

Original **FLUGHANDBUCH**  
für das Segelflugzeug

Baureihe: **DUO DISCUS**

Verkaufsbezeichnung: Duo Discus (x) (Werk-Nr. 450, 469 und ab 473  
in der Ausführung nach dem AB-Nr. 396-15)

Werk-Nr.: **524**

Kennzeichen: **HB-3415**

Datum der Herausgabe  
des Flughandbuches: **Oktober 1993**

Die durch „LBA-merk.“ gekennzeichnete Seiten sind anerkannt durch:



(Unterschrift)

Luffahrt-Bundesamt

(Behörde)



(Stempel)

**10. FEB. 2006**

(Anerkennungsdatum)

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

## 0.1 Erfassung der Berichtigungen / Records of revisions

Lfd. Nr. der Berichtigung	Abschnitt	Seiten	Datum der Berichtigung	Bezug	Datum der Anerkennung durch das LBA	Datum der Einarbeitung	Zeichen / Unterschrift
Revision No.	Affected section	Affected page	Date of issue	Reference	Date of Approval by LBA	Date of Insertion	Signature
10	0 4	0.2.1 4.5.1.2	July 2005	<del><u>TM 396-11</u> F-Schlepp mit Motorsegler, wahlweise Werk-Nr. 1 bis 471</del> <del><u>TN 396-11</u> Aerotow with powered sailplane, optional S/N 1 through 471</del>			
11	0  1  2  4  5  6  7	Deckblatt cover sheet 0.2.1 0.2.2 0.2.3 0.2.5 0.2.6 0.2.7 0.2.8  1.2 1.4.1 1.5  2.3 2.15  4.3.1 4.3.2 4.5.1.2 4.5.3.1 4.5.3.3 4.5.3.4 4.5.4 4.5.5  5.2.2 5.3.2.1 5.3.2.2  6.2.3 6.2.7  7.2.1 *) 7.2.4 7.2.7 *) 7.3.1 *) 7.7  *) entfällt bei Werk-Nr. 469 not applicable for S/N 469	September 2005	<u>ÄB 396-15</u> Winglets, Hinterkantenklappen (Werk-Nr. 469) und gefedertes Fahrwerk (Werk-Nr. 450 und ab Werk-Nr. 473)  <u>MB 396-15</u> Winglets, trailing edge flap (S/N 469) and landing gear with shock absorber struts (S/N 450, 473 and on)			

MB: Modification Bulletin – Änderungsblatt  
TN : Technical Note – Technische Mitteilung

0.1 Erfassung der Berichtigungen / Records of revisions

Lfd. Nr. der Berichtigung	Abschnitt	Seiten	Datum der Berichtigung	Bezug	Datum der Anerkennung durch das LBA	Datum der Einarbeitung	Zeichen /Unterschrift
Revision No.	Affected section	Affected page	Date of issue	Reference	Date of Approval by LBA	Date of insertion	Signature
12	0  1  4  5	0.2.1 0.2.2 0.2.5 0.2.6  1.4.1 1.5  4.3.1 4.5.3.1 4.5.3.3 4.5.3.4 4.5.4  5.3.2.1 5.3.2.2	November 2005	<b><u>TM 396-12</u></b> Winglets wahlweise Werk-Nr. 1 bis 446, 452 bis 468 und 471  <b><u>TN 396-12</u></b> winglets, optional S/N 1 through 446, 452 through 468 and 471			
13	0  1	0.2.2  1.4.1	Juli 2006	<b><u>Ergänzungen zum AB-Nr. 396-15</u></b> ab Werk-Nr. 511 Tragflügel in GFK/CFK  <b><u>Supplement to MB-No. 396-15</u></b> S/N 511 and up Wings in GFK/CFK			

MB: Modification Bulletin – Änderungsblatt  
 TN: Technical Note – Technische Mitteilung

0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Abschnitt	Seite	Ausgabe-Datum	Bezug
0	0.1.1		
	0.1.2		
	0.1.3		
	0.1.4		
	0.1.5		
	0.2.1		
	0.2.2		
	0.2.3		
	0.2.4		
	0.2.5		
	0.2.6		
	0.2.7		
	0.2.8		
	0.2.9		
	0.2.10		
0.3.1			

Duo Discus

FLUGHANDBUCH / FLIGHT MANUAL0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Abschnitt Affected section	Seite Affected pages	Ausgabe-Datum Date of issue	Bezug Reference
1	1.1.1 1.1.2 1.2 1.3 1.4.1 1.4.2 1.4.3 1.5	Oktober 1993 Oktober 1993 September 2005 Oktober 1993 Juli 2006 Oktober 1993 Oktober 1993 September 2005	MB 396-15 MB 396-15 MB 396-15

## 0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Abschnitt Affected section	Seite Affected pages	Ausgabe-Datum Date of issue	Bezug Reference
2	2.1.1	Oktober 1993	TN 396-5/MB 396-10 MB 396-15
	2.1.2	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.2	Januar 2000	
	LBA-ank. 2.3	September 2005	
	LBA-ank. 2.4	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.5	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.6	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.7	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.8	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.9	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.10	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.11	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.12	Oktober 1993	
	LBA-ank. 2.13	Januar 2000	
	LBA-ank. 2.14	Oktober 1993	MB 396-15
LBA-ank. 2.15	September 2005		

0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Ab-schnitt	Seite	Ausgabe-datum	Bezug
3	3.1.1	Okt. 1993	
	3.1.2	Okt. 1993	
	LBA-ank. 3.2	Okt. 1993	
	LBA-ank. 3.3	Okt. 1993	
	LBA-ank. 3.4	Okt. 1993	
	LBA-ank. 3.5	Okt. 1993	
	LBA-ank. 3.6	Okt. 1993	
	LBA-ank. 3.7	Okt. 1993	
	LBA-ank. 3.8	Okt. 1993	
	LBA-ank. 3.9.1	Okt. 1993	
LBA-ank. 3.9.2	Okt. 1993		

0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Abschnitt Affected section	Seite Affected pages	Ausgabe-Datum Date of issue	Bezug Reference
4	4.1.1	Okt. 1993	
	4.1.2	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.2.1	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.2.2	Juni 2001	MB 396-3
	LBA-ank. 4.2.3	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.3.1	September 2005	MB 396-15
	LBA-ank. 4.3.2	September 2005	MB 396-15
	LBA-ank. 4.3.3	Febr. 1996	TM 396-3 / MB 396-7
	LBA-ank. 4.3.4	Febr. 1996	TM 396-3 / MB 396-7
	LBA-ank. 4.4	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.1.1	Jan. 2000	TM 396-5 / MB 396-10
	LBA-ank. 4.5.1.2	September 2005	MB 306-15
	LBA-ank. 4.5.1.3	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.1.4	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.2	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.3.1	September 2005	FAA, MB 396-15
	LBA-ank. 4.5.3.2	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.3.3	September 2005	MB 396-15
	LBA-ank. 4.5.3.4	September 2005	MB 396-15
	LBA-ank. 4.5.4	September 2005	MB 396-15
	LBA-ank. 4.5.5	September 2005	MB 396-15
	LBA-ank. 4.5.6.1	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.6.2	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.6.3	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.6.4	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.6.5	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.7.1	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.7.2	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.8	Okt. 1993	
	LBA-ank. 4.5.9	Okt. 1993	

0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Abschnitt Affected section	Seite Affected pages	Ausgabe-Datum Date of issue	Bezug Reference
5	5.1.1 5.1.2 LBA-ank. 5.2.1 LBA-ank. 5.2.2 LBA-ank. 5.2.3 LBA-ank. 5.2.4 LBA-ank. 5.3.1 LBA-ank. 5.3.2.1 LBA-ank. 5.3.2.2	Okt. 1993 Okt. 1993 Febr. 1996 September 2005 Okt. 1993 Okt. 1993 Okt. 1993 September 2005 September 2005	TM 396-3 / MB 396-7 MB 396-15     MB 396-15 MB 396-15

O.1 Erfassung der Berichtigungen

Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuches, ausgenommen aktualisierte Wägedaten, müssen in der nachstehenden Tabelle erfaßt werden. Berichtigungen der anerkannten Abschnitte bedürfen der Gegenzeichnung durch das Luftfahrt-Bundesamt.

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 linken Rand der Seite.

0.1 Erfassung der Berichtigungen / Record of revisions

Lfd.Nr. der Berichtigung	Abschnitt	Seiten	Datum der Berichtigung	Bezug	Datum der Anerkennung durch d. LBA	Datum der Einarbeitung	Zeichen /Unterschrift
Revision No.	Affected section	Affected pages	Date of issue	Reference	Date of Approval by LBA	Date of Insertion	Signature
1	0	0.2.8					
	7	7.2.1 7.2.7	April 1994 April 1994	MB 396-2 MB 396-2			
2	0	0.2.5					
	4	4.2.2	April 1994	MB 396-3			
3	0	0.2.5					
	4	4.5.3.1	Dezember 1994	FAA			
4	0	0.1.2 0.2.5 0.2.6 0.2.8					
	4	4.3.3	Feb 96	TM 396-3 und/ and MB 396-7	22.02.96 		
		4.3.4	Feb 96	" "			
		4.5.1.2	Feb 96	" "			
		4.5.3.3	Feb 96	" "			
	5	5.2.1	Feb 96	" "			
		5.2.2	Feb 96	" "			
		5.3.2.1	Feb 96	" "			
		5.3.2.2	Feb 96	" "			
	7	7.3.2	Feb 96	" "			
7.6		Feb 96	" "				

MB: Modification Bulletin - Änderungsblatt  
 TM: Technical Note - Technische Mitteilung

0.1 Erfassung der Berichtigungen / Records of revisions

Lfd. Nr. der Berichtigung	Abschnitt	Seiten	Datum der Berichtigung	Bezug	Datum der Anerkennung durch das LBA	Datum der Ein- arbeitung	Zeichen /Unter- schrift
Revision No.	Affected section	Affected page	Date of issue	Reference	Date of Approval by LBA	Date of Insertion	Signature
5	0  2  4	0.2.1 0.2.3 0.2.5  2.2 2.13 2.15  4.5.1.1	January 2000	<b>TN 396-5/</b> <b>MB 396-10</b> Höchstzul. Flugzeug- schleppgeschwindigkeit. Werk-Nr. 1, 8 bis 244 wahlweise, Serie ab 245  Max. permitted aero tow speed S/N 1, 8 8 through 244 option. std. on S/N 245 and up			
6	0  4	0.2.5  4.2.2	June 2001	<b>AB 396-3</b> Ansteckflügel Werk-Nr. 16 und ab 18  <b>MB 396-3</b> Outboard wing panels S/N 16 and and S/N 18 and up			
7	0  7	0.2.8  7.2.1 7.2.7 7.3.1	February 2004	<b>AB 396-14</b> (Haubenschamier Hebel vorn ab S/N 422  <b>MB 396-14</b> (canopy hinge, lever front S/N 422 and up)			
8	4  7	4.4  7.2.4	August 2004	<b>TM-Nr. 396-10</b> (herausnehmbarer hinterer Steuerknüppel, wahlweise alle Werk- Nr.) <b>TN-Nr. 396-10</b> (removable aft stick, optional all S/N)			
9	0  8	0.2.1 0.2.9  8.3	Juni 2005	<b>Ergänzungen</b> <b>Supplements</b>			

MB: Modification Bulletin – Änderungsblatt  
 TN : Technical Note – Technische Mitteilung

0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Abschnitt Affected section	Seite Affected pages	Ausgabe-Datum Date of issue	Bezug Reference
1	6.1.1 6.1.2 6.2.1 6.2.2 6.2.3 6.2.4 6.2.5 6.2.6 6.2.7 6.2.8	Oktober 1993 Oktober 1993 Oktober 1993 Oktober 1993 September 2005 Oktober 1993 Oktober 1993 Oktober 1993 September 2005 Oktober 1993	MB 396-15        MB 396-15

0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Abschnitt Affected section	Seite Affected pages	Ausgabe-Datum Date of issue	Bezug Reference
7	7.1.1	Oktober 1993	
	7.1.2	Oktober 1993	
	7.2.1	September 2005	MB 396-15
	7.2.2	Oktober 1993	
	7.2.3	Oktober 1993	
	7.2.4	September 2005	MB 396-15
	7.2.5	Oktober 1993	
	7.2.6	Oktober 1993	
	7.2.7	September 2005	MB 396-15
	7.3.1	September 2005	MB 396-15
	7.3.2	Februar 1996	TM 396-3/MB 396-7
	7.4	Oktober 1993	
	7.5	Oktober 1993	
	7.6	Februar 1996	TM 396-3/MB 396-7
	7.7	September 2005	MB 396-15
	7.8	Oktober 1993	
	7.9.1	Oktober 1993	
	7.9.2	Oktober 1993	
	7.9.3	Oktober 1993	
	7.10	Oktober 1993	
7.11	Oktober 1993		
7.12.1	Oktober 1993		
7.12.2	Oktober 1993		
7.13.1	Oktober 1993		
7.13.2	Oktober 1993		

0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Abschnitt	Seite	Ausgabe-Datum	Bezug
8	8.1.1 8.1.2 8.2 8.3 8.4 8.5.1 8.5.2	Oktober 1993 Oktober 1993 Oktober 1993 Juni 2005 Oktober 1993 Oktober 1993 Oktober 1993	Rev. 9

0.2 Verzeichnis der Seiten / List of effective pages

Ab- schnitt	Seite	Ausgabe- datum	Bezug
9	9.1.1 9.1.2 9.2	Okt. 1993 Okt. 1993	

O.3 Inhaltsverzeichnis

	Abschnitt
Allgemeines (ein nicht anerkannter Abschnitt)	1
Betriebsgrenzen und -angaben (ein anerkannter Abschnitt)	2
Notverfahren (ein anerkannter Abschnitt)	3
Normale Betriebsverfahren (ein anerkannter Abschnitt)	4
Leistungen (ein in Teilen anerkannter Abschnitt)	5
Beladepplan und Schwerpunktlage (ein nicht anerkannter Abschnitt)	6
Beschreibung des Segelflugzeuges, seiner Systeme und Anlagen (ein nicht anerkannter Abschnitt)	7
Handhabung, Instandhaltung und Wartung (ein nicht anerkannter Abschnitt)	8
Ergänzungen	9

**Abschnitt 1**

- 1. Allgemeines
- 1.1 Einführung
- 1.2 Zulassungsbasis
- 1.3 Hinweisstellen
- 1.4 Beschreibung und technische Daten
- 1.5 Dreiseitenansicht

1.1 Einführung

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

Das Handbuch enthält zunächst alle Daten, die dem Piloten aufgrund der Bauvorschrift JAR-22 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.

1.2 Zulassungsbasis

Dieses Segelflugzeug mit der Bezeichnung

**Duo Discus**

wurde vom Luftfahrt-Bundesamt in Übereinstimmung mit den Lufttüchtigkeitsforderungen für Segelflugzeuge und Motorsegler

JAR-22 vom 28. Oktober 1995  
(Change 5 der englischen Originalausgabe)

zugelassen.

Der Musterzulassungsschein trägt die Nummer **EASA.A.025** und wurde ursprünglich unter der Geräte-Kennblatt-Nr. 396 ausgestellt am

**21. März 1994**

Die Zulassung erfolgte in der Lufttüchtigkeitsgruppe „Utility“.

1.3 Hinweisstellen

Für die Flugsicherheit oder Handhabung besonders bedeutsame Handbuchaussagen sind durch Voranstellung eines der nachfolgenden 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.

## 1.4 Beschreibung und technische Daten

Der Duo Discus ist ein doppelsitziges, Leistungs-Segelflugzeug in Glasfaser (GFK)/Kohlefaser (CFK)-Bauweise mit gedämpftem T-Höhenleitwerk.

### Tragflügel

Der zweiteilige Flügel mit Ansteckflügeln mit Winglets ist ein Vierfach-Trapezflügel mit zurückgepfeilter Vorderkante des Ansteckflügels und doppelstöckigen Schempp-Hirth-Bremsklappen auf der Oberseite, die mit den Hinterkantenklappen gekoppelt sind.

Die Querruder besitzen einen innenliegenden Antrieb.  
Die Wassertanks sind Integralbehälter und fassen insgesamt etwa 198 Liter.

Die Flügelschale ist ein GFK/CFK-Schaum-Sandwich mit Holmgurten aus Kohlefaserrovings und Holmstegen aus GFK-Schaum-Sandwich.

### Rumpf

Beide Piloten sitzen hintereinander in dem bequemen Cockpit. Die Haube ist einteilig und nach rechts klappbar. Im Cockpitbereich ist der Rumpf für eine große Energieaufnahme aus Aramid-Kohlefaser aufgebaut. Der Rumpf hinten ist als reine CFK-Schale ohne Sandwich aufgebaut und besitzt dadurch eine hohe Festigkeit. Die Versteifung der Rumpfschale erfolgt hinten durch CFK-Sandwichspante- und stege und vorn durch eine doppelte seitliche Rumpfschale, in die der Haubenrahmen und die Sitzwannenaufgabe integriert ist, sowie durch einen Stahlrohr-Zwischenspant.

Das gefederte Fahrwerks-Hauptrad ist einziehbar mit einer hydraulischen Scheibenbremse; Bugrad und Heckrad (oder Gummisporn) sind fest.

### Höhenleitwerk

Das Höhenleitwerk besteht aus Flosse und Ruder. Die Trimmung erfolgt stufenweise über Federn durch Rastung an einer Gewindestange.

Die Flosse ist in GFK-Schaum-Sandwich mit CFK-Verstärkungen aufgebaut, das Ruder in CFK/GFK.

### Seitenleitwerk

Flosse und Ruder sind in GFK-Schaum-Sandwich ausgeführt.

Auf Wunsch (Option) ist in der Seitenflosse ein Trimmwasserballasttank mit 11 Litern Inhalt eingebaut.

### Steuerung

Alle Steuerungen werden bei der Montage automatisch angeschlossen.

