Die Fortbewegung eines Flugmodells im dreidimensionalen Raum erfolgt je nach Einsatz und Betrachtung höchst unterschiedlich. Jeder, der dabei in einer Zeiteinheit zurückgelegte Weg, Höhengewinn- oder Verlust, mit der gebräuchlichen Dimension (m/s), hat seine spezifische Benennung. Dieser Beitrag befasst sich neben einfachen Erläuterungen auch mit der Berechnung dieser Geschwindigkeiten, ohne und mit Antrieb. Das Verstehen der

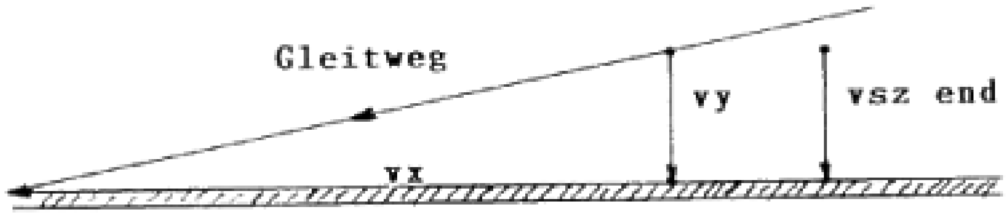
Fluggeschwindigkeiten

ist bei der Abhandlung aerodynamischer oder flugmechanischer Probleme unumgänglich.

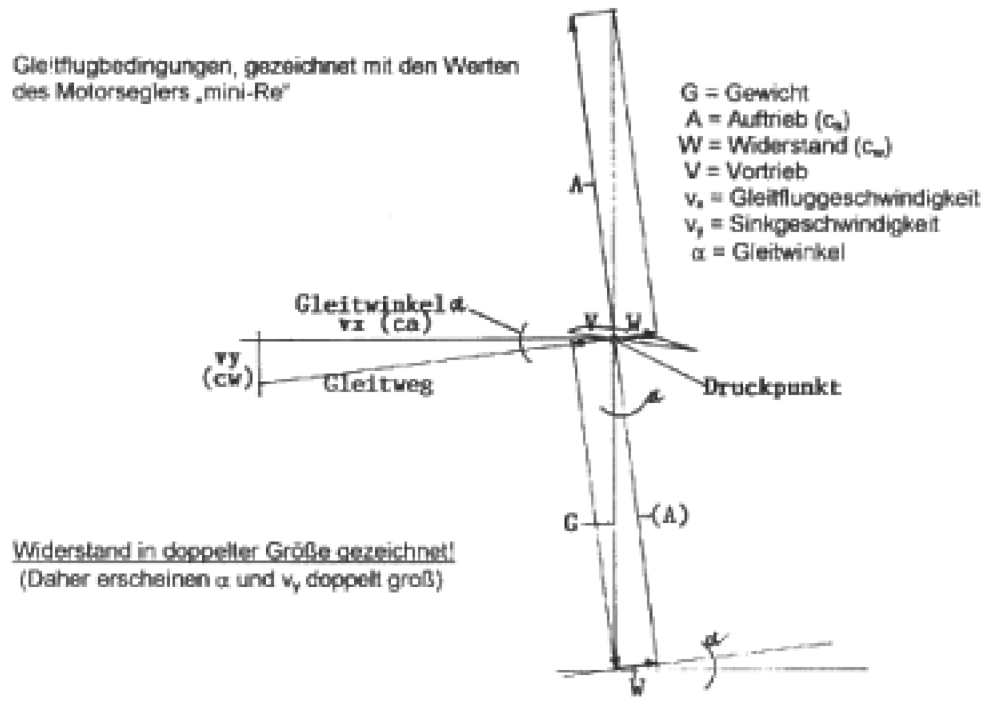
| OSKAR CZEPA

Rechenbeispiele, weniger wichtige- oder Zusatzinformationen zum Hauptthema sind Kleingedruckt!

Zeichnung 1: zeigt die Fluggeschwindigkeiten von Flugmodellen <u>ohne</u> Antrieb mit den Grundbuchstaben v.
v_x **=** Gleitfluggeschwindigkeit, v_y **=** Sinkgeschwindigkeit, $v_{sz\ end}$ **=** Sturzflugendgeschwindigkeit, alle **(m/s).**



Legt ein Segler im Niedergleiten eine bestimmte Wegstrecke über Grund! pro Sekunde zurück, spricht man von der **Gleitfluggeschwindigkeit v_x** (m/s). Die Berechnung erfolgt also nicht nach dem Gleitweg, sondern mit den zurückgelegten Metern über Grund.



Zeichnung 2:

Im Gleitflug sind folgende Bedingungen gegeben: das Gewicht G wirkt immer senkrecht zum Boden, der Auftrieb A senkrecht zur Flugbahn und der Widerstand W senkrecht zum Auftrieb A. Der Auftrieb verkleinert oder vergrößert sich also gegenüber G um den so entstehenden Winkel zwischen G und A, dem so genannten Gleitwinkel α.

