

Flugzeug: UL-Flugzeug "SAVANNAH"

Hersteller: I.C.P. srl
Via Torino 12
I-14020 Piovà Massaia (AT)

Kennzeichen: 02-10-51-171

Werk-Nr. und Baujahr:

Dieses Flughandbuch ist im Flugzeug mitzuführen

DAeC Luftsport-Gerätebüro:

Hersteller:

BERICHTIGUNGSSTAND

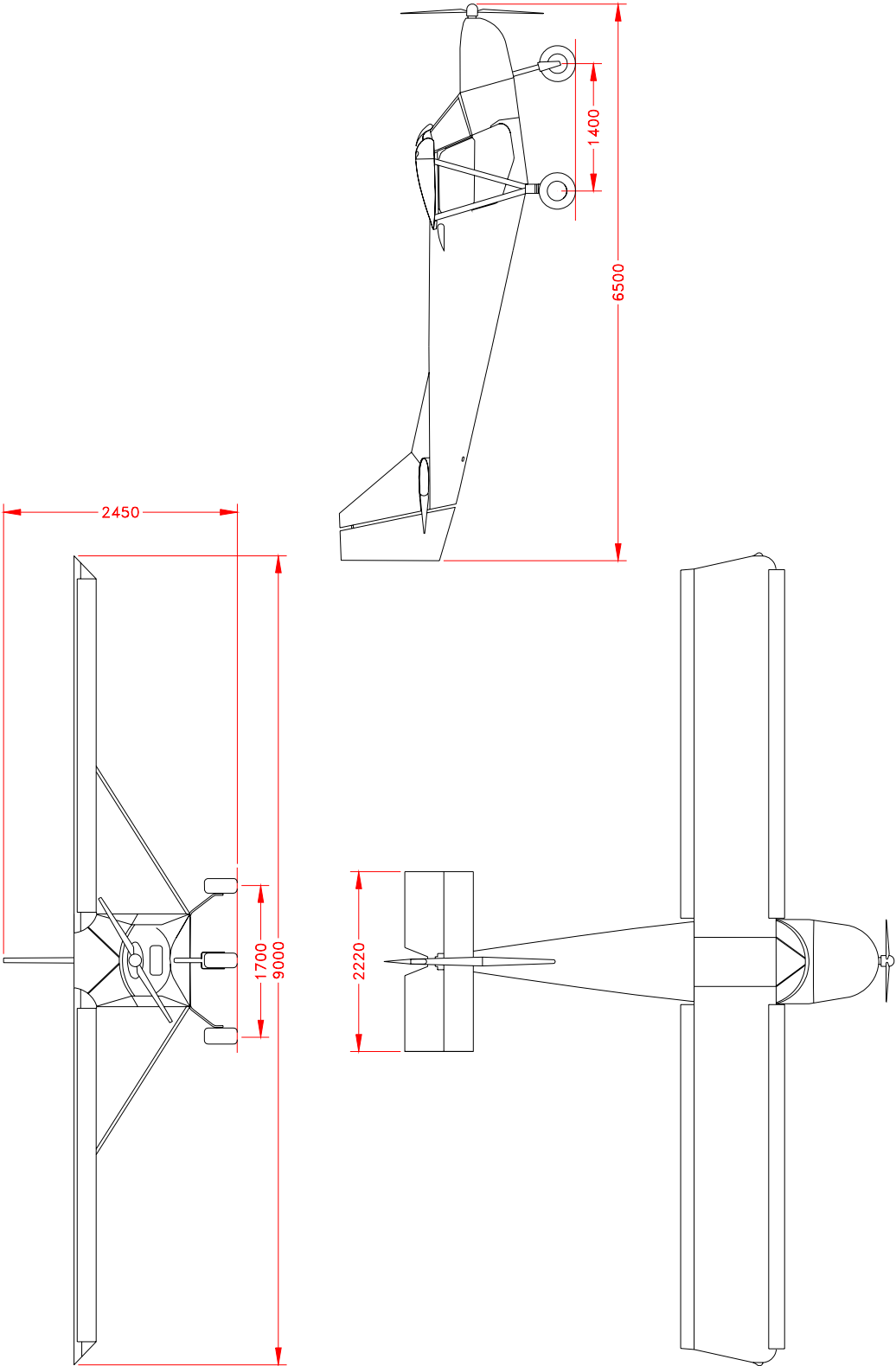
0 - 1 Gen. 04	4 - 1 Okt. 02	6 - 1 Okt. 02
0 - 2 Gen. 04	4 - 2 Okt. 02	6 - 2 Okt. 02
	4 - 3 Okt. 02	6 - 3 Okt. 02
	4 - 4 Okt. 02	6 - 4 Okt. 02
1 - 1 Ott. 04	4 - 5 Okt. 02	6 - 5 Okt. 02
1 - 2 Ott. 04	4 - 6 Okt. 02	6 - 6 Okt. 02
1 - 3 Ott. 04	4 - 7 Okt. 02	
1 - 4 Ott. 04	4 - 8 Okt. 02	
1 - 5 Ott. 04	4 - 9 Okt. 02	7 - 1 Gen. 04
1 - 6 Ott. 04	4 - 10 Okt. 02	7 - 2 Gen. 04
1 - 7 Ott. 04	4 - 11 Okt. 02	7 - 3 Gen. 04
	4 - 12 Okt. 02	7 - 4 Gen. 04
		7 - 5 Gen. 04
		7 - 6 Gen. 04
2 - 1 Okt. 02		
2 - 2 Okt. 02	5 - 1 Okt. 02	
2 - 3 Okt. 02	5 - 2 Okt. 02	
2 - 4 Okt. 02	5 - 3 Okt. 02	
2 - 5 Okt. 02	5 - 4 Okt. 02	
2 - 6 Okt. 02	5 - 5 Okt. 02	
2 - 7 Okt. 02	5 - 6 Okt. 02	
2 - 8 Okt. 02	5 - 7 Okt. 02	
2 - 9 Okt. 02		
2 - 10 Okt. 02		
3 - 1 Okt. 02		
3 - 2 Okt. 02		
3 - 3 Okt. 02		
3 - 4 Okt. 02		
3 - 5 Okt. 02		
3 - 6 Okt. 02		
3 - 7 Okt. 02		

ALLGEMEINES

TECHNISCHE DATEN

	1 - 2 / 1 - 7
Drei-Seiten-Ansicht	1 - 2
Abmessungen	1 - 3 / 1 - 5
Triebwerk	1 - 6
Luftschraube	1 - 6
Kraftstoff	1 - 6
Schmiermittel	1 - 6
Kühlmittel	1 - 7
Fahrwerk	1 - 7
Elektrische Anlage	1 - 7
Rettungssystem	1 - 7

Drei-Seiten-Ansicht



Abmessungen

Tragflügel (incl. Flaperon)

Grundriß:	Rechteck
Spannweite:	8,989 m
Flügeltiefe:	1,430 m
Flügelfläche:	12,84 m ²
Streckung:	6,28
Pfeilung:	0°
V-Form:	0°
Schränkung:	0°
Einstellwinkel:	0°
Profil:	NACA 650-18 mod. mit Slats und Spaltklappe

Flaperon

Flaperon-Länge:	3,870 m
Flaperon-Tiefe:	0,235 m
Flaperon-Fläche:	0,9 m ²
Landeklappen-Ausschlag:	0° / 20° / 40°
Überlagerter Querruder-Ausschlag:	- 15° / + 15°

Vorflügel (slat)

Vorflügel-Länge:	3,730 m
Vorflügel-Tiefe:	0,260 m
Vorflügel-Fläche:	0,960 m ²

Höhenleitwerk (incl. Höhenruder)

Höhenleitwerks-Grundriß:	Rechteck
Höhenleitwerks-Spannweite:	2,250 m
Höhenleitwerks-Tiefe:	0,830 m
Höhenleitwerks-Fläche:	1,868 m ²
Höhenleitwerks-Streckung:	2,71
Höhenleitwerks-Pfeilung:	0°
Höhenleitwerks-Einstellwinkel:	0°
Höhenleitwerks-Profil:	NACA 0010

Höhenruder

Höhenruder-Länge:	2,250 m
Höhenruder-Tiefe:	0,490 m
Höhenruder-Fläche:	1,103 m ²
Höhenruder-Ausschlag:	- 25° / + 29°

Seitenleitwerk (incl. Seitenruder)

Seitenleitwerks-Grundriß:	Trapez
Seitenleitwerks-Höhe:	1,310 m
Mittlere Seitenleitwerks-Tiefe:	0,717 m
Seitenleitwerks-Fläche:	0,940 m ²
Seitenleitwerks-Streckung:	1,83
Seitenleitwerks-Profil:	Sym. Profil (13 %)

Seitenruder

Seitenruder-Höhe:	1,203 m
Seitenruder-Tiefe oben:	0,330 m
Seitenruder-Tiefe unten:	0,590 m
Seitenruder-Fläche:	0,554m ²
Seitenruder-Ausschlag:	± 23°

Rumpf

Bezugspunkt:	Vorflügel-Vorderkante Tragflügel
Rumpflänge (über alles):	6,500 m
Rumpfbreite (Cockpit):	1,040 m
Rumpfhöhe (Cockpit):	0,970 m
Rumpfhöhe (Seitenleitwerk):	2,900 m
Position des Propellers:	- 1,370 m
Position des Bugrads:	- 0,650 m
Position der Vorflügel-Vorderkante:	± 0,000 m
Position der vorderen Flügelaufhängung:	+ 0,380 m
Position der hinteren Flügelaufhängung:	+ 0,700 m
Position des Hauptfahrwerks:	+ 0,780 m
Position der Tragflügel-Hinterkante:	+ 1,430 m
Position der HLW-Vorderkante:	+ 3,946 m
Position des Rumpf-Abschluß-Spants:	+ 4,550 m
Position der HLW-Hinterkante:	+ 4,776 m
Vorderste zulässige Schwerpunktslage:	+ 0,430 m (30 % MAC)
Hinterste zulässige Schwerpunktslage:	+ 0,550 m (38 % MAC)

