

## Theorie und Auslegung up2you-vc „i-con“:

Stand: August 2015

Autor: Bernhard Hauber, re-design-Flugmodelle

### Einführung:

Für die an der Theorie interessierten Modellbauer werden nachfolgend die Grundlagen und Berechnungen dargestellt auf welchen das i-con Konzept basiert.

Diese Darstellung setzt auf dem Entwurf des reinen Nurflügels up2you-vc auf und folgt dann den Entwurfszielen bis zum up2you-vc „i-con“. Am Ende der Darstellung wird noch eine vergleichende Leistungsberechnung gegeben und bewertet.

Die folgenden Ziele standen bei der Entwicklung im Vordergrund. Diese Ziele leiten sich aus der unten gezeigten Tabelle ab welche einen qualitativen Vergleich zwischen Leitwerks-Konzept und dem Nurflügel-Konzept wiedergibt:

- 1.) Erhöhung des nutzbaren ca-Wertes des Profiles um mindestens 15%.
- 2.) Aufteilung des Nickmomenten Ausgleichs durch Flügelverwindung und „Stabi“ (= kleine Stabilisierungsfläche an einem Ausleger) sollte bezüglich den Flugleistungen „optimal“ sein.
- 3.) Nickdämpfung sollte sich dem Leitwerks Konzept annähern.
- 4.) Übernahme aller Vorteile des gepfeilten Nurflügel Konzepts gemäß der nachfolgend gezeigten Tabelle – vor allem aber Beibehaltung des rumpflosen Konzeptes mit ungestörter An- und Umströmung des Flügels.

	Normalkonfiguration	gepfeilter Nurflügel	Integrated Configurations (i-con)
Profil Auftrieb	+		+
Profil Widerstand			
Auftriebsverteilung, ind. Widerstand			
Re-Zahlen Kritikalität des Profils	+		+
Rumpf-Flügel Übergangswiderstand		++	++
Leitwerkswiderstand		++	+
Nickdämpfung (Turbulenz)	++		+
Gewicht		+	+
Flutter Kritikalität	+		
Score:	5	5	7

Da die generellen Entwurfsdaten des up2you-vc als Grundlage dienten, wird zunächst auf dessen Auslegung eingegangen.

## Entwurf up2you-vc:

### **Profil, Flügelgrundriss und Auftriebsverteilung:**

Die Polare und der Auftriebsanstieg des verwendeten Profiles ist in Bild 1 gezeigt.

Der Momentenbeiwert  $c_{m0}$  des Profiles beträgt  $-0,0004$ , der „S-Schlag“ ist also sehr klein.

Anmerkung: Ein klein geschriebenes Formelzeichen – hier  $c_{m0}$  – bezieht sich auf das Profil oder den Flügelschnitt. Ein groß geschriebenes Formelzeichen bezieht sich auf den ganzen Flügel.

Man erkennt auch, dass der maximal erreichbare  $c_a$ -Wert bei etwa  $0,9$  liegt. Darüber hinaus nimmt der Profilwiderstand vor allem für den niedrigen  $Re$ -Zahlenbereich stark zu.

Zum Vergleich: Profile von Modellen mit Leitwerk haben typischerweise Momentenbeiwerte im Bereich von  $-0,05$  bis  $-0,1$ . Der nutzbare  $c_a$ -Bereich liegt dann etwa bei  $1,1$ . Solche (stark kopflastigen) Momentenbeiwerte kann man sich an einem Nurflügel nicht leisten, denn man müsste ihn mit einer starken Rückpfeilung in Verbindung mit einer großen Verwindung kompensieren. Bei Brett-Nurflügeln wäre er überhaupt nicht denkbar.

Momentenbeiwert und erreichbarer  $c_a$ -Wert sind untrennbar miteinander gekoppelt, d.h. großer Auftrieb (hoher erreichbarer  $c_a$ -Wert) bedeutet großes kopflastiges Nickmoment.

Zurück zur Profilpolare und der Auslegung des up2you-vc:

Um den Flügel Umriss festzulegen wurden die  $Re$ -zahlen für verschiedene Flügeltiefen mit dem angenommenen Fluggewicht bestimmt. Bild 2 zeigt den (halben) Flügelumriss welcher sich nach der Optimierung ergab.

Aus der Profilpolare ist ersichtlich dass man bei  $Re$ -Zahlen unter  $10^5$  mit einer rapiden Verschlechterung der Profil Widerstandsbeiwerte rechnen muss. Das von uns verwendet Programm zur Leistungsberechnung lässt mehrere Methoden zur Extrapolation von  $c_w$ -Werten außerhalb des zugrunde liegenden Datenbereiches zu. Dies ist notwendig um eine realistische Leistungsberechnung durchführen zu können.

Weiter wurden dann die Auftriebsverteilung und die notwendige Verwindung berechnet. Der ganze Prozess muss in mehreren iterativen Schritten ablaufen um zum Optimum zu gelangen welches in Bild 2 gezeigt ist.

Die Auftriebsverteilung ist in Bild 3 für den Trimpunkt (Gesamt- $C_a = 0,5$ , Elevons im Straak) gezeigt. Diese enthält bereits die im nachfolgenden Kapitel „Flugmechanik und Momentengleichgewicht“ bestimmte Verwindung.

