

# **Profildaten, ihre Weiterverarbeitung und die Toleranz bei der Leistungsberechnung von Segelflugmodellen**

Bernhard Hauber  
re-design-Flugmodelle  
September 2015

## **1. Einführung**

Das Thema Profileleistungen, Profilauswahl und die daraus sich ergebende Flugleistung findet bei den meisten Modellfliegern welche Segelflugmodelle betreiben große Beachtung und auch in der Literatur gibt es viele Beiträge oder sogar ganze Buchreihen dazu.

Wenn man ein Segelflugmodell entwirft und baut muss man nicht unerhebliche Kosten tragen und es ist wünschenswert dass die zu Beginn des Entwurfsprozesses spezifizierten Leistungen dann auch erreicht werden. Dies setzt voraus dass zunächst die System Zusammenhänge erkannt werden und dass ein geeignetes Entwurfswerkzeug vorliegt, mit welchem man möglichst realitätsnah auslegen kann.

Dieser Artikel beschäftigt sich mit der Frage welche Rolle das Profil bei der Leistung eines Segelflugzeuges spielt und welche Risiken die Auswahl birgt.

Diese Risiken stehen in direktem Zusammenhang mit den z.T. drastischen Änderungen des Profil Widerstandes bei „kleinen“ Reynoldszahlen, wie sie typischerweise an Flugmodellen auftreten. Meistens decken Messungen von Profilkennwerten nicht den vollen Reynoldszahlen Bereich ab, der vor allem beim langsamen Thermikfliegen am Flügel herrscht. Oder mehrere Messungen für das gleiche Profil weisen bei kleinen Reynoldszahlen große Abweichungen voneinander auf, so dass man sich entscheiden muss ob man optimistisch oder pessimistisch rechnet. Vergleicht man berechnete Profilkennwerte mit Gemessenen so erhält man meist noch größere Abweichungen und man kann erkennen dass üblicherweise die berechneten Werte wesentlich optimistischer sind.

Die Ursachen für diese in sich unzuverlässige Datenlage sind: Bei zu kleinen

Reynoldszahlen kommt es zu den sog. laminaren Ablöseblasen oder anderen Ablöseerscheinungen in der Grenzschicht, welche für die drastische Zunahme des Widerstandes verantwortlich ist. Diese Grenzschicht Phänomene lassen sich rechnerisch noch nicht exakt erfassen und verursachen stark streuende Messergebnisse.

Hier soll nun mit einer empirischen Methode versucht werden eine Abschätzung der Toleranzbreite der Flugleistungen vorzunehmen umso eine Aussage über die Höhe des Risikos von (nicht erfüllten) Flugleistungen zu gewinnen.

Mit anderen Worten: Am Ende der Berechnungen liegt ein Leistungsbereich vor anhand dessen „Breite“ sich das (Leistungs-) Risiko beurteilen lässt.

Die Endergebnisse beruhen auf einer ganzheitlichen Erfassung von Widerständen wie sie typischerweise an einem Segelflugzeug auftreten. Hier sind zusätzlich noch der induzierte Widerstand, und die Widerstände zu nennen welche von nicht auftriebserzeugenden Teilen (Rumpf, Leitwerk) erzeugt werden. Die Zahlen für diese Widerstände werden genannt, näher eingegangen wird auf diese jedoch nicht, da der Schwerpunkt auf der Variation der Profilwiderstände liegt.

Die gezeigten Ergebnisse wurden mit einem Programm gewonnen welches vom Autor über viele Jahre modulbasiert entwickelt wurde. Die Module für dieses Programm laufen auf der Plattform eines numerischen Rechenprogrammes. Der Ablauf des Rechenganges und die wichtigsten Funktionen des Programmes werden erklärt.

Zur Interpretation der Endergebnisse ist zu sagen dass diese messtechnisch nicht nachgewiesen worden sind. Flugleistungsmessung im Modellbau ist sehr schwierig und würde einen hohen Kostenaufwand wegen kalibrierter Sensorik und Elektronik verursachen. Auch müssten diese Messungen bei identischen Wetterbedingungen erfolgen und würden damit einen großen Zeitaufwand erfordern.

Die gezeigten Ergebnisse lassen sich jedoch untereinander sehr gut vergleichen, da die Berechnungsart und auch die Datengrundlage konstant gehalten werden. Daher kann man aus Ihnen durchaus Tendenzen ableiten und diese konnten „gefühlte“ bei vielen Modellbau Projekten erkannt werden.

Verwendung von Formelzeichen:

Generell wurde versucht die Anzahl von Formeln auf ein Minimum zu reduzieren. Wenn Formeln und damit Formelzeichen verwendet werden, orientieren sich diese an den üblicherweise in der Literatur verwendeten Zeichen. Wichtig in diesem Zusammenhang ist die Unterscheidung zwischen großen und kleinen Formelzeichen (z.B. ca im Gegensatz zu Ca). Kleine Formelzeichen beziehen sich nur auf das Profil oder einen Tragflächenschnitt, große Formelzeichen beziehen sich auf die gesamte Tragfläche.

## **2. Grundsätzliche Dinge bei der Leistungsbetrachtung**

In diesem Kapitel sollen, bevor in das Hauptthema eingestiegen wird, ein paar grundsätzliche Dinge und auch Zusammenhänge dargestellt werden, welche zum Verständnis des eigentlichen Themas wichtig sind. Solche grundsätzlichen Dinge sind natürlich schon in diversen Büchern und sonstigen Veröffentlichungen beschrieben worden. Sie werden deshalb hier nicht umfassend, sondern nur punktuell dargestellt in der Hoffnung dass dies dem besseren Verständnis dient.

Die angegebenen Formeln dienen nur dem Aufzeigen von Zusammenhängen und damit ebenfalls dem besseren Verständnis. Im Berechnungsprogramm werden teilweise natürlich genauere und damit komplexere Formeln und Berechnungsabläufe verwendet.

### **Widerstände an einem Segelflugmodell:**

Die folgenden Widerstände müssen bei einer Leistungsbetrachtung berücksichtigt werden:

#### 2.) Widerstände von nicht auftriebserzeugenden Teilen:

Zu den nicht auftriebserzeugenden Teilen eines Segelflugmodelles wird im nachfolgenden Text der Rumpf und das Leitwerk gezählt. Dies ist zwar bei genauerer Hinsicht nicht ganz korrekt, aber bezogen auf die hier behandelte Problematik hinnehmbar. Eine Berechnung des Rumpfwiderstandes und des Leitwerkswiderstandes wäre zwar vom Aufwand vertretbar, die Erfassung von Interferenzwiderständen wäre jedoch eine eigene Abhandlung wert.

Im Folgenden wird der Beiwert aller Widerstände von nicht auftriebserzeugenden Teilen mit  $Cw_r = 0.005$  angenommen.

3.) Widerstände der auftriebserzeugenden Teile (hier Flügel):

a. Induzierter Widerstandsbeiwert  $Cw_i$ :

Der induzierte Widerstand hängt direkt mit der Auftriebserzeugung zusammen. Luftteilchen werden hinter dem Flügel nach unten abgelenkt um Auftrieb zu erzeugen und dies erzeugt Widerstand. Der induzierte Widerstand hängt von der Auftriebsverteilung über dem Tragflügel ab und wird zu einem Minimum für eine ellipsenförmige Auftriebsverteilung ( $Cw_{i_{ell}}$ ). Er hat einen quadratischen Zusammenhang zum Auftriebsbeiwert  $C_a$  des Flügels. Über diesen ist er an die Fluggeschwindigkeit gekoppelt, wenn also ein Segelflugmodell langsam in der Thermik kreist und der Tragflügel maximalen Auftrieb (großes  $C_a$ ) liefert, dann ist der induzierte Widerstand maximal. Daneben hängt er auch von der Streckung  $\lambda$  des Tragflügels ab.

$$Cw_{i_{ell}} = \frac{C_a^2}{\pi \cdot \lambda} \quad (1)$$

Für andere Tragflügel Umrissformen als die Ellipse wird der induzierte Widerstand generell größer. Er kann dann nicht mehr aus Formel (1) bestimmt werden sondern man muss eine Berechnung der Auftriebsverteilung durchführen und erhält ihn ( $Cw_i$ ) dann daraus. Als Maß der Abweichung vom optimalen induzierten Widerstandsbeiwert wird üblicherweise das Verhältnis  $k$  nach der folgenden Formel gebildet:

$$k = \frac{Cw_i}{Cw_{i_{ell}}} \quad (2)$$

b. Profil Widerstandsbeiwert  $C_{wp}$ :

Der Profil Widerstandsbeiwert hängt mit Reibungsvorgängen zusammen wenn Luftteilchen über die Tragfläche strömen. Der gesamte Profil Widerstandsbeiwert  $C_{wp}$  setzt sich aus vielen, auf Profilschnitte, bezogene Widerstandsbeiwerte  $c_w$  entlang der Spannweite zusammen. Diese hängen neben der Form des Profils auch maßgeblich von der Reynoldszahl (nun abgekürzt „Re-Zahl“) ab. Die Re-Zahl wiederum hängt von der Fluggeschwindigkeit  $v$ , der Luftdichte  $\sigma$  und der Länge des angeströmten Profilschnittes (= Flügeltiefe  $l$ ), also wieder von der Umrissform der Tragfläche ab.

$$Re \approx 70 \cdot v \cdot l \quad (3)$$

Der Umrechnungsfaktor 70 gilt in ausreichender Genauigkeit für die Luftdichte  $\sigma$  und Viskosität  $\eta$  der Standard Atmosphäre (0°C und 1013 hPa), wenn man die folgenden Einheiten für die Bahngeschwindigkeit und die Flügeltiefe einsetzt.

$v$  in [m/s]

$l$  in [mm]

Auf die bei Segelflugmodellen auftretenden Re-Zahlen wird weiter unten im Detail eingegangen. Nur so viel an dieser Stelle: Mit einem Bereich von 40.000 bis 400.000 dürfte beim Segelflugmodellbau bis auf Spezialfälle (z.B. DS) weitgehend alles abgedeckt sein.

Profil Widerstandsbeiwerte werden normalerweise im Zusammenhang mit dem Profilauftriebsbeiwert als Profilpolare dargestellt. Verschiedene Kurven im Polarendiagramm zeigen die Zusammenhänge bei unterschiedlichen Re-Zahlen. Diese Profilpolaren können berechnet oder gemessen werden. Vergleicht man gemessene oder berechnete Profilpolaren stellt man fest, dass diese für ein und dasselbe Profil oft stark unterschiedliche Widerstandsbeiwerte aufweisen. Aber auch die

Abweichungen welche sich für unterschiedliche Berechnungsverfahren oder unterschiedliche Windkanalmessungen ergeben können beträchtlich sein. Immerhin machen die Profil Widerstandsbeiwerte einen sehr großen Anteil an der gesamten Widerstands Bilanz eines Segelflugmodelles aus (siehe Kapitel 3) und solche Abweichungen führen natürlich zu der nachfolgend besprochenen Unsicherheit bei den Leistungsaussagen.

Zunächst werden die Profilpolaren eines populären Profiles, des E205 verglichen werden um die Problematik der Widerstandsbeiwerte bei kleinen Re-Zahlen und die Diskrepanz der Quellen zu verdeutlichen:

- Bild 2.1 zeigt die mit dem Eppler Verfahren berechnete Profilpolare des E205. Die  $c_w$ -Werte sind für die Re-Zahlen 60.000, 100.000 und 200.000 (60k, 100k, 200k) angegeben. Die Daten wurden aus einem der gängigen Profilprogramme entnommen.
- Bild 2.2 zeigt die Profilpolare aus der Messkampagne der Universität Princeton/USA (siehe „Airfoils at low speeds“, Soartech 8, M. Selig, J. Donovan, D. Fraser), ebenfalls wieder für 60k, 100k, 200k. Gezeigt sind die Messungen am „A“ Modell. Als Anmerkung: Die im Windkanal letztendlich eingestellten Re-Zahlen entsprechen nicht ganz exakt den oben genannten Werten – von Belang ist dies jedoch nicht, dazu sind die Abweichungen zu gering.
- Bild 2.3 zeigt die Profilpolaren welche im Stuttgarter Windkanal (Dr. Althaus) gemessen wurden, dies ebenfalls für die Re-Zahlen 60k, 100k und 200k.

Daneben existiert auch noch eine Messung der Universität Delft, die jedoch hier nicht gezeigt wird, da die drei genannten Profilpolaren zur Verdeutlichung des Problems ausreichend sind.

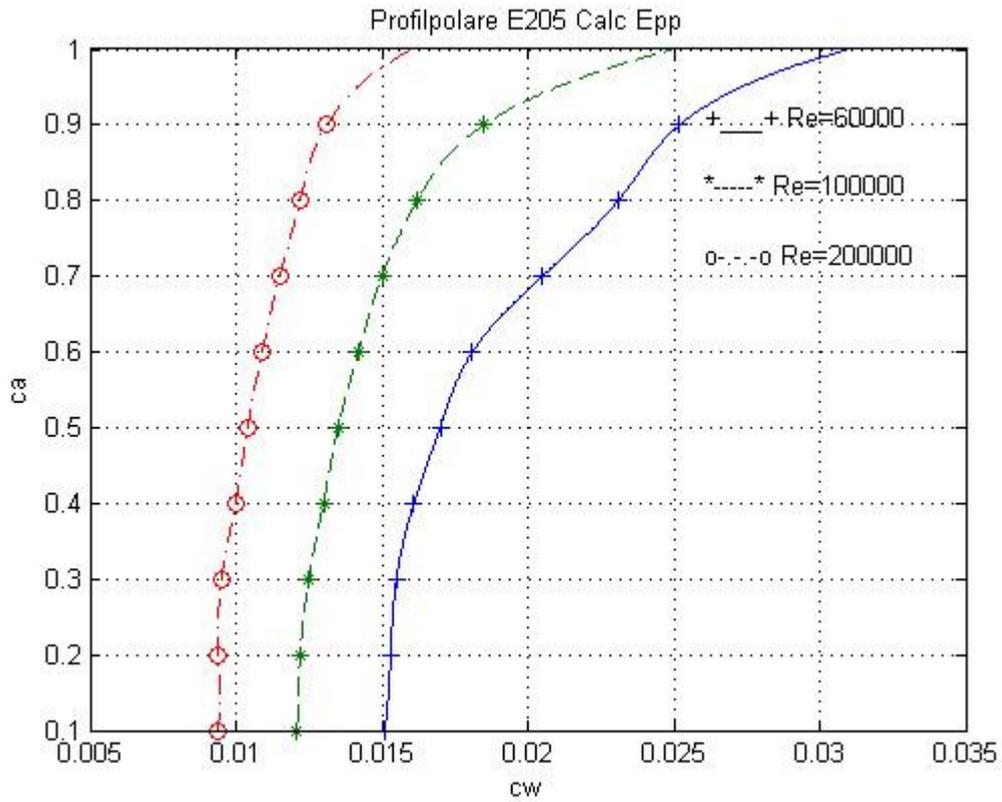


Bild 2.1, Berechnete Profilpolare des E205 (Eppler Verfahren)

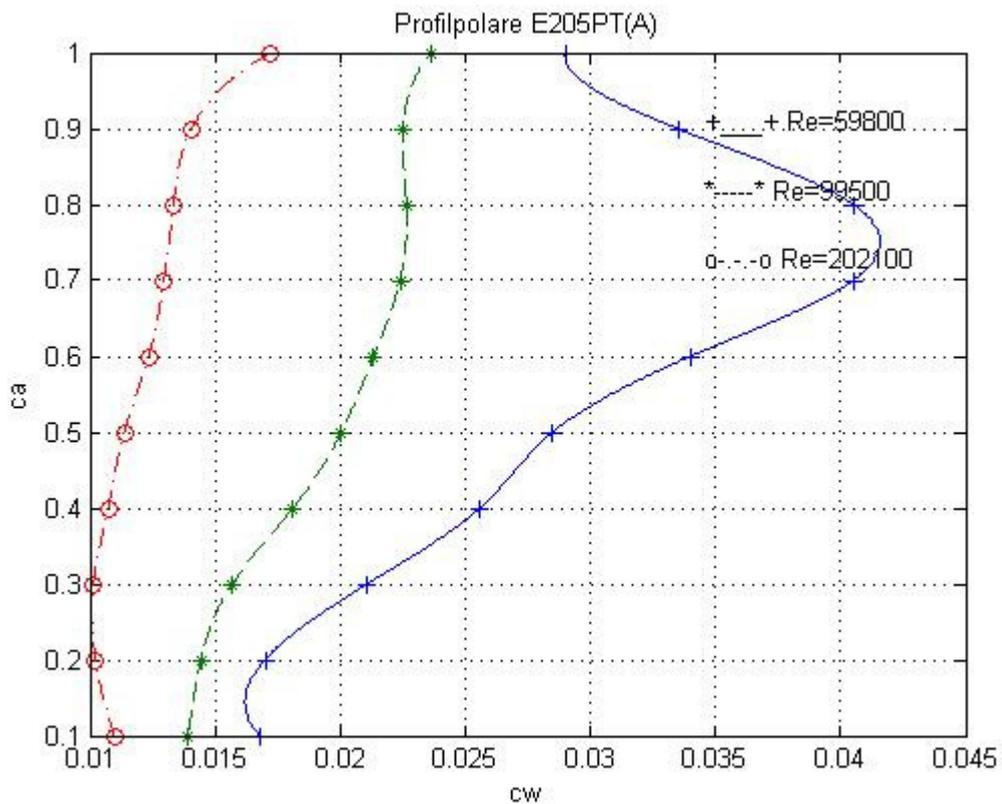


Bild 2.2, Gemessene Profilpolare des E205 (Princeton Messungen, A-Modell)

