

BERECHNUNG DER GESCHWINDIGKEITSPOLARE VON RC-SEGELFLUGMODELLEN UNTER EINBEZIEHUNG WINDKANALVERMESSENER FLÜGELPROFILE

T. Brenner, U. Friedemann
Modellflugclub Rossendorf e. V.

c/o R. Zimmermann, Bautzner Landstr. 31, 01454 Großerkmannsdorf /OT Rossendorf
Tel. 0351 – 2 64 08 56, e-mail: mfcr@fz-rossendorf.de

ÜBERSICHT

Das Ziel der Arbeit bestand in der Entwicklung eines Computerprogramms, mit dessen Hilfe die Geschwindigkeitspolare von Segelflugmodellen unter Einbeziehung von im Windkanal ermittelter Profilparameter berechnet werden kann. Diesbezügliche Messungen von Prof. M. Selig, University of Illinois at Urbana-Champaign, sind im Internet zugänglich und wurden in die Profilbibliothek einbezogen. Aus der Geschwindigkeitspolare lassen sich die Werte *minimales Sinken* und *maximales Gleiten* ablesen, die für bestimmte Wettbewerbsklassen im Fernlenksegelflug interessant sind.

EINLEITUNG

Im Modellflugclub Rossendorf e.V. beschäftigt man sich ausschließlich mit dem Fernlenkmodellflug (RC-Flug). Die Jugendgruppe zählt reichlich 30 Mitglieder, und einige von ihnen nehmen inzwischen an Wettbewerben in den Leistungsklassen des Deutschen Aeroclub (DAeC) teil. Sehr beliebt ist die Klasse F3J, bei der es darauf ankommt, ein Segelflugmodell aus einer Ausklinkhöhe von ca 120 Metern 10 Minuten lang - im Finale sogar über die Zeit von 12 Minuten - in der Luft zu halten.

Wie später noch gezeigt wird, ist die daraus resultierende Sinkgeschwindigkeit von 0.20m/s jedoch kaum realisierbar. Für den Entwurf eines Leistungsmodells dieser Klasse muß deshalb das Augenmerk außer auf das minimale Sinken auch auf ein gutes Gleiten gelegt werden, da es im Anschluß an den Seilhochstart fast immer nötig ist, den Platz großräumig nach Aufwindgebieten abzusuchen, und dies mit möglichst wenig Höhenverlust bei großer Fluggeschwindigkeit.

Damit eine rechnerische Untersuchung des Problems praxisnah verläuft, ist es wichtig, auf Windkanalmessungen von Profilen zurückzugreifen, die im Reynoldszahlenbereich des Modellflugs durchgeführt wurden. Erste diesbezügliche Meßergebnisse wurden von VOLKERS [1] und ALTHAUS [2] veröffentlicht; in jüngster Zeit publizierte M. SELIG Messungen an über 100 Flügelprofilen im Reynoldszahlenbereich des Modellflugs und veröffentlichte diese im Internet [3] bis [6].

1 FLUGPHYSIKALISCHE GRUNDLAGEN

1.1 Kräfte und Geschwindigkeiten beim Flugzeug

In dem folgenden Bild sind die bei einem Flugzeug

wirkenden Kräfte und auftretende Geschwindigkeiten dargestellt:

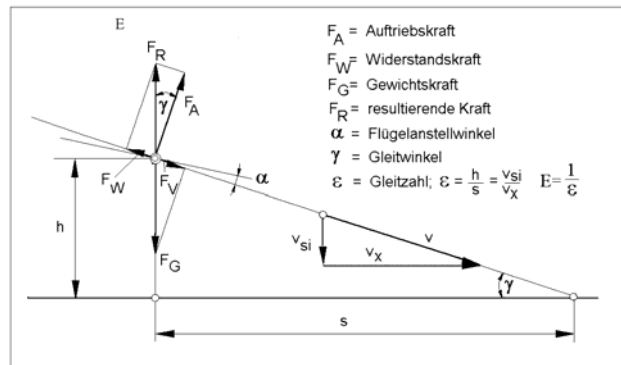


BILD 1: Kräfte und Geschwindigkeiten im unbeschleunigten Gleitflug. Das Modell wird als Punktmasse betrachtet, die im Schwerpunkt angeordnet ist.