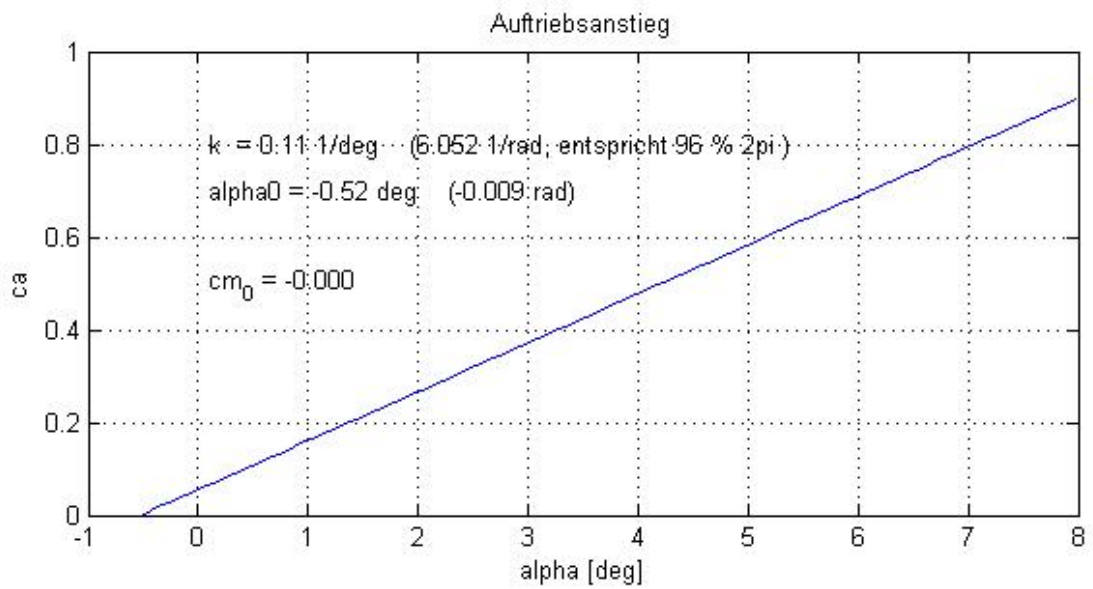
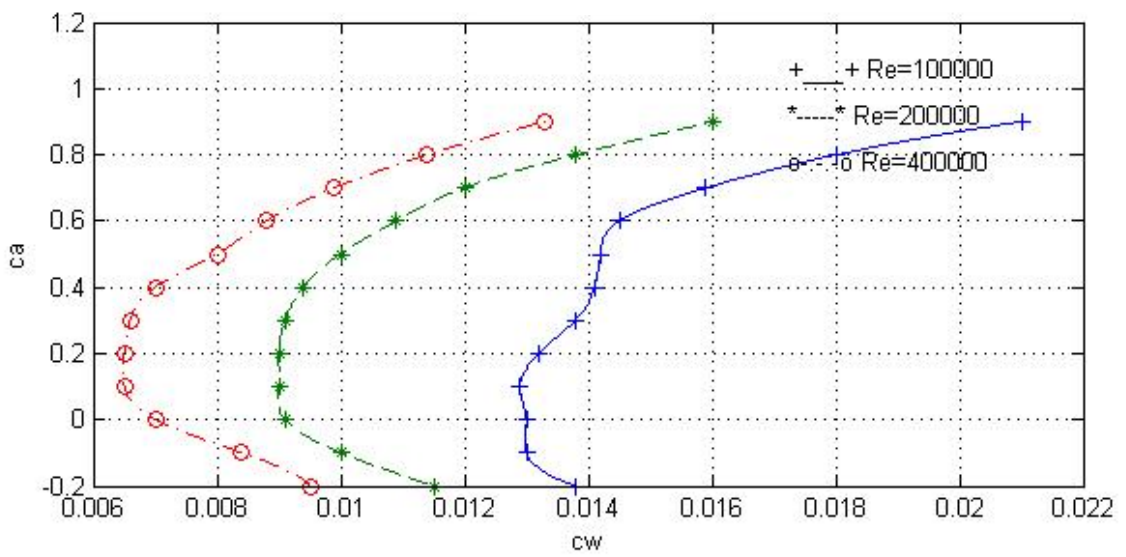


