Günter Hildebrandt, guenter22@arcor.de

Der Propeller

Als Modellbauer und –flieger, habe ich mir schon oft die Frage gestellt, wie man den Wirkungsgrad eines Propellers berechnen kann und welchen Vorteil ein großer Propeller gegenüber einem kleinem hat. Da ich die Berechnungen, die ich hiermit vorstelle, so bisher nicht gefunden habe, möchte ich meine Überlegungen hier mal zusammenfassen.
Allerdings muß ich feststellen, daß es recht physikalisch-mathematisch geworden ist. Für den Leser, der sich also fragt, wie die physikalischen Zusammenhänge sind oder wenn jemand selbst Berechnungen anstellen will, findet er hier sicher einige Grundlagen. Für alle, die weniger an der Mathematik interessiert sind, komprimiere ich die wichtigsten Ergebnisse im Abschnitt Zusammenfassung.

Zusammenfassung

Der wichtigste Punkt bei der Optimierung des Propellers ist die Abstimmung zwischen der Kraftfluggeschwindigkeit v_k und der theoretischen Strömungsgeschwindigkeit $v_m = N\,H$. v_m sollte 1,5 bis 2,2 mal größer sein als v_k . Passen diese beiden Werte nicht zueinander, so sinkt der Wirkungsgrad der Luftschraube im Modell erheblich ab. Eine große Unbekannt ist dabei die optimale Geschwindigkeit für den Kraftflug.

Es sollten Propeller mit einem großen H/D Verhältnis gewählt werden! Der innere Wirkungsgrad des Propellers hängt im wesentlichen von diesem Parameter ab. Läßt sich zu einem Motor kein passender Propeller finden, so sollte man über einen langsam laufenden Außenläufer oder ein Getriebe nachdenken. Die Industrie begrenzt uns hier außerdem in der Auswahl, da handelsübliche Luftschrauben kaum über einem H/D Verhältnis von 0,8 liegen. Optimal sind aber 1 oder 1,2.

Formelzeichen

Formelzeichen	Bedeutung
A	Fläche
c_w	Luftwiderstandsbeiwert [einheitslos]
D	Durchmesser der Luftschraube [m]
F	Kraft $[N\,;kg\,m/s^2]$
F_s	Schubkraft des Propellers
F_{ss}	Schubkraft des Propellers im Stand
F_{sk}	Schubkraft des Propellers im Kraftflug bei v_k
F_{si}	Theoretische Schubkraft bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit $v_s(r) = N\,H$
H	Steigung der Luftschraube [m]
J	Fortschrittsziffer, normierte Modellgeschwindigkeit, einheitenlos
P	Leistung
K_T	Schubbeiwert, normiere Schubkraft, einheitenlos
N	Drehzahl $[1/s]$
N_{100}	Drehzahl bei einer mechanischen Wellenleistung von 100W
m	Masse [kg]
M	Drehmoment $[N\,m]$
v	Geschwindigkeit [m/s]
v_k	Modellgeschwindigkeit im Kraftflug
v_m	Maximale theoretisch Strömungsgeschwindigkeit hinter dem Propeller $v_m = N\,H$
$v_s(r)$	Strömungsgeschwindigkeit hinter der Luftschraube
η	Wirkungsgrad

η_p	Interner Wirkungsgrad des Propellers
η_m	Wirkungsgrad des Propellers für die Leistungsübertragung auf das Modell
ρ	Luftdichte $[1{,}25\, kg/m^3]$ bei 20°C

Grundlagen

Befindet sich ein Körper in einem Luftstrom, so wirkt auf den Körper eine Kraft F. Diese Kraft ist proportional zur Fläche des Körpers, die angeströmt wird und proportional zum Quadrat der Geschwindigkeit. Weiterhin spielt die Form des Körpers eine entscheidende Rolle. Dieser Wert wird als Luftwiderstandsbeiwert bezeichnet C_w bezeichnet. Zusammen mit der Dichte der Luft ρ ergibt sich der Zusammenhang:

$$F = \frac{c_w}{2} \rho\, v^2 A \quad (1)$$

Das Drehmoment M, welches erforderlich ist, um einen Propeller mit der Drehzahl N zu drehen, wächst quadratisch mit der Drehzahl an: $M \sim N^2$. Die mechanische Leistung P_w , die ein Motor auf einer Welle abgibt, berechnet sich aus

