

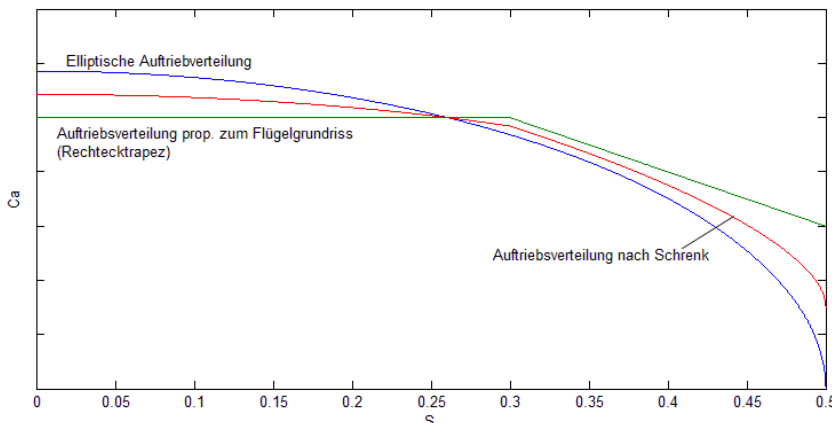
# Flügelverbindungen

## - die Achillesferse der F1A-Modelle, Teil 2 der Serie /DS

Wie kritisch und anspruchsvoll die Auslegung der Flügelverbindungen von F1A-Modellen ist, mag folgender Vergleich illustrieren: Moderne F1A-Modelle erreichen beim Buntstart Lastvielfache von 50. Bei der bemannten Luftfahrt stehen die Redbull-Air-Racer am oberen Ende der Belastungsskala. Sie können im Flug Lastvielfache von 10 erreichen und werden auf das 18fache gestestet. Im Gegensatz zu den F1A-Seglern weisen diese Akromaschinen einen ungeteilten Flügel geringer Streckung, verbunden mit einem dicken Profil auf, was die Angelegenheit strukturell wesentlich vereinfacht.

### Flügelmomente

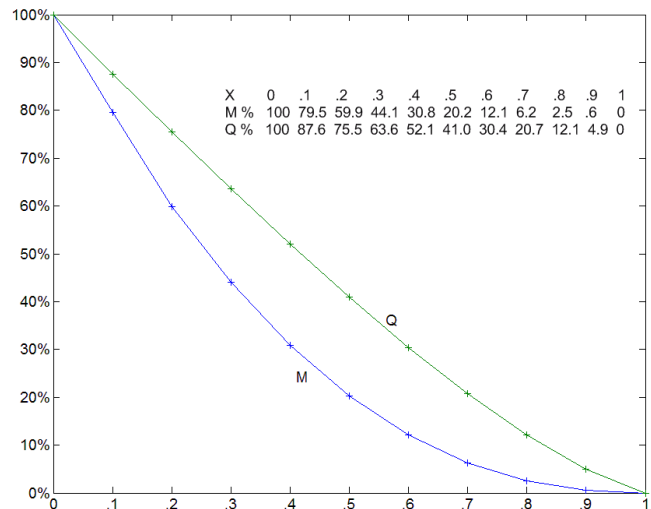
Für die Bestimmung der Flügelmomente (Moment = Kraft \* Hebelarm) wird oft die Formel von Schrenk (Ref. 1) verwendet. Sie besagt in vereinfachter Form, dass sich bei einem Flügel eine Auftriebsverteilung in der Mitte zwischen einer Ellipse und dem tatsächlichen Grundriss einstellt.



Figur 1

Die so gefundene Auftriebsverteilung kann in mehrere Abschnitte (z.B. 10) aufgeteilt werden, und deren Fläche mit dem jeweiligen Abstand multipliziert werden. Die Einzelmomente von der Flügelspitze her aufsummiert, ergeben für jeden Flügelabschnitt das entsprechende Moment. Nach etwas Fleißarbeit erhält man daraus den Momenten- und Querkraftverlauf für eine Flügelhälfte. Die Querkraft ist die Summe der jeweiligen Auftriebsabschnitte eines Außenteils. An der Flügelwurzel entspricht sie dem halben Leinenzug.