SCHEMPH-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

**reserviert**

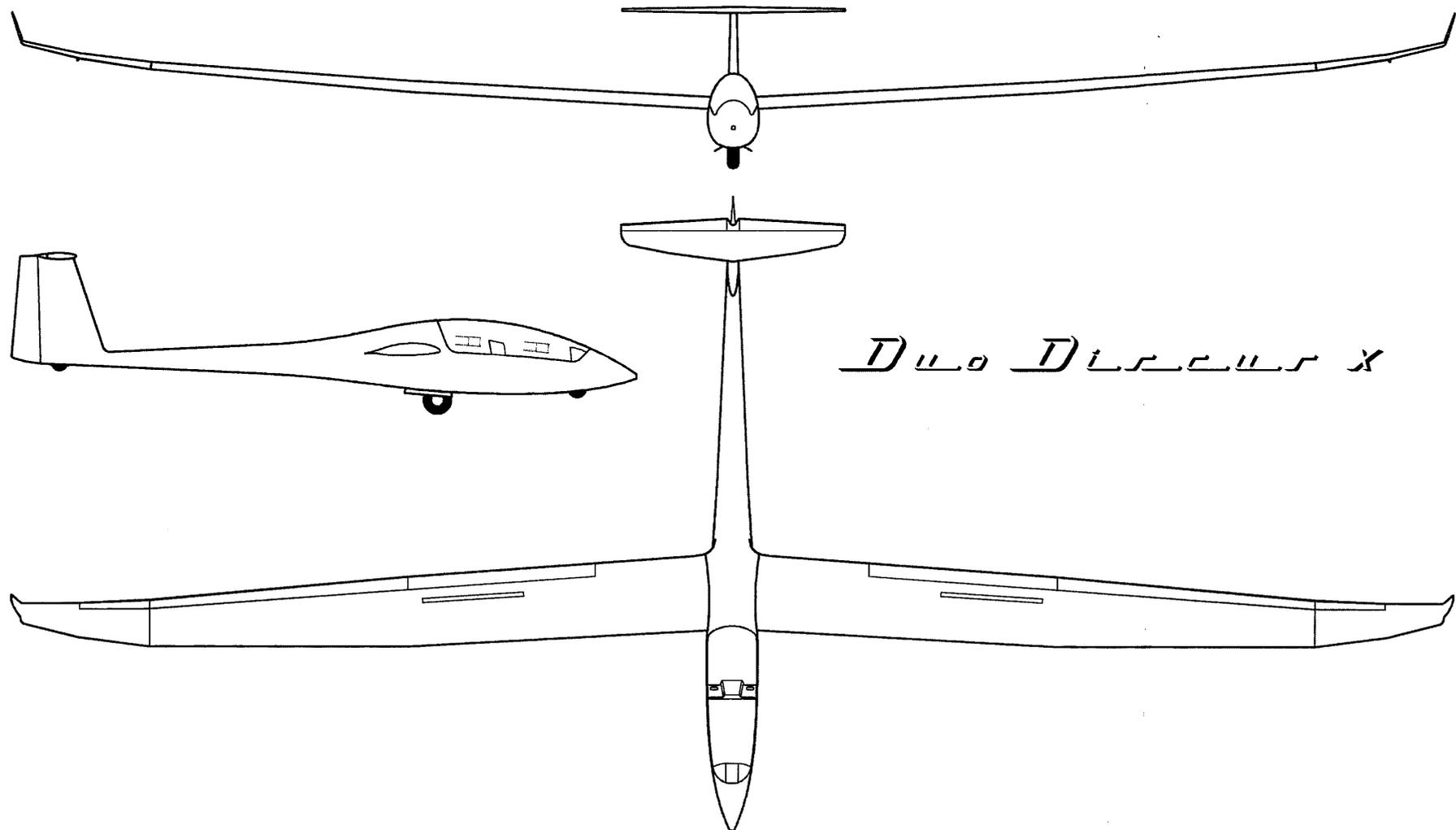
Oktober 1993  
Revision --

1.4.2

Technische Daten

<u>Tragflügel</u>	Spannweite	20,00 m
	Flügelfläche	16,40 m <sup>2</sup>
	Streckung	24,4
	Flügelteiefe (MAC)	0,875 m
<u>Rumpf</u>	Länge	8,62 m
	Breite	0,71 m
	Höhe	1,00 m
<u>Massen</u>	Leermasse ca.	420 kg
	Höchstmasse	700 kg
	Flächen- belastung	29,9 - 42,7 kg/m <sup>2</sup>

1.5 Dreiseitenansicht



**Abschnitt 2**

- 2. Betriebsgrenzen und -angaben
  - 2.1 Einführung
  - 2.2 Flugeschwindigkeit
  - 2.3 Fahrtmessermarkierungen
  - 2.4 (reserviert)
  - 2.5 (reserviert)
  - 2.6 Massen
  - 2.7 Schwerpunkt
  - 2.8 Zugelassene Manöver
  - 2.9 Manöverlastvielfache
  - 2.10 Besatzung
  - 2.11 Betriebsarten
  - 2.12 Mindestausrüstung
  - 2.13 Flugzeugschlepp, Windenstart
  - 2.14 Weitere Begrenzungen
  - 2.15 Hinweisschilder für Betriebsgrenzen

2.1 Einführung

Der vorliegende Abschnitt beinhaltet Betriebsgrenzen, Instrumentenmarkierungen und die Hinweisschilder, die für den sicheren Betrieb des Segelflugzeuges, seiner werksseitig vorgesehenen Systeme und Anlagen und der werksseitig vorgesehenen Ausrüstung notwendig sind.

Die in diesem Abschnitt und in Abschnitt 9 angegebenen Betriebsgrenzen sind vom Luftfahrt-Bundesamt zugelassen.

2.2 Fluggeschwindigkeit

Die Fluggeschwindigkeit und ihre Bedeutung für den Betrieb sind nachfolgend aufgeführt:

	Geschwindigkeit	km/h (IAS)	Anmerkungen
V <sub>NE</sub>	Zulässige Höchstgeschwindigkeit bei ruhigem Wetter	250	Diese Geschwindigkeit darf nicht überschritten werden, und der Ruderausschlag darf nicht mehr als 1/3 betragen
V <sub>RA</sub>	Zulässige Höchstgeschwindigkeit in starker Turbulenz	180	Diese Geschwindigkeit darf bei starker Turbulenz nicht überschritten werden. Starke Turbulenz herrscht vor in Leewellenrotoren, Gewitterwolken u.s.w.
V <sub>A</sub>	Manövergeschwindigkeit	180	Oberhalb dieser Geschwindigkeit dürfen keine vollen oder abrupten Ruderausschläge ausgeführt werden, weil die Segelflugzeug-Struktur dabei überlastet werden könnte.
V <sub>T</sub>	Zulässige Höchstgeschwindigkeit für den Flugzeugschlepp	180	Diese Geschwindigkeit darf während des Flugzeugschlepps nicht überschritten werden.
V <sub>W</sub>	Zulässige Höchstgeschwindigkeit für den Windenstart	150	Diese Geschwindigkeit darf während des Windenstarts nicht überschritten werden.
V <sub>LO</sub>	Zulässige Höchstgeschwindigkeit für das Betätigen des Fahrwerkes	180	Oberhalb dieser Geschwindigkeit darf das Fahrwerk nicht aus- oder eingefahren werden.

2.3 Fahrtmessermarkierungen

Die folgende Tabelle nennt die Fahrtmessermarkierungen und die Bedeutung der Farben:

Markierung	km/h (IAS) Wert oder Bereich	Bedeutung
Grüner Bogen	90 – 180	<u>Normaler Betriebsbereich</u>  (Untere Grenze ist die Geschwindigkeit $1,1 V_{S1}$ bei Höchstmasse und vorderster Schwerpunktlage; obere Grenze ist die zulässige Höchstgeschwindigkeit in starker Turbulenz.)
Gelber Bogen	180 – 250	In diesem Bereich darf bei starker Turbulenz nicht geflogen und Manöver dürfen nur mit Vorsicht durchgeführt werden.
Roter Strich	250	Zulässige Höchstgeschwindigkeit
Gelbes Dreieck	95	Anfluggeschwindigkeit bei Höchstmasse ohne Wasserballast

SCHEMP-P-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

reserviert

Oktober 1993  
Revision --

LBA-amerk.  
2.4

SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

reserviert

Oktober 1993  
Revision --

LBA-amerik.  
2.5

SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

2.6 Massen

Höchstzulässige Startmasse : 700 kg

Höchstzulässige Landemasse : 700 kg

Höchstzulässige Start- und  
Landemasse ohne Wasserballast : 660 kg

Höchstmasse  
aller nichttragenden Teile : 440 kg

Höchstmasse im Gepäckraum : ---

2.7 SchwerpunktSchwerpunktlage im Fluge

Flugzeuglage : Keil 100 : 4.5 auf Rumpfoberkante  
hinten, horizontal

Bezugsebene (BE) : Flügelvorderkante bei Wurzelrippe

Größte Vorlage : 45 mm hinter BE

Größte Rücklage : 250 mm hinter BE

Es ist unbedingt darauf zu achten, daß die hinterste zulässige Schwerpunktlage nicht überschritten wird, was bei Einhaltung der Mindestzuladung im vorderen Sitz gewährleistet ist. Die Mindestzuladung ist im Logblatt der Wägungen und auf dem Zuladungsschild im Cockpit angegeben. Fehlende Masse ist durch Mitnahme von Ballast auszugleichen, siehe Abschnitt 6.2 "Logblatt der Wägungen und zulässiger Zuladungsbereich".

2.8 Zugelassene Manöver

Das Segelflugzeug ist in der Lufttüchtigkeitsgruppe  
Utility

zugelassen.

Warnung:

Alle Kunstflugfiguren sowie Wolkenflug sind nicht  
zugelassen.

2.9 Manöverlastvielfache

Folgende Abfang-Lastvielfache dürfen nicht überschritten werden:

## a) Bremsklappen eingefahren

bei  $V_A = 180$  km/h

$$n = +5.3$$

$$n = -2.65$$

bei  $V_{NE} = 250$  km/h

$$n = +4.0$$

$$n = -1.5$$

## b) Bremsklappen ausgefahren maximal

$$n = +3.5 \text{ bei } V_{NE}$$

2.10 Besatzung

Das Flugzeug ist doppelsitzig.

Die Mindestzuladung im vorderen Sitz ist zu beachten.

Bei Unterschreitung der Mindestzuladung ist ein Ausgleich durch Ballast erforderlich, siehe Abschnitt 6.2 "Logblatt der Wägungen und zulässiger Zuladungsbereich".

2.11 Betriebsarten

Das Flugzeug darf für

VFR-Flüge bei Tag

mit der vorgeschriebenen Mindestausrüstung (siehe Seite 2.12) betrieben werden.

## 2.12 Mindestausrüstung

Instrumente und sonstige Teile der Mindestausrüstung müssen einer anerkannten Bauart entsprechen und sind aus der Liste im Wartungshandbuch auszuwählen.

### Normalbetrieb

- 2 Geschwindigkeitsmesser bis 300 km/h mit Farbmarkierung nach Seite 2.3
- 2 Höhenmesser
- 1 Außenthermometer mit Fühler (beim Flug mit Wasserballast; roter Strich bei +2°)
- 2 4-teilige Anschnallgurte (symmetrisch)
- 2 automatische oder manuelle Fallschirme oder
- 2 Rückenkissen (zusammengedrückt circa 10 cm dick)

### Wichtiger Hinweis:

Fühler für Thermometer im Lüftungseinlauf installieren.

Aus Festigkeitsgründen darf die Masse jedes Instrumentenbrettes mit eingebauten Instrumenten 10 kg nicht überschreiten.

2.13 Flugzeugschlepp, WindenstartFlugzeugschlepp

Höchstzulässige Schleppgeschwindigkeit:	180 km/h
Sollbruchstelle im Schleppseil:	700 – 910 daN
Mindestlänge des Schleppseiles:	30 m
Seilart:	Hanf, Perlon

Windenstart

Höchstzulässige Schleppgeschwindigkeit:	150 km/h
Sollbruchstelle im Schleppseil:	700 – 910 daN

2.14 Weitere Begrenzungen

Keine.

## 2.15 Hinweisschilder für Betriebsgrenzen

<b>HÖCHSTZULÄSSIGE FLUGMASSE:</b> 700 kg		<b>Höchstzulässige Geschwindigkeit (IAS)</b>	
<b>HÖCHSTZULÄSSIGE GESCHWINDIGKEITEN (IAS):</b>		<b>Höhe[m]</b>	<b>V<sub>NE</sub>(IAS)[km/h]</b>
Maximalgeschwindigkeit	250 km/h	0 - 2000	250
bei starker Turbulenz	180 km/h	3000	241
		4000	229
Manövergeschwindigkeit	180 km/h	5000	217
bei Flugzeugschlepp	180 km/h	6000	205
		7000	194
bei Auto- und Windenstart	150 km/h	8000	183
		9000	172
zum Ausfahren des Fahrwerks	180 km/h	10000	162

**ohne** eingebautem Seitenflossentank

ZULADUNG IN DEN SITZEN (Besatzung einschließlich Fallschirm)				
Zuladung	zweisitzig		einsitzig	
	min.	max.	min.	max.
vorderer Sitz	70* kg	110*kg	70* kg	110 kg
hinterer Sitz	beliebig	110*kg	—	—
Bei Unterschreitung der Mindestzuladung siehe Anweisungen im Flughandbuch Abschnitt 6.2				

**mit** eingebautem Seitenflossentank

ZULADUNG IN DEN SITZEN (Besatzung einschließlich Fallschirm)				
Zuladung	zweisitzig		einsitzig	
	min.	max.	min.	max.
vorderer Sitz	100* kg (70*)kg	110*kg	100* kg (70*)kg	110 kg
hinterer Sitz	beliebig	110*kg	—	—
Bei Unterschreitung der Mindestzuladung siehe Anweisungen im Flughandbuch Abschnitt 6.2. Ist eine genaue Kontrolle des jeweiligen Beladepfanes mit Überprüfung des Seitenflossentankes durchgeführt, dann kann der eingeklammerte Wert (70* kg) der Mindestzuladung verwendet werden.				

\*) Eventuelle Abweichungen davon - siehe Logblatt Abschnitt 6.2 - sind einzutragen.

SOLLBRUCHSTELLE IM SCHLEPPSEIL	
bei Flugzeugschlepp und	
Windenstart:	max. 910 daN
REIFENDRUCK	
Bugrad:	3.0 bar
Landerad:	4.0 bar
Heckrad (falls eingebaut):	3.0 bar

**Anmerkung:**

Weitere Hinweisschilder sind im Wartungshandbuch Duo Discus angegeben.

Abschnitt 3

3. Notverfahren

3.1 Einführung

3.2 Abwerfen der Kabinenhaube

3.3 Notausstieg

3.4 Beenden des überzogenen Flugzustandes

3.5 Beenden des Trudeln

3.6 Beenden des Spiralsturzes

3.7 (reserviert)

3.8 (reserviert)

3.9 Sonstige Notfälle

3. Notverfahren

3.1 Einführung

Der Abschnitt 3 beinhaltet Checklisten und eine Beschreibung der empfohlenen Verfahren bei eventuell auftretenden Notfällen.

3.2 Abwerfen der Kabinenhaube

Die Kabinenhaube ist folgendermaßen abzuwerfen:

Einen der roten Hebel im linken Haubenrahmen nach hinten ziehen und die Haube seitlich ganz aufklappen.

Die Luftkräfte reißen die Haube dann aus den Scharnieren heraus, so daß sie wegfliegt.

3.3 Notausstieg

Nach dem Abwerfen der Kabinenhaube wird der Notausstieg vorgenommen.

Der Haubenrahmen des Rumpfes besteht aus einem kräftigen Rovingrahmen ohne scharfe Kanten, so daß sich das Besatzungsmitglied im vorderen Sitz daran hochziehen und abstützen kann.

Das hintere Besatzungsmitglied kann sich an den beiden Griffen neben dem Instrumentenbrett hochziehen und sich am Haubenrahmen beim Notausstieg abstützen.

3.4 Beenden des überzogenen Flugzustandes

Aus dem überzogenen Geradeaus- und Kreisflug wird der Normalflug durch zügiges Nachlassen des Höhensteuers und - wenn erforderlich - durch Gegensteuern mit dem Seiten- und Quersteuer erreicht.

### 3.5 Beenden des Trudelns

Das sichere Ausleiten aus dem Trudeln erfolgt durch die folgende Methode:

- a) Querruder neutral stellen.
- b) Seitenruder entgegengesetzt austreten, d.h. entgegen der Trudelrichtung.
- c) Steuerknüppel nachlassen, bis die Drehbewegung aufhört und die Strömung wieder anliegt.
- d) Seitenruder normal stellen und weich abfangen.

Bei hinteren Schwerpunktlagen ist stationäres Trudeln möglich. Nach dem Anwenden des Verfahrens zum Trudelausleiten, beträgt das Nachdrehen etwa 1/4 bis 1/2 Umdrehung.

Der Höhenverlust vom Ausleitepunkt des Trudelns bis zum Horizontalflug kann bis zu ca. 100 m betragen, die Abfanggeschwindigkeiten liegen zwischen 130 km/h und 170 km/h.

Stationäres Trudeln mit vorderster Schwerpunktlage ist nicht durchführbar. Das Flugzeug beendet nach einer halben bis einen Umdrehung die Drehbewegung und geht dabei meist in einen Spiralsturz.

Das Abfangen erfolgt mit normalen Steuermaßnahmen.

#### Hinweis:

Das Trudeln wird sicher verhindert, indem die Gegenmaßnahmen beim "Beenden des überzogenen Flugzustandes", siehe Abschnitt 3.4, durchgeführt werden.

### 3.6 Beenden des Spiralsturzes

Beim Trudeln kann sich bei vorderer Schwerpunktlage, je nach Ruderstellung, ein Spiralsturz entwickeln. Er wird durch eine schnelle Zunahme der Geschwindigkeit und der Beschleunigung angezeigt.

Das Beenden des Spiralsturzes erfolgt durch Nachlassen des Höhensteuers und durch Gegensteuern mit Seiten- und Quersteuer.

#### Warnung:

Beim Abfangen sind die zulässigen Ruderausschläge bei den Geschwindigkeiten  $V_A$  bzw.  $V_{NE}$  zu beachten (siehe auch Seite 2.2).

SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

reserviert

Oktober 1993  
Revision --

LBA-ank.  
3.7

SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

3.8 (reserviert)

Oktober 1993  
Revision --

LBA-amerik.  
3.8

### 3.9 Sonstige Notfälle

#### Flug mit einseitigem Wasserballast

Falls es beim Ablassen des Wasserballastes aus irgendwelchen Gründen nur zu einem einseitigen oder teilweise einseitigen Ablassen des Flügel-Wasserballastes kommt, ist dies durch einen im Geradeausflug notwendigen Quersteuerausschlag bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten feststellbar.

Ein Überziehen des Flugzeuges ist zu unterlassen.

Bei der Landung ist das Aufsetzen mit einer um cirka 10 km/h höheren Geschwindigkeit durchzuführen und beim Ausrollen auf die Ablegneigung des schwereren Flügels (Gegensteuern) zu achten.

Notlandung mit eingezogenem Fahrwerk

Die Notlandung mit eingezogenem Fahrwerk wird grundsätzlich nicht empfohlen, da die mögliche Arbeitsaufnahme des Rumpfes um ein Vielfaches geringer ist als die des Fahrwerkes.

Läßt sich das Fahrwerk nicht ausfahren, so ist das Flugzeug im flachen Winkel ohne durchzufallen aufzusetzen.

Drehlandung

Falls das Flugzeug bei einer Landung über das vorgesehene Landefeld hinauszurollen droht, sollte man sich spätestens cirka 40 m vor dem Ende des Landefeldes zum Einleiten einer kontrollierten Drehlandung entscheiden:

- Wenn möglich, in den Wind drehen!
- Gleichzeitig mit dem Ablegen des Flügels mit dem Knüppel nachdrücken.

Notlandung im Wasser

Mit einem Kunststoff-Segelflugzeug wurde eine Wasserlandung mit eingezogenem Fahrwerk erprobt. Aus den dabei gemachten Erfahrungen muß die Besatzung damit rechnen, daß das Cockpit unter Wasser gedrückt wird.

Die Notwasserung sollte nur als letzter Ausweg mit ausgefahretem Fahrwerk gewählt werden.

**Abschnitt 4**

- 4. Normale Betriebsverfahren
- 4.1 Einführung
- 4.2 Auf- und Abrüsten
- 4.3 Tägliche Kontrolle
- 4.4 Vorflugkontrolle
- 4.5 Normalverfahren und empfohlene Geschwindigkeiten
  - 4.5.1 Startarten
  - 4.5.2 (reserviert)
  - 4.5.3 Reise-/Überland-Flug
  - 4.5.4 Landeanflug
  - 4.5.5 Landung
  - 4.5.6 Flug mit Wasserballast
  - 4.5.7 Flug in großer Höhe
  - 4.5.8 Flug im Regen
  - 4.5.9 Kunstflug

4. Normale Betriebsverfahren

4.1 Einführung

Normale Verfahren im Zusammenhang mit Zusatzausrüstung sind im Abschnitt 9 beschrieben.

