

Auslegung von F1E-Modellen

/ Dieter Siebenmann

Zusammen mit den Wurfgleitern (vor der Innovation des Diskusstarts) und den „Open“-Saalflugmodellen stellen F1E-Modelle den seltenen Glücksfall einer Wettbewerbskategorie dar, bei der keinerlei Spezifikationen notwendig sind. Bei F1E genügt die Definition „Selbstgesteuerte Hangsegler“ für die technische Auslegung. Dies ergibt dem Konstrukteur die große Freiheit für den Entwurf, allerdings gepaart mit viel Unsicherheit. Beispielsweise: Welche Streckung, Modellgröße, Profilwahl, Ballastzugabe, Turbulenzmaßnahme ist am günstigsten?

Die Erstellung von Geschwindigkeitspolaren ist der geeignete Ansatz auf theoretischem Weg bei F1E-Modellen die Auswirkungen verschiedener Konstruktionsparameter abzuschätzen. Bei einer Geschwindigkeitspolare wird auf der horizontalen Achse die Fluggeschwindigkeit und auf der vertikalen Achse die Sinkgeschwindigkeit aufgetragen. Das folgende Beispiel ist ein vorgezogenes Teilresultat einer umfangreichen Untersuchung zur Auslegung von F1E-Modellen. Hier wird gezeigt wie bei einem Modell eine durch die Wettbewerbssituation erforderliche Fluggeschwindigkeit auf verschiedene Weise (Nachtrimmen, Ballastzugabe) erreicht werden kann, und wie sich dies auf die Sinkgeschwindigkeit auswirkt.

Für verschiedene Flächenbelastungen werden die Geschwindigkeitspolaren berechnet. Die Sinkgeschwindigkeiten werden nach unten eingetragen, die Fluggeschwindigkeiten auf der horizontalen Achse nach rechts (dies entspricht der Variometeranzeige bei Segelflugzeugen).

Die Geschwindigkeitspolare A entspricht dem spezifizierten Modell ohne Ballastzugabe. Geschwindigkeitserhöhungen werden ausschließlich durch Nachtrimmen realisiert. Bei B wurde durch Ballastzugabe die Flächenbelastung verdoppelt. Bei C vervierfacht. Bei D zur Abgrenzung der Resultate verachtfach. Die Hüllkurve zeigt das ideale Gewicht an, mit dem zu einer gewünschten Geschwindigkeit das minimale Sinken erreicht wird. Man sieht sofort wie unterschiedlich sich die beiden Maßnahmen auswirken. Damit die Erkenntnisse im Wettbewerbseinsatz umgesetzt werden können, sind eine geeignete Auslegung der Ballastgewichte und entsprechende Trimmversuche notwendig. Darauf wird bei den wenigen praktischen Anmerkungen zum Schluss dieses Beitrags kurz eingegangen.

Voraussetzungen

Mit Hilfe der Gleichungen für die Flug- und Sinkgeschwindigkeit, sowie für eine Gewichtsabschätzung und den Profildaten aus der X-foil Profili Software (**Ref. 1**), die allen interessierten Modellfliegern zugänglich ist,

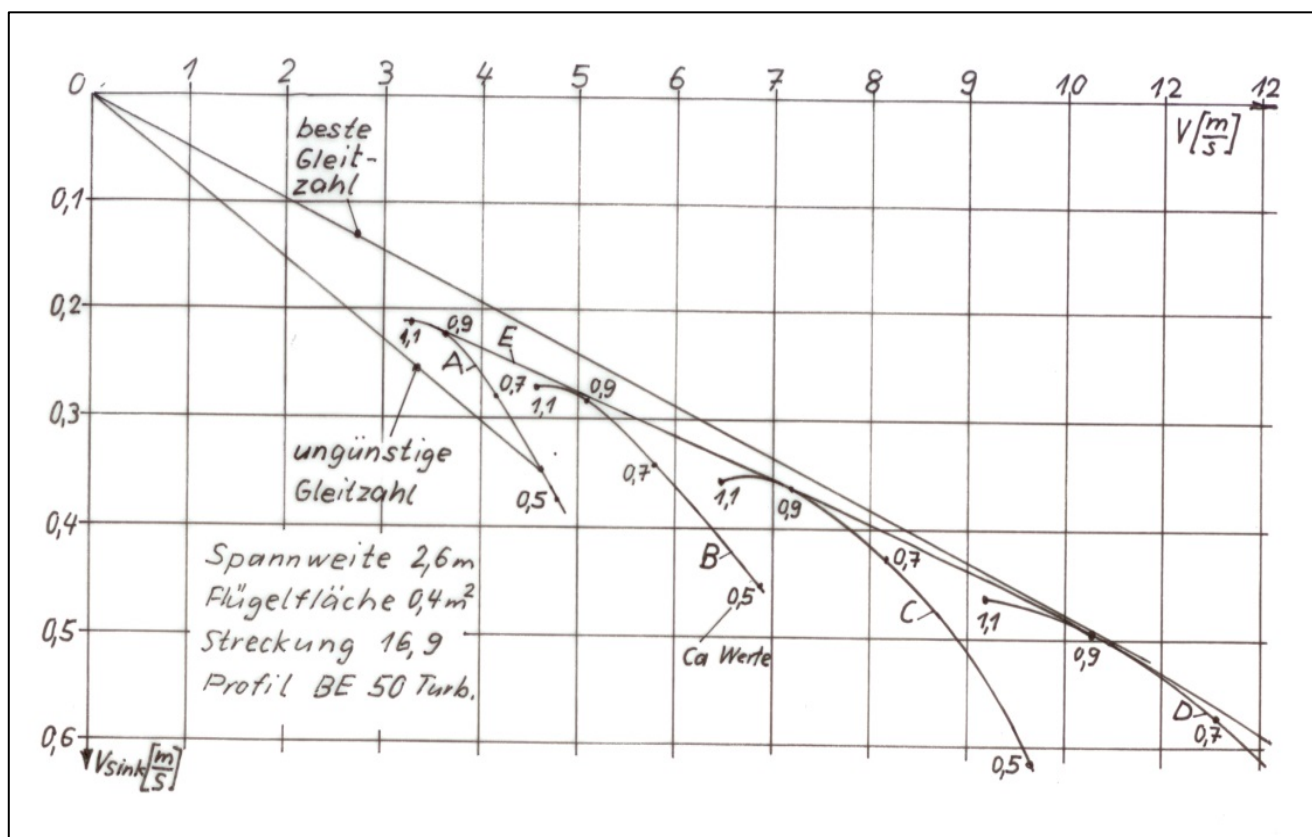


Bild 1: Geschwindigkeitspolare

lässt sich für beliebige Modellauslegungen zu jeder möglichen Fluggeschwindigkeit die zugehörige Sinkgeschwindigkeit errechnen. Die Auftragung der Ergebnisse in einer Geschwindigkeitspolare macht die Zusammenhänge verständlich. Geschwindigkeitspolare vermitteln den Segelfliegern wichtige Informationen wieviel Wasserballast sie für eine bestimmte Aufgabe mitnehmen sollen. Bei F1E- Wettbewerben ist die Sache ähnlich, Die zentrale Frage lautet meist: „Wie erreiche ich bei der durch Wind und Gelände geforderten optimalen Fluggeschwindigkeit die minimale Sinkgeschwindigkeit?“

Um die Menge der Variablen etwas einzuschränken ist es vorteilhaft, nur die günstigsten Auslegungen bezüglich Struktur, Aerodynamik und Stabilität zu untersuchen und zu quantifizieren.