Betrachtet man den Momentenverlauf in Figur 2, so fällt auf, dass an der Wurzel ein gewaltiger Peak entsteht, in der Mitte der Flügelhälfte ist das Moment bereits auf 20% reduziert. Bild 2c bezieht sich auf einen durchschnittlichen Doppeltrapezflügel mit folgenden Eckdaten:



Figur 2

Wurzeltiefe 100%  
 Knicktiefe 86%  
 Flügelerde 65%  
 Knick bei 60%

Zudem wurde noch die übliche Wölbungsreduzierung und -Schränkung gegen die Flügelspitze berücksichtigt. Dadurch wurde das Flügelmoment verglichen mit einer ungeschränkten Fläche mit konstantem Profil um gut ein Prozent verringert.

Den Momentenverlauf braucht man für die Dimensionierung der Holmquerschnitte, den Querkraftverlauf für die Dimensionierung des Schubsteiges und dessen Verklebung mit den Holmgurten. Im Wurzelbereich ergeben sich wegen der Steckung noch wichtige Veränderungen auf die später eingegangen wird.

Vorerst wurde nur der qualitative Verlauf der Momente und der Querkraft dargestellt. Für die Ermittlung des maximalen Momentes gilt folgender Zusammenhang:

$$M = Z/2 * S/2 * R * 9.81m/s^2 \quad (\text{Formel 1})$$

M: Maximalmoment [Nmm]

Z: Leinenzug [kg]

S: Spannweite [mm]

R: Angriffspunkt der Luftkräfte einer Flügelhälfte (sie besagt, wo der gedanklich auf eine Einzelkraft reduzierte Auftrieb angreifen würde)

Bei einem elliptischen Flügel wäre die Lage der Resultierenden bei 42.4% (in der Formel wird der Wert 0.424 eingesetzt) der Halbspannweite gemessen von der Flügelmitte aus. Bei einem ungeschränkten Rechteckflügel mit unverändertem Profil ergibt sich eine Re-

sultierende bei 46.2%. Für die oft verwendeten Doppeltrapezflügel mit den bereits erwähnten Eckdaten für Grundriss und Schränkung findet man die Resultierende bei 43.8%. Bei Rechtecktrapezflügel ist die Lage der Resultierenden wegen der etwas fülligeren Auftriebsverteilung etwas weiter außen bei 44.7%. Schließlich sei noch der 6-Panel-Wing erwähnt, der zurzeit auch aus kommerziellen Gründen „en vogue“ ist, dort verläuft die Resultierende bei 43.3%. Die Momente werden dadurch etwas kleiner, was zumindest einen gesicherten Vorteil für diese Flügelform ergibt.

Der Momentenverlauf nach Figur 2 ist praktisch für alle verwendeten Flügel in guter Näherung repräsentativ. Damit ist man in der Lage für verschiedene Flügel (Spannweite, Grundriss, Belastung) rasch abzuschätzen welche Steckelemente verwendet und wie sie dimensioniert werden müssen.

Auch Steckelemente außerhalb der Flügelmitte können mit Hilfe des Maximalmoments und der Prozentangaben (Figur 2) dimensioniert werden. Für die Abschätzung von Beulproblemen zum Beispiel bei rippenlosen D-Boxen in den Flügelenden kann der Momentenverlauf ebenfalls verwendet werden.

Bei der Dimensionierung der Steckung auf Festigkeit genügt es, das Maximalmoments an der Flügelwurzel zu kennen. Es lässt sich nach Formel 1 für jeden Leinenzug sowie der gewählten Spannweite und dem vorgesehenen Flügelgrundriss ausrechnen.

