

Fallflieger „Stalders Jeholopterus“

Visit www.quantophon.com

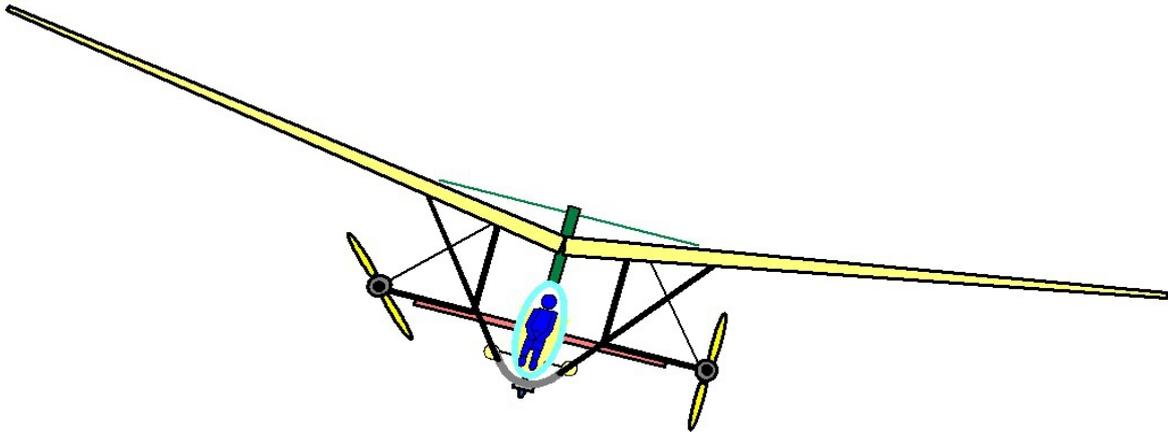


Bild: Personen tragender Fallflieger Version 6
(mit Solarpanels, Elektroantrieb und zusätzlichem Rotorflügel)

Internetauftritt Teil 1: Fallflieger-Org.pdf

Gesamtdokumentation zum
Internetauftritt Teil 2:
Technik

Nach einer Idee von
Hans Ulrich Stalder



Für fehlerhafte Angaben und deren Folgen kann weder eine juristische Verantwortung noch irgend eine Haftung übernommen werden.
Im Zusammenhang mit einem Flugzeug das den senkrechten Fallflug unterstützt, sind die beiden Begriffe „Fallflieger“ und
„Stalders Jeholopterus“, auch in andere Sprachen übersetzt, urheberrechtlich geschützt.

Inhaltsverzeichnis

1. Anforderungen an ein Fallflieger.....	5
2. Kenndaten	6
2.1. Fallflieger PV6 (Elektro / Solar)	6
3. Technische Komponenten	10
4. Schwerpunktbestimmung und Längsstabilität.....	12
5. Gewichtsverteilung.....	15
6. Flügel.....	16
6.1. Flügelübersicht.....	16
6.2. FX66H60	19
6.3. NACA0009SM	20
7. Heck-Leitwerk.....	21
8. 2D-Entwürfe.....	22
8.1. Gesamtansicht proportional.....	22
8.2. Übersicht.....	22
9. Technische Ergänzungen.....	23
9.1. Konstruktionsprinzip.....	23
9.2. Flügelstreckung und induzierter Widerstand.....	24
9.3. Elektroantrieb.....	25
9.4. Schwenkfederbeine.....	25
9.5. Flügelkonstruktion	27
10. Solarantrieb	28
10.1. Solarzellen.....	28
10.2. Elektroantrieb.....	29
10.3. Hybridantrieb.....	29
11. Der Rotorflügel.....	31
12. Reservekapitel ohne Inhalt	39
13. Reservekapitel ohne Inhalt	40
14. Reservekapitel ohne Inhalt	41
15. Steuerknüppel, Ansteuerung der Ruder und Trimmen	42
16. Einlagerung und Strassentransporte.....	43
17. Cockpitausstattung.....	44
18. Umrechnungshinweise von Massangaben.....	45
19. Modellbau PV6 Elektro-V4 / Massstab 1:20 (aktuell).....	46
19.1. Aktuelle Situation.....	61
20. Modellbau PV5 Elektro-V1 / Massstab 1:20 (sistiert).....	69

21. Modellbau PV5 Benzin / Masstab 1:20 (sistiert).....	75
22. Abgeschlossener Modellbau PV4 / Masstab 1:50.....	76
23. Fragen und Antworten (F&A).....	78
24. Technische Abkürzungen und deren Bedeutung.....	84

1. Anforderungen an ein Fallflieger

„In diesem Kapitel werden die Rahmenbedingungen eines Fallfliegers aufgeführt.“

Im Anschluss theoretischer Überlegungen und Untersuchungen an diversen Modellen habe ich folgende Rahmenbedingungen für ein Fallflieger definiert:

- Selbststabilisierung im Normalflug sowie im senkrechten Fall
- Im senkrechten Fall muss die horizontale und geographische Ausrichtung steuerbar sein um auf den Punkt genau landen zu können
- eine Neigung im Fallflug (Nase unten) von weniger als 15° muss eingenommen werden können
- Beanspruchung einer Abstellfläche nicht grösser als 4 m x 14 m x 4 m (BxTxH)
- maximale Fallgeschwindigkeit von 7 m/s (25 km/h) bei 500 kg Abfluggewicht
- notfalls muss eine Senkrechtlandung immer möglich sein (ohne Rollstrecke)
- Start-Rollstrecke - auf Meereshöhe, $+15^\circ\text{C}$, Windstill, trockenes, ebenes Gelände, kurze Grasnarbe und 700 kg Abfluggewicht - weniger als 100 m

2. Kenndaten

„In diesem Kapitel werden technische Basisinformationen vermittelt.“

Die folgenden Angaben sind entweder übernommen, berechnet, theoretischer Natur oder aber auch nur angestrebte Werte, resp. Schätzungen.

2.1. Fallflieger PV6 (Elektro / Solar)

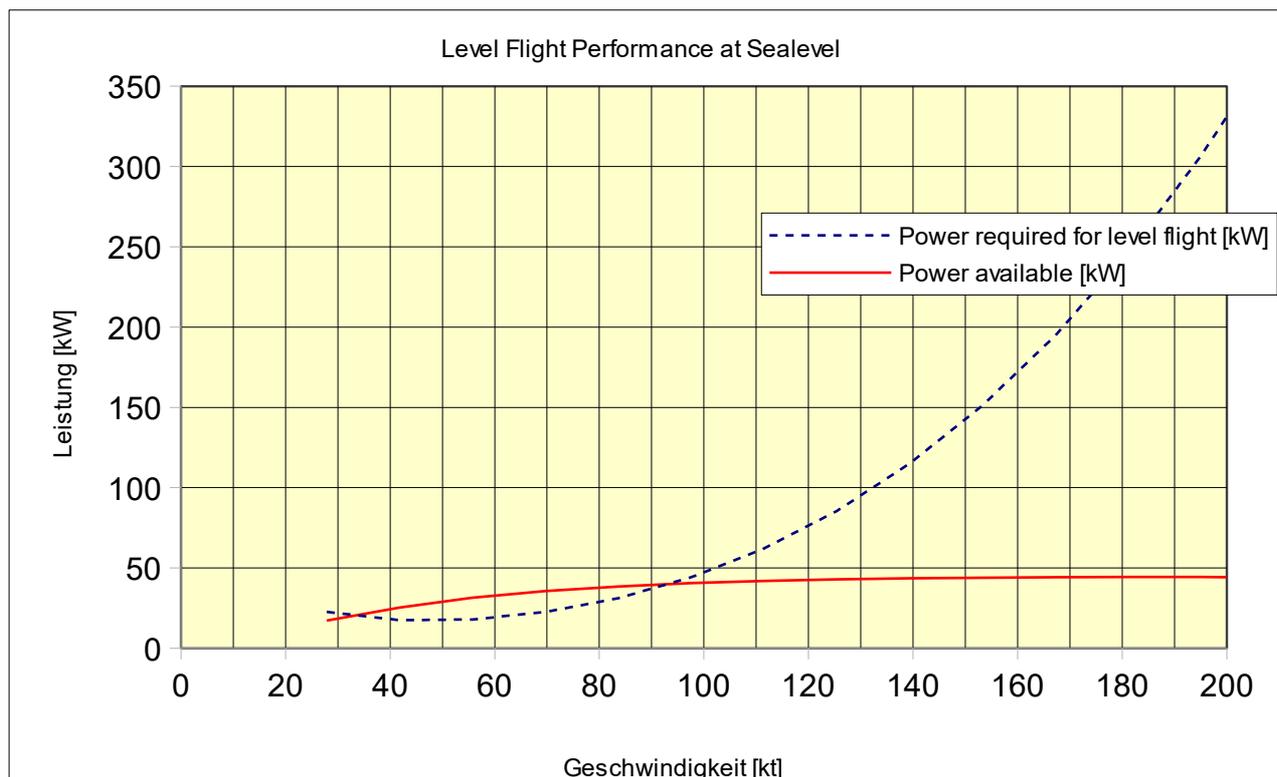
Alle Berechnungen beziehen sich, ausser speziell vermerkt, auf MTOW 675 kg.

Flugzeugname	Jeholopterus Solar
Besatzung	2 hintereinander
Kabinen breite	0,8 m
Kabinenlänge (Aufbaute)	2,2 m
Rumpflänge (Chassis mit Technik)	3,5 m
Kabinenvorsprung ab Kante Flügel Nase oben	0,5 m
Gesamtlänge	7 m
Spannweite flugbereit	18 m
Rotordurchmesser	18 m (zirka 80 kW Bremsenergie)
Stand breite (Aussenflügel demontiert)	4 m
Stand höhe flugbereit	4 m
Leergewicht	500 kg
Maximale Zuladung	175 kg
Startrollstrecke	85 m
Startrollstrecke über ein 50 ft Hindernis	225 m
Sinkrate im Fallflug bei 675 kg ohne Rotorflügel ¹	43 km/h (14 m/s)
Sinkrate im Fallflug bei 675 kg mit Rotorflügel	< 21 km/h (5,8 m/s)
Abbremsweg aus Fallflug auf 0 km/h	1,8 m
Bremsbeschleunigung durch Rotorflügel	2 g (geschätzt)
Flügelfläche	50 m ² (254 m ² Rotationsfläche)
Höhenruder	6 m ²
Zulässige Höchstgeschwindigkeit	180 km/h
Höchste Reisegeschwindigkeit	166 km/h (50 kW / 67 PS)
Wirtschaftlichste Reisegeschwindigkeit	≈ 111 km/h (30 kW / 58 PS)
Steigrate	4,1 % bei 100 km/h
Steigwinkel	5,8 °
Geringstgeschwindigkeit dynamischer Flug	≈ 40 km/h
Reichweite (ohne Boden-Akkuladung)	≈ 1000 km möglich (extrem Sonne und Wind abhängig)

¹ Was mit Rotorflügel gemeint ist, ist im Kapitel 6 / Flügel Daten / 6.6 Rotorflügel beschrieben.

Antriebssystem

Elektroantrieb mit Dreiphasen-Elektromotoren ²	2 x 25 kW / 2 x 30 kg / 60 kg
Stuerelektronik	25 kg
Batterietyp	NiMH (ggf. auch Lithiumionen)
Leerlaufspannung	1,29 V
Max. Entladestrom	32,5 A
Gewicht	0,17 kg
Leistung	37,24 W
Spannung	48 V
Zellen seriell	37 Stk. (pro Reihe)
Gewicht pro Reihe	6,3 kg
Leistung pro Reihe	1,377 kW
Anzahl Reihen	35 (pro Block)
Blockgewicht	225 kg (inkl. Verkabelung)
Blockleistung	48 kW (64 PS) 2x500A / Ø 13 mm
Solarpanel-Leistung insgesamt	≈ 10 kW (13 PS) + 5 kg Panels
Gewicht Antriebssystem	<u>310 kg</u> (ohne Solar-Panels)
Anmerkung: Lithiumionen-Batterien leisten bis zu 180 W-Std. pro kg Eigengewicht.	



² Bei der Bewertung der Antriebseigenschaften für einen 75 kW-Antrieb wurde das Maschinenvolumen, die aktive Masse, die Baulänge, der Magnetbedarf, die Verlustleistung und die zu installierende Wechselrichterscheinleistung herangezogen. Die Transversalflußmaschine (TFM) schneidet am besten ab (Quelle: IMAB, DE). Folgende Maschinen wurden mit bewertet: Asynchronmaschine (ASM), Geschaltete Reluktanzmaschine (SRM), Hybrid erregte Synchronmaschine (HPSM), Permanentmagneterregte Synchronmaschine (PSM) und Polyphasige permanentmagneterregte Synchronmaschine (PPSM).
Legende: NiMH = Nickel-Metallhydrid

Berechnungsgrundlagen

Luftdruck [hPa]	1001.04
Luftdichte [kg/m ³]	1.1697
Temperatur [K]	298.15
Überziehgeschwindigkeit v_s [m/s]	14.00
Abhebegeschwindigkeit v_2 [m/s]	16.8
Durchschnittsgeschwindigkeit v_{av}	11.9
max Auftriebsbeiwert $c_{L,max}$	1.16
Flügelfläche S [m ²]	50.00
Obergrenze Triebwerkschub T_1 [N]	1248.33
Auftrieb L [N]	3322.61
$c_{L,G}$	0.80
Widerstand D_1 [N]	196.32
Nullwiderstand $c_{D,0}$	0.015
Spannweite b [m]	18.00
h [m]	2.40
Φ	0.82
Oswald-Faktor e	0.8
Aspect Ratio A [1]	6.48
$c_{D,G}$	0.0474
Rollreibung F_f [N]	65.98
Startrollstrecke s_g [m]	85.45
Motordrehzahl n [1/min]	2300
Power Coefficient c_p [1]	0.03882
Advance Ratio J_1 [1]	0.17
Power [kW]	50
Propeller Durchmesser D [m]	1.87
Propellerwirkungsgrad η_{P1} [1]	0.3
Lastvielfaches n [1]	1.16
δc_L [1]	0.13
Radius R [m]	162.82
Advance Ratio J_2 [1]	0.23
Triebwerksschub T_2 [N]	1221.63
Propellerwirkungsgrad η_{P2} [1]	0.41
Widerstandsbeiwert c_D [1]	0.05
Widerstand D_2 [N]	450.02
Steigwinkel γ [°]	6.69
Überflughöhe h_{Tr} [m]	1.11
Str [m]	18.97
Sc_l [m]	120.44

Übergangsflugstrecke s_a [m]	139.41
Startstrecke s [m] über 50 ft Hindernis	224.86
max. Abflugmasse MTOW [kg]	675
Flugzeugmasse [kg]	675

3. Technische Komponenten

„Dieses Kapitel beinhaltet eine Zusammenstellung der einzukaufenden technischen Komponenten, ergänzt mit geschätzter Gewichtsangabe, möglichen Lieferanten, resp. Hersteller sowie die geschätzten Materialkosten.“

Benötigte Menge	Beschreibung	Lieferant / Hersteller	Gew. in kg	Einzel-Preis	Total CHF
2 Stk.	Elektromotoren für Propeller		60	10000.00	20000.00
2 Stk.	4-Blatt-Propeller	ul-shop.com	20	3000.00	6000.00
45 m ² (0,9 kg m ²)	Sandwich-Wabenbau-Flügelanteile (Waben alleine 8 mm pro m ² 108.35 + 1 x Glasgewebe 7.20 m ² + 2 x Carbongewebe 75.65 m ² + Harze)	suterkunststoffe .ch	50	266.85 m ²	12008.25
200 m ² (0,45 kg m ²)	Restliche Flügeleile und HLW (Waben alleine 5 mm pro m ² 80.35 + 1 x Glasgewebe 13.45 m ² + 1 x Glasgewebe 5.65 m ² + Harze)	suterkunststoffe .ch	100	27.45 m ²	5490.00
60 m	CFK-Ovalrohrprofile 40 x 60 x 2,8 mm oder Vierkantprofile 50 x 50 x 2,8 mm	suterkunststoffe .ch	30	109.40 m	6564.00
15 Stk.	CFK-Flügelverbindungen	suterkunststoffe	1	200.00	3000.00
60 Stk.	CFK-Rippen		5	30.00	1500.00
1 Einheit	Zusätzliche CFK-Konstruktionen		2		3000.00
5 kg	Leime und Harze	suterkunststoffe	5	10.00	50.00
200 Stk.	CFK-Schrauben 20 x 55 mm und CFK-Schrauben-Futter 23 x 60 mm	Icotec AG, Altstätten SG	3	30.00	6000.00
1 Stk	Rumpf (Verschalungen, Sitze, etc.)		10		10000.00
1 Stk.	Steuerhorn- und Mechanik		9		10000.00
1 Stk.	Bugrad schwenkbar d.h. mit Seitenruder gekoppelt		9		5000.00
2 Stk.	Seitenräder und Aufhängungen		12	3000.00	6000.00
3 Stk.	Schwenkbeine		12	3000.00	9000.00
1 Stk.	Kabine ggf. Helikopterkabine		10		10000.00
1 Set	Instrumente		2		10000.00

Die Akkus und Solarpanels sind in dieser Aufstellung noch nicht berücksichtigt.

Benötigte Menge	Beschreibung	Lieferant / Hersteller	Gew. in kg	Einzel-Preis	Total CHF

x	Definierte Materialkosten				123612.25
x	Nicht definierte Materialkosten ($\approx +\frac{1}{2}$)				60000.00
			-----		-----
Total		kg	340	CHF	183612.25

4. Schwerpunktbestimmung und Längsstabilität

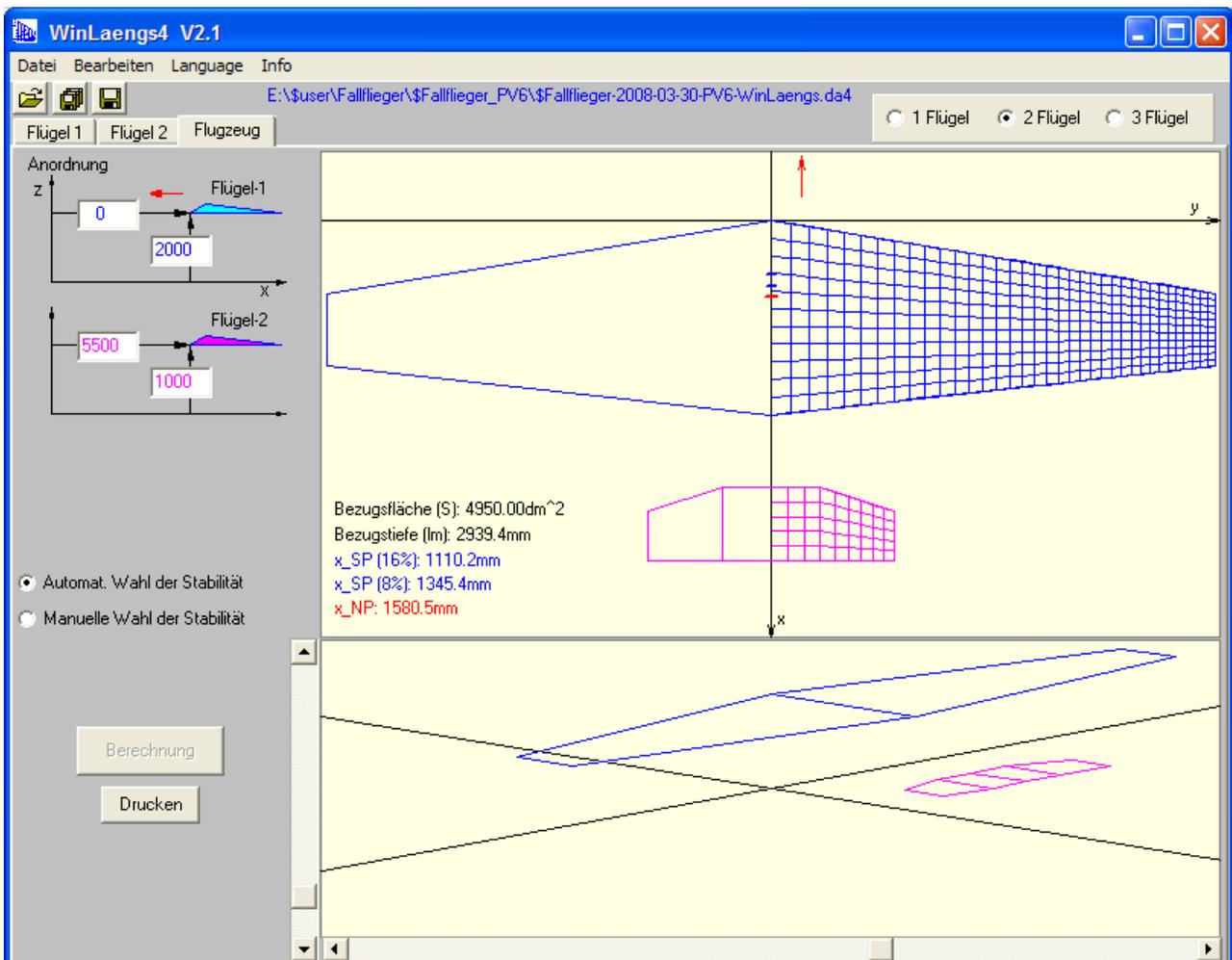
„Mit dem Programm WinLaengs4 von Russow und Meissner wurde der Schwerpunkt und Neutralpunkt für den Horizontal- und Fallflug berechnet. Dieses Kapitel beinhaltet die Ergebnisse sowie weitere Zusatzinformationen“.

Beim vorliegenden Flugzeug ist eine guter Fallflug erreicht, wenn das Flugzeug im Fallflug eine geringe Schräglage (Nase unten) einnimmt. Mit der Schräglage wird eine minimale Vorwärtsbewegung erreicht. Damit kann auch im Fallflug gezielt auf einen bestimmten Landepunkt gelandet werden.

Der Schwerpunkt sollte etwas vor dem (angenommenen) Flugzeugneutralpunkt liegen. Der Flugzeugneutralpunkt kommt etwa bei 25% der Flügeltiefe zu liegen.

Dies kommt den folgenden Berechnungen mit WinLaengs4 von Russow und Meissner sehr nahe.

Berechnungsergebnisse der Flügelflächen für den dynamischen Horizontalflug.



Mit nach oben ausgestellten HLW-Rudern verlagert sich das Kräftezentrum im Fallflug noch weiter hinter den theoretischen Neutralpunkt und verschiebt sich möglicherweise sogar auch hinter den Mittelpunkt aller bremswirksamen Flächen. Mit ausstellen der HLW-Ruder wird es daher möglich sein die waagrechte Ausrichtung bei jeder Zuladung zu erreichen und im Extremfall auch ein Aufschaukeln beim Fallflug zu verhindern.

Die folgenden Berechnungen wurden mit dem Programm „Nurflügelberechnung“ gemacht.



Name des Flügels FX66H60xNACA0009.flg

Flächeninhalt (F) 50,0786 m²
Flächenbelastung 13,4788 kg/m² 134,7882 g/dm²
Streckung (Λ) 6,4698
Bezugsflügeltefe (lu) 2,9736 m
aktuelle Luftdichte (p) 1,1911 kg/m³ in 300 m Höhe
Rücklage des geom. NP (XC) 1,363 m
Rücklage des ell. NP (XE) 1,3629 m
Rücklage des aerod. NP (XN) 1,3389 m
Rücklage des Druckpunktes=Schwerpunkt (XD) 1,1965 m
Stabilitätsmaß (SM) 4,79 %

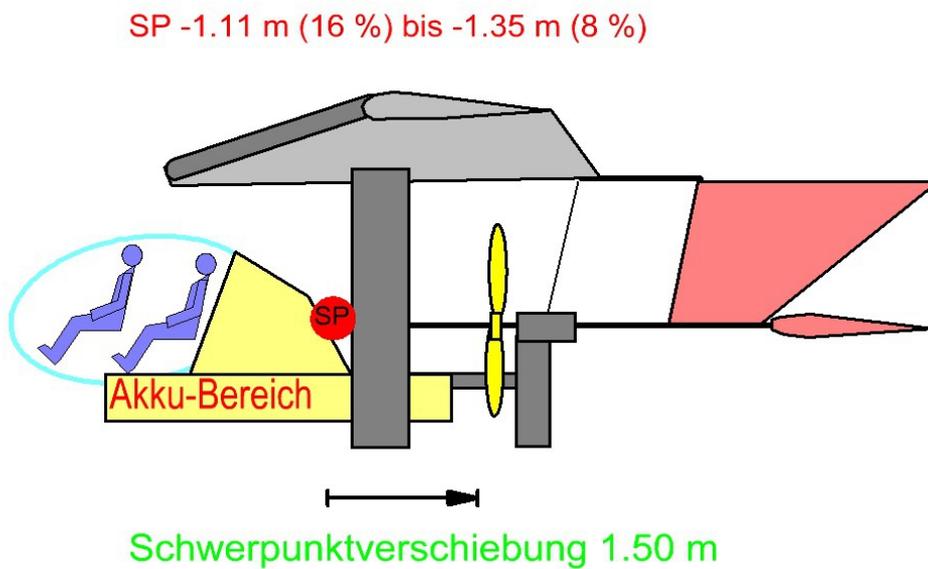
Alle folgenden Werte bezogen auf den ganzen Flügel!

