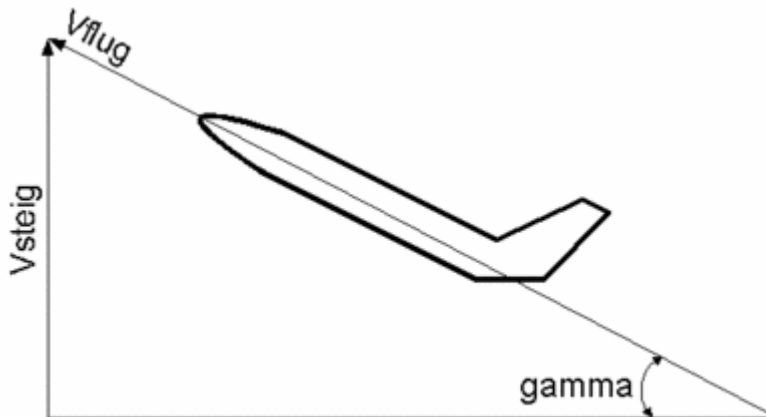


# Effiziente Antriebsauslegung

Das hier im folgenden Beschriebene soll in erster Linie etwas zum Verständnis der Thematik beitragen.

Als erstes sollte man sich Gedanken über die gewünschte Steiggeschwindigkeit machen. Diese und der Bereich der Fluggeschwindigkeit vom Modell sind die Hauptparameter einer Antriebsauslegung. Hat man die notwendige elektrische Antriebsleistung ermittelt, dann erst macht es Sinn, nach passenden Antrieben zu suchen.

## 1 Vortriebsleistung im Steigflug



Die benötigte Antriebsleistung eines Flugmodells ist abhängig vom Gewicht, der notwendigen Fluggeschwindigkeit und der gewünschten Steiggeschwindigkeit.

- $P_V [W] = V_{\text{flug}} [m/s] * \text{Schub} [N]$

## 2 Notwendige Fluggeschwindigkeit eines E-Seglers im Kraftflug

Zur Berechnung benötigt man das Gewicht sowie den Flächeninhalt. Damit kann man die Fluggeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert  $C_A$  berechnen.

Flügelfläche  $F [m^2]$ .

Auftriebsbeiwert  $C_A$  ohne Dimension.

- $V_{\text{flug}} = 4 * \sqrt{((G_M / F) / C_A)}$

Typische Werte für  $C_A$ :

Fluggeschwindigkeit moderat (Thermiksegler): 0.4 - 0.5

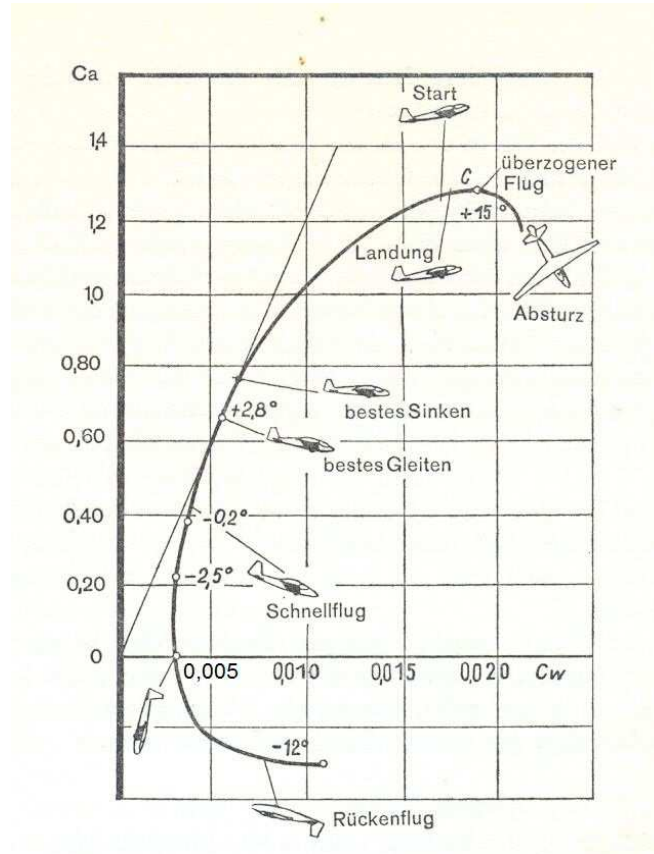
Fluggeschwindigkeit Allrounder: 0.3 – 0.4

Fluggeschwindigkeit eher sehr zügig: 0.25 – 0.3

Fluggeschwindigkeit schnellflug (Hotliner) : < 0.3

Die vorgeschlagenen  $C_A$  - Werte stellen nur eine Empfehlung dar, die Übergänge sind fließend. Auch eine Alpina kann z. B. schon mit einem  $C_A$  von 0.5 im Kraftflug geflogen werden.

