

Die Propellersteigung



Propellerherstellung, etwa um 1920

Vorwort

Fast jeder Modellflieger kennt bei Propellern die „*Steigung*“ und hat eine mehr oder weniger klare Vorstellung, was damit gemeint ist. Nun kommt es aber z.B. vor, daß ein Propeller nicht so „zieht“ wie er sollte, oder umgekehrt noch Schub erzeugt bei einer Fluggeschwindigkeit, bei der er das eigentlich nicht mehr dürfte. Schuld daran hat meistens eine falsche Steigung. Dann ergibt sich auch immer die Frage, wie denn nun die Steigung definiert ist.

Eine „falsche“ Steigung kann ganz einfach daran liegen, daß der Hersteller geschlampt hat und ein fehlerhaftes Produkt liefert; leider kommt dies vor. Das soll hier nicht unser Thema sein. In anderen Fällen liegt es aber daran, daß Hersteller und Anwender unterschiedliche Vorstellungen haben. Dies kann zu gravierenden Unterschieden im Betriebsverhalten führen.

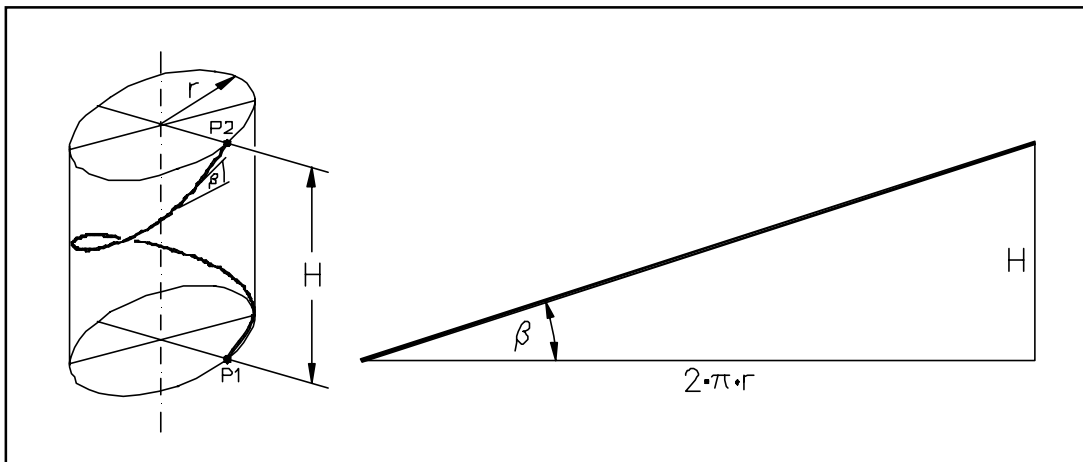
Auf die aerodynamischen Auswirkungen können wir nur am Rande eingehen, das wird in einem anderen Beitrag geschehen. Wir wollen hier vor allem von der „Geometrie“ des Propellers reden und sehen, zu welch großen Fehlern dabei unterschiedliche Vorstellungen führen können.

Und noch eine wichtige Anmerkung.

Obwohl der Propeller auch „*Luftschraube*“ heißt, hat er mit einer Schraube, die sich in die Luft „hineinschraubt“, überhaupt nichts zu tun, und die Vorstellung einer Schraube führt sehr schnell zu falschen Folgerungen. Der Vergleich mit einer Wendeltreppe ist ebenso gut und führt nicht zu Mißverständnissen. Aerodynamisch gesehen ist ein Propellerblatt ein „umlaufender Tragflügel“, und die Steigung ist -etwas salopp gesagt- eine Art grobe Maßzahl für die Anstellung dieses Tragflügels.

Die Schraubenlinie

Geht man auf der Oberfläche eines Zylinders dem Umfang entlang und gleichzeitig auch in axialer Richtung, dann entsteht eine *Schraubenlinie* oder *Helix*. Nach genau einer Umdrehung ist man „ein Stockwerk höher“ angelangt. Diese Ganghöhe nennt man Steigung und bezeichnet sie mit dem Buchstaben H.