Nullauftriebswinkel (A0) -0,982 Grad
Nullmomentbeiwert (CM0) 0,0151
Auftriebsanstieg (dCA) 4,5418
Momentanstieg (dCM) 0,0369

Auftriebsbeiwert (CA) 0,3156
Momentbeiwert (CM) 0,0177
Induz. Gesamtwiderstandsbeiwert (CWI) 0,005
Güte (CWI/CWI ell.) 1,0253
Rollmomentbeiwert (CL) 0
Induz. Giermomentbeiwert (CNI) 0
Giermomentbeiwert (CN) 0
Geschwindigkeit stationärer Flug (v_einsatz) 26,522 m/s

5. Gewichtsverteilung

Das Fehlen der hinteren Personen verändert zwar die Schwerpunktlage, aber da nahe am Schwerpunkt ist dies leicht zu kompensieren. Fehlendes oder zu vieles Frontgewicht kann im normalen Horizontalflug durch trimmen (d.h. verschieben des Kabinenteils) und im Fallflug zusätzlich mit dem Höhenruder ausgeglichen werden.



6. Flügeldaten

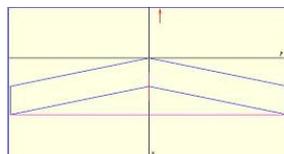
„Dieses Kapitel beinhaltet Erklärungen zum Flügelkonzept sowie die Flügeldaten“

Die Querruder werden zusätzlich als Bremsklappen verwendet. Damit kann Mechanik und Ansteuerung gespart werden. Wegen unterschiedlicher Herkunft können die folgenden Angaben etwas variieren.

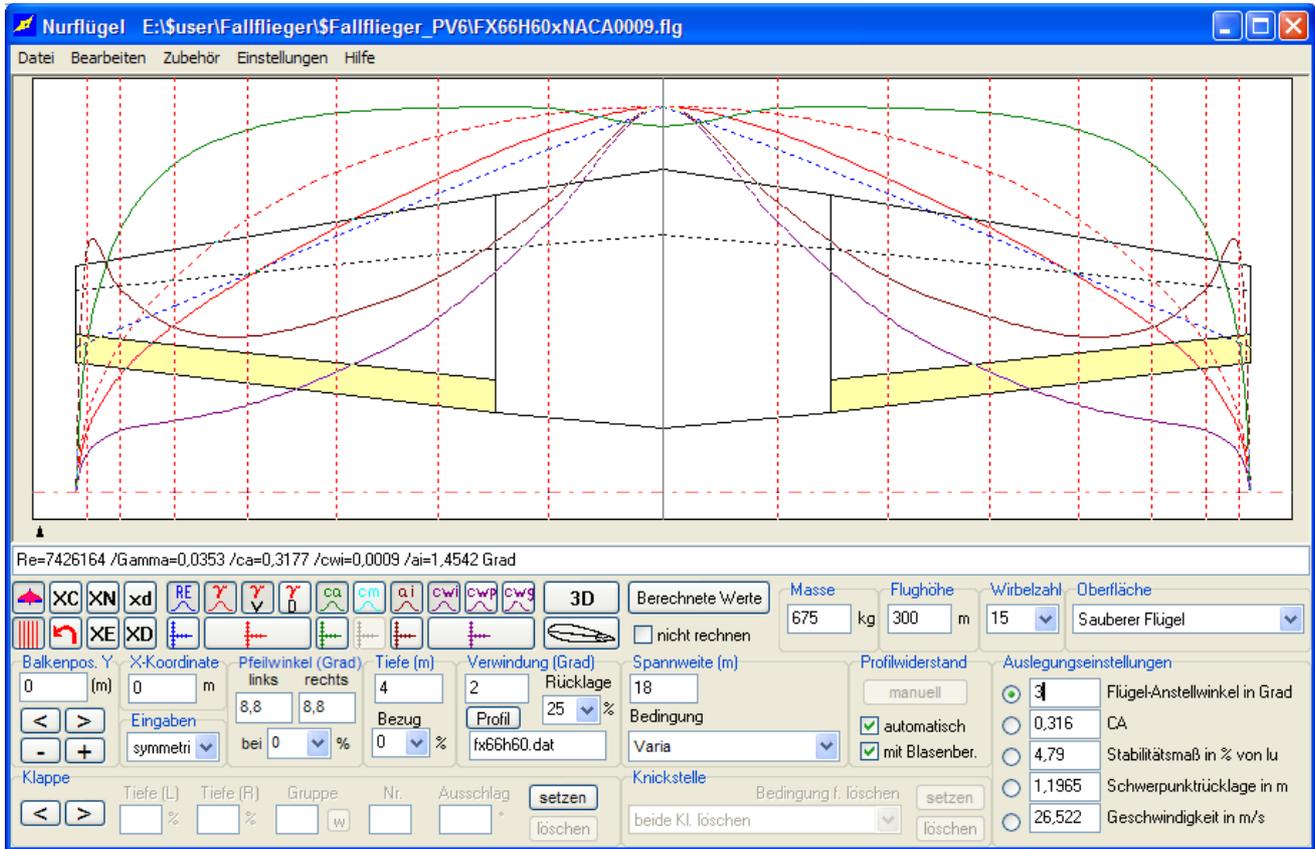
6.1. Flügelübersicht

Spannweite (b)	18 m
Flügelprofil Wurzel	FX66H60 (Reflex- resp. S-Schlagprofil)
aussen	NACA0009SM
Aerodynamische Schränkung	von S-schlag nach symmetrisch
Geometrische Schränkung	-3° aussen gegenüber Wurzel
Flügelform	Doppel-Trapez
Randbögen	keine
Flügelfläche (s)	50 m ²
Wurzeltiefe (ti)	4.00 m
Flügeltiefe mitte (t)	3.00 m
Aussentiefe (ta)	2.00 m
Streckung (lam geometrisch)	6,5 ³
Bezugstiefe (lm/lu)	2.93 m
Geometrischer Neutralpunkt (r25)	1.36 m
Dicke / Thickness (d)	0,31 m
Dickenrücklage (xd)	1,8 m ab Nasenleiste
Profilwölbung / Camber (f)	8,75 cm
Wölbungsrücklage (xf)	0,8 m ab Nasenleiste
Nasenradius	45 mm
Nullauftrieb	-0,982°
Auftriebsbeiwert gesamt (CA)	4,5418
Induz. Widerstandsbeiwert (CWI)	0,0063
Flächenbelastung, mittel	13,47 kg/m ²
Anstellwinkel Wurzel	zirka 2° (Profilboden zu Rumpf)
EWD Wurzel	1° (Profildsehne zu Rumpf)
Re-Zahl ab Mitte Flügel 15 km/h	> 2 Millionen zur Wurzel

3 Mit Berücksichtigung vom wurzelseitigen S-schlagprofil resultiert eine Streckung von 10,3 (gerechnete Wurzeltiefe 2 Meter). Das Biegemoment an der Flügelwurzel basiert auf der geometrischen Form und bleibt demnach unverändert.



Flügeldaten aus dem Programm „Nurfluegel“



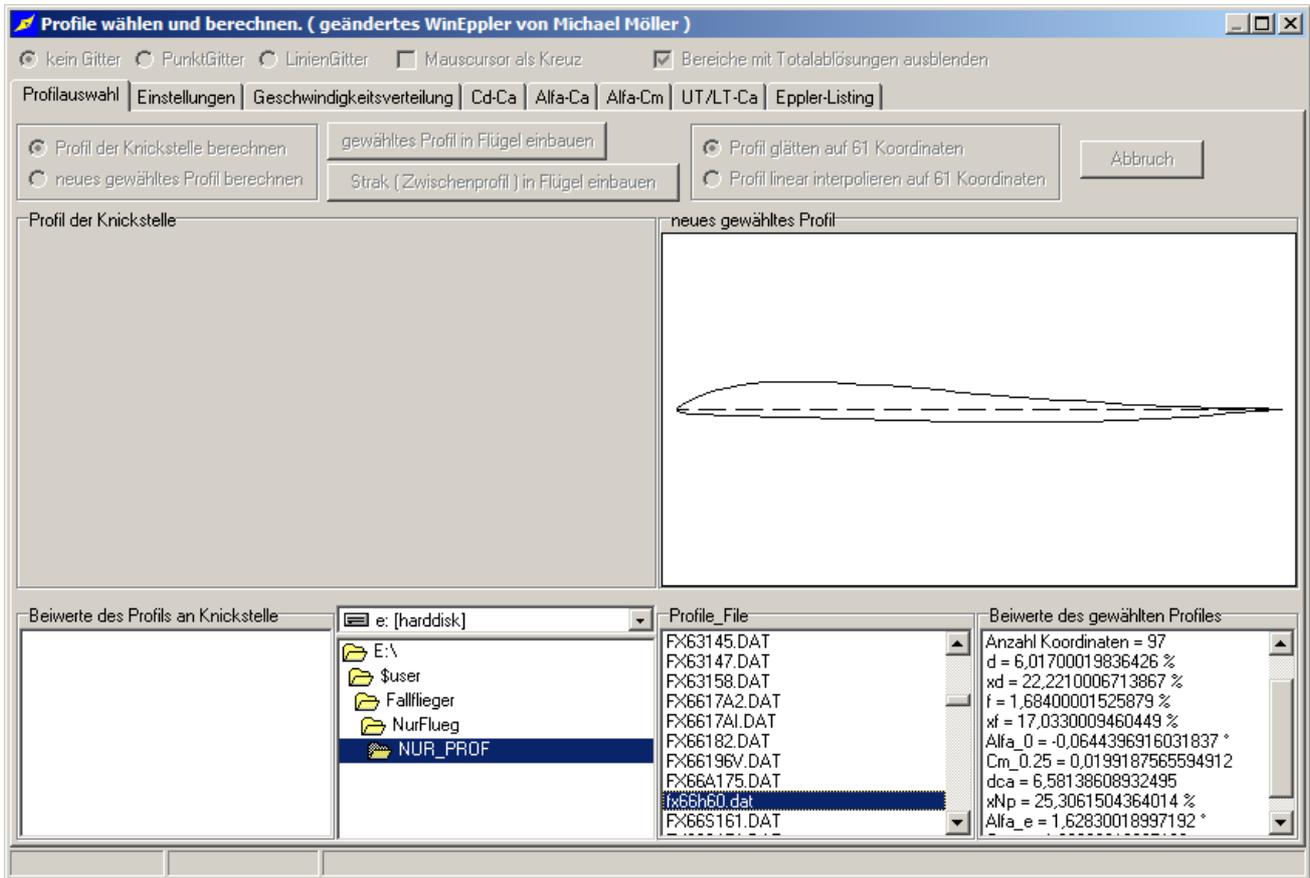
Berechnete Werte

Drucken Font Speichern

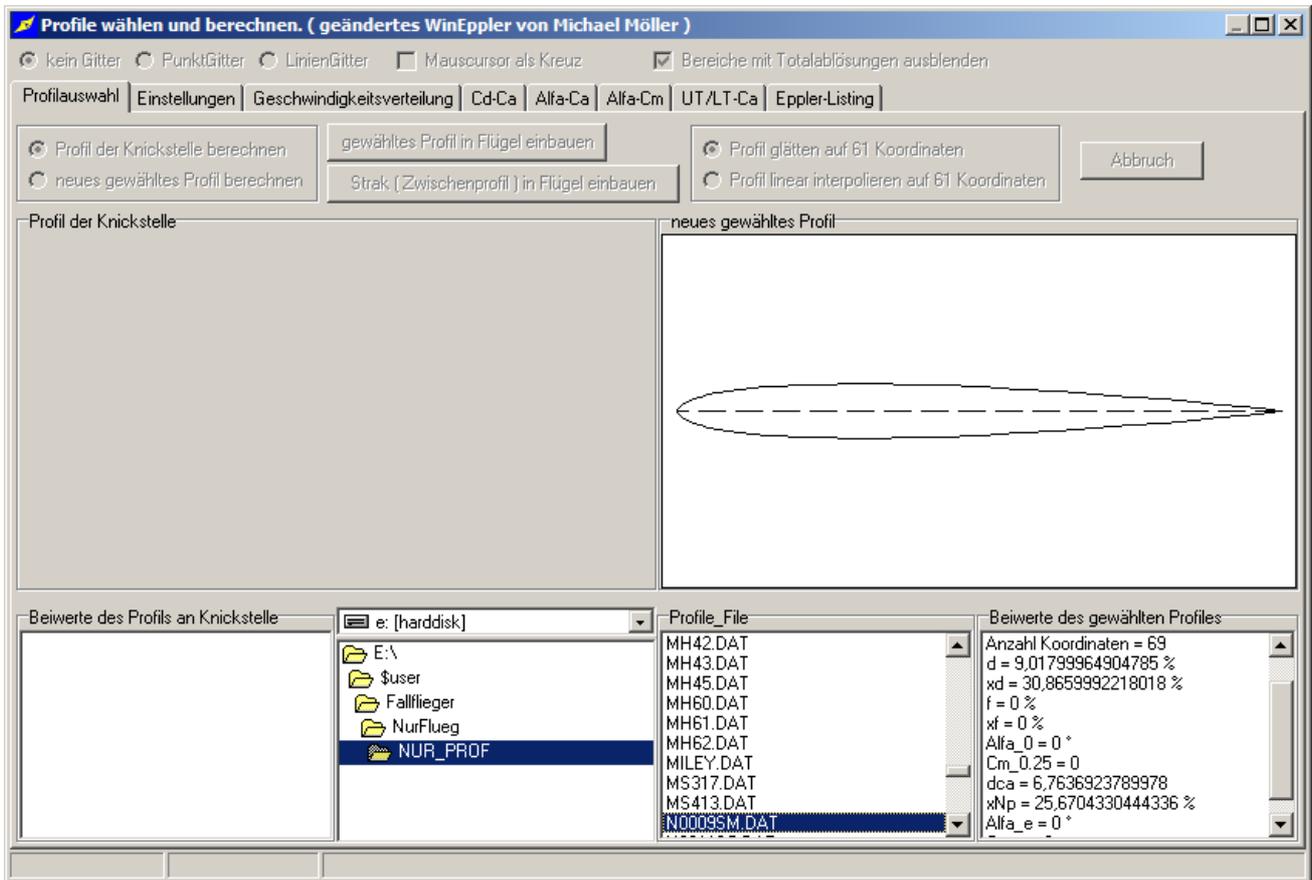
<input checked="" type="checkbox"/> Beiwerte des Flügels <input type="checkbox"/> Y-Koordinaten der Wirbelstellen <input type="checkbox"/> Zirkulation γ [v] <input type="checkbox"/> Auftriebsbeiwerte c_a [v] <input type="checkbox"/> induzierten Widerstände c_w [v] <input type="checkbox"/> Momentbeiwerte m_e [v] <input type="checkbox"/> induzierten Anstellwinkel α_i [v] <input type="checkbox"/> örtlichen Druckpunkte x_d [v] <input type="checkbox"/> Re-Zahlen Re [v] <input type="checkbox"/> geschätzte Reibungswiderstände $c_{w, geschätzt}$ [v] <input type="checkbox"/> geschätzte Gesamtwiderstände $c_{w_g, geschätzt}$ [v] <input type="checkbox"/> geschätzte Flügelpolare <input type="checkbox"/> Profilwiderstände (nicht normiert) c_{w_p} [v] <input type="checkbox"/> Profilwiderstände c_{w_p} [v] <input type="checkbox"/> Gesamtwiderstände c_{w_g} [v] <input checked="" type="checkbox"/> Berechnet Flügelpolare	<p>Name des Flügels = FX66H60xNACA0009.flq</p> <p>Flächeninhalt (F) = 50,0786 m² Flächenbelastung = 13,4788 kg / m² = 134,7882 g / dm² Streckung (λ) = 6,4698 Bezugsflügelteiefe (l_u) = 2,9736 m aktuelle Luftdichte (ρ) = 1,1911 kg / m³ in 300 m Höhe</p> <p>Rücklage des Geometrischen Neutralpunktes (XC) = 1,363 m Rücklage des Elliptischen Neutralpunktes (XE) = 1,3629 m Rücklage des Aerodynamischen Neutralpunktes (XN) = 1,3389 m Rücklage des Druckpunktes=Schwerpunkt (XD) = 1,1965 m Stabilitätsmaß (SM) = 4,79 %</p> <p>Nullauftriebswinkel des gesamten Flügels (A0) = -0,982 Grad Nullmomentbeiwert des gesamten Flügels (CM0) = 0,0151 Auftriebsanstieg des Flügels (dCA) = 4,5418 Momentanstieg des Flügels (dCM) = 0,0369</p> <p>Auftriebsbeiwert des gesamten Flügels (CA) = 0,3156 Momentbeiwert des gesamten Flügels (CM) = 0,0177 Induzierter Gesamtwiderstandsbeiwert (CWI) = 0,005 Güte (CWI/CW ell.) = 1,0253 Rollmomentbeiwert des gesamten Flügels (CL) = 0 Induzierter Giermomentbeiwert (CNI) = 0 Giermomentbeiwert (CN) = 0 Geschwindigkeit für den Stationären Flug (v_{einsatz}) = 26,522 m/s</p> <p>Info Normierung! Normierter Wert = Original Wert * t / 2 / bl</p> <p>Mit Hilfe von Eppler berechnete Flügelpolare : Profil-Widerstandsbeiwert (CWP) = 0,0046 Induzierter-Gesamtwiderstandsbeiwert (CWI) = 0,005 Gesamt-Widerstandsbeiwert (CWG) = 0,0096 Gleitzahl (E) = 32,7599 Steigzahl (e) = 18,4051 Sinkgeschwindigkeit (vs) = 0,81 m/s Gleitwinkel = 1,75 Grad</p>
----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

6.2. FX66H60

Effektiv wird das verwendete Profil etwas schlanker gestaltet.



6.3. NACA0009SM



7. Heck-Leitwerk

„Dieses Kapitel beinhaltet die Daten vom HLW“

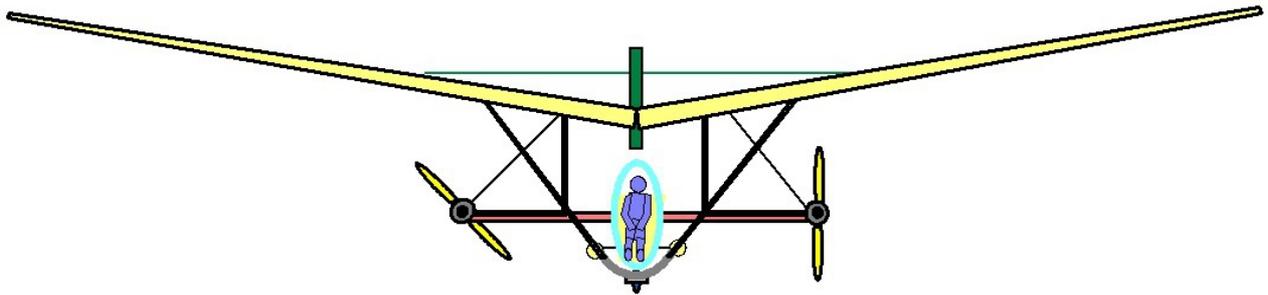
Die folgenden Masse sind dem Programm von Russow und Meissner entnommen:

Profilform Höhenruder	NACA0009SM
Flügelform	Rechteckig und gepfeilt
Spannweite (b)	5 m
Anstellwinkel	0° (Profilsehne zu Rumpf)
Streckung (λ_m)	3,7
Bezugstiefe (lm)	1.37 m
Geometrischer Neutralpunkt (r25)	0.47 m
Ruderfläche	6.75 m ²

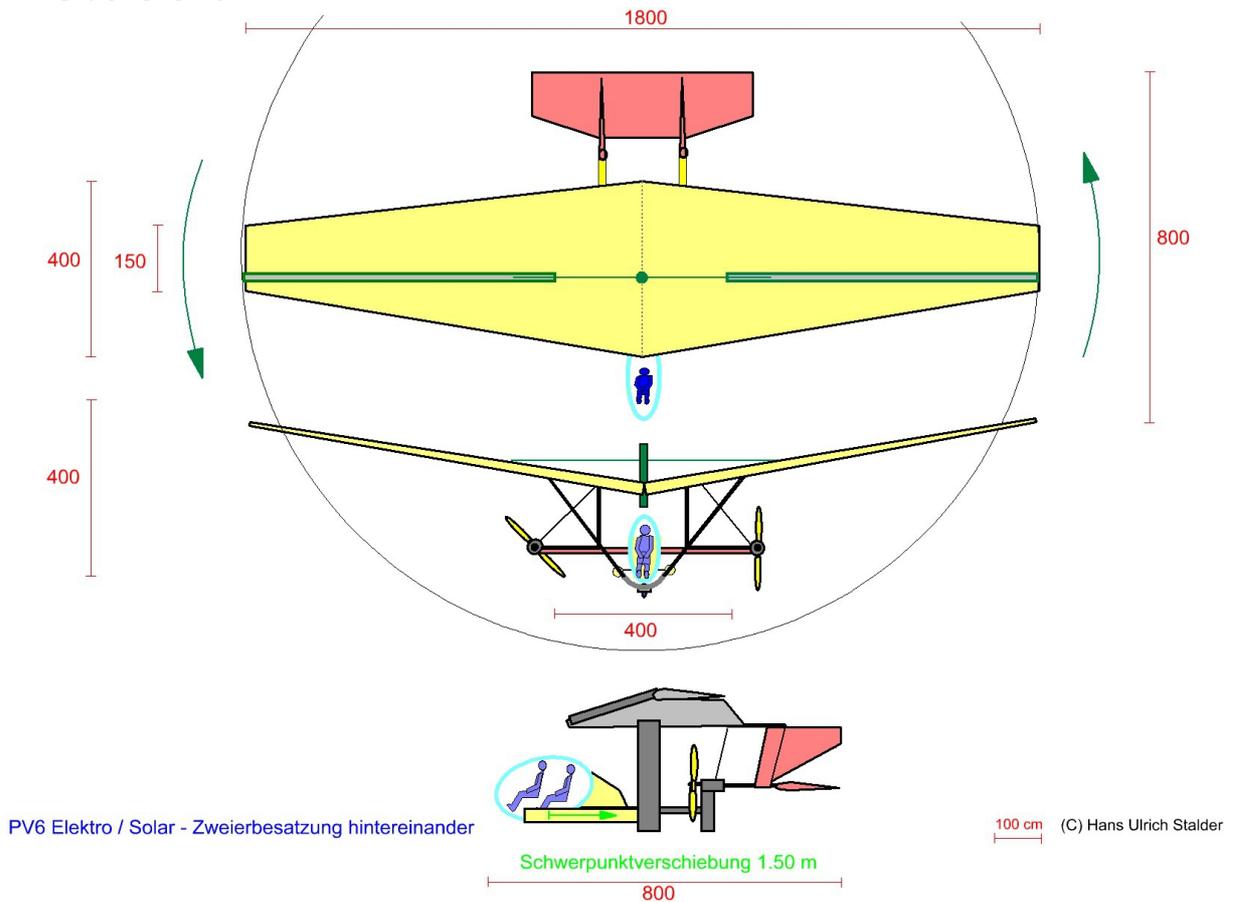
8. 2D-Entwürfe

„Entwürfe der technischen Zeichnungen inkl. Vermassung finden Sie in diesem Kapitel“

8.1. Gesamtansicht proportional



8.2. Übersicht



9. Technische Ergänzungen

„Das Konstruktionsprinzip sowie viele weitere Details werden in diesem Kapitel erklärt“

9.1. Konstruktionsprinzip

Das ganze Flugzeug kann in einzelne Teile zerlegt werden. Die einzelnen Flügelteile sind nicht grösser als 3 m auf 10 m. Für die Einlagerung und den Transport wird ein Motorfahrzeuganhänger von 3 m Breite und einer Länge von 10 m benötigt. Das bestreben ist, mit einer Anhängerbreite von 2,4 Meter auszukommen. Damit könnte der Strassentransport auch mit einem Personenwagen vorgenommen werden.

Das Flugzeug ist dahingehend konstruiert, dass alle Schwerpunkt bestimmenden Elemente möglichst nahe am resultierenden Schwerpunkt liegen. Dies ist zwar nicht neu für Flugzeuge, im vorliegenden Fall aber ausgeprägter und notwendig. Im anderen Fall wäre ein Fallen in horizontaler Ausrichtung nicht möglich. Zwingend ist auch, dass für den Fallflug der resultierende Schwerpunkt tief und mit grösstem vertikalen Abstand zu den bremswirksamen Flächen angeordnet wird.

