

# F1Q - Versuch zur rechnerischen Optimierung

Arthur Schäffler

Angeregt durch den Artikel von M. Koller über seine F1Q Modelle in Thermiksense 2/2009, habe ich im Winter 2009/2010 ein 3-Achs gesteuertes „RC F1Q“ nach den geltenden Regeln entworfen und gebaut. Das Modell „Blue Arrow“ hat 1760 mm Spannweite, 25 dm<sup>2</sup> Flächeninhalt, wiegt 490 g und steigt senkrecht. Es ist mein erstes Modell, das stationär senkrecht steigen kann und jetzt verstehe ich die F1C Flieger noch besser. Ein großer Spaß!

Monate nach dem Erstflug kam mir der Gedanke, eine breitere Optimierungsrechnung durchzuführen, um die günstigste Größe der Modelle zu finden. Die zurzeit geltenden Vorschriften für F1Q sind sehr lose und beschränken nur Motorlaufzeit und Batteriegewicht. Der ungewöhnlich große Gestaltungsspielraum legt einen breiteren Vergleich nahe, mit dem Ziel, die Auslegung hinsichtlich Flügelfläche, Flächenbelastung, Flügelstreckung und Profilwölbung abzuklopfen, um ein mögliches Optimum zu finden. Dabei erschien die Frage nach der Profilwölbung von primärem Interesse, da sie die Steighöhe und die Sinkgeschwindigkeit im Gleitflug gegenseitig beeinflusst.

Die Untersuchung vergleicht 36 verschiedene Modellvarianten, die sich in Flächeninhalt, Flächenbelastung, Flügelstreckung und Profilwölbung unterscheiden. Der Vergleich findet auf einer konsistenten Basis aerodynamischer Daten statt, die aus den bekannten Windkanalmessungen an Modellprofilen als Funktion der Re-

Zahl durch Mittelung entstanden.

Mit den derzeit verfügbaren Lithium- Polymer Batterien kann bei sinnvollen Lebensdauern eine maximale Strombelastung von ca. dem Zwanzigfachen der Nominalkapazität – genannt „20 C“ - eingesetzt werden. Die Untersuchung beschränkt sich auf diesen Leistungsstand.

Variiert wurden:

Flächeninhalt Flügel :	25 dm <sup>2</sup>	30 dm <sup>2</sup>	35 dm <sup>2</sup>
Maximale Batteriebelastung	20 C		
Batteriekapazität	850 mAh	1000 mAh	1000 mAh
Max Motorstrom	17 A	20 A	20 A
Flächenbelastung bezogen auf Flügelstreckung für alle 3 Varianten	16/20		
Flügelstreckung	16/20	16/20	16/20
Profilwölbung f / l für jede Variante	3	4,5	6 %

