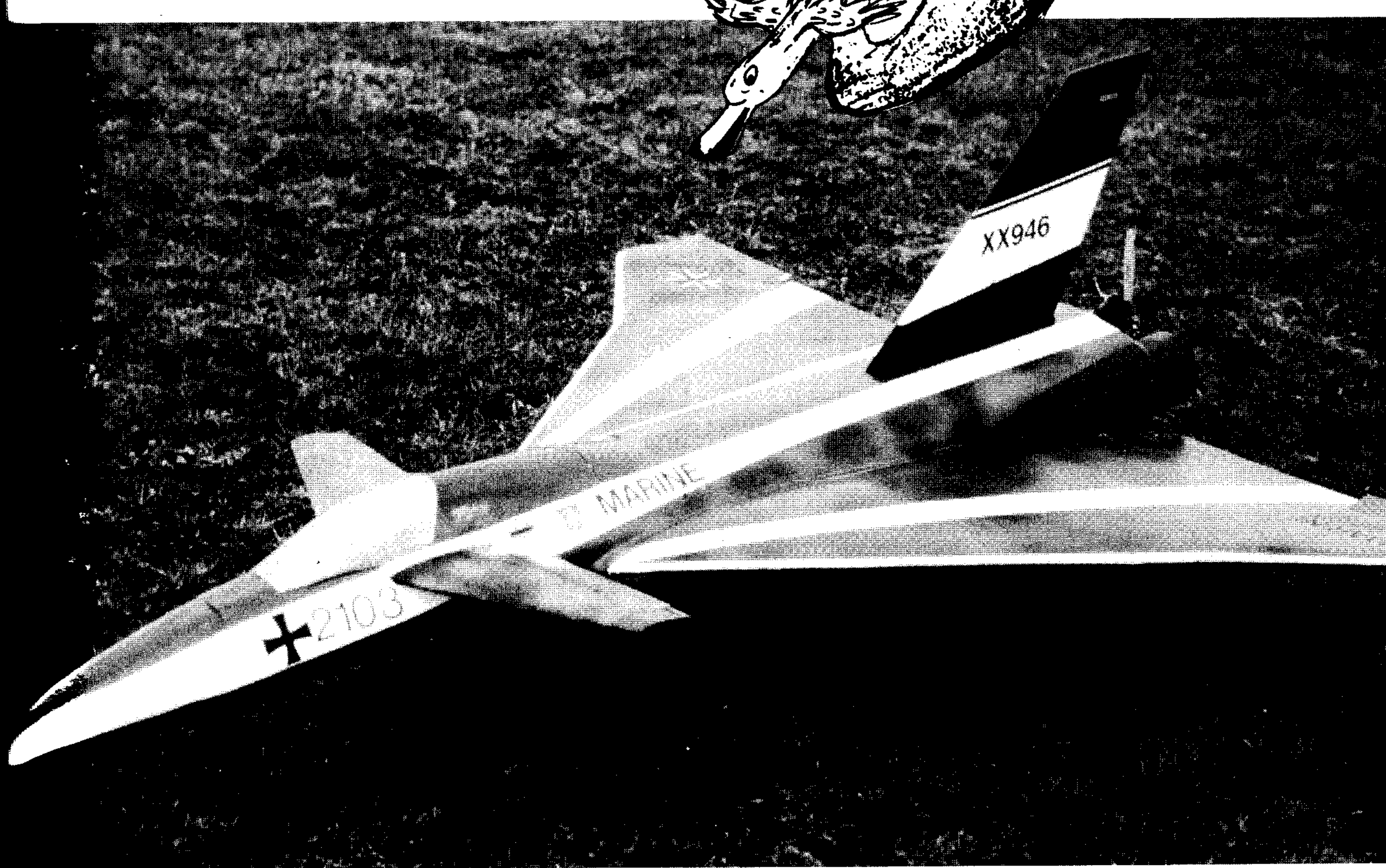
Entwerfen und Fliegen von Entenmodellen Teil 4

