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
Schönhagen, Germany

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

VERZEICHNIS DER GÜLTIGEN SEITEN

Ab-schnitt	Ausgabe	anerkannt	Seite	Datum
0	A.05		0-1 bis 0-6	26.06.2017
1	A.02		1-1 bis 1-12	15.10.2013
2	A.05	X	2-1 bis 2-10	26.06.2017
3	A.05	X	3-1 bis 3-18	26.06.2017
4	A.04	X	4-1 bis 4-20	19.10.2015
5	A.05	(X)*	5-1 bis 5-22	26.06.2017
6	A.02		6-1 bis 6-14	15.10.2013
7	A.05		7-1 bis 7-24	26.06.2017
8	A.02		8-1 bis 8-6	15.10.2013
9	A.05		9-1 bis 9-2	26.06.2017

* - teilweise anerkannt

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)(4) 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

Revision A.05 of AFM ref. FM-AT01-1010-103 is approved under the authority of DOA ref. EASA.21J.025.

Revision A.05 des FHB ref. FM-AT01-1010-103 ist vom Entwicklungsbetrieb mit DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.

26.06.17 AQUILA Heart of Airworthiness

Date, Signature Office of Airworthiness

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 AT01-100C***

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

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 Cockpit Reference Guide und die Operating Instructions des Glas 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.

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

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)

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)

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

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.

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 • 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 (§3a Abs. 3 d. Luftverkehrs-Ordnung). Regelungen anderer nationaler Luftfahrtbehörde (§ 21a Abs. 1 der Luftverkehrs-Ordnung) bleiben unberührt.

**** gilt nicht für FAA registrierte Luftfahrzeuge

***** gilt nur für FAA registrierte Luftfahrzeuge

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.

HINWEIS

Für den Betrieb unter NVFR-Bedingungen ist die zusätzliche Installation eines vom Bordnetz unabhängigen Backup Horizontes mit einer eingebauten Notbatterie möglich (z.B. Mid-Continent LifeSaver o.ä.)

In diesem Luftfahrzeug ist ein akkubetriebener Backup Horizont installiert:

☐ *Ja* ☐ *Nein*

2.12 KRAFTSTOFF

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

Zugelassene Kraftstoffarten siehe Kap. 1.8.

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 / 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.

2.15 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

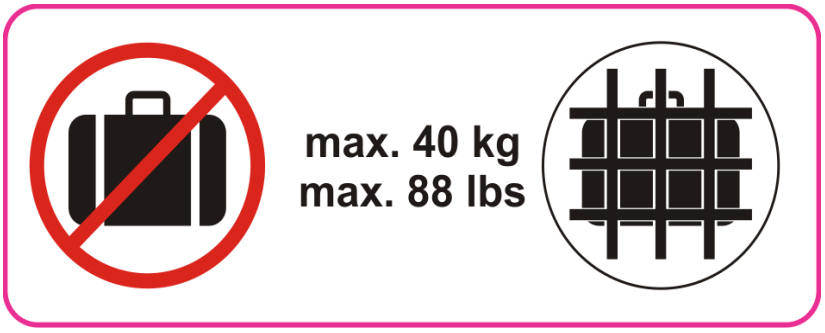
1) Auf dem Instrumentenbrett, im unteren mittleren Bereich des Panels:

Dieses Flugzeug ist in der Kategorie VLA zertifiziert und für den Betrieb VFR-Tag und VFR-Nacht ohne Vereisungs-bedingungen 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:



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	3-10
3.8	GLEITFLUG MIT AUSGEFALLENEM TRIEBWERK	3-11
3.9	LANDUNG MIT DEFEKTEM REIFEN	3-11
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

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	3-20
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

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!*

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
6. Sicherheitslandung	durchführen (siehe 3.4.1)

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 !

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.

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	2 cm nach vorne
		Motor kalt	LEERLAUF
8.	Choke	Motor warm	LOSLASSEN (AUS)
		Motor kalt	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.
Wetterverschlechterungen führen meist zu Sicherheitslandungen.

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
6. Schalter **ALT1 / BAT** — AUS

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
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 gleichzeitigem Ziehen der Sicherung **ALT 2** führt zu einem kompletten Ausfall aller elektrischen und elektronischen Geräte und der Landeklappen. Der Ausfall betrifft auch den Standby Attitude Indikator (AI), die Überziehwarnung und das Landelicht !*

Möglichkeiten zur Stabilisierung der Fluglage bei NVFR:

- ⇨ sichtbare Referenzen (z.B. sich abzeichnender Horizont, Lichter am Boden)
- ⇨ künstlicher Horizont (AI)
  - o mit eigenen Akku (z.B. Life Saver, falls vorhanden) oder
  - o 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.

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 Landeklappe	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 Landeklappe	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.

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 schadhaften 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. Life Saver, falls vorhanden)

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 Audiopanels 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 !

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

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 !

3.10.3 Anzeige von Unterspannung

A) Am Boden (Voltmeterwerte in GELB oder ROT)

1.	Drehzahl	Drehzahl erhöhen, bis Anzeige GRÜN (Soll unter 1350 U/min)
2.	Alle nicht benötigten elektr. Verbraucher:	AUS, bis Anzeige GRÜN.
3.	Bleibt die Anzeige GELB oder ROT	Geplanten Flug nicht durchführen, bevor der Fehler behoben ist !

B) Im Flug

Voltmeterwerte in GELB:

1.	Alle nicht benötigten elektr. Verbraucher:	AUS, bis Anzeige GRÜN.
2.	Bleibt die Anzeige GELB	Alternator defekt ! Gemäß Punkt 3.10.2 verfahren.

Voltmeterwerte in ROT:

1.	Anzeige ROT	Alternator defekt ! Gemäß Punkt 3.10.2 verfahren.

C) Bei der Landung (Voltmeterwerte in GELB oder ROT)

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

WARNUNG

Ist zu irgendeinem Zeitpunkt die Anzeige des Voltmeters ROT, so ist das Flugzeug auf dem nächstgeeigneten Flugplatz zu landen und der Fehler zu beheben, bevor der Flug fortgesetzt wird.

3.11 STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN LANDEKLAPPENSYSTEM

FEHLER in der POSITIONSANZEIGE oder im ANTRIEB der LANDEKLAPPEN

1.Sicherung **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 Landeklappe	in allen Stellungen rasten

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

WARNUNG

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

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 !

3.12.2 Trimmung läuft davon

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

<u>Falls das Problem offensichtlich ist und gelöst werden kann:</u>

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

<u>Falls der Fehler nicht behoben werden kann:</u>

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.

3.13.4 Ausfall des Primary Flight Display's

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

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

3.13.5 Ausfall des Magnetometers

1. Sicherung **AHRS** DRÜCKEN, wenn herausgesprungen

ANMERKUNG

Der Ausfall des Magnetometers wird durch ein rotes „X“ über die Kursanzeige angezeigt. Wenn die GDU 620 ein 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** *(siehe 3.1.1)* 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.

3.13.7 Totalausfall des AHRS

1. Sicherung **AHRS** *(siehe 3.1.1)* 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** *(siehe 3.1.1)* 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“*

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.

[absichtlich freigelassen]

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.

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 kts entspricht V [CAS] = 118 kts*

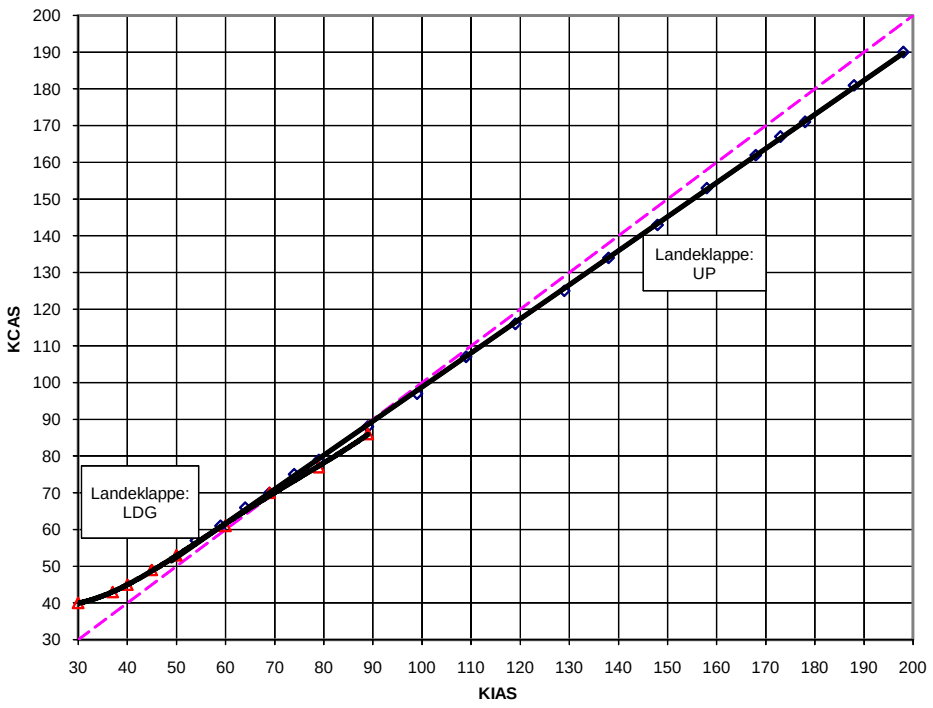


Abb.: 5.2.1 Fahrtmesserkorrektur

5.2.2 Überziehgeschwindigkeiten

Konfiguration in der die Überziehgeschwindigkeiten 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 Überziehgeschwindigkeiten [kts]

ANMERKUNG

Die Überziehgeschwindigkeiten mit Schräglage sind als Richtwerte anzusehen.

