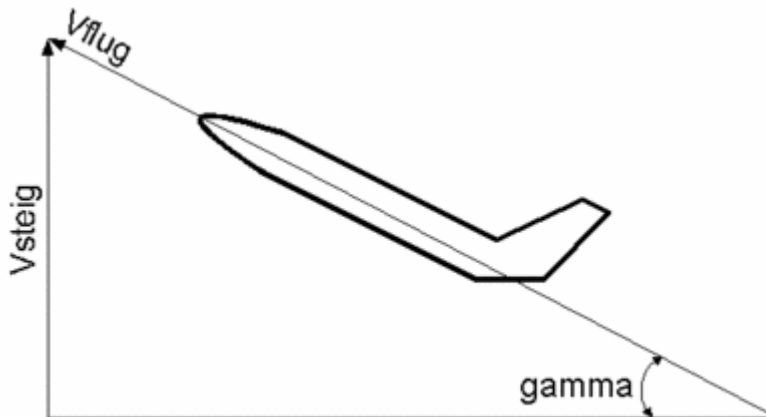


Effiziente Antriebsauslegung

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 Vortriebsleistung eines Flugmodells ist abhängig vom Gewicht, der notwendigen Fluggeschwindigkeit und der gewünschten Steiggeschwindigkeit. Die Vortriebsleistung ist die vom Propeller abgegebene Leistung.

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

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. Die folgende Formel ist eine vereinfachte Variante für die Standard Luftdichte ρ von 1.225 kg/m^3 .

Flügelfläche $F [\text{m}^2]$.

Auftriebsbeiwert C_A ohne Dimension.

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

Typische Werte für C_A :

Fluggeschwindigkeit moderat bis langsam (Thermiksegler): 0.4 - 0.5

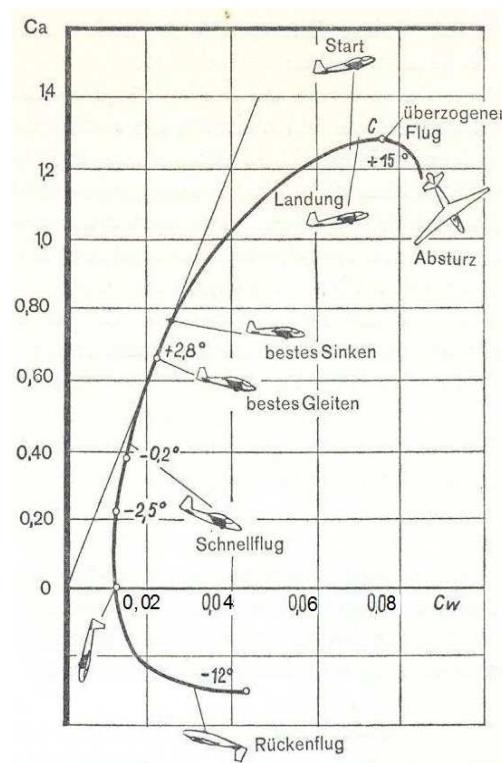
Fluggeschwindigkeit Allrounder: 0.3 – 0.4

Fluggeschwindigkeit sehr zügig: 0.25 – 0.3

Fluggeschwindigkeit schnellflug (Hotliner) : < 0.25

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 stellt die Widerstandspolare eines Segelflugzeuges der 1960er Jahre und dessen Zuordnung zu den Fluggeschwindigkeiten dar. Dieses gilt grundsätzlich auch für unseres Modellsegelflugzeuge.



3 Notwendiger Propeller Schub

Über das Verhältnis horizontale Steiggeschwindigkeit zu Fluggeschwindigkeit kann der Flugbahnwinkel γ bestimmt werden. Der Flugbahnwinkel γ 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.

