

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Inhaltsverzeichnis

1	Auslegung	3
1.1	Auslegungskriterien und -Konfigurationen.....	3
1.2	Flächenbelastung/Gesamtfläche/-Masse	3
1.3	Berechnungsverfahren	3
1.4	Geometrische / aerodynamische Schränkung.....	4
1.5	Auftriebsverteilung $c_a \cdot t$	5
1.6	Stabilitätsmaß; Abreißverhalten	6
2	Flugerprobung	7
2.1	Vorflügel	9
2.2	Potential-Zäune; Klappen	10
2.3	Winglets/ Widerstands-Seitenruder/ V-Form	10
2.4	Verringerung der Profildicke	11
2.5	Doppel-Seitenruder; Seitenleitwerks-Träger.....	12
2.6	Stabilität um Längs- und Hochachse (Rollen,Gieren).....	13
2.7	Kurze Abhandlung über die Tragflügeltheorie, deren Anwendung im Berechnungs-Programm und die Auswirkung auf die Flugeleistungen und -Eigenschaften	13
2.7.1	Abwindgeschwindigkeiten w_1, w_2	14
2.8	Erste Erfahrungen mit reduzierter Verwindung.....	14
2.8.1	Nächster Erprobungsschritt mit weiter reduzierter Verwindung und geänderter Tiefenverteilung.....	15
2.8.2	Verlängerung der Winglets.....	16
2.8.3	Thermikbrems-Funktion	17
3	Bau-Ausführung.....	17
3.1	Faserverbund- Bauweise	17
3.2	Flügel Aufbau/ Mechanik	17
3.2.1	Faserverbund-Bauweise mit Hilfe der "Folien- Einlege- Technik"	18
3.2.2	Vakuum- Preßtechnik für die Gewebe-Beschichtung.....	20
3.2.3	Applikation des 25 g/m^2 -Glasgewebes mit Hilfe von wasserlöslichem Zellulosekleber (Tapetenkleister).....	20
3.2.4	Biege-, Torsionsfestigkeit des Holms/ -Kastens; Steifigkeit der Struktur	21
3.2.5	Aufprallschutz/ Zeitschalter-Abdeckung	22
3.2.6	Mechanik.....	22
4	Zusammenfassung	23
4.1	Flugmechanik und -Leistungen	23
4.2	Auslegung mit angepaßter Auftriebsbeiwert-Verteilung $c_a(y)$ und angenähert elliptischer Auftriebsverteilung $c_a \cdot t(y)$	23
4.3	Bau-Ausführung	24
4.4	Gedanken über die Steuerbarkeit im Hochstart (Kreisschlepp); Einsatz von Controllern	24
4.4.1	Fluidische Systeme zur Seitensteuerung	25
4.4.2	Schleppkurven-Ein- bzw. Ausleitung.....	27
4.4.3	Erprobung der Schleppkurven-Ein- und Ausleitung	28
4.4.4	Mögliche Abstellmaßnahmen; Kombination Kraft und -Richtung	28
4.5	Rückbau Haken/-Dämpfer	29

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

4.6	Einführung einer vorderen Seitenfläche zur “Gierdämpfung”	30
4.6.1	Kreisschlepp und Gleitflugkurve	30
4.7	Analyse Schiebe-Gier-/-Rollmoment /-Dämpfung bei Nurflügeln mit Seitenflächen	31
4.7.1	Seitenflächen	31
4.8	Wettbewerbs-Erfahrung	32
4.9	Erprobung mit Außenklappen; “Bunt“-Versuche; Ferngesteuerte Version .	33

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

1 Auslegung

1.1 Auslegungskriterien und -Konfigurationen

Das Leistungsvermögen eines Freiflug-Nurflügels wird insbesondere durch die Eigenschaften des Pfeilflügels bei Hochauftrieb, dem Abreissverhalten und der Stabilität um alle Achsen bestimmt. Es soll versucht werden, im **Hochstart** mit Hilfe von Endleisten- Klappen, den Auftrieb zu erhöhen um eine geringere Schleppgeschwindigkeit zu erreichen. Das Modell ist während des Hochstarts immer mit dem Seil verbunden, und erhält dadurch eine **Dämpfung**. Inwieweit eine **Schleppkurve** geflogen werden kann, soll erprobt werden. Untersucht werden soll die Wirkung von Winglets, Potentialzäunen und gesteuerten Seitenrudern.

1.2 Flächenbelastung/Gesamtfläche/-Masse

In der F1H-N- Klasse gibt es mittlerweile keine Beschränkungen bezüglich Flächeninhalt und Masse.

Bei einem fliegbaren $c_a^* \approx 0,8$ gegenüber $c_a^* \approx 1$ beim Normalmodell müßte die Flächenbelastung um den Faktor $0,8^{1/2} = 0,89$ entsprechend $10,7 \text{ g/dm}^2$ reduziert werden, um die gleiche Fluggeschwindigkeit wie beim Normalmodell (F1A) zu erreichen. Damit dürfte bei einem Flächeninhalt von 34 dm^2 die Flugmasse nur 367 g betragen.

c_a^* bezeichnet den mittleren Auftriebs-Beiwert: Summe Einzel- c_a geteilt durch deren Anzahl

Wegen der zu wählenden, mäßigen Pfeilwinkel $< 30^\circ$, sollten nur Profile mit Wölbungshöhen $< 6 \%$ wegen der moderaten Momentenbeiwerte eingesetzt werden. Für die Hochstart- Konfiguration sollen Flaps verwendet werden, die den (Gesamt-) Auftriebs-Beiwert $c_a^* \approx 0,8$ auf $c_a^* \approx 0,9$ bringen sollen. Der, im Bereich der Klappen dann erhöhte Momentenbeiwert reduzieren zwar die Stabilität der Konfiguration. Wie schon beschrieben, bewirkt die Ankopplung über das Hochstartseil jedoch eine stabilisierende (dämpfende) Wirkung. Die Streckung darf wegen der hohen Torsionsbelastung des Pfeilflügels nicht zu groß werden ($\Lambda \leq 16$).

1.3 Berechnungsverfahren

Das bei: www.aerodesign.de frei erhältliche Berechnungsverfahren von Michael Möller (**Download "Nurflügel V 1.2"**) nach dem Traglinien- Verfahren nach Truckenbrodt hat sich als sehr effektiv erwiesen. Der besondere Vorteil liegt in der Berechnung der Auftriebsverteilung und der Ermittlung der Beiwerte. Diese lassen im voraus eine Beurteilung der Entwurfsgüte zu. Durch gezielte Änderungen von geometrischer und aerodynamischer Schränkung, sowie des Flügelgrundrisses kann man sich dem Best- Entwurf nähern.

Es gibt ein Tutorial von Hartmut Siegmann zum Programm. Die mathematischen Grundlagen des Verfahrens werden unter http://www.das_nurfluegelteam.de/ be-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

schrieben. Es handelt sich dabei um einen Artikel von Jochen Schneider aus FMT 2/86.

Das Programm eignet sich besonders zum Nachrechnen bereits vorhandener Entwürfe, weil es auf Geometrie- (Grundriß-) Daten aufbaut. Der besondere Nutzen des Programms besteht in der Berechnung der Auftriebsverteilung c_a (Spannweitenkoordinate y) und des Induzierten Widerstands c_{wi} über der Halb-Spannweite $b/2$ in Abhängigkeit der Profil- Beiwerte cm_0 , α_0 und der Winkelverteilung (Schränkung) am Flügel. Profilbeiwerte erhält man über die **Google- Abfrage: Selig+airfoils*** mit einer riesigen Profilsammlung ("UIUC Airfoil Coordinates Database") mit Koordinaten der aufgeführten Profile. Man kann sich die Profile anschauen und die zugehörigen dat-files abspeichern. Für die Ermittlung der Kenn- und Beiwerte aus den Koordinaten ist ein separater Programmteil zuständig.

Es werden aber nur für wenige Profilmfamilien die richtigen Kenndaten ausgegeben. So werden z.B. keine richtigen Daten für NACA-, Göttinger-, HQ-, MH-, usw... -Profile ausgegeben! Außerdem gibt es gar keine Profildaten von Hochauftriebsprofilen für den Freiflug z.B.: Benedek, Ritz, Makarov, usw... Diese Profile sind speziell für die Bedürfnisse des Freiflugs entwickelt worden und in der Sammlung nicht erfaßt. Benedek-Straks sind aber z.B. in „Model Aircraft Aerodynamics“ von Martin Simons verfügbar.

Im Menü: "Profil-Auswahl" innerhalb des Programms kann man gespeicherte Profil-Koordinaten- Datensätze herunterladen. Die Kennwerte werden im separaten Programmteil ermittelt und man kann dann die entsprechenden Werte in die Tragflügel-Definitions- Tabelle eintragen.

Bei fehlerhaft ermittelten Beiwerten sind eine gute Hilfe Momentenbeiwerte aus einer Artikelserie in der FMT .../58 von Klaus-Peter Beuermann: "Wie erreiche ich gute Längsstabilität?". Diese Beiträge können von der <http://www.thermiksense.de/> Homepage heruntergeladen werden. Darin werden auch Momentenbeiwerte in Abhängigkeit von Wölbungshöhe und -Rücklage angegeben, sowie der Einfluß der Re-Zahl dargestellt. Den Nullauftriebswinkel erhält man angenähert aus dem **Hinterkantenwinkel** des Profils. Bei gewölbten Profilen ist der Nullauftriebs- Winkel immer negativ anzusetzen.

1.4 Geometrische / aerodynamische Schränkung

Die Auftriebsverteilung am Pfeilflügel ändert sich infolge der Ablenkung der Flügel-Umströmung. Der effektive Anströmwinkel wird nach außen größer und nach innen kleiner. Durch Variation der Schränkungs- und Tiefen- Verteilung kann für **einen** Flugzustand (c_a^*) eine, der elliptischen Auftriebsverteilung $\sin \delta = c_a^* \cdot t$ angenäherte erreicht werden. Damit minimiert sich der induzierte Widerstand c_{wi} . Es wird vom Programm eine Verhältniszahl $k = c_{wi} / c_{wiell}$ ausgegeben, die zeigt, inwieweit die Auftriebsverteilung der elliptischen ($k=1$) angenähert ist.

Die Maßzahl selbst ist allerdings noch kein Kriterium für die Größe des induzierten Widerstands, weil dieser von c_a^2 abhängt:

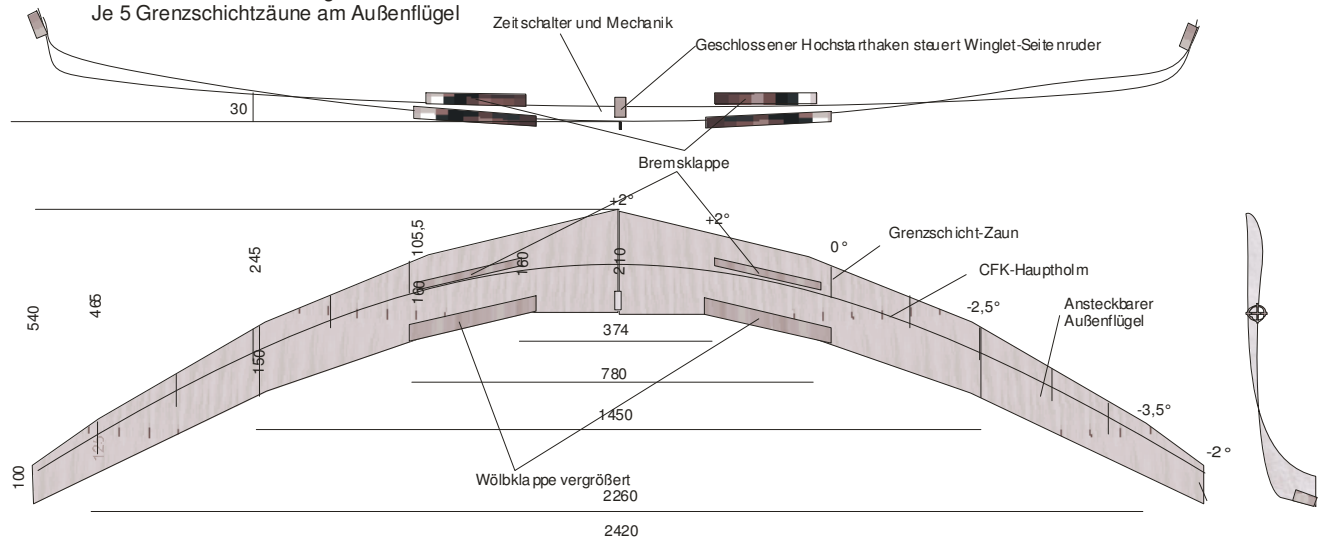
$$c_{wi} = \frac{k * c_a^2}{\pi * \Lambda}; \text{ mit } \Lambda = \text{ Streckung } b/t$$

Bei einer angenommenen Streckung von $\Lambda = 16$ und $c_a^* = 1$ sowie $k \approx 1$ wird $c_{wi} = 0,02$. Bei den langsam, im Hochauftriebsbereich fliegenden Freiflugmodellen ist der **Profilwiderstand** ($c_{wp} \geq 0,05$) im Gegensatz zur mantragenden Luftfahrt bzw. bei schnellen Fernsteuer- Flugmodellen **die** bestimmende Größe für die Flugleistungen. Der induzierte Widerstand hat damit keinen dominierenden Einfluß, weil Abweichungen z.B vom besten Flügelgrundriß keine großen Einbußen an Flugleistung ergeben. Wichtige Hinweise über den Verlauf der Schränkung gibt der, unter <http://www.aerodesign.de/> angeführte Artikel über Glockenauftriebs- Verteilung an Horten- Nurflügeln. Im Mittenbereich sind die Verwindungswinkel positiv und werden ab etwa 1/3 der Spannweite negativ.

Abb.1 Erster Entwurf

F1H-N Nurflügel-Auslegung mit Winglets und Seitenleitwerksträger

Flächeninhalt: 36,7 dm² Bauweise: PS-Extrusions-Schaumstoffkern/GFK-/CFK-Gewebe auf laminiert
 Masse: 500 g
 Flächenbelastung: 13,6 g/dm²
 Profil: Benedek B 6356-b; Dicke und Wölbung von innen nach außen abnehmend
 Geometrische Schränkung 5,5°
 Je 5 Grenzschichtzäune am Außenflügel



1.5 Auftriebsverteilung $c_a * t$

Die Auftriebsverteilung $c_a * t$ ergibt sich aus dem örtlichen Auftriebsbeiwert $c_a(y)$ mal örtlicher Flügeltiefe $t(y)$. Folgt diese der Funktion $\sin \delta$ (mit dem Zentriewinkel δ des Kreises mit Radius Halbspannweite $b/2$; Der Winkel δ wird beginnend bei $b/2$ gezählt!) **und** ist der örtliche Auftriebsbeiwert über der Spannweite konstant, dann handelt es sich um die sog. Elliptische Auftriebsverteilung. Damit wird der Induzierte Wi-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

derstand ein Minimum. Dies ist allerdings nur ein relatives Minimum, weil aus einer Vergrößerung des Streckungs-Verhältnisses immer ein noch kleinerer Induzierter Widerstand resultiert. Der örtliche Auftriebsbeiwert hängt jedoch von der Zirkulationsverteilung (gebundener Wirbel) bzw. dem effektiven Anstellwinkel ab. Hohe Auftriebsbeiwerte im Außenflügel bergen bei Störung um die Querachse die Gefahr eines kompletten Strömungsabrisses. Durch gezielte Veränderungen der Schränkungswinkel und Tiefenverteilung kann man versuchen, eine entsprechende Auftriebs-Beiwertsverteilung zu erreichen, bei der die Auftriebsbeiwerte im Außenflügel relativ niedrig sind, jedoch Gesamt- Auftriebsbeiwert noch hoch genug und der induzierte Widerstand noch klein bleibt.

Die bekannten Gebrüder Horten, die Anfang der 30-iger Jahre des vergangenen Jahrhunderts begannen, mantragende, "reine", d.h., Nurflügel-Flugzeuge ohne Seitenflächen zu konzipieren, fanden heraus, daß mit einer sog. $c_a \cdot t = \sin^3 \delta$ - Glocken-Auftriebsverteilung das Problem der Kontrollierbarkeit mit außenliegenden Rudern gelöst werden konnte. Mit entsprechenden Klappen-Ausschlägen konnte über den gesamten nutzbaren Flugbereich mit dieser Auftriebsverteilung geflogen werden. Der Induzierte Widerstand ist allerdings bei $\sin^3 \delta$ - Verteilung um **33%** höher als bei elliptischer Verteilung und der **fliegbare** Auftriebsbeiwert liegt bei ca 80% eines ungefeilten Flügels.

Über eine aerodynamische Schränkung, d.h. Verringerung der Wölbungshöhen und Profildicken muß ebenfalls eine Beeinflussung der Flügelverwindung und damit Verringerung des induzierten Widerstands erreicht werden. Man muß aber sparsam damit umgehen, weil, siehe folgendes:

Es bedarf einer Interpretation der ausgegebenen Daten bezüglich der erreichbaren Auftriebsbeiwerte besonders im, für den Freiflug wichtigen Hoch-Auftriebs- Bereich. Die Re- Zahlen im Freiflug-Bereich sind so niedrig, daß mit **wesentlich geringeren** Auftriebsbeiwerten gerechnet werden muß (siehe thermiksense: Messungen der Uni Stuttgart im Nieder-Geschwindigkeits- Windkanal am B 6356-Profil bzw. M.Simons: "Model Aircraft Aerodynamics"). Zur Einhaltung eines ausreichenden Stabilitätsmaßes (> 15%) darf die Schränkung auch nicht zu klein gemacht werden.

1.6 Stabilitätsmaß; Abreißverhalten

Ein Stabilitätsmaß von zunächst 15% wurde vorgegeben. Daraus berechnet das Programm einen Gleichgewichtszustand. Der angestrebte Flugzustand muß nun damit verglichen werden. Durch Variation der Verwindung sowie der Profilbeiwerte kommt man diesem Flugzustand näher. Dabei sind die Kenndaten wie: Induzierter Widerstand, Güte des Flügels und Gesamt- Auftrieb ausschlaggebend. Man sieht auch durch Variation des Stabilitätsmaßes, ob der Entwurf dadurch besser oder schlechter wird.