Dieter Schall



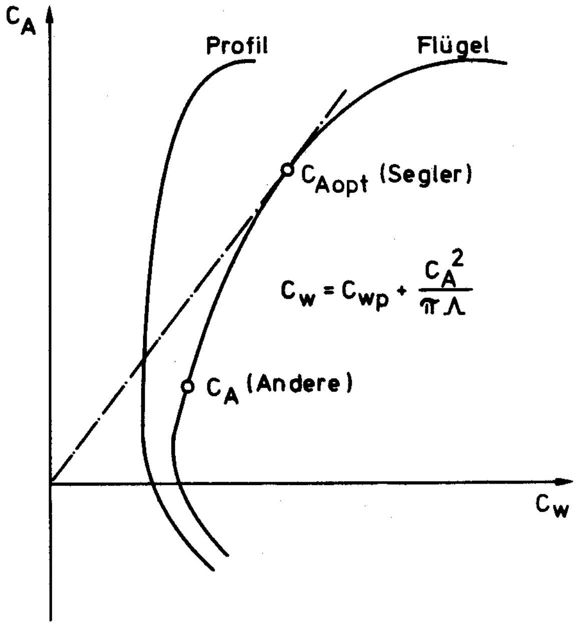
Dieses Modell von Gerd Hildmann – der Protoyp eines JÄGER 90 Nachbaus – ist das Produkt langjähriger Versuche mit Entenmodellen. Obwohl die Theorie im Modellflug allgemein etwas geringschätzig behandelt wird, hat sie in diesem Fall ihren hohen Stellenwert bewiesen. Dieses Modell wurde zunächst theoretisch ausgelegt und in seinen Flugleistungen nachgerechnet. Schon die erste Konstruktion flog sehr gut und hat bewiesen, daß man beim Entwurf von Entenmodellen mit der Theorie als Zugpferd schneller zum Ziel kommt.

In Teil 2 der Serie wurden die Besonderheiten der Enten bereits allgemein besprochen, und es wurde angekündigt, daß ich in Teil 4 den kompletten Formelsatz zur Auslegung einer Ente bringen würde und daß darüber hinaus auch anhand von Beispielen gezeigt werden solle, wie zu rechnen ist. Leider hat sich bei der Ausarbeitung des Teils 4 herausgestellt, daß ich mir da vom Umfang her viel zu viel vorgenommen habe. Ein solches Vorhaben würde die ganze Zeitschrift in Anspruch nehmen, will man den Beitrag so gestalten, daß jeder Interessierte wirklich etwas damit anfangen kann. Ich habe deshalb den Beitrag auf den Formelsatz mit einigen erklärenden Abbildungen und einer Kommentierung der Formeln beschränkt, soweit dies erforderlich ist. Die Anwendung der Formeln ist begrenzt auf Flügel und Leitwerke in einfacher Trapezform und mit Streckungen von mehr als etwa 5.

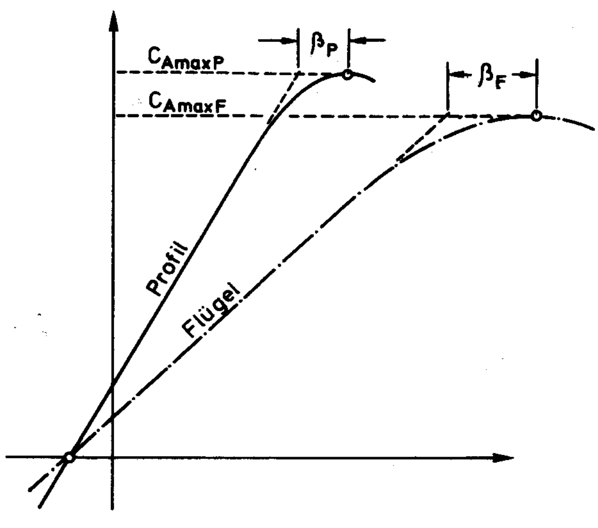
Wer dennoch mehr wissen will, kompliziertere Flügelformen berechnen oder einige ausführliche Berechnungsbeispiele möchte, der kann einen Satz Kopien anfordern.

Dieser Satz enthält auch ein Flußdiagramm einer kompletten Auslegung sowie zusätzliche Formeln zum Ruderwinkel und zu Winglets. Da ich im Augenblick noch nicht weiß, wieviele Seiten dies gibt, kann ich nicht genau sagen, wieviel ich fürs Kopieren berechnen muß. Es wird sich auf jeden Fall um eine komplette Zusammenstellung über die Auslegung von Enten handeln.