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

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:

$$P_W = F \cdot \rho / 2 \cdot C_{w_{ges}} \cdot V_{flug}^3$$

mit $C_{w_{ges}}$ als unbekanntem modellspezifischem Widerstandsbeiwert

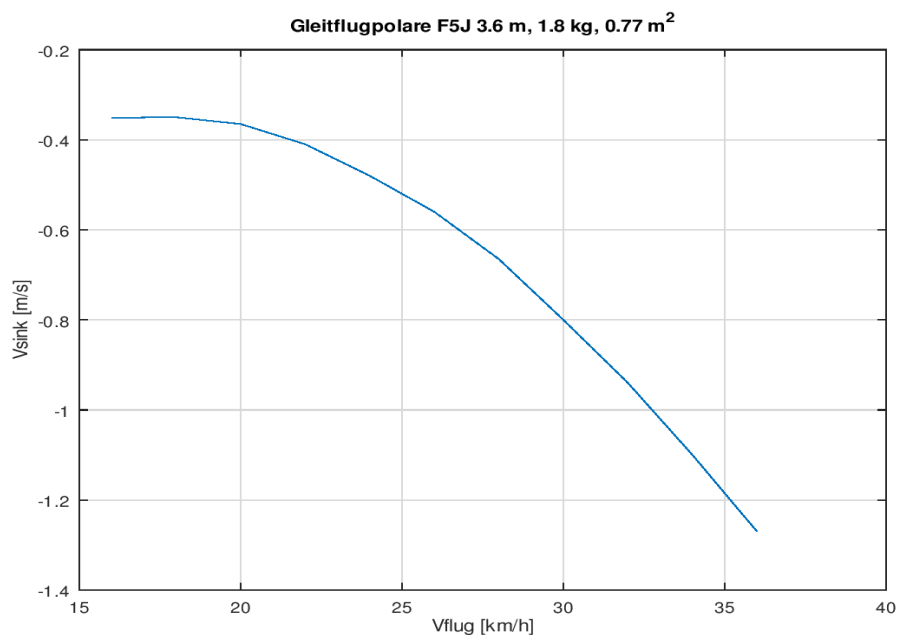
Die Gleichung für die Vortriebsleistung hat sich vereinfacht, sie wird ohne die Verluste des Luftwiderstandes nur von der horizontalen Steigrate und dem Abfluggewicht bestimmt.

$$P_V = G_M \cdot g \cdot V_{steig} + P_W$$

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.

Im folgenden als Beispiel die Sinkflugpolare eines F5J Seglers.



Abschlägig kann für ein Thermiksegler ein Wert von 0.8 m/s, für einen Allrounder ein Wert von 1 m/s - 1.5 m/s, Hotliner 1.5 m/s - 2 m/sec als Sinkgeschwindigkeit angenommen werden. Damit ergibt sich die durch den Propeller zu erbringende Vortriebsleistung wie folgt :

$$P_V = G_M \cdot g \cdot (V_{steig} + V_{sink})$$

Die Sinkgeschwindigkeit kann auch über die Gleitzahl E und die Fluggeschwindigkeit berechnet werden.

$$V_{sink} = V_{flug} / E$$

Ungefähre Gleitzahlen im Steigflug:

Die Gleitzahlen gelten für moderate Flugbahnwinkel $< 90^\circ$. Im senkrechten liefert die Tragfläche praktisch keinen Auftrieb ($C_a = 0$), die Gleitzahl ist 0. Hier kann die Sinkgeschwindigkeit nicht mehr über die Gleitzahl bestimmt werden.

| Modell | Gleitzahl E (moderate Steigfluggeschwindigkeit, $C_A \sim 0.4$) |
|---|--|
| Zwecksegler z. B. (Alpina, Kult, Sharp Wind...) | 11 - 13 |
| Dynamische Allrounder (z.B. Delphin, Orca, FS 4000, Thermik XL..) | 13 - 15 |
| Motorsegler (z.B. Super Dimona) | 9 - 10 |
| Oldtimer (z.B. Grunau Baby, Bergfalke II) | 7 - 9 |
| Schaumwaffeln (z. B. EasyGlider, Lentus) | 6 - 9 |

Generell steigt die Gleitzahl mit der Spannweite, je größer das Modell ist, desto besser sind die Flugleistungen. Die Flugleistungen werden durch die Strömungsgeschwindigkeit (Re-Zahl) maßgeblich mit bestimmt. Die Tabelle soll daher lediglich eine Orientierungshilfe für die Größenordnung der Gleitzahlen darstellen.