Der vorliegende Abschnitt beinhaltet Checklisten für die tägliche Kontrolle und die Vorflugkontrolle.

Weiterhin werden die normalen Betriebsverfahren mit den empfohlenen Geschwindigkeiten beschrieben.

#### 4.2 Auf- und Abrüsten

##### Aufrüsten

Das Aufrüsten des Segelflugzeuges kann von zwei Personen durchgeführt werden, wenn zur Unterstützung eines Flügels eine entsprechende Vorrichtung (Bock, Stütze) vorhanden ist.

Sämtliche Anschlußpunkte der Flügel- und Leitwerksmontage säubern und einfetten.

##### Tragflügel

Bremsklappengriff entriegeln, Wasserablaß-Betätigungs-knopf nach hinten (Stellung ZU).

Linken Flügel einschieben:

Es ist wichtig, daß der Helfer an der Flügelspitze den Flügel an der Hinterkante mehr unterstützt als vorne, damit der hintere Flügelanschlußbolzen das Rumpfgelenklager nicht nach unten verkantet.

Auf richtiges Einschieben der Holmstummelspitze in den gegenüberliegenden Rumpfausschnitt achten (zur Korrektur entweder Rumpf kippen oder Flügel auf und ab bewegen).

Darauf achten, daß die Winkelhebel an der Wurzelrippe tatsächlich in die Trichter im Rumpf eingeführt werden.

Hauptbolzen ca. 3 cm einschieben, so daß der Flügel durch die GFK-Abdeckung über dem vorderen Flügelauflängerohr gegen Herausrutschen gesichert ist.

Der Flügel kann jetzt abgelegt werden.

Den rechten Flügel einschieben, dabei auf dieselben Hinweise wie beim linken Flügel achten.

Sobald der rechte Holmstummelbolzen in den linken Flügel eingegriffen hat, (man erkennt das am kurzen Ausfahren der entriegelten Bremsklappen), kann der rechte Flügel kräftig in den Rumpf eingeschoben werden.

Falls der Flügel nicht ganz eingeschoben werden kann: Hauptbolzen herausnehmen, Montagehebel mit der flachen Seite einschieben und Flügel zusammenziehen. Hauptbolzen ganz einschieben und sichern.

### **Ansteckflügel**

Verriegelungsbolzen beim Einschieben des Holmes herunterdrücken.

Holm des Ansteckflügels in den Holmstummel des Innenflügels einschieben – mit nach oben ausgeschlagenem Querruder – bis der unter Federspannung stehende Verriegelungsbolzen in die entsprechende Bohrung im Innenflügel einschnappt.

Darauf achten, daß die Mitnehmerfahne an der Unterseite des inneren Querruders richtig unter das äußere Querruder greift.

Falls der Sicherungsstift nicht eingeschnappt ist, muß er mit der Höhenleitwerks-Montageschraube von der Flügelunterseite her nach oben bis zum Anschlag gedrückt werden.

### **Höhenleitwerk**

Montageschraube mit Kugelknopf in der Cockpitseitentasche in den vorderen Anschlußbolzen an der Seitenflosse einschrauben.

Höhenleitwerk auf die beiden Antriebsbolzen aufstecken und vorderen Bolzen am Knopf vorziehen.

Bolzen in den Anschlußbeschlag des Höhenleitwerks einführen.

Montageschraube entfernen.

Bolzen darf nicht über Seitenflossennase vorstehen.

Kontrollieren, ob die Höhenruder-Antriebsbolzen wirklich im Ruder sitzen (Ruder bewegen).

### **Nach der Montage**

Ruderprobe mit Helfer durchführen.

Flügel-Rumpf-Übergang und Anschluß des Ansteckflügels abkleben.

#### **Wichtiger Hinweis:**

Des Spalt des Querruders am Ansteckflügel zum Querruder des Innenflügels nicht abkleben.

Öffnung für den vorderen Höhenleitwerks-Anschlußbolzen sowie den Übergang von Höhen- und Seitenflosse abkleben (nur notwendig, wenn kein Abdichtgummi auf der Seitenflosse angebracht ist). Das Abkleben ist für die Flugleistungen und für ein geräuscharmes Flugzeug von großer Wichtigkeit.

Abrüsten

Klebebänder am Flügel- und Leitwerksanschluß entfernen.

Höhenleitwerk

Vorderen Anschlußbolzen mit Montageschraube vorziehen, Höhenflosse vorne etwas anheben und Leitwerk nach vorne abziehen.

Ansteckflügel

Sicherungsbolzen mit Montageschraube des Höhenleitwerkes hineindrücken und Ansteckflügel vorsichtig herausziehen.

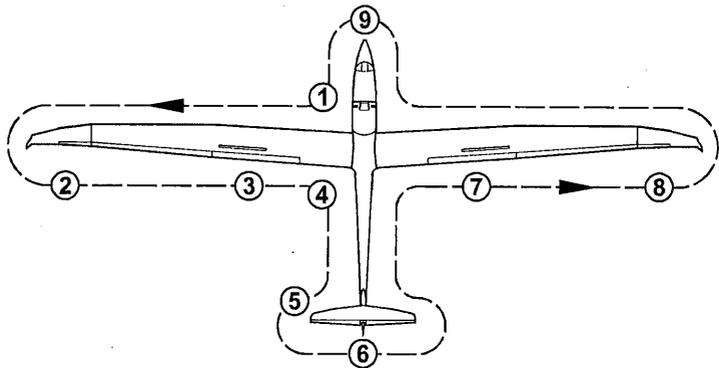
Flügel

Bremsklappen entriegeln und Wasserablaß-Betätigungsknopf in Stellung "ZU". Hauptbolzen entsichern.

Flügel entlasten, Hauptbolzen bis auf 2 bis 3 cm herausziehen und rechten Flügel durch leichtes Vor- und Zurückbewegen herausziehen. Dann Hauptbolzen herausziehen und linken Flügel abnehmen.

### 4.3 Tägliche Kontrolle

Es wird darauf hingewiesen, wie wichtig es ist, die Flugklarprüfung nach jeder Montage bzw. an jedem Flugtag vor dem ersten Start vorzunehmen, denn oft geschehen Unfälle, wenn diese Prüfung unterlassen oder nachlässig durchgeführt wurde.



Beim Rundgang um das Flugzeug auf Lackrisse, Beulen und Unebenheiten in der Oberfläche achten; im Zweifelsfalle einen Fachmann zu Rate ziehen.

- (1) a) Haube öffnen.  
b) Hauptbolzen auf Sicherung prüfen.  
c) Alle Steuerungseinbauten im Kabinenbereich durch Sichtkontrolle überprüfen.  
d) Steuerung auf Freigängigkeit prüfen.

- e) Fremdkörperkontrolle durchführen.
  - f) (reserviert)
  - g) (reserviert).
  - h) Luftdruck in Bug- Landerad prüfen: 3,0 bzw. 4.0 bar
  - i) Zustand und Funktion der Schleppkupplung(en) prüfen.
- (2)
- a) Ober- und Unterseite des Flügels auf Beschädigungen kontrollieren.
  - b) Wasserablaßventile mit Lappen säubern und einfetten (falls erforderlich).
  - c) Sicherung der Ansteckflügel prüfen  
(Sicherungsstift muss bündig mit der Oberfläche sein)
  - d) Querruder auf einwandfreien Zustand und Freigängigkeit prüfen.  
Ruder durch leichtes Rütteln an der Hinterkante auf ungewöhnliches Spiel untersuchen.  
Ruderlager auf Beschädigung prüfen.
- (3)
- a) Bremsklappe auf einwandfreien Zustand, Passung und Verriegelung prüfen.
  - b) Hinterkantenklappe durch leichtes Rütteln an der Hinterkante auf ungewöhnliches Spiel untersuchen.
  - c) Bei verriegelter Bremsklappe muss die Hinterkantenklappe innen am Anschlag zum Flügel anliegen.
  - d) Beim Ausfahren der Bremsklappen muss die Hinterkantenklappe gleichzeitig nach unten ausschlagen.

- (4) a) Rumpf auf Beschädigung prüfen, besonders auf der Unterseite.
- b) Bohrung für die statische Druckabnahmen des Fahrtmessers an der hinteren Rumpfröhre (1,02 m vor dem Seitenleitwerk) und unter dem Flügel-Rumpf-Übergang auf Sauberkeit kontrollieren.
- (5) a) Zustand des Gummispornes bzw. des Heckrades (Luftdruck 3,0 bar).
- b) TEK-Düse, wenn vorhanden, aufstecken und Leitung prüfen (beim Blasen von vorn auf die Düse zeigen die angeschlossenen Variometer Steigen an).
- c) (reserviert)
- d) Staudruckrohr auf Sauberkeit prüfen. Beim vorsichtigen Blasen in das Staurohr muß der Fahrtmesser anzeigen.

Wenn mit Seitenflossentank (Option) ausgerüstet:

- e) Bohrungen der Wasserstandsanzeige des Wassertanks in der Seitenflosse auf Sauberkeit kontrollieren.
- f) Kontrolle der Seitenflossentank-Füllmenge (im Zweifelsfalle Seitenflossentank entleeren).
- g) Ablauföffnung des Seitenflossentanks in der Heckradverkleidung auf Sauberkeit prüfen.

- (6) a) Höhenleitwerk auf richtige Montage prüfen.
  - b) Höhen- und Seitenruder auf Freigängigkeit überprüfen.
  - c) Höhen- und Seitenruderhinterkanten auf Beschädigungen kontrollieren.
  - d) Höhen- und Seitenruder durch leichtes Rütteln auf ungewöhnliches Spiel untersuchen.
- (7) Siehe (3).
- (8) Siehe (2).
- (9) entfällt

Nach harten Landungen oder übermäßigen g-Belastungen ist die Flügelbiegeschwingungszahl zu prüfen (Zahlenwert siehe letzten Prüfbericht dieser Werknummer).

Das gesamte Flugzeug ist gründlich auf Lackrisse oder auf sonstige Beschädigungen zu untersuchen. Dazu sind Flügel und Höhenleitwerk abzunehmen.

Werden Beschädigungen festgestellt (z.B. Lackrisse in der hinteren Rumpfröhre, am Höhenleitwerk, Delaminierungen an den Flügelstummeln und an den Lagern in der Wurzelrippe etc.), so darf auf keinen Fall gestartet werden, bevor diese Beschädigungen nicht fachgerecht repariert wurden.

4.4 Vorflugkontrolle

CHECKLISTE VOR DEM START

- o Wasserballast in Seitenflosse (falls eingebaut) ?
- o Beladepläne kontrolliert ?
- o Fallschirm richtig angelegt ?
- o Richtig und fest angeschnallt ?
- o Rückenlehne, Kopfstütze und Pedale in bequemer Position ?
- o Alle Bedienhebel und Instrumente gut erreichbar ?
- o Bremsklappen nach Funktionskontrolle verriegelt ?
- o Ruderprobe mit Helfer durchgeführt ?
- o Steuerung freigängig ?
- o Trimmung richtig eingestellt ?
- o Haube geschlossen und verriegelt ?

**4.5 Normale Betriebsverfahren und empfohlene Geschwindigkeiten****4.5.1 Startarten**Flugzeugschlepp

(nur mit eingebauter Bugkupplung zulässig)

Höchstzulässige Schleppgeschwindigkeit:

$$V_T = 180 \text{ km/h}$$

Der Flugzeugschlepp wird nur an der Bugkupplung durchgeführt.  
Es wurden Hanf- und Perlenseile von 30 bis 40 m Länge erprobt.

Vor dem Start ist die Trimmung einzustellen.

Hintere Schwerpunktlagen: 1/3 des Trimmweges von vorn  
Andere Schwerpunktlagen: mittlere Trimmposition

Beim Anschleppen die Radbremse am Knüppel leicht anziehen, um ein Überrollen des Schleppseiles zu vermeiden.

Bei Seitenwind Quersteuer in Richtung mit dem Seitenwind ausschlagen, d.h. bei Seitenwind von links Quersteuer nach rechts, um die einseitige Wirkung (Auftriebserhöhung) des durch den Seitenwind abgelenkten Propellerstrahles zu kompensieren.

Bei mittleren bis vorderen Schwerpunktlagen rollt man mit dem Höhensteuer in Mittelstellung an; bei hinteren Schwerpunktlagen empfiehlt es sich, das Höhensteuer gedrückt zu halten, bis das Heckrad bzw. der Gummisporn freikommt.

Nach dem Abheben kann die Trimmung so nachgestellt werden, daß keine Höhensteuerkraft spürbar ist.

Die normale Schleppgeschwindigkeit liegt bei 100 bis 120 km/h (einsitzig) bzw. 130 bis 140 km/h (doppelsitzig mit Wasserballast). Das Flugzeug lässt sich mit geringen Steuerausschlägen hinter dem Schleppflugzeug halten. Bei turbulentem Wetter oder beim Einfliegen in den Propellerstrahl eines kräftigen Schleppflugzeuges sind entsprechende größere Steuerausschläge erforderlich.

Hinweis:

Beim Schlepp mit einem Motorsegler können die Mindest-Schleppgeschwindigkeiten niedriger liegen

- ab 95 km/h (einsitzig)
- ab 105 km/h (doppelsitzig mit Wasserballast)

Das Fahrwerk kann während des Schlepps eingefahren werden; dies sollte jedoch nicht in niedriger Höhe erfolgen, da sich durch das Umgreifen des Steuerknüppels leicht die Höhe hinter dem Schleppflugzeug ändern kann.

Beim Ausklinken gelben T-Griff voll durchziehen, mehrmals nachklinken und erst wegdrehen, wenn sich das Seil eindeutig vom Flugzeug gelöst hat.

Windenstart

(nur mit eingebauter Schwerpunktkupplung zulässig)

Höchstzulässige Schleppgeschwindigkeit:

$$V_w = 150 \text{ km/h}$$

Windenschlepp ist nur an der Schwerpunktkupplung zulässig.

Vor dem Start ist die Trimmung einzustellen:

Hintere Schwerpunktlagen: 1/3 von vorn

Mittlere Schwerpunktlagen: Mitte

Vordere Schwerpunktlagen: 1/3 von hinten

Beim Anschleppen Radbremse am Knüppel leicht anziehen, um ein Überrollen des Schleppseiles zu vermeiden.

Beim Rollen am Boden und beim Abheben besteht keine Neigung zum Ausbrechen oder Aufbäumen. Entsprechend der Lastigkeit ist der Steuerknüppel beim Abheben leicht gedrückt bei hinteren und leicht gezogen bei vorderen Schwerpunktlagen. Nach dem Steigen auf Sicherheitshöhe erfolgt dann durch leichtes Ziehen der Übergang in die steile Steigfluglage.

Bei normaler Zuladung ohne Wasserballast sollte die Schleppgeschwindigkeit nicht unter 90 km/h, doppel-sitzig mit Wasserballast nicht unter 100 km/h bis 110 km/h absinken.

Die normale Schleppgeschwindigkeit beträgt etwa 100 km/h, mit Wasserballast etwa 110 bis 120 km/h.

Beim Erreichen der maximalen Schlepphöhe klinkt das Schleppseil normalerweise automatisch aus; es sollte jedoch nicht unterlassen werden, mehrmals nachzuklinken.

Wichtiger Hinweis:

Ein Windenstart mit maximaler Flugmasse von 700 kg sollte nur durchgeführt werden, wenn eine entsprechend starke Schleppwinde und ein einwandfreies Schleppseil zur Verfügung stehen.

Damit der Windenstart sinnvoll ist, sollte außerdem die Schleppstrecke so lang sein, daß Ausklinkhöhen von mindestens 300 m erreicht werden, um einen thermischen Segelflug durchführen zu können.

Im Zweifelsfall Flugmasse reduzieren (kein Wasserballast).

Windenstarts mit Wasserballast werden erst ab 20 km/h Gegenwind empfohlen.

Warnung:

Von Windenstarts bei Rückenwind wird ausdrücklich abgeraten.

Wichtiger Hinweis:

Vor dem Start Sitzposition und Erreichbarkeit der Bedienelemente überprüfen. Die Sitzposition besonders mit Sitzkissen muß so sein, daß ein Zurückrutschen beim Anschleppen oder steilen Steigflug ausgeschlossen ist.

SHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

4.5.2 (reserviert)

Oktober 1993  
Revision --

LBA-ank.  
4.5.2

**4.5.3 Reise / Überlandflug**

Das Flugzeug hat bei allen Fluggeschwindigkeiten, Beladezuständen (mit und ohne Wasserballast), Zustandsformen und Schwerpunktlagen angenehme Flugeigenschaften und läßt sich ohne Anstrengung fliegen.

Bei mittlerer Schwerpunktlage geht der Trimbereich von ca. 70 km/h bis ca. 200 km/h.

Das Flugzeug hat ausgeglichene Flugeigenschaften und eine gute Ruderabstimmung. Der Kurvenwechsel von + 45 Grad zu – 45 Grad Schräglage ist ohne Schieben durchzuführen. Quer- und Seitensteuer können voll ausgeschlagen werden.

Flugmasse	620 kg	700 kg
Geschwindigkeit	97 km/h	105 km/h
Kurvenwechselzeit ca.	4,8 sec.	4,4 sec.

**Hinweis:**

Flüge unter Bedingungen, die zu Blitzschlag führen könnten, müssen vermieden werden.

Schnellflug

Im Schnellflug bis  $V_{NE} = 250$  km/h ist das Flugzeug gut zu steuern.

Volle Ruderausschläge dürfen nur bis  $V_A = 180$  km/h gegeben werden.

Bei  $V = 250$  km/h sind nur noch 1/3 der vollen Ausschläge zulässig. Es sind vor allem keine ruckartigen Höhenruderausschläge zu geben.

Bei starker Turbulenz, wie sie z.B. in Wellenrotoren, Gewitterwolken, sichtbaren Windhosen oder beim Überfliegen von Gebirgskämmen vorkommen kann, darf die Böengeschwindigkeit  $V_{RA} = 180$  km/h nicht überschritten werden.

Bei hinteren Schwerpunktlagen ist der erforderliche Knüppelweg von der Überziehgeschwindigkeit bis zur Höchstgeschwindigkeit relativ klein, die Geschwindigkeitsänderung ist jedoch durch eine deutliche Änderung der Handkraft wahrzunehmen.

Die Bremsklappen können bis  $V = 250$  km/h ausgefahren werden. Es sollte jedoch davon nur in Notfällen oder bei unbeabsichtigtem Überschreiten der Höchstgeschwindigkeiten Gebrauch gemacht werden. Beim schnellen Ausfahren der Bremsklappen treten stärkere Verzögerungen auf.

Warnung

Es ist deshalb darauf zu achten, daß die Anschnallgurte fest sitzen und daß der Steuerknüppel im Augenblick des Ausfahrens der Bremsklappen nicht unbeabsichtigt angestoßen wird. Lose Gegenstände im Cockpit sind zu vermeiden.

Es ist auch zu beachten, daß mit ausgefahrenen Bremsklappen weniger stark abgefangen werden darf als mit eingefahrenen Bremsklappen (siehe Abschnitt 2.9) Manöverlastvielfache).

Der Sturzflug wird bei ausgefahrenen Bremsklappen und bei maximaler Flugmasse auf eine Bahnneigung von  $30^\circ$  bei 250 km/h begrenzt.

