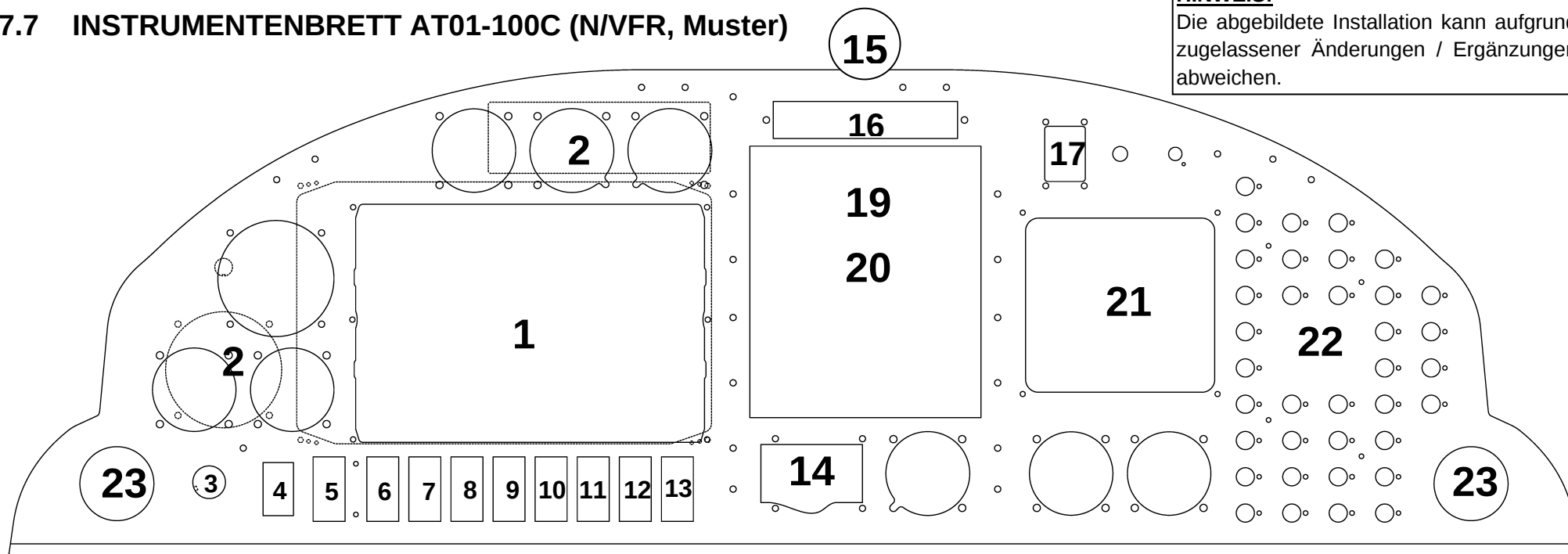
Durch den selbsthemmenden Spindeltrieb werden die Landeklappen auch bei Stromausfall in ihrer Position gehalten.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 7

7.7 INSTRUMENTENBRETT AT01-100C (N/VFR, Muster)

HINWEIS:

Die abgebildete Installation kann aufgrund zugelassener Änderungen / Ergänzungen abweichen.



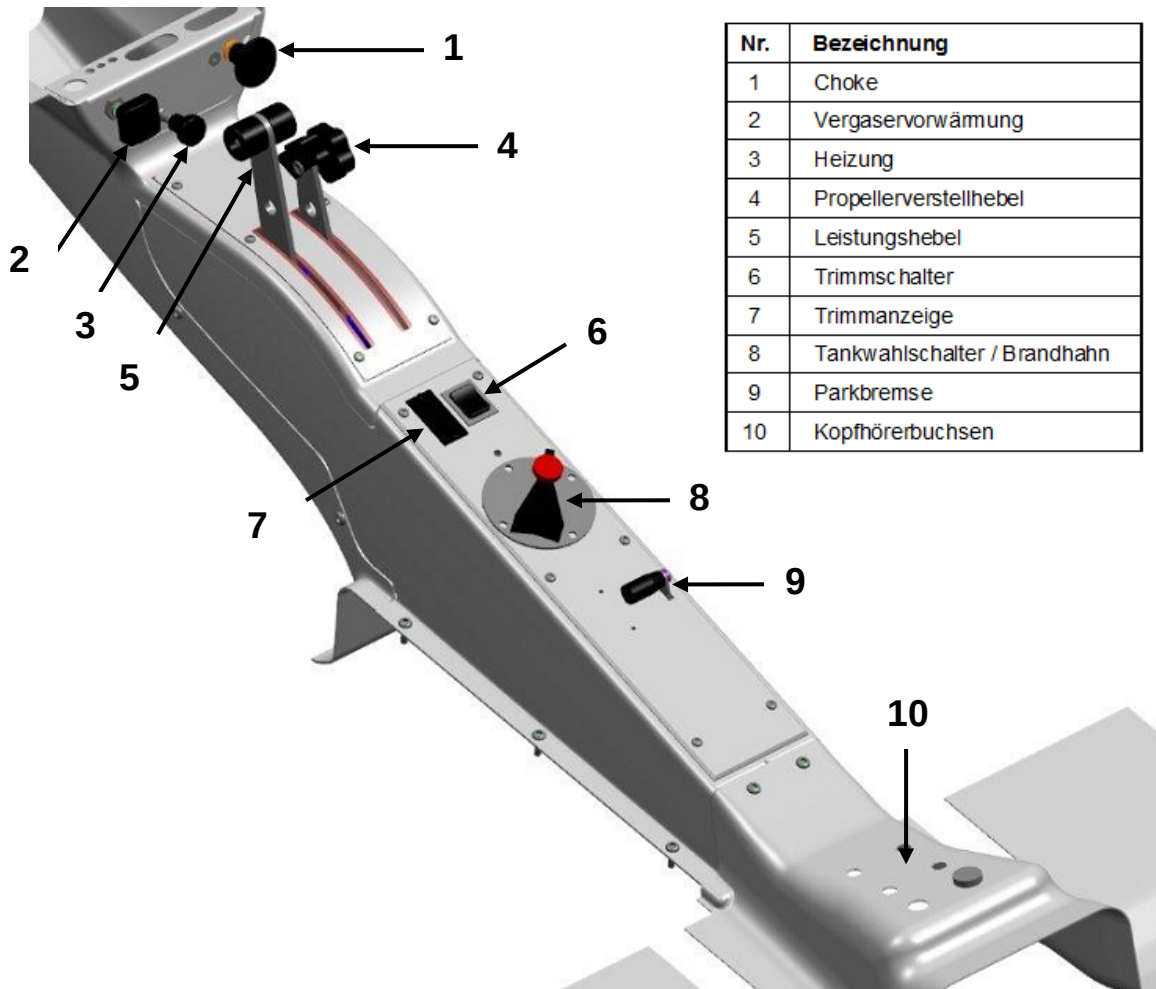
Angaben zur Mindestinstrumentierung des Flugzeuges, je nach Betriebsart, sind in Kapitel 2.12 enthalten.

Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung
1	GARMIN G500 / G500 TXi	5	Kraftstoffpumpe	9	Landelicht	13	Reserve	17	ELT	21	Glass Panel Engine Monitor MVP-50P-AQ
2	Künstlicher Horizont	6	Avionik	10	Instrumentenbel. (opt)	14	Landeklappenschalter	18	Nicht belegt		
3	Zündschalter	7	Pos.-Lichter	11	P/S Heat (opt.)	15	Kompass	19	COM/NAV/GPS	22	Sicherungsautomaten
4	ALT1/BAT	8	ACL	12	Reserve	16	Annunciator Panel	20	Transponder	23	Lüftungsdüsen

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7-8

7.7.1 Übersicht Bedienkonsole

Die Bedienelemente und Anzeigen sind ergonomisch günstig in der Bedienkonsole untergebracht und können von beiden Sitzen gut bedient und eingesehen werden.



7.7.2 Kabinenheizung

Der Zugknopf für das Öffnen und Schließen der Heizluftklappe befindet sich im vorderen Teil der Bedienkonsole.

Am vorderen Teil der Instrumentenbrettabdeckung wird die Warmluftzufuhr für die Raumheizung und die Scheibenenteisung aufgeteilt, so dass eine großflächige und schnelle Verteilung der Warmluft gewährleistet wird.

7.7.3 Kabinenbelüftung

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

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 9

7.7.4 Zusätzliche Beleuchtung (N/VFR)

Mit der Ausrüstung der AQUILA AT01-100 für N/VFR-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, Bedienhebel der Mittelkonsole und Schalter/Sicherungen

Als Notbeleuchtung muss für jeden Insassen eine bordnetzunabhängige und funktionstüchtige Handtaschenlampe vorhanden sein.

7.8 SITZE UND SICHERHEITSGURTE

Die aus Faserverbundmaterial gefertigten Sitze haben zur Erhöhung der passiven Sicherheit eine integrierte Sicherheitskopfstütze und strapazierfähige, herausnehmbare und energieabsorbierende Polsterungen.

Zur Sitzverstellung muss die unterstützende Öl-/Gasfeder durch Drücken eines Knopfgriffes, der sich unter der Sitzvorderkante an der Oberschenkelauflage befindet, entriegelt werden.

Beide Sitze sind mit vierteiligen Sicherheitsgurten mit zentralem Drehgurtschloss ausgestattet. Die Schultergurte besitzen eine Aufrollautomatik.

Zum Schließen des Gurtzeugs werden die Metallzungen der Gurte nacheinander bis zu Anschlag in die zugeordneten Taschen des Gurtschlusses eingeschoben.

Das Öffnen des Gurtzeugs erfolgt durch Drehen des Gurtschlusses im Uhrzeigersinn.

7.9 GEPÄCKRAUM

Die AQUILA AT01-100 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.

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 geschlossen sein.

Zur Sicherung der Ladung sind Ösen für Spanngurte um den Gepäckboden angeordnet. Geeignete Spanngurte können vom Flugzeughersteller bezogen werden. Kleinere Gepäckstücke sichert man vorzugsweise durch ein Gepäcknetz, das als Zubehör erhältlich ist.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 10

7.10 KABINENHAUBE

Die große nach vorn klappbare Kabinenhaube bietet ausgezeichnete Sichtverhältnisse nach allen Seiten, sowie einen ungehinderten Ein- und Ausstieg. Seitliche Schiebefenster dienen als zusätzliche Belüftungsmöglichkeit und als Notsichtfenster. Das Öffnen und Verriegeln der Haube erfolgt über einen linksseitig angebrachten Drehgriff im Haubenrahmen; die Bedienung wird durch eine Gasdruckfeder wirkungsvoll unterstützt.

7.11 FAHRWERK

Das gefederte Bugradfahrwerk ist mit dem Seitensteuer gekoppelt und erlaubt ein präzises Steuern beim Rollen am Boden. Die an zwei Stahlblattfedern aufgehängten Hauptfahrwerksräder sind mit Scheibenbremsen ausgerüstet.

Aufgrund des robusten Fahrwerks und der großen 5“ Räder an Haupt- und Bugfahrwerk ist die AQUILA AT01-100 für den Betrieb auf Grasgeländen sehr gut geeignet.

Wahlweise können vollverkleidete oder seitlich offene (Softfield) Radschuhe als Fahrwerksverkleidung verwendet werden.

7.11.1 Bugfahrwerk und Bugfahrwerkslenkung

Die AQUILA AT01-100 hat ein bremsenschonendes, direkt angesteuertes Bugfahrwerk.

Gute Federungs- und Dämpfungseigenschaften werden durch ein großzügig dimensioniertes Gummifederpaket gewährleistet.

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

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

7.11.2 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, die über Fußspitzenpedale der Seitensteuerung von beiden Sitzen aus betätigt werden können. Die Betätigung der linken und der rechten Radbremse erfolgt getrennt voneinander durch eigene Bremskreise.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 11

7.11.3 Parkbremse

Die Parkbremseinrichtung ist in der mittleren Bedienkonsole untergebracht und wirkt auf die Scheibenbremsen der Hauptfahrwerksräder.

Zur Betätigung wird der Parkbremshebel bei gleichzeitiger Betätigung der Fußspitzenbremsen bis zum Anschlag nach hinten gezogen. Nach Entlastung der Bremsen kann der Parkbremshebel in der gezogenen Stellung losgelassen werden.

Zum Lösen der Parkbremse wird der Parkbremshebel bis zum Anschlag nach vorne gedrückt.

7.11.4 Fahrwerksverkleidungen

Die AQUILA AT01-100 kann wahlweise mit vollverkleideten („Highspeed“), teilverkleideten („Softfield“) oder ohne Radverkleidungen betrieben werden. Diese Möglichkeiten sind miteinander kombinierbar. Dabei ist zu beachten, dass das rechte und linke Hauptrad gleichermaßen bestückt sein muss.

Bei den Vollverkleidungen ist darauf zu achten, dass sich in dem hinteren Bereich kein Dreck oder Schnee ansammeln kann.

ANMERKUNG

Bei Flügen ohne Radverkleidungen besteht die Gefahr einer unkontrollierten Verschmutzung und ggf. Steinschlag. Dies kann zu ungeplanten und aufwendigen Wartungsmaßnahmen führen.

