

DER INTEGRIERTE SCHLAGFLÜGEL - Erprobung eines Modells mit zwei Flügeln



**Karl-Heinz Helling
Modellflugclub Rossendorf e.V.**

Der Anstoß zu dieser Arbeit



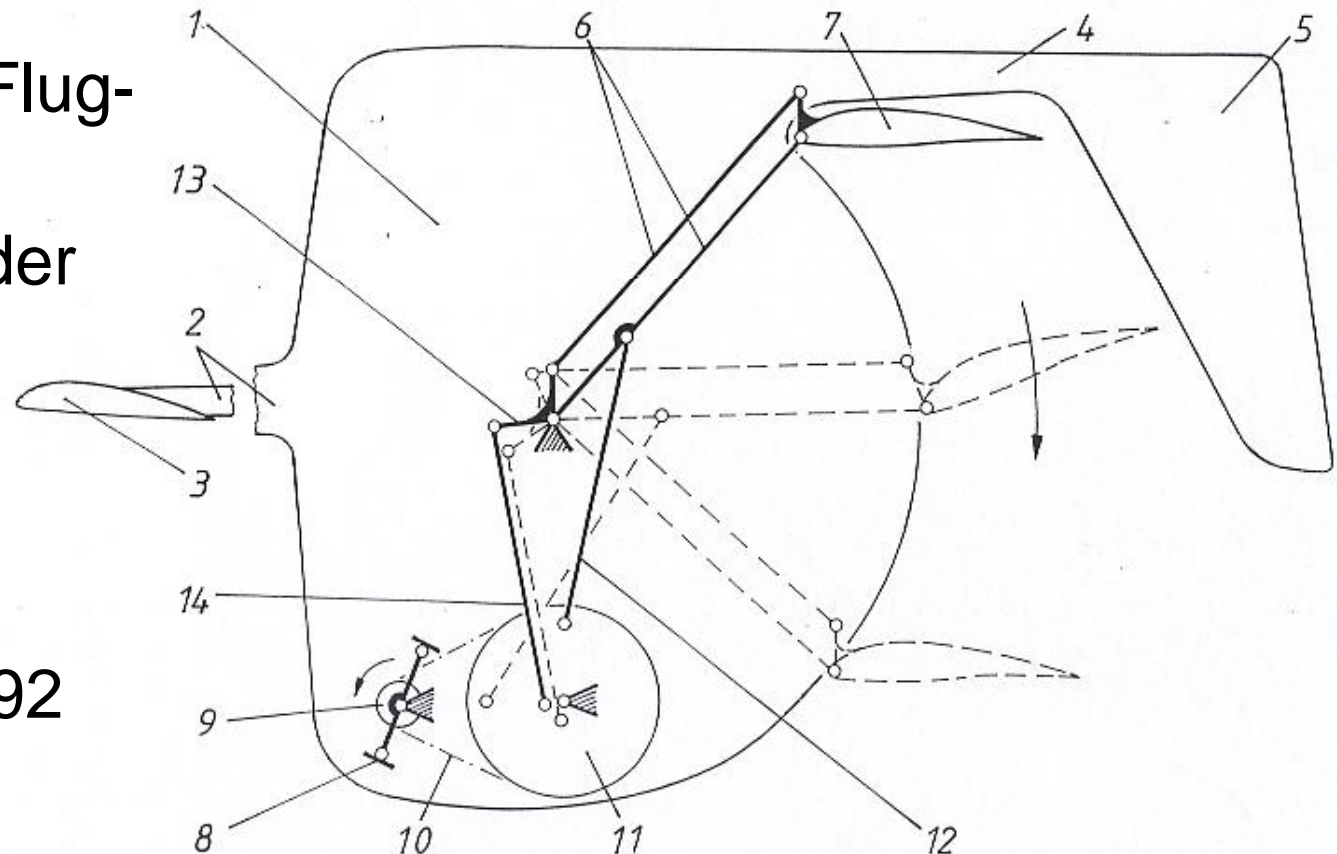
- | Paul MacCready's Muskelkraftflugzeuge 1979
 - Grossamer Condor und Albatros
- | 1988 Daedalus der MIT
- | Größere Propeller steigern Wirkungsgrad
- | Größerer Strömungsquerschnitt durch Schlagflügel
- | Klassische Schlagflügel werden verdreht