$$P_w = N\, M$$

Daraus folgt, daß die mechanische Leistung proportional zur dritten Potenz der Drehzahl wächst: $P_w \sim N^3$. Mit Hilfe eines Faktors könnte man aus dieser Proportionalität eine Gleichung machen. In der Praxis gibt man jedoch die Drehzahl eines Propellers an, die erreicht wird, wenn eine mechanische Leistung von 100 Watt auf der Welle abgegeben wird. Bezeichnen wir diese Drehzahl mit N_{100} so kann folgende Gleichung aufgestellt werden:

$$\frac{P_w}{100\mathrm{W}} = \left(\frac{N}{N_{100}}\right)^3 \quad (2)$$

Diese Gleichung kann man nach N_{100} auflösen und erhält:

$$N_{100} = N \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{100\mathrm{W}}{P_w}\right)} \quad (3)$$

Mit diese Gleichung kann man für ein Meßwert der aus der Drehzahl N und der zugehörigen mechanische Leistung P_w besteht, den Wert N_{100} berechnen. Der Wert N_{100} ist eine Konstante für einen zugehörigen Propeller. Wenn man diesen N_{100} Kennwert eines Propellers kennt, so kann man für die zugehörige Leistung auch die resultierende Drehzahl im Stand berechnen.

$$N = N_{100} \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{P_w}{100\mathrm{W}}\right)} \quad (4)$$

Bei einer Verdopplung der Drehzahl steigt die benötigte Leistung um das 8-fache. Eine Verdopplung der Leistung führt zu einer Erhöhung der Drehzahl um den Faktor 1,26.

Wirkungsgrad des Propellers

Der Propeller wandelt die Leistung der Welle in einen Luftstrom um. Die Luft erhält dabei eine zusätzliche kinetische Energie $W_{kin} = \frac{m}{2} v^2$. Betrachten wir einen kleinen Ring von Luft, mit den

Abmessungen ds, dr, r und mit dem Volumen $dV = 2\pi\, r\, dr\, ds$, wobei ds die Breite des Rings in Strömungsrichtung, dr die Breite des Rings in radiale Richtung und r der mittlere Radius sind. In diesem Ring ist die mittlere Strömungsgeschwindigkeit v_s konstant. Die Masse der Luft in diesem Ring ergibt sich zu $dm = dV\,\rho$. Allgemein gilt: $P = \frac{dW}{dt}$ wobei P die zugeführte Leistung und W die Energie ist. Betrachten wir jetzt die Leistung dP die unserem Ring zugeführt wird so ergibt sich

$dP = \frac{2\pi\, r\, dr\, ds\, \rho\, (v_s(r))^2}{2\, dt}$. In dem Zeitraum dt wird die Luft um den Weg ds weiter bewegt. Damit folgt $v_s = \frac{ds}{dt.}$. Für dP ergibt sich damit $dP = \pi\, r\, dr\, \rho\, (v_s(r))^3$. Die Leistung, die von der Luftschraube auf die Luft übertragen wird, ergibt sich also aus:

$P_l = \pi\, \rho \int_0^{\frac{D}{2}} r\, (v_s(r))^3\, dr$. Der Wirkungsgrad der Luftschraube bezogen auf die umgewandelte Leistung ergibt sich dann zu: $\eta_p = \frac{P_l}{P_w}$. Das Problem an dieser Formel ist die Funktion $v_s(r)$, welche nur meßtechnisch erfaßt werden kann.

Standschub

Betrachten wir jetzt den Ring mit dem Volumen dV noch einmal unter dem Gesichtspunkt der wirkenden Kraft. Die Kraft ergibt sich allgemein zu $F = m\, a = \frac{d}{dt}(m\, v_s)$. Im Zeitraum dt wird die Luft in dV um ds weiter bewegt. Somit ergibt sich für die Kraft auf den betrachteten Ring $dF = \frac{\rho\, 2\pi\, r\, dr\, ds\, v_s}{dt}$. Mit $v_s = \frac{ds}{dt}$ folgt $dF = \rho\, 2\pi\, r\, dr\, v_s^2$. Die gesamte Schubkraft ist das Integral über alle Ringe $F_{ss} = 2\pi\, \rho \int_0^{\frac{D}{2}} r\, (v_s(r))^2\, dr$. Auch hier fehlt uns die Funktion $v_s(r)$.