Das in Bild 1 dargestellte Flugzeug befindet sich im unbeschleunigten Gleitflug, d.h. alle Kräfte sind im Gleichgewicht. Die 2 Hauptkräfte Gewichtskraft F_G , und die ihr entgegenwirkende Resultierende F_R lassen sich in Teilkkräfte zerlegen. Die resultierende Kraft F_R setzt sich aus der Auftriebskraft F_A und der Widerstandskraft F_W zusammen, die Gewichtskraft F_G aus der Vortriebskraft F_V , verursacht durch die Bewegung auf einer geneigten Flugbahn (Gleitwinkel $\gamma > 0$) und eine senkrecht zur Flugbahn wirkende Kraft $F = F_G \cdot \cos \gamma$. Bedeutsam für die Berechnung der Geschwindigkeiten sind dabei die Formeln für die Auftriebs- und Widerstandskraft:

$$(1) \quad F_A = \frac{\rho}{2} * v^2 * c_a * A$$

$$(2) \quad F_W = \frac{\rho}{2} * v^2 * c_w * A$$

wobei

ρ Luftdichte (bei Normbedingungen $\rho = 1,27 \text{ kg/m}^3$)
 F_G Gewichtskraft in N, $F_G = m * g$
 A Flügelfläche in m^2
 c_a Auftriebsbeiwert
 c_w Widerstandsbeiwert

Daraus ergeben sich die Eigengeschwindigkeit des

Modells zu

$$(3) \quad v = \sqrt{\frac{F_G}{A} * \frac{2}{\rho} * \frac{1}{\sqrt{c_a^2 + c_w^2}}}$$

und die Sinkgeschwindigkeit zu

$$(4) \quad v_{si} = \sqrt{\frac{F_G}{A} * \frac{2}{\rho} * \frac{c_w^2}{\sqrt{(c_a^2 + c_w^2)^3}}}$$

1.2 Auftriebsbeiwert c_a und Widerstandsbeiwert c_w

Der Auftriebsbeiwert und der Widerstandsbeiwert sind Maßzahlen für den von der Tragfläche erzeugten Auftrieb und Widerstand. Sie lassen sich sowohl durch Anwendung rechnerischer Methoden als auch durch Messung im Windkanal gewinnen. Im letztgenannten Fall werden die Kräfte Auftrieb F_A und Widerstand F_W in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α an einem Tragflügelstück gemessen und die Beiwerte c_a und c_w aus den Gleichungen Gl(1), (2) ermittelt. Ein Beispiel für den graphischen Verlauf solcher Meßfunktionen zeigen die Bilder 2 und 3. Durch Auslesen der Werte von c_a und c_w für jeweils einen Anstellwinkelwert und Neuordnung als Diagramm c_a über c_w , nun mit dem Anstellwinkel α als Variable, erhält man das Polarendiagramm nach Bild 4.