Integrierter Schlagflügel



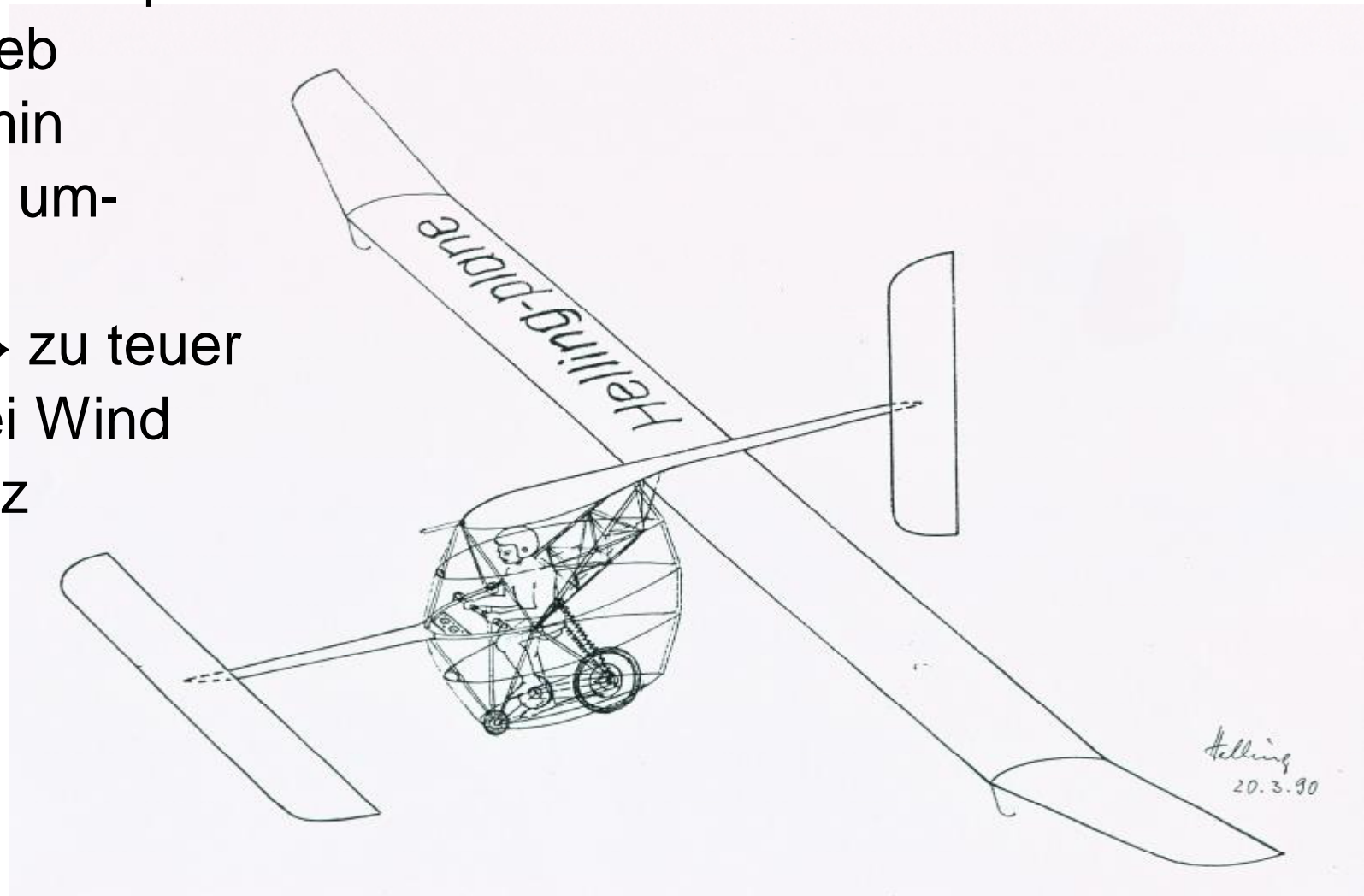
- | Patent 1990
- | Starrer Flügel beweglich am Rumpf
- | Kein Interesse der Flugzeugindustrie
- | Technischer Leiter der Hoffmann-Aircraft fand das Prinzip bestehend
- | Beteiligung am Berblinger Preis 1992 ohne Resonanz



Muskelkraftflugzeug



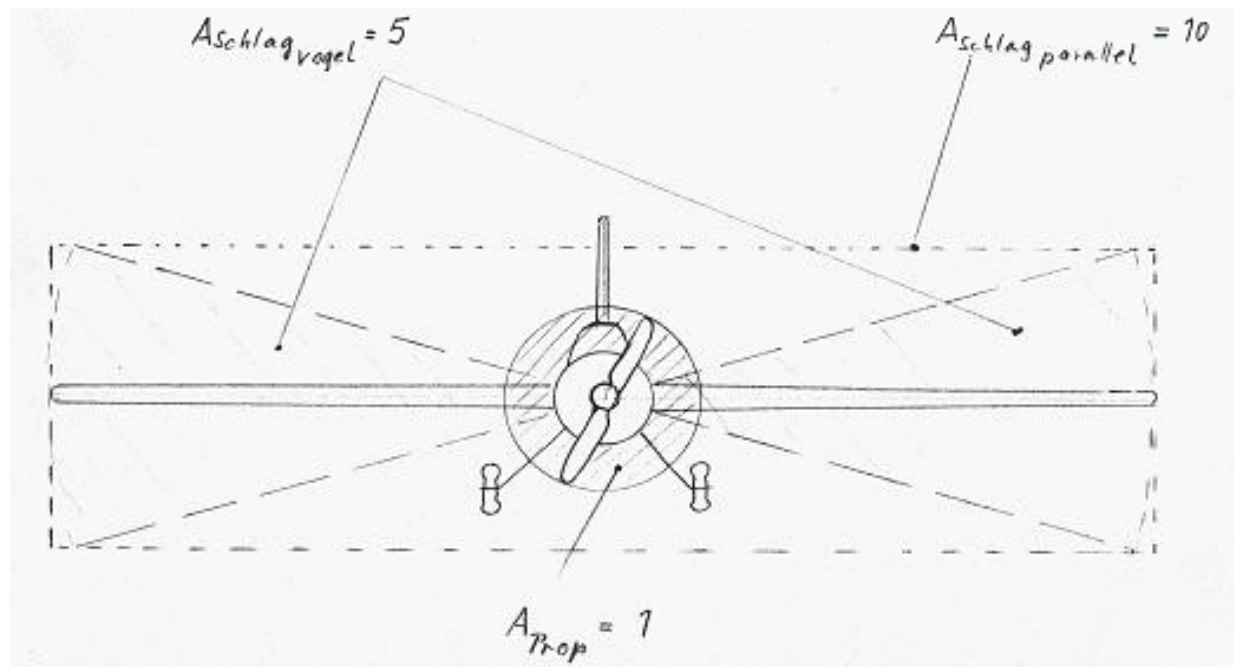
- | Lösung mit Federspeicher und Radantrieb
- | Wenn $V > V_{min}$ abheben und umschalten
- | Kein Markt → zu teuer
- | Unfliegbar bei Wind und Turbulenz
- | Zu langsam



