

1 Bedienungsanleitung des Programms

1.1 Programm starten, Auswahl des gewünschten Verfahrens

Aufgrund der grafischen Oberfläche ist die Bedienung des Programms sehr einfach und übersichtlich. Durch Anklicken des Programm-Logos öffnet sich das Fenster des Hauptprogramms, welches die Auswahl des gewünschten Verfahrens ermöglicht:

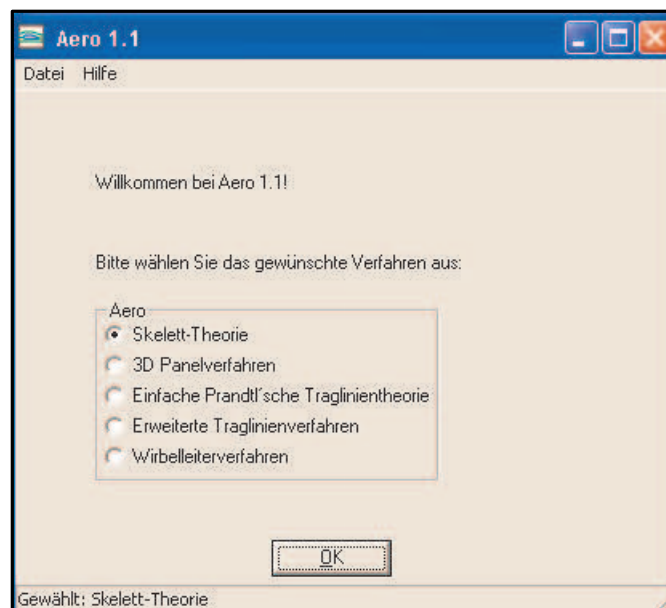


Figure 1.1: Fenster zur Auswahl des Verfahrens

Zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit sind das Wirbelleiter-, das 3D-Panelverfahren sowie die Anwendung zur Skelett-Theorie wählbar. Wird ein noch nicht fertig gestelltes Verfahren gewählt, so erscheint die folgende Meldung:



Figure 1.2: Hinweis, Verfahren noch nicht verfügbar

Entscheidet man sich für das 3D-Panelverfahren, so gelangt man zu folgendem Dialogfeld:

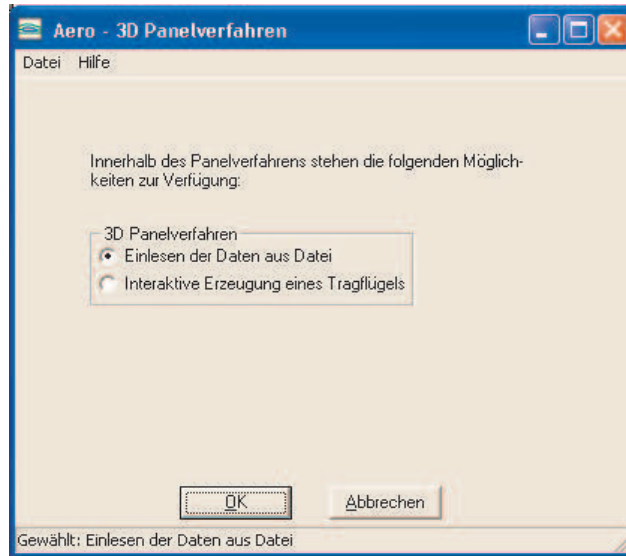


Figure 1.3: Dialogfeld für 3D-Panelverfahren

1.2 Gitterdatei eines Flügels einlesen

Wie bereits erwähnt gliedert sich das Programm in zwei Bereiche, einen Entwurfsbereich zum Erstellen einfacher Trapezflügel, und einer Einleseroutine für komplexere Flügelgeometrien. Die Gitterdateien (*.fdp) haben folgenden Aufbau:

```
TITLE= "3D-Daten"  
VARIABLES= "X", "Y", "Z"  
ZONE T= "Wing"  
#nw= 25  
#e= 0.10  
#wlf= 5  
#sf= 1  
I= 31 , J= 33 , K= 1 , F=POINT  
1.010811329E+000  3.000000000E+000  5.168305337E-002  
9.523993134E-001  3.000000000E+000  6.156577542E-002  
8.878463507E-001  3.000000000E+000  7.173717767E-002  
... usw.
```

Die Koordinaten des Flügelnetzes sind hierbei punktweise abgelegt. Die erste Koordinatenzeile entspricht immer den x-, y- und z-Werten des rechten äußeren hinteren Knotens auf dem Flügel. Entsprechend der üblichen Anordnung von Profilkordinaten wird nun beginnend mit der Oberseite nach vorne, auf der Unterseite anschließend nach hinten gezählt. Auf den letzten Knoten des ersten Schnittes folgt der erste Knoten des zweiten Schnittes usw. Der Flügel wird gewissermaßen aus zweidimensionalen Schnitten von "rechts" nach

”links” aufgebaut. Die Koordinaten der Schnitte werden untereinander abgelegt, der Knoten an der Hinterkante wird jeweils doppelt abgespeichert. Die Variablen I , J und K enthalten Informationen über die Anzahl der Knoten. I steht für die Anzahl der Knoten in Tiefenrichtung, J für die Anzahl der Knoten in Spannweitenrichtung, und K entsprechend für die Anzahl in Normalenrichtung. Da es sich hierbei um ein flächiges Netz handelt, hat K immer den Wert eins.

Der Header der Einlesedatei enthält wichtige Informationen für den Rechengang. Über die Variable nw spezifiziert der Anwender die Anzahl an Nachlaufpanelreihen in x-Richtung. Über den Faktor e stellt der Anwender die Länge der Kuttapaneln ein. Deren Länge wird aus dem Produkt dieses Wertes mit der lokalen Flügeltiefe ermittelt. Mit Hilfe der Variablen wlf bestimmt der Anwender die Gesamtlänge des Nachlaufes. Die Länge des gesamten Nachlaufes ergibt sich aus dem Produkt dieser Zahl mit der Flügelspannweite. sf enthält die Information, ob der Flügel symmetrisch oder asymmetrisch aufgebaut ist. Beim symmetrischen Fall kann die Rechnung wie bereits erläutert vereinfacht werden. Die obenstehenden Werte für nw , e und wlf gelten als gute Anhaltswerte, sie werden bei dem programmegoenen Editor standardmäßig verwendet. Das Format des Headers ermöglicht ein direktes Einlesen der Netzdatei in Tecplot, um dies vor der Rechnung eventuell nochmals untersuchen zu können.