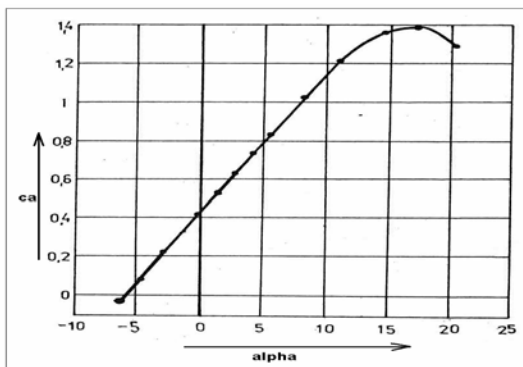


BILD 2: Auftriebsbeiwert c_a über Anstellwinkel α

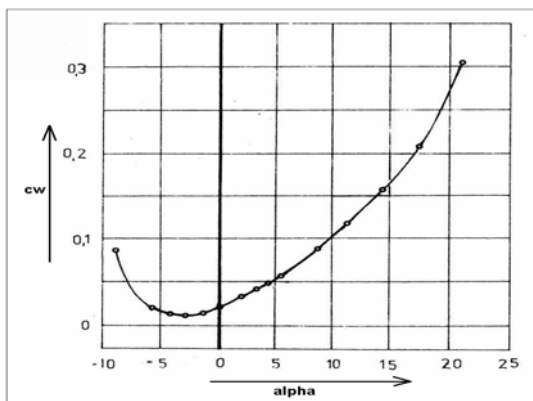


BILD 3: Widerstandsbeiwert c_w über Anstellwinkel α

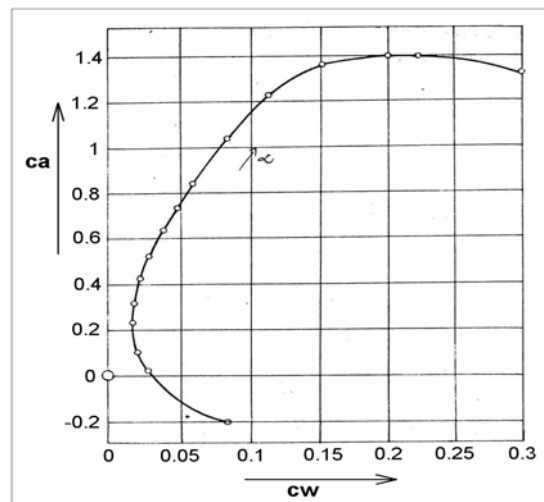


BILD 4: Polare eines Flügelprofils, konstruiert aus den Diagrammen nach Bild 2 und 3.

1.3 Berechnung einer Geschwindigkeitspolare

Mit der Geschwindigkeitspolare wird der Verlauf der Sinkgeschwindigkeit über der Eigengeschwindigkeit eines antriebslosen Flugzeuges/Flugmodells beschrieben; die Werte gelten wieder für den unbeschleunigten Gleitflug. Aus der Polare lassen sich die Größen kleinstes Sinken v_{ymin} und bestes Gleiten E_{max} ablesen. Wie einleitend erwähnt, sind diese z.B. für ein Modell interessant, welches in einer Wettbewerbsklasse *Thermikfliegen* (Klasse F3J) eingesetzt werden soll.

Zur Ermittlung der Geschwindigkeitspolare ist es nötig, Eigen- und Sinkgeschwindigkeit nach Gl(3) und (4) in Abhängigkeit von Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten zu berechnen. Dazu werden die c_a - c_w - Werte der Profilpolare von Bild 4 schrittweise ausgelesen und unter Berücksichtigung weiterer Widerstandsanteile (induzierter, schädlicher Widerstand) in die genannten Beziehungen eingesetzt. Dabei gilt für den induzierten Widerstand

$$(5) \quad c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi * \Lambda} * (1 + kor)$$

wobei:

Λ Flügelstreckung ($\Lambda = \text{Spannweite}^2 / \text{Flügelfläche}$)
 kor Korrekturfaktor für Rechteckflügel (z.B. $kor = 0.093$ für $\Lambda = 11$, [7])

und der schädliche Widerstand aus

$$(6) \quad c_{ws} = \frac{7.2}{A^{0.317} * 10^3}$$

wobei: A Flügelfläche

Entsprechende den in Absatz 1 aufgeführten Formeln werden der Auftriebsbeiwert und der ermittelte Widerstandsbeiwert zur Berechnung der Eigengeschwindigkeit v und der Sinkgeschwindigkeit v_{si} verwendet.

Der endgültige Algorithmus hat folgende Form:

$c_a := 0$

Marke 1: $C_{wp} = C_{wp}(c_a)$

$$c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi * \Lambda} * (1 + kor)$$

$$c_{ws} = \frac{7.2}{A^{0.317} * 10^3}$$

$$C_w = C_{wp} + c_{wi} + c_{ws}$$

$$v = \sqrt{\frac{F_G * 2}{A * \rho} * \frac{1}{\sqrt{c_a^2 + c_w^2}}}$$

$$v_{si} = \sqrt{\frac{F_G * 2}{A * \rho} * \frac{c_w^2}{\sqrt{(c_a^2 + c_w^2)^3}}}$$

$$c_a < c_{a \max}$$

ja: $c_a := c_a + \delta c_a$

springe Marke 1

nein: Geschwindigkeitspolare ausgeben

Ein Beispiel für den Verlauf einer so ermittelten Geschwindigkeitspolare ist in Bild 5 zu sehen.