### Langsamflug und Überziehverhalten

Um mit dem Duo Discus vertraut zu werden, empfiehlt es sich, in größerer Höhe Überziehversuche aus dem Geradeausflug und aus dem Kurvenflug (circa 45° Querneigung) durchzuführen.

#### Überziehen im Geradeausflug

Eine Überziehwarnung setzt meist 5 bis 12 km/h vor dem Erreichen der Überziehggeschwindigkeit ein. Sie beginnt mit Vibrationen in der Steuerung, die sich beim weiteren Ziehen verstärken. Die Quersteuerung wird dabei weicher, und das Segelflugzeug neigt manchmal zu leichten Pumpbewegungen (die Geschwindigkeit erhöht sich wieder und vermindert sich dann bis zur Überziehggeschwindigkeit).

Beim Erreichen des überzogenen Flugzustandes verringert sich die Anzeige des Fahrtmessers je nach Schwerpunktage deutlich. Die Anzeige ist dann oft durch die Wirbel auf das Staudruckrohr im Seitenleitwerk sehr unruhig. Das Flugzeug läßt sich bei hinteren Schwerpunktagen meist im Sackflug halten oder es dreht langsam über den Flügel weg.

Der Normalflug wird aus dem Sackflug oder nach dem Abkippen durch zügiges Nachlassen des Höhensteuers und – wenn erforderlich – durch Gegensteuern mit Seiten- und Quersteuer erreicht.

Der Höhenverlust vom überzogenen Flugzustand bis zur Wiederherstellung der Normalfluglage kann bis zu 40 m betragen.

Bei vorderer Schwerpunktage befindet sich das Flugzeug bei voll gezogenem Höhensteuer im Sackflug.

Der Normalflug wird durch Nachlassen des Höhensteuers erreicht.

### Überziehen im Kurvenflug

Beim Überziehen im Kurvenflug mit 45° Querneigung ergibt sich ein Sackflug mit voll gezogenem Höhensteuer.

Eine nicht beherrschbare Neigung zum Trudeln tritt nicht auf.

Der Übergang in die Normalfluglage erfolgt durch sinngemäße Steueraus-schläge.

Der Höhenverlust vom überzogenen Flugzustand bis zur Wiederherstellung der Normalfluglage beträgt bis zu ca. 60 m.

### Einfluß des Wasserballastes

Abgesehen von der höheren Überziehgeschwindigkeit auf Grund der höheren Flugmasse ist kein gravierender Einfluß des Flügelwasserballastes auf die Überzieheigenschaften vorhanden.

Bei Benützung des Seitenflossentanks (Option) ergeben sich die Überzieheigenschaften wie bei hinteren Schwerpunktlagen.

#### 4.5.4 Lande-anflug

Die normale Anfluggeschwindigkeit mit voll ausgefahrenen Bremsklappen und ausgefahrenem Fahrwerk ist 90 km/h (einsitzig, ohne Wasserballast) bzw. 100 km/h (bei maximaler Flugmasse).

Das gelbe Dreieck bei 95 km/h auf dem Fahrtmesser ist die empfohlene Lande-anfluggeschwindigkeit für die maximale Masse ohne Wasserballast (670 kg).

Die Bremsklappen setzen weich ein.

Es kann mit voll ausgefahrenen Bremsklappen langsam an den Boden geflogen werden, da kein Durchsacken im Abfangbogen auftritt - auch nicht beim Ein-fahren der Bremsklappen.

Der Slip ist gut wirksam und bis etwa 90 % Seitenruderausschlag auf einer geraden Linie durchführbar. Es ergibt sich ein Schiebewinkel von ca. 30° und ein Hängewinkel von ca. 10° bis 15°.

Die Steuerkraftumkehr im Slip ist gering.

Das Ausleiten aus dem Slip erfolgt mit normalen Steuerausschlägen.

##### Wichtiger Hinweis:

Bei Seitenrudervollausschlag läßt sich ein Slip auf gerader Linie nicht mehr durchführen.

Das Flugzeug dreht dann langsam in Richtung ausgeschlagenes Seitenruder.

Die Fahrtanzeige vermindert sich ab Schiebewinkel von 5° bis 10°.

Beim Slip mit Wasserballast tritt Wasser aus der Entlüftungsbohrung im Einfülldeckel des hängenden Flügels aus. Slips über längere Zeit sind deshalb zu vermeiden.

##### Warnung:

Beim Fliegen im Regen oder mit vereister Tragflächen werden die Leistungen und die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeuges verschlechtert.

Vorsicht bei der Landung!

Anschwebegeschwindigkeit um mindestens 5 km/h bis 10 km/h erhöhen.

#### 4.5.5 Landung

Bei Außenlandungen sollte das Fahrwerk immer ausgefahren sein, da dann die Besatzung vor allem bei vertikalen Landestößen sehr viel besser geschützt ist.

Das Aufsetzen erfolgt mit Landerad und Heckrad bzw. Gummisporn gleichzeitig.

Um sehr langes Ausrollen zu vermeiden, ist darauf zu achten, daß das Flugzeug mit Minimalfahrt aufgesetzt wird. Ein Aufsetzen mit 90 km/h anstatt mit 70 km/h bedeutet das 1,65-fache der abzubremsenden Energie und damit eine erhebliche Verlängerung des Rollweges.

Mit der gut wirksamen hydraulischen Scheibenbremse kann der Rollweg deutlich verkürzt werden (Höhensteuer voll gezogen halten).

#### 4.5.6 Flug mit Wasserballast

Zum Erreichen der maximalen Flugmasse ist Wasserballast nötig.

##### Flügelballasttanks

Die Wassertanks sind Integralbehälter in der Flügel-nase der Innenflügel.

Das Füllen der Tanks erfolgt durch runde, mit einem Sieb versehene Öffnungen auf der Flügeloberseite. Es ist stets klares Wasser einzufüllen.

Die Verschlußdeckel haben eine Bohrung mit 6 mm Innengewinde. Sie lassen sich mit Hilfe der Montageschraube des Höhenleitwerkes herausziehen.

##### Warnung:

Da die Bohrung im Deckel gleichzeitig zur Entlüftung dient, muß sie stets freigehalten werden.

Die Auslaufzeit bei vollen Tanks beträgt circa 5 Minuten.

Das Fassungsvermögen eines Flügeltanks beträgt 99 Liter.

Die Tanks sind nur soweit zu füllen, wie im Beladeplan vorgesehen ist, siehe Seite 6.2.5.

Der Tank im rechten Flügel und der zugehörige Tank im linken Flügel ist stets mit der gleichen Wassermenge zu füllen, damit die Querstabilität nicht nachteilig beeinflusst wird.

Vor dem Start mit Teilwasserballast ist unbedingt darauf zu achten, daß die Flügel waagrecht gehalten werden, damit sich das Wasser in den Tanks gleichmäßig verteilen kann und beide Flügel im Gleichgewicht sind.

Aufgrund der schweren Flügel sollte der Helfer am Flügelende beim Start möglichst lange mitlaufen.

Das Ablassen des Wassers erfolgt durch eine Öffnung auf der Flügelunterseite 1,93 m von der Wurzelrippe nach außen.

Der Anschluß des Abblaßmechanismus zum Rumpf erfolgt automatisch bei der Montage der Flügel (Wasserballastbetätigung in Stellung ZU).

Beim Fliegen mit nur teilweise gefüllten Tanks tritt infolge der eingebauten Schottwände keine spürbare Wasserbewegung auf.

Beim Flug mit maximaler Flugmasse unterscheidet sich das Langsamflug- und Überziehverhalten etwas vom Verhalten des Flugzeuges ohne Wasserballast. Die Überziehgesehwindigkeiten steigen an (siehe Abschnitt 5.2.2) und zur Korrektur der Fluglage sind größere Steueraussschläge erforderlich. Ebenfalls ist mehr Höhe zur Wiederherstellung der Normalfluglage notwendig.

Warnung:

Sollte der unwahrscheinliche Fall eintreten, daß sich die Tanks ungleich oder nur einseitig entleeren (dadurch feststellbar, daß im Normalflug bis zu 50 % Quersteueraussschlag gegeben werden muß), so ist entsprechend der höheren Flugmasse schneller zu fliegen und ein Überziehen zu unterlassen.

Bei der Landung ist beim Ausrollen der schwerere Flügel etwas höher zu halten (falls vom Gelände her möglich), damit das Ablegen des schwereren Flügels erst bei möglichst niedrigen Rollgesehwindigkeiten auftritt. Damit wird die Ausbrechneigung des Flugzeuges verringert.

Duo Discus

### Seitenflossentank

Zum Erreichen von optimalen Kurvenflugleistungen kann die Schwerpunktverschiebung infolge Flügelwasserballast und eventuell durch die Zuladung im hinteren Sitz durch Wasserballast in der Seitenflosse kompensiert werden.

Angaben zur Einfüllmenge (siehe Seite 6.2.8).

Der Wassertank ist ein Integralbehälter in der Seitenflosse mit einem Fassungsvermögen von 11 kg/Ltr.

Das Füllen des Tanks erfolgt bei montiertem (oder auch demontiertem) Höhenleitwerk folgendermaßen:

Ein Instrumentenschlauch, Durchmesser 8 mm, der mit einem Füllbehälter verbunden ist, wird in das Rohr, Durchmesser 10 x 1 mm, oben links im Ruderspalt des Seitenruders gesteckt und dann die erforderliche Menge klares Wasser eingefüllt.

Der Tank hat auf der rechten Seite für jeden Liter Füllmenge einschließlich der maximalen Menge von 11 kg/Ltr. eine beschriftete Bohrung (Röhrchen) in der Seitenflosse. Diese Bohrungen sind zur Wasserstandsanzeige notwendig.

Die Tankentlüftung erfolgt durch die Wasserstandsbohrung in der Seitenflosse (auch bei vollem Tank bleibt die oberste Bohrung für 11 kg/Ltr. immer offen).

Der Tank wird entsprechend dem Wasserballast im Flügel gefüllt, siehe "Zuladung von Wasserballast in der Seitenflosse", Seite 6.2.8)

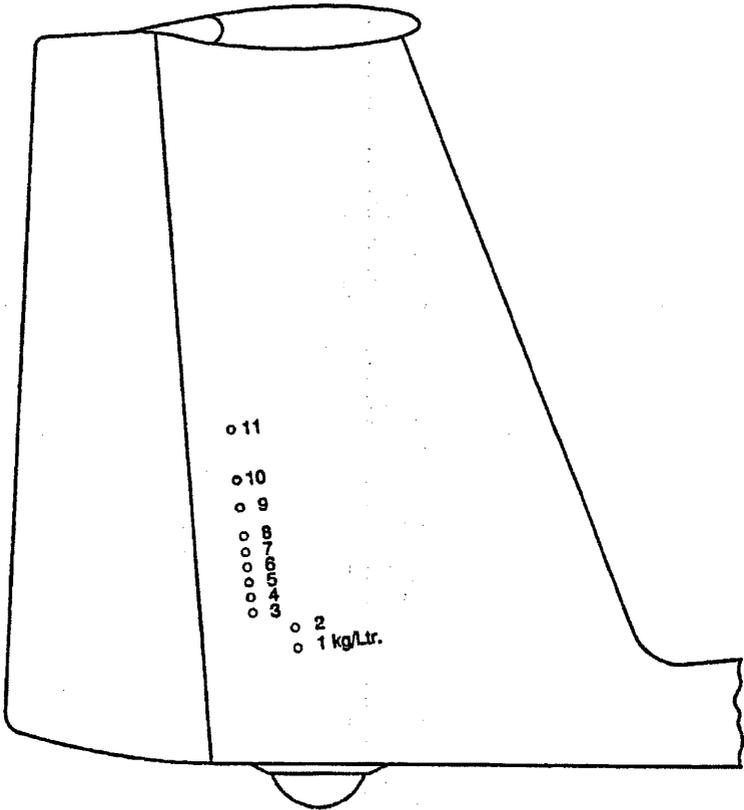
Vor dem Füllen werden die unteren Bohrungen abgeklebt und zwar eine Bohrung weniger als die Füllmenge in Liter.

#### Beispiel:

Bei 3 Liter Füllmenge werden die unteren beiden Bohrungen (1 und 2) abgeklebt.

Nach dem Einfüllen von 3 Litern läuft das überschüssige Wasser durch die 3 Liter-Bohrung aus, so daß ein Überladen vermieden wird.

Skizze für den Seitenflossentank:



Seitenflossentank

Zum Erreichen von optimalen Kurvenflugleistungen kann die Schwerpunktvorverschiebung infolge Flügelwasserballast und eventuell durch die Zuladung im hinteren Sitz durch Wasserballast in der Seitenflosse kompensiert werden.

Angaben zur Einfüllmenge (siehe Seite 6.2.8).

Der Wassertank ist ein Integralbehälter in der Seitenflosse mit einem Fassungsvermögen von 11 kg/Ltr.

Das Füllen des Tanks erfolgt bei montiertem (oder auch demontiertem) Höhenleitwerk folgendermaßen:

Ein Instrumentenschlauch, Durchmesser 8 mm, der mit einem Füllbehälter verbunden ist, wird in das Rohr, Durchmesser 10 x 1 mm, oben links im Ruderspalt des Seitenruders gesteckt und dann die erforderliche Menge klares Wasser eingefüllt.

Der Tank hat auf der rechten Seite für jeden Liter Füllmenge einschließlich der maximalen Menge von 11 kg/Ltr. eine beschriftete Bohrung (Röhrchen) in der Seitenflosse. Diese Bohrungen sind zur Wasserstandsanzeige notwendig.

Die Tankentlüftung erfolgt durch die Wasserstandsbohrung in der Seitenflosse (auch bei vollem Tank bleibt die oberste Bohrung für 11 kg/Ltr. immer offen).

Der Tank wird entsprechend dem Wasserballast im Flügel gefüllt, siehe "Zuladung von Wasserballast in der Seitenflosse", Seite 6.2.8)

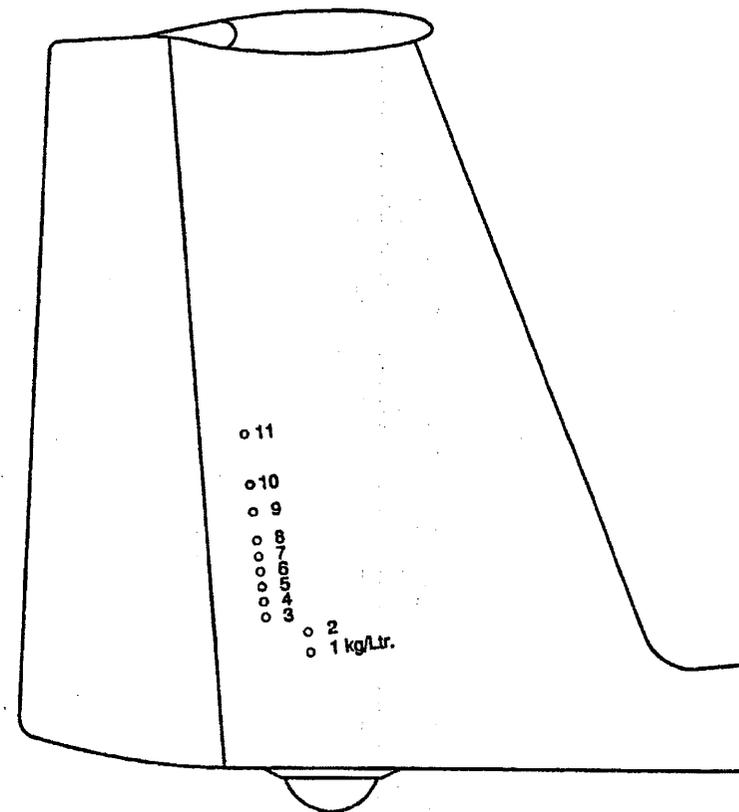
Vor dem Füllen werden die unteren Bohrungen abgeklebt und zwar eine Bohrung weniger als die Füllmenge in Liter.

Beispiel:

Bei 3 Liter Füllmenge werden die unteren beiden Bohrungen (1 und 2) abgeklebt.

Nach dem Einfüllen von 3 Litern läuft das überschüssige Wasser durch die 3 Liter-Bohrung aus, so daß ein Überladen vermieden wird.

Skizze für den Seitenflossentank:



Das Ablassen des Wassers in der Seitenflosse erfolgt durch eine Bohrung im Rumpf vor dem Seitenrunder. Der Ablaßmechanismus ist mechanisch mit der Betätigung für den Flügelwasserballast gekoppelt, so daß die Wassertanks in den Flügeln und in der Seitenflosse immer gleichzeitig geöffnet werden.

Die Auslaufzeit bei vollem Seitenflossentank beträgt etwa 2 Minuten, d. h. er entleert sich immer schneller als die vollen Flügeltanks.

Fortsetzung Seite 4.5.6.5.

Allgemein

Warnung:

1. Bei längeren Flügen in Lufttemperaturen nahe 0°C (32°F) ist das Ablassen des Wassers bereits bei 2°C unbedingt erforderlich.

Wichtiger Hinweis:

2. Bei zu erwartenden mittleren Steiggeschwindigkeiten von nicht mehr als 1,0 m/sec ist das Fliegen mit viel Wasserballast nicht sinnvoll. Das gleiche gilt für Flüge in sehr enger Thermik, die hohe Schräglagen erfordert.
3. Vor Außenlandungen sollten die Tanks nach Möglichkeit immer entleert werden.
4. Vor dem Füllen der Wassertanks ist bei geöffneten Ablassventilen zu kontrollieren, ob sich die Verschlußdeckel beide gleich weit öffnen. Außerdem sind die Ablassventilsitze zu säubern und leicht mit Fett einzuschmieren. Bei geschlossenen Ablassventilen sind dann die Verschlußdeckel mit der Montageschraube des Höhenleitwerks nach unten zu ziehen.

Warnung:

5. Es ist sauberes Wasser einzugießen und nicht unter Leitungsdruck einzufüllen.
6. Es wird mit Nachdruck darauf hingewiesen, daß ein Abstellen des Flugzeuges mit gefüllten Wassertanks bei Einfriergefahr grundsätzlich unterbleiben sollte. Das Abstellen mit gefüllten Tanks sollte mehrere Tage nicht überschreiten. Sonst vor Abstellen des Flugzeuges Wasser vollständig ablassen, Deckel der Einfüllöffnungen abnehmen und Tanks austrocknen lassen.
7. Bei Benützung des Seitenflossentanks ist vor dem Füllen die Durchgängigkeit der nicht abgeklebten Bohrungen zu überprüfen.

4.5.7 Flug in großer Höhe

Bei Flügen in größerer Höhe ist zu beachten, daß die tatsächliche Fluggeschwindigkeit TAS (TRUE AIRSPEED) größer ist als die angezeigte Geschwindigkeit IAS (INDICATED AIRSPEED).

Dies hat keine Bedeutung für die Festigkeit und Belastbarkeit des Flugzeuges, jedoch dürfen aus Gründen der Flattersicherheit folgende vom Fahrtmesser angezeigten Geschwindigkeiten (IAS) nicht überschritten werden:

Höhe m	V (IAS) km/h	Höhe m	V (IAS) km/h
0	250	6000	205
1000	250	7000	194
2000	250	8000	183
3000	241	9000	172
4000	229	10000	162
5000	217	12000	141

Flüge bei Temperaturen unter dem Gefrierpunkt

Bei Temperaturen unter 0°C, z.B. bei Föhnflügen oder bei Flügen im Winter, ist es möglich, daß sich die Leichtgängigkeit der Steuerungsanlage verringert. Es ist darauf zu achten, daß alle Steuerungselemente frei von Feuchtigkeit sind, um jeder Einfriergefahr vorzubeugen. Dies gilt vor allem für die Bremsklappen.