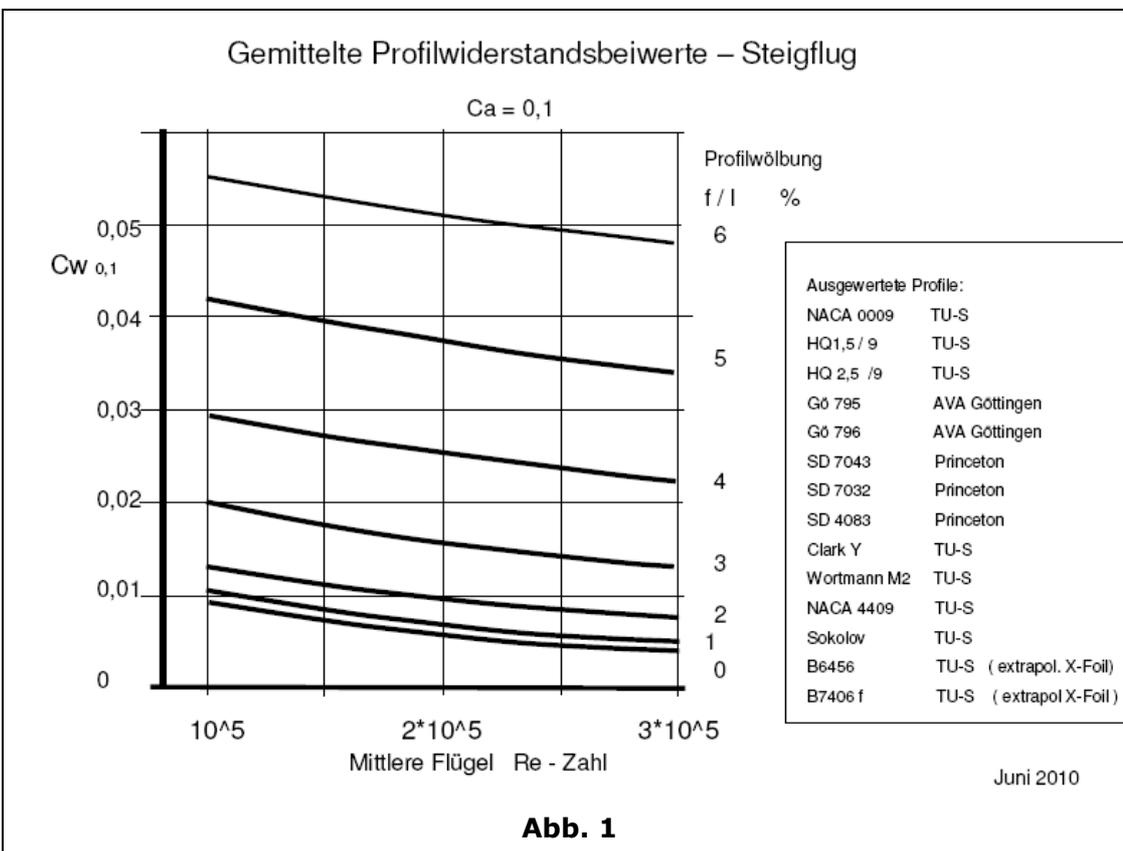
## 1. Datenbasis

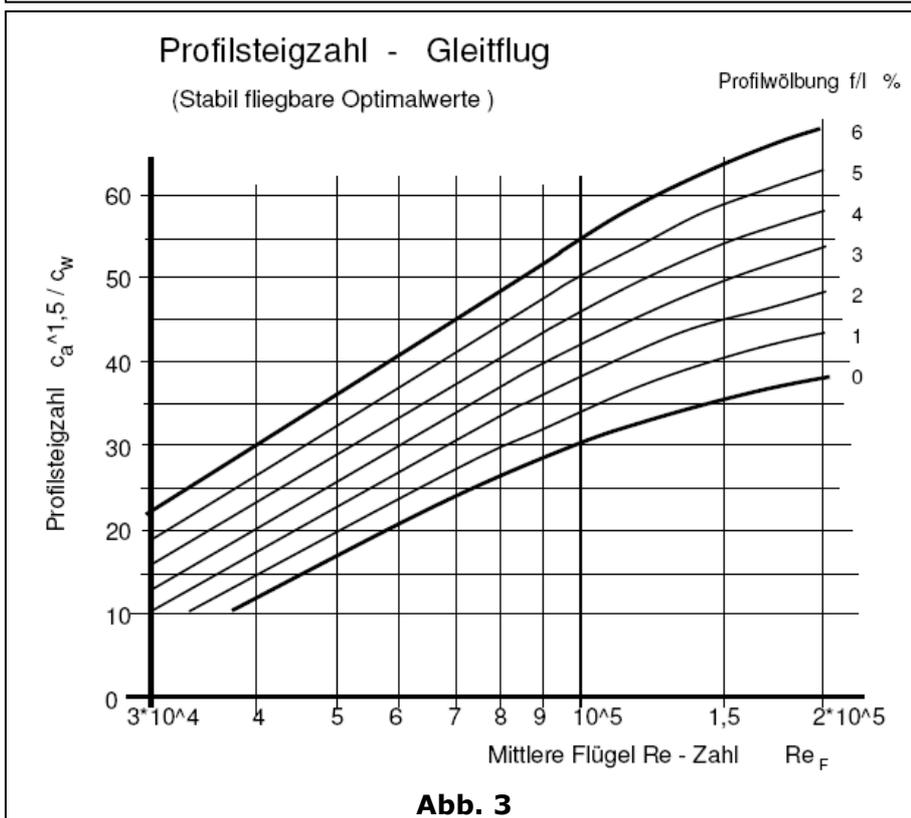
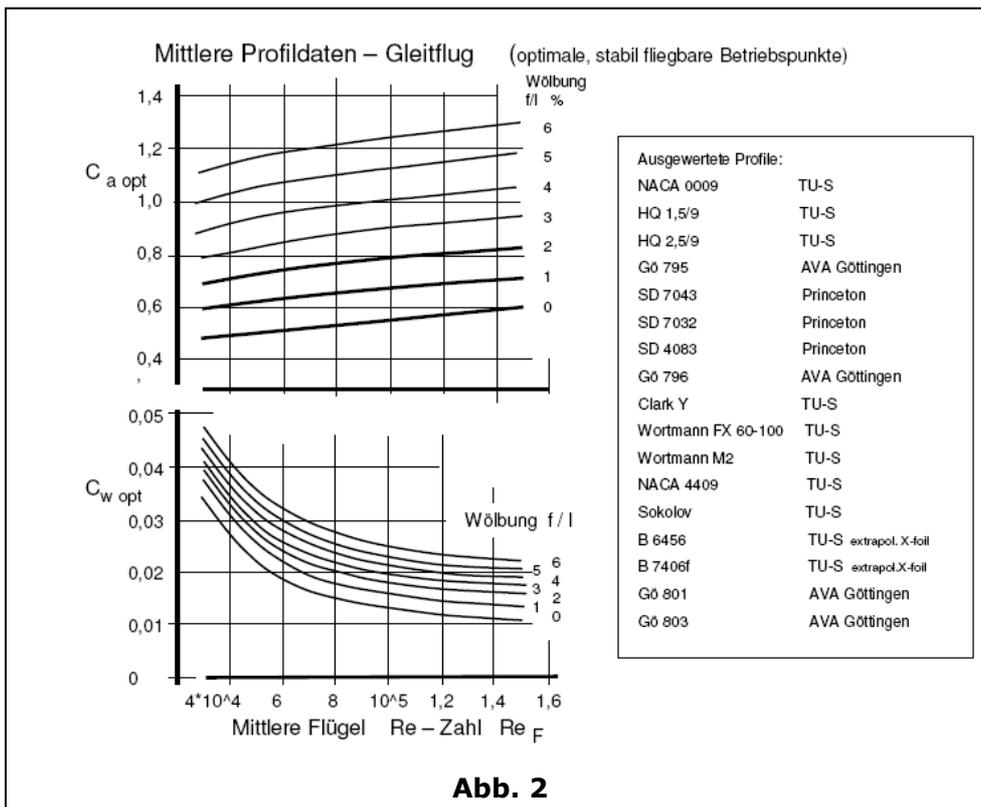
### 1.1 Aerodynamik - Ermittlung mittlerer Profildaten

Die verfügbaren Windkanalmessungen an geeigneten Modellflugprofilen wurden im Bereich  $3 \cdot 10^4 < Re < 2 \cdot 10^5$  nach ihrer Wölbung von  $0 < f/l < 6\%$  zunächst in grobe Gruppen eingeteilt ( 1,5 - 2,5% ; 3 - 4,5% ; 5 - 7% ) , die aerodynamischen Daten Auftriebs- und Widerstandsbeiwert  $c_a$ ,  $c_w$  sowie die Steigzahl  $ca^{1,5}/c_w$

für einen stabil fliegbaren Arbeitspunkt einerseits im Bereich optimaler Steigzahl für den Gleitflug und andererseits bei  $ca = 0,1$  für den Steigflug aufgetragen und mittlere Kurven durch die Ergebnisse gelegt. Für den optimalen Gleitflug wurde der Betriebspunkt  $0,2 ca$  - Einheiten unter dem Maximalauftrieb  $ca_{max}$  angenommen.