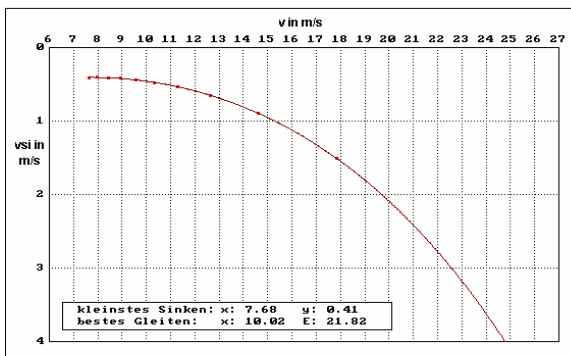


BILD 5: Nach dem vorstehenden Algorithmus berechnete Geschwindigkeitspolare

Die Werte kleinstes Sinken und bestes Gleiten sind in Bild 5 als k_s und b_g dargestellt, wobei sich das beste Gleiten genau aus der Tangente verlaufend durch den Koordi-

natenursprung an die Geschwindigkeitspolare ergibt.

1.4 Die Bedeutung der Reynoldszahl

Die Reynoldszahl ist ein Begriff aus dem Bereich der Strömungslehre. Sie setzt sich wie folgt zusammen:

$$(7) \quad Re = \frac{l_0 * v * \rho}{\eta}$$

wobei:

- l_0 Länge des umströmten Körpers
- v Geschwindigkeit des strömenden
- ρ Dichte des strömenden Mediums
- η Viskosität des strömenden Mediums

In der Luftfahrt ist das strömende Medium immer Luft, so daß sich der Zusammenhang bei $\rho_{Luft} = 1,29 \text{ kg/m}^3$ und $\eta_{Luft} = 18,2 \cdot 10^{-6} \text{ Pa} \cdot \text{s}$ wie folgt vereinfachen läßt:

$$(8) \quad Re \approx l_0 * v * 70 \quad (l \text{ in mm, } v \text{ in m/s})$$

Bild 6 zeigt in einer Übersicht, bei welchen Geschwindigkeiten und Reynoldszahlen sich verschiedene Flugzeuge und Modelle bewegen [8]. Man sieht, daß der Reynoldszahlenbereich für Flugmodelle ($4 \cdot 10^4 \leq Re \leq 4 \cdot 10^5$) mindestens 2 Größenordnungen unter dem von Verkehrsflugzeugen ($10^7 \leq Re \leq 4 \cdot 10^8$) liegt. Besonders im Bereich der Segelflugmodelle bei Reynoldszahlen $Re \leq 10^5$ stellen sich besondere Umstände ein, die das Berechnen der Geschwindigkeitspolare wie in Punkt 1.3 beschrieben, nicht erlauben. Dazu bedarf es eines anderen Verfahrens, das nachfolgend erläutert wird.

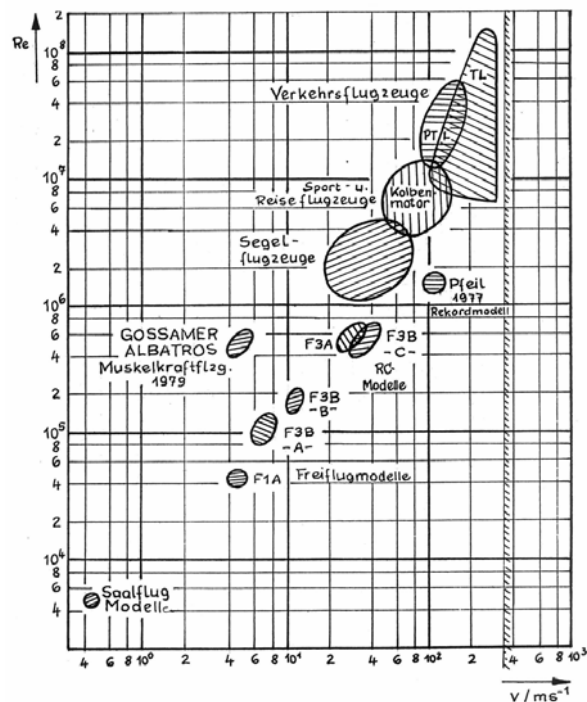


BILD 6: Geschwindigkeiten und Reynoldszahlen

verschiedener Fluggeräte.