Die Aufnahmeleistung vom Propeller berechnet sich aus der Vortriebsleistung P_V und dem Propellerwirkungsgrad η_{Prop} . Diese Leistung muss der Antriebsmotor an der Welle als mechanische Leistung abgeben.

- $P_{\text{Mech}} = P_V / \eta_{\text{Prop}}$

Für eine genauere Abschätzung vom Propellerwirkungsgrad empfehle ich die Homepage 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>

Die elektrische Eingangsleistung vom Motor berechnet aus der mechanischen Leistung und dem Motorwirkungsgrad η_{Motor} .

- $P_{\text{el}} = P_{\text{mech}} / \eta_{\text{Motor}}$

Beispiel:

Anhand eines Modellseglers wird der Rechenweg exemplarisch dargestellt.

Modelldaten vom Elektrosegler:

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

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

$$V_{\text{sink}} = 1 \text{ m/s @ } C_A = 0.3$$

Eine Steigrate von 8 m/s soll erreicht werden.

$$P_v = (1.6 \text{ [kg]} * 9.81 \text{ [m/s}^2\text{]} * (8 \text{ [m/s]} + 1 \text{ [m/s]}))$$

Es ergibt sich eine notwendige Vortriebsleistung von 141 Watt.

Angenommen wird jetzt ein Propellerwirkungsgrad von 72 %.

$$P_{\text{Mech}} = P_v / 0.72$$

Für den Motor wird ein Wirkungsgrad η_{Motor} von 80 % angenommen, für preiswerte Außenläufer ein typischer Wert.

$$P_{\text{el}} = P_{\text{mech}} / 0.8$$

$$P_{\text{Mech}} = 141 \text{ [W]} / 0.72$$

$$P_{\text{Mech}} = 196 \text{ Watt}$$

$$P_{\text{el}} = 196 \text{ [W]} / 0.8$$

Wir benötigen also 245 Watt an elektrischer Leistung.

Als nächstes müssen wir einen geeigneten LiPo auswählen. Bei der berechneten elektrischen Leistung 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.

$$I = 245 \text{ [W]} / (3 * 3.5 \text{ [V]}), \text{ also } \underline{23.3 \text{ A}}.$$

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

Mit ca. 30 % Reserve aus Gründen der Zuverlässigkeit, empfiehlt sich ein Drehzahlsteller mit einem zulässigen Dauerstrom von 34 A oder mehr. Zu knapp ausgelegte Drehzahlsteller gehen gerne mal in Rauch auf, bei Reglern mit BEC als Stromversorgung vom Flieger sehr kritisch.

Berechnung der Fluggeschwindigkeit im Steigflug:

$$C_A = 0.4$$

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

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

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

6 Motoreckdaten

Die Strahlgeschwindigkeit V_{pitch} vom Propeller sollte theoretisch im Bereich von $1.2 * V_{flug}$ für einen maximalen Propellerwirkungsgrad liegen. In der Praxis ist dieser Faktor jedoch aufgrund der Toleranzen vom Motor KV, Propellersteigung etc. zu knapp ausgelegt. Ausserdem ist im Bereich vom maximalen Propellerwirkungsgrad die Abgabeleistung vom Propeller meistens nicht wirtschaftlich, zu dem wird man den dieser Arbeitspunkt im Flug nur selten erreichen. Aus meiner langjährigen Praxis und dem Studium verschiedener Abhandlungen zum Thema Antriebsauslegung hat sich ein Faktor im Bereich von **1.4** als günstig herausgestellt.

- $V_{pitch} = 1.4 * V_{flug}$

In unserem Beispiel ergibt sich eine V_{pitch} von $1.4 * 13.5 \text{ m/s}$.
Die Strahlgeschwindigkeit vom Propeller sollte also 19 m/s betragen.

Über den Motorwirkungsgrad kann man bei einer gewählten Versorgungsspannung die Motordrehzahl näherungsweise im Lastfall bestimmen. Hat man nun noch eine Propellersteigung ins Auge gefasst, dann läßt sich das notwendige Motor KV rechnerisch näherungsweise berechnen.