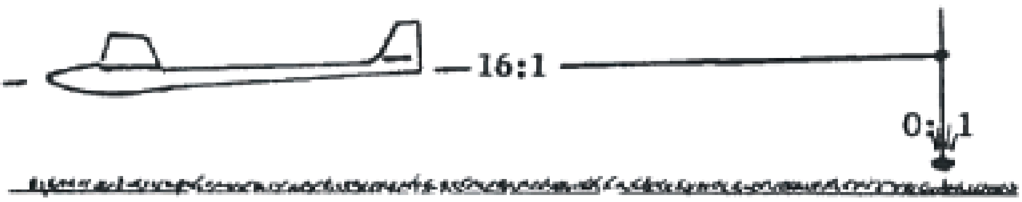
Der ist, wie aus dem unteren Kräfteparallelogramm ersichtlich: arc sin α = W / G und mit den in der Zeichnung benützten Werten meines Motorseglers „mini-Re“ ist er 0,032 / 0,507 = 3,6°. Nun erkennt man aber, dass auch A / G = cos α ist. Durch Umstellung erhält man die Gleichung für A. A = G * cos α = 0,507 * 0,998 = 0,506. A ist also gegenüber G nur um ein Tausendstel kleiner. Die Probe mit arc tg α = W / A = 0,032 / 0,506 = 3,6°, oder arc tg α = v_y / v_x = 3,6°.

Schon in den frühesten Forschungsergebnissen der Aerodynamik scheint die Formel für den Auftrieb A auf. Die Berechnung der Gleitfluggeschwindigkeit v_x, sowie noch folgende, leiten sich von ihr ab. $A = c_a * \rho/2 * v^2 * F$. Das gleiche gilt für den Widerstand W mit dem die Wertigkeit bestimmenden Beiwert c_w. Darin ist ρ (Rho) die Luftdichte – sie beträgt in Bodennähe bei 15° C 1,225 kg/m³ – c_a der gerade geflogene dimensionslose Auftriebsbeiwert und F_F die Flügelfläche. Aus obiger Rechnung ist aber ersichtlich, dass Auftrieb und Gewicht fast gleich groß sind. Es ist daher in gewissen Gleitwinkelgrenzen durchaus vertretbar, A gleich G zu setzen. Stellt man nun die Formel für A nach v um, tritt in ihr anstelle von A/F die Flächenbelastung G/F mit der Kurzbezeichnung p und man erhält so die Formel für der Gleitfluggeschwindigkeit

$$\mathbf{V_x = \sqrt{1{,}632 * (p / c_a)} \qquad (m/s)}$$

Je geringer also die Flächenbelastung G/F und je größer der Auftriebsbeiwert c_a, desto langsamer gleitet ein Flugmodell zu Boden. Bei umgekehrten Werten um so schneller..

Für die Berechnung von v_x wieder ein Beispiel mit den Werten des Modells „mini Re“: bei einer Gewichtskraft von 4,97 N (0,507 kg * 9,81) und einer Flügelfläche von 0,287 m² ist die Flächenbelastung G/F = 17,31 N/m². Fliegt das Modell mit einem angenommenen c_a von 0,9, ergibt sich nach obiger Formel eine Gleitfluggeschwindigkeit v_x von 5,6 m/s.



Zeichnung 3 stellt den Flug als eine Umsetzung von Fallenergie in eine Horizontalbewegung dar. Hat der Stein einen „Gleitwinkel“ von 0 / 1, ist jener des Modells „mini Re“ 16 : 1. Man nennt dieses Verhältnis **Gleitzahl** $\mathbf{E}$ und es sagt aus, dass „mini RE“ aus einem Meter Starthöhe bis zum Landepunkt 16 m über Grund zurücklegt. Definiert wird die Gleitzahl E als Verhältnis der zurückgelegten Wegstrecke pro Sekunde zum sekundlichen Höhenlust pro Meter. In der Zeichnung 2 ist links im Gleitdreieck auch erkennbar: $\mathrm{E} = v_x / v_y = A / W = c_a / c_w = \mathrm{tg}\ \alpha$.

Nach Umstellen der Formel von E erhält man $v_y = v_x / \mathrm{E}$. Definiert in Worten: die **Sinkgeschwindigkeit** $\mathbf{v_y}$ ist gleich Gleitfluggeschwindigkeit v_x dividiert durch die Gleitzahl E. Die Gleitzahl ist aber auch gleichzeitig das Verhältnis von Auftrieb und Widerstand c_a / c_w (siehe Zeichnung 2). Daraus entsteht schließlich durch Zusammenlegung von v_x und E die Formel:

$$\mathbf{V_y = \sqrt{1{,}632 * p * (c_w'^2 / c_a^3)} \qquad (m/s)}$$

Der dimensionslose Gesamtwiderstandsbeiwert c_w' setzt sich aus dem Profilwiderstand c_{wp}, dem induzierten Widerstand c_{wi}, dem Restwiderstand c_{wr} und eventuell dem Bremsklappenwiderstand c_{wBK} zusammen. C_w' kann bei einem Normalsegler mit 0,06 eingesetzt werden.