Bild 1, Profilpolare und Auftriebsanstieg/Nullauftriebswinkel des Profils

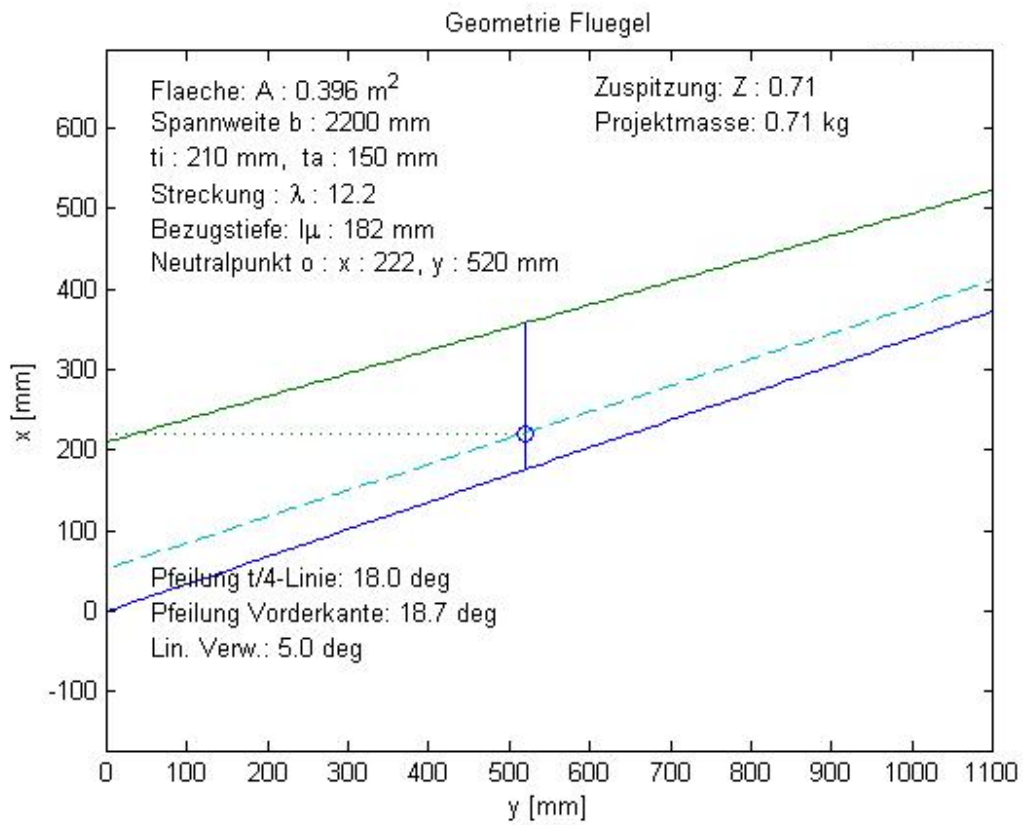


Bild 2, Flügelumriss mit den wichtigsten geometrischen Größen

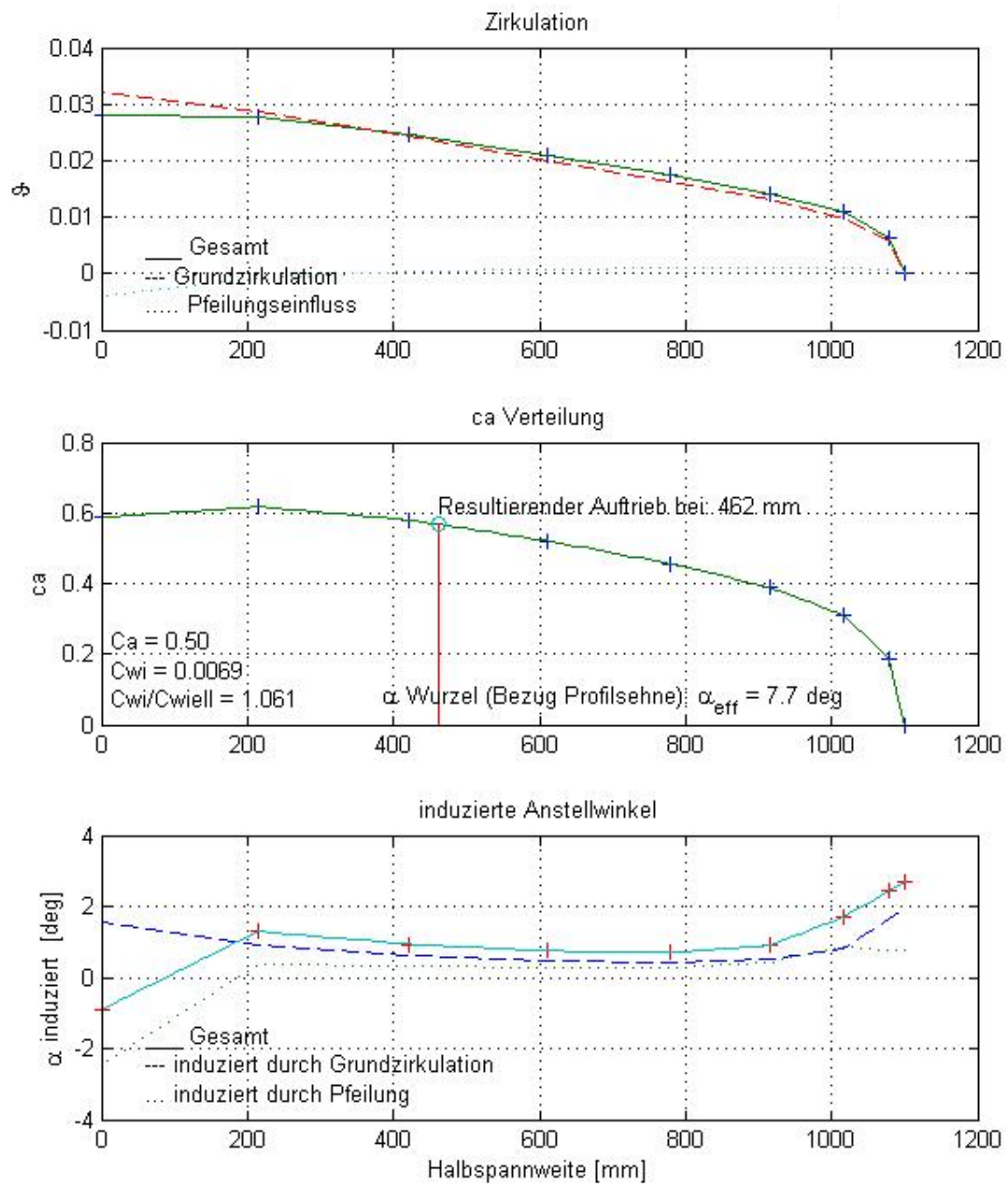


Bild 3, Zirkulation und Auftriebsverteilung up2you-vc bei  $C_a = 0,5$

## Flugmechanik und Momentengleichgewicht:

Beim (rückgepfeilten) Nurflügel ist ein stationärer ausgetrimmter Flug erreichbar wenn die Summe von drei Momenten um den Schwerpunkt gleich Null ist. Da der Term des Staudrucks in allen Momenten-Summanden vorkommt, kann man auch nur mit den Beiwerten rechnen.

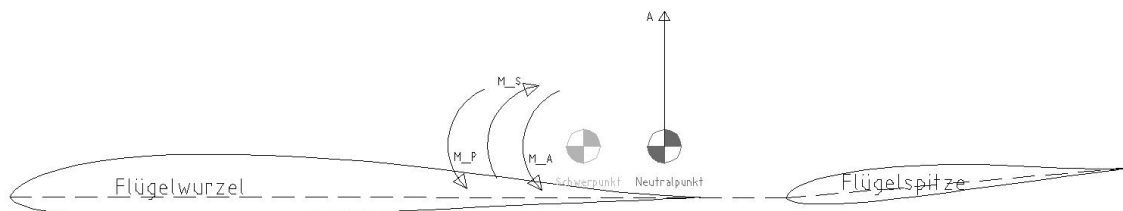


Bild 4, Momenten Schema up2you-vc (Pfeile zeigen in die richtige Vorzeichen Richtung)

Die Formel für das Momentengleichgewicht lautet:

$$MS - MP - MA = 0$$

Nur mit den Beiwerten geschrieben („C“ groß geschrieben zeigt an dass es sich um den Beiwert für den ganzen Flügel handelt):

$$Cms + Cmp + CmA = 0 \quad (1)$$

mit:

**Cms:** Beiwert aus der Verwindung des Flügels

**Cmp:** Beiwert bezogen auf den Flügel welcher sich aus dem Profil Beiwert ergibt. Wie oben erwähnt ist dieser für leistungsstarke Profile stets negativ.

**CmA:** Beiwert aus der Schwerpunkt – Neutralpunkt Verschiebung (Stabilitätsmaß) beim für den Trimmflug vorgesehenen Ca-Wert. Dieser ist bei einem positiven Stabilitätsmaß negativ.

Die Formeln für die Beiwerte lauten (siehe u.a. Nickel/Wohlfahrt, Schwanzlose Flugzeuge):

$$Cms = \frac{2}{A \cdot l_{\mu}} \int_0^s cao_{(y)} * h_{(y)} * l_{(y)} * dy \quad (2)$$

cao(y) ist die ca-Verteilungsfunktion entlang der (Halb-) Spannweite bei einem Gesamtauftriebsbeiwert von Ca = 0. In der Funktion cao(y) steckt also die Information für die Verwindungsverteilung entlang der Spannweite.

l(y) ist die Funktion für den Tiefenverlauf des Flügels entlang der (Halb-) Spannweite, siehe auch Bild 2.

h(y) ist die geometrische Funktion für den Verlauf der t/4-Linie entlang der (Halb-) Spannweite, siehe auch Bild 2.

A ist die Flügelfläche und l<sub>μ</sub> die Bezugsflügelteufe, gemäß Bild 2 beträgt diese für den up2you-vc 182mm.

$$Cmp = \frac{2}{A \cdot l_{\mu}} \int_0^s cm0_{(y)} * l_{(y)}^2 * dy \quad (3)$$

cm0 sind die Momentenbeiwerte der verwendeten Profile entlang der (Halb-) Spannweite. Falls nur ein Profil verwendet wird, vereinfacht sich die Formel zu Cmp = cm0.

$$CmA = Ca \frac{x_s - x_n}{l_{\mu}} \quad (4)$$

x<sub>s</sub> und x<sub>n</sub> ist die Schwerpunkt- bzw. Neutralpunkt Lage in x-Richtung, bezogen auf den ganzen Flügel (siehe Bild 2).

Um das Momentengleichgewicht gemäß Formel (1) herzustellen werden die Formeln (2), (3) und (4) in (1) eingesetzt und der cao(t) Verlauf berechnet. Aus diesem erhält man über einen weiteren Rechenschritt, welcher den Auftriebsanstieg des Profils berücksichtigt, den Verlauf der Verwindung. Führt man diese Rechnung mehrmals für verschiedene Werte des Stabilitätsmass σ durch und variiert dabei noch den gewünschten Ca-Wert als Parameter

erhält man eine Übersicht möglicher Verwindungen und den dazugehörigen Momentenbeiwerten  $C_{ms}$ , siehe Bild 5.

In den Diagrammen eingetragen ist der gewählte Auslegungs- und Trimpunkt bei  $C_a = 0,5$  und  $\sigma = 0,1$ .

Die konstruktiv einzustellende Verwindung beträgt für diesen Trimpunkt  $\alpha_v = 6,3^\circ$  und der Momentenbeiwert beträgt  $C_{ms} = 0,05$ . Die Schwerpunktlage für diese Werte beträgt 203 mm.

Ein Maß für die Sensitivität der Nickstabilität bezüglich der letztendlich baulich umgesetzten Verwindung ist die Ableitung des Verwindungswinkels (Differenzenquotient) nach dem Trimm-Ca. Dieser Wert beträgt für den up2you-vc  $12,6^\circ/\text{Ca}$ , d.h. eine Verwindungswinkel Änderung von ca.  $1,3^\circ$  würde eine Trimm-Ca Änderung um 0,1 nach sich ziehen. Dieser Wert ist aus der Erfahrung nicht zu sensitiv und die Verwindung lässt sich mit einem Bausatz welcher exakt gefräste Teile und eine beplankte Nase aufweist auch gut einhalten.