Die Oberfläche des Zylinders lässt sich in die Ebene „abwickeln“ und ergibt dort ein rechtwinkliges Dreieck. Es hat die Grundseite $2 \cdot \pi \cdot r$, die Höhe H, und den Steigungswinkel β .

Zwischen β und der Höhe besteht die Beziehung

$$H = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot \operatorname{tg}(\beta) \quad (1)$$

Nun kann man diese Überlegung nicht nur für die Oberfläche des Zylinders, sondern auch für jeden anderen innenliegenden Radius anstellen. In der Gesamtheit ergibt sich dann eine *Schraubenfläche*. Der Steigungswinkel einer solchen Schraubenfläche wird bei gleichbleibender Steigung umso größer (steiler), je näher man der Achse kommt.

Bei der Propellergeometrie haben wir es meistens nicht mit Schraubenflächen zu tun. Solche sind zwar möglich, aber eher der Ausnahmefall. Aber Schraubenlinien mit ihrer zugehörigen Steigung sind zur Unterstützung der Vorstellung recht nützlich.

Die Steigung ist aber letztlich nur ein anderes, anschauliches Maß für den Steigungswinkel an der betreffenden Radiusstelle.

Wenn die Steigungswinkel nicht der Gl. (1) genügen, dann ergibt sich für jede Radiusstelle eine andere Steigung. Man spricht deshalb von der *Steigungswinkelverteilung* bzw. *Blattwinkelverteilung* und der *Steigungsverteilung*. Weiter unten wird ein Beispiel dazu gezeigt.

Bezugsgrößen und Bezeichnungen

Bei fast allen Rechnungen zum Propeller wird der *Blattspitzenradius* R als Bezugsgröße verwendet (oder auch der Durchmesser $D = 2 \cdot R$). Eine bestimmte Stelle auf dem Radius gibt man immer dimensionslos als Verhältnis zum Blattspitzenradius an und bezeichnet dieses Verhältnis mit x . Es ist also $x = r/R$ mit r als dem „laufenden“ Radius. $x = 0$ liegt in der Achse, $x = 1$ ist die Spitze des Blattes.

Beispiel: Propeller mit 210 mm Durchmesser; $R = 105$ mm
 $x = 0,7$ (= 70%) bezeichnet dann die Stelle bei $r = 0,7 \cdot 105 = 73,5$ mm

Wie schon gesagt, hat die Steigung H sehr oft keinen konstanten Wert über dem Radius. Um trotzdem eine Steigung angeben zu können, wird die Steigung bei $x = 0,70$ oder $x = 0,75$ als *Nennsteigung* definiert.

Ob 0,7 oder 0,75, macht nur einen geringen Unterschied. Der Wert 0,75 wird vorwiegend in der US-Literatur verwendet; man kann in der Theorie zeigen, daß diese Stelle besonders „repräsentativ“ für die Eigenschaften des Propellers ist. Der Wert 0,7 findet sich vorwiegend in der deutschen Literatur; er scheint die Realität etwas besser wiederzugeben als 0,75. Die Steigung wird dann mit $H_{0,7}$ oder $H_{0,75}$ bezeichnet.

Meistens rechnet man nicht mit der Steigung als absolutem Wert, sondern bezieht diese auf den Durchmesser. Dies ist dann das sog. Steigungs-/Durchmesser-Verhältnis, kurz „H/D“. Entsprechend gibt es dann $(H/D)_{0,7}$ bzw. $(H/D)_{0,75}$.