Struktur

Verglichen mit den Anforderungen der F1A-Modelle sind die Fluglasten bei F1E sehr moderat, auch wenn man die Modelle ballastiert. Minimaldimensionierungen finden ihre Grenzen meist in der Verfügbarkeit von Halbzeugen, lokalen strukturellen Stabilitätsproblemen, sowie Landungs- und Handlings Lasten. Dadurch vereinfacht sich die Gewichtsabschätzung. Basierend auf einem Grundentwurf lassen sich die Gewichtszunahmen bei einer Veränderung gut abschätzen, wenn man berücksichtigt wie sie sich für die verschiedenen Konstruktionselemente auswirken. Beispielsweise proportional zur Länge bei Nasen- und Endleisten, proportional zur Fläche bei Beplankungen und Bespannungen, proportional zum Volumen bei Rippen und Holmstegen, nahezu konstant bei der Steuerung dem Timer und den Mechanismen. Etwas mehr Aufmerksamkeit erfordert die Auslegung der Holmgurte. Eine Erhöhung der Streckung ergibt höhere Biegemomente bei gleichzeitiger Verringerung des Gurtabstandes. Bei den voraussichtlichen Reynoldszahlen ist zu erwarten, dass eine präzise Nasenkontour Vorteile bringt. Als günstigste Bauweise empfiehlt sich daher eine D-Box Struktur. Baut man diese in CFK, ergibt sich gegenüber einer gleichwertigen Holzversion eine Gewichtersparnis von 50%. Allerdings bereitet diese Bauweise den meisten F1E-Fliegern mehr Spaß, zudem muss nicht befürchtet werden, dass sich das Modell an einer Hochspannungsleitung in einem 5 Meter großen Feuerball verabschiedet. Die Geschwindigkeitsberechnungen basieren auf dem Gewicht einer CFK-Struktur.

Aerodynamik

Verschiedene Faktoren beeinflussen die Sinkgeschwindigkeit: Flächenbelastung, Profilierung, Turbulator, Streckung, Grundriss. Die Frage nach dem Grundriss kann gesondert behandelt werden. Wichtig ist vor allem, dass sich mit Ausnahme der Flügelenden eine nahezu konstante ca-Verteilung über die Spannweite ergibt. Nur so erreicht man die hohe durchschnittliche Steigzahl, die für minimales Sinken entscheidend ist.

Bekanntlich ergibt sich bei einem Flügel (unter Vernachlässigung der Reynoldszahl) die konstante ca-Verteilung mit einem elliptischen Grundriss. Praktikablere Multipanelgrundrisse, die die Ellipse annähern, sind vorzuziehen. Einzig bei den Flügelenden ist wegen eines besseren Überzieh- und Thermikverhaltens eine Verbreiterung der elliptischen Tiefe verbunden mit einer aerodynamischen Schränkung vorzusehen.

Eckdaten eines günstigen Flügelgrundrisses für F1E-Modelle:

- Flügeltiefen - Wurzel: 100%, Knick: 86 % Ende: 70%
- Profilwölbung - Wurzel: 100%, Knick: 90%, Ende: 50%
- Profildicke - Wurzel: 100%, Knick: 95 %, Ende: 80%
- Flügelknick bei 60% der Halbspannweite.

Die angegebenen Daten sind als Richtwerte zu verstehen. Sie ähneln den Werten der Freiflugmodelle für die Ebene, die sich sowohl in der Praxis, wie auch in der Theorie bewährt haben. Wer es genauer haben möchte, kann die Sache mit Profili und der Methode von Schrenk durchspielen. Wie? Das wäre ein Thema für einen weiteren Beitrag in der Thermikense.

Erkenntnisse zu Profilierung, Turbulator, Streckung und Flächenbelastung ergeben sich aus der Interpretation der Resultate.

Stabilität

Ein meist geradeaus fliegendes F1E-Modell ohne Leistungsverluste längs stabil auszulegen und hinzutrimmen ist keine einfache Aufgabe. Die bewährte Modellfliegerregel „Kurvenflug stabilisiert“ gilt hier nicht. Man muss sich speziell bemühen, basierend auf vorgängigen theoretischen Abschätzungen mit der Neutralpunkttheorie (**Ref. 2**) experimentell das günstigste Stabilitätsmaß zu ermitteln und bei der Auslegung des Höhenleitwerks mittels Profilwahl und allenfalls Turbulenzmaßnahmen versuchen, einen möglichst stetigen Momentenverlauf zu erreichen.

Die CFK-Bauweise hat es möglich gemacht, die Flächenbelastung deutlich zu reduzieren. Als Folge davon sind Probleme mit der Thermikbremse (DT) entstanden. Diese Schwierigkeiten treten generell bei Modellen mit geringer Flächenbelastung auf. Beispielsweise auch bei P30-Modellen. Auf der Suche nach Lösungen zeigte sich, dass das Verhalten bei DT mit steigender Höhenleitwerksfläche immer besser wurde (**Ref. 3**). Das daraus resultierende hohe Stabilitätsmaß macht aber eine kopflastige Trimmung notwendig, welche der Leistung abträglich ist. Eine Zurücklegung des Schwerpunktes hilft auch nur bedingt, weil dadurch eine ungünstige Windfahnenwirkung entsteht, welche das Steuerungsverhalten unsicher macht. Dies ist ein schlechter Lösungsansatz. „Man treibt den Teufel mit dem Beelzebub aus“. Besser erscheint mir der Ansatz mit einer Bremsklappe (**Ref. 3**). Dadurch wird nicht nur der Widerstand

erhöht, auch der Trimm ändert sich, weil der lokal reduzierte Auftrieb das Modell schneller sinken lässt. Sollte dies ausnahmsweise nicht genügen, kann man vorsehen etwas später doch noch die übliche DT auszulösen. Eine weitere Möglichkeit zur Thermiksicherung haben P30 Flieger aufgezeigt. Sie schwenken den ganzen Rumpf um circa 45° nach oben. Dadurch werden bei der Stabilisierung unter DT nicht nur die veränderlichen Höhensteuerwinkel wirksam, auch die Hebelarme verändern sich in günstiger Weise.

