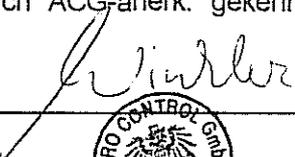

FLUGHANDBUCH

DV 20

mit ROTAX 912 S

Lufttüchtigkeitsgruppe : Normal
Angewandte Bauvorschrift : JAR-VLA inkl. Amendment VLA/92/1
Werknummer : _____
Kennzeichen : _____
Dok. Nr. : 4.01.20
Ausgabedatum : 17 März 1999

Die im Verzeichnis der Seiten durch "ACG-merk." gekennzeichneten Seiten sind anerkannt durch:

Unterschrift :  _____
Behörde :  _____
Stempel : AUSTRO CONTROL GmbH
Abteilung Flugtechnik
Außenstelle Ost
: A-1300 Wien-Flughafen, Hangar 2 _____
Anerkennungsdatum : 15. Juli 1999 _____

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

Vor der Inbetriebnahme durch den Piloten ist das Flughandbuch in seinem vollen Inhalt zur Kenntnis zu nehmen.

VORWORT

Wir beglückwünschen Sie zu Ihrer neuen KATANA 100.

Sicherer Umgang mit einem Flugzeug erhöht die Sicherheit und mehrt den Spaß am Fliegen. Nehmen Sie sich deshalb die Zeit, um sich mit Ihrer neuen KATANA 100 vertraut zu machen.

Wir bitten Sie aufrichtig, das vorliegende Flughandbuch sorgfältig zu lesen und den darin enthaltenen Empfehlungen Ihre besondere Aufmerksamkeit zu schenken, damit Sie viel Freude und einen störungsfreien Flugbetrieb mit Ihrem Flugzeug haben können.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				0 - 1

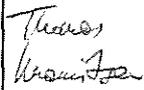
0.1 ERFASSUNG DER BERICHTIGUNGEN

Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuchs, ausgenommen aktualisierte Wägedaten, müssen in der nachstehenden Tabelle erfaßt werden. Berichtigungen der anerkannten Abschnitte bedürfen der Gegenzeichnung durch Austro Control GmbH.

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

Sollten Sie Ihre KATANA 100 gebraucht erworben haben, teilen Sie uns bitte Ihre Adresse mit, damit wir Sie mit den für den sicheren Betrieb des Flugzeuges notwendigen Publikationen versorgen können.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				0 - 2

Rev. Nr.	Ab-schnitt	Seiten	Datum der Revision	Anerkennungsvermerk	Datum der Anerkennung	Datum der Einarbeitung	Unterschrift
1	0	0-3, 0-4, 0-5, 0-7	06 Sep 1999	[anerkannt durch Ing. Andreas Winkler für ACG]	20 Sep 1999	11 Nov 1999	DAI
	2	2-8, 2-16, 2-17, 2-18, 2-19, 2-20					
	4	4-11					
	7	7-8					
2	0	0-3, 0-4, 0-7	12 Nov 2001		13. NOV. 2001	23 Nov 2001	
	2	2-18					
	7	7-8					

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	0 - 3

0.2 VERZEICHNIS DER SEITEN

Ab-schnitt	Seite	Datum	Ab-schnitt	Seite	Datum
0	0-0	17 Mar 1999	2	2-1	17 Mar 1999
	0-1	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-2	17 Mar 1999
	0-2	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-3	17 Mar 1999
	0-3	12 Nov 2001		ACG-ank. 2-4	17 Mar 1999
	0-4	12 Nov 2001		ACG-ank. 2-5	17 Mar 1999
	0-5	06 Sep 1999		ACG-ank. 2-6	17 Mar 1999
	0-6	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-7	17 Mar 1999
	0-7	12 Nov 2001		ACG-ank. 2-8	06 Sep 1999
1	1-1	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-9	17 Mar 1999
	1-2	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-10	17 Mar 1999
	1-3	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-11	17 Mar 1999
	1-4	17 Mar 1999		ACG-ank. 2-12	17 Mar 1999
	1-5	17 Mar 1999	ACG-ank. 2-13	17 Mar 1999	
	1-6	17 Mar 1999	ACG-ank. 2-14	17 Mar 1999	
	1-7	17 Mar 1999	ACG-ank. 2-15	17 Mar 1999	
	1-8	17 Mar 1999	ACG-ank. 2-16	06 Sep 1999	
	1-9	17 Mar 1999	ACG-ank. 2-17	06 Sep 1999	
	1-10	17 Mar 1999	ACG-ank. 2-18	12 Nov 2001	
	1-11	17 Mar 1999	ACG-ank. 2-19	06 Sep 1999	
	1-12	17 Mar 1999	ACG-ank. 2-20	06 Sep 1999	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	0 - 4

Ab-schnitt	Seite	Datum	Ab-schnitt	Seite	Datum
3	3-1	17 Mar 1999	4	4-1	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-2	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-2	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-3	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-3	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-4	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-4	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-5	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-5	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-6	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-6	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-7	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-7	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-8	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-8	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-9	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-9	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-10	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-10	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-11	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-11	06 Sep 1999
	ACG-ank. 3-12	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-12	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-13	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-13	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-14	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-14	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-15	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-15	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-16	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-16	17 Mar 1999
	ACG-ank. 3-17	17 Mar 1999		ACG-ank. 4-17	17 Mar 1999
			ACG-ank. 4-18	17 Mar 1999	
			ACG-ank. 4-19	17 Mar 1999	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		0 - 5

Ab-schnitt	Seite	Datum	Ab-schnitt	Seite	Datum
5	5-1	17 Mar 1999	6	6-1	17 Mar 1999
	5-2	17 Mar 1999		6-2	17 Mar 1999
	ACG-merk. 5-3	17 Mar 1999		6-3	17 Mar 1999
	5-4	17 Mar 1999		6-4	17 Mar 1999
	5-5	17 Mar 1999		6-5	17 Mar 1999
	5-6	17 Mar 1999		6-6	17 Mar 1999
	ACG-merk. 5-7	17 Mar 1999		6-7	17 Mar 1999
	5-8	17 Mar 1999		6-8	17 Mar 1999
	ACG-merk. 5-9	17 Mar 1999		6-9	17 Mar 1999
	5-10	17 Mar 1999		6-10	17 Mar 1999
	ACG-merk. 5-11	17 Mar 1999		6-11	17 Mar 1999
	5-12	17 Mar 1999		6-12	17 Mar 1999
	5-13	17 Mar 1999		6-13	17 Mar 1999
	5-14	17 Mar 1999		6-14	17 Mar 1999
	5-15	17 Mar 1999		6-15	17 Mar 1999
	ACG-merk. 5-16	17 Mar 1999		6-16	17 Mar 1999
			6-17	17 Mar 1999	
			6-18	17 Mar 1999	
			6-19	17 Mar 1999	
			6-20	17 Mar 1999	

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				0 - 6

Ab-schnitt	Seite	Datum	Ab-schnitt	Seite	Datum
7	7-1	17 Mar 1999	9	9-1	17 Mar 1999
	7-2	17 Mar 1999		9-2	17 Mar 1999
	7-3	17 Mar 1999		9-3	17 Mar 1999
	7-4	17 Mar 1999			
	7-5	17 Mar 1999			
	7-6	17 Mar 1999			
	7-7	17 Mar 1999			
	7-8	12 Nov 2001			
	7-9	17 Mar 1999			
	7-10	17 Mar 1999			
	7-11	17 Mar 1999			
	7-12	17 Mar 1999			
	7-13	17 Mar 1999			
	7-14	17 Mar 1999			
	7-15	17 Mar 1999			
	7-16	17 Mar 1999			
	7-17	17 Mar 1999			
8	8-1	17 Mar 1999			
	8-2	17 Mar 1999			
	8-3	17 Mar 1999			
	8-4	17 Mar 1999			
	8-5	17 Mar 1999			
	8-6	17 Mar 1999			
	8-7	17 Mar 1999			

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	0 - 7

0.3 INHALTSVERZEICHNIS

ALLGEMEINES

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 1

BETRIEBSGRENZEN

(ein anerkannter Abschnitt) 2

NOTVERFAHREN

(ein anerkannter Abschnitt) 3

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

(ein anerkannter Abschnitt) 4

LEISTUNGEN

(ein in Teilen anerkannter Abschnitt) 5

BELADEPLAN UND SCHWERPUNKTLAGE / AUSRÜSTUNGSLISTE

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 6

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 7

HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 8

ERGÄNZUNGEN

(ein nicht anerkannter Abschnitt) 9

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				0 - 8

ABSCHNITT 1

ALLGEMEINES

	Seite
1.1 EINFÜHRUNG	1-2
1.2 ZULASSUNGSBASIS	1-2
1.3 HINWEISSTELLEN	1-3
1.4 ABKÜRZUNGEN / ERKLÄRUNGEN	
1.4.1 ABKÜRZUNGEN	1-4
1.4.2 PHYSIKALISCHE EINHEITEN	1-5
1.4.3 BEGRIFFSERKLÄRUNGEN	1-6
1.5 BESCHREIBUNG UND TECHNISCHE DATEN	1-10
1.6 DREISEITENANSICHT	1-12

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

1.1 EINFÜHRUNG

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

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

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

1.2 ZULASSUNGSBASIS

Das Basismuster DV 20 wurde vom Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZ, jetziges ACG) nach den Joint Aviation Requirements JAR-VLA, Very Light Aeroplanes, Ausgabe 26. April 1990, muster geprüft. (Musterzulassungsschein Nr. FZ 1/93).

Die durchgeführte große Änderung wurde vom ACG auf Basis JAR-VLA, Ausgabe 26. April 1990, gem. CRI A-1 zugelassen.

Lufttüchtigkeitsgruppe: Normal

Lärmzulassungsbasis: ZLV 738/1993 § 14 (1) (für Österreich)

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

1.3 HINWEISSTELLEN

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

WARNUNG

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

WICHTIGER HINWEIS

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

ANMERKUNG

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

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

1.4 AKÜRZUNGEN / ERKLÄRUNGEN

1.4.1 ABKÜRZUNGEN

ACG	Austro Control GmbH (ehemals Bundesamt für Zivilluftfahrt, BAZ), Österreichische Zivilluftfahrtbehörde
ACL	Warnlicht vor Zusammenstoß (Anti Collision Light)
BE	Bezugsebene (für Schwerpunktrechnungen)
CAS	Berichtigte Fluggeschwindigkeit (Calibrated Airspeed, Erklärung siehe 1.4.3)
CfK	Kohlefaserverstärkter Kunststoff
GfK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
GS	Geschwindigkeit über Grund (Ground Speed, Erklärung siehe 1.4.3)
IAS	Angezeigte Fluggeschwindigkeit (Indicated Airspeed, Erklärung siehe 1.4.3)
ISA	Internationale Standardatmosphäre
KCAS	Berichtigte Fluggeschwindigkeit, angegeben in Knoten
KIAS	Angezeigte Fluggeschwindigkeit, angegeben in Knoten
OAT	Outside Air Temperature (Außentemperatur)
TAS	Wahre Fluggeschwindigkeit (True Airspeed, Erklärung siehe 1.4.3)

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

1.4.2 PHYSIKALISCHE EINHEITEN

Größe	SI-Einheiten	US-Einheiten	Umrechnungen
Länge	[mm] Millimeter [m] Meter	[in.] inches (Zoll) [ft.] feet (Fuß)	[mm] / 25,4 = [in.] [m] / 0,3048 = [ft.]
Geschwindigkeit	[km/h] Kilometer pro Stunde [m/s] Meter pro Sekunde	[kts.] knots (Knoten) [mph] miles per hour (Meilen pro Stunde) [fpm] feet per minute (Fuß pro Minute)	[km/h] / 1,852 = [kts.] [km/h] / 1,609 = [mph] [m/s] * 196,85 = [fpm]
Drehzahl	[UPM] Umdrehungen pro Minute	[RPM] revolutions per minute (Umdrehungen pro Minute)	[UPM] = [RPM]
Masse	[kg] Kilogramm	[lbs.] pounds (Pfund)	[kg] * 2,2046 = [lbs.]
Kraft, Gewicht	[N] Newton	[lbs.] pounds (Pfund)	[N] * 0,2248 = [lbs.]
Druck	[hPa] Hectopascal [mbar] Millibar [bar] bar	[inHg] inches mercury column (inch Quecksilbersäule) [psi] pounds per square inch (Pfund pro Quadratzoll)	[hPa] = [mbar] [hPa] / 33,86 = [inHg] [bar] * 14,504 = [psi]
Temperatur	[°C] Grad Celsius	[°F] degrees Fahrenheit (Grad Fahrenheit)	[°C]*1,8+32 = [°F] ([°F] - 32)/1,8 = [°C]
elektrische Stromstärke	[A] Ampère		-
Ladungsmenge (Batteriekapazität)	[Ah] Ampèrestunden		-
elektrische Spannung	[V] Volt		-

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

1.4.3 BEGRIFFSERKLÄRUNGEN

a) Geschwindigkeiten

Angezeigte Geschwindigkeit (IAS = Indicated Airspeed):

Jene am Fahrtmesser abgelesene Geschwindigkeit ohne jede Fehlerkorrektur.

Berichtigte Fluggeschwindigkeit (CAS = Calibrated Airspeed):

Die um Einbau- und Instrumentenfehler berichtigte angezeigte Geschwindigkeit.

CAS ist gleich TAS bei Standard-Atmosphärenbedingungen in Meereshöhe.

Wahre Eigengeschwindigkeit (TAS = True Airspeed):

Die um Instrumenten- und System-, sowie Höhen- und Temperaturfehler korrigierte angezeigte Geschwindigkeit.

Geschwindigkeit über Grund (GS = Ground Speed):

Geschwindigkeit des Flugzeuges relativ zum Boden.

b) Meteorologische Bezeichnungen

Internationale Standardatmosphäre (ISA):

Genormter Zustand der Luft, der zur Vereinheitlichung der angegebenen Flughöhen dient und Vergleiche ermöglicht. Luft wird als ideales, trockenes Gas angesehen. Die Temperatur in Meereshöhe beträgt 15° Celsius, der Luftdruck in Meereshöhe beträgt 1013,25 hPa, der Temperaturgradient bis zu der Höhe, in der die Temperatur -56,5°C erreicht, ist -0,0065 °C/m und darüber 0°C/m.

Angezeigte Druckhöhe:

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

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

Druckhöhe:

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

Flugplatzdruck:

Aktueller Atmosphärendruck in Flugplatzhöhe.

Wind:

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

c) Triebwerk**Startleistung:**

Höchstzulässige Motorleistung für den Start.

Max. Dauerleistung:

Höchstzulässige Motorleistung, die während des Fluges ununterbrochen angewandt wird.

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

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

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

Dienstgipfelhöhe:

Jene im Steigflug erreichbare Höhe, bei der die Steiggeschwindigkeit 0,5 m/s beträgt.

Startrollstrecke:

Strecke vom Punkt des Losrollens bis zum Punkt des Abhebens.

Startstrecke:

Strecke vom Punkt des Losrollens bis zu jenem Punkt, über dem 15 m (50 ft.) Höhe erreicht werden.

e) Masse und Schwerpunktlage**Bezugsebene:**

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

Hebelarm:

Die horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt eines Teiles.

Moment:

Das Produkt aus der Masse eines Teiles und dessen Hebelarm.

Schwerpunkt:

auch: Massenmittelpunkt. Gedachter Punkt, in dem für Berechnungen die Masse des Flugzeugs konzentriert ist. Sein Abstand von der Bezugsebene wird ermittelt, in dem man das Gesamtmoment durch die Gesamtmasse dividiert.

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

Schwerpunkthebelarm:

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

Schwerpunktgrenzen:

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

Ausfliegbarer Kraftstoff:

Die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht.

Nicht ausfliegbarer Kraftstoff:

Jene im Tank verbleibende Kraftstoffmenge, die nicht für die Flugplanung zur Verfügung steht. Sie ist nach den Zulassungsbestimmungen der Behörde ermittelt worden.

Leermasse:

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

Zuladung:

Differenz zwischen der Startmasse und der Leermasse (also: Besatzung, Gepäck und ausfliegbarer Kraftstoff).

Max. Abflugmasse:

Höchstzulässige Masse für die Durchführung des Starts.

Nichttragende Teile:

Rumpf, Seitenruder, Höhenleitwerk und Zuladung

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

1.5 BESCHREIBUNG UND TECHNISCHE DATEN

Das Flugzeug DV 20 ist ein zweisitziges Motorflugzeug in Faserverbundbauweise, konstruiert nach der Bauvorschrift JAR-VLA inkl. Amendment VLA/92/1, Lufttüchtigkeitsgruppe Normal.