9.2. Flügelstreckung und induzierter Widerstand

Um den induzierten Widerstand möglichst klein zu halten, sind generell folgende Regeln zu beachten:

- grosse Flügelstreckung
- Schränkung
- Flügeltiefe gegen das Flügelende abnehmen
- Winglets oder Randbogen
- grosse Spannweite
- kleines Gewicht

Beim vorliegenden Hauptflügel wird der induzierte Widerstand durch folgende Massnahmen möglichst klein gehalten:

- Schränkung nach symmetrisch zu den Aussenflügel
- Flügeltiefe gegen Flügelende abnehmend
- grosse Spannweite
- kleines Gewicht im Verhältnis zur Flügelfläche

Weitere Massnahmen um den induzierten Widerstand zu verringern, sind:

- S-Schlagprofil ähnliches Profil am Flügel Mittelteilstück
- $EWD = 0$ am Hauptflügel

Beides verbessert das Verhältnis Auftrieb zu Druckwiderstand. Das heisst, beim optimierten Flug entsteht der Auftrieb hauptsächlich durch Sog (nach Bernoulli) am Flügelprofil.

9.3. Elektroantrieb

Beim Solarflugzeug befindet sich der Akkublock unter und hinter dem Cockpit. Um das Cockpit zu heizen wird warme Luft der Batterie- und Elektronikkühlung vorn in das Cockpit umgeleitet. Ein Beschlagen der Kabinenwände wird durch eine zusätzliche elektrische Warmluftheizung verhindert werden. Alternativ kann eine elektrische Drahtheizung, die innen an die „Kabinenverglasung“ geklebt wird, ein Beschlagen verhindern (analog der Heckscheibenheizung beim Auto).

9.4. Schwenkfederbeine

Für das Ein- und Ausklappen der Federbeine ist ein Elektromotor vorgesehen. Die Position der hinteren Schwenkfederbeine ist noch nicht festgelegt. Das vordere Schwenkfederbein mit dem Bugrad wird nach vorn ausgestellt.

Schwenkfederbeine fast senkrecht ausgestellt

Für die Landung aus dem Fallflug

Wenn trotz dem Rotorflügel ein mechanisches Abbremsen notwendig ist, wird zeitgleich mit dem nach unten schwenken der drei Räder eine Fangvorrichtung (wie im Aufzugsbau benutzt) auf Radhöhe heruntergelassen, resp. geschwenkt. Fest installierte Drahtseile, die alle Räder miteinander verbinden, sind bereits durch diese Fangvorrichtung durchgeführt. Mit dem Aufsetzen vom Flugzeug auf den Boden werden die drei Räder an ihren Schwenkfederbeinen nach aussen gedrückt. Durch die Drahtseile und die Fangvorrichtung wird die Bahngeschwindigkeit der Räder aber limitiert. Die Bremsenergie wird dabei in Wärme umgewandelt. Eine 3D-Ansicht einer Fangvorrichtung, aus unterschiedlichen Gesichtswinkel, kann unter www.atwellinternational.com (VG Fangvorrichtungen) angesehen werden.

Für die Landung aus dem horizontalen Flug

In dieser Position haben die Schwenkfederbeine den grössten Federweg. Diese Position ist für eine traditionelle Landung mit kritischen Windverhältnissen oder bei Geländeunebenheiten geeignet.

Schwenkfederbeine fast waagrecht ausgestellt

In dieser Schwenkbeinposition kann traditionell gestartet und gelandet werden. Der Federweg in dieser Position ist nur gering. Der Abstand Boden/Rumpf ist in dieser Position nur 50 Zentimeter. Dies erleichtert auch das Ein- und Aussteigen.

9.5. Flügelkonstruktion

Die Flügelflächen sind in Sandwich-Wabenbauweise ⁴ gefertigt. Die gewundene Formgebung verläuft von der Flügelnase zum Flügelende und zusätzlich von der Flügelwurzel (Flügelmitte) bis zu den Randbögen. Dadurch wird in der z-Achse eine grösstmögliche Steifigkeit erreicht.

Die Flügel sind mit CFK-Rippen verstärkt. Der Abstand von Rippe zu Rippe von zirka 50 cm ist unterschiedlich und ergibt sich aus den berechneten Druck-, Zug- und Verwindungsergebnissen. Die Rippen selbst verlaufen nicht zwingend von der Flügelnase gradlinig nach hinten. Durch wellen und abbiegen in die eine Seite lässt sich die Steifigkeit bezüglich Flügelverwindung in eine bestimmte Richtung erhöhen.

4 2 x 93g/m² Kohlegewebe, 1 x 49g/m² Glasgewebe, Wabenkern 8 mm, inneres Decklaminat 1 x 80 g/m² Glasgewebe 900 g/m² ; errechnetes Gewicht bei einem Decklagen-Faservolumengehalt von 40% sowie 2 x 30 g/m² Klebeharz zum verkleben des Wabenkerns. Ref. www.swiss-composite.ch; Suter Kunststoffe AG, CH-3303 Jegenstorf

10. Solarantrieb

„Dieses Kapitel enthält Informationen zum zukünftigen Fallflieger mit Solarantrieb“.

10.1. Solarzellen

Zum heutigen Zeitpunkt ist es zu früh ein Solarbetrieb zu realisieren. Dazu sind die Anschaffungskosten noch zu hoch. Bei den Solarzellen ist es so, dass diese leistungsmässig an deren physikalische Grenzen stossen. Dafür kommen immer leistungsfähigere Akkus auf den Markt.

Wenn die Zeit gekommen ist, kann der elektrisch angetriebene Fallflieger auf Solarpanel Unterstützung nachgerüstet werden.

Die folgenden Angaben basieren auf dem Stand der Solarzellenentwicklung anfangs Jahr 2007.

Solarzellen-Leistung bei 120 W/m ²	≈ 14 kW bei 120 m ² Fläche
Solarzellen-Leistung bei 250 (5) W/m ²	≈ 30 kW bei gleicher Fläche

Solarzellen lassen sich nicht nur in polykristalline, monokristalline und amorphe (zB. flexible amorphous silicon solar cells plastic foils) Typen unterscheiden, sondern auch nach deren Auftragungstechnik. Hier sind mir ebenfalls drei unterschiedliche Typen, alle in Entwicklung, bekannt:

- biegbare Dünnschicht-Solarzellen der ETH Zürich
- mit dem Pinsel aufzutragende Solarzellen (irgendwo aufgeschnappt)
- Dünnschichtzellen grösserer Leistung

Kosten der Solarzellen heute: zirka CHF 1000 pro m²

⁵ Dies ist die Leistung der Solarzellen von Bertrand Piccards Solar Impuls. Quelle: AeroRevue 2007/12

10.2. Elektroantrieb

Ein Fallflieger der für den Solarbetrieb, resp. Akku-Speisung gebaut wird, wird mit zwei Elektromotoren angetrieben. Dies aus folgenden Überlegungen:

- ein Teil der Masse wird seitlich ausgelagert; dadurch ist das Flugzeug in der Längsachse weniger windanfällig;
- der Propellerdurchmesser kann vergrößert werden;
- der maximale Stromfluss verteilt sich auf zwei Steuersysteme und Motoren;
- die Umdrehungsgeschwindigkeit der Propeller kann generell verringert werden;
- es kann auf verstellbare Propeller verzichtet werden (dadurch wird Gewicht und Mechanik eingespart);
- kleine Richtungskorrekturen können durch eine Drehzahldifferenz an den Propeller erreicht werden ohne zusätzlichen Luftwiderstand zu generieren.

10.3. Hybridantrieb

Als Zwischenlösung, bis zur Realisation mit Solarpanels, kann ein Benzin betriebener Stromgenerator mitgeführt werden. Gesamt gesehen ist zwar der Wirkungsgrad schlechter als bei einem direkten Antrieb, dadurch aber, dass der Motor immer mit optimaler Drehzahl betrieben werden kann, ist der Gesamtwirkungsgrad über alle Komponente gerechnet weit besser als allgemein angenommen wird.

KDE 12 STAO3 Diesel-Generator schallgedämmt

Frequenz: 50 Hz
Spannung: 230/400 VAC
Stromstärke: 13.7 A
Dauerleistung: 9.5 KVA
Max. Leistung: 10.5 KVA
Umdrehungen: 3000
Anzahl Phasen: 3
Startsystem: elektrisch
Controllpaneelle: digital
Tankkapazität: 25 L
Oeltank: 2.27 L
max. Laufzeit bei Vollast: 8 h
Geräuschpegel: 70-74 dBA/7m
Gewicht: 310 kg (!)
Arbeitsgewicht: 345 kg
Masse: 120x65x76
Hubraum: 794 ccm
Motortyp: Diesel, 4-Takt, 2-Zylinder, Wassergekühlt

Quelle www.kipor.ch (Auszug / 25.5.08):

Je höher der Stromerzeuger betrieben wird, desto geringer seine Leistung!

Höhe ü Meer	Typ KGE 1000 Ti		Typ KGE 2000 Ti		Typ KGE 3000 Ti	Dauerlast
	Spitzenlast	Dauerlast	Spitzenlast	Dauerlast	Spitzenlast	
0	900	1000	1600	2000	2300	2600
300	869	965	1544	1930	2220	2509
600	837	930	1488	1860	2139	2418
900	806	895	1432	1790	2059	2327
1200	774	860	1376	1720	1978	2236
1500	743	825	1320	1650	1898	2145
1800	711	790	1264	1580	1817	2054
2100	680	755	1208	1510	1737	1963
2400	648	720	1152	1440	1656	1872
2700	617	685	1096	1370	1576	1781
3000	585	650	1040	1300	1495	1690
3300	554	615	984	1230	1415	1599

11. Der Rotorflügel

„Dieses Kapitel erklärt den Rotorflügel und beinhaltet Konstruktionshinweise“

In den oberen Teil des Flügels ist ein „Rotor“ eingebettet - der Rotorflügel. Dieser wird für den vertikalen Fallflug aus dem Flügel nach oben gestossen. Dies kann manuell initialisiert werden oder durch die Notfallprozedur, die Analoges vorsieht (zum Beispiel einher mit dem nach unten klappen der Räder). Mit dem Ausfahren vom Rotorflügel verschieben sich die beiden Rotorblätter von einander weg, symmetrisch um die Drehachse, nach vorne, resp. nach hinten.

Zeitgleich mit dem Ausfahren wird die Blockierung vom Rotorflügel gelöst.

Einmal in Drehung versetzt wird durch den Aufwind die Rotationsgeschwindigkeit vom Rotorflügel erhöht. Damit wandelt der Rotor die in Höhe gespeicherte Lageenergie (potentielle Energie) in Bewegungsenergie um (kinetische Energie). Dies führt zu einer Reduzierung der Fallgeschwindigkeit.

Um die Autorotation zu starten haben die Rotorblätter weder eine Verdrehung noch ein Anstellwinkel. Die Autorotation entsteht lediglich durch die versetzte Anordnung zur Drehachse⁶. Erst mit grosser Zunahme der Drehzahl wird der Anstellwinkel der Rotorblätter dahingehend verändert, dass diese Auftrieb generieren. Dadurch wird die Rotationsbeschleunigung aufgehoben (Selbstorganisation mittels Zentrifugalkraftsteuerung).

Um eine sanfte Landung zu erreichen kann vom Piloten kurz vor dem Aufsetzen der Anstellwinkel der Rotorblätter eingestellt werden.

Eine Anstellwinkelveränderung der Rotorblätter erfolgt auch so bald die Räder auf dem Boden aufsetzen (zumindest als Absichtserklärung). Unbelastet haben die Räder einen Abstand von einem Meter achtzig zum Flugzeugunterboden. Durch die Anstellwinkelveränderung an den Rotorblätter generieren diese Auftrieb aus der kinetischen Energie die im Rotorflügel gespeichert ist und der Fallflug wird auf den letzten anderthalb Meter abrupt abgebremst. Mit dem Erreichen vom Minimalabstand zum Boden wird der Anstellwinkel der Rotorblätter wieder gelöst und der Rotorflügel dreht wirkungslos bis zum Stillstand weiter.

Der Rotorflügel wird mit einem Grad Winkeldifferenz zum Flügel in seinem Bett im Flügel fixiert. Zusätzlich wird am Flügelende mit dem horizontalen Fahrtwind ein Unterdruck im Rotorflügelbett aufgebaut. Beim vertikalen Flug wird dieser

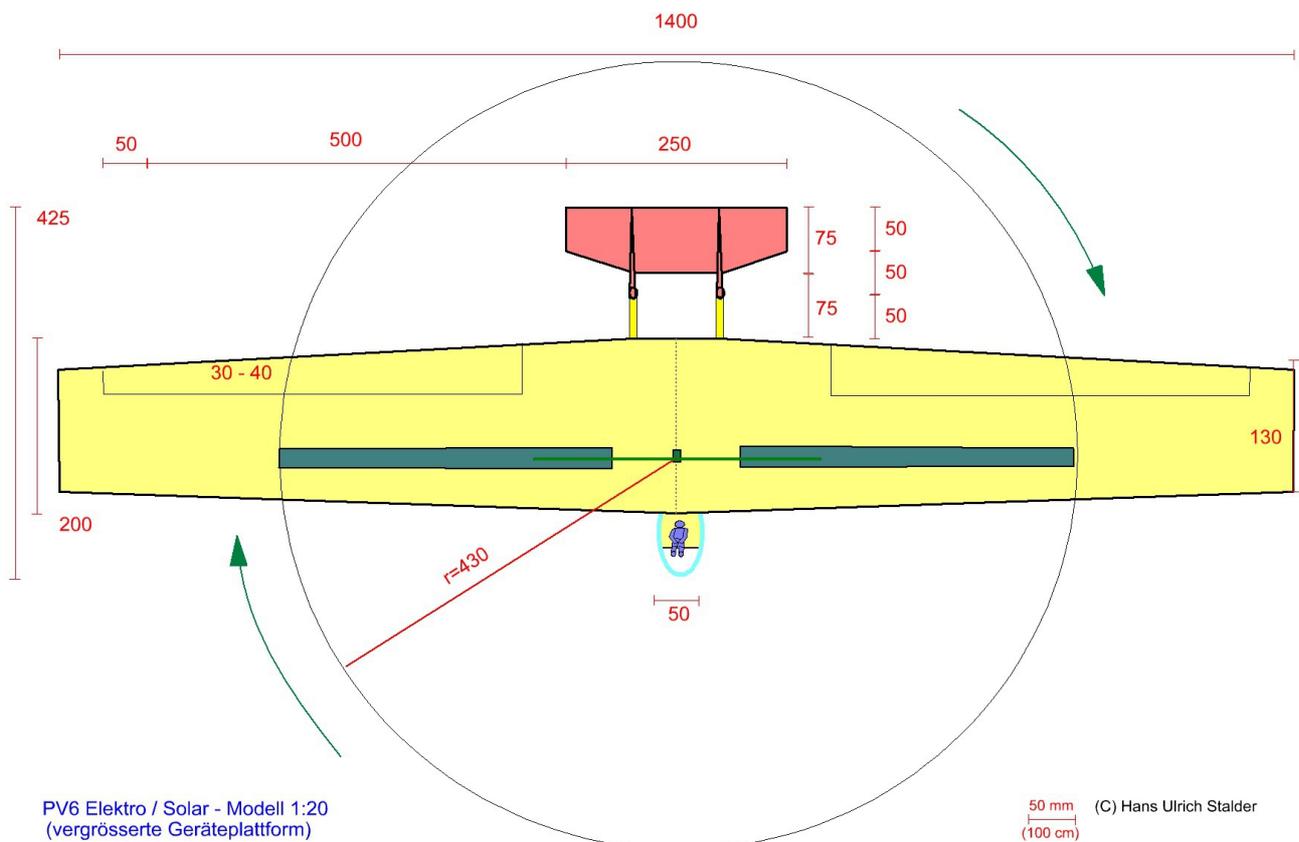
⁶ Eine ausführliche Beschreibung dieses Prinzips ist im Internet zu finden, u.A. mit dem Artikel „Der Flug des geflügelten Samens“ von H. Joachim Schlichting und Christian Ueke. Diese Dokumentation enthält auch eine Anleitung um einen Papierhubschrauber zu bauen.

Unterdruck durch das Fehlen vom Fahrtwind aufgehoben, es stellt sich sogar durch den Aufwärtswind ein kleiner Überdruck ein.

Ein Hinweis noch zum Rotorblattprofil. Der Profil-Strak macht es möglich, dass der Rotor von wurzelseitig bis an das Flügelende eine fast gleichmässige Profilierung hat. Eine absolute Symmetrie, vorn und hinten, ist absolut zwingend.

Eine letzte Anmerkung sei noch erlaubt. Beim Normalhubschrauber erfolgt die Autorotation durch einen steil abfallenden Vorwärtsflug, bedingt durch die Verdrehung der Rotoblätter und den Anstellwinkel vom Rotor. Beim Fallflieger erfolgt die Autorotation durch ein horizontales, senkrecht nach unten Fallen. Dies zur Erklärung der beiden unterschiedlichen Rotorkonstruktionen. Die vorliegende Konstruktion macht es zudem möglich, dass bei gleicher Rotorfläche eine höhere Rotationsgeschwindigkeit erreicht wird, als wenn nur mit dem Anstellwinkel der Rotorblätter gearbeitet würde.

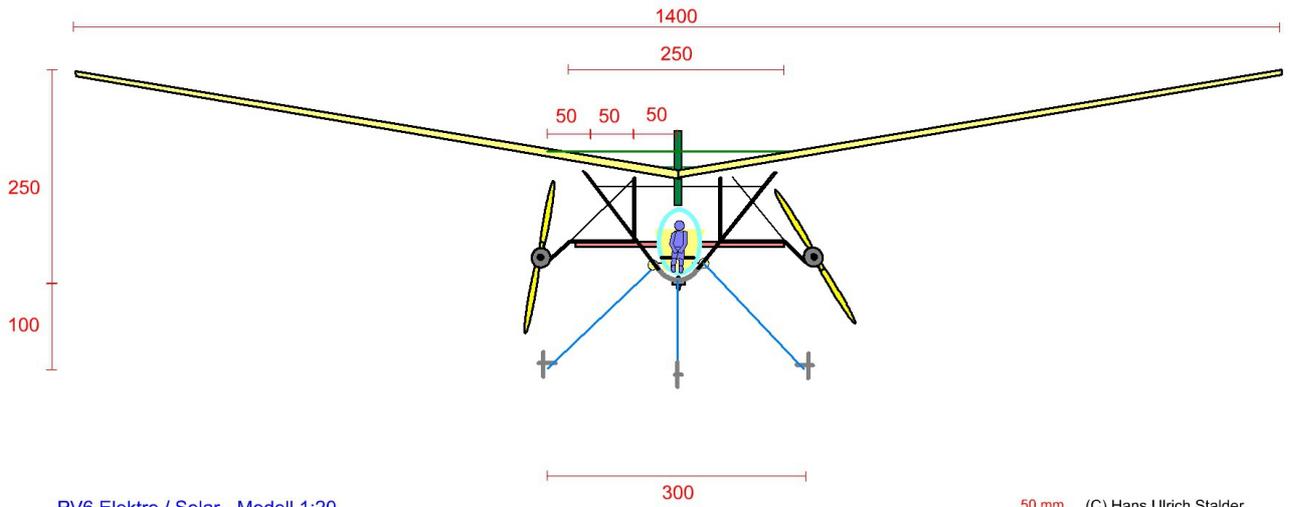
Die folgenden Bilder betreffen das Modellflugzeug und verdeutlichen lediglich das Prinzip. Die Proportionen und die technischen Ausführungen werden sich beim Personen tragenden Fallflieger ganz anders ergeben.



Position vom Rotorflügel (dunkelgrün).

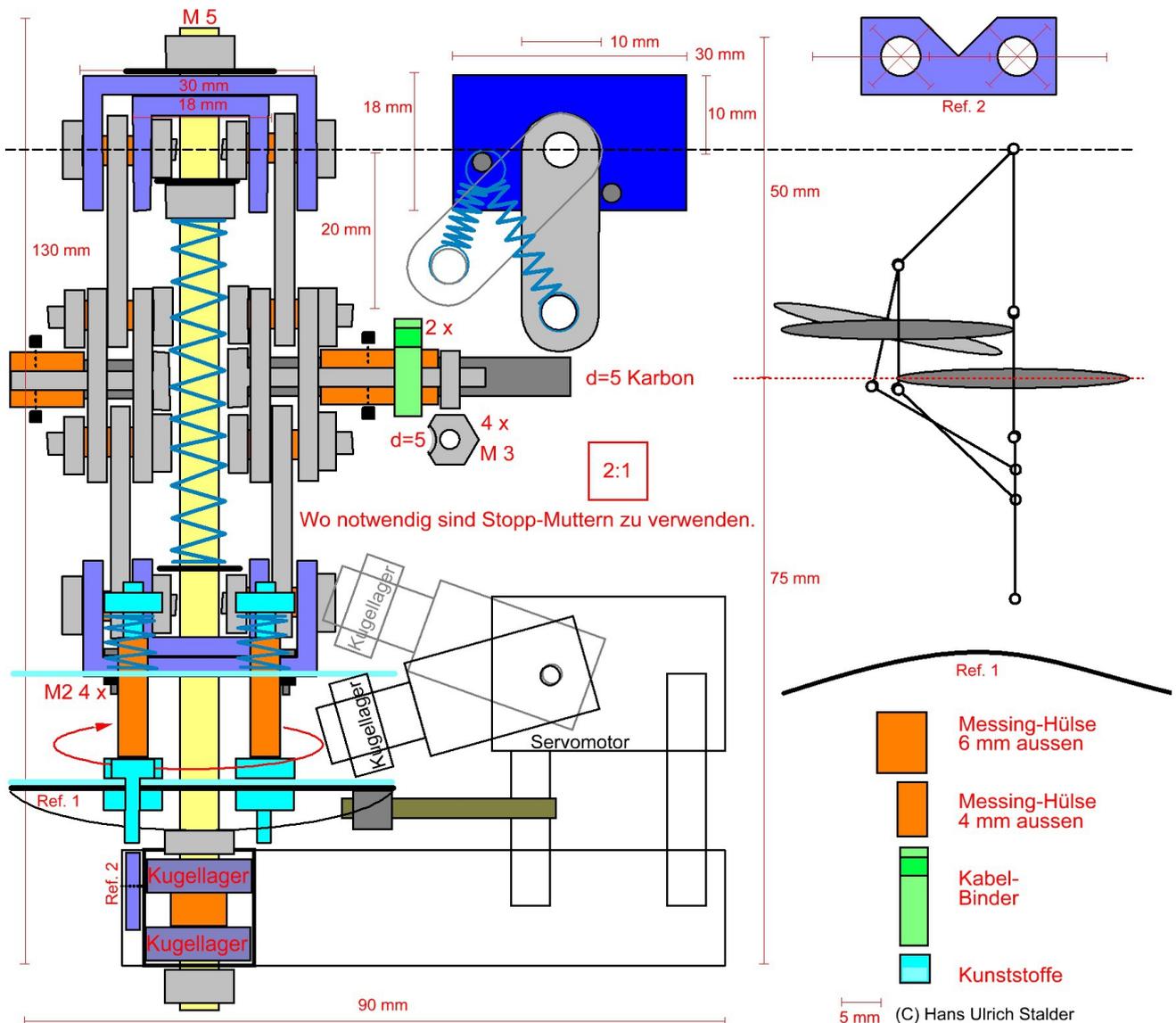
Um im Fallflug den Rotorflügel zu starten muss der Rumpf in der Hochachse von der Rotorausrichtung weg gedreht werden.

Die endgültigen Dimensionen vom Modellflugzeug ergeben sich nach der Fertigstellung vom Rotorkomplex auf Grund dessen Gewichtssumme.