Nach den bisherigen Erfahrungen ist es vorteilhaft, die Auflageflächen der Bremsklappen über die gesamte Klappenlänge mit Vaseline einzustreichen, um das Festfrieren zu verhindern. Klappen und Ruder sind in kürzeren Abständen zu betätigen.

Bei Flügen mit Wasserballast sind die Hinweise unter Abschnitt 4.5.6 zu beachten.

Hinweise:

Aus langjähriger Erfahrung ist bekannt, daß der verwendete Polyester-Oberflächenlack bei niedrigen Temperaturen sehr spröde wird.

Insbesondere bei Wellenflügen über ca. 6000 m können Temperaturen von unter  $-30^{\circ}\text{C}$  auftreten, bei denen der Lack je nach Lackstärke und Spannungsbelastung zur Ribbildung neigt.

Ribbildung, die zunächst nur im Lack selbst, durch spätere Witterungseinflüsse jedoch auch in die Harzschicht der Gewebesohle eindringen könnte.

Offensichtlich wird die Ribbildung durch steile Abstiege aus großen Höhen und sehr niedrigen Temperaturen begünstigt.

Warnung:

Als Hersteller raten wir deshalb von Höhenflügen, bei denen die Temperatur von  $-20^{\circ}\text{C}$  deutlich unterschritten wird, zwecks Erhaltung einer guten und rißfreien Oberfläche dringend ab.

Ein Abstieg mit geöffneten Bremsklappen sollte nur in Notfällen durchgeführt werden (zur Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit kann anstelle der Bremsklappen auch das Fahrwerk ausgefahren werden).

#### 4.5.8 Flug im Regen

Bei nassem Flugzeug bzw. bei Regen ergibt sich durch die Größe der Regentropfen auf der Oberfläche eine Verschlechterung der Flugleistungen, die aufgrund der Schwierigkeit einer Messung nicht in Zahlenwerten ausgedrückt werden kann. Meist sinkt die Luftmasse noch, in der es regnet, so daß sich hierdurch höhere Sinkgeschwindigkeiten ergeben als mit nassem Flugzeug in ruhiger Luft.

Während der Flugerprobung wurden durch Regen keine wesentlichen Änderungen des Überziehverhaltens und der Überziehggeschwindigkeit festgestellt.

Bei starken Veränderungen des Flügelprofils (Schnee, Eisansatz oder kräftiger Regen) ist jedoch eine Erhöhung der Mindestfluggeschwindigkeit nicht ausgeschlossen.

Landeanflug bei Regen: siehe Seite 4.5.4.

SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

4.5.9 Kunstflug

Nicht zulässig!

Oktober 1993  
Revision --

LBA-merk.  
4.5.9

**Abschnitt 5**

- 5. Leistungen
- 5.1 Einführung
- 5.2 LBA-anerkannte Daten
  - 5.2.1 Anzeigefehler in der Fahrmesseranlage
  - 5.2.2 Überziehgeschwindigkeiten
  - 5.2.3 (reserviert)
  - 5.2.4 Zusätzliche Informationen
- 5.3 Nicht LBA-anerkannte weitere Informationen
  - 5.3.1 Nachgewiesene Seitenwindkomponente
  - 5.3.2 Geschwindigkeitspolare

5.1 Einführung

Der vorliegende Abschnitt enthält LBA-anerkannte Werte bezüglich Anzeigefehlern der Fahrtmesseranlage und Überziehgeschwindigkeiten sowie zusätzliche andere Werte und Angaben, die nicht der Anerkennung bedürfen.

Die Daten in den Tabellen wurden durch Erprobungsflüge mit einem Segelflugzeug in gutem Zustand unter Zugrundelegung eines durchschnittlichen Pilotenkönnens ermittelt.

5.2 LBA-anerkannte Daten5.2.1 Anzeigefehler in der Fahrtmesseranlage

Aus dem unten angeführten Diagramm ist die Fahrtmesser-Fehlanzeige infolge Anbringungsort der Druckabnahmen zu ersehen.

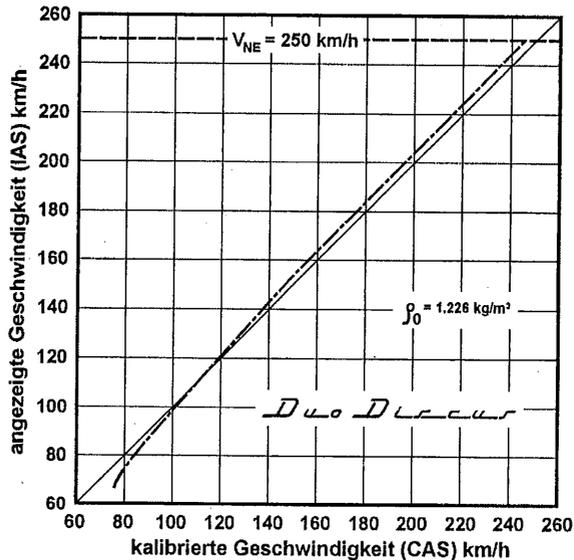
Gesamtdruckabnahme:

Seitenleitwerksflosse

Statische Druckabnahmen:

Rumpfröhre, 1,02 m vor dem  
Seitenleitwerk und 0,18 m  
unter dem Flügel-Rumpf-  
Übergang

Alle im Flughandbuch angegebenen Geschwindigkeitswerte sind am Fahrtmesser angezeigte Werte.



### 5.2.2 Überziehggeschwindigkeiten

Folgende Überziehggeschwindigkeiten (IAS) aus dem Geradeausflug wurden bestimmt:

Flugmasse ca. (kg)	624	700
Schwerpunktlage (mm)	250	45
Überziehggeschwindigkeit (km/h)		
BK eingefahren	55*	70*
BK ausgefahren	55*	70*

\*Die Anzeige bei Minimalfahrt ist durch die Wirbel auf das Staudruckrohr stark schwankend und sehr unruhig.

Der Höhenverlust vom Abkippen bis zur Wiederherstellung der Normalfluglage beträgt bis zu 30m.

SHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

5.2.3 (reserviert)

Oktober 1993  
Revision --

LBA-ank.  
5.2.3

SCHEMP-P-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

5.2.4 Zusätzliche Informationen

Keine.

Oktober 1993  
Revision --

LBA-merk.  
5.2.4

5.3 Nicht LBA-anerkannte weitere Informationen

5.3.1 Nachgewiesene Seitenwindkomponente

Die maximal nachgewiesene Seitenwindkomponente bei  
Start und Landung beträgt

20 km/h.

### 5.3.2 Geschwindigkeitspolare / Reichweite

Alle diese Werte sind gültig für **Höhe 0 m MSL**.

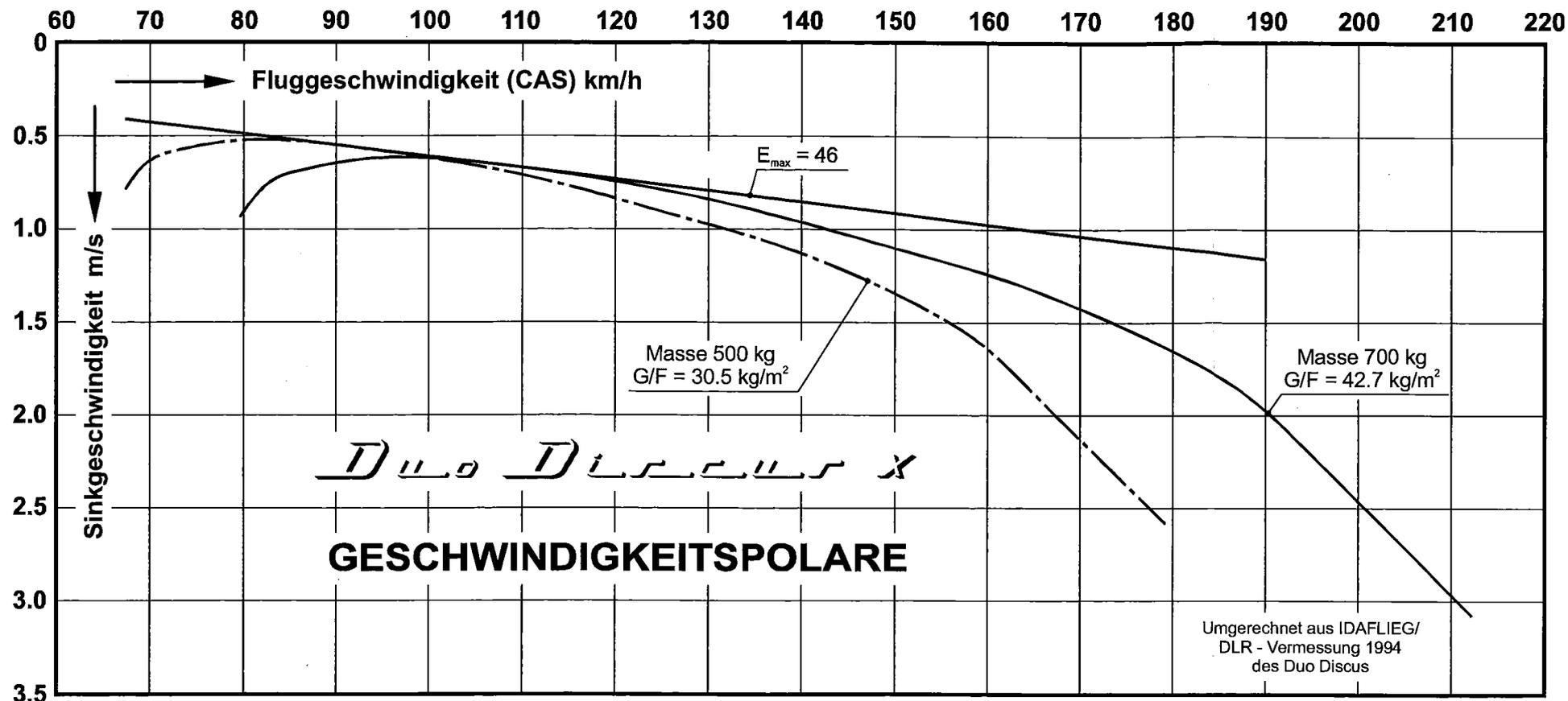
Die Werte stammen aus einer umgerechneten Messung der Idaflieg/DLR 1994:

Flugleistungen bei einer  
Flugmasse von 609 kg: 37,1 kg/km<sup>2</sup>

Geringstes Sinken: 0,56 m/s

Beste Gleitzahl bei  
100 – 103 km/h: 46 - 47

Geschwindigkeitspolare siehe Seite 5.3.2.2



**Abschnitt 6**

6. Massen und Schwerpunktlage

6.1 Einführung

6.2 Logblatt der Wägungen  
und zulässiger Zuladungsbereich

Ermittlung von: Wasserballast Flügel  
Heckwasserballast

6.1 Einführung

Dieser Abschnitt enthält den Zuladungsbereich, innerhalb dessen der Duo Discus sicher betrieben werden darf.

Verfahren zum Wiegen des Segelflugzeuges und das Berechnungsverfahren zur Ermittlung der zulässigen Beladegrenzen und eine umfangreiche Liste der für dieses Segelflugzeug zur Verfügung stehenden Ausrüstung ist im Wartungshandbuch des Duo Discus angegeben.

Das im Logblatt der Wägungen (siehe Seite 6.2.3) angegebene Ausrüstungsverzeichnis gibt den aktuellen Stand bei der letzten Wägung an.

6.2 Logblatt der Wägungen und zulässiger Zuladungsbereich

Das folgende Logblatt der Wägungen (Seite 6.2.3) gibt die maximale und minimale Zuladung in den Sitzen an.

Dieser Beladeplan wird nach dem zuletzt gültigen Wägebericht berechnet. Die dazu notwendigen Angaben und Diagramme befinden sich im Wartungshandbuch des Duo Discus.

Dieser Beladeplan ist nur für das Flugzeug mit der auf der Titelseite dieses Handbuches angegebenen Werknummer gültig.

Unterschreitung der Mindestzuladung im vorderen Sitz

Es gibt zwei Verfahren um die Unterschreitung der Mindestzuladung auszugleichen:

1. Der Ballast (Blei- oder Sandkissen) ist unverrückbar an den Bauchgurt-Bügeln zu befestigen.

Option: Trimmgewichtshalterung(en)

- 2a) Der Ballast in Form von Trimmgewichten kann unter dem vorderen Instrumentenbrett eingebaut werden. Nähere Angaben siehe Seite 6.2.2.
- 2b) Zusätzlich zu 2a) kann auch Ballast in Form von Trimmgewichten rechts unter dem vorderen Instrumentenbrett eingebaut werden. Nähere Angaben siehe Seite 6.2.2.

Zuladungsänderung infolge TrimmballastOption: Trimmgewichtshalterung(en)

Es können bis zu zwei Trimmgewichtshalterungen vorgesehen werden, die die Mindestzuladung im vorderen Sitz (einsitzig) entsprechend der Tabelle vermindern.

- a) Trimmgewichtshalterung unter dem vorderen Instrumentenbrett.  
Es sind 3 Trimmplatten zu je 3,7 kg vorgesehen, die nur in diese Halterung passen.

Hebelarm der Trimmplatten: 2055 mm vor BE.

- b) Trimmgewichtshalterung rechts unter dem vorderen Instrumentenbrett im Steuerspant.  
Es sind 3 Trimmgewichte zu je 3,9 kg vorgesehen, die nur in diese Halterung passen.

Hebelarm der Trimmgewichte: 1855 mm vor BE.

Differenz zu der Mindestzuladung - einsitzig -	Anzahl der Trimmgewichte
- 5 kg	1
- 10 kg	2
- 15 kg	3
- 20 kg	4
- 25 kg	5
- 30 kg	6

Halterung  
(a)

Halterung  
(b)

Logblatt der Wägungen für die Werk-Nr.:.....524.....

Wägung am:	25.04.07	24.04.07		
Leermasse [kg]	437,3	447,8		
Ausrüstungsverzeichnis vom	25.04.07	25.4.07 + 0,2 Flw./L		
Leermassen-Schwerpunkt-lage hinter BE [mm]	506,2	504,07		
Max. Zuladung im Rumpf [kg]	204,0	193,5		
Zuladung in den Sitzen (Besatzung einschließlich Fallschirm) [kg]				
vorderer Sitz:	einsitzig: max.	110	110	110
		110		
	zweisitzig: max.		110	
hinterer Sitz:	zweisitzig: max.	94	83	
Seitenflossentank eingebaut JA/NEIN		JA	JA	
Mindestzuladung vorderer Sitz ein- und zweisitzig:				
	a) Ohne Hecktank min.	70	72	
b) Mit Hecktank min.*		100	102	
Prüfer: Prüferstempel, Datum				

Hinweis:

- \* 1. Um einen unbemerkt gefüllten Seitenflossentank zu berücksichtigen, ist der Wert der Mindestzuladung für Flüge mit leerem Seitenflossentank aus Sicherheitsgründen um 30 kg erhöht worden.
2. Der Zuschlag von 30 kg zur Mindestzuladung kann entfallen, wenn der Pilot vor dem Start entweder den Wasserballast vollständig abläßt oder eine genaue Kontrolle der Füllmenge des Seitenflossentanks durchführt und die dazugehörigen Ausgleichszuladungen (Flügelwasserballast und/oder Zuladung im hinteren Sitz) beachtet.

Ermittlung von:

Wasserballast Flügel – siehe Seite 6.2.5

Heckwasserballast – siehe Seite 6.2.6 bis Seite 6.2.8.

SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

reserviert

Zuladung von Wasserballast:

Höchstmasse mit Wasserballast : 700 kg

Schwerpunktlage  
des Wasserballastes: Flügel 65 mm hinter Bezugsebene (BE)

Tankinhalt (beide Flügel): 198 kg

Zuladung an Wasserballast für verschiedene Leermassen  
und Zuladungen in den Sitzen:

Leermasse * (kg)	Gesamtzuladung im vorderen und hinteren Sitz (kg)								
	70	80	100	120	140	160	180	200	220
410	198	198	190	170	150	130	110	90	70
420	198	198	180	160	140	120	100	80	60
430	198	190	170	150	130	110	90	70	50
440	190	180	160	140	120	100	80	60	40
450	180	170	150	130	110	90	70	50	30
	Wasserballast (kg) in den Flügeltanks								

Hinweis:

Der Heckwasserballast (falls verwendet, siehe Blatt 6.2.7 und Blatt 6.2.8) ist bei der Ermittlung des höchstzulässigen Wasserballastes zu berücksichtigen. Die Leermasse in obiger Tabelle ist entsprechend zu erhöhen.

Leermasse \* = Leermasse nach Blatt 6.2.3  
+ Heckwasserballast

Zuladung von Wasserballast in der Seitenflosse (Option)

Um den Flugzeugschwerpunkt in der Nähe der leistungsgünstigsten hinteren Bereiche halten zu können, wird der Wasserballast in der Seitenflosse ( $m_{SF}$ ) zum Ausgleich des kopplastigen Momentes aus

- o dem Wasserballast des Flügels ( $m_{Fl}$ ) und / oder
- o zum Austrimmen der Zuladung im hinteren Sitz ( $m_{PH}$ )

verwendet.

o Ausgleich des Wasserballastes Flügel

Die Ermittlung des Wasserballastes in der Seitenflosse ( $m_{SF}$ ) kann dem Diagramm auf Seite 6.2.8 entnommen werden.

o Austrimmen der Zuladung im hinteren Sitz

Piloten, die mit rückwärtiger Flugmassen-Schwerpunktlage fliegen wollen, können den kopplastigen Anteil der Zuladung im hinteren Sitz nach dem Diagramm auf Seite 6.2.8 ausgleichen.

Wichtiger Hinweis:

Beim Zuladen von Heckwasserballast zum Ausgleich von Flügelwasserballast und zum Austrimmen der Zuladung im hinteren Sitz, werden beide Anteile der Diagramme auf Seite 6.2.8 addiert.

Anmerkung:

Beim Erreichen von 11 kg Heckwasserballast ist das Fassungsvermögen erreicht und es kann nicht weiter ausgeglichen bzw. austrimmet werden.

Warnung:

Im vorderen Sitz ist ein Ausgleich der Zuladung zu der Differenz zu der Mindestzuladung nicht vorgesehen !

Zuladung von Wasserballast in der Seitenflosse (Option)**Anmerkung**

Aus flugmechanischen Gründen ist es **nicht** notwendig, den Heckwasserballast bei der Zuladung im Rumpf zu berücksichtigen.

Der Wasserballast in der Seitenflosse ist bei der Ermittlung des höchstzulässigen Wasserballastes im Flügel zu berücksichtigen, damit die maximale Flugmasse nicht überschritten wird.