Das folgende Bild zeigt ein typisches Polardiagramm mit  $C_A$  Werten und dessen Zuordnung.



### 3 Notwendiger Propeller Schub

Über das Verhältnis Steiggeschwindigkeit zu Fluggeschwindigkeit kann der Flugbahnwinkel  $\gamma$  bestimmt werden. Der Flugbahnwinkel  $\gamma$  ist für die Bestimmung der notwendigen Schubkraft notwendig.

- $\gamma = \arcsin(V_{\text{steig}} / V_{\text{flug}})$

Der Propeller muss mindestens folgenden Schub (vergl. Hangabtriebskraft) erzeugen.

- $F_{GH} = G_M \cdot g \cdot \sin(\gamma)$

mit Erdbeschleunigung  $g = 9.81 \text{ m/s}^2$

### 4 Notwendige Vortriebsleistung

Die Vortriebsleistung berechnet sich also wie folgt:

- $P_V = G_M \cdot g \cdot \sin(\gamma) \cdot V_{\text{steig}} / \sin(\gamma)$

Bisher wurden die Verluste durch den Luftwiderstand vernachlässigt. Die sind Proportional zum Quadrat der Fluggeschwindigkeit.

Die Leistungsverluste bedingt durch den Luftwiderstand berechnen sich wie folgt:

- $P_W = (K_W * (V_{\text{steig}} / \sin(\gamma))^2) * V_{\text{steig}} / \sin(\gamma)$

mit  $K_W$  als unbekannter modellspezifischer Widerstandskonstante

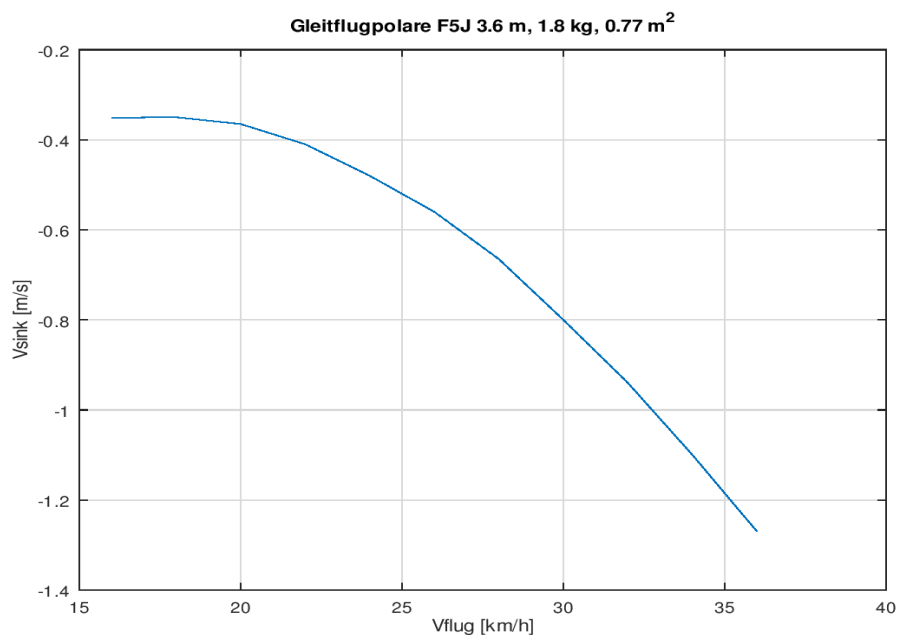
Die Gleichung für die Vortriebsleistung hat sich vereinfacht, ohne Berücksichtigung des Luftwiderstandes ist sie sogar unabhängig vom Flugbahnwinkel  $\gamma$ .

- $P_V = G_M * g * V_{\text{steig}} + P_W$

## 5 Notwendige elektrische Antriebsleistung vom Motor

Leider sind die Verluste durch den Luftwiderstand i.d.R. nicht bekannt. Daher werden die durch den Luftwiderstand erzeugten Verluste über die Sinkgeschwindigkeit eines Seglers bestimmt.

Als Beispiel für die Sinkgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Gleitfluggeschwindigkeit ist im folgenden der Graph für einen F5J Segler dargestellt.