Triebwerk

Hersteller:	Bombardier-Rotax GmbH
Bezeichnung:	912 UL 912 ULS
Bauart:	4 - Zylinder - Viertakt - Ottomotor
Hubvolumen:	1211 ccm 1352 ccm
Hub:	61 mm
Verdichtungs-Verhältnis:	9.0 :1 10.5 : 1
Leistung:	59.6 kW / 5800 RPM 73.5 kW / 5800 RPM
Übersetzungsverhältnis:	1 : 2.27 1 : 2,43

Luftschraube

Hersteller:
Bezeichnung:
Bauart:
Durchmesser:

Kraftstoff

Kraftstoff:	EN228 normal / EN228 Super EN 228 Super plus / AVGAS 100 LL
Tankinhalt Flächentanks:	2 x 36 Liter
Tankinhalt Sammeltank:	6 Liter

Schmiermittel

Schiersystem:	Druckschmierung mit externem Övorratsbehälter
Ösorte:	Kraftfahrzeugöl, Sorte API "SG" (Castrol GPS) vorzugsweise synthetisch
Öbehälterkapazität:	2,5 Liter

Kühlmittel

Kühlsystem:	Gemischte Luft- und Wasserkühlung
Kühlmittel:	Frostschutzmittel-Wasser-Gemisch
Kühlmittelbehälterkapazität:	5,0 Liter

Fahrwerk

Bugrad

Reifen:	15 x 6.00 - 6
Reifendruck:	min. 0,8 bar, max. 1 bar
Lenkung:	mit Seitenruder gekoppelt

Haupträder

Reifen:	15 x 6.00 - 6
Reifendruck:	min. 0,8 bar, max. 1 bar
Bremse:	Freni a tamburo

Elektrische Anlage

Batterie:	YUASA Y50-N18L-A (12V - 20 Ah)
Generator:	250 W
Anlasser:	Elektrostarter

Rettungssystem

Hersteller:	JUNKERS
System:	450 MAGNUM

BETRIEBSGRENZEN

FLUGZEUGSTRUKTUR

	2 - 2 / 2 - 4
Zulassungsgrundlagen	2 - 2
Fluggeschwindigkeitsgrenzen	2 - 2
Höchstzulässige Lastvielfache	2 - 2
Betriebsbeschränkungen	2 - 3
Betriebsarten	2 - 3
Zulässige Seitenwindkomponente	2 - 3
Zulässige Massen	2 - 3
Zulässiger Schwerpunktsbereich	2 - 3
Besatzung	2 - 3

TRIEBWERK

	2 - 4
Drehzahl	2 - 4
Kühlmitteltemperatur	2 - 4
Ötemperatur	2 - 4
Ödruck	2 - 4
Spannung	2 - 4
Kraftstoffanlage	2 - 4

HINWEISSCHILDER / MARKIERUNGEN

	2 - 5 / 2 - 9
Instrumentenbrett	2 - 5
Fahrtmesser	2 - 5
Drehzahlmesser	2 - 6
Kühlmitteltemperatur-Anzeige	2 - 6
Ötemperatur-Anzeige	2 - 6
Ödruck-Anzeige	2 - 7
Voltmeter	2 - 7
Tankeinfüllstutzen	2 - 8
Öeinfüllstutzen	2 - 8
Fahrwerk	2 - 8
Gepäckfach	2 - 8
Betätigungselemente	2 - 9

FLUGZEUGSTRUKUR

Zulassungsgrundlagen

Das UL-Flugzeug "SAVANNAH" ist entsprechend den "Betriebstüchtigkeitsforderungen für UL-Flugzeuge, Ausgabe 1984", als Luftsportgerät zugelassen

Fluggeschwindigkeitsgrenzen

Fluggeschwindigkeit	Abkürzung	V _{IAS}
Zulässige Höchstgeschwindigkeit	V _{NE}	180 km/h
Zulässige Reiseflug-Höchstgeschwindigkeit	V _{NO}	160 km/h
Manövergeschwindigkeit	V _A	135 km/h
Zulässige Höchstgeschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen	V _{FE}	86 km/h

Höchstzulässige Lastvielfache

Beliebige Klappenstellung

+ 4,0 g / - 2,0 g

Betriebsbeschränkungen

Steilkurven (bis 45° Schräglage), Lazy Eights, Hochgezogene Fahrkurven und Gefahreineweisungen mit Überziehen sind zugelassene Flugmanöver.

Betriebsarten

Das Flugzeug ist für Flüge unter Sichtflugbedingungen bei Tag in nicht vereisendem Gebiet zugelassen.

Zulässige Seitenwindkomponente

Die zulässige Seitenwindkomponente bei Start und Landung beträgt 20 km/h.

Zulässige Massen

Maximale Abflugmasse:	450 kg
Maximale Landemasse:	450 kg
Minimale Flugmasse:	380 kg
Maximale Leertankmasse:	400 kg
Standard-Leermasse:	298 kg
Maximale Gepäckmasse:	20 kg

Zulässiger Schwerpunktsbereich

Horizontale Bezugslinie:	Rumpfrücken
Vertikale Bezugsebene:	Vorflügel-Vorderkante
Zul. Schwerpunktsbereich:	+ 430 mm < X _S < + 545 mm
	30 % MAC < X _S < 38 % MAC

Besatzung

1 Flugzeugführer und 1 Passagier

TRIEBWERK

Drehzahl

Maximale Startdrehzahl:	5800 RPM
Maximale Dauerdrehzahl:	5500 RPM
Normaler Betriebsbereich:	5000 - 5500 RPM
Minimale Drehzahl:	2100 RPM

Kühlmitteltemperatur

Maximale Kühlmitteltemperatur:	135 °C
Minimale Kühlmitteltemperatur:	0 °C
Normaler Betriebsbereich:	50 °C - 90 °C

Ötemperatur

Maximale Ötemperatur:	140 °C
Minimale Ötemperatur:	50 °C
Normaler Betriebsbereich:	90 °C - 110 °C

Ödruck

Maximaler Ödruck:	7,0 bar
Minimaler Ödruck:	0,8 bar
Normaler Betriebsbereich:	2 bar - 5,0 bar

Spannung

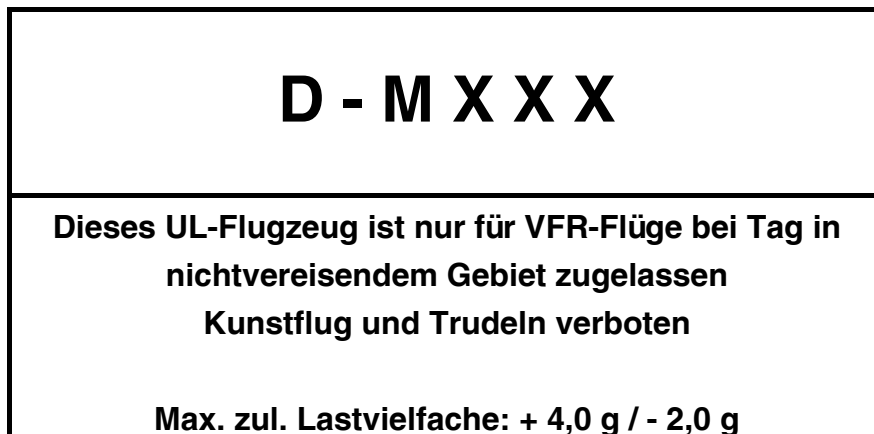
Maximale Spannung:	16 V
Minimale Spannung:	10 V
Normaler Betriebsbereich:	12 V - 14 V

Kraftstoffanlage

Tankinhalt Flächentanks:	2 x 36 Liter (50 kg)
Tankinhalt Sammel-tank:	6 Liter (4,2 kg)
Nicht ausfliegbare Kraftstoff-Restmenge:	3 Liter (2 kg)

HINWEISSCHILDER / MARKIERUNGEN

Instrumentenbrett



Fahrtmesser

Markierung	Bereich	Geschwindigkeit
Roter Strich	V_{NE}	180 km/h
Gelber Bereich	$V_{NO} - V_{NE}$	160 - 180 km/h
Grüner Bereich	$V_S - V_{NO}$	55 - 160 km/h
Weißer Bereich	$V_{SO} - V_{FE}$	48 - 86 km/h

Drehzahlmesser

Markierung	Drehzahl
Roter Strich	5800 RPM
Gelber Bereich	5500 – 5800 RPM
Grüner Bereich	2100 – 5500 RPM

Kühlmitteltemperatur

Markierung	Temperatur
Roter Strich	135 °C
Gelber Bereich	110 – 150 °C
Grüner Bereich	90 – 110 °C

Öltemperatur-Anzeige

Markierung	Temperatur
Roter Strich	140 °C
Gelber Bereich	50 – 90 °C 110 – 140 °C

Grüner Bereich	90 – 110 °C
----------------	-------------

Ödruck-Anzeige

Markierung	Ödruck
Roter Strich	1,5 bar 7,0 bar
Gelber Bereich	5,0 – 7,0 bar
Grüner Bereich	1,5 – 5,0 bar

Kraftstoff-Anzeige

Markierung	Kraftstoffdruck
Roter Strich	5,8 psi
Grüner Bereich	2,2 – 5,8 psi

Tankeinfüllstutzen

Bleifreies Benzin DIN 51603
36 Liter

Öleinfüllstutzen

Kraftfahrzeugöl API "SF" / "SG" 15W-50 / 20W-50
2,5 Liter

Fahrwerk

Bugrad

0,8 - 1 bar

Hauptfahrwerk

0,8 -1 bar

Gepäckfach

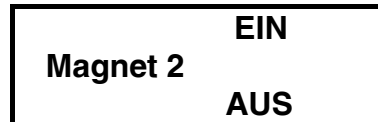
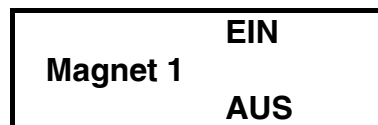
Max. Zuladung 20 kg Gepäck mit einem Netz sichern!