Vorteile des Integrierten Schlagflügels



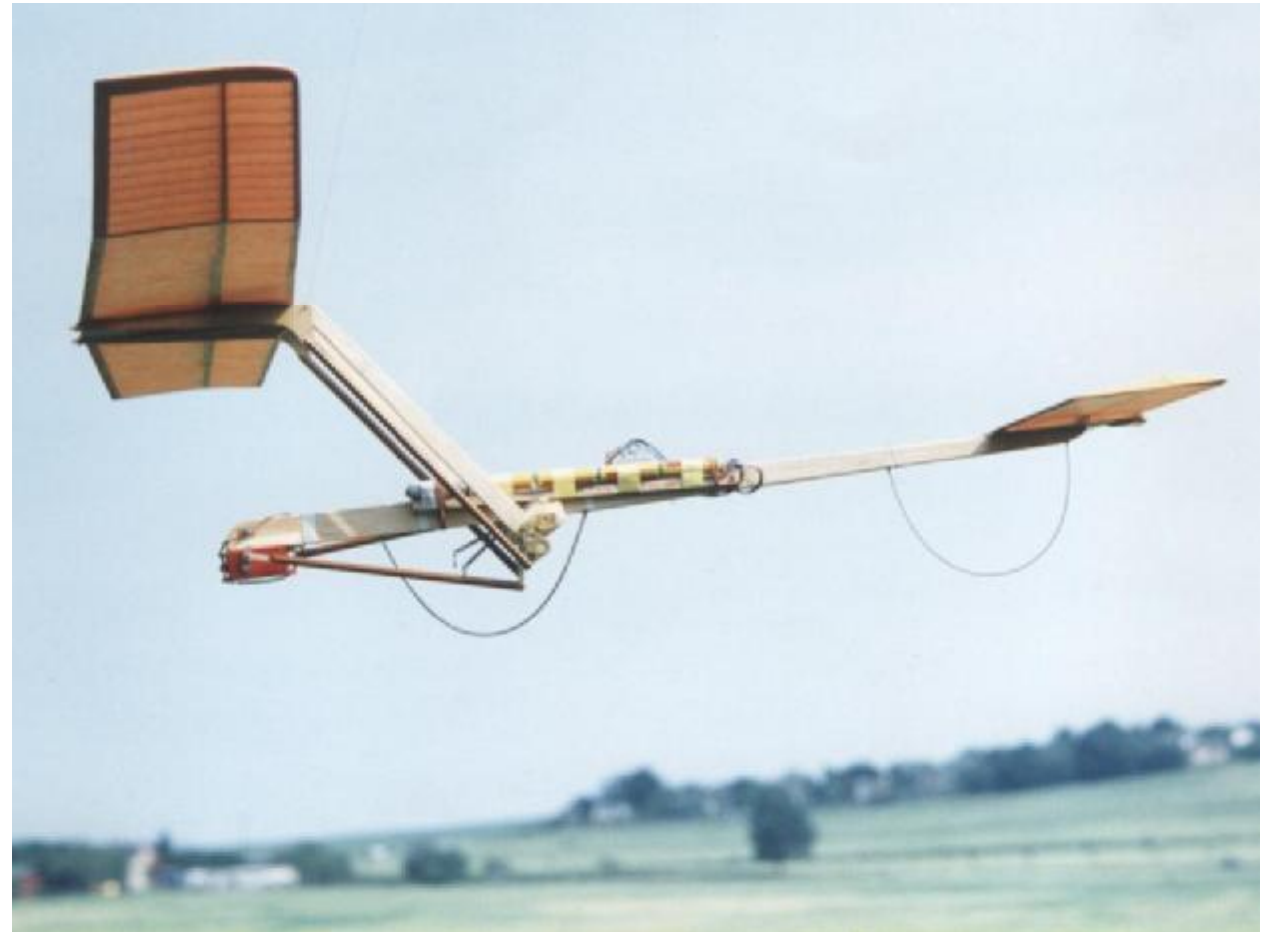
- | Strömungsquerschnitt verdoppelt
- | Starrer Schalenflügel verwendbar
- | Auftreibsveteilung immer elliptisch
- | Alle Flügelschnitte exakt an Flugregime angepasst
- | Instationäre Strömung erlaubt hohe Auftriebsbeiwerte