Auf einen wichtigen Zusammenhang wird hingewiesen:

Die, in der Datenausgabe angegebene Auftriebsverteilung $c_a(y)$ über der Spannweiten-Koordinate gibt Hinweise über das **Abreiß- und damit Längs- Stabilitätsverhalten** des Nurflügels. Das Auftriebs**maximum** muß spätestens bei **30...40% der Spannweite überschritten sein**, da es sich dann bereits hinter dem Schwerpunkt

Datum:22.04.09	Seite:6/41	
----------------	------------	--

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

befindet. Ein zu hoher c_a -Wert danach führt bei einer Störung unweigerlich zu einem **Strömungs-Abriß** mit der Folge eines schwanzlastigen Moments und damit der kompletten Ablösung am Flügel und folgendem Dreh-Absturz ("Vrille", "Popeller", ...).

Während ein -ungepfeilter- Normalflügel hohe Auftriebsbeiwerte bis annähernd zur Flügelspitze aufweist ($c_a = \text{konstant}$ bei elliptischem Grundriß), **müssen** die Auftriebsbeiwerte bei einem Nurflügel nach einem Maximum nach $\approx 30\%$ der (Halb-) Spannweite abfallen. Der Gesamtauftrieb erreicht je nach Stabilitätsmaß (15..12,5%) etwa 80...90% des Normalflügels. Der Gesamt- Widerstand setzt sich aus Profil- und induziertem Widerstand zusammen. Wegen der geringen Reynolds- Zahlen und der hohen, geflogenen Auftriebsbeiwerte im Mittelteil sind die Profilwiderstände hoch und erreichen bestenfalls $c_{wp} \approx 0,05$. Der induzierte Widerstand beträgt für die gemachte Auslegung des Nurflügels etwa $c_{wi} \approx 0,018$ und ist damit in der Größenordnung für einen "Normalflügel" bei $c_a^* = 1$. Die Flugleistungen müssten also **wenig unterschiedlich** sein.

Bei dem fliegbaren Auftriebsbeiwert c_a^* handelt es sich um den, aus dem gesamten Flügelschnitt gemittelten Wert. Bei einer $\sin^3\delta$ - Auftriebsverteilung sind die Auftriebsbeiwerte im Bereich der "Stabilisierungsflächen" zunächst sehr niedrig und haben bei $0,37b$ (=Spannweite) ihren Höchstwert. Bei einem $c_a^* = 1$ angenommen, ist der maximale Auftriebsbeiwert $c_a \approx 1,2$.

Solche hohen Auftriebsbeiwerte kann man aber bei Reynoldszahlen $< 10^5$ nicht erreichen. Freiflugmodelle fliegen bei **Maximalauftrieb**. Messungen im Niedrig-Geschwindigkeits-Windkanal der TU Stuttgart mit den Freiflugprofilen Gö 803 bzw. 417b zeigen, daß die Auftriebs-Anstiege und -Beiwerte mit abnehmender Reynoldszahl und zunehmendem Anstellwinkel bzw. c_a stark abnehmen. Dies ist für das Betriebsverhalten eines langsamfliegenden Freiflug-Nurflügels besonders bedeutsam, weil im Außenflügel genau der Fall auftritt:

Besteht im eingestellten Betriebspunkt noch Gleichgewicht, wird bei Erhöhung des Anstellwinkels (Störung) sowohl der Auftriebs-**Anstieg** kleiner, als auch wegen der abnehmenden Fluggeschwindigkeit die **Reynoldszahl kleiner** und somit der **Auftriebsbeiwert**. Die Auftriebsbeiwerte im Innenflügel sind bereits höher und damit die **Änderungen** der Beiwerte **kleiner**. Damit kommt es zur Änderung des Gleichgewichts durch ein schwanzlastiges Moment.

Da der Vorgang am Außenflügel beginnt, entsteht ein weiteres, stark schwanzlastiges Moment, das nachfolgend zum Strömungs-Abriß am ganzen Flügel führt. Beim anschließenden Durchtauchen beginnt die Strömung aber erst mit Verzögerung anzuliegen (Hysterese). Damit wird der Abfangvorgang noch heftiger. Aus diesem Zustand kann das Modell **nicht von selbst** herauskommen.

2 Flugerprobung

Die ersten Starts am Hang hatten zunächst die prinzipielle Leistungsfähigkeit des Entwurfs nachgewiesen.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Dieser wies jedoch aerodynamische Unzulänglichkeiten auf. Bei wenig gestörtem Flug bestand Gleichgewicht. Bei größeren Störungen nahm das Modell jedoch die Nase hoch und begann mit großer Intensität zu "pumpen". Dies führte aber keineswegs zum "Unterschneiden", sondern das Modell richtete sich nach dem "Durchtauchen" jeweils wieder auf. Dieses Verhalten deutete auf ein stark nichtlineares Verhalten hin.

Es handelte sich dabei um die schon erwähnten laminaren Ablösungen an den außenliegenden Flügelschnitten infolge der kleinen Re-Zahlen. Das Modell fliegt im Außenflügel mit $Re < 40 \cdot 10^3$. Durch die Auftriebsverminderung infolge laminaren Ablösungen bei kleiner werdender Re-Zahl am Außenflügel lies sich das beobachtete Verhalten erklären.

Als erste Möglichkeit blieb, die mittleren Endleisten-Klappen für den Gleitflug ca 5° nach oben zu stellen mit der Folge einer höheren Flug- und damit auch – Sinkgeschwindigkeit. Für den Start kann mit der Hochauftriebs-Konfiguration geflogen werden, weil ein Aufbäumen des Modells durch die Hochstartleine verhindert wird. Bei kleinerer Flächenbelastung hält sich die Erhöhung der Fluggeschwindigkeit in Grenzen und damit auch die Sinkgeschwindigkeit. Allerdings hilft auch das nur bedingt, weil bei **großen Störungen** wiederum ein **nicht kontrollierbares Abreißen** der Strömung erfolgt!

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

2.1 Vorflügel

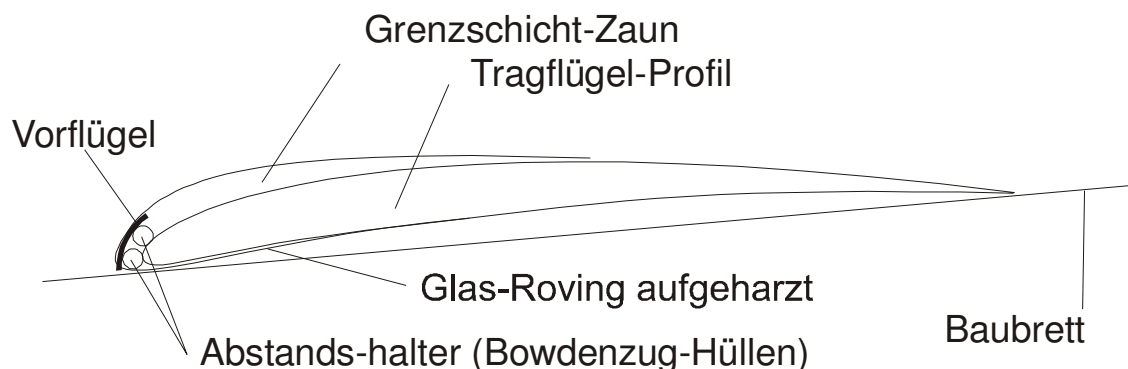
Durch das beschriebene Ungleichgewicht und Laminare Ablösen der Strömung im Außenflügel riss die Strömung am gesamten Flügel ab und es folgte anschließend ein weites Durchtauchen mit anschließendem Abfangen, s.o.

Als erste Maßnahme wurde ein **Vorflügel** am Außenflügel angebaut (siehe Abbildung 1: Vorflügel-Position), der den ablösungsfreien Anstellwinkel-Bereich sowie den maximalen Auftriebsbeiwert vergrößern soll. Die Wirkung soll ähnlich einem Turbulator sein, der die laminare Ablösung verzögern soll.

Die Bau-Ausführung war relativ einfach:

Beim Vorflügel handelte es sich um einen, aus einem, ϕ 25 mm-PVC-Rohr; Wandstärke 1 mm, für Elektro-Installationen, ausgesägten 10 mm-Längsstreifen. Unter Zwischenlegen von jeweils 2, ϕ 3 mm Bowdenzug-Außenhüllen-Stücken wird der Rohrabschnitt-Streifen mit Hilfe von Glasrovings an den Grenzschicht-Zäunen bzw. an der Profil-Unterseite angeharzt. Dazu ist der Flügel auf einem Bau-Brett fixiert und der Vorflügel wird mit dem Baubrett bündig angesetzt. Die, hilfsweise dazwischengesetzten Bowdenzug-Stücke bilden den Spalt zwischen Profil-Kontur und Vorflügel. Die Spaltweite wurde so gewählt, daß sich eine Geschwindigkeitserhöhung von ≈ 3 gegenüber der Vorflügel-Umström-Geschwindigkeit ergeben soll. Durch diese Maßnahme sollte erreicht werden, daß der Grenzschicht zusätzliche Energie (\Rightarrow Vergrößerung des Profilwiderstands) zugeführt werden sollte, um ein vorzeitiges Ablösen (Laminare Ablösung) zu verhindern.

Abbildung 1: Vorflügel-Position



Das **Ergebnis** war aber sozusagen = 0, d.h., es trat überhaupt **keine Wirkung** ein. Die Strömungs-Energie ist bei kleinen Reynoldszahlen anscheinend zu gering und zusammen mit dem Pfeilflügel-Effekt auf die dicker werdende Grenzschicht ergab sich keinerlei Wirkung.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

2.2 Potential-Zäune; Klappen

Um die Auftriebsverteilung zu modifizieren (Erhöhung des Auftriebs im Innenflügel; entsprechende Absenkung im Außenflügel), wurden insgesamt 10, ab dem ersten Flügelknick nach außen zu, im Abstand von etwa 100 mm gleichmäßig verteilte, etwa 6...10 mm hohe sog. Potential-Zäune ("Grenzschicht-"), im Bereich der Flügelvorderkante bis etwa zur Profilmitte laufend, angebracht. Damit änderte sich das Stabilitätsverhalten spürbar. Bei Störungen (Turbulente Bodenschicht) wurde dem "Hochnehmen der Nase" nun entgegengesteuert. Ohne P-Zäune muß an den Außenflügeln, bis zu den Winglets eine, um ca 2° vergrößerte Winkeldifferenz eingebaut werden. Inwiefern die Stabilität verändert wird, muß noch erprobt werden.

Die Wirkung von Hinterkantenklappen (Flaps) am Flügelmittelteil zur Auftriebserhöhung/-Verminderung -als Thermikbremse- wurde untersucht. Dabei hat sich herausgestellt, daß bei hochgeklappten Flaps das Modell sehr stark auf die "Nase" geht. Zusätzlich wurde eine Störklappe auf der Flügeloberseite vorgesehen. Die Hinterkantenklappe muß zum Momenten- Ausgleich nach "unten" verstellt werden. Die Größe der Störklappen hatte sich zunächst als **etwas zu klein** bzw. als zu weit außen liegend, erwiesen.

2.3 Winglets/ Widerstands-Seitenruder/ V-Form

Erprobt wurde die Wirkung von Winglets. Diese wirken wie eine Vergrößerung der Spannweite und verursachen bei gegebener Spannweite eine Erhöhung des Auftriebs. Gleichzeitig werden Seitenflächen geschaffen, sowie zusätzlich eine V-Form.

Es wurden zwei Seitenruder-Versionen getestet:

- Spoiler als Widerstands-Seitenruder auf der Flügel-Enden-Oberseite
- Endfahnen- Seitenruder am Winglet

Die Wirkung ist in beiden Fällen die gleiche, wobei die V-Form das Kurvenverhalten beeinflußt:

Bei kleiner V-Form genügt ein kleiner Steuerimpuls, um das Modell in eine große Schräglage zu bringen, aus der es nur durch großen Gegenruder-Ausschlag zu bringen ist. Mit zunehmender V-Form muß ein größerer Steuer-Impuls (Seitenruder-Ausschlag) erfolgen und das Modell nimmt eine geringere Schräglage ein.

Wie festgestellt wurde, verändert sich durch die V-Form auch die **wirksame Verwindung** um –nachgerechnet- etwa -4°. Es mußte mit ca 10..15g Ballast nachgetrimmt werden, was dann einem Stabilitätsmaß von 23% entspricht. Die Auftriebsverteilung hat sich in Richtung $\sin^3\delta$ - verändert. Das Modell fliegt jetzt insgesamt mit höheren c_a -Werten im Innen- und kleineren- im Außenflügel bzw. der Gesamt-Auftriebsbeiwert hat sich verringert und damit die Fluggeschwindigkeit erhöht.

Das Flugverhalten bei Störung wirkte nun harmonischer. Der Hochstart-Haken mußte infolge der Verlagerung des Auftriebs-Mittelpunkts nach vorne entsprechend um

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

5mm nach vorne gerückt werden. Dies reduzierte die beobachtete Ausbrech-Tendenz. Ein Kreisschlepp war aber **nach wie vor nicht möglich**.

Das Hochstartverhalten war gekennzeichnet durch ein ständiges Ausbrechen nach rechts. Im Nachhinein hat sich herausgestellt, daß eine Flächensteckung im Außenflügel fehlerhaft war. Durch Korrektur mit Verbiegung der Ansteck-Flachstähe konnte der Fehler behoben werden.

2.4 Verringerung der Profildicke

Eine weitere Möglichkeit zur Verringerung der kritischen Re-Zahl der Außenflügel-Profile bestand darin, die Profildicke mit 6% Dicke von innen beginnend bis auf 3% Dicke nach außen kontinuierlich zu verringern. Festigkeitsmäßig stellt dies kein Problem dar, weil die aerodynamischen Kräfte und -Momente nach außen kontinuierlich bis auf null abnehmen. Außerdem erhöht sich die Elastizität gegenüber Landestößen.

Abbildung 2 zeigt schematisch die Stromlinienbilder und die Druckverteilung von dicken und dünnen Profilen bei kleinen Reynoldszahlen. Der Unterschied besteht in der Umströmung der Profil-Eintrittskante: Beim dicken, rundnasigen Profil wird die Strömung um die Vorderkante weniger beschleunigt, weil der S-Querschnitt durch den Profil-Konturverlauf ausgefüllt wird. Stromabwärts verlangsamt sich die Strömungsgeschwindigkeit. Der Druck nimmt zu und es bildet sich eine sog. laminare Ablöseblase. Bei noch höheren Anstellwinkeln platzt diese, die Strömung reißt ab, der Auftrieb nimmt stark ab und der Profilverstand zu. Dies ist in den Polardiagrammen der erwähnten Messungen deutlich zu erkennen. Beim dünnen Profil wird im Gegensatz hierzu die Strömung um die Eintrittskante stärker beschleunigt, was sich in einer höheren Saugspitze äußert. Nach kurzer laminarer Laufstrecke wird die Umströmung turbulent, bleibt aber dadurch an der Profil-Oberseite anliegend und reißt nicht ab: Der Auftrieb bleibt hoch und der Widerstand verhältnismäßig niedrig gegenüber der laminar-abgerissenen Umströmung.

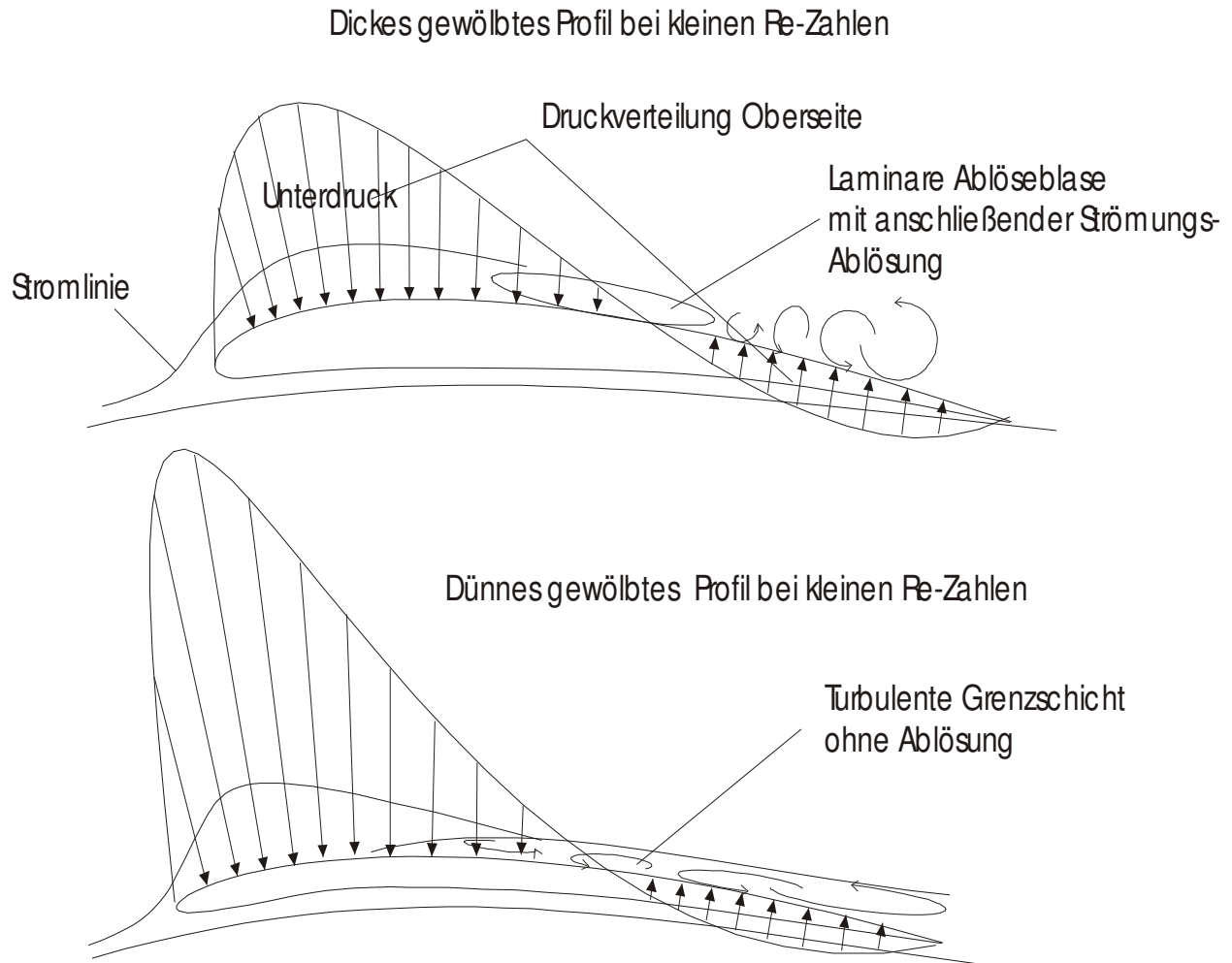
Bei zunehmender Reynoldszahl verbessert sich das Verhalten des dicken Profils zunehmend gegenüber dem dünnen Profil: Der Auftrieb nimmt zu und der Widerstand wegen der wesentlich längeren laminaren Grenzschicht sehr stark ab. Das dünne Profil erzeugt nun wegen der, immer kürzer werdenden laminaren Laufstrecke immer mehr Widerstand.