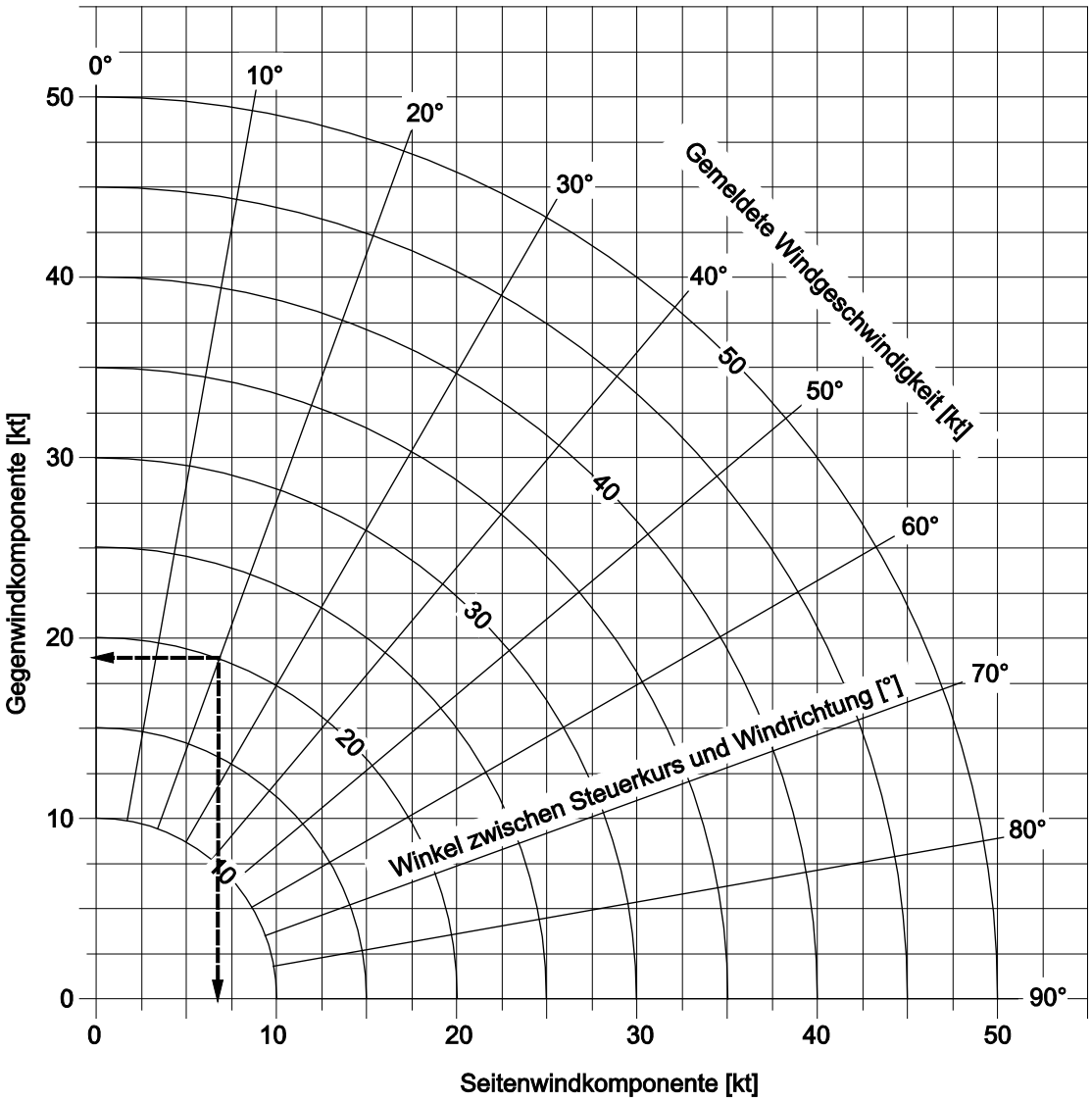
Kleine Unterschiede beim Vorgang des Überziehens können zu abweichenden Ergebnissen führen. Je größer die Schräglage und der Klappenausschlag, desto größer sind die Abweichungen.

5.2.3 Nachgewiesene Seitenwindkomponente, Seitenwinddiagramm

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

WARNUNG

Höhere Seitenwindkomponenten können zu unbeherrschbaren Manövern führen !



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 Flügelnase 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 !

5.2.5 Startstrecken

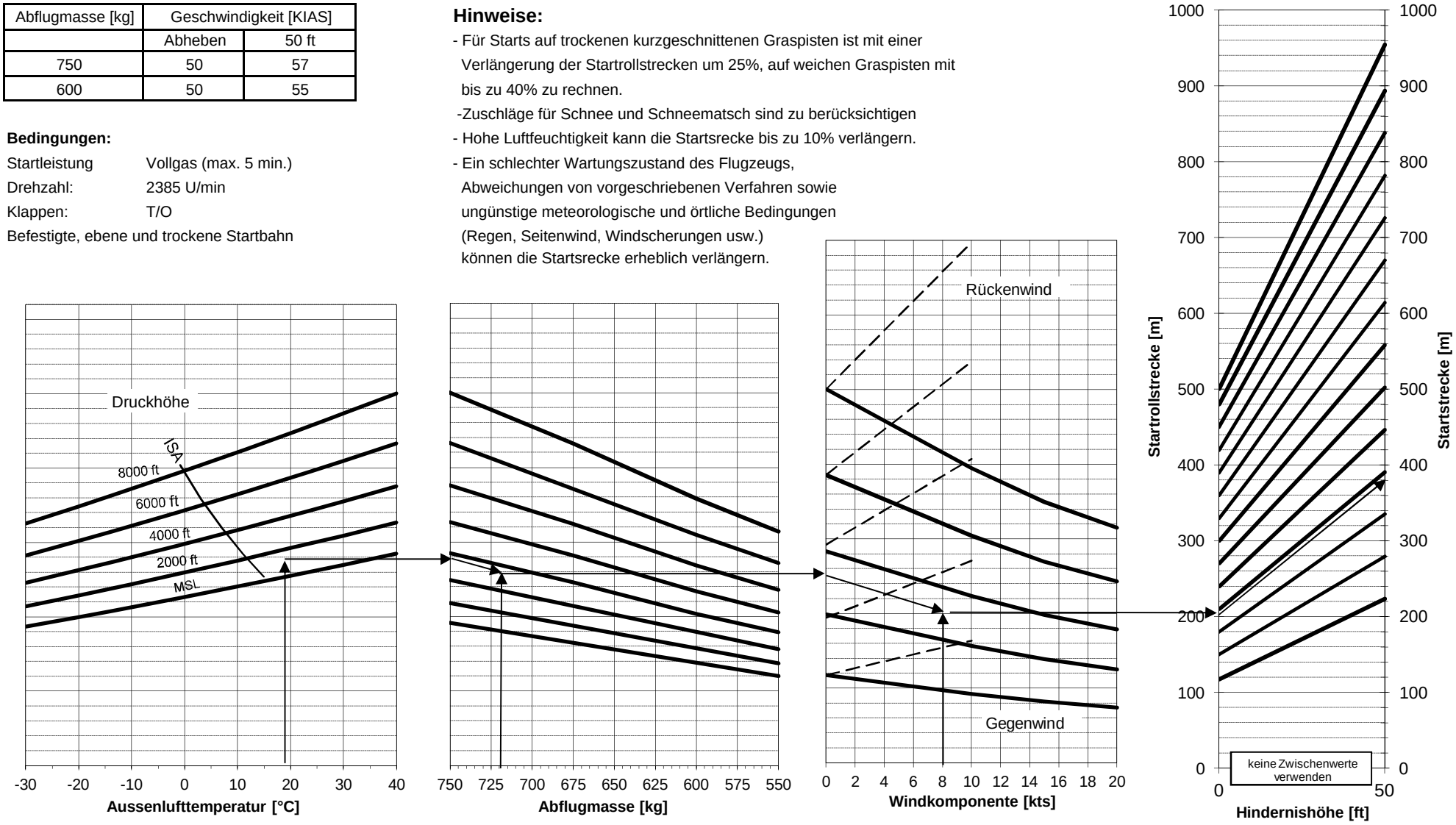
Abflugmasse [kg]	Geschwindigkeit [KIAS]	
	Abheben	50 ft
750	50	57
600	50	55

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 Startsrecke 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 Startsrecke erheblich verlängern.