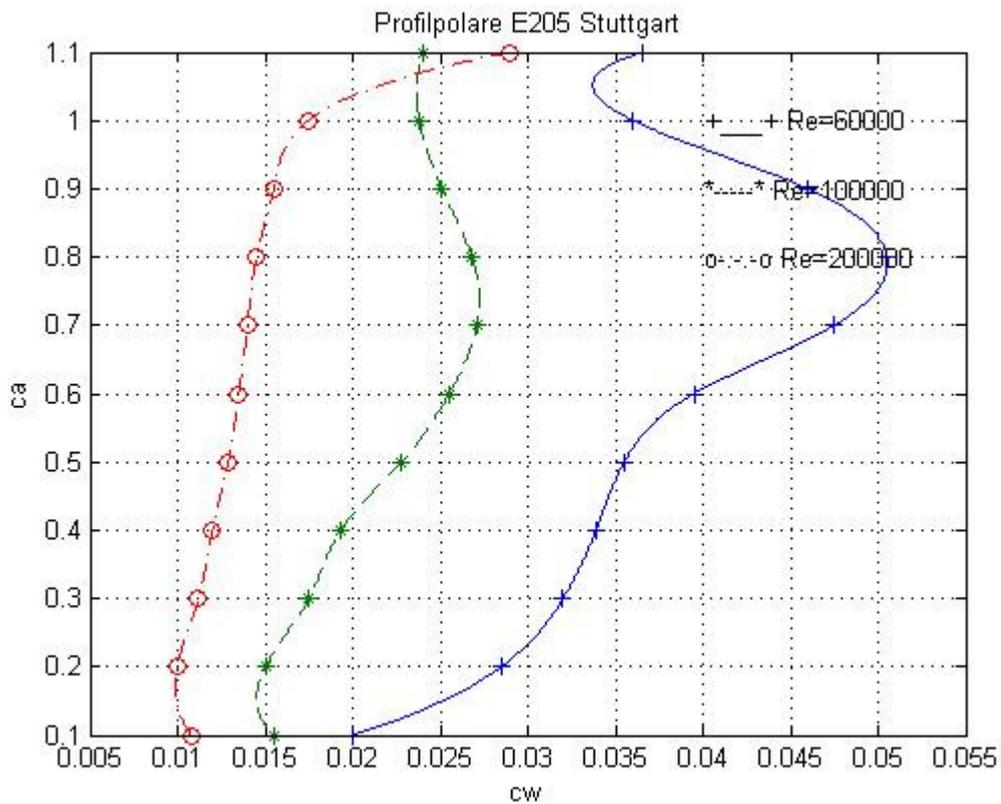


Bild 2.3, Gemessene Profilpolare des E205 (Stuttgarter Messungen)

Schaut man sich die drei Polaren an, so kann man deutliche Unterschiede der cw-Werte, vor allem bei der kleinsten Re-Zahl 60k, feststellen. Die Messungen zeigen dabei tendenziell das gleiche Verhalten, nämlich eine starke Widerstandszunahme im ca-Bereich von 0.5 – 0.9, aber die erreichten Werte weichen dennoch beträchtlich voneinander ab. Dies wird in Bild 2.4 deutlich welches die 60k Kurve aller Datensätze in einem Diagramm zeigt.

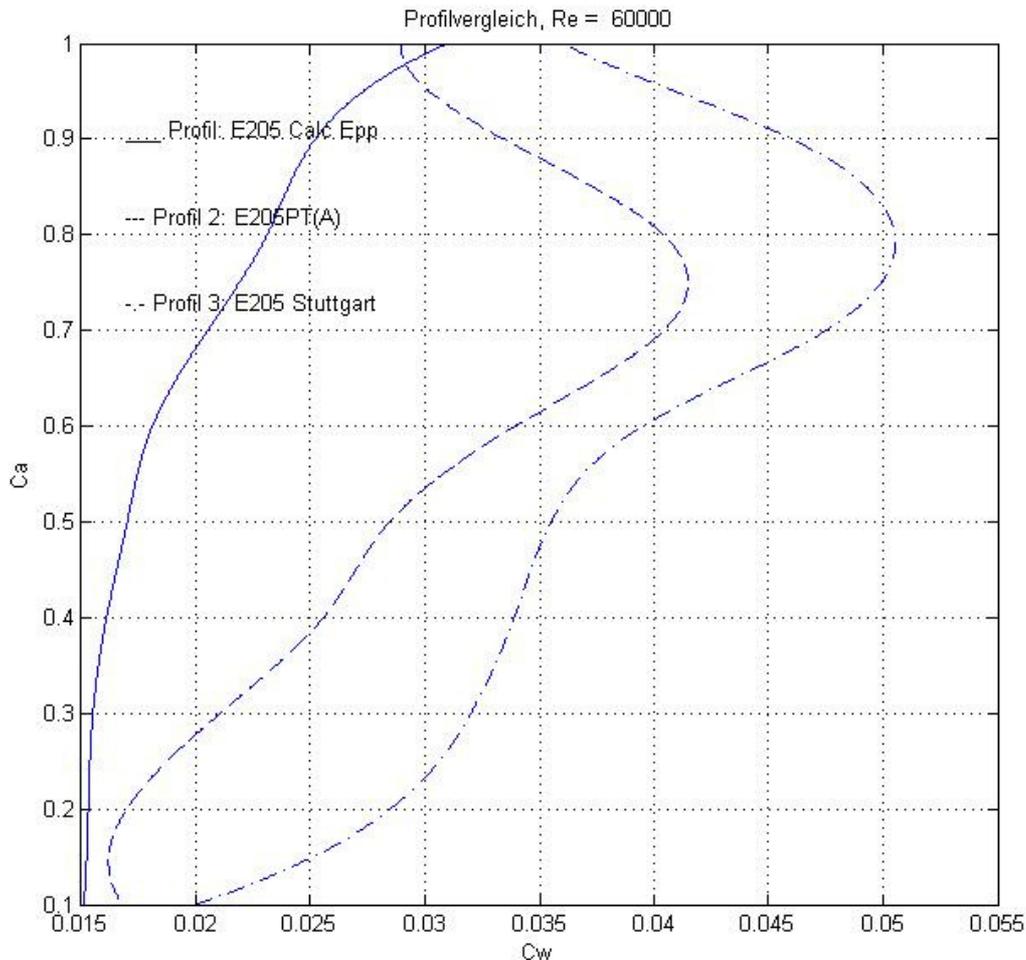


Bild 2.3, Vergleich der Profilpolaren des E205 bei 60k

Die Stuttgarter Messung zeigt dabei um bis zu 25% schlechtere  $c_w$ -Werte als die Princeton Messung. Die Princeton Messung wiederum ist bis zu 90% schlechter als die Berechnung. Würde man die Messungen der Universität Delft noch in den Vergleich einbeziehen dann hätte man noch eine Kurve welche sogar deutlich schlechter wäre als jene aus der Stuttgarter Messung. Diese Datenunsicherheit zeigt sich bei der 100k Kurve in ähnlicher Ausprägung, erst ab 200k liegen die Kurven deutlich besser beieinander und lassen erkennen dass es sich um ein und dasselbe Profil handelt, siehe Bild 2.4.

Natürlich kann man einwenden dass es mittlerweile modernere Berechnungsverfahren gibt welche die große Diskrepanz zwischen Messung und Berechnung schließen, das grundsätzliche Problem bleibt jedoch bestehen. Der

Konstrukteur muss sich entscheiden mit welchen Daten er rechnet und je nachdem für welchen Datensatz er sich entscheidet, wird er ein optimistischeres oder pessimistischeres Ergebnis erhalten.

Die Ursache für diese große Bandbreite wurde bereits in der Einleitung erwähnt und es wird hier nicht näher darauf eingegangen.

Wichtig ist hier nur die Tatsache, dass man im Grenzbereich (bezogen auf die Re-Zahl) mit einer großen Variation des  $c_w$ -Wertes rechnen muss. Dass dies, je nachdem mit welchen Daten man rechnet, zu einer nicht unerheblichen Variation der Leistungsbeurteilung führen kann, soll in den nachfolgenden Kapiteln gezeigt werden.

Zunächst wird jedoch ein Standard (Flugzeug-) Modell generiert, basierend auf welchem die weiteren Analysen durchgeführt werden. Anhand den ersten Beispielsrechnungen wird zunächst die Struktur des Berechnungsprogrammes erklärt, bevor es in Kapitel 4 zum eigentlich Thema übergeht.

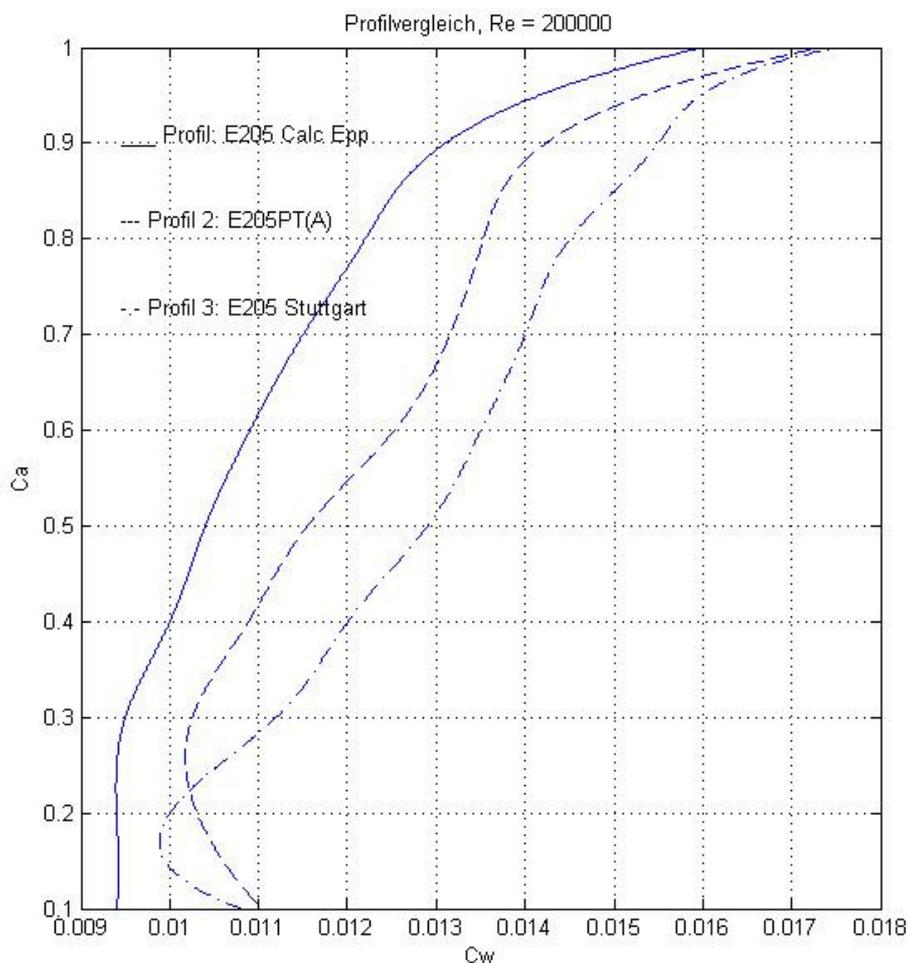


Bild 2.3, Vergleich der Profilpolaren des E205 bei 100k

### 3. Beispiels Modell und Berechnungsverfahren

Anhand eines Beispiel Modelles soll in diesem Kapitel das Leistungs-Berechnungsverfahren dargestellt, und die Widerstandsbilanzen ermittelt werden welche sich mit den in Kapitel 2 vorgestellten Profilpolaren ergeben.

#### Beispiels Modell:

Das betrachtete Segelflugmodell soll repräsentativ für eine Vielzahl von gebräuchlichen Modellen sein, gute Allroundeigenschaften aufweisen und auch unkritische Langsamflugeigenschaften (Verwindung 1 °) haben. Der Einfachheit halber wird ein trapezförmiger Flügelumriss gewählt:

Spannweite [m]:	2.5
Flügeltiefe innen [mm]:	170
Flügeltiefe außen [mm]:	100
Flügelumriss:	Trapez
Streckung:	18.5
Pfeilwinkel t/4-Linie [°]:	0
Verwindung [°]:	1
Abfluggewicht [kg]:	1
Flächenbelastung [kgm <sup>2</sup> ]:	29.6

Bild 3.1 zeigt den Umriss des Flügels mit den wichtigsten flugmechanisch relevanten Daten:

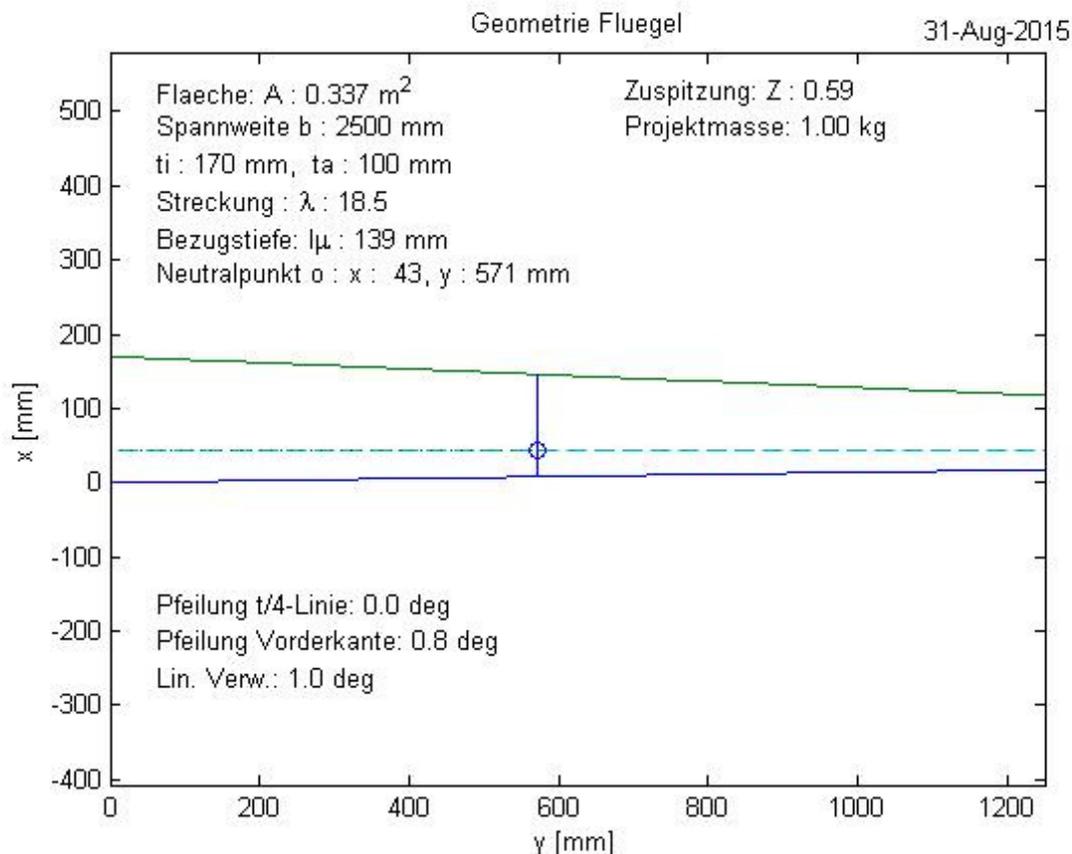


Bild 3.1, Flügelumriss des behandelten Beispiel Modelles

### Leistungsberechnung:

Bevor nun die Flugleistungen mit zwei E205 Polen aus Kapitel 2 verglichen wird, soll die Methode für die Leistungsberechnung, welche als Ergebnis die Gleit- und Sinkpolare liefert, vorgestellt werden.

#### 1.) Schritt: Anstellwinkel Bereich festlegen

Der Anstellwinkel Bereich (und damit der Geschwindigkeitsbereich) wird durch die Profilpolare festgelegt. Der kleinste und der größte  $ca$ -Wert für welchen ein  $cw$ -Wert existiert werden vom Programm ermittelt. Diese beiden Werte werden unter Berücksichtigung des Verwindungswinkels auf den innersten Flügelschnitt (Wurzel) bezogen. Wenn also wie im Beispiels

Modell aus Gründen der Langsamflugeigenschaften eine Verwindung von  $1^\circ$  vorgesehen ist, dann kann der innerste Flügelschnitt nicht ganz den kleinsten  $c_a$ -Wert annehmen, da dann an der Flügelspitze der gültige Profilpolaren Wertebereich unterschritten werden würde (es ist keine Extrapolation über den  $c_a$ -Wertebereich vorgesehen). Für die Umrechnung des  $c_a$ -Wertes an einer bestimmten Stelle des Flügels werden der Auftriebsanstieg und der Nullauftriebswinkel, welche üblicherweise aus der Messung oder Berechnung der Profilpolare vorliegt, herangezogen, dies wird in Schritt 2 erläutert.

Bild 3.2 zeigt nochmal die Profilpolare des E205 aus der Princeton Messung in der vollständigen Darstellung. Das obere Diagramm zeigt wieder die Abhängigkeit  $c_a$ - $c_w$  und das untere Diagramm den Auftriebsanstieg. Der gemessene Auftriebsanstieg erreicht nicht ganz den theoretischen Wert von  $2\pi$  (Einheit [1/rad]). Ebenfalls im Diagramm aufgelistet ist der Nickmomentenbeiwert welche für die flugmechanische Berechnung gebraucht wird.