Es ist als Tiefdecker mit T-Leitwerk, nebeneinanderliegenden Sitzen, Dreibeinwerk sowie Landeklappen konzipiert.

Als Antrieb dient der Motor Rotax 912 S3 in Verbindung mit einem hydraulischen Zweiblatt-Verstellpropeller der Firma Hoffmann.

Gesamtabmessungen

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

Tragwerk

Flügelprofil	Wortmann FX 63-137/20 HOAC
Flügelfläche	11,6 m ²
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC)	1,09 m
Flügelstreckung	10,0
V-Stellung	4°
Pfeilung Nase	1°

Querruder

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

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

FlügelklappenFläche 1,236 m²HöhenleitwerkFläche 1,692 m²Ruderfläche 0,441 m²

Einstellwinkel 2°

SeitenleitwerkFläche 1,134 m²Ruderfläche 0,426 m²Fahrwerk

Spurweite 1,90 m

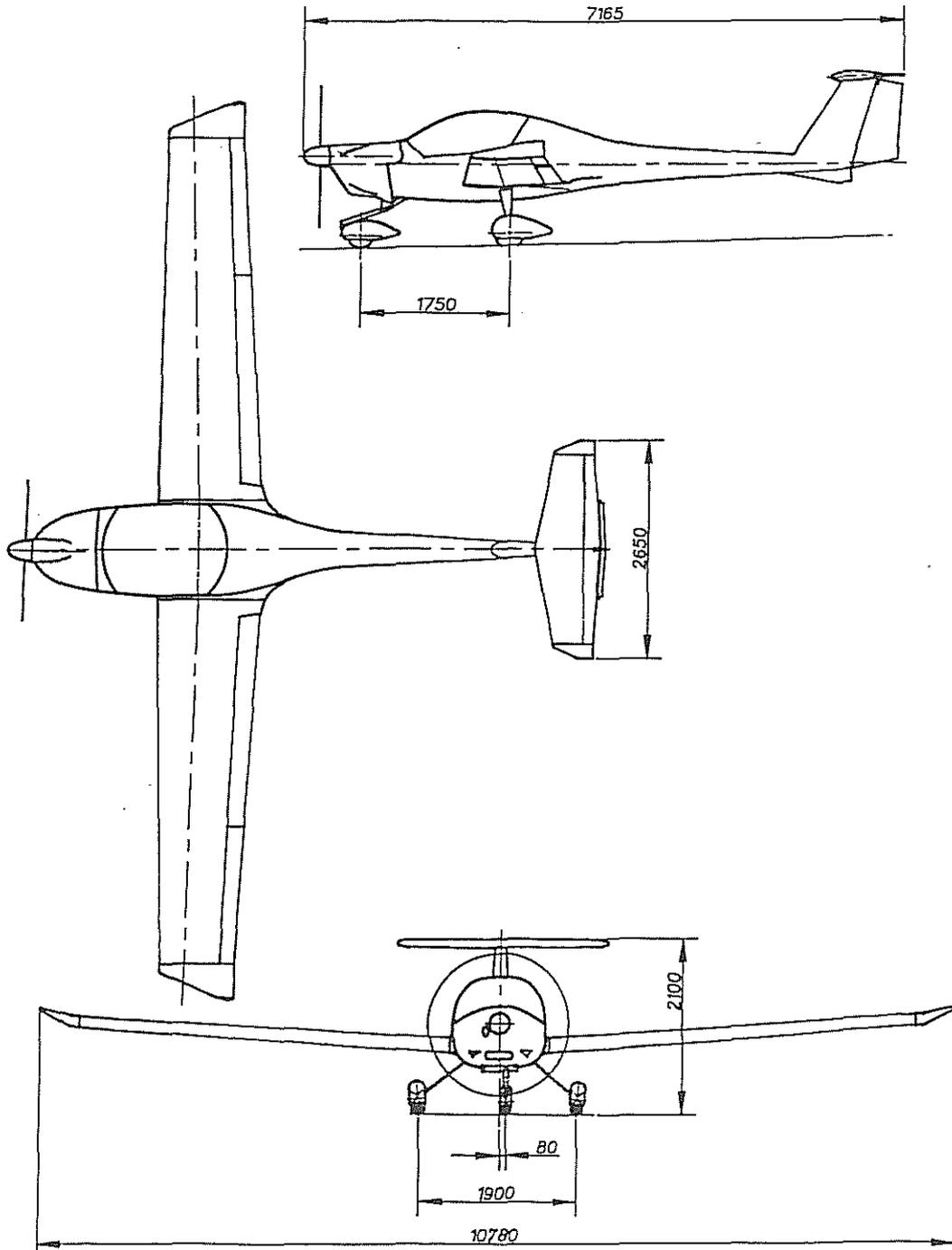
Radstand 1,75 m

Bugrad 300*100/4.00-4; ab Werk-Nr. 20121: 5.00-4

Haupttrad 380*150/15*6.00-5

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

1.6 DREISEITENANSICHT



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

ABSCHNITT 2

BETRIEBSGRENZEN

	Seite
2.1 EINFÜHRUNG	2-2
2.2 FLUGGESCHWINDIGKEIT	2-3
2.3 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN	2-4
2.4 TRIEBWERK	
2.4.1 MOTOR	2-5
2.4.2 SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL	2-7
2.4.3 PROPELLER	2-10
2.5 MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE	2-11
2.6 SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNG	2-11
2.7 MASSE (GEWICHT)	2-12
2.8 SCHWERPUNKT	2-12
2.9 ZULÄSSIGE MANÖVER	2-13
2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE	2-14
2.11 BETRIEBSHÖHE	2-14
2.12 FLUGBESATZUNG	2-14
2.13 BETRIEBSARTEN	2-15
2.14 KRAFTSTOFF	2-16
2.15 WEITERE BETRIEBSGRENZEN	2-16
2.16 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN	2-17

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

2.1 EINFÜHRUNG

Abschnitt 2 des Flughandbuches beinhaltet die Betriebsgrenzen, Instrumentenmarkierungen und Hinweisschilder, die für den sicheren Betrieb des Flugzeuges, seines Motors, der Standardsysteme und der Standardausrüstung erforderlich sind. Die in diesem Abschnitt und in Abschnitt 9 angegebenen Betriebsgrenzen sind von Austro Control GmbH (ACG) anerkannt.

WARNUNG

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

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

2.2 FLUGGESCHWINDIGKEIT

ANMERKUNG

Bei den angegebenen Fluggeschwindigkeiten handelt es sich um IAS.

Fluggeschwindigkeitsgrenzen

Die Fluggeschwindigkeitsgrenzen und ihre Bedeutung für den Betrieb sind nachfolgend angeführt:

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

Überziehgeschwindigkeiten: siehe Kapitel 5.3

Geschwindigkeit des besten Steigens: siehe Kapitel 4.4.8

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

2.3 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN

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

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

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

2.4 TRIEBWERK

2.4.1 MOTOR

Motorhersteller: Bombardier Rotax
Motor: 912 S3

ANMERKUNG

Der Motor treibt den Propeller über ein Untersetzungsgetriebe mit dem Verhältnis 2,43:1 an. Der Drehzahlmesser zeigt die Propellerdrehzahlen an. Deshalb sind in diesem Handbuch, im Gegensatz zum Motorhandbuch, alle Drehzahlen als Propellerdrehzahlen angegeben.

Motorbetriebsgrenzen

Startleistung (5 min): 73,5 kW / 100 PS
Max. zul. Startdrehzahl: 2385 RPM

Max. Dauerleistung: 69 kW / 94 PS
Max. zul. Dauerdrehzahl: 2260 RPM

Leerlaufdrehzahl: 600 - 800 RPM

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

Zylinderkopftemperatur

Maximum: 135 °C

Außentemperatur beim Anlassen

Maximum: 50 °C

Minimum: -25 °C

Bei Außentemperaturen unter -25 °C ist der Motor vorzuwärmen.

Kraftstoffspezifikationen

siehe Kapitel: 2.14

WICHTIGER HINWEIS

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

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

2.4.2 SCHMIERSTOFF UND KÜHLMITTEL

a) Schmierstoff

Marken Motorrad-Motorenöle mit Getriebezusätzen.

WICHTIGER HINWEIS

Es darf kein Flugmotorenöl verwendet werden!

Ölspezifikation

- Nur nach dem API System mit "SF" oder "SG" bezeichnete Öle verwenden!
- Da auch die hochbelasteten Getriebezahnräder geschmiert werden müssen, sind Hochleistungs-Motorrad-schmieröle mit besonderer Getriebschmierkapazität erforderlich.
- Wegen der eingebauten Reibungskupplung sind Öle mit "friction modifier" -Zusätzen ungeeignet, da diese Rutschen im Normalbetrieb verursachen können.
- Hochleistungs- 4-Takt-Motorradöle erfüllen die gestellten Anforderungen. Diese Öle sind üblicherweise keine additvierten Mineralöle, sondern teil- oder vollsynthetisch hergestellt.
- Im Allgemeinen sind Dieselmotorenöle wegen nicht ausreichender Hochtemperatureigenschaften und Kupplungsrutschen ungeeignet.

WICHTIGER HINWEIS

Bei Betrieb mit AVGAS 100 LL sind folgende Wartungsarbeiten spätestens alle 50 Betriebsstunden notwendig:

- Ölfilter wechseln
- Öl wechseln
- Ölstandskontrolle

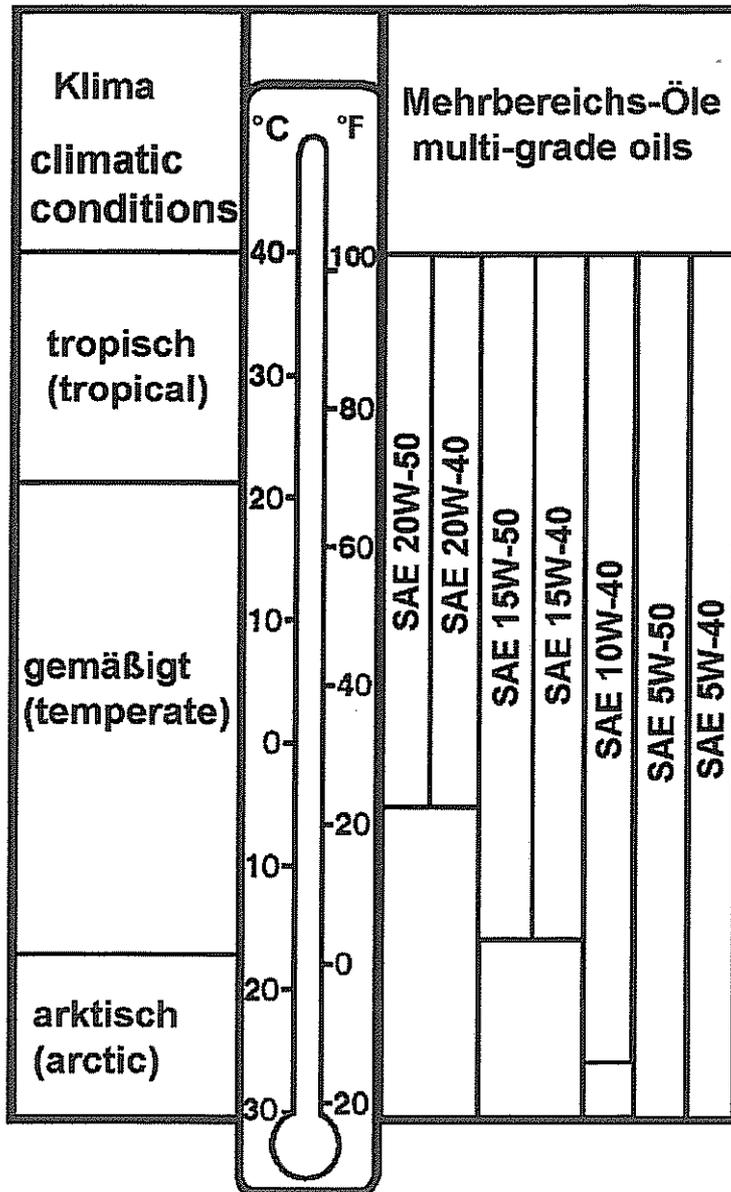
weitere ist zu beachten:

- Vermeidung von anhaltender Vergaservorwärmung
- Vermeidung von längerem Leerlaufbetrieb

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

Die Viskosität ist laut nachstehender Tabelle den klimatischen Bedingungen anzupassen.

Einbereichsöle sind zu vermeiden.



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		2 - 8

Öldruck

Minimum:	0,8 bar
Maximum:	7,0 bar (Beim Kaltstart kurzzeitig zulässig)
Normal:	2,0 bis 5,0 bar

Öltemperatur

Minimum:	50 °C
Maximum:	130 °C
Günstigste Betriebstemperatur:	ca. 90 - 110 °C

Ölinhalt

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

b) Kühlmittel

Es ist ausschließlich "GLYSANTIN" der Firma BASF verdünnt mit ca 40% bis 50% Wasser zu verwenden. Bei Dampfblasenbildung nach dem Abstellen kann der Frostschutzanteil graduell erhöht werden. Bei Außentemperaturen unter -15°C ist eine Mischung von 20% Wasser zu 80% Frostschutzmittel zu verwenden; damit wird ein besonders niedriger Gefrierpunkt erzielt.

WICHTIGER HINWEIS

Qualitativ minderwertige Kühlflüssigkeit kann zu Ablagerungen im Kühlsystem und damit zu einer Verschlechterung der Kühlung führen.

Kühlmittelinhalt

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

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

Behälterinhalt Vorratsbehälter (Überlaufgefäß gem ROTAX)

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

2.4.3 PROPELLER

Propellerhersteller Hoffmann
Propellerbezeichnung HO-V352F/170FQ oder HO-V352F/C170FQ

Propellerdurchmesser 1,70 m
Propellerblattwinkel (0,75R) 15°-35°

Propellerdrehzahlgrenzen

Start (max. 5 min): 2385 RPM
Max. Dauerdrehzahl: 2260 RPM

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 10

2.5 MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE

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

Instrument	Roter Radialstrich	Grüner Bogen	Gelber Bogen	Roter Radialstrich
	Mindestgrenze	normaler Betriebsbereich	Warnbereich	Höchstgrenze
Drehzahlmesser		600-2263 RPM	2263-2385 RPM	2385 RPM
Öltemperaturanzeige	50 °C	50-130 °C		130 °C
Zylinderkopf-temperaturanzeige				135 °C
Öldruckanzeige	0,8 bar	2,0 - 5 bar	0,8 - 2,0 bar 5 - 7 bar	7 bar
Kraftstoffmengen- anzeige				
Ansaugdruck- anzeiger				

2.6 SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNGEN

Keine

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 11

2.7 MASSE (GEWICHT)

Höchstzulässige Startmasse:	730 kg
Höchstzulässige Landemasse:	730 kg
Leermasse:	Siehe Abschnitt 6
Höchstzuladung im Gepäckraum:	20 kg (Nur mit Gepäcknetz)
Höchstzuladung (inkl. Kraftstoff):	s. Wägebericht (S. 6-4 f)
Höchstzuladung im Sitz:	110 kg
Flächenbelastung bei höchster Startmasse:	62,80 kg / m ²
Leistungsbelastung bei höchstzul. Startmasse:	9,91 kg / kW bzw. 7,30 kg / PS

WARNUNG

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

2.8 SCHWERPUNKT

Die Bezugsebene (BE) für die Schwerpunktangaben steht senkrecht auf die Mittelachse der Rumpfröhre. Ihre Position in Längsrichtung ist so definiert, daß sie die Flügelvorderkante an der Wurzelrippe berührt. Verfahren zur horizontalen Ausrichtung sowie Angaben über die zulässige Leermassenschwerpunktlage finden sich im Abschnitt 6.

Der Flugmassenschwerpunkt muß zwischen folgenden Grenzwerten liegen:

Vorderste Flugmassenschwerpunktlage:	250 mm hinter BE
Hinterste Flugmassenschwerpunktlage:	390 mm hinter BE

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 12

WARNUNG

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

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

2.9 ZULÄSSIGE MANÖVER

Das Flugzeug ist nach JAR-VLA Normalkategorie zugelassen.

Zugelassene Flugmanöver:

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

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 13

2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE

Tabelle der strukturellen Höchstlastvielfachen:

g	bei v_A	bei v_{NE}	mit voll ausgefahrenen Klappen
Positiv	4,4	4,4	2,0
Negativ	2,2	2,2	0

WARNUNG

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

2.11 BETRIEBSHÖHE

Das Flugzeug hat eine maximale nachgewiesene Betriebshöhe von 4000m.