Das Dialogfeld zum Einlesen einer Datei sieht folgendermaßen aus:

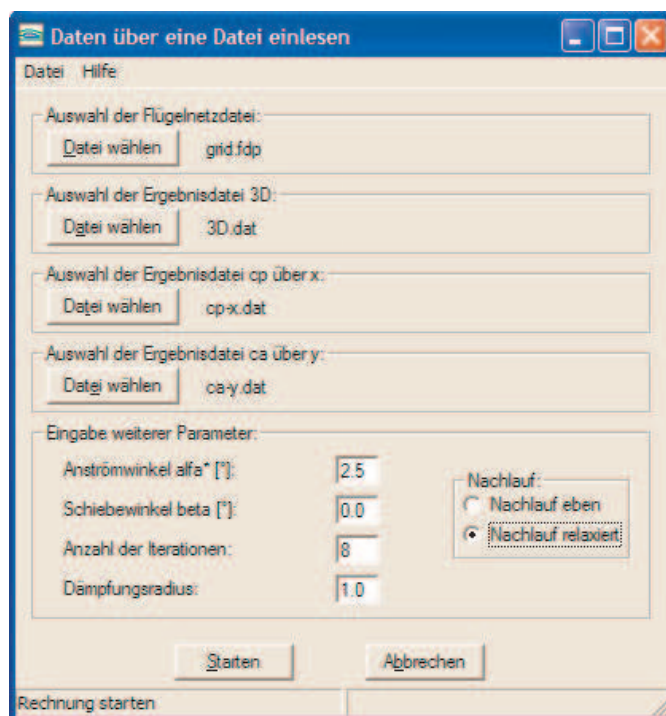


Figure 1.4: Dialogfeld Datei einlesen

Über den ersten Button ”Datei wählen” spezifiziert der Anwender das Verzeichnis und den Namen der Netzdatei, die eingelesen werden soll. Um Fehler beim Rechenlauf des Programms zu verhindern wird vor Beginn der Rechnung eine Überprüfung des Dateiheders vorgenommen.

Stößt die Routine dabei auf ein ungültiges Dateiformat, erscheint die folgende Meldung:

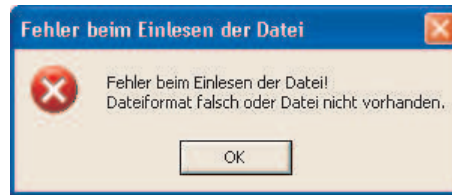


Figure 1.5: Hinweis, ungültige Datei

Mit den darunter liegenden Buttons werden Namen und Verzeichnis der erzeugten Ergebnisdateien spezifiziert. Die erste Datei enthält 3D-Daten, wie die lokale Geschwindigkeit bzw. den cp -Verlauf über der Oberfläche des Flügels, lokale Quell- und Dipolstärken. Die zweite Datei enthält für jede Panelreihe in Tiefenrichtung den Verlauf des lokalen cp -Werts, aufgetragen über der Koordinate der Tiefenrichtung. Die dritte Datei enthält den Verlauf des lokalen Auftriebsbeiwerts sowie des lokalen induzierten Widerstands über der Koordinate der Spannweitenrichtung. Dies ist auch nochmals auf dem "Hilfe" Dialogfeld beschrieben, das man über die Kopfleiste erreicht. Eine genauere Beschreibung der Ausgabedateien befindet sich im Abschnitt 1.4.

Im unteren Feld des Fensters kann der Anwender den Strömungsvektor eingeben, sowie Angaben zum Relaxationsverfahren machen. Das Programm bietet die Möglichkeit zwischen starrem und relaxiertem Nachlauf zu wählen. Wird der Nachlauf relaxiert, so muss der Anwender zusätzlich die Anzahl der Iterationen und den Dämpfungsradius angeben. Wird die Rechnung gestartet, wird der Anwender über die untere Statusleiste über den Stand der Rechnung informiert. Die linke Leiste gibt Aufschluss über die momentane Rechenoperation, die rechte Leiste zeigt den Iterationsschritt an. Ist die Rechnung beendet, so erscheint das Ergebnisfenster, welches später noch erläutert wird.

Die Werte des Strömungsvektors sind auf die folgenden Bereiche begrenzt:

Dimension:	Mindestwert	Maximalwert
Anströmwinkel [°]	-10	+10
Schiebewinkel [°]	-30	+30

Die Eingaben werden vor Beginn der Rechnung überprüft. Liegen die Werte nicht innerhalb der oben genannten Bereiche, wird die Rechnung nicht gestartet und es erscheint die folgende Warnung:

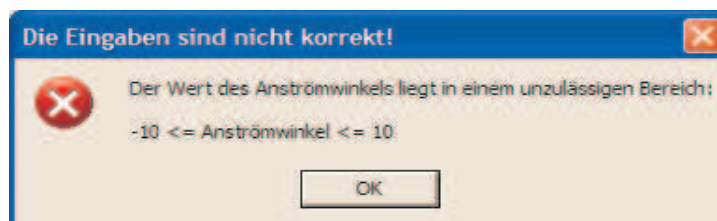


Figure 1.6: Hinweis, ungültige Eingabewerte

Die Größe des Dämpfungsradius hat erheblichen Einfluss auf das Konvergenzverhalten der Nachlaufrelaxation. Wird er zu groß gewählt, ist die Nachlaufaufrollung fast nicht zu bemerken, wird er hingegen zu klein angesetzt, wird das Verfahren instabil. Rechnungen haben gezeigt, dass die Dimension der größten Diagonale der Flügelpanels meist einen guten Anhaltswert darstellt.