Hier kann man sich eines Tricks bedienen. Wir nehmen jetzt einen idealen Propeller an und vereinfachen das Integral so, daß wir es lösen können. Anschließend führen wir einen Wirkungsgrad ein, der die Abweichung zwischen realen und idealen Propeller in einer Zahl zusammen faßt. Die erste Annahme, die wir machen, ist daß $v_s(r) = N\, H$ ist. D.h. v_s ist konstant bezüglich r. Das ist am realen Propeller nicht so, da die Strömungsgeschwingigkeit sowohl am Rand als auch in der Mitte niedriger sein wird. Weiterhin nehmen wir an, daß die Strömungsgeschwindigkeit sich aus der Steigung berechnet. Praktisch wird sie wohl etwas niedriger sein. Mit diesen Annahmen ergibt sich:

$F_{si} = \frac{\pi\, \rho\, N^2 H^2 D^2}{4}$. Den Wirkungsgrad bezüglich der Kraft definieren wir mit $\eta_F = \frac{F_{ss}}{F_{si}}$.

Dann ergibt sich:

$$F_{ss} = \eta_F \frac{\pi\, \rho\, N^2 H^2 D^2}{4} \quad (5)$$

Mit diesen Gleichungen kann aus einem Meßwert (F_s, N_m) der Wirkungsgrad η_F berechnet werden. Zu jeder anderen Drehzahl kann mit diesem Meßwert die Schubkraft im Stand berechnet werden. Es gilt $F = \left(\frac{N}{N_m}\right)^2 F_{ss}$. Die Schubkraft steigt nur quadartisch mit der Drehzahl, während die erforderliche Leistung mit der dritten Potenz steigt.

Normierte Größen

Bisher haben wir ein paar grundlegende Überlegungen zu den Abhängigkeiten am Propeller zusammengetragen. Diese Überlegungen treffen erst mal auf einen Propeller zu, der im Stand betrieben wird. Eine interessante Frage ist nun die Abhängigkeit der Schubkraft, des erforderlichen Drehmoments und des Wirkungsgrads, wenn der Propeller angeströmt wird. Typischerweise bewegt sich ein Flugzeug ja. In der Literatur benutzt man dazu die folgenden Normierungen.

Als erstes definiert man die Fortschrittsziffer

$$J = \frac{v_k}{N\,D} \quad ,$$

wobei v_k die axiale Strömungsgeschwindigkeit bzw. die Modellgeschwindigkeit ist. J ist eine einheitenlose Größe, die Normierung erfolgt auf die Geschwindigkeit der Blattspitzen, wobei der Faktor 2π weggelassen wird. Für die bisherigen Betrachtungen im Stand ist $J=0$. Dieser Wert entspricht der Modellgeschwindigkeit bezogen auf die Blattspitzengeschwindigkeit.

Der Schubbeiwert $K_T(J)$ definiert eine einheitenlose Größe, die der Schubkraft entspricht.

$$K_T(J) = \frac{F_s}{\rho\,D^4\,N^2} \quad .$$

Z.T. wird K_T auch mit C_T bezeichnet. Diese Gleichung scheint sich auf den ersten Blick von den bisherigen Überlegungen im Abschnitt Standschub Gleichung (5) zu unterscheiden. Stellen wir die Gleichung (5) aber etwas um so erhalten wir:

$F_s = \frac{\eta_F \pi\,H^2}{4\,D^2}\,\rho\,D^4\,N^2$. Wenn man dann den Term $K_T(J=0) = \frac{\eta_F \pi\,H^2}{4\,D^2}$ als konstant für einen Propeller annimmt, sieht man, daß beide Gleichungen identisch sind. Der oben eingeführte Kraft Wirkungsgrad ist zusätzlich um den Geometriefaktor $\frac{H^2}{D^2}$ erweitert, der für einen gegebenen Propeller eine Konstante ist.