Erprobung HE101



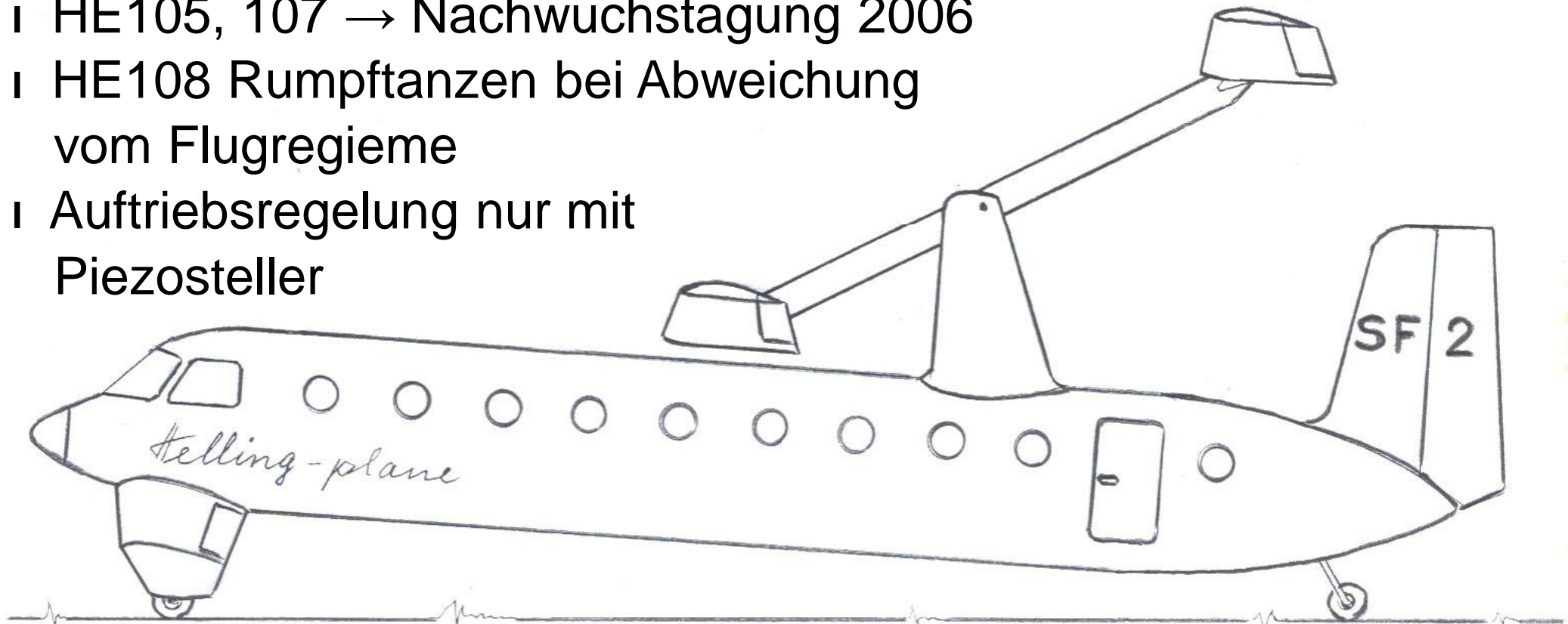
- | 1988 erstes Modell
- | Einstellwinkeländerung über Parallelogrammlenker
- | Überdimensionierter Federspeicher
- | Stimmiger Bewegungsablauf, kein „Tanzen“
- | Mit 2 Watt und 425gr kein Steigen



Weitere Modelle



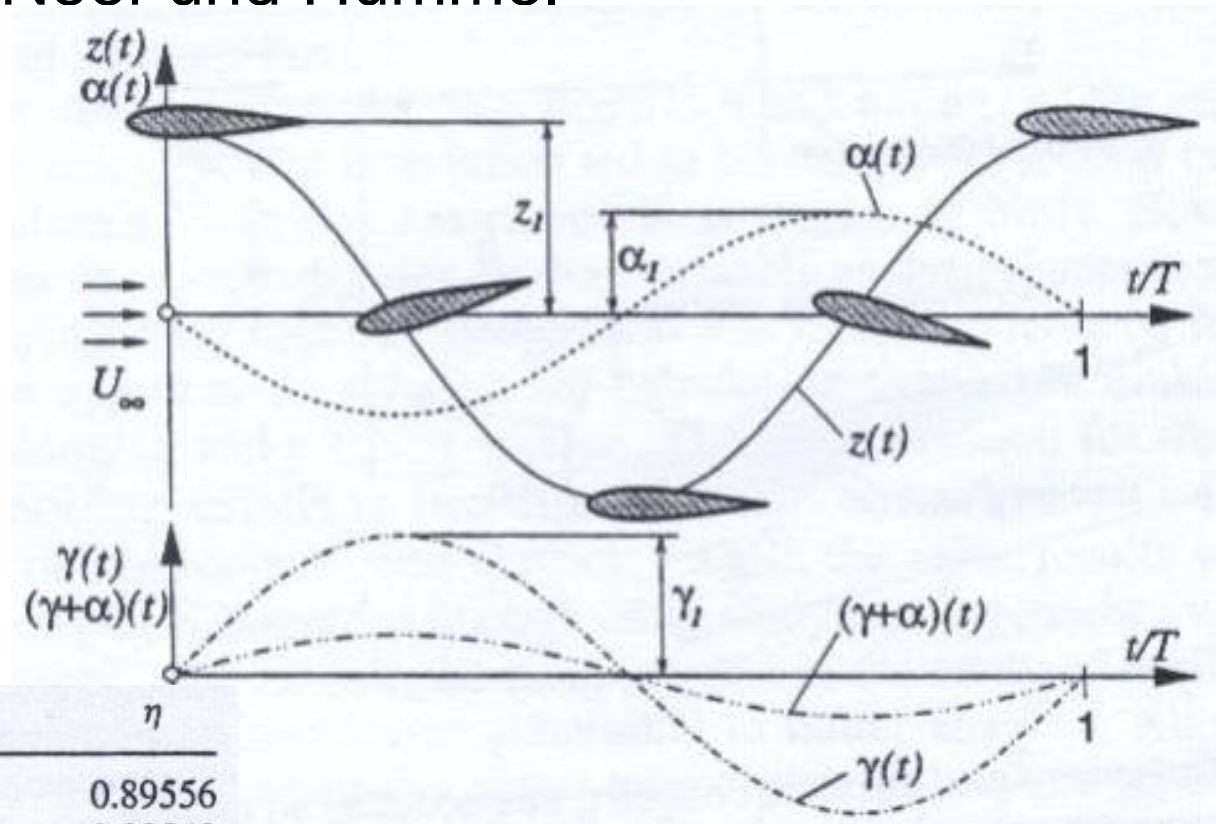
- | 1993 HE202 ohne Kraftspeicher
- | HE103, 104 Projekte, 106 für Rundlauf
- | HE105, 107 → Nachwuchstagung 2006
- | HE108 Rumpftanzen bei Abweichung vom Flugregime
- | Auftriebsregelung nur mit Piezosteller