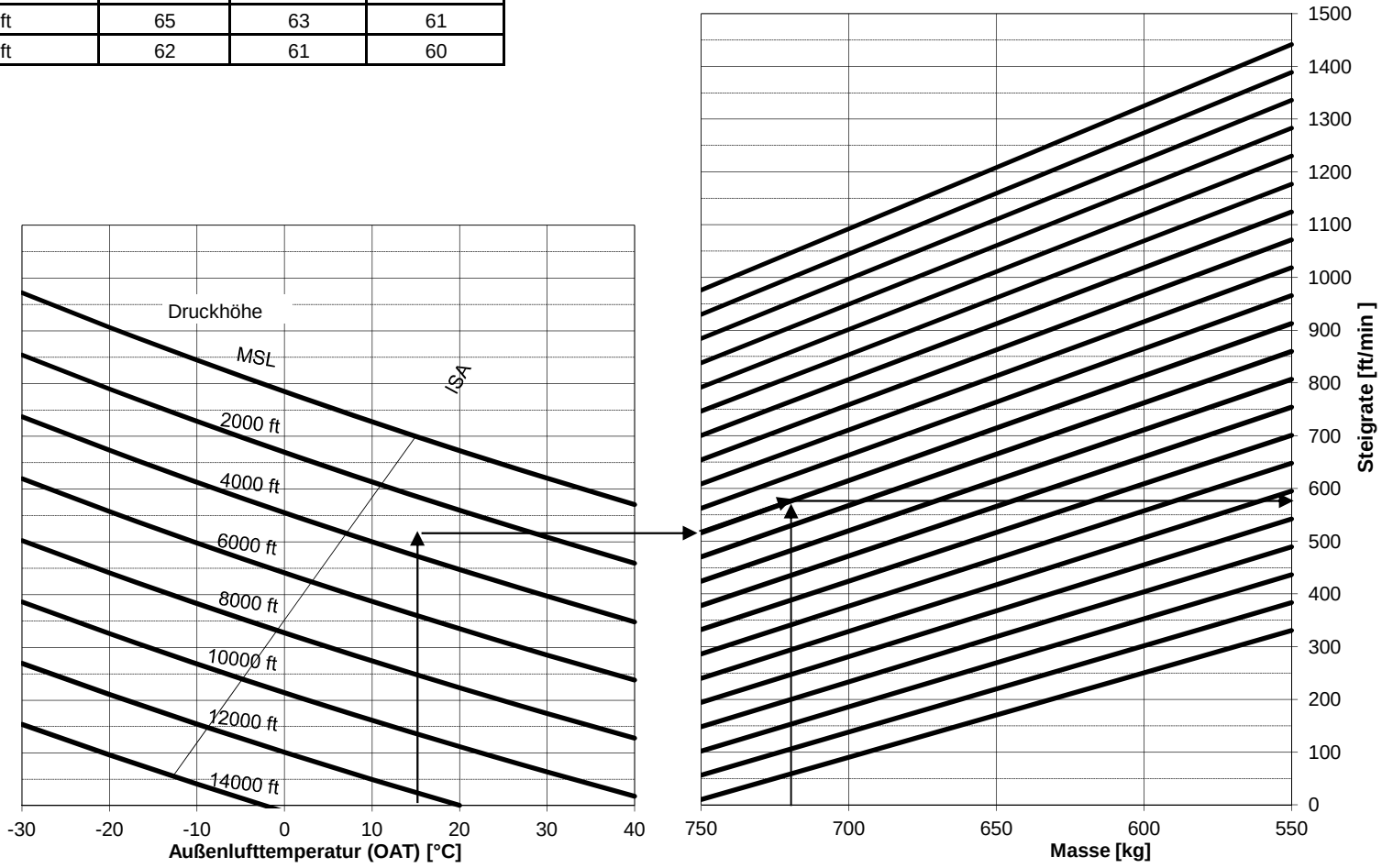


Beispiel: Druckhöhe 1800 ft, Lufttemperatur 18°C — Masse: 720 kg — Gegenwindkomponente 8 kts — Startrollstrecke: 202 m — Startstrecke: 375 m

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



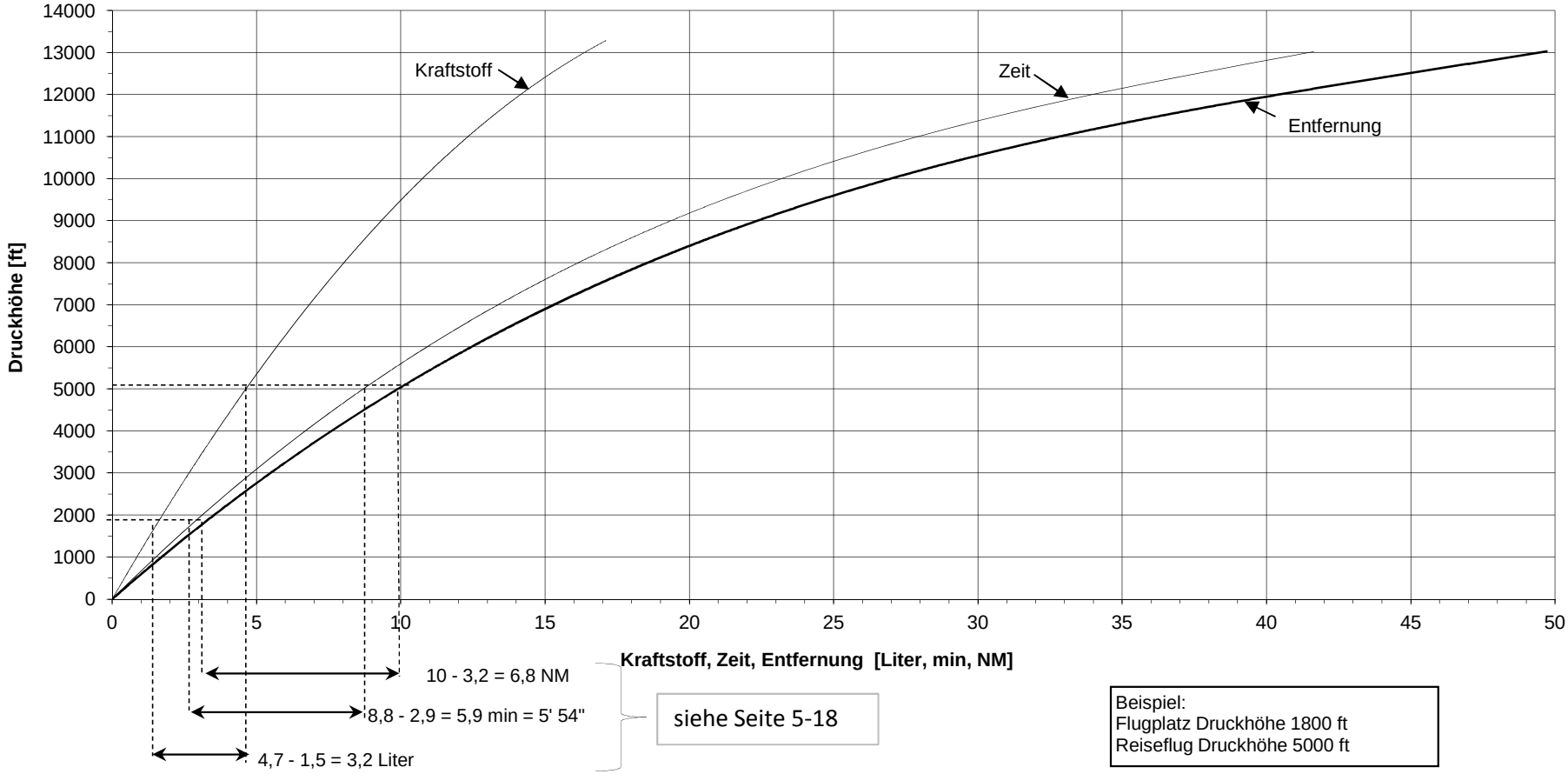
Beispiel: Druckhöhe 3000 ft Masse 720 kg Steigrate 575 ft/min
Lufttemperatur +15°C