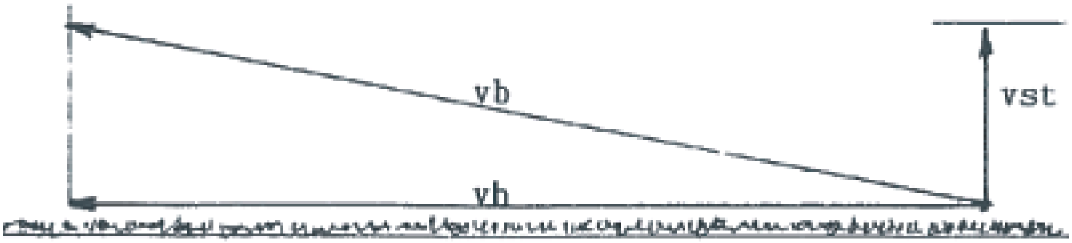
Rechnet man mit den Werten der obigen v_x – Berechnung mit p = 17,31 N/m², c_a = 0,9 und für c_w'= 0,06, dann ist v_y = 0,373 m/s.

Je steiler der Gleitflug, um so mehr vermindert sich der Auftrieb A und desto mehr wächst der Widerstand W. Im senkrechten Sturzflug wird A schließlich 0 und der Widerstand erreicht seinen Höchstwert. Schließlich zerrt nur mehr das Gewicht G am Widerstand W. Die **Sturzflugendgeschwindigkeit** $\mathbf{v_{SZ\,end}}$, ist dann erreicht, wenn beim Anwachsen der Geschwindigkeit der Widerstand W so groß wird, bis er gleich dem Gewicht G ist. Für einen frei fallenden Körper gilt v = g * t und für den Weg des Höhenverlustes pro Sekunde s = g / 2* t² (g = Erdbeschleunigung = 9,81 m/s² und t die Zeit in Sekunden). Die Fallbeschleunigung wird also so lange mit dem Quadrat der Geschwindigkeit fortgesetzt, bis der Widerstand W des Modells gleich dem Gewicht G ist. Ab da bleibt die Geschwindigkeit konstant. In der Gleitflugformel tritt anstelle von c_a der Beiwert $c_w{'}$ und es ergibt sich für die Sturzflugendgeschwindigkeit:

$$\mathbf{V}_{SZ\ end} = \sqrt{}\ 1{,}632 * (p / c_w{'}) \qquad (m/s)$$

Bei Verwendung von Bremsklappen muss noch der Bremsklappenwiderstand <u>beider Klappen</u> $c_{w\ BK}$ zu $c_w{'}$ addiert werden. $C_{w\ BK} = c_w * (f / F_F$, f = Klappenfläche und F_F = Flügelfläche (m²)). Bei Bremsklappen setzt man je nach Bremsklappenform für c_w 1,2 – 1,6 ein (1,6 bei vollem Querschnitt, 1,2 bei einer Form, die es der Strömung ermöglicht, unterhalb der Bremsklappen, an der Flügeloberfläche durchzufließen). Wäre f = 0,01 m², F = 0,5 m² und c_w = 1,6, dann ist $c_{w\ BK}$ = 0,032, so dass sich der Gesamtwiderstand – (im Sturzflug kann man ca = 0,1 setzen und den sich dazu einstellenden $c_w{'}$ - Wert mit 0,013 annehmen) von 0,013 auf $c_w{'}$ = 0,045 erhöht. Die Sturzflugendgeschwindigkeit $\mathbf{v}_{SZ\ end}$ wäre dann nach obiger Formel bei p = 30 N/m², 33,0 m/s oder 118,8 km/h. Die Zeit t, die das Modell dazu benötigte ist 33 / 9,81 = 3,36 s und die dabei zurückgelegte Strecke s = 4,905 * 11,31 = 55,5 m. Als Probe für das Gewicht des Widerstandes bei der Sturzflugendgeschwindigkeit: W = $c_w{'}$* v² * ρ/2 * F = 0,045* 33,0² * 0,6125 * 0,5 = 15,0 N / 9,81 = 1,53 kp. Dem liegt eine Fläche von 0,5 m², ein Gewicht von 15 N und somit eine Flächenbelastung p von 30 N/m² zugrunde.