Theoretische Grundlagen



- | Hertel und Clauss → Parallel – Drehschlag
- | Modellrechnungen durch Neef und Hummel
- | Induzierter Widerstand dominant
- | Anfahr- und Stoppwirbel vernachlässigbar
- | Erklärt Reiseleistung großer Zugvögel

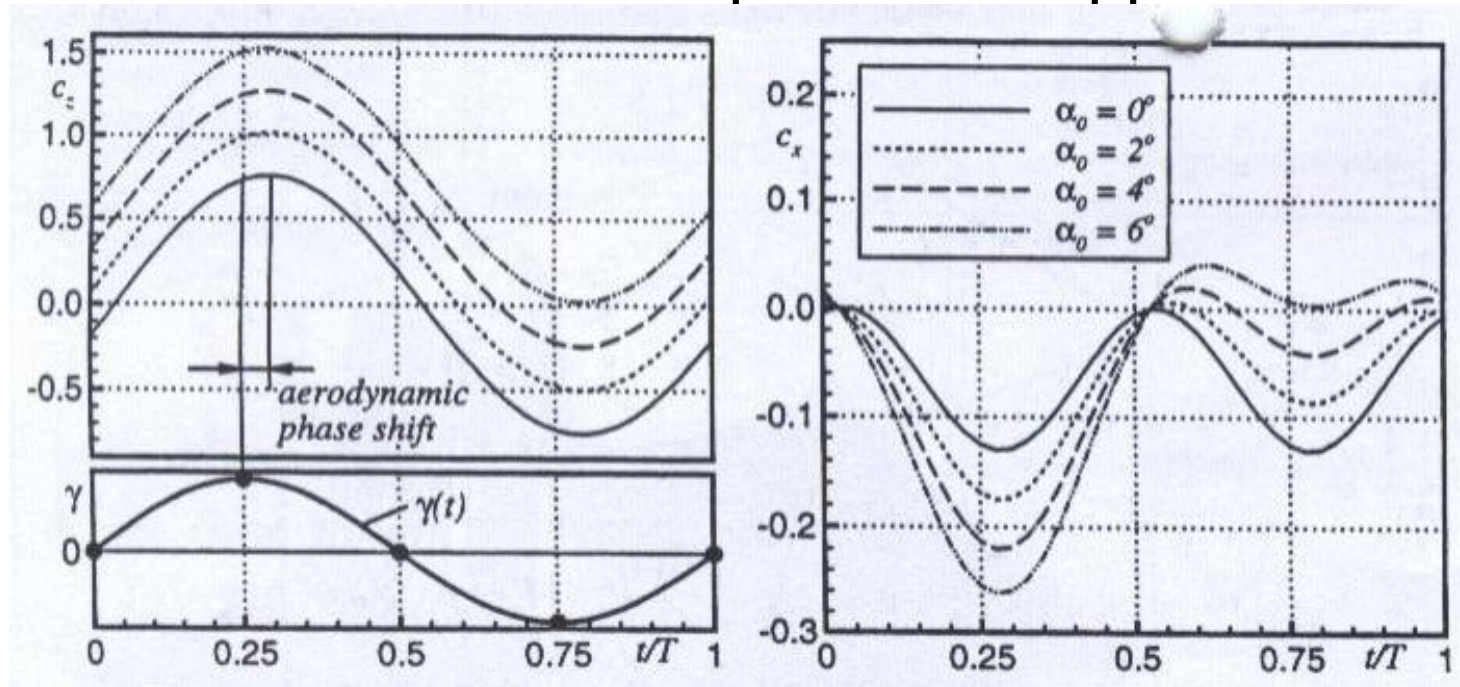


α_0	\bar{c}_L	\bar{c}_T	η
0 (deg)	0.000	0.065297	0.89556
2 (deg)	0.258	0.065270	0.89540
4 (deg)	0.515	0.065158	0.89443
6 (deg)	0.769	0.064441	0.88945