Betätigungselemente

Hauptschalter



Zündung



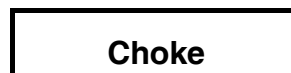
Anlasser



Gashebel



Choke



Brandhahn



NOTVERFAHREN

TRIEBWERKSAUSFALL

Triebwerksausfall während des Starts	3 - 2
Triebwerksausfall unmittelbar nach dem Abheben	3 - 3
Triebwerksausfall während des Flugs	3 - 2
Wiederanlassen des Triebwerks im Flug	3 - 2

TRIEBWERKSFUNKTIONSSTÖRUNGEN

Plötzlicher Leistungsverlust	3 - 3
Vergaservereisung	3 - 3
Funktionsstörungen	3 - 3

TRIEBWERKSBRAND

Triebwerksbrand am Boden	3 - 4
Triebwerksbrand im Flug	3 - 4

NOTLANDUNG

Gleitflug mit stehendem Triebwerk	3 - 5
Notlandung mit stehendem Triebwerk	3 - 5
Sicherheitslandung	3 - 5

BEDIENUNG DES RETTUNGSSYSTEMS

3 - 6

UNFREIWILLIGES TRUDELN

3 - 6

FEHLER IN DER ELEKTRISCHEN ANLAGE

Generatorausfall	3 - 7
Kabelbrand	3 - 7

TRIEBWERKSAUSFALL

Triebwerksausfall während des Starts

Wenn genügend Startbahnstrecke zur Verfügung steht:

Normal	ABBREMSEN
--------	-----------

Wenn nicht genügend Startbahnstrecke zur Verfügung steht:

Kräftig	BREMSEN
Brandhahn	SCHLIEßEN
Zündung	AUS
Hauptschalter	AUS

Triebwerksausfall unmittelbar nach dem Abheben

Nachdrücken	80 km/h
Brandhahn	SCHLIEßEN
Zündung	AUS
Hauptschalter	AUS
Geradeaus	LANDEN

Triebwerksausfall während des Flugs

Geschwindigkeit des besten Gleitens	90 km/h
Klappen	RASTE 0
Tankinhalt	PRÜFEN
Choke GEDRÜCKT	PRÜFEN
Zündung EIN	PRÜFEN

Wiederanlassen des Triebwerks im Flug

Gashebel 1/3	EINSTELLEN
Mit Anlasser	ANLASSEN

TRIEBWERKSFUNKTIONSTÖRUNGEN

Plötzlicher Leistungsverlust

Tankinhalt	PRÜFEN
Brandhahn AUF	PRÜFEN
Choke GEDRÜCKT	PRÜFEN
Zündung EIN	PRÜFEN

Vergaservereisung

Das Flugzeug verfügt über keine Vergaservorwärmung.

Daher sind Bedingungen, die eine Vergaservereisung begünstigen, unbedingt zu vermeiden!

Eine Vergaservereisung kann dann vorliegen, wenn sich die Drehzahl allmählich verringert oder das Triebwerk rauh läuft, ohne daß die Stellung des Gas- oder Choke-Hebels vorgenommen wurde.

Gashebel	VOLLGAS
Gebiet mit Vereisungsbedingungen	VERLASSEN

Funktionsstörungen

Leistung	REDUZIEREN
Triebwerks-Überwachungsinstrumente	PRÜFEN
Problem	ANALYSIEREN
So bald wie möglich	LANDEN

TRIEBWERKSBRAND

Triebwerksbrand am Boden

Brandhahn	SCHLIEßEN
Gashebel	VOLLGAS
Hauptschalter	AUS
Nach Triebwerksstillstand: Zündung	AUS
Flugzeug	VERLASSEN

Beim Löschen des Triebwerksbrands den Strahl des Feuerlöschers in die Lufteinläufe und den Kühleinlaß richten!

Triebwerksbrand im Flug

Brandhahn	SCHLIEßEN
Gashebel	VOLLGAS
Hauptschalter	AUS
Nach Triebwerksstillstand: Zündung	AUS
Erlöschen des Triebwerksbrands:	GLEITFLUG UND NOTLANDUNG
Kein Erlöschen des Triebwerksbrands:	AUSLÖSEN DES RETTUNGSSYSTEMS

NOTLANDUNG

Gleitflug mit stehendem Triebwerk

Geschwindigkeit des besten Gleitens	90 km/h
Klappen	RASTE 0
Beste Gleitzahl	E = 8
Geeignetes Gelände	AUSWÄHLEN
Brandhahn	SCHLIEßEN
Zündung AUS	PRÜFEN
Hauptschalter AUS	PRÜFEN
Anschnallgurte	STRAFFEN

Endteil

Anfluggeschwindigkeit	80 km/h
Gleitwinkel mit Klappen und Geschwindigkeit	STEUERN

Landung

Klappen	RASTE 2
Nach Aufsetzen kräftig	BREMSEN

Sicherheitslandung (mit Triebwerksleistung)

wie kurze Landung, zusätzlich im Endteil	
Hauptschalter	AUS

BEDIENUNG DES RETTUNGSSYSTEMS

In Situationen, in denen eine Notlandung nicht sinnvoll erscheint, das Rettungssystem durch Lösen des Auslösegriffs aktivieren. Damit wird die Auszugrakete ausgelöst, die den Rettungsfallschirm durch eine Öffnung des Rumpfrückens herauszieht.

Vor dem Start muß der Auslösegriff durch Ziehen des Sicherungsstifts entsichert werden, nach Beenden des Flugbetriebs muß der Auslösegriff durch Einstecken des Sicherungsstifts wieder gesichert werden.

Entsichern des Rettungssystems

Sicherungsstift

HERAUSZIEHEN

Sichern des Rettungssystems

Sicherungsstift

EINSTECKEN

Auslösen des Rettungssystems

Auslösegriff

KRÄFTIG ZIEHEN

UNFREIWILLIGES TRUDELN

Mit dem UL-Flugzeug SAVANNAH wurde keine Trudelerprobung durchgeführt. Daher ist nachfolgend das Standard-Verfahren zur Trudel-Ausleitung angegeben:

Klappen

RASTE 0

Höhenruder und Querruder

NEUTRALSTELLUNG

Seitenruder entgegen der Drehrichtung

BETÄTIGEN

Nach Beendigung der Drehung:

Seitenruder

NEUTRALSTELLUNG

Flugzeug weich

ABFANGEN

FEHLER IN DER ELEKTRISCHEN ANLAGE

Generatorausfall

Drehzahl 5400 RPM	EINSTELLEN
Hauptschalter	AUS
Auf dem nächsten Flugplatz	LANDEN

damit rechnen, daß beim Einschalten des Hauptschalters vor der Landung die elektrischen Instrumente nicht arbeiten!

Kabelbrand

Drehzahl 5400 RPM	EINSTELLEN
Hauptschalter	AUS
auf dem nächsten Flugplatz	LANDEN
Erlöschen des Kabelbrands:	AUF DEM NÄCHSTEN FLUGPLATZ LANDEN
Kein Erlöschen des Kabelbrands:	SICHERHEITSLANDUNG DURCHFÜHREN

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

GESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE VERFAHREN 4 - 2

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN - CHECKLISTEN 4 - 3 / 4 - 12

Vorflug-Kontrolle	4 - 4 / 4 - 7
Anlassen	4 - 8
Rollen	4 - 8
Abbremsen	4 - 9
Normaler Start	4 - 9
Start bei starkem Seitenwind	4 - 9
Steigflug	4 - 10
Reiseflug	4 - 10
Sinkflug	4 - 10
Vor der Landung	4 - 10
Durchstarten	4 - 11
Normale Landung	4 - 11
Landung bei starkem Seitenwind	4 - 11
Kurze Landung	4 - 11
Nach der Landung	4 - 11
Abstellen des Triebwerks	4 - 12
Abstellen des Flugzeugs	4 - 12

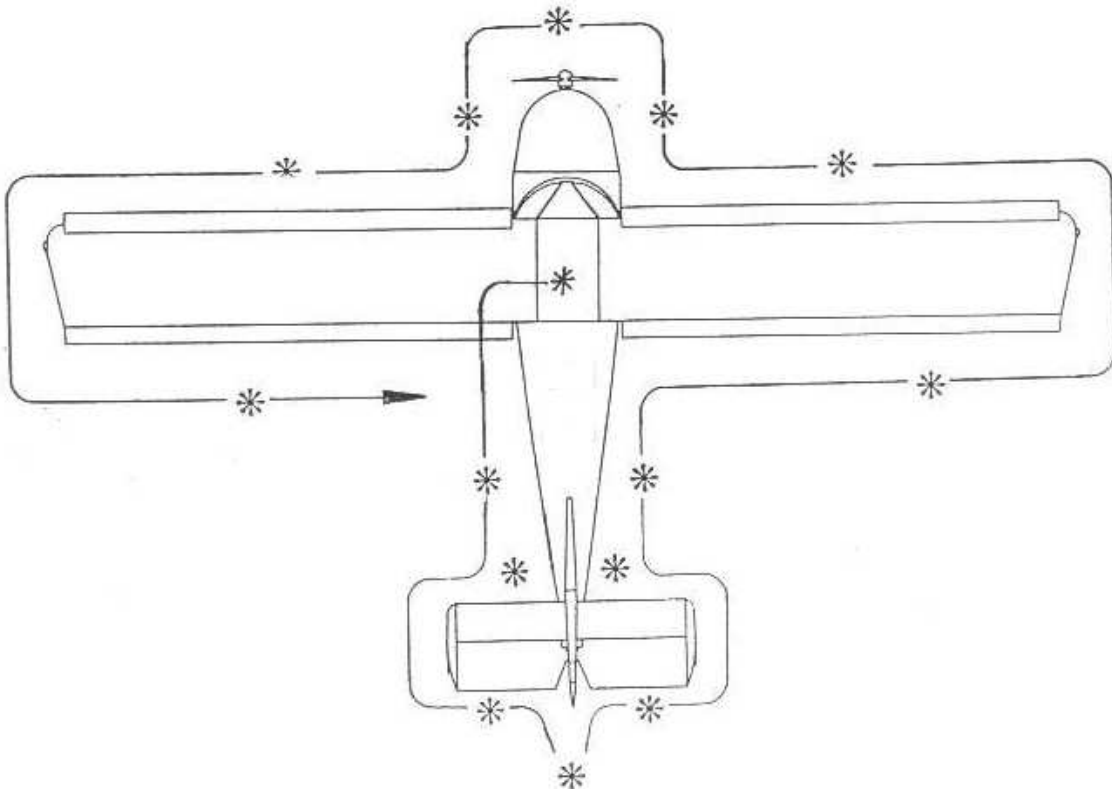
GESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE VERFAHREN