ANMERKUNG

Flüge ohne Radverkleidungen oder mit Softfield-Radverkleidungen vermindern die Flugleistungen bis zu 10%.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 12

7.12 TRIEBWERK UND PROPELLER

7.12.1 Motor

Der ROTAX 912S ist ein Vierzylinder-Viertakt-Boxermotor mit flüssigkeitsgekühlten Zylinderköpfen, luftgekühlten Zylindern, kontaktloser Magnet-Kondensator-Doppelzündung, 2 CD-Vergasern, mechanischer Kraftstoffpumpe, Untersetzungsgetriebe, integriertem Wechselstromgenerator (**ALT 2**), Alternator (**ALT 1**) als Anbauteil sowie einer hydraulischen Constant Speed Propeller-Regelanlage.

Untersetzungsverhältnis:	2,43 : 1	
Hubraum:	1352	cm ³
Startleistung (5 Minuten):	73,5	kW
bei maximaler Startdrehzahl:	2385	U/min
Dauerleistung (MCP):	69,0	kW
bei Dauerdrehzahl:	2260	U/min

Weitere Angaben zum Motor sind dem Motorbetriebshandbuch zu entnehmen.

ANMERKUNG

*In der Betriebsart Nachtflug (N/VFR) wird zusätzlich zum externen Alternator (**ALT 1**), der integrierte Wechselstromgenerator (**ALT 2**) in Betrieb genommen.*

7.12.2 Propeller

Hydraulisch geregelter 2-Blatt Constant Speed Propeller in Holz-Composite-Bauweise

Hersteller:	mt-Propeller
Typ:	MTV-21-A/170-05
Constant Speed Verstellung	
Durchmesser:	170 cm

Die Propellerblätter sind mit Faserverbundkunststoffmaterial ummantelt und an der Vorderkante mit einem Steinschlagschutz aus Edelstahl sowie im nabennahen Bereich mit einer Schutzfolienbeschichtung ausgerüstet.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 13

7.12.3 Leistungshebel und Propellerverstellhebel

Der schwarze Leistungs- und der blaue Propellerverstellhebel befinden sich auf der Bedienkonsole.

Mit dem Leistungshebel wird der Ladedruck (Manifold Pressure = MP) vorgegeben:

Leistungshebel vorne:	Vollgas (hoher Ladedruck)
Leistungshebel hinten:	Leerlauf (niedriger Ladedruck)

Mit dem Propellerverstellhebel wird die Steigung des Propellers eingestellt:

Propellerverstellhebel vorne:	kleine Steigung (hohe Drehzahl)
Propellerverstellhebel hinten:	große Steigung (niedrige Drehzahl)

Für die volle Motorleistung (max. Ladedruck) werden der Leistungshebel und der Propellerverstellhebel bis zum vorderen Anschlag geschoben.

Im Steig- und im Reiseflug sollte der Ladedruck (Leistungshebel) und die Propellersteigung (Propellerverstellhebel) aufeinander abgestimmt werden, gemäß Kapitel 5 des vorliegenden Flughandbuches und dem Betriebshandbuch für ROTAX 912S.

Für den Landeanflug wird zur Verbesserung der Schubleistung im Falle eines Durchstartmanövers und zur Erhöhung des Widerstands, die Luftschraube im Leerlauf ebenfalls auf eine kleine Steigung eingestellt, d.h. bei zurückgezogenem Leistungshebel steht der Propellerverstellhebel vorne.

Die Verstellung der Blätter erfolgt über einen hydraulischen Propellerregler, der gegen Federkraft die Blattsteigung erhöht. Die ölhydraulische 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 einer Leistungseinstellung bis zur maximalen Drehzahl möglich ist.

WICHTIGER HINWEIS

Bei Ausfall des Propellerverstellreglers (Governor) verhält sich der Propeller wie ein starrer Propeller. Der Ladedruck ist so einzustellen, dass die maximal erlaubte Drehzahl nicht überschritten wird.

Der Propeller besitzt keine Segelstellung !

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 14

7.12.4 Choke

Der Betätigungszugknopf befindet sich rechts neben den Bedienknöpfen der Vergaservorwärmung und der Kabinenheizung im vorderen Bereich der Bedienkonsole.

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

7.12.5 Vergaservorwärmung

Der Betätigungszugknopf befindet sich links neben den Bedienknöpfen des Chokes und der Kabinenheizung im vorderen Bereich der Bedienkonsole.

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

Eine Vergasertemperaturanzeige mit markiertem Vorsichtsbereich ist als zusätzliche Ausrüstung optional beim Hersteller erhältlich.

Die Funktionsüberprüfung der Vergaservorwärmung gehört zu jeder Vorflugkontrolle.

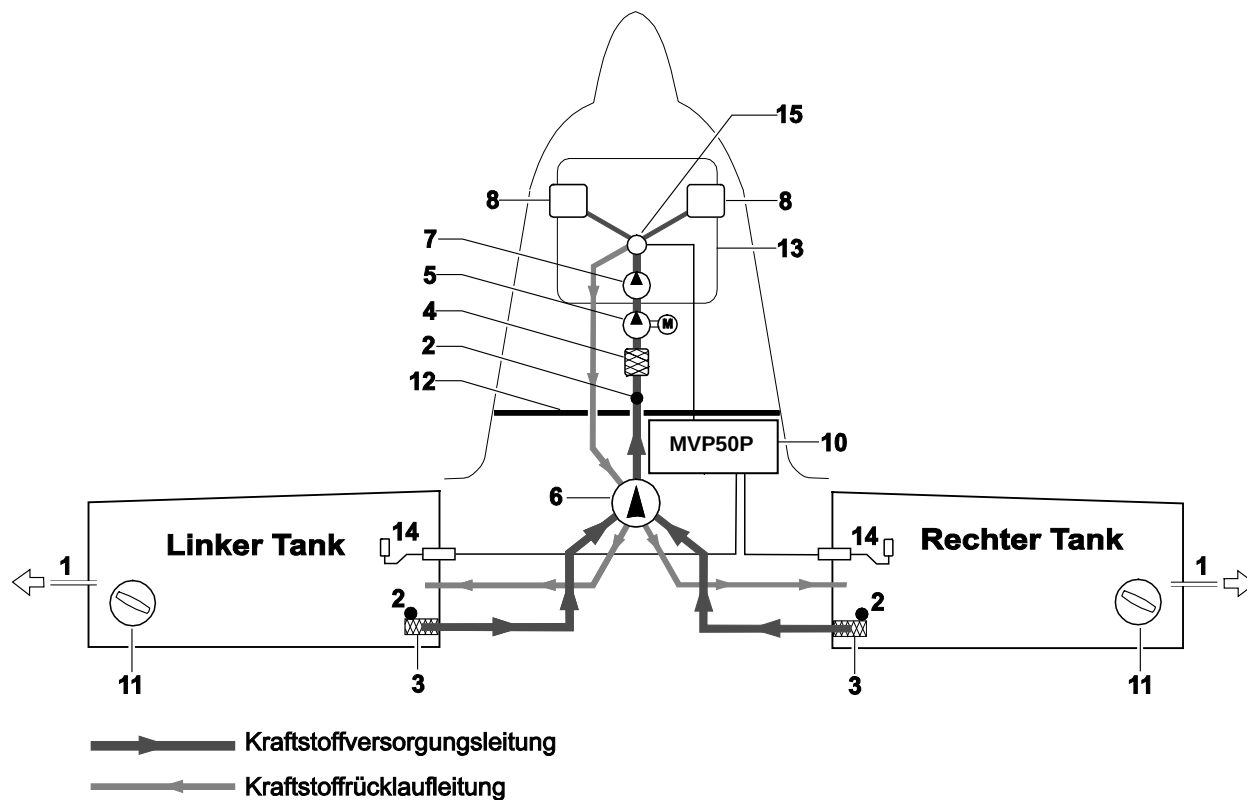
ANMERKUNG

Die eingeschaltete Vergaservorwärmung mindert die Motorleistung und muss nach den allgemein üblichen Regeln und Verfahren eingesetzt werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 15

7.13 TREIBSTOFFSYSTEM

7.13.1 Übersicht



- | | | | |
|----|---------------------------------|----|----------------------------|
| 1 | Entlüftung zum Winglet | 8 | Vergaser |
| 2 | Drain-Ventil | 9 | nicht belegt |
| 3 | Grobfilter | 10 | Glass Panel Engine Monitor |
| 4 | Feinfilter | 11 | Tankeinfüllöffnung |
| 5 | Elektrische Pumpe | 12 | Brandspant |
| 6 | Tankwahlschalter / Brandhahn | 13 | Motor |
| 7 | Mechanische Pumpe | 14 | Füllstandgeber |
| 15 | Kraftstoffverteiler motorseitig | | |

Abbildung Treibstoffsystem

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 16

7.13.2 Tank

Der Tragflügel ist beidseitig mit je einem Integraltank ausgerüstet. An jedem Kraftstoffauslass befindet sich ein grober Kraftstofffilter (grobmaschiger Fingerfilter). Die Tankdeckel sind abschließbar.

In den Tanks ist jeweils an der tiefsten Stelle ein manuell zu betätigendes Drainageventil eingebaut. Ein weiteres Drainageventil ist am Brandspant positioniert. Es kann ohne Demontage bedient werden.

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

Die Treibstoffversorgung erfolgt durch eine motorseitig integrierte, mechanische Treibstoffpumpe mit eingebautem Feinsiebfilter und einer weiteren zuschaltbaren elektrischen Hilfspumpe.

Die elektrische Hilfspumpe wird durch einen Kippschalter im Instrumentenbrett mit der Aufschrift **Kraftstoffpumpe** ein- und ausgeschaltet und muss bei Start und Landung zur Erhöhung der Sicherheit, im Falle zu geringen Treibstoffdruckes und in kritischen Flugphasen, eingeschaltet werden.

Zu geringer Treibstoffdruck in den Zuleitungen der Vergaser (unter 0,15 bar bzw. 2,2 psi) wird durch einen Drucksensor erfasst und durch das MVP-50P-AQ angezeigt. Bei zu geringem Treibstoffdruck muss die elektrische Treibstoffpumpe zugeschaltet werden.

ANMERKUNG

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

Die Entlüftung der Tanks erfolgt durch Rohrleitungen, die an den Winglets in den freien Luftstrom geführt werden.

7.13.3 Tankwahlschalter / Brandhahn

Der Tankwahlschalter befindet sich griffgünstig im Blickfeld des Piloten und Copiloten auf der Bedienkonsole.

Die drei möglichen Schaltstellungen LEFT / RIGHT und OFF werden durch Drehen des roten, pfeilförmigen Handhebels eingestellt und sind selbstzentrierend. Die Pfeilspitze zeigt zur gewählten Schaltstellung.

In den beiden Betriebsstellungen LEFT / RIGHT sind die Vor- und die Rücklaufleitungen des jeweils geschalteten Tanks am Umschaltventil geöffnet, während die Leitungen des nicht genutzten Tanks gesperrt sind.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 17

Es wird empfohlen, die Füllstände der Tanks auf etwa gleichem Niveau zu halten.

ANMERKUNG

Empfehlung: das Umschalten von einem auf den anderen Tank sollte in max. 60 Minuten Abständen erfolgen.

Der Tankwahlschalter hat die Funktion eines Absperr-/Wegeventiles für das Absperrren der Kraftstoffzufuhr und dient in der Stellung OFF gleichzeitig als Brandhahn.

Die Stellung OFF ist nur bei gleichzeitigem ZIEHEN des Rastungsknopfes und DREHEN des Schalters einstellbar. Dabei werden die Vor- und Rücklaufleitungen beider Tanks gesperrt.

7.13.4 Tankanzeige

Als Tankgeber wird ein wartungsfreundliches Schwimmersystem eingesetzt. Der Schwimmer befindet sich direkt über der Kraftstoffentnahmestelle. Die Anzeige ist abhängig von der Fluglage und alle Füllstände über $\frac{3}{4}$ werden aufgrund der V-Stellung des Tragflügels als VOLL angezeigt.

Zusätzlich wird ein Prüfstab mit Markierungen für den Füllstand geliefert. Der Prüfstab ist bei möglichst horizontaler Flugzeugausrichtung am Tankeinfüllstutzen 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 Füllstand ermittelt und eine Überprüfung der elektrischen Anzeigen durch Vergleichen vorgenommen werden.

Der Prüfstab ist stets als Ausrüstungsgegenstand an der Innenseite der Gepäckraumklappe mitzuführen.

WICHTIGER HINWEIS

Die Tankanzeigen 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.

ANMERKUNG

Die Funktionen des G500 / G500 TXi / MVP-50 zu Gesamtkraftstoffmenge, Verbrauch und Restkraftstoff sind lediglich zusätzliche Informationen und müssen vom Piloten überprüft werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 18

7.14 ELEKTRISCHE ANLAGE

Das Bordnetz der AT01-100 ist ein 12 Volt Gleichstromsystem, das von einem Alternator und einer Batterie gespeist wird. Die Steuerung der elektrischen Verbraucher erfolgt über Kippschalter an der linken unteren Instrumentenbrettseite, wenn der Doppelschalter **ALT1/BAT** 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.