In unserem Beispiel sind wir von einem Motorwirkungsgrad von 80 % ausgegangen. Als Propellersteigung H sind 8 Zoll angedacht. Die Motordrehzahl im Flug berechnet sich zu:

- $\text{rpm} = V_{pitch} * 60 / H / 0.0254$
- $\text{rpm} = 19 * 60 / 8 / 0.0254$

Die Motordrehzahl sollte also ca. 5610 rpm bei einer Propellersteigung von 8 Zoll betragen.

In unserem Beispiel wird ein LiPo mit $Z = 3$ Zellen verwendet und die Zellenspannung U beträgt 3.5 V im Lastfall.

Das Verhältnis Lastdrehzahl zu Leerlaufdrehzahl bestimmt den maximal erreichbaren Wirkungsgrad von einem BLDC Motor ohne Eisen- und Reibungsverlusten, Die Eisen- und Reibungsverluste finden sich im Leerlaufstrom I_0 wieder. Bei einem Wirkungsgrad vom 80 % würde der Motor daher nur 80 % der Leerlaufdrehzahl erreichen. Aufgrund des Leerlaufstromes ist der tatsächliche Motorwirkungsgrad um ein paar Prozent niedriger. Bei einem gegebenen Motorwirkungsgrad kann man daher zur Berechnung der Lastdrehzahl den Wirkungsgrad um ein paar Prozent erhöhen

Die Berechnung vom KV ist eine Approximation und daher keine exakter Wert. Das berechnete KV gibt jedoch einen guten Anhaltspunkt für das notwendige KV.

Das KV berechnet sich daher zu:

- $KV = 0.96 * \text{rpm} / (\text{ETA}_{\text{Motor}}) / U / Z$
- $KV = 0.96 * 5610 / 0.8 / 3.5 / 3$

Das Motor KV ergibt sich zu 641 rpm/V. Wir haben jetzt die Eckdaten vom Motor bestimmt.

$P_{el} = 245 \text{ Watt @ 3S LiPo}$

$P_{Mech} = 196 \text{ Watt}$

$KV = 641 \text{ rpm/V}$

Mit diesen Daten und der gewählten Propellersteigung besitzen wir die Daten zur Berechnung vom Propellerdurchmesser.

7 Propellerdurchmesser bestimmen

Mit den Daten aus Kapitel 6 lässt sich nun der Propellerdurchmesser näherungsweise berechnen. Für die Luftdichte wird die Standardatmosphäre ISA von 1.225 kg/m^3 verwendet.

ρ ... Luftdichte [kg/m^3]
 C_p ... Propeller Leistungsbeiwert
 D ... Propeller Durchmesser [m]
 P_{mech} ... Propeller Eingangsleistung [W]
 rpm ... Propellerdrehzahl [1/min]

$$P_{mech} = \rho \cdot C_p \cdot D^5 \cdot \left(\frac{\text{rpm}}{60} \right)^3$$

$$D = \left(\frac{P_{mech}}{\rho \cdot \left(\frac{\text{rpm}}{60} \right)^3 \cdot C_p} \right)^{1/5}$$

Dazu muss ein Startwert für den Propeller Leistungsbeiwert C_p bestimmt werden.

Gemittelte C_p -Werte für Aeronaut CAM Carbon und GM Klappluftschrauben:

| H/D | 0.41 | 0.50 | 0.55 | 0.60 | 0.70 |
|-----|-------|-------|-------|-------|-------|
| ACC | 0.02 | 0.027 | 0.032 | 0.036 | 0.045 |
| GM | 0.014 | 0.021 | 0.025 | 0.028 | 0.036 |

Siehe dazu auch Leistungsvergleich ACC, APC-E und GM Luftschauben im folgenden Link:

<https://www.rc-network.de/threads/leistungsvergleich-acc-apc-e-und-gm-luftschauben.11872350/#post-12123804>

Als Propeller wird eine Aeronaut CAM Carbon Klappluftschaube mit einem C_p von 0.027 gewählt. Mit dem folgenden Script ausgeführt mit freemat lässt sich der Durchmesser einfach berechnen.