5.2.7 Steigflug: Kraftstoff, Zeit und Entfernung

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

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

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



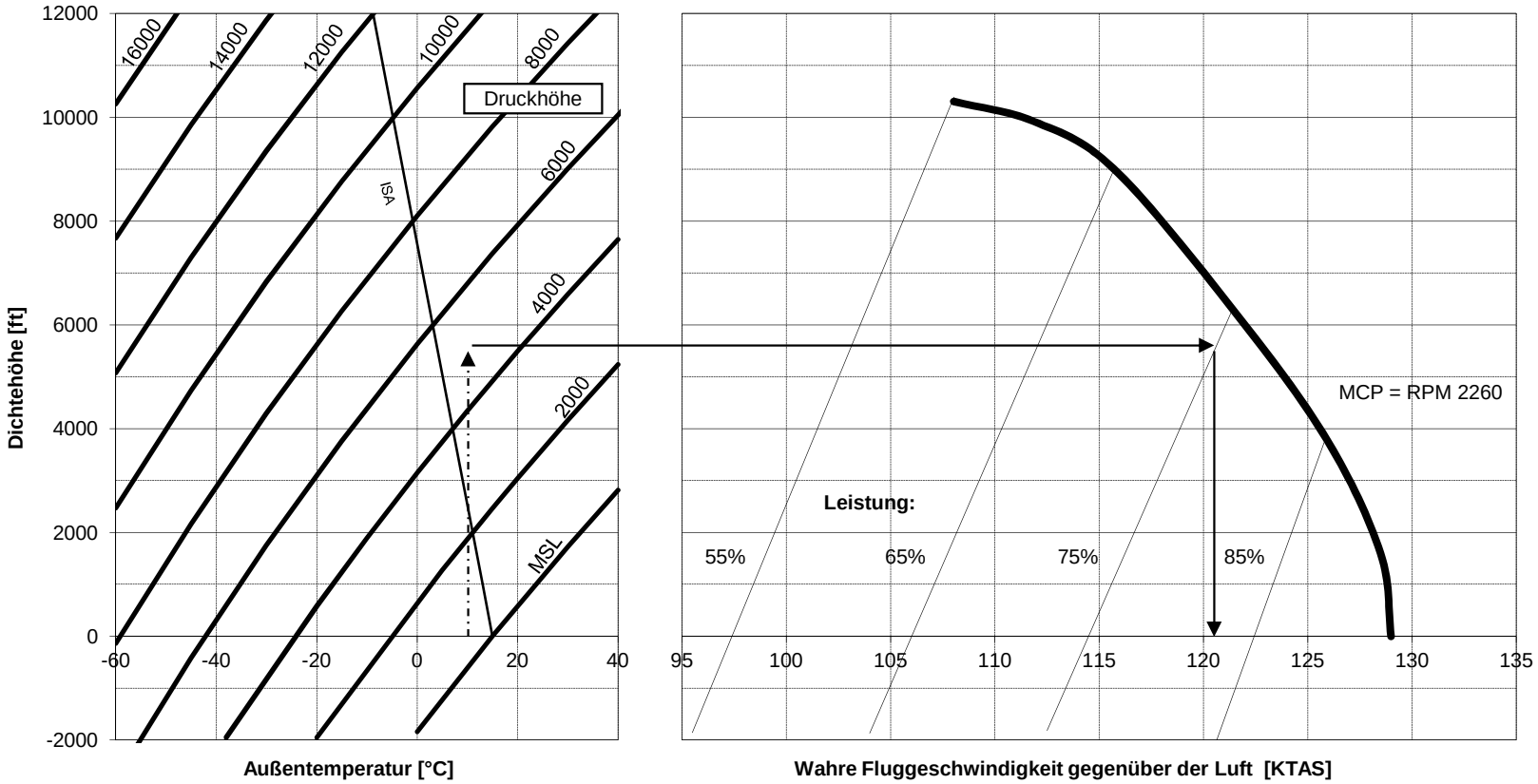
siehe Seite 5-18

Beispiel:
Flugplatz Druckhöhe 1800 ft
Reiseflug Druckhöhe 5000 ft

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 Dichtehöhe: 5600 ft Leistungseinstellung : 75% Geschwindigkeit: 121 kts
Lufttemperatur +10°C

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)

Beispielrechnung: Seite 5.22

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%.

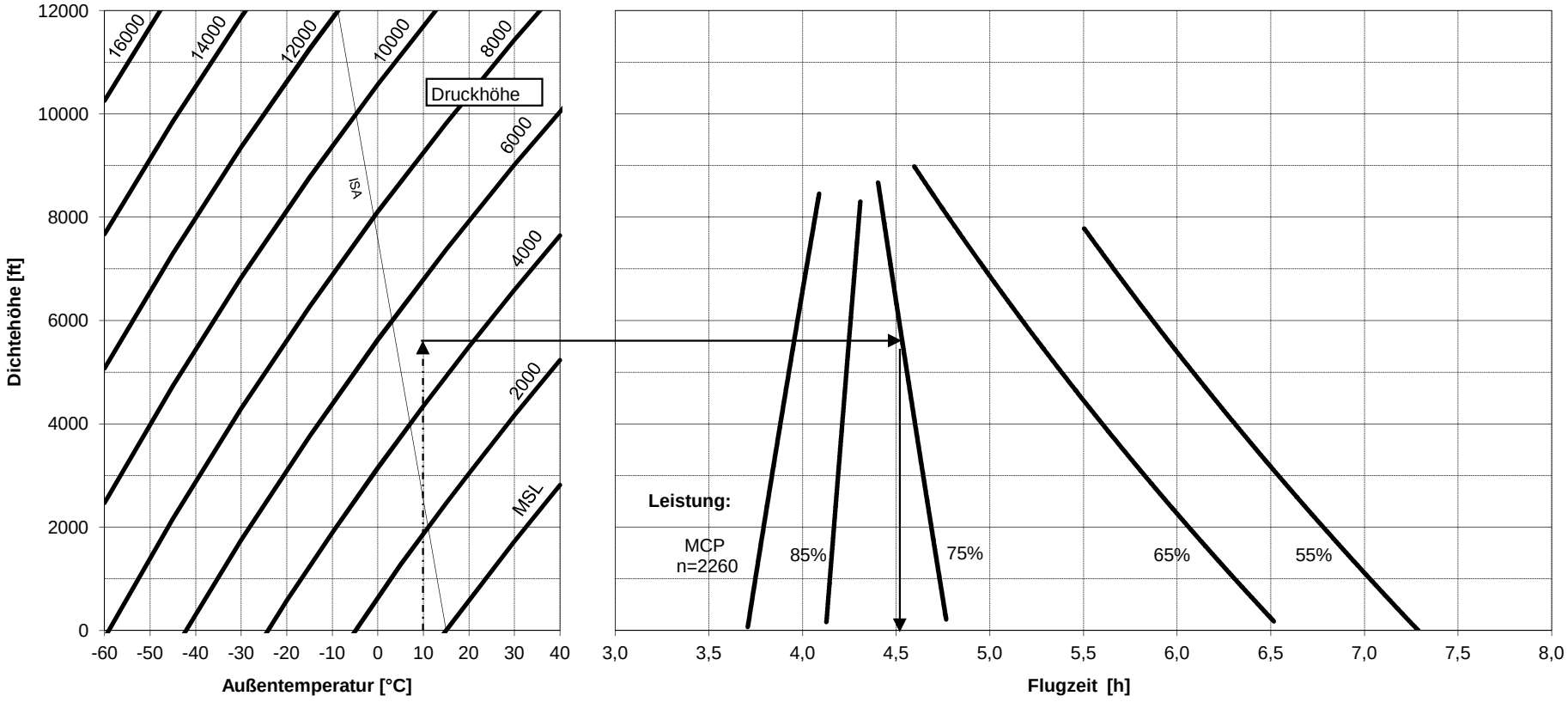
Für jeweils 10°C unter ISA: Ladedruck um 3,0% verringern, dabei verringert sich der Kraftstoffverbrauch 5,0%.

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.



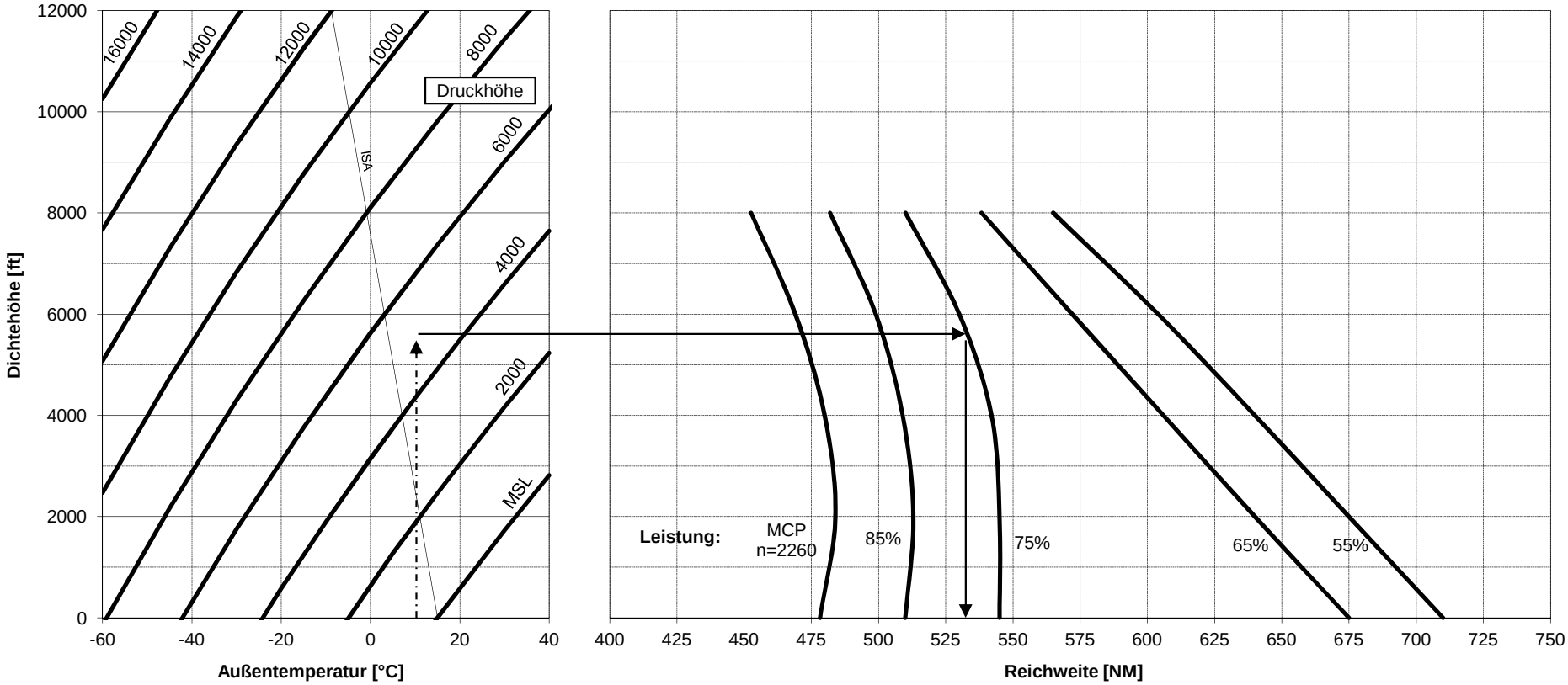
Beispiel: Druckhöhe 5000 ft — Dichtehöhe:5600 ft — Leistungseinstellung : 75% — Flugdauer:4,52 h = 4 h 31'
Lufttemperatur +10°C