Die Flugprobung hat den Sachverhalt voll bestätigt:

Durch die Erhöhung der Auftriebsbeiwerte im Außenflügel verlagerte sich der aerodynamische Modellneutralpunkt nach hinten und das Modell ging dementsprechend in einen steileren Bahnneigungsflug. Zum Ausgleich wurde der Schwerpunkt rückverlegt. Die Gleitleistung steigt enorm an. Das **erflogene** Stabilitätsmaß von **23%** liegt wegen der bereits erwähnten "Verwindungs-Wirkung" der V-Form deutlich höher, als das, bei der Berechnung angenommene (15%). Es herrscht also auch eine andere Auftriebsverteilung als die ursprünglich errechnete, mit geringeren Auftriebsbeiwerten außen. Dies verbesserte offensichtlich das Abreißverhalten, ohne die Flugleistungen zu sehr zu verschlechtern.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
------------	---	--

Abbildung 2: Profil-Umströmung bei kleinen Re-Zahlen



2.5 Doppel-Seitenruder; Seitenleitwerks-Träger

Seitenruder an je einem (gekürzten) Winglet verbesserten nun auch das Hochstart- und Kurvenverhalten. Ein **Kreisschlepp** kann mit dieser Konfiguration **auch nicht** durchgeführt werden. Aus einer, mit **erhöhter Drehgeschwindigkeit** eingeleiteten Kurve kann das Modell **nicht ausgeleitet werden**. Es wurde ein weiterer Versuch unternommen, einen –demontierbaren- Seitenleitwerksträger (Rohr) in der Flügelmitte vorzusehen, um die rückstellenden Kräfte zu erhöhen. Der erste Nachweis einer Wirkung mit Leitwerksträgern an den Winglets mit festen Stabilisierungsflächen scheiterte an der “eingebauten“, nachträglich festgestellten Winkeldifferenz der Außenflügel.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

2.6 Stabilität um Längs- und Hochachse (Rollen, Gieren)

Generell verhalten sich rückgepfeilte Nurflügel um Längs- und Hochachse anders als Normalmodelle: Schiebe-/Roll- und -Giermoment sind abhängig vom Pfeil- sowie Anstellwinkel. Die Seitenflächen, besitzen, falls überhaupt vorhanden einen geringen Wirkabstand. Nurflügel mit wenig Seitenfläche und -V-Form und/oder -Winglets neigen daher zum Schieben und lassen sich relativ schwer in eine Kurve bringen. Sind sie allerdings erst in einer Kurve, wird die einmal eingeleitete Bewegung wegen der geringen Dämpfung aufrecht erhalten. Nurflügel sind aber wegen der Schränkung spiral-stabil, d.h., die eingeleitete Kurve wird zwar steiler, aber es tritt kein Spiralsturz auf.

Ein zusätzliches, an einem Rumpfrohr angebrachtes, gesteuertes Seitenleitwerk brachte bei relativ **kleinen** Winglets **keine** merkliche Verbesserung. Durch Seitenflächen (Winglets) wird wahrscheinlich die Dämpfung erhöht.

2.7 Kurze Abhandlung über die Tragflügeltheorie, deren Anwendung im Berechnungs-Programm und die Auswirkung auf die Flugleistungen und -Eigenschaften

Um verstehen zu können, wie die Daten des genannten Berechnungsprogramms zu bewerten sind, ist ein kurzer Ausflug in die theoretischen Herleitungen des fluid-dynamischen Auftriebs an Körpern und deren Anwendung auf Fluggeräte hilfreich.

Auftrieb an bewegten bzw. umströmten Körpern (Trennflächen) kommt durch eine, gedachte Überlagerung einer Parallelumströmung mit einer sog. Zirkulationsströmung (Potential-Theorie) zustande. Für das richtige Verständnis: Das Fluid zirkuliert nicht wirklich um den Körper, sondern es sind die Impulswirkungen auf dieses, die die Geschwindigkeits- und damit Druck- bzw. Druckkraft-Differenzen auf den umströmten Körper bewirken. Die gedachte, auftriebs-erzeugende Zirkulationsströmung um den Flügel wird auch "Gebundener" Wirbel genannt.

Für einen (endlichen -) Flügel (- mit begrenzter Spannweite) wird der Auftrieb durch die Abschwächung der Zirkulation zu den Flügelenden hin modifiziert. Dies geschieht über Ausbildung von, senkrecht zur Stömungsrichtung abgehenden Wirbeln am gesamten Flügel, die sich mit den, an den Flügelenden abgehenden Randwirbeln vereinigen. Der, durch die Wirbelbildung entstehende, zusätzliche Widerstand heißt "Induzierter" Widerstand, weil er durch die Änderung des "gebundenen" Wirbels induziert wird. Die Zusammenhänge wurden bereits zu Beginn des letzten Jahrhunderts mathematisch ("Vektor-Analysis") formuliert und mündeten in dem Ansatz der: "Prandl'sche Tragflügeltheorie"; 1918. Nachfolgend wurden Lösungsverfahren entwickelt ("Multhopp, Truckenbrodt, Laschka..."), die eine iterative Lösung des -ebenen-(2D-) Entwurf-Problems ermöglichten. Mit heutigen, numerischen "Panel"-Verfahren können die sog. Grundaufgaben sehr effektiv gelöst werden. Dabei sind dann Einzelheiten über Auftriebs-Verteilung, sowie Größe der induzierten Widerstände und -Anstellwinkel verfügbar. Mit diesen Angaben wird ein **effektiver** Nurflügel-Entwurf eigentlich **erst möglich**.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

2.7.1 Abwindgeschwindigkeiten w_1, w_2

In den Herleitungen für die Entstehung des Auftriebs taucht immer wieder der Begriff des Abwinds auf. Der Auftrieb entsteht durch die Ablenkung der, die Tragfläche umströmende Luftmasse. Die Geschwindigkeitskomponente, die sich aus dieser Ablenkung ergibt, wird Abwindgeschwindigkeit w_1 genannt. Bei der Ablenkung der Luftmasse wird ein weiterer Abwindanteil w_2 erzeugt, der aus den "induzierten" Wirbeln dieser resultiert. Abbildung 3: Winkel und Kräfte an einem Flügelschnitt; Induzierter Widerstand, zeigt die Situation. Das Vorzeichen der Winkel-Differenz zwischen wirklichem Anströmwinkel und effektivem A. bestimmt sich aus dem Richtungssinn (Im Uhrzeigersinn: zählweise negativ).

Dieser Anteil wird "Induzierter" Abwind w_2 genannt. Wie bereits erläutert, resultieren aus dem gebundenen Wirbel senkrecht zur Tragflächenachse abgehende Wirbel, d.h., die "induzierten" Wirbel rollen sich in Flugrichtung nach hinten ab. Die Drehrichtung ist entsprechend der (gebundenen) Wirbelrichtung um die Flügel-Unterseite zur –Oberseite gerichtet. Der Verlust, der infolge dieser Wirbelbildung auftritt, wird induzierter Widerstand genannt. Die Größe und Richtung der ind. Widerstände bzw. -Anstellwinkel, die in den einzelnen Flügelabschnitten ("Etas") auftreten, werden bei der Berechnung in einer Tabelle ausgegeben bzw. als Graph (Spline) dargestellt und als aufsummierter Gesamtwert C_{wi} ausgegeben.

2.8 Erste Erfahrungen mit reduzierter Verwindung

Die Flugversuche zeigen eine Tendenz in die vorgedachte Richtung:

- Die Flugleistung hat sich verbessert
- Das Stabilitätsmaß ist ausreichend

An den –wieder verkleinerten- Winglets wurden kleine Seitenruder angebracht, die über den Hochstarthaken gesteuert werden. Das Seitenleitwerk am -Träger wurde nicht angesteuert. Kreisschlepps wurden durchgeführt. Dabei war ersichtlich, daß nur kleine Steuerimpulse gegeben werden dürfen. Das Modell kurvt sonst zu stark und läßt sich wiederum aus einer einmal eingeleiteten Kurve kaum heraussteuern. Ein wenig beschleunigter Kreisschlepp ist möglich, erfordert aber mehr Aufmerksamkeit und Laufarbeit als ein Normalmodell.

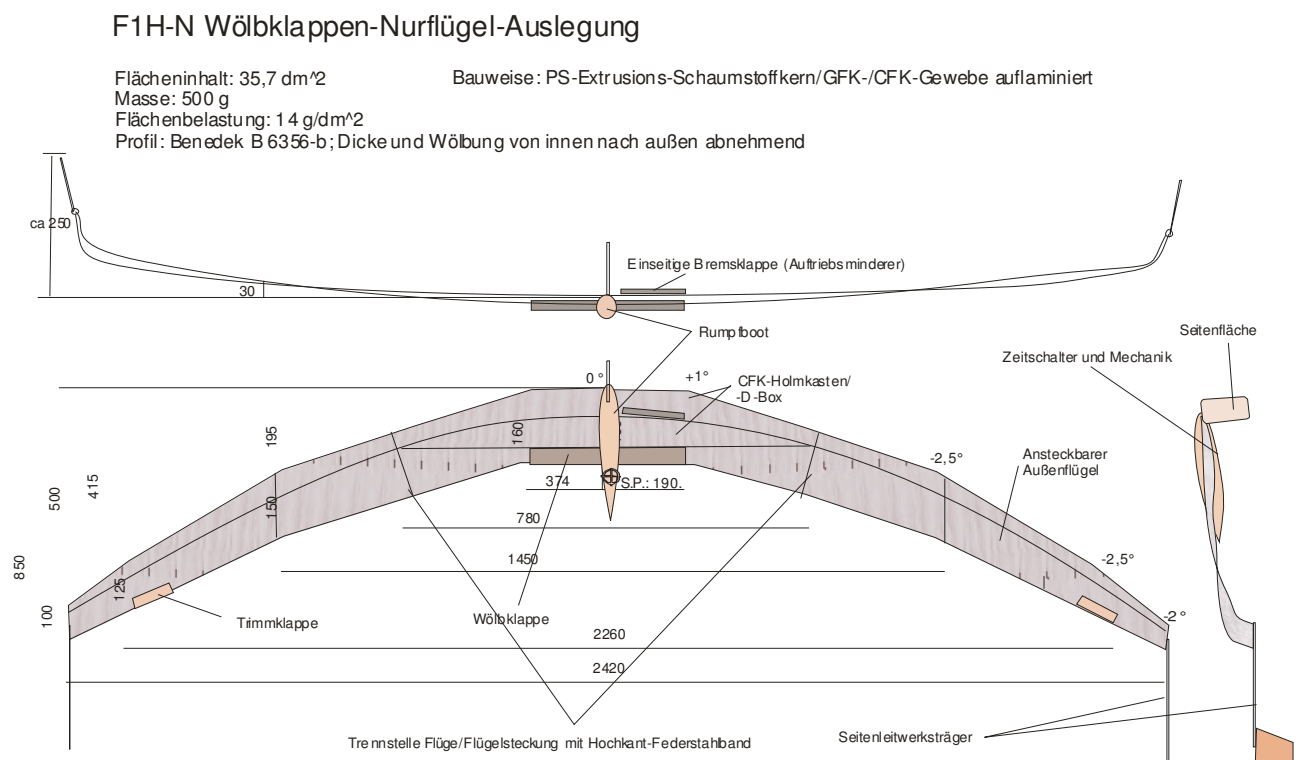
Die Wirkung der, am Leitwerksträger befindlichen Seitenfläche wurde zunächst durch das Verdrehen des Trägerrohres um 90° eliminiert. Die Längs-Lastigkeit durch die Winkeldifferenz der, nun als Höhenleitwerksfläche wirkende Seitenfläche, wurde durch Verstellen der Ruderklappe ausgeglichen. Die Gierstabilität im Hochstart hat sich deutlich verbessert. Die Seitenfläche samt Leitwerksträger muß somit entfallen. Erforderlich ist beim Hochstart eine "Rentner-Position" durch die Wölbklappe, weil die Fluggeschwindigkeit sonst zu hoch ist und eine genügende Leinenspannung bzw. Ausgangshöhe **nicht** erreichbar ist. Die Mechanik wurde mittlerweile verbessert, so daß nun Kreisschlepp- und Gleitflugfunktion gewährleistet scheinen.

Die Drückfunktion war noch unzureichend. Bei stärkeren Wetterlagen (Wind, Thermik) mußte die zweite Hochstarthaken-Feder eingebaut werden, weil sonst beim Schleppen u.U. der Haken aufging. Das Weiterschleppen wird dadurch schwierig, weil dann wegen der fehlenden Flap-Unterstützung keine ausreichende Leinenspannung mehr aufgebaut werden kann.

2.8.1 Nächster Erprobungsschritt mit weiter reduzierter Verwindung und geänderter Tiefenverteilung

Der Flügelgrundriß bei der bisherigen Auslegung brachte keine wesentliche Verbesserung der Auftriebsverteilung. Es wurde daher eine Neuauslegung durchgeführt. Mit einem geraden Mittelteil ohne Pfeilung wurde eine verbesserte Auftriebs-Beiwerts- bzw. Auftriebsverteilung erreicht. Die Zuspitzung ist nunmehr wesentlich geringer, was sich auch in einer –rechnerisch- nahezu elliptischen Auftriebsverteilung $c_a \cdot t(y)$ äußert.

Abb.2: Zweiter Entwurf



Die **effektive** Verwindung einschließlich Einfluß der V-Form+ Potentialzäune+ Winglets beträgt jetzt nur noch etwa 5°. Es wurden Endleistenklappen im ersten Drittel des Flügels vorgesehen, um Variationsmöglichkeiten zur Auftriebsverteilung bzw. Gesamtauftrieb zu ermöglichen. Zur Steuerung der Roll- und Gierachse wurden Querruder an den Flügel-Außenseiten und Seitenruder an den Winglets vorgesehen.

Durch Zwang bei der Verlegung war jedoch nur noch ein Querruder-Bowdenzugrohr durchgängig und damit funktionsfähig. Das zugehörige Querruder wurde nunmehr

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

über den Hochstarthaken angelenkt. Bei der Flugerprobung stellte sich heraus, daß bei einem Stabilitätsmaß von etwa 15% ein Nachtrimmen durch +5...+10% Klappenanschlag erforderlich war. Mit dieser Trimmung fliegt das Modell ohne zu pumpen selbst nach einem Looping nach dem Auslösen. Die Steuerung durch **ein** Querruder ist nicht ausreichend und ein Kreisschlepp nicht möglich. Die Bremsklappe hat sich noch als zu groß erwiesen bzw. der Klappenanschlag der Endleistenklappen nach unten zu klein, da das Modell in einen, fast senkrechten Bahnneigungsflug übergeht.

Es sollte versucht werden, mit gekoppelten Seitenrudern an den Winglets eine ausreichende Ruder-Reaktion zur Durchführung eines Kreisschlepps zu erreichen. Als kurzfristige Möglichkeit bot sich an, die angelenkte äußere Endleistenklappe an der Anlenkung zu teilen. Das nicht angelenkte Teil wurde festgelegt. Der Anlenkwinkel für das bewegliche Teil wurde soweit erhöht, daß eine Bremswirkung auftrat. Damit wurde dann versucht, einen Kreisschlepp ein- bzw. wieder auszuleiten. Wie festgestellt wurde, waren die inneren Hinterkantenklappen verzogen (verdreht), so daß eine Trimmung kaum mehr möglich war. Nunmehr wurden neue Klappen-Kerne aus Styrodur ausgesägt (Keilwinkel ca 4°), ein C-Flachmaterial als Holm, mit 5-Minuten Epoxy an die Kern-Stirnseite geklebt, die Anlenkungen gleich eingelegt und das ganze wie üblich mit Glasgewebe (25g/m²) laminiert.

Nach Einbau eines GFK-Seils in den Nasenbereich zur Verstärkung der Struktur hatte sich der Schwerpunkt etwas nach vorne verlagert. Die Hochstart-Eigenschaften haben sich dadurch soweit verschlechtert, daß kein Geradeausschlepp möglich war. Die notwendige Vor- Verlagerung des Hochstarthakens um ca 5...6 mm zog eine Längen- Änderung der Betätigungs-Stoßstangen für Zeitschalter und Seitenruder nach sich. Wegen der notwendigen Variabilität wurde eine Verstellung eingebaut, die aber später Probleme machte.

Die Kurven-Einleitung mit Widerstandsseitenruder funktionierte leidlich: Negatives Wendemoment; Zu geringe Schiebe-/Roll- /- Gierdämpfung. Es konnten bedingt Kreisschlepps durchgeführt werden. In diesem Zusammenhang ist interessant, daß die Außenklappen beim "Hochstellen" zunächst nicht wie ein Querruder reagieren, sondern eine gegensinnige Bewegung eingeleitet wird. Es ist zusätzlich als Höhenruder wirksam. Wird die -feste- Querruderklappe geteilt und der kleinere Teil als Widerstands-Seitenruder weiter nach oben geschwenkt, kann ebenfalls eine Kurve eingeleitet werden. Über den Hochstarthaken gesteuert, kann damit eine Kreisschleppkurve eingeleitet werden.

Erste Versuche mit "Drück"-Funktion und "Rentner-Position" wurden ebenfalls durchgeführt. Die Zeiteinstellung ist mit dem vorhandenen Selig-Timer recht unkritisch. Die 3 Hinterkantenklappen am Flügelmittelteil verursachen nur ein geringes Nickmoment (Höhenruder-Wirkung), bzw. erhöhen und vermindern den Auftrieb. Die Wirkung ist daher sehr moderat und für diesen Fall passend.