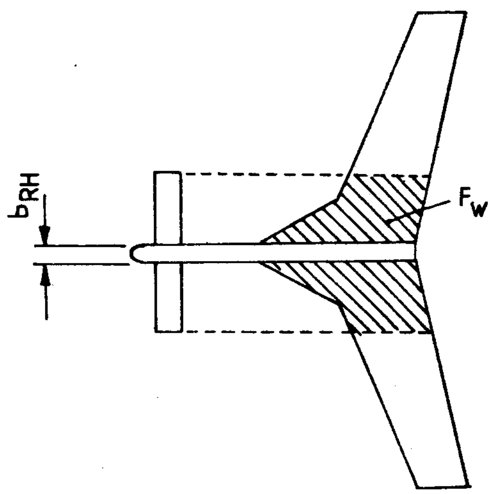
Um größtmögliche Übersicht und Klarheit zu erlangen, habe ich die Formeln in 5 Blöcke unterteilt. Jeder Block ist in sich gegliedert, und die Gleichungen sind alle numeriert, so daß es bei den Rechenbeispielen keine Probleme gibt.



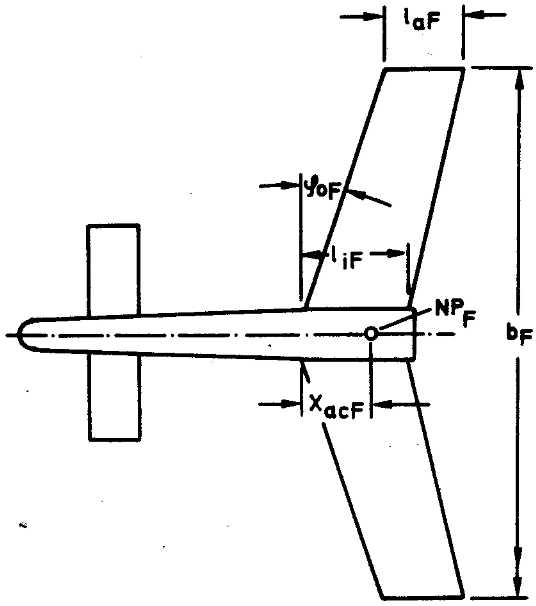
Widerstandspolare für das Profil und den Flügel. c_{wp} ist der Profilwiderstand, der für das gewählte Profil aus entspr. Profildatensammlungen zu entnehmen ist



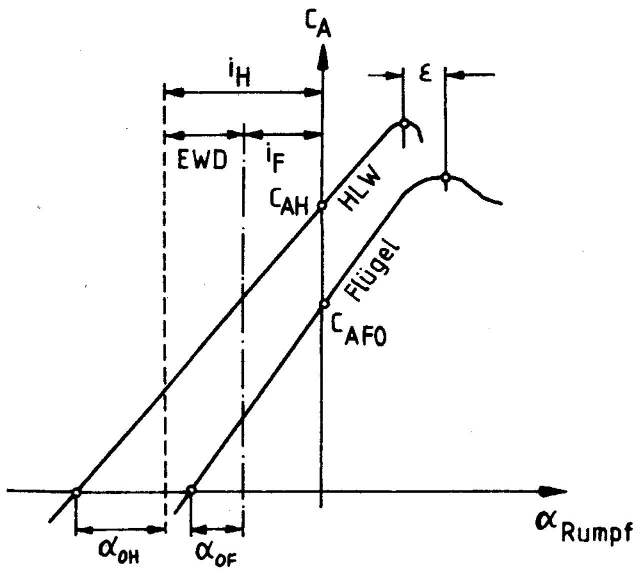
Umrechnung der c_A-α-Kurve vom Profil auf den Flügel nach Block I/3



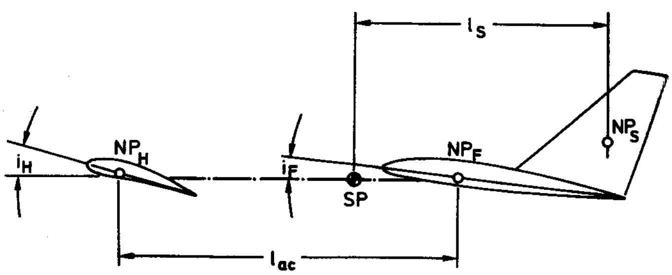
Schematische Darstellung der vom Leitwerksabwind beeinflußten Flügelfläche