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 Reiseflughöhe mit höchster Dauerleistung und Sinkflug.
3. Reserve für 30 min Warteflug mit 55% Leistung = 7,5 l.

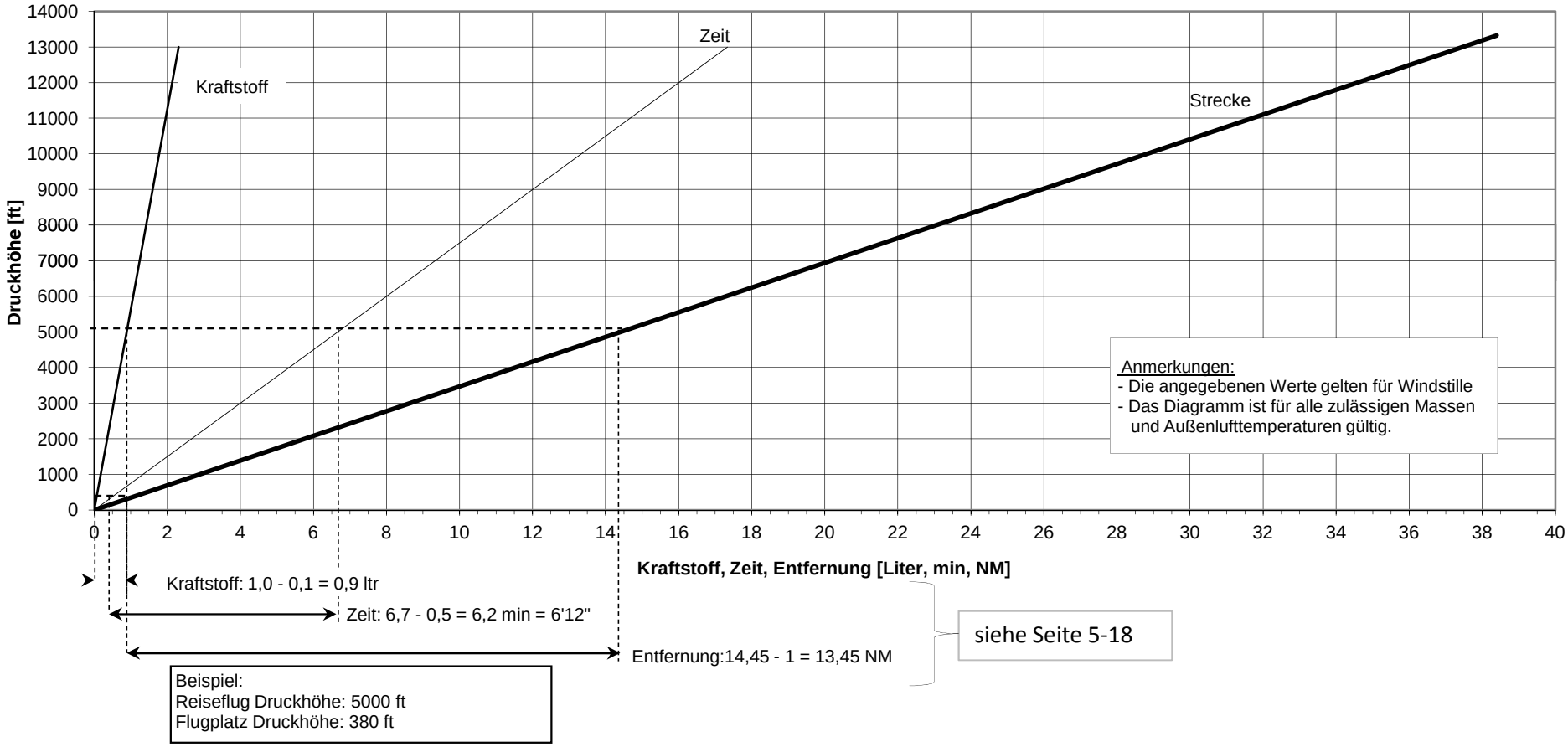


Beispiel: Druckhöhe 5000 ft Dichtehöhe: 5600 ft Leistungseinstellung : 75% Reichweite: 534 NM
Lufttemperatur +10°C

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



siehe Seite 5-18

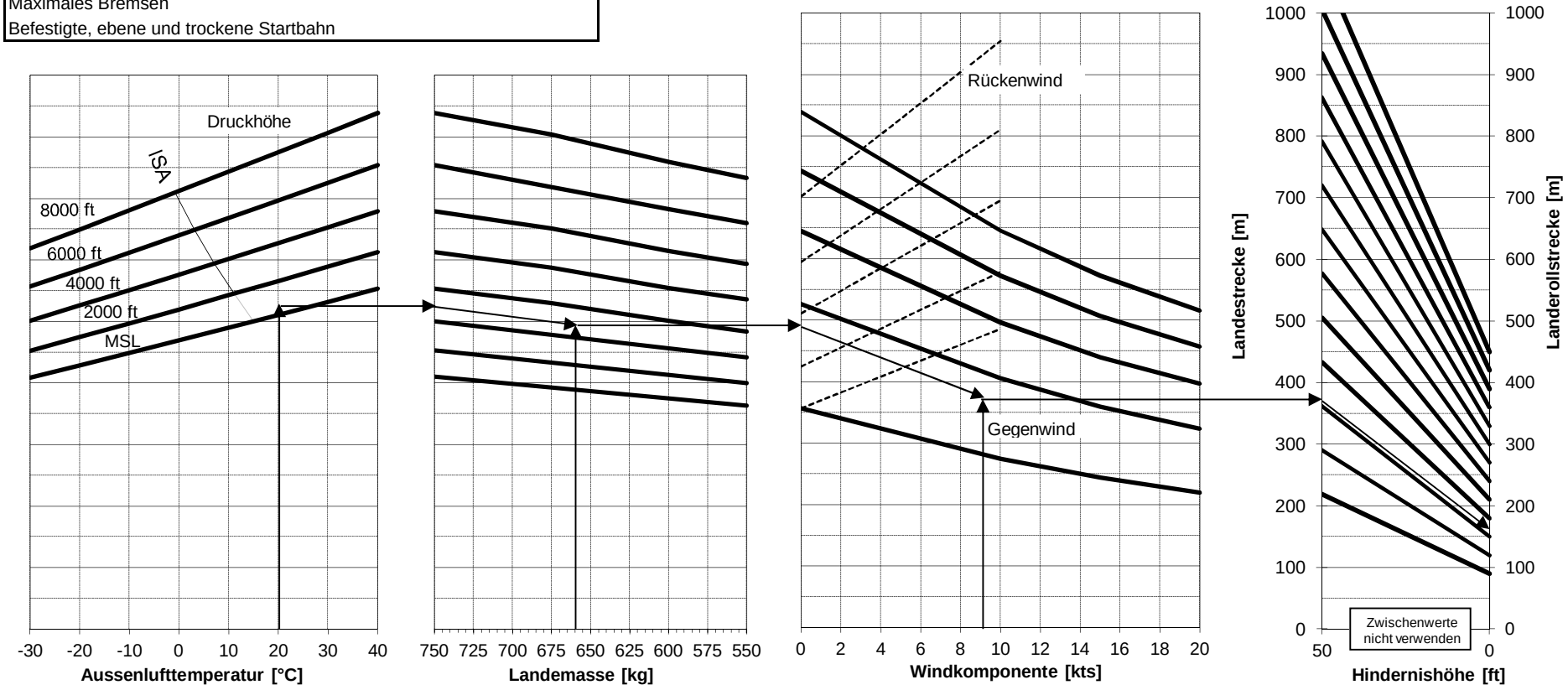
Beispiel:
Reiseflug Druckhöhe: 5000 ft
Flugplatz Druckhöhe: 380 ft

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.