Als Beispiel: Nach den Angaben aus dem Diagramm ergibt sich der maximale zu berücksichtigende Anstellwinkel (Wurzel) aus:

$$\alpha_w = \frac{c_{a_{max}} - \alpha_0}{k} \quad (4)$$

$\alpha_w$ : Anstellwinkel an der Wurzel

$c_{a_{max}}$ : Maximaler  $c_a$ -Wert für welchen ein  $c_w$ -Wert existiert

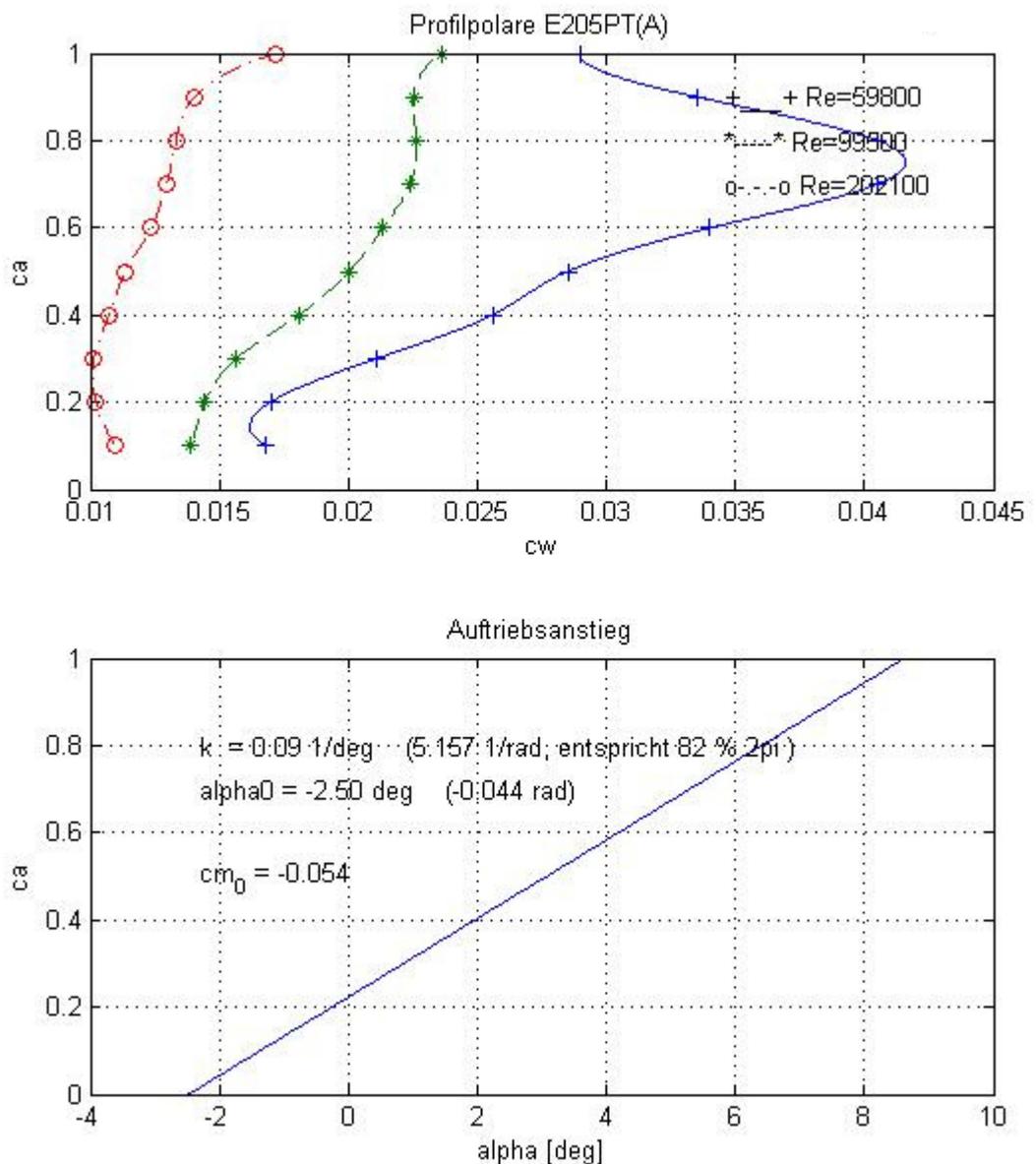


Bild 3.2, Profilpolare E205 (Princeton Messung) mit Auftriebsanstieg

Der gesamte so ermittelte Anstellwinkel Bereich wird dann über 20 Punkte verteilt welche äquidistante Abstände voneinander haben. An jedem dieser Punkte werden die Leistungsdaten ermittelt. Eine Gleitpolare oder Sinkpolare hat also immer 20 „Stützstellen“ zur Grundlage – dies hat sich bei vielen Berechnungen als ausreichend detailliert erwiesen.

- 2.) Schritt:  $c_a$ -Verteilung entlang der Spannweite für die Stützstellen bestimmen:

Die ca-Verteilung über die Spannweite wird für jede Stützstelle der Leistungspolare über eine Berechnung der Auftriebsverteilung bestimmt. Wie unter Schritt 1 erwähnt, wird der Anstellwinkel der Wurzel ausgehend vom kleinsten Wert bis zum größten Wert schrittweise erhöht und nach jedem Schritt die ca-Verteilung bestimmt. Als Berechnungsverfahren kommt ein erweitertes Traglinienverfahren, welches auch Pfeilwinkel berücksichtigt, zur Anwendung.

Die ca-Verteilung wird dann an 50 Stellen für die Halbspannweite diskretisiert. Die Diskretisierung an genau 50 Stellen wurde willkürlich gewählt und ist wissenschaftlich nicht darstellbar. Die Wahl ist eher pragmatisch bestimmt, denn für diese Stellen werden dann im nächsten Schritt die cw-Werte aus den Profildaten errechnet werden, es ist also wichtig dass eine genügend große Anzahl von cw-Werten errechnet wird umso auf der einen Seite auch komplexere Flügelumrisse hinreichend genau berechnen zu können und auf der anderen Seite eben auch, wie z.B. in Bild 3.2 gezeigt, abrupte cw-Wert Änderungen entlang der Spannweite (Flügeltiefe und damit Re-Zahl ändert sich) zu erfassen. Wesentlich mehr als 50 Diskretisierungs-Stellen in der Berechnung zu erfassen würde natürlich Rechenzeit kosten und es hat sich gezeigt dass die Ergebnisse sich nicht mehr wesentlich ändern.

Bild 3.3 zeigt beispielhaft die Ergebnisse der Auftriebsverteilungsberechnung (Zirkulation und ca-Verteilung) für  $Ca = 0.5$ . Der „Flügel Ca-Wert“ von 0.5 ergibt sich aus arithmetischer Mittelwertbildung über die ca-Verteilung.

Im Bild ist auch noch der Beiwert für den induzierten Widerstand, sowie der k-Faktor (Formel 2) angegeben welcher für diesen Anstellwinkel (an der Wurzel  $4.2^\circ$ ) erreicht wird. Man hätte natürlich einen besseren k-Wert als 1.08 (8% mehr als der Widerstandsbeiwert für die ideale Ellipse) erreichen können, aber für das eigentliche Thema in diesem Artikel ist dies ohne Belang.

Es wird sich später sogar zeigen dass eine Optimierung der Flügelform auf kleine cw-Werte oft das insgesamt bessere Ergebnis bringt als eine vorzugsweise Optimierung auf einen kleinen induzierten Widerstand. Dies

ist einer der bekannten Zielkonflikte bei der Leistungsoptimierung von Segelflugmodellen.

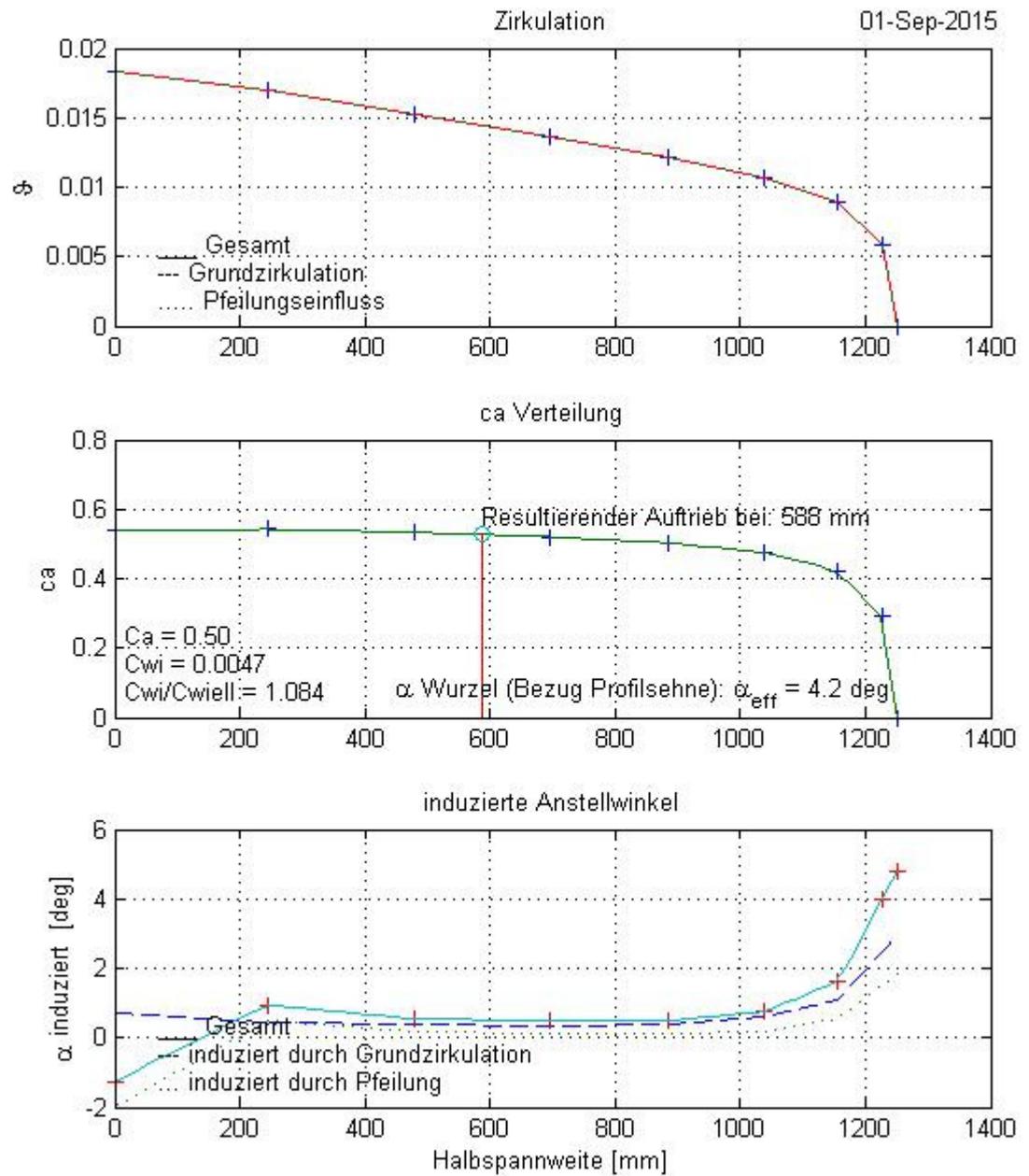


Bild 3.3, Zirkulation,  $c_a$ -Verteilung und induzierte Abwindwinkel für  $C_a = 0,5$  (Beispiel)

Bild 3.4 zeigt das Schema der  $ca$ -Verteilungs-Diskretisierung. Im unteren Teil vom Bild ist bereits der nächste Schritt in der Leistungsberechnung nämlich die Ermittlung der  $cw$ -Werte basierend auf den diskreten  $ca$ -Werten aus der Profilpolare per Interpolation und Extrapolation schematisch dargestellt.

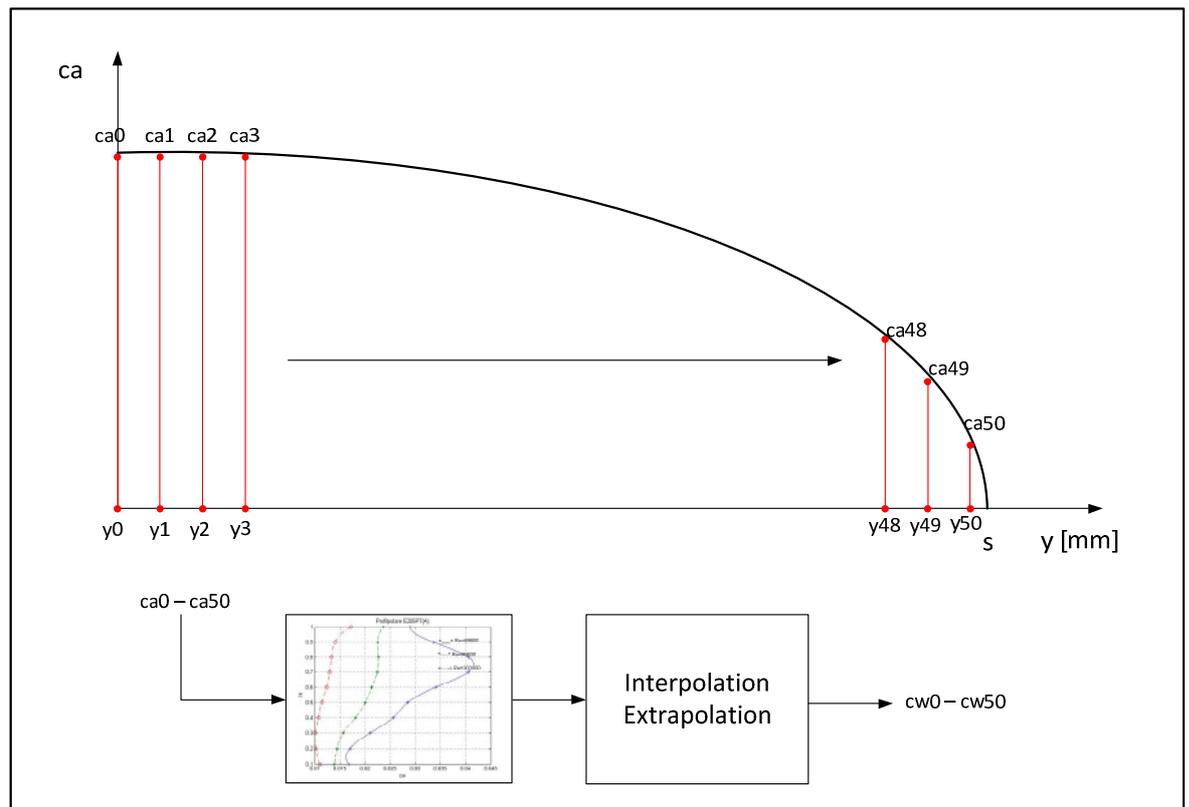


Bild 3.4, Schema der Diskretisierung der  $ca$ -Werte entlang der Halbspannweite

Die in Bild 3.4 schematisch gezeigte Vorgehensweise wird für alle 20 Stützstellen einer Leistungspolare (z.B. Gleitpolare) durchgeführt. An jeder Stützstelle der Leistungspolare wird also eine Berechnung der Auftriebsverteilung mit nachfolgender Bestimmung der  $ca$ -Verteilung durchgeführt. Ebenso werden an jeder Stützstelle aus der  $ca$ -Verteilung die  $cw$ -Werte ermittelt. Die dazu notwendige Re-Zahl an den Spannweiten Stellen  $y_0 - y_{50}$  erhält man aus den Geometrie Daten (Flügeliefen bei  $y_0 - y_{50}$ ), sowie der Bahngeschwindigkeit welche sich aus dem Gesamt- $Ca$

und der Flächenbelastung berechnen lässt. Das Gesamt-Ca wird über arithmetische Mittelwertbildung aus der ca-Verteilung berechnet. Das Gesamt-Cwp ebenso.