Beispiel:

Ein Propeller mit Durchmesser $D = 210$ mm und Nennsteigung $H_{0,7} = 90$ mm hat

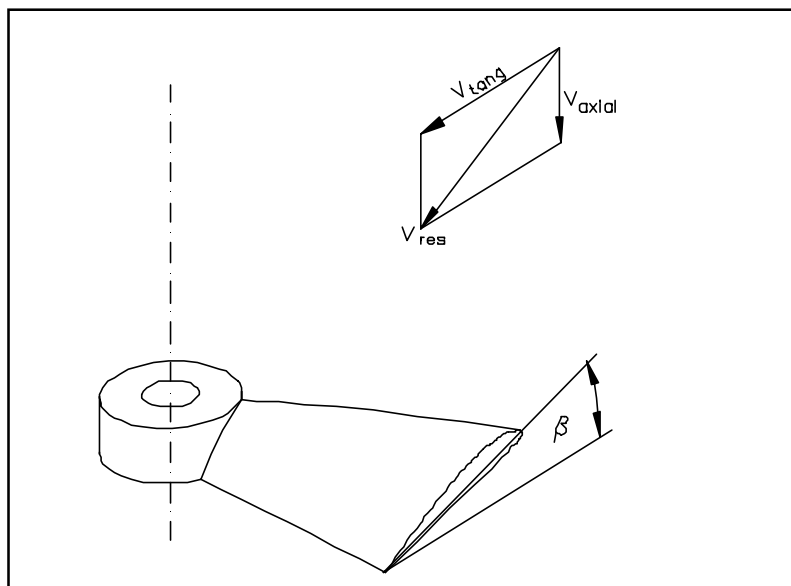
$$(H/D)_{0,7} = 90/210 = 0,43.$$

Das „H/D“ ist -obwohl nur ein recht grober Wert- der wichtigste Kennwert (Parameter) eines Propellers. Er kennzeichnet ungefähr den Einsatzbereich des Propellers. Das H/D bestimmt auch weitgehend den erreichbaren maximalen Wirkungsgrad. Dies wird aber Thema eines anderen Beitrags sein.

Auch die *Blatttiefe* („Flügeltiefe“) eines Propellerblatts wird auf den Radius bezogen angegeben als „t/R“. Über den Radius haben wir dann eine *Blattiefenverteilung*.

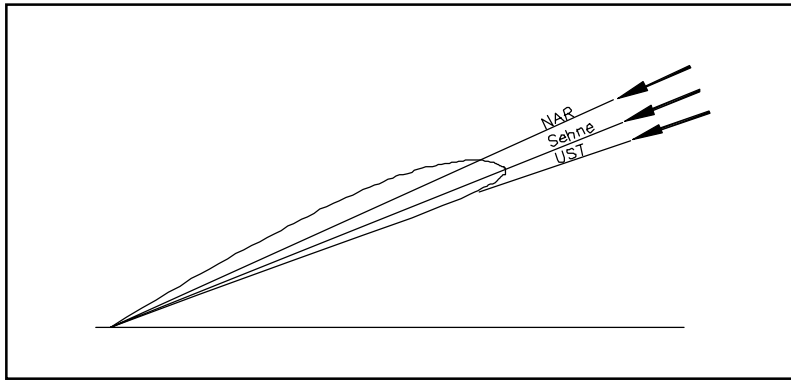
Winkel am Blattprofil

Das Propellerblatt wird „schräg von vorne“ angeströmt, da sich Tangentialgeschwindigkeit (Drehung) und axiale Anströmgeschwindigkeit (Fluggeschwindigkeit) zu einer resultierenden Geschwindigkeit zusammensetzen. Um es ganz genau zu sagen, es kommen dazu noch zwei kleine Geschwindigkeitsanteile, die für detaillierte Rechnungen sehr wichtig sind. Hier spielen diese aber keine Rolle und sind deshalb weggelassen.