Zeichnung 4 zeigt die Geschwindigkeiten <u>**angetriebener**</u> Flugmodelle: darin ist $\mathbf{v_h}$ = Horizontalflug-



geschwindigkeit, $\mathbf{v_b}$ = Bahnfluggeschwindigkeit und $\mathbf{v_{st}}$ = Steigfluggeschwindigkeit, alle **(m/s).**

Zur Erinnerung: die aerodynamische Leistung der Luftschraube P_P ist nicht mit der Motoren-Eingangsleistung identisch. Zwischen Beiden treibt nämlich die Wirkungsgradkette ihr böses Spiel. Der Gesamtwirkungsgrad errechnet sich beim Elektroantrieb durch Multiplikation der Wirkungsgrade von Akku, Regler, Motor, Getriebe und Luftschraube, also z.B.: 0,95 * 0.95 * 0,7 * 0,9 * 07 = 0,40 oder 40%. Diese Werte müssen im Einzelfall gemessen oder errechnet werden. Ergibt die am Akku gemessene Leistung (V * A) = 100 Watt, dann verbleiben für die Propellerleistung nurmehr P_P = 40 Watt und dies ist bei Bürstenmotoren ein sehr guter Wert!

Bei der **Steigfluggeschwindigkeit $\mathbf{v_{st}}$** lässt man im Sprachgebrauch auch gerne das Wort Geschwindigkeit weg und spricht nur vom „Steigen“. Sie ist schlicht und einfach der sekundliche Höhengewinn und hat, wie folgendes Beispiel zeigt, nichts mit der dabei zurückgelegten Strecke zu tun.

Fliegt ein Sportflugzeug mit einer Bahnfluggeschwindigkeit von 55 m/s und einem Steigen von 3 m/s, so ist der zurückgelegte Weg über Grund in 3 Sekunden 167 m und der Steigwinkel 3,1°. Das Flugmodell legt in der gleichen Zeit bei einer Bahnfluggeschwindigkeit von 8 m/s und ebenfalls 3 m/s Steigen lediglich 24 m zurück, jedoch bei einem Steigwinkel von 22 °!

Die erforderlich Propellerleistung P_P (Watt) für den Steigflug ist Gewichtskraft N mal der Steigfluggeschwindigkeit v_{st} plus der noch zu überwindenden Sinkgeschwindigkeit v_y des Flugmodells. $P_P = N *(v_{st} + v_y)$. Nach Umstellen auf v_{st} lautet die Steigflugformel:

$$\mathbf{v_{st} = P_P / N - v_y \qquad (m/s)}$$

Darin ist P_P die Nettoleistung des Propellers in Watt, N das Gewicht des Modells in Newton (kg * 9,81) und v_y die Sinkgeschwindigkeit in m/s.

Wieder ein Berechnungsbeispiel: die Propellernettoleistung beträgt 20 Watt, das Gewicht des Modells 5 Newton und die Sinkgeschwindigkeit 0,4 m/s, dann ist v_{st} = 3,6 m/s.

Etwas schwieriger gestaltet sich die Formelableitung bzw. Berechnung der **Horizontalfluggeschwindigkeit $\mathbf{v_h}$.**

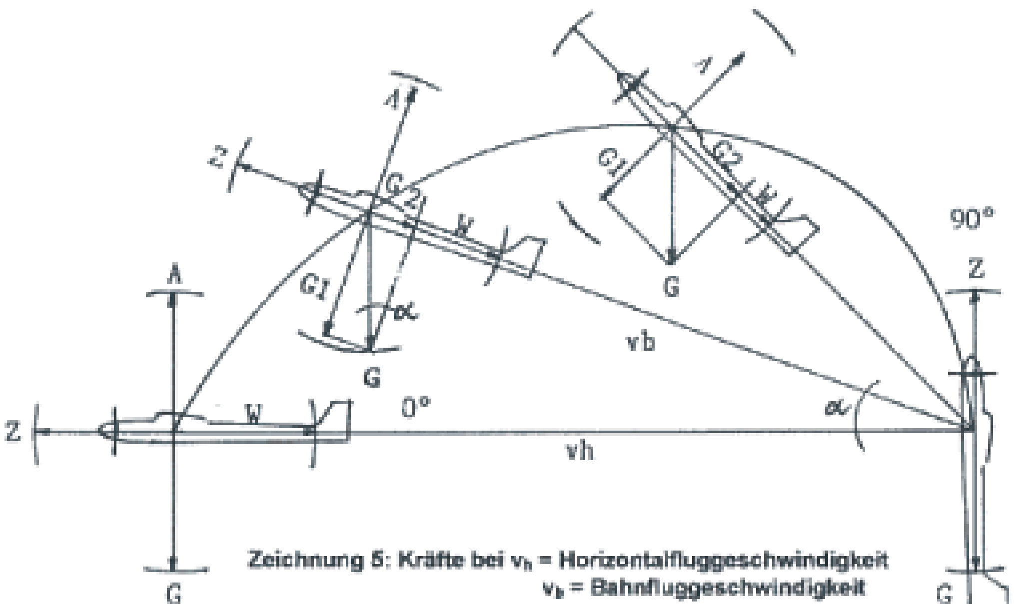
Fällt bei einem Motormodell der Vortrieb weg, würde es einem Segler gleich im Gleitflug allmählich Höhe verlieren. Soll nun das Modell im Kraftflug weder fallen noch steigen, ist gerade so viel Propellerleistung erforderlich, dass das Modell in jeder Sekunde um den sekundlichen Höhenverlust (v_y) angehoben wird. Man nennt diesen Flugzustand geringsten Energiebedarfes Schwebeflug. An sich sind dabei die gleichen Voraussetzungen wie für die Steigfluggeschwindigkeit gegeben, außer, dass das Modell eben nicht steigen muß. Also fällt einfach aus der weiter oben angeführten Leistungsformel für den Steigflug $P_P = (v_{st} + v_y)\ \mathbf{v_{st}}$ heraus und man erhält für den Schwebeflug:

$P_{P\ Schwebe} = N * v_y$. Als Beispiel: Gewichtskraft des Modells = 5 N und die Sinkgeschwindigkeit = 0,4 m/s, dann ergeben 5 * 0,4 = 2 Watt Schwebeleistungsbedarf am Propeller.

Wird die elektrische Leistung (W) mit V * A (Volt mal Ampere) dargestellt, so ist die mechanische Leistung = N * m/s (Arbeit pro Sekunde). Die Luftschraubenleistung wiederum ist das Drehmoment in Newton mal der Fluggeschwindigkeit in m/s. Man schreibt einfach: $P_P = Z * v$ mit Z als Zugkraft und v der Fluggeschwindigkeit. Nach der allgemeinen Mechanik (Kräftepolygon) ergibt sich für den Horizontalflug, dass Z auch gleich W (Widerstand) ist, siehe auch Abbildung 5. Daher folgt: $P_P = W * v$. Setzt man für den Widerstand W in diese Gleichung dessen Formel ein: $W = c_w * \rho/2 * F * v^2$, ergibt sich für die Geschwindigkeit des Horizontalfluges $\mathbf{v_h}$ nach auflösen der Gleichung nach v:

$$\mathbf{v_h} = \sqrt[3]{P_P / (\rho/2 * F * c_w')} \quad \text{(m/s)}$$

Für ein Rechenbeispiel werden die Werte: P_P = 20 Watt, Luftwert (Rho Halbe) = 0,6125, F = 0,3 m² und c_w = 0,06 eingesetzt. Dann ist $v_h = \sqrt[3]{20 / (0{,}6125 * 0{,}3 * 0{,}06)}$ = 12,2 m/s.



Zeichnung 5: Kräfte bei v_h = Horizontalfluggeschwindigkeit
v_b = Bahnfluggeschwindigkeit
90° = Schwebezustand bei G = z

Eine ganz knifflige Angelegenheit ist die **Bahnfluggeschwindigkeit $\mathbf{v_b}$**. Sie ist die auch in Abbildung 4 gezeigte, von der horizontalen Flugbahn mehr oder weniger abweichende, also steigwinkelabhängige Geschwindigkeit. Leider ist sie für die Propellerberechnung von besonderer Bedeutung. Dort geht es beim wichtigen, so genannten Fortschrittsgrad, um den Quotienten aus Bahnfluggeschwindigkeit des Modells durch Umfangsgeschwindigkeit der Luftschraube.

Beim Versuch, eine brauchbare Formel für $\mathbf{v_b}$ zu finden wurde ein Vielfaches an Material der klassischen Literatur und von Arbeiten namhafter Autoren durchgearbeitet, als für den übrigen Teil dieser Arbeit. Zu unterschiedlich und daher auch unbefriedigend waren die Lösungsansätze und Ergebnisse. Aus der Quintessenz wurde schließlich eine Graphik erstellt, die einen weiten von $\mathbf{v_b}$ abdeckt.

Aus **Zeichnung 5** ist ersichtlich, dass bei einem Motormodell, dessen Zugkraft Z gleich der Gewichtskraft G entspricht, sich im Horizontalflug Gewicht G und Auftrieb A die Waage halten. Dies gilt auch für den Widerstand W und die Zugkraft Z. W erreicht dabei seinen Höchstwert (linkes Modell).