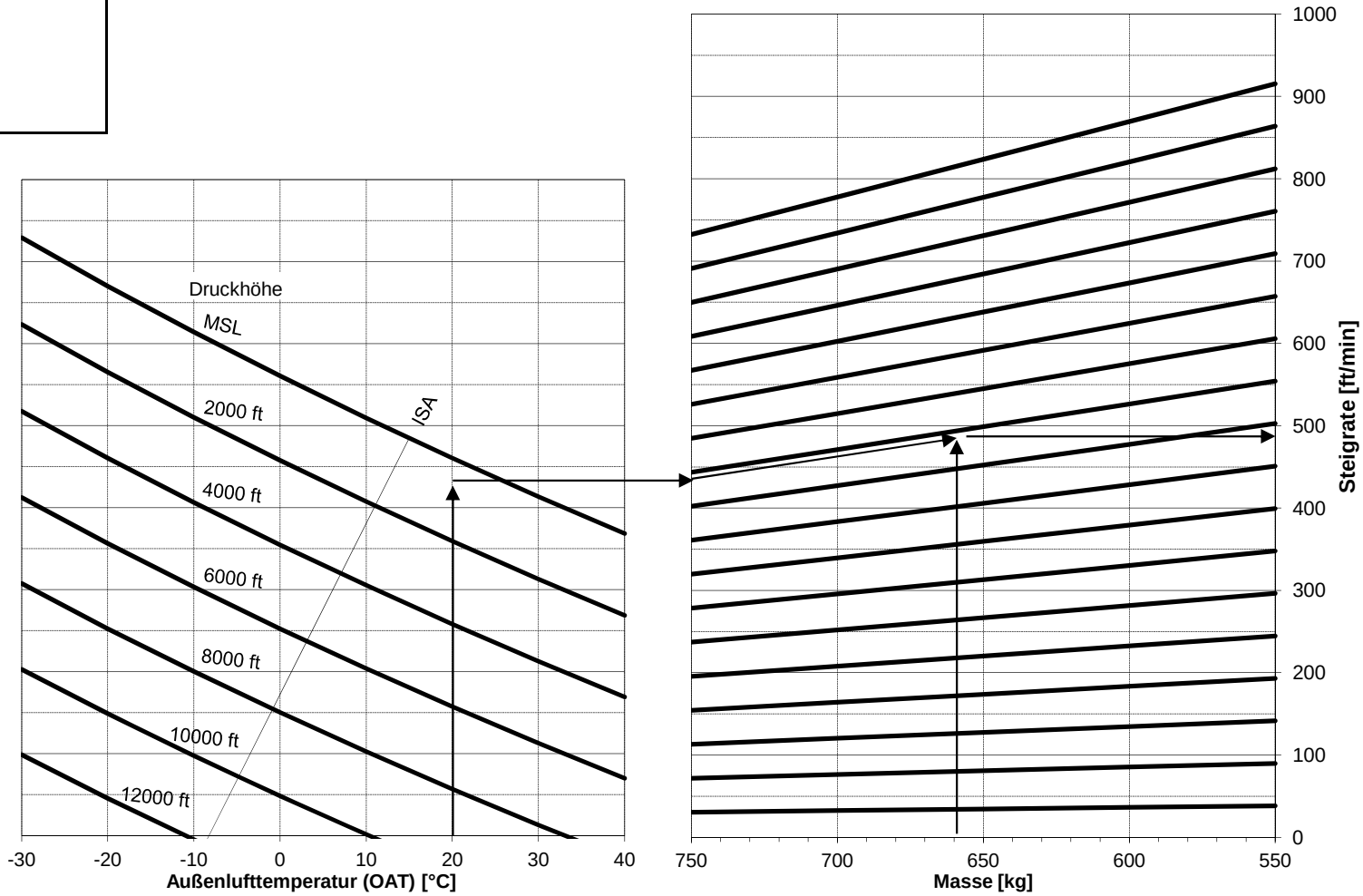
Bedingungen:
Leistung: Leerlauf
Propeller: START (Verstellhebel: Maximale Drehzahl)
Klappen: LDG
Maximales Bremsen
Befestigte, ebene und trockene Startbahn



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

5.2.14 Steigleistung beim Durchstarten

Bedingungen:
Leistung: Vollgas
Drehzahl: 2385 U/min
Landeklappen: LDG
Geschwindigkeit: 55 KIAS



Beispiel: Druckhöhe 380 ft Masse 659 kg Steigrate 490 ft/min
Lufttemperatur +20°C

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.

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) · 1,1 = 6,5 min = 6‘29“
Steigstrecke.....(10 NM – 3,2 NM) · 1,1 = 7,5 NM
Kraftstoff.....(4,7 l – 1,5 l) · 1,1 = 3,5 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:

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

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

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
Erhöhung infolge von 10 kts Rückenwind (4,52 h x 10 kts)	45,2 NM
	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

BERECHNUNG DER ERFORDERLICHEN KRAFTSTOFFMENGE

Verbrauch für Anlassen und Rollen		2,0	l	(Pauschalwert, s. Bem. zu Kraftstoffmenge auf S. 5-12, 5-13)
Verbrauch für den Steigflug (Seite 5-18)	+	3,5	l	
		5,5	l	
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 l 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 kts + 10 kts = 131 kts

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

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

Die für den Reiseflugteil erforderliche Kraftstoffmenge beträgt dann:

3,50 h x 22,2 l/h = 77,70 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.

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.

LEISTUNGSEINSTELLUNG FÜR DEN REISEFLUG

Beispiel 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 x 3,0) =25,44 in Hg
Kraftstoffverbrauch für ISA:	16 l/h
Kraftstoffverbrauch für ISA+10°C:	16 + (0,16 x 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)

ABSCHNITT 7

BESCHREIBUNG des FLUGZEUGES

		Seite
7.1	EINFÜHRUNG	7-3
7.1.1	Garmin G-500 (Primary Flight Display)	7.3
7.1.2	Glas 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

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	GLAS 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, des Glas Panel Engine Monitors MVP-50P-AQ und weiterer implementierter Systeme und gibt Hinweise zu ihrer Bedienung.

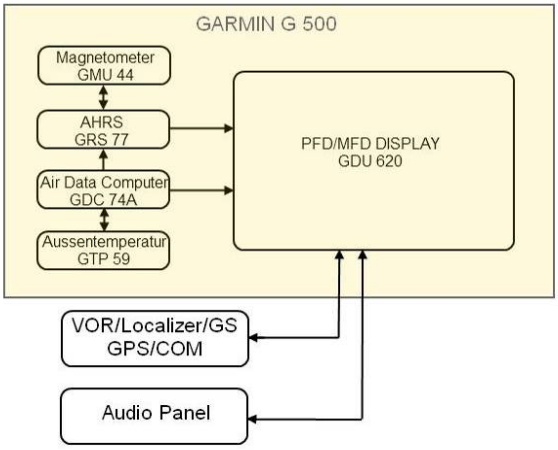
ANMERKUNG

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

7.1.1 Garmin G500 (Primary Flight Display)

Das GARMIN G500 besteht aus einer PFD-Anzeige und einer MFD-Anzeige, die zusammen zu einer Einheit, dem Garmin Anzeige Gerät (GDU), zusammengefasst sind. Zusätzlich besteht das System aus einer Fluglageeinheit (AHRS-Modul) und einer Einheit zur Luftdatenmessung (ADC-Modul).

Der prinzipielle Aufbau des GARMIN G500-Systems ist in der folgenden Abbildung dargestellt.



Die GDU wird über einen eigenen Push-Pull-Sicherungsautomaten mit Strom versorgt. Der Sicherungsautomat befindet sich an der rechten Seite des Panels und ist mit PFD/MFD beschriftet.

Das AHRS-Modul und damit das Magnetometer wird 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. Das AHRS-Modul befindet sich unter der rechten Gepäckraumabdeckung und ist über einen eigenen Kabelbaum mit der GDU verbunden.

Der ADC und die Aussentemperatursonde 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 dieser 3 Sicherungsautomaten ist aktiv, sobald **ALT1 / BAT** eingeschaltet wird.

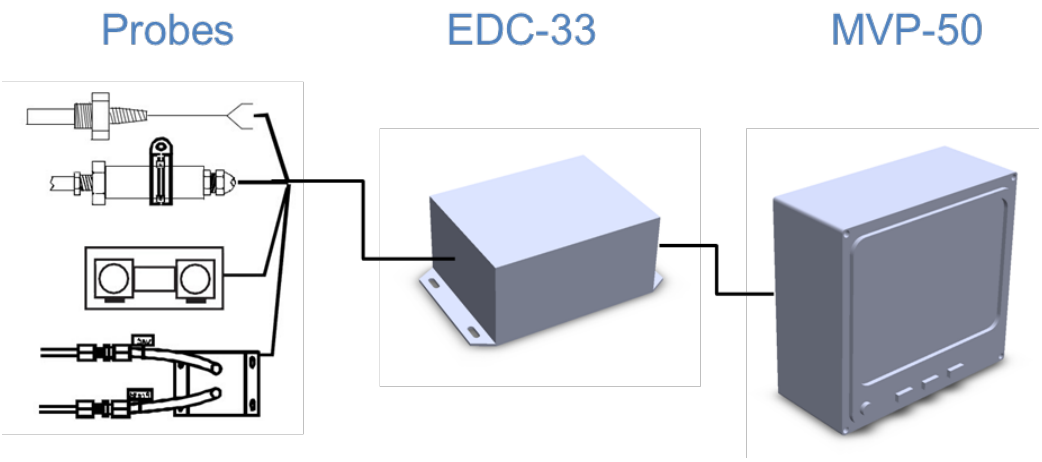
7.1.2 Glas Panel Engine Monitor MVP-50P-AQ

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 Annunciatorpanel 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:



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 Volllaminat 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.