Betriebsverfahren	Klappen	V _{IAS}
Steigflug nach normalem Start	RASTE 1	80 - 90 km/h
Steigflug nach kurzem Start	RASTE 1	70 - 80 km/h
Reisesteigflug	RASTE 0	90 - 100 km/h
Bestes Steigen	RASTE 0	90 km/h
Bester Steigwinkel	RASTE 1	70 km/h
Anflug für normale Landung	RASTE 2	80 - 90 km/h
Anflug für kurze Landung	RASTE 2	70 - 80 km/h
Geschwindigkeiten für Klappenbetätigung	RASTE 1 und 2	90 km/h

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN - CHECKLISTEN

Vorflug-Kontrolle

Während des Rundgangs ist das Flugzeug auf seinen allgemeinen Zustand zu prüfen. Eis, Schnee, Rauhreif, Regentropfen und Insekten sind zu entfernen.



Vorflug-Kontrolle

Cockpit

Flughandbuch und Papiere	PRÜFEN
Beide Zündschalter	AUS
Hauptschalter	AUS
Funkgerät	AUS
Kraftstoffvorrat	PRÜFEN
Sicherung des Rettungssystems	PRÜFEN
Fremdkörper-Kontrolle	DURCHFÜHREN
Ruder auf Freigängigkeit	PRÜFEN
Klappen auf Freigängigkeit	PRÜFEN

Linke hintere Rumpfseite

Rumpfwand auf Beschädigungen	PRÜFEN
Verkleidung des Rettungssystems	PRÜFEN
Tankverschluß	PRÜFEN
Antennenbefestigung	PRÜFEN
Rumpfboden-Öffnung	ÖFFNEN
Steuerungsgestänge und Umlenkhebel	PRÜFEN
Fremdkörper-Kontrolle	DURCHFÜHREN
Rumpfboden-Öffnung	SCHLIEßEN
Sporn auf Befestigung und Beschädigungen	PRÜFEN

Höhenleitwerk (vorn)

Höhenleitwerks-Aufhängung	PRÜFEN
Höhenleitwerks-Nase auf Beschädigungen	PRÜFEN

Höhenruder (hinten)

Höhenruder-Endkante auf Beschädigungen	PRÜFEN
Höhenruder-Lagerung	PRÜFEN
Höhenruder-Antrieb	PRÜFEN
Höhenruder auf Freigängigkeit	PRÜFEN

Seitenleitwerk (vorn)

Seitenleitwerks-Aufhängung	PRÜFEN
Seitenleitwerks-Nase auf Beschädigungen	PRÜFEN
Befestigung der Seitenleitwerks-Verkleidung	PRÜFEN

Seitenruder (hinten)

Seitenruder-Endkante auf Beschädigungen	PRÜFEN
Seitenruder-Lagerung	PRÜFEN
Seitenruder-Antrieb	PRÜFEN
Seitenruder auf Freigängigkeit	PRÜFEN

Rechte hintere Rumpfseite

Rumpfwand auf Beschädigungen	PRÜFEN
Verkleidung des Rettungssystems	PRÜFEN

Hinterkante rechter Tragflügel

Hintere Flügelaufhängung	PRÜFEN
Gurtbefestigung des Rettungssystems	PRÜFEN
Strebenanschluß am Rumpf	PRÜFEN
Streben auf Beschädigungen	PRÜFEN
Strebenanschluß am Flügel	PRÜFEN
Querruder-Antrieb	PRÜFEN
Querruder-Endkante auf Beschädigungen	PRÜFEN
Querruder-Lagerung	PRÜFEN
Querruder auf Freigängigkeit	PRÜFEN

Vorderkante rechter Tragflügel

Vordere Flügelaufhängung	PRÜFEN
Gurtbefestigung des Rettungssystems	PRÜFEN
Vorflügel-Befestigung	PRÜFEN
Vorflügel-Nase auf Beschädigungen	PRÜFEN
Staurohr auf korrekte Befestigung	PRÜFEN

Rechtes Hauptfahrwerk

Hauptfahrwerks-Streben auf Beschädigungen	PRÜFEN
Hauptfahrwerks-Federung	PRÜFEN
Reifen auf korrekten Luftdruck und Verschleiß	PRÜFEN
Felge auf Verschieben der Rutschmarke	PRÜFEN

Rechte vordere Rumpfseite

Rumpfwand auf Beschädigungen	PRÜFEN
------------------------------	--------

Bugrad

Bugfahrwerks-Strebe auf Beschädigungen	PRÜFEN
Aufhängung der Hauptfahrwerks-Streben	PRÜFEN
Bugfahrwerks-Federung	PRÜFEN
Reifen auf korrekten Luftdruck und Verschleiß	PRÜFEN

Triebwerk

Triebwerksverkleidung	ÖFFNEN
Motorblock auf Risse	PRÜFEN
Luftleitbleche auf Risse	PRÜFEN
Motorträger auf Risse	PRÜFEN
Auspuff-Anlage auf Risse	PRÜFEN
Befestigung der Auspuff-Anlage	PRÜFEN
Leitungen auf Scheuerstellen	PRÜFEN
Triebwerksverkleidung	SCHLIEßEN

Propeller

Propeller auf Beschädigungen	PRÜFEN
Propeller-Nabe auf Risse	PRÜFEN

Linke vordere Rumpfseite

Rumpfwand auf Beschädigungen PRÜFEN

Cockpit-Verglasung

Cockpit-Verglasung auf Beschädigungen PRÜFEN

Vorderkante linker Tragflügel

Vordere Flügelaufhängung PRÜFEN
Gurtbefestigung des Rettungssystems PRÜFEN
Vorflügel-Befestigung PRÜFEN
Vorflügel-Nase auf Beschädigungen PRÜFEN

Linkes Hauptfahrwerk

Hauptfahrwerks-Streben auf Beschädigungen PRÜFEN
Aufhängung der Hauptfahrwerks-Streben PRÜFEN
Hauptfahrwerks-Federung PRÜFEN
Reifen auf korrekten Luftdruck und Verschleiß PRÜFEN
Felge auf Verschieben der Rutschmarke PRÜFEN

Hinterkante linker Tragflügel

Hintere Flügelaufhängung PRÜFEN
Gurtbefestigung des Rettungssystems PRÜFEN
Strebenanschluß am Rumpf PRÜFEN
Streben auf Beschädigungen PRÜFEN
Strebenanschluß am Flügel PRÜFEN
Querruder-Antrieb PRÜFEN
Querruder-Endkante auf Beschädigungen PRÜFEN
Querruder-Lagerung PRÜFEN
Querruder auf Freigängigkeit PRÜFEN

Anlassen

Kabinentüren	SCHLIEßEN
Anschnallgurte	ANLEGEN
Rettungssystem	ENTSICHERN
Klappen	RASTE 0
Brandhahn	AUF
Funkgerät AUS	PRÜFEN
Hauptschalter	EIN
Bei kaltem Triebwerk: Choke	ZIEHEN
Bei warmen Triebwerk: Choke	DRÜCKEN
Bremse	TRETEN
Gashebel ca. 1/3 (kaltes Triebwerk)	EINSTELLEN
Höhenruder	ZIEHEN
Propellerbereich FREI	PRÜFEN
Beide Zündschalter	EIN
Anlasser	BETÄTIGEN
Drehzahl auf Leerlauf (1800 RPM)	EINSTELLEN
Choke	DRÜCKEN
Funkgerät	EIN
Warmlaufen mit 3000 RPM, dabei Höhenruder	ZIEHEN

Rollen

Klappen RASTE 0	PRÜFEN
Bremsen	LÖSEN
Höhenruder gezogen	HALTEN

Abbremsen

Kabinentüren GESCHLOSSEN	PRÜFEN
Anschnallgurte	STRAFFEN
Rettungssystem ENTSICHERT	PRÜFEN
Brandhahn AUF	PRÜFEN
Choke GEDRÜCKT	PRÜFEN
Kraftstoffvorrat	PRÜFEN
Motorbetriebsdaten im zulässigen Bereich	PRÜFEN
Bremse	ANZIEHEN
Höhenruder gezogen	HALTEN
Vollgas	EINSTELLEN
Maximal-Drehzahl von 4800 RPM	PRÜFEN
Drehzahl auf 4000 RPM	EINSTELLEN
Magnetprobe	DURCHFÜHREN
Maximal zulässiger Drehzahlabfall: 300 RPM (auf jedem Magneten)	
Drehzahl auf Leerlauf (1800 RPM)	EINSTELLEN
Steuerung FREIGÄNGIG	PRÜFEN
Klappen FREIGÄNGIG	PRÜFEN

Normaler Start

Klappen	RASTE 1
Gashebel	VOLLGAS
Bei 30 km/h Bugrad durch ZIEHEN	ABHEBEN
Bei 50 km/h Flugzeug	ABHEBEN
Auf 80 km/h	BESCHLEUNIGEN
Mit 90 km/h	STEIGEN
In ausreichender Höhe Leistung	REDUZIEREN
Motorbetriebsdaten im zulässigen Bereich	PRÜFEN

Start bei starkem Seitenwind

Klappen		RASTE 0
Gashebel		VOLLGAS
Bei 40 km/h	Bugrad durch ZIEHEN	ABHEBEN
Bei 60 km/h	Flugzeug	ABHEBEN
Mit 80 km/h		STEIGEN

Steigflug

Gashebel		VOLLGAS
Fluggeschwindigkeiten:		
Normaler Steigflug: 90 km/h	Klappen	RASTE 0
Bestes Steigen: 90 km/h	Klappen	RASTE 1
Bester Steigwinkel: 70 km/h	Klappen	RASTE 1

Reiseflug

Klappen		RASTE 0
Maximale Drehzahl im Reiseflug		5200 RPM
Drehzahlen unter 4000 RPM		VERMEIDEN

Das Flugzeug verfügt über keine Vergaservorwärmung.
Daher sind Bedingungen, die eine Vergaservereisung begünstigen,
unbedingt zu vermeiden!