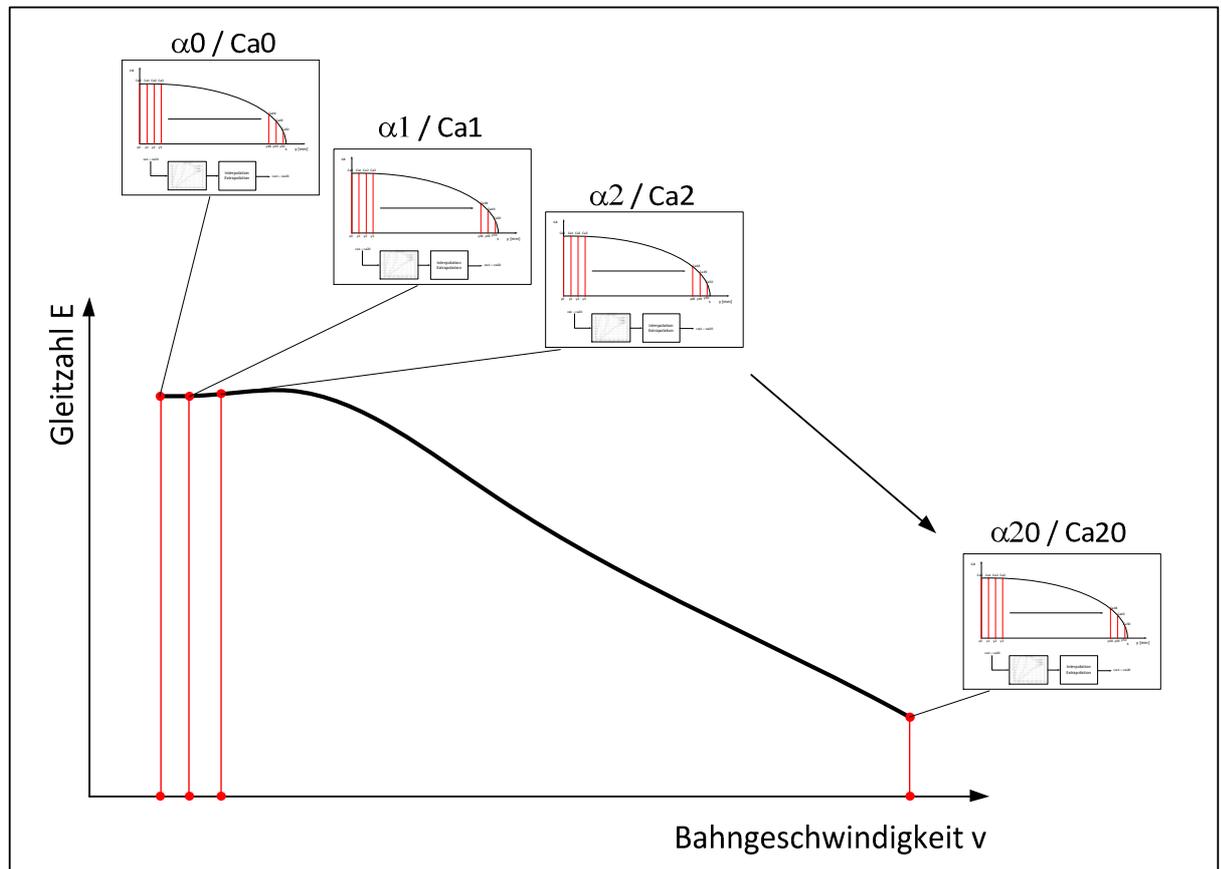


Bild 3.5, Berechnungsschema der Gleitpolare an 20 Stützstellen

Bevor nun in Kapitel 4 auf die Berechnung der cw-Werte eingegangen wird, sollen die Flugleistungen, welche sich mit zwei Profilpolaren aus Kapitel 2 für das Beispiel Modell ergeben, berechnet werden. Bild 3.6 und Bild 3.7 zeigt die Wesentlichen, aus der Berechnung gewonnenen Daten. Als Erklärung:

- Bild 3.6, Flugleistungen gerechnet mit der Polare des E205, Eppler Verfahren:
  - Oberes Diagramm (Sinkpolare): Aufgetragen ist die Sinkgeschwindigkeit über der Bahngeschwindigkeit.
  - Mittleres Diagramm (Gleitpolare): Aufgetragen ist die Gleitzahl über der Bahngeschwindigkeit.

- Untere Diagramme: Aufgetragen sind die Sinkgeschwindigkeit und die Gleitzahl über dem Ca-Wert. Diese Informationen sind nützlich wenn man später in die Flugmechanik einsteigt und weitere Werte wie z.B. die HLW-Größe und die EWD für den Trimmflug berechnet.
- Bild 3.7, basiert auch auf der Polare des E205, Eppler Verfahren:
  - Oberes Diagramm: Widerstandsbeiwerte  $C_{wi}$  und  $C_{wp}$  über der Bahngeschwindigkeit.
  - Mittleres Diagramm: k-Faktor (Formel 2) über der Bahngeschwindigkeit.
  - Unteres Diagramm: Re-Zahlen an der Flügelwurzel, im mittleren Flügelbereich ( $y$ -Wert für Neutralpunkt siehe Bild 3.1) und an der Flügelspitze. Der Text im oberen Diagramm von Bild 3.6 zeigt die Über- bzw. Unterschreitung des Re-Zahlenbereiches der Profilpolare an. Auf diesen Punkt wird später nochmal genauer eingegangen.

In Bild 3.8 wird der Vergleich der Sink- und Gleitpolare für die Profilpolaren E205, Eppler Verfahren und E205, Princeton Messung gegeben.

Hier zeigt sich warum viele Modellbauer auf schlechte Erfahrungen mit dem E-205 zurückblicken können. Für das Beispiel Modell welches doch immerhin eine Flächenbelastung von  $30\text{kg/m}^2$  aufweist sind die Re-Zahlen am Flügelaussenbereich zu gering und dies führt zu einem insgesamt sehr hohen Profil  $C_{wp}$  - Wert und damit zu deutlich schlechteren Ergebnissen beim Gleiten (ca. 25% Verschlechterung) und Sinken (ca. 35% Verschlechterung).

In diesem Artikel geht es aber nicht um die Diskussion des richtigen Einsatzes des E-205 (eigentlich ein sehr gutes Profil, denn laminare Ablöseblasen lassen sich auch vermeiden), sondern um eine realitätsnahe Erfassung der Profilwiderstände entlang der Spannweite.

Um die Dominanz der Profilwiderstandsbeiwerte aufzuzeigen, wird im Abschluss dieses Kapitels die prozentuale Aufteilung der drei in Kapitel 2 behandelten Widerstände  $C_{wr}$ ,  $C_{wp}$ , und  $C_{wi}$  beispielhaft in einem Diagramm in Bild 3.9 gezeigt. Grundlage für dieses Diagramm ist die Leistungsberechnung dessen Ergebnis in Bild 3.6 und 3.7 gezeigt wurde.

Für andere Profile und Flügelgeometrien werden sich natürlich andere Anteile ergeben. Auch müsste, um eine exaktere Aussage zu machen, der Beiwert der nichttragenden Teile detaillierter bestimmt und in Abhängigkeit der

Bahngeschwindigkeit berechnet werden. Bild 3.9 dient jedoch nur dazu eine Vorstellung von den relativen Größenverhältnissen zu bekommen und diese sagen aus das es angebracht erscheint sich dem Profilwiderstandsbeiwert und dessen Variation genauer zu widmen.

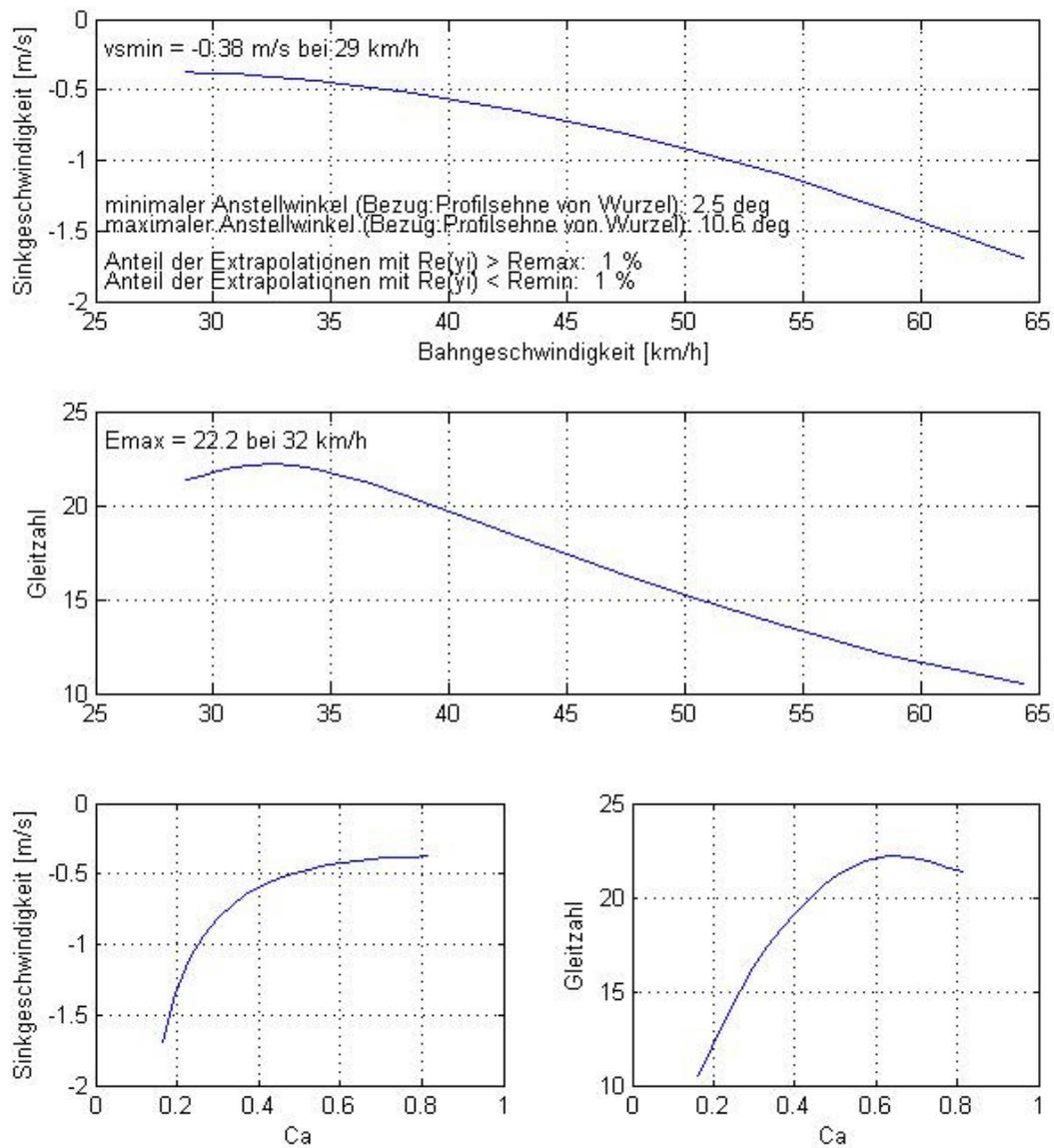


Bild 3.6, Flugleistung mit Profilpolare E-205 (Eppler Verfahren)

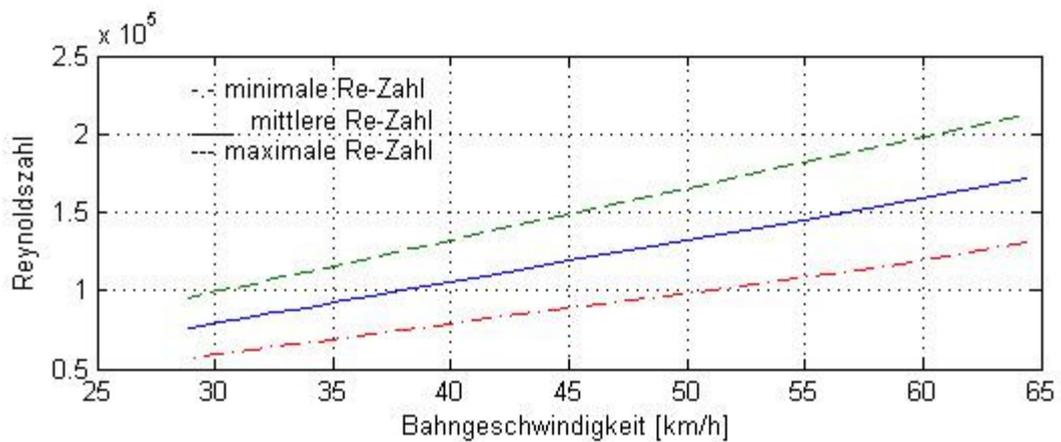
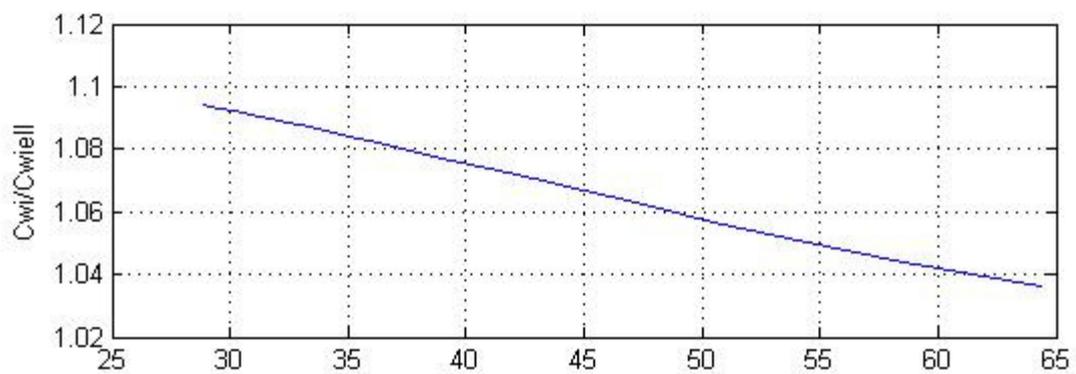
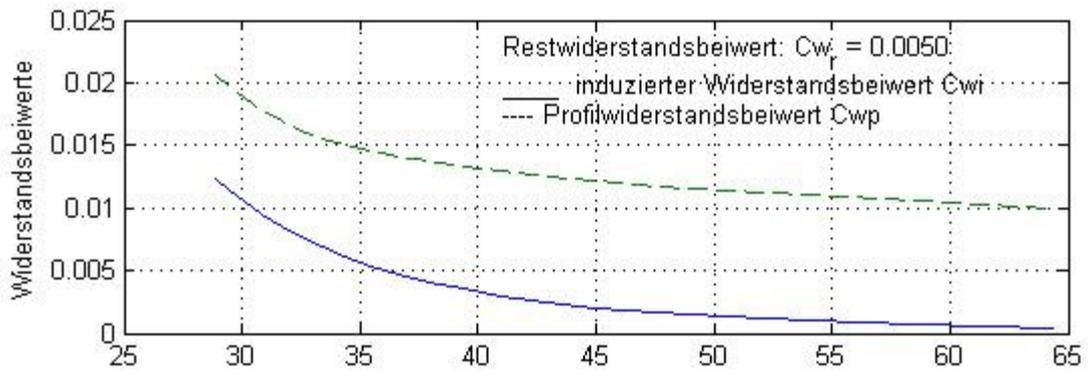


Bild 3.7, Weitere Diagramme zu Flugleistungen mit Profilpolare E-205 (Eppler Verfahren)

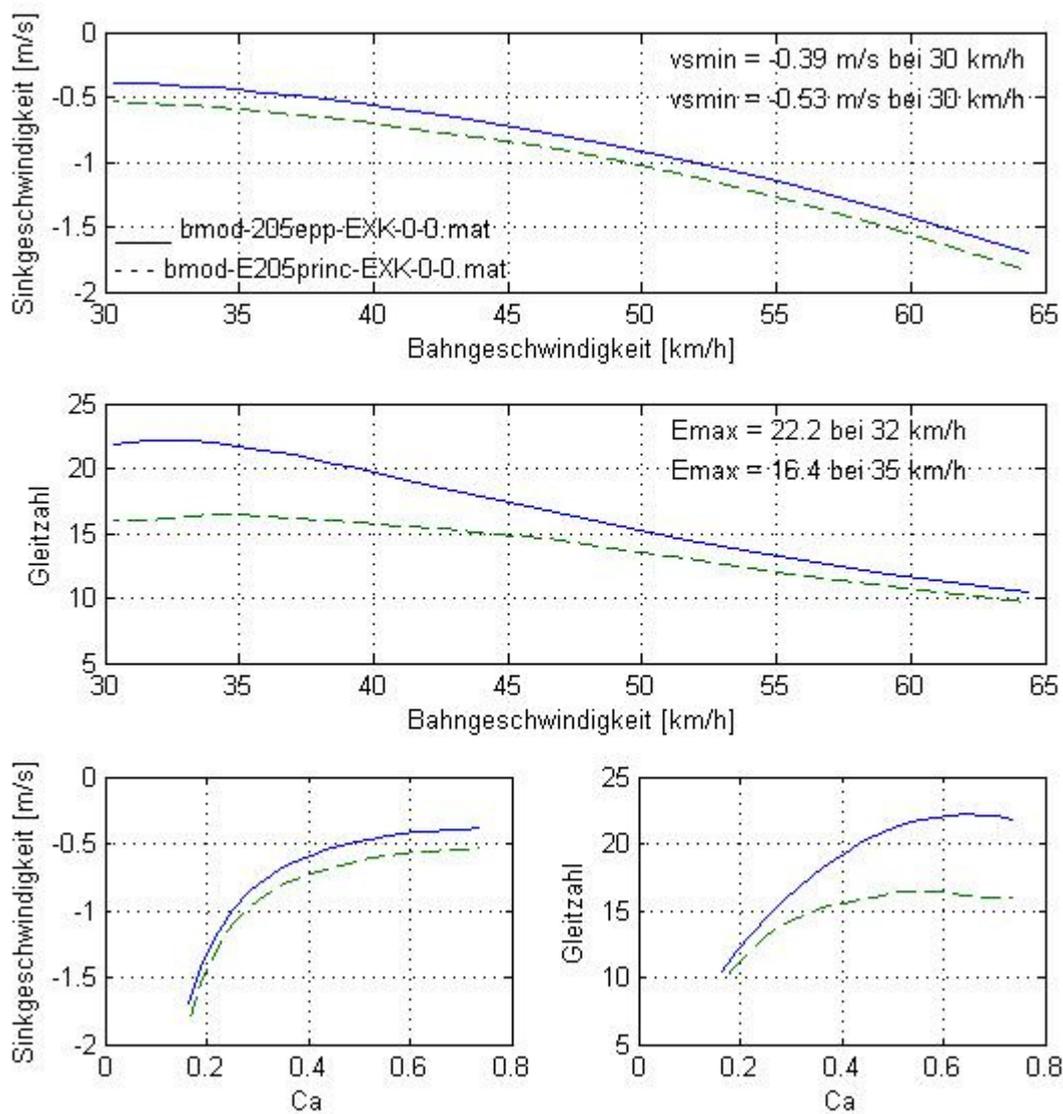


Bild 3.8, Vergleich der Flugleistungen mit den Profilpolaren E-205 (Eppler Verfahren), durchgezogene Linie und E-205 (Princeton Messung), gestrichelte Linie