Der Drehmomentenbeiwert ist eine einheitslose Größe, die das Drehmoment auf der Welle beschreibt. Sie ist wie folgt definiert:

$$K_Q(J) = \frac{M}{\rho\,N^2\,D^5} \quad .$$

Der Freifahrtwirkungsgrad ist das Verhältnis von Schubkraft zu aufgewandtem Drehmoment als Funktion der normierten Fluggeschwindigkeit. Es ergibt sich wie folgt:

$$\eta_0(J) = \frac{J}{2\pi}\,\frac{K_T}{K_Q} \quad .$$

Es ist also das Produkt aus normierter Fluggeschwindigkeit und der Schubkraft bezogen auf das normierte Drehmoment. Um einen Propeller umfassend zu charakterisieren, müßten also die Meßkurven $K_T(J), K_Q(J)\, und\, \eta_0(J)$ vorliegen. Wenn man zwei der drei Meßkurven kennt, kann die dritte berechnet werden.

Normierte Meßwerte

Der Zusammenhang $K_T(J)$ wurde schon in den 30-iger Jahren meßtechnisch erfaßt und in normierter Form dargestellt. Ein Problem, welches hier immer wieder aufgeworfen wird, ist daß diese Messungen an größeren Propellern durchgeführt wurden. Es ist also fraglich ob die Meßwerte auch auf die viel kleineren Modellpropeller übertragen werden können. Weiter unten im Dokument habe ich in einer Tabelle Meßwerte von einigen Propellern zusammen getragen. Aus diesen Meßwerten wurde

$K_T(J=0)$ berechnet. Aus der Tabelle habe ich zwei Gruppen ausgewählt, die einmal einen Wert H/D~0,5 und zum anderen H/D~0,75 entsprechen. In der ersten Gruppe sind die Propeller mit (H/D~0,5): (4,3/8), (4,7/9), (4,7/10) und (4,7/11), und in der zweiten mit (H/D~0,75): (6/8), (7/9), (8/10) und (8/12). Der Mittelwert von K_T aus der ersten Gruppe beträgt 0,112 und aus der zweiten Gruppe 0,139. Diese Werte stimmen doch ganz gut mit dem normierten Diagramm in Abb. 1 überein. Daraus kann man schlußfolgern, daß sich die Meßwerte von damals sehr wohl auf Modellpropeller übertragen lassen. Der Wert K_T stell natürlich ein Maß für die Qualität des Propellers dar. D.h. man kann auch Propeller bauen, die ein schlechteres, sprich kleineres K_T haben.

Die Funktion $K_T(J)$ steht nicht als analytischer Ausdruck zur Verfügung. Allerdings gibt es zwei Bereiche, in denen man bei allen Kurven eine Proportionalität feststellen kann. Damit meine ich, daß für kleine J etwa ein Zusammenhang $K_T \sim -J^2$ gilt, diese Kurve geht dann für größere J in $K_T \sim -J$ über.