2.12 FLUGBESATZUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				2 - 14

2.13 BETRIEBSARTEN

Zugelassen sind Flüge nach Sichtflugregeln VFR bei Tag.

Mindestausrüstung, Flug- und Navigationsinstrumente:

- Fahrtmesser
- Höhenmesser
- Magnetkompass

Mindestausrüstung, Triebwerksinstrumente:

- Tankanzeiger
- Öldruckanzeiger
- Öltemperaturanzeiger
- Tachometer
- Zylinderkopftemperaturanzeiger
- Kraftstoffdruckwarnleuchte
- Ansaugdruckanzeiger
- Unterspannungswarnleuchte
- Generatorwarnleuchte
- Low Volt-Warnleuchte

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

2.14 KRAFTSTOFF

Kraftstoffinhalt

Gesamtfüllmenge	79 l
Ausfliegbar	77 l

Kraftstoffspezifikation

a) AVGAS 100LL

b) Tankstellenkraftstoff	min 95 Oktan ROZ, EN 228 Super EN 228 Super Plus MOGAS gemäß BAZ-Erlaß Zl. 6412-11/16-83
--------------------------	---

2.15 WEITERE BETRIEBSGRENZEN

Landescheinwerfer und Positionslichter

Landescheinwerfer und Positionslichter (soweit vorhanden) dürfen nur 10 % der Motorlaufzeit eingeschaltet sein, da sonst die Ladung der Batterie nicht gewährleistet ist.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		2 - 16

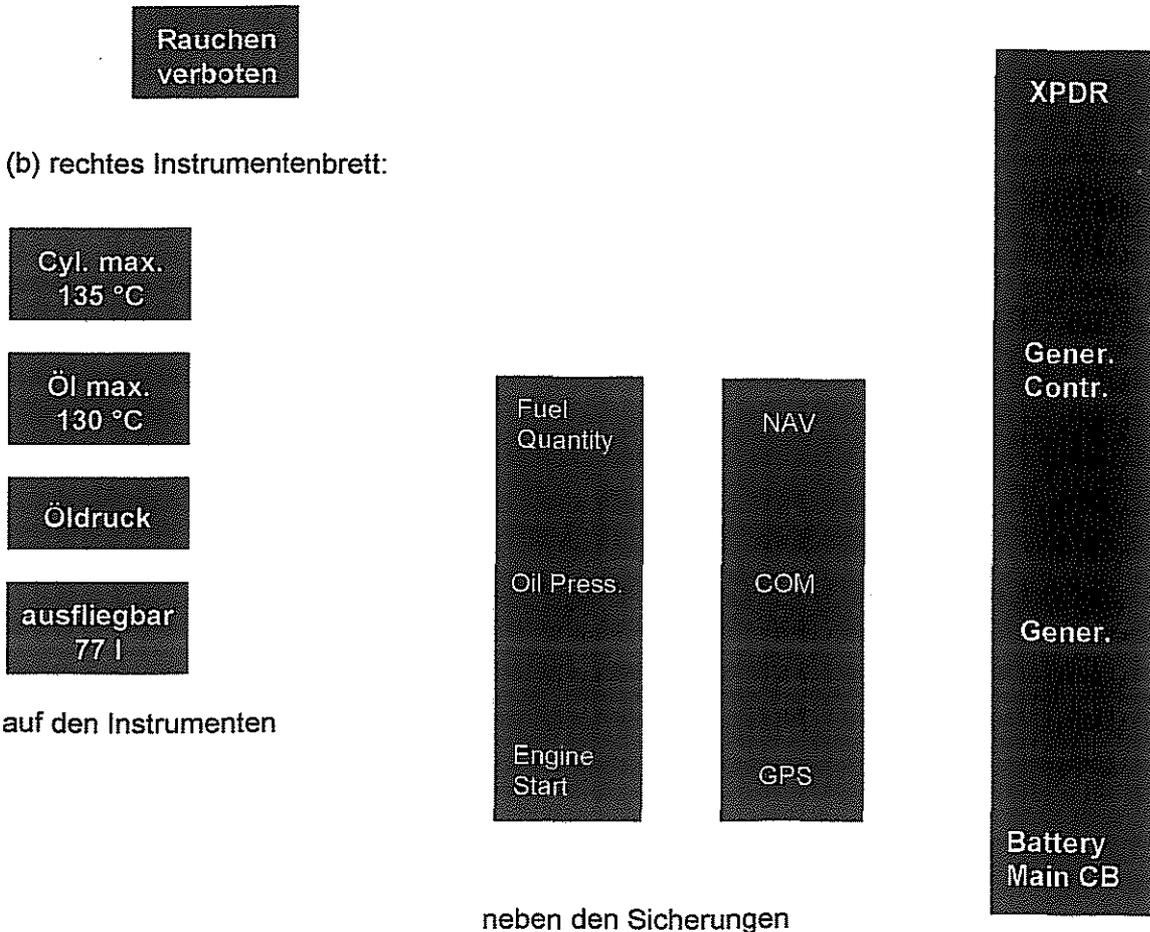
2.16 HINWEISSCHILDER FÜR BETRIEBSGRENZEN

Im Flugzeug sind folgende Hinweisschilder angebracht:

(a) linkes Instrumentenbrett:

Manövergeschwindigkeit: $v_A = 104\text{kts.}$

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



Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		2 - 17

START-CHECK

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

LO / V

▲ über der Unterspannungsvorwarnleuchte

← am Instrumentenbrett oder auf der Mittelkonsole über den Leistungshebeln

(c) mittleres Instrumentenbrett:

ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	QDM	OFF
Battery	Avionics	Fuel Pump	Position Lights	ACL	Landing Light	IC	QDR	Flaps
Gener.	Fuel Pres.					Att. Gyro	Dir. Gyro	Turn Ind.

an den Schaltern und Sicherungsautomaten



UP

T/O

LDG

Flaps

am Landeklappen-Steuergerät

**CHECK vor dem Start:
HAUBE BEIDSEITIG VERRIEGELT**

in der Nähe des Zündschlosses

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	2 - 18

(d) unter dem mittleren Instrumentenbrett:

Kabinen-
heizung
ziehen - EIN

Choke
ziehen - EIN

Parkbremse
ziehen

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

AUS Vergaservorwärmung EIN

Vollgas

Prop.

Leerlauf

(f) am Trimmknopf:

Kopflastig

Trimmung

Schwanzlastig

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

Hydraulic
Fluid 4

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

Brandhahn AUF

ZU

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		2 - 19

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

Lüftung

(k) im Gepäckraum:

Gepäck, max. 20 kg,
nur mit Gepäcknetz

(l) an der ELT-Halterung:

ELT
ON - OFF - AUTO

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		2 - 20

ABSCHNITT 3

NOTVERFAHREN

	Seite
3.1 EINFÜHRUNG	3-2
3.2 TRIEBWERKSSTÖRUNGEN	
3.2.1 Triebwerksstörung am Boden	3-3
3.2.2 Triebwerksstörung während des Start	3-3
3.2.3 Triebwerksstörung im Flug	3-4
3.3 WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKS IM FLUG	
3.3.1 Wiederanlassen des Triebwerks mit Propeller Windmilling	3-5
3.3.2 Wiederanlassen des Triebwerks bei stehendem Propeller	3-6
3.4 BRAND	
3.4.1 Brand am Boden	3-7
3.4.2 Brand während des Starts	3-7
3.4.3 Brand im Flug	3-8
3.5 GLEITFLUG	3-10
3.6 NOTLANDUNGEN	
3.6.1 Vorsorgliche Landung	3-10
3.6.2 Landung mit defekten Reifen am Hauptfahrwerk	3-12
3.6.3 Landung mit defekten Radbremsen	3-12
3.6.4 Notlandung mit stehendem Triebwerk	3-12
3.7 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS	3-13
3.8 ANDERE NOTFÄLLE	
3.8.1 Vereisung	3-14
3.8.2 Störung im elektrischen System	3-15
3.8.3 Störung im Avionik-System	3-17

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

3.1 EINFÜHRUNG

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

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

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

Bestimmte Fluggeschwindigkeiten für Notfälle:

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

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

3.2 TRIEBWERKSSTÖRUNGEN

3.2.1 TRIEBWERKSSTÖRUNG AM BODEN

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

3.2.2 TRIEBWERKSSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS

I. TRIEBWERKSLEISTUNG NICHT AUSREICHEND

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

WARNUNG

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

Vor dem Aufsetzen:

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

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

II. TRIEBWERK STEHT

Notlandung entsprechend Punkt 3.6.4 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM TRIEBWERK durchführen.

3.2.3 TRIEBWERKSSTÖRUNG IM FLUG

I. RAUH LAUFENDES TRIEBWERK:

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

II. ABFALL DES ÖLDRUCKES

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 4

III. ABFALL DES KRAFTSTOFFDRUCKES

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

3.3 WIEDERANLASSEN DES AUSGEFALLENEN TRIEBWERKS IM FLUG

3.3.1 WIEDERANLASSEN DES TRIEBWERKS MIT PROPELLER WINDMILLING

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

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

Wenn Triebwerk innerhalb von 10 Sekunden nicht anspringt:

Kaltstart:

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

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

3.3.2 WIEDERANLASSEN DES TRIEBWERKS BEI STEHENDEM PROPELLER

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

ANMERKUNG

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

Nach erfolgreichem Anlassen:

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

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

3.4 BRAND

3.4.1 BRAND AM BODEN

1. TRIEBWERKSBRAND BEIM ANLASSEN AM BODEN

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

II. ELEKTRISCHER BRAND MIT RAUCHENTWICKLUNG AM BODEN

1. Batterie-/Hauptschalter AUS

Wenn Triebwerk läuft:

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

3.4.2 BRAND WÄHREND DES STARTS

a.) wenn Startabbruch noch möglich ist:

1. Gashebel LEERLAUF
2. Bremsen einsetzen - so stark wie möglich - Flugzeug zum Stillstand bringen
3. Nach dem Anhalten - weiter verfahren entsprechend Punkt 3.4.1 Brand am Boden.

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

b.) wenn Startabbruch nicht mehr möglich ist:

1. Geeignetes Notlandefeld wählen
2. Geschwindigkeit (IAS) 59 kts. / 110 km/h
3. Flügelklappen T/O
4. Brandhahn ZU
5. Gashebel VOLLGAS
6. Elektrische Kraftstoffpumpe AUS
7. Kabinenheizung AUS
8. Batterie-/Hauptschalter AUS
9. Notlandung durchführen

3.4.3 BRAND IM FLUG

I. TRIEBWERKSBRAND IM FLUG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 8

II. ELEKTRISCHER BRAND MIT RAUCHENTWICKLUNG IM FLUG

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

WICHTIGER HINWEIS

Bei Benützung des Feuerlöschers ist die Kabine zu belüften!

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

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

III. KABINENBRAND IM FLUG

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

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

3.5 GLEITFLUG

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

ANMERKUNG

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

3.6 NOTLANDUNGEN

3.6.1 VORSORGLICHE LANDUNG

ANMERKUNG

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

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

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

Endanflug

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

Aufsetzen

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

Nach dem Aufsetzen:

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

ANMERKUNG

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

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

3.6.2 LANDUNG MIT EINEM DEFEKTEN REIFEN AM HAUPTFAHRWERK

1. Endanflug mit Flügelklappen in Landestellung
2. Das Flugzeug an der dem defekten Reifen gegenüberliegenden Begrenzung der Landebahn aufsetzen, um Richtungsänderungen, die während des Ausrollens durch den defekten Reifen zu erwarten sind, innerhalb der Landebahn korrigieren zu können.
3. Landung mit leicht in die Richtung des unbeschädigten Reifens hängender Fläche. Nach dem Aufsetzen ist das Bugrad so rasch wie möglich an den Boden zu bringen, wodurch eine bessere Steuerbarkeit während des Ausrollens gewährleistet ist.
4. Zur Entlastung des schadhafte Reifens ist während des Ausrollens ein voller Querruderausschlag in Richtung des unbeschädigten Reifens zu geben.

3.6.3 LANDUNG MIT DEFEKTEN RADBREMSEN

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

Nach dem Aufsetzen:

- | | |
|----------------------------|-----|
| 1. Zündschalter | OFF |
| 2. Batterie-/Hauptschalter | AUS |

3.6.4 NOTLANDUNG MIT STEHENDEM TRIEBWERK

- | | |
|----------------------------|-------------------|
| 1. Flügelklappen | nach Bedarf |
| 2. Geschwindigkeit (IAS) | 59 kts / 110 km/h |
| 3. Brandhahn | ZU |
| 4. Zündschalter | OFF |
| 5. Batterie-/Hauptschalter | AUS |

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

3.7 BEENDEN DES UNBEABSICHTIGTEN TRUDELNS

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

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

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 13

3.8.2 STÖRUNG IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

I. GENERATORWARNLEUCHE LEUCHTET AUF BEI LAUFENDEM TRIEBWERK

1. Amperemeter prüfen

wenn Zeiger links vom 0-Punkt (-):

- alle Verbraucher, die nicht für eine sichere Durchführung des Fluges benötigt werden, ausschalten.
- auf nächstgelegenen Flugplatz landen.

ANMERKUNG

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

II. UNTERSPIANNUNGSHINWEISLEUCHE, LO/V - LAMPE

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

Die möglichen Gründe sind:

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

a.) Lo/V-Lampe leuchtet am Boden

Drehzahl	1200 RPM
Landescheinwerfer	ausschalten
Positionslichter	ausschalten
Amperemeter	prüfen

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

Flugvorhaben abbrechen

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

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

Landescheinwerfer prüfen aus

Amperemeter prüfen:

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

-Verfahren 3.8.2 I. Generatorfehler befolgen

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

-nach der Landung entsprechend a.) verfahren

III. FLÜGELKLAPPENANTRIEB

Fehler in Positionsanzeige oder Funktion:

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

Je nach verfügbarer Klappenstellung, geändertes Landeanflugverfahren

a) Nur UP verfügbar:

Anfluggeschwindigkeit um 5 kts erhöhen,
Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel

b) Nur T/O verfügbar:

normale Anfluggeschwindigkeit, Schleppgaslandung mit flachem Anflugwinkel

c) Nur LDG verfügbar:

normale Landung

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				3 - 16

IV. ANLASSER

Anlasser klinkt nach dem Anlassen des Motors nicht aus:

- | | |
|-----------------|----------|
| 1. Gashebel | Leerlauf |
| 2. Zündschalter | OFF |

jegliches Flugvorhaben abbrechen!

3.8.3 STÖRUNG IM AVIONIK-SYSTEM

I. KEIN FUNKKEMPFANG BEI BETRIEBSBEREITEM GERÄT:

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

wenn vorhanden:

Headsets verwenden

II. SENDEN BEI BETRIEBSBEREITEM GERÄT NICHT MÖGLICH:

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

Sollte die Störung nicht beseitigt werden können:

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

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

ABSCHNITT 4

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

	Seite
4.1 EINFÜHRUNG	4-2
4.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	4-2
4.3 [BEWUSST FREIGELASSEN.]	4-3
4.4 NORMALVERFAHREN CHECK-LISTE	
4.4.1 Vorflugkontrolle	4-4
I. Innenkontrolle	4-4
II. Außenkontrolle	4-6
4.4.2 Vor dem Anlassen des Triebwerks	4-10
4.4.3 Anlassen des Triebwerks	4-11
4.4.4 Vor dem Rollen	4-12
4.4.5 Rollen	4-12
4.4.6 Vor dem Start	4-13
4.4.7 Start	4-14
4.4.8 Steigflug	4-15
4.4.9 Reiseflug	4-16
4.4.10 Sinkflug	4-17
4.4.11 Landeanflug	4-17
4.4.12 Durchstarten	4-18
4.4.13 Nach der Landung	4-18
4.4.14 Abstellen des Motors	4-19
4.4.15 Nachflugkontrolle	4-19
4.4.16 Flug im Regen	4-19

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

4.1 EINFÜHRUNG

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

4.2 FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

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

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

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

	IAS	
	kts	km/h
LANDUNG		
Anfluggeschwindigkeit für normale Landung Flügelklappen Landstellung	59	110
Mindestgeschwindigkeit beim Durchstarten Flügelklappen Start- oder Landstellung	51	95
Höchste nachgewiesene Seitenwindgeschwindigkeit bei Start und Landung	15	27
REISEFLUG		
Höchstzulässige Geschwindigkeit bei Turbulenz v_{NO}	117	217
Höchstzulässige Geschwindigkeit für volle Ruderausschläge v_A	104	193
Höchstzulässige Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Flügelklappen v_{FE}	81	150

4.3

BEWUSST FREIGELASSEN

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 3

4.4 NORMALVERFAHREN CHECK-LISTE

4.4.1 VORFLUGKONTROLLE

I. INNENKONTROLLE

- | | |
|---------------------------------------|---|
| a) Flugzeugpapiere | prüfen |
| b) Checkliste | vorhanden |
| c) Parkbremse | setzen |
| d) Zündschlüssel | abgezogen |
| e) Kabinenhaube | sauber, unbeschädigt |
| f) Sicherungen | gedrückt |
| g) Batterie-/Hauptschalter | EIN |
| h) Kontrolleuchte für Kühlmittelstand | Kontrollampe leuchtet für ca. 3 Sek. auf und erlischt, wenn der Kühlmittelstand im Verteilerbehälter in Ordnung ist |

ANMERKUNG

Wenn die Kontrollampe für den Kühlmittelstand nicht erlischt, ist Kühlmittel im Verteilerbehälter (mittig auf dem Motor) nachzufüllen. Dazu ist die obere Cowling abzunehmen.