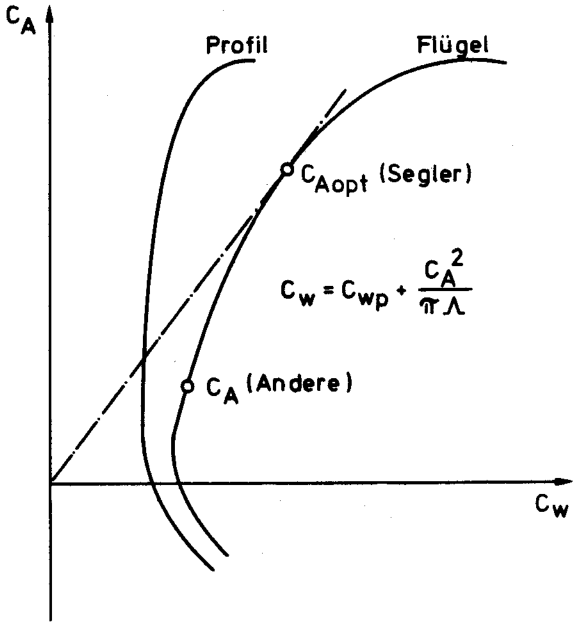
Einige wichtige Bezeichnungen am Flügel. Siehe auch Abb. 5 in Teil 2



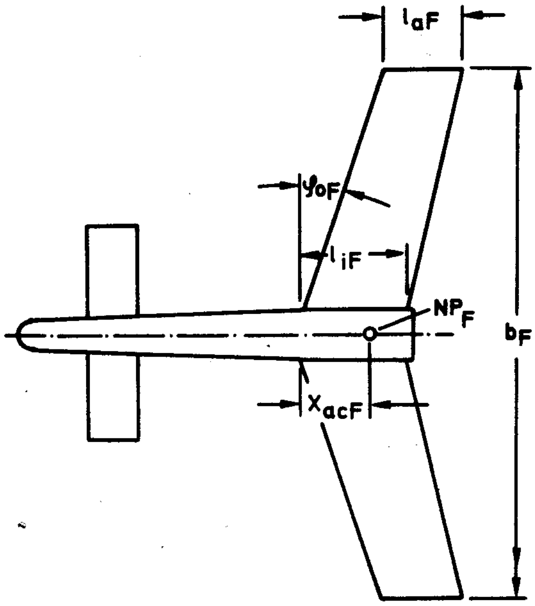
Gegenseitige Lage der c_A-α-Kurven



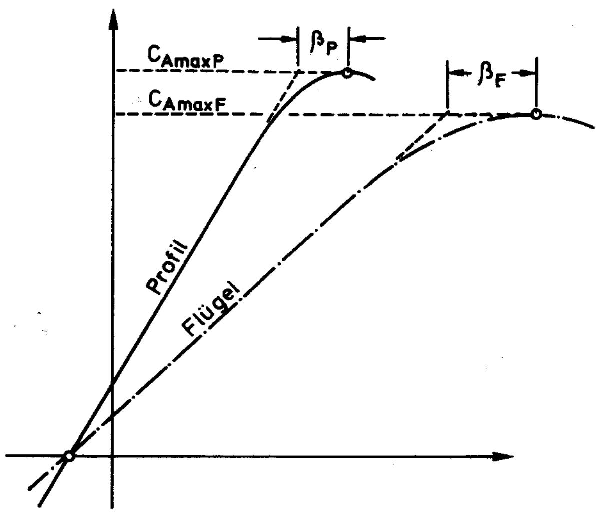
Einige weitere benötigte Bezeichnungen



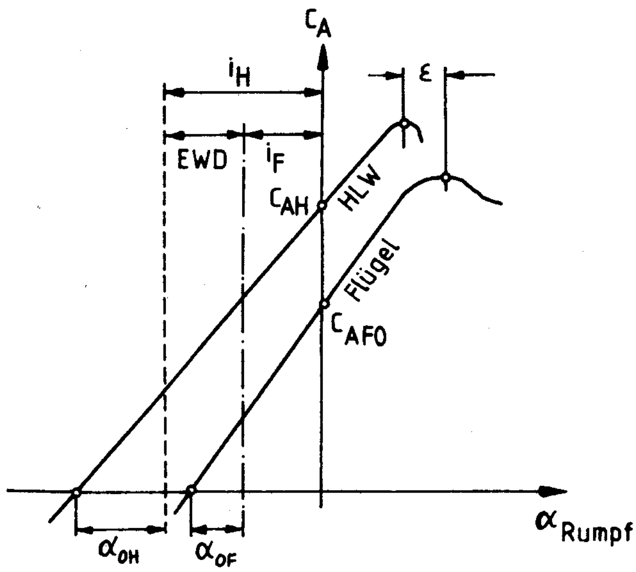
Widerstandspolare für das Profil und den Flügel. c_{wp} ist der Profilwiderstand, der für das gewählte Profil aus entspr. Profildatensammlungen zu entnehmen ist