Flug- und Sinkgeschwindigkeit

Ohne auf die Theorie einzugehen sollen hier die Formeln für die Flug- und Sinkgeschwindigkeit in einer für F1E-Modelle angepassten und soweit zulässig, vereinfachten Form angegeben werden. Das mag an die Anekdote erinnern, wonach an der preußischen Militärakademie der Lehrsatz von Pythagoras nicht bewiesen, sondern auf militärisches Ehrenwort hin doziert wurde. Wer sich für die theoretischen Hintergründe interessiert, dem möchte ich das Buch von Fred Thomas (**Ref. 4**) empfehlen, wo die aerodynamischen und flugmechanischen Grundlagen gut verständlich dargestellt werden. Obwohl das Buch primär für Segelflieger geschrieben wurde, findet der interessierte Modellflieger eine Menge Wissenswertes. Dies gilt auch für die Kapitel unter Entwurfsoptimierung, wo die Aufgabe viele Ähnlichkeiten mit F1E aufweist. Leider ist das Buch vergriffen und nur noch in technisch orientierten Bibliotheken, oder übersteuert antiquarisch erhältlich.

$$v = 0.133 \sqrt{\frac{G}{F * c_a}} \quad \text{(Formel 1)}$$

v : Fluggeschwindigkeit in Meter/Sekunde
 G : Gewicht in Gramm
 F : Flügelfläche in Quadratmeter
 c_a : Auftriebsbeiwert

Der Faktor vor der Wurzel berücksichtigt den Einfluss der Luftdichte, sowie die Auftriebsverluste bei den Flügelenden. Der Faktor wurde, auf Kosten der physikalischen Exaktheit (Dimensionsbetrachtung) so angepasst, dass die Gewichtsangabe des Modells, wie unter Freifliegern üblich, in Gramm eingesetzt werden kann. Das Gewicht basiert auf einer Abschätzung, auf die später noch näher eingegangen wird. Die Flügelfläche wird willkürlich gewählt. Ob diese Annahme vernünftig war, zeigt sich später bei den Geschwindigkeitspolaren.

Zur Veranschaulichung ein Beispiel: Ein 0,41 Kilogramm schweres Modell mit einer Flügelfläche von 0,30 Quadratmeter fliegt mit einem Auftriebsbeiwert von 1,1. Die Fluggeschwindigkeit beträgt demnach:

$$v = 0.133 \sqrt{\frac{412}{0.3 * 1.1}} = 4.7 \text{ (m/s)}$$

Der geneigte Leser wird bemerkt haben, dass es sich bei diesem Beispiel um ein F1A-Modell handelt.

Die Berechnung der Sinkgeschwindigkeit gestaltet sich ähnlich wie diejenige der Fluggeschwindigkeit. Die Sache wird aber etwas komplizierter, weil auch der Einfluss des Widerstandes berücksichtigt werden muss. Dazu muss die Steigzahl des Modells bestimmt werden. Die Steigzahl ist ein Maß für die aerodynamische Güte eines Profils, eines Flügels oder eines Modells bezüglich der Sinkgeschwindigkeit.

Berechnung: Steigzahl = $c_a^{1.5} / c_w$ gesamt.

Sie wird oft auch als Power Faktor bezeichnet und erscheint in der Formel für die Sinkgeschwindigkeit reziprok.

Sinkgeschwindigkeit

$$v_{sink} = 0.133 \sqrt{\frac{G}{F} * \frac{c_w(gesamt)}{c_a^{1.5}}}$$

v_{sink} : Sinkgeschwindigkeit in Meter/Sekunde

G : Gewicht in Gramm

F : Flügelfläche in Quadratmeter

c_w : Widerstandsbeiwert

c_a : Auftriebsbeiwert

Der Gesamtwiderstand setzt sich aus dem Profilwiderstand, dem induzierten Widerstand und dem Restwiderstand zusammen. Den Profilwiderstand ermittelt man in der c_a / c_w Polare in Profili. Dazu kann in guter Näherung die Reynoldszahl der mittleren Flügeltiefe verwendet werden. Die Reynoldszahl (Re) berechnet sich zu:

$$Re = v * t_m * 70000$$

v : Fluggeschwindigkeit in Meter/Sekunde

$t_m = F/b$: mittlere Flügeltiefe in Meter

F : Flügelfläche in Quadratmeter

b : Spannweite in Meter

$$Re = v * \frac{F}{b} * 70000 \quad \text{(Formel 2)}$$

Beispiel: Für das F1A-Modell folgt:

$$Re = 4,7 * 0,3 / 2,3 * 70000 = 42913 \sim 43000 = 43 K$$

Der induzierte Widerstand entsteht, weil das Modell Luft nach unten beschleunigen muss, um Auftrieb zu erzielen. Es fliegt daher sozusagen im eigenen Abwind. Je grösser die Spannweite, desto grösser die erfasste Luftmasse, umso geringer muss sie beschleunigt werden, desto geringer der induzierte Widerstand. Formelmässig lässt sich dieser Zusammenhang folgendermaßen ausdrücken.

$$c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi * \Lambda}$$

Λ : Flügelstreckung (bei Rechteckflügeln: $\Lambda = b/t$; bei beliebigen Grundrissen $\Lambda = b^2/F$)

F : Flügelfläche in Quadratmeter

b : Spannweite in Meter

t : Flügeltiefe in Meter

Bei gegebener Flügelfläche und Spannweite ergibt sich somit:

$$c_{wi} = \frac{c_a^2 * F}{\pi * b^2}$$

Nun muss noch der Restwiderstand berücksichtigt werden. Es genügt im Rahmen dieser Untersuchung voll- auf, wenn die Summe dieser Widerstände (Leitwerke, Steuerung, Rumpf, Interferenz, Befestigungen, Anlenkungen) durch einen konstanten Wert berücksichtigt wird. Bei der Suche nach widerstandsarmen Leitwerksprofilen, die möglichst ohne Turbulator einen sauberen Verlauf ca über den Anstellwinkel ergeben, stößt man im „Profil“ durch Variation der Profilparameter auf die strömungsgünstig ausgebildete ebene Platte mit einem Dickenmaximum von 3% (bei 15-20% der Tiefe). Solche Profile werden seit „Urzeiten“ verwendet. In Balsabauweise konnten sie sich aus strukturellen Gründen wegen mangelnder Form- und Verzugsstabilität nicht durchsetzen. Heute hat man die Mittel mit einer CFK D-Box und Hochmodulholmen diese Leitwerke den hohen Anforderungen entsprechend adäquat zu bauen. Bei Verwendung solcher Profile sollte der Schwerpunkt (bei optimalem Stabilitätsmaß) auf circa 45% der mittleren Flügeltiefe gelegt werden. Dies ist der günstigste Kompromiss bezüglich Arbeitspunkt und DT-Verhalten. Die bei einem nach vorne verschobenen Schwerpunkt entstehende, günstige Windfahnenwirkung macht zudem das Steuerverhalten zuverlässiger. Basierend auf diesen Voraussetzungen bezüglich Profilierung kann für den Restwiderstand ein c_w von 0,01 eingesetzt werden. Ist ein Turbulator erforderlich, kommt noch ein abgeschätzter Wert von 0,004 zum Profilwiderstand aus dem Profili bei $N_{Crit}=6$ dazu.