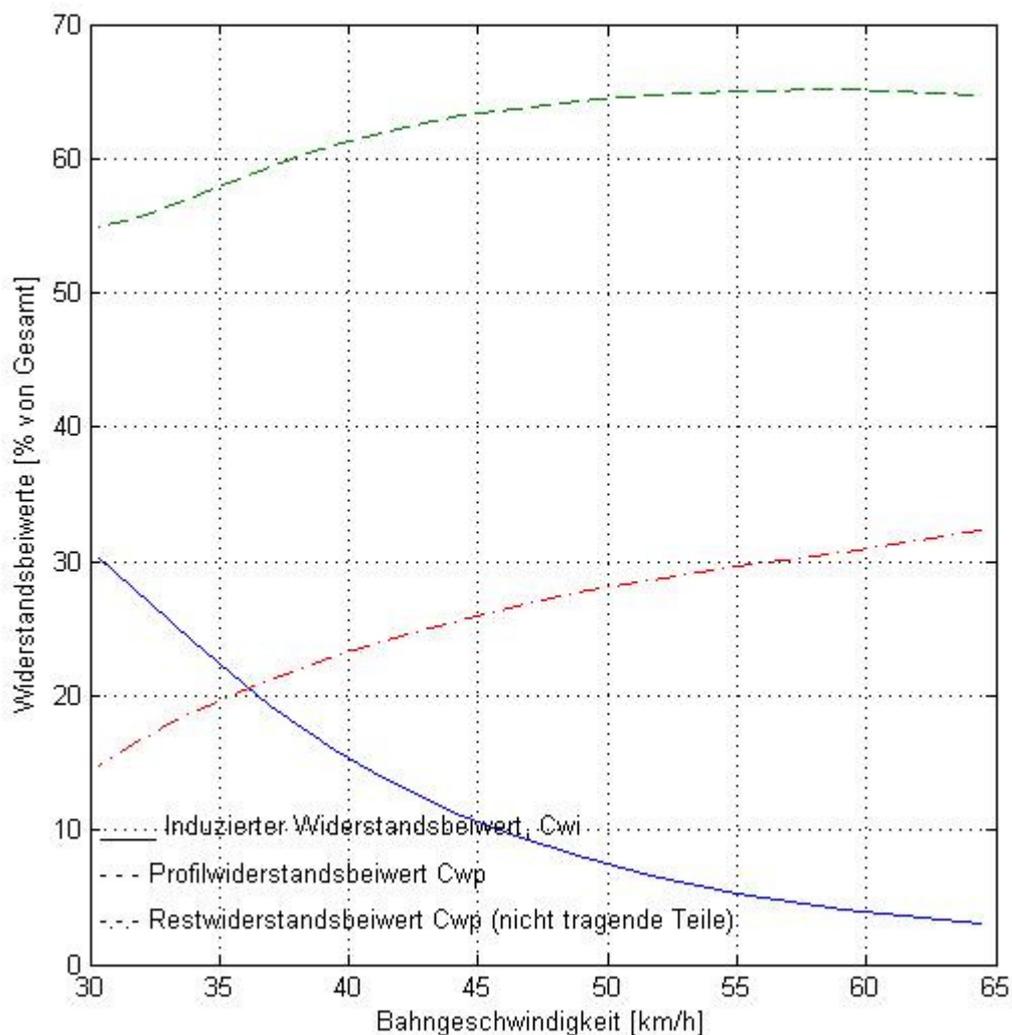


Bild 3.9, Prozentuale Anteile der Widerstandsbeiwerte basierend auf der Berechnung aus Bild 3.7 und 3.8

#### 4. Methode zur Einbeziehung einer Toleranz bei der Leistungsberechnung

In den vorigen Kapiteln wurde gezeigt, dass die Daten für den Profilwiderstand welche man für eine Leistungsberechnung zur Verfügung hat sehr weit streuen. Auch wurde gezeigt dass Leistungsberechnungen welche auf unterschiedliche Profildaten basieren daher stark streuen, weil eben der Profilwiderstandsbeiwert einen sehr großen Anteil am Gesamtwiderstandsbeiwert hat.

Man kann zunächst daraus ableiten dass es bei einer Beurteilung von mehreren Ergebnissen von Leistungsberechnung (z.B. Vergleich von zwei Modell Entwürfen) sehr wichtig dass die Quelle der Profildaten bekannt ist und dass, möchte man

objektiv vergleichen, die Quellen natürlich identisch sind. Dies gilt sowohl für die vergleichende Beurteilung von unterschiedlichen Modell Entwürfen (Geometrie) welche ein und dasselbe Profil haben, als auch für identischen Geometrie mit unterschiedlichen Profilen.

Gemessene Profildaten zeigen immer pessimistischere Widerstandsbeiwerte als berechnete. Bevor im weiteren Verlauf des Artikels nun ein Vorschlag für die Weiterverarbeitung von Profildaten gemacht wird, soll für das Beispiel aus Kapitel 3 die berechneten Widerstandsbeiwerte veranschaulicht werden.

Beim vorliegenden Berechnungsverfahren (im Bild 3.4 schematisch als Block „Interpolation, Extrapolation“ dargestellt) wurden die Profilwiderstandsbeiwerte an 50 Stellen  $y_0 - y_{50}$  aus den vorliegenden Daten berechnet. Dazu sind an diesen Spannweiten Stellen die Re-Zahlen für alle 20 Stützstellen der Leistungspolare gemäß Formel 3 ermittelt worden. Aus der Auftriebsverteilung sind die  $c_a$ -Werte an diesen Stellen bekannt und so können die Profilwiderstandsbeiwerte aus den Profildaten interpoliert werden. In diesem Fall wurde eine einfache lineare Interpolation verwendet. Eine Extrapolation, d.h. eine Ermittlung der  $c_w$ -Werte außerhalb des  $c_w$ -Feldes kommt in diesem Beispiel nur relativ selten vor – gemäß Bild 3.6 ist es nur 1%. Man erhält daraus eine Matrix an  $c_w$ -Werten welche in Abhängigkeit der Spannweite und der Bahngeschwindigkeit dargestellt werden kann. Anhand solchen 3d Darstellungen lässt sich das Problem der Streuung visuell sehr gut verdeutlichen.

Bild 4.1 zeigt die Profilwiderstandsbeiwerte welche mit der Profilpolare gemäß Bild 2.1 berechnet wurden.

Bild 4.2 zeigt die Profilwiderstände welche mit der Profilpolare gemäß Bild 2.2 berechnet wurden.

Bei beiden Darstellungen wurde eine identische Farbskalierung verwendet und so kann man schon rein optisch das Anwachsen der  $c_w$ -Werte basierend auf der Profilpolare gemäß Bild 2.2 erkennen.

Interessant ist auch dass das Maximum der  $c_w$ -Werte in Bild 4.2 nicht an der Flügelspitze, also bei der kleinsten Flügeltiefe und damit Re-Zahl auftritt, sondern etwa 100mm vorher. Dies wird aber verständlich wenn man sich die Auftriebsverteilung des Flügels (Bild 3.3) vor Augen hält. An der Flügelspitze gibt es

einen relativ steilen Abfall des  $c_a$ -Verlaufs und bei kleineren  $c_a$ -Werten „erholt“ sich der  $c_w$ -Verlauf der 60k Kurve etwas, d.h. die  $c_w$ -Werte werden kleiner.

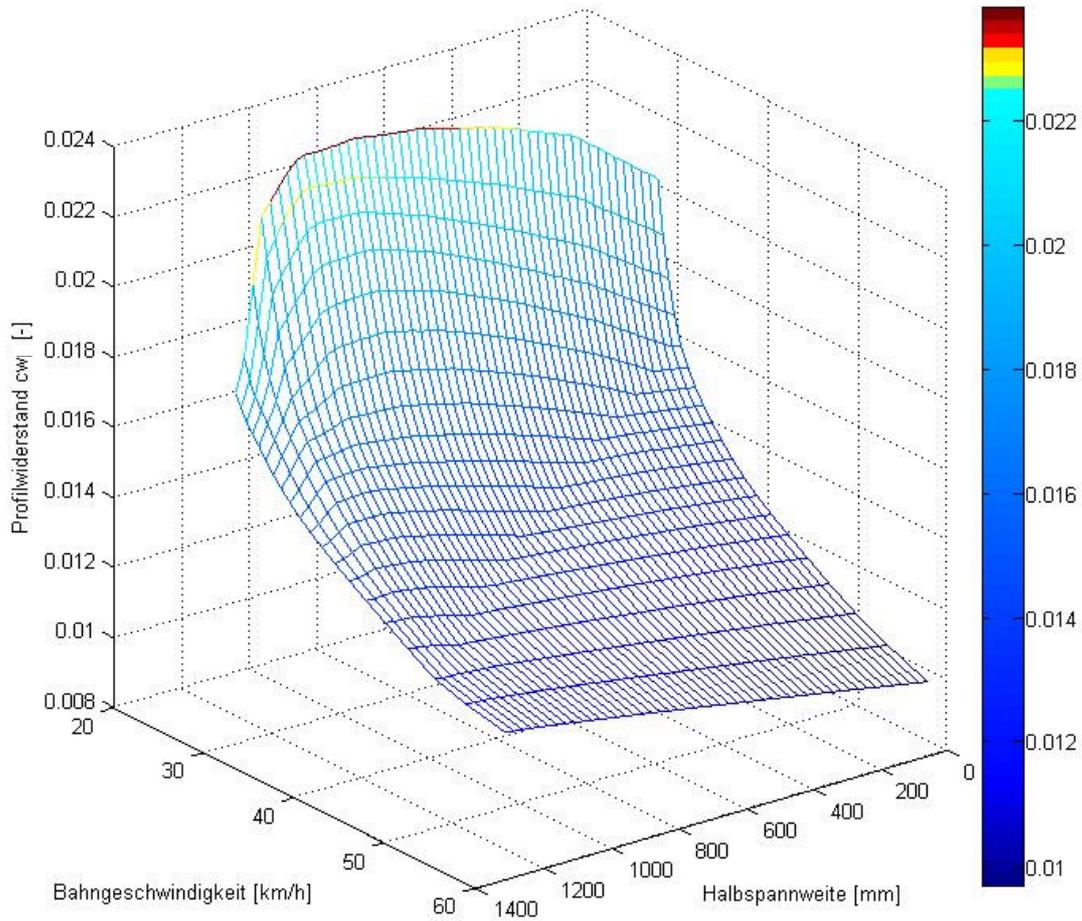


Bild 4.1,  $c_w$ -Werte aus Leistungsberechnung über Halbspanweite und Bahngeschwindigkeit, Datengrundlage E205 Eppler Verfahren

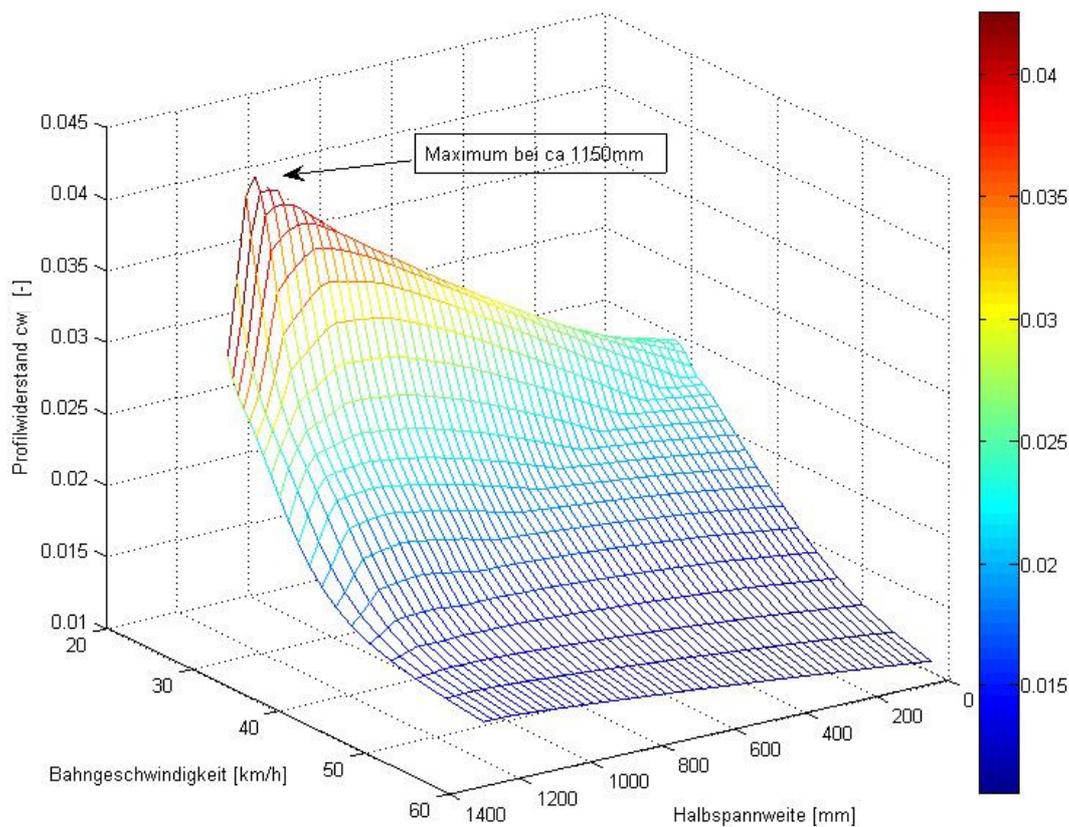


Bild 4.2,  $c_w$ -Werte aus Leistungsberechnung über Halbspanweite und Bahngeschwindigkeit, Datengrundlage E205 Princeton Messung

Wie kann nun ein Verfahren aussehen mit welchem man eine standardisierte Berechnung der  $c_w$ -Werte aus den Profilpolaren, im Bild 3.4 im Funktionsblock „Interpolation/Extrapolation“ enthalten, durchführen kann?

Die Halbspanweite ist wie oben erwähnt in 50 Schnitte zerlegt. Jedem dieser Schnitte ist ein Flächenelement mit der Tiefe  $y_i$  zugeordnet. Die Bahngeschwindigkeit  $v_{sti}$  an den Flächenelementen ist aus der Information der aktuell zu berechnenden Stützstelle der Leistungspolare bekannt.

Damit kann die Re-Zahl  $Re_i$  gemäß Formel (3) für jedes Flächenelement bestimmt werden. Ebenfalls bekannt ist der auf dieses Flächenelement „wirkende“ Auftriebsbeiwert  $c_{ai}$ . Damit ist auch der Ordinatenwert der Profilpolare, an welchem der Widerstandsbeiwert des Flächenelementes  $c_{w-i}$  („i“ als Index, deshalb nicht zu verwechseln mit  $c_{wi}$ ) bestimmt werden soll, bekannt.

Nun muss unterschieden werden ob der zu ermittelnde  $cw_i$  Wert innerhalb des Profil Kennfeldes oder außerhalb dessen liegt. Liegt er innerhalb dann kann dieser durch eine einfache Interpolation berechnet werden. Die Vorgehensweise ist trivial, wird aber der Vollständigkeit halber dargestellt:

### **Interpolation:**

Der  $cw$ -Block prüft, ob sich die für ein Flächenelement errechnete Re-Zahl  $Re_i$  innerhalb oder außerhalb des Re-Zahlenbereiches an der Ordinatenstelle  $cai$  befindet. Befindet diese sich innerhalb, so liegt eine Interpolation vor und es muss im nächsten Schritt festgestellt werden ob sich diese zwischen der kleinsten Re-Zahl und der mittleren Re-Zahl oder zwischen der mittleren Re-Zahl und der größten Re-Zahl befindet. Hat diese Zuordnung stattgefunden, so wird der  $cw_i$  Wert zwischen zwei Wertepaaren  $Re_i/cai$  interpoliert.

Bild 4.2 zeigt als Beispiel die Interpolation des  $cw_i$  Wertes für  $cai = 0.6$  und  $Re_i = 75000$ , basierend auf den Daten der E205 Princeton Messung. Es wird zwischen der 100k Kurve und der 60k Kurve interpoliert. Die für die Interpolation verwendeten Datenpunkte sind mit dem Symbol  $\blacksquare$  gekennzeichnet.