2.8.2 Verlängerung der Winglets

Durch die Verlängerung der Winglets wird die die Richtungsstabilität erhöht. Gleichzeitig muß die Ruderwirksamkeit durch Vergrößerung der Ruderfläche sowie Anbrin-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

gen einer "Friese"-Nase erhöht werden. Damit ist es nun möglich, bei ruhigen Bedingungen einen Hochstart weitgehend ohne Ausbrechen sowie einen wenig beschleunigten Kreisschlepp mit großem Kreisradius durchzuführen. Die Position des Hochstartthakens für schwache und starke Windbedingungen muß allerdings jeweils angepaßt werden.

Die Wingletfläche hat nunmehr etwa 1/6 der Gesamtfläche und besitzt eine Streckung von etwa $\lambda = 3$. Der eingebaute –geometrische- Anstellwinkel außen beträgt etwa -2° . Es wurde festgestellt, daß nach Anbau der Winglet-Vergrößerung **keine** Auftriebserhöhung im Außenflügel auftrat. Vielmehr mußte durch Bleizugabe vorne lediglich ein Massenausgleich durchgeführt werden.

2.8.3 Thermikbrems-Funktion

Die Thermikbrems-Funktion ist nunmehr sehr zufriedenstellend:

- Mit einer, am Innenflügel nach außen versetzte Bremsklappe (Spoiler) sowie nach unten gestellten Endleistenklappen wird das Modell in eine Abwärtsspirale (Trudeln!) mit hoher Drehgeschwindigkeit gebracht.
- Dies geschieht mit einer Sinkrate von ca 3...4 m/s, was das Modell bei der Landung ohne Schaden zu nehmen, übersteht.

3 Bau-Ausführung

3.1 Faserverbund- Bauweise

Durch Anwendung von Faserverbund- Bauweise kann eine, gegenüber der üblichen Kiefer-/ Balsaholz- Bauweise wesentlich erhöhte Verwindungs- und Biegesteifigkeit erreicht werden, was eine Voraussetzung für Beschleunigungsfähigkeit im Hochstart darstellt.

3.2 Flügelbau/ Mechanik

Es wurde zunächst ein mehrfach, von innen nach außen mit zunehmendem Pfeilwinkel gestalteter Pfeilflügel konzipiert. Der Flügel besaß eine relativ große Zuspitzung z ("tapering") $\approx 2 \rightarrow 1/z = 0,5$. Durch diese Maßnahmen wurde die Verdrehsteifigkeit wesentlich verbessert, ohne den Auftrieb zu verringern sowie den induzierten Widerstand wesentlich zu erhöhen.

Die Überlegungen gingen dahin, das Flügelmittelteil als durchgehende Fläche mit (noch handhabbaren) ≈ 1400 mm Spannweite zu konstruieren und die Außenflügel mit Winglets (Gesamtspannweite ≈ 2400 mm) anzustecken. Das hat den Vorteil, die Außenflügel verstellbar gestalten zu können.

Die Mechanikteile (Betätigungshebel; Zeitschalter) beanspruchen Platz und werden sinnvollerweise am/ im Flügelvorderteil in der Mitte plaziert. Um beim Prototyp die Flügelstruktur nicht zu schwächen, wurde der Betätigungshebel für die Flaps sowie der Zeitschalter auf der Struktur angebracht. Dazu mußte dann aber eine Abdeckung gegen Beschädigung und Schmutz vorgesehen werden. Für den, hinten am Flügel-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Mittelteil angebauten, (geschlossenen) Hochstarthaken wird lediglich ein Träger und eine Einhausung (später: Formteil) zum Schutz der Hakenmechanik benötigt. Die erforderlichen Führungsröhrchen für Seitenruder und Flaps müssen durch den Innenflügel (Stützstoff bzw. Holm) geführt werden. Die Ruder wurden mit Klebefolien-Scharnieren an der Flügelschale gelagert. Die Führungsröhrchen sind deswegen erforderlich, weil bei evtl. späteren Reparaturen Harz in die Hohlräume gelangt und die Betätigungselemente **festgeharzt** würden!

Bei der Verlegung von Bowdenzug-Röhrchen im Schaumstoffkern ist darauf zu achten, daß die Röhrchen ohne Zwang, d.h., ohne Knicke verlegt werden. Dies kann nämlich dazu führen, daß selbst ein nur 0,3 mm starker Klaviersaitendraht nicht durchgefädelt werden kann. Es ist also möglichst für einen geraden bzw. wenig gekrümmten Verlauf des Bowdenzugs zu sorgen und bei der Montage zu kontrollieren, ob der Bowdenzug- Draht ohne festzuhängen (evtl. als Öse umbiegen!) durchgefädelt werden kann. Es wurde festgestellt, daß das Material der Bowdenzugröhrchen ebenfalls einen großen Einfluß hat. Es ist darauf zu achten, daß eine geeignete Qualität verwendet wird!

Wichtig ist die Anordnung einer Überlast- Kupplung an der Ruderklappen-Anlenkung. Bei Drehlandungen löst sich meist der Außenflügel und würde dann zu einer Beschädigung der empfindlichen Klappenanlenkung führen. Es hat sich allerdings herausgestellt, daß die Einstellbarkeit der Ruder unsicher ist, weil die Position der Seile zu der Anlenkung bei jeder Neumontage der Außenflügel eingestellt werden muß. Die zunächst verwendete Fesselfluglitze wurde durch einen -Draht ersetzt und damit ergibt sich ein wesentlich verbessertes Stellverhalten.

3.2.1 Faserverbund-Bauweise mit Hilfe der "Folien- Einlege- Technik"

Pfeilflügel sind zusätzlichen Belastungen durch Torsion ausgesetzt. Bei der Flügelbauweise muß daher auf einen besonders steifen Aufbau der Flügelschale und des Holms geachtet werden. Die Faserverbund- Bauweise zusammen mit Extrusionsschaum- Stützstoff ("Folien- Einlege- Technik") bietet hierzu den besonderen Vorteil, daß der Holm nicht geradlinig eingebaut werden braucht, sondern innerhalb der Flügelkontur fast beliebig gelegt werden kann und muß! Grenzen sind durch die Höhe der Profilkontur gegeben, wobei auch hier durch entsprechende Profilierung etwas nachgeholfen werden kann.

Zum Ausschneiden des Holms wird ein Metallsägeblatt verwendet. Damit wird entlang den festgelegten Linien für den Holmausschnitt ausgesägt. Auf den, daraus entstandenen Holmkern werden nun auf Ober- und Unterseite getränkte C-Rovings appliziert. Fixiert werden diese durch Umwickeln mit einem festen Nähfaden. Zum Schluß wird ein passender C-Schlauch übergezogen und durch Abbinden an den Enden fixiert. Nach Positionieren (Stecknadeln) der ausgeschnittenen Flächenformkerne auf den ausgeschnittenen, auf dem Hellingbrett mit doppelseitigem Klebeband befestigten Negativ-Hälften, mit Zwischenlage von Trennfolie (LD-PE), wird der Gewebeslauch/Holmkern mit EP-Harz getränkt und das ganze im Ausschnitt zwischen den Flächenkerne positioniert. Nach weiterer Zwischenlage von Folie und den oberen Negativ-Hälften wird unter Zwischenlage von Sperrholz das ganze mit Mastestücken soweit belastet daß das Hellingbrett in der Mitte aufliegt, bzw. sich eine,

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

möglichst gleichmäßige Durchbiegung ergibt. Die Pressung anschließend muß so hoch wie möglich sein.

Die beschriebene Technik mußte allerdings geändert werden, weil sich herausgestellt hat, daß die Biege-, Torsions- und Zugfestigkeit unzureichend ist. Dies beruht zum einen darauf, daß der Schaumstoffkern unzureichende Druck- und Schubfestigkeit hat. Der C-Schlauch muß **um den Kern** appliziert werden, damit dieser ausreichende Festigkeit hat. Andererseits muß die Verpressung erhöht werden, um eine bessere Laminatfestigkeit zu erreichen. Dies konnte mit Hilfe der Vakuum-Technik und Einlegeteilen zur höheren Pressung geleistet werden. Allerdings ist dann das Positionieren der Kerne schwierig, weil nicht mit Stecknadeln gearbeitet werden kann. Angedacht wird die Herstellung einer **Holmform** aus **Alu-Profil** und Verpressung mit Silikonstempel, weil damit die Verpressung und Ausrichtung des Laminats wesentlich verbessert würde.

In der Flügelmitte muß der Holm möglichst weit in Richtung Endleiste gelegt werden, um das Torsionsmoment besser aufnehmen zu können. Dazu wurde das Mittenprofil im Bereich des Holms aufgedickt bzw. die Flügeltiefe vergrößert. Dabei wird allerdings die Flügel- Aerodynamik etwas verschlechtert. Die Aufdickung wurde groß genug und über die 187mm der Halbspannweite gemacht. Damit hat auch der Zeitschalter sowie die Klappen- Anlenkung im Flügel Platz. Die wegen der Zugänglichkeit notwendige Aussparung in der D-Box muß durch Umsäumen und Umnähen mit C- und Aramid-Rovings verstärkt werden.

Um die Torsions- Steifigkeit zusätzlich zu erhöhen, wurde zusätzlich mit dickerem Kohlegewebe (160 g/m^2) im Mittelteil gearbeitet. Das Kohlegewebe muß **über** die erste Trennstelle vom Mittelteil zu den Außenflächen geführt werden, da hier sonst eine Schwachstelle entsteht. Das Gewebe mußte zunächst für sich alleine fixiert werden, weil bei der nachfolgenden Deckgewebe-Beschichtung sich das untenliegende Gewebe ständig verschoben hätte. Hierzu wurde das Gewebe zunächst besäumt. Das geschieht am besten mit Nähseide (Nähmaschinengarn) oder durch Bebügeln mit Vlies. In den Flächenkern, etwas außerhalb der Gewebe-Auflage wurden Löcher gebohrt. Zunächst mußte auf den Kern im Bereich der Gewebe-Auflage Harz aufgerollt werden. Danach wurde das Gewebe mit Rovings festge-“zurrt“. Anschließend mußte mit dem Beschichten mit Deckgewebe (68 g/m^2 Kohle/Aramid-Hybridgewebe; 25 g/m^2 Glasgewebe) fortgefahren werden (“Naß in Naß”). Das Aufrollen von Harz auf den Kern **vor** dem Aufbringen des C-Gewebes ist ein **Muß**, weil sonst **keine ausreichend schub- und knickfeste** Verbindung des Kerns mit dem Gewebe erreicht wird. Es soll allerdings ein Versuch unternommen werden, das Gewebe samt Rovings erst aufzubringen und beim Aufrollen **genügend Harz** aufzurollen, um eine gute Verbindung mit dem darunterliegenden Stützstoff zu erreichen. Anschließend wird mit Saugvlies das überschüssige Harz wieder aufgenommen. Danach kann das Deckgewebe mit PE-Folie aufgebracht werden.

Als weitere Maßnahme zur Verbesserung der Knick- und Beulsteifigkeit wird vorgeschlagen, das C-Gewebe zusätzlich an vielen Stellen mit Hilfe von vorher angebrachten Bohrungen mit C-Rovings durchzunähen, um damit die Beul- und Knicksteifigkeit zu erhöhen. Es hat sich außerdem herausgestellt, daß die Endfahnenstruktur im Bereich der herausgesägten Flaps besonders rißanfällig (Torsionsbeanspruchung!) ist.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Nach dem Aussägen der Flaps muß daher ein Gelege um die Ausschnitte appliziert werden. Die Flaps werden getrennt gefertigt und dann als Einlegeteil beim Fertigstellen der Flügelstruktur verwendet.

Für den gesamten Flügel einschließlich –kurzer- Winglets wird eine kontinuierliche, nach außen progressiv zunehmende V-Form vorgesehen. Hierzu wird die Flügel (-Helling) auf einem, mit entsprechenden Auflagerhölzern unterlegten, elastischen Baubrett (Sperrholz-/Spanplatte) aufgebaut. Die Durchbiegung wird dann kraftschlüssig durch Auflegen von Masseteilen (Schraubstöcke, Waschmaschinengewichte, usw...) oder formschlüssig durch Verschrauben (+Verleimen) bewerkstelligt.

3.2.2 Vakuum- Preßtechnik für die Gewebe-Beschichtung

Die übliche Verpreßtechnik durch Schraubzwingen kann **nicht alleine** eingesetzt werden. Das Ergebnis wäre eine ungenügende Verpressung/Verklebung des Schaumkerns mit dem Gewebe. Daraus resultiert Ausbeulen und damit unzureichende Torsionssteifigkeit der Flügel-Struktur. Es muß daher zur Vakuum-Preßtechnik übergegangen werden, wobei das Einformen des Laminats samt Stützstoff in der PE- Folie beibehalten wird. Die Teile werden in den Vakuum-Folienschlauch eingelegt und zwischen den Formhälften positioniert.

Nach Zwischenlage von flexiblen Brettern auf der Oberseite wird alles mit Massestücken beschwert und verformt nun das Hellingbrett bis zur Auflage. Anschließend wird unter Vakuum verpreßt. Wichtig ist das Positionieren der Kerne zwischen den Negativhälften, weil der relativ dicke Vakuum- Folienschlauch beträchtliche Verformungskräfte verursacht, die sich als Formfehler an den eingeformten Teilen bemerkbar machen können.

Bei der Einformung der Winglets in die PE- Folie stößt man an die Grenzen der "Folien- Einlege- Technik". Die Winglets werden mit einem Radienübergang an die Flächen angeformt, um einen besseren Kraftfluß für die Struktur zu erreichen. Die ausgeschnittenen Kerne (Trapezform) sowie deren Negativ- Hälften müssen entsprechend dem Kreisradius vorgeformt werden. Nach der Verformung sind die Vorderkanten nach außen gebogen. Es ist jetzt nicht mehr möglich, die Folie faltenfrei um die Vorderkante zu bringen. Behelfsweise muß ein getrenntes Folienstück für die Winglets verwendet werden, was aber trotzdem Probleme bei der Einformung bereitet (siehe aber nachfolgende Beschreibung).

3.2.3 Applikation des 25 g/m²-Glasgewebes mit Hilfe von wasserlöslichem Zellulosekleber (Tapetenkleister)

Als gute Alternative zur bisherigen Vorgehensweise beim Folien-Einlegeverfahrens kann das Glasgewebe auch mit Zellulosekleber aufgebracht werden. Hierzu wird der Stützstoff zunächst mit Z. bestrichen. Nach dem Ablüften wird das Gewebe aufgelegt und mit Hilfe eines, mit Wasser getränkten Schwamms oder Pinsels faltenfrei (schwierig!) appliziert. Das Gewebe spannt sich nach dem Ablüften entsprechend einer Tapete fest um den Kern (Achtung! Verzugsgefahr!). Anschließend werden die Verstärkungsgewebe bzw. –Gelege (Rovings), wie beim Folien-Einlegeverfahren üb-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

lich, aufgebracht. Langzeit-Erfahrungen bezüglich der Beständigkeit gegenüber Feuchtigkeit müssen allerdings noch gesammelt werden, erste Erfahrungen zeigten, daß Regen ohne Folgen für die Laminatfestigkeit blieb.

3.2.4 Biege-, Torsionsfestigkeit des Holms/ -Kastens; Steifigkeit der Struktur

Beim 2. Prototyp trat beim Beschleunigen ein Holmbruch im Bereich der äußeren Mittelklappe auf. Die Analyse der Bruchstelle zeigte, daß zu wenig C-Rovings verwendet wurden und der Schaumstoff-Holmsteg keine Unterstützung gewährleistet. In Zukunft müssen also im Flügelmittelteil genügend Rovings eingelegt und ein stabiler, C-Faser-Schlauch-verstärkter Holmsteg verwendet wird. Die Holmgurte können auch aus einem Verbund von C-Flachprofilen gewonnen werden. Die Einzel-Gurte dürfen jedoch nur etwa 2 mm breit werden, da sonst zu hohe Einbauspannungen infolge der Krümmung vorhanden sind.

Wegen der hohen Torsionsbeanspruchung wurde das Hybrid-Gewebe der D-Box durch ein diagonal gelegtes C-Gewebe (93 g/m^2) ersetzt und ein Holmkasten, der über das gesamte Flügel-Mittelteil bis zu den Klappen geht und die D-Box einschließt, vorgesehen.

Bei Hochstarts hatte sich gezeigt, daß bei bestimmten Schleppgeschwindigkeiten ein niederfrequentes Flattern auftrat, das auf eine zu weiche Flügel-(Winglet-) Konstruktion bzw., wie festgestellt auf eine Holmschwächung hinwies. Nicht nur die Anzahl der Rovings ist entscheidend, sondern auch das **Formgebungsverfahren** wie Vakuum- oder Silikonstempel-, um eine möglichst gute Verdichtung (Hoher Faservolumenanteil) des Verbunds zu erreichen. Es wurde mittlerweile eine vollkommen geschlossene Flügelschale nahezu ohne Aussparungen gebaut. Im übrigen hat sich der gewählte Flügelgrundriß mit geradem Mittelstück bewährt, weil dadurch der Holm in eine weiter hintenliegende Position kommt und damit die Biege- und Torsionsfestigkeit zunimmt. Denselben Weg sind die Konstrukteure des Nurflügel-Segelflugzeugs SB 13 gegangen (Nickel/Wohlfahrt: "Schwanzlose Flugzeuge"). Bei der ursprünglichen Auslegung mit reinem Pfeilflügel traten bei dem –verkleinerten- Prototyp schon bei niedrigen Geschwindigkeiten Biege-/Torsionsschwingungen auf, weswegen dann beim mantragenden Entwurf ein rechteckiges Mittelteil vorgesehen wurde.

Ein (Leichtbau-) Festigkeits- und Gewichtsproblem besteht bei den Außenflügeln (Winglets). Diese werden durch Landungen beansprucht. Da die Profildicken nur 5...3% betragen, ist das Widerstandsmoment recht gering. Der gefährdete Bereich ist nach der Steckung und im Radienübergang. Es muß daher eine möglichst feste **und** leichte Bauweise gewählt werden. Bei der Erprobung mit neu gebauten Außenflügeln wurde festgestellt, daß diese trotz eingebauter, höherer Winkeldifferenz geringere Wirkung als vorher zeigten. Dies war auf die zu geringe Steifigkeit infolge zu wenig Harzzugabe und falscher Faser-Ausrichtung des D-Box-Gewebes zurückzuführen. Außerdem wurde versucht, die Holmgurte durch Durchnähen herzustellen. Dies ergibt keine ausreichende Abstützung und beim Laminieren wird keine ausreichende Durchtränkung erreicht.

