

Eine Computer-Methode für Variations-Leistungsberechnungen von Segelflugzeugen

Dipl.-Ing. Imre Bánó

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

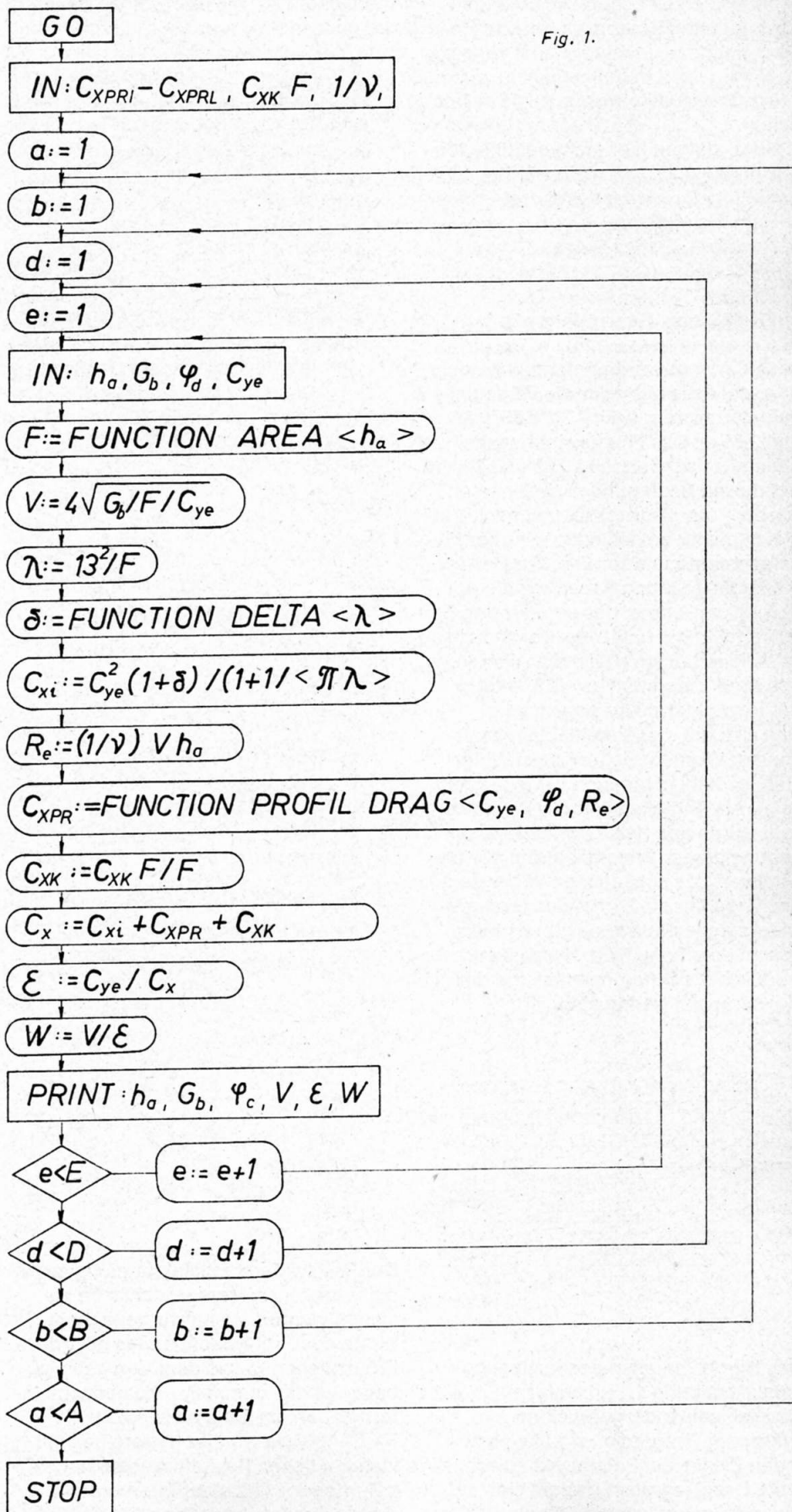
In den letzten 10 Jahren haben sich die Bedingungen der Ingenieur-Arbeit grundlegend geändert. Die in raschem Tempo steigende Zahl der Computer und die praktisch schon jedem Konstrukteur offenstehende Möglichkeit, diese zu verwenden, ermöglicht uns, komplizierte Berechnungen für unsere Auslegung auszuführen oder ausführen zu lassen. Bei der Auslegung von Segelflugzeugen gibt es drei solche Gebiete, wo diese neue Arbeitsmethode wesentlichen Fortschritt bringen kann. Als erstes sei erwähnt, dass die Methode in der Auslegungsphase solche Grundforschungs-Untersuchungen ermöglicht, die die späteren «Ueerraschungen» mindern. Es können in kurzer Zeit Fragen beantwortet werden, die wir früher nur gefühlsmässig oder qualitativ entscheiden konnten. Als Beispiel sei hier die lokale Steife des Flügels erwähnt.