PV6 Elektro / Solar - Modell 1:20
(vergrösserte Geräteplattform)

50 mm (C) Hans Ulrich Stalder
(100 cm)

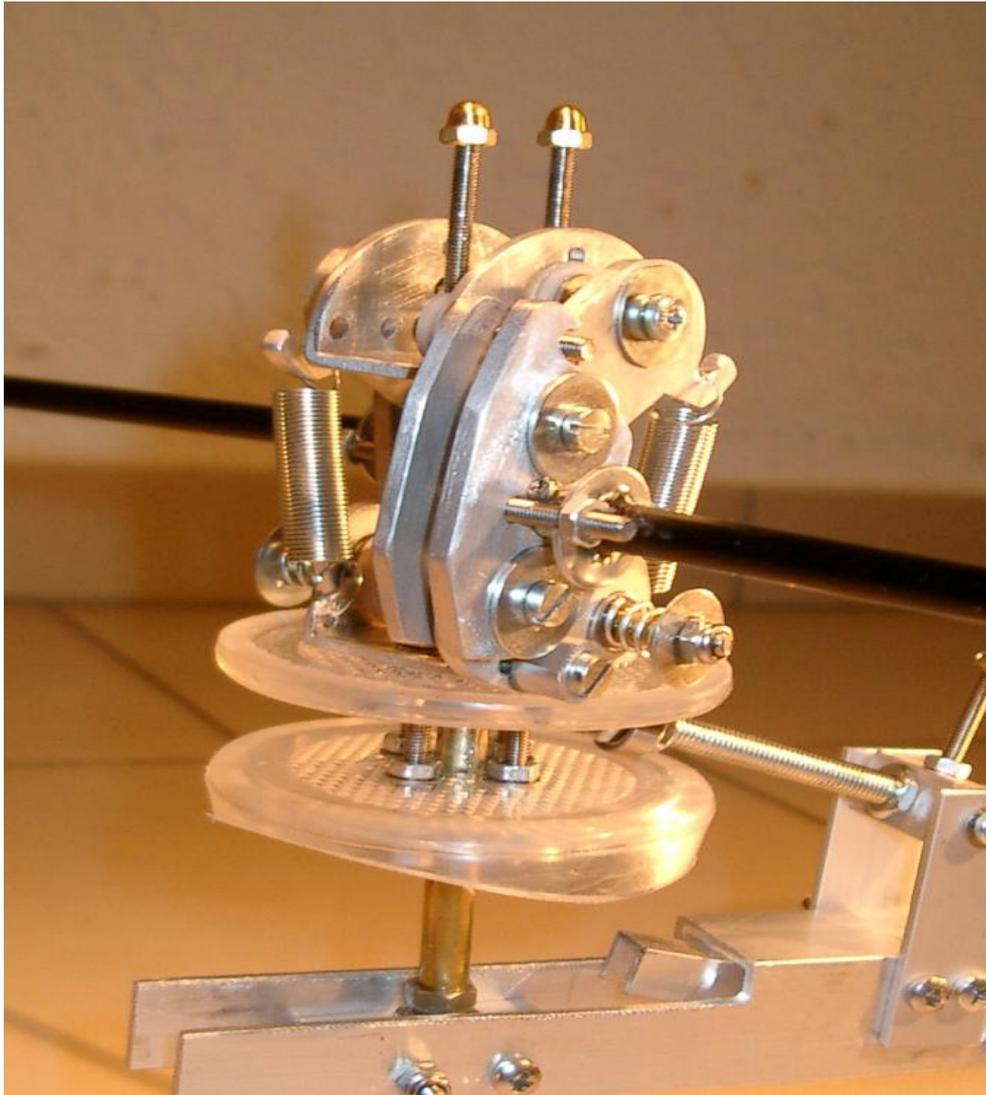


Gewicht reduzierter Rotorflügelkopf (der mechanische, obere Teil ist um 90° gedreht dargestellt).

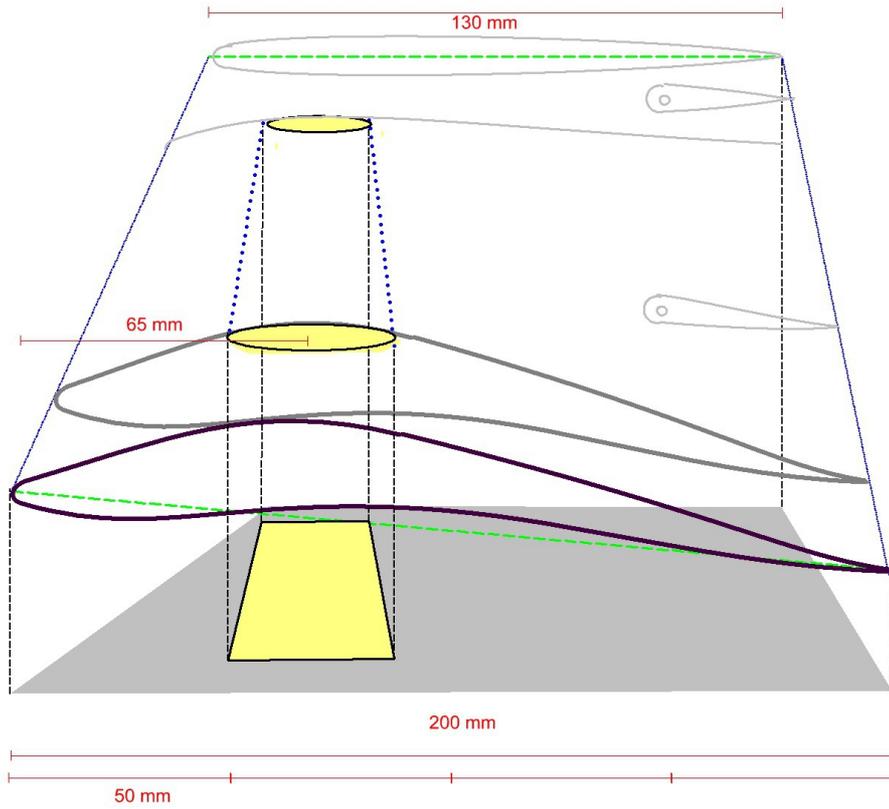
Das Einziehen vom drehenden Rotor während dem Fallflug (ohne Landung) geht in drei Schritten vor sich:

1. Anstellen der Rotorblätter bis der Rotor fast im still stand ist;
2. Einziehen vom Rotor bis dieser knapp über dem Flügel dreht - dadurch wird der Rotor durch die Einrichtung Ref.1 quer zum Flugzeug ausgerichtet und zum still stand gebracht;
3. Rotor ganz einziehen und im Flügel versenken - mit Einrichtung Ref. 2 wird der Rotor zeitgleich mit dem Einziehen punktgenau für die Versenkung im Rotorbett ausgerichtet.

PS. Die Fotografie vom fertiggestellten, ersten Rotorflügelkopf wurde ins Dokument Teil 1 - Organisation „Chronologische Zusammenstellung der Ereignisse“ verschoben.



Rotorkopf in Bremsschub-Position.

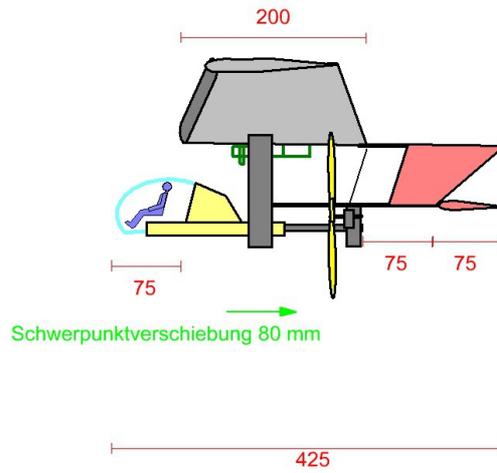


3D-Falschdarstellung - Profilgrößen 1:1 bei Direktdruck

(C) Hans Ulrich Stalder

10 mm

Projizierte Rotorfläche(n).



PV6 Elektro / Solar - Modell 1:20
(vergrößerte Geräteplattform)

50 mm (C) Hans Ulrich Stalder
(100 cm)

Position vom Rotorkopf (zwischen den Flügel)

12. Reservekapitel ohne Inhalt

13. Reservekapitel ohne Inhalt

14. Reservekapitel ohne Inhalt

15. Steuerknüppel, Ansteuerung der Ruder und Trimmen

Die vorliegende Version hat einen klassischen Steuerknüppel so wie Fusspedalen für die Bedienung vom Seitenruder. Zusätzlich zum klassischen Steuerknüppel ist ein separater Steuerhebel für die Ansteuerung vom Seitenruder vorgesehen. Dieser zusätzliche Steuerhebel hat dieselbe Funktion wie die Fusspedalen und wird dann benötigt, wenn die Füße die Pedalen für eine Schwerpunktsverschiebung benötigt werden.

Das Trimmen (Pitch) erfolgt durch ein Verschieben des Schwerpunktes (mittels den erwähnten Pedalen oder durch Elektromotoren). Mit dem Einbau von Gewichtssensoren in die drei Standbeine kann die Schwerpunktsposition vor jedem Start angezeigt, resp. das Trimmen direkt mit Elektromotoren vorgenommen werden.

Am Boden wird das Flugzeug entweder traditionell mit den Füßen gesteuert. Das Einzelradbremsen erfolgt mit den Füßen durch drücken der oberen Fussraster (traditionell). Die Handbremse geht auf alle drei Räder und verhindert zugleich das Bugrad am Schwenken (dies kann in unebenem Gelände bei einer Landung aus dem Fallflug nützlich sein).

Zur Absicherung aller Eventualitäten kann mittels eines Nothahns, der auch von der Beifahrerbank aus zugänglich ist, der Fallflug eingeleitet werden. Wird der Nothahn benutzt werden die Motoren abgestellt. Zeitgleich wird der Rotorflügel ausgefahren, die Handbremse wird angezogen und die Schwenkbeine (Räder) werden ausgefahren.

Für die kontrollierte Senkrechtlanden wird der Motor nicht abgestellt. Dies ermöglicht kurz vor dem Aufsetzen das Flugzeug durch kurzzeitiges beschleunigen der Propeller die Flugzeugausrichtung noch zu verändern.

16. Einlagerung und Strassentransporte

Um den Fallflieger mit auf kleinstem Raum einlagern zu können, wird er in grössere Einzelstücke zerlegt und auf einem Kraftwagenanhänger von maximal 2,4 Meter Breite verstaut.

17. Cockpitausstattung

Das Cockpit ist mit einer Geräte-Konsole ausgestattet. Damit die Sicht nach vorne und unten nicht durch die Konsole beeinträchtigt wird, ist diese am unteren Längsträger befestigt. Im unteren Teil der Konsole-Halterung sind die Tretpedalen für die Kabineverschiebung (Schwerpunktverlagerung) angebracht. Zwischen den Tretpedalen und der Konsole-Halterung hat es zusätzliche Warmluft-Austrittsöffnungen sowie zwei in alle Richtungen schwenkbare Ventilatoren. Am oberen Teil ist die Geräte-Konsole für die nachfolgend aufgezählten und ggf. zusätzlichen Geräten.

Konsol-Geräte

- Bord-Computer und Display (alle Anzeigen, GPS und Bedienung)
- Bord-Funk
- Kartenhalterung
- zum Bord-Computer redundante Geräte (Kompass, Höhenmeter, Fahrtenmesser, Fluglageanzeige)
- Motorbedienung (Starter, Joke, etc.)
- elektrische Schalter (für Scheibenwischer, Ventilatoren, Beleuchtungen, etc.)

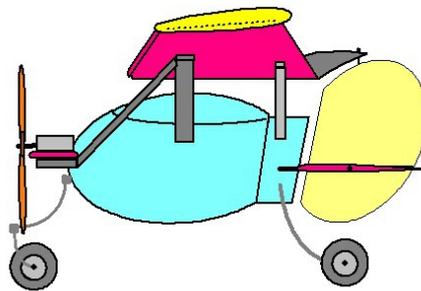
Separat zur Armaturen-Konsole sind im Cockpit folgende Bedienungselemente untergebracht:

- Pedalsystem für die Kabineverschiebung
- Bremsklappe-Hebel (mit drei Raster-Positionen: 0, 1 und 2)
- Radaufhängungs, resp. Schwenkbeinebedienung
- Nothahn (für das automatische einnehmen aller Fallflugeinstellung)

18. Umrechnungshinweise von Massangaben

- **ft** - Fuss, 1 ft = 0,3048 m
- **ft/min** - Fuß pro Minute, 100 ft/min = 0,508 m/s
- **gal** - U.S. Gallon (im Gegensatz zur Imperial Gallon), 1 gal = 3,785 l
- **in** - Inch (Zoll), 1 in = 0,0254 m
- **kt** - Knoten (Seemeilen pro Stunde), 1 kt = 1,852 km/h
- **lb** - Pfund, 1 lb = 0,4536 kg
- **mi** - Statute Mile (Landmeile), 1 mi = 1,609 km
- **mph** - Miles per Hour (Landmeilen pro Stunde), 1 mph = 1,609 km/h
- **NM** - Nautical Mile (Seemeile), 1 NM = 1,852 km

19. Modellbau PV6 Elektro-V4 / Massstab 1:20 (aktuell)



Modell Fallflieger

Physikalisch oder technisch begründet ergeben sich folgende Abweichungen gegenüber der massstabsgetreuen Verkleinerung:

- Der Propellerdurchmesser musste enorm vergrössert. Dies hatte zur Folge, dass der Abstand, Geräteplattform zum Flügel, ebenfalls vergrössert werden musste. Dadurch kam der Propellervortrieb unterhalb vom Schwerpunkt zu liegen, was Folgendes nach sich zog:
 1. der Propeller-EWD wurde horizontal und vertikal auf 0° zurückgesetzt;
 2. der Schwerpunkt für den horizontalen Flug wurde weiter nach vorne gelegt;
 3. die Horizontalverschiebung der Geräteplattform wurde um 20 mm erweitert;
 4. der Abstand, Schwerpunkt zum Höhenruder, wurde vergrössert.
- das Gesamtgewicht ist im Verhältnis kleiner;
- die Minimalgeschwindigkeit ist verhältnismässig grösser;
- die Ruderflächen sind vergrössert und benötigen mehr Ausschlag;
- die Motorleistung ist verhältnismässig stärker;
- der Flügelseinstellwinkel wurde um 3° verringert (von 3° auf 0°);
- die geometrische Schränkung (Flügelverwindung) wurde gegenüber der Wurzel seitigen Profelsehne auf 8° erhöht (das symmetrische Randprofil fungiert somit als flach gelegtes Winglet);
- die Spannweite wurde verlängert;
- die Flügelaussentiefe wurde vergrössert;
- die Kabine (Geräteplattform) ist gegenüber der Version PV6 verbreitert;
- **der Rotorflügel ist für den Horizontalflug nicht im Hauptflügel versenkt;**
- **die Luftschrauben und die Antriebsmotoren wurden vor den Rumpf verlegt.**

Modellbau der PV6-Elektro-V4, resp. Solar-Variante ohne Solarzellen

Spannweite	1520 mm
Flugzeuglänge	500 mm
Gewicht	2000 gr
Hauptflügel-Fläche	26 dm ²
Innenflügeltiefe	200 mm
Aussenflügeltiefe	130 mm
Flächenbelastung	77 gr/dm ²
Streckung	8,4
Profilsehne zu Rumpf (Wurzel)	- 3°
Nullauftriebswinkel (A0) des Flügels	2°
Canardflügel-Flächen (Ausgleich zu Motorgewicht)	2 x 0,7 dm ² (+ Heberlarm zu SP)
Canardflügel Anstellwinkel	- 2°
Sinkrate im Fallflug mit Rotor	< 30 km/h (8 m/s)
Aufsetzgeschwindigkeit nach Fallflug mit Rotor	< 5 km/h (1,4 m/s)
Geradeausflug	≈ 72 km/h (20 m/s)
(bei angenommenem Gleitwinkel 1:10 und Flügelanstellwinkel 0°)	
Stationärer Geradeausflug (CA 1)	43 km/h (12 m/s)
Rotorflügelfläche (Rotordurchmesser 860 mm)	27 dm ²
Gerechnete bremswirksame Fläche	51 dm ²
Freier Fallflug horizontal (28 dm ² gerechnet)	43 km/h (12 m/s)
Querruderfläche (2 x 1,5 dm ²)	3,0 dm ²
Höhenruderflächen (2 x 2dm ²) ⁷	4,0 dm ²
Seitenruderflächen (inkl. starre Teile)	3,7 dm ²
Radschenkellänge seitlich (seitlicher Winkel 15°)	120 mm
Radschenkellänge vorne (Winkel nach vorne 45°)	150 mm
Standhöhe bis Rumpf	110 mm

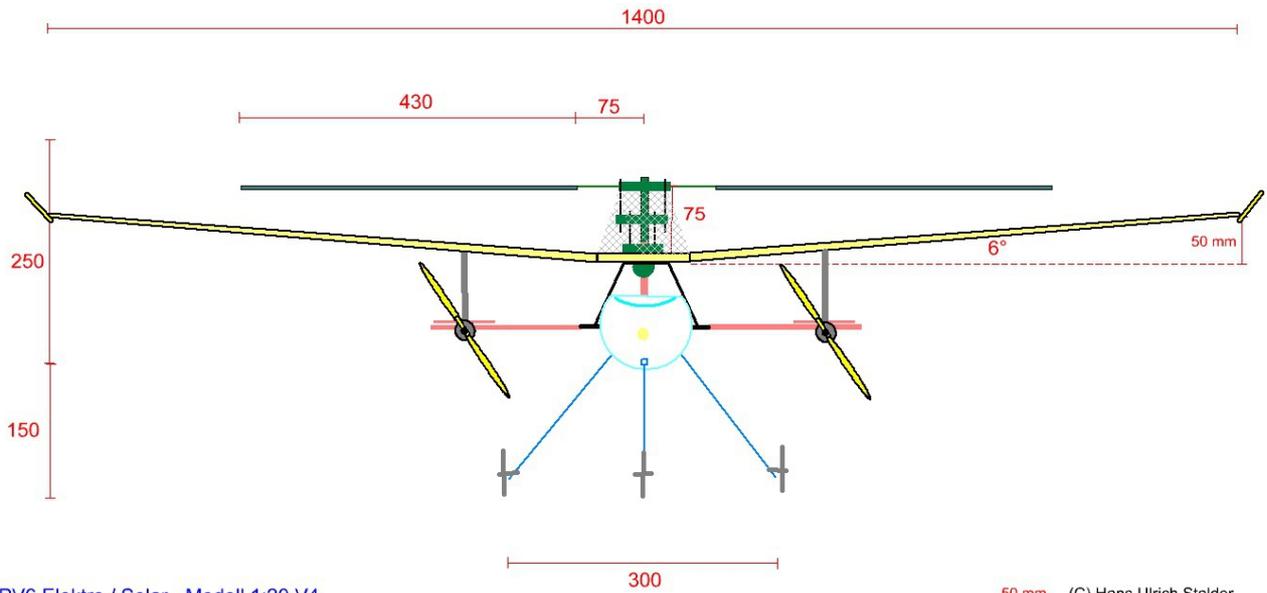
Die Solar-Variante wird mit zwei Motoren und Zugpropeller ausgestattet. Diese sind vor dem Kabinenteil angebracht. Zugpropeller haben den Vorteil, dass die Luft vor den Propeller noch nicht verwirbelt ist. Abgesehen davon, dass bei der Personen tragenden Variante zusätzlich weniger Lärm entsteht, ist durch diese Anordnung der Propeller ein ruhigeres Flugverhalten zu erwarten.

Der Rotorflügelanstellwinkel beträgt direkt über den Flügel im Horizontal- und im Senkrechtflug 0°, ausser bei der „Schubumkehr“ vor dem Bodenkontakt.

Hinweis: Mit der Belastung (Auftrieb) vom Flügel verwindet sich dieser (abhängig vom Einfluss der Bespannung). Das heisst, im unbelasteten Zustand hat das Flügelende (ohne Bespannung) eine negative Ausrichtung (-Ca) und geht dann mit der Flächenbelastung auf zirka Null Grad über.

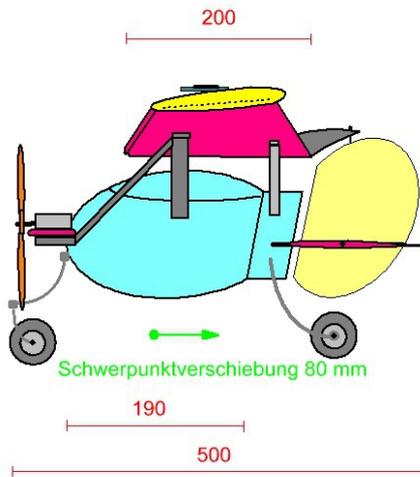
⁷ Beim horizontalen Flug ist die benötigte Höhenruderausstellung abhängig von der eingenommenen Schwerpunktlage.

Dimensionen



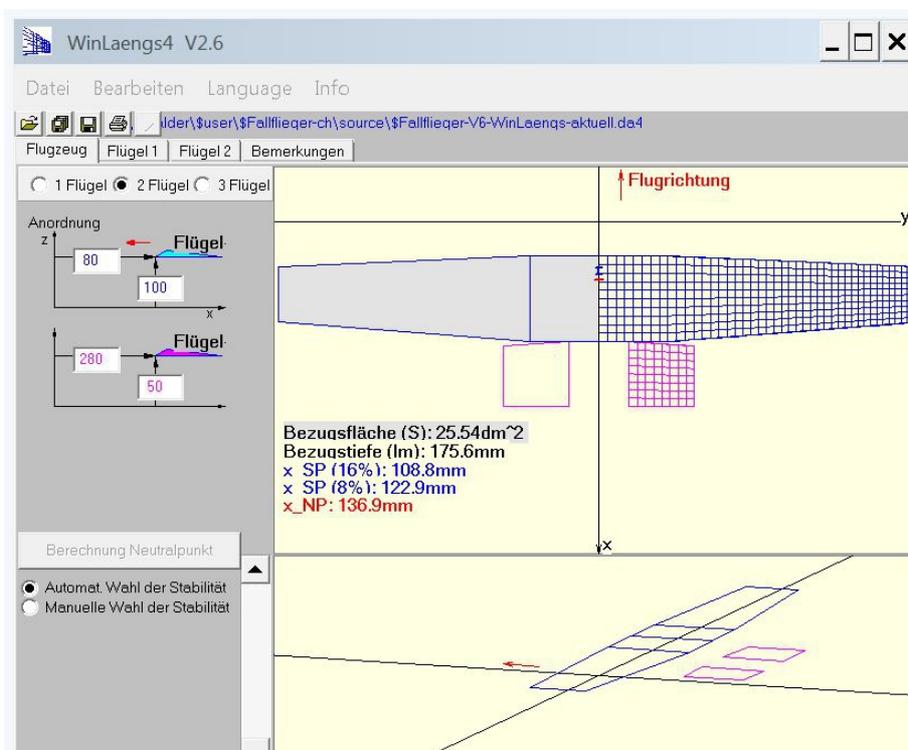
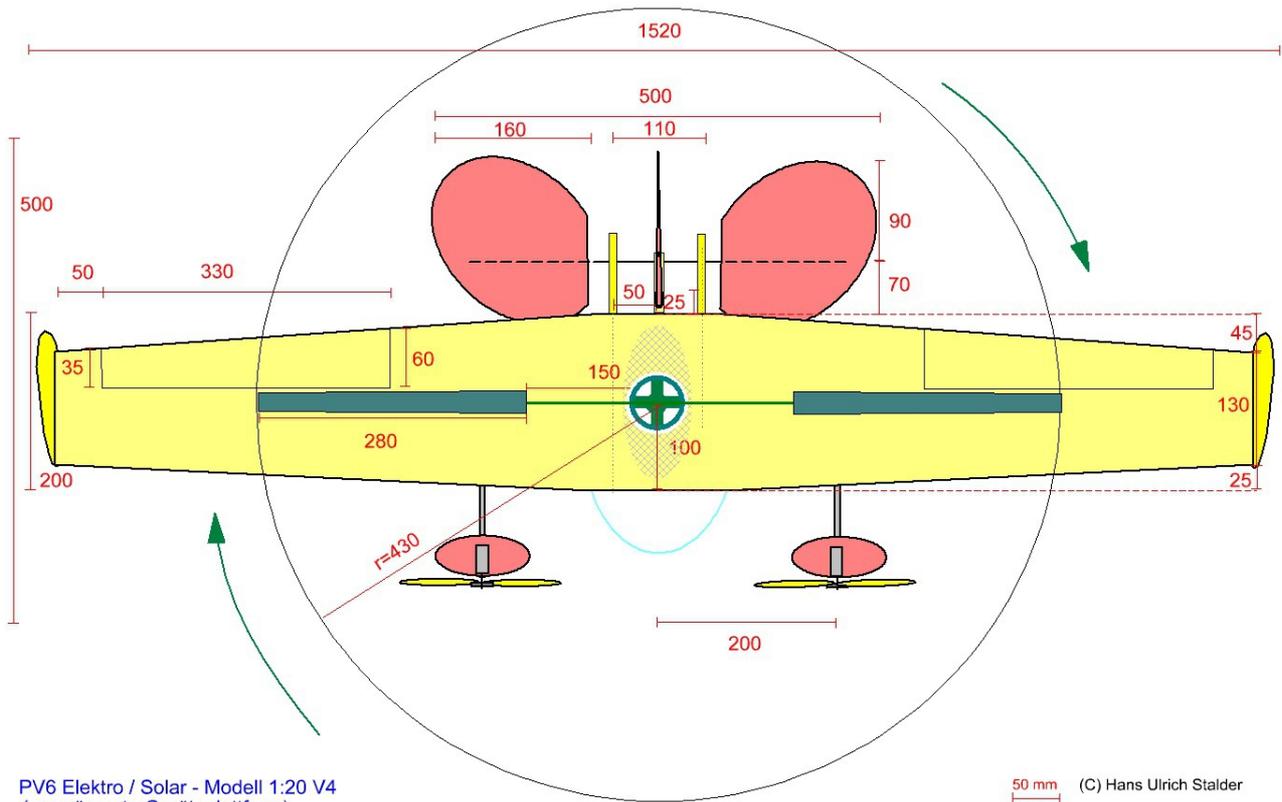
PV6 Elektro / Solar - Modell 1:20 V4
(vergrösserte Geräteplattform)