**Beispielrechnung:**

Gewählt: Flügelwasserballast: 40 kg  
Zuladung hinten: 75 kg

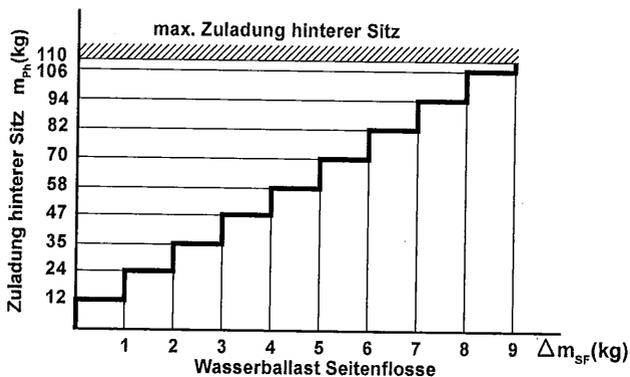
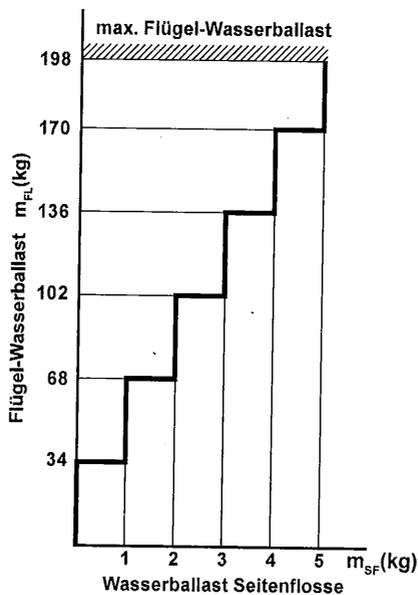
Aus den Diagrammen auf Seite 6.2.8 ergibt sich dann der zulässige Heckwasserballast:

Anteil Flügelwasserballast:  $m_{SF}$  = 1 kg

Anteil Zuladung hinterer Sitz:  $\Delta m_{SF}$  = 6 kg

Zulässiger Heckwasserballast:  $m_{SF} + \Delta m_{SF}$  = 7 kg

Hebelarm des Wasserballastes in der Seitenflosse:  
 5320 mm hinter Bezugsebene (BE)  
 Fassungsvermögen Seitenflossentank: 11 kg



**Abschnitt 7**

- 7. Beschreibung des Segelflugzeuges,  
seiner Systeme und Anlagen
- 7.1 Einführung
- 7.2 Cockpit-Beschreibung
- 7.3 Instrumentenbretter
- 7.4 Fahrwerksanlage
- 7.5 Sitze und Anschnallgurte
- 7.6 Statische und Gesamt-Druckanlage
- 7.7 Luftbremsensteuerung
- 7.8 Gepäckraum
- 7.9 Wasserballastanlage
- 7.10 (reserviert)
- 7.11 (reserviert)
- 7.12 Elektrische Anlage
- 7.13 Verschiedene Ausrüstungen  
(Herausnehmbarer Ballast, Sauerstoff, Notsender usw.)

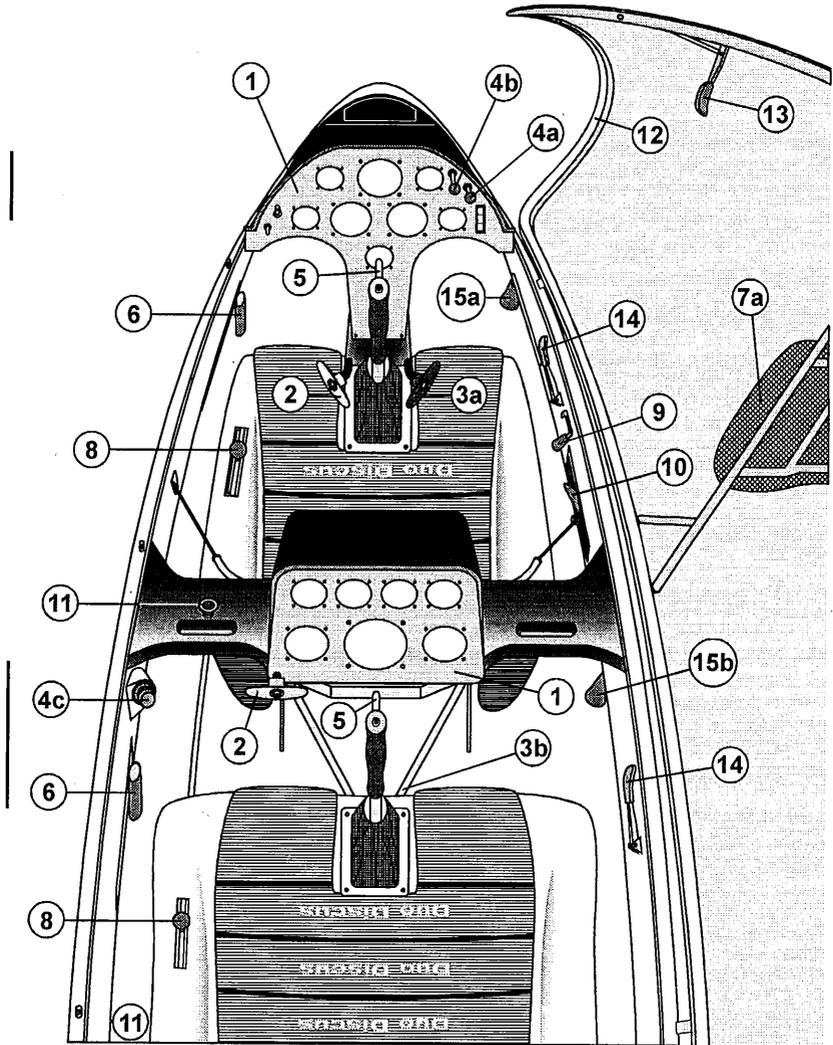
7.1 Einführung

Der vorliegende Abschnitt enthält eine Beschreibung des Segelflugzeuges sowie seiner Systeme und Anlagen mit Benutzungshinweisen.

In Abschnitt 9 finden sich - wenn notwendig - Ergänzungen des Flughandbuches infolge des Einbaues von nicht standardmäßigen Systemen und Ausrüstungen.

Für weitere Beschreibungen von Komponenten und Systemen des Segelflugzeuges siehe Wartungshandbuch Duo Discus, Abschnitt 1.

7.2 Cockpit-Beschreibung



Alle Instrumente und Bedienelemente sind von den Insassen bequem zu erreichen.

(1) Instrumentenbretter

Die Instrumente sind bei geöffneter Haube gut zugänglich.

Das vordere Instrumentenbrett ist am Kabinenrahmen und am Steuerknüppelspant, das hintere am Rohrspant zwischen den Sitzen befestigt.

Nach Lösen der Befestigungsschrauben sind die Instrumentenbretter und ihre Abdeckungen leicht auszubauen.

(2) Ausklinkvorrichtung der Schleppkupplung(en)

Betätigungsgriff für Bugkupplung und, wenn eingebaut, Schwerpunktkupplung.

Vorderer Sitz ..... Gelber T-Griff links  
neben dem Steuerknüppel

Hinterer Sitz ..... Gelber T-Griff links  
oben am Instrumentenbrett

Das Auslösen erfolgt durch Ziehen eines Griffes.

(3a) Pedalverstellung (vorderer Sitz)

T-Griff rechts neben dem Steuerknüppel.

Verstellung nach vorne:  
-----

Nach Lösen der Verriegelung durch Ziehen am T-Griff, Pedale mit den Fersen in die gewünschte Stellung schieben und einrasten lassen.

Verstellung nach hinten:  
-----

Ziehen des Seiles mit T-Griff, bis die Pedale die gewünschte Stellung erreicht haben. Durch anschließendes kurzes Vordrücken der Pedale mit der Ferse (nicht mit der Fußspitze) rastet die Verriegelung mit deutlichem Klicken ein.

Die Verstellung der Pedale ist am Boden und im Flug möglich.

(3b) Pedalverstellung (hinterer Sitz)

Arretierbolzen mit Ring am Boden an der Pedalhalterung.

Verstellung nach vorne oder hinten:  
-----

Arretiererring nach oben ziehen. Pedalhalterung nach vorne oder hinten in die gewünschte Stellung schieben und Arretiererring nach unten in die Bohrung schieben.

Die Verstellung der Pedale ist am Boden und im Flug möglich.

(4) Lüftungsbetätigung

a) Kleiner schwarzer Kugelknopf am vorderen Instrumentenbrett rechts:  
regelt die Luftzufuhr

ziehen	-	öffnen
drücken	-	schließen

b) Kleiner schwarzer Kugelknopf am vorderen Instrumentenbrett rechts:  
verstellt den Lüftungsstrahlabweiser

ziehen	-	schließen
drücken	-	öffnen

c) Verstellbare Lüftungsdüse an der linken Bordwand vor dem  
hinteren Instrumentenbrett

rechts drehen	-	Düse ZU
links drehen	-	Düse OFFEN

Zusätzlich können die Schiebefenster oder die Klappen in den Fenstern  
zur Belüftung geöffnet werden.

(5) Radbremse

Radbremshebel sind an beiden Steuerknüppeln angebracht.

(6) Bremsklappenhebel

Nach unten gerichtete Griffe mit blauer Farbmarkierung an der linken  
Seite unterhalb der Wandverkleidung.

Stellung vorne.....verriegelt

ca. 55 mm gezogen.....entriegelt

Stellung hinten.....Bremsklappen voll ausgefahren und  
Hinterkantenklappe ausgeschlagen

Kopfstützen

## (7a) Vorderer Sitz

Kopfstütze (höhenverstellbar durch verschieben)  
an der Zwischenstrebe der Haube.

## (7b) Hinterer Sitz (ohne Bild):

Kopfstütze an der Rumpfoberseite, stufenweise Längsverstellung durch  
Drücken des Verriegelungsbleches, verschieben der Kopfstütze und  
einrasten lassen des Verriegelungsbleches in gewünschter Stellung.

(8) Trimmung

Grüne Kugelknöpfe links an der seitlichen Sitzwanenauflage.

Die Trimmung ist eine stufenweise verstellbare Federtrimmung.

Kugelknopf etwas nach innen kippen, in die gewünschte Trimmstellung schieben und einrasten.

Stellung vorne ..... kopflastig  
Stellung hinten ..... schwanzlastig

(9) Wasserablaßbetätigung der Flügeltanks und des Seitenflossentanks (Option)

Schwarzer Knopf vorne an der rechten Bordwand in der Mitte der GFK-Seitenwandverkleidung.

Stellung hinten ..... Ablaßventile geschlossen  
Stellung vorne ..... Ablaßventile geöffnet

Die Stellung vorne und hinten wird durch Kippen des Knopfes nach unten verriegelt.

Seitenflossentank (Option)

Die Betätigung des Seitenflossentanks ist mit der des Flügeltanks verbunden, so daß sich die Ablaßventile alle gleichzeitig öffnen und schließen.

(10) Rückenlehnen-Verstellung

Vorderer Sitz:

-----  
Schwarzer Schieber an der rechten GFK-Seitenwandverkleidung.

Verstellung :

Schieber vorn etwas nach innen kippen und in die gewünschte Stellung schieben und nach außen einrasten lassen.

(11) Reißleinenbefestigung

Vorderer Sitz .... Roter Ring links am Rohrspant zwischen den Sitzen.

Hinterer Sitz .... Roter Ring links am vorderen Spant des Rumpfgerüsts.

(12) Kabinenhaube

Die einteilige Plexiglashaube ist klappbar mit versenkten Scharnieren befestigt. Es ist darauf zu achten, daß das Seil zur Halterung der aufgeklappten Haube eingehängt ist.

(13) Haubenverriegelung  
Haubennotabwurf

Hebel mit rotem Griff am linken Haubenrahmen (im vorderen und hinteren Sitz).

Stellung vorne ..... verriegelt.

Zum Öffnen bzw. Abwurf der Haube, einen der Griffe um 90° nach hinten schwenken und Haube anheben.

(14) Haubendemontage

Schwarzen Griff an der rechten Seitenwandverkleidung  
(im vorderen und hinteren Sitz) nach hinten ziehen (ca 90°).

Haubenverriegelung öffnen,  
Haube abnehmen und Halteseil am Karabinerhaken aushängen.

Fahrwerksbedienung

(15a) Vorderer und hinterer Sitz

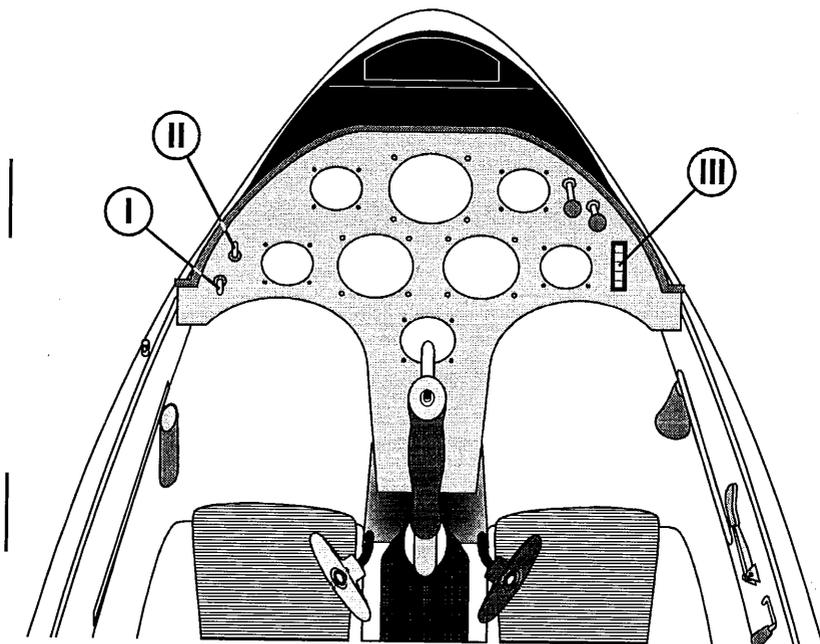
(15b)

EINFAHREN: Schwarzen Griff an der rechten Seitenwandverkleidung  
ausrasten, nach hinten ziehen und einrasten.

AUSFAHREN: Griff ausrasten, nach vorne schieben und einrasten.

### 7.3 Instrumentenbretter

#### Instrumentenbrett vorn:



Eine Beschreibung der bezeichneten Komponenten I - III ist auf der folgenden Seite 7.3.2 zu finden. Auf eine Beschreibung der Instrumente, sowie Darstellung des hinteren Instrumentenbrettes kann hier verzichtet werden.

I Hauptschalter

Kippschalter im vorderen Instrumentenbrett

Stellung oben : EIN

Stellung unten: AUS

II Umschalter entfällt

III Außenthermometer

7.4 Fahrwerksanlage

Die Fahrwerksanlage besteht aus einem einziehbaren, hydraulisch gebremsten Hauptrad sowie aus einem nicht lenkbaren Bugrad und Heckrad bzw. einem Gummisporn.

Die Fahrwerksbedienung ist im Abschnitt 7.2 "Cockpit-Beschreibung" auf Seite 7.2.2 (Radbremse), 7.2.5 (Bremsklappe) und Seite 7.2.4 (Fahrwerk) beschrieben.

Eine technische Beschreibung des Einziehfahrwerks-systems mit Radbremse ist im Wartungshandbuch auf Seite 1.2.5 zu finden.

7.5 Sitze und Anschnallgurte

Die Sitze sind mit der Sitzwannenaufgabe verschraubt.

Der vordere Sitz hat eine im Fluge verstellbare Rückenlehne. Beschreibung der Verstellung siehe Seite 7.2.5.

Die Bauchgurte für jeden Sitz sind an der Sitzwanne befestigt.

Die Schultergurte vorne sind am Stahlrohr-Zwischenspannt und hinten am Hauptspannt der Flügelaufhängung befestigt.

Die zulässigen Anschnallgurte sind im Wartungshandbuch Abschnitt 7.1 aufgeführt.

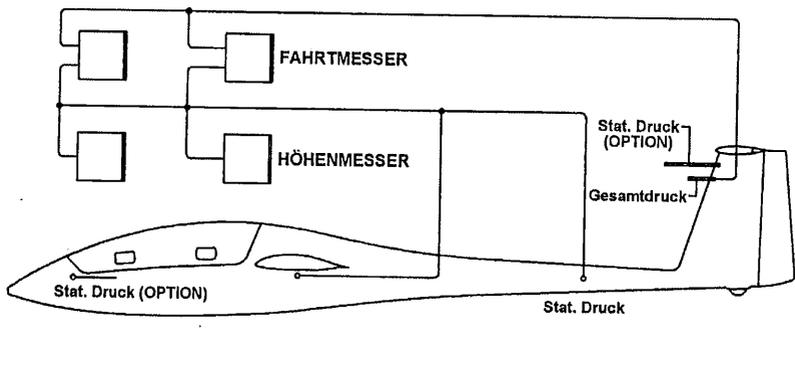
7.6 Statische und Gesamt-Druckanlage

Statische Druckabnahme

- a) An der hinteren Rumpfröhre, 1,02 m vor dem Seitenleitwerk, je eine Druckabnahme in der horizontalen Symmetrie-Ebene sowie 0,18 m unter dem Flügel-Rumpf-Übergang (für Fahrtmesser usw.).
- b) Option für weitere Geräte (außer Fahrtmesser): Spezielle statische Düse oben an der Seitenflosse.
- c) Option: Beidseitig des vorderen Instrumentenbrettes je eine Druckabnahme.

Gesamt-Druckabnahme

- a) entfällt
- b) Gesamtdruckdüse oben an der Seitenflosse.



## **7.7 Luftbremsensteuerung**

### Bremsklappen

Es werden SCHEMPP-HIRTH-Bremsklappen auf der Flügeloberseite verwendet, die gleichzeitig beim Ausfahren die Hinterkantenklappen nach unten ausschlagen.

Eine Schemazeichnung der Bremsklappenanlage ist im Wartungshandbuch zu finden.

7.9 Wasserballastanlage

Vom Bedienknopf für die Flügeltanks und dem Seitenflossentank (Option) geht ein Drahtseil zum Torsionsantrieb der Flügeltanks und ein weiteres Drahtseil zum Ablaßventil des Seitenflossentanks, siehe Seite 7.9.3.

Der Torsionsantrieb für die Verschußdeckel der Flügeltanks wird automatisch bei der Flügelmontage angeschlossen.