7.14.1 Stromversorgung und Batteriesystem

Eine 12 Volt Bleibatterie (Kapazität je nach Ausrüstungsstand) ist über eine 50 Ampere Hauptsicherung und den Schalter **ALT1 / BAT** an das Bordnetz angeschlossen. Bei Motorbetrieb wird die Batterie von einem 40 Ampere Alternator mit integriertem Regler über die Sicherung **ALT 1** (50 Ampere) geladen. Der Antrieb des luftgekühlten Alternators erfolgt über einen untersetzten Keilriementrieb durch die Propellerwelle.

Die Ausrüstung zum Nachtflugbetrieb erfordert einen zusätzlichen Alternator, der über die Sicherung **ALT 2** abgesichert ist. Hierbei wird der integrierte Wechselstromgenerator (Alternator) des Rotax 912S verwendet. Bei N/VFR und D/VFR sind immer beide Alternatoren in Betrieb.

Eine Störung im Regler des Alternators wird durch das Aufleuchten der roten Warnleuchte **ALT 1** im Annunciatorpanel angezeigt. Die Überwachung des Ladestromes der Batterie erfolgt über das Amperemeter im MVP-50P-AQ. Die Höhe der Bordspannung wird ebenfalls im MVP-50P-AQ angezeigt. Im Notfall ist eine intakte und aufgeladene Batterie in der Lage, die unbedingt notwendigen Verbraucher mindestens 30 Minuten mit Strom zu versorgen.

7.14.2 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.

Mit den Schaltstellungen „R“ und „L“ wird jeweils einer der beiden Zündkreise zur Zündkreisüberprüfung abgeschaltet, in der Schaltstellung BOTH sind beide Zündkreise aktiv. Durch Weiterdrehen in die Stellung „START“ wird der elektrische Anlasser für den Motor aktiviert und beim Loslassen des Schlüssels wieder deaktiviert.

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-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 19

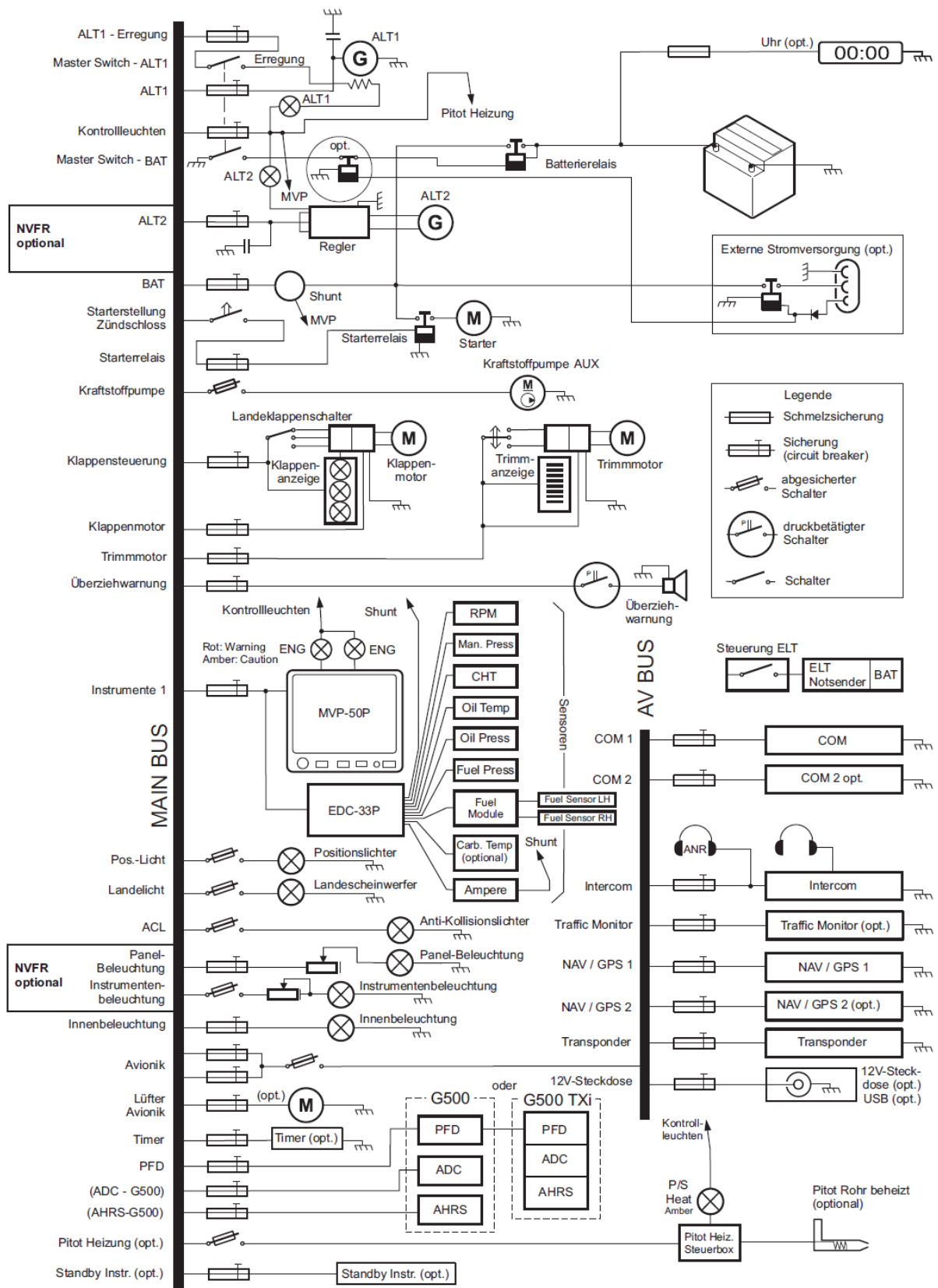


Abb.: Blockschaltbild Elektrik

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 20

7.14.3 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 Hauptschalter **Avionik** sowie separate Sicherungsautomaten abgesichert und mit Bordspannung versorgt.

Geräte, die während des Betriebs öfter bedient werden müssen (Kraftstoffpumpe, ACL, etc.), sind jeweils mit einem eigenen Kippschalter mit Sicherungsfunktion ausgestattet.

Die Beleuchtung in der Instrumentenbrettabdeckung ist über die Sicherung **Instr.-Brett Beleuchtung** abgesichert und wird über den Drehknopf der Dimmeinheit eingeschaltet bzw. gedimmt. Der Drehknopf der Dimmeinheit befindet sich im oberen rechten Teil des Instrumentenpanels.

Die Beleuchtung der einzelnen Instrumente sowie der Postlights wird mit dem Schalter **Instrumentenbeleuchtung** eingeschaltet und ist über einen Dual-Dimmer getrennt dimmbar.

Die am Überrollbügel angebrachte und Beleuchtung ist über die Sicherung **Innenbeleuchtung** abgesichert.

7.15 GLASS PANEL ENGINE MONITOR MVP-50P-AQ

Das MVP-50P-AQ zeigt folgende Daten an:

1	Propeller-Drehzahl	10	Bordspannung
2	Vergaserunterdruck	11	Lade- / Entladestrom Batterie
3	Öltemperatur	12	Uhrzeit
4	Öldruck	13	Up / DownTimer
5	Zylinderkopftemperatur	14	Flugzeit
6	Füllstand in jedem Tank	15	Motorbetriebsstunden
7	Gesamtfüllstand	16	Schwerpunktabschätzung
8	Kraftstoffdruck	17	Aussentemperatur (optional)
9	Vergasertemperatur		

Die Tasten des MVP-50P-AQ Systems haben folgende Funktionen:

Select bewegt den Cursor, wählt Funktionen und ändert Daten oder Werte.

Exit Beendet die Auswahl eines Feldes oder kehrt zur übergeordneten Bildschirmanzeige zurück.

Screens Wechselt zwischen den verschiedenen Bildschirmanzeigen.

Menu zeigt ein Untermenü (falls verfügbar) für den angezeigten Bildschirm.

Weitere Einzelheiten sind dem Electronics International Inc., Glass Panel Engine Monitor MVP-50P-AQ Operating Instructions zu entnehmen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 21

7.15.1 Triebwerküberwachungsinstrumente

Für Propellerdrehzahl, Vergaserunterdruck, Zylinderkopftemperatur, Öltemperatur, Kraftstoffdruck, Öldruck, Vergasertemperatur und die Tankanzeige gilt:

Daten oder Werte in GRÜN zeigen, dass sie innerhalb des normalen Betriebsbereiches liegen, bei GELB liegen sie im Vorsichtsbereich und bei ROT über- oder unterschreiten sie die Betriebsgrenzen.

Wird ein gelber oder roter Betriebsbereich erreicht, blinken die betroffenen Daten oder Werte auf dem Display in der entsprechende Farbe. Zusätzlich leuchtet die gelbe bzw. rote Warnleuchte **ENG** im Annunciatorpanel. Das Drücken irgendeines Schalters auf dem MVP-50P-AQ stoppt das Blinken und der Alarm wird bestätigt.

7.15.2 Volt- und Amperemeter

Das Voltmeter zeigt den Spannungszustand im Stromnetz bzw. der Stromquelle an.

Das Amperemeter zeigt den Stromfluss zwischen der Batterie und dem Stromnetz an. Wird die Batterie geladen erscheinen die Ampere-Werte in GRÜN, wird sie entladen in GELB. Versorgt die Batterie das elektrische System des Flugzeuges, so erscheinen GELBE Werte. Bei normalem Motorbetrieb ist eine solche Anzeige ein Anzeichen für die Fehlfunktion des Alternators.

7.16 ANNUNCIATOR PANEL

Die Warnleuchten **ALT 1**, **ALT 2**, **ENG** (GELB), **ENG** (ROT) sowie **P/S-HEAT** (optional) und der Testschalter **TEST** sind in dem Annunciator Panel integriert.

7.16.1 Warnleuchte ALT 1 und ALT 2

Die roten Warnleuchten **ALT 1** und **ALT 2** sind bei Normalbetrieb AUS.

Die Warnleuchten leuchten ROT nur bei:

- ⇒ Ausfall der Alternatoren (der jeweilige Alternator liefert keinen Strom)

Nach Ausfall eines Alternators verbleibt als Stromquelle für die Verbraucher der jeweils andere Alternator und 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-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 22

7.16.2 Warnleuchte ENG (GELB / ROT)

Die Warnleuchte **ENG** (GELB) erscheint, sobald sich ein Wert im MVP-50P-AQ im Vorsichtsbereich befindet. Mit der Taste EXIT wird die Warnung bestätigt und die Leuchte erlischt.

Die Warnleuchte **ENG** (ROT) erscheint beim Über- oder Unterschreiten einer Betriebsgrenze und ist nicht rückstellbar:

7.16.3 Warnleuchte P/S-HEAT

Siehe 7.18.1

7.17 EXTERNE STARTHILFE (optional)

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 Serviceklappe 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. Dabei wird die Bordbatterie, solange die Spannung an der Außenbordsteckdose anliegt, über ein weiteres Relais vom Bordnetz getrennt, um ein unkontrolliertes Be- oder Entladen der Bordbatterie zu verhindern.

WARNUNG

Bei Verwendung der externen Starthilfe ist darauf zu achten, dass sich Personen und Kabelverbindungen 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.
- Schalter **ALT1 / BAT** 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-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 23

7.18 STAU- UND STATIKDRUCKSYSTEM

In der Unterschale des linken Tragflügels befindet sich eine Prandtl-Sonde, die über zwei getrennte Schlauchanschlüsse den Gesamtdruck und über 6 auf den Durchmesser verteilte Schlitze den statischen Druck liefert. Über Schläuche werden die Drücke durch den Flügel zur Flügelmitte geführt. Dort befinden sich Wasserabscheider und Trennstellen für die Demontage des Flügels.

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

ANMERKUNG

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.

7.18.1 Pitotrohr-Heizung (optional)

Ein elektrisch beheiztes Pitotrohr (Prandtlsonde) ist optional erhältlich. Die Heizung wird durch den Schalter **P/S-Heat** eingeschaltet.

Die Anbauposition und Befestigungsmaße sind identisch mit der unbeheizten Prandtlsonde, die Temperaturregelung erfolgt automatisch.

Funktion:

Die Warnleuchte **P/S-Heat** leuchtet, wenn:

- ⇒ Schalter **P/S-Heat** auf AUS oder
- ⇒ Pitotrohr-Heizung defekt

WICHTIGER HINWEIS

*Das Flugzeug ist trotz Einrüstung eines beheizten Pitotrohrs **nicht** für Flüge unter Vereisungsbedingungen zugelassen
Schalter **P/S-Heat** auf AUS, wenn OAT größer +15°C.*

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 24

7.19 ÜBERZIEHWARNUNG

Das Unterschreiten der Überziehgeschwindigkeit in allen Landeklappenstellungen wird mindestens 5 kts vorher durch einen lauten Signalton angezeigt.