Sinkflug

Klappen		RASTE 0
Leistung		NACH BEDARF
Fluggeschwindigkeit		NACH BEDARF

Vor der Landung

Anschnallgurte	STRAFFEN
Klappen	RASTE 0
Anfluggeschwindigkeit	80 - 90 km/h

Durchstarten

Gashebel	VOLLGAS
Klappen langsam	RASTE 1
Geschwindigkeit	80 km/h

Normale Landung

Anfluggeschwindigkeit	80 - 90 km/h
Klappen	RASTE 1
auf den Haupträdern	AUFSETZEN
mit gezogenem Höhenruder	AUSROLLEN

Landung bei starkem Seitenwind

Anfluggeschwindigkeit	90 - 100 km/h
Klappen	RASTE 0
auf den Haupträdern	AUFSETZEN
mit gezogenem Höhenruder	BREMSEN

Kurze Landung

Anfluggeschwindigkeit	70 - 80 km/h
Klappen	RASTE 2
auf den Haupträdern	AUFSETZEN
mit gezogenem Höhenruder	BREMSEN

Nach der Landung

Klappen	RASTE 0
Höhenruder gezogen	HALTEN

Abstellen des Triebwerks

Gashebel	LEERLAUF
Funkgerät	AUS
Hauptschalter	AUS
Beide Zündschalter	AUS
Wenn das Triebwerk weiterläuft:	VOLLGAS
Rettungssystem	SICHERN

Abstellen des Flugzeugs

Rangieren des Flugzeugs

Beim Rückwärts-Schieben Bugrad anheben oder steuern

Kurzzeitiges Parken des Flugzeugs

Klappen	RASTE 0
Gegen den Wind	AUSRICHTEN
Räder mit Bremsklötzen	SICHERN

Längerzeitiges Parken des Flugzeugs

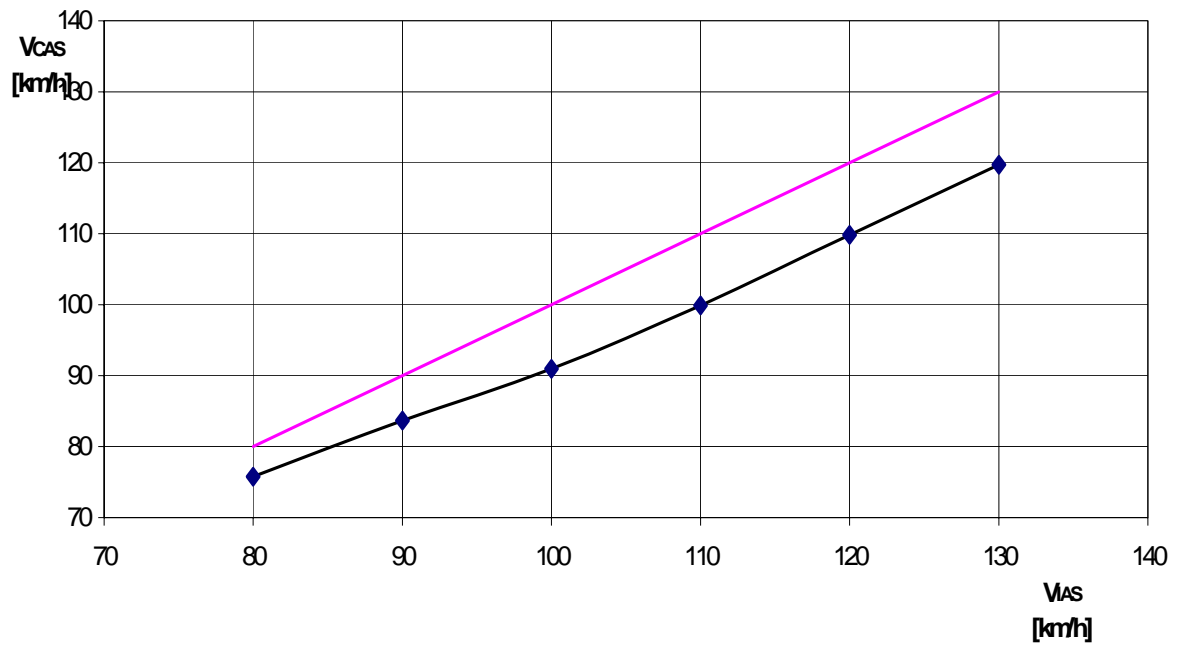
Klappen	RASTE 0
Räder mit Bremsklötzen	SICHERN
Flugzeug an den Streben und am Sporn	VERANKERN
Knüppel mit Anschnallgurt	SICHERN
Brandhahn	SCHLIEßEN

FLUGLEISTUNGEN

Fahrmesser-Kalibrierung	5 - 2
Überziehggeschwindigkeit	5 - 3
Start	5 - 4
Steigflug	5 - 5
Reiseflug	5 - 6
Landung	5 - 7

Die angegebenen Leistungen gelten unter Annahme der ICAO-Standard-Atmosphäre für die maximal zulässige Flugmasse.

Fahrtmesser-Kalibrierung



Der Fahrtmesser zeigt ca. 10 km/h zuviel an.

Überziehggeschwindigkeit

Das Überziehverhalten des Flugzeugs ist mit allen Klappenstellungen und Triebwerksleistungen ähnlich.

Ab ca. 60 km/h wird der Anstellwinkel so groß (ca. 15°), daß die Fahrtmesseranzeige ausfällt. Bei weiterer Fahrtverringernung gelangen die Verwirbelungen ins Höhenleitwerk, wodurch es zu schütteln beginnt. Dabei geht das Flugzeug in einen Sackflug mit einem sehr großen Anstellwinkel von ca. 25° über, in dem es problemlos gehalten werden kann.

Beim dynamischen Überziehen kippt das Flugzeug nach vorne ab und kann einfach abgefangen werden.

Der Nickwinkel beim Abkippen beträgt maximal 20°. Der Höhenverlust beim Abkippen mit einer Schräglage von weniger als 30° beträgt ca. 30m.

Überziehggeschwindigkeiten (IAS):

Leistung	Leerlauf	Vollast
RASTE 0	62 km/h	55 km/h
RASTE 1	59 km/h	49 km/h
RASTE 2	57 km/h	46 km/h

Start

Die angegebenen Startstrecken gelten für eine ebene Startbahn mit Hartbelag, Windstille und sauberen Tragflügel.

Bei abweichenden Bedingungen sind folgende Korrekturfaktoren anzuwenden:

Windeinfluß: Für 20 km/h Gegenwind sind die Strecken um 30 % kürzer.
Für 40 km/h Gegenwind sind die Strecken um 50 % kürzer.
Für je 5 km/h Rückenwind sind die Strecken um 20 % zu verlängern.

Startbahn: Die Rollstrecke auf fester Grasbahn ist 15 % länger.
Für feuchte Grasbahnen, weichen Untergrund und extreme Startbahnneigungen gelten besondere Korrekturfaktoren.

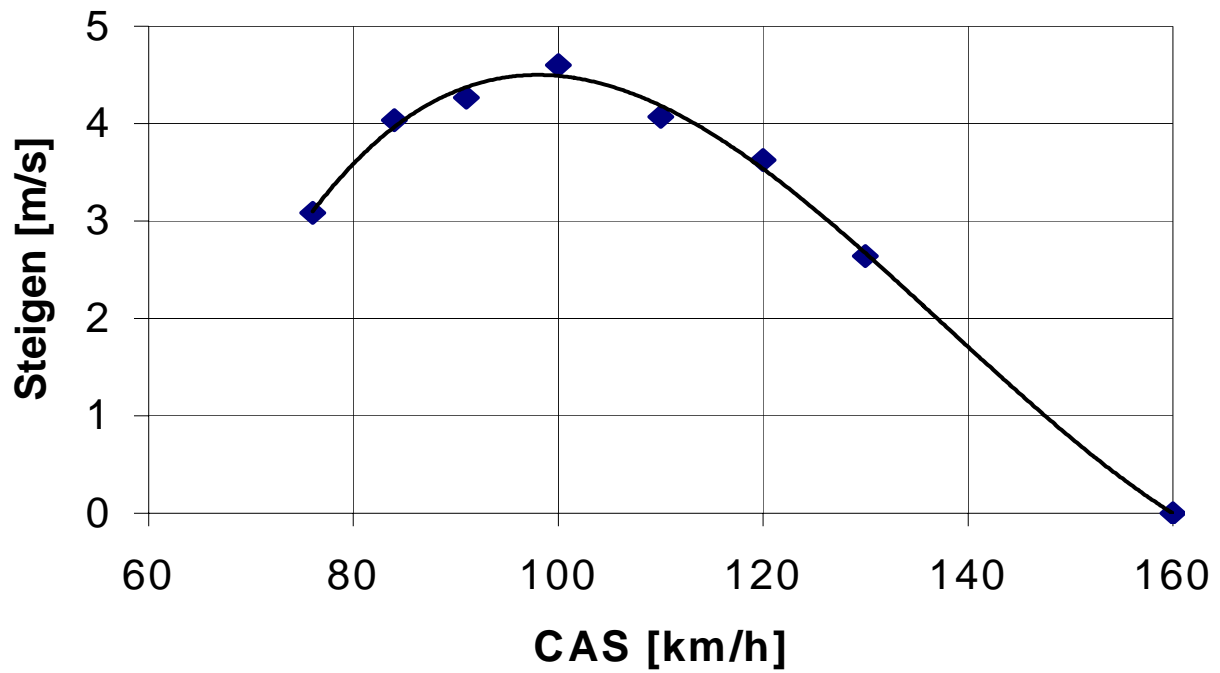
Startstrecken:

Temperatur		0 °C		15 °C		30 °C	
Flug- masse	Höhe	Roll- Strecke	Strecke üb.15 m	Roll- Strecke	Strecke üb.15 m	Roll- Strecke	Strecke üb.15 m
350 kg	MSL	35 m	100 m	40 m	120 m	45 m	140 m
350 kg	600 m	40 m	120 m	45 m	140 m	50 m	160 m
450 kg	MSL	45 m	140 m	50 m	160 m	55 m	180 m
450 kg	600 m	50 m	160 m	55 m	180 m	60 m	200 m

Steigflug

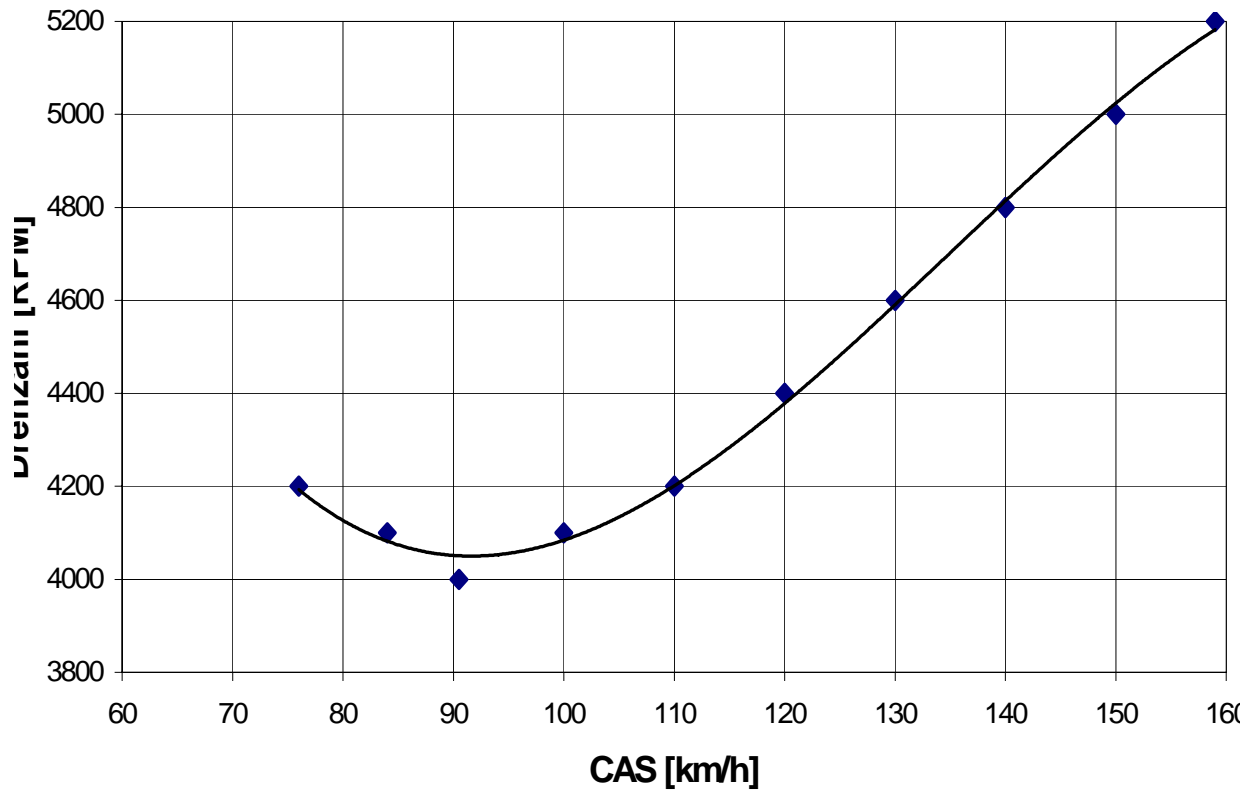
Die Geschwindigkeit des besten Steigens (v_y) beträgt 100 km/h CAS, die Steigrate (MTOW, ISA, MSL) beträgt 4,6 m/s.

Die Geschwindigkeit des besten Steigwinkels (v_x) beträgt 90 km/h CAS, die Steigrate (MTOW, ISA, MSL) beträgt 4,0 m/s.



Reiseflug

Druckhöhe: 3000 ft



Landung

Die angegebenen Landestrecken gelten für eine ebene Landebahn mit Hartbelag, Windstille und sauberen Tragflügel.

Bei abweichenden Bedingungen sind folgende Korrekturfaktoren anzuwenden:

Windeinfluß: Für 20 km/h Gegenwind sind die Strecken um 30 % kürzer.
Für 40 km/h Gegenwind sind die Strecken um 50 % kürzer.
Für je 5 km/h Rückenwind sind die Strecken um 20 % zu verlängern.

Landebahn: Die Rollstrecke auf fester Grasbahn ist 15 % länger.
Für feuchte Grasbahnen, weichen Untergrund und extreme Landebahnneigungen gelten besondere Korrekturfaktoren.

Landestrecken:

Temperatur		0 °C		15 °C		30 °C	
Flug- masse	Höhe	Roll- Strecke	Strecke üb.15 m	Roll- Strecke	Strecke üb.15 m	Roll- Strecke	Strecke üb.15 m
350 kg	MSL	40 m	170 m	40 m	180 m	40 m	190 m
350 kg	600 m	50 m	180 m	50 m	190 m	50 m	200 m
450 kg	MSL	60 m	180 m	60 m	190 m	60 m	200 m
450 kg	600 m	70 m	190 m	70 m	200 m	70 m	210 m

MASSE UND SCHWERPUNKT

WÄGUNG DES FLUGZEUGS

6 - 2 / 6 - 3

Durchführung der Wägung

6 - 2

Bestimmung der Hebelarme

6 - 2

Bestimmung der Leermasse und der Leergewichts-Schwerpunktlage

6 - 3

MASSEN- UND SCHWERPUNKTSBESTIMMUNG

6 - 4

GEPÄCKUNTERBRINGUNG

6 - 5

WÄGEBERICHT

6 - 6

WÄGUNG DES FLUGZEUGS

Durchführung der Wägung

Tank entleeren

Waagen (200 kg) unter die Räder stellen

Wasserwaage auf den Rumpfrücken legen

Bugrad oder beide Haupträder unterbauen bis die Wasserwaage in Nullstellung ist (Der Rumpfrücken ist die horizontale Bezugslinie BL)

Anzeige der Waagen ablesen, dabei Masse der Unterlagen abziehen

Bestimmung der Hebelarme

Von den Vorflügel-Vorderkanten herunterloten und die Punkte am Boden verbinden (Vertikale Bezugsebene BE)

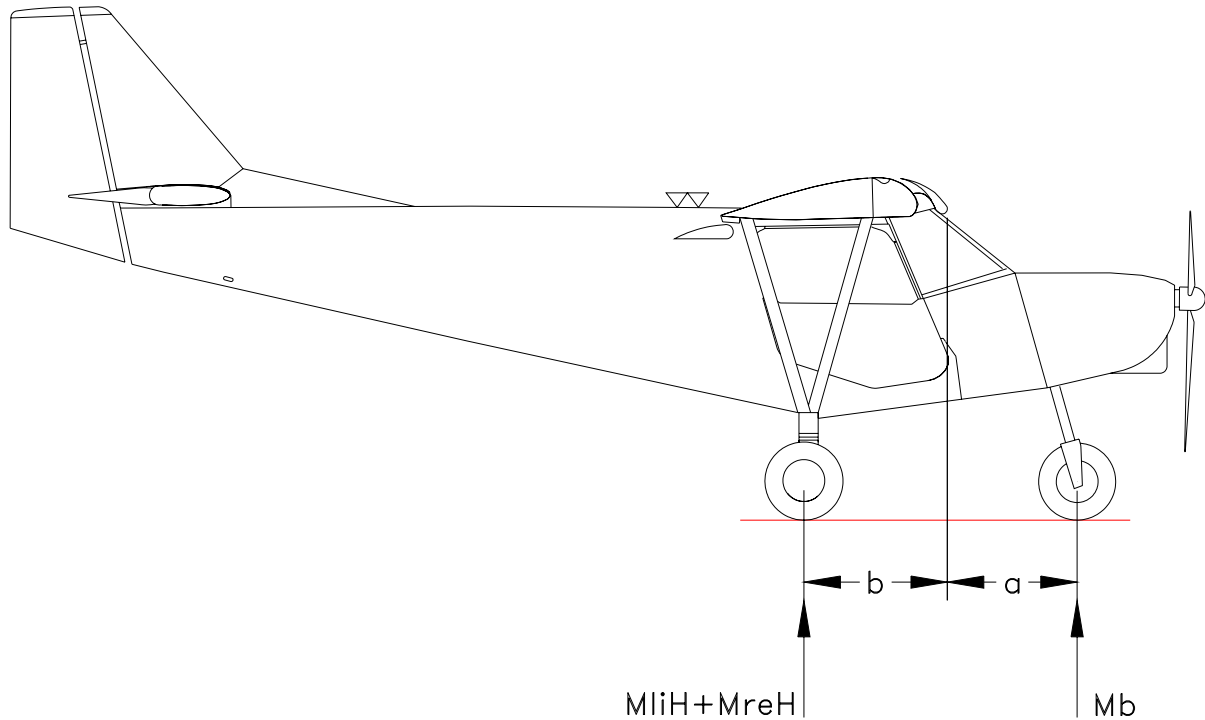
Von den Hauptfahrwerks-Achsen herunterloten und die Punkte am Boden verbinden