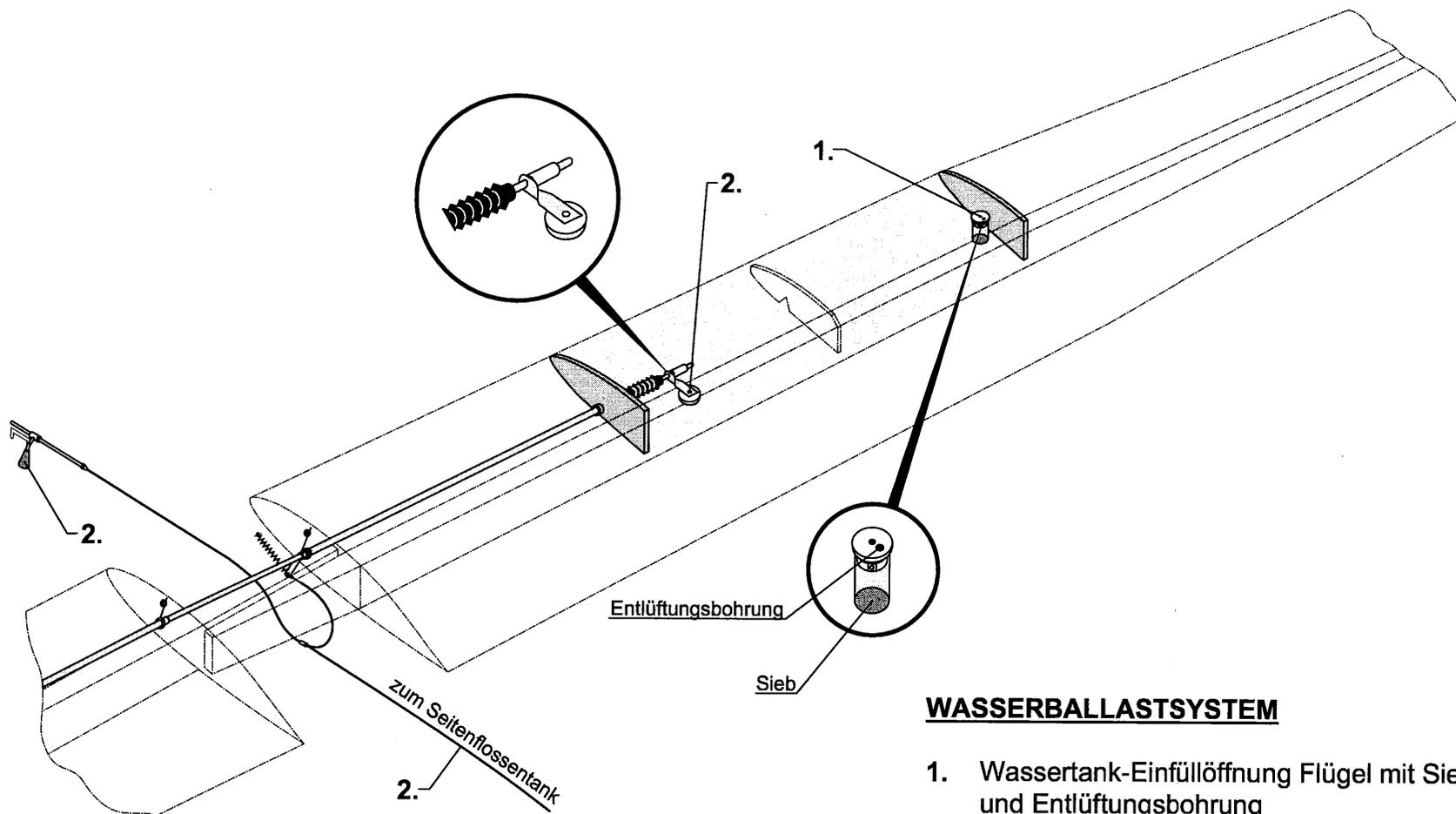
Das Torsionsantriebsrohr wird durch eine Feder in die Stellung ZU der Wasserballastbetätigung gedreht, siehe Seite 7.9.2.

Der Bedienknopf wird in einer Kulisse geführt und ist in den Endstellungen einrastbar.

7.8 Gepäckraum

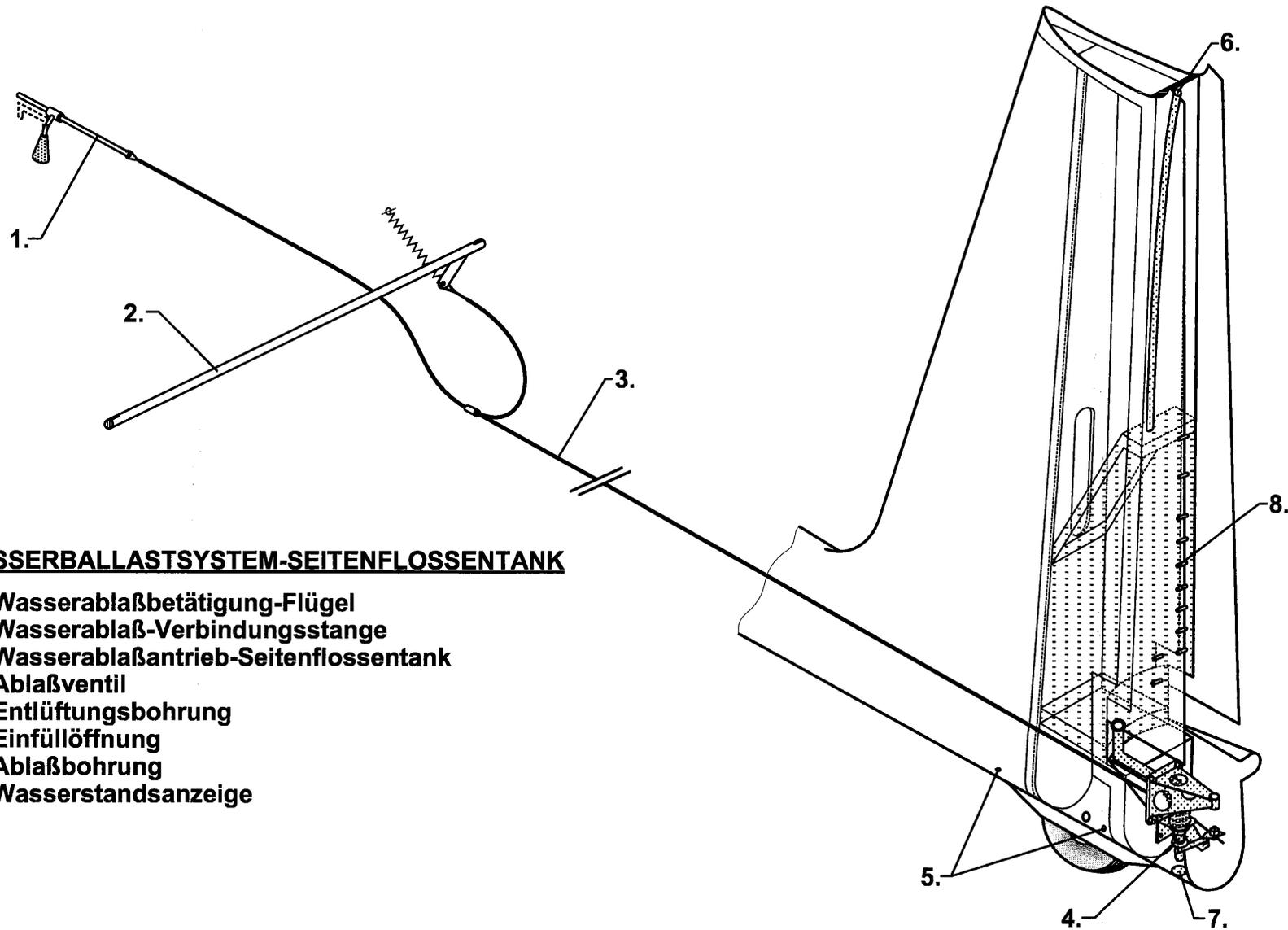
Ein abgeschlossener Gepäckraum ist nicht vorhanden.

Der Raum hinter dem Holm ist mit einem Schiebehoden abgedeckt. Weiche Gegenstände (Jacken usw.) können dort deponiert werden. Sie zählen zur Zuladung.



**WASSERBALLASTSYSTEM**

1. Wassertank-Einfüllöffnung Flügel mit Sieb und Entlüftungsbohrung
2. Wasserablaß-Betätigung Flügel und Abblaßbetätigung Seitenflossentank



**WASSERBALLASTSYSTEM-SEITENFLOSSENTANK**

- 1. Wasserablaßbetätigung-Flügel
- 2. Wasserablaß-Verbindungsstange
- 3. Wasserablaßantrieb-Seitenflossentank
- 4. Ablaßventil
- 5. Entlüftungsbohrung
- 6. Einfüllöffnung
- 7. Ablaßbohrung
- 8. Wasserstandsanzeige

SHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

7.10 (reserviert)

Oktober 1993  
Revision --

7.10

SCHEMP-P-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH., KIRCHHEIM/TECK

Duo Discus

FLUGHANDBUCH

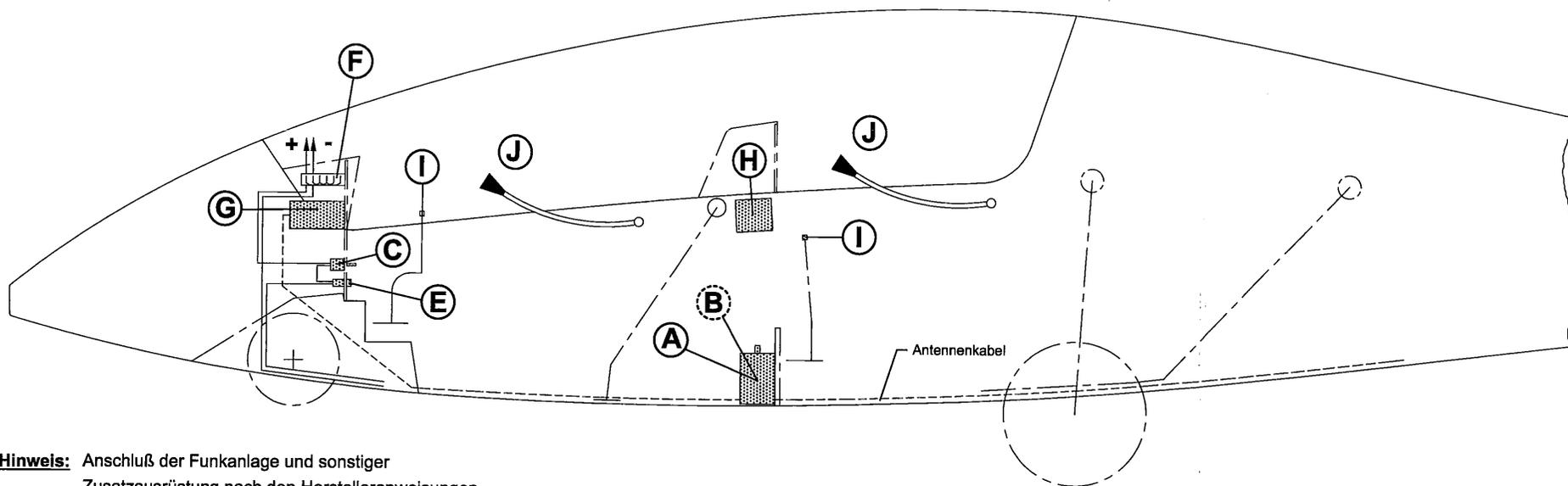
7.11 (reserviert)

7.12 Elektrische Anlage

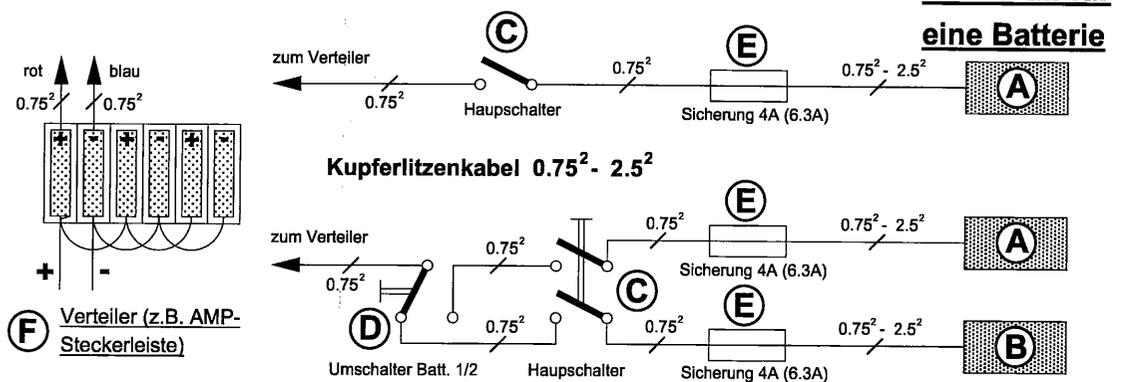
Segelflugavionik (Plan, siehe Seite 7.12.2)

Die Avionik wird an die Stromversorgung nach dem Lage- und Kabelplan, siehe Seite 7.12.2 und nach den Herstelleranweisungen für die jeweilige Ausrüstung angeschlossen.

Die Stromversorgung erfolgt durch folgende Batterien:  
Unter dem hinteren Sitz oder neben dem Rumpfgerüst.



**Hinweis:** Anschluß der Funkanlage und sonstiger Zusatzausrüstung nach den Herstelleranweisungen. Jedes Gerät einzeln absichern.



- (A)** Batterie 1 - 12V / 6.5Ah
- (B)** Batterie 2 - 12V / 6.5Ah
- (C)** Hauptschalter
- (D)** Umschalter Batt. 1/2
- (E)** Schmelzsicherung 4A (6.3A)
- (F)** Verteiler (z.B. AMP-Steckerleiste)
- (G)** Funkgerät
- (H)** Lautsprecher
- (I)** Sendetaste
- (J)** Schwanenhals-Mikrophon

**ELEKTRISCHE ANLAGE-AVIONIC S14 RE 811**

7.13 Verschiedene Ausrüstungen

Herausnehmbarer Ballast (Option)  
-----

Eine Trimmgewichts-Halterung befindet sich unter dem vorderen Instrumentenbrett.

Die zweite Trimmgewichts-Halterung befindet sich rechts im Steuerspant vorn.

Die Trimmgewichte in Form von Bleiplatten werden mit Schrauben befestigt.

Angaben über die Änderung der Zuladung im Sitz ist dem Abschnitt 6.2 zu entnehmen.

Sauerstoffanlage  
-----

Die Befestigungspunkte für die Halterungen der Sauerstoff-Flaschen befinden sich am hinteren Flügelaufhängerrohr (für den Flaschenhals) und dahinter auf der Ablage an einem GFK-Formteil (für den Flaschenbauch).

Zum Einbau der Sauerstoffanlage können Zeichnungen angefordert werden.

Wichtiger Hinweis:

Nach dem Einbau der Sauerstoffanlage ist eine Bestimmung des Leergewichts-Schwerpunktes erforderlich, um nachzuweisen, daß der Schwerpunkt noch im zulässigen Bereich liegt.

Ein Verzeichnis der zur Zeit vom Luftfahrt-Bundesamt zugelassenen Geräte ist im Wartungshandbuch zu finden.

Notsendereinbau  
-----

Der Einbau des Notsenders kann an folgenden Stellen im Rumpf nach den Anweisungen der Fa. Schempp-Hirth vorgenommen werden:

- im Bereich des hinteren Sitzes  
auf der Sitzwannenauflage
- im Bereich des Stahlrohrgerüsts  
am Radkasten
- am Boden der Sauerstoff-  
flaschen-Halterung

7.13 Verschiedene Ausrüstungen

Herausnehmbarer Ballast (Option)  
-----

Eine Trimmgewichts-Halterung befindet sich unter dem vorderen Instrumentenbrett.

Die zweite Trimmgewichts-Halterung befindet sich rechts im Steuerspant vorn.

Die Trimmgewichte in Form von Bleiplatten werden mit Schrauben befestigt.

Angaben über die Änderung der Zuladung im Sitz ist dem Abschnitt 6.2 zu entnehmen.

Sauerstoffanlage  
-----

Die Befestigungspunkte für die Halterungen der Sauerstoff-Flaschen befinden sich am hinteren Flügelaufhängerrohr (für den Flaschenhals) und dahinter auf der Ablage an einem GFK-Formteil (für den Flaschenbauch).

Zum Einbau der Sauerstoffanlage können Zeichnungen angefordert werden.

Wichtiger Hinweis:

Nach dem Einbau der Sauerstoffanlage ist eine Bestimmung des Leergewichts-Schwerpunktes erforderlich, um nachzuweisen, daß der Schwerpunkt noch im zulässigen Bereich liegt.

Ein Verzeichnis der zur Zeit vom Luftfahrt-Bundesamt zugelassenen Geräte ist im Wartungshandbuch zu finden.

Notsendereinbau  
-----

Der Einbau des Notsenders kann an folgenden Stellen im Rumpf nach den Anweisungen der Fa. Schempp-Hirth vorgenommen werden:

- im Bereich des hinteren Sitzes  
auf der Sitzwannenauflage
- im Bereich des Stahlrohrgerüsts  
am Radkasten
- am Boden der Sauerstoff-  
flaschen-Halterung

**Abschnitt 8**

- 8. Handhabung, Instandhaltung und Wartung
- 8.1 Einführung
- 8.2 Wartungsintervalle
- 8.3 Änderungen oder Reparaturen
- 8.4 Handhabung am Boden / Straßentransport
- 8.5 Reinigung oder Pflege

8.1 Einführung

In diesem Abschnitt werden empfohlene Verfahren zur korrekten Handhabung des Flugzeuges am Boden sowie zur Instandhaltung beschrieben. Darüber hinaus werden bestimmte Prüf- und Wartungsbestimmungen aufgezeigt, die eingehalten werden sollten, wenn das Flugzeug die einem neuen Gerät entsprechende Leistung und Zuverlässigkeit erbringen soll.

Wichtiger Hinweis:

Es ist ratsam, den Schmierplan nach den Angaben des Wartungshandbuches Duo Discus Abschnitt 3.2 in kürzeren Zeitabständen durchzuführen, wenn besonders ungünstige Betriebsbedingungen vorliegen.

## 8.2 Wartungsintervalle

Detaillierte Angaben zur Wartung siehe Wartungshandbuch Duo Discus.

### Wartung der Zelle

Die Zelle ist unter normalen Betriebsbedingungen bis zur nächsten Jahresnachprüfung wartungsfrei.

Ein Nachschmieren ist - außer bei den Anschlußpunkten für die Flügel- und Leitwerksmontage - nur bei Bedarf (Schwergängigkeit) an Stellen mit Gleitlagern im Rumpf (Schubgestänge, Fahrwerk-, Bremsklappengestänge) erforderlich.

Das Reinigen und Schmieren der Räder sowie der Bugkupplung bzw. Schwerpunktkupplung ist je nach angefallener Verschmutzung durchzuführen.

### Seitensteuerseile

Nach jeweils 200 Betriebsstunden und bei jeder Jahresnachprüfung sind die Seitensteuerseile bei vorderer und hinterer Pedalstellung im Bereich der S-förmigen Führungen an den Pedalen zu prüfen.

Bei Beschädigung, Abnutzung, Korrosion sind die Steuerseile auszuwechseln. Verschleiß von einzelnen Drähten bis zu 25 % ist unbedenklich.

### 8.3 Änderungen oder Reparaturen

#### Änderungen

Eine Änderung des zugelassenen Modells, die sich auf seine Lufttüchtigkeit auswirken kann, ist vor ihrer Durchführung der Zulassungsbehörde anzuzeigen. Diese stellt fest, ob und in welchem Umfang eine ergänzende Musterprüfung durchzuführen ist.

Die Stellungnahme des Herstellers ist in jedem Fall einzuholen. Dadurch soll sichergestellt werden, daß die Lufttüchtigkeit nicht nachteilig beeinflusst wird bzw. jederzeit nachgewiesen werden kann, daß der Zustand des Segelflugzeuges einer vom Luftfahrt-Bundesamt anerkannten Ausführung entspricht.

Änderungen der anerkannten Teile des Flug- bzw. Wartungshandbuches bedürfen in jedem Fall der Genehmigung des Luftfahrt-Bundesamtes.

#### Reparaturen

##### Abkürzungen:

CFK: kohlefaserverstärkter Kunststoff  
GFK: glasfaserverstärkter Kunststoff

Vor jedem Start, besonders nach längerem Abstellen, sollte man eine Bodenkontrolle durchführen, siehe Abschnitt 4.3.

Auf kleinere Veränderungen – wie Lackrisse, Löcher, Delaminierungen im CFK/GFK usw. – achten.

Bei Unklarheiten über die Wichtigkeit des Schadens sollte immer ein CFK/GFK-Fachmann hinzugezogen werden.

Kleinere Schäden, welche die Lufttüchtigkeit nicht beeinflussen, können selbst repariert werden.

Eine Definition befindet sich in der Reparaturanweisung. Diese ist im Anhang zum Wartungshandbuch beigefügt.

Größere Schäden dürfen nur von einem Luftfahrttechnischen Betrieb mit entsprechender Berechtigung repariert werden.