Meine Schlussfolgerung



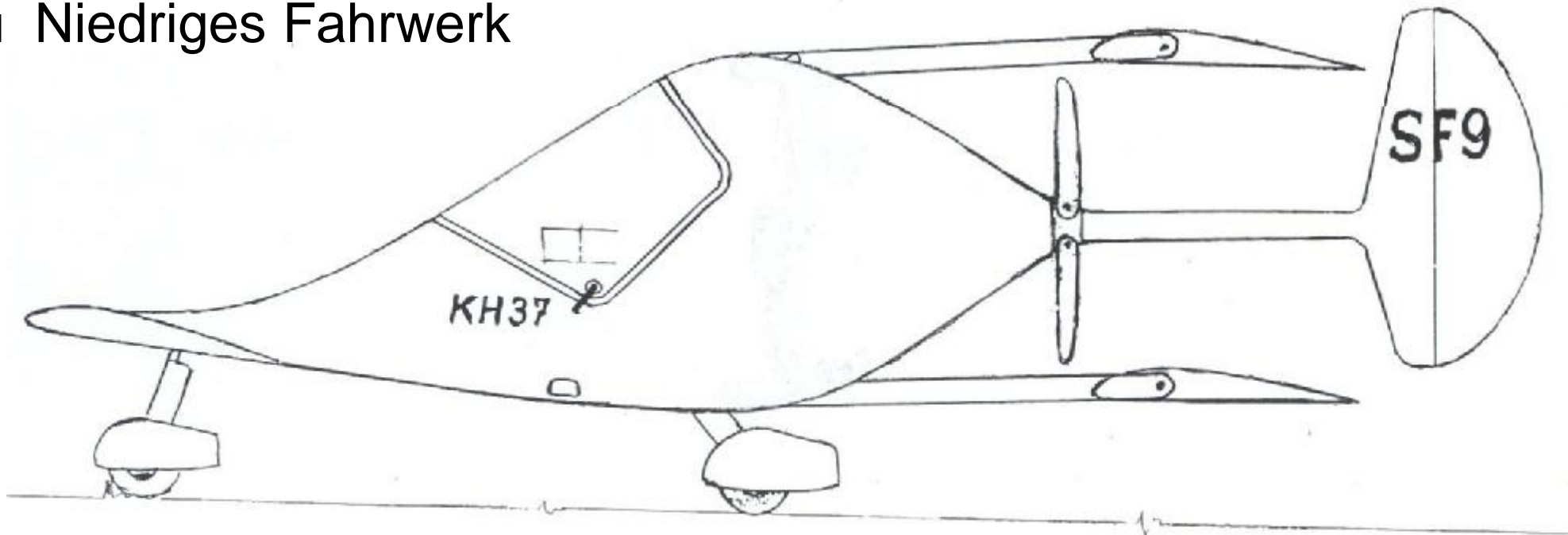
- | Zwei gegenseitig schlagende Flügel
- | Profilwölbung statt Anstellwinkel
- | Perfekter Massenausgleich
- | Kein Kraftspeicher nötig
- | Schubbeiwert und Antriebsfrequenz verdoppelt



Konzept Elektro-UL



- | Flügel übereinander
- | Ungestörte Anströmung
- | Flügel mittig arretierbar
- | Faltpropeller hinten
- | Niedriges Fahrwerk



Schlagflügelantrieb



- | Getriebemotor
- | Kurbelwelle mit mittigem Stirnrad
- | Vier Kurbelzapfen
- | Zwei Haupt- und zwei Hilfspleuel
- | Schalter für innere Totpunkte



HE209



- | Konzept wie UL
- | Faltpropeller vorn
- | Flügeltotpunkte innen
- | Keine Querruder
- | Knickflügel und Seitenruder