Die Herstellung des Holms mit C-Schlauch umwickeltem Schaumstoff-Kern und applizierten Rovings ist recht aufwändig. Im Bereich der Flügelsteckung mit hochkant-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

stehendem Federband müssen auf Ober- und Unterseite zwei Kohlefaser-Keile die Verbindung mit dem Band und dem Schaumstoffkern schaffen. Um eine bessere Krafteinleitung vom Federband in die Struktur zu erhalten, wird dieses konisch zuge- schliffen (-gefeilt). Der Kern muß dazu bearbeitet werden und die Teile zu einander zunächst verklebt werden. Das Holm-Bauteil mit Gelege muß anschließend mit der Endfahne bzw. Nasenkern vernäht werden, um eine entsprechende Plazierung und Ausrichtung der Rovings samt Steg zu erreichen. Anschließend wird das Holm- Gelege laminiert. Zum Schluß wird das Teil mit Hilfe der Folien- Einlege-Technik la- miniert und in der Helling verpreßt. Die aktuelle Masse des Formteils beträgt z.Zt. 60g.

3.2.5 Aufprallschutz/ Zeitschalter-Abdeckung

Wie in Abbildung 7 angedeutet, soll für einen Frontalaufprall ein Dämpfer bzw. eine vorgelagerte Struktur vorgesehen werden, die die Aufprallenergie aufnimmt. Hierzu kann die angedeutete Silikonmasse dienen. Diese dient evtl. gleichzeitig als Ballast. Ist dieser Ballast nicht erforderlich, könnte auch eine, auswechselbare laminierte GFK- (Hybrid-) Schale, mit PU-Schaum ausgeschäumt, dazu dienen.

An die Aufprall-Struktur anschließend, jedoch von ihr getrennt soll eine Schutzhaube für den Zeitschalter angebracht werden. Diese muß Platz für die Zeitschalter- Auslö- sehebel sowie den "Rentner"-Positionshebel bieten.

3.2.6 Mechanik

Bezüglich der Mechanik sind noch einige Verbesserungen möglich:

- Das U-Profil mit der Mechanik wird auf die Flügel-Oberseite verlagert. Damit wird der Zeitschalter weniger der Verschmutzung ausgesetzt und die Haube wird we- niger Beanspruchungen durch die Landung unterworfen. Es muß nur noch **ein- mal** umgelenkt werden (Rentner-Position). Die reibungsbehaftete, seitliche Kulis- senführung wird durch eine, der F1A-Technik entsprechenden, Höhenleitwerks- mechanik ersetzt.
- Die Anlenkung vom Haken zur Seitenruder-Betätigung wird zukünftig innerhalb des U-Profiles plaziert. Diese wirkt nun direkter und wird nicht mehr durch die Rumpfhaube behindert (siehe Abbildung 7: Klappen-/Zeitschalter- /Hakenmechanik-Einbau).
- Die zentrale Endleistenklappen- Lagerung erfolgt über ein Al-Rohr mit innen an- gelenkten Bolzen. Diese werden über einen Stehbolzen und Einschlagbuche im C-Hilfsholm angeflanscht. Das Al-Rohr wird dazu an den Anflansch-Stellen auf- gesägt und die Stehbolzen mit Hilfe von, in die Lagerbolzen eingeschnittenen Gewinde befestigt. Die Lösung zeichnet sich durch genaue Fluchtung, Leichtgän- gigkeit und Austauschbarkeit aus.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

4 Zusammenfassung

4.1 Flugmechanik und -Leistungen

Die Leistungsfähigkeit und Längs-Stabilität eines Freiflug-Nurflügels hängt weitgehend von der Auftriebsverteilung, der örtlichen Auftriebs-Beiwert-Verteilung (siehe Abbildung 9: Örtliche Auftriebs-Beiwert-Verteilung $c_a(y)$), dem Gesamtauftrieb und der Schwerpunktlage (Stabilitätsmaß) ab. Insbesondere ist das Betriebsverhalten der Profile bei kleinen Reynoldszahlen zu beachten. Das bedeutet, daß im Außenflügel-Bereich die Auftriebsbeiwerte klein bleiben müssen, um die Gefahr von laminaren Ablösungen zu verringern. Durch eine entsprechende, kontinuierliche Verwindungs- und Tiefen-Verteilung (ohne Klappen) kann die Auftriebs-Verteilung (siehe Abbildung 8: Auftriebsverteilung $c_a \cdot t$; Mittel-Klappenstellung 0 bzw. kleinen Außenklappen) so gesteuert werden, daß sich eine angenähert -elliptische- einstellt. Die Auftriebsverteilung kann zusätzlich durch Potential- ("Grenschicht"-) -Zäune bzw. Klappen modifiziert werden (Auftriebserhöhung im Mittelteil, -Abfall im Außenflügel). Die Gleitflugzeit eines Nurflügels mit einer solchen Auslegung (siehe Abbildung 10: Wertetabelle) könnte theoretisch 90% eines Normalmodells erreichen. Das Abreißverhalten von Nurflügeln im Hochauftriebsbereich ist aber immer etwas kritisch, weil beim Überziehen durch eine Störung latent die Gefahr von laminaren Ablösungen am Außenflügel vorhanden sind.

4.2 Auslegung mit angepaßter Auftriebsbeiwert-Verteilung $c_a(y)$ und angenähert elliptischer Auftriebsverteilung $c_a \cdot t(y)$

Die Auftriebsbeiwert-Verteilung sowie die Profilierung entscheidet über das Abreißverhalten eines Nurflügels sowie den Gesamtauftrieb, während die Auftriebsverteilung $c_a \cdot t(y)$ die **Größe des induzierten Widerstands** bestimmt. Beides zusammen genommen stellt das Leistungsvermögen eines Nurflügels dar.

Nach: Nickel / Wohlfahrt¹⁾ gibt es einen optimalen Bereich für die Lage des Schwerpunkts in Abhängigkeit der Zuspitzung bzw. dessen Reziprokwert, bei der sowohl der Gesamtauftrieb ein Maximum hat als auch der induzierte Widerstand dazu minimal wird. Hierbei wird die Schwerpunktlage nicht in % der mittleren Flügeltiefe, sondern in % des sog. Horten'schen Pfeilungsmaßes angegeben. Die Hortenflügel hatten alle Trapezflügel, deshalb wurde das Pfeilungsmaß der t-1/4 Linie halbiert und die Schwerpunktlage von diesem Maß (Querachse) aus angegeben. Die Zuspitzung bzw. dessen Reziprokwert darf dabei einen Wert von 0,5 nicht unterschreiten bzw. kann sich dem Wert 1 (Rechteckflügel) nähern. Das Horten'sche Pfeilungsmaß ist für, von der Trapezform abweichende Flügelformen nicht zweckmäßig, so daß der Bezug der Schwerpunktlage in % der mittleren Flügeltiefe von der (aerodynamischen-) Neutralpunktlage praktikabler ist.

Zusammen mit den anderen getroffenen Maßnahmen wie:

- Reduzierung der Profilwölbung und -Dicke nach außen
- V-Form und Winglets zur Verbesserung des Hochstartverhaltens

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

erhält man einen Entwurf, der leistungsfähiger als der Horten-Entwurf bzw. daran angelehnte Entwürfe ist. Strömungsabriss konnten, wie mehrfach geschehen, zu einer Trudelbewegung führen, die aber sofort von selbst beendet wurde.

4.3 Bau-Ausführung

Wegen der, gegenüber den **Biege-/ Zug- und Torsionsbelastungen** zu schwach dimensionierten Struktur des Flügelmitteils sowie auch des –Außenteils kam es mehrfach zum **Einbeulen** und Einreißen der Struktur, und **Bruch** des Holms. Der Holm muß einschließlich D-Box zu einem Kasten erweitert werden, um zusätzlich zum Biegemoment das große Torsionsmoment (ca 10 Nm) infolge des rückwärtig angreifenden Auftriebs aufnehmen zu können. Außerdem muß die Struktur ausreichend **steif** sein, um der **Flattergefahr** im Hochstart zu begegnen.

4.4 Gedanken über die Steuerbarkeit im Hochstart (Kreisschlepp); Einsatz von Controllern

Bei "Normal"-Modellen ist sowohl ein moderates Wende-/Rollmoment als auch eine genügend hohe Gier-Dämpfung durch die Flügel-Seitenflächen (V-Form) und das Seitenleitwerk vorhanden. Dadurch ist es möglich, mit entsprechenden Seitenruder-Ausschlägen, eine Schleppkurve ausreichend schnell ein- bzw. auszuleiten, ohne daß eine Kurve bestehen bleibt.

Bei Nurflügeln führt die, zum einen, trotz Winglets geringe Schiebe-Gierdämpfung, zum anderen das große negative Wendemoment zu dem, bereits beschriebenen Verhalten:

- Das Modell geht zunächst trotz großem Ruder-Ausschlag schwer in eine Kurve → Negatives Wendemoment
- Ist es aber dann in der Kurve, läßt es sich nicht mehr aus dieser heraussteuern, weil die Rotation beibehalten wird → Geringe S-Gier-Dämpfung

Die bisherigen Versuche, mit **hintenliegenden** Seitenflächen (Winglets) eine genügende Dämpfung zu erzielen, waren wenig erfolgreich. Es war nicht klar, ob es nur an der eingebauten Verwindung bzw. an den zu kleinen Winglets lag, oder ob es prinzipiell nicht funktioniert. Ein Versuch, mit Seitenleitwerks-Auslegern sowie gesteuertem S-Ruder an **einem** Winglets zu arbeiten, war wegen Festkleben eines Auslegers gescheitert. Der Außenflügel wird torsionssteif gemacht, so daß es hoffentlich nicht, wie bisher, zu unzulässigen Verformungen kommt.

Würde die Kurven-Ein- bzw. –Ausleitung durch einen **kurzzeitigen, großen** Ruderimpuls gesteuert, wird das Hochstart- bzw. Kreisschleppverhalten –hoffentlich- **wesentlich** verbessert. Diese Funktionalität ist mit Hilfe von Rudermaschine und Controller-Einsatz möglich, möglich ist auch ein fluidisches System. Die Firma Conrad Electronics vertreibt kleine, programmierbare Mikrocontroller ("C-Control-Micro"), mit denen eine u.U. entsprechende Funktionalität einschließlich Timer-Funktion erreicht werden könnte. Bezüglich der 2 pulsweiten-modulierten Ausgänge besteht allerdings noch Unsicherheit, ob diese für (Fernsteuer-) Servo-Betrieb eingerichtet werden können. Desweiteren stehen RISC-Controller (Atmel AVR-) zur Verfügung, die einen we-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

sentlich größeren Funktionsumfang haben. Der Aufwand zu ihrem Einsatz scheint aber größer zu sein und nicht nebenbei zu erledigen.

4.4.1 Fluidische Systeme zur Seitensteuerung

Diese Systeme haben die Aufgabe, nach einer Vor- bzw. Rücksteuerung des Hakens, den zunächst großen Ruderausschlag allmählich auf einen definierten, kleinen Restaus Schlag zurückzuführen ("Washout"). Das kann mit Hilfe der in Abbildung 4 bzw. Abbildung 5 gezeigten fluidischen Anordnungen geschehen.

Zunächst zur Systemlösung mit Plungerkolben (Abbildung 4):

Durch den Seilzug und/oder die Haken-Rückzugfeder wird der Haken/-Träger in die vordere oder hintere Position gesteuert. Dabei wird der jeweilige Kolben mitgenommen. Das Zylindergehäuse wird mitgenommen. Ist der Haken-Anschlag erreicht, verdrängt nun das Zylindergehäuse seinerseits infolge der Dämpfer-Federvorspannung das Fluid und dieses beginnt, über die Verbindungsleitung bzw. die zwischengeschaltete Drossel zur anderen Zylinderseite zu fließen. Damit wird das, mit dem Zylindergehäuse verbundene Ruder in seine Mittelstellung zurückgesteuert.

Soviel zur Funktion: Wie immer, steckt auch hier der Teufel im Detail. Die wichtigste Kenngröße für das System ist dessen Dichtungs-Reibung bzw. -Vorspannung. Einerseits dürfen die Betätigungs- und Reibungskräfte nur relativ klein sein, weil wegen der kleinen aerodynamischen Kräfte die Seilzugkomponenten klein bleiben müssen. Andererseits muß das System aber absolut dicht sein, bzw. darf wegen der kleinen Federvorspannungen nur eine geringe Druckbeaufschlagung haben. Die Dämpfer-Rückstellfederkräfte müssen so hoch sein, daß die Dichtungs-Reibungs-Komponenten überwunden werden. Nach längerem Stillstand muß eine höhere Reibungskraft überwunden werden ("Silting"). Die Reaktion auf die Seilzugkomponenten kann verstärkt werden, indem der Wirkabstand des Haken-Träger- Anlenkungspunkts vergrößert wird.

Eine weitere Variante eines Fluidischen Systems verspricht eine einfachere und bessere Lösung (siehe Abbildung 5: Fluidisches Drehschieber-Stellsystem zur Seitensteuerung). Es gibt Drehschieber-Fluid-Zeitschalter in Miniaturlausführung für die Thermikbremse von Wurfgleitern. Dieses Prinzip läßt sich auch hier einsetzen. Dabei wird der Drehschieber über den Haken-Träger/Haken gesteuert. Das Gehäuse wird zunächst mitgedreht und nimmt über Winkelhebel und Federteller-Anordnung mit angeschlossenen Steuerdrähten die jeweilige Klappe mit. Durch die Federn werden Rückstellkräfte ausgeübt. Diese bewirken nun eine Druckdifferenz im fluid-gefüllten Raum. Über die Steuerquerschnitte im und am Schieber tritt ein Volumenstrom auf. Das Gehäuse schwenkt nun in Richtung der Federbelastung solange zurück, bis die Feder-Differenzkraft zu null wird oder die Feder an den Anschlag kommt. Infolge der kleinen Querschnitte bzw. der hohen Viskosität des Fluids kann dieser Vorgang entsprechend langsam gestaltet werden (siehe Abbildung 6).

Die wichtigsten Funktionsteile wie Schieber, Gehäuse und Deckel mit O-Ring- Abdichtung wurden -mit guter Genauigkeit- durch Fräsen und Drehen bereits herge-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

stellt. Die Abdichtung der Deckel zum Gehäuse bzw. die Gängigkeit des Drehschiebers wurden erprobt. Zur Abdichtung wurde eine Dichtmasse unter Zwischenlegen einer PE-Folie zwischen Gehäuse und Deckel aufgebracht. Dies diente zur Demontierbarkeit. Eine umlaufende Nut an den Gehäuse-Außenflächen nimmt einen Teil der Dichtungsmasse auf. Die Dichtungsmasse hat eine gewisse Dicke, so daß sich die Beweglichkeit des Schiebers infolge der Spaltvergrößerung erhöht.

Nach Befüllung des Drehschiebers mit Silikon-Fluid (1000 cSt) ergab ein erster Test zu geringe Leckrate, d.h. zu geringe Stellgeschwindigkeit. Daraufhin wurde in den Schieber ein 1,3 mm Loch gebohrt. Nunmehr scheint die Stellgeschwindigkeit zu groß zu sein, so daß nunmehr eine M 1,6- Schraube mit zentraler 0,5mm- Bohrung verwendet wird. Die Bohrung kann mit einer kegligen Reibahle kalibriert werden. Als nächstes wird nun die Kombination aus notwendigem Stellweg sowie der erforderlichen Federrate der Dämpfer-Rückstellfeder erprobt. Es hat sich im übrigen gezeigt, daß der Druckraum im Dämpfer möglichst gut entlüftet werden muß, weil sonst eine spürbare Lose (Luftblasen) auftritt. Mittlerweile wurde ein Füllventil eingebaut, um den Dämpfer mit einem gewissen Vorspanndruck betreiben zu können. Es wird nämlich vermutet, daß infolge auftretendem Unterdruck an der jeweiligen Saugseite Luft eingesaugt wird. Dadurch füllt sich der Dämpfer allmählich mit Luft. Das Füllventil ist ein Rückschlagventil mit einer federbelasteten Φ 1,5 mm- Kugel. Wegen des größeren Einbauraums mußte in den Dämpferkörper ein M 4x0,5- Gewinde eingeschnitten werden. Die Verschlußdeckel des Dämpfers werden nunmehr mit Außenklammern verspannt, um dem Einfülldruck zu widerstehen.

Wie sich in der Zwischenzeit herausgestellt hat, ist die zunächst gewählte O-Ring-Vorspannung zu gering, so daß nunmehr weitere Deckel gefertigt wurden. Durch die erhöhte Vorspannung (ca 0,3 mm bei Schnurstärke 1,5mm) steigt allerdings die Reibkraft an. Dies führt zu Problemen bei der Rückstellung (s.u.). Es wurden Einbauversuche zur Ermittlung der gerade noch möglichen Vorspannung unternommen. Hierzu wurde die Dichtung von außen zugänglich gemacht. Die Bohrung wird zunächst durch Φ 2,5/6 und anschließend Φ 4/6,8 mm- Senker hergestellt (Gefertigter Φ 6,76) und dann nach Einlegen des O-Rings durch einen eingepreßten/–geklebten Deckel verschlossen. Der Dämpfer kann insgesamt kleiner werden, um Masse zu sparen. Die Dämpfungswirkung kann infolge der kleinen Drosselspalte am äußeren Umfang in weitem Bereich variiert werden. Der Dämpfer muß nun langfristig auf Dichtigkeit und Verschleiß geprüft werden.

