

# Rechenprogramm zur Berechnung der Re-Zahl-abhängigen Polare eines Segelflugzeuges mit beliebigem Doppelttrapezflügel

Wilhelm Dirks, Akademische Fliegergruppe Darmstadt

Vortrag auf dem 13. OSTIV-Kongress, Vršac, Jugoslawien (1972)

## 1. Einleitung

Die genaue Berechnung der Widerstände eines Segelflugzeuges erfordert einen sehr grossen Rechenaufwand. Deshalb war es sinnvoll, ein genaues Rechenverfahren zu entwickeln und für einen elektronischen Rechenautomaten zu programmieren. Damit erhält der Konstrukteur erstmalig die Gelegenheit, den Einfluss einzelner Parameter auf die Flugleistungen durch Variation dieser Parameter in kürzester Zeit zu erfassen und diese Ergebnisse zur Optimierung seiner Konstruktion mit heranzuziehen.

H. Treiber hat bereits ein Verfahren zur Widerstandsrechnung entwickelt [1]. Dieses Verfahren hat allerdings einige Ungenauigkeiten und Vernachlässigungen bei der Berechnung der Flügel- und Höhenleitwerkswiderstände, die zum Teil gemacht wurden, um den Rechenaufwand nicht zu gross werden zu lassen.

Bei dem hier beschriebenen Verfahren wurde vom Treiberschen Verfahren ausgegangen und alle Ungenauigkeiten und Vernachlässigungen eliminiert. Ausserdem können Kreisflugpolaren berechnet werden. Durch Eingabe von Steuerzahlen können Auftriebsverteilungen und Kreisflugpolaren sowie die Geradeausflugpolaren von einem dem Rechner angeschlossenen Plotter gezeichnet werden. Durch Eingabe einer anderen Steuerzahl können Datenkarten für ein Rechenprogramm zur Berechnung der Reiseflugleistung [2] gestanzt werden.

## 2. Theoretische Grundlagen

Mit dem vorliegenden Rechenverfahren können die Flugleistungen über den ganzen Geschwindigkeitsbereich gerechnet werden, also auch für den Sturzflug. Dies ist besonders wichtig für die Flugleistungen bei ausgefahrenen Bremsklappen und Bremsschirm, da hier der Sturzflug erreicht werden kann, ohne dass die Festigkeitsgrenzen des Flugzeuges überschritten werden. Es kann also nicht mehr unter der Annahme kleiner Bahnneigungswinkel gerechnet werden. Deshalb wird mit folgenden Formeln gerechnet:

$$c_A = c_{A \text{ Flügel}} + c_{A \text{ Höhenleitwerk}} \cdot F_H/F$$

$$q = \frac{G}{F \sqrt{c_A^2 + c_W^2}}$$

$$v = \sqrt{2 \cdot q/\rho}$$

$$w_s = v \cdot c_w \cdot q \cdot F/G$$

Da alle Widerstandsanteile bis auf den induzierten Widerstand und die Widerstände von Bremsklappen und ähnlichem infolge Grenzschichteneinflüssen stark von der Re-Zahl abhängig sind, wird zuerst folgender Wert berechnet:

$$Re/1 = \sqrt{q \cdot 2/\rho}/v$$

Durch Multiplikation mit der jeweiligen Länge des zu berechnenden Flugzeugteiles erhält man die Re-Zahl am entsprechenden Teil.

Hierbei ergibt sich die Schwierigkeit, dass der Staudruck  $q$ , wie oben angezeigt, vom Widerstandsbeiwert abhängt, der ja erst berechnet werden soll. Hier wäre also eine Iterationsrechnung erforderlich. Da der Staudruck aber nur über die Re-Zahl in die Widerstandsrechnung eingeht, kann eine geringe Ungenauigkeit im Wert des Staudrucks in Kauf genommen werden, ohne den zu berechnenden Widerstandsbeiwert zu beeinflussen. Es wird deshalb mit einer einfachen Näherung der zum ersten  $c_A$ -Wert der Berechnung gehörige  $c_W$ -Wert berechnet.

$$c_W = 0,05/F + (c_{wP} + c_{wK}) + c_A^2/\pi A$$

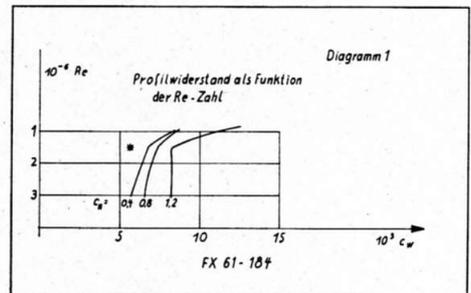
Hierbei ist  $c_{wK}$  der, auf die Flügelfläche bezogene Widerstandsbeiwert von Bremsklappen und Bremsschirm.