Von der Bugrad-Achse herunterloten

Abstand Bezugsebene - Bugrad-Achse (Maß a) und

Abstand Bezugsebene - Hauptfahrwerks-Achsen (Maß b) bestimmen

Bestimmung der Leermasse und der Leergewichts-Schwerpunktlage



Einzelmassen

Linker Tragflügel	$M_{liF} =$	kg	Rechter Tragflügel	$M_{reF} =$	kg
Rumpf	$M_R =$	kg	Leermasse	$M_l =$	
kg					

Schwerpunkt

Linkes Hauptrad	$M_{liH} =$	kg	Rechtes Hauptrad	$M_{reH} =$	kg
Bugrad	$M_B =$	kg			
Leermasse	$M_l = M_{liH} + M_{reH} + M_B =$				kg
Bugrad - BE:	$a =$	mm	Hauptrad - BE:	$b =$	mm

Schwerpunkt:
$$X_s = \frac{M_B \cdot a + (M_{liH} + M_{reH}) \cdot b}{M_{liH} + M_{reH} + M_B}$$

$$= \text{-----} \text{ mm} = \text{-----} \text{ mm}$$

MASSEN- UND SCHWERPUNKTSBESTIMMUNG

	Masse kg	Hebelarm mm	Moment daNm
Leermasse			
Pilot		650	
Begleiter		650	
Kraftstoff		595	
Gepäck		1420	

G = kg

M = daNm

Schwerpunktslage: $X_s = \frac{M}{G} = \text{—————} = \text{ mm}$

Zulässige Gesamtmasse: MTOW = 450 kg

Maximal zulässige Leermasse: $M_{\text{Leer}} = 310 \text{ kg}$

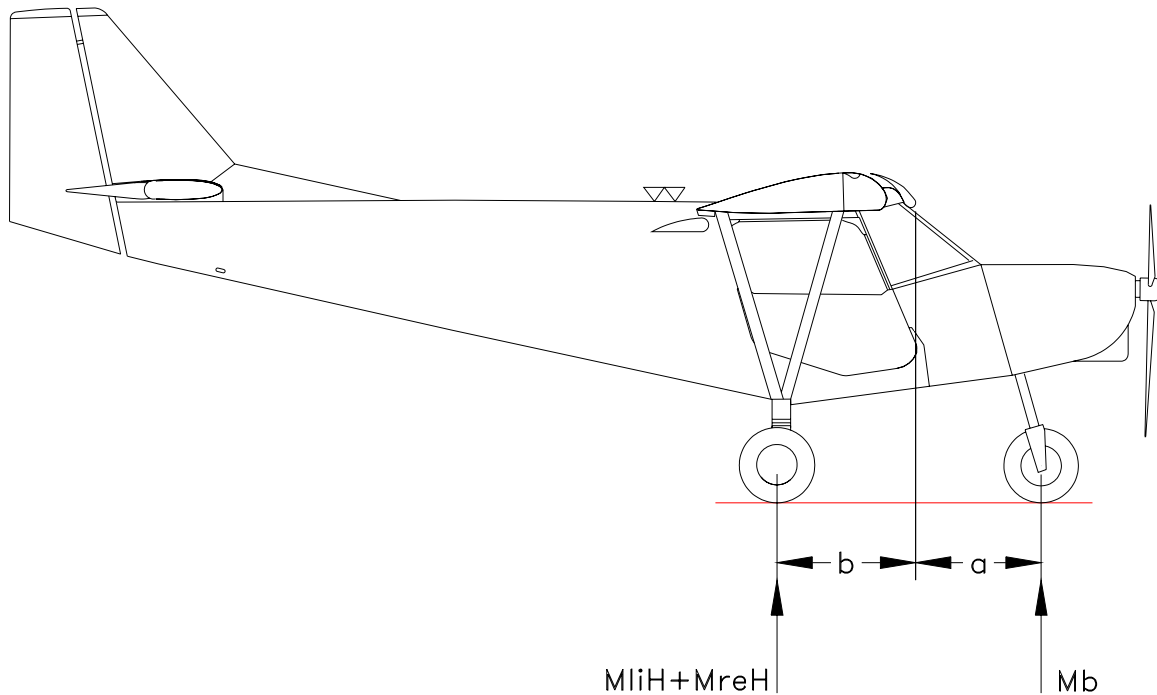
Zulässiger Schwerpunktsbereich: 430 mm < X_s < 550 mm hinter BE
30 % MAC < X_s < 38 % MAC

GEPÄCKUNTERBRINGUNG

Der Gepäckraum darf mit maximal 20 kg beladen werden.
Das Gepäck muß mit Schnüren verzurrt werden.

WÄGEBERICHT UL-FLUGZEUG SAVANNAH D - M

Ausrüstungsverzeichnis vom: Technical Specification S0096



Einzelmassen

Linker Tragflügel $M_{liF} =$ kg Rechter Tragflügel $M_{reF} =$ kg

Rumpf $M_R =$ kg Leermasse $M_l =$
kg

Schwerpunkt

Linkes Haupttrad $M_{liH} =$ kg Rechtes Haupttrad $M_{reH} =$ kg

Bugrad $M_B =$ kg

Leermasse $M_l = M_{liH} + M_{reH} + M_B =$ kg

Bugrad - BE: $a =$ mm Haupttrad - BE: $b =$ mm

Schwerpunkt:
$$X_s = \frac{M_B \cdot a + (M_{liH} + M_{reH}) \cdot b}{M_{liH} + M_{reH} + M_B}$$

$$= \text{-----} \text{ mm} = \text{-----} \text{ mm}$$

BESCHREIBUNG VON FLUGZEUG UND AUSRÜSTUNG

<u>FLUGZEUGSTRUKTUR</u>	7 - 2
Tragflügel	7 - 2
Leitwerk	7 - 2
Rumpf	7 - 2
<u>TRIEBWERK</u>	7 - 3 / 7 - 4
Bedienungselemente	7 - 3
Überwachungsinstrumente	7 - 3
Ansaug- und Abgasanlage	7 - 4
Tankanlage	7 - 4
<u>LUFTSCHRAUBE</u>	7 - 4
<u>FAHRWERK</u>	7 - 4
<u>STEUERUNG</u>	7 - 5
<u>DRUCKMEßANLAGE UND GERÄTE</u>	7 - 5
<u>ELEKTRISCHE ANLAGE</u>	7 - 5
<u>INSTRUMENTENBRETT</u>	7 - 6

FLUGZEUGSTRUKTUR

Tragflügel

Der Tragflügel hat ein Hochauftriebsprofil, bestehend aus einem festen Vorflügel, dem eigentlichen Flügel, sowie einer Spalt-Klappe (Flaperon), die gleichzeitig als Querruder und Landeklappen fungiert.

Der Tragflügel ist in Metall-Bauweise hergestellt. Hauptholm, Hilfsholm, Rippen und die Beplankung bestehen aus der Al-Legierung 6061-T6.

Der Flügel ist mit zwei Streben zum Hauptfahrwerks-Beschlag abgestrebt. Nach Lösen der Streben kann der Flügel demontiert werden.

Leitwerk

Das Leitwerk ist ebenfalls in Metall-Bauweise hergestellt und besteht aus Holmen, Rippen und einer Beplankung aus der Al-Legierung 6061-T6.

Das gedämpfte Höhenleitwerk ist mit einem gewölbten Profil versehen. Das Höhenruder ist an drei Stellen am Hilfsholm des Höhenleitwerks gelagert.

Das Seitenleitwerk hat ein symmetrisches Profil. Das Seitenruder ist in zwei Gleitlagern am Seitenleitwerks-Endsteg gelagert.

Rumpf

Der Rumpf besteht im wesentlichen aus einer stringer- und spanten-versteiften Schale mit einer Beplankung aus der Al-Legierung 6061-T6. Lediglich der Cockpit-Rahmen und der Motorträger sind verschweißte Stahlrohrgerüste.

Der Brandspant besteht aus einem 0,5 mm dicken V2A-Blech. Am Brandspant sind der Motorträger und das Bugfahrwerk befestigt.

Die Flügelstreben und das Hauptfahrwerk sind an einem geschweißten Stahlbeschlag befestigt, welcher wiederum mit der lokal verstärkten Rumpfschale mehrfach verschraubt ist.

Die Sitzschale ist ein integraler Bestandteil des Rumpfs und ist mit der Rumpfschale vernietet.

Das Rettungssystem ist an den vier Flügel-Querkraft-Beschlägen befestigt.

Das Flugzeug ist mit zwei Vier-Punkt-Gurten ausgerüstet. Die Bauchgurte sind an der Rumpfschale und am Zentral-Tunnel befestigt, die Schultergurte sind am hinteren Tank befestigt.

Der Sporn ist mit einem Stringer der Rumpfschale vernietet.

TRIEBWERK

Bedienungselemente (Rotax 912 UL / Rotax 912 ULS)

Das Flugzeug ist mit einem Rotax 912 UL (912 ULS) Triebwerk ausgestattet. Dabei handelt es sich um einen 4 - Zylinder - Viertakt - Ottomotor mit Wasserkühlung. Das Triebwerk leistet 59.6 kW bei 5800 RPM (73,5 kW bei 5800 RPM).