Daraus ergibt sich die Formel für die Sinkgeschwindigkeit:

$$v_{sink} = 0.133 \sqrt{\frac{G}{F}} * \frac{c_w(Profil) + \frac{c_a^2 * F}{\pi * b^2} + 0.01}{c_a^{1.5}} \quad (\text{Formel 3})$$

Beispiel: Sinkgeschwindigkeit für das F1A-Modell aus den Beispielen 1 und 2.

$$v_{sink} = 0.133 \sqrt{\frac{412}{0.30}} * \frac{0.26 + \frac{1.1^2 * 0.30}{\pi * 2.3^2} + 0.01 + 0.004}{1.1^{1.5}} =$$

0,26 m/s

Gewichtsabschätzungen

In **Formel 2** fehlt noch die Quantifizierung der Gewichtsangabe. Da es um die Auslegung von Wettbewerbsmodellen geht, wird hier, trotz der eingangs erwähnten Bedenken bezüglich Bauspass und Hochspannungsleitungen, die Abschätzung des Strukturgewichts, basierend auf einer optimierten CFK Leichtbauweise durchgeführt. Eine konsequente, vernünftige Gewichtsreduktion erweitert bei Universal- und Leichtwindmodellen das Einsatzspektrum in Richtung einer Verringerung der minimalen Sinkgeschwindigkeit.

Zuerst einige grundsätzliche Überlegungen. Der Hauptanteil der Strukturauslegung wird durch Handlings- und Landelasten bestimmt. Bei den Fluglasten wird die

notwendige Torsionssteifigkeit- und Festigkeit bei Verwendung einer D-Box schon mit dem leichtesten CFK-Gewebe erreicht. Eine Abschätzung der Holmdimensionierung braucht etwas mehr Aufmerksamkeit. Wichtig ist, dass pultrudierte Hochmodul Holmgurte (VAN DIJK PULTRUSION PRODUCTS) vorgesehen werden. Wegen der exakten Faserausrichtung und dem optimalen Harzgehalt erreichen sie wesentlich höhere Druckfestigkeitswerte als solche, die handlaminiert sind oder aus Prepregs hergestellt werden. Wegen der höheren Zugfestigkeit ist es vom Leichtbaugesichtspunkt her vorteilhafter, den Querschnitt der Zuggurte im Vergleich zu den Druckgurten (je nach Verfügbarkeit der Halbzeuge) auf 50-70% zu reduzieren. Die Holmbreite kann von 100% bei der Flügelwurzel auf 40% beim Knick und auf 1 mm am Flügelende verringert werden. Für die Dimensionierung des Holms wurde beim Druckgurt durch Ballastzugabe das sechsfache Minimalgewicht berücksichtigt. Das Lastvielfache beträgt 3 und der Sicherheitsfaktor 1,5. Ausmultipliziert ergibt sich eine rechnerische Last, die dem 27-fachen Modellgewicht entspricht. Zum Vergleich, bei F1A-Modellen muss mit einem Wert um 100 gerechnet werden. Die Verwendung von Hochmodulfasern lässt eine Vergrößerung des Rippenabstandes in der D-Box zu. Die Tiefe der D-Box kann aus Gewichtsgründen schmal gehalten werden: 20% genügen. Zur Abstützung des +-45° Aufleimers (Schließen der D-Box und Schubübertragung) und zur Knickstabilisierung der Gurte wird im Raum dazwischen Rohacell 51 vorgesehen. Hinweise zur Herstellung der C-Schale und des Holmes findet man unter (**Ref. 6** und **Ref. 7**).

Bespannung, Rippen, Endleiste und die Schlagverstärkung der Eintrittskante werden von Lande- und Handlingslasten bestimmt. Da eine gewisse Robustheit im forcierten Wettbewerbseinsatz vorteilhaft ist, sollte man es bei der Gewichtsreduktion dieser Elemente nicht übertreiben.

Das Gewicht von Leitwerk, Rumpf und Flügelverbinder beträgt 20% des Flügels. Das Gewicht des Timers, der Steuerung und der Mechanismen wird mit total 100 Gramm berücksichtigt. Käufliche Magnetsteuerungen sind zum Teil wesentlich schwerer, was zur Gewichts-kompensation einfach hergestellter Leitwerksträger durchaus gerechtfertigt ist. Orientiert man sich aber an der Technologie der führenden F1A-Konen, kann die Steuerung (mit Ausnahme des Magneten) wesentlich leichter realisiert werden.

Basierend auf diesen Abschätzungen und Annahmen kann eine Gewichtsfunktion (Minimalgewicht für beliebige F1E-Modelle) entwickelt werden. Das Resultat dieser detaillierten Untersuchung zeigt bei gegebener Fläche den geringen Einfluss der Spannweite auf das Minimalgewicht. Die Erklärung dazu folgt daraus, dass einerseits die flächigen Strukturelemente (D-Box, Bespannung, Cap-Strips), die sich gewichtsmässig proportional zur Fläche verhalten, circa 60% ausmachen. Andererseits erhöht sich das Gewicht der linearen Strukturelemente (Endleiste, Nasenverstärkung, bedingt auch die Holmgurte) mit der Spannweite, wäh-

rend der Gewichtseinfluss der voluminösen Strukturelemente (Rippen, Holmkern) mit grösser werdender Spannweite abnimmt (Analogie zum Vollbalsaflügel). Diese beiden Effekte kompensieren sich zufälligerweise weitgehend, wodurch eine deutliche Vereinfachung der Gewichtsfunktion möglich wird. Die unerfreuliche Tatsache, dass jedes Flugobjekt schwerer wird als vorgesehen, wird mit einem Faktor von 1,1 berücksichtigt.