#### 8.4 Handhabung am Boden / Straßentransport

##### a) Ziehen/Schieben

---

Beim Ziehen des Flugzeuges hinter dem Auto sollte immer ein Spornkuller verwendet werden, damit die Höhenleitwerksbefestigung nicht unnötig durch Schwingungen des Leitwerks beansprucht wird, wenn das Flugzeug um enge Kurven gezogen wird. Wenn das Flugzeug von Hand geschoben wird, darf es nicht an den Flügelspitzen, sondern möglichst in Rumpfnähe geschoben werden.

##### b) Lagern

---

Das Flugzeug soll nur in gut belüfteten Räumen gelagert oder abgestellt werden. Geschlossene, wetterfeste Transportwagen müssen mit ausreichend großen Ventilationsöffnungen versehen sein. Immer mit vollständig entleerten Wassertanks abstellen.

Darauf achten, daß das Flugzeug unbedingt spannungsfrei gelagert wird. Dies gilt vor allem bei höheren Lagertemperaturen.

##### c) Abstellen

---

Flugzeuge, die ganzjährig aufgebaut bleiben, müssen so gepflegt werden, daß Verbindungselemente am Rumpf, Flügel und Höhenleitwerk keinen Rost ansetzen. Staubbezüge sollten bei Hochleistungs-Segelflugzeugen obligatorisch sein. Zum Verzurren des Flugzeuges sollten im Handel erhältliche Einrichtungen verwendet werden.

##### d) Vorbereitung für den Straßentransport

---

Aufgrund ihrer schlanken Form ist besonders bei den Tragflügeln auf die richtige Lagerung zu achten. Die Flügel sind mit der Nase nach unten mittig auf die Holmstummel und im äußeren Flügelteil in profiltreue Flügelscheren aufzulegen.

Der Rumpf wird sinnvoll in einer breiten Rumpfmulde vor den Fahrwerksklappen und auf dem Heckrad bzw. Gummisporn gelagert.

Das Höhenleitwerk stellt man mit der Nase nach unten in zwei profiltreue Scheren oder legt es horizontal auf gepolsterte Unterlagen.

Im Transportwagen ist das Leitwerk auf keinen Fall an den Aufhängebeschlägen zu befestigen.

### 8.5 Reinigung und Pflege

Die Oberfläche von Kunststoff-Flugzeugen sollte trotz ihrer Robustheit und Widerstandsfähigkeit gepflegt werden.

Bei der Reinigung und Pflege ist folgendes zu beachten:

- o Oberfläche mit klarem Wasser mit Schwamm und Leder waschen (vor allem die Flügel-, Höhen- und Seitenleitwerksnase).
- o Handelsübliche Spülmittelzusätze nicht zu oft verwenden.
- o Polishes und Poliermittel können angewendet werden.
- o Kurzzeitig können Benzine und Alkohole verwendet werden. Nicht empfehlbar sind Verdünnungen aller Art.
- o Niemals chlorierte Kohlenwasserstoffe (Tri, Tetra, Per usw.) verwenden.
- o Die beste Poliermethode ist das Schwabbeln der Oberfläche mittels einer Poliermaschine mit Schwabbel-scheiben:

Gegen die rotierende Scheibe wird Hartwachs gedrückt. Dann mit der Poliermaschine längs und quer über die Oberfläche gehen.

Warnung:

Nicht auf einer Stelle schwabbeln, da die Oberfläche sonst zu heiß wird.

9.1 Einführung

Dieser Abschnitt enthält die ergänzenden Informationen, die für einen sicheren Betrieb des Segelfluggzeuges notwendig sind, wenn es mit verschiedenen, auf Wunsch erhältlichen Ausrüstungen versehen ist.

9.2 Liste der eingefügten Ergänzungen

Datum	Ab- schnitt	Benennung der eingefügten Ergänzung
	--	--



**FOCA APPROVED**  
**AIRCRAFT FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT**  
 for  
**FLARM COLLISION WARNING DEVICE**

Aircraft Registration: \_\_\_\_\_

Aircraft Make: \_\_\_\_\_

Aircraft Model: \_\_\_\_\_

Aircraft Serial Number: \_\_\_\_\_

Approval Reference & Date: \_\_\_\_\_

This document must be carried in the aircraft at all the times. It describes the operating procedures for a fix installed FLARM Collision Warning System and its interfaces in accordance with the **FLARM Installation FOCA Policy 1.6 (42-00.02)** or later versions. For Aircraft, TMG and Rotorcraft, this AFMS will only be valid when the installation has been approved by the authority.

The information contained herein supplements or supersedes the basic Flight Manual only in those areas listed herein. For limitations, procedures and performance information not contained in this document, consult the basic Flight Manual.

Swiss Federal Office of Civil Aviation approved

Date : .....

Signature : .....



## TABLE OF CONTENTS

<b>SECTION 1</b>	<b>- GENERAL</b> .....	<b>3</b>
<b>SECTION 2</b>	<b>- OPERATING LIMITATIONS</b> .....	<b>4</b>
<b>SECTION 3</b>	<b>- EMERGENCY PROCEDURES</b> .....	<b>5</b>
<b>SECTION 4</b>	<b>- NORMAL OPERATING PROCEDURES</b> .....	<b>6</b>
<b>SECTION 5</b>	<b>- PERFORMANCE</b> .....	<b>8</b>
<b>SECTION 6</b>	<b>- WEIGHT AND BALANCE</b> .....	<b>8</b>
<b>SECTION 7</b>	<b>- SYSTEM DESCRIPTION</b> .....	<b>8</b>

## LOG OF REVISIONS

REVISION	Page	Description	Date	FOCA Approval
Original	All	Original release	15.03.2006	

## Note:

Only the Section 2, 3 and 4 of this Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS) have been approved by the authority.



## SECTION 1 – GENERAL

The gliding scene has been confronted since years to dramatic mid air collision accidents. With the extreme fine shape and relatively high cruise speed of modern gliders, the human vision has reached its limit of detection. Another aspect is the airspace restrictions to VFR that creates an augmentation of traffic density in certain areas and the associated airspace complexity that request more pilot attention on the navigation material. These have a direct impact on the probability of collision also affecting powered aircraft or rotorcraft operations.

These equipments in the general aviation are not required by technical specifications or by operation regulations, but are recognized by the regulators as an important step toward improved aviation safety. Therefore they are not considered as essential for flight and may be used for "situational awareness only" on basis of non interference to certified equipment necessary for safe flight/landing and no hazard to the persons on board.

Correct antenna installation has a great effect on the transmission/receiving range. The pilot shall care that no masking of the antenna occurs especially when the antennas (GPS + COM) are located in the cockpit.

FLARM will only give warnings of other aircraft that are likewise equipped with a compatible unit. FLARM does not communicate with Mode A/C/S transponders and is not detected by ACAS/TCAS/TPAS or Air Traffic Control. Likewise FLARM does not communicate with FIS-B, TIS-B or ADS-B systems.

The software version must be regularly updated as per the instructions given in the installation manual. If a version mismatch exists, error information is displayed during the equipment power ON and the system will not become operational.

A unique switch provides ready disconnection of all equipments connected to the Collision Avoidance function (FLARM, TR-DVS and other parts used with the installation) from the electrical bus in case of fume, fire, interferences or when flying over territories where the SRD frequency is not available for air-air communication. This switch is labeled adequately.

### Important Note:

**Operation of FLARM is forbidden in aircraft in which one or more of the occupants resides in or is a citizen of the USA or Canada. Likewise, use of FLARM is forbidden if the aircraft concerned takes off from, makes an intermediate or final landing in the USA or Canada**

## SECTION 2 - OPERATING LIMITATIONS

1. **This FLARM Installation is compliant for "situation awareness only".** The following placard must be installed on the instrumental panel, at the proximity of the display:

For Situation Awareness only

2. **Maneuvering must not be based solely on the use of the information presented on the FLARM displays or aural annunciations.** FLARM does not give any guidance on avoiding action. The azimuth and height accuracy of the computed traffic cannot always provide reliable warnings and only the most threatening traffic is announced. Therefore it is the pilot responsibility to evaluate by any means the real traffic position and altitude, the obstacle shape, the terrain and the meteorological situation prior executing any evasion maneuver.

**Under no circumstances should a pilot or crewmember adopt different tactics or deviate from the normal principles of safe airmanship.**

3. **It is the pilot's responsibility to verify prior entering any states territory that the SRD frequency is permitted for use in air-air communication.** When such an acceptance does not explicitly or implicitly exist, the equipment shall be turned OFF. This verification is part of the flight planning.
4. **The pilot shall not intentionally generate uncoordinated warnings that might frighten other aircraft's pilot.** Any intentional maneuver of this kind has to be carefully coordinated and agreed in advance. Unexpected reactions might be especially hazardous when lateral, vertical or time separations are small.



### SECTION 3 - EMERGENCY PROCEDURES

In case of **Fire, Smoke, electrical burning smells or Electromagnetic Interferences** follow the Emergency procedure of the basic AFM.

FLARM is normally installed on a non-essential bus. But on ancient aircraft it is possible that only an avionics bus or even only a main bus is available for all electrical consumers. The basic Emergency procedure might require this bus disconnection that will generate a total loss of Navigation, Communication and ATC detection. This is classified as a catastrophic failure condition under IMC condition.

The dedicated FLARM switch will help to rapidly determine if the FLARM installation is faulty or not, allowing to resume essential equipments as per the Emergency procedure of the basic Aircraft Flight Manual.

## SECTION 4 - NORMAL OPERATING PROCEDURES

### 4.1 General

It is recommended to carry the FLARM Operating Manual version 3 or later on board the aircraft. To make good use of the information contains in this manual the pilot should know the hardware version, the software version, the serial number and the obstacle database name currently installed in the FLARM.

### 4.2 Self-test

To switch on the FLARM, the aircraft electrical power shall be available on the corresponding bus and the dedicated FLARM switch must be turned ON.

After switching on, the unit performs a self-test routine, quickly lights up all LED and displays either error codes or version numbers. The Operating Manual describes how errors and version numbers are being shown. If an error is being shown, the unit is not ready for operations.

When FLARM shifts to normal operation it waits until it has acquired an adequate GPS position fix. When switching on the unit after a long break or in a totally new location, this procedure can take *several minutes*. Without a proper GPS position fix, the unit is not ready for operation.

Before departure the pilot must ensure that the LED status is "operational" (refer to the Operating Manual).

### 4.3 Operation Modes

FLARM operates in two modes, *Nearest* and *Collision*. When switched on, the unit is in *Nearest* mode. The warnings given are identical in both modes, and generally relate to an immediate threat to which the pilot should have an immediate and appropriate reaction.

When operating in the *Nearest* mode, the unit also reports the presence of other aircraft operating in the vicinity, even though calculations indicate that they do not represent a threat. As soon as FLARM detects the risk of a collision it automatically switches to *Collision* mode, followed by automatic reversion to *Nearest*.

In both modes the pilot can suppress the display and the acoustic warning: after a double push FLARM will suppress all visual and acoustic signals relating to traffic, obstacles or other threats. While warnings are suppressed, FLARM nevertheless continues to transmit signals for reception by other aircraft.

### 4.4 Airborne and Alerts

In case other compatible units are within range, also the Receive LED is ON. The horizontal and vertical indicators show the direction of the most imminent threat with a flashing red display. The first warning level for another aircraft is delivered when less than **18 seconds** remains to the possible collision; the second warning level is delivered when less than **13 seconds** remains; the third level when less than **8 seconds** remains.

When a number of moving threats or fixed objects are within range, then FLARM gives warning only of the most dangerous in accordance with the threat calculation algorithm. The pilot is unable to call for presentation of further threats. The warning indicates the earliest likely collision that could happen.

Depending upon the phase of the flight, FLARM uses different movement models, forecasting methods and warning calculations to provide the pilot with the best possible support without causing a distraction. For example, when a sailplane is circling, the system sensitivity is reduced. These models and processes have been optimised, but are nevertheless a compromise.

The threat might also be an obstacle (e.g. cables, antenna masts, cable cars, avalanche dynamite wires, power lines). In the case of fixed obstacles, the unit does not signal a bearing. Obstacle warnings are dependent on the information having been stored correctly in the internal data bank. The unit cannot give warning of any fixed object that has either been incorrectly stored or not stored at all.

Whether and how avoiding action is taken is solely a matter for the pilot, who must base his decision on his own observation of the airspace.



#### 4.5 Line of sight

Compatible FLARM units must be within range in order to provide a warning. The range is very much determined by the type, installation and position of the radio antennae, plus the relative positions of the two aircraft. Under optimum conditions the internal antennae can give a head-on range of up to 5 km; normally, range is about 2 km. The radio signals can only be received by line of sight. There is no FLARM signal between two aircraft on opposite sides of the same mountain.

#### 4.6 GPS signal quality

FLARM has to know its current position in order to operate. For this reason, FLARM will only operate in the presence of good quality three-dimensional GPS reception. GPS reception is greatly influenced by the installation and position of the antenna, and aircraft attitude. This is particularly true during turns, when flying close to mountain slopes and in areas known for poor reception. If the installation is poor the GPS signal quality may be reduced. In particular, there can be rapid degradation of height calculations. FLARM resumes operation as soon as the GPS reception quality is adequate.

#### 4.7 Pressurized cabin

FLARM use an internal pressure sensor to determine the pressure altitude. This is an important element to verify the GPS positioning quality and to ensure an accurate and smooth altitude processing. When installed in a pressurized aircraft the FLARM system will not operate correctly until it is properly connected to an external static port.

#### 4.8 Predicted flight path and accuracy

When close up, when two aircraft are at the same or similar height, or GPS reception is poor, the vertical bearing indication is imprecise and fluctuates.

FLARM calculates the predicted flight path of the aircraft to which it is fitted for less than the next 30 seconds. This prediction is based on immediate past data, current position- and movement data, plus a movement prediction model that is optimised for the respective user. This forecast is associated with a number of uncertainties that increase with an extension of the forecast time. There is no guarantee that an aircraft will actually follow the predicted flight path. For this reason, the warning issued will not be accurate in all cases.

#### 4.9 Effect of wind

Movements calculated by the GPS relate to a fixed system of terrestrial coordinates. In strong wind there may be a substantial difference between aircraft heading and track, leading to a distortion of the threat bearing. If the wind speed is one third of True Airspeed (TAS) and the yaw-free aircraft Heading is 90° out of wind, then the threat indication displayed has an error of about 18°. If the wind is very strong, the Track can deviate up to 180° from Heading. Under such circumstances and when circling, the warnings given are unusable.

#### 4.10 Data protection

The transmitter has no effect on what the receiver in the other aircraft does with the data. It is possible that this data may be captured and stored by other aircraft, or by ground stations, or used for other purposes. This opens up a range of possibilities, some of which may be in the pilot's own interest, (e.g. automated generation of an sailplane launch logging system, aircraft tracking, last position recovery), while others may not be (e.g. detecting tailing of other aircraft, airspace infringements, failure to take avoiding action prior to a collision). When FLARM makes a transmission, the signal also bears identification. The user can – even though this is not recommended – configure the unit so that identification is generated randomly and alters at one-minute intervals, making a back-trace difficult.

## SECTION 5 – PERFORMANCE

No Change to basic flight manual

## SECTION 6 – WEIGHT AND BALANCE

No Change to basic flight manual

## SECTION 7 – SYSTEM DESCRIPTION

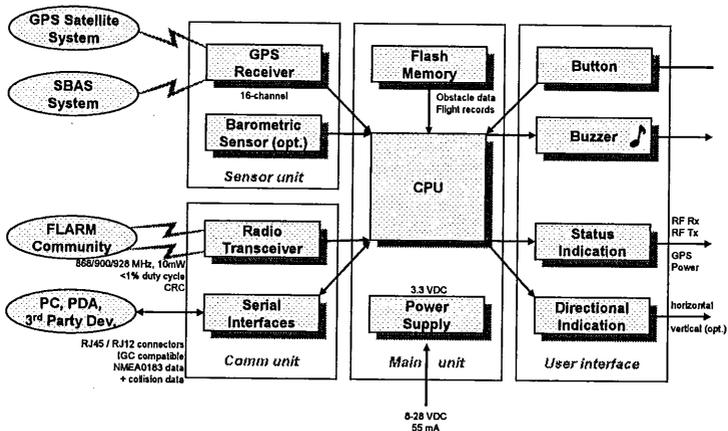
### 7.1 System description

FLARM receives position and movement information from an internal GPS receiver with an external GPS antenna. An optional pressure sensor further enhances the accuracy of position measurements. The predicted flight path is calculated by FLARM and the information transmitted by radio. Provided they are within receiving range, the signals are received by further aircraft also equipped with FLARM or compatible devices. The incoming signal is compared with the flight path predicted by calculation for the second aircraft. At the same time, FLARM compares the predicted flight path with known data on obstacles stored in an internal database.

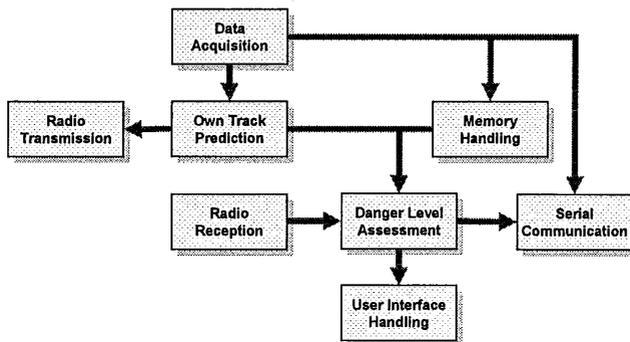
The GPS and collision information received from other aircraft can also be made available for third party equipment (e.g. external display, speech synthesizer, PDA) via a serial data output.

Obstacle information stored has been simplified; for example, FLARM assumes that a power wire is slung absolutely straight between two fixed points with no sag. Likewise, data for power lines does not include all intermediate masts.

### 7.2 Hardware scheme



### 7.3 In-flight software scheme



### 7.4 Radio transmission

The FLARM system uses a data communication frequency in the free Non-Specific Short Range Device (SRD), sub band f, between 868.0 – 868.6 MHz and with an ERP power of less than 10 mW (duty cycle 1%). This band is ruled for European applications in the documents ERC/REC 70-03 annex 1(f) and ERC/DEC/(01)04. The band is free for any ground-ground applications and gets no official protection against external interferences. ITU's recommendation for this band in region 1 is "mobile except aeronautical mobile". **FLARM is not considered as aeronautical mobile radio.**

There are national differences in frequency allocation and operating conditions between countries. To be used for air-air application some countries require an authorization to be granted by each national communication authority. In Switzerland, BAKOM/OFCOM has granted this authorization for the FLARM application on the 23 March 2004. On the 29 May 2005 FOCA confirmed to BAKOM/OFCOM that no Radio License will be required for FLARM. The aircraft commander is solely responsible for ensuring that their use of FLARM conforms to local regulations.

The radio transmission protocol employed places no limit on the number of units that may be operated within a given range. However, an increasing number of units within range is associated with a reduction in the probability that a single coded signal will be received ('graceful degradation'). The probability is small that subsequent signals will not be received from the same transmitter. FLARM is designed to receive and process signals from up to 50 aircraft within range. A high number of FLARM units within range has no effect on range.

### 7.5 Electrical installation

FLARM is requested to be installed on a non-essential bus. This is not always possible as certain older aircraft got only one avionics bus that is essential when flying under IFR rules. The FLARM installation is protected with a C/B. A dedicated power switch is provided with this installation to readily disconnect the FLARM installation when required by Emergency or operational needs. The pilot must be confident with his electrical bus topology and the FLARM installation.