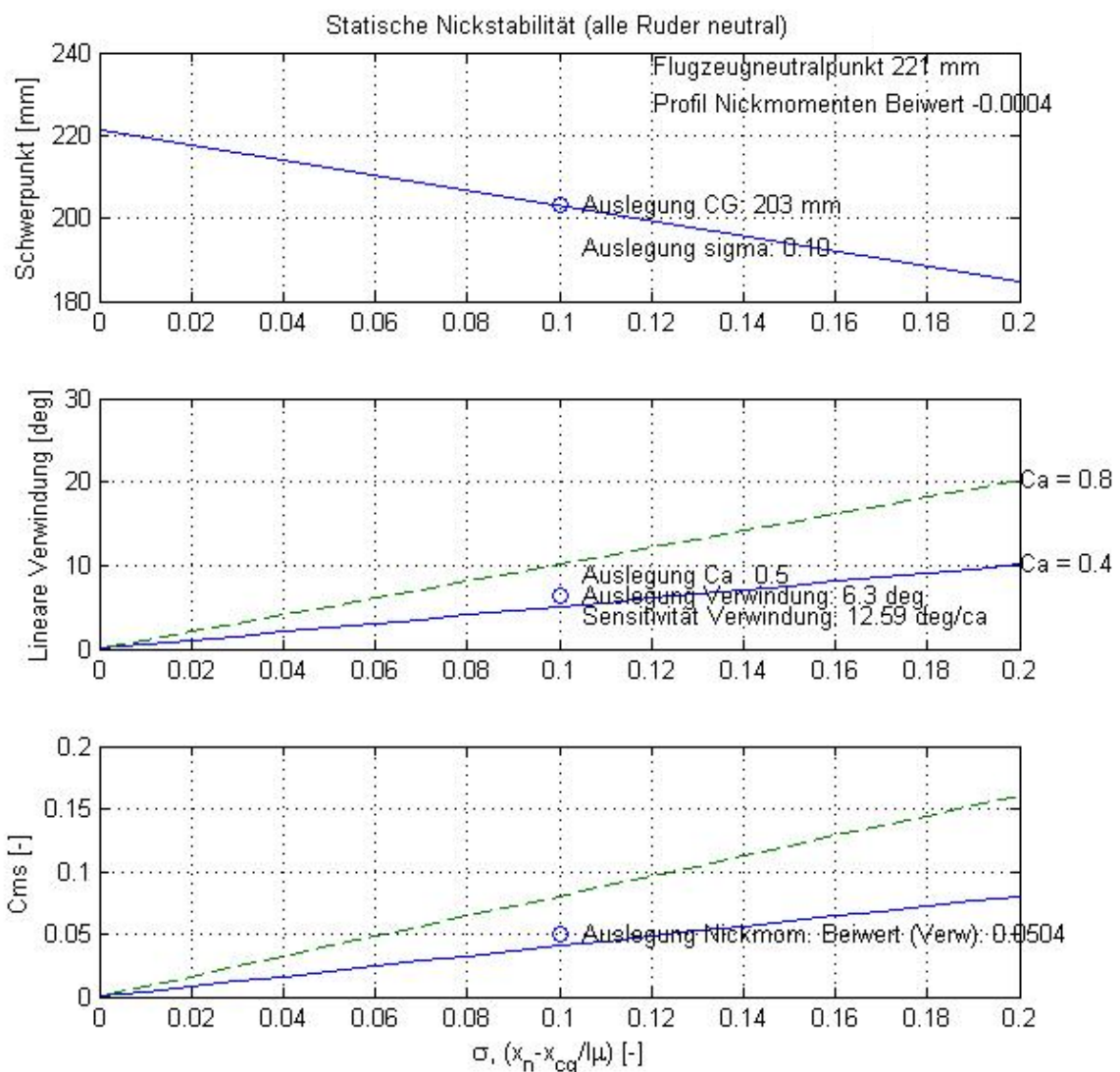


Bild 5, Momentenbeiwert  $C_{ms}$ , Verwindung und Schwerpunktlage



Konstruktiv wurde dann eine geringere Verwindung als  $6,3^\circ$  eingestellt, da die Elevons 1-2mm hochgestellt werden. Dieser zusätzliche Momentenanteil wurde nachträglich in die Rechnung einbezogen und gleicht die geringere Verwindung aus.

Damit ist die flugmechanische stationäre Auslegung um die Nickachse abgeschlossen. Die berechneten Beiwerte sind wie folgt:

$$C_{ms} = 0,0504$$

$$C_{mp} = -0,004$$

$$C_{mA} = -0,050$$

Der Anteil des Profils am Momenten „Haushalt“ ist verschwindend gering. Die notwendige Verwindung hängt damit maßgeblich vom eingestellten Stabilitätsmaß  $\sigma$  ab. Dieses ist mit einem Wert von 0,1 aus unserer Sicht optimal gewählt. Der up2you-vc lässt sich damit auch bei turbulentem Wetter noch gut fliegen und wird nicht kritisch. Auf der anderen Seite ist er mit diesem Wert nicht überstabilisiert, was eine Verschlechterung der Flugleistungen nach sich ziehen würde.

Das Profil zeigt beim Langsamflug und beim Hochstart keinerlei Tendenzen zu laminaren Ablöseblasen und deckt die Verwindung und damit die Anstellwinkel Änderung über den Flügel sehr gut ab.

Die Bauweise mit der beplankten Nase bis zu ca. 30% der Laufstrecke der Strömung mit dem nachfolgenden Übergang zu den nicht beplankten Rippenfeldern hat sich als vorteilhaft erwiesen und stellt einen guten Kompromiss zwischen geringem Strömungswiderstand und Vermeidung von laminaren Ablöseblasen dar.

Am Übergang vom beplankten Teil zu den offenen Rippenfeldern entsteht eine kleine „Stolperkante“ für die Strömung welche offensichtlich zu einem Umschlag von laminar zu turbulent führt und so laminare Ablöseblasen verhindert. So zumindest unsere Interpretation.

### Entwurf up2you-vc „i-con“

Gemäß den Zielen für den „**integrated configuration**“ Entwurf sollte ein um 15% erhöhtes Profil-ca zur Verfügung stehen. Um dies zu erreichen sollen alle vier Klappen des up2you-vc etwas nach unten ausgeschlagen werden. Das dadurch entstehende zusätzliche Nickmoment des Profils und des Zusatzauftriebes sollte dann durch ein kleines Höhenleitwerk oder „Stabi“ kompensiert werden. Die Vorteile des Nurflügels sollten erhalten bleiben und damit mussten der Stabi und dessen Träger so klein wie möglich sein. Ein Rumpf ist nicht vorgesehen um Interferenz Widerstände am Flügel-Rumpf Übergang zu vermeiden. Dies lässt sich durch einen gepfeilten Flügel erreichen.