2 BERECHNUNG DER GESCHWINDIGKEITSPOLARE BEI SEGELFLUGMODELLEN

Genauer als in Bild 4 gezeigt, kann eine Profilpolare im Reynoldszahlenbereich $Re \leq 200000$ nicht mehr durch einen einzigen Verlauf dargestellt werden. Vielmehr haben die erwähnten Messungen ergeben, daß die Widerstandsbeiwerte mit abnehmender Reynoldszahl zu immer größeren Werten tendieren, Bild 7. Dies hängt mit der Besonderheit des Strömungsumschlags von laminarer in turbulente Grenzschicht in diesem Re-Zahlenbereich zusammen. Damit ist es aber andererseits erforderlich, das vorstehende Berechnungsverfahren zu erweitern und statt der bisherigen Einzelpolare ein Polarenfeld in die Rechnung einzubeziehen.

Für jeden Auftriebsbeiwert c_a ist nun - ausgehend von einem Anfangswert für den Widerstandsbeiwert $c_{wP}(Re_1)$ - die Geschwindigkeit zu berechnen und nachzuprüfen, ob diese unter den vorgegebenen Geometriedaten des Flügels auch die angenommene Re-Zahl trifft. Falls nein, muß der Widerstand von einer um einen kleinen Betrag erhöhten Reynoldszahl ausgelesen und der Berechnungsvorgang wiederholt werden; der richtige Wert für $c_{wP}(Re)$ wird also durch Iteration gefunden.

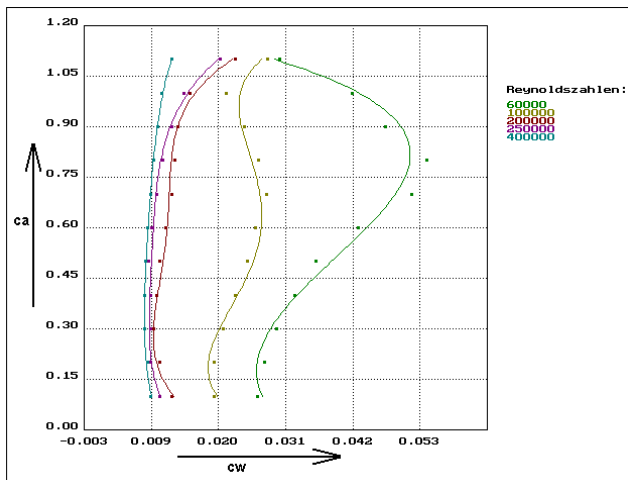


BILD 7: Polarenfeld eines Profils bei Reynoldszahlen im Bereich des Modellflugs $Re \leq 400000$

Dabei ergibt sich der folgende Algorithmus für die Berechnung der Geschwindigkeitspolare:

$$c_a := 0$$

Marke 1: $Re := Re[n]$

wobei $Re[n]$ kleinstes vorhandenes Re

$$c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi * \Lambda} * (1 + kor)$$

Marke 2: $c_{wp} = c_{wp}(Re; c_a)$

$$c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi * \Lambda} * (1 + kor)$$

$$c_{ws} = \frac{7.2}{A^{0.317} * 10^3}$$

$$c_w = c_{wp} + c_{wi} + c_{ws}$$

$$v = \sqrt{\frac{F_G}{A} * \frac{2}{\rho} * \frac{1}{\sqrt{c_a^2 + c_w^2}}}$$

$$Re_{resultierend} = v * l * 70$$

$$Re_{resultierend} \neq Re$$

ja: $Re := Re + \delta Re$
springe Marke 2

nein:
$$v_{si} = \sqrt{\frac{F_G}{A} * \frac{2}{\rho} * \frac{c_w^2}{\sqrt{(c_a^2 + c_w^2)^3}}}$$

$$c_a < c_{a \max}$$

ja: $c_a := c_a + \delta c_a$
springe Marke 1

nein: Geschwindigkeitspolare ausgeben

Für den Iterationsvorgang ist es nötig, bei dem jeweiligen Auftriebsbeiwert eine Näherungsfunktion durch die verschiedenen Widerstandsbeiwerte $c_{wP}(Re)$ zu legen. Bild 8 zeigt das Ergebnis einer solchen Näherung für 5 verschiedene Auftriebsbeiwerte c_a . Als beste Näherung hat sich eine Funktion vom Typ $c_w(Re) = a * Re^b$ erwiesen. Da weiterhin die Meßpunkte der Profilpolaren für die einzelnen Reynoldszahlen nicht exakt auf dem jeweils angenommenen Auftriebsbeiwert c_a liegen, mußte auch durch diese eine Näherungsfunktion gelegt werden. Hierfür war ein Polynom 4ten Grades am besten geeignet.