Gewichtsfunktion

$$G = \text{Konstante} + 413 * F$$

G: Gewicht in Gramm

F: Flügelfläche in Quadratmeter

$$G = 100 + 413 * F$$

(Formel 4)

Profilwiderstand

Dieser wird mit Hilfe von Profili Pro in Funktion der Reynoldszahl (Formeln 1 und 2) sowie vorgewählter c_a -Werte in der c_a - c_w -Polare ermittelt. Das Berechnungsprogramm, erstellt von Mark Drela, anwenderfreundlich aufbereitet von Stefano Duranti, ist das einzige geeignete Tool für solche Übungen. Es findet immer mehr Akzeptanz. Die größte Unsicherheit bei theoretischen Beiträgen zur Auslegung von Freiflugmodellen besteht beim Einsatz von Turbulatoren. Das Profili verfügt über einen Ansatz, Turbulatoren abzuschätzen, die Resultate sind fragwürdig. Selbst der „Erfinder“ Mark Drela distanziert sich eher davon. Was recht gut funktioniert, ist der Weg über den „Turbulenzfaktor“ N_{crit} . Die Ansicht, dass $N_{crit}=6$ der Situation mit einem Turbulator entspricht und $N_{crit}=9$ den Fall ohne Turbulator widerspiegelt, wird oft von theoretisch interessierten Modellfliegern vertreten. Was dabei nicht berücksichtigt wird, ist der Zusatzwiderstand des Tubulators. Er ist schwer abzuschätzen und dürfte mit großer Unsicherheit behaftet um $C_w=0,004$ liegen. Vergleicht man im Profili die Polaren eines Profils im Re -Zahlbereich von 20 000 bis 100 000 in Schritten von jeweils 10 000, sowohl für $N_{crit}=9$ (kein Turbulator), als auch für $N_{crit}=6$ (Turbulator), so lassen sich drei Bereiche unterscheiden.

1. Turbulatorbereich (Re unter 50 000) Hier bringen Turbulatoren eindeutige Vorteile sowohl punkto Leistung wie auch Stabilität. Sie sind ein „must“, sofern nicht andere Anforderungen hereinspielen wie bei F1A, F1B, F1C und F1Q der Wunsch nach wenig Widerstand im

„Steigflug“.

- Übergangsbereich Die Vorteile von Turbulatoren werden immer geringer, bis sie bei Reynoldszahlen um 70 000 gänzlich verschwinden. Versuche in diesem Bereich können sich lohnen.
- Keine Turbulatoren (Re über 70 000). Der Zusatzwiderstand von Turbulatoren (auch der von „natürlichen“, verursacht durch Bespannungseinfälle an Holmen und Rippen) sollte möglichst vermieden werden.

Heikel wird die Sache, wenn sich eine Untersuchung über einen Reynoldszahlbereich erstreckt, wo nur teilweise Turbulatoren notwendig sind. Bei der Interpretation der Ergebnisse sollte dies berücksichtigt werden. Noch ein Hinweis zu Turbulatorversuchen. Die Firma: Glasfaser-Flugzeug-Service-GmbH, D-72582 Grabensetten, von Vater und Sohn Streifeneder stellt 3 D-Turbulatoren als Meterwahre in verschiedenen Dicken (0,2 mm bis 0,5 mm) her, die bereits mit einem Haftkleber versehen sind und sich daher bei Versuchen leicht austauschen lassen. Sie weisen eine Zickzack-Form auf und können beispielsweise mit Saalflug Gummischneidern in der Breite halbiert auf die bei Freifliegern übliche Dreiecksform gebracht werden. Es gibt neben den 3-D-Turbulatoren noch weitere Erscheinungsformen die möglicherweise den üblichen Schnurturbulatoren überlegen sind. Die Natur macht uns da einiges vor; Zacken, Borsten Kölbchen usw. Allerdings hatte sie mehr Zeit zum Experimentieren. Damit sind alle Elemente bereitgestellt für die Berechnung der Geschwindigkeitspolaren beliebiger Modellkonfigurationen, die bezüglich Flügelgrundriss und Strukturauslegung den als vorteilhaft erachteten oben angeführten Richtlinien entsprechen.

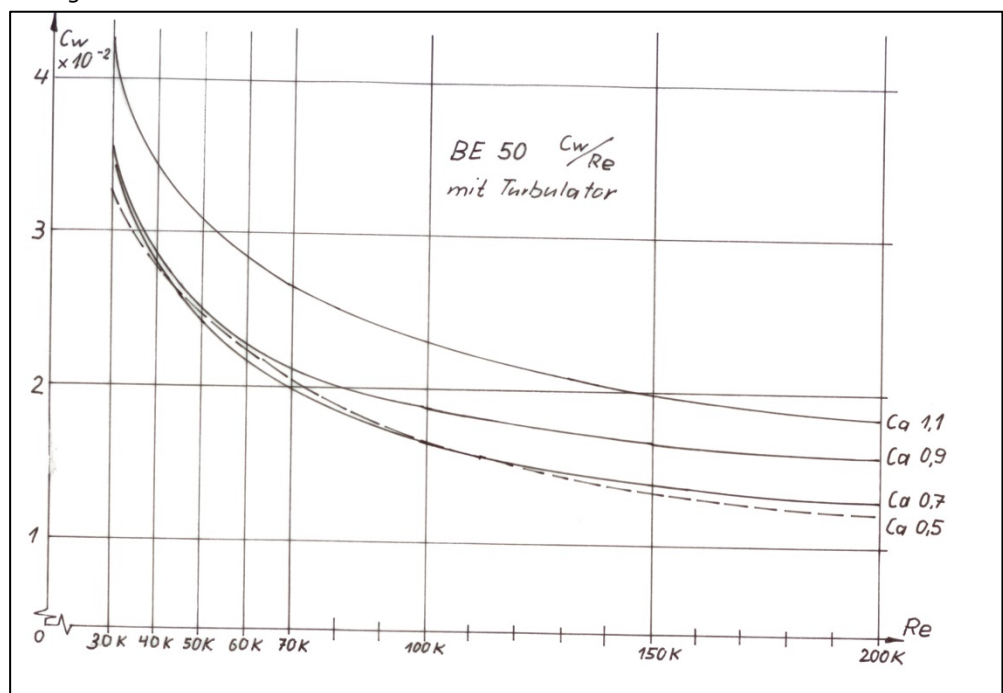


Bild 2: C_w -Werte für bestimmte C_a -Werte in Abhängigkeit der Reynoldszahl.

Als Beispiel und erster Schritt wird für das Profil BE 50 eine Schar von Modellen mit Spannweiten von 2, 2 m, 2,6 m, 3,0 m, sowie Flügelflächen von 0,3 m², 0,4 m², 0,5 m², 0,6 m² und 0,7 m² berechnet. Zusätzlich wird die Wirkung von Ballastzugaben (2-, 4-, und 8-faches Minimalgewicht) untersucht. Dazu empfiehlt sich die Anwendung eines Excel-Rechenschemas.