Aus diesen Auftragungen





gelingt es mit Erfahrung, unterstützt durch systematische X-Foil Trendrechnungen, einem dicken Bleistift und dem in einem langen Ingenieursleben erworbenen Mut zu etwas größerem Vorgehen, mittlere Profildaten über der Reynoldszahl sowohl für eine typische Steigflugbedingung bei  $c_a = 0,05 - 0,1$  als auch für den optimalen Gleitflug zu ermitteln. Das entstehende Grobnetz lässt sich durch Hinzufügen eines ungewölbten Profils so erweitern, dass eine Kurvenschar mit der

Wölbung  $f/l$  als Parameter durch Interpolation gezeichnet werden kann.

Wo Messdaten fehlen, wird mit Hilfe systematischer X-Foil Rechnungen die Tendenz über der Re Zahl bestimmt.

Die verwendeten Messungen sind in den Abbildungen nach Profil und Quelle vermerkt. Die Profildicken liegen zwischen  $0,06 < d/l < 0,12$ , wobei die große Mehrzahl bei 8 -10% liegt.

Die Vorgehensweise unterdrückt die unterschiedlichen Dickenverhältnisse der verwendeten Profile und das ist natürlich eine Schwäche der Methode, die mir durchaus bewusst ist. Der Trend des Einflusses

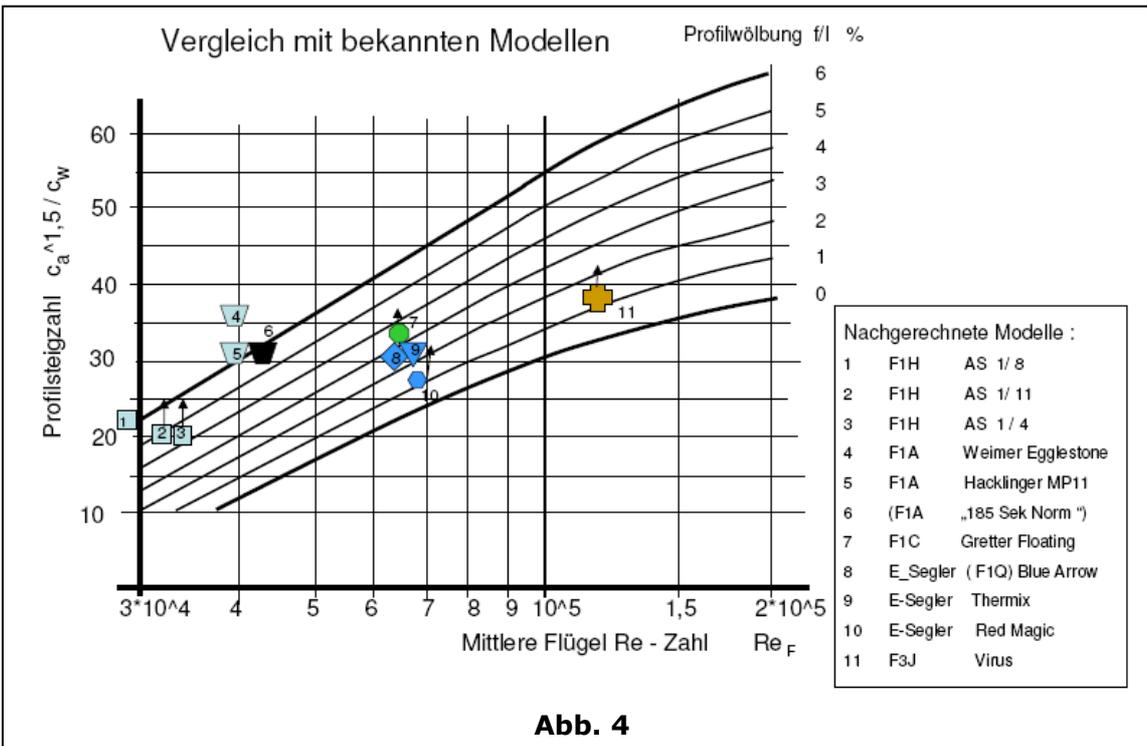
der Wölbung auf die erreichbare Steigflughöhe einerseits und der Einfluss auf die Sinkgeschwindigkeit andererseits erscheint aber hinreichend repräsentativ.

**Abb. 1** zeigt die aerodynamischen Daten für den Steigflug, **Abb.2** für den Gleitflug und **Abb.3** die Steigzahlen für den Gleitflug.

In die **Abbildung 4** sind einige von mir nachgerechnete Modelle eingetragen, von denen mir die Sinkgeschwindigkeit bekannt ist. Die Mehrzahl sind eigene F1H und RC Elektroleichtwindsegler mit 30 - 40 dm<sup>2</sup> Flächeninhalt. Diese Modelle decken den unteren Re Bereich von 30000 - 60000 ab. Nach oben erweitert ein F3J Modell eines Vereinskameraden das Feld. Die Abweichungen sind erträglich, so dass die Datenbasis zum parametrischen Vergleich verschiedener Auslegungen geeignet erscheint.

### 1.2. Antrieb

**AKKU:** Die Untersuchung legt eine Maximalstromstärke von 20 C fest, das sind hier aus den Gewichtslimitationen für die Batterie 17 - 20 A. Aus Vorüberlegungen mit 2 - 4 Zellen und der praktischen Erfahrung mit leichten RC Seglern werden 3-zellige LiPo Akkus ver-



**Abb. 4**

wendet. Angenommene Innenwiderstände aus eigener Erfahrung:  $Ri = 20 \text{ m}\Omega / \text{Zelle}$ .

**MOTOREN:** Der Antrieb beruht auf den Datenblättern der Firma Hacker, aus denen die Motorkennfelder errechnet werden können. Ausgewählt wurden Außenläufer der A20 Serie (A20 - 50S, A20 - 26M, A20 - 20 L, A20 - 10XL), die das Leistungsspektrum gut überdecken.