1.3 Flügel interaktiv erzeugen

Festlegen der Geometrie und der Strömungsgrößen

Der Entwurfsbereich ist dazu gedacht, die Zusammenhänge der geometrischen Größen eines Flügels wie Streckung, Wölbung, Zuspitzung, Verwindung, Profildicke, usw. mit den Strömungsgrößen auf einfache Weise zu veranschaulichen. Entscheidet sich der Anwender für den Entwurfsbereich, so öffnet sich das folgende Fenster:

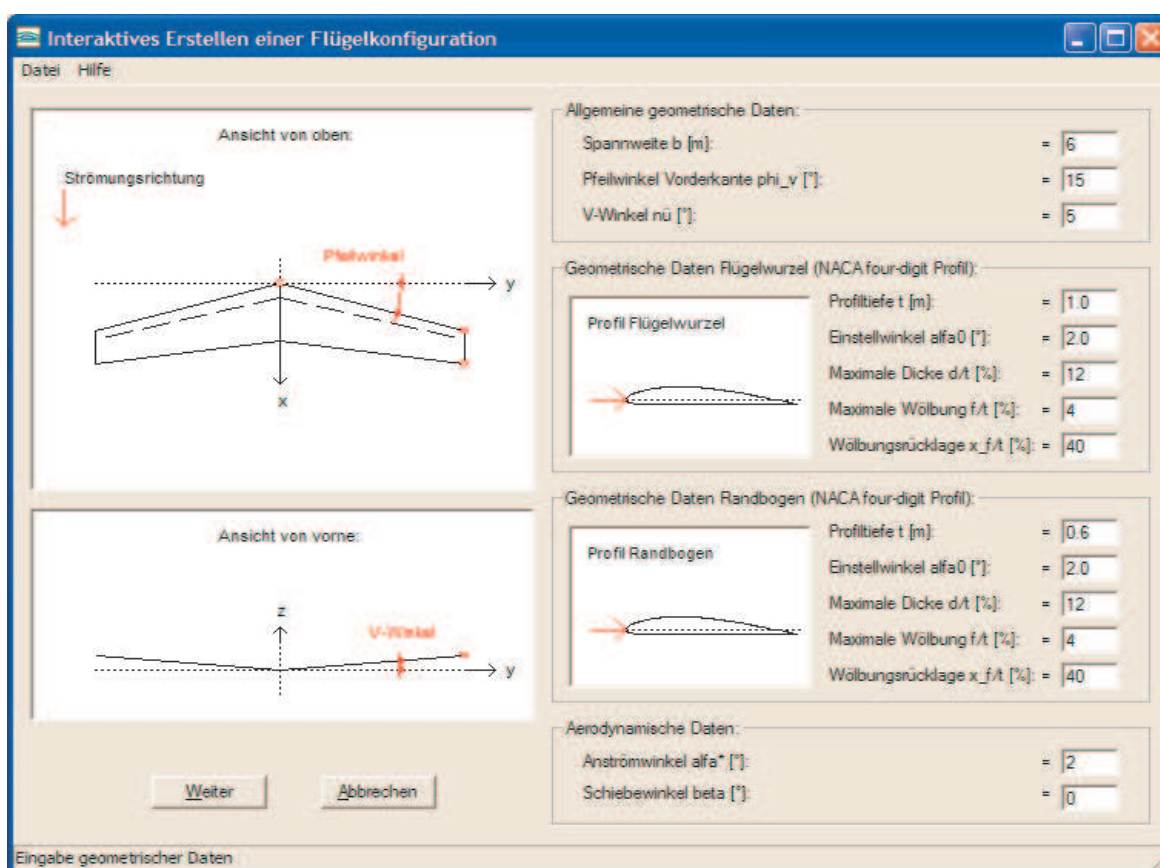


Figure 1.7: Dialogfeld des Entwurfsbereiches

Das Dialogfeld besteht aus insgesamt vier Unterfenstern, die eine Vorschau des Flügels zeigen. Durch Ziehen der roten Kästchen kann in der Draufsicht Pfeilwinkel, Flügeltiefe im Innenschnitt und im Außenbereich vorgegeben werden, ebenso durch Eingabe der Werte in die entsprechenden Eingabefelder. Die Spannweite wird in der Ansicht immer festgehalten, ihr Wert kann nur durch numerische Eingabe verändert werden. Wird diese variiert, so

werden die anderen Längengrößen in der Ansicht entsprechend skaliert, der Pfeilwinkel bleibt jedoch fest. Die Ansicht von vorne gibt Aufschluss über die V-Stellung des Flügels, die ebenfalls durch Ziehen des roten Kästchens oder durch die Eingabe einer Zahl variiert werden kann.

Die rechte Spalte enthält die Eingabefenster für die Profildaten im Innen- und Außenschnitt. Durch die Eingabe der relativen Dicke, der relativen Wölbung und der relativen Wölbungsrücklage (jeweils in %) können vierstellige NACA Profile für der Innen- und den Außenschnitt erzeugt werden. Um eine Vorstellung von der Form der Profile und deren Ausrichtung zueinander zu bekommen, werden diese links neben den Eingabefenstern in ihrer aktuellen Form und ihrer Ausrichtung zueinander dargestellt. Die Richtung des Anströmvektors wird über Richtungspfeile symbolisiert, die sich dem aktuellen Eingabewert anpassen.

Über die Kopfleiste kann auch hier ein Hilfs-Dialogfeld aufgerufen werden, auf dem der Anwender die wichtigsten Informationen findet. Die Eingabewerte müssen innerhalb der folgenden Bereiche liegen:

Dimension:	Mindestwert	Maximalwert
Spannweite b [m]	0,5	100
Pfeilwinkel Vorderkante [°]	-60	+60
V-Winkel [°]	-10	+30
Flügelwurzelteiefe [m]	0,1	50
Tiefe am Flügelende [m]	0,1	30
Einstellwinkel [°]	-5	+5
Relative Flügelstärke [%]	6	20
Relative Wölbung [%]	0	+10
Wölbungsrücklage [%]	+5	+80
Anströmwinkel [°]	-10	+10
Schiebewinkel [°]	-30	+30

Wird der Cursor über ein Eingabefeld geschoben, so wird der entsprechende "Tooltip" aktiviert, der die Bereichsgrenzen enthält:

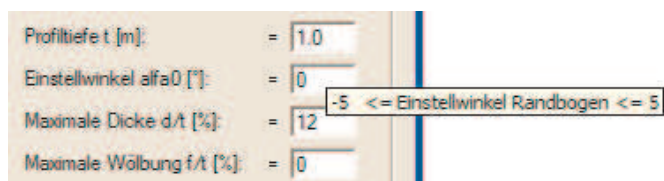


Figure 1.8: Tooltip

Festlegen der Diskretisierung des Flügels, Eingaben zur Berechnung der Nachlaufaufröhlung

Entscheidend für die Rechnung ist die Verteilung der Stützstellen über die Flügeltiefe, insbesondere für die Druckverteilung im Bereich der Vorderkante. Um die Saugspitze im vorderen Bereich des Flügels besser auflösen zu können, sollte dort das Netz feiner

diskretisiert sein, d.h. die Abstände Δx_i der Knoten in x-Richtung sollten entsprechend kleiner sein.