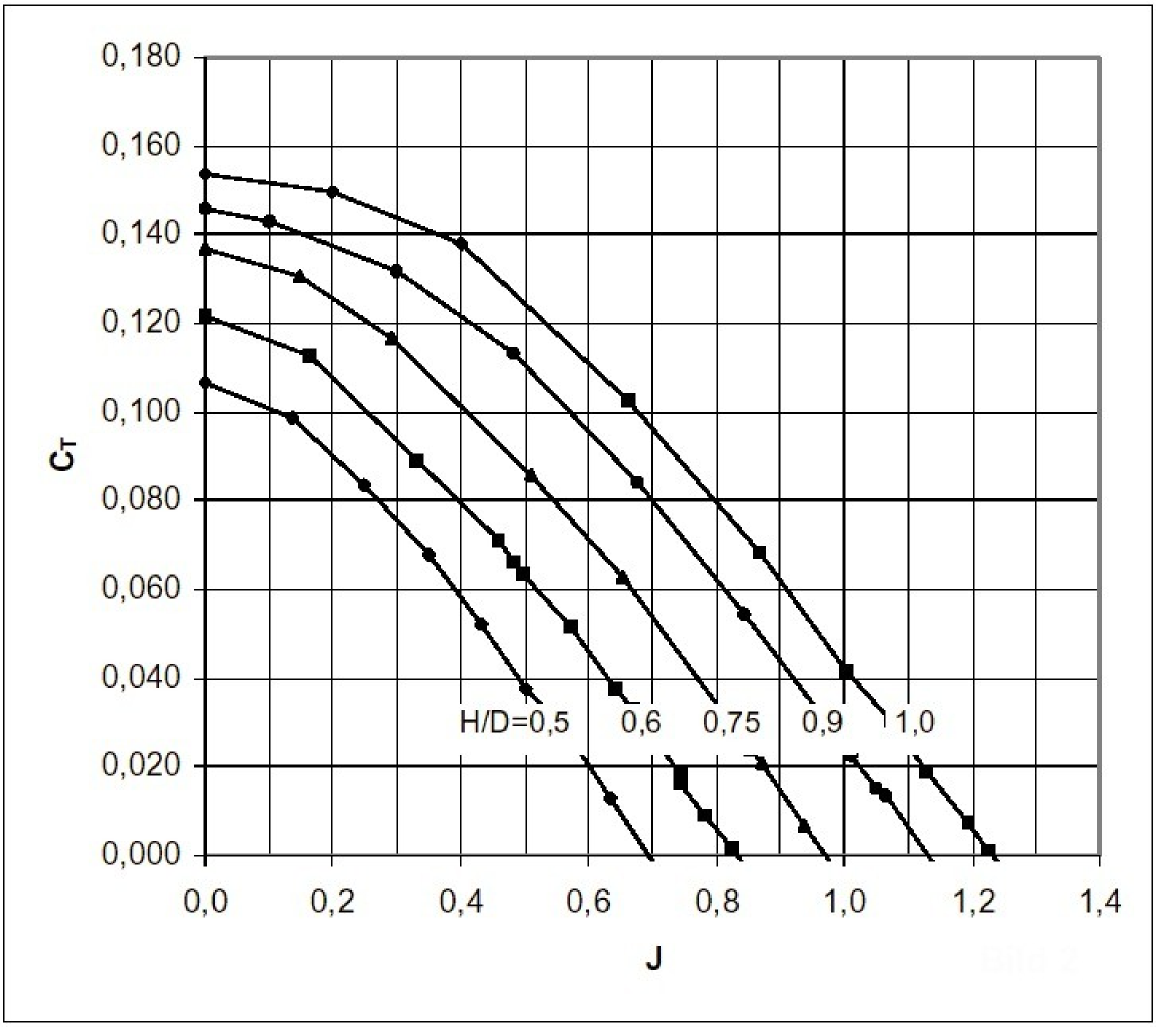


Abb. 1: Gemessener Zusammenhang zwischen K_T (normierter Schubkraft) und J der normierten Modellgeschwindigkeit

Leistungsübertragung auf das Modell

Bisher haben wir die Eigenschaften des Propellers betrachtet. Letztendlich interessiert den Modellbauer aber die Frage, wie kann die im Akku gespeicherte Energie möglichst effektiv in Flughöhe (potentielle Energie) oder in Geschwindigkeit des Modells (kinetische Energie) umgewandelt werden. Eine weitere Optimierungszielstellung könnte lauten, wie kann man ein Modell mit geringsten Leistungsaufwand hovern. Wir betrachten jetzt erst mal das Ziel der Energieübertragung auf das Modell.

Die Leistung P_m , die durch den Propeller auf das Modell übertragen wird, berechnet sich nach

$$P_m = v_k F_s$$

wobei v_k die Fluggeschwindigkeit des Modells ist und F_s die Schubkraft, die der Propeller erzeugt. Den Wirkungsgrad des Propellers definieren wir als Quotienten zwischen der auf das Modell übertragenen Leistung P_m und der mechanischen Leistung P_w , die der Motor abgibt:

$$\eta_m = \frac{P_m}{P_w}$$

Die Maximalgeschwindigkeit, die das Modell im Kraftflug fliegen kann, ergibt sich nach

$$v_m = H\,N$$

wobei H der Anstieg (die Steigung) des Propellers in Meter und N die Drehzahl sind. Damit kann man zwei Flugzustände definieren, in dem die an das Modell abgegebene Leistung gleich 0 ist. Erstens wenn sich das Modell nicht bewegt ($v_k = 0$) und zweitens, wenn es sich mit v_m bewegt ($F_s = 0$). Irgendwo dazwischen gibt es ein Maximum. Um die Frage zu klären, wo dieses Maximum liegt, benötigt man den Zusammenhang zwischen der Schubkraft F_s und der Anströmgeschwindigkeit v_k des Propellers (gleich Fluggeschwindigkeit).