An jeder Stelle des Blattradius hat die Anströmung des Blattes eine andere Neigung, da die axiale Zuströmgeschwindigkeit überall gleich ist, aber die Tangentialgeschwindigkeit von innen nach außen zunimmt. Hierauf muß der örtliche Steigungswinkel des Blattprofils natürlich Rücksicht nehmen, und der Steigungswinkel der Blattprofile wächst deshalb von außen nach innen. Ausgenommen davon ist nur der Bereich für etwa $x < 0,3$, da sich die erforderlichen großen Winkel nicht mehr realisieren lassen und das Blatt in einer „Freiformfläche“ in die Nabe übergeführt werden muß. Wir sehen uns nun einen Schnitt durch das Propellerblatt genauer an.

Es gibt 3 bevorzugte Winkel für die Anströmung eines Profils:



1. Die Richtung der Unterseiten-Tangente (UST)

Dieser Winkel ist leicht zu messen, da man im Prinzip nur einen Winkelmesser anlegen muß. Aerodynamisch hat diese Anströmrichtung keine besondere Bedeutung, aber in der Frühzeit der Aerodynamik wurde sie oft als Bezugsrichtung für den Anstellwinkel verwendet.

Größter Nachteil: Wenn das Profil keine gerade oder hohlgewölbte Unterseite hat, gibt es keine Unterseitentangente und der Winkel ist nicht zu messen.

2. Die Richtung der Profilsehne (Sehne)

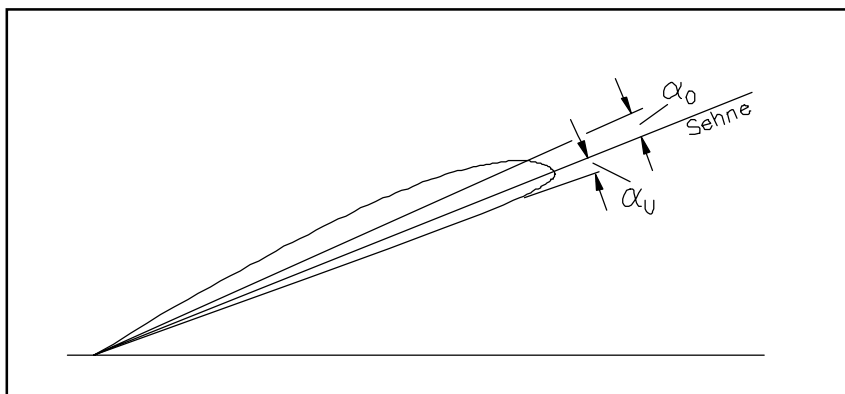
Die Profilsehne ist die Verbindungslinie von Nasenpunkt und Hinterkante. Sie hat in aerodynamischen Rechnungen große Bedeutung. Die Profilabmessungen (Koordinaten) sind in allen neueren Arbeiten stets auf diese Linie bezogen, ferner ist dies seit vielen Jahren auch die Bezugsrichtung für den Anstellwinkel. Null Grad Anstellwinkel bedeutet dann, daß das Profil in Richtung der Profilsehne angeströmt wird. Null Grad Anstellwinkel bedeutet aber nicht, daß das Profil keinen Auftrieb erzeugt ! Dies würde nur bei symmetrischen Profilen zutreffen.

Mit einer kleinen Hilfsvorrichtung oder zur Not auch nur mit der Schieblehre und etwas Rechnen kann man diesen Winkel noch mit akzeptablem Aufwand messen.

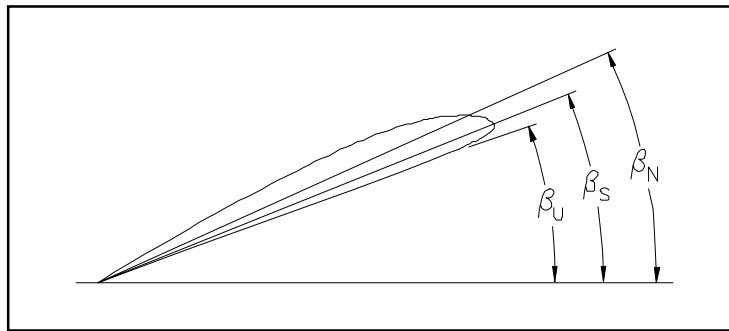
3. Die Nullauftriebsrichtung (NAR)