Das zweite Gebiet ist die Ausweitung der Festigkeitsberechnungen, und zwar in dem Sinne, dass einerseits die Steigerung der Zuverlässigkeit der Segelflugzeuge, andererseits ein gemindertem Gewicht, des weiteren wirtschaftliches Material und erträglicher Baustunden-Aufwand gesichert sind. Als Beispiel möchte ich hier die Bestimmung der dynamischen Belastungen des Flügels erwähnen.

Das dritte Gebiet sind die Probleme der Leistungsberechnungen. Damit befasst sich dieser Vortrag.

Die Leistungsberechnungen für Segelflugzeuge haben zwei Ziele. Das erste Ziel ist, dass wir die Leistungen des Segelflugzeugs, dessen geometrische Ausführung wir schon bestimmt haben, schon in der Auslegungsphase möglichst genau erkennen, womit wir den Behörden, später den Piloten und denen, die am fertigen Segelflugzeug die Leistungsmessungen machen, einen Anhaltspunkt geben. Diese Berechnungen werden aber die Leistungsmessungen noch lange nicht ersetzen. Viel wichtiger sind die Leistungsberechnungen, die vielleicht nie veröffentlicht werden und deren Ziel es ist, eine Reihe von Fragen betreffend die Konstruktionsauslegung zu lösen.

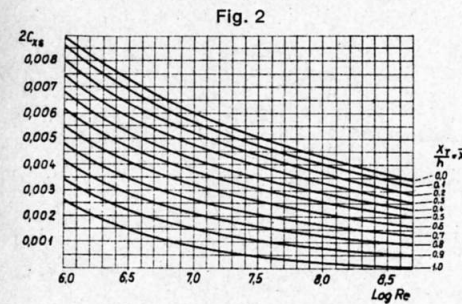
Als Folge dieser sogenannten Variations-Leistungsberechnungen entstehen verschiedene Flügelgeometrien und -profile. Sie ermöglichen dem Konstrukteur die bei den von ihm gewählten Bedingungen optimale Ausführung.



Die Rechnungs-Detailarbeit konzentrieren wir auf das Gebiet, wo uns die Wirkungen der Aenderungen interessieren. Ich möchte dieses Optimum-Suchen an einem konkreten Beispiel vorführen. Die Aufgabe war folgende: Auslegung eines Segelflugzeuges mit den möglichst besten Streckenflugleistungen bei folgenden Begrenzungen und Bedingungen:

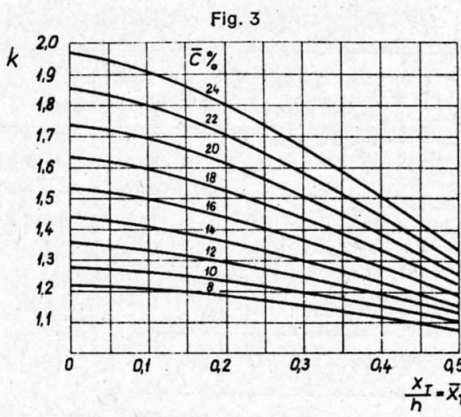
1. Die Spannweite wurde auf 13 m festgelegt.
2. Nach einigen hier nicht detaillierten Prüfungen und Bedenken wählten wir zwei Flügelgrundrisse und drei Profile:
 - I. Rechteck-Flügel
 - II. Rechteck-Trapez-Flügel