Wenn man die Fluggeschwindigkeit v_k auf die maximale Fluggeschwindigkeit v_m normiert, kann man die normierten Geschwindigkeit

$$v_n = \frac{v_k}{v_m}$$

einführen. Der Wert a ist proportional zur Fluggeschwindigkeit und liegt zwischen 0 und 1. Diese Gleichung könnte man auch wie folgt schreiben:

$$v_k = v_n v_m \quad .$$

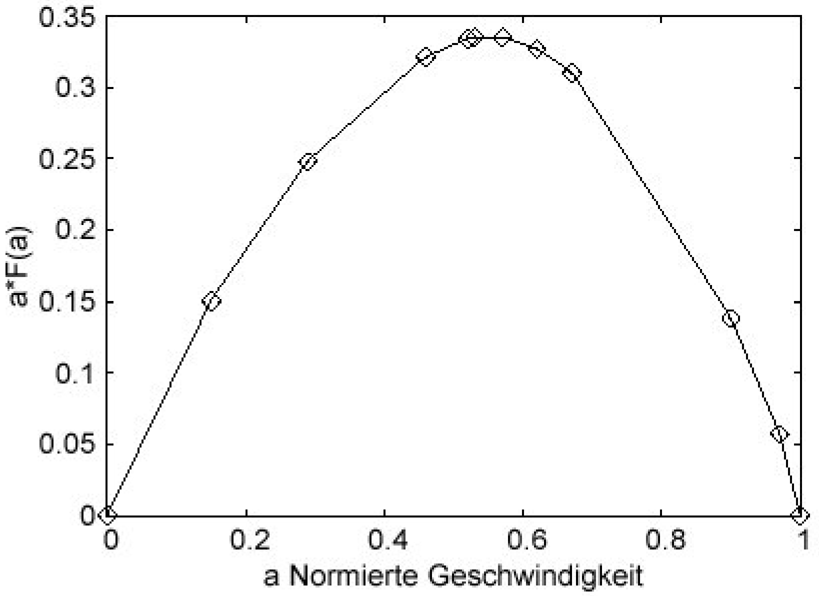
Die Schubkraft kann man dann wie folgt ausdrücken

$$F_s = F_{ss} * f(v_n) \quad ,$$

wobei F_{ss} die Schubkraft im Stand ist und $f(v_n)$ der normierten Funktionen entsprechend Abbildung 1 entspricht. Die Funktion $f(v_n)$ ist für $f(0)=1$ und für $f(1)=0$. Mit diesen Gleichungen kann man die an das Modell abgegebene Leistung wie folgt ausdrücken:

$$P_m = v F = v_n v_m F_{ss} f(v_n) \quad .$$

Für ein konstante Drehzahl sind der Standschub F_{ss} und v_m konstanten. Durch eine Kurvendiskussion des Terms $v_n f(v_n)$ kann man klären, wie das optimale Verhältnis zwischen der Fluggeschwindigkeit v und der theoretischen Strömungsgeschwindigkeit v_m sein muß, um eine optimale Leistung an das Modell abzugeben. Da die Funktion $f(v_n)$ nicht als analytischer Ausdruck vorliegt, berechnen wir diesen Term anhand der Meßwerte aus Abbildung 1.



Die Abbildung 2 stellt $v_n f(v_n)$ für H/D=0,75 dar. Aus der Abbildung 2 folgt, daß die Funktion $v_n f(v_n)$ ein recht flaches Maximum bei $v_n = 0{,}55$ hat. Wobei im Bereich von 0,42 bis 0,66 nur ein Abfall der Leistungsabgabe von ca. 10% erfolgt. Daraus folgt, daß die theoretische Strömungsgeschwindigkeit v_m so gewählt werden muß, daß sie 1,5 bis 2,4 mal größer ist, als die Fluggeschwindigkeit v_k des Modells im Kraftflug. Diese Aussage stimmt mit Angaben aus der Literatur überein, die einen Faktor von 1,5 bis 2 vorschlagen.