Man erreicht dies durch die "Kreisprojektionsmethode" (siehe Abbildung 1.9). Ein Kreisbogensegment wird in nx äquiangulare Sektoren mit dem Winkel $\Delta\varphi$ aufgeteilt, die Schnittpunkte der Speichen mit dem Kreisbogen liefern die entsprechenden x-Werte der Paneleckpunkte. Wie man an der Skizze gut erkennen kann sind die Abstände Δx_i zwischen den Stützstellen im vorderen Bereich kleiner als beispielsweise in der Mitte. Die Größe r steht für den Radius des Kreises, i ist ein Laufindex, der an der Vorderkante des Profils bei eins beginnt.

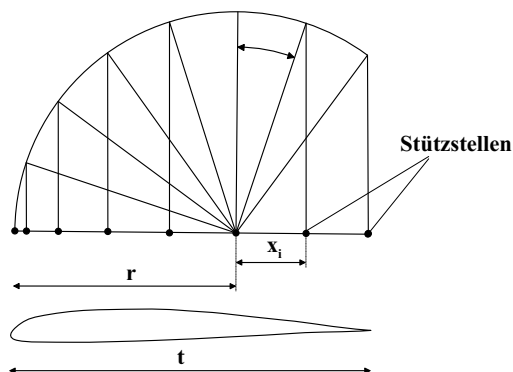


Figure 1.9: Verteilung der Stützstellen

Die Abstände Δx_i der Paneleckpunkte in x-Richtung errechnen sich wie folgt:

$$\Delta x_i = r [\cos(\Delta\varphi \cdot (i - 1)) - \cos(\Delta\varphi \cdot i)] \quad (1.1)$$

Das Winkelinkrement $\Delta\varphi$ errechnet sich aus dem Verhältnis der Flügeltiefe t zum Kreisradius r und der Anzahl nx der Stützstellen in Tiefenrichtung:

$$\Delta\varphi = \frac{1}{nx} \left[\frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{1}{\frac{r}{t}} - 1\right) \right] \quad (1.2)$$

Das Verhältnis $\frac{r}{t}$ variiert zwischen 0.5 und 1.0. Bei einem Verhältnis von 0.5 liegt das Zentrum des Kreises genau im Mittelpunkt des Flügelprofils. Aus Symmetriegründen ist die Auflösung an Vorder- und Hinterkante identisch. Bei einem Verhältnis von 1.0 liegt das Kreiszentrum auf der Hinterkante, wodurch im vorderen Bereich maximal fein und im Hinterkantenbereich maximal grob aufgelöst wird.

Um diese Einstellung für den Anwender anschaulich zu machen, wurde ein Parameter d_k eingeführt, dessen Wertebereich sich von 0 - 100 erstreckt. Bei einem Wert von 0 liegt das Kreiszentrum genau in Profilmittte, bei 100 auf der Hinterkante. Der Zusammenhang zwischen dem Parameters d_k und dem Verhältnis $\frac{r}{t}$ ist linear:

$$\frac{r}{t} = 0.5 + \frac{1}{200}d_k \quad (1.3)$$

Die Eingabe von d_k wird auf dem folgenden Dialogfeld vorgegeben, das sich bei Betätigen des "Weiter"-Buttons öffnet:

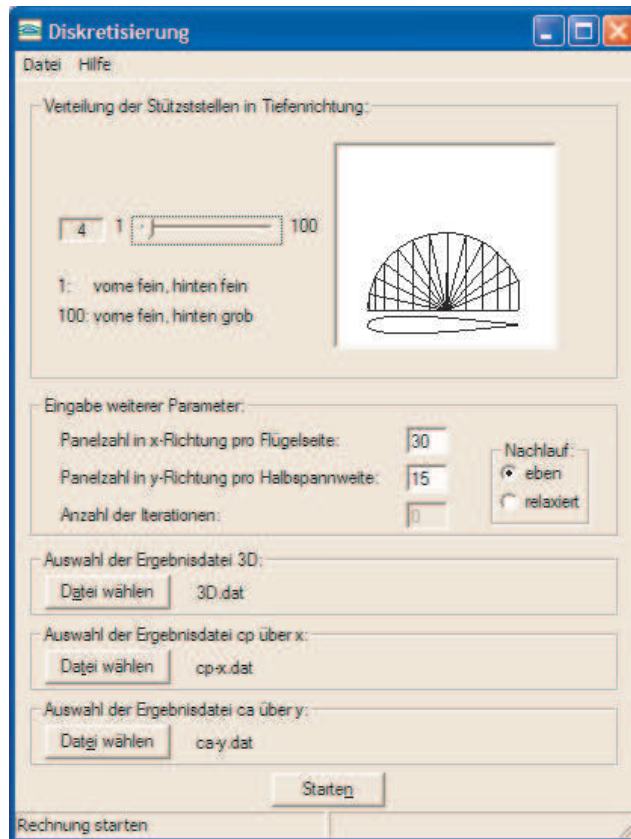


Figure 1.10: Fenster zur Festlegung der Diskretisierung

Über einen Schieberegler kann der Parameter d_k vorgegeben werden, der aktuelle Wert wird links neben der Leiste angezeigt. Rechnungen haben gezeigt, dass die Länge der letzten Panelreihe, an der die Kuttapanels anschließen, nicht zu klein werden darf. Sonst kommt es zu falschen Werten in der Dipolverteilung und die Lösung konvergiert nicht. Um dies zu verhindern wurde der Bereich auf 1 bis 100 eingeschränkt.

Im Eingabefeld "Eingabe weiterer Parameter" kann man nun die Feinheit des Flügelnetzes vorgeben. Die Panelzahl in Tiefenrichtung bezieht sich nur auf die Ober- bzw. Unterseite des Flügels, die Panelzahl in Spannweitenrichtung nur auf den linken, bzw. rechten Flügel. Die Gesamtzahl aller Panels ist somit das vierfache Produkt beider Zahlen.