**REGLER:** Fa. Hacker Motoren, Innenwiderstand  $Ri$  ca.  $5 \text{ m}\Omega$

**PROPELLER:** Aeronaut Cam Carbon Klappflugschrauben, 42 mm Mittelstück

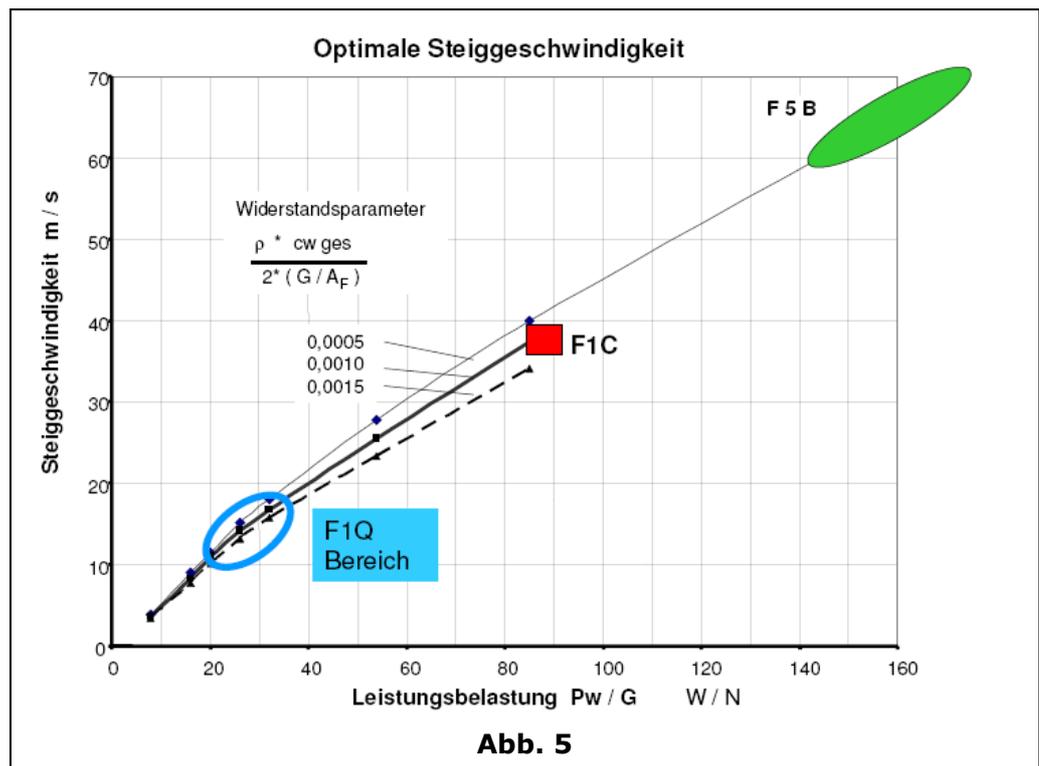
**PROP-ZUGKRAFT:** Systematische Rechnungen mit eigenem Propellerprogramm auf der Basis des Theodorsen Verfahrens und der Arbeit von / BORST/

## 2. Steigflugberechnung

Anders als bei F1C dauert der Steigflug bei F1Q viel länger und kann als quasi stationär betrachtet werden, was die Rechnung stark vereinfacht. Die Steiggeschwindigkeit, also die vertikale Komponente der Flugeschwindigkeit, lässt sich aus der Differenz der Propellerzug-

kraft, die linear mit der Flugeschwindigkeit abfällt und der Hangabtriebskraft des Modellgewichts und der Luftwiderstandskraft errechnen. Das Ergebnis einer längeren Gleichung kann man allgemein darstellen als Funktion der Leistungsbelastung, d.h. der Wellen-

leistung bezogen auf das Gewicht des Modells  $Pw/G$  und einem Widerstandsparameter, der die Flächenbelastung  $G/A_F$ , den Gesamtwiderstandsbeiwert des Modells im Steigflug und die Luftdichte  $\rho$  enthält  $\omega = 0,5 * \rho * c_w \text{ges} / (G/A_F)$ . Einen solchen Ansatz habe ich über ein weites Spektrum der Leistungsbelastung gerechnet, die Ergebnisse beschreiben auch die viel stärker motorisierten Wettbewerbsklassen wie F1C und F5B ganz ordentlich. In den **Abbildungen 5 und 6** sind die Ergebnisse für einen großen Leistungsbereich und das F1Q relevante Gebiet dargestellt. Abhängig von der Leistungsbelastung findet man auch den steig-



**Abb. 5**

## Steiggeschwindigkeit propellergetriebener Modelle

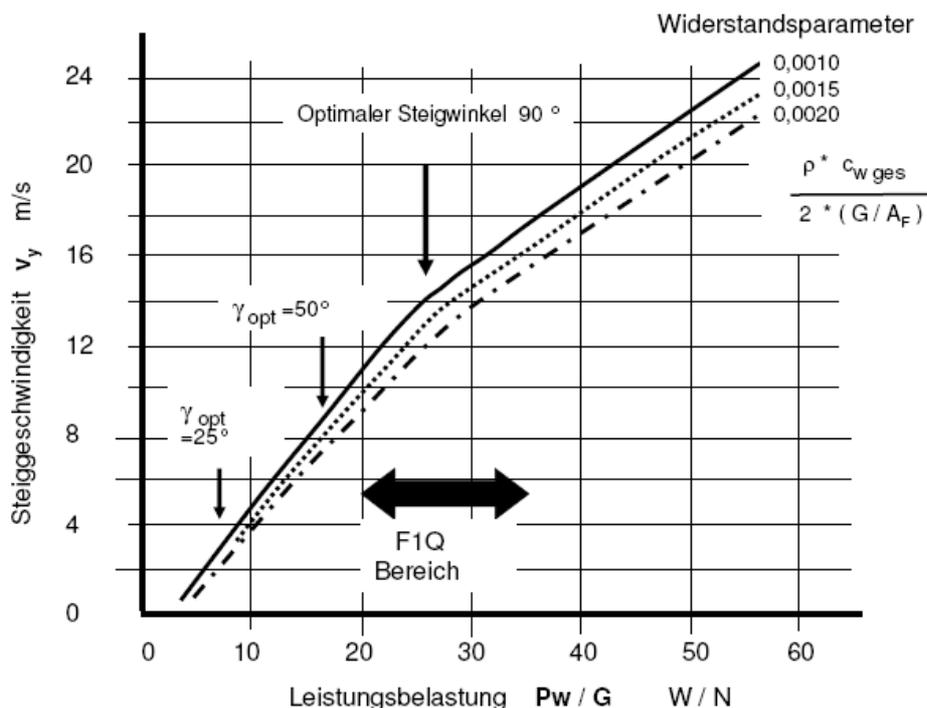


Abb. 6

höhenoptimalen Steigwinkel, der ab  $P_w / G > 26$  Watt / N vertikal wird.