Im weiteren gehen wir davon aus, daß der Propeller im Optimum bei $v_n = 0{,}55$ betrieben wird. Das entspricht einem einem Verhältnis von $\frac{V_m}{v_k} = 1{,}81$. Der Term $v_n f(v_n)$ hat dann einen maximalen Wert von $f_{opt} = 0{,}33$.

Damit ergibt sich für die an das Modell abgegebene Leistung wie folgt:

$$P_m = f_{opt} v_m F_{ss} \quad .$$

v_m kann man nach Gleichung (?) durch die Drehzahl ausdrücken. Der Standschub F_{ss} ist proportional zum Quadrat der Drehzahl:

$$F_{ss} = K_T \rho (N/60)^2 D^4 \quad .$$

Für P_m ergibt sich damit:

$$P_m = f_{opt} K_T \rho (N/60)^2 D^4 H\, N/60 \quad . (16)$$

Die Wellenleistung ergibt sich zu $P_w = 100\mathrm{W}\,(N/N_{100})^3$. Damit haben wir nun eine Gleichung für den Wirkungsgrad des Propellers:

$$\eta = \frac{P_m}{P_w} = f_{opt} K_T \rho D^4 H / (100W * (60/N100)^3) \quad (17)$$

In dieser Formel wurde die Drehzahl gekürzt. Die Parameter D und H sind die geometrischen Abmessungen der Luftschraube, ρ ist die Luftdichte, f_{opt} ist eine Konstante, wenn der Propeller bei der richtigen Drehzahl bzw. das Modell bei richtiger Geschwindigkeit betrieben wird, K_T ist ein Maß für die Schubkraft und N_{100} ist die Drehzahl, bei der 100 Watt umgesetzt werden. Damit haben wir den Wirkungsgrad mit Konstanten ausgedrückt. Die Gleichung (17) ist aussagekräftig, wenn K_T und N_{100} bekannt sind.

Im folgenden soll die Gleichung noch so umgestellt werden, daß zwei Meßwerte zur Bestimmung des Wirkungsgrades ausreichen. Der erste Meßwert besteht aus der mechanischen Wellenleistung P_{wm} und der dazugehörigen Drehzahl N_p. Der zweite Meßpunkt beschreibt eine zweite Drehzahl N_s und den erzeugten Standschub F_{ss}. Daraus ergibt sich für den Wirkungsgrad

$$\eta = f_{opt} F_{ss} H N_p^3 / (P_{wm} * 60 * N_s^2) \quad , (18)$$

wobei N_p und N_s in upm und H in Metern einzusetzen sind. Etwas überraschend an dieser Gleichung finde ich die Proportionalität zwischen η ~ H. Zu Beginn bestand ja die Vermutung, daß der Wirkungsgrad mit zunehmenden Durchmesser der Luftschraube besser wird. Wie auch der Literatur zu entnehmen ist, steigt der Wirkungsgrad mit dem Verhältnis H/D.

Betrachtet man ein bestimmtes Modell so gibt es eine optimale Kraftfluggeschwindigkeit und eine Leistung, die man zum Fliegen haben möchte. Wählt man eine kleine Luftschraube, so wird sich diese Luftschraube relativ schnell drehen müssen, um die gewünschte Leistung von der Welle abzunehmen. Da mit der optimalen Fluggeschwindigkeit auch eine optimale Geschwindigkeit v_m vorliegt, ergibt sich ein geringer Anstieg der Luftschraube. Wird trotzdem ein großer Anstieg gewählt, wird f_{opt} kleiner und der gesamte Wirkungsgrad wird schlecht. Kann sich der Propeller langsamer drehen, z.B. durch ein Getriebe oder LRK Motor, so benötigt man einen größeren Propeller um die Leistung abzunehmen. Durch die kleinere Drehzahl benötigt man für gleiches v_m auch einen größeren Anstieg.

Jetzt fehlen nur noch einige Meßwerte, um die recht theoretischen Überlegungen zu belegen. Im Internet habe ich Werte für einige Slowflyer Luftschrauben gefunden. Folgende Tabelle zeigt den Wirkungsgrad für einige Luftschrauben. Die Werte Drehzahl, Leistung und Standschub wurden gemessen. Der Wirkungsgrad wurde berechnet.