Wenn das Profil in dieser Richtung angeströmt wird, dann erzeugt es keinen Auftrieb. Diese Richtung ist also gewissermaßen der aerodynamische „Nullpunkt“ des Profils. Die Nullauftriebsrichtung ist natürlich von allergrößter Bedeutung für sehr viele aerodynamische Berechnungen. Sie wird immer zusammen mit den anderen Profildaten angegeben, bezogen auf die Profilsehne. Der zugehörige „Nullauftriebswinkel“ α_0 ist in der Regel negativ, d.h. die Anströmrichtung kommt -bezogen auf die Profilsehne- „schräg von oben“.

Bei einem symmetrischen Profil sind die Richtungen 2 und 3 identisch, und bei einem „symmetrischen Profil mit gerader Unterseite“ (ebene Platte) wäre auch noch Richtung 1 identisch.



Für die Definition des *Blattwinkels* (Steigungswinkels) können wir nun im Prinzip jeden dieser 3 Winkel verwenden:

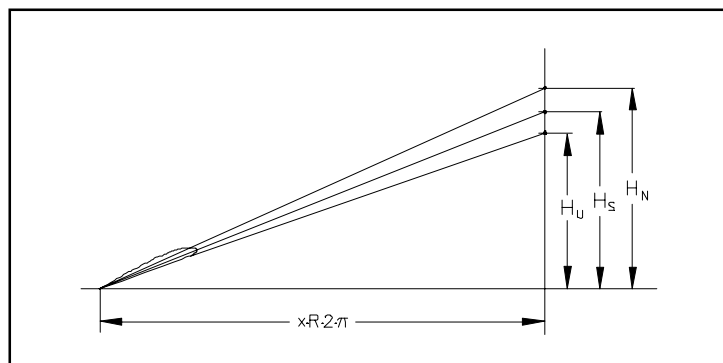


- a) Steigungswinkel gemessen von der Drehebene bis zur Unterseitentangente, β_U
- b) Steigungswinkel gemessen bis zur Profilhöhe, β_S
- c) Steigungswinkel gemessen bis zur Nullauftriebsrichtung, β_N

Definition a) wird von den Herstellern von Modellpropellern häufig verwendet.

Definition b) wird allgemein in der Luftfahrttechnik verwendet, von Modellpropeller-Herstellern, wenn die Definition a) nicht möglich ist.

Definition c) wird in der Praxis nicht verwendet, der Nullauftriebswinkel wird natürlich in Rechnungen mit einbezogen. Man kann die hieraus berechnete Steigung etwas salopp als die „aerodynamische“ Steigung bezeichnen.



Entsprechend ergeben sich 3 unterschiedliche Steigungen. Der Unterschied von wenigen Grad mag auf den ersten Blick gering erscheinen, kann aber erhebliche Auswirkungen haben. Als groben Vergleich kann man z.B. an den Tragflügel eines Modells denken: Jeder etwas erfahrene Modellflieger weiß, daß etwa 2-4 Grad Unterschied im Einstellwinkel gravierende Folgen haben.