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.

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 Landestellung leuchtet die untere grüne Lampe (LDG)

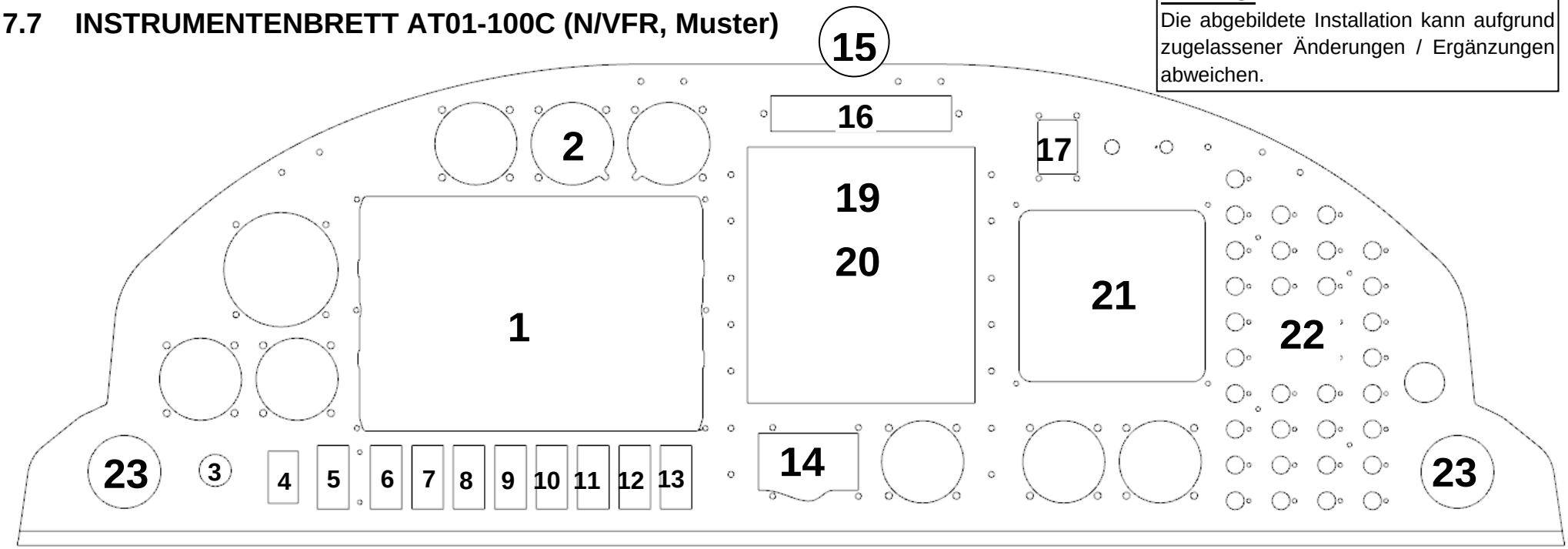
Die Schalterstellungen entsprechen in der vertikalen Anordnung sinngemäß den Positionen der Klappenendkanten.

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

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

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

HINWEIS:
Die abgebildete Installation kann aufgrund zugelassener Änderungen / Ergänzungen abweichen.

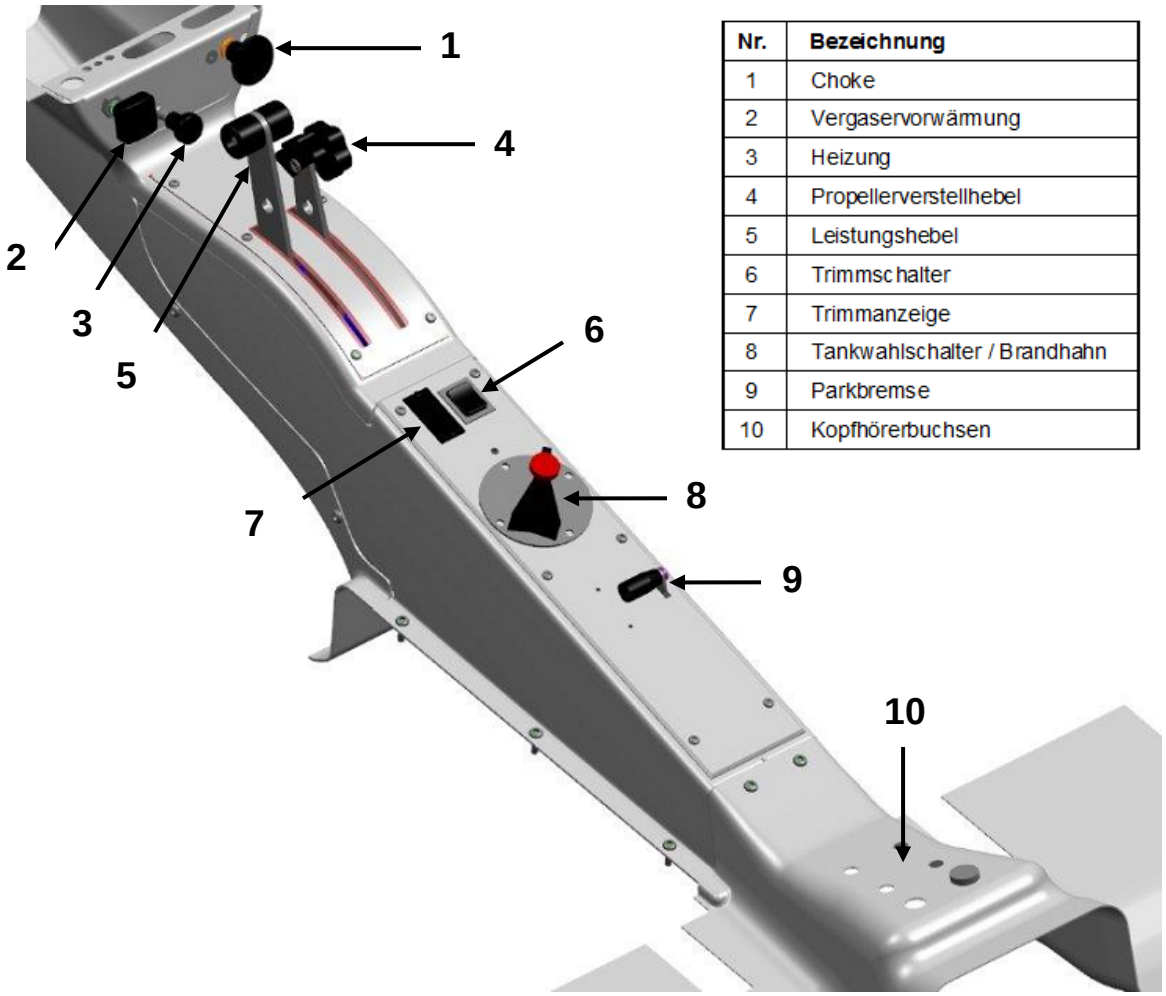


Angaben zur Mindestinstrumentierung des Flugzeuges, je nach Betriebsart, sind in Kapitel 2.12 enthalten.

Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung	Nr.	Bezeichnung
1	GARMIN G500	5	Kraftstoffpumpe	9	Landelicht	13	Reserve	17	ELT	21	Annunciator Panel 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

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.



Nr.	Bezeichnung
1	Choke
2	Vergaservorwärmung
3	Heizung
4	Propellerverstellhebel
5	Leistungshebel
6	Trimmschalter
7	Trimmanzeige
8	Tankwahlschalter / Brandhahn
9	Parkbremse
10	Kopfhörerbuchsen

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.

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 Gurtschlosses eingeschoben.
Das Öffnen des Gurtzeugs erfolgt durch Drehen des Gurtschlosses 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 zugängig.

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.

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.

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%.

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	cm³
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.

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 !

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.