Jede Variante wurde untersucht, noch dazu so, dass bei jeder die Flügeltiefe geändert wurde: 0,65, 0,70, 0,75, 0,80 und 0,85 m. Das Fluggewicht wurde ebenfalls geändert: 250, 300 und 350 kp. Bei diesen Bedingungen bestimmten wir die Polardiagramme, und nach Vergleich dieser entschieden wir über Flügelgeometrie und -profile. Zur Bestimmung der Leistung haben wir die Aenderung des wegen des veränderten Seitenverhältnisses auftretenden induzierten Widerstandes sowie die Aenderung des Profilwiderstandes als Funktion der Reynoldszahl herangezogen. Den sich auf die Flügelflächen beziehenden Wert des schädlichen Widerstandes haben wir auch variiert, aber seine Abhängigkeit von der Reynoldszahl wurde aus zwei Gründen ausser acht gelassen: Erstens beträgt der Gesamtwert des schädlichen Widerstandes ungefähr ein Drittel des Gesamtwiderstandes, zweitens gibt es beim Rumpf sehr hohe Reynoldszahlen, wodurch die Differenzen infolge der Aenderungen gering sind.



Das Blockdiagramm der Auslegung zeigt Abbildung 1. Es ist eigentlich ein viermal ineinandergedrucktes zyklisches Programm, wo in einem jeden Zyklus ein Polarpunkt errechnet wird. Das Programm bezieht sich auf einen Flügel mit einem Flügelgrundriss eines gewissen Profilcharakters. Wir

konnten nicht alle Varianten in einem einzigen Programm zusammenfassen, da das zuviel Memoriakapazität beansprucht hätte. Das Blockdiagramm benötigt keine besondere Erklärung, bis auf einen Punkt: das «function profil drag» subroutine. Eigentlich ist das der wichtigste und anspruchvollste Punkt der ganzen Auslegung.



```

Begin
Integer: a, b, d, e
Real: C_XK F, 1/\gamma, array C_XPR(i-1)
For a(1,1,A), For b(1,1,B), For d(1,1,D)
For e(1,1,E)

Begin
Real: h_a, G_b, \psi_d, C_ye
F := FUNCTION AREA (h_a)
V := h * Sqrt(G/F/C_ye)
\lambda := 13 \sqrt{2}/F
\delta := FUNCTION DELTA (\lambda)
C_Xi := C_ye \sqrt{2} * (1 + \delta) / (1 + 1/(\pi * \lambda))
Re := (1/\gamma) * V * h_a
C_XPR := FUNCTION PROFIL DRAG(C_ye, \psi_d, Re)
C_XK := (C_XK F)/F
C_X := C_Xi + C_XPR + C_XK
E := C_ye / C_X
W := V/E

PRINT: h_a, G_b, \psi_d, V, E, W

End
End
  
```

Der Profilwiderstandsfaktor muss nach den erhaltenen Messergebnissen bestimmt werden. Wenn wir genügend Werte des Profilwiderstandes mit gebräuchlichen Reynoldszahlen haben, bedeutet das nunmehr eine einfache Interpolation. Im Falle des Profils FX-61-163, wo wir vier Messreihen mit verschiedenen Reynoldszahlen hatten, näherten wir uns einer Interpolation dritten Grades, beim Profil FX-62-K-153 aber, wo uns nur zwei Diagramme zur

Verfügung standen, wendeten wir eine Interpolation ersten Grades an. Das Programm der Auslegung mit dem Profil FX-61-163 ist in C-Fokal-71-Sprache in Abbildung 5 zu sehen. Die Interpolation kann beliebig errechnet werden; in den nachfolgenden Programmen haben wir die Newton-Formel angewandt.

```

Fig. 5
C-FOKAL 1971

01.01 Type "ADDRESS"
01.02 0 R; 0 X; FOR J=1,1,13; A A(J);
01.03 FOR J=1,1,13; A B(J)
01.05 FOR J=1,1,13; A M(J)
01.06 FOR J=1,1,13; A L(J)
01.07 0 K; 0 I; SET J=11; SET B(J)=-0.008
01.09 TYPE !, &3, "H", &13, "G",
&33, "V", &45, "S", &53, "W";
TYPE !
01.11 FOR H=0.65, 0.05, 0.85;
FOR G=250, 60, 350;
FOR C=1, 13; DO 3
01.16 0
03.01 SET V=3.508*FSQT(G/H*C);
03.02 SET I=(C \sqrt{2}) * H * [1+0.0097 *
<(B/H)-14 >] * 0.00245;
03.03 SET R=0.0687 * V * H;
03.04 SET J=C
03.05 SET P1=A(J)+B(J) * <R-1 > + M(J) *
<R-1 > * <R-1.5 >;
03.06 SET P=p1+L(J) * <R-1 > * <R-1.5 > *
<R-2 >;
03.07 SET S=C / <F+P+0.05/H >;
03.10 TYPE !, % 3.2, H &10, % 4.1, G,
&30, % 3.1, V, &40, % 7,
5, S,
03.11 TYPE &50, % 4.2, V/S
  