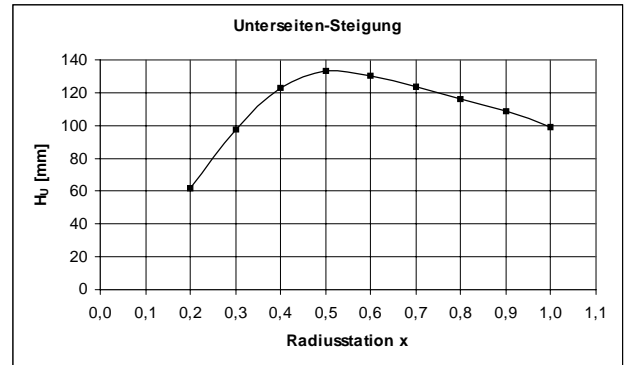
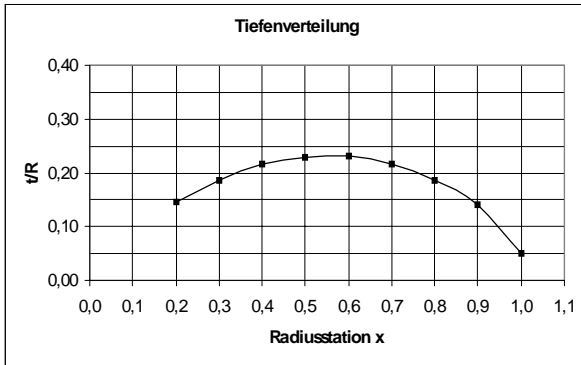
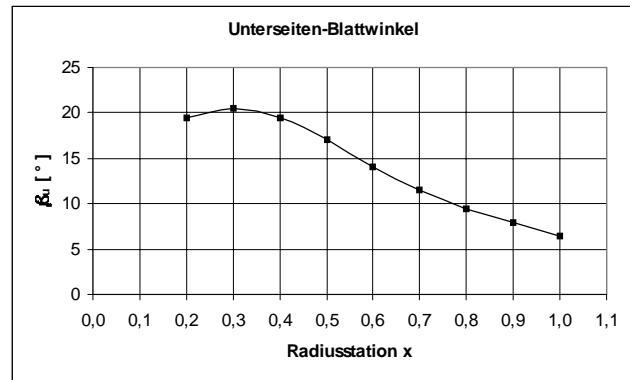
Ein Beispiel

Als Beispiel nun (nächste Seite) das Ergebnis einer geometrischen Vermessung des Propellers APC Slowfly 11'' x 4,7''. Gemessen wurden die Blattwinkel β_U und die Blattiefen an den Radiusstationen 0,2 bis 1,0.

Aus den Blattwinkeln wurde mit Gl. (1) die Steigung an den Radiusstationen berechnet. Man sieht, daß von einer einheitlichen, konstanten Steigung keine Rede sein kann.

Dies ist jedoch kein Mangel, denn „aerodynamisch wirksam“ ist -verkürzt gesagt- immer das Produkt von Anstellwinkel und Profiltiefe, und der Propellerkonstrukteur kann wählen, wie er es in die beiden Faktoren aufteilt. Dabei kann er andere Gesichtspunkte berücksichtigen, die ihm z.B. eine Optimierung mit Computerhilfe liefert.

x	t [mm]	t/R	β_u [°]	H_u [mm]
0,20	20,3	0,15	19,5	61,6
0,30	25,8	0,19	20,5	97,6
0,40	29,8	0,22	19,5	123,2
0,50	31,7	0,23	17,0	132,9
0,60	31,9	0,23	14,0	130,1
0,70	29,8	0,22	11,5	123,9
0,80	25,7	0,19	9,5	116,4
0,90	19,6	0,14	7,9	108,6
Blattradius		R = 138,5 mm		
Flächendichte		$\sigma = 0,107$		



Aus dem Diagramm der Steigung kann man für $x = 0,75$ eine Steigung von 120 mm ablesen. Nach Herstellerangabe beträgt die Nennsteigung $4,7'' = 119,4$ mm; Realität und Herstellerangabe stimmen überein. Der Hersteller hat offenbar die Definition a) verwendet, was auf Grund des hohl-gewölbten Profils möglich ist.