Bei den weiteren Rechengängen wird der  $c_A$ -Wert des Flügels jeweils um 0,05 erhöht. Es genügt jetzt, jeweils den zuletzt berechneten  $c_W$ -Wert zur Berechnung des Staudruckes zu benutzen. In der Ergebnisliste wird der so berechnete Staudruck und der mit dem tatsächlichen  $c_W$ -Wert berechnete Staudruck ausgedrückt. Der Unterschied ist minimal.

Die einzelnen Widerstandsanteile

1. Der Profilwiderstand des Flügels  
Da der Flügel die grösste Widerstandsfläche darstellt, wird hier besonders genau gerechnet. An 20 Flügelschnitten längs der Halbspannweite wird die Re-Zahl und der jeweilige  $c_A$ -Wert berechnet. Die  $c_A$ -Werte längs der Spannweite werden mit dem Näherungsverfahren zur Berechnung der Auftriebsverteilung nach Schrenk berechnet. Aus gemessenen Profilpolaren muss dann zu der jeweiligen Re-Zahl und dem  $c_A$ -Wert das entsprechende  $c_W$ -Profil herausgesucht werden. Bei der Rechnung mittels Computer würde dies einen erheblichen Eingabeaufwand bedeuten, da ein ganzes Feld von  $c_A$ - $c_W$ -Polaren eingegeben werden müsste.

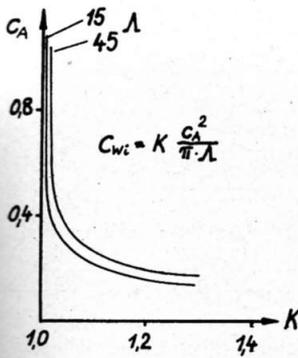
Wenn man die Widerstandsbeiwerte über der Re-Zahl mit dem Auftriebsbeiwert als Parameter aufträgt (Diagramm 1), erkennt man, dass die Wi-



derstandsbeiwerte bei Unterschreitung einer bestimmten Re-Zahl stark ansteigen. Die  $c_W$ -Re-Polaren sind für alle  $c_A$ -Werte ähnlich. Wenn man die  $c_A$ - $c_W$ -Polare für eine Re-Zahl einliest, kann man ausgehend davon die  $c_W$ -Werte bei anderen Re-Zahlen bestimmen, wenn man die  $c_W$ -Re-Polaren in ausreichender Genauigkeit zur Verfügung hat. Im Programm werden die  $c_W$ -Re-Polaren durch 4 Punkte vorgegeben, durch die ein Näherungspolynom gelegt wird. Durch Eingabe dieser wenigen Werte steht nun das ganze  $c_A$ - $c_W$ -Re-Feld in ausreichender Genauigkeit zur Verfügung.

## 2. Der induzierte Widerstand des Flügels

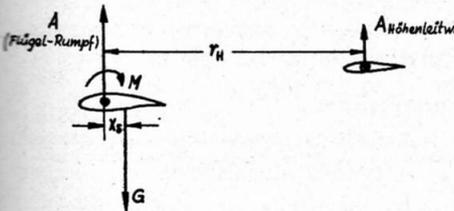
Alle Flügelgrundrisse, die von dem elliptischen abweichen, haben einen grösseren induzierten Widerstand als der elliptische Grundriss. Dies kann durch einen Erweiterungsfaktor  $k$  dargestellt werden. In [1] sind diese Faktoren mit Hilfe der Traglinientheorie berechnet worden, und für die verschiedenen Grundrisse und Schränkungsverläufe in Diagrammen, siehe unten, aufgetragen worden. Der Wert  $k$  muss in Abhängigkeit vom  $c_A$  des Flügels eingelesen werden.