Durchm. (Z)	Anstieg (Z)	N (upm)	Leistung (W)	Schub (N)	eta	KT(J=0)
7	6	7000	29,5	2,55	0,51	0,150
8	4,3	7000	30,5	3,18	0,44	0,110
8	6	6000	27,5	2,8	0,51	0,131
9	4,7	6500	43,0	4,35	0,43	0,109
9	7	5000	33,0	3,35	0,50	0,141
10	4,7	5000	40,0	4,5	0,37	0,125
10	8	4500	37,5	4,2	0,56	0,144
11	4,7	4500	37,5	4,6	0,36	0,107
12	6	3500	33,0	4,38	0,39	0,119
12	8	3000	27,2	3,85	0,47	0,143

Die Tabelle zeigt zwei Trends: Zum einem haben größere Luftschrauben kaum einen besseren Wirkungsgrad als kleine. Vergleicht man z.B. Luftschrauben mit einem H/D von ca. 0,5 (8x4,3; 9x4,7; 11x4,7; 12x6) so sind die Wirkungsgrade mit 0,44; 0,43; 0,37; 0,39 eigentlich am unteren Ende.

Hierbei ist auch nicht ersichtlich, daß eine große Luftschraube einen besseren Wirkungsgrad hat. Vergleicht man die Luftschrauben mit einem H/D von ca. 0.75 (7x6, 8x6, 10x8, 12x8) so hat die Luftschraube 10x8 einen etwas besseren Wirkungsgrad als 7x6. Die Verbesserung macht aber gerade mal 10% aus. Von den 12 Zoll Luftschrauben fehlt ein Meßwert mit einer 10-ner Steigung, um diese Aussage weiter zu untermauern.

Diese Rechnung weist noch einen systematischen Fehler auf. Bei der Berechnung wurde die im Stand gemessene Wellenleistung mit der an das Modell abgegebene Leistung bei einer Anströmung verglichen. Da die aufgenommene mechanische Leistung bei einer angeströmten Luftschraube etwas kleiner ist, als im Stand, sind die absoluten Wirkungsgrade etwas zu schlecht. Ich habe aber bisher keinen Zusammenhang zwischen diesen Größen gefunden. Da dieser Fehler bei allen Luftschrauben gleichermaßen eingeht, sollte er keinen Einfluß auf den Vergleich der Luftschrauben haben.

Kochrezept zur Dimensionierung des Antriebs:

1. Messen oder abschätzen der Modellgeschwindigkeit im Kraftflug. $v = \sqrt{(1,63*p/c_a)}$ mit c_a = 0,8, p ist die Flächenbelastung in N/m², 1,63 ist ein mittlerer Bodenluftwert.
2. Berechnen von $v_m = 1,8*v$
3. Bestimmen der Motorleistung und Leerlaufdrehzahl (Herstellerangaben)
4. Berechnung der Drehzahl unter Last $N_e=(U_n-R_i*I)*N_l$, wobei U_n die Nennspannung des Akkus ist, R_i ist die Summe der Innenwiderstände von dem Akkupack und dem Motor, I ist der Strom bei dem der Motor betrieben werden soll und N_l ist die Leerlaufdrehzahl des Motors pro Volt. Der Innenwiderstand des Motors wird manchmal durch die Blockierstromaufnahme angegeben. In diesem Fall kann er mit $R_i=U_n/I_B$ berechnet werden, wobei U_n die Nennspannung und I_B der Blockierstrom sind.
5. Berechnung der mechanischen Leistung (Wirkungsgrad des Motors)
6. Berechnung von N_{100} nach (3)
7. Berechnung der richtigen Steigung nach (7)
8. Auswahl einer Luftschraube mit entsprechenden N_{100} Wert und Steigung
9. Überprüfen des H/D Wertes. Ist er zu klein, benötigt man ein Getriebe oder einen Motor, der langsamer dreht.

Literatur:

[1] Oskar Czepa, Die verflixte Luftschraubenanpassung. http://www.czepa.at/luftschraube.html
[2] Wilhelm Geck, Berechnung des Elektroantriebs – Luftschraube.