Typische F1C und F1Q Modelle haben Widerstandsparameter um 0,0011 - 0,0012, F5B Raketen liegen bei 0,0004.

In **Abbildung 7** ist die Propellerzugkraft für einige Motoren verschiedener Leistung über der Fluggeschwindigkeit dargestellt. Die Ergebnisse stammen aus rein rechnerisch ermittelten Motor- und Propellerkennfeldern. Die experimentelle Überprüfung über die gemessenen Steigraten von fünf ziemlich unterschiedlich

$dm^2$  Flügel mit geringer Wölbung optimal. Größere Modelle verlieren zunehmend deutlicher an Steighöhe. Die großen erreichbaren Höhen liegen im Bereich dessen, was M. Koller gemessen hat und Blue Arrow regelmäßig erreicht. (ca. 180 m in 15 sec bei zaghaftem Start; das geht 6 - 8 mal hintereinander mit derselben 58 g Batterie). Mit zunehmender Wölbung verliert man deutlich an Steighöhe, gewinnt aber entsprechend an Sinkgeschwindigkeit, was sich aus der überlegenen Steigzahl der stark gewölbten Profile (**Abb. 3**) erklärt.

## Propellerzugkraft abhängig von Wellenleistung und Fluggeschwindigkeit

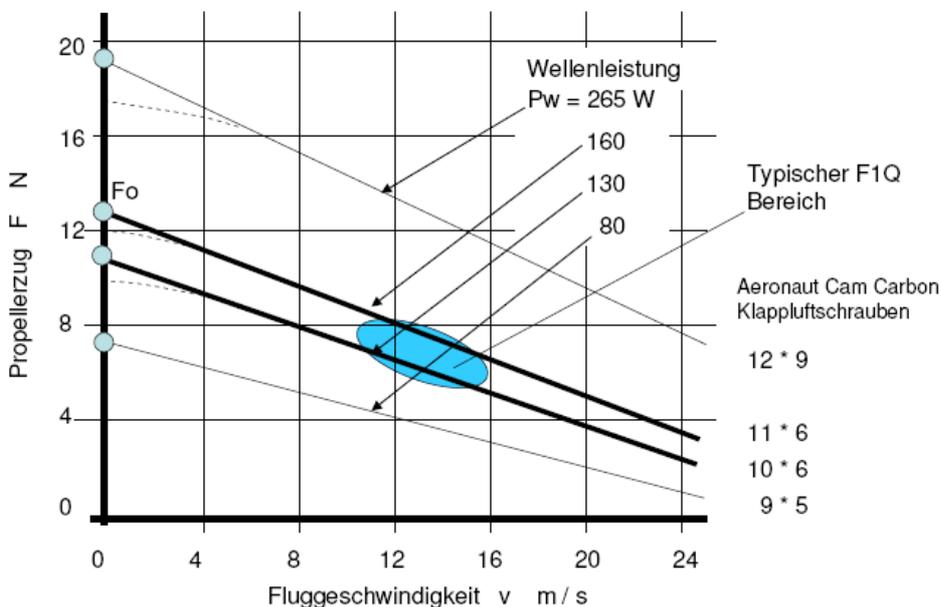


Abb. 7

stark motorisierten RC Elektrosegler lässt mich zunehmend an die Methode glauben – es passt überraschend gut.

## 3. Ergebnisse

In den **Abbildungen 8 bis 10** sind die Ergebnisse für die erreichbaren Steighöhen, die Sinkgeschwindigkeit und die reinen Gleitflugzeiten dargestellt. Letztere erscheinen speziell für die niedrigen Flächenbelastungen sehr hoch. Die wichtigen Ergebnisse aus der Untersuchung sind:

Erwartungsgemäß bestimmt bei der durch die Regeln limitierten Leistung das Fluggewicht die erreichbare Steighöhe und da sind die 25 - 30

Die errechneten Flugzeiten sind enorm lang und da kommt mein Modell noch nicht mit. Bei 20 g/dm<sup>2</sup> gleitet Blue Arrow mit einer Sinkgeschwindigkeit von 0,44 m/s etwa 10 % schlechter als erhofft. Aber er fliegt bei ca. 15 sec Steigflugzeit um die 6 1/2 - 7 Minuten, um 6:30 Uhr in der Früh.

**Unabhängig von der absoluten Zahl lassen sich einige eindeutige Schlüsse ziehen:**

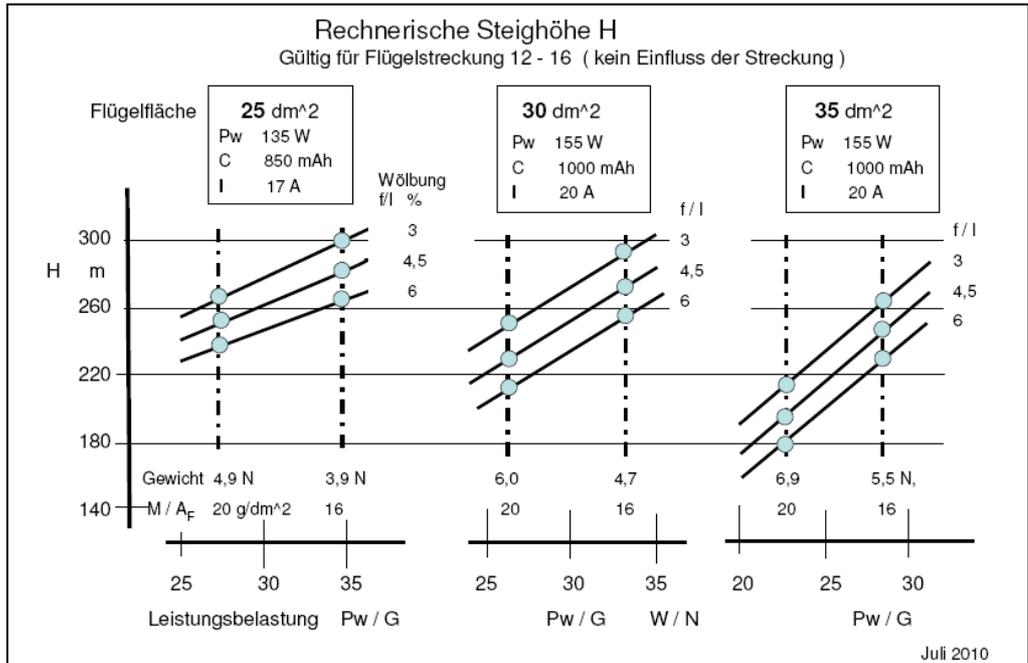
1) Das Gewicht des Modells bestimmt die Steighöhe wie kein anderer Parameter und beeinflusst auch

wirksam die Sinkgeschwindigkeit.