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

ANMERKUNG

Die Überziehwarnung (Metallplättchen an der Flügelvorderkante) ist empfindlich gegenüber mechanischer Belastung.

7.20 COM / NAV

Im Mittelteil des Instrumentenbrettes sind je nach Ausstattung COM- / NAV-Geräte und Transponder 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 Kopfhörer vorgesehen.

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

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 25



[absichtlich freigelassen]

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-245	A.06	A.05 (01.06.2018)	25.05.2020	7 - 26

ABSCHNITT 8

HANDHABUNG 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	8-3
8.4.3	Verankern am Boden	8-4
8.4.4	Aufbocken	8-4
8.5	REINIGUNG UND PFLEGE	8-5
8.5.1	Lackoberflächen	8-5
8.5.2	Kabinenhaube	8-6
8.5.3	Propeller	8-6
8.5.4	Motor	8-6
8.5.5	Innenraum, Sitze und Teppiche /Verkleidung	8-6

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-103	A.09	A.02 (15.10.2013)	03.03.2021	8 - 1

8.1 EINFÜHRUNG

In Abschnitt 8 werden die Verfahren zur korrekten Handhabung des Luftfahrzeuges 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

Die erforderlichen Kontroll- und Wartungsmaßnahmen sind dem Wartungshandbuch (Dokumentennummer MM-AT01-1020-110), dem Betriebshandbuch ROTAX 912 Serie und der Betriebs- und Einbauanweisung des Propellers zu entnehmen.

WICHTIGER HINWEIS

Wird der Motor hauptsächlich mit AVGAS 100LL betrieben (mehr als 30hrs pro 100hrs), ist das vorgeschriebene Ölwechselintervall auf 50 Stunden zu reduzieren.

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 zu beachten.

Bei Schäden am Flugzeug, deren Ursache unbekannt oder unklar ist, und vor großen Reparaturen wird empfohlen, den Hersteller zu kontaktieren.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.02 (15.10.2013)	03.03.2021	8 - 2

8.4 HANDHABUNG AM BODEN

8.4.1 Rangieren und Schleppen am Boden

8.4.1.1 Flugzeug vorwärts von Hand ziehen

Das Flugzeug kann auf festem, ebenem Untergrund einfach und sicher von einer Person mit einer am Bugrad eingehängten Schleppgabel gezogen und gesteuert werden.

WICHTIGER HINWEIS

Beim Abstellen des Flugzeuges sollte die Zuggabel grundsätzlich ausgehängt und beiseite gelegt werden!

8.4.1.2 Flugzeug rückwärts schieben

Das Rückwärtsschieben erfolgt ebenfalls vorzugsweise mit eingehängter Schleppgabel. Zur Unterstützung kann zusätzlich an der Wurzel des Propellers (direkt neben dem Spinner) geschoben werden. Hilfspersonen schieben möglichst rumpfnah an der Flügelnahe.

8.4.1.3 Flugzeug auf engem Raum drehen

Zum Drehen des Flugzeuges wird der Leitwerkträger am Übergang zur Seitenflosse heruntergedrückt und somit das Bugrad vollständig entlastet.

WICHTIGER HINWEIS

- 1) *Nie am Spinner oder an der Höhenflosse ziehen, heben oder drücken !*
- 2) *Nicht an den Ruder- und Klappenflächen schieben oder anheben !*

8.4.2 Parken

Beim Kurzzeitparken sollte das Flugzeug gegen den Wind ausgerichtet, die Landeklappen eingefahren, die Parkbremse angezogen und die Räder mit Bremsklötzen gesichert werden.

Bei längerem Parken im Freien und unvorhersehbaren Wetterverhältnissen sollte das Flugzeug zusätzlich gemäß Abschnitt 8.4.3 verankert werden.

Der Staurohrschutz und die Abdeckung der Überziehwarnung sollten angebracht, das Cockpit und die Motorraumöffnungen verschlossen werden. Des Weiteren ist der Steuerknüppel zur Vermeidung von Beschädigungen zu arretieren, indem 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.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.02 (15.10.2013)	03.03.2021	8 - 3

WICHTIGER HINWEIS

*Temperaturen im Cockpit über 50°C 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 Rumpfhecks 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 mit Klebeband verschlossen werden.

8.4.4 Aufbocken

Zum Aufbocken des Luftfahrzeuges sind zwei kegelförmige Aufbockpunkte unter den rumpfseitigen Wurzelrippen vorgesehen. Als Rumpfheckstütze 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 Rumpfheck erfolgen. Für das Einhängen eines Gewichts ist die Querbohrung der Spornflosse geeignet.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.02 (15.10.2013)	03.03.2021	8 - 4

8.5 REINIGUNG UND PFLEGE

WICHTIGER HINWEIS

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

Die Überziehwarnung (Metallplättchen an der Flügelvorderkante) ist empfindlich gegenüber übermäßigem Spritzwasser. Dies ist beim Reinigen des Flugzeuges besonders zu beachten !

8.5.1 Lackoberflächen

Um die guten Flugeigenschaften und Leistungen zu erhalten, ist eine unbeschädigte und saubere Oberfläche wichtig. Es wird daher dringend empfohlen, das Flugzeug und im Besonderen die Profilvorderbereiche regelmäßig zu reinigen.

8.5.1.1 Waschen

Die 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 der Abtrag der Wachsschutz-schicht begünstigt wird.

Die Beseitigung von Öl- und Fettanhaftungen kann mit einer Spur Reinigungsbenzin auf sauberem Lappen vorgenommen werden. Bewährt haben sich hierfür auch handels-übliche 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 Autohartwachses** zu versiegeln.

WICHTIGER HINWEIS

Es dürfen nur silikonfreie Reinigungs- und Poliermittel verwendet werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.02 (15.10.2013)	03.03.2021	8 - 5

8.5.2 Kabinenhaube

Das Acrylglas der Kabinenhaube kann leicht verkratzen; daher gelten für die Reinigung die gleichen Grundsätze wie bei den lackierten Flächen. Es sollte mit viel Wasser, einem weichen, sauberen Schwamm und einem 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.

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 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 fusseleindes, leicht befeuchtetes Tuch.

Die Anzeigeeinstrumente können mit einem trockenen, weichen Tuch gesäubert werden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.02 (15.10.2013)	03.03.2021	8 - 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 eines STC modifiziert, liegt es im Verantwortungsbereich des Halters des Flugzeuges, dass die jeweilige Ergänzung in das Handbuch eingefügt und in den Index aufgenommen wird.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.08 (25.05.2020)	03.03.2021	9 – 1

9.2 INDEX DER ERGÄNZUNGEN

Kennzeichen: D-ELFH

Werknummer: AT01- 100C - 309

Ergänzung Nr.	Titel	eingebaut
AS-00	Winterbetrieb	variabel
AS-01	Nacht VFR (AT01-100A)	
AS-02	ASPEN MFD	
AS-03*	ASPEN PFD (AT01-100A)	
AS-04	FLYMAP	
AS-05	Nacht VFR (AT01-100B)	
AS-06	Nacht VFR (AT01-100C)	X
AS-07	Garmin SL 40	
AS-08	Garmin GTX 330 / 328	X
AS-09*	Garmin GTN 650(Xi)	X
AS-10	Garmin GMA 350(c)	X
AS-11	ELT – Kannad 406	X
AS-12	Garrecht TRX 1500	X
AS-13	Garrecht TRX 2000	
AS-14	Trig TT22	
AS-15	Garmin SL 30	
AS-16	ADF – KR 87	
AS-17	Garmin GTR 225/225A/225B	
AS-18	Garmin GNC 255A/255B	
AS-19	Garmin GMA 340	
AS-20	Garmin GNS 430	
AS-21	Garmin GTX 335 / 345	
AS-22	Garmin G5 Stby AI	
AS-23	Garmin G5 AI / HSI (AT01-100A)	
AS-24	Traffic Sensor AT-1	
AS-25	Garmin G3X PFD/MFD/EIS (AT01-100A)	
AS-26	Sandia SAI340A / Bendix King KI300	
AS-27	Autopilot (beschränkt) Garmin GFC500 (AT01-100B&C)	

ANMERKUNG

Für die mit einem * gekennzeichneten Anhänge werden die Software-Updates über eine Service Information (SI) (www.aquila-aviation.de) freigegeben.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-103	A.09	A.08 (25.05.2020)	03.03.2021	9 – 2

	FLUGHANDBUCH AQUILA AT01-100	FHB-ERGÄNZUNG AS-00
---	---------------------------------	------------------------

ABSCHNITT 9

FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AS-00

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 A.03 of AFM Supplement AS-00 ref. FM-AT01-1010-239 is approved under the authority of DOA ref. EASA.21J.025.

Revision A.03 der FHB Ergänzung AS-00 ref. FM-AT01-1010-239 ist vom Entwicklungsbetrieb mit DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.

26.06.17  
Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-239	A.03	A.02 (13.04.2015)	26.06.2017	AS-00-1

0.1 Liste der Ausgaben und Änderungen

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Seiten	Datum d. Ausgabe
A.01	Erstausgabe	Alle	08.04.2014
A.02	externe Triebwerksvorwärmung Fa. Horn	Alle	13.04.2015
A.03	vergr. Kühlerabdeckung „Schweiz“	Alle	26.06.2017

0.2 Liste der gültigen Seiten

Seite	Ausgabe	Datum
1 - 5	A.03	26.06.2017

Seite	Ausgabe	Datum

0.3 Inhaltsverzeichnis

1. ALLGEMEINES	3
2. BETRIEBSGRENZEN	3
3. NOTVERFAHREN	3
4. NORMALVERFAHREN	4
5. FLUGLEISTUNG	4
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	4
7. SYSTEMBESCHREIBUNG	4
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	5

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-239	A.03	A.02 (13.04.2015)	26.06.2017	AS-00-2

1. ALLGEMEINES

1.1 Kühlerabdeckung

Bei Außentemperaturen kleiner +10°C (50°F) am Startplatz (GND) kann die angeströmte Oberfläche von Öl- und Wasserkühler durch Anbringen der Kühlerabdeckung verringert werden. Hierfür muss auf der Kühlerabdeckung folgendes Hinweisschild angebracht sein:



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 auf der Kühlerabdeckung angebracht sein:



1.2 externe Triebwerksvorwärmung Fa. Horn GmbH

Um den Verschleiß durch Kaltstart des Triebwerks zu minimieren, kann ein externes Vorwärmssystem 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 Herstellervorgaben maßgeblich.

2. BETRIEBSGRENZEN

2.1 Kühlerabdeckung

Die maximal nachgewiesene Außentemperatur für den Start mit installierter Kühlerabdeckung beträgt +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 Veränderung gegenüber dem Basishandbuch

3. NOTVERFAHREN

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-239	A.03	A.02 (13.04.2015)	26.06.2017	AS-00-3

	FLUGHANDBUCH AQUILA AT01-100	FHB-ERGÄNZUNG AS-00
---	---------------------------------	------------------------

4. NORMALVERFAHREN

4.1 Kühlerabdeckung

Erweiterung des Kontrollpunkts 6d) im Kapitel 4.3 B) „Außenkontrolle“ im Flughandbuch:

Kühlereinlauf:

- prüfen, ob frei von Verschmutzung und ggf. Entfernen oder Montage der Kühlerabdeckung gemäß Außentemperatur am Boden des Startplatzes

4.2 externe Triebwerksvorwärmung Fa. Horn GmbH

Erweiterung des Kontrollpunkts 2. im Kapitel 4.4 „Vorflugkontrolle“ im Flughandbuch:

- Schleppstange und Stromversorgung ext. TW-Vorwärmung.....entfernt?

5. FLUGLEISTUNG

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

6.1 Kühlerabdeckung

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch

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. SYSTEMBESCHREIBUNG

7.1 Kühlerabdeckung

Die Kühlerabdeckung besteht aus einem Composite-Winkelstück, das mit zwei Schnellverschlüssen in der unteren Cowling direkt vor der Kühlereinheit befestigt wird.

Die effektive Leistung der Kühlgruppe 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:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-239	A.03	A.02 (13.04.2015)	26.06.2017	AS-00-4

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

8.1 Kühlerabdeckung

Bei Nichtgebrauch sollte die Kühlerabdeckung durch Lösen der zwei Schnellverschlüsse von der Cowling entfernt und im Gepäckraum verstaut 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. 120567):

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-Metallregler 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:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-239	A.03	A.02 (13.04.2015)	26.06.2017	AS-00-5

ABSCHNITT 9**FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AS-06****VFR-TAG und VFR-NACHT Betrieb****Garmin G500 / G500 TXi, MVP-50P-AQ**

Für den Tag- und Nacht-VFR Betrieb der AQUILA AT01-100C, ist diese FHB-Ergänzung anwendbar und muss in den Abschnitt 9 des Flughandbuchs aufgenommen werden.

Die Abschnitte 1, 2, 3, 4 und 7 des Basishandbuchs sind vollständig durch die Abschnitte 1, 2, 3, 4 und 7 dieser Flughandbuchergänzung auszutauschen.

Informationen dieser FHB-Ergänzung ersetzen diejenigen des Basishandbuchs.