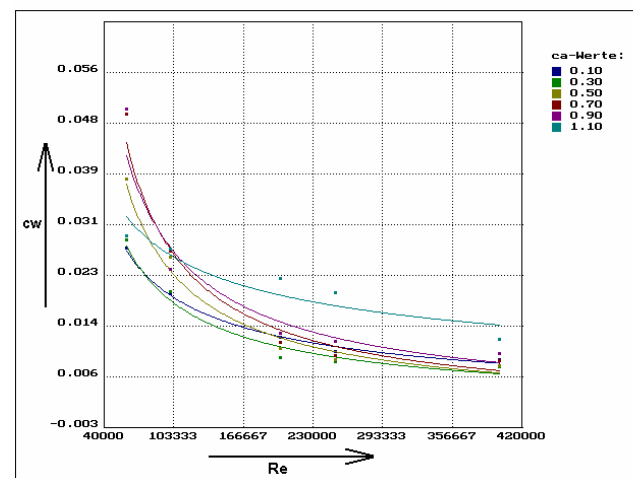


BILD 8: Näherungsfunktionen durch die verschiedenen Widerstandsbeiwerte entsprechend den dazugehörigen Reynoldszahlen, $c_a = \text{param.}$

Das Ergebnis dieses erweiterten Algorithmus zeigt Bild 9; hier ist zusätzlich zu den Meßpolaren die sogenannte dynamische Profilpolare eingezeichnet, wie sie sich aus der Rechnung für ein Beispielmodell ergibt. Es ist gut zu sehen, daß zu höheren Auftriebsbeiwerten hin, bei denen die Fluggeschwindigkeit abnimmt, die Kurve zu kleineren Re-Zahlen, d.h. im Gebiet des größeren Widerstandes verläuft.

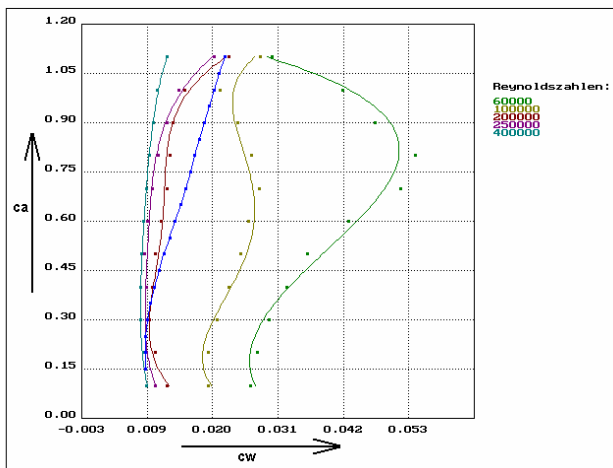


BILD 9: Polaren eines Tragflügelprofils bei $Re \leq 0.4 \cdot 10^6$. Die dick dargestellte Linie stellt die iterativ gefundene dynamische Profilpolare dar.

Bei dem oben aufgeführten Algorithmus ist zu beachten, daß er nur für eine rechteckige Flügelform Gültigkeit hat. Bei trapezförmiger Flügelgeometrie kommt der Einfluß der sich verändernden Profillänge auf die Reynoldszahl hinzu und es wird nötig, den Flügel entlang der Spannweite in Teilbereiche zu untergliedern und mit einem mittleren Widerstandswert zu rechnen. Die Erweiterung des Programms auf diese Geometrie ist vorgesehen.