WARNUNG

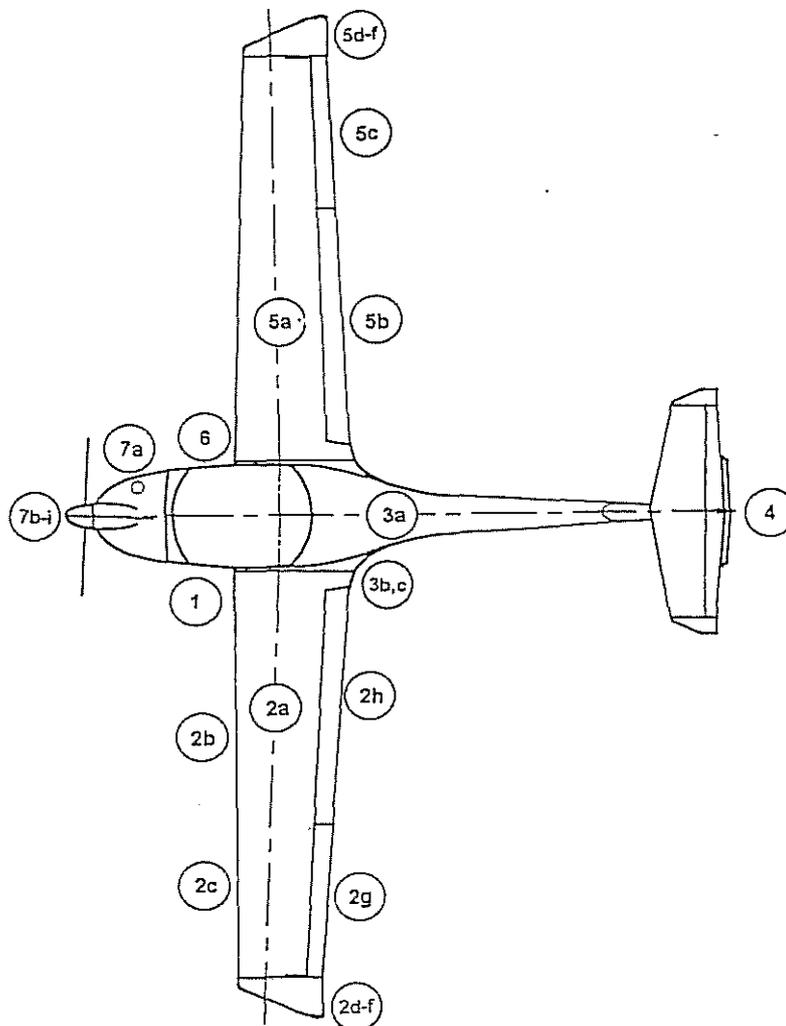
Der Druckverschluß des Verteilerbehälters muß über eine Raste verschlossen werden. Sicherer Sitz kontrollieren!

- | | |
|----------------------------|-------------|
| i) Kraftstoffmenge | ausreichend |
| j) Batterie-/Hauptschalter | AUS |

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

- | | |
|---------------------------|---------------------------------|
| k) Gashebel | Leerlauf |
| l) Propellerverstellhebel | ganz vorne |
| m) Vergaservorwärmung | AUS (vorne) |
| n) Fremdkörperkontrolle | durchgeführt |
| o) Notsender (ELT) | betriebsbereit |
| p) Hauptbolzen | gesichert |
| q) Gepäck | verstaut, Gepäcknetz eingehängt |

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

II. AUSSENKONTROLLE, SICHTPRÜFUNG

WICHTIGER HINWEIS

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

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

1. Linkes Hauptfahrwerk

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

2. Linke Tragfläche

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

3. Rumpfröhre

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

4. Leitwerke

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

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

5. Rechte Tragfläche

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

6. Rechtes Hauptfahrwerk

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

7. Rumpfvorderteil

- | | |
|--------------|-----------------------------|
| a) - Ölstand | mittels Peilstab überprüfen |
|--------------|-----------------------------|

ANMERKUNG

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

- Kühlmittelstand im Vorratsbehälter zwischen Peilstabmarken, gegebenenfalls Kühlmittel nachfüllen

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

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 9

4.4.2 VOR DEM ANLASSEN DES TRIEBWERKS

1. Vorflugkontrolle	durchgeführt
2. Pedale	eingestellt und verriegelt
3. Anschallgurte	anlegen und schließen
4. Kabinenhaube	geschlossen und verriegelt
5. Parkbremse	setzen
6. Steuerung	freigängig
7. Brandhahn	OFFEN
8. Trimmung	NEUTRAL
9. Gashebel	freigängig, Leerlauf
10. Propellerverstellhebel	freigängig, ganz vorne
11. Vergaservorwärmung	freigängig, AUS (vorne)
12. Hebelreibung, Throttle Quadrant	eingestellt
13. Avionikhauptschalter	AUS
14. Batterie-/Hauptschalter	EIN
15. Generatorwarnleuchte	leuchtet
16. Unterspannungshinweisleuchte	leuchtet
17. Kraftstoffdruckwarnleuchte	leuchtet

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 10

4.4.3 ANLASSEN DES TRIEBWERKS

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

WARNUNG

In der Propellergefahrenzone dürfen sich keine Personen aufhalten!

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

WICHTIGER HINWEIS

Bei Öldruck unter 0,8 bar Motor nach 10 Sekunden sofort abstellen!

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	1	06 Sep 1999		4 - 11

4.4.4 VOR DEM ROLLEN

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

WICHTIGER HINWEIS

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

4.4.5 ROLLEN

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 12

4.4.6 VOR DEM START

- | | |
|--------------------------------------|--|
| 1. Parkbremse | setzen |
| 2. Anschnallgurte | angelegt |
| 3. Kabinenhaube | geschlossen und verriegelt |
| 4. Brandhahn | prüfen, OFFEN |
| 5. Triebwerksüberwachungsinstrumente | im grünen Bereich |
| 6. Kraftstoffvorratsanzeige | überprüfen |
| 7. Flügelklappen | T/O |
| 8. Trimmung | MITTE |
| 9. Ruder | freigängig |
| 10. Gashebel | 1600 RPM |
| 11. Propellerverstellhebel | 3 x voll ziehen, (Drehzahlabfall: 100 - 200 RPM) |
| 12. Zündschalter | LEFT-RIGHT-BOTH:
- Max. Drehzahlabfall: 150 RPM
- Max. Differenz: 50 RPM |
| 13. Vergaservorwärmung | prüfen, AUS |
| 14. Gashebel | Vollgas, 2300 RPM \pm 80 RPM |
| 15. Parkbremse | lösen |

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

4.4.7 START

- | | |
|--------------------------------|---------------------------------|
| 1. Elektrische Kraftstoffpumpe | prüfen, EIN |
| 2. Propellerverstellhebel | max. Drehzahl |
| 3. Gashebel | Vollgas (2300 RPM \pm 80 RPM) |
| 4. Höhenruder - beim Anrollen | neutral |
| 5. Richtung halten | durch Seitenruder |

ANMERKUNG

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

Geschwindigkeiten (IAS):

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

WICHTIGER HINWEIS

Zum Erzielen einer möglichst kurzen Startstrecke über ein 50 ft.

Hindernis:	Abhebegeschwindigkeit	57 kts/ 105 km/h
	Steigfluggeschwindigkeit	58 kts / 108 km/h

- | | |
|--------------------------------|---------------------------------------|
| 8. Propellerverstellhebel | 2260 RPM (ab einer sicheren Flughöhe) |
| 9. Elektrische Kraftstoffpumpe | AUS |

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 14

ANMERKUNG

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

4.4.8 STEIGFLUG

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

ANMERKUNG

Die v_y reduziert sich mit zunehmender Höhe.

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

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

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

4.4.9 REISEFLUG

- | | |
|---------------------------|---------------|
| 1. Flügelklappen | UP |
| 2. Gashebel | nach Bedarf |
| 3. Propellerverstellhebel | 1700-2260 RPM |

ANMERKUNG

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

- | | |
|-------------|-------------|
| 4. Trimmung | nach Bedarf |
|-------------|-------------|

WICHTIGER HINWEIS

Positionslichter max. 50 % der Flugzeit eingeschaltet lassen.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 16

4.4.10 SINKFLUG

- | | |
|---------------------------|---------------|
| 1. Höhenmesser | einstellen |
| 2. Gashebel | nach Bedarf |
| 3. Propellerverstellhebel | 1700-2260 RPM |
| 4. Vergaservorwärmung | nach Bedarf |

WICHTIGER HINWEIS

zur Erzielung eines raschen Abstieges:

- | | |
|--------------------------|--------------------|
| - Propellerverstellhebel | 2260 RPM |
| - Gashebel | Leerlauf |
| - Vergaservorwärmung | EIN (hinten) |
| - Flügelklappe | UP |
| - Geschwindigkeit | 117 kts / 217 km/h |

4.4.11 LANDEANFLUG

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

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

WICHTIGER HINWEIS

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

ANMERKUNG

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

4.4.12 DURCHSTARTEN

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

4.4.13 NACH DER LANDUNG

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

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

4.4.14 ABSTELLEN DES MOTORS

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

ANMERKUNG

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

4.4.15 NACHFLUGKONTROLLE

- | | |
|--------|---------------------|
| 1. ELT | Prüfen ob aktiviert |
|--------|---------------------|

4.4.16 FLUG IM REGEN**ANMERKUNG**

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				4 - 19

ABSCHNITT 5

LEISTUNGEN

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

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

5.1 EINFÜHRUNG

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

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

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

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

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

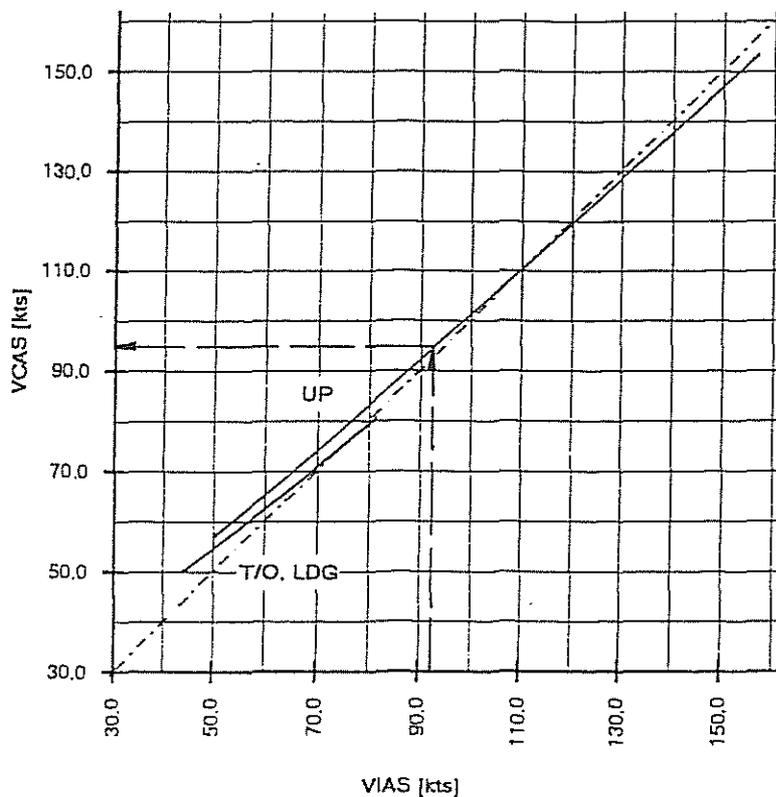
5.2 BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

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

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

5.3. LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

Bild 5.1: Fahrtmesserkorrektur



Beispiel: IAS = 93 kts. entspricht CAS = 95 kts.

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

Bild 5.2: Tabelle zur Leistungseinstellung

Druckhöhe		Stand. Temp.	Motorleistung in % der maximalen Dauerleistung								
			55%			65%			75%		
			RPM	MP	FF	RPM	MP	FF	RPM	MP	FF
[ft.]	[m]	[°C]	*100	inHg	l/h	*100	inHg	l/h	*100	inHg	l/h
0	0	15	19	24,7	13,6	20	25,7	15,6	21	27,0	18,0
2000	600	11	19	24,0	14,4	20	24,7	16,0	22	25,7	18,4
4000	1200	7	19	23,3	15,6	21	23,3	16,8	22,6	24,3	19,6
6000	1800	3	20	22,0	16,8	22	22,7	19,6	22,6	23,3	23,2
8000	2400	-1	21	21,0	18,0	22	21,7	21,2	22,6	22,0 ^x	23,6 ^x
10000	3000	-5	22	19,7	19,2	22,6	20,3 ^x	22,4 ^x			
12000	3600	-8	22,6	18,0 ^x	20,4 ^x						

Druckhöhe		Stand. Temp.	Motorleistung in % der maximalen Dauerleistung								
			85%			95%			105%		
			RPM	MP	FF	RPM	MP	FF	RPM	MP	FF
[ft.]	[m]	[°C]	*100	inHg	l/h	*100	inHg	l/h	*100	inHg	l/h
0	0	15	22,6	27,7	22,0	22,6	28,3	26,0	23,8	29,7 ^x	30,0 ^x
2000	600	11	22,6	26,7	22,4	22,6	27,7 ^x	26,8 ^x			
4000	1200	7	22,6	25,7 ^x	25,2 ^x						

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

Korrektur der Tabelle bei Abweichung von der Standardtemperatur:

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

BITTE ANMERKUNG AUF NÄCHSTER SEITE BEACHTEN!

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

ANMERKUNG

Die Tabelle gibt jene Kombination von Drehzahl und Ansaugdruck an, die bei gewünschter Leistung und Flughöhe den geringsten Kraftstoffverbrauch ergibt.

Allgemein wird empfohlen, für einen schnellen Reiseflug die Drehzahl auf 2200 RPM einzustellen und den Ansaugdruck um mindestens 0,7 inHg unter den in Reiseflughöhe maximal möglichen zu reduzieren. Der Kraftstoffverbrauch verringert sich dadurch wesentlich, die Reisegeschwindigkeit wird fast nicht beeinträchtigt.