Entscheidet sich der Anwender für die Relaxation des Nachlaufs, so muss er die Anzahl der Iterationsschritte eingeben. Rechnungen haben gezeigt, dass etwa 6-8 Iterationen zur Berechnung der Nachlaufverformung ausreichen. Vor dem Start der Rechnung können noch die Verzeichnisse und die Namen für die Ergebnisdateien eingegeben werden (genauere Beschreibung der Ausgabedateien in Kapitel 1.4):

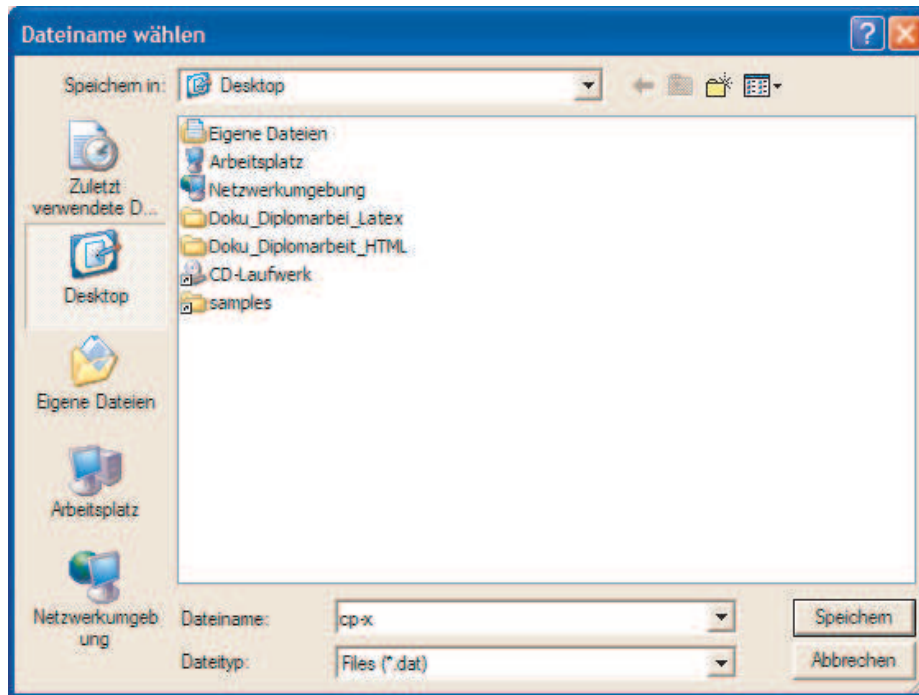


Figure 1.11: Eingabe des Dateinamens und des Verzeichnisses

Während des Rechenlaufs werden in der Fußleiste des Dialogfelds Informationen über die aktuelle Rechenoperation sowie den Iterationsschritt gegeben. Eine Statusleiste vermittelt ein Gefühl für den momentanen Fortschrittsgrad der Rechnung:

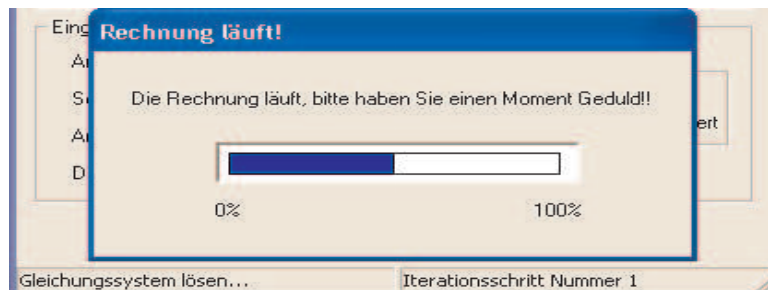


Figure 1.12: Dialogfeld zur Information über den Fortschritt der Rechnung

1.4 Ausgabe der Rechenergebnisse

Ausgabe in Dateien

Werden die Einstellungen unverändert übernommen, so erzeugt das Programm in seinem aktuellen Verzeichnis die Dateien "3D.dat", "cp-x.dat" und "ca-y.dat".

Die Datei "3D.dat" hat folgende Gestalt:

```

TITLE = "3D-Daten"
VARIABLES = "X", "Y", "Z", "source-strength", "doublet-strength", "velocity-absolute", "cp-local"
ZONE T="Network Wing", I=42, J=42, F=POINT
0.97124084  2.4404762  -0.027377954  -0.25424046  0.055418635  0.90559662  0.17989475
0.91220604  2.4404762  -0.012321708  -0.24033739  0.059731831  0.93229257  0.13083056
0.85045219  2.4404762  0.0025085425  -0.22691428  0.060935786  0.97798517  0.04354514
... usw.
ZONE T="Network Wake", I=9, J=42, F=POINT
1.1254755  2.4404762  -0.039340902  0  -0.029569048  0  0
1.5000000  2.4404762  -0.043743691  0  -0.029569048  0  0
2.0150607  2.4404762  -0.043743691  0  -0.029569048  0  0
... usw.

```

In der ersten Zeile steht der Titel der Datei, darunter die Symbole der Variablen, die in der nachfolgenden Liste aufgeführt sind. Die Variablen werden punktweise abgelegt, eine Zeile entspricht hier einem Kollokationspunkt mit seinen drei Koordinaten und den zugehörigen vier Werten (Quellstärke, Dipolstärke, Geschwindigkeitsbetrag, Druckbeiwert).

Die Reihenfolge der Punkte ist identisch mit der Nummerierung der Panels. Um die Punkte zu verbinden und in Form einer Fläche darstellen zu können, müssen diese reihenweise abgelegt werden, und die Dimension des Netzes über I und J angegeben werden. I entspricht hier der Zahl der Punkte der Fläche in Tiefenrichtung, J entspricht der Knotenzahl in Spannweitenrichtung. Flügel und Nachlauf bilden je eine Zone, d.h. ein zusammenhängendes Flächenstück. Die Auftrennung in zwei verschiedene Zonen hat den Vorteil, dass die Flächen beim Auswerten der Ergebnisse in Tecplot einzeln ein- und ausgeschaltet werden können.

Die Datei "ca-y.dat" ist folgendermaßen aufgebaut:

```

#Area-ges= 4.4954995
#k-factor= 1.0510801
#refl= 1.0012202
#cA-ges= 0.31388232
#cWi-ges= 0.0059165544
#cMx= 0.0
#cMy= -0.5193811
#cMz= 0.0
TITLE = "ca, cwi und Gamma über y" VARIABLES = "Y", "ca", "cwi", "Gamma"
2.90625  0.27942555  0.0038821045  0.27959597
2.71875  0.40809542  0.0045687308  0.40834432
2.53125  0.48558214  0.0047474788  0.48587836
2.34375  0.53981581  0.0047789733  0.54014504
... usw.

```

Die spannweitig variierenden Größen $c_a(y)$, $c_{wi}(y)$ und $\Gamma(y)$ werden an den y -Positionen der Kollokationspunkte des Flügels berechnet und abgespeichert. Sie bilden mit ihren y -Werten je eine Zone, die als 2D-Kurve dargestellt werden kann. Die absoluten Kraft- und Momentbeiwerte werden von Tecplot zur Visualisierung der Verläufe nicht benötigt, sie müssen auskommentiert werden. Dies geschieht durch das Symbol "#", das vor diesen Werten steht.