Allerdings besteht ein gutes Konstruktionsprinzip darin, Problemzonen möglichst zu vermeiden. Dies lässt sich realisieren, indem man entweder die Steckung ganz weglässt und einen ungeteilten Flügel baut (z.B. Bob White) oder bei F1A-Modellen die Steckung nach außen verlegt, ungefähr in die Mitte der Flügelhälfte, wo das Moment nur noch ca. den fünften Teil des Wurzelmoments beträgt (Allard van Wallene, Pieter de Boer et al.). Die Befestigung des ungeteilten Mittelflügels muss dabei nur die Querkräfte (Leinenzug) übernehmen. Auf den umstrittenen Wingwiggler wird gänzlich verzichtet, obwohl eine Anlenkung eines ähnlichen Mechanismus im Trennbereich des Innenflügels machbar wäre.

Will man trotzdem die Steckung in der Mitte des Flügels realisieren sollte man einige Punkte beachten auf die im Folgenden näher eingegangen wird.

## Steckelement

Das Steckelement muss folgende Forderungen erfüllen:

- Genügende Festigkeit
- Hohe Steifigkeit
- Rotationsmöglichkeit (ungefähr 0° bis 2°, Wingwiggler)
- Geringes Gewicht
- Demontage für Transport
- Vertretbarer Bauaufwand
- Zumutbare Kosten
- Reproduzierbarkeit

Lässt man die bekannten und denkbaren Flügelverbindungssysteme durch den Filter dieser Anforderungen laufen, so bleiben, zuminderst für F1A-Modelle, nur die

bekanntesten und praktisch ausschließlich verwendeten Stahldrähte übrig. Eine erfolgreiche Nebenlinie sind Steckverbinder aus Kohle (z.B. Stefan Rump). Um solche Elemente erfolgreich zu gestalten, braucht es gründliche Faserverbundkenntnisse. Einfach einen Stahldraht durch einen pultrudierten Kohlenstab zu ersetzen funktioniert nicht, wie mehrere F1B-Flieger aus eigener bitterer Erfahrung zu berichten wissen. Die Kombination aus Belastungen längs und senkrecht zur Faser im Wurzelbereich verursacht dort den Bruch, abgesehen davon, dass die Druckfestigkeit von Kohlestäben geringer ist als diejenige von Stahldrähten.

## Dimensionierung der Drähte

Es ist aus der Anschauung sofort klar, dass die zulässige Belastung von den Materialeigenschaften und dem Durchmesser des Drahtes abhängt. Formelmäßig lässt sich dieser Zusammenhang folgendermaßen darstellen:

$$M = W \cdot \sigma \quad (\text{Formel 2})$$

M: Biegemoment [Nm]

W: Widerstandsmoment der Steckung (für einen Runddraht gilt:  $W = \pi/32 \cdot D^3$  oder  $W = D^3 / 10$ )

D: Drahtdurchmesser [mm]

$\sigma$ : Spannung bei der Dehngrenze (Spannung = Kraft / Fläche), als Dehngrenze bezeichnet man die Spannung bei der erstmals eine plastische Verformung eintritt.

Während sich das Widerstandsmoment exakt und das Biegemoment genügend genau quantifizieren lässt, besteht bei der Dehngrenze eine große Unsicherheit. Dieser Wert hängt von der Materialwahl und der thermischen Behandlung, sowie vom Drahtdurchmesser ab. Wird der Draht über die Dehngrenze hinaus beansprucht, erreicht er den plastischen Bereich und bleibt dauerhaft verbogen. Einige F1A-Flieger „leben“ mit dieser Situation und versuchen verbogene und gerichtete Drähte exakt positioniert wiedereinzusetzen. Die Reproduzierbarkeit ist damit nur bedingt gewährleistet. Aufgrund der verfügbaren Dimensionen (geringe Bauhöhe) wird bei F1A-Modellen die Auslegung einer Steckung auf jeden Fall zur Gratwanderung zwischen der Wahl des Drahtdurchmessers und der Gestaltung der Bohrung im Flügel. Hier könnte die Verwendung von dickeren Buntprofilen (Ref. 2) die Sache vereinfachen. Zumindest für Klaviersaitendrähte der Sorte C (DIN 17 223 T1, erhältlich in Modellfachgeschäften und bei gewissen Stahlhändlern) kann die Dehngrenze einigermaßen quantifiziert (+/- 100 N/mm<sup>2</sup>) werden. Basierend auf Katalogangaben und dem Erfahrungswert, dass die Dehngrenze ca. 100 N/mm<sup>2</sup> tiefer als die Bruchgrenze liegt, ergeben sich folgende Werte:

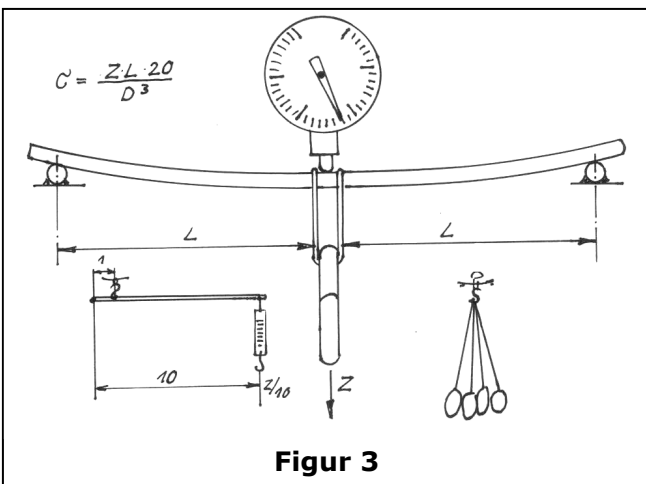
D = 5 mm	$\sigma = 1650 \text{ N/mm}^2$
D = 5.5 mm	$\sigma = 1605 \text{ N/mm}^2$
D = 6mm	$\sigma = 1575 \text{ N/mm}^2$
D = 6.5 mm	$\sigma = 1545 \text{ N/mm}^2$
D = 7 mm	$\sigma = 1515 \text{ N/mm}^2$

Höhere Werte lassen sich nur mit Spezialstählen (z.B.: Silberstahl) mit entsprechender thermischer Behandlung erreichen. Damit explodiert sofort der Aufwand und auch die Kosten, weil die notwendigen Operationen: mechanische Bearbeitung, Härten, Überschleifen, Anlassen von Spezialisten ausgeführt werden müssen. Immerhin besteht dabei die Möglichkeit die Enden der Drähte auszubohren, wodurch sich nicht nur eine Gewichtersparnis sondern auch eine günstigere Situation bezüglich der Ansmiegung an die Bohrung ergibt. Darauf wird im Abschnitt „Gestaltung der Flügelbohrung“ in der Fortsetzung näher eingegangen.