50 mm (100 cm) (C) Hans Ulrich Stalder

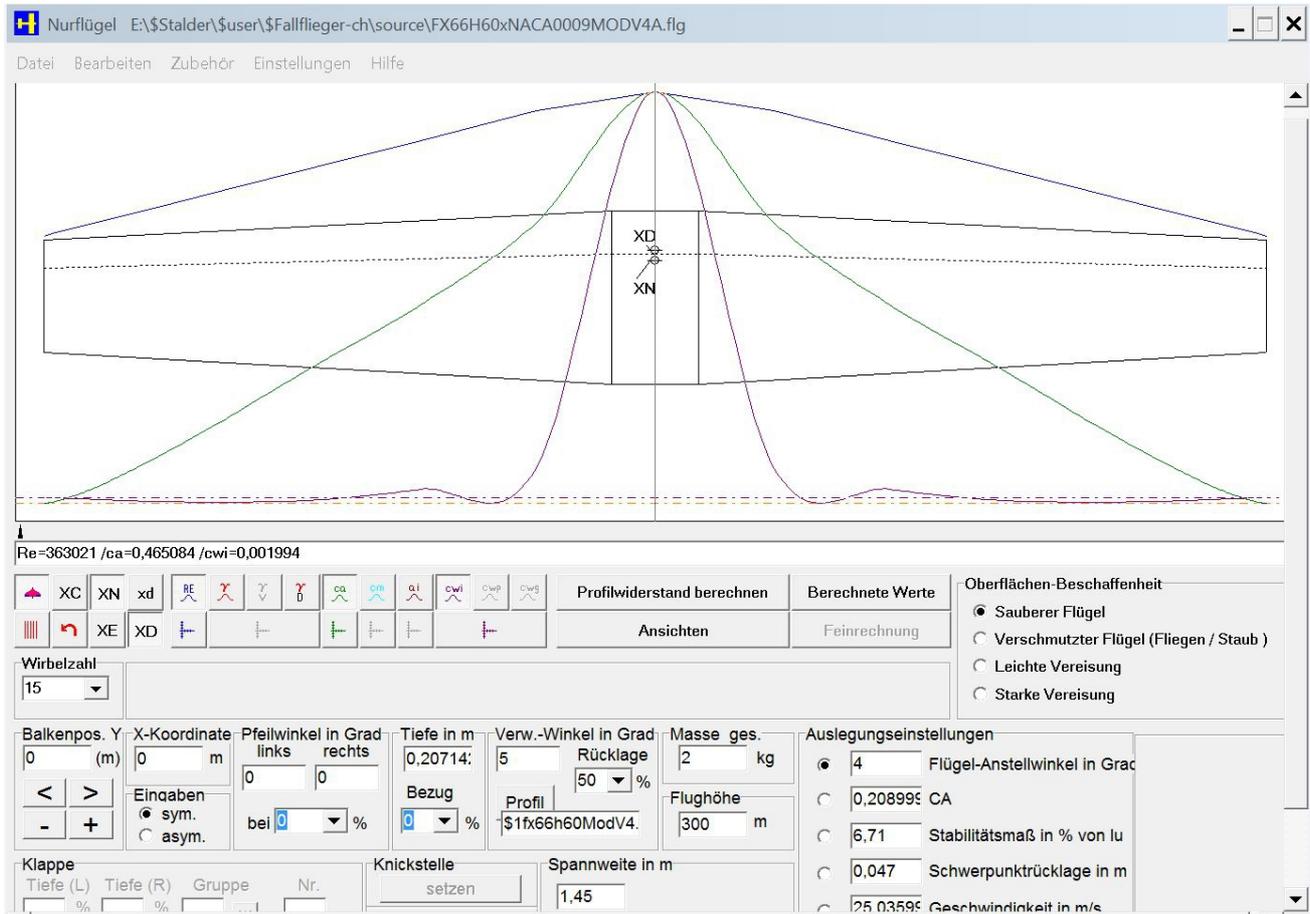


PV6 Elektro / Solar - Modell 1:20 V4
(vergrösserte Geräteplattform)

50 mm (100 cm) (C) Hans Ulrich Stalder



Programm WinLaengs von Jörg Russow und Dietrich Meissner - Neutralpunktberechnung.



Hinweis: Weil Windows Vista mit diesem Programm Mühe hat, konnten kleinere Anpassungen nicht vorgenommen werden!

Name des Flügels = FX66H60xNACA0009MODV4A.flg

Flächeninhalt (F) = 0,251547 m²
 Flächenbelastung = 7,950796 kg / m² = 79,50796 g / dm²
 Streckung (Λ) = 8,3583
 Bezugsflügeltiefe (lu) = 0,1763 m
 aktuelle Luftdichte (p) = 1,1911 kg / m³ in 300 m Höhe

Rücklage des Geometrischen Neutralpunktes (XC) = 0,0591 m
 Rücklage des Elliptischen Neutralpunktes (XE) = 0,0584 m
 Rücklage des Aerodynamischen Neutralpunktes (XN) = 0,0588 m
 Rücklage des Druckpunktes=Schwerpunkt (XD) = 0,047 m
 Stabilitätsmaß (SM) = 6,71 %

Nullauftriebswinkel des gesamten Flügels (A0) = 1,473 Grad
 Nullmomentbeiwert des gesamten Flügels (CM0) = 0,01402
 Auftriebsanstieg des Flügels (dCA) = 4,73779
 Momentanstieg des Flügels (dCM) = 0,0065

Auftriebsbeiwert des gesamten Flügels (CA) = 0,20894
 Momentbeiwert des gesamten Flügels (CM) = 0,0143
 Induzierter Gesamtwiderstandsbeiwert (CWI) = 0,00374
 Güte (CWI/CWI ell.) = 2,2474
 Rollmomentbeiwert des gesamten Flügels (CL) = 0
 Induzierter Giermomentbeiwert (CNI) = 0
 Geschwindigkeit für den Stationären Flug (v_einsatz) = 25,035999 m/s

Flächenform: Doppeltrapez

Maße	Wurzelrippe	1. Stoßstelle	2. Stoßstelle	3. Stoßstelle	4. Stoßstelle	Endrippe
Abst. zur Wurzelrippe (mm)	0.00	50.00				700.00
Profilbreite (mm)	200.00	200.00				130.00
Schränkung (°)	-	0.00				-5.00
Pfeilung (mm)	-	0.00				25.00
V-Form (°)	0.00	6.00				-

Profildaten

Wurzelrippe:

Profil:	\$1f66n60ModV4.pro
Profildicke(d):	8.00 %
Dickenrücklage(xd):	28.00 %
Profilwölbung(f):	2.24 %
Wölbungsrücklage(xf):	33.06 %
Momentenbeiwert(cm0):	0.0199
Nullauftrieb(o0):	-0.1516 *
Stoßfreier Eintritt:	1.4498 *
Ca bei stoßfreiem Eintritt:	0.1756
Auftriebsanstieg (Re=100000):	5.4871
Neutralpunktlage:	25.62 %

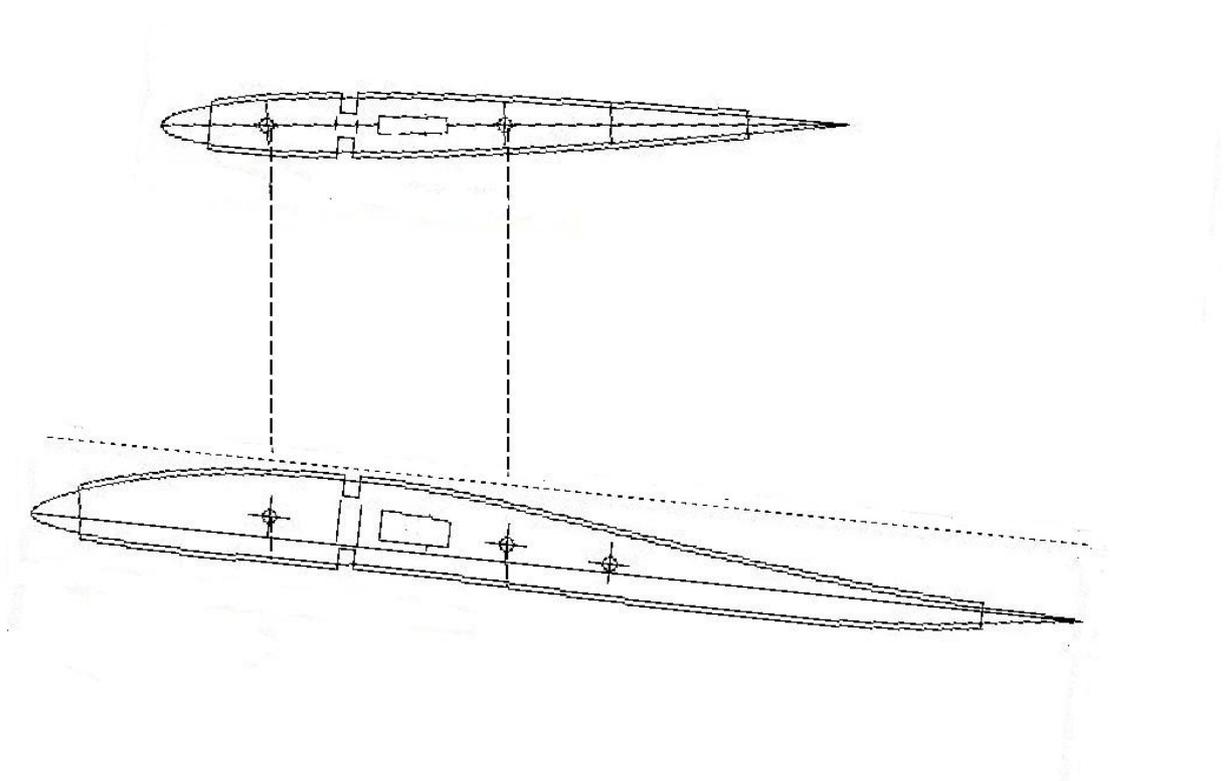
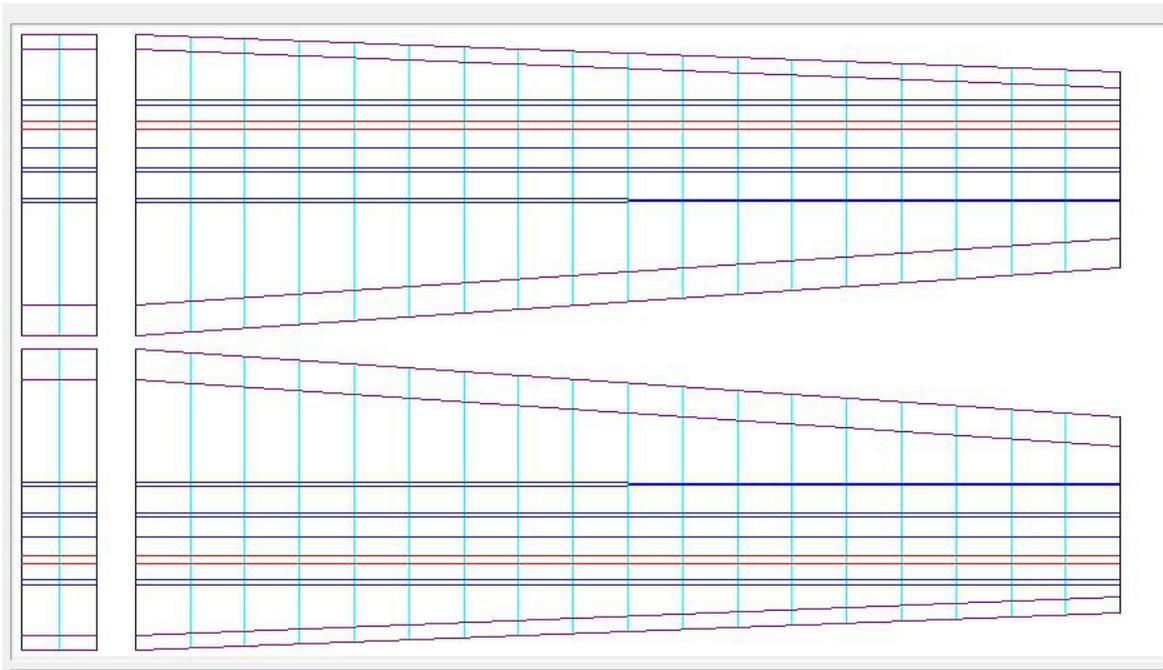
1. Stoßstelle:

Profil:	\$1f66n60ModV.pro
Profildicke(d):	8.00 %
Dickenrücklage(xd):	28.00 %
Profilwölbung(f):	2.24 %
Wölbungsrücklage(xf):	33.06 %
Momentenbeiwert(cm0):	0.0199
Nullauftrieb(o0):	-0.1516 *
Stoßfreier Eintritt:	1.4498 *
Ca bei stoßfreiem Eintritt:	0.1756
Auftriebsanstieg (Re=100000):	5.4871
Neutralpunktlage:	25.62 %

Endrippe:

Profil:	\$2NACA9ModV4.pro
Profildicke(d):	8.00 %
Dickenrücklage(xd):	28.00 %
Profilwölbung(f):	0.00 %
Wölbungsrücklage(xf):	0.00 %
Momentenbeiwert(cm0):	0.0000
Nullauftrieb(o0):	0.0000 *
Stoßfreier Eintritt:	0.0000 *
Ca bei stoßfreiem Eintritt:	0.0000
Auftriebsanstieg (Re=100000):	5.4172
Neutralpunktlage:	25.47 %

Rippe	Abstand zur Wurzel (mm)	Länge (mm)	Schränkung (°)	Bemerkung
1	0.00	200.00	0.00	Wurzelrippe
2	25.00	200.00	0.00	
3	50.00	200.00	0.00	1. Stoßstelle
4	50.00	200.00	0.00	1. Stoßstelle
5	86.11	196.11	-0.28	
6	122.22	192.22	-0.56	
7	158.33	188.33	-0.83	
8	194.44	184.44	-1.11	
9	230.56	180.56	-1.39	
10	266.67	176.67	-1.67	
11	302.78	172.78	-1.94	
12	338.89	168.89	-2.22	
13	375.00	165.00	-2.50	
14	411.11	161.11	-2.78	
15	447.22	157.22	-3.06	
16	483.33	153.33	-3.33	
17	519.44	149.44	-3.61	
18	555.56	145.56	-3.89	
19	591.67	141.67	-4.17	
20	627.78	137.78	-4.44	
21	663.89	133.89	-4.72	
22	700.00	130.00	-5.00	Endrippe



Wurzelrippe Endrippe (3D-Falschdarstellung)

Motorisierung (Outrunner)	2 x Black Warlock BW2820-13T / Brushless / 122 gr / 2 x \approx 150W (Min. benötigt 100 W pro Kg.)
Akku, z.B.	2 x Li-poly 1800 mAh / 11,1 V / 18C / 152 gr; L:88 x B:33 x H:25 mm
Propeller	2 x 13 x 6,5" / 33 x 16,5 cm 10 gr; Welle \varnothing 4 mm
Servomotoren	4 x Hitec-150 HS-45HB 8 gr; 4,8V; 1 Kg/cm 1 x Hitec HS-311 für die Plattformverschiebung; 43 gr; 4,8V; 3 Kg/cm
Empfänger vom Sender abhängig, z.B.	Graupner R 600 light FM 35 MHz; 12-Kanal PPM-Micro-Superhet; A-Band; 30x19x12; 10 gr
Flugregler (Brushlessregler), z.B.	2 x Waypoint 15 A 3As/2A BEC
Flügel	Rippenbauweise bespannt
Rumpf und Verstrebungen	Alu-Konstruktion
Ruderansteuerungen	direkt von Mini-Servos
Schätzungen (⁸):	
Gleitzahl	24,529
Steigzahl	13,173
Sinkgeschwindigkeit	0,941 m/s
Gleitwinkel	2,33°

Die vorliegende Konfiguration erlaubt eine Flugzeit von 6 bis 8 Minuten (Akku-Belastung abhängig).

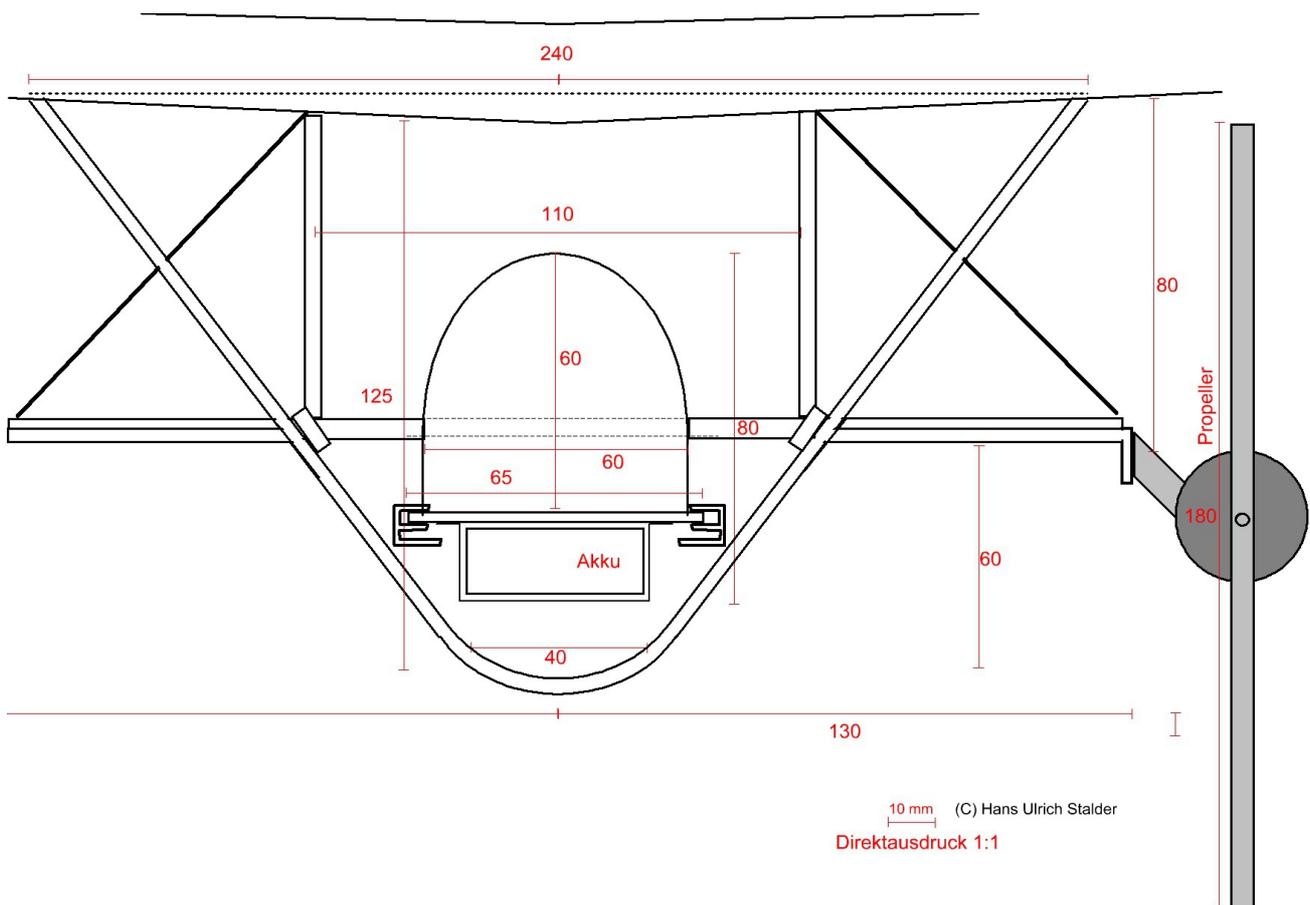
Ein günstiger neun Kanal Sender ist der IMAX-9X. Der Preis liegt bei etwa 70 \$.

⁸ Gemäss Programm Nurfluegel Version 2.25. Die Schätzungen berücksichtigen die Anbauten nicht.

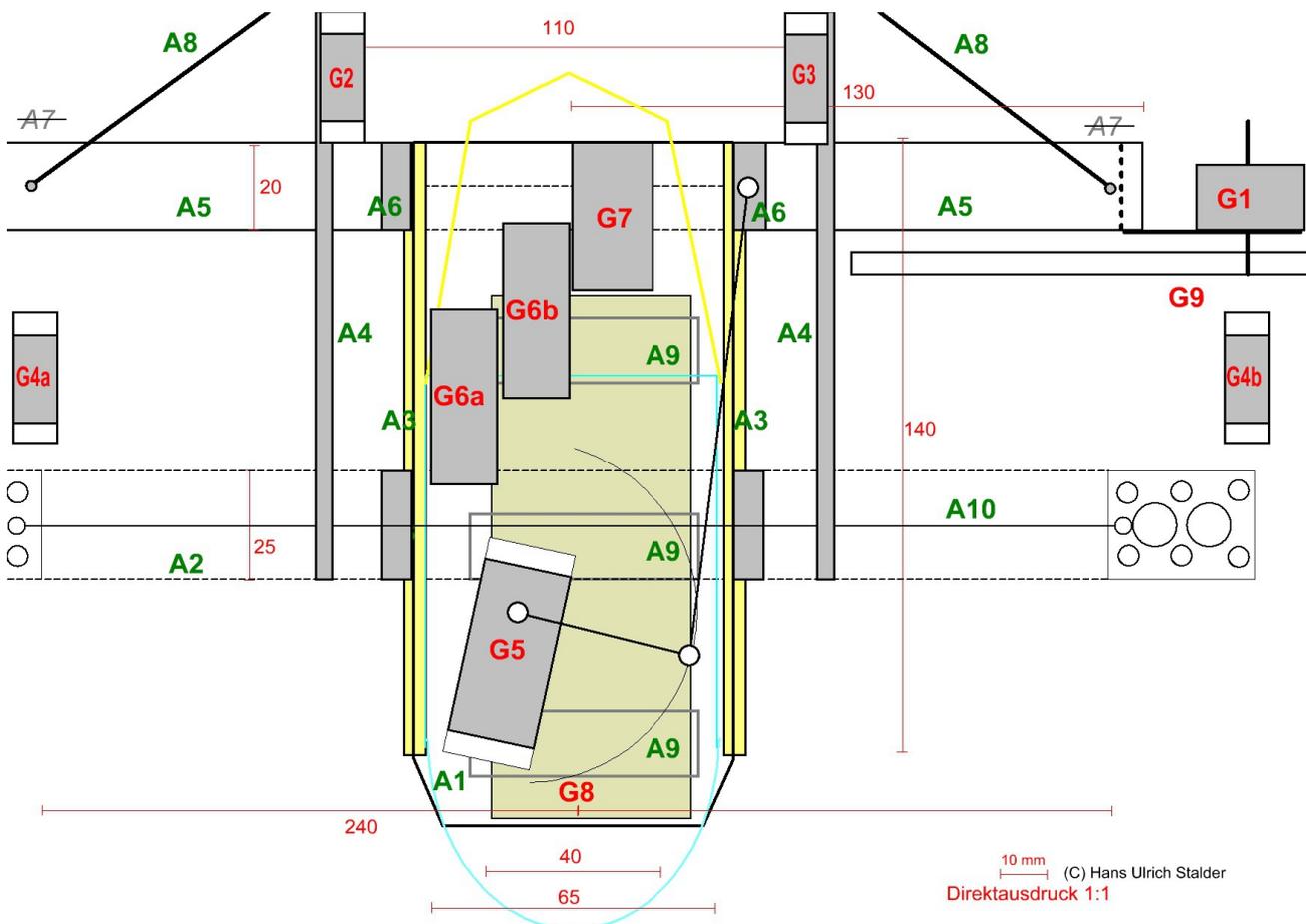
Kanalbelegung (zB. mit Graupner)

E-Motor(en)	Kanal 1
Servo Seite	Kanal 4
Servo Höhe	Kanal 3
Servo Quer rechts	Kanal 2 (inkl. Brems- und Landeklappefunktion)
Servo Quer links	Kanal 5 (inkl. Brems- und Landeklappefunktion)
Servo Schwerpunkt	Kanal 6 (Schieberegler)
Propellerdrehzahl-Differenz	Kanal 7 (Drehregler)
Rotor entsperren / sperren	Kanal 8 (Schalter, startet Hilfsmotor ein und aus)
Rotorschubumkehr einstellen	Kanal 9 (Tasterschalter)

Geräteplattform Frontansicht



Geräteplattform – Draufsicht – Stand 2009



Hinweis: Die Querruderbenutzung als Brems- und Landeklappen kann durch die Verwendung von Einzelservos programmiert werden.