Die Motor-Drehzahl wird von einem am Motorblock angeflanschten Stirnrad-Getriebe im Verhältnis 1:2.27 (1 : 2,43) untersetzt. Das Triebwerk wird mit Zündschalter, Gashebel, Choke und Anlasser-Schalter bedient. Die Zündanlage ist von der elektrischen Anlage getrennt und wird mit zwei Kippschaltern bedient, mit denen der Massekontakt der Magnete beim Betrieb des Triebwerks unterbrochen wird. Der elektrische Anlasser wird durch Drücken des Anlasser-Drucktasters betätigt. Mit dem Gashebel werden die beiden Vergaser über einen Bowdenzug gemeinsam geregelt. Die Bedienung des Chokes (Starterklappe) erfolgt ebenfalls mit einem Bowdenzug, mit dem beide Vergaser gemeinsam angesteuert werden. Der Choke darf nur zum Anlassen des kalten Triebwerks gezogen werden und muß unmittelbar nach dem Anlassen, bzw. nachdem das Triebwerk ruhig läuft, wieder gedrückt werden.

ACHTUNG: Der installierte Motor kann, bewirkt durch seine Planung, plötzlichen Unterbrechungen ausgesetzt sein. Der Stillstand des Motors kann Notlandungen, Zwangslandungen bewirken oder eine Landung unmöglich machen. Diese Notlandungen können Verletzungen oder den Tod bewirken. Keinesfalls mit einem mit Motor ausgerüsteten Flugzeuge in Positionen, mit entsprechenden Geschwindigkeiten oder anderen Bedingungen fliegen, in denen die Ausführung einer Notlandung nach plötzlichem Aussetzen des Motors unmöglich ist. Das mit dem installierten Motor ausgerüstete Flugzeug darf ausschließlich bei Tageslicht VFR fliegen. Der installierte Motor ist durch keinerlei luftfahrttechnisches Reglement zertifiziert. Es wurde keinerlei Test zur Sicherheit und Langlebigkeit durchgeführt, der Motor ist nicht konform mit den luftfahrttechnischen Standards. Er wird für nicht zertifizierte Versuchsflugzeuge und -fahrzeuge benutzt, wo ein Motorschaden in keiner Weise die Sicherheit beeinträchtigt. Der Benutzer haftet für jede Art von Risiko und erklärt, davon Kenntnis zu haben, dass der installierte Motor plötzlich aussetzen kann.

Überwachungsinstrumente

Als Universal-Überwachungsinstrument ist das UL-MIP eingebaut.

Dieses Gerät zeigt die Motordrehzahl, die Zylinderkopftemperatur, die Batteriespannung, die Vergaser-Ansaugtemperatur, die verbrauchte Kraftstoffmenge, die Uhrzeit, das Datum und das Flight-Log der letzten 20 Flüge an.

Für die Motordrehzahl und die Zylinderkopftemperatur sind Grenzwerte eingegeben, bei deren Überschreitung der Pilot gewarnt wird.

Ansaug- und Abgasanlage

Die Verbrennungsluft wird über einen Luftfilter angesaugt und an die beiden Vergasern geleitet.

Das Abgas wird von einem zentralen, elastisch aufgehängten Schalldämpfer auf der Rumpf-Unterseite ausgeblasen.

Tankanlage

Die Tankanlage besteht aus 2 Kunststoff-Tanks mit einem Volumen von 2 x 36 Litern. Beide Tanks sind in inneren Teil der Tragflügel untergebracht. Sie sind mit einen Schlauch zum Niveau-Ausgleich verbunden. An der tiefsten Stelle der Tanks wird der Kraftstoff entnommen und zu einen, im Rumpf untergebrachten Sammeltank geleitet. Anschliessend wird der Kraftstoff über den Brandhahn und einen Kraftstoff-Filter zu den Schwimmerkammern der Vergaser geführt.

Die Tankanzeige erfolgt durch einen transparenten Schlauch in der Wurzelrippe, an dem das Kraftstoff-Niveau erkennbar ist.

Die Betankung kann über beide Tanks erfolgen. Es ist allerdings zu beachten, daß der Niveau-Ausgleich zwischen den beiden Tanks einige Zeit benötigt.

LUFTSCHRAUBE

Das Flugzeug ist mit einem Neuform 3-Blatt-Einstellpropeller mit 1,650 m Durchmesser ausgestattet. Die Blätter bestehen aus einem Rohacell-Kern, Gurten aus kohlefaserverstärktem Kunststoff und einer Torsionsschale aus glasfaserverstärktem Kunststoff. Der Aluminium-Blattfuß ist in einer Aluminium-Nabe geklemmt. Durch Lösen der Klemmschrauben und Drehen der Blätter kann die Steigung des Propellers eingestellt werden.

FAHRWERK

Das Hauptfahrwerk besteht aus einem Aluminium-Bügel. Die Haupträder sind mit Scheibenbremsen ausgestattet und werden individuell über Fußspitzen-Hebeln an den Seitenruder-Pedalen gebremst.

Das gefederte Bug-Fahrwerk wird mit der Seitenruder-Steuerung gelenkt.

STEUERUNG

Die Höhenruder-Steuerung besteht aus einer Stoßstange, deren Bewegung hinter den Piloten-Sitzen von einem Umlenkhebel auf zwei Steuerseile übertragen wird.

Das Seitenruder wird durch Steuerseile angelenkt. Die Bugrad-Steuerung ist über eine Stoßstange an die Seitenruder-Steuerung angekoppelt.

Das Flugzeug verfügt über kombinierte Querruder-Landeklappen, die sich über die gesamte Spannweite erstrecken. Die Betätigung dieser Klappen erfolgt über eine Stoßstangen-Steuerung, welche die rumpfseitigen Wurzelrippen der Klappen anlenkt. Dabei werden die Querruder-Ausschläge den Landeklappen-Ausschlägen durch einen Mixer überlagert.

DRUCKMEßANLAGE UND GERÄTE

Der Gesamtdruck wird mit einem Staurohr an der vorderen Flügelstrebe des **linken** Flügels abgenommen.

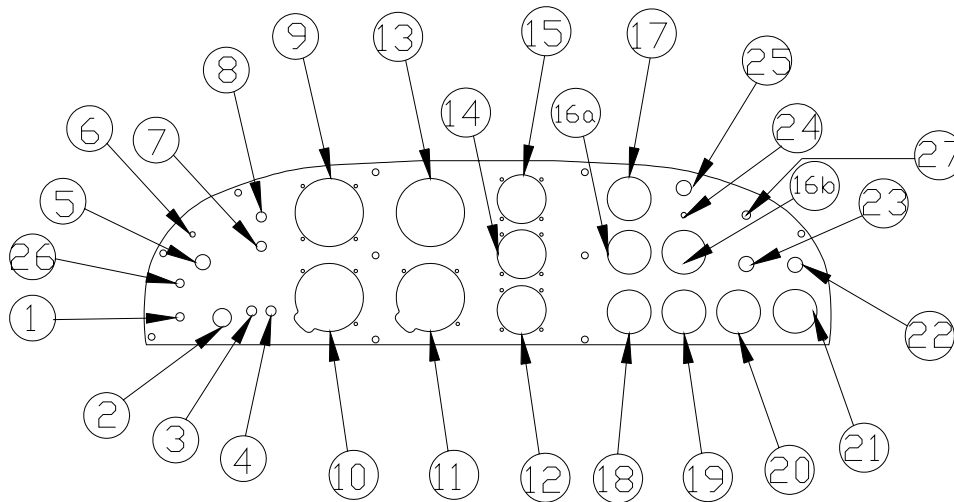
Der statische Druck wird im Cockpit-Innern abgenommen.

Die Pneumatik-Anlage umfaßt neben den beiden Druckabnahmen den Fahrt-messer, den Höhenmesser.

ELEKTRISCHE ANLAGE

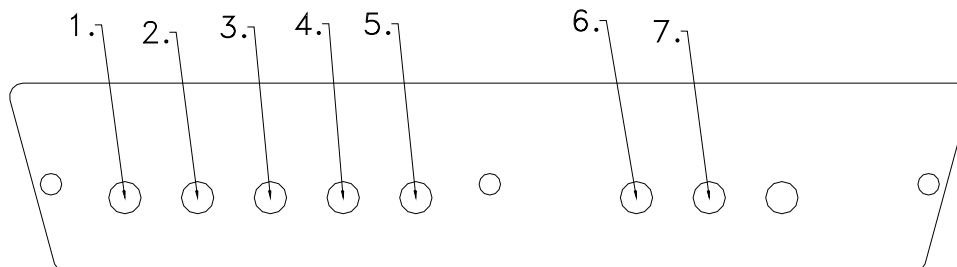
Die elektrische Anlage besteht aus der 12 V - 18 Ah Batterie, dem 155 W-Generator mit Spannungsregler, dem Hauptschalter, dem Anlasser und den Verbrauchern.

INSTRUMENTENBRETT (Rotax 912 / Rotax 912 ULS)



- 1 Choke actuator
- 2 Master switch
- 3,4 Magneto switches
- 5 Pilot side accelerator
- 6 PTT switch (radio transmission test button)
- 7 Elevator trim switch
- 8 not used
- 9 Anemometer
- 10 Altimeter
- 11 Variometer
- 12 (empty)
- 13 Revolution counter
- 14 Fuel pressure indicator
- 15 Slip indicator
- 16a Left cylinder head temperature
- 16b Right cylinder head temperature
- 17 External temperature
- 18 Oil pressure indicator
- 19 Oil temperature indicator
- 20 Hourmeter
- 21 Voltmeter
- 22 Low battery voltage warning lamp
- 23 Passenger side accelerator
- 24 Reserve fuel tank (Nurise) test button
- 25 Fuel reserve warning lamp
- 26 Airbox actuator
- 27 Cabin heating actuator

ACHTUNG: Die Instrumente sind durch keinerlei Luftfahrtreglement zertifiziert, risikoreiche Flugbedingungen sollten somit vermieden und die durch die Instrumente gelieferten Angaben sollten keinesfalls als absolute Werte betrachtet werden.



- 1 Elektrische Benzinpumpe
- 2 Strobellights (optional)
- 3 Positionslight (optional)
- 4 Landescheinwerfer
- 5 Kabinenbeleuchtung
- 6 10 A - Sicherung
- 7 15 A - Sicherung