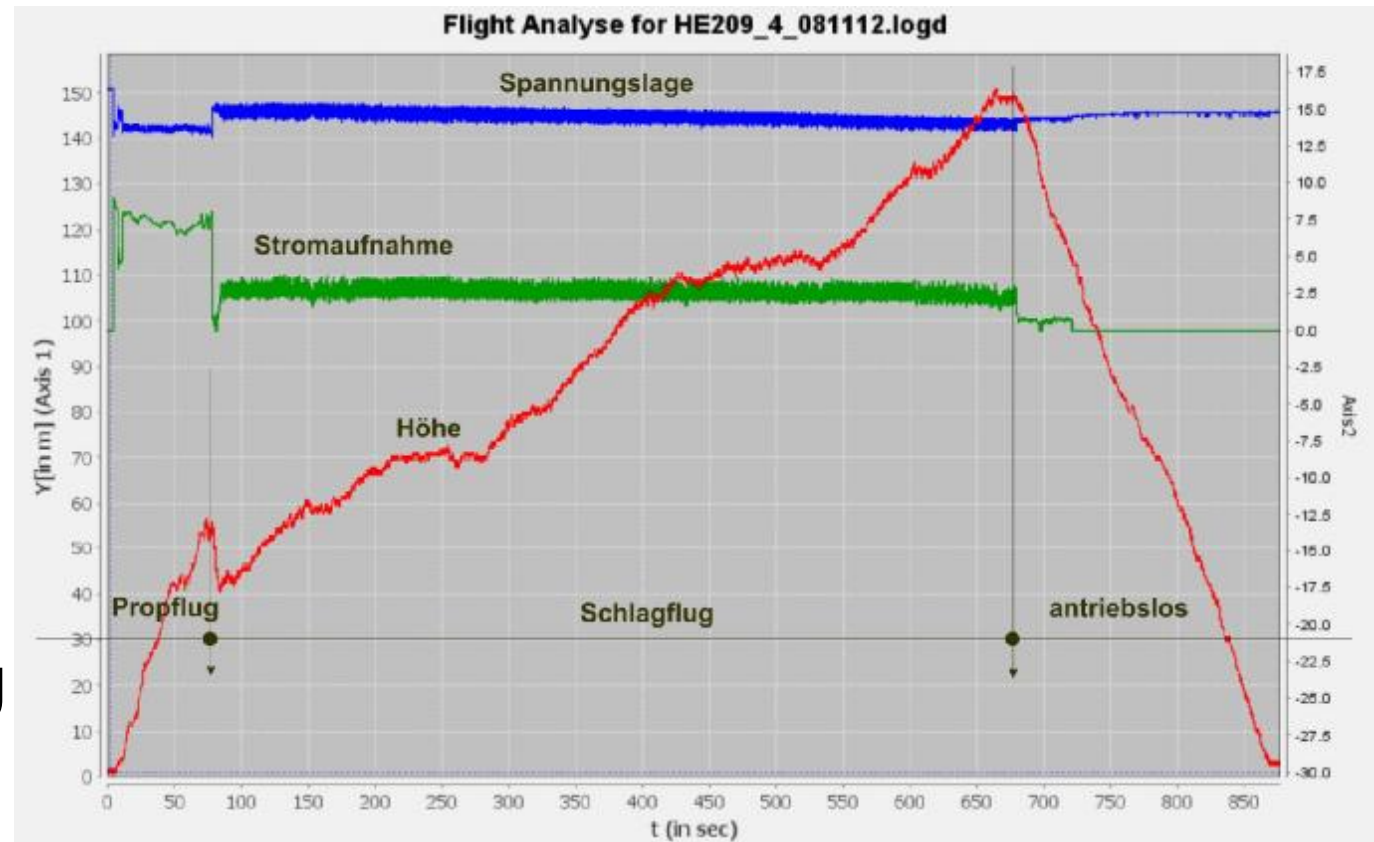
Maximaler Flügelhub



- | Hohes Fahrwerk zur Überprüfung der Schlagmechanik
- | Schlagflügelmotor seitlich im Luftstrom
- | Technische Daten:
 - | Masse: 1,78kg
 - | Spannweite: 2m
 - | Flügelfläche: 75dm²
 - | Flügeltiefe/Hub: 1 : 1,25
 - | Antrieb: Graupner Compact 300
- | Getriebe:
 - Reisenauer 13 : 1
- | Übersetzung 65 : 1
- | Schlagfrequenz ca. 5Hz