Mit zunehmendem Steigflug und Winkeln kommen A und W sozusagen durch die Werte G_1 und G_2 immer mehr ins Hintertreffen. Die Zugkraft Z und die Gewichtskraft G bleiben ja auf allen Flugbahnen unverändert. Auch die Bahngeschwindigkeit v_b wird immer geringer, weil G immer mehr zur Zugachse einschwenkt und an Z zerrt und die zum Tragen nötige Hilfe von A zunehmend kleiner wird (die zwei mittleren Modelle), bis der senkrechte Stillstand erreicht ist. Auftrieb und Widerstand sind jetzt gleich Null. Das Modell verweilt im senkrechten Schwebeflug*. Nochmals: nur bei **Z gleich G!**

* Für Interessierte, die Ableitung des Schwebefluges mit senkrechter Propellerachse: würde man den Motor ausschalten, müsste das Modell frei fallen. Der Weg des freien Falls ist gleich $s = g/2 * t^2$. Das Modell würde in der ersten Sekunde eine Fallstrecke von ~ 5 m zurücklegen (g = 9,81). Um das Modell im Schwebeflug zu halten, muß es in jeder Sekunde um den sekundlichen Höhenverlust angehoben werden. Die Hubleistung (Prop netto) P_P = Gewichtskraft N * sekundlicher Höhenverlust, gleich P_P = N * 4,9 m/s und für ein Modell mit einem Gewicht von einem kg = 9,81 N, ist die erforderliche Prop – Nettoleistung P_P = (9.81 * 4,9) / 1s = 48 W. Bei einem Gesamtwirkungsgrad des Antriebes von 50 % ergäbe sich eine Eingangsleistung von 96 W (48 / 0,5).

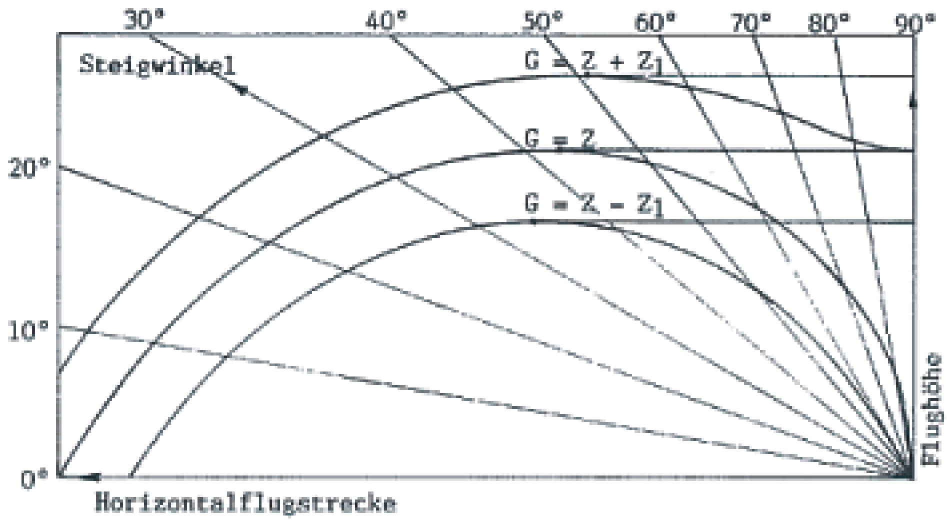
Dieser Flugzustand entspricht auch dem Hovern beim Hubschrauber. Bei einer Gewichtskraft des Heli von 40 N (etwa 4 kg) wäre die erforderliche Propellerleistung P_P = 40 * 4,9 / 1 = 196 W. Bei Wirkungsgradannahmen von Motor 0,75, Getriebe 0,9 und Prop 0,7 – zusammen 0,4725, muß die Eingangsleistung 196 / 0,4725 = 415 W betragen. Der Hubschrauber wird mit 24 Zellen betrieben und die mittlere Spannungslage wird mit 1,1 V angenommen = 26,4 V. Dann ist die Stromaufnahme 415 / 26,4 = 15,7 A. Bei 2000er Zellen mit 0,9 % Wirkungsgrad stehen 1,8 A zur Verfügung. Daher ist die Flugzeit t = 1,8 / 15,7 = 0,1146 * 60 = 6,9 min.

Ist jedoch die Zugkraft Z stärker als die Gewichtskraft G, ist das Modell in der Lage, senkrecht gegen den Himmel zu fliegen.

Für die Himmelstürmer unter den Elektrofliegern mag auch dieser Geschwindigkeitsbereich von Interesse sein. Eigentlich ist der senkrechte Steigflug v_{senk} mit der Horizontalgeschwindigkeit v_h vergleichbar, doch ergibt sich bei der Berechnung mit v_h eine fast um 10 m/s geringere Fluggeschwindigkeit gegenüber der nach der Steigfluggeschwindigkeitsformel $v_{st} = P_P / N - v_y$. Bei einer Sinkrate von 0,5 m/s ist die so errechnete Steigfluggeschwindigkeit 49,5 m/s. Das Modell würde also in 7 Sekunden 346,5 m Höhe erreichen.

Ist die Zugkraft Z geringer als die Gewichtskraft G, ist der Steigflug nurmehr unter einem bestimmten Winkel möglich und das Modell kommt vor Erreichen der 90° - Lage in den, auch in der Großfliegerei gefürchteten Überziehflugzustand und schmiert noch vor Erreichen des Stillstandes ab.