Abschlägig kann für ein Thermiksegler ein Wert von 0.7 m/s, für einen Allrounder ein Wert von 1 m/s - 1.5 m/s, Hotliner 2 m/s - 3 m/sec als Sinkgeschwindigkeit angenommen werden. Damit ergibt sich die durch den Prop zu erbringende Leistung wie folgt:

- $P_{\text{Prop}} = G_M * g * (V_{\text{steig}} + V_{\text{sink}})$

Angenommen wird jetzt ein Propellerwirkungsgrad von 70 % (Aeronaut CamProp). Bei einer GM Klappflugschraube kann man etwas mehr ansetzen. Die notwendige Wellenleistung des Motors ist jetzt

- $P_{\text{Mech}} = P_{\text{Prop}} / 0.70$

**Für eine genauere Abschätzung vom Propellerwirkungsgrad empfehle ich die Home Page vom Dr. Martin Hepperle.**

<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/> → Propellers → How a Propeller Works

Speziell den Abschnitt "Efficiency of a propeller" mit der folgenden Grafik:

<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/images/propul1.gif>

Für den Motor wird ein Wirkungsgrad von 80 % angenommen, für preiswerte Aussenläufer ein typischer Wert. Damit ergibt sich die notwendige elektrische Eingangsleistung des Motors von

$$\bullet \quad P_{el} = P_{Mech} / 0.8$$

### **Beispiel:**

$$G_M = 1.6 \text{ kg}$$

$$V_{steig} = 8 \text{ m/s}$$

$$V_{sink} = 1 \text{ m/s}$$

$$P_{Mech} = (1.6 \text{ kg} * 9.81 \text{ m/s}^2 * 9 \text{ m/s}) / 0.7$$

$$P_{Mech} = 202 \text{ W}$$

$$P_{el} = 202 \text{ W} / 0.8$$

Wir benötigen 252 W an elektrischer Leistung.

Als nächstes müssen wir einen geeigneten LiPo auswählen. Im Beispiel ist ein 3S LiPo eine gängige Wahl.

Angenommen wird eine Zellspannung des LiPo von 3.5 V pro Zelle unter Last. Mit  $P_{el}$  lässt sich der notwendige Motorstrom  $I$  wie folgt berechnen.

$$\bullet \quad I = 252 \text{ W} / (3 * 3.5 \text{ V}), \text{ also } 24 \text{ A.}$$

Der Drehzahlsteller und der LiPo sollte daher einen Dauerstrom von mindestens 24A aushalten.

Mit ca. 30 % Reserve bezüglich dem Strom empfiehlt sich ein  $\geq 34 \text{ A}$  Drehzahlsteller. Zu knapp ausgelegte Drehzahlsteller gehen gerne mal in Rauch auf, bei Reglern mit BEC als Stromversorgung vom Flieger sehr kritisch.

### **Beispiel Fluggeschwindigkeit:**

$$F = 0.35 \text{ m}^2$$

$$C_A = 0.4$$

$$G_M = 1.6 \text{ kg}$$

$$V_{flug} = 4 * \sqrt{(1.6 / 0.35 / 0.4)}$$

$$V_{flug} = 13.5 \text{ m/s}$$

## 6 Propeller - und Motorauswahl

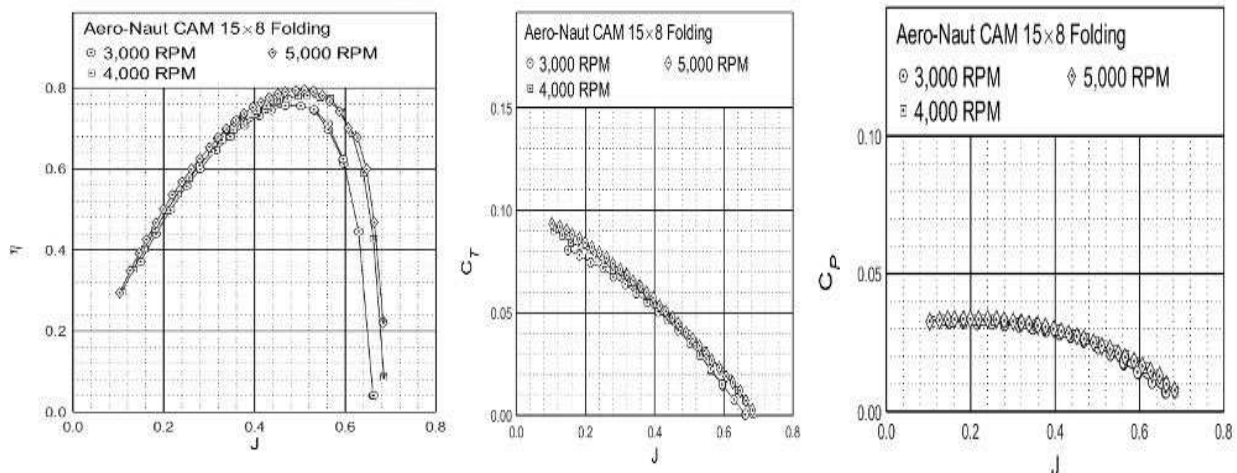
Mit der Steiggeschwindigkeit von 8 m/s sowie der Fluggeschwindigkeit von 13.5 m/s ergibt sich ein Steigwinkel von

$$\begin{aligned} \bullet \quad \sin(\gamma) &= V_{\text{steig}} / V_{\text{flug}} \\ &= 36^\circ \end{aligned}$$