### 3. Der Widerstand des Höhenleitwerkes

Hierzu muss zuerst der  $c_A$ -Wert des Höhenleitwerkes berechnet werden. Wenn die Summe der Momente um den Schwerpunkt gebildet wird, gilt folgende Formel:

$$c_{AH} = (c_{M0} \cdot 1\mu + c_{AFL} \cdot x_S) \cdot F / (r_H \cdot x_S) / F_H$$



Der induzierte Widerstand wird wie beim Flügel berechnet. Allerdings wird hier der Wert  $k$  als von  $c_{AH}$  unabhängig angenommen. Für die Berechnung des Profilwiderstands wird der  $c_A$ -Wert als konstant über die Höhenleitwerksspannweite angenommen. Die Profilpolare wird genauso wie beim Flügel eingegeben. Dies ist für Pendelruder exakt. Bei Klappenrudern muss noch berücksichtigt werden, dass sich der Profilwiderstand infolge des, zu der Gleichgewichtslage gehörigen, Klappenausschlages erhöht. Diese Widerstandserhöhung kann im Rechenprogramm nur durch entsprechende Eingabe der Profilpolaren berücksichtigt werden.

### 4. Widerstand des Seitenleitwerkes

Hier braucht keine ganze Profilpolare eingelesen werden, es genügt der  $c_W$ -Wert für  $c_A = 0$  und die Berücksichtigung der Re-Zahlabhängigkeit.

### 5. Widerstand des Rumpfes

Über die Widerstände von Rumpfkörpern gibt es leider fast keine Messungen. Brauchbar sind nur die Messungen, die in letzter Zeit im Stuttgarter Laminarwindkanal durchgeführt wurden. Die Ergebnisse, die in [1] angegeben sind, wurden fest einprogrammiert. Es erschien nicht sinnvoll, eine Rumpfpolare einzulesen, da bisher nur Messungen von zwei Rumpfkörpern zur

Verfügung stehen. Die Modelle entsprachen Rumpfen mit eingestakten Hauben ohne Haubenspalten mit abgerundeten Spitzen. Die dickste Stelle, die entscheidend für den Umschlag von laminarer in turbulente Grenzschicht ist, liegt bei 25% der Rumpflänge. Das eine Modell war nach der dicksten Stelle stark eingeschnürt, das andere war nicht eingeschnürt. Durch entsprechende Eingabe einer Steuerzahl kann die Polare für den eingeschnürten Rumpf, die für den nicht eingeschnürten Rumpf oder ein Mittelwert zur Rechnung herangezogen werden. Wenn der Rumpf länger oder kürzer als 4mal die Länge von Rumpfspitze bis zur dicksten Stelle ist, wird dies berücksichtigt, indem für diesen Teil der Widerstand der ebenen Platte mit gleicher Oberfläche hinzugezählt bzw. abgezogen wird.

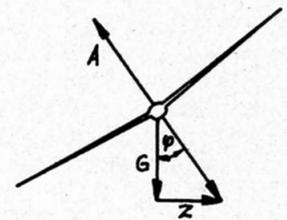
Wenn der Umschlag von laminarer Grenzschicht infolge von Haubenspalten oder ähnlichem verfrüht eintritt (normalerweise erfolgt der Umschlag bei glatten und ungestörten Rumpfkörpern 70% der Rumpflänge hinter der dicksten Stelle), muss die zusätzlich turbulent umspülte Oberfläche eingegeben werden. Der Widerstand des turbulent umspülten Teiles ist ungefähr um 50% höher als bei laminarer Grenzschicht. Die gemessenen Widerstandsbeiwerte sind auf die Rumpfoberfläche bezogen und von der Re-Zahl und Rumpfanstellwinkel abhängig (siehe Diagramm).

Um den Rumpfanstellwinkel berechnen zu können, müssen der Null-Anstellwinkel des Flügels und der Einstellwinkel eingegeben werden. Wenn ein Wölbklappenflugzeug nur durch Eingabe der Hüllpolaren berechnet werden soll, ergibt sich die Schwierigkeit, dass sich der Null-Anstellwinkel bei Wölbklappenausschlägen verändert. Dies wird in der Rechnung näherungsweise berücksichtigt, indem der Rumpf seinen Anstellwinkel um ein Drittel des Betrages ändert, wie bei starrem Profil. Da die Aenderung des Widerstandes mit dem Anstellwinkel gering ist, ist diese Näherung ausreichend.