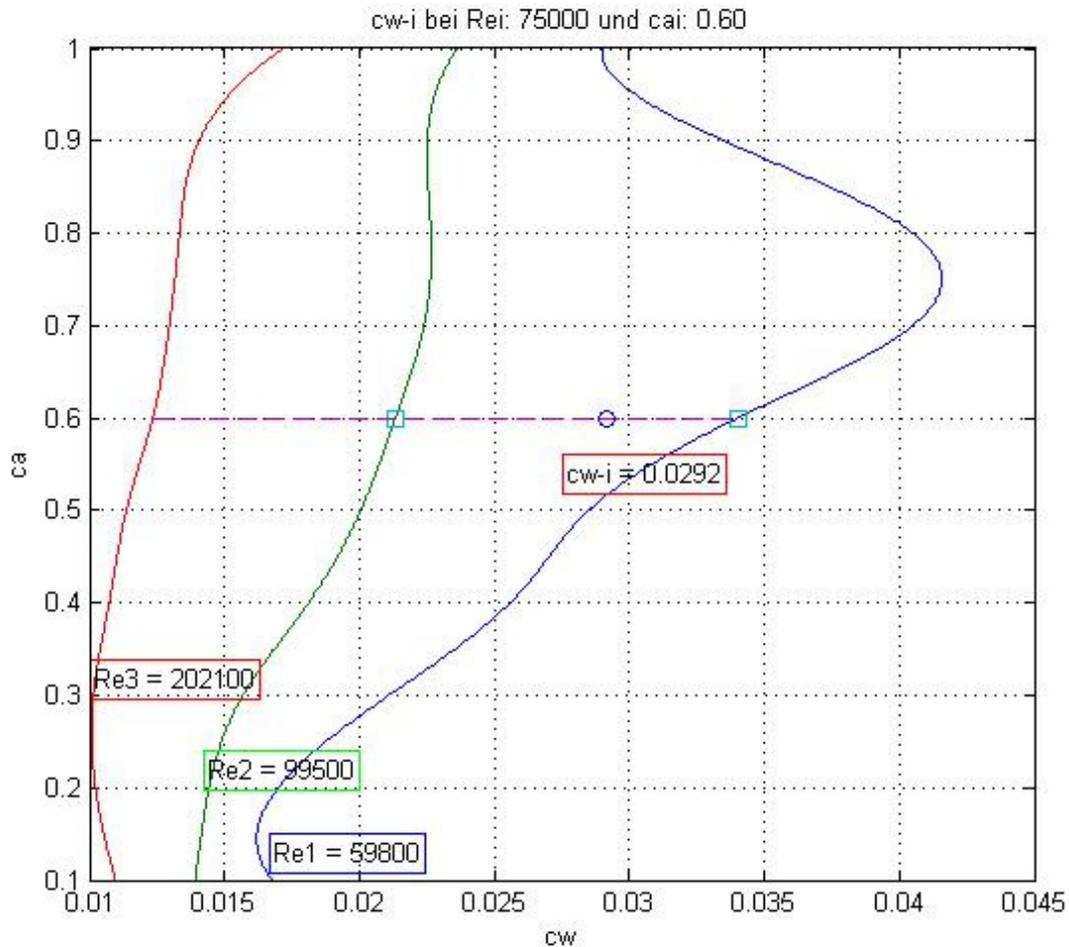


Bild 4.2, Beispiel für cw-Wert Interpolation basierend auf E205 Daten, Princeton Messung

### Extrapolation von cw-i für kleine Re-Zahlen:

Bevor nun auf das Verfahren der Extrapolation eingegangen wird sollen die wesentlichen Erkenntnisse aus den vorigen Kapiteln nochmal zusammengefasst werden. Aus diesen Erkenntnissen leitet sich die Vorgehensweise ab:

- Profilpolaren egal ob gemessen oder berechnet streuen im unteren Re-Zahlenbereich (<100k) sehr stark.
- Im oberen Re-Zahlenbereich (>100k) werden die Daten aus verschiedenen Quellen einheitlicher.
- Die Streuung im unteren Re-Zahlenbereich resultiert in einer großen Toleranz bei den Ergebnissen von Flugleistungsberechnungen.

Daher werden im Folgenden nur noch Polaren verwendet welche  $c_w$ -Kurven für **Re-Zahlen von 300k, 200k und 100k** aufweisen. Dieser Bereich ist bei Messungen und Berechnungen von Profilen mittlerweile Standard geworden und gemäß dem in Kapitel 2 dargestellten zuverlässiger.

Als Beispiel wird erneut die Polare des E205 aus der Princeton Messung herangezogen, diesmal jedoch mit der oben gemachten Konvention des Re-Zahlen Bereiches, siehe Bild 4.3.

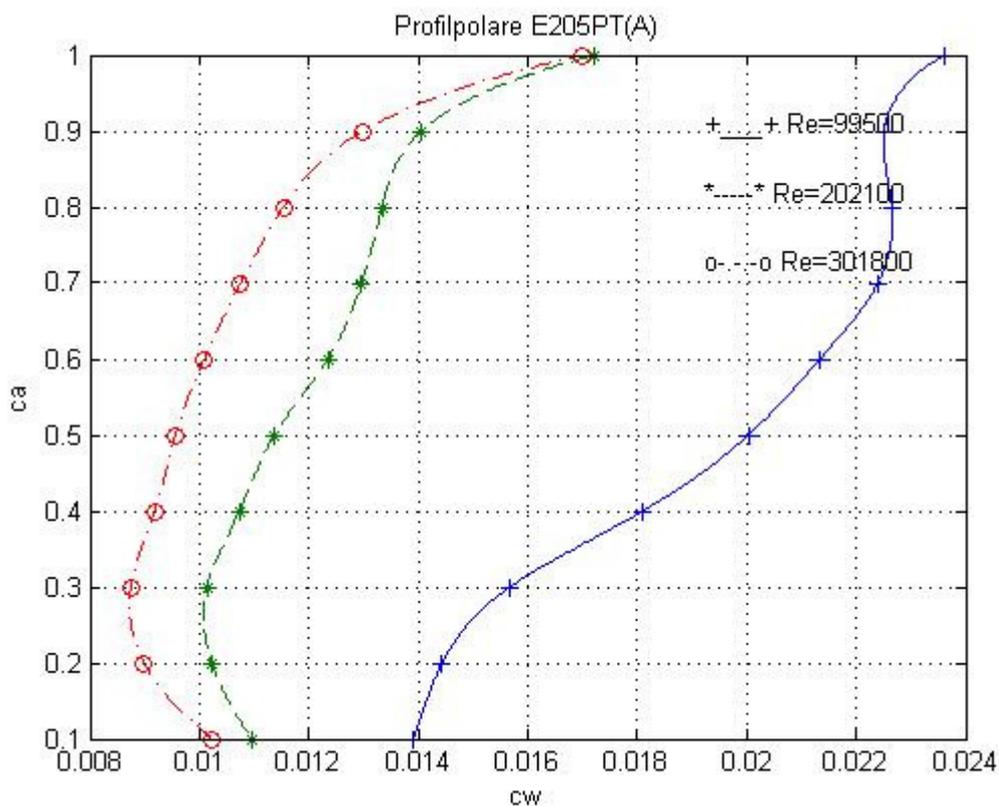


Bild 4.3, Gemessene Profilpolare des E205 (Princeton Messungen, A-Modell), 100k, 200k, 300k

Aus Bild 4.3 ist erkennbar, dass die  $c_w$ -Kurven für große Re-Zahlen immer näher aneinander rücken, bzw. die Abstände zu den Kurven für die kleinen Re-Zahlen spreizen sich auf. Diese überproportionale Zunahme der  $c_w$ -Werte soll eine der Grundlage für die Berechnung bei Re-Zahlen  $<100k$  sein.

Die Vorgehensweise wird zunächst an Bild 4.4 erklärt. Das obere Diagramm zeigt wieder die aus Bild 4.3 bekannte Polare. Es soll nun der  $c_w$ -Wert bei einem ca-Wert

von  $ca_i = 0.6$  bestimmt werden. Die Re-Zahl,  $Re_i$  für das betrachtete Flächenelement an welchem der  $cw_i$  Wert wirken soll wurde mit 60000 berechnet. Die zur Verfügung stehenden Informationen sind die  $cw$ -Werte aus den drei Kurven (mit dem Symbol■, farblich passend zu den Kurven bezeichnet), diese erhält man aus dem „Schnitt“ quer durch das Datenfeld bei der Ordinate  $ca_i = 0.6$ . Im unteren Diagramm sind die  $cw$ -Werte aus den drei Kurven in Abhängigkeit von den jeweiligen Re-Zahlen dargestellt. Man erkennt dass die Steigungen über die zwei Re-Zahl Bereiche, ausgehend vom Intervall von  $3 \cdot 10^5 > Re > 2 \cdot 10^5$  bis zum Intervall  $2 \cdot 10^5 > Re > 1 \cdot 10^5$ , stark zunimmt.

Diese Information aus der Zunahme der Steigung, also die „Steigungsverstärkung“ wird genutzt um den außerhalb des Kennfeldes liegenden  $cw_i$  Wert zu bestimmen. Im unteren Diagramm ist der berechnete  $cw_i$  Wert (0.0264) eingetragen, die gestrichelte Linie vom letzten Datenpunkt aus dem Kennfeld bis zum Punkt  $Re_i/cw_i$  ist die errechnete Steigung. Man sieht dass diese vom Algorithmus wieder steiler berechnet wurde wie jene der beiden anderen Steigungen welche sich direkt aus dem Kennfeld errechnet haben.

Nun zur Berechnungsweise der Extrapolations-Steigung und damit zum  $cw_i$  Wert: Als Einschränkung gilt, dass die folgenden Formeln nur für eine Extrapolation in den unteren Re-Bereich gelten. Muss, was durchaus vorkommen kann, im oberen Bereich extrapoliert werden gelten andere als in den nachfolgenden Formeln angegebenen Indizes.

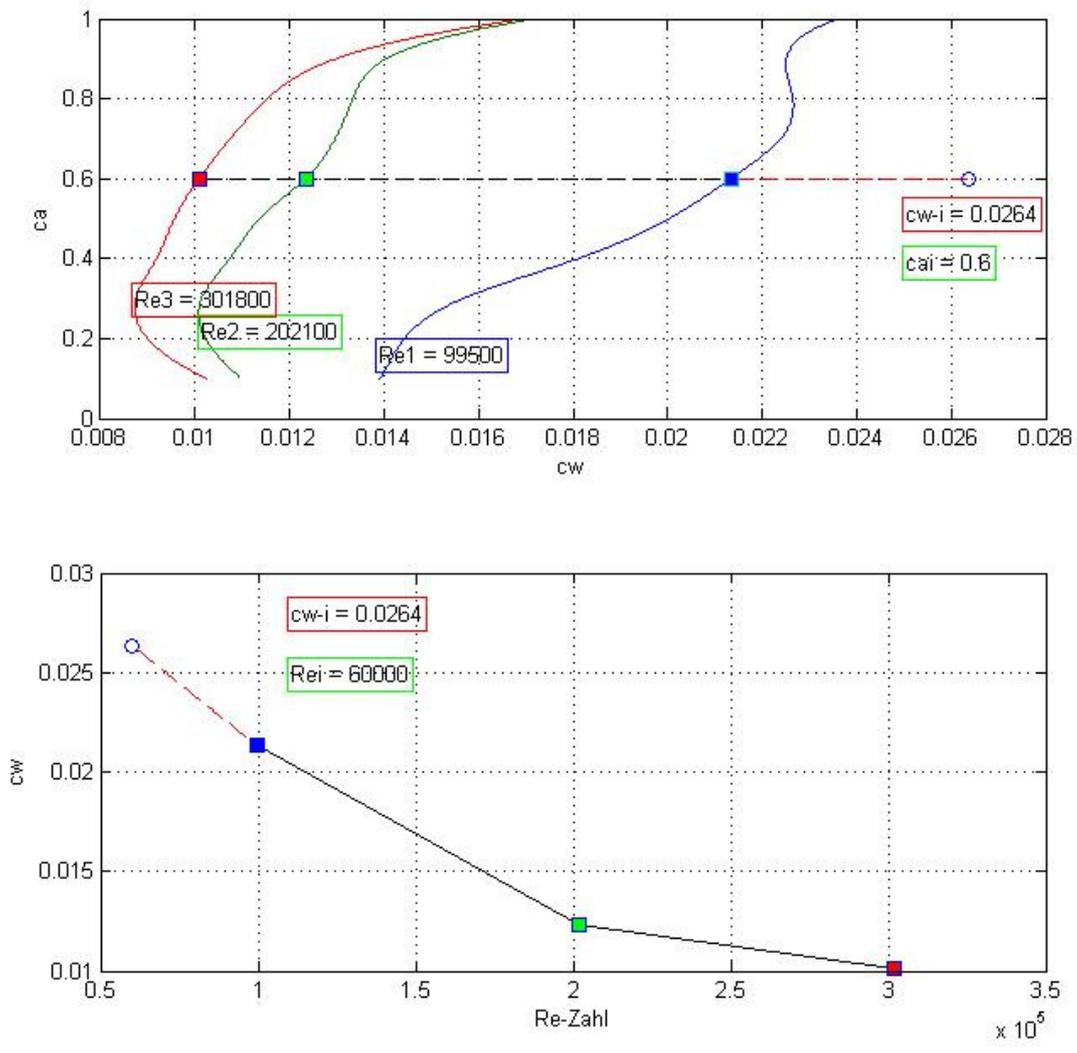


Bild 4.4, Beispiel für Extrapolation eines cw-i-Wertes für cai = 0.6 und Rei = 60000, basierend auf der Polare aus Bild 4.3

Im ersten Schritt werden die Steigungen in den beiden Intervallen bestimmt:

z.B. zwischen  $2 \cdot 10^5 > Re > 1 \cdot 10^5$ :

$$\mu = \frac{CW_{Reu}(cai) - CW_{Rem}(cai)}{Reu - Rem} \quad (5)$$

mit:

Reu: Kleinste Re-Zahl für welche eine cw-Kurve existiert (100k)

Rem: Mittlere Re-Zahl für welche eine cw-Kurve existiert (200k)

$cw_{Reu(cai)}$ : cw-Wert aus cw-Kurve für kleinste Re-Zahl an der Stelle  $cai$ .  $cw_{Reo(cai)}$  sinngemäß.

Die Steigung für das obere Intervall wird sinngemäß genauso bestimmt.

Nun wird die Steigung eines bestimmten Intervalls auf die Bandbreite dieses bezogen, es wird also nochmal der Differenzenquotient gebildet :

$$mu_d = \frac{mu}{Reu - Rem} \quad (6)$$

Dies wird für das obere Intervall ( $mo_d$ ) sinngemäß genauso durchgeführt.

Für die Bestimmung der Steigung der Geradengleichung der Extrapolation wird die Steigungsverstärkung über beide Intervalle bestimmt:

$$m_v = \frac{mu_d}{mo_d} \quad (7)$$

Die Steigungsverstärkung welche sich für die Extrapolation ergibt wird aus der Differenz aus der kleinsten Re-Zahl  $Reu$  und der Re-Zahl  $Rei$  des betrachteten Flächenelementes bestimmt. Die Differenz wird auf die Re-Zahlen Bandbreite des untersten Intervalls bezogen:

$$m_{vex} = m_v \cdot \left( \frac{Reu - Rei}{Rem - Reu} \right) \quad (8)$$

Die Steigung für die Geradengleichung der Extrapolation lautet damit:

$$m_{ex} = mu \cdot m_{vex} \quad (9)$$

Bevor nun die Geradengleichung zur Bestimmung von cw-i vollständig bestimmt wird, soll eine Möglichkeit zur Manipulation der Steigung  $m_{ex}$  eingeführt werden. Dies um die eingangs erwähnte Möglichkeit zu schaffen das chaotische Verhalten der Grenzschicht bei Leistungsberechnungen als Toleranz einzubeziehen umso das Risiko der Leistungsbandbreite besser abschätzen zu können.

Daher wird Formel (9) um einen additiven Manipulations-Summanden erweitert:

$$m_{exm} = mu \cdot (m_{vex} + m_{vex} \cdot map) \quad (10)$$

mit:

map: Manipulationsfaktor

Für map = 0 geht Formel (10) wieder in Formel (9) über. Wählt man z.B. map = 0.5 dann erhält man eine 50% größere Steigung und damit natürlich einen größeren cw-i Wert (0.0289 / 10% höher), siehe Bild 4.5.

Auf die „richtige“ Wahl des Manipulationsfaktors wird später noch eingegangen. Bild 4.5 zeigt die Extrapolation mit einem Manipulationsfaktor von map = 0.5.