Der Propeller muss jetzt bei einem  $G_M$  von 1.6 kg und dem Steigwinkel von  $36^\circ$  einen Schub von

$$\begin{aligned} \bullet \quad F_{GH} &= 1.6 \text{ kg} * 9.81 \text{ m/s} * \sin(36^\circ) \\ &= 9.2 \text{ N liefern} \end{aligned}$$

Propellerbeiwerte Aeronaut CAM Carbon 15x8



Schaut man sich den Propeller Schubbeiwert  $C_T$  einer ACC 15x8 über dem Fortschrittsgrad  $J$  an, dann liefert ein Propeller im Wirkungsgrad Optimum etwa die Hälfte vom Standschub ( $30^\circ$  Flugbahnwinkel). Die Verhältnisse sind übrigens für alle Propeller ähnlich. Der Propellerwirkungsgrad steigt übrigens mit zunehmendem Ratio  $H/D$ . Der Schubbeiwert  $C_T$  steigt mit der 4. Potenz vom Durchmesser  $D$ . Ideal sind also große Propeller mit großer Steigung  $H$  an langsam drehenden Antrieben.

Leider ist die Leistungsabgabe ( $C_P$ ) vom Propeller im Wirkungsgrad Optimum meist nicht wirtschaftlich, auch wird man das Optimum nur selten erreichen. Im Beispiel der ACC 15x8 Bild liegt bei einem Fortschrittsgrad  $J = 0.4$  der Propellerwirkungsgrad im Bereich von 76 %, der Schub ( $C_T$ ) liegt bei ca. 60 % vom Standschub. Die Leistungsabgabe ( $C_P$ ) liegt bei ca. 10 % unterhalb vom Maximum.

Die erzielbaren Wirkungsgrade der Propeller liegen immer etwas unterhalb der gemessenen Werte in einem Windkanal. Am Flieger behindert die Tragfläche und auch teilweise der Rumpf die Strömung vom Propeller. Daher sind die erzielbaren Propellerwirkungsgrade immer etwas kleiner.

Weitere Beispiele für den Schubbeiwert  $C_T$  und Wirkungsgrad einiger Propeller sowie Formeln etc. siehe folgender Link.

<http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html#MAS>

Der Fortschrittsgrad  $J = 0.4$  und die Motordrehzahl von 5000 rpm entspricht einer Fluggeschwindigkeit von 12.7 m/sec. Die Vpitch beträgt ca. 17 m/sec.

```
D = 15; % Zoll
H = 8; % Zoll
n = 5000/60; % rev/sec
J = 0.4; %Advanced ratio
%J = V/(n*D)
V = J*n*D*0.0254 % Vflug
Vpitch = H*0.0254*n
Kp = Vpitch/V
```

Das Verhältnis  $Kp = Vpitch/V$  stellt auch den Fortschrittsgrad  $J$  dar, nur bezogen auf die Propellersteigung. Günstig bezüglich dem Propellerwirkungsgrad und einer wirtschaftlichen Leistungsausbeute vom Propeller sind Werte vom  $Kp$  im Bereich von 1.3 – 1.4.

Ein effiziente Antriebsauslegung für den Steigflug sollte daher die folgenden Randbedingungen erfüllen.

- Standschub ungefähr gleich dem Abfluggewicht vom E-Segler
- Motorstrom  $I$  bei Standschub etwa  $1.15 * I$  (berechneter Wert Flugfall)
- Angenommene Steiggeschwindigkeit ungefähr 60% von  $V_{flug}$
- $P_{welle}$  wie berechnet
- Pitch Speed im Bereich  $[1.3 - 1.4] * V_{flug}$

Bei meinen E-Segler sind folgende Propellerdurchmesser und KV's als Orientierung in Anwendung.

Spannweite [m]	Propellerdurchmesser D	KV [rpm/V]	LiPo
1.5 – 2	12“ - 15“	~ 760 - 950	3S
2 – 3	16“ - 18“	~ 450 - 650	3S - 4S
3 - 4	18“ - 20“	~ 350 - 460	3S - 4S

Mit meinen Antriebsauslegungen erreiche ich Gesamtwirkungsgrade vom Antriebsstrang im Bereich von 60 % - 65 %.

**Wobei ein Wert von 65% schon hervorragend ist.**