Die Datei "cp-x.dat" ist folgendermaßen gegliedert:

```
TITLE = "cp über X"
VARIABLES = "X", "cp-lok", "doublet-strength", "source-strength", "velocity-absolute"
ZONE T="cp-Verlauf bei Y= 2.95"
2.3394054 0.161871070 0.033646364 -0.23306475 0.91549382
2.3187139 0.120622830 0.034884187 -0.21782009 0.93775112
2.2972747 0.048711566 0.035264343 -0.20232561 0.97534016
... usw.
ZONE T="cp-Verlauf bei Y= 2.75"
2.2472452 0.136124694 0.049344606 -0.23810508 0.92944893
2.2251968 0.084334293 0.050312478 -0.22294772 0.95690423
2.2023517 -0.00823864 0.050091222 -0.20753715 1.00411095
... usw.
```

Hier stellt jeder Schnitt in Tiefenrichtung eine Zone dar. Insgesamt gibt es $2ny$ Schnitte, entsprechend der Anzahl der Panels in Spannweitenrichtung.

Darstellung wichtiger Ergebnisse auf dem Ergebnisfenster

Ein Teil der errechneten Größen wird auf einem separaten Ergebnisfenster dargestellt:

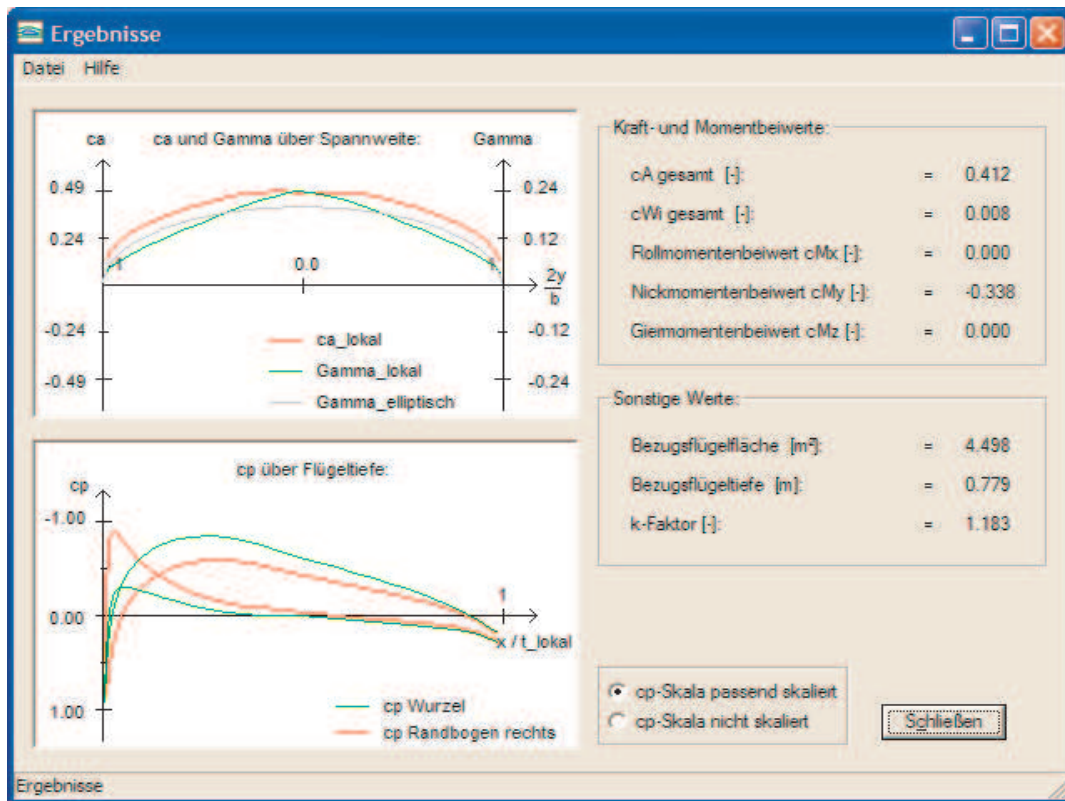


Figure 1.13: Ergebnisfenster

Das Ergebnisfenster enthält links oben ein Fenster mit dem Verlauf des Auftriebsbei-

werts $c_a(y)$ (rote Kurve), die Zirkulation $\Gamma(y)$ (grüne Kurve), sowie eine Vergleichskurve für die Zirkulation in Form einer Halbellipse (graue Kurve), die eine elliptische Zirkulationsverteilung bei gleichem Auftrieb symbolisiert (die Zirkulationswerte sind auf eine Anströmgeschwindigkeit von $1 \frac{m}{s}$ bezogen).

Das darunter liegende Fenster stellt den Verlauf des Druckbeiwerts $c_p(x)$ über der Flügeltiefe im Bereich der Flügelwurzel (grüne Kurve) und am rechten Randbogen (rote Kurve) dar. Bei hohen Anstellwinkeln bildet sich im Vorderkantenbereich meist eine c_p -Überhöhung (Saugspitze) aus, die recht hohe Werte erreichen kann. Um den vollständigen Verlauf des Druckbeiwerts überblicken zu können, bei hohen Maximalwerten aber nicht zu stark skalieren zu müssen, und dabei den hinteren Teil des Profils zu klein zu machen, kann der Anwender zwischen "skaliert" und "nicht skaliert" wählen. Die Skala der c_p -Achse passt sich dem entsprechenden Modus an. Die rechte Seite des Ergebnisfensters enthält die Kraft- und Momentbeiwerte, sowie Bezugsfläche, Bezugsflügeltiefe und den k-Faktor.

Die Kraftbeiwerte beziehen sich per Definition auf die projizierte Flügelfläche, deren Wert mit den Rechenergebnissen explizit ausgegeben wird. Die separate Ausgabe der beiden Werte ermöglicht den Bezug des Auftriebsbeiwertes auf jede andere gewünschte Bezugsfläche. Zur Definition der Bezugsflügeltiefe, des Bezugspunkts und der Vorzeichen siehe ??.