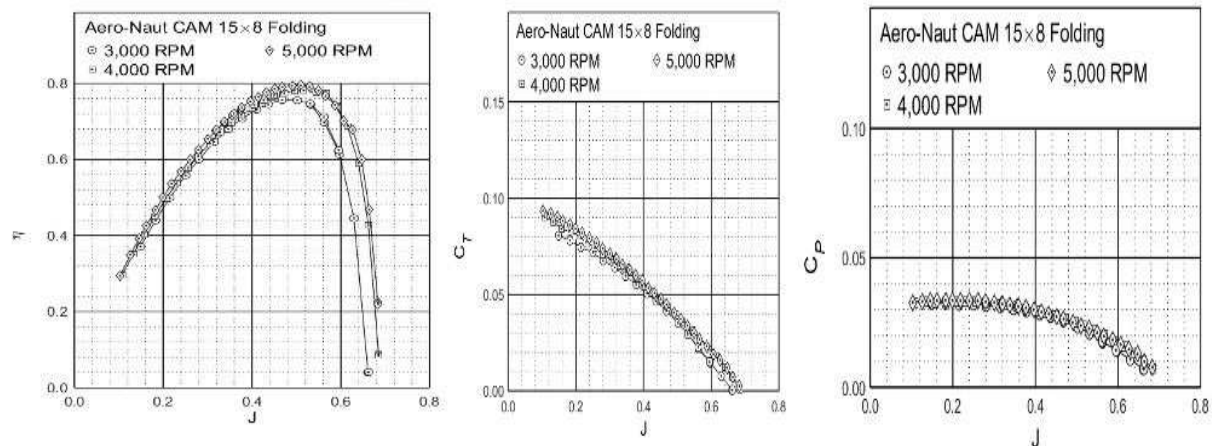
```
% Matlab Script gerechnet mit freemat
rho = 1.225; % Luftdichte Standard ISA
% Propeller
H = 8; % Propellersteigung in Zoll
Cp = 0.027; % ACC H/D = 0.5
rpm = 5610;
Pmech = 196;
D = (((Pmech)/(rho*(rpm/60)^3*Cp))^(1/5))/0.0254 % Durchmesser [Zoll]
```


Mit den Eckdaten ergibt sich ein Propellerdurchmesser D von 14.7 Zoll.

Das Ratio H/D beträgt 0.54, das C_p muss also etwas erhöht werden. In einem zweiten Loop wird daher mit einem C_p von 0.3 gerechnet. Jetzt ergibt sich ein D von 14.4 Zoll. Die ACC 14x8 und 15x8 sind nahezu identisch im N100, daher wird eine ACC 15x8 gewählt.

Im folgenden sind die Propellerbeiwerte für den berechneten Propeller dargestellt.

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° 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 berechneten ACC 15x8 liegt bei einem Fortschrittsgrad $J = 0.38$ ($V_{\text{flug}} = 13.5 \text{ m/sec}$) 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 $J = 0.38$ und die Motordrehzahl von 5610 rpm entspricht einer Fluggeschwindigkeit von 13.5 m/sec. Die V_{pitch} beträgt ca. 19 m/sec. Die Berechnung ist im folgenden Script aufgeführt.

```
% Matlab Script gerechnet mit freemat
D = 15; % Zoll
H = 8; % Zoll
n = 5610/60; % rev/sec
J = 0.38; %Advanced ratio
%J = V/(n*D)
V = J*n*D*0.0254 % Vflug
Vpitch = H*0.0254*n
Kp = Vpitch/V
```

Das Verhältnis $K_p = V_{pitch}/V$ stellt auch den Fortschrittsgrad J dar, nur bezogen auf die Propellersteigung. Günstig bezüglich dem Propellerwirkungsgrad und einer wirtschaftlichen Leistungsausbeute vom Propeller sind Werte vom K_p im Bereich von 1.4, wie bereits in Kapitel 6 beschrieben.