Für genaue Berechnungen sollte man nicht mit der Hüllpolare rechnen, sondern für jede Wölbklappenstellung eine getrennte Rechnung durchführen.

Der Interferenzwiderstand der Flügel-Rumpf-Kombination kann, wenn er nach geeigneten Unterlagen ermittelt wurde, für jeden  $c_A$ -Wert eingelesen werden.

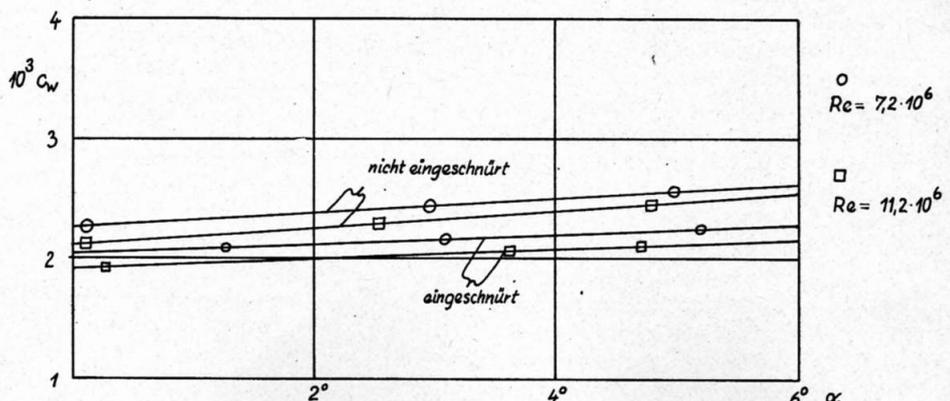
Berechnung der Kreisflugpolaren  
Die Kreisflugpolaren, die die Sinkgeschwindigkeit, die Kreisfluggeschwindigkeit und den Querneigungswinkel  $\varnothing$  über dem Kurvenradius aufgetragen zeigen, werden für jeden  $c_A$ -Wert der Geradeausflugleistungsberechnung berechnet. Hierzu wird jeweils mit dem  $c_W$ -Wert der Geradeausflugpolaren gerechnet. Das ist nicht ganz exakt, da sich im Kurvenflug der Widerstand des Höhenleitwerkes infolge des grösseren Höhenruderausschlages erhöht. Zum anderen erhöht sich aber auch die Re-Zahl, da die Kreisfluggeschwindigkeit grössere als die Geradeausfluggeschwindigkeit bei gleichen  $c_A$  ist. Durch die Vergrößerung der Re-Zahl verkleinert sich der Grenzschichtwiderstand. Da sich beide Effekte teilweise kompensieren und eine genaue Berechnung einen ungerechtfertigt hohen Rechenaufwand erfordert, wurde mit dieser Näherung gerechnet. Im Kurvenflug gelten folgende Formeln:

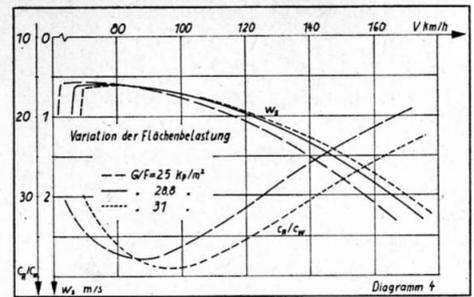
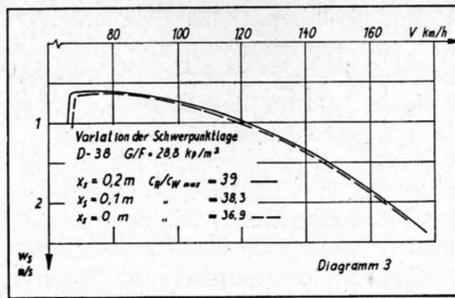
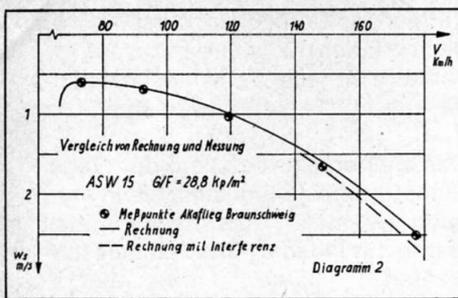