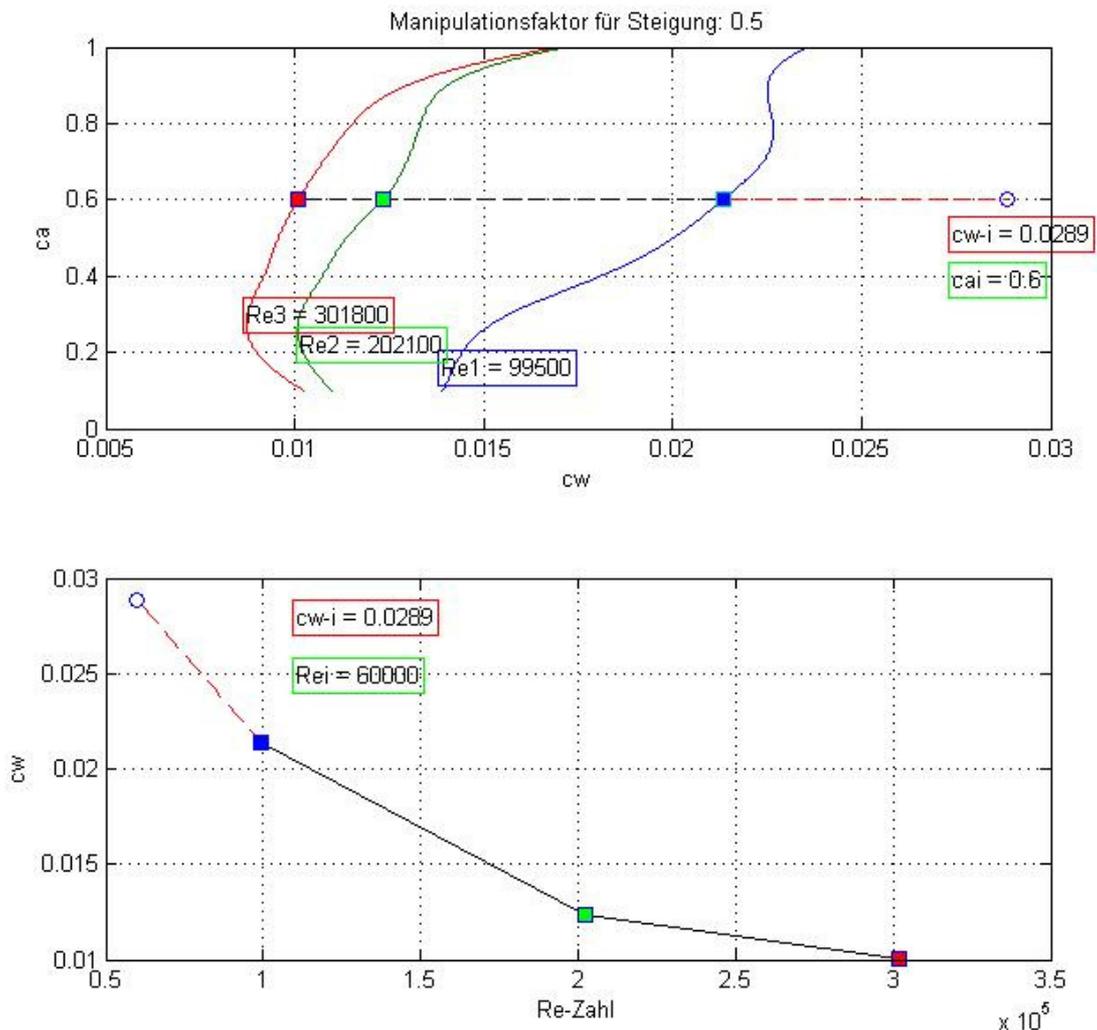


Bild 4.5, Beispiel für Extrapolation eines cw-i-Wertes für  $c_{ai} = 0.6$ ,  $Re_i = 60000$  und  $map = 0.5$ , basierend auf der Polare aus Bild 4.3

Zunächst noch die vollständige Ableitung der Gleichung zur Bestimmung des cw-i Wertes:

Der konstante Summand der Geradengleichung (Ordinatenabschnitt) wird bestimmt mit:

$$cw0 = cw_{Reu(cai)} - m_{exm} \cdot Reu \quad (11)$$

Die Gleichung zur Bestimmung von cw-i lautet damit:

$$cw - i_{(Rei)} = m_{exm} \cdot Rei + cw0 \quad (12)$$

### **Extrapolation von cw-i für Re-Zahlen oberhalb des Kennfeldes:**

Für die Extrapolation eines cw-i Wertes für Re-Zahlen welche oberhalb der cw-Kurve für die größte Re-Zahl (hier 300k) liegt gilt, dass es sich natürlich nicht um eine Aufspreizung des cw-i Wertes relativ zum Kennfeld handelt, also um keine Steigungsverstärkung, sondern um eine Abflachung der Steigung.

Die oben angegebenen Gleichungen gelten sinngemäß auch für diese Extrapolation, aber wie schon erwähnt müssen andere Indizes verwendet werden. Die Gleichungen werden nicht angegeben, da sich diese aus den bereits gezeigten ableiten lassen.

Der Vollständigkeit halber soll aber nochmals ein Beispiel gezeigt werden:

Die für das Flächenelement ermittelte Re-Zahl beträgt  $Rei = 350000$  und der dazugehörige Auftriebsbeiwert ist  $cai = 0.4$ . In Bild 4.6 ist deutlich die Abflachung der vom Programm berechneten Steigung zu erkennen.

Der extrapolierte cw-i Wert (0.0091) ist damit nur unwesentlich kleiner als der Wert den man aus der cw-Kurve für  $Re=300k$  erhalten würde (0.0092). Dies entspricht der qualitativ der Erfahrung beim Betrachten von Profilpolaren. Die cw-Kurven für hohe Re-Zahlen staffeln sich immer dichter hintereinander und konvergieren wahrscheinlich gegen einen Endwert.

Die Extrapolation im hohen Re-Zahlenbereich dürfte für ein „normales“ Segelflugmodell wie aus Kapitel 2 für die Leistungsberechnung nicht signifikant sein. Für sehr schnelle Modelle (DS) kann die Methode aber durchaus Anwendung finden.

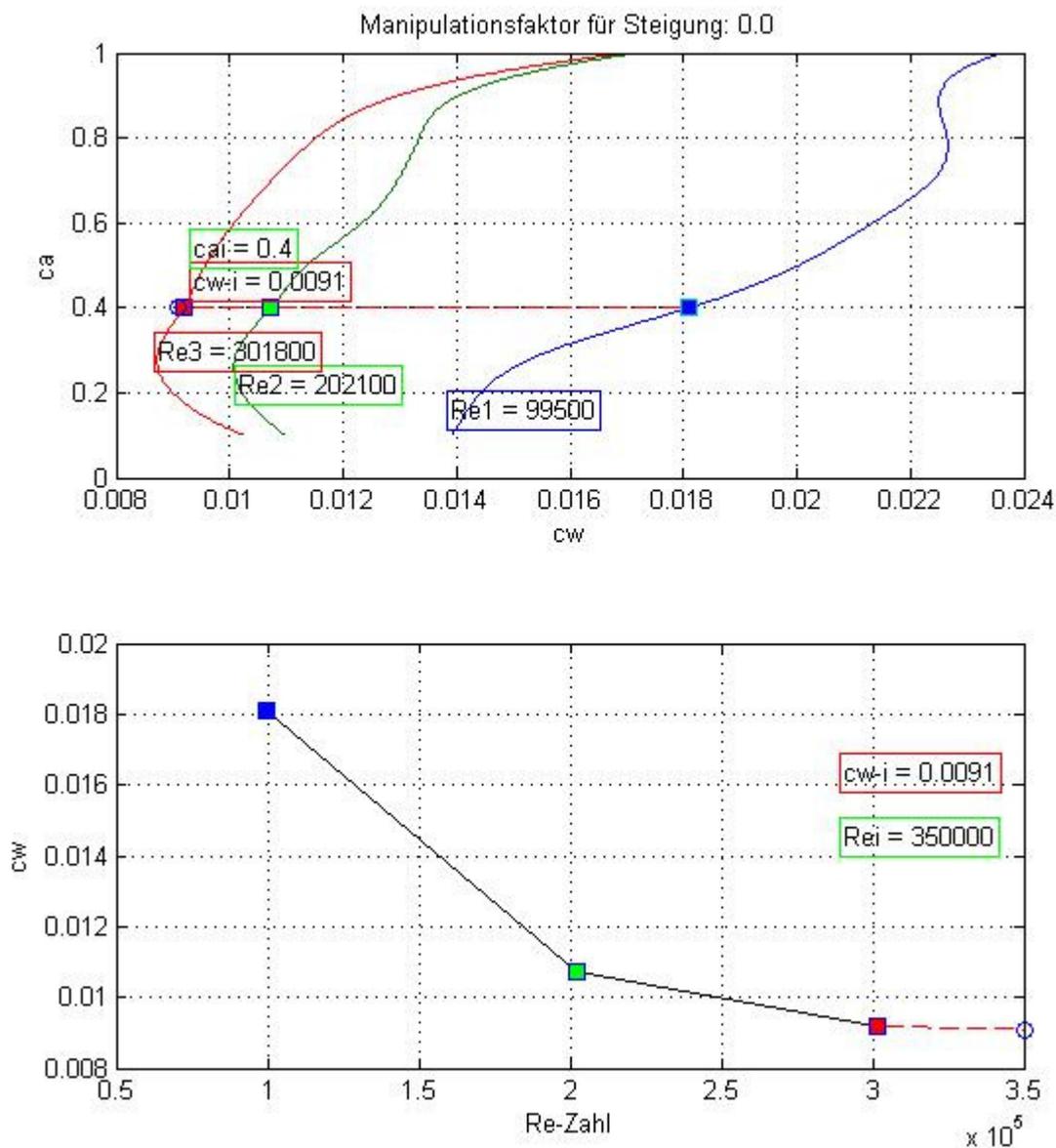


Bild 4.6, Beispiel für Extrapolation eines  $c_{wi}$ -Wertes für  $c_{ai} = 0.5$ ,  $Re_i = 350000$  und basierend auf der Polare aus Bild 4.3

Bevor nun in Kapitel 5 auf die vergleichende Leistungsberechnung mit zwei verschiedenen Profilen eingegangen wird, soll nochmals kurz auf die „richtige“ Wahl des Manipulationsfaktors eingegangen werden. Schließlich war es ja erklärtes Ziel des Artikels dass mit der Berechnungsmethode eine mögliche Streuung der Flugleistung ermittelt werden kann.

Die folgende Tabelle vergleicht die  $c_w$  Werte der Princeton und Stuttgart Messungen bei  $Re = 60k$  mit den berechneten  $c_{wi}$  Werten. Die berechneten Werte basieren, wie

schon erwähnt, auf der Princeton Messung für die Re-Zahlen 100k, 200k und 300k. Der Vergleich wird an zwei cai Stellen und für Manipulationsfaktoren zwischen 0.5 und 2.0 gegeben.

	cai = 0.6	cai = 0.8
Stuttgarter Messung	0.038	0.051
Princeton Messung	0.034	0.041
Berechnet mit map = 0.5	0.029	0.033
Berechnet mit map = 1.5	0.034	0.040
Berechnet mit map = 2.0	0.036	0.043

Aus dem Vergleich ist ersichtlich dass, wollte man eine möglichst gute Approximation an eine Messung erhalten, die Princeton Messung etwas besser getroffen wird. Dies erscheint logisch, da für beide Ergebnisse zugrunde liegende Messaufbau identisch war. Ziel war es jedoch nicht eine Berechnungsmethode anzugeben mit welcher eine bestimmte Messung möglichst gut approximiert wird, sondern mit welcher man eine gewisse Standardisierung bei Berechnung der Flugleistung und deren Toleranz durchführen kann.

Als Vorschlag erscheint es aufgrund der obigen Tabelle geboten, wenn man, wollte man eine pessimistische Einschätzung der Flugleistung erhalten, mit einem Manipulationsfaktor von 2.0 oder sogar 2.5 rechnet sollte.

In den Bildern 4.7 und 4.8 werden die errechneten Flugleistungen des Beispielmodelles miteinander verglichen welche man für die folgende Datengrundlage erhält:

Bild 4.7, Leistungsvergleich 1: Princeton Messung mit 200k/100k/60k wird verglichen mit Princeton Messung 300k/200k/100k und map = 2.0

Bild 4.8, Leistungsvergleich 2: Stuttgart Messung mit 200k/100k/60k wird verglichen mit Princeton Messung 300k/200k/100k und map = 2.0.

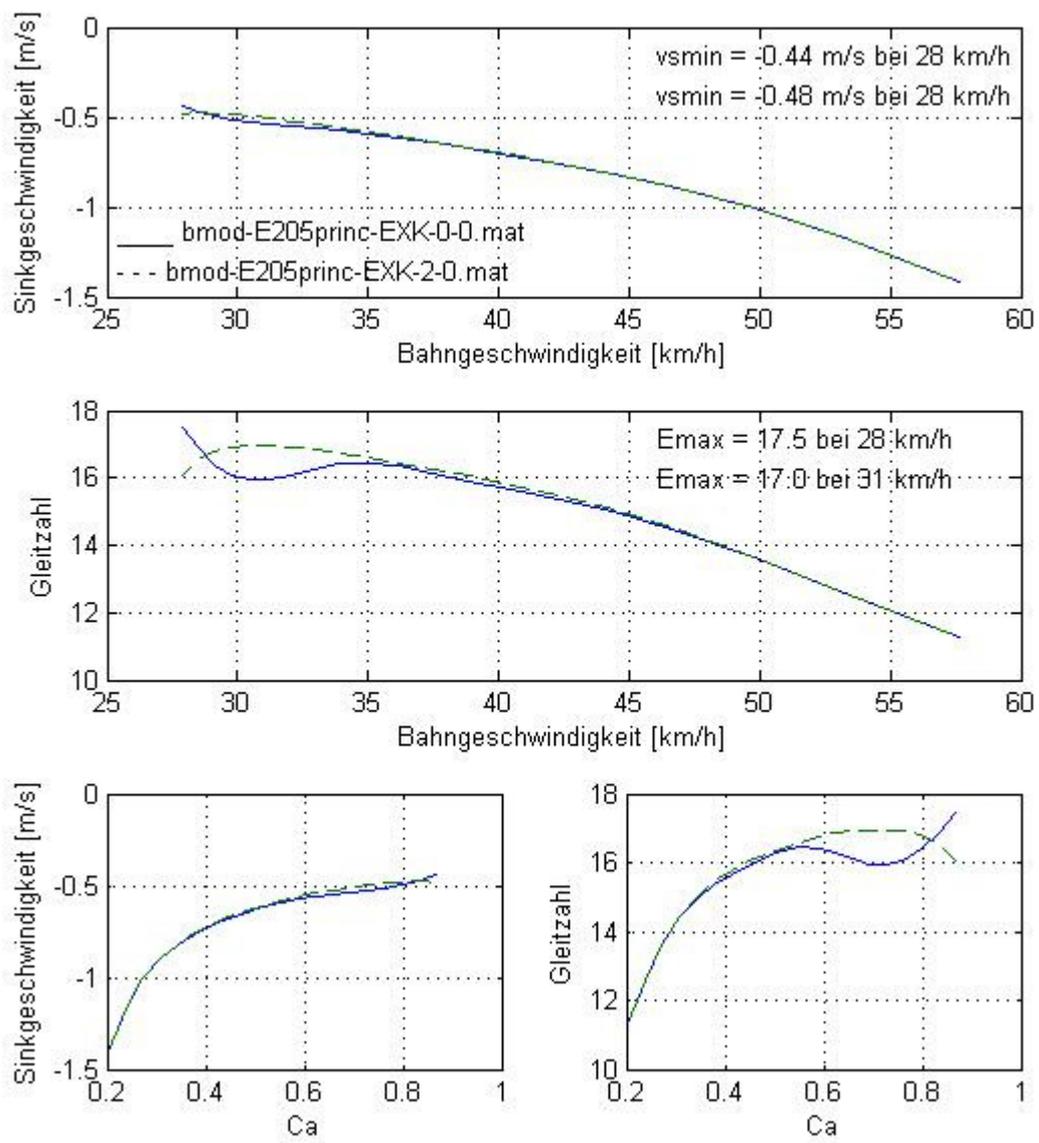


Bild 4.7, Leistungsvergleich 1, Beschreibung siehe oben

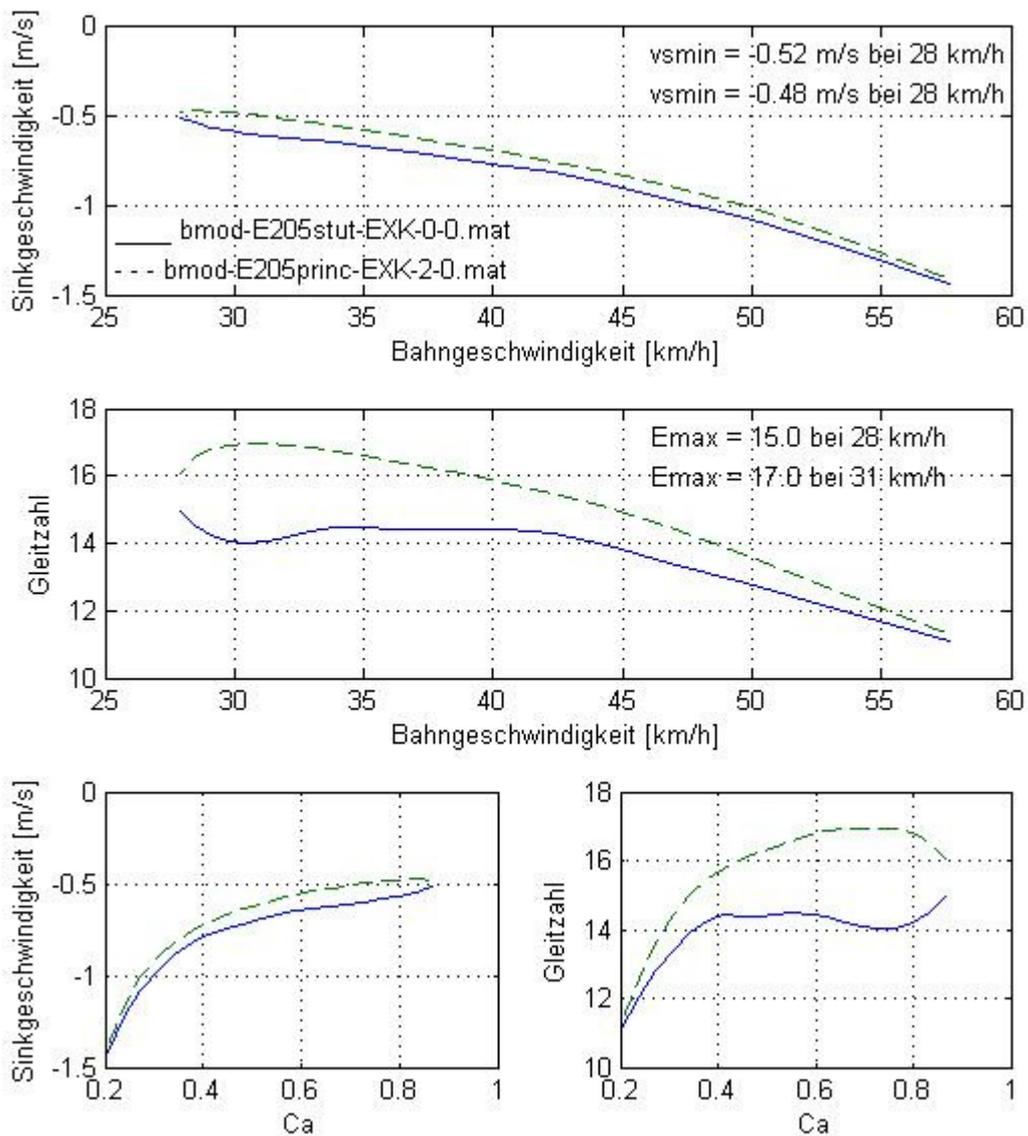


Bild 4.8, Leistungsvergleich 2, Beschreibung siehe oben

Man erkennt aus Bild 4.8, dass evtl. ein Manipulationsfaktor von  $map$  0.25 gewählt werden sollte.