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

- Standschub ungefähr gleich dem Abfluggewicht vom E-Segler
- Gewählte horizontale Steiggeschwindigkeit ca. 40 % - 60% von V_{flug}
- Pitch Speed im Bereich $1.4 * V_{flug}$
- Ein H/D Verhältnis < 0.41 ist in Bezug auf den Propellerwirkungsgrad ungünstig und sollte daher vermieden werden
- Verhältnis Propellersteigung/Durchmesser H/D im Bereich 0.41 bis 0.72

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.

Der Gesamtwirkungsgrad berücksichtigt nicht den Akku DC_R_i [mOhm]. Der tatsächliche Gesamtwirkungsgrad ist daher noch in der Größenordnung von 10 % kleiner. Daher sollte die Antriebsauslegung auch die ohmschen Verluste im Antriebsakku im Auge behalten.

8 Antriebsrechner

<https://www.rc-network.de/threads/motcalc-v8-3.11834401/#post-12145236>

Mit meinem MotCalc V8.5 kann man die berechneten Werte auf plausibilität überprüfen. Der Standstrom ist i. d. R. ca. 10 % - 15 % höher als der berechnete

Strom im Flugfall. Die in Kapitel 6 berechneten Leistungen P_{el} entsprechen einer mittleren Zellenspannung von 3.5 Volt, dies entspricht ungefähr der Einstellung LiPo_50% mit dem jeweiligen Zellenwiderstand.

Anmerkung:

Den Anhang BLDC_Grundlagen sollte man lesen, die beschriebenen Grundlagen sind für eine Antriebsauslegung als auch für die Funktionweise von Berechnungsprogrammen zur Antriebsauslegung im Eflug von grundlegender Bedeutung.

Tipp:

Falls mit einem anderen Antriebsrechner gerechnet wird, sollte das Ergebnis bezüglich der Propellertypen auf Konsistenz überprüft werden. In manchen Antriebsrechnern kann man z. B. zwischen Aeronaut Cam Carbon und GM Klappluftschrauben wählen. Kommt bei gleichem Propellerdurchmesser- und Steigung ein nahezu identisches Ergebnis heraus, dann entsprechen die zugrunde liegenden Propellermodelle bezüglich dem Leistungsbeiwert C_p bei weitem nicht der Realität. Siehe dazu auch Propeller n100-Werte ab Seite 6 im MotCalc_V85.pdf im Anhang vom MotCalc, siehe Link oben.

9 Zusammenfassung

Eine Antriebsauslegung ist immer ein iterativer Prozess. Er beruht auf einigen Annahmen und Praxiserfahrungen sowie einem grundlegendem Verständnis der physikalischen Grundlagen.

In der Praxis wird die Antriebsauslegung auch von der Verfügbarkeit und Kosten der Komponenten bestimmt. Meine hier beschriebene Antriebsauslegung läuft in vielen Fällen auf einen Getriebeantrieb heraus. Gerade bei E-Seglern mit einem Besenstielerumpf lassen sich Außenläufer mit großem Durchmesser und niedrigem KV oftmals nicht unterbringen. Falls man die Kosten für einen Getriebeantrieb nicht tätigen will, muss man auf einen Außenläufer mit entsprechend kleineren Durchmesser und zwangsweise höherem KV ausweichen. Daher muss dann zwangsweise mit einem kleineren Propellerdurchmesser und einer höheren Pitch Speed zum Erreichen der Antriebsleistung gerechnet werden. Als Ergebnis muss man mit einem teilweise deutlich reduzierten Wirkungsgrad vom Antriebsstrang rechnen.

Leider besitzen oftmals auch Getriebeantriebe der verschiedenen Hersteller bei kleineren Motoren immer noch ein sehr hohes KV. Als Ergebnis müssen dann wieder Propeller mit eher kleineren Durchmessern und verhältnismäßig hohen Strahlgeschwindigkeiten verwendet werden. Dies führt dann zwangsweise wieder zu hohen Motorströmen, einem Drehzahlsteller mit höheren Dauerströmen und entsprechenden C-Raten bei den LiPos. Daher habe ich meine Getriebeantriebe oft selbst konfiguriert.