The technical content of this document is approved under the authority of the DOA ref.
EASA.21J.025.

Der technische Inhalt dieses Dokuments ist vom Entwicklungsbetrieb mit der DOA ref. EASA.21J.025
zugelassen.

03.03.21

Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	AS-06 - 1

0.1 LISTE DER AUSGABEN UND ÄNDERUNGEN

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Seiten	Datum d. Ausgabe
A.01	Erstausgabe	Alle	28.05.2013
A.02	Redaktionelle Änderungen	Alle	15.10.2013
A.03	Ergänzung der Normalflugverfahren	4-1 bis 4-20	19.10.2015
A.04	Kleine Änderungen	Kap. 2, 3, 7	26.06.2017
A.05	G500TXi, G5 Stby AI	Alle	01.06.2018
A.06	Redaktionelle Änderungen	Alle	25.05.2020
A.07	Redaktionelle Änderungen	Kap. 2, 4	03.03.2021

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

Seite	Ausgabe	Datum
1-1 bis 1-12	A.06	25.05.2020
2-1 bis 2-10	A.07	03.03.2021
3-1 bis 3-22	A.06	25.05.2020
4-1 bis 4-20	A.07	03.03.2021
7-1 bis 7-26	A.06	25.05.2020

Seite	Ausgabe	Datum

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

Abschnitt 1	Allgemeines	Seite 1 - 12
Abschnitt 2	Betriebsgrenzen	Seite 2 - 10
Abschnitt 3	Notverfahren	Seite 3 - 22
Abschnitt 4	Normalflugverfahren	Seite 4 - 20
Abschnitt 7	Flugzeugbeschreibung	Seite 7 - 26

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-245	A.07	A.06 (25.05.2020)	03.03.2021	AS-06 - 2

ABSCHNITT 9

FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AS-08

Mode S Transponder GARMIN GTX 328 / GTX 330



Wird ein GARMIN GTX 328 oder GTX 330 Mode S Transponder in das Flugzeug AQUILA AT01-100 eingebaut, ist diese FHB-Ergänzung anwendbar und muss in den Abschnitt 9 des Flughandbuches aufgenommen werden. Informationen dieser FHB-Ergänzung ergänzen oder ersetzen ggf. diejenigen des Basis-Flughandbuches.

Revision A.02 of AFM Supplement AS-08 ref. FM-AT01-1010-247 is approved under the authority of DOA ref. EASA.21J.025.

Revision A.02 der FHB Ergänzung AS-08 ref. FM-AT01-1010-247 ist vom Entwicklungsbetrieb mit DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.

15.10.2013 
Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 1

0.1 LISTE DER AUSGABEN UND ÄNDERUNGEN

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Seiten	Datum d. Ausgabe
A.01	Erstausgabe	Alle	28.05.2013
A.02	Redaktionelle Änderungen	Alle	15.10.2013

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

Seite	Ausgabe	Datum
1 - 12	A.01	28.05.2013
1 - 12	A.02	15.10.2013

Seite	Ausgabe	Datum

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

1. ALLGEMEINES.....	3
2. BETRIEBSGRENZEN	3
3. NOTVERFAHREN.....	3
4. NORMALVERFAHREN.....	4
5. FLUGLEISTUNGEN	5
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	5
7. SYSTEMBESCHREIBUNG	5
8. HANDHABUNG UND WARTUNG	12

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 2

1. ALLGEMEINES

Diese Flughandbuch-Ergänzung stellt alle Informationen zur Verfügung, die für den sicheren Betrieb des Mode S Transponders GARMIN GTX 328 / 330 notwendig sind. Sie enthält eine allgemeine Beschreibung des Transponders, seiner Bedienung und Integration in die AQUILA AT01-100. Für eine weiterführende Beschreibung und umfassendere Bedienungsanleitung des Systems wird auf die aktuelle Ausgabe des GTX 328 / 330 Pilot's Guide, verwiesen.

Die in dieser Flughandbuch-Ergänzung enthaltenen Informationen sind in Verbindung mit dem Basishandbuch zu verwenden. Darüber hinaus ist das GTX 328 oder GTX 330 Pilot's Guide immer an Bord des Luftfahrzeuges mitzuführen.

2. BETRIEBSGRENZEN

Die im Basis-Flughandbuch definierten Betriebsgrenzen gelten weiterhin ohne Änderungen oder Einschränkungen.

ANMERKUNG

Nur der GTX 330 Mode S Transponder stellt einen Datenaustausch für „Traffic Information Service (TIS)“ bereit. TIS steht derzeit nur in Nordamerika zur Verfügung.

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.

SENDEN EINES NOTSIGNALS BEI ENTFÜHRUNG:

- „**ALT**“-Taste: DRÜCKEN.
- Numerische Tasten „**0-7**“: Transpondercode **7500** einstellen.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 3

4. NORMALVERFAHREN

ANMERKUNG

Die zu erwartende Reichweite des GTX 328 / 330 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.

NACH DEM ANLASSEN DES MOTORS

1. Schalter **Avionik** EIN

Der Transponder schaltet in den Standby-Modus (**STBY**).

Das Gerät ist in diesem Modus eingeschaltet, antwortet allerdings nicht auf Sekundärradaranfragen 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

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 4

5. FLUGLEISTUNGEN

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Änderungen von Leermasse und Leermassenschwerpunktlage des Flugzeuges sind bei Ein- und Ausbau des GARMIN GTX 328 / 330 Mode S Transponders gemäß Abschnitt 6 des Basis-Flughandbuches zu berücksichtigen.

7. SYSTEMBESCHREIBUNG

ALLGEMEINES

Der in das Instrumentenbrett eingebaute Transponder GARMIN GTX 328 / 330 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 / 330 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, diese Funktion steht nur zur Verfügung, wenn das Luftfahrzeug mit einer Audioaufschaltanlage ausgerüstet ist.

Der Transponder GTX 328 / 330 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 **ALT1 / BAT**-Schalter und der Hauptschalter **Avionik** im eingeschalteten Zustand befinden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 5

GARMIN GTX 328 / 330 GERÄTEANSICHT



TRANSPONDER MODE WAHLTASTEN

- OFF** Deaktiviert den GTX 328 / 330. 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.
- 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 Höhengsignal.
- 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.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 6

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)
- 7500** - Entführung
- 7600** - Ausfall des Funkgerätes
- 7700** - Notfall

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 7

ANDERE FUNKTIONSTASTEN DES GTX 328 / 330

- 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.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 8

FUNKTIONSANZEIGE

PRESSURE ALT:

Zeigt die durch den Altitude Encoder bereitgestellte Flughöhe je nach Konfigurierung in Fuß, hundert Fuß (FL) oder in Metern an.

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 / 330 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**.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 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.

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 Nummerntasten **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 / 330 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 ATCRBS-Abfragen, wenn der „**GND**“-Modus aktiv ist und auf der Anzeige angezeigt wird. Wenn eine Zeitverzögerung im Konfigurationsmodus eingestellt wurde, wartet der GTX 328 / 330 eine bestimmte Zeit nach der Landung ab, bevor er in den „**GND**“-Modus wechselt.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 10

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 / 330 MODE S TRANSPONDEREIGENSCHAFTEN**MODE S DATENÜBERTRAGUNG**

Zusätzlich zu den 4096 verschiedenen Transpondercodes und der Druckhöhe ist der GTX 328 / 330 in der Lage, die Flugzeugkennung (Registrierung) oder Flight-ID, die Transpondertauglichkeit und den maximalen Geschwindigkeitsbereich im Mode S-Betrieb zu senden.

AUDIO WARNUNGEN (Audioaufschaltanlage erforderlich)

Einstellungsoptionen: männliche/weibliche Stimme oder Ton sowie Lautstärke.

- **‘Leaving Altitude’:** Flughöhenabweichung wurde überschritten
- **‘Timer Expired’:** Count-Down Timer abgelaufen

ANMERKUNG

Das nachfolgend beschriebene Traffic Information System (TIS) und die dazugehörigen Audiowarnungen werden nur vom Garmin GTX 330 und nicht vom GTX 328 bereitgestellt

TRAFFIC INFORMATION SERVICE (gilt nur für Garmin GTX 330)

Der GTX 330 Mode S Transponder stellt einen Datenaustausch für ‘Traffic Information Service (TIS)’ bereit. TIS ist nur in einigen Kontrollbereichen in Nordamerika verfügbar. TIS liefert eine graphische Darstellung von Verkehrsinformationen ins Cockpit von Flugzeugen, die nicht mit ‘TCAS’ ausgerüstet sind. Flugzeuge, die mit einem Transponder ausgerüstet sind, können innerhalb der Reichweite des Systems auf bestimmten Anzeigegeräten, wie z.B. einem Garmin GNS 430 oder GNS 530, dargestellt werden. Flugzeuge ohne einen funktionierenden Transponder sind für TIS nicht erkennbar. Siehe 400/500 Series Pilot-Literatur für Details.

AUDIO WARNUNGEN (gilt nur für das Garmin GTX 330)

- **‘Traffic’:** TIS-Verkehrswarnung wurde empfangen
- **‘Traffic Not Available’:** TIS-Service ist nicht verfügbar oder außer Reichweite

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 11

INTEGRATION DES MODE S TRANSPONDERS IN DIE AQUILA AT01-100

Die elektrischen Stromkreise des Mode S Transponders GARMIN GTX 328 / 330 sind über die Avionik-Schiene mit dem elektrischen Bordversorgungsnetz der AQUILA AT01-100 verbunden. Abgesichert werden die elektrischen Stromkreise des Transponders durch einen 5A Sicherungsautomaten, der die komplette Trennung der Transpondereinheit von der Bordstromversorgung ermöglicht. Der Sicherungsautomat für das Transpondersystem ist mit dem Hinweisschild **“TXP”** 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 Instrumentenbrettabdeckung 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 AT01-100, seiner Einbindung in das elektrische Bordsystem und seines Einbaus in das Luftfahrzeug befinden sich in der aktuellen Ausgabe des Wartungshandbuches.

8. HANDHABUNG UND WARTUNG

Um die Lebensdauer des GARMIN GTX 328 / 330 Mode S Transponders zu erhöhen, darf dieser beim Anlassen oder Abstellen des Triebwerkes nicht eingeschaltet sein, da hierbei Spannungsspitzen im Bordnetz auftreten, die zu einer Beschädigung des Gerätes führen können.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-247	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-08 - 12

ABSCHNITT 9

FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AS-09

GARMIN GTN 650 / 650 Xi COM/NAV/GPS



GTN 650



GTN 650Xi

Ist das GARMIN GTN 650 / 650 Xi-System in das Flugzeug AQUILA AT01-100/200 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.

The technical content of this document is approved under the authority of the DOA ref. EASA.21J.025.

Der technische Inhalt dieses Dokuments ist vom Entwicklungsbetrieb mit der DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.

14.09.2020 
Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-248	A.04	A.03 (02.03.2020)	14.09.2020	AS-09-1

0.1 LISTE DER AUSGABEN UND ÄNDERUNGEN

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Seiten	Datum d. Ausgabe
A.01	Erstausgabe	Alle	28.05.2013
A.02	Redaktionelle Änderungen	Alle	15.10.2013
A.03	auch anwendbar für AT01-200	Alle	02.03.2020
A.04	Garmin GTN 650 Xi	Alle	14.09.2020

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

Seite	Ausgabe	Datum
1 - 6	A.04	14.09.2020

Seite	Ausgabe	Datum

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

1. ALLGEMEINES	3
2. BETRIEBSGRENZEN	3
3. NOTVERFAHREN	3
4. NORMALVERFAHREN	4
5. FLUGLEISTUNGEN	4
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	4
7. SYSTEMBESCHREIBUNG	4
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	5

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-248	A.04	A.03 (02.03.2020)	14.09.2020	AS-09-2

1. ALLGEMEINES

1.1. Einführung

Das Flugzeug ist mit einem Garmin GTN 650 / 650 Xi GPS Navigator mit VHF-NAV, ILS und VHF-COM-Funktionen ausgestattet.

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 ungefähre Flughöhe zu ermitteln.

Für eine weiterführende Beschreibung und umfassende Bedienungsanleitung des Gerätes wird auf die aktuellen Ausgaben des GARMIN GTN 650 / 650 Xi Cockpit Reference Guide, sowie den Garmin GTN Pilot's Guide verwiesen.

ANMERKUNG

Das GARMIN GTN 650 / 650 Xi Cockpit Reference Guide im aktuell gültigen Revisionsstand, muss im Luftfahrzeug mitgeführt werden und der Besatzung jederzeit zugänglich sein.

2. BETRIEBSGRENZEN

Das Flugzeug AQUILA AT01-100/200 ist je nach Ausrüstung beschränkt auf den Betrieb VFR Tag/Nacht. Es müssen die für die Navigation erforderlichen und unter Mindestausrüstung angeführten Geräte an Bord installiert und betriebsbereit sein.

Die Benutzung des GARMIN GTN 650 / 650 Xi als B-RNAV Gerät ist nur mit aktueller Navigations-Datenbank gestattet.