```

Ein Problem entsteht, wenn die verwendbaren Widerstandsfaktoren sich nur auf eine Reynoldszahl beziehen. Um die in diesem Falle gegebenen Möglichkeiten zu untersuchen, fassen wir alles, was wir vom Widerstandsfaktor wissen, zusammen: Den Widerstandsfaktor bestimmen grundsätzlich der Umschlagpunkt der Grenzschicht und die Reynoldszahl; er wird aber auch von der prozentualen Dicke des Profils beeinflusst. Wenn wir

diesen Umschlagpunkt irgendwie bestimmen können, können wir auch den Profilwiderstand errechnen. Dafür gibt es mehrere Methoden; wir wenden die von Zagi entwickelte an. Zur Errechnung des Profilwiderstandes geben wir zwei Abbildungen. In Abbildung 2 haben wir den Widerstandsfaktor an beiden Seiten einer ebenen Platte, als Funktion des Umschlagpunktes und $\log Re$. In Abbildung 3 sieht man die Änderung eines Korrekturfaktors als Funktion der prozentualen Profildicke und des Umschlagpunktes. Mit denselben wird der Profilwiderstand wie folgt errechnet:

$$C_{xpr} = k \cdot 2 \cdot C_{xs}$$

Wenn uns nur eine $C_x = f(C_y)$ -Kurve zur Verfügung steht, können wir mit dieser Methode zurückrechnend die Stelle des Umschlagpunktes bestimmen, sind also praktisch von der Reynoldszahl unabhängig. Zur Kontrolle

haben wir diese Kalkulation für mehrere Profile angestellt und beispielsweise für das Profil FX-61-163 in dem $0,2 = C_y = 1,2$ -Gebiet maximal zweiprozentige Streuung um den erwarteten Wert erhalten. Wie gut dieser Wert ist, muss nicht besonders betont werden, besonders wenn man bedenkt, dass der Umschlagpunkt selbst auch stochastisch, also kein determinierter Begriff ist. Eines muss man aber beachten: Diese Methoden sind nur dann anzuwenden, wenn man interpoliert, beziehungsweise wenn die angewandten Reynoldszahlen nicht kleiner sind als 10^6 sind. Bei kleineren Reynoldszahlen ist man ausserstande, diese Methode zu kontrollieren, wobei es aber einen Reynoldszahl-Wert gibt, worunter der Widerstand sehr schnell wächst; auf diesem bisher noch nicht erkundeten Gebiet können unangenehme Ueberraschungen auftreten. Es gehört zwar nicht eng zum Thema, aber es sei doch erwähnt, dass auch

C_y max von der Reynoldszahl abhängig ist und dass auf zweifachem Logarithmus-Papier das oft eine Gerade ergibt. Die Auswertung der so erhaltenen Polardiagramme kann zwar auch dem Computer überlassen werden, jedoch scheint es zweckmässiger, es selber zu machen. Einerseits erfordert das nämlich komplizierte Computerprogramme, andererseits müssen bei der endgültigen Entscheidung ausser den aerodynamischen Gesichtspunkten oft auch andere berücksichtigt werden.

Zum Schluss sei erlaubt, im Rahmen des konkreten Programms einige kleine Kniffe vorzuführen, die sich auch für andere als nützlich erweisen können. Abbildung 4 zeigt das Programm von Abbildung 1 in ALGOL-60-Publikationssprache. Selbstverständlich muss hier ein Programmierer mitwirken. In Abbildung 5 sieht man eine konkrete Auslegung auf TPA-Computer in C-FOKAL-71-Interpretivsprache, die sehr einprägsam ist.