### **Profil und Klappeneinstellung:**

Zunächst wird der notwendige Klappenausschlag abgeschätzt welcher als Ergebnis eine 15% Erhöhung des Auftriebes ermöglicht. Wie oben angemerkt sind beim up2you-vc die Elevons

für den Trimmflug etwa 1-2mm nach oben ausgeschlagen. Diese werden zunächst in die ursprüngliche Profilkontur zurück gebracht und dann noch ein Zusatzausschlag nach unten bestimmt, welcher eine 15% ca-Wert Erhöhung zulassen. Dieser Zusatzausschlag muss natürlich auch auf die Wölbklappe angewendet werden.

Bild 6 zeigt die  $c_a$ - und  $c_{mp}$ -Änderung mit dem Ausschlagwinkel in Abhängigkeit der Klappentiefe. Siehe dazu auch Schlichtig/Truckenbrodt, Aerodynamik des Flugzeuges, 2. Band.

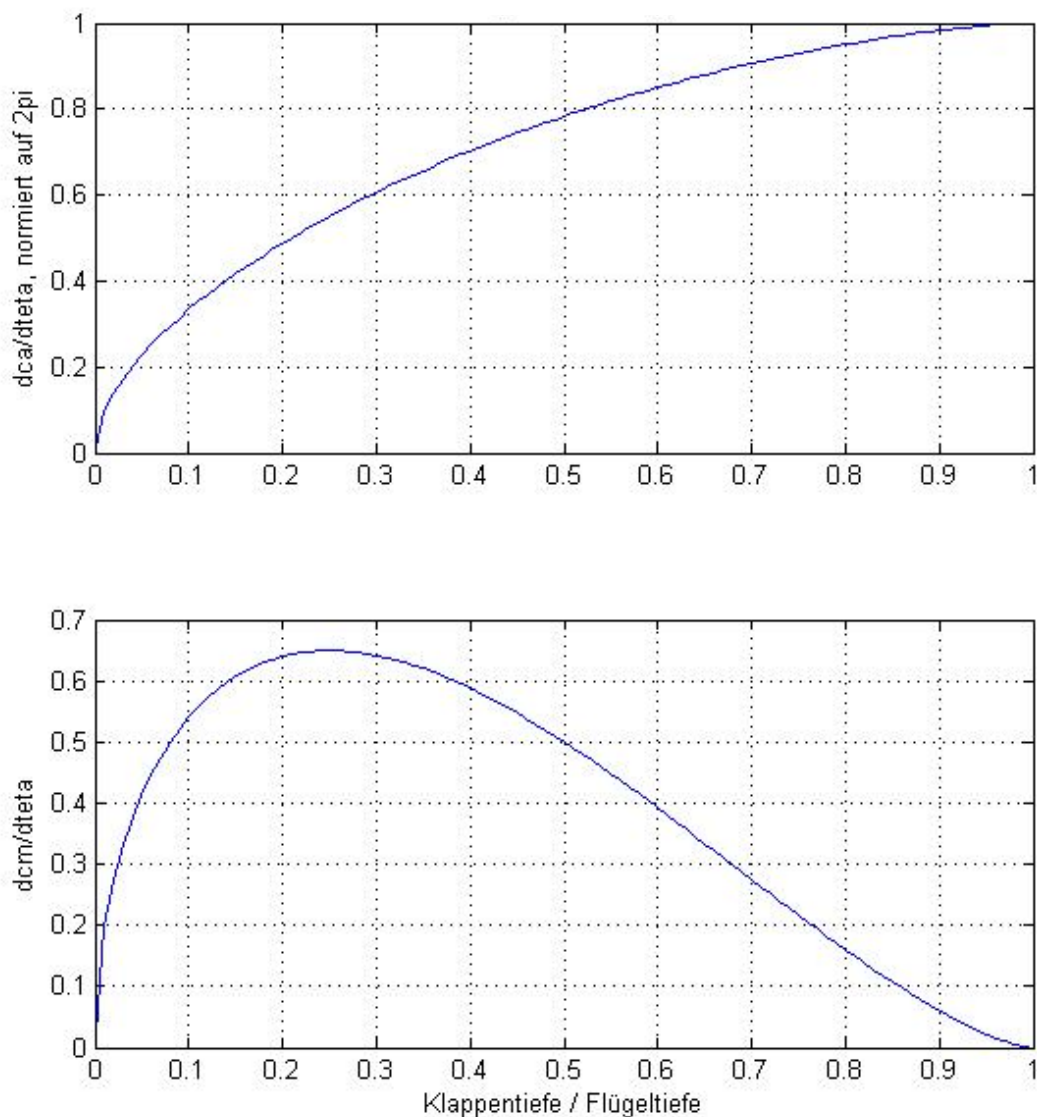


Bild 6,  $c_a$ - und  $c_{mp}$ -Änderung aufgrund eines Ruderausschlages in Abhängigkeit der Klappentiefe

Bild 7 zeigt wie weit man die Ruder (Tiefe 25%) ausschlagen lassen müsste um die geforderte ca-Erhöhung von 15% zu erreichen. Bezogen auf die Profilpolare (Bild 1) welche einen maximalen ca-Wert von 0,9 zulässt ist das Ergebnis wie folgt:

- ca-Wert Erhöhung von 0,1 – 0,15 -> Ausschlagwinkel: 2° - 2,5°
- $c_{m0}$  Erhöhung von -0,02 – (-)0,03 (im Diagramm mit positivem Vorzeichen)