WICHTIGER HINWEIS

Durch die Vielzahl der Funktionen und Komplexität des Systems ist es unbedingt erforderlich, sich vor Benutzung im realen Flugbetrieb mit dem System eingehend vertraut zu machen. Das Training mittels PC-Simulator wird dringend empfohlen!

3. NOTVERFAHREN

Stehen keine oder nicht ausreichende Navigationsdaten vom GPS-Navigator zur Verfügung, sind die Navigationsdaten der Standardausrüstung heranzuziehen und alternative Methoden, z.B. Koppelnavigation zu verwenden.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-248	A.04	A.03 (02.03.2020)	14.09.2020	AS-09-3

4. NORMALVERFAHREN

Auf Grund der Komplexität und Vielfalt der Bedienungsfunktionen ist für die Bedienung unter Normalverfahren die Herstellerunterlage für den Betrieb des Gerätes „GARMIN GTN 650 / 650 Xi Pilot's Guide" sowie "Cockpit Reference Guide" zu benutzen. Das Cockpit Reference Guide ist an Bord mitzuführen und muss der Besatzung jederzeit zugänglich sein.

WICHTIGER HINWEIS

Beim Anlassen und Abstellen des Triebwerks muss das GTN 650 / 650 Xi ausgeschaltet sein, Avionik-Hauptschalter auf AUS.

Nichtbeachtung kann zur Zerstörung des Systems führen sowie zum Erlöschen jeglicher Gewährleistungs-/Garantieansprüche.

5. FLUGLEISTUNGEN

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch.

7. SYSTEMBESCHREIBUNG

ANMERKUNG

Diese Ergänzung enthält eine allgemeine Beschreibung der Integration des GARMIN GTN 650 / 650 Xi Systems in das Instrumentenbrett der AQUILA. Eine weitergehende Beschreibung und umfassende Bedienungsanweisungen befinden sich im aktuellen GARMIN GTN 650 / 650 Xi Pilot's Guide.

GTN 650 / 650 Xi Garmin COM/NAV/GPS Touch Screen Navigator

Das Flugzeug ist mit einem GTN 650 / 650 Xi 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 verschiedenen Datenbanken.

Des weiteren sind ein NAV-Empfänger, der VHF-Omnirange (VOR)-und Localizer (LOC)-Signale empfängt, sowie ein COM VHF-Receiver der wahlweise im 25 kHz oder im 8,33 kHz Raster betrieben werden kann, integriert.

Die folgenden Abschnitte beschreiben die Funktion der GPS, NAV und COM-Teile der Einheit. Eine weitergehende Beschreibung und umfassende Bedienungsanweisungen befinden sich im „Garmin GTN 650 / 650 Xi Pilot's Guide“.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-248	A.04	A.03 (02.03.2020)	14.09.2020	AS-09-4

GPS Navigator

Der GPS Navigator liefert VFR (IFR) Navigationsdaten für den Streckenflug. 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 ungefähre Flughöhe zu ermitteln.

Die GPS-Antenne ist am Rumpfrücken hinter dem Kabinenfenster angebracht.

Die Stromversorgung erfolgt über den NAV/GPS-Stromkreis, der im Panel über einen Sicherungsautomaten mit der Bezeichnung „NAV/GPS“ abgesichert ist.

Die Jeppesen NavDatabase enthält Daten über Flugplätze, VOR's, NDB's und Frequenzen. Es stehen verschiedene Datenbanken (International, Amerika, Worldwide) zur Auswahl, die vom LFZ-Halter auf Stand zu halten sind. Über ein Subskriptionsverfahren ist die Versorgung mit ständig aktualisierten Daten gewährleistet. Des Weiteren enthält das GTN 650 / 650 Xi Datenbanken mit Obstacles (künstlichen Hindernissen) und Terrain (natürlichen Hindernissen, Gelände und des magnetischen Modells der Erde) für die periodisch von Garmin Updates herausgegeben werden. Diese sind ebenfalls durch den Halter auf Stand zu halten.

Navigations-Receiver (NAV)

Das Garmin GTN 650 / 650 Xi 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.

Die Bedienkonsole enthält aktive und Standby Frequenzanzeigen. IDENT Audio-Signale für VOR und LOC werden an das Audiosystem übergeben. Die Stromversorgung des NAV-Gerätes mit 14 VDC erfolgt über den Avionik-Hauptschalter und ist zusätzlich über den Sicherungsautomaten „GPS/NAV“ abgesichert.

COM Transceiver (COM)

Das Garmin GTN 650 / 650 Xi 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 Stromversorgung des COM-Gerätes mit 14 VDC erfolgt über den Avionik-Hauptschalter und ist zusätzlich über den Sicherungsautomaten „COM“ abgesichert.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-248	A.04	A.03 (02.03.2020)	14.09.2020	AS-09-5



[absichtlich freigelassen]

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-248	A.04	A.03 (02.03.2020)	14.09.2020	AS-09-6

ABSCHNITT 9

FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AS-10

Garmin GMA 350(c) Audio Panel



Wird ein Garmin GMA 350(c) Audio Panel in das Flugzeug AQUILA AT01-100/200 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.

Revision A.04 of AFM Supplement AS-10 ref. FM-AT01-1010-249 is approved under the authority of the DOA ref. EASA.21J.025.

Revision A.04 der FHB Ergänzung AS-10 ref. FM-AT01-1010-249 ist vom Entwicklungsbetrieb mit der DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.


 02.03.2020
 Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-249	A.04	A.03 (01.06.2018)	02.03.2020	AS-10-1

0.1 LISTE DER AUSGABEN UND ÄNDERUNGEN

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Seiten	Datum d. Ausgabe
A.01	Erstausgabe	Alle	28.05.2013
A.02	Redaktionelle Änderungen	Alle	15.10.2013
A.03	GMA 350c (Bluetooth) hinzugefügt	Alle	01.06.2018
A.04	auch gültig für AT01-200	Alle	02.03.2020

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

Seite	Ausgabe	Datum
1 - 4	A.04	02.03.2020

Seite	Ausgabe	Datum

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

1. ALLGEMEINES	3
2. BETRIEBSGRENZEN	3
3. NOTVERFAHREN	3
4. NORMALVERFAHREN	3
5. FLUGLEISTUNG	4
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	4
7. SYSTEMBESCHREIBUNG	4
8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	4

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-249	A.04	A.03 (01.06.2018)	02.03.2020	AS-10-2

1. ALLGEMEINES

Das Flugzeug ist mit einem Garmin GMA 350(c) Audio Panel ausgestattet.

Für eine detaillierte Beschreibung und umfassende Bedienungsanleitung des Gerätes wird auf die aktuellen Ausgaben des GARMIN GMA 350(c) Pilot's Guide verwiesen.

ANMERKUNG

Das GARMIN GMA 350(c) Pilot's Guide muss im Luftfahrzeug mitgeführt werden und der Besatzung jederzeit zugänglich sein.

2. BETRIEBSGRENZEN

Die im Basis-Flughandbuch definierten Betriebsgrenzen gelten weiterhin ohne Änderungen oder Einschränkungen.

ANMERKUNG

Die Bluetooth/WiFi Funktionalität des GMA 350(c) ist für dieses Flugzeug z. Zt. nur für den Betrieb am Boden zugelassen und darf daher während des Fluges nicht aktiviert werden.

3. NOTVERFAHREN

Bei Ausfall des Audio Panels verbindet das Audiosystem automatisch das Headset des Piloten mit COM 1, der somit Empfangs- und Sendebereit ist.

Das Audiopanel kann bei Bedarf durch Ziehen der Sicherung **AUDIO** außer Betrieb gesetzt werden.

4. NORMALVERFAHREN

Für eine detaillierte Beschreibung und umfassende Bedienungsanleitung des Gerätes wird auf die aktuellen Ausgaben des GARMIN GMA 350(c) Pilot's Guide verwiesen.

WICHTIGER HINWEIS

Beim Anlassen und Abstellen des Triebwerks muss das GMA 350(c) ausgeschaltet sein, Avionik-Hauptschalter auf AUS.

Nichtbeachtung kann zur Zerstörung des Systems führen sowie zum Erlöschen jeglicher Gewährleistungs-/Garantieansprüche.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-249	A.04	A.03 (01.06.2018)	02.03.2020	AS-10-3

	FLUGHANDBUCH AQUILA AT01-100/200	FHB-ERGÄNZUNG AS-10
---	-------------------------------------	------------------------

5. FLUGLEISTUNG

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch

7. SYSTEMBESCHREIBUNG

Funktionen und Bedienung

Das GMA 350(c) Audio Panel bietet die klassischen Audio-Auswahlfunktionen für Mikrofon und Empfänger. Des Weiteren enthält es ein Intercom-System (ICS), ein Marker Beacon-Empfänger und einen COM-Recorder.

Für eine detaillierte Beschreibung und umfassende Bedienungsanleitung des Gerätes wird auf die aktuellen Ausgaben des GARMIN GMA 350(c) Pilot's Guide verwiesen.

Elektrische Absicherung des Audio Panels GMA 350(c)

Das Gerät GMA 350(c) wird über den Avionic Bus durch eine in das Panel eingebaute Sicherung **AUDIO** vom Bordnetz getrennt.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Keine Veränderung gegenüber dem Basishandbuch.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-249	A.04	A.03 (01.06.2018)	02.03.2020	AS-10-4

ABSCHNITT 9

FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AS-11

Emergency Locator Transmitter (ELT) KANNAD 406 AF-Compact oder KANNAD Integra 406 AF



Wird das 406 MHz-ELT KANNAD 406 AF-Compact oder Integra 406 AF in das Flugzeug AQUILA AT01-100/200 eingebaut, ist diese FHB-Ergänzung anwendbar und muss in den Abschnitt 9 des Flughandbuches aufgenommen werden. Informationen dieser FHB-Ergänzung ergänzen oder ersetzen ggf. diejenigen des Basis-Flughandbuches.

Revision A.03 of AFM Supplement AS-11 ref. FM-AT01-1010-250 is approved under the authority of the DOA ref. EASA.21J.025.

Revision A.03 der FHB Ergänzung AS-11 ref. FM-AT01-1010-250 ist vom Entwicklungsbetrieb mit der DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.

02.03.2020
Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 1

0.1 LISTE DER AUSGABEN UND ÄNDERUNGEN

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Seiten	Datum d. Ausgabe
A.01	Erstausgabe	Alle	28.05.2013
A.02	Redaktionelle Änderungen	Alle	15.10.2013
A.03	auch gültig für AT01-200, Integra 406 AF	Alle	02.03.2020

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

Seite	Ausgabe	Datum
1 - 12	A.03	02.03.2020

Seite	Ausgabe	Datum

0.3 Inhaltsverzeichnis

1. ALLGEMEINES.....	3
2. BETRIEBSGRENZEN	3
3. NOTVERFAHREN.....	4
4. NORMALVERFAHREN.....	4
5. FLUGLEISTUNGEN.....	4
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	4
7. SYSTEMBESCHREIBUNG	4
7.1 ALLGEMEINES.....	4
7.2 BEDIENUNG UND BETRIEBSARTEN DES GERÄTES.....	8
7.3 FUNKTIONSTEST.....	10
8. HANDHABUNG UND WARTUNG	12

1. ALLGEMEINES

Diese Flughandbuch-Ergänzung enthält eine allgemeine Beschreibung des 406 MHz-ELTs KANNAD 406 AF-Compact / INTEGRA 406 AF, seiner Bedienung und Integration in die AQUILA AT01-100/200.

Für eine weiterführende Beschreibung und umfassendere Bedienungsanleitung des Systems wird auf die aktuelle Ausgabe des jeweiligen KANNAD Installation Manual/Operation Manual/Inspection Log verwiesen.

Die in dieser Flughandbuch-Ergänzung enthaltenen Informationen sind in Verbindung mit dem Basishandbuch zu verwenden. Darüber hinaus ist das KANNAD Installation Manual/Operation Manual/Inspection Log immer an Bord des Luftfahrzeuges mitzuführen.

2. BETRIEBSGRENZEN

Das KANNAD ELT ist als 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.

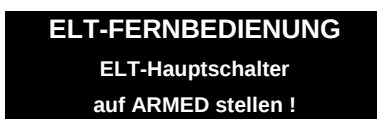
Die ELT-Fernbedienungseinheit (Remote Control Panel) muss installiert sein, sie ist nicht optional!

Wenn das KANNAD ELT in das Luftfahrzeug eingerüstet wird, müssen die folgenden Hinweisschilder an den entsprechend genannten Einbau-positionen angebracht werden:

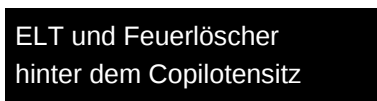
- 1) Hinweisschild auf der Rumpfaußenseite im Bereich des Einbauortes des ELT:



- 2) Hinweisschild auf dem Instrumentenbrett neben dem ELT Remote Control Panel:



- 3) Hinweisschild auf dem Instrumentenbrett im oberen rechten Bereich:



Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 3

3. NOTVERFAHREN

Das KANNAD ELT ist als 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 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, auf der zivilen Notfrequenz 121,5 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 Signalmeldungen 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. Die auf 406 MHz gesendete, digitale Signalmeldung 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.