Erklärungen zur Geräteplattform – Draufsicht - Stand 2009

Geräte (G)

1. 2 x E-Motor	(a 28 gr)	60 gr
2. Servomotor Höhenruder		10 gr
3. Servomotor Seitenruder		10 gr
4. 2 x Servomotor Querruder		20 gr
5. Servomotor Plattformverschiebung (Mechanik unterhalb Servo)		50 gr
6. Flugregler (pro E-Motor ein mal)	(a 20 gr)	40 gr
7. Empfänger		10 gr
8. Akku (unter der Plattform)		100 gr
9. Propeller 180 mm Durchmesser	(a 10 gr)	20 gr
10. Kleinmaterial (ohne Bild-Bezeichnung)		40 gr

		360 gr

Alu-Material (A)

1. Geräteplattform ⁹	1 Flachprofil	155x65x2	30 gr
2. Geräteplattform/Flügel Verbindung ¹⁰	1 Flachprofil	360x25x4	80 gr
3. Geräteplattform-Halterungen	2 H-Profil	25x8x5	10 gr
4. Längsverstrebung bis HLW	2 Flach-Profil	200x10x5	40 gr
5. Rumpf/E-Motor-Verbindung ¹¹	2 Flachprofil	340x20x4	60 gr
6. Geräteplattform-Halterungen	2 U-Profil+Halt.	10x8x5	10 gr
7. Verstrebungen	2 Stossstangen	180x2	20 gr
8. Akku-Halterungen	3 Norm-Bügel	100x10x0,3	10 gr
9. Geräteplattform-Halterung-Verb.	1 Stossstange	280x1	20 gr
10. Schrauben, Kleinmaterial und Erweiterungen			120 gr

			400 gr

Balsa / Holz und Diverses

Verschalung			100 gr
Geräte			350 gr
Flügel			300 gr
Räder, Gestänge und Verstrebungen			150 gr
Rotorflügelkomplex			200 gr

Total			1500 gr

⁹ Die Geräteplattform ist eine Alu-Lochplatte.

¹⁰ Um Gewicht einzusparen sind im oberen Teil der Alu-Verstrebungen grössere Löcher gebohrt (ungelocht 120 gr).
Diese Löcher werden aus aerodynamischen Überlegungen mit Folie überzogen.

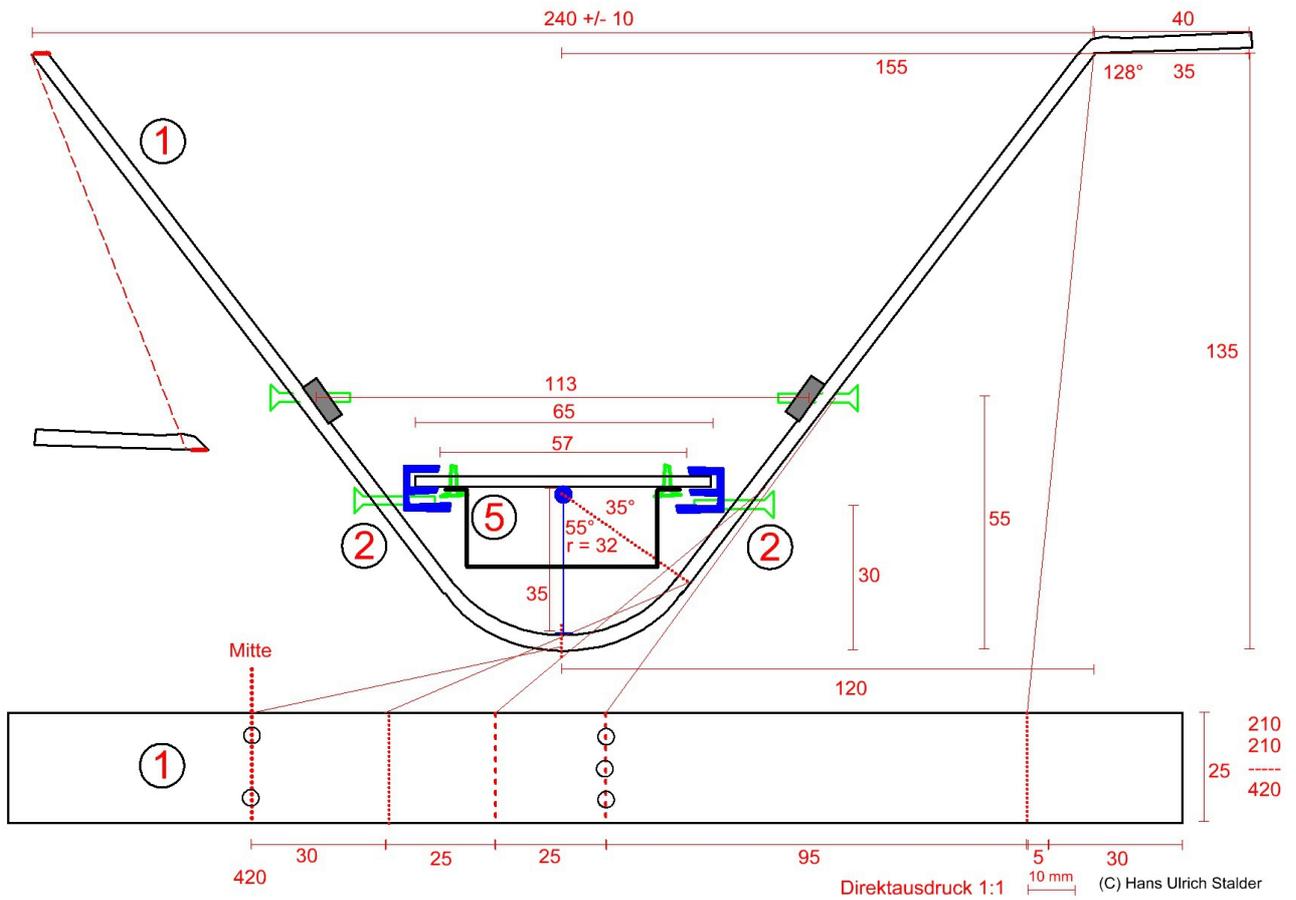
¹¹ Lochungen analog Fussnote 10 ungelocht 80 gr.).

Legende zu den folgenden Detail-Zeichnungen

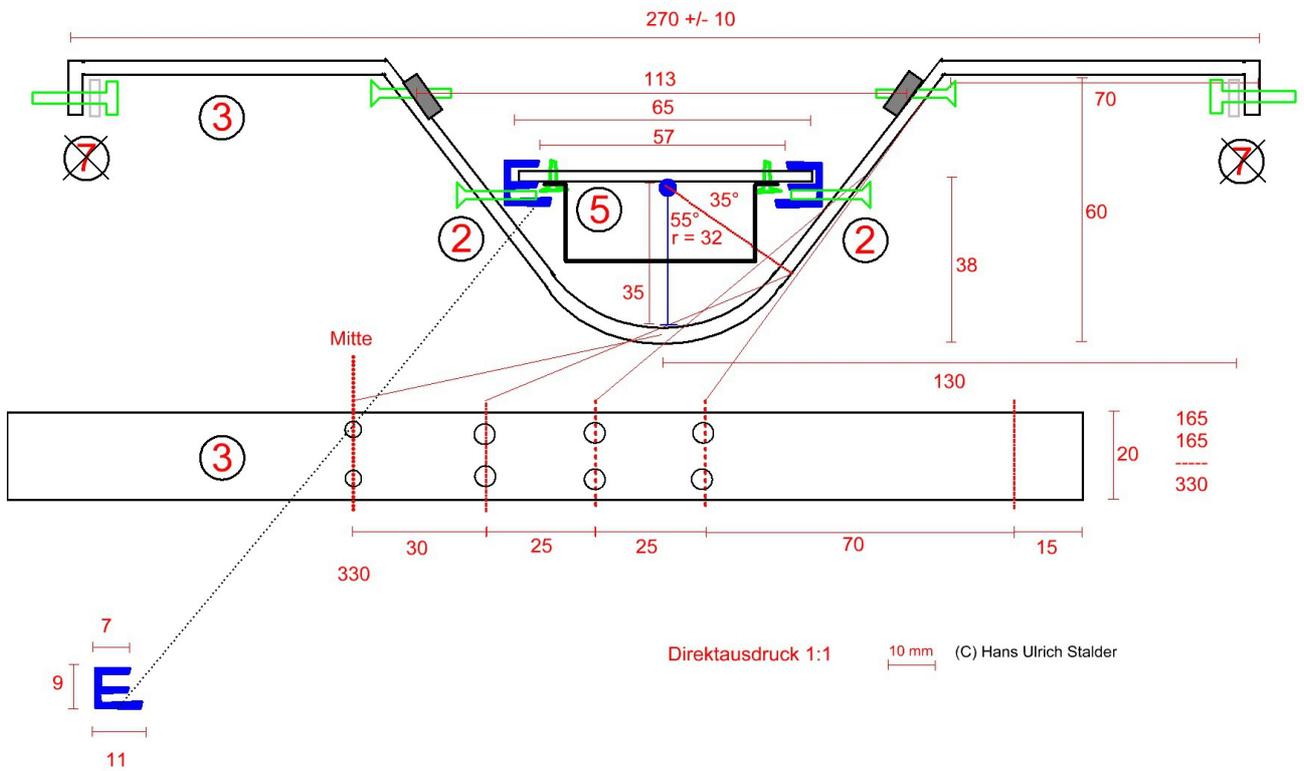
1. 1 Alu-Bügel vorn 360 x 25 x 4 (mit 5 mm und 10 mm Bohrungen)
2. 2 Alu-H-Profile (Plattform-Halterung) 140 x 15 x 10
3. 1 Alu-Bügel hinten 330 x 20 x 4 (mit 5 mm und 10 mm Bohrungen)
4. 3 Alu-Blech Akku-Halterungen 58 x 45 x 1,5
5. 1 Alu-Plattform 155 x 65 x 4 (Lochplatte mit 4 mm Lochungen)
6. 2 Alu-Verstrebungen zu HLW (innen, mit 5 mm Bohrungen) 220 x 10 x 5
7. 2 Alu-Verstrebungen zu HLW (aussen) 220 x 10 x 2

Bei Punkt 2 und 3: M2 Senkkopf-Schrauben. Ansonsten M3 Zylinderkopf-Schrauben.

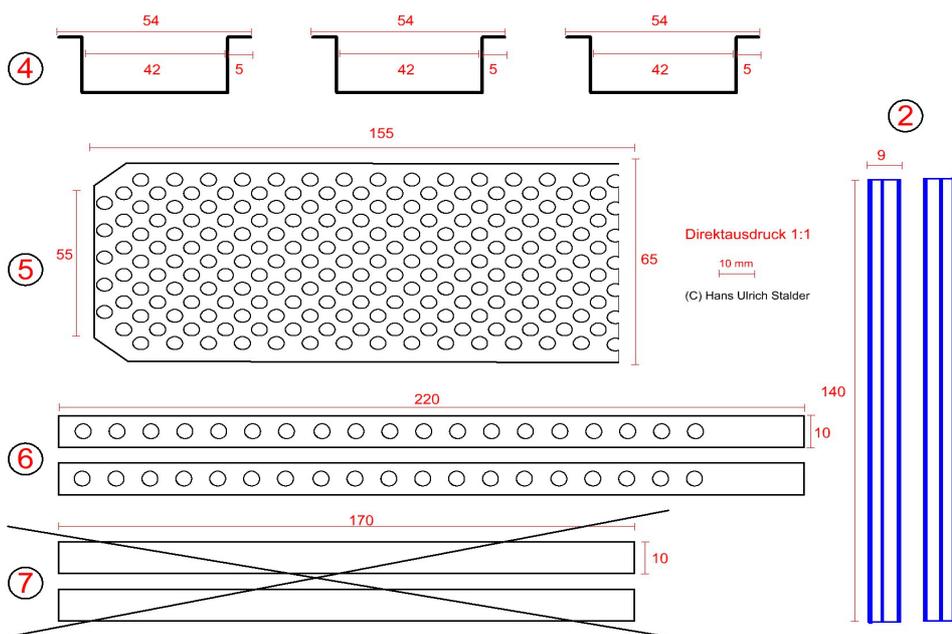
Alu-Bügel vorne



Alu-Bügel hinten

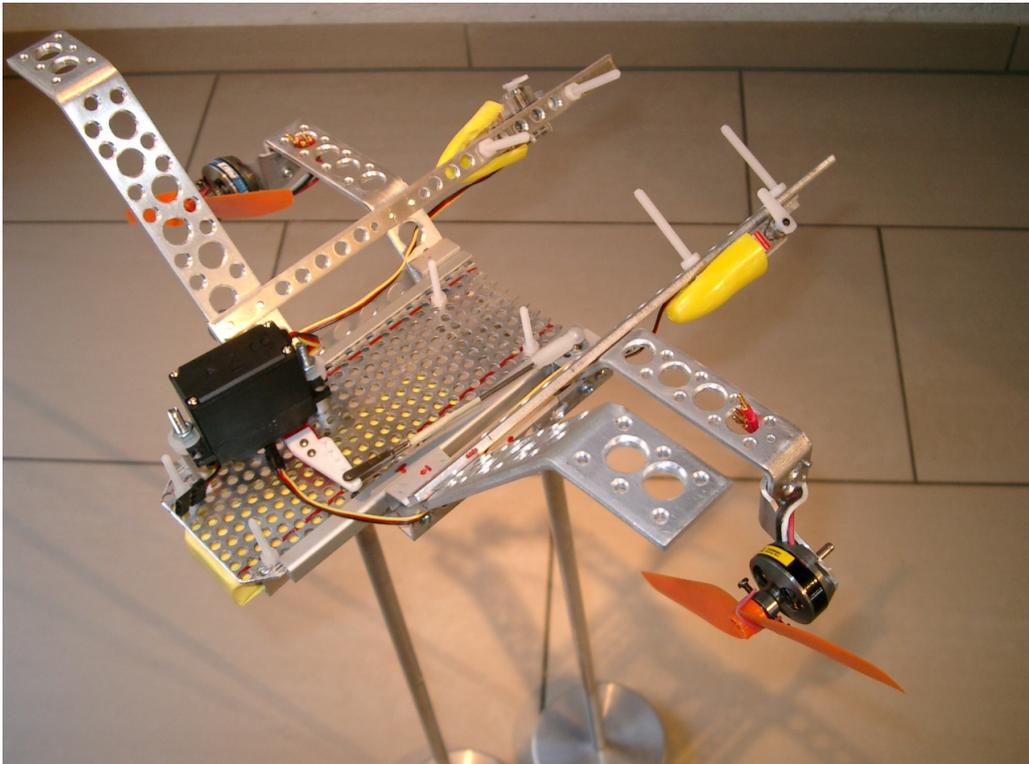


Plattform und diverse Alu-Teile



Alu-Konstruktion im Rohbau

Alu-Konstruktion (Rohbau) mit dem Antrieb, dem Akku, dem Servo für die Plattformverschiebung und den Servos für das Heckleitwerk bestückt.



19.1. Aktuelle Situation

Beratungen einholen

- Bespannen mit Spannfolie vom Hauptflügel bezüglich Abschlüsse?
- Bespannen der Querruder – mit oder ohne Frontleiste?
- Sind Folien-Überlappungen möglich?
- Bespannung schief gelaufen – wie korrigieren?
- Ruderhorn-Klemme mit Gummi-Schlauch-Stück fixieren?
- Lack wird von der Farbe abgestossen bei Farbe Satacryl Seidenglanz gelb Wasserbasis RAL 1027 und Lack Graupner Hydro-Aerofix Klarlack?!
- Bespannen der Verstrebungen möglich und sinnvoll?
- Kabelführungen im Aussenbereich – wie fixieren – welche Techniken?
- Kabelführungen im Innenbereich – wie fixieren?
- Führen die Bespannungen wesentlich zur Stabilität bei oder anders gefragt, kann eine stärkere Sichelform am Flügel (innerhalb der normalen Verbiegung unter Last) mit dem Bespannen fixiert werden?
- Welche Teile sollen mit welcher Farbe (Farbbasis) eingefärbt werden?
-
-
-
-
-
-

Hängige Arbeiten

- Nicht geeignete Schrauben austauschen
- Schrauben auf minimale Länge reduzieren
- Löcher am Mittenflügel mit Zapfen ausfüllen (noch nicht verleimen)
- Beide Hauptflügel am Mittenflügel mittels Splinten (Kurz Nägel) fixieren; 1,2 mm Bohrungen bei den Karbonstangen, 2,4 mm Bohrungen beim Sperrholz-Flachzapfen
- Motorhalterungen (Alu-Rundprofile) mit Hart-Rundholz ausfüllen und mit Epoxy-Harz verleimen
- Die Motorhalterungen (Alu-Rundprofile) mit den oberen und unteren Alu-Teilen mit Epoxy-Harz verleimen (Achtung: die oberen Befestigungsschrauben nicht mitverleimen)
- Die beiden Höhenruder-Paddel an die Karbon-Achse fixieren, dazu die Vierkant-Alu-Profile an ihren Enden, zusammen mit der Karbon-Achse durchbohren (1,5 mm) und mit je einem Splint sichern
- Das bestehende Höhenruder-Horn durch eine Alu-Konstruktion ersetzen
- Fehlende Komponente einkaufen (siehe Einkaufslisten)
- Fehlende Komponente (möglichst) auf oder unter die Geräteplattform einbauen (die schwersten Teile im vorderen Bereich der Plattform)
- Die Blitzlampen-Batterie (9V) im auf der Plattform oder, falls kein Platz mehr vorhanden ist, im vorderen Rumpfbereich fixieren (ggf. unter dem Radhalterungs-Alu-Vierkantprofil)
- Den Blitzlampen-Schalter, von aussen zugänglich, montieren
-

Vorarbeiten zum bespannen der Flügel

- Sämtliche Querruder-Scharniere mit Leim fixieren
- Querruder-Servos mit einem Leimpunkt fixieren
- Querruder-Servos-Kabel um zirka 8 cm verlängern
- Die Flügelenden anheben bis die Endrippen waagrecht stehen oder ggf. etwas mehr (Symmetrie beachten; das Flugzeug einspannen)
- Die Kabelstränge in den Rippen an diesen fixieren
-

Vor dem ersten Flug

- Sämtliche Schrauben und Schraubenmutter mit Mutter-Stopp fixieren
- Seitenruder-Kugelgelenk mit Epoxy-Harz einleimen
- Propeller-Befestigungen durch Original-Gummibänder ersetzen
- Schwerpunktberechnung (SP) durch Auswiegen vom Flugzeug
($SP = \text{Gewicht_hinten} * \text{Abstand_Messpunkte} / \text{Gesamtgewicht}$),
ggf. SP korrigieren; mit Akku und Elektronik sollte der SP bei zirka
11 cm liegen (Geräteplattform auf vorderster Position),
dies entspricht etwa 8 % Stabilität
- Höhenruder-Klemmen mit TESA-Gewebeband unterlegen und die
Briden stark verschrauben
- Das Flugzeug ausmessen, korrekturen vornehmen und folgende
Einstellungen vornehmen:
 - die Canard-Flügel und die Antriebsmotoren auf -2° gegenüber dem
Rumpf legen
 - die Antriebsmotoren bei 2° nach innen fixierenZu beachten: der Anstellwinkel der Hauptflügel nicht vergrößern; durch
die bauchige Rumpfform verringert sich der Widerstand nur
unwesentlich (der Aufwand aber dazu wäre enorm)
- Den hinteren Teil vom Flugzeug leichter machen, wie z.B. unbenutzte
Alu-Profile abtrennen, usw
-
-
-
-
-

Einkaufslisten

- Spannfolie dunkelrot Hauptflügel ($> 60 \text{ dm}^2$)
- Spannfolie hellgelb Mittelflügel ($> 3 \text{ dm}^2$)
- Motorsteller, passend zu den Propeller-Drehstrommotoren und Empfängereinheiten (Stromversorgung)
- Flugregler
- Empfänger 10 Kanäle; Fernsteuerung, resp. Pilot abhängig!
- ▷ Akkublock, Leistungs-, Gewichts- und Mass-Konform, entweder L 100 x B 45 x H 55 mm oder L 140 x B 40 x H 14 mm maximal (Akkublock noch nicht kaufen, nur Bezeichnung, Masse und Gewicht aufnehmen)
- 2 Stk. Verlängerungskabel der Querruder-Servos
- 2 Stk. Verlängerungskabel der Antriebsmotoren (Drehstrommotoren)
- Vorderrad $\varnothing 30 \text{ mm}$, 100 bis 150 mm Schenkellänge
- 2 Stk. Hinterräder $\varnothing 30 \text{ mm}$, 100 bis 150 mm Schenkellänge
- 2 Stk. Ruderhörner klein für die Querruder + passende Stossstange
- Stossstange $\varnothing 1 \text{ mm}$
-
-
-

Nach erfolgreichem Einfliegen sind die Rotorkomponenten einzukaufen

- Passendes Helikopter Heckrotor-Getriebe
- Servo für die Rotorblatteinstellungen
- Mini-Elektro-Motor für den Rotorstart
- Anpassungsfähigen 2-Blatt-Heckrotor (ohne Rotorblätter)
-
-
-

Die Schwerpunktlage einstellen

Durch auswiegen vom Modell-Flugzeug mit der Formel $SP=(GH*L)/GG$ ergaben sich folgende mögliche Gewichtszuladungen auf der Geräteplattform und dem Canard-Flügelbereich (Antriebsmotoren), inkl. Canard-Flügel. Die Auflagepunkte zur Berechnung vom SP war die Vorderradaufhängung (vor der Rumpfnase) und der Auflagepunkt am Seitenruder. Der Neutralpunkt liegt gemäss dem Programm WinLaengs4 bei ungefähr 13,7 Zentimeter hinter der Rumpfnase.

Abstand der Auflagepunkte (L)	36 cm	36 cm	36 cm	36 cm
Zuladung Geräte-Plattform	200 gr	300 gr	300 gr	300 gr
Zuladung je Canard-Flügel	140 gr	90 gr	150 gr	210 gr
Gewicht total (GG)	1840 gr	1890 gr	1960 gr	2010 gr
Gewicht hinten (GH)	675 gr	700 gr	690 gr	680 gr
Schwerpunktlage ab Rumpfnase (SP)	13,2 cm	14,0 cm	12,7 cm	12,2 cm
Stabilität	< 4 %	0.00%	≈ 8.00%	> 12 %
Anmerkung	1 Akku-Block	2 Akku-Blöcke	2 Akku-Blöcke	2 Akku-Blöcke

Das Flugzeug fliegen

Generell

Das risikoreichste Flugmanöver ist die Einleitung zum Fallflug aus dem senkrechten Steigflug. Tests mit Wurfmodellen haben ergeben, dass sich das Flugzeug beim rückwärts fallen gelegentlich in eine Rotation um die Querachse begibt.

Der unkontrollierten Fallflug-Situation ist wie folgt zu begegnen:

1. die Geräte-Plattform in vorderste Position verschieben und
2. volle Motorenleistung einleiten.

Der Erstflug

- Den Erstflug mit einer Stabilität von im Minimum 8 % fliegen; dazu ggf. die Antriebsmotoren mit Gewichten ergänzen (Flugzeug auswiegen)
- Propeller-Lage einstellen (zirka 2° nach innen und 2° nach unten)
- Gleichmässigen Propeller-Schub einstellen, dazu das Flugzeug auf Styropor-Schwimmer spannen und in einen Wassereimer stellen
- Zuerst einmal nur einen kleinen „Hupfer“ planen und das Verhalten auswerten
- Herkömmliches Einflieg-Prozedere vornehmen (Schwerpunktbestimmung, usw)
- Keine Plattform-Verschiebungen vornehmen (immer mit mindestens 8 % Stabilität fliegen)
- Beim Flug den notwendigen Flügel-Anstellwinkel ausfindig machen und ggf. die Canard-Flügel- und die Propeller-Anstellwinkel anpassen

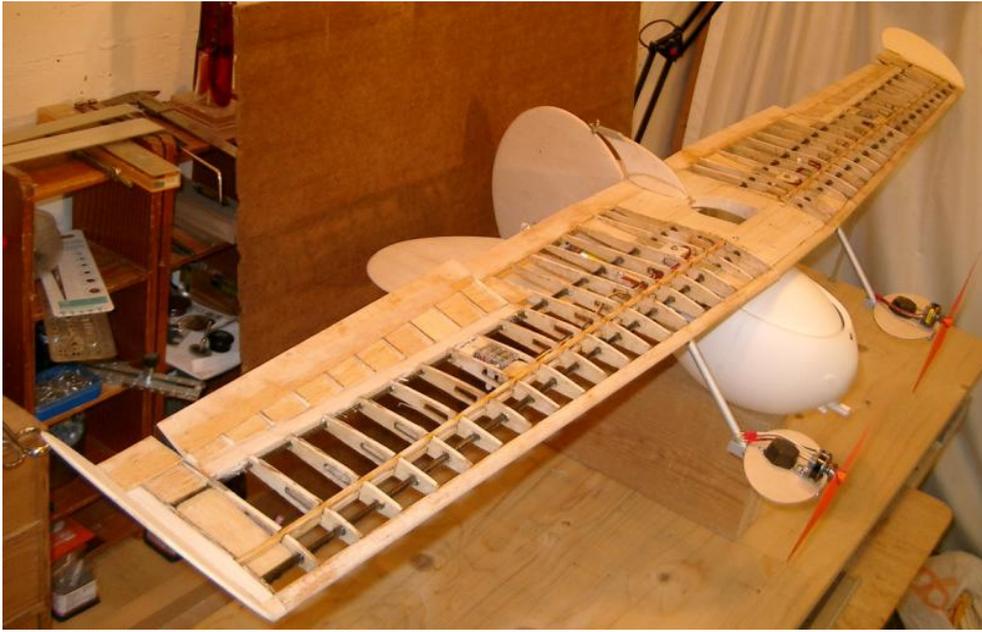
Fallflug-Tests

- Höchste Höhe anfliegen
- Die Motoren abstellen und den Flug im leichten Steigflug aushungern
- Vor dem erwarteten „Stall“ die Geräte-Plattform auf die hinterste Position verschieben
- die Höhenruder möglichst senkrecht stellen (die steilste Senkrechtstellung geht nur mit der Einstellung für eine Steigflug-Einleitung)

Das Flugzeug sollte bei V_{max} nahezu waagrecht liegen. Einige Grade vorn nach unten ist anzustreben. Falls notwendig sind die Canard-Flügel zu vergrößern, resp. zu verkleinern. Nach erfolgreichen Tests ist eine Drehung im Fallflug zu probieren. Dazu sind die Querruder einzusetzen.