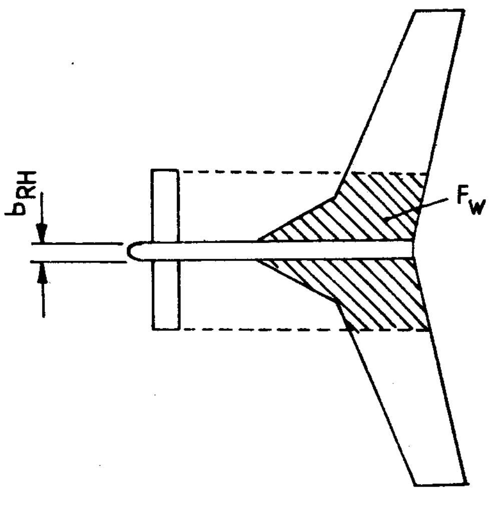
Einige wichtige Bezeichnungen am Flügel. Siehe auch Abb. 5 in Teil 2



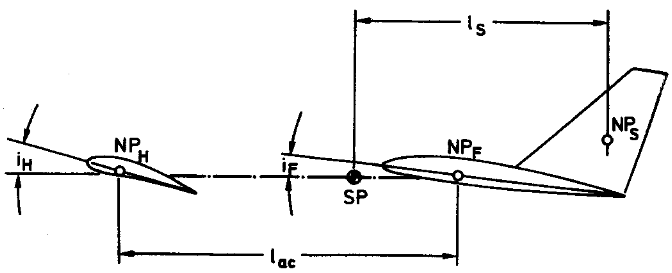
Umrechnung der c_A-α-Kurve vom Profil auf den Flügel nach Block I/3



Gegenseitige Lage der c_A-α-Kurven

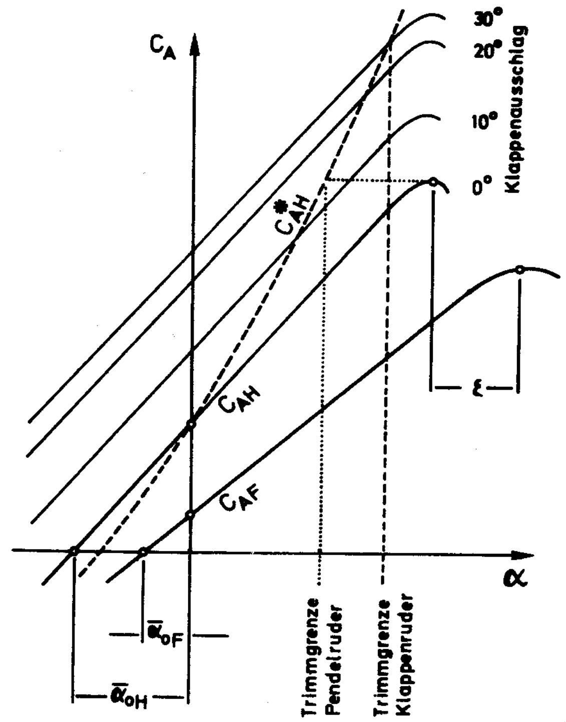


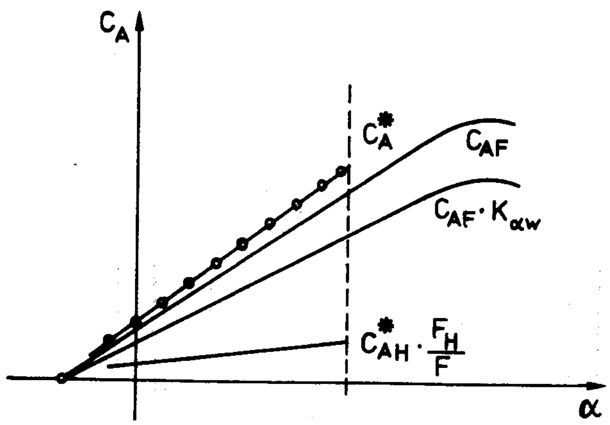
Schematische Darstellung der vom Leitwerksabwind beeinflußten Flügelfläche