1.5 Erfahrungen und Empfehlungen zur Anwendung des Programms

Ein einfacher Trapezflügel lässt sich bei einer Auflösung von $nx = 30$ und $ny = 15$ für die meisten Fälle ausreichend genau berechnen. Bei einer zu kleinen Panelzahl in Tiefenrichtung wird die Saugspitze im Vorderkantenbereich nicht richtig aufgelöst, was sich in einem zunehmenden Fehler im c_{Wi} -Wert bzw. k-Faktor äußert. Bei zu geringer Panelzahl in Spannweitenrichtung werden die Gradienten in Querrichtung schlecht aufgelöst, ein zunehmender Fehler in der Auftriebsverteilung und im c_{Wi} -Wert ist die Folge. Eine Abhängigkeit der Rechenzeit von der Gesamtpanelzahl ist am Beispiel eines PCs (1600 MHz, 256 MB Arbeitsspeicher) in Abbildung ?? dargestellt.

Der Diskretisierungsparameter (siehe 1.3) ist standardmäßig auf den Wert 4 eingestellt, was im Vergleich zu UNPAC Rechnungen die beste Übereinstimmung ergeben hat. Bei einem Wert nahe 0 wird das letzte Panel der Hinterkante zu klein, Stabilitätsproblemen sind die Folge. Bei zu hohen Werten sind die Panels der Hinterkante zu groß, die Auflösung ist zu grob. Eine Verallgemeinerung für diese Einstellung zu treffen ist leider nicht möglich. Der voreingestellte Standardwert ist sicher in den meisten Fällen ein guter Kompromiss.

Bei Relaxation reichen 6-8 Iterationsschritte aus, um die Nachlaufverformung nachzubilden. Der Dämpfungsradius ist beim Interaktivmodus standardmäßig auf den Wert der größten Paneldiagonale eingestellt, und kann nicht variiert werden. Beim Einlesen einer Datei kann der Dämpfungsradius als Vielfaches der größten Paneldiagonale des Flügels vorgegeben werden, der voreingestellte Standardwert ist hier eins. Ein Wert kleiner als eins führt zu einer deutlicheren Aufrollung, im Extremfall (sehr kleine Werte) stellt sich eine chaotische, nicht physikalisch relevante Lösung ein. Bei zu großen Werten des Dämpfungsradius ist der Effekt der Aufrollung nur sehr schwach zu erkennen.

Beim Einlesen einer Datei muss die Geometrie sowie die Auflösung des Nachlaufs über

die einzulesende Datei festgelegt werden (siehe Abschnitt 1.2). Die Anzahl an Nachlaufpanelreihen in Tiefenrichtung wurde bei nahezu allen durchgeführten Rechenfällen auf 25 gesetzt, die Länge des Nachlaufs betrug 5 Flügelspannweiten. Der Einfluss dieser Parameter auf die Ergebnisse konnte im Rahmen dieser Arbeit nicht untersucht werden.

4 Hinweise zum Programm

4.1 Bedienungsanleitung

Das hier behandelte Wirbelleiterverfahren wird im ersten Dialogfeld des Programms AERO 1.1 über den letzten der fünf Optionspunkte aufgerufen (Abb. 4.1.1). Im darauffolgenden Dialogfeld (Abb. 4.1.2) hat der Benutzer nun die erwähnte Option, einen Flügel entweder über eine bereits erstellte Eingabedatei einzulesen ("Einlesen der Daten aus Datei"), oder ihn per Maus interaktiv zu erzeugen ("Interaktive Erzeugung eines Tragflügels").

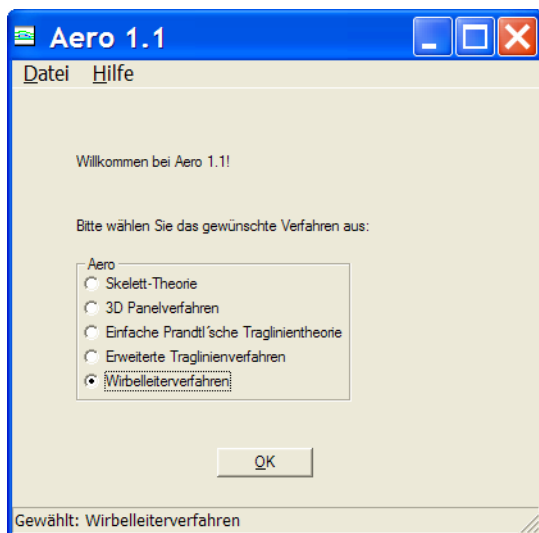


Abb. 4.1.1 Erstes Dialogfeld: Wahl des Berechnungsverfahrens

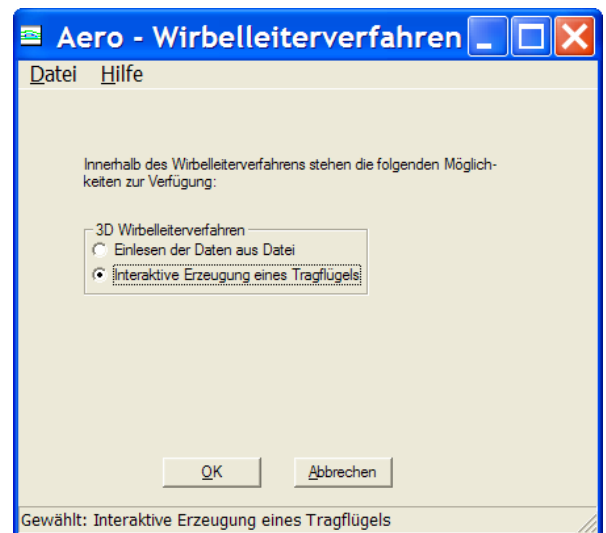


Abb. 4.1.2 Zweites Dialogfeld: Wahl der Flügelherzeugung

4.1.1 Optionsweg Interaktive Erzeugung eines Tragflügels

Wird, wie in Abb. 4.1.2 gezeigt, der untere der beiden Optionspunkte gewählt ("Interaktive Erzeugung eines Tragflügels"), öffnet sich das in der nächsten Abbildung (4.1.3) gezeigte Dialogfeld, in welchem die Flügel- und Strömungsparameter eingegeben werden. Im linken Teil dieses Feldes ist der auf diesem Optionsweg stets symmetrische Flügel im Aufriss (unten) und Grundriss (oben) in weiß hinterlegten Fenstern dargestellt. Im Letztgenannten befinden sich drei kleine, rote Quadrate an der Kontur des Flügels, zwei davon an der rechten Flügelspitze, eines am Vorderkantenpunkt des Flügelmittelschnitts. Durch Anklicken und dabei gleichzeitigem Halten mit einer beliebigen Maustaste können diese Quadrate verschoben werden, wobei die Grundrissform des Flügels interaktiv

verändert wird. Mit dem Quadrat im Flügelmittelschnitt kann die Flügeltiefe des Mittelschnitts gesteuert werden. Mit dem oberen der beiden an der rechten Flügelspitze befindlichen Quadrate wird der Pfeilwinkel, mit dem unteren hingegen die Flügeltiefe an der Flügelspitze eingestellt. Mit dem einzigen im Aufriss vorhandenen Quadrat kann der V-Winkel verändert werden.