Zusätzlich kann bei einem weiteren Test das Seitenruder maximal eingeschlagen werden, z.B. nach links, und zeitgleich am rechten Antriebsmotor volle Leistung geben, am linken Antriebsmotor nur halbe Leistung, um so eine 180° Drehung am Ort zu erreichen (Kehrtwende).

Sportflugzeug-Piloten müssten mit einem Fallflieger das unüberwindbare Tal-ende nicht mehr so fürchten!



20. Modellbau PV5 Elektro-V1 / Massstab 1:20 (sistiert)

Physikalisch oder technisch begründet ergeben sich folgende Abweichungen gegenüber der massstabsgetreuen Verkleinerung:

- Der Propellerdurchmesser musste enorm vergrössert. Dies hatte zur Folge, dass der Abstand, Geräteplattform zum Flügel, ebenfalls vergrössert werden musste. Dadurch kam der Propellervortrieb unterhalb vom Schwerpunkt zu liegen, was Folgendes nach sich zog:
 1. der Propeller-EWD wurde horizontal und vertikal auf 0° zurückgesetzt;
 2. der Schwerpunkt für den horizontalen Flug wurde weiter nach vorne gelegt;
 3. die Horizontalverschiebung der Geräteplattform wurde um 20 mm erweitert;
 4. der Abstand, Schwerpunkt zum Höhenruder, wurde vergrössert.
- das Gesamtgewicht ist im Verhältnis kleiner;
- die Minimalgeschwindigkeit ist verhältnismässig grösser;
- die Ruderflächen sind vergrössert und benötigen mehr Ausschlag;
- die Motorleistung ist verhältnismässig stärker;
- der Flügelanstellwinkel wurde um 3° erhöht (von 3° auf 6°);

Modellbau der PV5-Elektro - Variante ohne Solarzellen

Spannweite	1400 mm +Sichelrandbögen (2x25)
Gewicht	800 gr
Sinkrate im Fallflug (inkl. Rotorflügel)	< 25 km/h (7 m/s)
Geradeausflug	\approx 40 km/h
(bei angenommenem Gleitwinkel 1:10 und Flügelanstellwinkel 6°)	
Flügelfläche	31,5 dm ² +10 dm ² Rotat-Fl-Fläche
Flächenbelastung	25 gr/dm ²
Höhenruderfläche ¹²	2,2 dm ²
Seitenruderflächen	1,8 dm ²
Querruderfläche (2 x 2,1 dm ²)	4,2 dm ²
Radschenkellänge seitlich (seitlicher Winkel 15°)	120 mm
Radschenkellänge vorne (Winkel nach vorne 45°)	150 mm
Standhöhe bis Rumpf	110 mm

Die Solar-Variante wird mit zwei Motoren und Propeller ausgestattet. Diese sind seitlich vom Kabinenteil angebracht. Dadurch konnte auf Zugpropeller umgestellt werden. Dies hat den Vorteil, dass die Luft vor den Propeller noch nicht verwirbelt ist.

¹² Beim horizontalen Flug ist die benötigte Höhenruderausstellung abhängig von der eingenommenen Schwerpunktlage.

Schätzungen (¹³):

Gleitzahl	24,529
Steigzahl	13,173
Sinkgeschwindigkeit	0,941 m/s
Gleitwinkel	2,33°

Die vorliegende Konfiguration erlaubt eine Flugzeit von 6 bis 8 Minuten (Akku-Belastung abhängig).

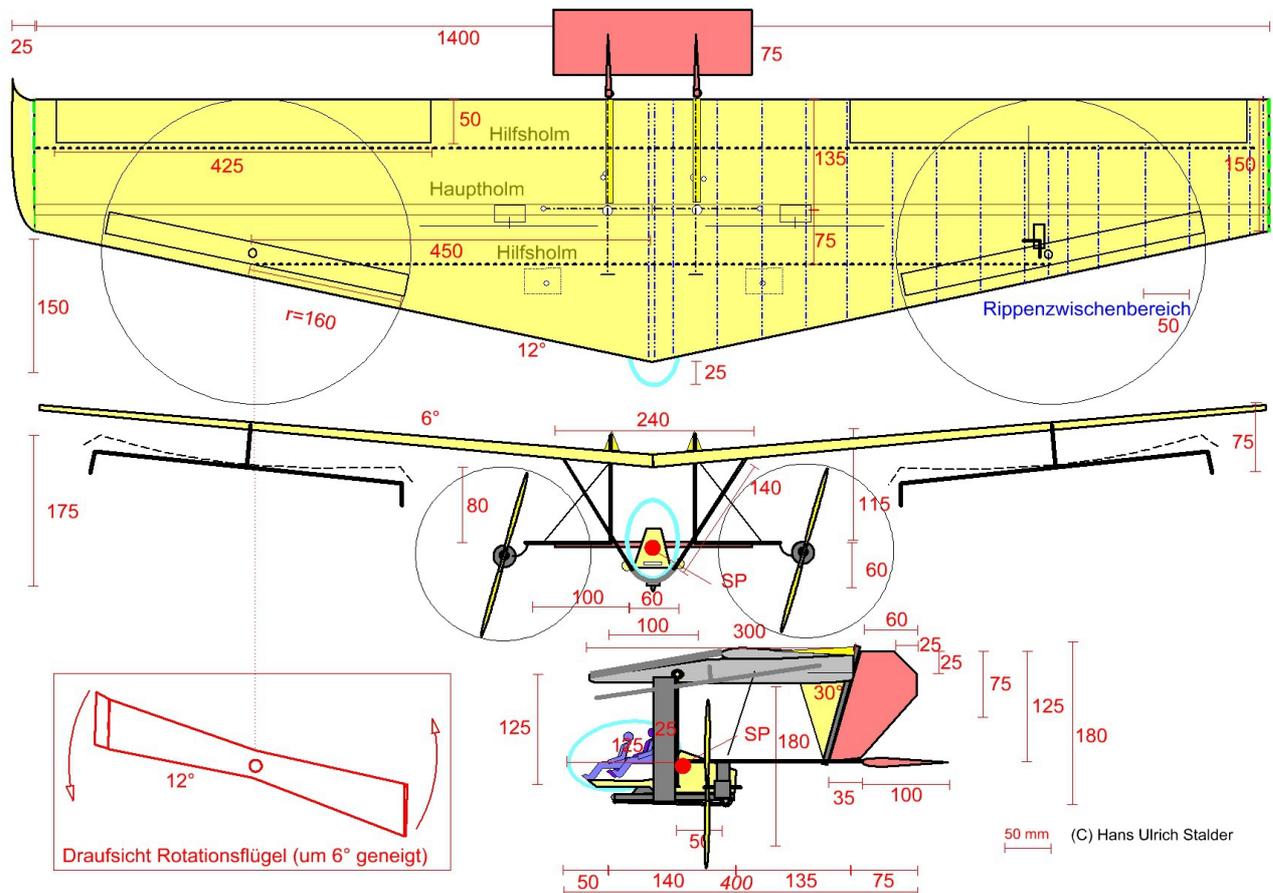
Kanalbelegung (zB. mit Graupner)

E-Motor(en)	Kanal 1
Servo Seite	Kanal 4
Servo Höhe	Kanal 3
Servo Quer rechts	Kanal 2 (inkl. Brems- und Landeklappefunktion)
Servo Quer links	Kanal 5 (inkl. Brems- und Landeklappefunktion)
Servo Schwerpunkt	Kanal 6 (Schieberegler)
Propellerdrehzahl-Differenz	Kanal 7 (Drehregler)

Weitere technische Informationen sind in der Modellbeschreibung PV6 enthalten.

¹³ Gemäss Programm Nurfluegel Version 2.25. Die Schätzungen berücksichtigen die Anbauten nicht.

Vermassung 1:20 in Millimeter



Hinweis zu den Rotorflügel

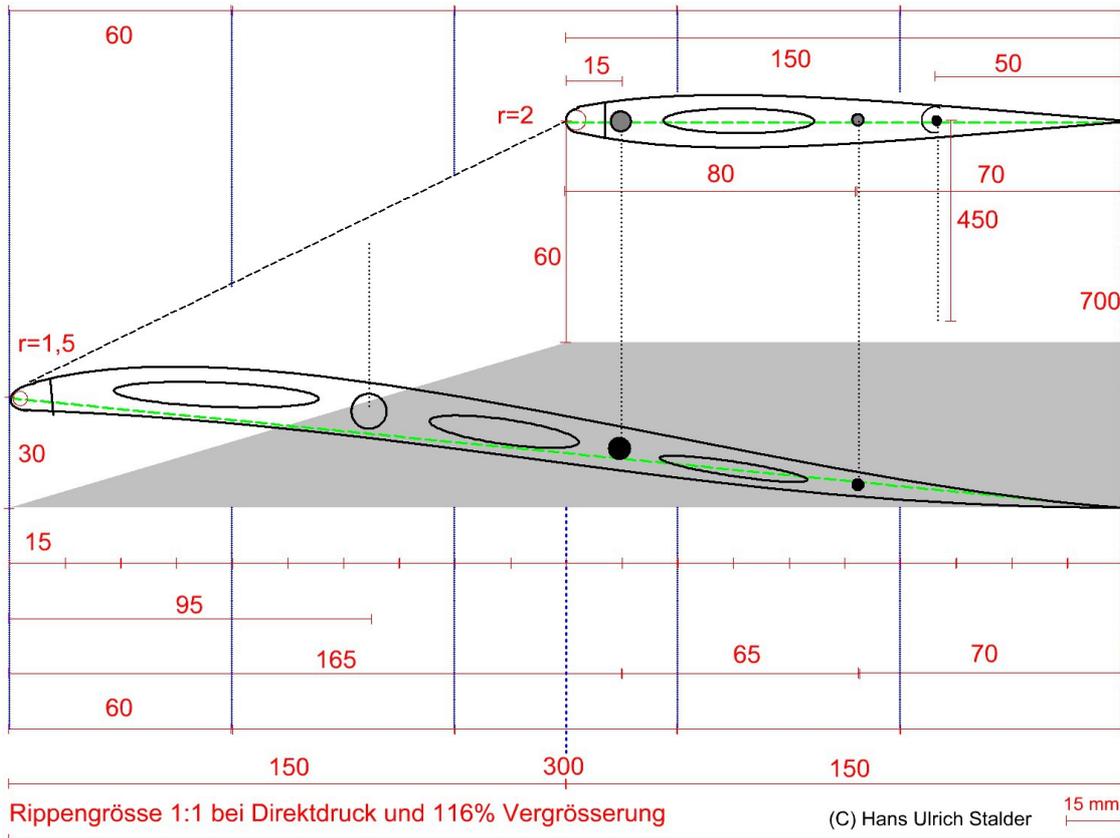
Beim dynamischen, horizontalen Flug sind die beiden Rotorflügel in der Position gemäss Bild fixiert.

Mit ausstellen der Querruder - am Positionshebel der Fernsteuerung bis zum linken Anschlag (Linkskurve), wird die Arretierung der beiden Rotorflügel gelöst. Mit ausstellen der Querruder - am Positionshebel der Fernsteuerung bis zum rechten Anschlag (Rechtskurve), wird die Arretierung der beiden Rotorflügel gesetzt.

Vermassung vom Flügel-V und Profilstrak

Bildhinweis: das Profil FX66h60 wurde schlanker gestaltet!

Konstruktionshinweise

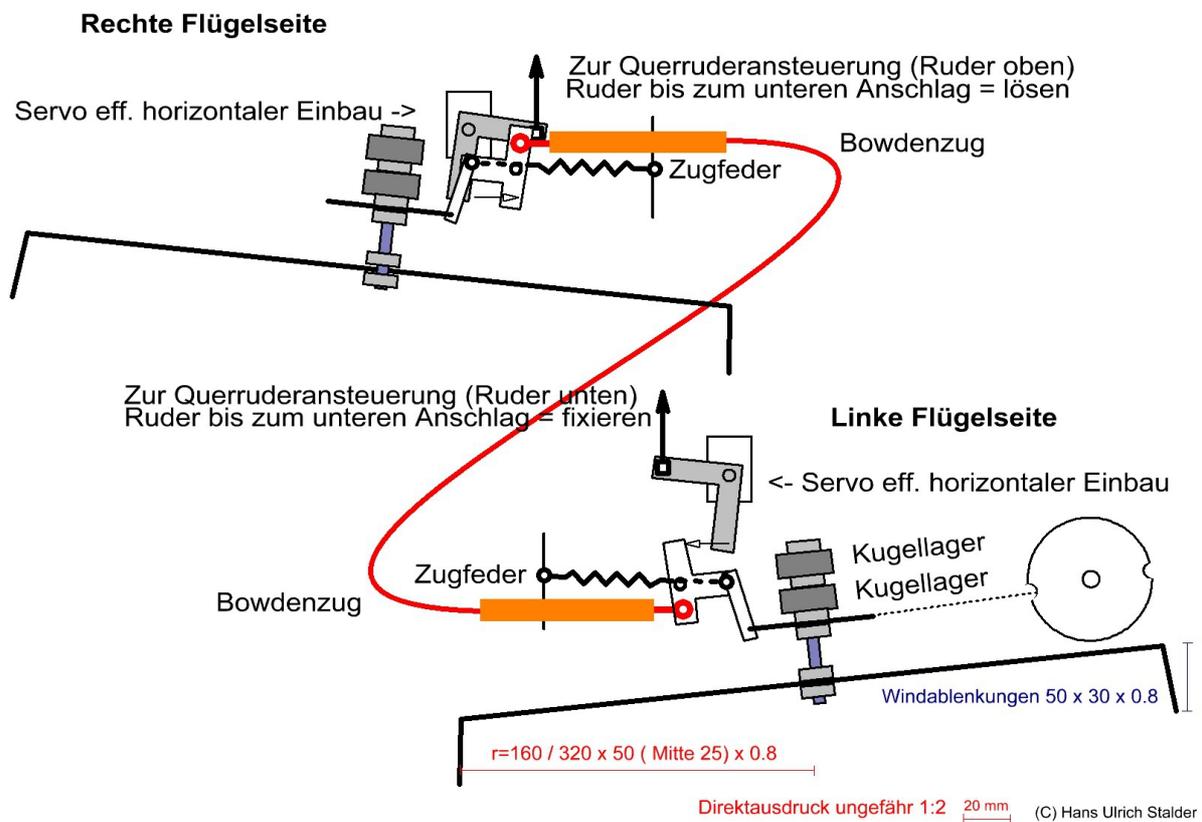


Das Karbonrohr (10 mm D) und die zwei Karbonstangen (6 mm und 3 mm D) werden durch die Sperrholzrippen gesteckt. Dasselbe gilt für die Stahlstangen (D 2 mm) der Querruder-Scharnierachsen. Danach wird der Flügel verwunden (daraus resultiert eine lineare Verwindung). Wenn der Flügel die erforderliche Form eingenommen hat werden die Rippen mit dem Karbonrohr und den Karbonstangen verleimt (die Stahlstangen werden nicht verleimt). Danach werden die Nasenleisten und die Randbögen (Randbögen mit Stahlstangen Durchführungen) mit ausgebauten Stahlstangen aufgeleimt. Zur Versteifung vom Flügel werden zwischen den Rippen in regelmässigen Abständen Balsaholzstreifen eingeleimt.

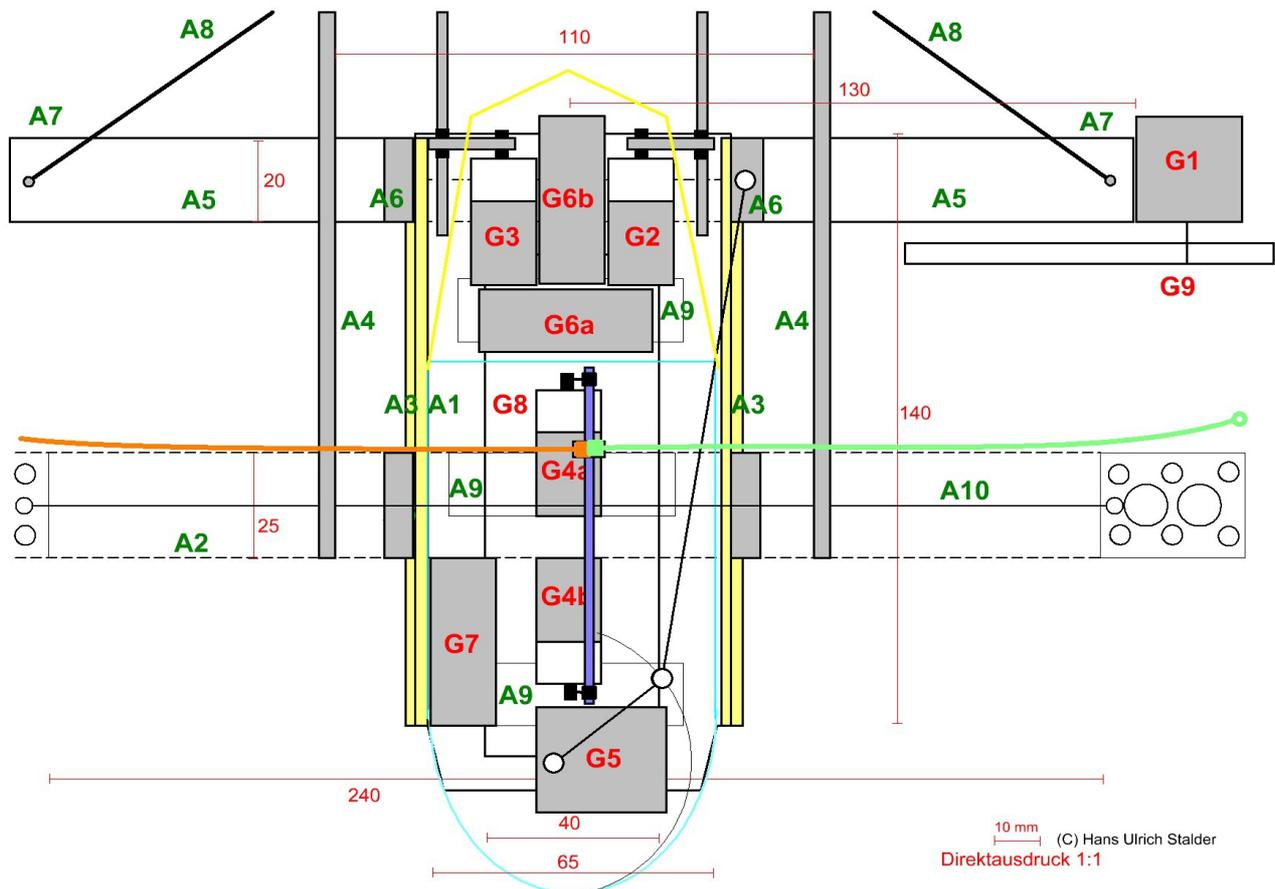
Dort wo die beiden Flügelhälften zusammentreffen sowie zwischen den Rippen mit den Querruderanlenkungen ist eine Balsaholz-Beplankung vorgesehen. Die Aufhängeflächen der Rumpf Verstrebungen werden Sperrholz verstärkt. Die restliche Flügelfläche wird bis zu den Randbögen bespannt.

Rotorflügelmechanismus

Das nachfolgende Bild (schematische Darstellung) macht deutlich, dass ein abruptes Blockieren der Rotorflügel bei noch hoher Drehzahl durch den Federmechanismus verhindert wird. Sobald aber bei niedriger Umdrehungszahl die Scheibenkerbung der Fixierscheibe den Blockierbolzen erreicht, wird die Fixierscheibe, und somit der Rotorflügel, fixiert.



Plattformbestückung



Erklärungen zur Geräteplattform - Draufsicht

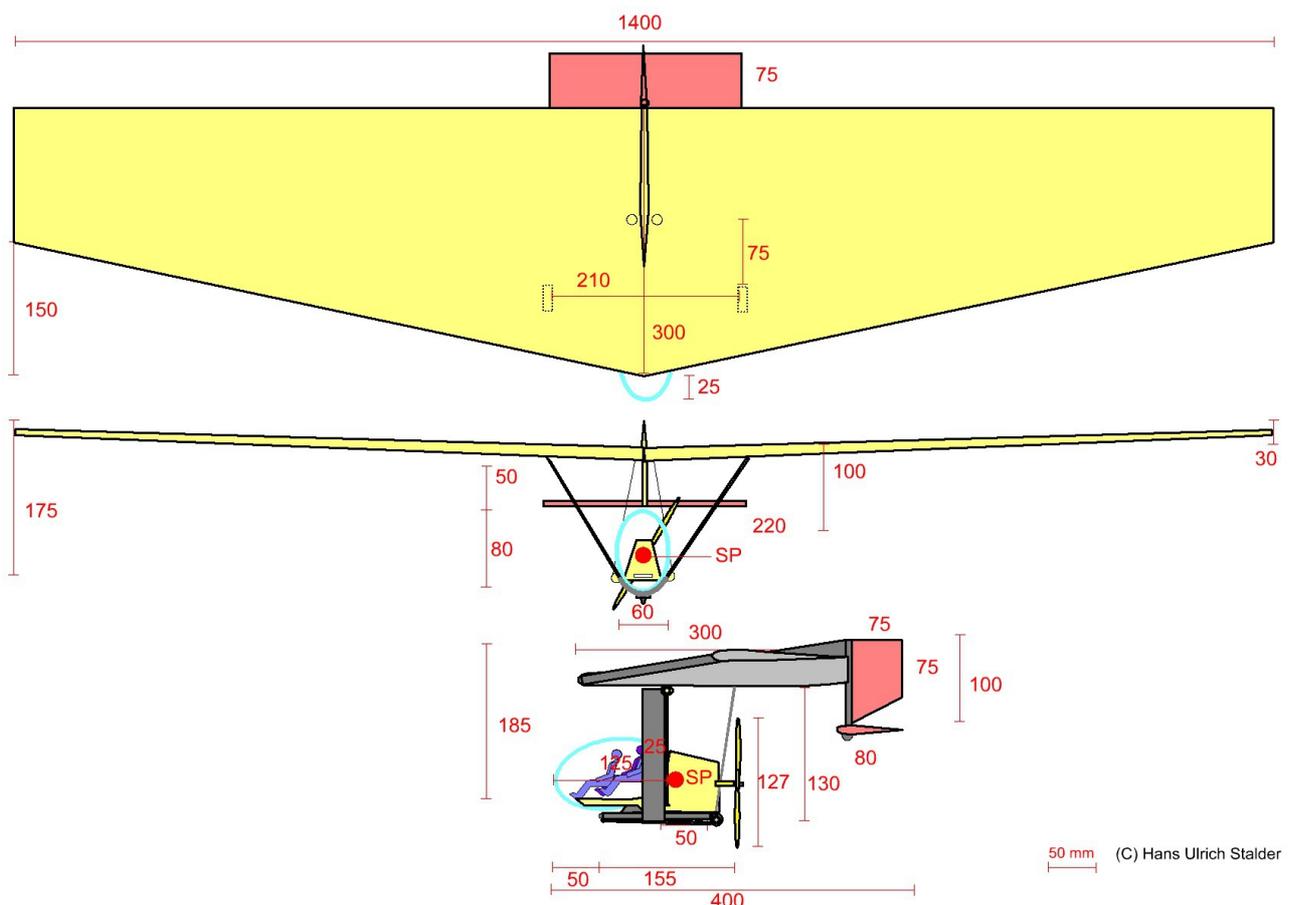
Geräte (G)

- | | | |
|----------------------------------------------------------------|-----------|--------|
| 1. 2 x E-Motor | (a 28 gr) | 60 gr |
| 2. Servomotor Höhenruder | | 10 gr |
| 3. Servomotor Seitenruder | | 10 gr |
| 4. 2 x Servomotor Querruder | | 20 gr |
| 5. Servomotor Plattformverschiebung (Mechanik unterhalb Servo) | | 50 gr |
| 6. Flugregler (pro E-Motor ein mal) | (a 20 gr) | 40 gr |
| 7. Empfänger | | 10 gr |
| 8. Akku (unter der Plattform) | | 100 gr |
| 9. Propeller 180 mm Durchmesser | (a 10 gr) | 20 gr |
| 10. Kleinmaterial (ohne Bild-Bezeichnung) | | 40 gr |

360 gr

21. Modellbau PV5 Benzin / Massstab 1:20 (sistiert)

Motorisierung	E-Motor Himax HA 2825-2700 / 22 A / 135 gr
Akku	Lipo Kokam H5 / 7,4 V / 112 gr 54 A dauer / 97 x 34 x 16 mm
Propeller	5 x 4" (127 x 102 mm) / 20 gr Multiplex M72.4279 / Ø 2,3 mm
Servomotoren	3 x Waypoint-150 micro a 13,4 gr; 4,8V; 2,5 Kg/cm 1 x Waypoint-150 MG für die Plattformverschiebung; 15,6 gr; 4,8V; 3,6 Kg/cm



22. Abgeschlossener Modellbau PV4 / Massstab 1:50

Das Modellflugzeug ist analog aller anderen 1:50 Anschauungsmodellen eine Balsa-Holz-Konstruktion. Ursprünglich war auch dieses Modell nur als Anschauungsmodell geplant. Die grosse Flügelfläche machte es theoretisch möglich dieses flugfähig zu konstruieren. Dazu mussten allerdings viele Kompromisse zu Ungunsten des äusseren Erscheinungsbildes eingegangen werden. Zusätzlich wurde die Grundkonstruktion, wo notwendig und sinnvoll, mit einer Lage Glasfasergewebe verstärkt.