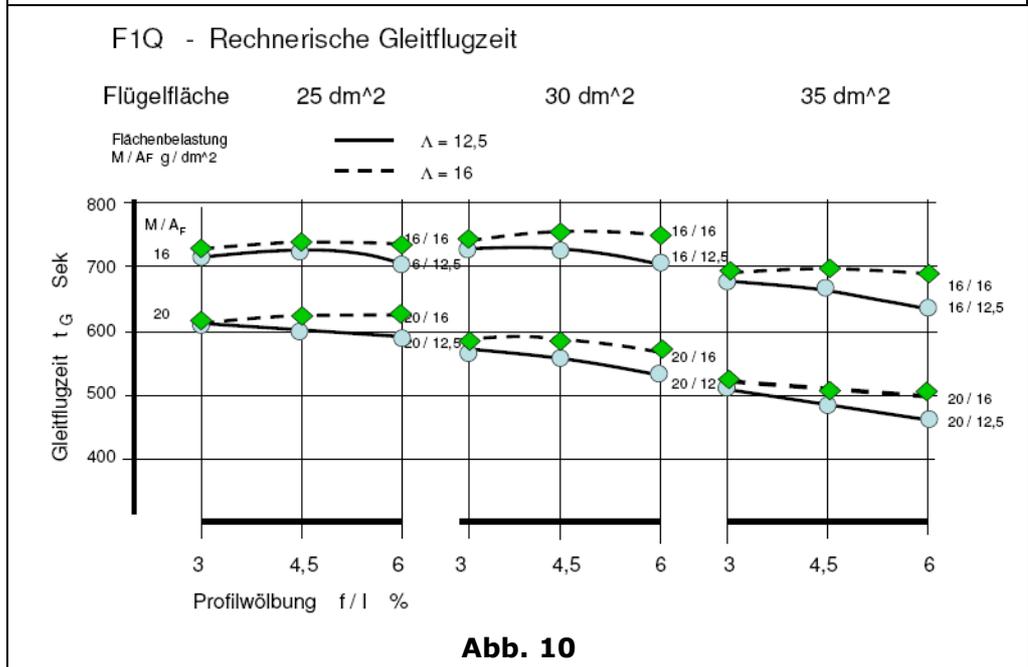
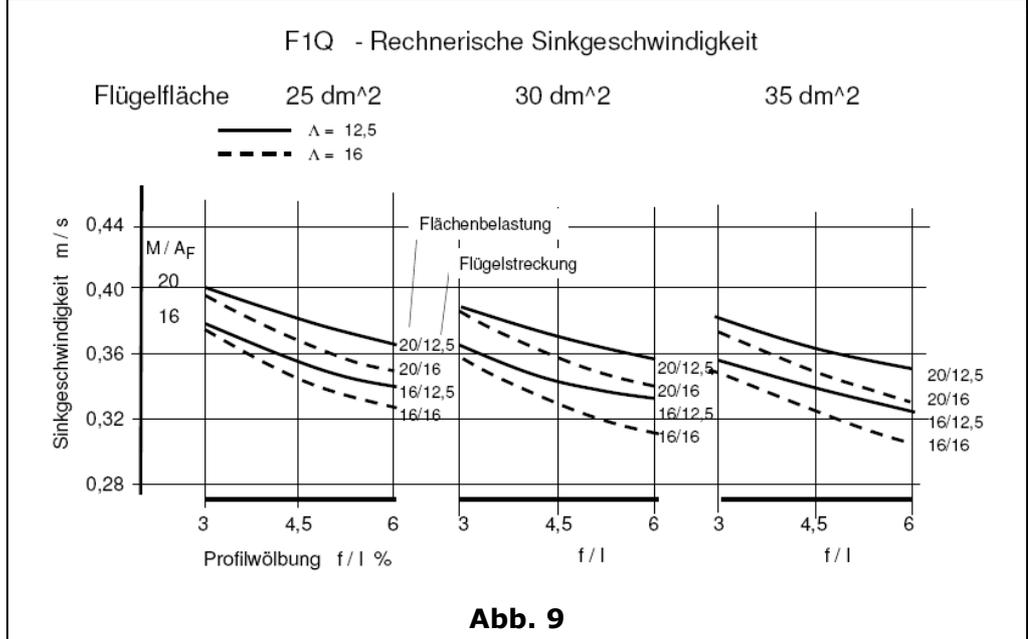
Bis zu 30 dm<sup>2</sup> Flügelgröße kann man mit der Regelvorgabe von 90 g für die LiPo Batterie die optimale Steighöhe erreichen, noch größere Modelle bleiben aber deutlich zurück.

Aus **Abb. 10** ergibt sich, dass die größeren Modelle bei den derzeit gängigen Flächenbelastungen von 20 g/dm<sup>2</sup>, bezogen auf die reine Flügelgröße, schon ca. 40 sec Gleitflugzeit gegenüber einem 25 dm<sup>2</sup> Modell verlieren. Das ist das interessanteste Ergebnis. (M. Koller hat das wohl gehaut und mir vor dem Bau richtig eingesagt, dafür bedanke ich mich).