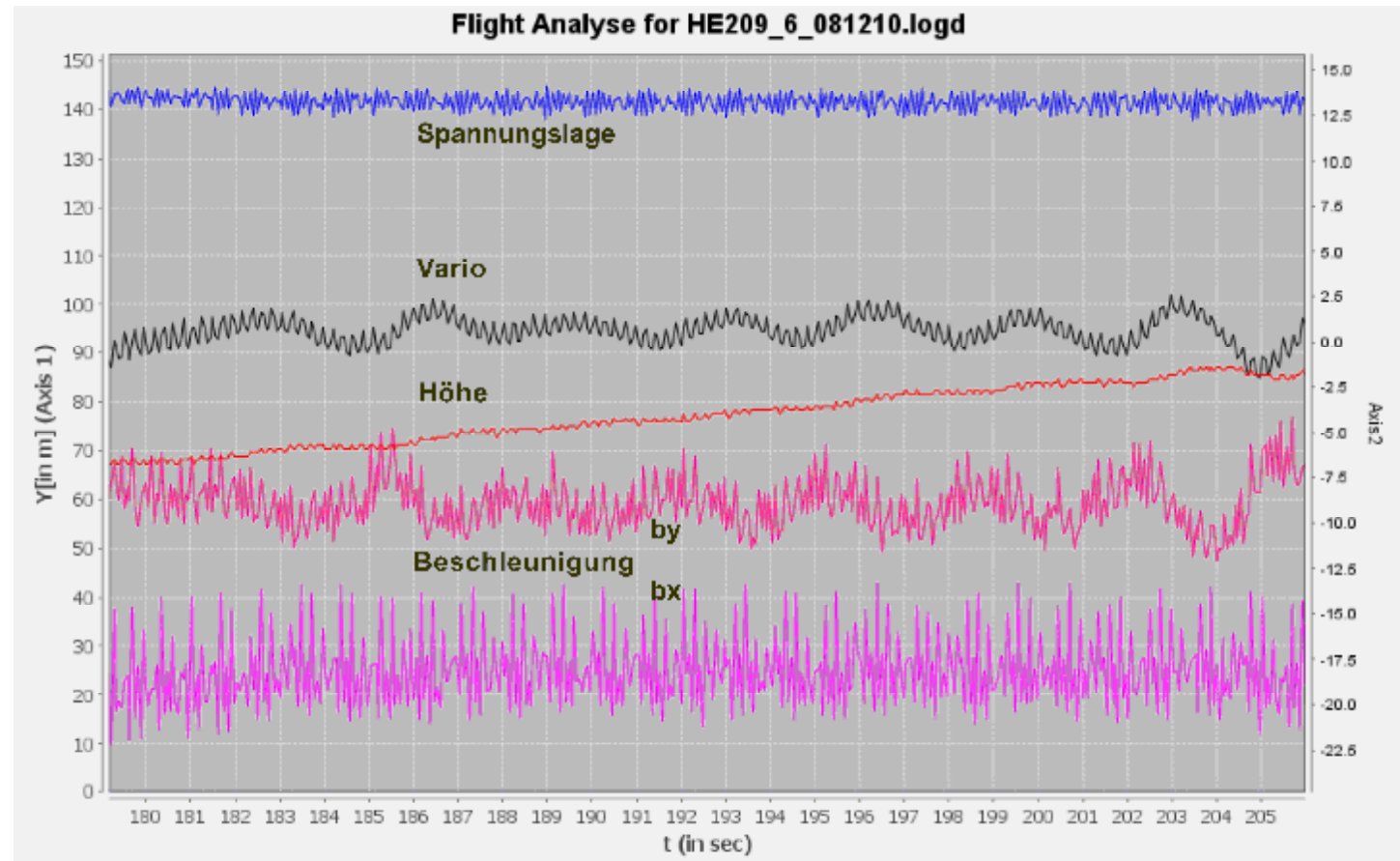


Erprobung mit Logger



- ▮ Mit halben Hub kleine Steigleistung
- ▮ Schlagfrequenz verdoppelt
- ▮ Verschiedene Motoren, Getriebe und Akkus erprobt
- ▮ Propellerflug: 13,7V ; 7,5A ; $V_{\text{steig}} = 0,73\text{m/s}$
- ▮ Schlagflug: 14V ; 2,5A ; $V_{\text{steig}} = 0,44\text{m/s}$

Loggerauszug



- | Beschleunigung
x - y - Richtung
- | Auflösung 16Hz
- | Schlagfrequenz aber ablesbar
- | Schlagfrequenz auf 5Hz erhöht
- | Flugerprobung wird fortgesetzt

Wirkungsgrad



$$P_{\text{out}} = m \cdot g \cdot (v_{\text{sink}} + v_{\text{steig}}) \quad m = 1,78 \text{ kg} \quad v_{\text{sink}} = \frac{145 \text{ m}}{200 \text{ s}} = 0,73 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

	Propellerflug	Schlagflug
Steiggeschwindigkeiten	$v_{\text{steig,prop}} = \frac{53 \text{ m}}{73 \text{ s}} = 0,73 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$v_{\text{steig,schlag}} = \frac{17,5 \text{ m}}{40 \text{ s}} = 0,44 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
Ausgangsleistung	$P_{\text{out,prop}} = m \cdot g \cdot (v_{\text{sink}} + v_{\text{steig,prop}})$ $P_{\text{out,prop}} = 27,07 \text{ W}$	$P_{\text{out,schlag}} = m \cdot g \cdot (v_{\text{sink}} + v_{\text{steig,schlag}})$ $P_{\text{out,schlag}} = 20,43 \text{ W}$
Eingangsleistung	$P_{\text{in,el,prop}} = 13,7 \text{ V} \cdot 7,5 \text{ A}$ $P_{\text{in,el,prop}} = 102,75 \text{ W}$ $\eta_{\text{mot,prop}} = 0,8$ $P_{\text{in,welle,prop}} = P_{\text{in,el,prop}} \cdot \eta_{\text{mot,prop}}$ $P_{\text{in,welle,prop}} = 82,2 \text{ W}$	$P_{\text{in,el,schlag}} = 14 \text{ V} \cdot 2,5 \text{ A}$ $P_{\text{in,el,schlag}} = 35,0 \text{ W}$ $\eta_{\text{mot,schlag}} = 0,75$ $\eta_{\text{getr,schlag}} = 0,97 \cdot 0,97 \cdot 0,92$ $\eta_{\text{getr,schlag}} = 0,87$ $P_{\text{in,kurbelwelle,schlag}} = P_{\text{in,el,schlag}} \cdot \eta_{\text{mot,schlag}} \cdot \eta_{\text{getr,schlag}}$ $P_{\text{in,kurbelwelle,schlag}} = 22,84 \text{ W}$
Wirkungsgrade	$\eta_{\text{prop.}} = \frac{P_{\text{out,prop}}}{P_{\text{in,welle,prop}}} = \frac{27,07}{82,20} = 0,33$	$\eta_{\text{schlag.}} = \frac{P_{\text{out,schlag}}}{P_{\text{in,kurbelwelle,schlag}}} = \frac{20,43}{22,84} = 0,89$

Schlussfolgerungen



- | Lilienthal's Traum verwirklicht
- | Höchster denkbarer Gesamtwirkungsgrad
- | Alternative zum Propeller (Verstellung, Lärm)
- | Für Drohnen und Elektro-UL's
- | Optimierung nur mittels Computersimulation
- | Viele Themenarbeiten für Diplomarbeiten und Promotionen

- [1] Helling, K-H.
Schlagflügelflugzeug, Patent DD292186 A5
- [2] Helling, K-H., Modellflugclub Rossendorf e. V.
Integrierter Schlagflügel für Flugzeuge
Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2006
(DGLR-2006-079NW)
- [3] Helling, K-H., Modellflugclub Rossendorf e. V.
The Integrated Flapping Wing - Trying out a
New Concept
European Air and Space Conference
(CEAS-2007-043)
- [4] Hertel, H.
Biologisch-technische Forschungen über
Strukturen, VDI-Z.(1967), 1133ff., 1215ff.
- [5] Clauss, G.
Schlagflügel und Wirbelstraße
Dissertation VDI-Fortschr. Bericht Reihe 7,
Nr. 7 (1968)
- [6] Neef, M. and Hummel, D.
Euler Solutions for a Finite-Span Flapping
Wing
Technical University of Braunschweig