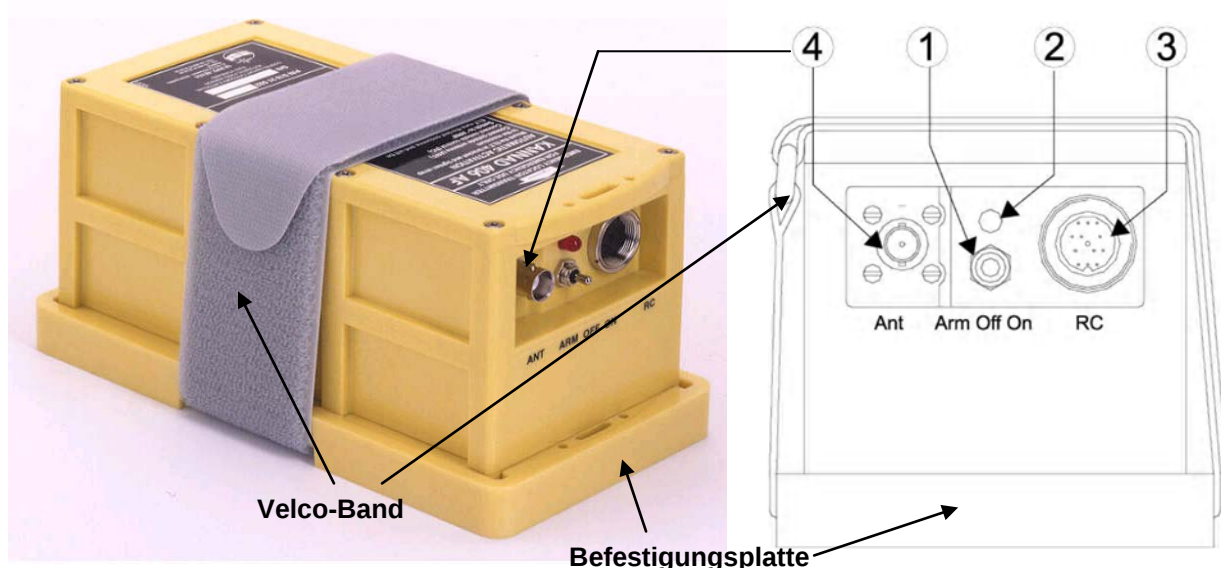
Das INTEGRA 406 AF verfügt zusätzlich über ein internes GPS-System und eine interne Sendeantenne. Bei Aktivierung dieses ELTs wird die digitale Signalmeldung mit einer deutlich genaueren GPS Position und bei fehlerhafter Sendeantennenverbindung über die interne Reserve-Sendeantenne auf 406 MHz ausgestrahlt.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 4

INTEGRATION DES KANNAD ELT'S IN DIE AQUILA AT01-100 / 200

Das Sendegerät ist im rechten Bereich des Gepäckraumes hinter dem Kopilotensitz auf der Bodenplatte in Flugrichtung montiert. Die Sendeantenne befindet sich am Rumpfrücken des Luftfahrzeuges hinter dem Gepäckraumspant. Im rechten Bereich des Instrumentenbrettes, oberhalb der Triebwerksinstrumente befindet sich die Fernbedienungseinheit für das ELT. 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-COMPACT / INTEGRA 406 AF 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, Dongles oder Programmierungseinheit
4. BNC Buchse für die Außenantenne

* Die LED ist beim KANNAD INTEGRA 406 AF ELT auf der Oberseite des Gehäuses.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 5

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.
- Nach der Aktivierung des ELTs: periodische Blinksignale beim Senden auf 121,5 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 MHz | 2 Piepssignale/Sekunde |
| ▪ Sendebetrieb auf 406 MHz | kein akustisches Signal |

ELT-REMOTE CONTROL PANEL (FERNBEDIENUNG)

Die Fernbedienung (ELT-Remote Control Panel RC200) befindet sich 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.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 6

SENDEEINHEIT

Das KANNAD 406 AF-Compact / 406 Integra AF kann entweder automatisch durch den g-Sensor (im Crash-Fall) oder manuell über den ELT-Schalter bzw. die Fernbedienung im Cockpit aktiviert werden. Das ELT sendet auf den folgenden Frequenzen Notsignale ab:

- Auf der internationalen Notfrequenz 121,5 MHz sowie auf der COSPAS/SARSAT-Frequenz 406 MHz (**KANNAD 406 AF-Compact / 406 Integra AF**).

Die beiden internationalen Notfrequenzen werden hauptsächlich zur Zielsuche in der Endphase des Such- und Rettungseinsatzes verwendet, wobei 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 mit einer Sendeleistung von 100mW. Nach Aktivierung des Senders wird alle 50 Sekunden eine digitale Signalnachricht auf 406 MHz an die COSPAS-SARSAT Satelliten mit einer Sendeleistung von ungefähr 5 W mit der Luftfahrzeugkennung und den bekannten GPS-Positionsdaten (nur INTEGRA 406 AF) gesendet bis die Batteriekapazität erschöpft ist.

STROMVERSORGUNG

Das ELT wird unabhängig vom Bordnetz des Luftfahrzeuges mit elektrischer Energie versorgt. Das Sendegerät wird mit einem Batteriepaket, das aus zwei (KANNAD 406 AF-Compact und Integra 406 AF) LiMnO₂ D-Zellen besteht, betrieben. Die Kapazität des Batteriepakets erlaubt einen Sendebetrieb auf 406 MHz für mehr als 24 h und 121,5 MHz für mehr als 48 h bei –20°C.

WARNUNG

Das Batteriepaket ist nicht wiederaufladbar!

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 7

Die maximale Betriebszeit des Batteriepaketes ist mit einem aufgedruckten Ablaufdatum festgelegt. Das Batteriepaket muss bei Eintritt eines 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 auf dem Batteriepaket oder dem ELT)

PROGRAMMIERUNG UND REGISTRIERUNG

WICHTIGER 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 Vertriebshändler 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.

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:

- (a) Machen Sie sich mit den Bedienungsfunktionen des Gerätes eingehend vertraut.
- (b) Führen Sie die Betriebsanweisung des Gerätes (Installation/Operation Manual) sowie diese FHB-Ergänzung immer an Bord des Luftfahrzeuges mit.
- (c) 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.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 8

BETRIEBSARTEN DES KANNAD 406 AF-COMPACT / INTEGRA 406 AF

Das ELT-Sendegerät ist direkt hinter dem Sitz des Copiloten im rechten Bereich des Gepäckfaches auf der Bodenplatte installiert. Im rechten Bereich des Instrumentenbrettes, oberhalb der Motorüberwachungsinstrumente befindet sich die Fernbedienung des Gerätes (Remote Control Panel).

Die nachfolgende Tabelle enthält eine Übersicht der verschiedenen Betriebsarten:

KANNAD 406 AF-COMPACT / INTEGRA 406 AF ELT		
Betriebsart	Schalterstellung ELT 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 Funktions-test 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 Fernbedienung vorhanden)	Initiierung des Selbsttests bzw. Abbruch des Sendebetriebs aktivierter ELTs mit Hilfe der Fernbedienung (Remote Control Panel).

Die automatische Aktivierung des ELTs durch den „Crash-Sensor“ kann nur dann erfolgen, wenn sich das ELT im Standby-Betriebsmodus **„ARM“** 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.

Bei 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 Information der Flugsicherung bzw. des zuständigen Rescue Coordination Centers, einzuhalten.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 9

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.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 10

DURCHFÜHRUNG DES SELBSTTESTS

WICHTIGER HINWEIS

Ohne Antennenverbindung darf der Selbsttest nicht durchgeführt werden, da dadurch die Sendeeinheit des ELT's beschädigt werden kann!

SELBSTTEST		KANNAD 406 AF-COMPACT / INTEGRA 406 AF ELT
1	ELT-Schalter in die „OFF“-Position schalten	Das ELT befindet sich im rechten Bereich des Gepäckfachs hinter dem Copilotensitz. ELT schaltet in den "OFF"-Betriebsmodus.
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: • Ein langes Blinksignal signalisiert die Betriebsbereitschaft des Gerätes. Keine Fehler wurden gefunden. • Eine Reihe von kurzen Blinksignalen signalisiert einen nicht bestanden 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 „ARM“ wiederhergestellt werden.

WICHTIGER HINWEIS

Die Selbsttestfunktion kann 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.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 11

Bemerkung:

Die Anzahl der Blinksignale gibt Aufschluss über die im Selbsttest festgestellte Fehlerart:

Anzahl Blinksignale	FEHLERART
3+1	ZU NIEDRIGE BATTERIESPANNUNG
3+2	ZU NIEDRIGE RF-LEISTUNG
3+3	FEHLERHAFTES VCO-LOCKING
3+4	KEINE KENNUNG PROGRAMMIERT
3+5*	FEHLERHAFTE ANTENNENVERBINDUNG
3+6*	INTERNES GPS FEHLERHAFT

* nur INTEGRA 406 AF

8. HANDHABUNG UND WARTUNG

Die Batterien des ELT müssen regelmäßig gemäß des aufgedruckten Ablaufdatums ausgetauscht werden, aber auch wenn z.B. eine 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 AT01-100/200 verwiesen.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-250	A.03	A.02 (15.10.2013)	02.03.2020	AS-11 - 12

ABSCHNITT 9

FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AS-12

Garrecht TRX 1500 Traffic-Sensor



Wird ein Traffic-Sensor TRX-1500 der Firma Garrecht in das Flugzeug AQUILA AT01-100 eingebaut, ist diese Ergänzung anwendbar und muss in den Abschnitt 9 des Flughandbuchs aufgenommen werden. Informationen dieser Ergänzung ergänzen oder ersetzen ggf. die Abschnitte des Basis-Handbuchs.

Revision A.02 of AFM Supplement AS-12 ref. FM-AT01-1010-251 is approved under the authority of DOA ref. EASA.21J.025.

Revision A.02 der FHB Ergänzung AS-12 ref. FM-AT01-1010-251 ist vom Entwicklungsbetrieb mit DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.

15.10.2013
Date, Signature Office of Airworthiness

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-251	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-12-1

0.1 LISTE DER AUSGABEN UND ÄNDERUNGEN

Ausgabe	Grund der Änderung	Betroffene Seiten	Datum d. Ausgabe
A.01	Erstausgabe	Alle	28.05.2013
A.02	Redaktionelle Änderungen	Alle	15.10.2013

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

Seite	Ausgabe	Datum
1 - 8	A.01	28.05.2013
1 - 8	A.01	15.10.2013

Seite	Ausgabe	Datum

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

1. ALLGEMEINES	3
2. BETRIEBSGRENZEN	3
3. NOTVERFAHREN	5
4. NORMALVERFAHREN	6
5. FLUGLEISTUNGEN	7
6. MASSE UND SCHWERPUNKT	7
7. SYSTEMBESCHREIBUNG	7
8. HANDHABUNG INSTANDH. UND WARTUNG	8

1. Allgemeines

1.1. Einführung

Die in dieser Flughandbuch-Ergänzung enthaltenen Informationen sind in Verbindung mit dem Basis-Flughandbuch zu verwenden.

Diese Flughandbuch-Ergänzung enthält zusätzliche Informationen, die für den sicheren Betrieb der AQUILA AT01-100 ausgerüstet mit TRX-1500 der Firma Garrecht notwendig sind.

Diese Flughandbuchergänzung ist in die gleichen Kapitel wie das Basis-Flughandbuch unterteilt, d.h. nur die hier aufgeführten Kapitel sind von der Einrüstung TRX-1500 betroffen.

Für eine weiterführende Beschreibung und umfassende Bedienungsanleitung des Gerätes wird auf die aktuelle Ausgabe der Bedienungsanleitung TRX-1500 bzw. der Bedienungsanleitung desjenigen MFD's (z.B. FlymapL), an welches das TRX-1500 angeschlossen ist und über welches die Bedienung des TRX-1500 (ausschließlich) erfolgt, verwiesen, welche an Bord des Luftfahrzeuges mitzuführen sind und dem Piloten jederzeit zugänglich sein müssen. Der Pilot hat sich vor Antritt des Fluges und der Benutzung des TRX-1500 Systems mit dessen Bedienung, Eigenschaften und Betriebsgrenzen vertraut zu machen.

2. Betriebsgrenzen

Die Betriebsgrenzen des Flugzeuges selbst werden in keiner Weise durch den Einbau des TRX-1500 verändert.

Der TRX-1500 Trafficsensor ist eine optionale Zusatzausrüstung, dessen Ausfall in keiner Flugphase kritisch ist.

Die Verwendung des Trafficsensors ist nur zur Unterstützung des Situations-bewußtseins des Piloten zulässig.

Flugmanöver dürfen auf keinen Fall ausschließlich auf Informationen basieren, die durch den TRX-1500 Trafficsensor in visueller oder akustischer Form generiert wurden. TRX-1500 erzeugt keine Vorschläge für Ausweichmanöver.