Von der Grundkonstruktion ausgehend wurden folgende Komponente verwendet:

1. Molto Holz Fein-Spachtel (Dünnschicht / weiss)
2. Greven Gewebband für GFK-Arbeiten, 20 mm, 75 g/m²
3. Greven Breitgewebe für Epoxie- und Polyesterharze, Glas, 25 g/m²
4. Greven Poxan-622 Kleb- und Laminierharz (20 Min. / Mischverhältnis 2:1)
5. Extron Paletti Lack-Spray (porenschliesser, resistent gegen synthetische Öle)
6. Ruco Farben-720 gelb (H077); Rumpf und Flügel
7. Ruco Farben-720 orange (H090); Rudergrundfarbe
8. Graupner Hydro-Aerofix Klarlack und Verdünnung / Reinigungsmittel (hatte Abstossungseffekt auf den Ruco-Farben - war sehr problematisch!)
9. Dupli Auto Color hellrot (5-0260); Streifenfarbe Ruder
10. Anzündlitze (Lunte, für die Umstellung auf Fallflug)

Die Fernsteuerung und der Antrieb wurde aus einem „Low cost“ Bausatz Small Sparrow AGE 10 2-motorig übernommen. Beim Propeller wurde der Spinner entfernt und diesen umgedreht als Druckpropeller eingesetzt. Der zweite Elektromotor wurde durch einen Elektrowiderstand mit 330 Ohm ersetzt. Effektiv arbeitet diese Fernsteuerung als Ein-Kanal-System und wurde als Motor-Ein/Aus-Schalter eingesetzt.

Das Modellflugzeug konnte bezüglich Ausdehnungen nicht durchgehend „scale“ gebaut werden. Die Grösse der elektrischen Komponente so wie die verfügbaren Materialien und die technischen Möglichkeiten resultierten in einem verhältnismässig zu grossen Kabinen- und Motorteil. Zudem wurde das angestrebte Gewicht konstruktionsbedingt mit 50 Gramm überschritten. Dadurch verlagerte sich der Schwerpunkt zu weit nach hinten. Dies hatte zur Folge, dass vorne zusätzliche Gewichte angebracht werden musste. Die notwendige Geschwindigkeit für einen Geradeausflug ist durch die kleine Flügeltiefe gegeben. Für den Fallflug-Test wurden die vorne zusätzlich angebrachten Gewichte wieder entfernt (u.A. zum Ausgleich der Heckruder die beim Modell nicht hochgestellt werden können).

Technische Daten in Übersicht:

Spannweite	560 mm
Länge	230 mm
Gewicht	200 gr
Tragflächengrösse	5 dm ²
Tragflächentiefe	an der Wurzel 120 mm
	am Randbogen 60 mm
Leistungsaufnahme	≈4 W (3,5 V • 1,2 A)
Druckschraubeleistung	10 gr [→] g

Berechnete Daten:

Flächenbelastung	40 gr/dm ²
Geradeausflug	36 km/h (Re 70000 bei t 100 mm)
Leistungsbedarf	16 W (bei angenommenem Gleitverhältnis von 1:3)
Benötigte Druckschraubeleistung	200 gr [→] g (nach Faustregel)
Fallflug	29 km/h
Flügelflächenverhältnis (dm ²)	1:2500
Gewichtsverhältnis (kg)	1:2500

Weitere Bilder sind in der Dokumentation „PV4-Tech“ enthalten (siehe Downloads / ältere Dokumente).



Bild: Modellflugzeug PV4 ohne Plexilashaube (Rumpf nicht massstabsgetreu).

23. Fragen und Antworten (F&A)

F: Was ist der Sinn und Zweck eines solchen Flugzeuges?

A: Der Sinn ist Antworten auf Fragen zu erhalten die sonst nie gestellt würden und der Zweck ist ein Flugzeug zu konstruieren das senkrecht fallend kontrolliert landen kann. Nach einem Motorenausfall oder sonst einem verursachten Strömungsabriss kann dieses Flugzeug aus jeder Höhe schadlos landen.

- - - -

F: Senkrechte Landungen machen UL-Flieger in Notlage auch, die Sunny (ein Boxwing-Flugzeug) geht nach einem Strömungsabriss eigenstabil wieder in den Normalflug über und die Fieseler Storch kann ebenfalls fast auf den Punkt genau landen. Worin besteht also die Innovation?

A: Der Fallflieger vereint alle die erwähnten Eigenschaften auf ein Flugzeug und ist auch im Fallflug lenkbar. Dazu kommt, dass der Fallflieger auch aus einer Rückenlage wieder selbstständig in die Bauchlage zurück dreht.

- - - -

F: Warum liegt das Heckleitwerk im Propellerwind?

A: Wenn das Höhenleitwerk im Fallflug kurz vor dem aufsetzen am Boden angeblasen wird kann das Flugzeug in eine Neigung gebracht werden die eine „Power-On-Stall“ Landung ermöglicht. Damit wird die Aufsetzgeschwindigkeit reduziert. Das Seitenleitwerk kommt nur in den Propellerwind wenn dieses ausgestellt wird und dient dazu das Flugzeug auch kurz vor dem Aufsetzen noch drehen zu können.

- - - -

F: Warum hat dieses Flugzeug ein S-Schlagprofil (Reflexprofil)?

A: Flügel mit einem S-Schlagprofil sind (eher) Druckpunktfest und dazu eigenstabil. Dadurch kann die Flugzeuglänge reduziert werden (Abstand Schwerpunkt zu HLW). Im Weiteren wird durch diese Flügelform die Flügelstabilität erhöht.

- - - -

F: Warum hat das Flugzeug ein separates Höhenleitwerk wenn doch schon der Flügel eigenstabil ist (dies ist die Eigenart von S-Schlagprofilen, resp. von Reflexflügel)?

A: Der Flügel hat nicht über die ganze Flügelspannweite ein S-Schlagprofil. Dazu kommt, dass Querruderausschläge die Eigenstabilität aufheben können. Ein Einfluss auf die Eigenstabilität hat zudem die ungewöhnliche Distanz vom Flügel (Druckpunkt) zur Kabine (Schwerpunkt). Dies erfordert einen längeren Hebelarm zum Höhenleitwerk. Dasselbe gilt für das Seitenleitwerk wegen der grossen Flügelspannweite und dem resultierenden Drehwiderstand in der Hochachse.

- - - -

F: Warum ist der Flügel aerodynamisch geschränkt (Profilstrak) und geometrisch geschränkt (Verwindung)?

A: Dies ist eine sehr komplexe Frage und löst selbst bei Aerodynamikern immer wieder Kontroversen aus. Allgemein kann angenommen werden, dass der optimale Auftrieb mit geringstem Widerstand durch das Kombinieren von Profilen erreicht wird, nämlich an der Wurzel ein Laminarprofil, am Aussenflügel ein semilaminarprofil und am Randbogen ein turbulentes Profil. Im vorliegenden Fall wird aber nicht optimaler Auftrieb angestrebt, sondern wenig Auftrieb mit kleinstmöglichem Widerstand. Zudem muss die grosse Flügelfläche und die grosse Flügelspannweite berücksichtigt werden. Das heisst, um die vom HLW ausgehenden Verwindungskräfte möglichst gering zu halten, sollte der Druckpunkt bei allen Flugmanövern möglichst stabil über dem Schwerpunkt stehen. Damit wird u.A. die Wahl für das S-Schlagprofil begründet. Um nur wenig Auftrieb zu erhalten ist das S-Schlagprofil nur wurzelseitig eingesetzt. Dies erfordert an den Flügelenden ein auftriebsneutrales (symmetrisches) Profil und führt zum Profilstrak. Im Weiteren kann das an den Flügelenden symmetrische Profil als ein flach gelegtes Winglet betrachtet werden. Zugleich ist dieses Profil der Übergang zum Randbogen, der in Sichelform ausgeführt die Flügel V-Form unterstützt. Abgesehen davon, dass ein Profilstrak fast unausweichlich eine Flügelverwindung nach sich zieht, und umgekehrt (so die Aerodynamiker), verzögert die vorliegende Verwindung den Strömungsabriss am Flügelende. Beim Modellflugzeug, mit dem bewusst höheren Anstellwinkel, ist dies wegen den tiefer liegenden kritischen Re-Zahlen besonders wichtig.

- - - -

F: Der Fallflieger setzt mit einer Fallgeschwindigkeit von 7 m/s (25 km/h) auf. Verursacht dies nicht eine zu grosse Beanspruchung von Mensch und Maschine?

A: 7 m/s ist die Geschwindigkeit diverser Notfallschirmsysteme. Beim Fallflieger wird diese Geschwindigkeit innerhalb von mindestens 1,2 Meter möglichst gleichmässig abgebremst. Die Abbremsung auf 0 m/s erfolgt mit der „Schubumkehr“ am Rotor.

- - - -

F: Die Seitenleitwerksachse steht nicht rechtwinklig zum Rumpf. Womit wird dies begründet?

A: Durch die grosse Flügelspannweite und dem Abstand vom Flügel zum Schwerpunkt entsteht mit dem Ausschlagen der Seitenruder ein in Längsrichtung nach Aussen gerichteter Verwindungsdruck. Die schräg gestellte Seitenleitwerksachse bewirkt, dass mit dem Ausschlagen vom Seitenleitwerk das Drehmoment nicht nur in der Hochachse ansetzt sondern auch in der Längsachse, und zwar entgegen dem nach Aussen gerichteten Verwindungsdruck. Durch asymmetrische Ansteuerung der Seitenruder mittels den beiden Umlenkhebel kann dieser Effekt noch unterstützt werden. Mit diesen Massnahmen wird ein angenehmeres Gierverhalten erwartet. Zudem verringert die Schräglage den Luftwiderstand an den Seitenruder (durch Verlängerung der Ruderfront bei gleicher Ruderhöhe, resp. Verdünnung der Luftmoleküle pro Auftrittfläche an der Ruderfront). Beim Modell übernehmen die Vertikal-Stabilisatoren am Heckleitwerk (Stabilisierung in der Hochachse) die Luftwiderstandsverminderungen.

- - - -

F: Wie wird der Optimismus begründet, dass ein UL-Flugzeug mit einer dermassen grossen Flügelfläche überhaupt eine Geschwindigkeit von 80 km/h erreichen kann?

A: Die Begründung liegt im kleinstwiderstand- und nicht auftriebsoptimiertem Flügelkonzept. Dieses Konzept besteht aus einer ganzen Reihe von Massnahmen die nachfolgend aufgeführt werden (teilweise wurden dieselben Begründungen unvermeidbar schon bei vorhergehenden Antworten angewendet):

- Pfeilung der Tragflächen;
- die Räder werden während dem Flug in Radkästen verstaut;
- der Kurvenflug wird durch eine unterschiedliche Drehzahl der beiden Propeller erreicht, das heisst, es erfolgt weder ein Ausschlag der Querruder noch der Seitenruder;
- ein Anpassen an die momentane Druckpunktposition und das optimierte Ausbalancieren vom Flugzeug ist während dem Flug jederzeit durch verschieben der Kabine möglich (Schwerpunktverschiebung);
- kleine Flügelbelastung;
- der Anstellwinkel wurde auf 80 km/h bei einem Gewicht von 500 kg optimiert;
- der Auftrieb, der grösser ist als für die Reisegeschwindigkeit notwendig, wird durch die Flügelanstellung generiert;

- die tief angesetzte Reisegeschwindigkeit bewirkt eine geringe Beschleunigung der Luftmasse auf der oberen Flügelhälfte;
- durch die grosse Flügeltiefe, die optimierte Profilgestaltung und die geringe Reisegeschwindigkeit gibt es keine Flügelumströmung welche ein Strömungsabriss an der Oberseite innerhalb der beschleunigten Luft verursacht, das heisst, es erfolgt im kritischen Bereich kein Wechsel zur turbulenten Strömung (was zudem „flattern“ verhindert);
- der Flügel hat nur wurzelseitig ein minimales Auftriebsprofil;
- die Flügelprofilhöhe ist sehr niedrig gehalten;
- der Flügel hat ein durchgehendes laminares Profil;
- Flügel, Rumpf und Verstrebungen bestehen aus Stromlinienkörper ($CW < 0,1$);
- durch die Abtrennung vom Rumpf zum Flügel entsteht weniger Staudruck am Flügel da mehr „Ausweichraum“ zur Verfügung steht;
- die gegenseitige Beeinflussung durch Verwirbelungen (Interferenzwiderstand) wird durch die genannte Abtrennung reduziert;
- der induzierte Widerstand über die Flügelränder wird durch folgende Massnahmen verhindert:
 - symetrisches Profil an den Flügelenden mit letztlich vergrössertem Nasenradius;
 - sichelförmige, leicht nach oben ausgestellte Randbögen;
 - geometrische und aerodynamische Verwindung;
- die resultierende, grosse Flügelstreckung verspricht ein gutes Auftriebs/Widerstands-Verhältnis; das heisst, nicht die geometrische Flügelform ist massgebend, sondern die Resultierende die wie folgt zustande kommt:
 - der hintere Teil vom S-Schlagprofil wird nicht zur Flügeltiefe gerechnet da dieser bereits zum Leitwerk gezählt wird;
 - der Druckpunkt verschiebt sich durch die Pfeilung der Tragflächen nach hinten in den Bereich, wie wenn mit höherer Geschwindigkeit geflogen würde; daraus resultiert zumindest theoretisch eine Verringerung des Widerstands;
- durch die geometrische und aerodynamische Verwindung resultiert eine „glockenförmige“ Auftriebsverteilung am Flügel, was als optimal eingestuft wird;
- letztlich das Erkennen, dass sich der Widerstandsbeiwert aus einer linearen und einer quadratischen Komponente besteht und es primär die quadratische zu optimieren gilt.

F: Durch die zusätzliche Möglichkeit auch durch Gewichtsverlagerung steuern zu können geht man doch alle Gefahren eines Gewichtskraft gesteuerten Flugzeuges ein. Verstärkt durch den kurzen Hebelarm vom Schwerpunkt zum HLW, entsteht da nicht auch die Gefahr für ein „Fluttersturz“ mit anschliessendem Überschlag (Tuck)?

A: Die Gewichtskraftsteuerung durch Verschieben vom Schwerpunkt ist nur für den widerstandsoptimierten Horizontalflug vorgesehen. Würde sich beim Wechsel vom Horizontalflug zum Fallflug mit dem Verschieben vom Schwerpunkt die unglückliche Konstellation für einen „Fluttersturz“ einstellen, kann der Pilot vom Fallflieger mit den Quer- und Höhenruder das Flugzeug wieder unter Kontrolle bringen. Der „Fluttersturz“ entsteht durch nach vorn schießen der Tragflächen (so zumindest eine der Theorien) und falls kein Tuck folgt, durch eine Gleichgewichtseinstellung zwischen Gewichtskraft und Widerstandskraft an den Flügel ohne Auftriebskomponente. Beim Fallflieger erfolgt die Schwerpunktverschiebung über eine mechanische Untersetzung und es sind technische Massnahmen vorgesehen die eine unvorhergesehene Schwerpunktverschiebung verhindern.

- - - -

F: Ist es nicht der gedrungene Rumpf der den unkontrollierten Überschlag bewirkt?

A: Der kurze Abstand vom Schwerpunkt zum HLW entspricht zwar nicht der klassischen Vorstellung eines Flugzeugs und würde ohne Gegenmassnahmen tatsächlich ein Fliegen verunmöglichen. Da beim Fallflieger aber nicht das beste Gleiten im Vordergrund steht, sondern der Fallflug, können die Prioritäten auf sicheres fliegen gesetzt werden. Um dem Überschlag entgegenzuwirken, liegen folgende Massnahmen vor (teilweise durch andere Sachzwänge schon vorgegeben):

- Das S-Schlagprofil wirkt dem Aufbäumen vom Flugzeug entgegen;
- Mit der beidseitigen Querruderverstellung nach oben kann sogar bewirkt werden, dass sich der Druckpunkt mit zunehmendem Anstellwinkel nach hinten verlegt;
- Der Schwerpunkt kann mittels der verschiebbaren Plattform nach vorn verschoben werden, was wiederum einen grösseren Abstand zum Druckpunkt bewirkt;
- Die Höhenruderflächen sind grösser ausgelegt als klassisch angewendet;
- Der Schwerpunkt ist weit unter dem Flügel angesetzt (analog einem Trike-Flieger);
- Die Canard-Flügel haben einen negativen Anstellwinkel und keine Profilwölbung, das heisst, werden sie im Horizontalflug, z.B. durch eine Böe angehoben, bewirkt dies einen erhöhten Anstellwinkel auf den grossen Hauptflügel, was eine automatische Korrektur bewirkt (die Canard-Flügel sind nur so gross bemessen, dass sie im Fallflug bei V_{max} gerade das Motorengewicht kompensieren).

- - - -

F: Das Zusammenspiel aller Komponenten scheint sehr komplex zu sein. Werden da keine Probleme erwartet?

A: Doch.

24. Technische Abkürzungen und deren Bedeutung

Begriff	Erklärung	Übliches Einheitenzeichen oder Formel
∂ (Alpha)	Anstellwinkel; Winkel zwischen der Profelsehne und der Anströmungsrichtung	
ε (Epsilon)	Gleitzahl	$Ca \div Cw$
λ (Lambda)	Flügelstreckung	$b^2 \div F$
a_0	Anstellwinkel mit Nullauftrieb	$^\circ$ (Grad)
A (Fläche)	Fläche senkrecht zur Kraft	m^2
A (Auftrieb)	$q = \text{Staudruck} = \rho \div 2 * V^2$ S = Bezugsfläche, hier Flügelfläche $c_a = \text{Auftriebsbeiwert} = \text{Fkt von alpha}$ (Anstellwinkel) und Profilgeometrie	$A = c_a \cdot q \cdot S$
A_F (Fallschirmfläche)	$m \approx \text{kg}; g \approx 9,81; p \approx 1,23; c_w \approx 1,3;$ $v \text{ (km/h)} = (\sqrt{2 \cdot g \cdot h \text{ [in Meter]}}) \cdot 3,6$	$2 \cdot m \cdot g / v^2 \cdot p \cdot c_w$
AWD / a	Anstellwinkel	$^\circ$ (Grad)
b	Spannweite / Tragflügelspannweite	m
c	Maximale Fluggeschwindigkeit	2,99792458e8 m/s
c_a	Auftrieb geradeausflug in Newton (N)	$m \cdot g$
Ca	Auftriebsbeiwert	
CaE	Auftriebsbeiwert des besten Gleitens	
Cm	Momentbeiwert; Kennzahl für die am Profil auftretenden Drehmomente	
cmb	Camber / Wölbung	
Cm0	Nullmoment das bei Nullauftrieb auftretende Drehmoment am Profil	

Begriff	Erklärung	Übliches Einheitenzeichen oder Formel
Cw	Widerstandsbeiwert; dimensionslose Kennzahl für den Widerstand: 1,4 Fallschirm 1,1 Scheibe; 0,45 Kugel; 0,33 Halbkugel geschlossene Seite gegen die Anblasrichtung (1,33 offene Seite); 0,05 Tropfenform; 0,08 Flugzeugflügel	$C_{wr} + C_{wd}$
Cwd	Druckwiderstand	
Cwr	Reibungswiderstand	
d	Profildicke; Abstand zwischen Ober- und Unterkontur an der dicksten Stelle	mm
DP	Druckpunkt (wandernder, resultierender Angriffspunkt des Auftriebs)	mm; ab Flügel-Vorderkante gemessen
EWD	Einstellwinkeldifferenz	° (Grad)
f	Profilwölbung; grösster Abstand der Profilmittellinie (Profilsehne) zu Skelettlinie	in % zu l ab Flügelspitze gemessen
F	Fläche; meistens die Flügelfläche	m^2 ; $t \cdot b$
F (Force)	Gewichtskraft (Schwerebeschleunigung)	$m \cdot g$
Fa	Auftrieb am Flügel in Newton (N)	$\rho \div 2 \cdot v^2 \cdot F \cdot C_a \cdot t$
Fw	Strömungswiderstand	$\rho \div 2 \cdot v^2 \cdot F \cdot C_w \cdot t$
g	Erdbeschleunigung Meereshöhe	9,81 m/s^2
h	Höhe in Meter	
G^{\rightarrow}	Gewicht (zum Erdmittelpunkt gerichtete Schwerebeschleunigung)	kg; $m \cdot g^{\rightarrow} \pm 0,5\%$
G/F	Flächenbelastung	kg \div F (Fläche)
HL	Höhenleitwerk	m^2
HLW	Höhenleitwerk inkl. Seitenleitwerk	
K	Konstante für Motorflugmodelle	1,8 (Multiplikator)
km/h	Kilometer in der Stunde	$m/s \cdot 3600 \div 1000$
l	Profiltiefe des Flügels	m
l_{am}	Streckung	$b^2 \div F$ (Fläche)

Begriff	Erklärung	Übliches Einheitenzeichen oder Formel
/m	Bezugstiefe	
L	Rumpflänge	m
Lh	Leitwerkshebelarm (Abstand SP bis DP HL)	$(F \cdot t) \div (F_{HL} \cdot K)$
m	Masse	
m	Längenmass Meter	
mm	Längenmass Millimeter	
n	Lastvielfache, dabei ist $V = (m/s)$; $r = \text{Flugradius (m)}$; $g = 9,81 \text{ m/s}^2$	$n = 1 + (V^2/r \cdot g)$ beim flachen DS-Kreis allerdings: $n = (V^2/r \cdot g)$
N (Kraft)	Newton; $1\text{kg} = 9,81 \text{ N}$ od. $1\text{N} = 0,1019 \text{ kg}$	$1 \cdot (\text{kg} \cdot \text{m}) \div \text{s}^2$
Ncm	Ncm = Moment (Newton/cm)	[Kraft • Hebelarm]
Nges	Neutralpunkt des ganzen Flugzeug theoretischer, druckpunktfester Auftriebspunkt, resp. Summe aller Luftkräfte)	mm
NF	Neutralpunkt des Flügels (siehe Nges)	mm; ab Flügel- vorderkante gemessen
NP	Neutralpunkt (siehe Nges)	mm; ab Flugzeugspitze gemessen
p	Dichte der Luft (manchmal auch Nasenradius)	$1,23 \text{ kg/m}^3$
Pa	Pascal ($1 \text{ Pascal} \approx 1 \text{ g/dm}^2$)	$1 \text{ N/m}^2 \approx 100 \text{ g}$
pr	Nasenradius des Flügels	mm
Re	Reynoldsche Zahl	$(v \cdot t) \div 70000$
Rek	Strömungsumschlag von laminar zu turbulent	Re kritisch
s	Flächeninhalt	$b \cdot t$
s	Zeit (Sekunden)	
S	Bezugsfläche	m^2
SL	Seitenleitwerk	m^2
SP	Schwerpunkt (bleibender, resultierender Angriffspunkt der Gravitation)	mm; ab Flugzeugspitze gemessen
t	Zeit (physikalisch)	s

Begriff	Erklärung	Übliches Einheitenzeichen oder Formel
t	Flügeltiefe; mittlere	m; $(t_i + t_a) \div 2$
t _a	Flügeltiefe aussen (Flügelspitze)	m
t _i	Flügeltiefe innen (am Rumpf)	m
v	Geschwindigkeit, resp. Anströmungsgeschwindigkeit	m/s
v _G	Geschwindigkeit Geradeausflug in m/s	$\sqrt{2 \cdot m \cdot g \div (F \cdot p \cdot c_a)}$
v _h	Fallgeschwindigkeit in m/s • 3,6 = km/h	$\sqrt{2 \cdot h \cdot g}$
v _{max}	Maximale Fallgeschwindigkeit in m/s	$\sqrt{2 \cdot m \cdot g \div (F \cdot p \cdot c_w)}$
xd	Dickenrücklage am Flügel (Position der grössten Profildicke)	in % zu l ab Flügelspitze gemessen
xf	Wölbungsrücklage am Flügel (Position des grössten Abstands zur Profilversehne)	in % zu l ab Flügelspitze gemessen

* * * * *

* * *