In **Zeichnung 6** sind drei Flugbahnkurven von Modellen gleichen Gewichtes aber unterschiedlicher Steigleistungen aufgetragen. Es ist gut erkennbar, dass sich von kleiner zu großer Steigleistung eine Verschiebung nach rechts und nach oben ergibt und irgendwo auf diesen Kurven, auch der höchst erreichbare, daher optimale Punkt liegt.



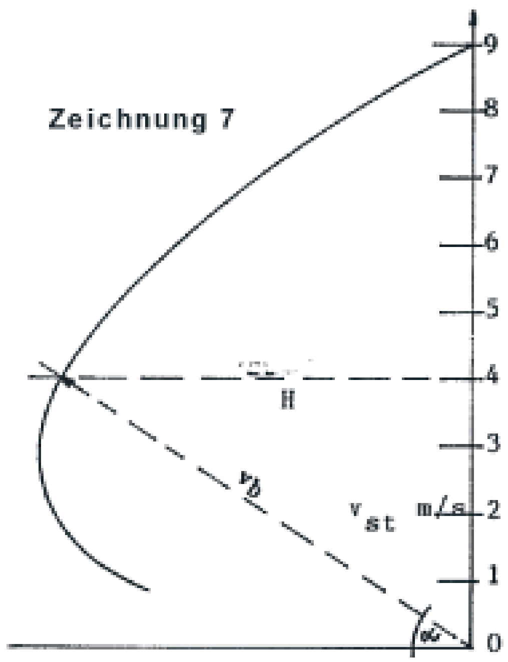
Zeichnung 6: Flugbahnkurven von Modellen gleichen Gewichtes aber unterschiedlicher Propeller- bzw. Steigleistungen.

Aus letzteren Erkenntnissen entstand die **Zeichnung 7**. Mit ihrer Hilfe ist es möglich, die Bahnfluggeschwindigkeit samt dazugehörigem optimalen Steigwinkel für die breite Masse von Elektromotor-Seglern ohne aufwendige Rechnerei schnell zu bestimmen. Dazu benötigt man lediglich die Steigfluggeschwindigkeit $\mathbf{v}_{st}$ des jeweiligen Modells, siehe Rechenbeispiel nach der Zeichnung 4.

Wie nun aus Zeichnung 7 ersichtlich, zieht man lediglich vom Punkt der errechneten Steigfluggeschwindigkeit $\mathbf{v}_{st}$ (rechte Skala von 0-9) eine Waagrechte (gestrichelte Linie) nach links zur eingezeichneten Kurve. Verbindet man nun den 0-Punkt mit diesem Schnittpunkt (gestrichelte Linie v_b), kann man maßstabgetreu die Bahnfluggeschwindigkeit $\mathbf{v}_b$ abmessen und den Steigwinkel α ablesen oder errechnen (arc tg $\alpha = v_{st} / H = 4 / 6{,}1 = 33{,}25°$).

Zeichnung 7: M = 1 : 1

Beispiel aus der Graphik: errechnet wurde ein Steigen von 4 m/s. Vom Schnittpunkt der Waagrechten von 4 m/s mit der Kurve ergibt die gestrichelte Linie bis zum 0-Punkt eine Strecke von 73 mm, also ist $\mathbf{v}_{b\,opt}$ gleich 7,3 m/s. Der Steigflugwinkel beträgt etwa 33,25°.



Zeichnung 7

Der skeptische Leser mag nun berechtigterweise die Frage stellen, wie man denn diesen Winkel während des Fliegens überhaupt erreichen kann. Der Autor meint, sehr leicht. Er liegt knapp vor Erreichen des *Aushungerns* und ist allen einigermaßen geübten Modellfliegern geläufig. Mit ein bisschen Gefühl ist er als Dauereinstellung am Trimmhebel des Höhenruders für einen zügigen Steigflug schnell herauszufinden.
Die rechnerische Erfassung irgendeiner Bahnfluggeschwindigkeit ist äußerst schwierig. Sie hängt all zu sehr von der möglichst genauen Eingabe unterschiedlichster, meist schwer bestimmbarer Größen und von diversen Formeln ab.

Die Aussichten stehen gut, dass dem Modellflug in naher Zukunft durch Verbesserung der Sensoren, was Gewicht und Größe anbelangt, aber auch Verfeinerung der Geschwindigkeitsanzeigen und vor allem mit geringer werdender Belastung des Geldbeutels, ein Bordcomputer zur Verfügung steht, von dem nach jedem Flug alle relevanten Messwerte aus seinem Speicher abrufbar sind.

Nachtrag 20.7.2002.