Der Hakenträger mit Drehschieber wird in einem Längsprofil auf der Flügel-**Oberseite** aufgenommen. Die Dämpfer-Feder- Rückstellhülse mit Winkelhebel wird quer in die Flügelstruktur eingebaut. Hierfür muß diese ausgespart, mit Befestigungspunkten versehen und entsprechend verstärkt werden. Eine, mit Kugelgelenken ausgerüstete, verstellbare Betätigungsstange verbindet beide Baugruppen miteinander. Durch die gelenkige Verbindung können Querverschiebungen (Kraftwirkungen) ohne wesentliche Beeinflussung der Steuerfunktion aufgenommen werden. Ein Problem ist aber die Leichtgängigkeit der Komponenten. Zum Teil stellt die Feder-Rückstellung bei Betätigung des Hakens den Dämpfer nicht zurück, weil sie hängenbleibt und evtl. die Reibung des Dämpfers bzw. des Übertragungsgestänges noch zu hoch ist. Hier ist noch Feinabstimmung nötig.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

4.4.2 Schleppkurven-Ein- bzw. Ausleitung

Die Schleppkurveneinleitung wird beim Nachlassen des Seilzugs automatisch über die Haken-Rückzugsfeder erzeugt. Im übrigen muß versucht werden, **vor dem Start** immer einen gewissen Seilzug aufrecht zu erhalten, damit der Haken entgegen der H-Rückzugsfeder immer nach vorne gesteuert bleibt und beim Freigeben keine Kurveneinleitung entgegen der Schleppkurve erfolgt. Evtl. muß auch eine Fixierung des Seils durch eine Einhäng-Öse erfolgen (Siehe aber nächsten Absatz). Die **Haken-rückzugsfeder** muß die Dämpfer-Rückstellfeder gerade **überdrücken** können. Hierdurch werden -beim Geradeausschlepp- für den vollständigen Ausschlag des Gegenruders größere Seilzugkräfte als bisher gewohnt, benötigt. Vielleicht genügt aber für den wenig beschleunigten Geradeauszug nur jeweils ein kleiner Impuls, d.h., es müssen gerade die Abhebekräfte von Haken-Rückzugsfeder und Dämpfer-Feder überwunden werden, um eine Gegenkurven-Reaktion zu erhalten. Wird der Haken dann nur kurzzeitig aus der hinteren Position bewegt, erfolgt auch wiederum keine Schleppkurven-Einleitung. Es gilt hier, entsprechende Ruder-Reaktionen auszutesen.

In der vorderen Position (Geradeaus-Position) des Hakens muß das zugehörige Seitenruder zusätzlich mechanisch verstellt werden. Hierzu wird der Dreh-Schieberweg gegenüber dem Gehäuse mechanisch begrenzt, während der Haken noch etwas weiter schwenken kann und damit den Dämpfer mitnimmt. Damit wird **Gegenruder** zur Gleitflugeinstellung gegeben und ein **Geradeausschlepp ermöglicht**. Im übrigen muß nach Auslösen der Hakensperre der Hakenweg soweit begrenzt werden, daß **keine stärkere** Schleppkurven-Einleitung mehr möglich ist. Eine Möglichkeit bezüglich der **Richtung** der Dämpferwirkung ist folgende:

- Bei der Schlepp-Kurveneinleitung muß der vergrößerte Seitenruder-Ausschlag über den Dämpfer so langsam zurückgeführt werden, daß mindestens ein $\frac{3}{4}$ Schleppkreis geflogen wird. Der anfänglich enge Kurvenradius wird dabei immer weiter.
- Der folgende Geradeauszug benötigt dann **keinen** Gegenausschlag mehr, weil sonst eine zu große Änderung **entgegen** der Schleppkurve erfolgen würde. Dies ist besonders beim **Beschleunigen** unerwünscht.
- Um dies zu bewerkstelligen, wird in den Drehschieber zusätzlich zur Drosselstelle ein -federbelastetes- **Rückschlagventil** eingebaut (Siehe Abbildung 6: Fluidisches Drehschieber-Stellsystem; Schaltbild/ Schwenkwinkel-Zeit-Diagramm). Bei Geradeauszug am Hakenträger entlastet der Drehschieber das R-Ventil und das Dämpfer-Gehäuse wird über die -Rückstellfeder, und dadurch das angeschlossene Ruder zurückgesteuert. Zum Geradeauszug muß also der Dämpfer nicht noch die angeschlossener Dämpfer-Rückstellfeder überdrücken, sondern nur gegen die Kraft der Hakenrückzugsfeder erfolgen.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

4.4.3 Erprobung der Schleppkurven-Ein- und Ausleitung

Die Dämpfer-Funktion mit den beiden unterschiedlichen Geschwindigkeiten ist sehr gut. Problematisch ist allerdings nach wie vor das Ausleiten des Kreisschlepps. Beginn der Nurflügel einmal stärker zu rotieren, läßt er sich nicht mehr ausleiten. Offensichtlich gelingt es dann nicht, den Zeitpunkt für den Geradeauszug zu erwischen. Die Dynamik des Kreisflugs ist so hoch, daß der Geradeaus-Seilzug nicht schnell genug aufgebaut werden kann. Vielmehr führt der Zug nur dazu, daß der Nurflügel noch schneller kurvt. Außerdem gerät der Nurflügel schon bei kleinen Seitenruder-Ausschlägen in eine große Schräglage. Wird ein bißchen zu wenig Ausschlag gegeben, wird keine Kurve eingeleitet.

4.4.4 Mögliche Abstellmaßnahmen; Kombination Kraft und -Richtung

Eine Möglichkeit, evtl. die Kurven-Ein- und Ausleitung möglich zu machen, ist nicht nur die Seilzug-**Richtung**, sondern auch die –**Größe** zum Steuern zu benutzen. Somit kann durch Seil-**Kraft**-Impulse weitgehend unabhängig von der Zugrichtung des Seils eine Seitensteuerung vorgenommen werden. Damit kann dann eine Kurven-Aus- und Einleitung erfolgen, auch wenn das Modell noch nicht in der entsprechenden Lage zur Hakenposition bzw. Seilzugrichtung ist. Eine kleine, zusätzliche, fest eingestellte Klappe erzeugt die Gleitflugkurve.

Der Haken erhält dazu **2 zusätzliche Freiheitsgrade**:

- Der Hakenträger wird in Hochachsen-Richtung beweglich gemacht, d.h., es wird eine längsbewegliche Führung mit zwischengeschalteter Druckfeder eingebaut. An dieser Führung befindet sich ein Mitnehmerhebel. Dieser lenkt den Dämpfer an. Die Feder sorgt dafür, daß der Drehschieber bei Entlastung in Richtung Schleppkurve geschwenkt wird. Wird der Haken jetzt auf Zug belastet, wird der Drehschieber und der angeschlossene Dämpferkörper nach vorne entgegen Richtung Schleppkurve gesteuert. Durch die Dämpfer-Funktion stellt sich nach kurzer Übergangszeit wieder der nicht ausgelenkte Zustand ein. Der Hakenträger kann, wie bisher, in Flugrichtung nach vorne und hinten bis zu einem, noch zu erprobenden, Anschlägen geschwenkt werden. Bevor die Anschläge erreicht werden, wird in den Dämpfer-Endlagen das Seitenruder mechanisch mitgenommen. Bei Seilzug nach vorne wird damit ein kleiner Seitenruder-Ausschlag wirksam, der der fest eingestellten Gleitflugkurve entgegenwirkt.
- Ein weiterer Freiheitsgrad wird dadurch geschaffen, daß der Hakenträger auch um die Flugzeug-Längsachse ausschwenken kann. Hiermit ist der Haken kardatisch aufgehängt. Erforderlich ist dies, damit bei Querzug die Kraft-Funktion wirksam werden kann.

Durch die beschriebenen Maßnahmen wird das Modell durch Kraft **und** –Richtungs-**Impulse** gesteuert und so verhindert, daß das Modell infolge konstanter, zu großer Seitenruder-Ausschläge bei der -typisch geringen- Gierdämpfung, in einen zu engen Kreisflug gerät, aus dem es mit dem üblichen Vor- und Zurücksteuern des Hakens nicht mehr herauszusteuern ist. Wegen der erhöhten Freiheitsgrade und dem nicht mehr möglichen Zurückschwenken des Hakens muß der Zeitschalter nunmehr anders, als bisher üblich, ausgelöst werden. Das Führungsröhrchen für den Auslöse-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

draht wird nunmehr am Hakenträger befestigt. Die Freigabe erfolgt nunmehr durch das Entlasten des Hakens. Zunächst schwenkt die Hakensperre bei Überschreiten des Auslösekraft-Niveaus wie üblich aus dem Haken heraus. Ein angeschlossener Nocken schwenkt nun in eine Mitnehmerbahn. Beim Entlasten der Feder nimmt der Mitnehmer den Nocken mit. An diesem angeschlossen ist der Zeitschalterdraht, der nunmehr ganz zurückgezogen wird und damit den Zeitschalter anlaufen läßt. Die Funktionalität ist dieselbe wie bei den üblichen Systemen, weil erst bei, nach vorne Schwenken des Hakens, der Zeitschalter gestartet wird.

Es hat sich herausgestellt, daß die Konstruktion eine Schwachstelle im Bereich der Dämpfersteuerung besitzt. Hier ist der Querschnitt für die Belastungen bei der Handhabung zu klein. Es mußte daher auf eine andere Konstruktion übergegangen werden. Die beiden Lastfedern werden nunmehr unmittelbar hintereinander geschaltet. Der Federdurchmesser der schwächeren Feder ist größer, so daß das Gehäuse vergrößert werden muß. Damit kann der O.G.-Haken samt -Sperre nicht mehr verwendet werden. Um das Bohren von Federstahldraht zu umgehen, wird ein Hakenbiegeteil aus halbhartem Federblech gefertigt und an den Federführungsbolzen angeietet.

4.5 Rückbau Haken/-Dämpfer

Das Konzept mit Dämpfer hat sich als **nicht wirksam** erwiesen. Die Steuerimpulse sind nicht in geeigneter Weise einzusetzen, weil die Schleppsituationen keine entsprechenden Impulse zulassen. Die Dämpfer-/Hakenkombination wurde daher ausgebaut und durch den ursprünglichen Schlepphaken ersetzt.

Die Ruderanlenkung wird nunmehr wieder ohne zwischengeschalteten Dämpfer direkt über den Haken angelenkt. Die, von einander unabhängige Einzelanlenkung der Seitenruder mit der Federzentrierung hat sich dabei bewährt: Für den Geradeausschlepp wird ein Gegenanschlag mit **einem** Ruder gegeben. Beim Zurücksteuern des Hakens in die Mittenzentrierstellung wird dieser Ausschlag zu 0 gemacht. Gleichzeitig ist ein geringer Seitenruder-Ausschlag des Gegenruders wirksam. Beim weiteren Zurücksteuern gegen die Zentrierfeder ist dann die Schleppkurve wirksam. Sobald der Zug nachläßt, stellt die Zentrierfeder das Ruder zurück, so daß die Schleppkurve nicht mehr steiler wird. Die Ruderausschläge müssen sehr gut dosiert werden, weil der Nurflügel auch auf kleinste Ausschläge reagiert und nicht von selbst in die horizontale Querlage zurückkehrt.

Die bisherigen Schleppversuche waren von unterschiedlicher Qualität. Der Geradeausschlepp ist nahezu uneingeschränkt möglich. Die Schleppkurve und ein mögliches Heraussteuern ist bisher jedoch nur einmal! gelungen. Eine Kurveneinstellung ist extrem schwierig zu finden, weil geringste Änderungen sofort eine große Auswirkung haben: Entweder kurvt das Modell zu stark oder es geht nicht in die Kurve. So wie es aussieht, ist dies genau der springende Punkt beim Nurflügel mit nur **einer** Seitenfläche: Es findet kein ausreichender Momentenausgleich, -durch die V-Form und nur **eine**, hintenliegende Seitenfläche beim Normalmodell -, statt.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Was beim **gesteuerten** Flug (bemannt oder ferngesteuert) als angenehm empfunden wird, nämlich daß eine einmal eingeleitete Kurve erhalten bleibt, ist beim Kreisschlepp **das** k.o.-Kriterium. Es muß Stabilität um **alle** Achsen ("Nicken, Gieren, Rollen") vorhanden sein, d.h., eine eingeleitete Flugbewegung muß **von selbst** wieder ausgeleitet werden.

4.6 Einführung einer vorderen Seitenfläche zur "Gierdämpfung"

Bei Karl Nickel und Michael Wohlfahrt: "Schwanzlose Flugzeuge" wird beim Abschnitt "Taumeln" als Abstellmaßnahme eine Seitenfläche **vor** dem Schwerpunkt vorgeschlagen ("Gier-Dämpfung"). Als einfache Maßnahme wurde nunmehr eine Seitenfläche an einem zweiteiligen GFK-Ausleger im Rumpf- Aluprofil angeklemt. Diese Maßnahme war **sofort wirksam**. Es war **ein** Kreisschlepp möglich, und es folgte bei ruhigem Wetter mit leichter, beginnender Thermik **ein** anschließender, ausdauernder Flug. Infolge der unzureichenden Verdrehfestigkeit des Auslegers war kein beschleunigter Start möglich, weil sich die S.-Fläche sofort verdrehte.

Ein generell zu lösendes Problem stellt die Anordnung eines Auslegers **vor** dem Modell dar, weil dieser durch Frontalaufprall sehr stark belastet wird. Es wird dafür gesorgt, daß der Ausleger bei Belastung einge-"fahren" wird und die angeschlossene Seitenfläche kollisionsfrei über die Rumpf-"Aufbauten" "fahren" oder sich lösen kann. Die erste Lösung mit zwei GFK-Seilen, die im Rumpfprofil eingeklemmt wurden, war schon ganz gut, jedoch nicht torsionsstabil. Für eine zweite Lösung wird nunmehr ein, zu einem "V" vorgebogener Federbandstahl verwendet. Die freien Enden werden wiederum im Rumpfprofil eingeklemmt. An der "V"-Stelle wird eine Kunststoff-Schraube mit Aluminium-Mutter eingeklemmt. Auf das freie Ende der Schraube wird die Seitenfläche aufgesteckt. Als Längs-Fixierung für die Seitenfläche wird die Innenkontur des Federbands mit einer verschiebbaren Klammer verwendet. Kommt nun eine Schubbelastung von vorn auf die Seitenfläche, wird die Klemmung über die Schraube und die Klammer überwunden und die Seitenfläche kann sich lösen. Wie mittlerweile festgestellt, funktioniert das ganze auch ohne Schraubenklemmung nur mit Fixierung über die Klammer. Bei der Herstellung der Seitenflosse als Schaumstoff- Faserverbundteil wird der Federbandstahl abgeformt. Das Verbundteil erhält damit eine Führung für den Bandstahl.

4.6.1 Kreisschlepp und Gleitflugkurve

Die Seitenfläche ermöglicht nun einen begrenzten Kreisschlepp sowie eine stabile Gleitflugkurve. Durch einen Flächenverzug braucht für den Gleitflug kein Seitenruder eingestellt werden. Es wird **kein** Gegenruder für den Geradeauszug benötigt. Für den Kreisschlepp wurde nunmehr eine Rückzugfeder am Hochstarthaken angebracht. Diese sorgt dafür, daß im Kreisschlepp ein konstanter Seitenruder-Ausschlag vorhanden ist. Der Federzug wird so bemessen, daß bei einer Auslenkung des Hakens die Ruder-Rückstellfeder wegen der Reibung nicht mehr zurückstellen kann. Beim Vorsteuern des Hakens wird die Hemmung wieder aufgehoben und die Feder kann das Ruder zurückstellen.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Die Thermikbrems-Funktion (Wölb- + Bremsklappe) wurde durch eine härtere Stellfeder (Auseinanderziehen) und Verbreiterung der Bremsklappe verbessert. Es wurde nämlich festgestellt, daß diese durch den Staudruck zurückgedrückt wurden. Mittlerweile wurden schon zahlreiche Kreisschlepps mit anschließender Beschleunigung und stabilem Gleitflug durchgeführt. Etwas empfindlich ist die richtige Wölbklappeneinstellung für den Gleitflug. Der Nurflügel kann durch Beschleunigen aus dem Kreisschlepp nach oben "geschleudert" werden, so daß ein guter Übergang erzielt wird.

Die erwähnte "Empfindlichkeit" bzw. geringe Dämpfung der Gierachse konnte nunmehr näher untersucht werden. Bei Hochstartversuchen **ohne** vordere Seitenfläche und gekürzten Winglets wurde festgestellt, daß ein einigermaßen stabiler Geradeausschlepp ("Dämpfung" durch Seilzug) möglich war, eine Ausleitung einer einmal eingeleiteten Kurve jedoch **nicht, wie schon bisher festgestellt**, möglich war. Die Kurve ist aber **sehr stabil und flach** und es besteht keine Tendenz zum Spiralsturz. Mit vorderer Seitenfläche ist zwar Kreisschlepp möglich, die Tendenz zum Spiralsturz ist dann aber vorhanden. Auch die Gleitflugkurve läßt sich nicht richtig bemessen.

Eine Möglichkeit bestünde in der Steuerung durch außenliegende (Brems-) Klappen. Diese werden zum Einen durch den Haken und Seilzug gesteuert, zum Andern dienen sie als Tiefenruder beim "Bunt" und Höhenruder bei "DT". Zusätzlich könnten sie als Seitenruder dienen. Die Komplexität eines solchen –mechanischen- Mischers wäre aber beträchtlich und wahrscheinlich sehr störanfällig. Außerdem wird die Flugleistung beim Geradeausschlepp sehr stark reduziert.

4.7 Analyse Schiebe-Gier-/-Rollmoment /-Dämpfung bei Nurflügeln mit Seitenflächen

Die Zusammenhänge bei der Schiebe-Roll-/- Gierstabilität sind relativ komplex, weil dabei immer eine Kopplung von Roll- und Giermomenten auftritt. Durch die hintenliegende Seitenfläche beim Normalmodell ist immer, bei genügender Größe der Seitenfläche, eine ausreichende Gier-**Dämpfung** vorhanden. Beim Nurflügel sind die Seitenflächen (soweit vorgesehen) relativ weit vorne und wegen des geringen Wirkabstands dann wenig wirksam. Die zusätzliche vordere Seitenfläche bewirkt Gierdämpfung, gleichzeitig unterstützt sie aber die Spiralsturz-Neigung. Wahrscheinlich spielt auch die Anstellwinkel- Abhängigkeit des Schiebe-Roll- bzw. – Giermoments beim rückgepeilten Nurflügel eine Rolle.

Das Zustandekommen von Schiebe-/Roll- und Giermomenten beim "Normalmodell" und deren Ausgleich durch die V-Form bzw. das Schrägstellen des Rumpfs wird m.E. nach am anschaulichsten bei: Arthur Schäffler, "Die Entwicklung von A1-Hochleistungsmodellen", in einer Artikelserie in "mechanikus", Jahrgang 1965? beschrieben (Download "thermiksense": schaef02.pdf; Seite 450 und Abb. 32).