Vorgehen

Im Profili „Profildatenbank“ anwählen, gewünschtes Profil selektieren, „Polare“ anklicken, unter „ X-Achsen Einstellungen“ gewünschten NKrit – Wert eingeben, unter „Zeichne die Polaren: gleiches Profil gegen unterschiedliche Re (Typ 1)“ die interessierenden Re-Zahlen eingeben, „zeichne die Polaren“ anklicken, darauf erscheint die Cl-Cd-Polare, mit den Kurven für die verschiedenen Reynoldszahlen.

Da die Formeln 1 und 2 Zwischenwerte für die Re-Zahlen liefern, ist es praktischer, die im Cl-Cd-Diagramm für Cl 1,1, 0,9, 0,7 und 0,5 herausgelesenen Cd-Werte in einem Cd-Re-Diagramm mit den Ca-Kurven als Parameter darzustellen. Dies erleichtert die Interpolation.

Obwohl die Menge der Konstruktionsparameter möglichst eingeschränkt wurde ergeben sich dadurch 60 virtuelle Modelle, wobei mit verschiedenen Cl- Werten jeweils vier Sinkgeschwindigkeiten errechnet werden. Situativ wurde zusätzlich noch das Profil B 6456 F eingesetzt, sowie die Grenzen der Verwendung von Turbulatoren abgeschätzt.

Die Auswertung dieser Daten sollte folgende Fragen klären:

- Wie kann das Einsatzspektrum welches sich von Windstille bis zu Windgeschwindigkeiten von 10 m/s erstreckt, möglichst wirkungsvoll abgedeckt werden?
- Sind dazu verschiedene Modellkonzepte notwendig oder ist es möglich durch geeignete Maßnahmen mit einem Modell den meisten Wettbewerbssituationen gerecht zu werden?

Das „Universalmodell“ wurde zuerst abgeschätzt. Nach einigen Vorabklärungen wurde dazu das Profil BE 50 verwendet und die damit erreichbaren Flug- und Sinkgeschwindigkeiten für die virtuellen Modelle errechnet. Vor der Interpretation der Ergebnisse sind einige Bemerkungen notwendig. Die Geschwindigkeitspolaren sind DAS Instrument um die günstigsten Entwurfparameter aus der Datenflut herauszufiltern. Ganz klar zeigt sich darin die Überlegenheit der Gewichtsanpassung (Hüllkurve E; nahezu erreicht durch Ballastzugaben oder mehrere Modelle) verglichen mit dem Schnellertrimmen (Kurven A, B, C, D). Es ist nicht möglich die Hüllkurve E vollständig zu realisieren. Es ergibt sich daher eine Mischung aus einer Girlanden- und einer Sägezahnkurve, erreicht durch eine Kombination von Gewichts- und Trimmanpassungen. Die Abweichungen dieser Girlanden- Sägezahnkurve von der idealen Hüllkurve hängen von der Anzahl und der Platzierung der verschiedenen Zusatzgewichte ab. Drei mögliche Gewichtskorrekturen sollten ausreichen. Hinweise zur praktischen Umsetzung folgen später.

Für die Spannweitengruppen: 2,2 m, 2,6 m, 3,0 m, wurde jeweils die günstigste Flügelfläche selektiert. Es

ergeben sich 0,3 m² für 2,2 m, 0,4 m² für 2,6 m und 0,5 m² für das 3 Meter-Modell.

Universalmodell

Für das dadurch ausgewählte „Universalmodell“ konnte daraus die Geschwindigkeitspolare (vorausehend präsentiert in **Bild 1**) erstellt werden. Die gewählte Spannweite entspricht einem Kompromiss. Erwartungsgemäß zeigt das Dreimetermodell wegen dem Reynoldszahleinfluss die geringsten Sinkgeschwindigkeiten. Demgegenüber steht die Erfahrung, dass große Modelle bei hohen Windgeschwindigkeiten und entsprechender Böigkeit deutlichere Höhenverluste zum Auskorrigen von Störungen erleiden.

Wie **Bild 1** zeigt, ermöglichen die hervorragenden Eigenschaften der CFK-Bauweise, Ausnahme elektrische Leitfähigkeit, die Realisierung eines Universalmodells. Dabei bleibt noch die Frage, was spezialisierte Modelle im Vergleich dazu leisten können.

Leichtwind und Fly-Off-Modell

Da die Böigkeit bei diesen Bedingungen gering ist und es primär nur um das Abfliegen einer gewissen Höhe geht, kann ein solches Modell weitgehend auf geringes Sinken hin ausgelegt werden. Bei der Profilwahl kann man sich an den Erfahrungen der F1A-Flieger orientieren und Profile mit einer Wölbung von 6 % bis 7% (Wölbungsmaximum bei 40% bis 45%), Profildicke 6% bis 6,5% (Dickenmaximum ungefähr bei 20%) und einem Nasenradius von 1% vorsehen.

Spannweite (m)	3	3,5	4	4,5
Flügelfläche (m ²)	0,5	0,6	0,7	0,8
Sinkgeschwindigkeit (cm/s)	18,7	17,3	16,5	15,9
Fluggeschwindigkeit (m/s)	3,2	3,1	3,0	2,9
Streckung	18	20	22	25
Gewicht (g)	307	348	389	430

Große Modelle bringen hier, wegen dem Reynoldszahleinfluss Vorteile. Keinesfalls sollte man versuchen, falls notwendig, die Höhenleitwerksfläche, zugunsten von einem „günstigeren“ DT-Verhalten mit einem Klapphöhenleitwerk zu vergrößern. Der geringe Gewinn wird dadurch leicht überkompensiert. Da kopflastig getrimmte Modelle im unteren Geschwindigkeitsbereich bald zu hohe Sinkgeschwindigkeiten ergeben, interessiert beim Profilvergleich primär der Bereich zwischen Ca 1,1 und 0,6. dort ist das B6456f bei Re 30 000 dem BE 50 überlegen und bis Re 70 000 zumindest ebenbürtig. Es ist denkbar, nicht zu große Schwachwindmodelle bis zu Fluggeschwindigkeiten von 7 m/s mit geeigneter Ballastierung einzusetzen. Welche Sinkgeschwindigkeiten können absolute Spezialmodelle mit hohen Spannweiten erreichen?

Windmodelle

Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit nimmt der Profilwiderstand wegen den höheren RE- Zahlen ab. Damit verschiebt sich auch das Optimum für den Auftriebsbeiwert mit dem geringsten Sinken zu geringeren Wer-

ten. Sonst wird der prozentuale Anteil des Induzierten Widerstandes am Gesamtwiderstand zu hoch für die günstigste Auslegung.