- 2) Die günstigste Profilwölbung liegt bei ca. 4,5% bei konventionellen Profilen. Das erwartete flache Optimum über der Wölbung hat sich prompt bestätigt. Bei Eggleston Profilen dürfte eine größere Wölbung um 5,5% sinnvoll sein.
- 3) Die Flächenbelastung ist von großem Einfluss. (Siehe 1.)
- 4) Die Flügelstreckung spielt im Steigflug wegen des kleinen Auftriebsbeiwerts keine Rolle, im Gleitflug - abhängig von der Wölbung - natürlich eine erhebliche, aber nur etwa die Hälfte der Flächenbelas-



**Abb. 8**



tung, d.h. ein sehr leichter Flügel kleinerer Streckung ist eine attraktive Option.

- 5) Gewicht ist alles! Ob 25 oder 30 dm<sup>2</sup> ist eher sekundär. Die entscheidende Herausforderung für F1Q besteht weniger in der Aerodynamik, als in einem sehr ausgefeilten Leichtbau mit genügender Struktursteifigkeit – und das gilt halt für alle angetriebenen Modelle, incl. F1C. Aber wem sage ich das?

## 4. Anhang

### Allgemeine Darstellung Stationärer Steigflug

Steiggeschwindigkeit  $v_y$ , Leistungsbelastung, Widerstandsparameter

Propellerzugkraft  $F$  kann als eine mit der Flugeschwindigkeit fallende Gerade dargestellt werden

$$\text{Propellerzugkraft} \quad F = F_o - m * v_k$$

$$\text{Widerstand} \quad W = 0,5 * \rho * v_k^2 * c_{w_{ges}} * A_F$$

$$\text{Hangabtriebskraft} \quad H = G * \sin \gamma$$

Dabei sind:  $F_o$  fiktiver idealer Standschub

$m$  Neigungsfaktor Propellerzug

$v_k$  Fluggeschw. im Steigflug

$\gamma$  Steigwinkel gegen die Horizontale

Stationärer Steigflug:  $F = W + H$

$$F_o - m * v_k =$$

$$= 0,5 * \rho * v_k^2 * c_{w_{ges}} * A_F + G * \sin \gamma$$

$$\text{Steiggeschwindigkeit } v_y = v_k * \sin \gamma$$

(vertikale Komponente)

$$F_o - m * v_k =$$

$$= 0,5 * \rho * c_{w_{ges}} * A_F * (v_y / \sin \gamma)^2 + G * \sin \gamma$$

$$\text{Widerstandsparameter } \Omega = 0,5 * \rho * c_{w_{ges}} * A_F$$

$$F_o - m * v_y / \sin \gamma =$$

$$= \Omega * (v_y / \sin \gamma)^2 + G * \sin \gamma$$

Erweitert mit  $\sin^2 \gamma$ :

$$\Omega * v_y^2 + m * v_y * \sin \gamma + G * \sin^3 \gamma - F_o * \sin^2 \gamma = 0$$

$$v_y = (-m * \sin \gamma + ((m * \sin \gamma)^2 - 4 * \Omega * (G * \sin^3 \gamma - F_o * \sin^2 \gamma))^{0,5}) / 2 * \Omega$$

$$v_y = (\sin \gamma / (2 * \Omega)) * ((m^2 - 4 * \Omega * G * \sin \gamma + 4 * \Omega * F_o)^{0,5} - m)$$

Optimaler Steigwinkel:  $dv_y / d\gamma = 0$

$$v_y' = (\cos \gamma / (2 * \Omega)) * ((m^2 - 4 * \Omega * G * \sin \gamma + 4 * \Omega * F_o)^{0,5} - m) -$$

$$(\sin 2 \gamma * G) / (2 * (m^2 - 4 * \Omega * G * \sin \gamma + 4 * \Omega * F_o)^{0,5}) = 0$$

Einführung von Flächenbelastung und erweiterter Widerstandsparameter

$$\Omega * v_y^2 + m * v_y * \sin \gamma + G * \sin^3 \gamma - F_o * \sin^2 \gamma = 0$$

$$(0,5 * \rho * c_{w_{ges}} / (G / A_F)) * v_y^2 + m * v_y * \sin \gamma / G + (\sin^3 \gamma - (F_o / G) * \sin^2 \gamma) = 0$$

**Literatur:** /H.V. Borst / Summary of propeller design procedures and aerodynamic design and installations

Steiggeschwindigkeit:

$$v_y = \frac{-m * \sin \gamma / G + \sqrt{(m * \sin \gamma / G)^2 - (2 * \rho * c_{w_{ges}} / (G / A_F)) * (\sin^3 \gamma - (F_o / G) * \sin^2 \gamma)}}{\rho * c_{w_{ges}} / (G / A_F)}$$

# Energielimiter für F1Q

## Ein möglicher Weg für den Erhalt der Vielfalt in F1Q / Andreas Lindner

**Seit Einführung der Klasse F1Q als internationale Kategorie hat sich eine rasante Entwicklung dieser Modelle vollzogen. Aktuell bestimmen hauptsächlich zwei Konzepte diese Klasse.**

Dies sind auf der einen Seite Modelle, die mit einem relativ langen und langsamen spiralförmigen Steigflug ihre Ausgangshöhe erreichen. Einen entgegengesetzten Ansatz verfolgen die unter konsequenter Anpassung an das seit Einführung der Klasse unverändert bestehende Regelwerk entwickelten Modelle. Da hier eine stetige Verkürzung der Motorlaufzeit bis auf ein Minimum von 5 sec im Stechen vorgesehen ist, sind in dieser Situation Modelle im Vorteil, die in kurzer Zeit möglichst viel Ausgangshöhe erreichen können. Diesen Anspruch können die meisten spiralförmig steigenden Modelle

nicht erfüllen. Es gibt deshalb Bestrebungen, leistungsbegrenzende Elemente in das bisher relativ offene Regelwerk einzuführen. Dabei gibt es sehr gegensätzliche Standpunkte, bei denen einige Vorschläge tief greifende Veränderungen an den bestehenden Modellen erfordern würden.