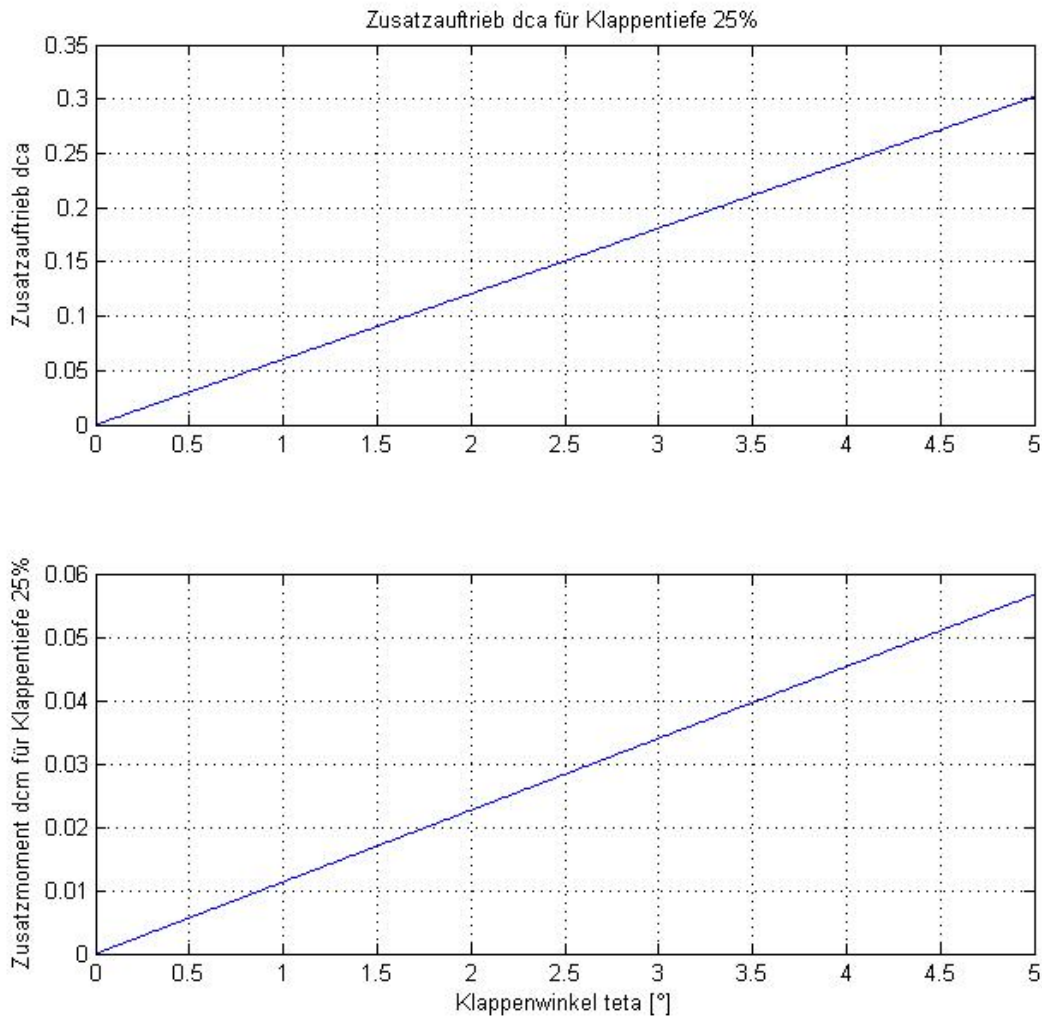


Bild 7, ca-Wert Erhöhung und zusätzliches  $c_{m0}$  bei einer Klappentiefe von 25% in Abhängigkeit des Klappenwinkels

### Flugmechanik und Momentengleichgewicht:

Um den Stabi auszulegen muss der Momentbeiwert bestimmt werden um unter Berücksichtigung der oben bestimmten Klappenausschläge wieder einen stationären Trimmflug zu erreichen. Dieser ergibt sich aus den Formeln (1) – (4), sowie aus der Berechnung des Klappenneutralpunktes (bezogen auf den ganzen Flügel) und die Berücksichtigung des dort angreifenden Zusatzauftriebes. Bei diesen Berechnungen wird

natürlich das in die Flügelwurzel integrierte i-con Mittelstück berücksichtigt. Die Werte Cms und CmA ändern sich deshalb im Vergleich zum up2you-vc etwas.

Cms aus Formel (2):            Cms = 0,041

CmA aus Formel (4):            CmA = -0,050

Cmp aus Bild 7 und Formel (3):

$$Cmp = -0,025$$

Um den zusätzlichen Nickmomentanteil, welcher durch den am Klappenneutralpunkt angreifenden Zusatzauftrieb entsteht, möglichst klein zu halten wurde die Größe des Stabi und der Hebelarm so gestaltet dass der Klappenneutralpunkt möglichst nahe am neuen Schwerpunkt liegt – dies ist eine der zentralen Optimierungsaufgaben für den Stabi und die Länge des Auslegers.

Der neue Schwerpunkt leitet sich aus dem nach hinten verschobenen neuen Gesamtneutralpunkt gemäß Formel (5), sowie dem nach wie vor gültigen Stabilitätsmaß von  $\sigma = 0,1$  ab.

$$\Delta xn = \frac{\frac{dca_{st}}{d\alpha} \cdot \frac{dca_F}{d\alpha} \cdot \frac{A_{st}}{A_F}}{1 + \left( \frac{dca_{st}}{d\alpha} \cdot \frac{dca_F}{d\alpha} \cdot \frac{A_{st}}{A_F} \right)} \quad (5)$$

Die Derivative sind die Auftriebsanstiege von Flügel und Stabi. A\_st und A\_F sind die jeweiligen Flächen von Flügel und dem Stabi.

Der Klappenneutralpunkte für die Elevons und Wölbklappen liegen beim up2you-vc gemäß Formel (6) bei ca. 43% der Flügeltiefe. Formel (6) gibt die relative Verschiebung des Klappenneutralpunktes bezogen auf die jeweilige Flügeltiefe an. Da alle Klappen des up2you-vc eine relative Tiefe von 25% aufweisen muss die Rechnung nur einmal gemacht werden – Auftriebsanstieg und Momentenanstieg bezüglich einem bestimmten Klappenwinkel  $\eta$  ist über die Spannweite konstant. Siehe dazu auch Schlichting/Truckenbrodt, Aerodynamik des Flugzeuges, 2. Band, Seite 437ff.

$$\frac{\Delta x_{nk}}{l} = - \frac{\frac{\partial c_m}{\partial h_k}}{\frac{\partial c_a}{\partial h_k}} \quad (6)$$

Im nächsten Rechengang wird der auf einen Flügelschnitt bezogene Klappenneutralpunkt von 43% auf den gesamten Flügel umgerechnet.

Der zusätzliche Momentenbeiwert  $C_{mAk}$  (k für Klappe) wird wie folgt durch Formel (7), ähnlich wie durch Formel (4) bestimmt:

$$C_{mAk} = \Delta C_{ak} \frac{x_s - x_{nk}}{l \mu} \quad (4)$$

$x_s$  ist dabei die neue Schwerpunktlage welche sich, wie oben erwähnt, an dem durch den Stabi verschobenen Gesamtneutralpunkt und dem im Entwurfsziel anvisierten  $\sigma$  orientiert.

$x_{nk}$  ist der Klappenneutralpunkt welcher unter Anwendung von Formel (6), und dann umgerechnet auf den ganzen Flügel, bestimmt wurde.

Setzt man als  $\Delta C_{ak}$  die im Entwurfsziel anvisierten Werte von 0,1 – 0,15 ein, so ergeben sich für  $C_{mAk}$  Werte von:

$$C_{mAk} = -0,020 - (-)0,029$$

Der Stabi muss damit ein Nickmoment im Bereich von:

$$C_{mst} = 0,054 - 0,063$$

aufbringen, damit die Gleichgewichtslage erreicht ist.

Verglichen mit Leitwerksmodellen bei welchen das Höhenleitwerk Nickmomente ( $C_{mp}$  und  $C_{mA}$ ) von oft deutlich über -0,1 kompensieren muss, kann der Stabi natürlich wesentlich kleiner ausgelegt werden und hat damit weniger Widerstand.

Bei modernen Leitwerksmodellen mit zeitgemäßen Profilen bewegt sich die Leitwerksgröße bei ca. 10% der Flügelfläche. F3J Modelle haben z.T. auch noch größere Höhenleitwerksflächen. Die Fläche des Stabi liegt bei deutlich <10% der Flügelfläche.

Die Aufteilung der Nickmomenten Kompensation beim up2you-vc i-con durch die Verwindung und den Stabi beträgt (theoretisch):

Verwindung: 39 %

Stabi: 61 %

Diese Verteilung hat sich nach mehreren Optimierungsrechnung basierend auf der up2you-vc Plattform als günstig erwiesen.

Wie oben erwähnt, dimensioniert sich der Stabi und die Ausleger Länge nicht unwesentlich durch die notwendige Verschiebung des Gesamt Neutralpunktes.