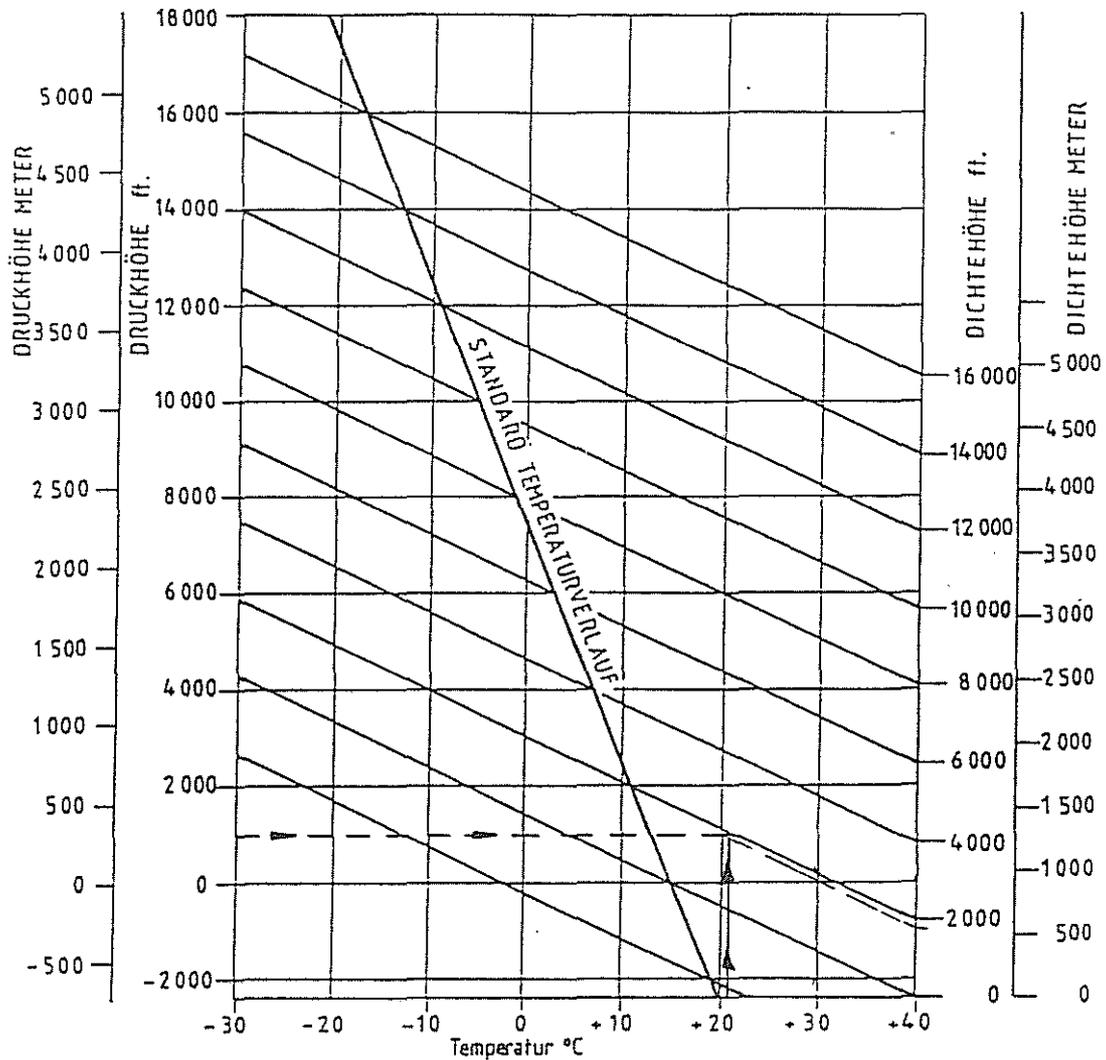
Für sparsamen Reiseflug wird empfohlen, die Drehzahl auf 2100 bis 1900 RPM einzustellen und den Ansaugdruck um 1 bis 2 inHg unter den in Reiseflughöhe maximal möglichen zu reduzieren.

Um den Triebwerksverschleiß gering zu halten, werden Dauerdrehzahlen unter 1700 RPM nicht empfohlen.

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

Bild 5.3: Druckhöhe - Dichtehöhe

Umrechnung der Druckhöhe auf Dichtehöhe



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

Ergebnis: Das Flugzeug befindet sich leistungstechnisch in 1800 ft.

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

Bild 5.4.: Überziehgeschwindigkeiten

Konfiguration:

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

Überziehgeschwindigkeiten in km/h

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

Überziehgeschwindigkeiten in kts

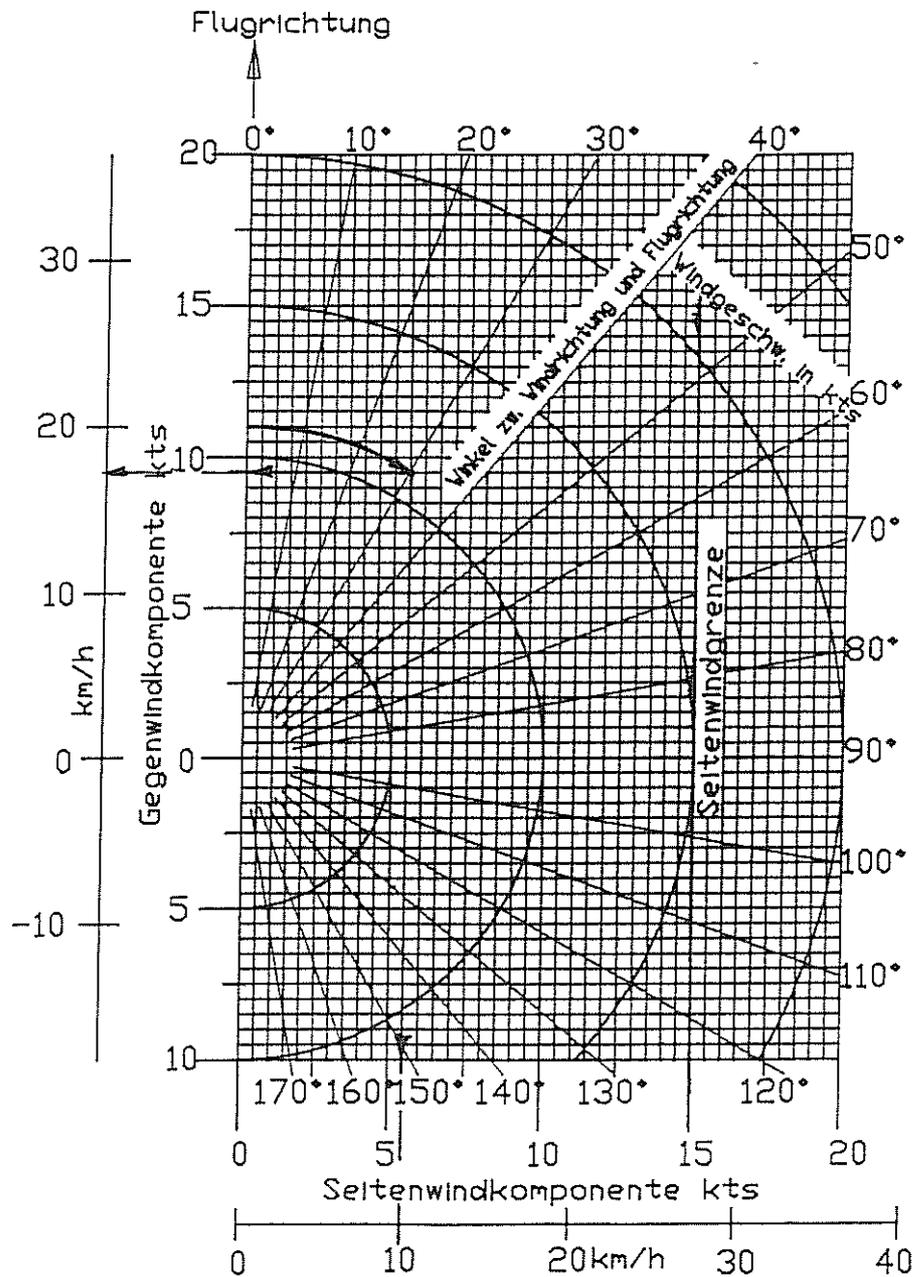
Flügel- klappen	Schräglage							
	0°		30°		45°		60°	
	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS
UP	43	50	46	53	51	59	60	70
T/O	39	45	42	48	46	53	55	63
LAND	38	44	41	47	45	52	54	62

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

Bild 5.5: Windkomponenten

Demonstrierte Seitenwindkomponente:

15 kts (27 km/h)

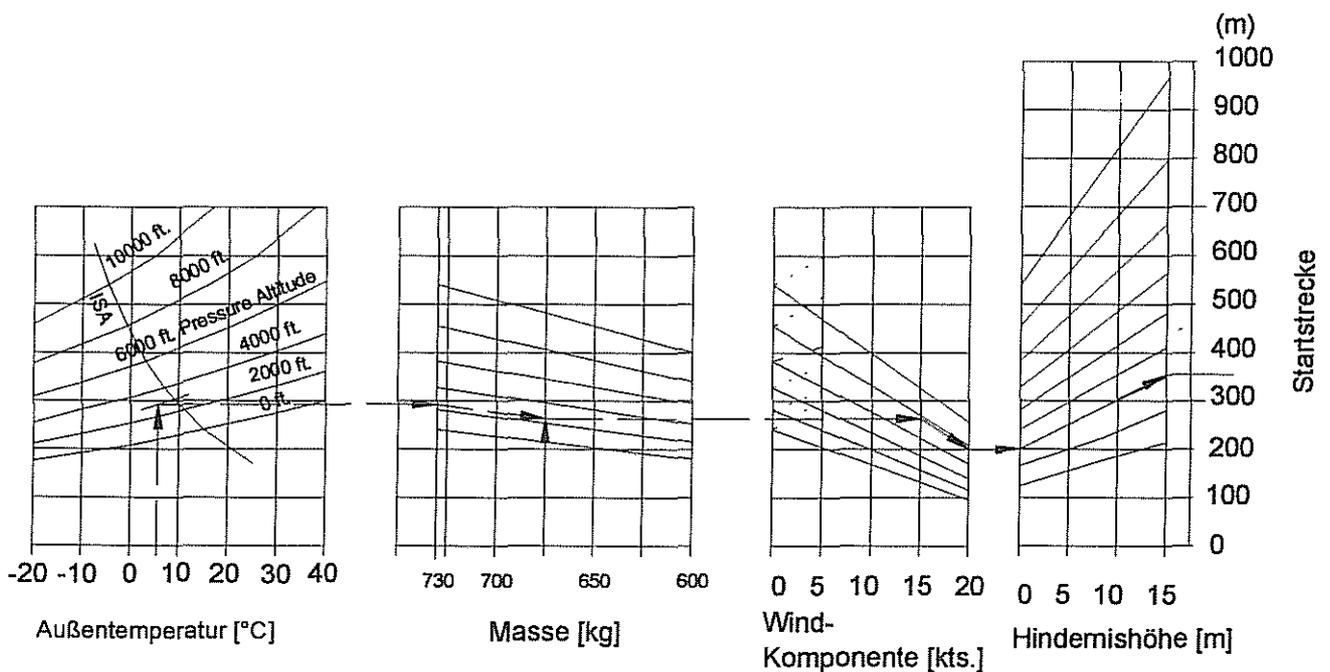


Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 8

Bild 5.6: Startstrecke

Bedingungen:

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



Beispiel: - Druckhöhe: 3000 ft. Ergebnis: - Rollstrecke: 200 m
 - Außentemperatur: 6° C - Startstrecke über 15 m: 350 m
 - Flugmasse: 675 kg
 - Wind: 15 kts.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 9

ANMERKUNG

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeuges, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (hohe Temperatur, Regen, ungünstiger Windeinfluß) können die Startstrecke erheblich verlängern. Für Starts von trockenen, kurzgeschnittenen Graspisten ist gegenüber Hartbelagpisten mit einer Verlängerung der Startrollstrecke um 25 % zu rechnen. Auf weichen Graspisten mit Grashöhen von mehr als 10 cm können die Startrollstrecken sogar über 40 % länger werden. Die gestrichelte Linie im obigen Diagramm-Bereich "Windkomponente" ist bei Rückenwind zu verwenden.

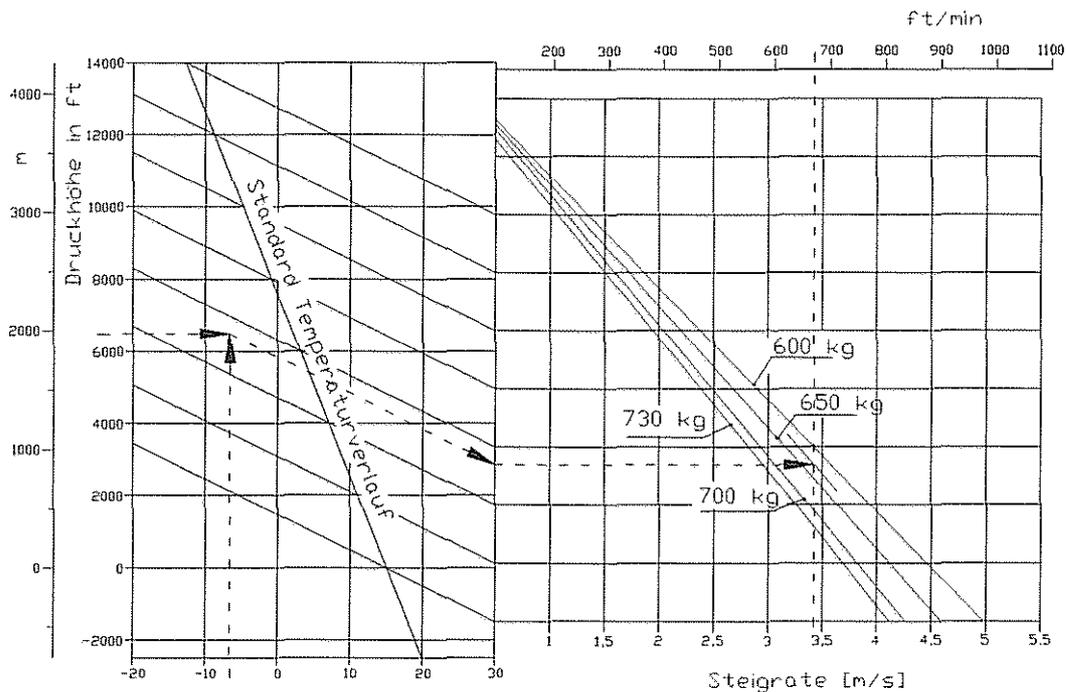
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 10

Bild 5.7: Steigleistung/Betriebshöhe

maximale nachgewiesene Betriebshöhe :

siehe 2.11

Geschwindigkeit für beste Steigrate (Klappen T/O):

 $v_y = 65 \text{ kts} / 75 \text{ mph} / 120 \text{ km/h}$


Beispiel: Druckhöhe: 6400 ft

Ergebnis: Steigleistung: 3,35 m/s

Außentemperatur OAT: -7 °C

Flugmasse: 630 kg

WICHTIGER HINWEIS

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

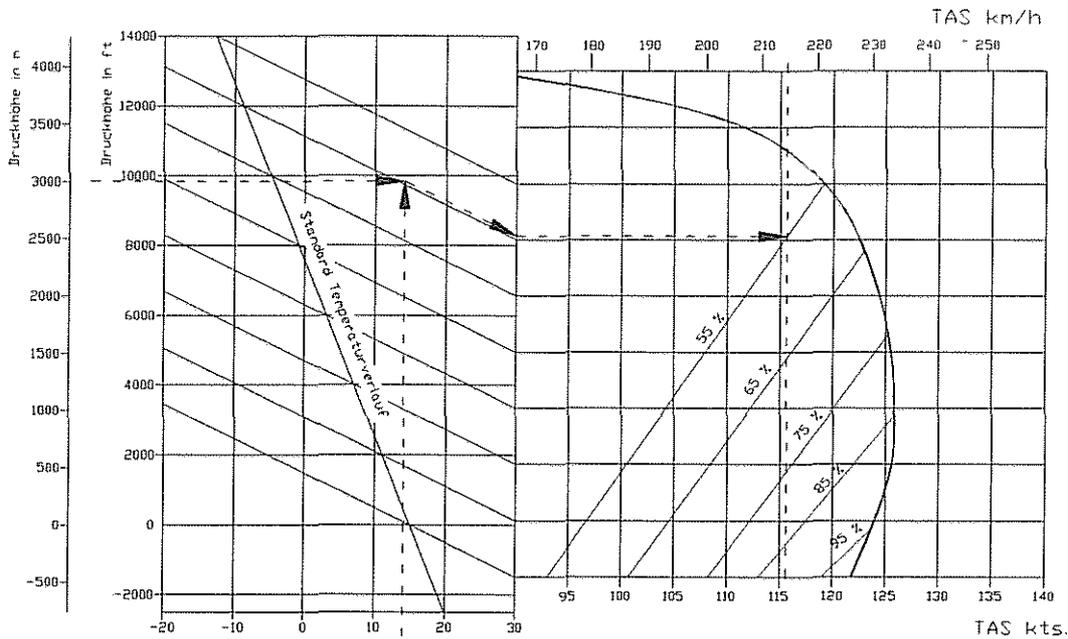
Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 11

BEWUSST FREIGELASSEN

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

Bild 5.9: Reiseflug (wahre Fluggeschwindigkeit)

Diagramm zur Ermittlung der wahren Fluggeschwindigkeit TAS bei gesetzter Leistung.