Es kann nur vor anderen Flugzeugen warnen die mit Flarm, Flarm kompatiblen Geräten oder aktiven Transpondern ausgerüstet sind. Alle anderen Luftfahrzeuge werden vom TRX-1500 nicht wahrgenommen!

Das TRX-1500 warnt ausschließlich vor dem gemäß interner Berechnung angenommen gefährlichsten Objekt und ist nicht immer in der Lage, in Bezug auf die berechnete Peilrichtung zum Objekt eine zuverlässige Warnung zu liefern, es kann sowohl falsche Warnungen erzeugen als auch überhaupt nicht vor gefährlichen Annäherungen warnen.

Es liegt daher in der alleinigen Verantwortung des Piloten, sich auf jeden Fall einen umfassenden Überblick über die wirkliche Position und Bewegungsrichtung des umliegenden Flugverkehrs, mögliche Hindernisse, die Bodenbeschaffenheit und Wettersituation aus einer

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-251	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-12-3

angemessenen Luftraumbeobachtung zu verschaffen, bevor Ausweichmanöver eingeleitet werden. Die Verwendung des TRX-1500 erlaubt unter keinen Umständen eine veränderte Flugtaktik oder ein verändertes Pilotenverhalten.

Es liegt in der Verantwortung des Piloten vor dem Einfliegen in ausländische Lufträume zu überprüfen, ob in diesem Staat die Verwendung der von Flarm Systemen verwendeten Frequenzen für die Luft-Luft Kommunikation zwischen diesen Systemen erlaubt ist. Wenn diese Erlaubnis nicht ausdrücklich besteht, muss das TRX-1500 durch Ziehen des entsprechenden Circuit-Breakers ausgeschaltet werden. Diese Überprüfung ist Teil der Flugplanung!

Der Pilot sollte durch sein Flugverhalten nicht absichtlich unkoordinierte Warnungen bei anderen Luftfahrzeugen hervorrufen, die wiederum unerwartete Reaktionen hervorrufen und die Verkehrssicherheit gefährden können.

2.12 Betriebsarten / Mindestausrüstung

Der Betrieb des TRX-1500 Traffic-Sensors ist auf nichtgewerbliche Flüge unter VFR-Bedingungen (Visual Flight Rules) beschränkt. TRX-1500 darf nicht für die Navigation verwendet werden.

TRX-1500 gehört nicht zur Mindestausrüstung, weder bei D/VFR noch bei N/VFR.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-251	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-12-4

3. Notverfahren

3.1 Einführung

Dieser Abschnitt enthält eine Beschreibung empfohlener Notverfahren für eventuell auftretende Notfälle. Bei Einhaltung aller vorgeschriebenen Verfahren zur Vorflugkontrolle und der Instandhaltung ist der Ausfall 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.

3.10 Störungen im elektrischen System

3.10.1 Kabelbrandgeruch

Im Falle von Feuer, Rauch oder Kabelbrandgeruch die durch das TRX-1500 hervorgerufen werden, ist das TRX-1500 sofort durch Ziehen der Sicherung **Traffic Monitor** zu deaktivieren. Für das weitere Vorgehen gelten die Notverfahren des Basis-Flughandbuches.

3.10.2 Ausfall des Alternators

3.10.2.1 Ausfall ALT1 (externer Alternator)

Zusätzlich zu den im Handbuch beschriebenen Verfahren ist das TRX-1500 durch Ziehen der Sicherung **Traffic Monitor** abzuschalten.

3.10.2.2 Ausfall ALT2 (interner Alternator)

ANMERKUNG

Ist das Luftfahrzeug für N/VFR zugelassen sind zwei Alternatoren im Bordnetz vorhanden.

Da der gesamte Strombedarf durch **ALT1** gedeckt werden kann, sind keine weiteren Maßnahmen erforderlich, es ist jedoch, wie im Handbuch beschrieben, auf einen möglichst sparsamen Stromverbrauch zu achten.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-251	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-12-5

4.0 Normalverfahren

4.1 Allgemein

Die Garrecht TRX-1500 Bedienungsanleitung ist an Bord des Luftfahrzeuges mitzuführen.

4.2 Einschalten

Das Garrecht TRX-1500 hat keinen Einschalter. Es wird mit Strom versorgt, sobald die Avionik mittels Schalter **Avionik** eingeschaltet wird.

Das Garrecht TRX-1500 hat keine eigenen Bedienelemente, es wird vollständig über das angeschlossene MFD (z.B. FlymapL) bedient. Einzelheiten sind der Bedienungsanleitung des jeweiligen MFD's zu entnehmen.

4.3 GPS Signalqualität

Das TRX-1500 muss für den ordnungsgemäßen Betrieb die eigene aktuelle Position kennen. Deshalb funktioniert es nur dann, wenn ausreichender dreidimensionaler GPS-Empfang besteht. Der GPS-Empfang wird durch die Lage der GPS-Antenne bzw. der Flugzeuglage wesentlich beeinflusst. Insbesondere im Kurvenflug, in Hangnähe und in bekannten Störgebieten kann die Signalqualität des GPS reduziert sein, wodurch sich insbesondere die Höhenberechnung rasch verschlechtert. Das TRX-1500 nimmt sofort wieder den Betrieb auf, sobald die GPS-Signalqualität wieder ausreichend ist.

4.4 Flug und Alarm

Sobald sich andere FLARM-kompatible Geräte oder aktive (von der Flugsicherung abgefragte) Transponder im Empfangsbereich befinden und vom TRX-1500 als mögliche Gefahrenquelle eingestuft werden, werden diese im Display des angeschlossenen MFD's angezeigt. Welche Ziele wie angezeigt werden und welche Warnungen ausgegeben werden siehe TRX-1500 Handbuch in der jeweiligen aktuellen Fassung.

Das TRX-1500 ist lediglich zur Unterstützung des Piloten konzipiert und ist nicht immer in der Lage, zuverlässig zu warnen. Es kann keine Transponder erkennen, die gerade nicht von der Flugsicherung abgefragt werden oder die sich außerhalb der Reichweite von Sekundärradar-Bodenstationen befinden, ausgenommen zyklisch sendende ADS-B Out Transponder.

Das TRX-1500 erteilt keine Ausweichvorschläge. Ob und welches Ausweichmanöver notwendig ist, liegt in der alleinigen Verantwortung des Piloten, der sich aufgrund seiner Luftraumbeobachtung korrekt zu verhalten hat.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-251	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-12-6

4.5 Signalempfang

FLARM-kompatible Geräte und Transponder müssen innerhalb der Reichweite sein, damit eine Warnung erfolgen kann. Diese Reichweite wird durch Lage der Funkantenne sowie der gegenseitigen Konstellation der beiden Flugzeuge zueinander wesentlich beeinflusst. Des Weiteren können Funkmeldungen ausschließlich in direkter Sichtlinie empfangen werden, d. h. zwischen zwei Objekten auf gegenüberliegenden Hangseiten desselben Berges besteht keine direkte Funkverbindung.

5.0 Flugleistungen

Keine Veränderung gegenüber dem Basis-Flughandbuch.

6.0 Masse und Schwerpunkt

Keine Veränderung gegenüber dem Basis-Flughandbuch.

7.0 Systembeschreibung

ANMERKUNG

Diese Ergänzung enthält eine allgemeine Beschreibung der Integration des TRX-1500 Systems in das Instrumentenbrett der AQUILA AT01-100. Eine weitergehende Beschreibung und umfassende Bedienungsanweisung befindet sich in der Garrecht TRX-1500 Bedienungsanleitung.

7.1 Einführung

Das Garrecht TRX-1500 bezieht Position- und Bewegungsinformationen vom integrierten GPS-Empfänger. Ein integrierter Drucksensor verbessert die Positionsmessung zusätzlich. Der zukünftige Flugweg wird vorausberechnet und über Funk mit geringer Leistung als kurze digitale Meldung- inkl. eines eindeutigen Identifikationscodes - sekundlich verbreitet. Nahezu gleichzeitig empfängt das Gerät derartige Meldungen anderer FLARM-Geräte innerhalb der Reichweite, oder von Flugzeugen mit ADS-B oder Mode-C sowie Mode-S Transpondern, und vergleicht diese Daten mit dem prognostizierten eigenen Flugweg. Optional wird zukünftig ebenfalls der eigene Flugweg mit den im TRX-1500 gespeicherten Daten fester Hindernisse (Kabeln, Antennen, Seilbahnen, Lawinensprengseile) verglichen.

Falls dabei eine gefährliche Annäherung festgestellt wird, warnt das TRX-1500 den Anwender vor dem, gemäß Berechnung aktuell, gefährlichsten Objekt. Warnungen werden bei Anschluss an eine Audioaufschaltanlage akustisch sowie über das angeschlossene MFD optisch angezeigt. Warnungen werden abhängig von der verbleibenden Zeit vor einem möglichen Zusammenstoß ausgesprochen, nicht abhängig von der geometrischen Distanz. Die Vorwarnzeiten liegen Systembedingt bei wenigen Sekunden, die genauen Zeiten entnehmen sie der Garrecht TRX-1500 Bedienungsanleitung in seiner jeweils aktuellen Ausgabe.

Dokument Nr.:	Ausgabe:	ersetzt Ausgabe:	Datum:	Seite:
FM-AT01-1010-251	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-12-7

Das TRX-1500 wendet für die Funkkommunikation zwischen den einzelnen Geräten ein FLARM-proprietäres und urheberrechtlich geschütztes Protokoll in regional unterschiedlichen Frequenzbändern an, zudem ist die Funkübertragung gesondert gegen unberechtigten Zugang gesichert.

7.2 Integration in die AQUILA AT01-100

Das TRX-1500 ist über die Avionik-Schiene mit dem elektrischen Versorgungssystem der AQUILA AT01-100 verbunden. Die entsprechend gekennzeichnete Sicherung **Traffic Monitor** sichert das System ab. Der Sicherungsautomat befindet sich zusammen mit den anderen im rechten Bereich des Instrumentenbrettes. Die Avionik-Schiene wird über den Schalter **Avionik** ein- und ausgeschaltet. Neben der eigentlichen TRX-1500 Einheit, die im Instrumentenbrett eingebaut ist, gehört zu dem System eine GPS-Antenne, eine FLARM Sende-/Empfangsantenne und eine ADS-B Empfangsantenne. Die GPS-Antenne ist an einer Einbauhalterung unter der Instrumentenbrettabdeckung, die FLARM und die ADS-B Antenne auf der Rumpfunterseite angebracht.

8. Handhabung, Instandhaltung und Wartung

8.6 Handhabung von Avionik-Geräten

Um die Lebensdauer des Gerätes zu erhöhen, darf es beim Anlassen oder Abstellen des Triebwerkes nicht eingeschaltet sein, da hierbei Spannungsspitzen im Bordnetz auftreten, die zu einer Beschädigung des Gerätes führen können.

<i>Dokument Nr.:</i>	<i>Ausgabe:</i>	<i>ersetzt Ausgabe:</i>	<i>Datum:</i>	<i>Seite:</i>
FM-AT01-1010-251	A.02	28.05.2013	15.10.2013	AS-12-8



Flottenmanagement für die allgemeine Luftfahrt

charterware UG (haftungsbeschränkt)

Otmar Ripp, Tel: +49 6502 9385667

otmar.ripp@charterware.net

Doc No.: CS23var-010715-01-ASM-01, Rev.01

Aircraft Flight Manual Supplement

**Aircraft Interface for Flight Logger
Charterware OBU**

in

Aircraft Type and Model: AQUILA ATO1-100

Serial No.: ATO1-100X-309

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

List of effective Pages

Page	Title	Issue Date
1	Title Sheet	09.07.2015
2	List of effective Pages, Revision History	09.07.2015
3	Sections I to VIII	09.07.2015
4	Annex 1	09.07.2015

Revision History

[illegible]

Section I: General

This document describes an electrical interface (jack) mounted in the right half of the front panel. That jack is dedicated to connect a Charterware flight logger also called OBU (OnBoardUnit). The flight logger itself is not part of this installation. That device has to be handled as a PED. The pilot/operator must make sure that the applicable European respectively national operating rules (and the associated guidance material) are met.

Section II: Limitations

Do not use the interface jack for other purposes than connecting a Charterware flight logger OBU

Section III: Emergency Procedures

no change to basic flight manual

Section IV: Abnormal Procedures

In case of interference between the flight logger and aircraft instruments:
Pull the Sub-D connector out of the front panel mounted jack.

Section V: Normal Procedures

Additional items for pre-flight check:

Ensure that the flight logger and its associated wiring is properly stowed and fixed.
Check the flight logger plug for proper connection to the jack. Tighten the screws of the Sub-D connector only by hand without gloves. Do not use screwdrivers or other tools! Ensure that the plug can be removed immediately if necessary (see IV).

Section VI: Performance

no change to basic flight manual

Section VII: Weight and Balance

no change to basic flight manual

Section VIII: Technical Description

For details concerning the flight logger see Charterware document User's Manual OBU..
For details concerning the installation see Charterware Installation and Continued Airworthiness Manual CS23var-010715-01-INM-01Rev.01.
For an installation example see annex 1.

Annex 1: Example Photographs of the mounted Flight Logger



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



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