Einige weitere benötigte Bezeichnungen

So sieht ein komplettes c_A-α-Diagramm für eine Ente aus. Da die Ente ja für $\alpha = 0$ ausgelegt ist (die Ente fliegt dann mit c_{AF} und c_{AH}), fällt genau dort der erforderliche Trimmauftrieb des Leitwerks mit dem tatsächlich Vorhandenen zusammen. Für alle anderen Anstellwinkel muß das Höhenruder entsprechend gestellt werden





Mit den Gleichungen aus Block V erhält man die letztendlich gültigen Werte für c_A (α). c_A* ist die c_A-α-Kurve der Ente. Sie endet an der Trimmgrenze, weshalb sie in der Regel im gesamten Anstellwinkelbereich linear ist

Block I
Vorgabe/Abschätzung des Flügels

1) Grobe Schätzung des Betriebspunktes (Vergl. Abb. 1)

Segler: $(c_{AF})_0 = c_{Aopt}$ [1.1]

Andere: $(c_{AF})_0 = \dfrac{G/F}{\frac{\rho}{2} V^2}$ [1.2]

2) Flügelgeometrie (Trapezflügel) (Vergl. Abb. 2)

$$F = \frac{b_F}{2}(l_{iF} + l_{aF}) \quad [1.3]$$

$$\lambda_F = \frac{l_{aF}}{l_{iF}} \quad [1.4]$$

$$\Lambda_F = \frac{b_F^2}{F} \quad [1.5]$$

$$l_{\mu F} = \frac{2}{3} l_{iF} \frac{1 + \lambda_F + \lambda_F^2}{1 + \lambda_F} \quad [1.6]$$

$$x_{acF} = \frac{\Lambda_F}{12}(l_{iF} + 2\, l_{aF}) \tan \varphi_0 + n\, l_{\mu F} \quad [1.7]$$

$$\left.\begin{array}{ll} \Lambda > 6: & n = 0{,}25 \\ \Lambda < 6: & n = 0{,}001\,[\,220 + 5\Lambda + (1{,}6 - 3{,}8\,\lambda)\,\varphi_{25} + 0{,}024\,\varphi_{25}^2\,] \end{array}\right\} [1.8]$$

3) Umrechnung der Profilwerte auf den Flügel (Vergl. Abb. 3)

$$c_{A\alpha F} = \frac{\pi \Lambda_F}{1 + \sqrt{1 + \frac{\Lambda_F^2}{4}}} \quad [1.9]$$

$$c_{AmaxF} = c_{AmaxP}\left(1 - \frac{0{,}4}{\Lambda_F}\right) \quad [1.10]$$

$$\beta_F = \beta_P + \frac{c_{AmaxF}}{\Lambda_F} 18{,}25 \quad [1.11]$$

$$c_{AF} = c_{A\alpha F}(\alpha_F - \alpha_{0F})\, 0{,}0175 \quad [1.12]$$

$$c_{moF} = \frac{\Lambda_F \cos^2 \varphi_{25F}}{\Lambda_F + 2 \cos^2 \varphi_{25F}}\, c_{moP} \quad [1.13]$$

$$i_F = \alpha_{0F} + \frac{(c_{AF})_0}{c_{A\alpha F}}\, 57{,}3 \quad [1.14]$$

Block I

Hier werden die benötigten Werte eines gegebenen Flügels berechnet. Wie Flügel auszulegen sind, ist ein Kapitel für sich, und ich verweise hier auf die Fachliteratur. Abschnitt 1 kann zur Abschätzung eines geeigneten Auftriebsbeiwertes benutzt werden.

Der Wert x_{acF} (Glchg. 1.7) ist der Abstand des Flügelneutralpunktes, gemessen von der Flügelspitze. Wird der Wert n aus Glchg. 1.8 mit 0,25 angenommen, erhält man den geometrischen Flügelneutralpunkt. Im anderen Fall erhält man eine Näherung für den aerodynamischen Neutralpunkt. Vor allem bei stark gepfeilten und zugespitzten Flügeln werden die Unterschiede deutlich spürbar.

Glchg. 1.10 berücksichtigt den etwas abfallenden Maximalauftrieb bei abnehmender Streckung. Ich habe diese Gleichung aus wenigen Meßdaten empirisch ermittelt, und sie gilt nur für annähernd rechteckige Flügel. Im Zweifelsfall (Streckungen von weniger als 6, Zuspitzungen von weniger als 0,8 und Pfeilwinkel von mehr als 20°) ist $c_{AmaxF} = c_{AmaxP}$. Die Umrechnung des Profilnullmomentes auf den Flügel (Glchg. 1.13) stammt aus DATCOM.