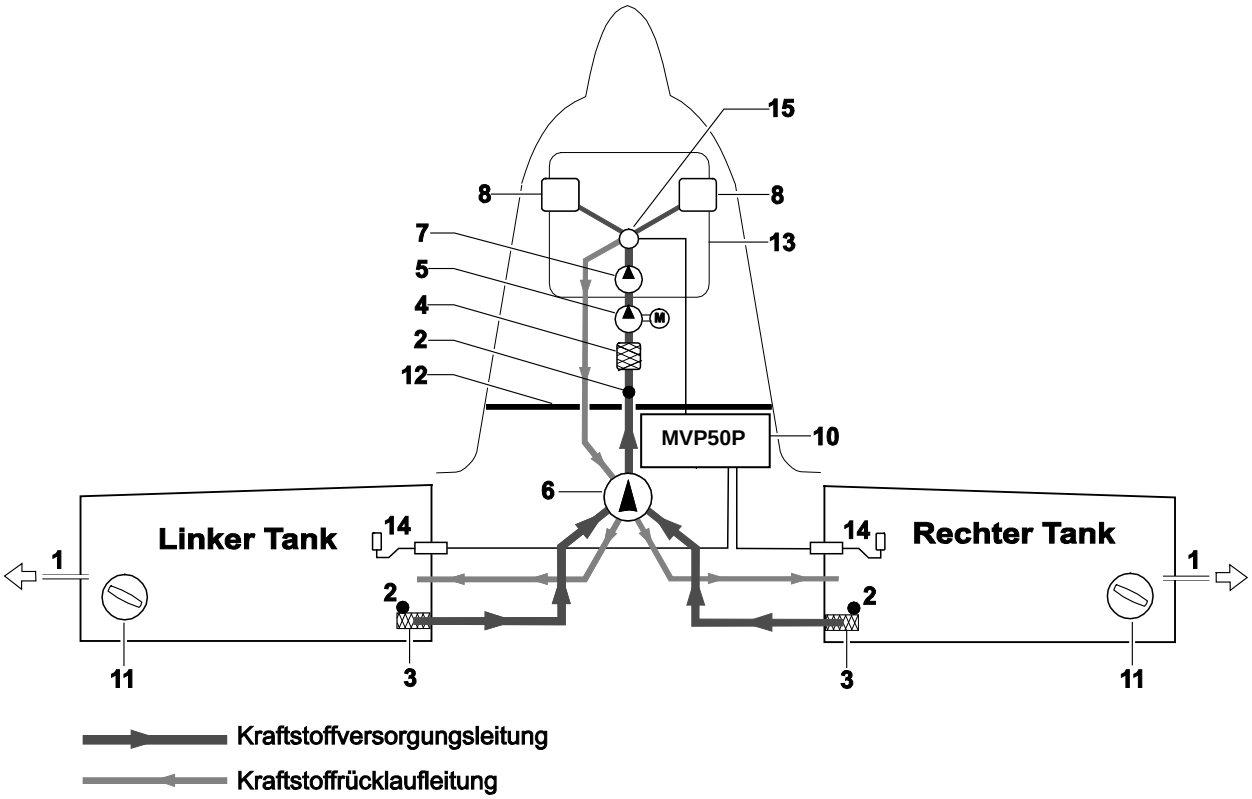
Die Funktionsüberprüfung der Vergaservorwärmung gehört zu jeder Vorflugkontrolle.

ANMERKUNG

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

7.13 TREIBSTOFFSYSTEM

7.13.1 Übersicht



1	Entlüftung zum Winglet	8	Vergaser
2	Drain-Ventil	9	nicht belegt
3	Grobfilter	10	Glas 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

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.

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 Absperren 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 ¾ 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 ½ und ¾ Tankfüllung.

ANMERKUNG

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

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.

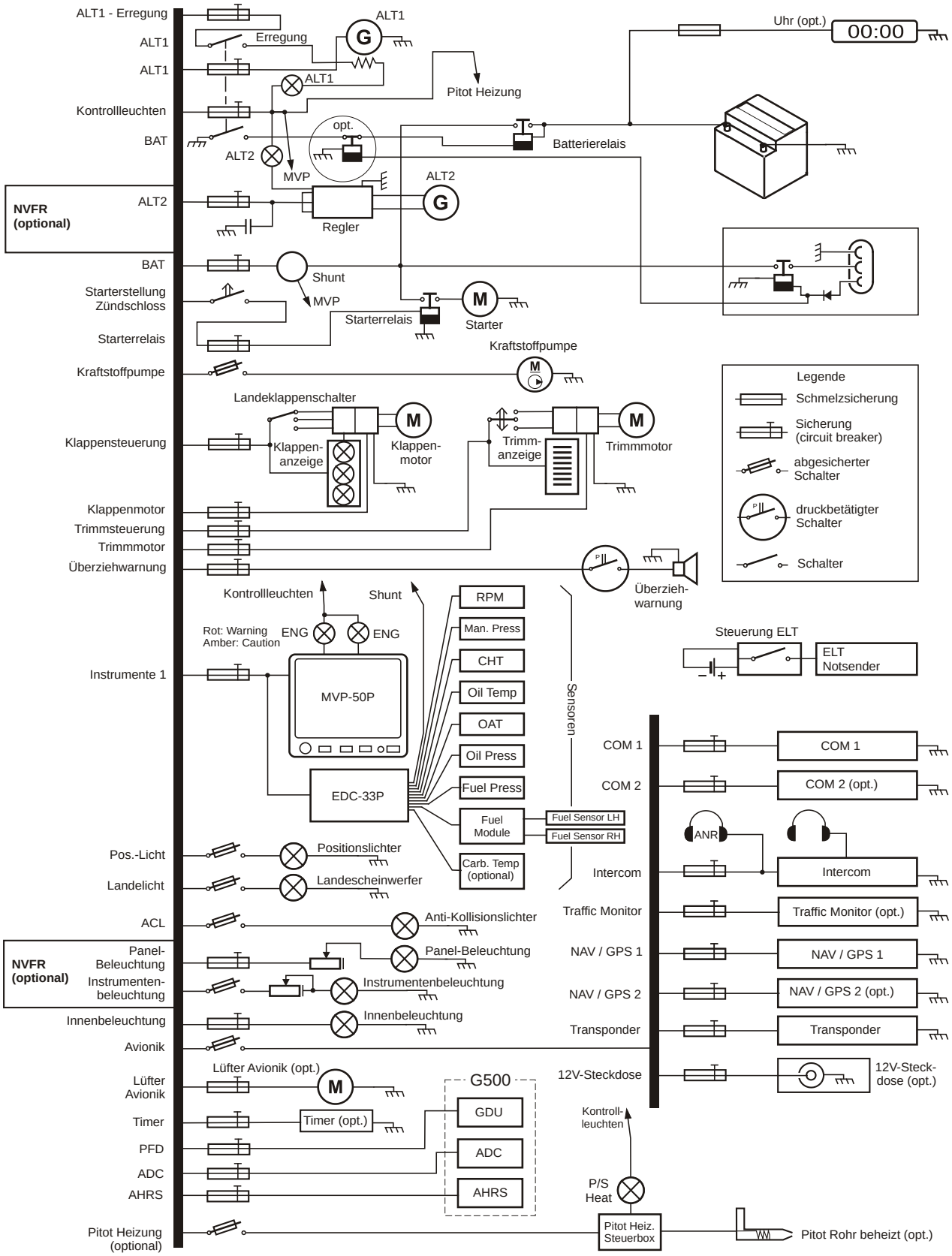


Abb.: Blockschaltbild Elektrik

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 GLAS 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
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.

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 ensprechende 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.

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.

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.*

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.

[absichtlich freigelassen]

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.

9.2 INDEX DER ERGÄNZUNGEN

Kennzeichen:	**Werknummer: AT01- 100C -**

Ergänzung Nr.	Titel	eingebaut
AS-00	Winterbetrieb	variabel
AS-01	Nacht VFR (AT01-100A)	
AS-02	ASPEN MFD	
AS-03*	ASPEN PFD	
AS-04	FLYMAP	
AS-05	Nacht VFR (AT01-100B)	
AS-06	Nacht VFR (AT01-100C)	
AS-07	Garmin SL 40	
AS-08	Garmin GTX 330 / 328	
AS-09*	Garmin GTN 650	
AS-10*	Garmin GMA 350	
AS-11	ELT – Kannad 406	
AS-12	Garrecht TRX 1500	
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	

ANMERKUNG

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

ABSCHNITT 9

FLUGHANDBUCH-ERGÄNZUNG AS-06

VFR-TAG und VFR-NACHT Betrieb

Garmin G500, MVP-50P-AQ

Für den Tag- und Nacht-VFR Betrieb, ist diese FHB-Ergänzung anwendbar und muss in den Abschnitt 9 des Flughandbuches aufgenommen werden.

Die Abschnitte 1, 2, 3, 4 und 7 des Basishandbuches sind <u>vollständig</u> durch die Abschnitte 1, 2, 3, 4 und 7 dieser Flughandbuchergänzung auszutauschen.

Informationen dieser FHB-Ergänzung ersetzen diejenigen des Basishandbuches.

Revision A.04 of AFM Supplement AS-06 ref. FM-AT01-1010-245 is approved under the authority of DOA ref. EASA.21J.025.

Revision A.04 der FHB Ergänzung AS-06 ref. FM-AT01-1010-245 ist vom Entwicklungsbetrieb mit DOA ref. EASA.21J.025 zugelassen.

AQUILA Head of Airworthiness DOA EASA 21J.025

26.06.17

Date, Signature Office of Airworthiness

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

0.2 LISTE DER GÜLTIGEN SEITEN

Seite	Ausgabe	Datum
1-1 bis 1-12	A.02	15.10.2013
2-1 bis 2-10	A.04	26.06.2017
3-1 bis 3-22	A.04	26.06.2017
4-1 bis 4-20	A.03	19.10.2015
7-1 bis 7-26	A.04	26.06.2017

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