4.7.1 Seitenflächen

Bei der Konzeption dieses Nurflügels waren **immer** Seitenflächen (Winglets) vorgesehen. Im nachhinein gesehen war das wahrscheinlich ein glücklicher, zunächst **nicht bekannter** Umstand. Nurflügel ohne hintere Seitenflächen kann man wahrscheinlich nicht in eine Kreisschleppkurve bringen. Ohne Seitenflächen schiebt näm-

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

lich ein rückgepfeilter Nurflügel, d.h. er wird am Hochstart-Seil bei Nachlassen des Seilzugs in der "oberen Position" seitlich wegschieben und damit, weil er gefesselt ist, immer nach der einen oder anderen Seite ausbrechen. Die hintenliegenden Seitenfläche(n) bewirken Windfahnen-Stabilität ("Richtungs-"), d.h. das Modell kurvt ein.

Durch die Rückpfeilung des Flügels besitzt dieser, zumindest bei großen Anstellwinkeln, ein großes Schiebe-Roll- bzw. -Giermoment, d.h., bei Einleitung einer Kurve nur mit Seitenruder kurvt dieser selbständig ein, gleichzeitig ist aber die Gierdämpfung durch eine, nicht weit zurückliegende Seitenfläche gering. Das bedeutet, daß die Kurve aufrecht erhalten bleibt und nicht von selbst ausgeleitet wird. Seitenflächen begünstigen also sowohl infolge der Windfahnen- Stabilität das Einkurven, verhindern das Schieben und bewirken eine gewisse Gier-Dämpfung. Ein Nurflügel ist wegen der Verwindung spiralstabil, d.h., die Kurve wird nicht steiler.

Eine vorne liegende, zusätzliche Seitenfläche ergibt beim Schiebeflug ein Gegenmoment zum Schiebe-Giermoment. Die Kurven-Ein- und Ausleitung wird damit bedämpft und eine **gewisse** Kontrolle des Hochstart- und Kreisschleppverhaltens ermöglicht. Gleichzeitig ist allerdings die **Spiralsturzneigung erhöht**, so daß nur ein Kompromiß zwischen Reaktion auf die Seilimpulse und Spiralsturz-Neigung möglich scheint.

4.8 Wettbewerbs-Erfahrung

Die ersten Wettbewerbs-Erfahrungen liegen vor. Die ersten beiden Sommer-Wettbewerbe der Saison 2006 in Manching brachten eine Nordost-Wetterlage mit Windgeschwindigkeiten bis 30 km/h und –typischer- Böigkeit, am zweiten Wettbewerbstag dann mit z.T. starker Thermik. An einen Kreisschlepp war nicht zu denken. Es mußte ein günstiger Moment abgewartet werden und dann ´rauf-beschleunigt und ´raus. Das Modell nahm bei zunehmender Böigkeit durch Thermikeinfluß im Tagesverlauf z.T. sehr große Schräglagen ein, die dann z.T. zum Messerflug führten. Die SDM wurde dennoch, bei 2 Vollen, mit 462 s gewonnen.

Eine Analyse des Geschehens führt dazu, daß:

- Nur ein Kompromiß zwischen Richtungs- und Spiralstabilität möglich ist
- Eine ausreichende Gierdämpfung schwer zu erreichen ist

Als erste, mögliche Abstellmaßnahme wurde der Flächenstahl hochgebogen, um eine größere V-Form zu erzielen. Diese Maßnahme hat sich als hilfreich erwiesen, weil sich die Schräglage verringert.

Bei einem später erfolgten Probestart wurde versehentlich die vordere Seitenfläche nicht montiert. Das Modell ließ sich einwandfrei gerade hochschleppen und es wurde eine Kreisschleppkurve einleitet. Wie ohne vordere Seitenfläche gewohnt, konnte sie aber nicht wieder ausgeleitet werden und es wurde sofort beschleunigt. Bei der, dann relativ geringen Auslösehöhe, jedoch mit Thermikeinfluß flog das Modell mit sehr enger, aber flacher Kurve. Zum Schluß begann das Modell zu pumpen, weil die vordere Masse der Seitenfläche fehlte und damit Schwanzlastigkeit auftrat.

F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Dies ist wiederum der Beweis, daß ein rückgepeilter Nurflügel kurven- (spiral-) stabil ist. Das Problem beim Ausleiten der Kreisschleppkurve ist die zu geringe Gierdämpfung, die sich anscheinend mit **keiner der bisherigen** Maßnahme beheben lies.

Es wurde ein Versuch mit Auslegern mit Seitenflächen und angelenkten Rudern an den Flügel-Enden durchgeführt. Die ersten Hochstarts zeigten eine befriedigende Wirkung, die Ausbrechneigung bzw. das Spiralsturzverhalten scheinen aber nach wie vor nicht beherrscht zu werden. Interessanterweise läßt sich das Modell nun ohne vordere Seitenfläche **nicht mehr** aus einer eingeleiteten Kurve ausleiten. Es fehlt offenbar das resultierende aerodynamische Moment der vorderen Seitenfläche. Hartmut Siegmann (Aerodesign) führt aus, daß Gierstabilität bei "reinen" Nurflügeln auch eine Frage der Schwerpunktlage ist. Bei wenig gestreckten Modellen kann eine S-P.-Lage von <10% gewählt werden, bei größeren Streckungen >10 solche von 10...17%. Damit können "reine" Nurflügel, d.h., N. ohne Seitenflächen nicht die Leistungen erreichen, die mit sog. "Schwanzlosen" ,d.h., - mit Seitenflächen erreichbar sind.

Ein Problem besteht nach wie vor in der unzureichenden Wirkung der Thermikbremsfunktion. Wie geschehen, ist bei stärkerer Thermik kaum mehr ein Abstieg möglich. Bei einem "Hammerbart" steigt das Modell trotz Thermikbremse weg. Eine wirksame Bremse, ohne die Struktur zu überlasten, kann nur über Außenklappen (Höhenruder) gemacht werden, wie sie Hans Baier aus München verwendet.

4.9 Erprobung mit Außenklappen; "Bunt"-Versuche; Ferngesteuerte Version

Nunmehr wurden entsprechende Außenklappen (ohne Abb.) eingebaut, die per Zeitschalter durch einen Auslösedraht entsperrt werden konnten und um etwa 60° nach oben geklappt wurden. Mit gleichzeitigem Ausschlag der Zentralklappe nach unten wurde ein sehr steiler Abstieg erzielt. Damit ist es nun möglich, auch aus sehr starker Thermik herunterzubremsen.

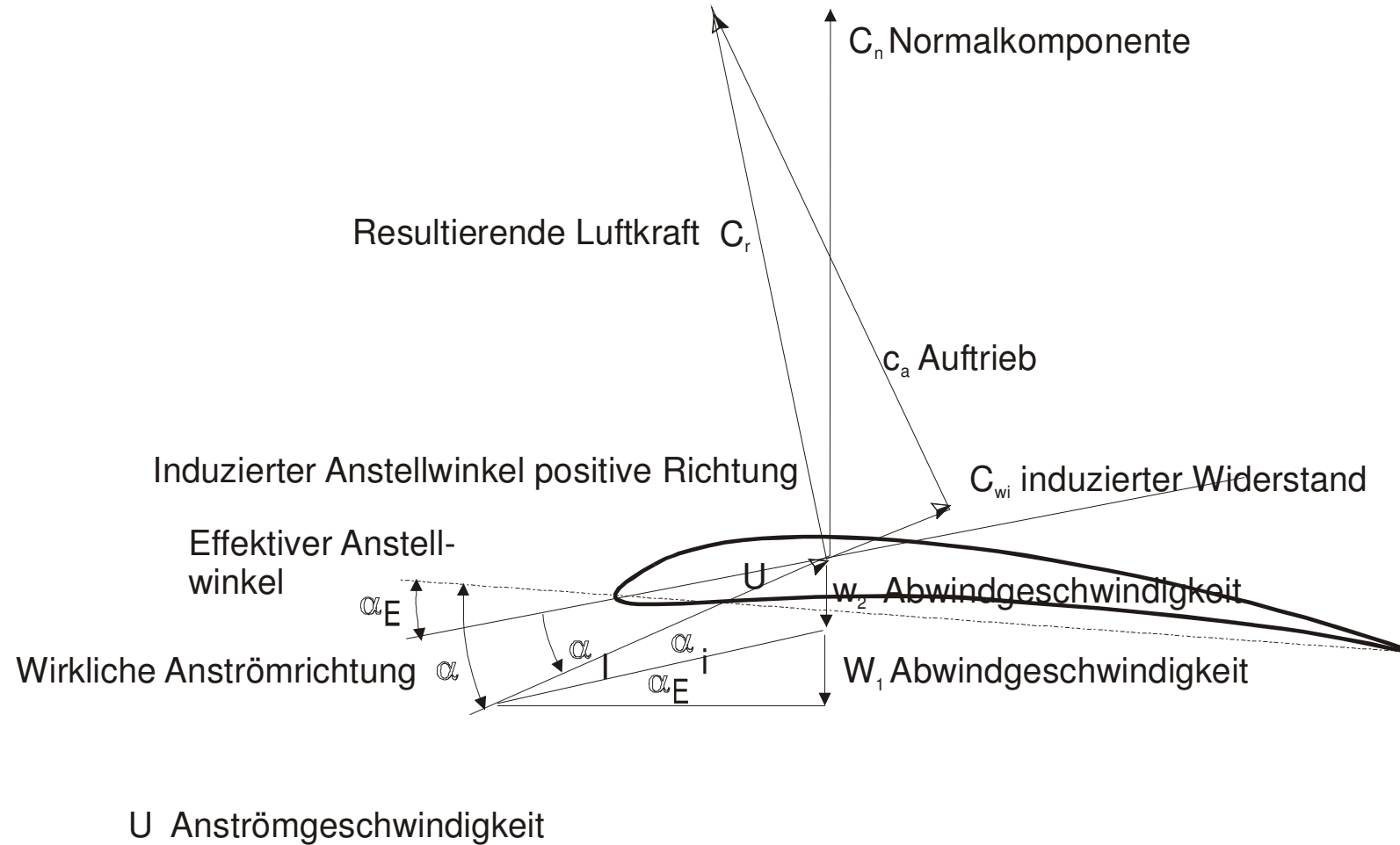
Es konnten auch Versuche zum "Drücken" mit der Zentralklappe durchgeführt werden. Der Beginn der Drückzeit ist sehr kurz zu wählen, weil der Nurflügel sehr schnell rotiert. Die Wirksamkeit der Klappe ist sehr gut mit der Möglichkeit eines extrem großen Höhengewinns. Die geeigneten Ausgangsbedingungen für einen "Bunt" sind jedoch nur ausnahmsweise zu erreichen, weil der Nurflügel kaum in eine kontrollierte Position geschleppt werden kann.... (siehe bisherige Ausführungen).

Zum Abschluß der Versuche wurde eine ferngesteuerte Variante des Freiflug-Nurflügels erprobt. Hiermit war es möglich, einen kontrollierten "Bunt" durchzuführen. Damit ist es auch möglich, mit Hilfe der beiden Außenklappen eine Kreisschleppkurve auszuleiten. Die Ruderreaktionen sind bei einer Zweiklappen-Maschine allerdings recht träge, weil die Außenklappen zusätzlich als Höhenruder wirken und ein großes negatives Wendemoment auftritt.

Die Aussichten, in Zukunft einen Freiflug-Nurflügel kreiszuschleppen bzw. zu "bunten", sind also nicht allzu rosig. Man soll aber die Hoffnung nie aufgeben....

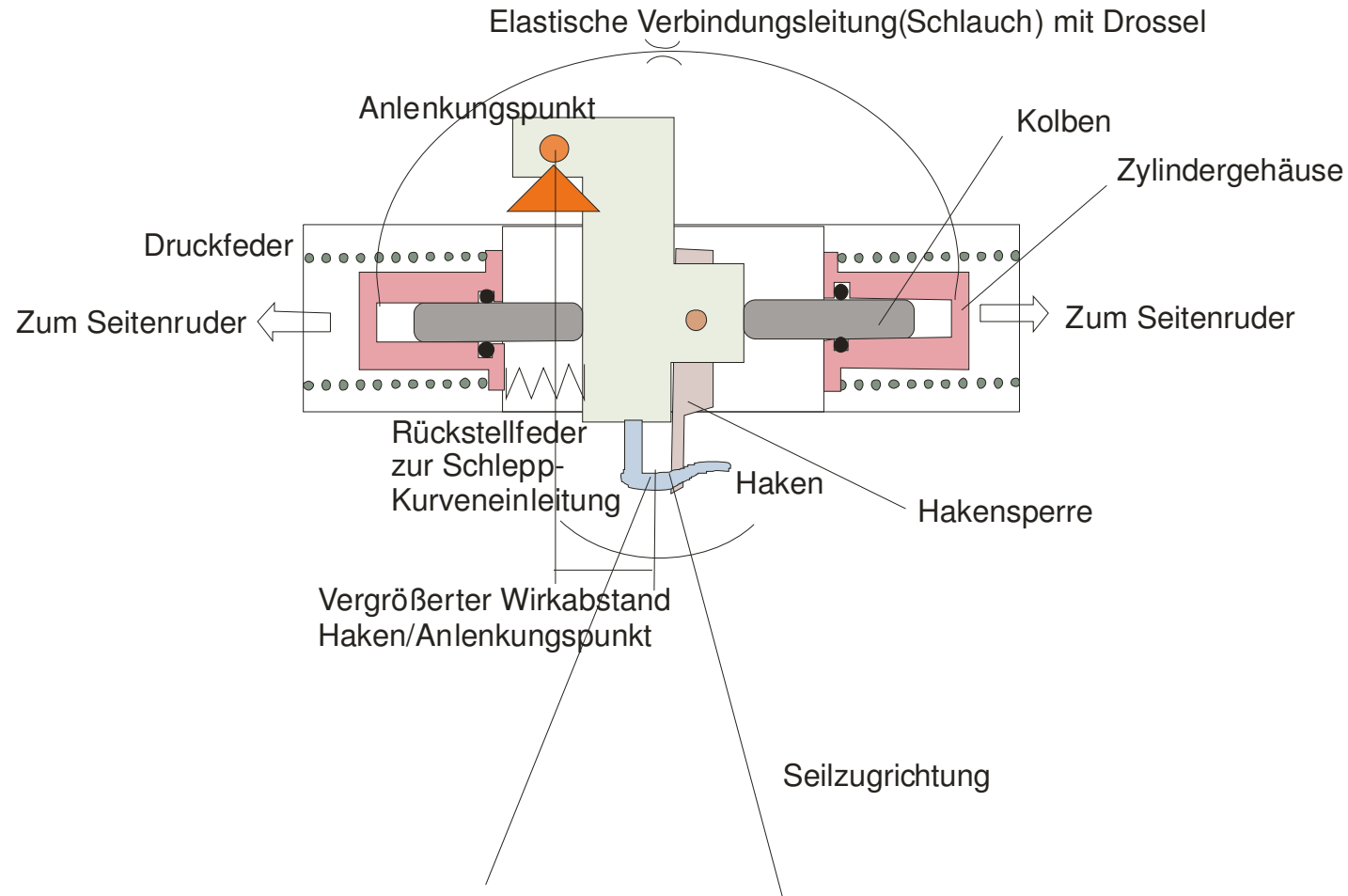
F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Abbildung 3: Winkel und Kräfte an einem Flügelschnitt; Induzierter Widerstand



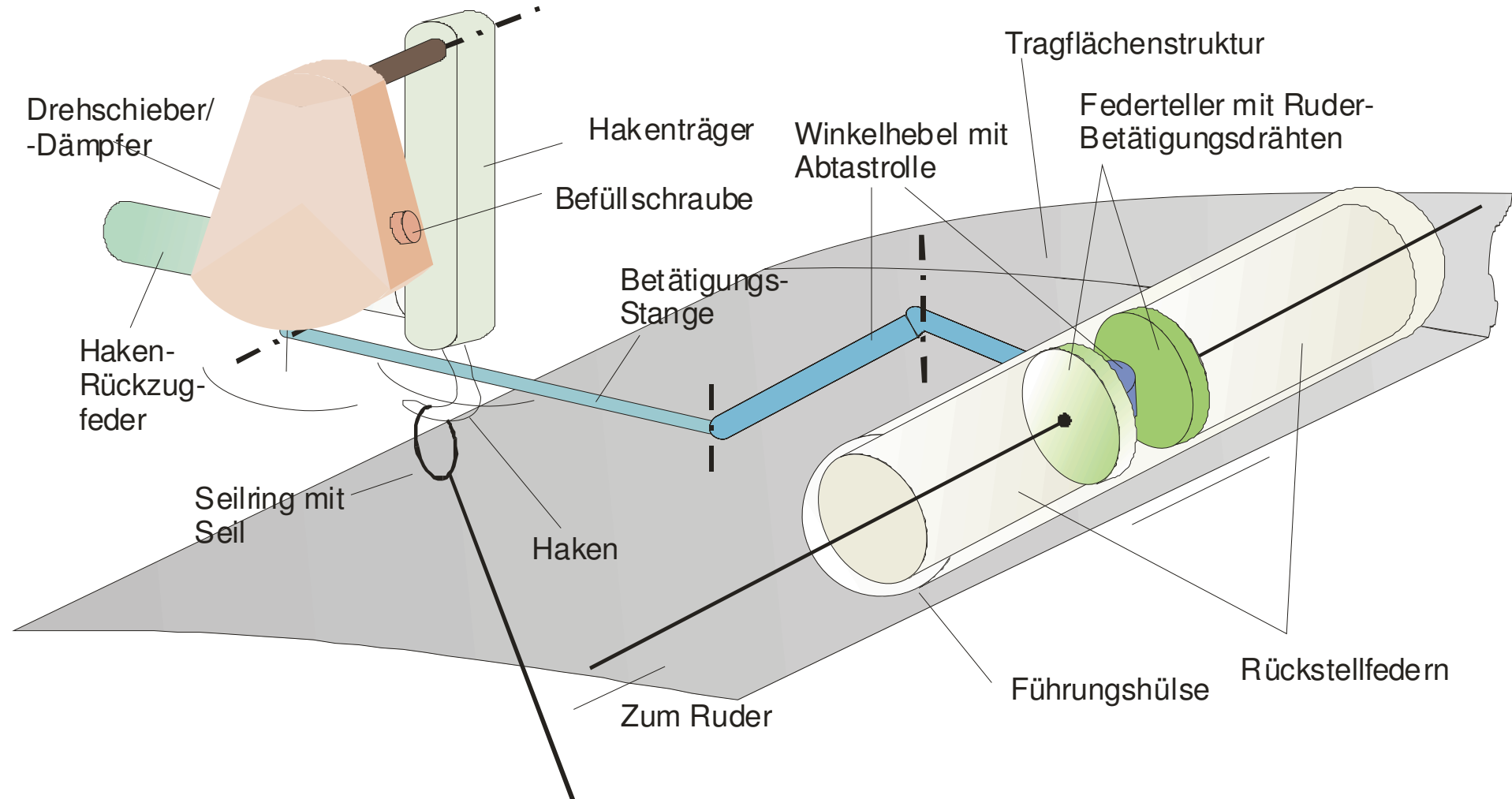
F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Abbildung 4: Fluidisches Stellsystem zur Seitensteuerung; Lösung mit 2 Plungerkolben