Beispiel: Druckhöhe 3000 m
Temperatur + 14°C
55 % gesetzte Leistung

Ergebnis: wahre Fluggeschwindigkeit:
TAS 116 kts (215 km/h)

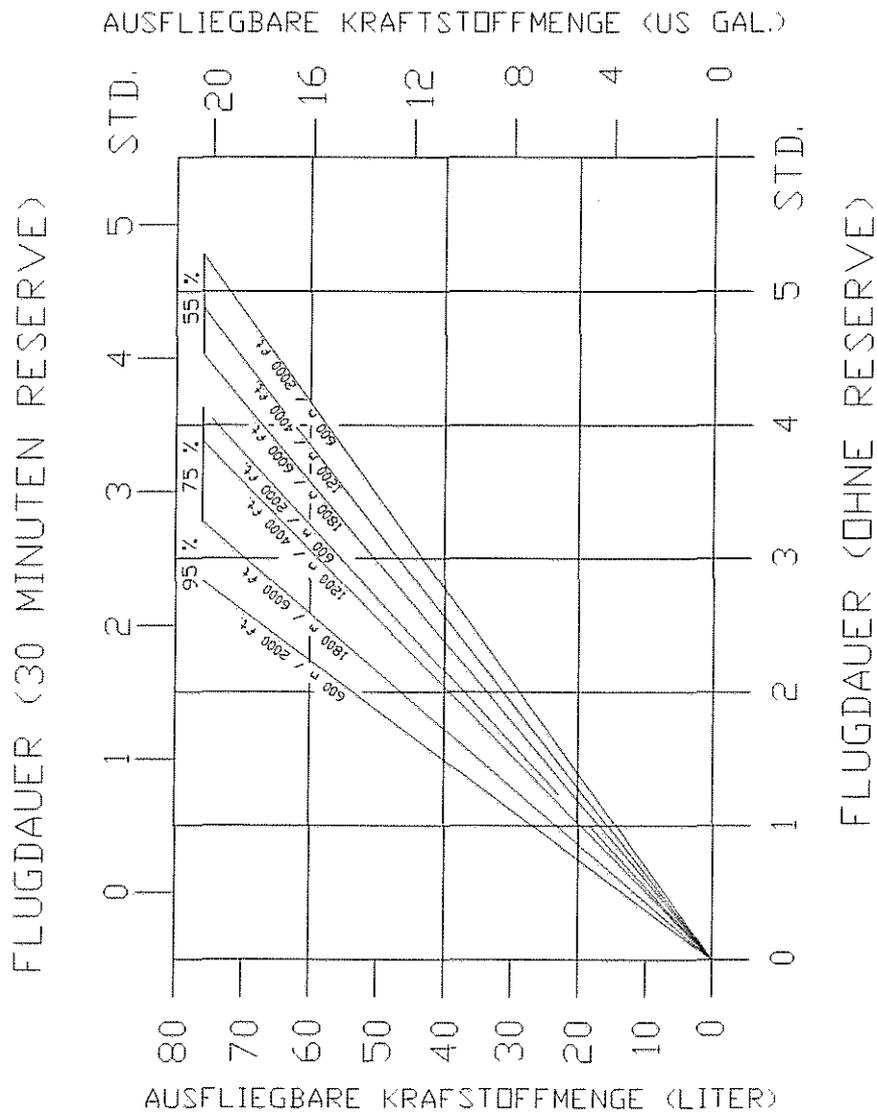
WICHTIGER HINWEIS

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

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

Bild 5.10: Maximale Flugdauer

Diagramm zur Bestimmung der maximalen Flugdauer in Abhängigkeit der Treibstoffmenge



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

Bild 5.11: Steigleistung beim Durchstarten

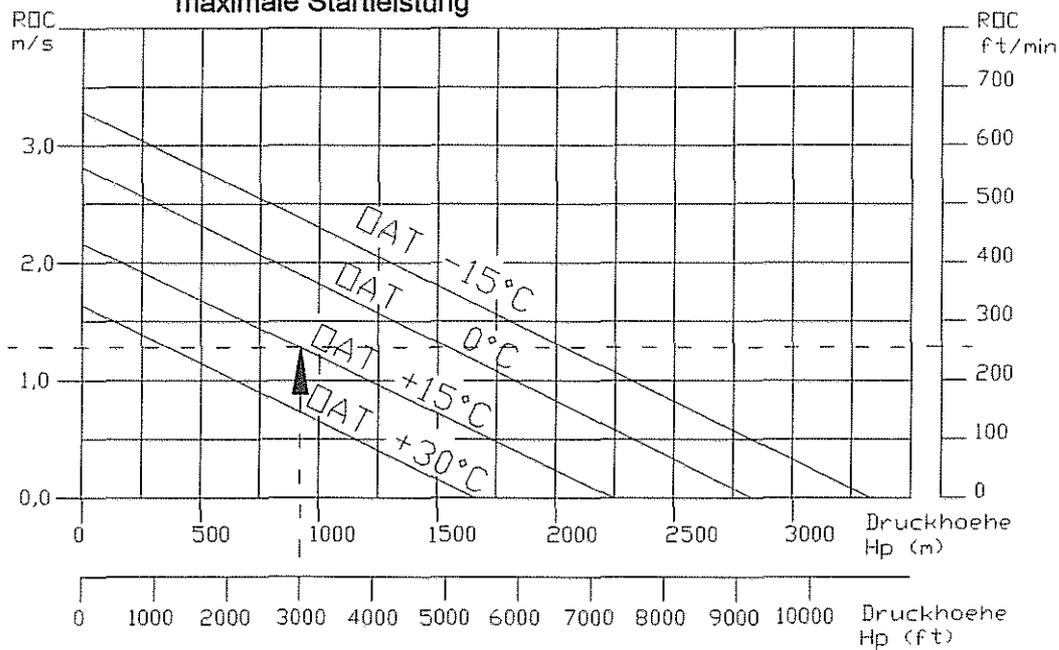
 Bedingungen: $v = 108 \text{ km/h}$,

Flügelklappen auf Landstellung (LDG)

Flugmasse 730 kg

vorderste Schwerpunktlage

maximale Startleistung



Beispiel: Druckhöhe 3000 ft

Außentemperatur +15°C

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

WICHTIGER HINWEIS

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

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

Landestrecken

Bedingungen:

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

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

Landerollstrecke ca. 228 m

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

ANMERKUNG

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeuges, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (hohe Temperatur, Regen, ungünstiger Windeinfluß usw.) können die Landestrecke erheblich verlängern.

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				5 - 16

ABSCHNITT 6

MASSE UND SCHWERPUNKT

	Seite
6.1 EINFÜHRUNG	6-2
6.2 FLUGZEUGWÄGUNG	6-3
6.3 MASSES - UND SCHWERPUNKTBERICHT	6-6
6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE	6-8
BELADUNGSDIAGRAMM	6-9
ZULÄSSIGER SCHWERPUNKTBEREICH UND ZULÄSSIGES FLUGMASSENMOMENT	6-10
BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES	6-11
6.5 AUSRÜSTUNGSLISTE	6-12

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

6.1 EINFÜHRUNG

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

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

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

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

ANMERKUNG

Bei Ausrüstungsänderungen sind die neue Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage durch Rechnung oder Wägung zu ermitteln. Nach Reparaturen, Neulackierung oder spätestens 5 Jahre nach der letzten Wägung sind die Leermasse und Leermassenschwerpunktlage durch Wägung neu zu ermitteln. Masse, Leermassenschwerpunktlage und Leermassenmoment sind von einer befugten Person im Massen- und Schwerpunktbericht zu bescheinigen.

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

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

6.2 FLUGZEUGWÄGUNG

Wägungszustand:

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

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

Aus der Formel

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

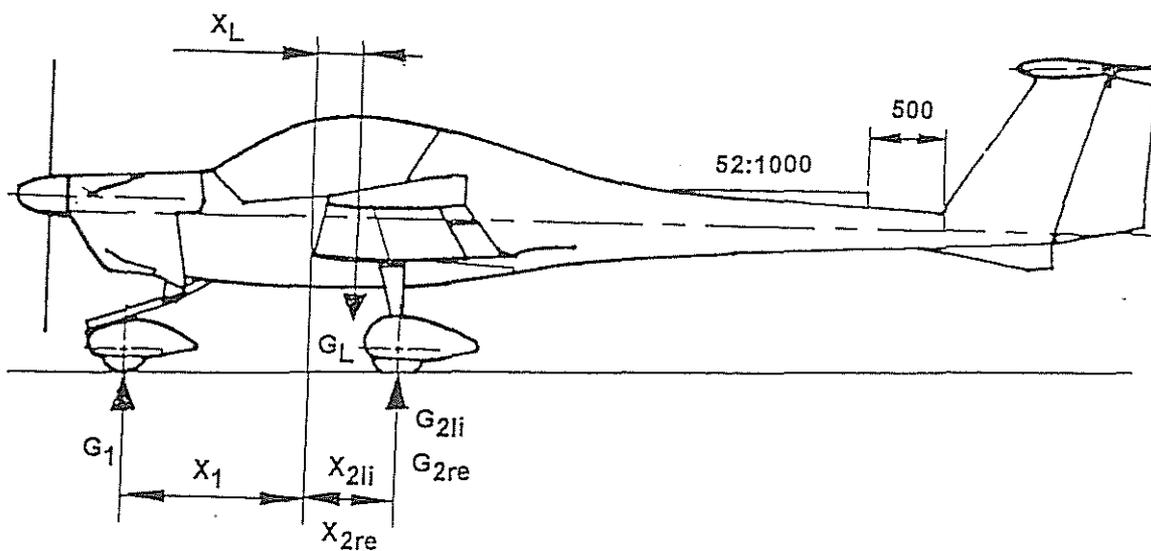
ergibt sich die Lage des Leermassenschwerpunkts hinter der BE.

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

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

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

Skizze für Schwerpunktwägung



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

Bild 6.1: Wägebericht

Muster: DV 20 Werk-Nr. _____ Kennz.: _____

Daten nach Kennblatt bzw. Flughandbuch Grund der Wägung: _____

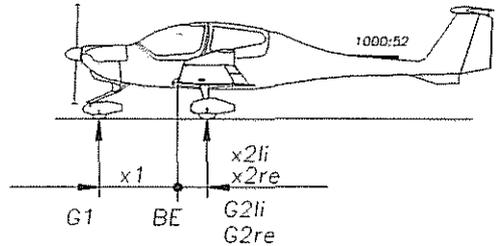
Bezugsebene BE: Flügelvorderkante an der Wurzelrippe

Horizontale Bezugslinie BL: Keil 52:1000, 500 mm vor Seitenflosse

Wägung und Leermassenschwerpunktlage

Ausrüstungsliste - Stand vom: _____

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



Auflage	Brutto (kg)	Tara (kg)	Netto (kg)	Hebelarm (m)
vorne G ₁				x ₁ =
hint. G _{2li}				x _{2li} =
hint. G _{2re}				x _{2re} =
Leermasse G _L = _____ kg				

Leermassen-Schwerpunktlage:

$$x_L = \frac{G_{2li} \cdot x_{2li} + G_{2re} \cdot x_{2re} - G_1 \cdot x_1}{G_L} =$$

= _____ = _____ m

Leermassenmoment: G_L * x_L = M_L * _____ = _____ kg*m

Höchstzulässige Zuladung:

Höchstmasse (kg)	
Leermasse (kg)	
höchstzul. Zuladung (kg)	

Daten für die Eintragung in das Flughandbuch, Seite 6-6

Leermasse (kg)	Leermassen-Moment (kg*m)
----------------	--------------------------

_____ Ort und Datum _____ Prüfstempel _____ Prüfer

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

6.3 MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT

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

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

6.4 FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE

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

Bild 6.3: "Beladungsdiagramm",

Bild 6.4: "Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment" und

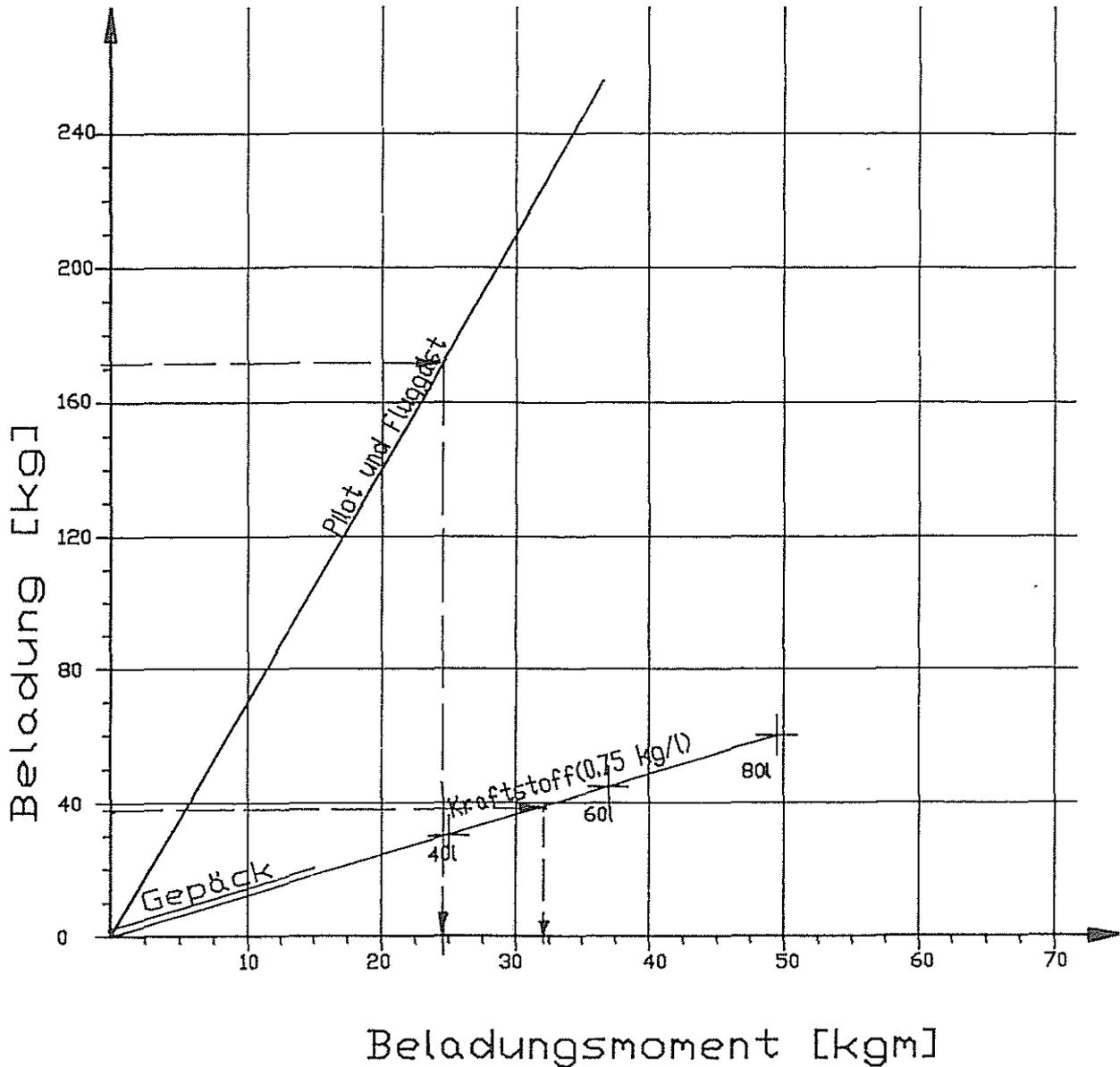
Bild 6.5: "Berechnung des Beladezustandes"

wie folgt zu verwenden:

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

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

Bild 6.3: Beladungsdiagramm



Beispiel: Pilot und Fluggast: 172 kg

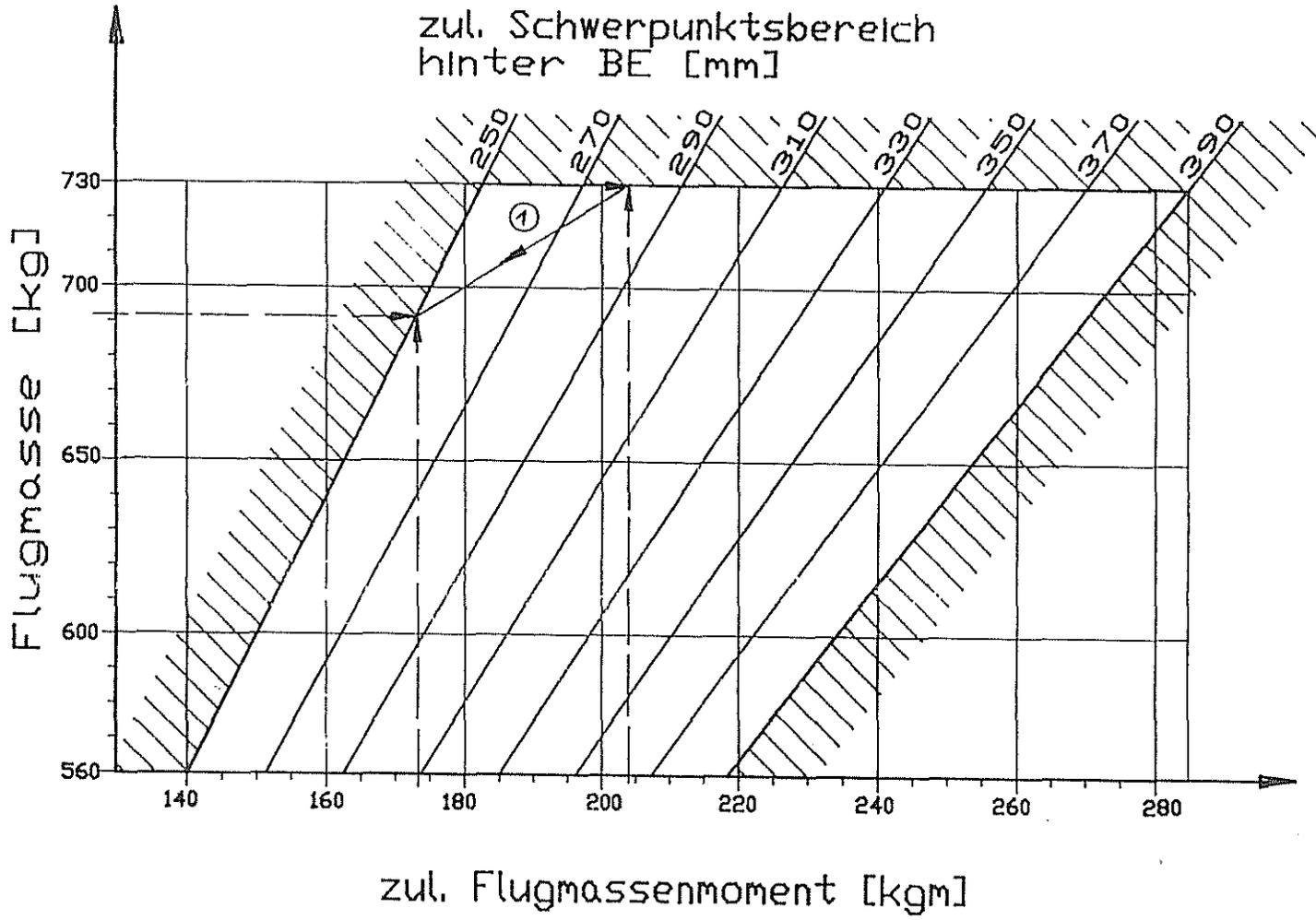
Treibstoff (0,75 kg/l): 38 kg

Ergebnis: Beladungsmoment Pilot und Fluggast: 24,6 kgm

Beladungsmoment Treibstoff: 32 kgm

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

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



----- Beispielflugzeug
von Seite 6-10

① Änderung während dem Flug
(durch Verbrauch von Treibstoff)

Bild 6.4: Zulässiger Schwerpunktsbereich und zulässiges Flugmassenmoment

Bild 6.5: Berechnung des Beladezustandes

BERECHNUNG DES BELADEZUSTANDES	DV 20 (Beispiel)		Ihre DV 20	
	Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1. Leermasse (dem Massen- und Schwerpunktbericht zu entnehmen)	520	148,404		
2. Pilot und Fluggast Hebelarm: 0,143 m	172	24,596		
3. Gepäck Hebelarm: 0,824 m				
4. Gesamtmasse und Gesamtmoment bei leergeflogenen Kraftstofftank (Summe von 1.-3.)	692	173,000		
5. mitgeführter ausfliegbarer Kraftstoff (0,75 kg/l) Hebelarm: 0,824 m	38	31,996		
6. Gesamtmasse und Gesamtmoment bei gefülltem Kraftstofftank (Summe 4. und 5.)	730	204,996		
7. Die gefundenen Werte für die Gesamtmasse (692 bzw. 730 kg) und das Gesamtmoment (173,00 bzw. 205,00 kgm) im Schwerpunktbereich-Diagramm aufsuchen. Da sie in den zulässigen Bereich fallen, ist der Beladezustand erlaubt.				

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

6.5 AUSTRÜSTUNGSLISTE

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

Die vorliegende Ausrüstungsliste enthält folgende Angaben:

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

Es bedeuten:

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

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

ANMERKUNG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 12

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.		Kennz.:	
				Datum:	
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
A 1	COM Transceiver Becker, AR3201(.)			0,90	-0,420
A 2	COM Transceiver Bendix/King, KY97A			1,27	-0,420
A 3	COM Antenna Dittel, F100057			0,21	+4,350
A 4	NAV/COM Transceiver Bendix/King, KX125			1,89	-0,420
A 5	NAV/COMM Transceiver Bendix/King, KX155			2,24	-0,420
A 6	NAV Receiver Becker, NR3301-(2)			0,85	-0,420
A 7	NAV Indicator Becker, IN3360			0,45	-0,390
A 8	NAV Indicator Becker, IN3300			0,80	-0,390
A 9	NAV Indicator Bendix/King, KI203			0,68	-0,390
A 10	NAV Indicator Bendix/King, KI204			0,68	-0,390
A 11	NAV Indicator Bendix/King, KI207			0,59	-0,390
A 12	NAV Indicator Bendix/King, KI208			0,46	-0,390
A 13	NAV Antenna Becker, 1A050			0,17	+4,760
A 14	Encoding Altimeter United, 5035P2-P27			0,73	-0,420
A 15	Transponder Bendix/King, KT76A			1,36	-0,420
A 16	Transponder Becker, ATC2000			1,20	-0,420
A 17	Transponder Becker, ATC2000-(2)-R			1,20	-0,620
A 18	Transponder Controller Becker, CU2000-(2)			0,26	-0,420
A 19	Transponder Antenna Bendix/King, KA60			0,09	+0,400
A 20	DME Bendix/King, KN62A			1,08	-0,420

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

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.		Kennz.:	
				Datum:	
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
A 21	DME Converter Becker, DC3300-(2)			0,24	-0,620
A 22	GP/Marker Becker, GM2000			0,80	-0,670
A 23	Glidepath Receiver Bendix/King, KN75			0,70	-0,420
A 24	GPS, incl. Rahmen Garmin, GPS100			1,10	-0,420
A 25	GPS Antenna Garmin, 1012 Blade			0,17	+1,550
A 26	Altitude Digitizer TCI, D120-P2-T			0,57	-0,580

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

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.		Kennz.:	
				Datum:	
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
E 1	Batterie Banner, 53030, 12V/30Ah			7,90	-0,748
E 2	Unterspan.warnleuchte RCA 33-2013			0,25	-0,590
E 3	ACL mit Pos.Licht, Whelen, A 600, links und rechts			0,22	+1,000
E 4	ACL Geber Whelen, A 490,T,DF-14			0,43	+0,570
E 5	Position Light Whelen, A 675, links und rechts			0,15	+1,000
E 6	Landescheinwerfer HOAC 16035			0,23	-1,480
E 7	Cockpit Speaker HOAC 16003			0,37	+0,580
E 8	Boom Microphone Becker, 1 PM 004			0,34	+0,530
E 9	Boom Microphone Comunica Boommic			0,20	+0,530
E 10	Hand Microphone Telex, TRA 100			0,17	-0,300
E 11	Headset, dynamic mic HOAC 16118 links und rechts			0,42	+0,143
E 12	Headset, standard mic HOAC 16107 links und rechts			0,44	+0,143
E 13	Landeklappenmotor HOAC 15770			1,50	+0,120
E 14	Landeklappensteuerung HOAC 15771			0,35	-0,390
E 15	Intercom voice activated, nat AA 80-001			0,28	-0,390
E 16	Intercom, voice activated, PS Engineering PM 501			0,21	-0,390

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

AUSRÜSTUNGLISTE		Werk-Nr.		Kennz.:	
				Datum:	
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
I 1	Amperemeter, gedämpft HOAC 16154			0,08	-0,390
I 2	Ansaugdruckmesser UMA Inc., 7-100-10			0,13	-0,390
I 3	Öldruckanzeige HOAC 161505			0,14	-0,390
I 4	Öltemperaturanzeige HOAC 161615			0,14	-0,390
I 5	Kraftstoffvorratsanzeige HOAC 16159			0,09	-0,390
I 6	Zyl.kopftemp.anzeige HOAC 161605			0,14	-0,390
I 7	Drehzahlmesser HOAC 162990			0,38	-0,390
I 8	Altimeter United, 5934 AM-3			0,39	-0,390
I 8A	Altimeter United, 5934 PA-3			0,39	-0,390
I 9	Airspeed Indicator United, 8000			0,30	-0,390
I 10	Emergency Compass Airpath, C2300			0,29	-0,005
I 11	Vertical Speed Indic. United, 7000			0,35	-0,390
I 12	Turn and Slip Indic. 2" United, 9500			0,56	-0,390
I 13	Turn and Slip Indic. 2" United, 9501			0,56	-0,390
I 14	Turn Coordinator United, 9000			0,77	-0,390
I 15	Turn Coordinator Elec.Gyro C., 1394T100-7Z			0,47	-0,390
I 16	Turn and Slip Indic. Elec.Gyro C., 1234T100-7ATZ			0,47	-0,390
I 17	Turn and Bank Indic. AIM, TS400-1A			0,77	-0,390
I 18	Turn and Bank Indic. R.C.Allen, RCA82-11			0,57	-0,390

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 16

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.		Kennz.:	
				Datum:	
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
I 19	Directional Gyro R.C.Allen, RCA15AK-2			1,11	-0,390
I 20	Directional Gyro AIM, 205-1A			1,36	-0,390
I 21	Attitude Gyro R.C.Allen, RCA26AK-4			1,10	-0,390
I 22	Attitude Gyro AIM, 305-2A			1,13	-0,390
I 23	Emergency Locator Trans. Pointer, 3000			0,96	+1,400
I 24	Emergency Locator Antenna Pointer, 3007			0,05	+1,500
I 25	Accelerometer Bendix, BM-470			0,30	-0,390
I 26	Betriebsstundenzähler Hobbs 85000			0,08	-0,390
I 27	Außenthermometer HOAC 16158			0,05	-0,390

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

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.:		
			Datum:		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
T 1	Motor, Rotax 912 S3, trocken; mit elektr. Anlasser, Vergaser, internem Generator, Zündanlage und Ölbehälter			61,0	-1,186
T 2	Propeller Regler Woodward, A210786			1,40	-1,250
T 3	Propeller, Hoffmann HO-V352F/170FQ oder HO-V352F/C170FQ mit Spinner			10,50	-1,680
T 4	Propeller Regler Woodward, A210786A			1,40	-1,250
AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.:		
			Datum:		

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

AUSRÜSTUNGSLISTE		Werk-Nr.	Kennz.:		
			Datum:		
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
Z 1	Staurohr HOAC 16450			0,22	+0,400
Z 4	Radverkleidung hinten links: HOAC 13532 rechts: HOAC 13530			1,20	+0,700
Z 5	Radverkleidung vorne HOAC 13534			1,20	-1,139
Z 6	Gepäcknetz HOAC 12881			0,30	+0,700
Z 7	Bauchgurt links: autoflug 12B-47 rechts: autoflug 12D-47			1,20	+0,250
Z 8	Schultergurt links: autoflug 12B-26 rechts: autoflug 12B-26			0,80	+0,400
Z 9	Sitzkissen, Standard links: HOAC 18102 rechts: HOAC 18101			1,70	+0,143
Z 10	Sitzkissen, Leder links: HOAC 18170 rechts: HOAC 18160			2,70	+0,143
Z 11	Verbandskasten HOAC 18027			0,90	+0,950
Z 12	Feuerlöscher HOAC 18025			2,10	+0,660
Z 13	Sonnenschutz HOAC			0,20	+0,500
Z 14	Flügelanklappmechanismus HOAC			Neu- wägung	erforder- lich
Z 15	Nackenstützen, Stoff, HOAC 18130			0,370	+0,580

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 19

AUSRÜSTUNGLISTE		Werk-Nr.		Kennz.:	
				Datum:	
Lfd. Nr.	Teil-Bezeichnung, Hersteller, Typ	Werk-Nr.	Inst.	Masse [kg]	Hebel [m]
Z 16	Nackenstützen, Leder, HOAC 18119			0,405	+0,580

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				6 - 20

ABSCHNITT 7

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

	Seite
7.1 EINFÜHRUNG	7-2
7.2 FLUGWERK	7-2
7.3 STEUERUNGSANLAGE	7-3
7.4 INSTRUMENTENBRETT	7-5
7.5 FAHRWERK	7-6
7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE	7-7
7.7 GEPÄCKRAUM	7-7
7.8 KABINENHAUBE	7-8
7.9 TRIEBWERK	7-8
7.10 KRAFTSTOFFANLAGE	7-11
7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE	7-14
7.12 STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM	7-16
7.13 ÜBERZIEHWARNUNG	7-17
7.14 AVIONIK	7-17

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

7.1 EINFÜHRUNG

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

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

7.2 FLUGWERK

Rumpf

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

Flügel

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

Leitwerk

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

Flugwerk

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

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

7.3 STEUERUNGSANLAGE

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

Trimmung

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

Hebel vorne = kopflastig

Klappen

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

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

Klappenstellungsanzeige

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

Pedalverstellung**ANMERKUNG**

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden!

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

Vorstellen:

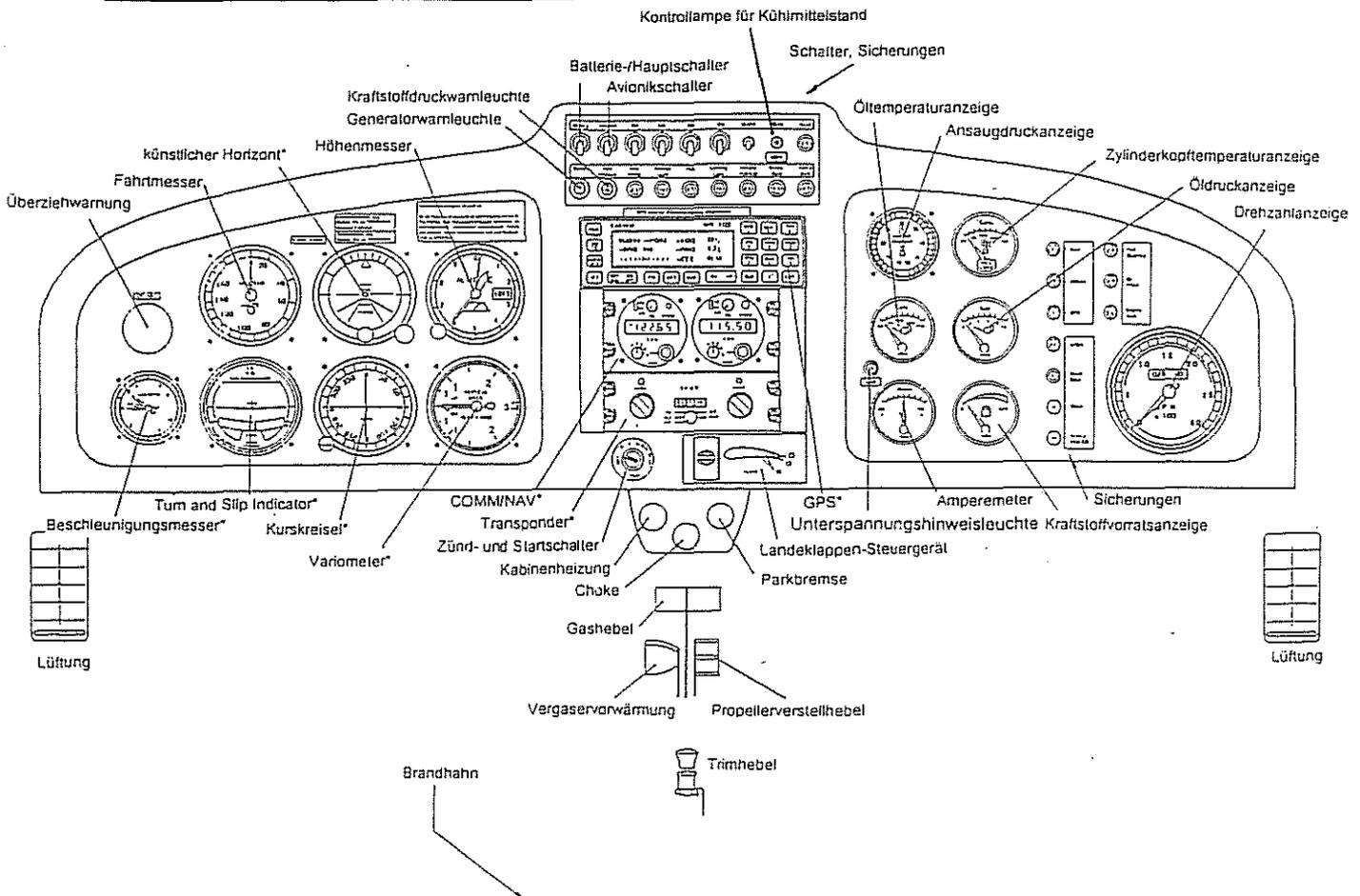
Bei unter Zug gehaltenem Griff Pedale mit den Füßen nach vorne drücken. Griff loslassen und Pedale spürbar einrasten lassen.