Ein Ansatz, eine ausgeglichene Leistungsbilanz mit unterschiedlichen Modellkonzepten zu erreichen, ist die Verwendung von sogenannten Energielimitern. Solche Limiter sind schon in einigen Klassen (F5B, F5D) vorgeschrieben. Es liegen daher auch schon umfangreiche Erfahrungen über Zuverlässigkeit und Präzision vor. Energielimiter beschränken, ähnlich wie die begrenzte Gummimenge in F1B, die im Steigflug zur Verfügung stehende Energie. Diese ist leicht in ein Verhältnis zum

Modellgewicht oder auch zum Flächeninhalt zu setzen. Es ist dabei unwichtig, in welcher Zeit diese zur Verfügung stehende Energie verbraucht wird. Das ermöglicht auch in der Zukunft ein breites Spektrum an Modellen. Im Gegensatz zu anderen, vor allem LEISTUNGS beschränkenden Regelveränderungen, sind beim Einsatz von Limitern keine weiteren Veränderungen an bestehenden Modellen notwendig. Jeder kann selbst entscheiden, ob er einen kurzen und schnellen Steigflug bevorzugt, oder seine Modelle in langsamen Spiralen auf Ausgangshöhe steigen lässt. Unter dem Strich kann mit beiden Konzepten die gleiche Ausgangshöhe erreicht werden, da immer die verhältnismäßig gleiche Energiemenge zur Verfügung steht. Das ist ein großer Schritt in Richtung Chancengleichheit, um Modelle mit unterschiedlichem Design miteinander konkurrenzfähig zu machen.

Wie funktioniert nun ein solches Gerät? Ein Limiter errechnet in Echtzeit die während des Steigfluges tatsächlich verbrauchte Energiemenge. Dazu wird zwischen Akku und Motorregler (ESC) ein kombinierter Strom- und Spannungssensor geschaltet und mit dem Limiter verbunden. Außerdem wird das zur Ansteuerung des Motorreglers notwendige Signal (vom elektronischen Timer oder auch von einem Servotester kommend) durch den Limiter geschleift. Wenn die zur Verfügung stehende Energiemenge verbraucht ist, wird dieses Signal zum Motor hin auf „Stopp“ gesetzt und der Motor bleibt stehen. Gleichzeitig sendet der Limiter an den Timer ein Signal, damit dieser dann alle weiteren Funktionen (Bunt, Ruder, Gleitflug etc.) ausführen kann.

Einer der beiden kommerziell hergestellten Limiter ist der Uni-Log. Dieser wird sicherlich auch einigen Freifliegern nicht unbekannt sein, da der ursprünglich als Datenlogger entwickelte Uni-Log auch als Höhenmesser eingesetzt werden kann. Es ist auch der momentan einzige Limiter, dessen Energielimit einstellbar ist. Das ist eine für den Einsatz in der Klasse F1Q notwendige Voraussetzung. Deshalb liegt der Fokus auch vorerst auf diesem Gerät.

Dank der freundlichen Unterstützung des Unilog-Herstellers konnte dessen Limiterfunktion an die Erfordernisse des Freifluges angepasst werden. Dabei wurde großer Wert auf die Kompatibilität zu den vorhandenen Komponenten, besonders der Timer, gelegt. So wird es nach Absprache mit den Herstellern der am häufigsten verwendeten Timer (Black Magic, SDE, Sidus) möglich sein, vorhandene Timer per Firmwareupdate zu erweitern. Auch die meisten Eigenbautimer arbeiten mit dem gleichen Signalweg, sodass auch hier nur die Firmware

angepasst werden muss. Dadurch entstehen keine Kosten für neue Timer. Bisher im UniLog nicht vorhandene Funktionen, wie die Signalisierung des Startzeitpunktes an den Limiter und die Rückmeldung über das Erreichen des Energielimits an den Timer, wurden dem Uni-Log hinzugefügt.

Es muss auch niemand befürchten, in Zukunft mit umfangreichem elektronischem Equipment einschließlich Laptop über den Flugplatz ziehen zu müssen. Als Zubehör zum UniLog ist ein etwa Scheckkarten großes Lese- und Programmiergerät, das UniDisplay, verfügbar. Mit diesem sind alle Einstellungen bequem und übersichtlich durchzuführen. Außerdem kann es dazu verwendet werden, vor dem Wertungsflug an der Startstelle die eingestellte Energiemenge zu überprüfen oder nach dem Flug die Daten auszulesen.

Mit dem Einsatz von Limitern entfällt auch eine festgelegte Motorlaufzeit. Das erleichtert den Zeitnehmern die Arbeit, da bei den relativ geräuscharmen Elektroantrieben ein genauer Zeitpunkt des Motorstopps nicht immer zweifelsfrei festgestellt werden kann. Ein einmal vorhandener Energielimiter ermöglicht es auch, eine relativ einfache Anpassung der Leistungsfähigkeit der Modelle vorzunehmen. So ist es z.B. möglich, im Stechen mit geringeren Energiebeträgen zu fliegen. Das ist bei schwierigen Geländeverhältnissen (Größe, Wetter) manchmal vorteilhafter gegenüber einer Flugzeitverlängerung. Auch bei eventuell zukünftig erforderlichen Leistungsbeschränkungen infolge des technischen Fortschrittes sind keine Veränderungen an den Modellen mehr notwendig. Eine simple Neuprogrammierung der

Energiemenge genügt. Das spart Kosten und Zeitaufwand.

Ein weiterer nicht zu unterschätzender Vorteil einer Limitierung der Energie gegenüber der Gewichtslimitierung der Antriebskomponenten besteht darin, dass auch in Zukunft allgemein verfügbare und preiswerte Komponenten aus dem RC-Zubehör konkurrenzfähig sind. Das verhindert teure und nicht für jedermann zugängliche Spezialentwicklungen, die das letzte an Energie aus den leichtesten Komponenten herausholen. Dadurch relativiert sich die einmalige Anschaffung eines Limiters um einiges.

Anmerkung: Da bei Redaktionschluss die Testphase für die veränderte Firmware des UniLog noch nicht abgeschlossen war

kann es möglich sein, das bei Erscheinen der TS 4/2010 die Verfügbarkeit der Freiflug-Variante noch nicht gewährleistet ist. Sobald die Tests abgeschlossen sind und die UniLogs zum Verkauf zur Verfügung stehen, wird es eine sofortige Information darüber geben.