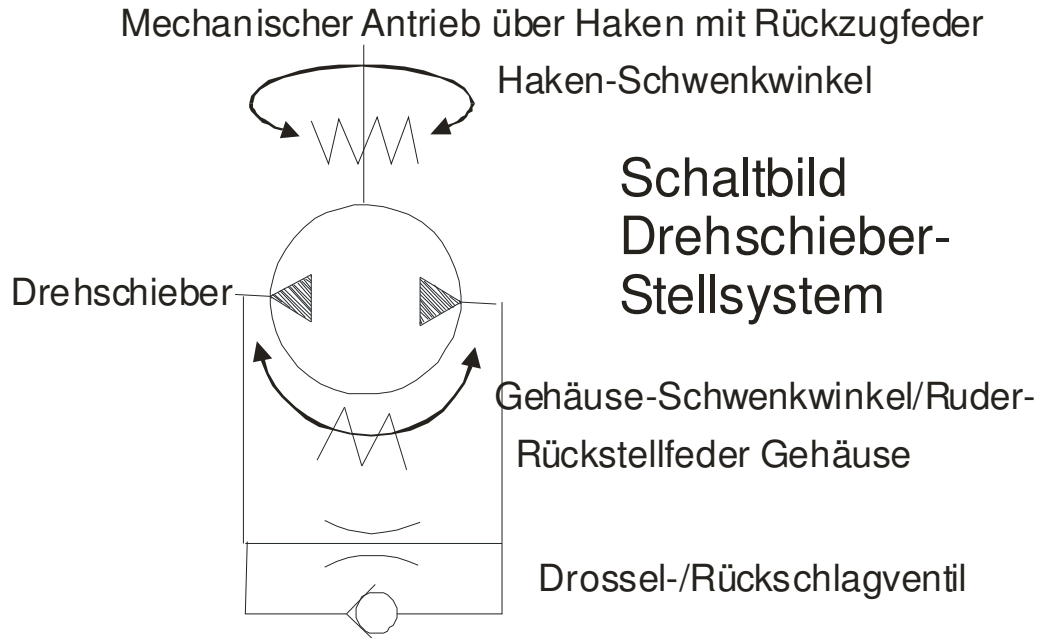
F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Abbildung 5: Fluidisches Drehschieber-Stellsystem zur Seitensteuerung

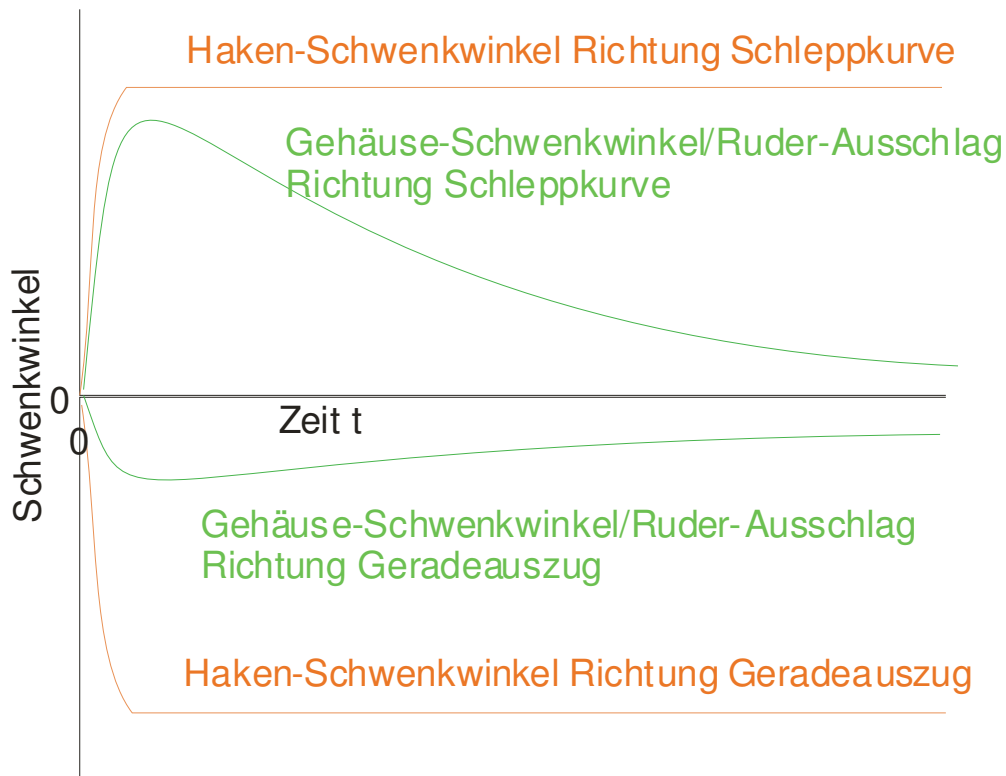


F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Abbildung 6: Fluidisches Drehschieber-Stellsystem; Schaltbild/ Schwenkwinkel-Zeit-Diagramm



Schwenkwinkel-Zeit-Diagramm



F1-Technik	Entwurf und Erprobung eines F1H-N- Nurflügels	Peter Manecke Linderbachweg 45 97833 Frammersbach email: peter.manecke@gmx.de
-------------------	--	--

Abbildung 7: Klappen-/Zeitschalter-/Hakenmechanik-Einbau

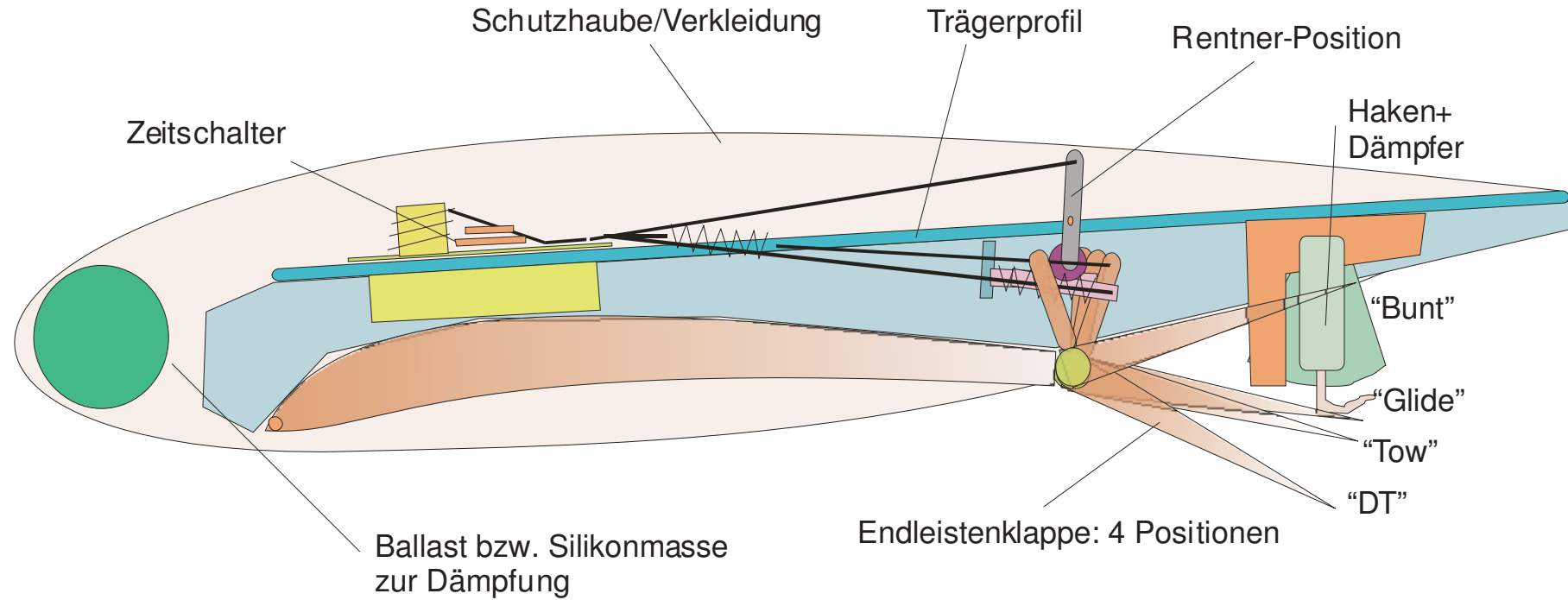


Abbildung 8: Auftriebsverteilung ca-t ;Mittel-Klappenstellung 0°; Kleine Klappe außen -10°

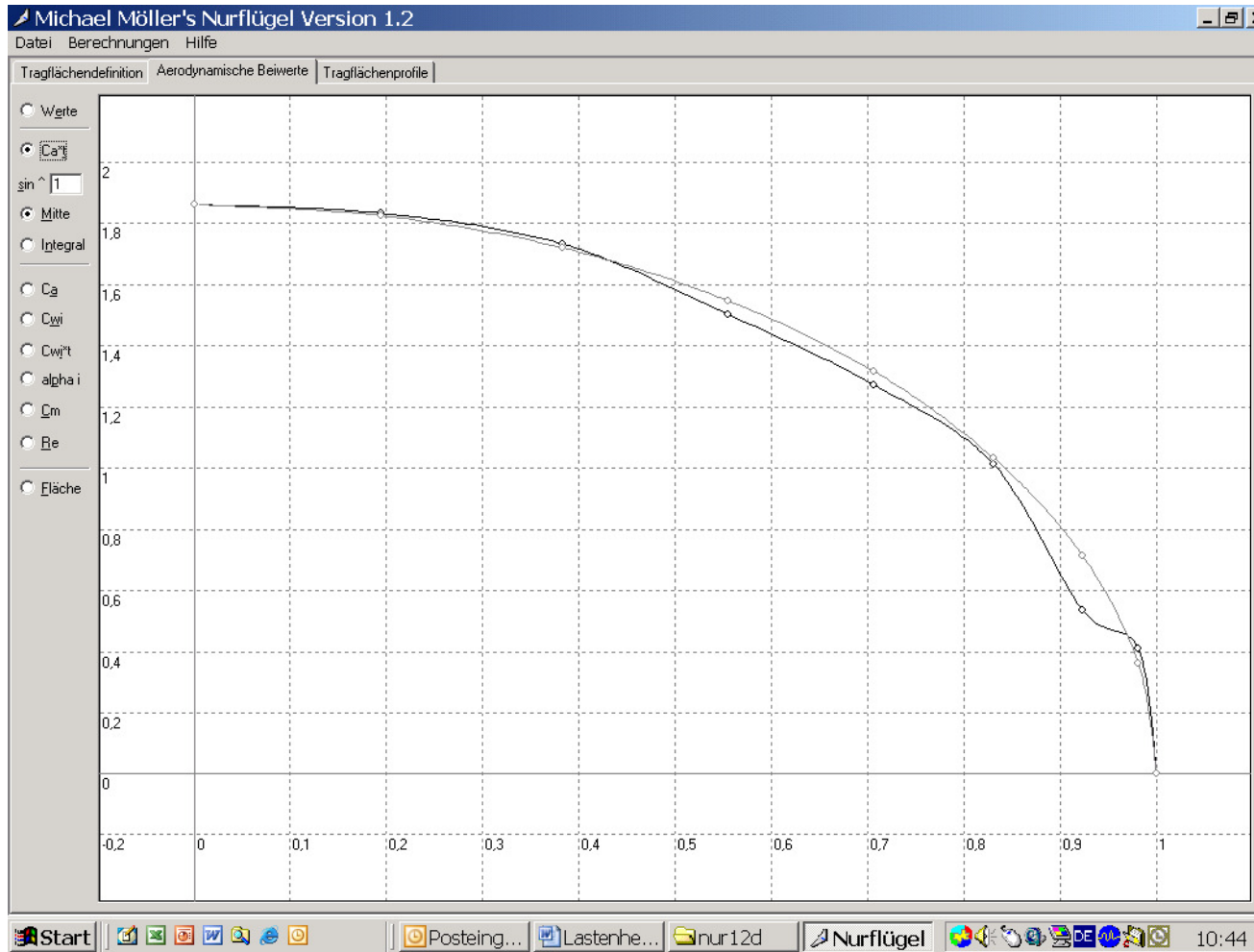


Abbildung 9: Örtliche Auftriebs-Beiwert-Verteilung $c_a(y)$

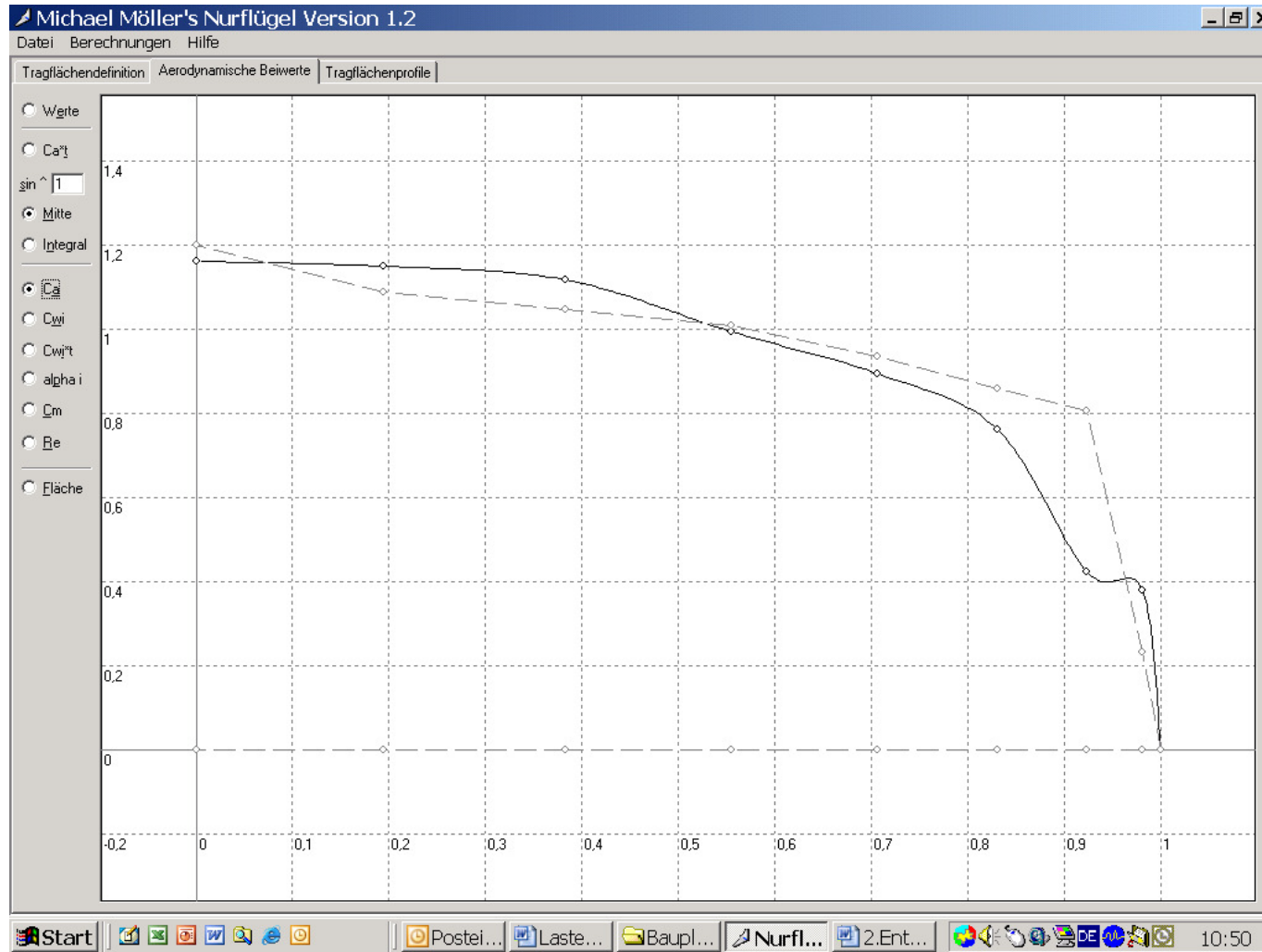


Abbildung 10: Wertetabelle

Michael Möller's Nurflügel Version 1.2

Datei Berechnungen Hilfe

Tragflächendefinition Aerodynamische Beiwerte Tragflächenprofile

Werte

Ca^t

sin ^ 1

Mitte

Integral

Ca

Cwi

Cwi^t

alpha i

Cm

Re

Fläche

Lbz [Tiefe des Bezugsflügels] = 1,48193 dm
 Xbz25 [Geometrischer Neutralpunkt] = 1,99215 dm
 Xnp [Aerodynamischer Neutralpunkt] = 2,01185 dm
 Xdp [Druckpunkt = Schwerpunkt] = 1,86366 dm
 SM [Aerodyn. Stabilitätsmass] = 10 %
 dCa [Auftriebsanstieg des gesamten Flügels] = 4,60099
 dCm [Momentenanstieg des gesamten Flügels] = -0,0611685
 alpha0 [Nullauftriebsrichtung des gesamten Flügels] = -2,65415 Grad
 Cm0 [Nullmomentenbeiwert des gesamten Flügels] = 0,0977743
 Ca [Auftriebsbeiwert des gesamten Flügels] = 0,977743
 Cm25 [Momentenbeiwert des gesamten Flügels (Bezug Xbz25)] = 0,0847755
 Cni [Beiwert des induzierten Giermoments des gesamten Flügels] = 0,0232104
 Cwi [Beiwert des induzierten Widerstands des gesamten Flügels] = 0,0189176
 Cwi/Cwi ell. [Güte des Flügels] = 1,02286
 F [Fläche des Flügels] = 35,5945 dm²
 G/F [Flächenbelastung des Flügels] = 14,0471 g/dm²
 V [Fluggeschwindigkeit] = 4,843 m/s
 ST [Streckung des Flügels] = 16,4531

Start | Poste... | Laste... | Baupl... | Nurfl... | 2.Ent... | 10:51