Dies erleichtert die Suche nach einem „Wunderprofil“ für ein „Zwischenmodell“. Wie bereits erwähnt, dürften für Windmodelle kleinere Spannweiten günstiger sein. Durch die ohnehin hohen RE-Zahlen ist der Größeneinfluss auf die Sinkgeschwindigkeit geringer, andererseits verlieren kleinere Modelle weniger Höhe beim Ausbügeln von Störungen. Es dürfte schwierig sein, ein signifikant besseres Profil als das BE 50 für Windmodelle zu finden. Andererseits kann bei den hohen Re-Zahlen der Turbulator weggelassen werden. Bei einem Allroundmodell ist dies wegen den geringen Re-Zahlen im unballastierten Schwachwindeinsatz nicht möglich. So

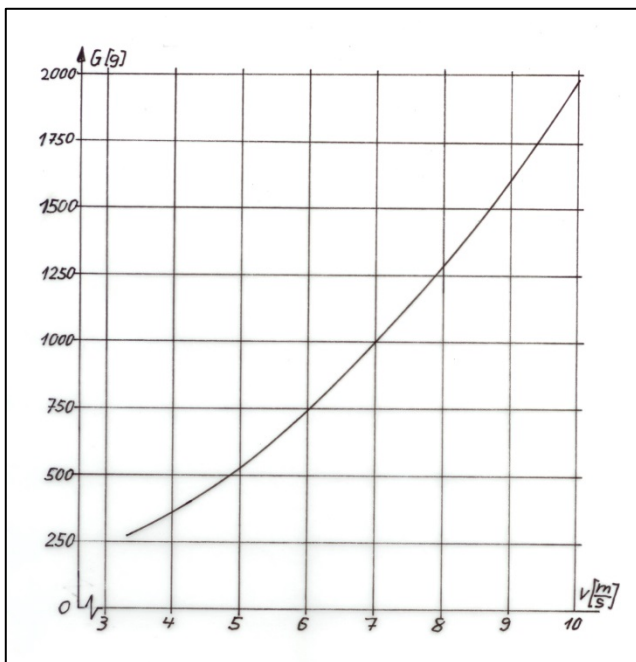


Bild 3: Bandbreite der optimalen Ca-Werte für verschiedene Fluggeschwindigkeiten.

kommt schließlich doch noch ein spürbarer Vorteil für ein spezialisiertes Windmodell mit einer Verringerung der Sinkgeschwindigkeit um 10%, bei einer Fluggeschwindigkeit von 10 m/s, zustande. Das hohe Gewicht erlaubt große Freiheiten in der Ausgestaltung von Windmodellen. Wichtig ist, dass dabei eine gute Robustheit für den rauen Flugbetrieb erreicht wird.

Fazit

Die Auswertung der Daten hat gezeigt, dass es möglich ist, durch gekonnten Leichtbau und gut vorbereitete Ballastzugabe ein Allroundmodell zu realisieren, das nahezu den gesamten Einsatzbereich der F1E-Modelle kompetitiv abdeckt. Einzig bei den seltenen Extremsituationen; Windstille und grenzwertige Sturmbedingungen können spezialisierte Modelle signifikante Vorteile erbringen. Da sich moderat ausgelegte Leichtwindmodelle bis zu einer Fluggeschwindigkeit von 7 m/s aufballastieren lassen, andererseits Windmodelle ohne Turbulator ab 7 m/s günstigere Werte ergeben, ist es denkbar das Einsatzgebiet auch mit diesen bei den Modellkonzepten abzudecken.

Praktische Umsetzung - Leichtbau

Vielen Lesern mögen die Gewichtsannahmen optimistisch vorkommen. Es muss betont werden, dass keine Einsparungen auf Kosten der notwendigen Robustheit im Wettbewerbseinsatz vorgesehen wurden. Das niedrige Gewicht wird allein durch konsequente Anwendung einer optimierten Leichtbauweise mit im Handel erhältlichen Halbzeugen und Strukturkomponenten erreicht. Die zum Bau notwendigen Werkzeuge und Formen lassen sich im Rahmen einer üblichen Werkstattausrüstung realisieren.

Voraussetzungen

- Verwendung von pultrudierten (MVD) in der Breite konisch zugeschliffenen Hochmodul-Holmgurten. Beispielsweise für das Universalmodell: Druckgurt „H1RE 4800“ 4 mm * 1,1 mm konisch reduziert auf 2 mm beim Knick und 1 mm an der Flügelspitze, Holmgurt zwischen Metallplatten klemmen, mit „Permagrit“- Schleifklotz (RG) überstehendes Material grob wegschleifen, Weitere Verarbeitung nach **Ref. 7**. Zuggurt „H1RE 6A00“ 6 mm * 0,6 mm, konisch reduziert auf 4 mm, 2 mm, 1 mm. (**Bild 5** Positionen 1 und 2)
 - D-Box (Torsionsröhre), rundum leichtes +- 45° orientiertes C-Gewebe (61 g/m² oder 68 g/m²) Verarbeitung nach **Ref. 6** und **Ref. 7**. (**Bild 5** Position 4)
 - Leichte CFK-Konen aus der F1A-Szene z. B. Markarov.
 - Icarex-Bespannung 35 g/m², Nicht über die D-Box. (**Bild 5** Position 11)
 - Flügelstreckung, konisch abgestuft ausgebohrtes Alurohr (Legierung 70 75) (Ausnahme bezüglich der Bemerkung zur Werkstattausrüstung)
 - Sollbruchstellen beim Ohrknick durch austauschbare, gekerbte Aluröhrchen
 - Unnötige Gewichte beim Rumpfvorderteil und der Steuerung vermeiden.
- Position 3 MvD Endleiste 3,8 mm * 0,8 mm
 - Position 5 MvD Aufleimer 1,5 mm * 0,12 mm
 - Position 6 „Rohacell“ 52
 - Position 7 Nasenleiste Balsa 2 mm * 6 mm, 0,15 g/cm³
 - Position 8 Rippen Balsa 2 mm, C-grain, 0,15 g/cm³, Abstand 50 mm
 - Position 9 D-Box-Rippen, Balsa 1 mm, C-grain, 0,12 g/cm³
 - Position 10 3-D Turbulator