Allerdings wurde für die Dimensionierung des Stabi-Auslegers auch das Boden Handling des Modelles berücksichtigt. Dieses sollte sich nicht wesentlich vom reinen Nurflügel unterscheiden, d.h. ein Verstauen in der Werkstatt oder im Kofferraum des Autos sollte genauso einfach möglich sein wie bei einem Nurflügel.

### Leistungsbetrachtung und Vergleich:

Zum Abschluss werden die Flugleistungen unter Berücksichtigung einer gemäß Bild 8 verschobenen Profilpolaren welche den Klappenausschlag berücksichtig, sowie unter Berücksichtigung eines abgeschätzten zusätzlichen Widerstandes von nicht auftriebserzeugenden Teilen (Stabi und Ausleger) berechnet. Auch das höhere Gesamtgewicht – siehe „Technische Daten“ ist berücksichtigt. Das Ergebnis ist in Bild 9 gezeigt.

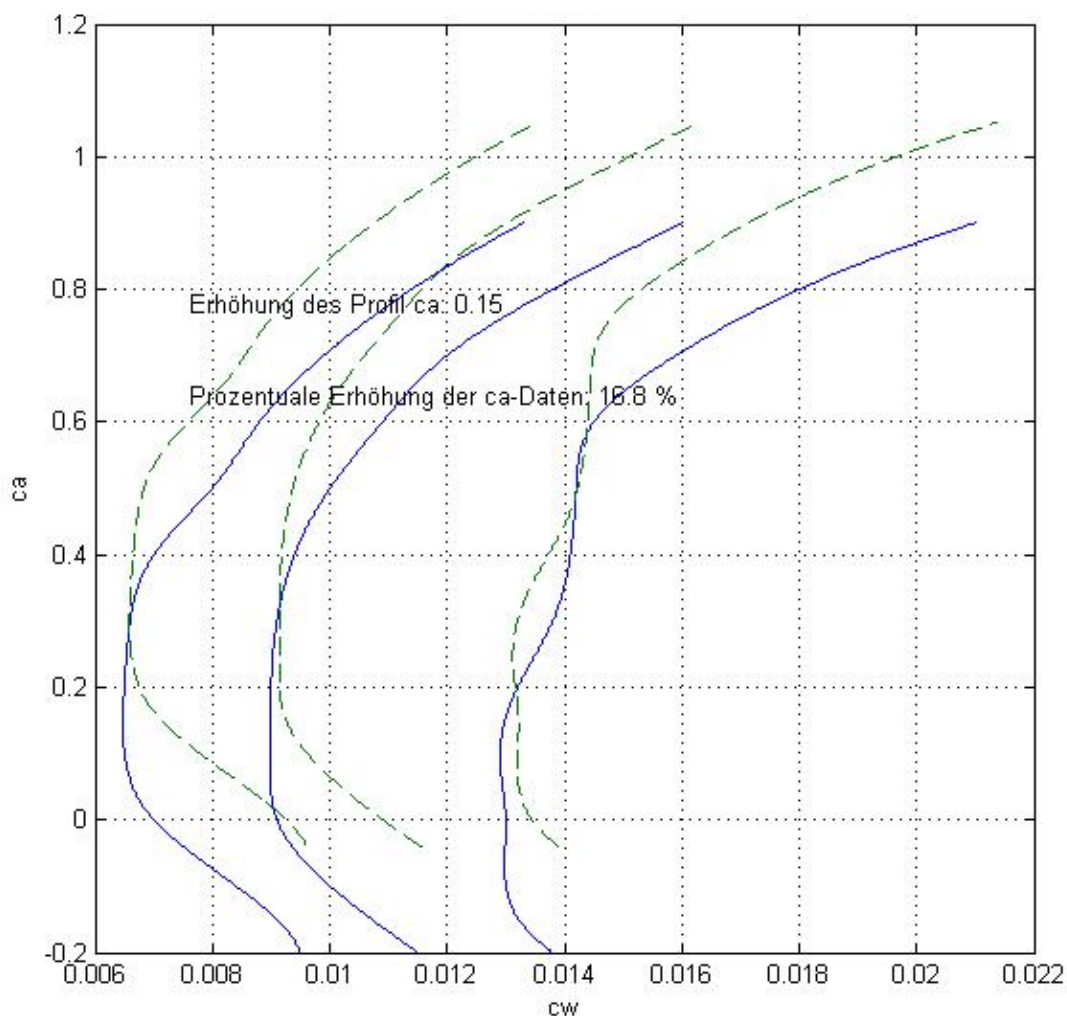


Bild 8, Profilpolare neu (gestrichelt) unter Berücksichtigung von 2,5° Klappenausschlag