3 MÖGLICHKEITEN DES PROGRAMMS

Als Datengrundlage für dieses Programm dienen Windkanalmessungen an Modellflugprofilen, die von Prof. M. Selig an der Universität Illinois at Urbana Champaign seit 1989 durchgeführt werden. Insgesamt wurden auf diese Weise bisher mehr als 100 Modellesegelflugprofile vermessen, die allesamt in die Profilibibliothek des Programms integriert wurden. Dabei handelt es sich neben etwas älteren auch um die neusten Entwicklungen auf dem Gebiet der Modellsegelflugprofile. Die Meßergebnisse sind entweder aus den bisher veröffentlichten Buchbänden oder direkt aus dem Internet zu beziehen.

Das Programm gestattet als Modellparameter die Eingabe der Werte für die Spannweite, die Flügelstreckung oder die Flügelfläche und die auf die Flügelfläche bezogene Modellmasse. Dies sind die wichtigsten Parameter eines Modellflugzeuges, die bei feststehendem Flügelprofil

hauptsächlich für die Flugeigenschaften verantwortlich sind.

3.1 Berechnung der Geschwindigkeitspolare; Ausgabe der Werte kleinstes Sinken und besten Gleiten

Wie schon vielfach beschrieben, ist es möglich, zu jedem der über 100 Flügelprofile die dazugehörige Geschwindigkeitspolare einschließlich der relevanten Werte *bestes Gleiten* und *kleinstes Sinken* ausgeben zu lassen. Dadurch ist es möglich, sich schon vor dem Bau eines neuen Flugmodells über dessen spätere Flugeigenschaften und -leistungen zu informieren, und - falls man mit diesen nicht einverstanden ist - möglicherweise auf ein anderes Flügelprofil umzusteigen. Dadurch läßt sich viel Zeit und Ärger, aber auch Geld sparen.

3.2 Vergleich verschiedener Flügelprofile untereinander

Das Hauptziel des Programms bestand darin, verschiedene Flügelprofile miteinander vergleichen zu können mit der Absicht, für einen geplanten Modellentwurf das geeignetste Flügelprofil zu finden. Dazu lassen sich zum optischen Vergleich mehrere Flügelprofile gleichzeitig darstellen, es kann aber auch unter allen zur Verfügung stehenden Flügelprofilen das mit den besten Werten für Gleiten und Sinken herausgefiltert werden. In Bild 11 ist der Vergleich zweier Flügelprofile, einem weniger und einem besser geeigneten, zu sehen.

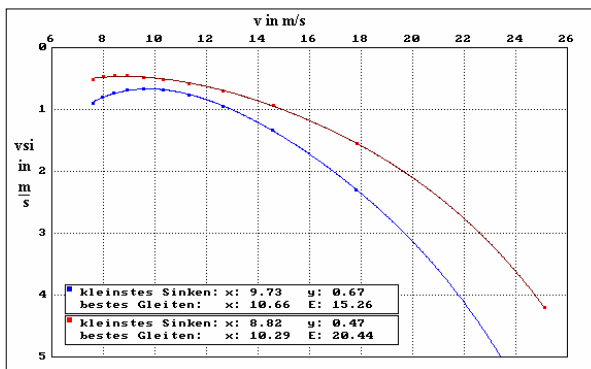


BILD 10 Vergleich der Geschwindigkeitspolaren zweier Modelle mit unterschiedlichen Tragflügelprofilen (obere Kurve: SD8020, untere Kurve:SD7037)

3.3 Optimierung der Modellparameter

Neben dem Flügelprofil sind weitere Modellparameter für die Flugeigenschaften des Segelflugmodells ausschlaggebend. Aus diesem Grunde wurde das Programm um eine Funktion erweitert, die die Optimierung der Modellparameter gestattet. Von besonderer Bedeutung sind dabei die Flügelstreckung (Spannweite konstant, Fläche wird verändert) und Flächenbelastung (Modellmasse bezogen auf Flügelfläche). Diese Parameter werden inner-

halb vom Nutzer festgelegter Grenzen variiert und das beste Gleiten E ermittelt. Als Ergebnis erhält man eine Graphik, in der E über der Streckung Λ bei verschiedenen Flächenbelastungen dargestellt ist, Bild 12. Dabei fällt auf, daß es nicht nur ein, sondern zwei Bestwerte für E gibt, wenngleich jenes bei hohen Streckungswerten gelegene von geringer praktischer Bedeutung ist.