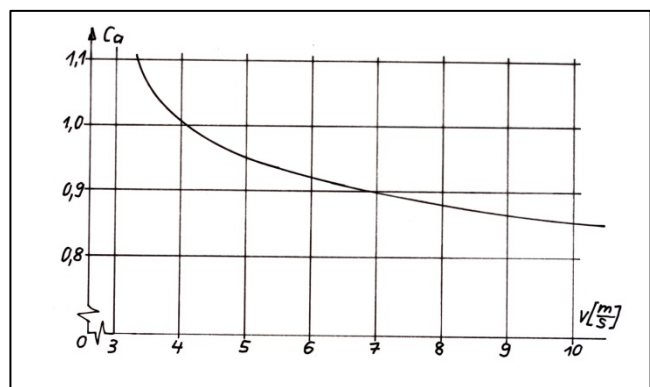


Bild 4: Auftriebsbeiwert über Fluggeschwindigkeit

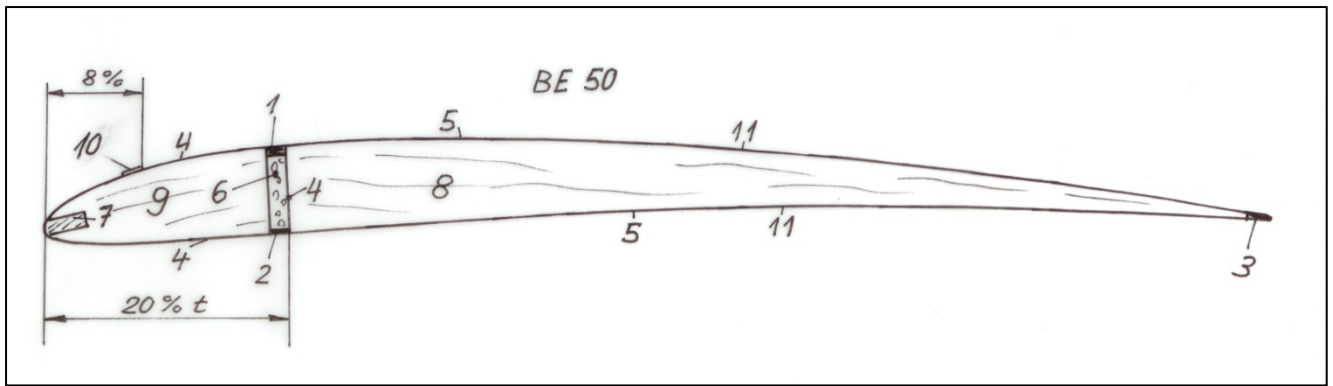


Bild 5: Informationen zum Flügelbau

Ballastierung

Der theoretische Teil dieses Beitrages zeigt anhand der Geschwindigkeitspolare die großen Vorteile von einem zur Fluggeschwindigkeit passenden Gewicht auf. Zur Realisierung der bereits erwähnten Girlanden- Sägezahnkurve dürften drei Zusatzgewichte ausreichen (400 g, 800 g, 1300 g). Eine günstige Möglichkeit diese Gewichte anzubringen, besteht darin Blei in standardisierten Kunststoffröhren unterzubringen, und die jeweils günstigste Röhre situativ, ähnlich wie man früher Fahrradpumpen am Rahmen befestigte, unter dem Rumpf anzuklicken. Die gelegentlich praktizierte, kompliziertere Methode, Gewichte in den Flügel zu schieben (Spanloaderprinzip) ist angesichts des eher überdimensionierten Holms mit den pultrudierten Gurten nicht notwendig. Die günstigste Positionierung des Ballastes in der Röhre und die dazugehörigen Trimmungen am Leitwerk werden durch systematische Flugversuche ermittelt, am besten unter Verwendung eines Höhenloggers, und die Positionen der Trimmuschrauben notiert. Es ist zu erwarten, dass bei hohen Fluggeschwindigkeiten auch Anpassungen an der Steuerung notwendig sind. Wie die RC-Szene zeigt, wären solche Anpassungen bei elektronischen Steuerungen elegant zu realisieren, bei den klassischen Magnetsteuerungen müssen allenfalls die Steuerflossen ausgetauscht werden.

Referenzliste

- Ref. 1: Stefano Duranti: Profili 2.30a Pro www.profil2.com
- Ref. 2: Helmut Stettmaier: EWD, Längs-Stabilität. PDF
- Ref. 3: Daniel Petcu: F1E Glider Engineering, NFFS Symposium Report 2002
- Ref. 4: Stanislaw Kubit: F1E Modell, Thermiksense 4/2015
- Ref. 5: Fred Thomas: Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen, Motorbuch Verlag Stuttgart
- Ref. 6: DS: Full Skin Carbon Wings, NFFS Symposium Report 2010
- Ref. 7: DS: Holmstege für D-Box Flächen, Thermiksense 2/2013

DMM F1E 2015: Stechen der Titanen

Wolfgang Gerlach hat mich in seinem Bericht (TS 4/2015) und auch in einer E-Mail zu einer Stellungnahme zum Stechen bei „Windstille“ aufgefordert. Bei der Auswertung der Flugdaten von Werner Ackermann und Florian Winker waren einige Fragen aufgetaucht.

Dies hat mich zu einer intensiveren Beschäftigung mit den Problemen der F1E-Modelle veranlasst. Als Jugendlicher hatte ich auch etwas F1E geflogen und seither das Interesse an dieser Kategorie aufrechterhalten. Schließlich ist daraus ein Beitrag „Auslegung von F1E-Modellen“ entstanden. Eine Nachrechnung der Ca-Werte (**Formel 1**) ergibt für das Modell von Werner Ackermann einen für Freiflugmodelle rekordverdächtig hohen Auftriebsbeiwert von 1,35. Ältere Makarow-Profilen können durch ihre unüblich hohe Wölbung auch etwas größere Ca-Werte erreichen. Trotzdem, die von WG geäußerte Vermutung bezüglich Gegenwinds dürfte zutreffen. Für das Modell von Florian Winker resultiert ein Ca von 0,75. Vorausgesetzt, dass hier keine äußeren Einflüsse wirksam waren, ist dieser Wert zu niedrig. Aufgrund der verfügbaren Daten sollte sein Modell bei einem Ca von 1,1 eine um mindestens 10% geringere Sinkgeschwindigkeit erreichen können. Möglicherweise hat eine ungünstige Höhenleitwerksauslegung (Stabilitätsmaß? Profilierung?) mit dazu beigetragen, dass das Modell zu schnell getrimmt wurde. Sonst wäre das Stechen eng geworden.

Bezüglich Gleitzahl möchte ich auf die Geschwindigkeitspolare (**Bild 1**) hinweisen. Man sieht sofort, dass nur ein zwecks Geschwindigkeitserhöhung ohne Ballastzugabe schneller getrimmtes Modell eine signifikant schlechtere Gleitzahl erreichen kann.

Falls die Ähnlichkeit der Modellbezeichnung „Lack-schmi“ (Large Ackermann Schmidt) mit der indischen Göttin Maha Lakshmi, die für Liebe, Glück, Schönheit, Fruchtbarkeit, Gesundheit und Wohlstand zuständig ist, beabsichtigt war, kann der Vergleich weiter gesponnen werden:

Die „Göttin“ ist wohlproportioniert, sie wurde gut gehandelt, ihre Schwingen sind (maha) groß und sie hat etwas Übergewicht.

Dies ist nicht als Kritik zu verstehen, höchstens als Anregung. Schließlich gilt bei Wettbewerben, wo verschiedene technische Auffassungen zur Auslegung konkurrieren, wie beim Segeln, Motorsport oder auch Freiflug; „Wer siegt hat recht“.

DS