Auswirkung der verschiedenen Definitionen

Gemäß den Skizzen auf Seite 5 ist:

$$\beta_U = \beta_S - \alpha_U \quad (2)$$

$$\beta_N = \beta_S + \alpha_0 \quad (3)$$

und damit

$$H_S = x \cdot R \cdot 2 \cdot \pi \cdot \text{tg}(\beta_S) \quad (4)$$

$$H_U = x \cdot R \cdot 2 \cdot \pi \cdot \text{tg}(\beta_S - \alpha_U) \quad (5)$$

$$H_N = x \cdot R \cdot 2 \cdot \pi \cdot \text{tg}(\beta_S + \alpha_0) \quad (6)$$

sowie

$$\left(\frac{H}{D}\right)_S = x \cdot \pi \cdot \text{tg}(\beta_S) \quad (7)$$

$$\left(\frac{H}{D}\right)_U = x \cdot \pi \cdot \text{tg}(\beta_S - \alpha_U) \quad (8)$$

$$\left(\frac{H}{D}\right)_N = x \cdot \pi \cdot \text{tg}(\beta_S + \alpha_0) \quad (9)$$

Da α_U und α_0 kleine Winkel sind, kann man (5) und (6) bzw. auch (8) und (9) mit guter Näherung noch vereinfachen:

$$H_U = x \cdot R \cdot 2 \cdot \pi \cdot (\text{tg}(\beta_S) - \text{tg}(\alpha_U)) \quad (10)$$

$$H_N = x \cdot R \cdot 2 \cdot \pi \cdot (\text{tg}(\beta_S) + \text{tg}(\alpha_0)) \quad (11)$$

$$\left(\frac{H}{D}\right)_U = x \cdot \pi \cdot (\text{tg}(\beta_S) - \text{tg}(\alpha_U)) \quad (12)$$

$$\left(\frac{H}{D}\right)_N = x \cdot \pi \cdot (\text{tg}(\beta_S) + \text{tg}(\alpha_0)) \quad (13)$$

Für das Verhältnis der Steigungen ergibt sich:

$$\frac{H_N}{H_S} = 1 + \frac{\text{tg}(\alpha_0)}{\text{tg}(\beta_S)} \quad (14)$$

$$\frac{H_U}{H_S} = 1 - \frac{\text{tg}(\alpha_U)}{\text{tg}(\beta_S)} \quad (15)$$

Beispiel 1: Profil Clark Y 11,7%, $\alpha_U = 2^\circ$, $\alpha_0 = 2^\circ$, ferner angenommen $\beta_S = 14^\circ$

Es wird

$$\frac{H_N}{H_S} = 1 + \frac{\text{tg}(2^\circ)}{\text{tg}(14^\circ)} = 1,14$$

$$\frac{H_U}{H_S} = 1 - \frac{\text{tg}(2^\circ)}{\text{tg}(14^\circ)} = 0,86$$

d.h., die aus der Nullauftriebsrichtung berechnete Steigung ist um 14% größer als die aus der Profelsehne berechnete, die aus der Unterseitentangente berechnete um 14% kleiner.

Im „worst case“ hat z.B. der Hersteller die Steigung für die Unterseitentangente angegeben, und wir verwenden diesen Wert in einer Anwendung, welche die „aerodynamische“ Steigung benötigt. Dann beträgt der Fehler 28%, und das Ergebnis ist unbrauchbar.

Die bezogenen Steigungen H/D selbst betragen bei $x = 0,7$:

$$\left(\frac{H}{D}\right)_S = 0,7 \cdot \pi \cdot \text{tg}(14^\circ) = 0,55$$

$$\left(\frac{H}{D}\right)_U = 0,7 \cdot \pi \cdot (\text{tg}(14^\circ) - \text{tg}(2^\circ)) = 0,47$$

$$\left(\frac{H}{D}\right)_N = 0,7 \cdot \pi \cdot (\text{tg}(14^\circ) + \text{tg}(2^\circ)) = 0,63$$

Beispiel 2: Derselbe Propeller, jetzt mit Profil Clark Y 5,9%, $\alpha_U = 0,86^\circ$, $\alpha_0 = 0,50^\circ$.