Bei der Durchsicht der von Prof. E.E. Larrabee beim NFFS 1978 (Nationales Freiflug Symposium) veröffentlichten Arbeit über den analytischen Entwurf von Propellern mit geringen induzierten Verlusten, scheint eine sehr einfache Formel für die Bahnfluggeschwindigkeit auf, ohne Berücksichtigung der Propellerleistung. Sie lautet:

$$v_b = \frac{\sqrt{2 * G * \cos\alpha}}{\sqrt{1{,}225 * F_F * c_a}} \qquad (1)$$

mit G dem Modellgewicht (N), cos α = Steigwinkel (°), 1,225 = Luftwert, F_F = Flügelfläche (m²) und einem Profilbeiwert für Normaluftschrauben von 0,8.

Nun beruht das Ergebnis von v_b auf zwei Annahmen, nämlich dem ca-Wert und dem Steigflugwinkel. Der c_a-Wert von 0,8 dürfte den Großteil der Propeller für Normalmodelle abdecken und kann als Fixwert betrachtet werden. Ein, zwei Zehntel rauf oder runter bei langsameren oder schneller drehenden und fliegenden Luftschrauben genügen sicher zur Findung noch genauerer c_a –Werte.

Dagegen stellt der Wert des optimalen Steigwinkels α in Formel (1) eine veränderliche Größe dar. Zum besseren Verstehen sollte man sich hier in Erinnerung rufen, dass die Leistung einer Luftschraube beim Flugmodell entweder in Geschwindigkeit oder Höhe umgesetzt werden kann. So lange also nicht der optimale Steigwinkel in diese Formel eingegeben wurde, wird theoretisch noch immer ein Rest Luftschraubenleistung für Vorwärtsgeschwindigkeit verbraucht, v_b also im Endergebnis zu groß erscheinen (größerer Steigwinkel bedingt geringere Bahnfluggeschwindigkeit).

Um den Steigwinkel α besser eingrenzen zu können, errechnet man zunächst die nach Zeichnung 4 aufscheinende Formel für die Steigfluggeschwindigkeit $v_{st} = (P_P / N) – v_y$ (2), denn Propellerleistung, Gewicht und Sinkgeschwindigkeit sind messbare und errechenbare Größen. Aus Zeichnung 4 ist aber auch ersichtlich, dass $v_{st} = v_b * \sin\alpha$ (3) ist. Nach Umstellung der Formel (3) erhält man für $\sin\alpha = v_{st} / v_b$ (4). Wäre die vorherige Schätzung des Steigwinkels richtig, dann müsste der eben erhaltene Wert auch mit dem in Formel (1) übereinstimmen. Falls nicht, hilft die schrittweise Annäherung (Iteration).

Als Rechenbeispiel: Die Werte für das Modell „mini Re“ (letzte Version) sind: G = 5,55 N, F_F = 0,2873 m², die Propellerleistung P_P = 18,02 W, v_y = 0,416 m/s, c_a = 0,8 und der zunächst geschätzte Steigwinkel = 20° (Cos 20° = 0,939). Das Ergebnis aus Formel (1) für v_b = 6,09 m/s und aus Formel (2) v_{st} = 2,831 m/s. Die Kontrollrechnung nach der Formel (3) 6,09 * 0,342 ergibt aber nur ein v_{st} = 2,08 m/s. Das zeigt klar, dass der eingegebene Wert für den optimalen Steigwinkel in Formel (1) zu klein war. Zur Iteration setzt man nun die Formel (4) ein und erhält mit dem wahren v_{st} =2,831 und dem zuerst errechneten v_b = 6,09 einen Wert für sin α von 0,4648 gleich arc sin 27,70°. Diesen Wert setzt man anstelle des zuerst verwendeten Kosinuswertes von 20° in Formel (1) ein und erhält ein v_b von 5,91 m/s. Nochmals wird die Formel (4) mit diesem neuen Wert berechnet und man erhält 0,4790 oder 28,62°. Erneut wird dieser Wert in Formel (1) eingesetzt und die neue Bahnfluggeschwindigkeit beträgt nunmehr 5,88 m/s. Schlussendlich erhält man nach Formel (4) sin α = 2,831 / 5,88 = 0,4814 oder 28.78°. Die Iteration ist fertig, denn mit der Kontrollformel (3) ergibt sich für v_{st} = 5.88 * 0,4814 =2,831 oder nach (4) für sin α = 2,831 / 5,88 = 0,4814 = 28,78°.

Nur wer ernsthaft mit der Optimierung von Luftschrauben vertraut ist, weiß, wie notwendig die Erfassung des möglichst genauen Wertes der Bahnfluggeschwindigkeit ist, kennt aber auch den mühevollen Weg des Messens mit Winkelmesser und Stoppuhr. So gesehen erscheint die vorliegende, etwas umständliche Berechnungsmethode eine sehr empfehlenswerte Alternative zur Findung von v_b zu sein.

Erstveröffentlichung: Zeitschrift *prop* 6/1997