Zurückstellen:

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

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

7.4 INSTRUMENTENBRETT



(Die mit * gekennzeichneten Instrumente sind optional)

Flugüberwachungsinstrumente

Die Flugüberwachungsinstrumente sind im Armaturenbrett auf der Pilotenseite angeordnet.

Heizung

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

Zugknopf gezogen = Heizung ein

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

Cockpitbelüftung

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

7.5 FAHRWERK

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

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

Radbremse

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

Parkbremse

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

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

7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE

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

7.7 GEPÄCKRAUM

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

WICHTIGER HINWEIS

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

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

7.8 KABINENHAUBE

Verriegelung

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

Die Hebel sind zwecks schnellerer Haubennotöffnung miteinander mechanisch gekoppelt, sodaß durch Zurückziehen eines Hebels bis zum Anschlag auch der zweite geöffnet wird.

WICHTIGER HINWEIS

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

7.9 TRIEBWERK

Motor

Flüssigkeitsgekühlter Vierzylinder-Viertaktmotor in Boxeranordnung, Rotax 912 S3.

Propellerantrieb über integriertes Getriebe.

Hubraum: 1352 cm³

Höchstleistung (5 min): 73,5 kW / 100 PS bei 2385 RPM

Dauerleistung: 69 kW / 94 PS bei 2260 RPM

Weitere Angaben sind dem Motorbetriebshandbuch zu entnehmen.

Die Motorüberwachungsinstrumente befinden sich im Instrumentenbrett auf der Copilotenseite.

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999	2	12 Nov 2001	MSB 20-39	7 - 8

Kühlsystem

Die Kühlung des ROTAX 912 S erfolgt durch flüssigkeitsgekühlte Zylinderköpfe und stauluftgekühlte Zylinder. Das Kühlsystem der Zylinderköpfe ist als geschlossener Kühlkreislauf mit einem Verteilerbehälter (Ausgleichsgefäß gemäß Rotax Motorhandbuch), mittig auf dem Motor positioniert, und einem Vorratsbehälter (Überlaufgefäß gem. Rotax) ausgeführt.

Der Vorratsbehälter ist zugänglich über das Handloch rechts in der oberen Cowling. Die Füllstandskontrolle erfolgt mittels Peilstab.

Der Verteilerbehälter ist mit einem Druckverschluß mit Überdruckventil verschlossen. Beim Erwärmen und Ausdehnen öffnet die Kühlflüssigkeit das Überdruckventil und kann über einen dünnen, drucklosen Schlauch in den Vorratsbehälter fließen. Beim Abkühlvorgang wird die Kühlflüssigkeit wieder zurück in den Kühlkreislauf gesaugt. (siehe auch 2.4.2 Kühlmittel)

Vergaservorwärmung, Gashebel, Propellerverstellhebel

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

Vergaservorwärmung:

Kubischer Hebel,
Hebel hinten = Vorwärmung EIN,
Im Normalbetrieb ist die Vorwärmung AUS (Hebel vorne).

Gashebel:

Großer Hebel,
Hebel vorne = volle Leistung.

Propellerverstellhebel:

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

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

Choke:

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

Propeller

Hydraulisch geregelter Zweiblatt Constant Speed Propeller, Fa. Hoffmann HO-V352F/170FQ
oder HO-V352F/C170FQ.

Regler

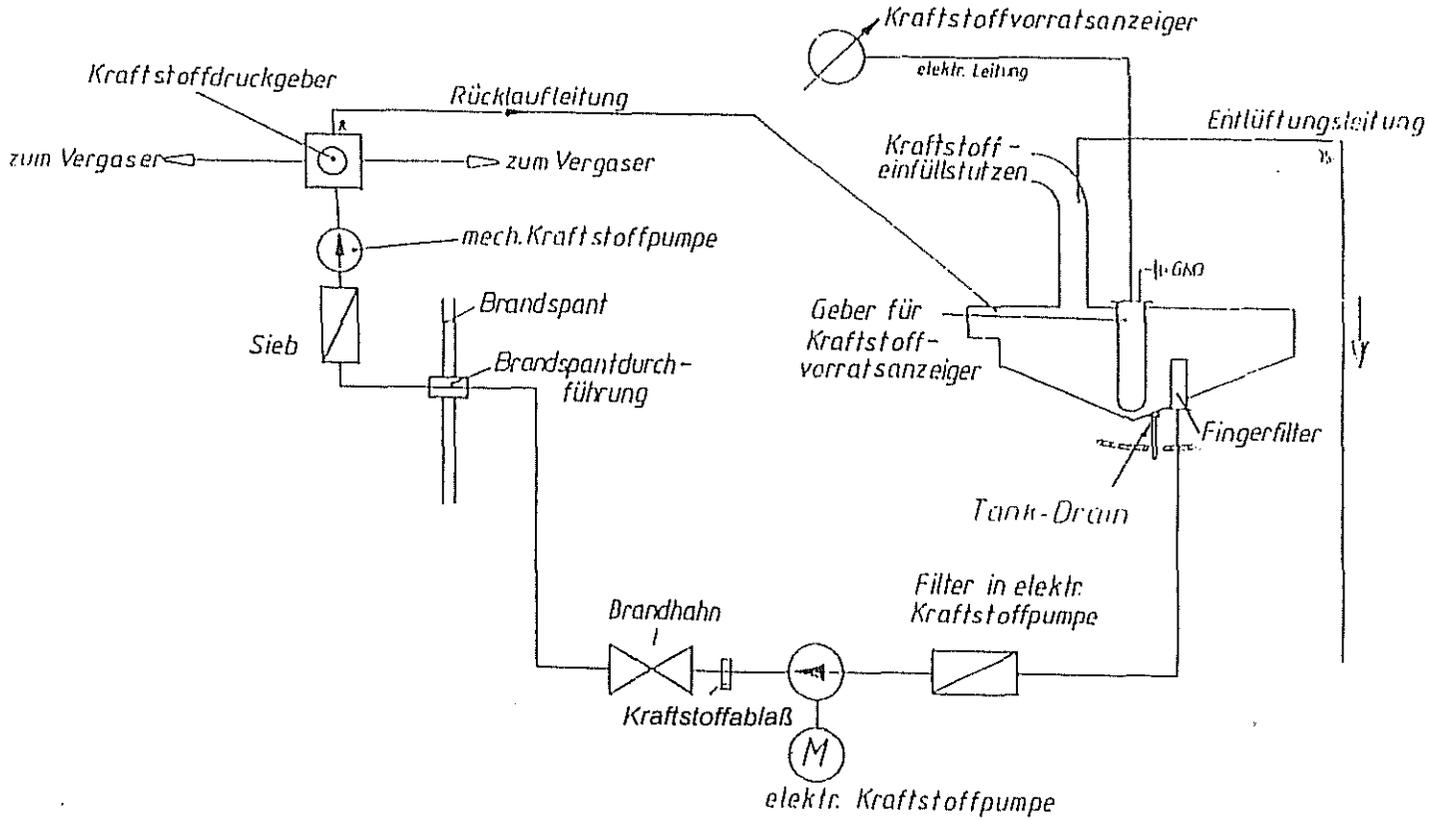
Woodward A 210786 oder Woodward A 210786A.

Propellerverstellung

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

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

7.10 KRAFTSTOFFANLAGE



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

Beschreibung

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

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

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

Elektrische Kraftstoffpumpe

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

Brandhahn

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

WARNUNG

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

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

Kraftstoffablaß

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

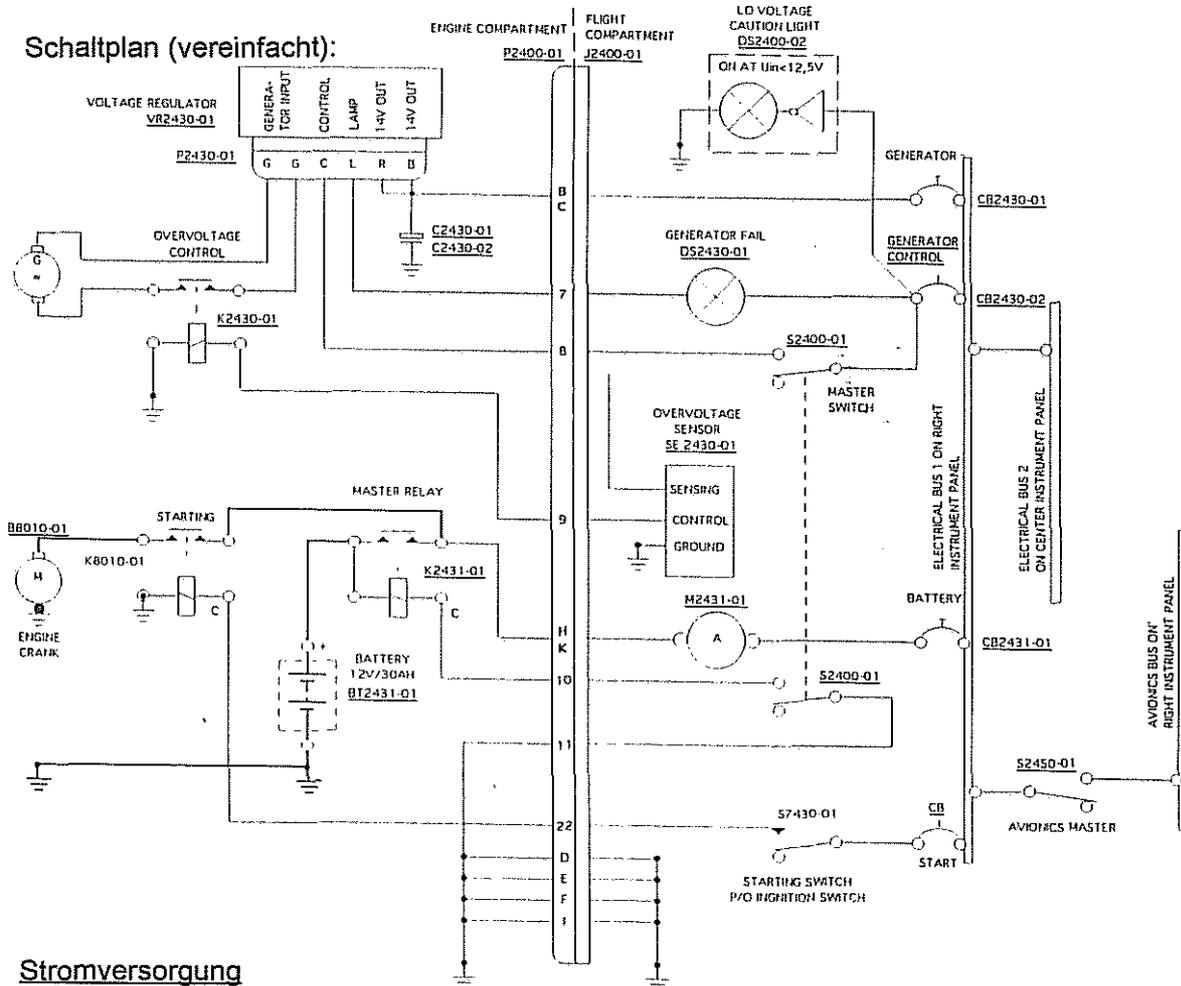
Tankdrain

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

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

7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE

Schaltplan (vereinfacht):



Stromversorgung

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

Zündung

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 14

Elektrische Verbraucher

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

WICHTIGER HINWEIS

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

Unterspannungshinweisleuchte

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

Generatorwarnleuchte

Die Generatorwarnleuchte (Farbe: Rot) spricht an bei:

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

Amperemeter

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

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

Kraftstoffdruckwarnleuchte

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

Kontrolleuchte für Kühlmittelstand

Nach dem Einschalten des Hauptschalters leuchtet die Kontrollampe für ca. 3 Sekunden auf und erlischt, wenn der Kühlmittelstand in Ordnung ist. Die Lampe ist defekt, wenn sie nach dem Einschalten des Hauptschalters gar nicht aufleuchtet.

Wenn die Kontrollampe für den Kühlmittelstand nicht erlischt, ist der Kühlmittelstand im Verteilerbehälter zu überprüfen.

Anzeigeeinstrumente

Die Anzeigeeinstrumente für Temperaturen, Öldruck und Tankinhalt sind in Serie mit den jeweiligen Gebern geschaltet. Der elektrische Widerstand eines Gebers ändert sich mit der Meßgröße, wodurch sich die Spannung am Anzeigeeinstrument und in weiterer Folge der Zeigerausschlag verändert. Öldruckanzeige, Zylinderkopftemperaturanzeige und Kraftstoffdruckwarnleuchte werden zusammen über einen Sicherungsautomaten mit Spannung versorgt. Gleiches gilt für Öltemperatur- und Kraftstoffvorratsanzeige.

7.12 STATIK - UND STAUDRUCKSYSTEM

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				7 - 16

7.13 ÜBERZIEHWARNUNG

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

7.14 AVIONIK

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

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

ABSCHNITT 8 HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

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

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

8.1 EINFÜHRUNG

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

8.2 WARTUNGSINTERVALLE FÜR DAS FLUGZEUG

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

8.3 ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 2

8.4 HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT

8.4.1 RANGIEREN AM BODEN

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

8.4.2 PARKEN

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

8.4.3 VERANKERN

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 3

8.4.5 HOCHHEBEN

Die DV 20 KATANA 100 kann an zwei Aufbockpunkten unter der rumpfseitigen Wurzelrippe und dem Hecksporn der Finne aufgebockt werden.

8.4.6 AUSRICHTEN

Zum Ausrichten wird an der Rumpfröhre kurz vor dem Seitenleitwerk nach unten gedrückt, bis das Bugrad frei ist. Dadurch läßt sich die DV 20 KATANA 100 auf der Stelle drehen. Nach Erreichen der richtigen Position läßt man das Bugrad wieder zu Boden.

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

8.4.7 STRASSENTRANSPORT

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

1. Rumpf:

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

2. Tragflügel:

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

3. Höhenleitwerk:

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

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

8.5 REINIGUNG UND PFLEGE

WICHTIGER HINWEIS

Starke Verschmutzung verschlechtert die Flugleistungen.

8.5.1 LACKOBERFLÄCHEN

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

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

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

8.5.2 KABINENHAUBE

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

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

8.5.3 PROPELLER

Siehe Betriebs- und Einbauanweisung für den Propeller.

8.5.4 MOTOR

Siehe Angaben des Motorherstellers.

8.5.5 INNENRAUM

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

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

Dok. Nr.	Ausgabe	Rev. Nr.	Datum	Bezug	Seite
4.01.20	17 Mar 1999				8 - 7

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNGEN

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

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

9.1 ALLGEMEINES

Abschnitt 9 dieses Handbuchs enthält Informationen, die eine zusätzliche Ausrüstung (Optionen) der DV 20 KATANA 100 betreffen. Jede Ergänzung behandelt einen einzelnen Ausrüstungsgegenstand. Im Inhaltsverzeichnis dieses Abschnitts sind alle zugelassenen Ergänzungen aufgeführt.

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

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

9.2 VERZEICHNIS DER ERGÄNZUNGEN

Ergänzung Nr.	Titel	Seiten	Aus- gabe	Änderung	ACG anerkannt
1	Anklappmechanismus für die Tragflächen	5	1		
2	ELT	5	1		
3	Schleppgabel und Rudersperre	3	1		
K1	COMM Transceiver King, KY 97A	5	1		
K2	NAV/COMM King, KX 125	7	1		
K3	NAV/COMM King, KX 155	5	1		
K4	DME King, KN 62A	4	1		
K5	Transponder King, KT 76A	4	1		
K6	Intercomm-Anlage für Bendix-King Funksprechanlagen	3	1		
B1	COMM Transceiver Becker, AR3201-(.)	5	1		
B2	VOR/LOC Becker, NR3301-(2)	7	1		
B3	Transponder Becker, ATC 2000	5	1		

9.3 NACHTRÄGE

Derzeit sind keine Nachträge vorgesehen.

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