## 5. Leistungsberechnungen mit verschiedenen Profilen und Toleranz Aussage

Im letzten Kapitel soll der Vorschlag der Leistungsberechnung an einem Beispiel mit verschiedenen Profilen durchgespielt werden.

Ein Konstrukteur von Modellseglern möchte abschätzen welches Profil für sein Modell (siehe Kapitel 3) generell am günstigsten wäre und mit welchem Profil sich

das Risiko einer schlechten Leistung möglichst gering halten läßt. In der engeren Auswahl sind bereits das SD7032 und das E214, da der Einsatzschwerpunkt des Modelles im Thermikfliegen sein soll.

Für beide Profile liegen Messungen bei 300k/200k/100k vor. Die Daten stammen aus der Messkampagne welche im Windkanal an der Universität Princeton durchgeführt wurde. Sie sind, wie auch die Polaren in den Kapiteln davor, der Publikation „Airfoils at low speeds“, Soartech 8 von Dr. M. Selig, J. Donovan und D. Fraser entnommen. Bild 5.1 zeigt die Profilpolare des SD7032 und Bild 5.2 die des E214.

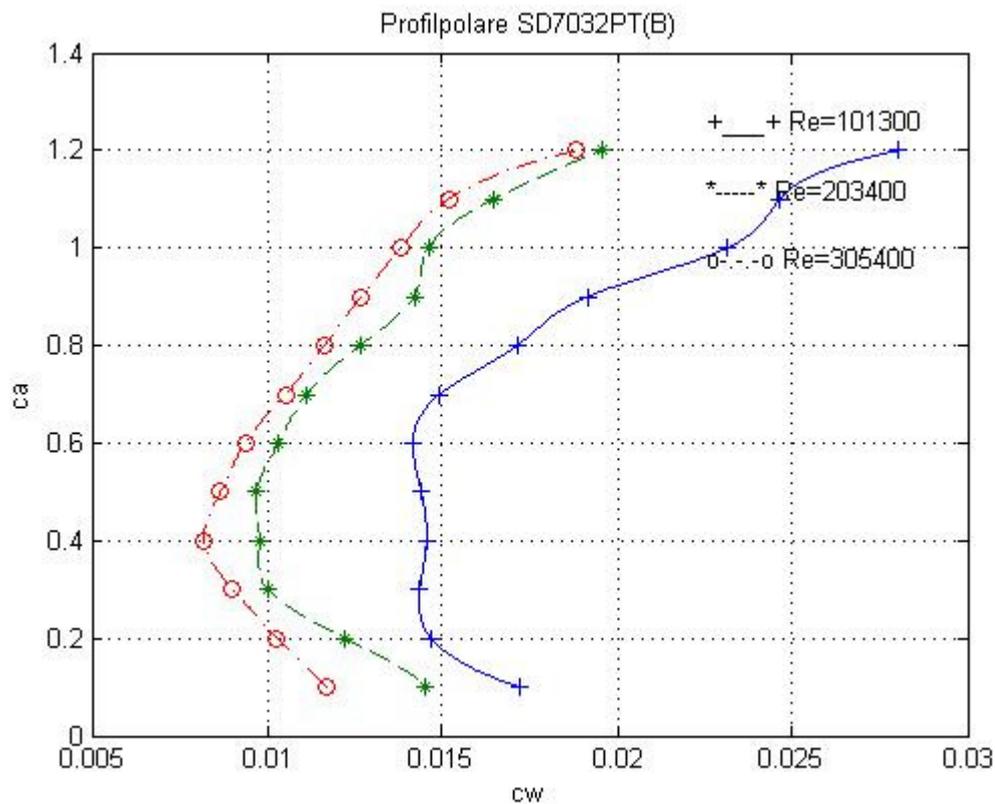


Bild 5.1, Polare SD7032

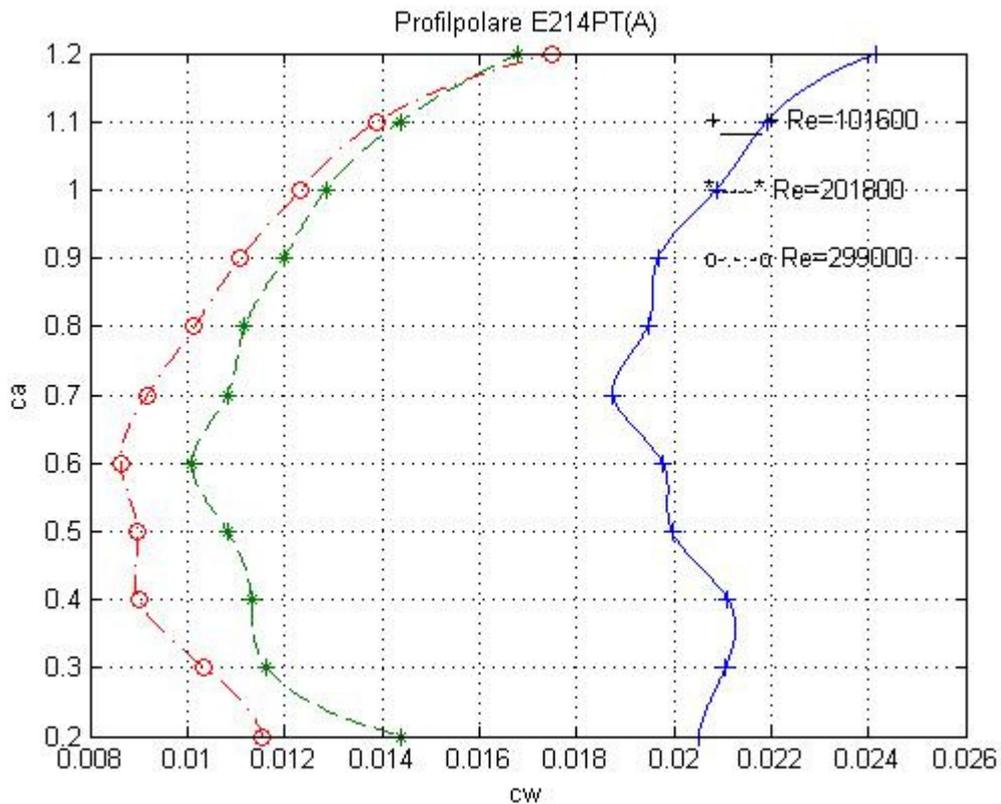


Bild 5.2, Polare E214

Die Bandbreite der Flugleistung wird gemäß den Ergebnissen aus Kapitel 4 mit den Manipulationsfaktoren  $map_u = 0$  und  $map_o = 2.5$  eingestellt.

### Ergebnisse:

Bild 5.3 zeigt die Leistungsdiagramme mit jeweils beiden, für eine Beurteilung der Toleranz, notwendigen Kurven für das SD7032.

Bild 5.4 zeigt die Leistungsdiagramme für das E214, ebenfalls mit beiden Toleranzkurven.

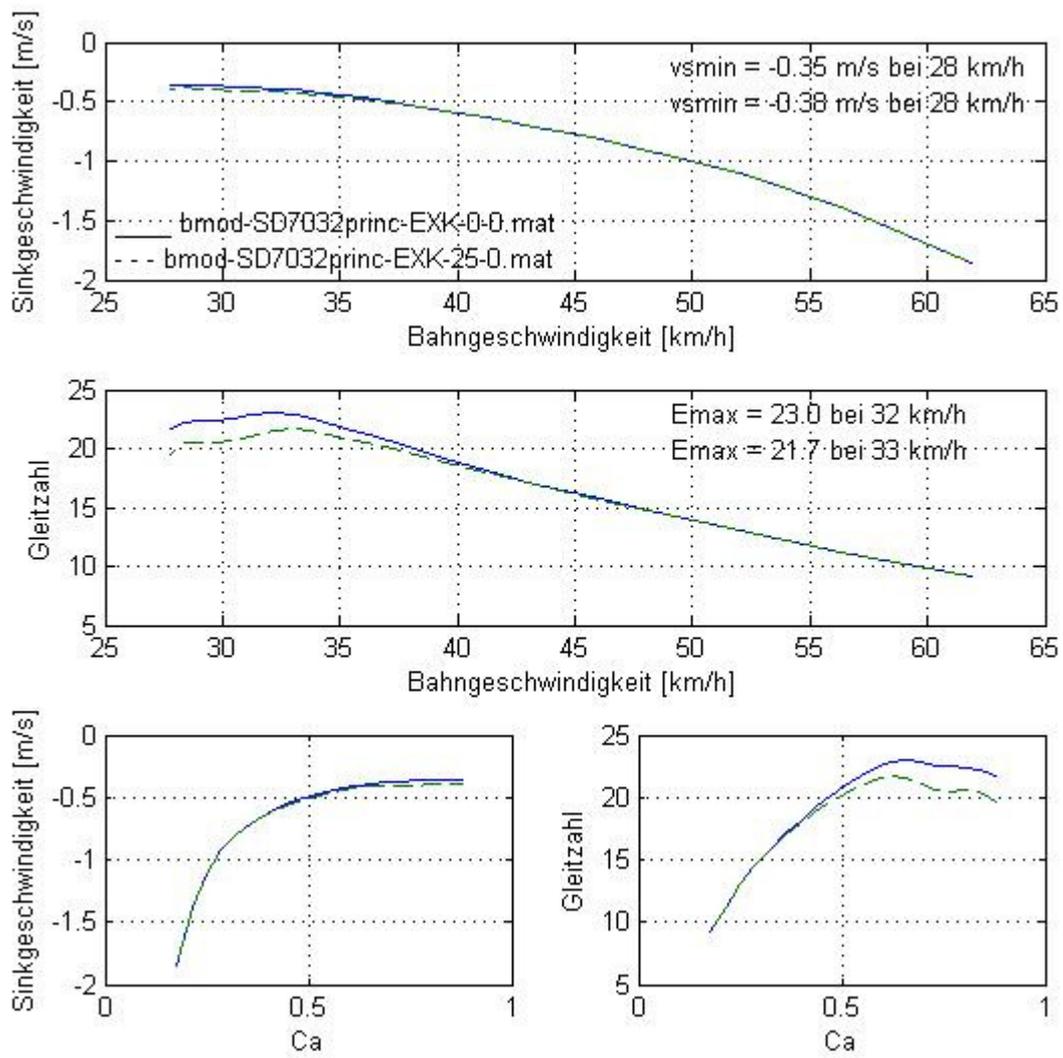


Bild 5.3, Leistungsdiagramme für das SD7032

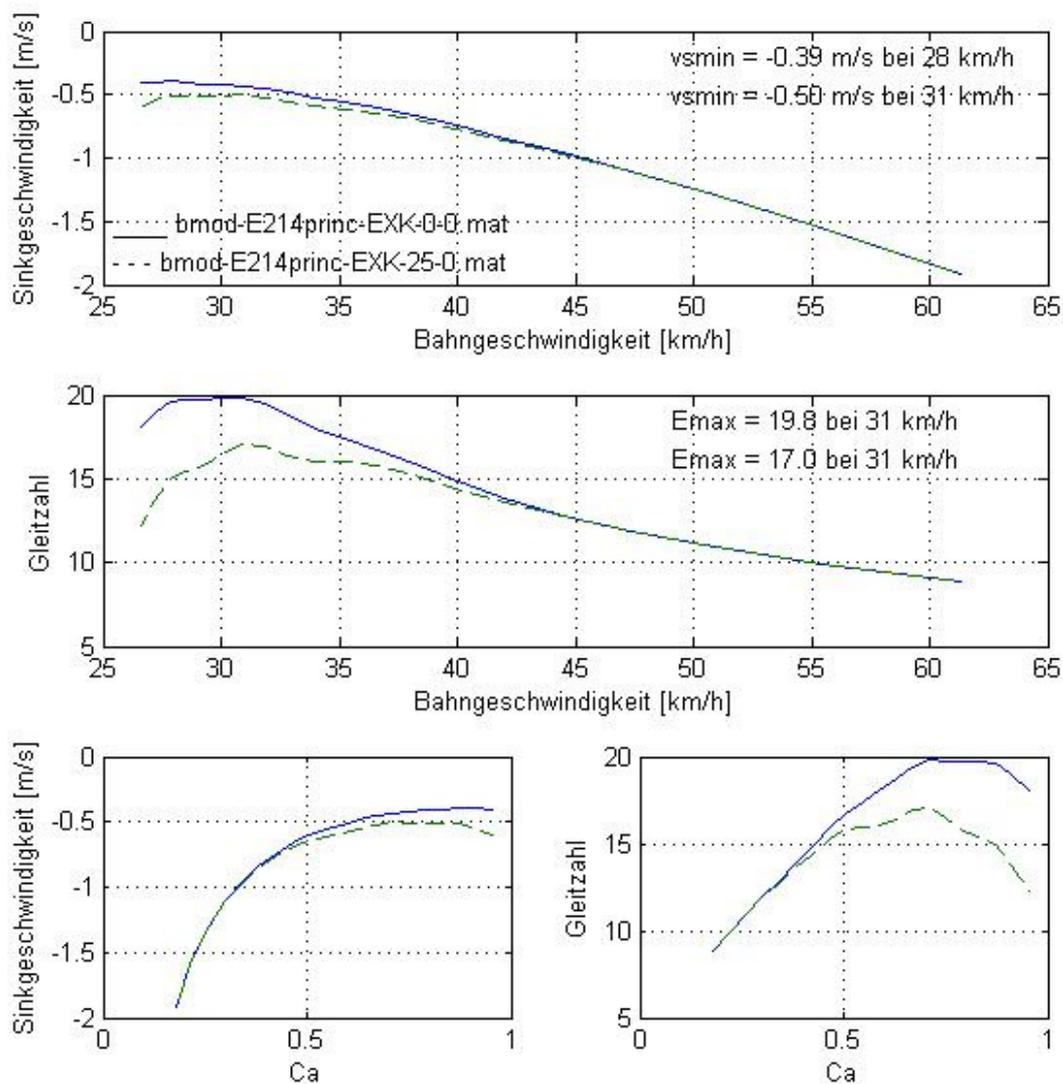


Bild 5.4, Leistungsdiagramme für das E214

### Diskussion der Ergebnisse:

Man kann deutlich erkennen dass das SD7032 dem E214 für die Anwendung des Beispiels Modelles überlegen ist. Generell werden kleinere Sinkgeschwindigkeiten und bessere Gleitzahlen erreicht. Die minimalen Sinkgeschwindigkeiten und maximalen Gleitzahlen treten bei beiden Profilen bei ungefähr der gleichen Bahngeschwindigkeit auf.

Das für die Leistungsrisiko Beurteilung wichtige Ergebnis ist jedoch dass die Toleranz der erreichten Leistungen beim SD7032 wesentlich kleiner ist, die Leistungen des Modelles mit dem E214 streut wesentlich stärker. Nimmt man die

jeweils beste Leistungskurve als Bezug, so würden sich die folgenden Toleranz für die jeweils schlechteste Leistungskurve wie in nachfolgender Tabelle gezeigt ergeben:

	Toleranz bestes Sinken	Toleranz bestes Gleiten
SD7032	8,6%	5,7%
E214	28,2%	14,1%

Das Risiko von unliebsamen Überraschungen bei der Flugerprobung des Beispiel Modelles wäre also mit dem SD7032 wesentlich geringer.

Damit wäre dieses Profil für das hier behandelte Beispiel sicherlich die bessere Wahl.

## 6. Zusammenfassung und Ausblick

Die vorgestellte Methode zur Abschätzung der Toleranz bei Flugleistungen beruht auf der Information der Abstände der cw-Kurven für die Re-Zahlen 100k / 200k / 300k.

Messungen wie auch Berechnungen von cw-Werten für Re-Zahlen <100k sind untereinander nur sehr wenig vergleichbar und damit unzuverlässig.

Es bietet sich daher an die als zuverlässiger angenommenen cw-Kurven für die o.g. höheren Re-Zahlen als Grundlage für eine standardisierte Berechnung von cw-Werten für den kleinen Re-Zahlenbereich zu verwenden.

Bei der vorgestellten Methode werden die Abstände zwischen den Kurven festgestellt und aus dem Anwachsen der Abstände („Aufspreizen“) wird der Abstand des gesuchten cw-Wertes zur 100k Kurve berechnet. Dieser Abstand kann noch mit einem Manipulationsfaktor, welcher sich aus einer Analyse der Streuung von Messdaten und berechneten Daten ableiten lässt, verändert werden.

Als Ergebnis der Leistungsberechnung steht dann eine Toleranzbreite der zu erwartenden Leistung zur Verfügung. Mit dieser Toleranz kann eine Risiko Abschätzung für den Entwurf vorgenommen werden.

Die vorgestellte Methode könnte noch weiter entwickelt werden, indem man einen variablen Manipulationsfaktor einführt welcher das chaotische Verhalten von Grenzschichtablösungen über den ganzen ca-Bereich noch detaillierter erfasst.

**Eigentumsvorbehalt: Dieser Text darf nur zu privaten, nicht-kommerziellen Zwecken von unserer Website geladen werden. Ein Kopieren oder Verbreiten zu einem anderen Zweck erfordert die Erlaubnis von re-design-Flugmodelle.**

**Veröffentlichung dieses Textes oder Teile daraus bedürfen ebenfalls der Zustimmung von re-design-Flugmodelle.**