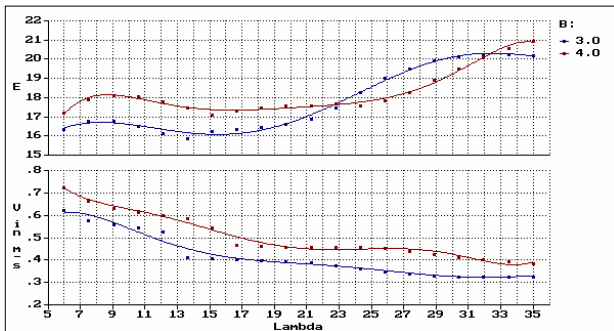


BILD 11: oberes Diagramm: Bestes Gleiten E , dargestellt über Streckung Λ bei 2 verschiedenen Flächenbelastungen (obere Kurve: $F=4 \text{ kg/m}^2$; untere Kurve: $F=3 \text{ kg/m}^2$)
unteres Diagramm: Sinkgeschwindigkeit v_{si}

Es besteht darüberhinaus die Möglichkeit, die Flächenbelastung nicht als konstanten Wert in die Rechnung einfließen zu lassen, sondern in Abhängigkeit von der Streckung und somit der Flügelfläche zu berechnen. Für den Zusammenhang von Flügelfläche und Abflugmasse bilden Erfahrungswerte über ein breites Spektrum bereits realisierter Modelle die Grundlage.

4 AUSBLICK

Mit der Verwendung windkanalvermessener Profildaten bietet das Programm bereits eine gute Annäherung an die physikalischen Gegebenheiten des Modellflugs. Unklar ist, welchen Einfluß auf die Profildaten die im Flugmodellbau üblichen unterschiedlichen Bauweisen für den Tragflügel haben; eine weitere Unsicherheit besteht in den Wertannahmen für die restlichen Widerstandsgrößen induzierter Widerstand c_{wi} und schädlicher Widerstand c_{ws} . Künftig geplante Messungen am fliegenden Modell sollen hier helfen, Antworten auf diese Fragen zu finden in der Hoffnung, daß diese dann zur Qualifizierung des Programms herangezogen werden können.

Eine weitere Verbesserungsmöglichkeit besteht in der Berechnung nichtrechteckiger Flügelformen, da die meisten Segelflugmodelle mit trapezförmigen Tragflächen ausgestattet sind.

Nichtsdestotrotz wurde mit dem beschriebenen Rechenprogramm das angestrebte Ziel: *durch Messung ermittelte Profildaten für einen geplanten Modellentwurf zu bewerten*, erreicht.

5 LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Volkers, D. F.
Preliminary Results of Windtunnel Measurements on some Airfoil Sections at Reynolds Numbers between 0.6×10^5 and 5.0×10^5
Memorandum M-276,
Delft University of Technology, Department of Aerospace Engineering, June 1977
 - [2] Althaus, D.
Profilpolaren für den Modellflug
Neckar-Verlag VS-Villingen, 1980
 - [3] Selig, M. S., John, F.D, and D.B. Fraser
Airfoils at low Speeds
Soartech 8, 1989
H.A. Stokely, publisher
1504 Noth Horseshoe Circle
Virginia Beach, Virginia 23451, USA
 - [4] Selig, M. S., Guglielmo, J. J., Broeren, A. P. and P. Giguere
Summary of Low-Speed Airfoil Data - Volume 1,
Department of Aeronautical and Astronautical Engineering
University of Illinois at Urbana-Champaign,
Urbana, Illinois 61801
1995, H.A. Stokely, publisher
 - [5] Selig, M. S., Lyon, C. A., Giguere, P., Ninham C. P. and J. J. Guglielmo
Summary of Low-Speed Airfoil Data - Volume 2
1996, H.A. Stokely, publisher
 - [6] Lyon, C. A., Broeren, A. P, Giguere, P., Gopalarathnam, A. and M.S. Selig
Summary of Low-Speed Airfoil Data - Volume 3
1998, H.A. Stokely, publisher
- UIUC Low-Speed Airfoil Tests im Internet:
http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/uiuc_lsaf.html
- [7] Schmitz, F.W.
Aerodynamik des Flugmodells,
Tragflügelmessungen I, 2. Auflage
Carl Lange Verlag Duisburg, 1952
 - [8] Langenhagen, H.
persönliche Mitteilung 09.98