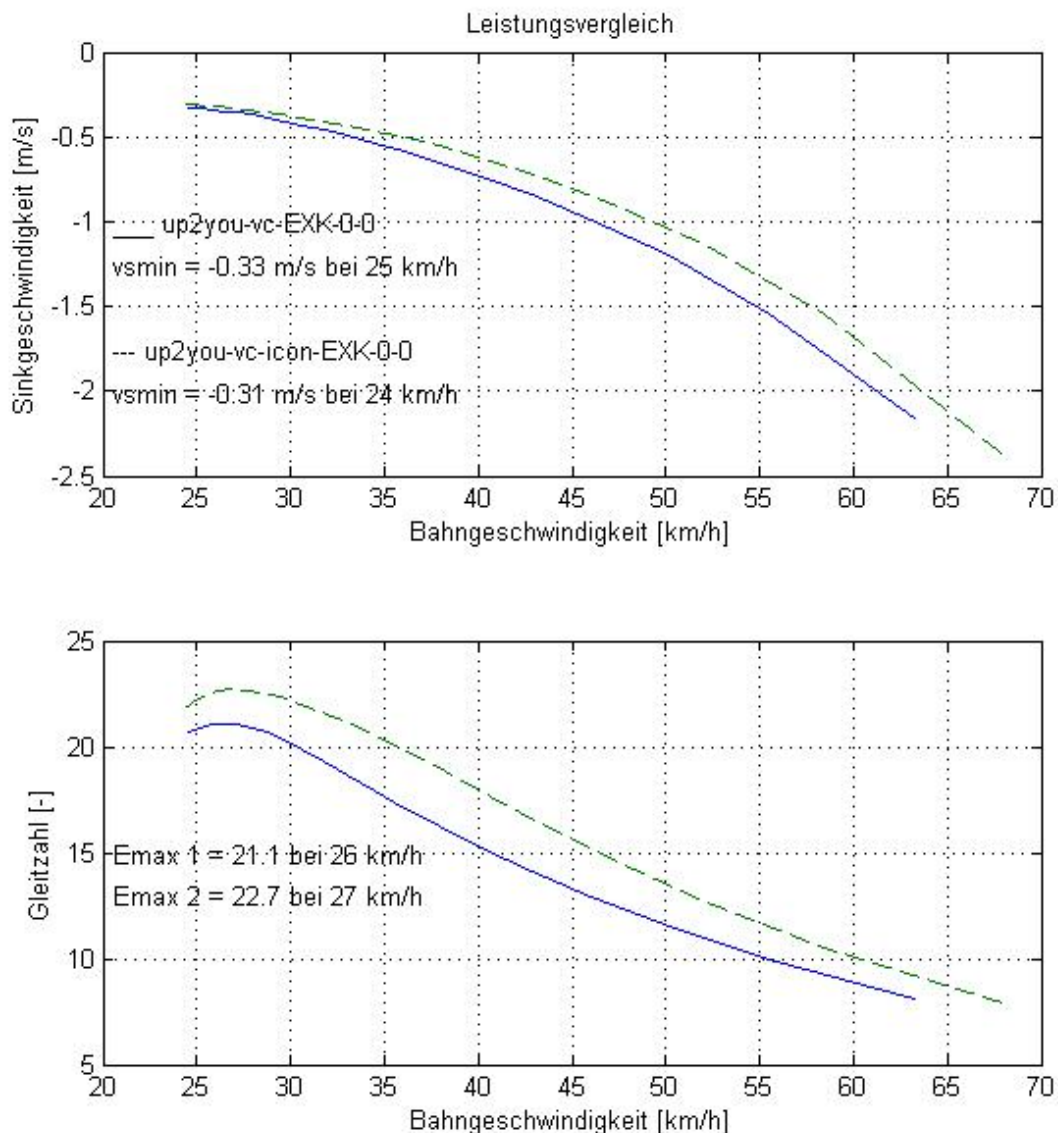


Bild 9, Leistungsvergleich up2you-vc und up2you-vc i-con (gestrichelt)

#### Beurteilung der Leistungsberechnung:

Der Leistungsvergleich zeigt, dass tendenziell eine bessere Leistung mit dem i-con Konzept, sowohl beim geringsten Sinken als auch beim Gleiten möglich ist – dies natürlich im Rahmen der Genauigkeit des verwendeten Berechnungsverfahrens, welches aber in identischer Weise für beide Flieger angewandt wurde. Das geringste Sinken, wie auch das maximale Gleiten wurden um ca. 7% verbessert.

Wichtig ist auch dass gerade das Gleiten im etwas höheren Geschwindigkeitsbereich deutlich besser wird. Bei 50 km/h sind es immerhin zwei Gleitzahl Punkte und dies wird sich bei einer weiträumigen Thermiksuche mit langen Abgleitphasen deutlich bemerkbar machen. Als

Anmerkung: Leistungsbewertungen von Segelflugzeugen müssen immer im Zusammenhang mit Wettersituationen betrachtet werden. Unterschiede beim Leistungsvergleich werden

sich bei „durchwachsenem“ Wetter, bei welchem man gezwungen ist die Aufwinde ständig an verschiedenen Stellen zu suchen und dadurch auch abgleiten muss, deutlicher bemerkbar machen als wie wenn man sich stationär in einem zuverlässigen Hangaufwind aufhalten kann.

Beide Kurven wurden unter Berücksichtigung der Wölbklappe in der Neutralstellung berechnet (beim i-con aber mit  $2,5^\circ$  nach unten, da dies per Definition die neue Neutralstellung darstellt). Die Flugerprobung hat den theoretischen Vergleich „gefühl“ bestätigt (Messung sind nicht vorhanden), wobei bei niedrigen Geschwindigkeiten (Thermikkreisen) die Leistung des i-con noch etwas besser als in Bild 9 ausfallen dürfte – wahrscheinlich ist die Rechnung beim Nurflügel hier zu optimistisch was die nach oben ausgeschlagenen Elevons (es muss gezogen werden) anbelangt.

Beim i-con übernimmt der Stabi einen Teil des zusätzlichen Momentes welches für den Langsamflug aufgebracht werden muss und dies führt natürlich dazu dass die Entwölbung im Bereich der Elevons durch deren kleineren Ausschlag ebenfalls kleiner wird, was wiederum einen etwas größeren Gesamtauftrieb zur Folge hat.

Beide Flieger machen einen sehr guten Eindruck wenn man sie laufen lässt, „gefühl“ wird hier dem i-con wieder die bessere Leistung zugestanden.

Verwendet man die Wölbklappe beim Langsamflug (z.B.  $10^\circ$ ) so wird der Vorteil beim i-con noch etwas größer. Durch den nach hinten verschobenen Schwerpunkt wird dieser nun sogar automatisch leicht langsamer, jedenfalls ist keinerlei Elevon Ausschlag notwendig. Dies führt aufgrund der Auftriebszunahme zu einer deutlichen Verlangsamung und sehr geringen Sinkgeschwindigkeit. Das geringste Sinken mit einer auf  $10^\circ$  ausgeschlagenen Wölbklappe wurde mit 29cm/s berechnet.

Zur Erinnerung: Die Wölbklappe für den reinen Nurflügel up2you-vc wirkt bei diesem leicht kopflastig und um eine Verlangsamung herbei zu führen muss leicht gezogen werden was den Flügel im Bereich der Elevons entwölbt. Dies könnte natürlich durch eine etwas kürzere Wölbklappe beseitigt werden dann hätte man aber auch nicht einen so großen auftriebserhöhenden Bereich.

Das Verhalten in Turbulenzen ist bei Nurflügeln natürlich immer ein etwas schwieriges Thema und der schon relativ kleine Stabi an dem kurzen Ausleger führt zu einem ruhigeren Flugverhalten bei turbulentem Wetter.

Da die Frequenz der schnellen Anstellwinkelschwingung („ $\alpha$ -Mode“) mit dem Stabi reduziert und auch besser gedämpft wird findet eine deutliche Entkopplung zwischen dieser und der ersten Biegefrequenz des Flügels statt – ein angenehmer Nebeneffekt der Flattererscheinungen in der Flugerprobung bislang verhinderte. Dieser interessante Effekt muss theoretisch noch erfasst werden.

### **Zusammenfassung und Ausblick:**

Die Entwicklung des i-con Konzeptes hat sich aus jetziger Sicht gelohnt. Natürlich gibt es noch offene Fragen und vor allem Optimierungspotential, aber der Weg hat sich bislang als erfolgversprechend herausgestellt.

Die Vorteile eines rückgepeilten Nurflügels (siehe auch Beschreibung) wie geringes Gewicht und geringer Widerstand durch saubere Flügelumströmung im Mittelbereich (kein Rumpf) konnten beibehalten werden. Gleichzeitig konnten das Auftriebsverhalten und die



Nickstabilität und Dämpfung deutlich verbessert werden. Das Gewicht hat sich um ca. 20% erhöht, dies resultiert in einer 16% Erhöhung der Flächenbelastung.

Es bleibt also abzuwarten wie sich ein solches Konzept auf längere Sicht durchsetzt.

Interessant ist auch die Frage wie sich ein Modell mit einer anderen Bauweise welche eine deutlich höhere Flächenbelastungen zulässt gegen die High-Performance F3B und F3J Leitwerksmodelle im Wettbewerbsbetrieb durchsetzen könnte. Bei einem solchen Modell wären noch weitere Verbesserungen möglich, so könnte z.B. der Mittelbereich besser in den Flügel eingestruakt werden. Ebenfalls interessant wären Überlegung wie ein Antriebssystem - natürlich mit Druckpropeller - für das i-con Konzept aussehen könnte.

**Eigentumsvorbehalt: Dieser Text darf nur zu privaten Zwecken von unserer Website geladen werden. Ein Kopieren oder Verbreiten zu einem anderen Zweck erfordert die Erlaubnis von re-design-Flugmodelle.**