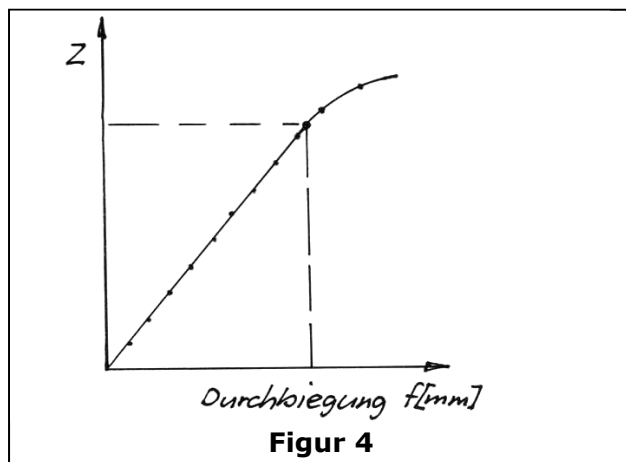
Beispiel: Ein F1A-Player sucht für ein Allwettermodell mit einem Doppeltrapezgrundriss und einer Spannweite von 2.2 m den passenden Durchmesser für den Steckungsdraht. Da er nicht mehr zu den Supersportlern der Szene zählt, glaubt er mit einem maximalen Leinizug von 15 kg auszukommen, daraus folgt:  
 $M = 15\text{kg}/2 * 2200\text{mm}/2 * 0.438 * 9.81\text{m/s}^2 = 35'448 \text{ Nmm}$   
 Algebraisch Interessierte können aufgrund der gegebenen Formeln und Materialdaten den notwendigen Drahtdurchmesser errechnen (Resultat 6.1). Einfacher und schneller geht es, wenn man basierend auf Erfahrungen die Sache zuerst mal mit 6 mm Draht durchrechnet und nachher allenfalls korrigiert. Man sieht, dass ein 6 mm Klaviersaitendraht bereits bei einem gedungenen Modell und moderater Last an seine Grenzen stößt. Die Situation lässt sich durch Erhöhung der Dehngrenze, oder falls möglich durch einen größeren Drahtdurchmesser verbessern. Wer die teuren thermischen Behandlungen vermeiden will, kann versuchen, Auswerferstifte für Spritzgussformen aus dem Werkzeughandel im Backofen so anzulassen, dass sie für F1A-Modelle brauchbar werden.

### Prüfung der Drähte

Da es nicht ratsam ist die Tauglichkeit von Stahldrähten im Flugversuch auszutesten, ist es vorteilhaft die Dehngrenze und allenfalls bei zu harten Drähten auch die Bruchgrenze mit einem Versuch zu ermitteln. Hierzu eignet sich der aus der Materialprüfung bekannte 3-Punkt-Biegeversuch, der mit einfachen Mitteln durchge-



führt werden kann. Der Aufbau geschieht nach Skizze 3. Dabei wird für verschiedene Lasten die Durchbiegung des Drahtes ermittelt. Aus der Auftragung der Deformationen über die Last kann der Wert für die Dehngrenze bestimmt werden. Sie liegt dort, wo die Kurve beginnt flacher zu werden



Die Last kann stufenweise zum Beispiel mit Sandsäcken à 10 kg oder mit einer Hebelübersetzung von Hand über eine Zugwaage aufgebracht werden. Wichtig ist dabei, dass die Messuhr so montiert wird, dass eine Deformierung der Messeinrichtung das Resultat nicht verfälscht. Ist die Vorrichtung einmal aufgebaut, lassen sich auf einfache Weise die verschiedensten Steckungsdrähte quantifizieren und vergleichen. Falls die Bruchspannung ermittelt werden konnte, ist Vorsicht geboten, zu harte Drähte mit geringem Abstand zwischen Dehngrenze und Bruch sind wegen der geringen plastischen Reserve gefährlich und können sich unter Böeneinwirkung in der Buntphase mit einem lauten Knall verabschieden.

Zum Schluss des ersten Teils noch ein kurzer Exkurs über die Verwendung von 2 Stahldrähten. Bei hochgestreckten F1A-Modellen mit geringer Holmhöhe werden oft zwei Stahldrähte hintereinander angewendet. Beispielsweise ergeben zwei 5.5 mm Stahldrähte die gleiche Biegefestigkeit wie ein 6.45 mm Stahldraht, sie sind aber 26% schwerer und biegen sich stärker durch. Zudem bedingt diese Anordnung eine spezielle Anordnung im Rumpf, damit einerseits der Einsatz eines Wingwiggler möglich wird und andererseits eine gleiche Biegebeanspruchung sichergestellt wird. Dazu mehr in der Fortsetzung. Die Ausweitung der Überlegungen auf Motormodelle folgt ebenfalls in der Fortsetzung.

### Referenzliste

- Ref.1 Schrenk O.: A Simple Approximation Method for Obtaining the Spanwise Lift Distribution  
NACA TM-948, 1940
- Ref.2 Eggleston B., Allnut P.J.: F1A Airfoil Design and Wing Optimization  
NFFS Symposium 2008