Da die Rechnung wie beim Beispiel 1 verläuft, nachstehend nur das Ergebnis:

$$\frac{H_N}{H_S} = 1,04 \quad \frac{H_U}{H_S} = 0,94$$

$$\left(\frac{H}{D}\right)_U = 0,52 \quad \left(\frac{H}{D}\right)_N = 0,57$$

Wegen der geringeren Dicke und Wölbung des Profils sieht das Ergebnis jetzt bedeutend freundlicher aus. Im schlechtesten Fall kann der Fehler aber immer noch 10% betragen.

Umrechnungformeln

In der Praxis benötigt man meistens die „aerodynamische Steigung“ H_N , und es ist z.B. der Unterseiten-Steigungswinkel β_U bekannt (beides z.B. bei $x = 0,75$). Dafür erhalten wir aus (6) und (3) die Umrechnungsformel

$$H_N = x \cdot R \cdot 2 \cdot \pi \cdot \text{tg}(\beta_U + \alpha_U + \alpha_0) \quad (16)$$

Oder es ist z.B. der Sehnen-Steigungswinkel β_S bekannt, dann wird

$$H_N = x \cdot R \cdot 2 \cdot \pi \cdot \operatorname{tg}(\beta_S + \alpha_0) \quad (17)$$

Beispiel :

Wir möchten die aerodynamische Steigung des APC-Propellers 11" x 4,7" von weiter oben wissen. Für diesen Propeller ist bei $x = 0,75$: $\beta_U = 11^\circ$,

ferner R (gemessen) = 138,5 mm, $\alpha_U = 0^\circ$, und $\alpha_0 = 3^\circ$

Mit (16) ergibt sich

$$\begin{aligned} H_N &= 0,75 \cdot 138,5 \cdot 2 \cdot 3,14 \cdot \operatorname{tg}(11 + 0 + 3) \\ &= 653 \cdot \operatorname{tg}(14^\circ) = 653 \cdot 0,249 = 163 \text{ mm} \end{aligned}$$

Die aerodynamische Steigung ist also 43 mm größer als die uns schon bekannte Unterseiten-tangenten-Steigung von 120 mm. Das sind 36% mehr !

Woher α_U und α_0 nehmen?

Den Winkel α_U bestimmt man am einfachsten zeichnerisch. Dazu Profil z.B. in 200 mm Tiefe von einem Profilplot-Programm ausdrucken lassen und dann den Winkel ausmessen. Dies ist selbstverständlich nur bei Profilen mit gerader oder hohlgewölbter Unterseite möglich; bei anderen Profilen gibt es den Winkel α_U nicht.

Der Winkel α_0 (Nullanstellwinkel) kann z.B. aus den Daten von Windkanalmessungen entnommen werden. Da α_0 aber auch aus den Profilkordinaten (zumindest näherungsweise) berechnet werden kann, besitzen fast alle Profilplot-Programme dafür eine eingebaute Funktion.

Handelt es sich um ein unbekanntes Profil, so kann man in Profilsammlungen fast immer ein sehr ähnliches oder sogar identisches Profil finden und rechnet dann mit dessen Werten.

Zusammenfassung

Nach einer kurzen Einführung in die Grundbegriffe werden die verschiedenen Möglichkeiten erklärt, mit denen die Steigung eines Propellers berechnet bzw. angegeben werden kann.

Am Beispiel eines bekannten Propellers wird der Begriff der Steigungs- und Blattiefenverteilung erklärt, und es wird gezeigt, daß die Steigung keinen konstanten Wert über den Blattradius haben muß. Als Nennsteigung dient der Wert bei 0,7 oder 0,75 % des Blattradius.

Abschließend werden Formeln zur Berechnung bzw. Umrechnung der Steigung angegeben, und es wird anhand von Beispielen gezeigt, welche Fehler bei Verwechslungen oder falscher Anwendung der Steigungswerte entstehen können.

Literatur

D. Althaus, Profilpolaren für den Modellflug, Band 1 und 2
Neckar-Verlag, Villingen-Schwenningen