$$A = G / \cos \varnothing \rightarrow V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{G}{F} \frac{1}{c_A \cos \varnothing}}$$

$$Z = \frac{m V^2}{r} = A \sin \varnothing \rightarrow \sin \varnothing = \frac{G/F \cdot 2}{g \cdot r \cdot c_A \cdot \rho}$$

$$w_s = \frac{V \cdot c_W}{\cos \varnothing c_A} \rightarrow w_s = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{G/F}{c_A^3 \cos^3 \varnothing}} \cdot c_W$$





### 3. Vergleich der Rechnung mit Flugmessungen

Zur Vergleichsrechnung bot sich das Serienflugzeug ASW 15 an, welches repräsentativ für den heutigen Stand des Segelflugzeugbaus ist. Von diesem Flugzeug standen alle zur Rechnung notwendigen Daten und vermessene Profilpolare zur Verfügung. Ein Flugzeug dieses Typs wurde im Winter 1970/71 von der Akaflieg Braunschweig nach dem Höhenstufenverfahren vermessen.

Die Rechnung wurde zunächst ohne Flügel-Rumpferferenzwiderstand durchgeführt. Ebenso wurden Widerstandserhöhungen durch Klappenspalte etc. nicht berücksichtigt.

Da die so berechnete Polare im gesamten Bereich etwas besser war, als die gemessene, wurde ein konstanter Widerstand von  $c_{wk} = 0,19 \cdot 10^{-3}$  hinzugezählt, der die zuvor vernachlässigten Widerstandsanteile darstellt. Diese Po-

lare ist in Diagramm 2 dargestellt und stimmt sehr gut mit der berechneten überein.

Zusätzlich wurde noch eine Polare berechnet und in Diagramm 2 aufgetragen, bei der der Interferenzwiderstand nach [1] berücksichtigt wurde. Diese Polare stimmt nicht mit der gemessenen überein. Die Angaben nach [1] sind somit für Segelflugzeuge mit ihren grossen Flügelstreckungen und relativ kleinen Rumpfen nicht zu verwenden. Es erscheint deshalb ratsam, den Interferenzwiderstand nicht derart zu berücksichtigen.

### 4. Einige Ergebnisse

Die Schwerpunktlage des Segelflugzeuges hat einen wesentlichen Einfluss auf die Flugleistungen. Bei Profilen mit hohem  $c_{m,0}$ , wie zum Beispiel ein ausgeschlagenes Wölbklappenprofil (D-36  $\eta_K = 10^\circ$ ) kann sich eine Ver-

schlechterung der besten Gleitzahl um 5 Punkte bei vorderster Schwerpunktlage gegenüber der hintersten ergeben. Bei starrem Profil und grossem Leitwerkshebelarm, wie ihn die D-38 besitzt, beträgt die Differenz nur 2 Punkte, bei kurzem Hebelarm 3 Punkte (siehe Diagramm 3). Ebenfalls hat die Flächenbelastung einen Einfluss auf die  $c_A$ - $c_w$ -Polare, da sich die Re-Zahlen ändern. Bei der D-38 ändert sich die beste Gleitzahl um 1,3 Punkte bei einer Änderung der Flächenbelastung um  $6 \text{ kp/m}^2$  (siehe Diagramm 4). Sämtliche in diesem Bericht angegebenen Polaren wurden mit dem hier beschriebenen Verfahren berechnet.

### Literaturangaben

1. H. Treibere: Die Berechnung der Widerstandspolaren von Segelflugzeugen (Diplomarbeit Lehrstuhl für Strömungsmechanik TU Braunschweig)
2. G. Schapka: Einfluss der erwarteten Aufwindverhältnisse auf die optimale Konstruktion eines Segelflugzeuges (unveröffentlichte Studienarbeit Lehrstuhl für Flugtechnik TH Darmstadt)