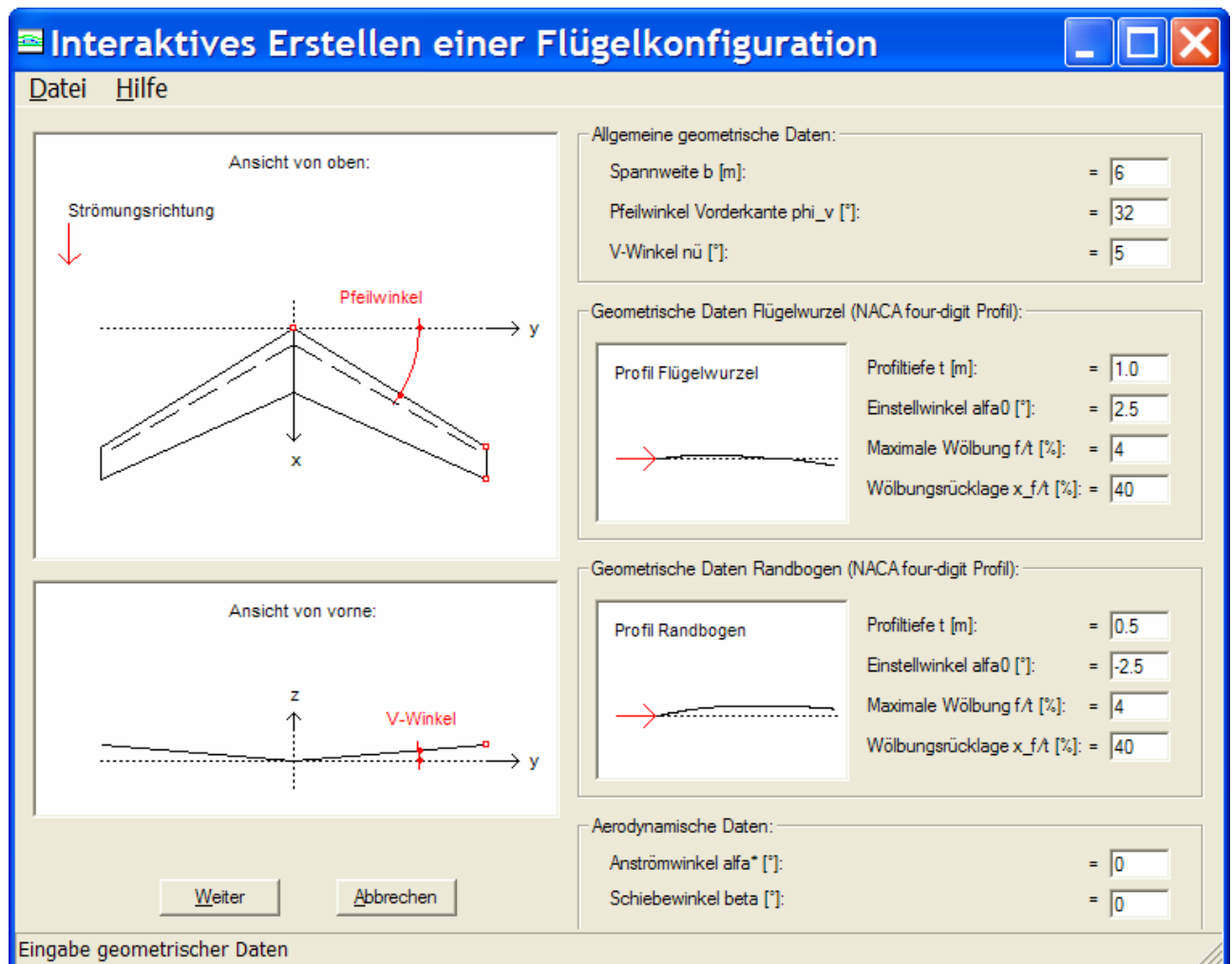


Abb. 4.1.3 Erstes Eingabe-Dialogfeld

Es sei darauf hingewiesen, dass die genannten Abmaße und Winkel am Flügel im rechten Teil dieses Dialogfeldes in weiß hinterlegten Feldern numerisch angezeigt werden und sich bei Verschiebung der Quadrate mit der Maus ebenfalls interaktiv ändern. Sämtliche Eingaben der Abmaße und Winkel am Flügel können jedoch in umgekehrter Weise auch in diesen Anzeigefeldern, die gleichzeitig auch Eingabefelder sind, direkt über Tastaturbefehle erfolgen. Vom Benutzer müssen hier u.a. auch Eingaben zu den Profilen am Flügelmittelschnitt und an der Flügelspitze (Randbogen) gemacht werden. Wie schon einmal erwähnt, stehen dabei auf diesem Optionsweg Profile der NACA 4er Serie zur Auswahl, die der Benutzer dadurch auswählt, indem er die maximale Wölbung der Skelettlinie sowie ihre Rücklage prozentuell eingibt. Außerdem können noch zusätzlich an beiden Flügelschnitten jeweils die Einstellwinkel eingegeben werden, unter denen die

gewählten Profile am Flügel "eingebaut" werden sollen. In zwei übereinanderliegenden, ebenfalls weiß hinterlegten Fenstern, werden die eingestellten Skelettlinien der gewählten Profile an der Wurzel und am Randbogen interaktiv angezeigt. Der Benutzer wird schließlich im rechten, unteren Teil aufgefordert, die Richtung der Anströmung zu spezifizieren, was durch Eingabe des Anström- und Schiebewinkels erfolgt, um die der Anströmvektor gegenüber dem körperfesten Koordinatensystem gedreht ist (vgl. Abb. 3.1.2). Es wurde bei der Programmierung darauf geachtet, dass bei der Eingabe der genannten Parameter generell nur sinnvolle Werte akzeptiert werden. Für jeden Parameter wurde dabei individuell ein eigener Wertebereich definiert. Bei Eingabe von Werten außerhalb dieses Bereichs erscheint nach Anklicken der Schaltfläche "Weiter", mit der die Eingabe dieses gesamten Dialogfeldes beendet wird, die in Abb. 4.1.4 gezeigte Fehlermeldung. Hier wurde beispielsweise der zulässige Anströmwinkel überschritten.

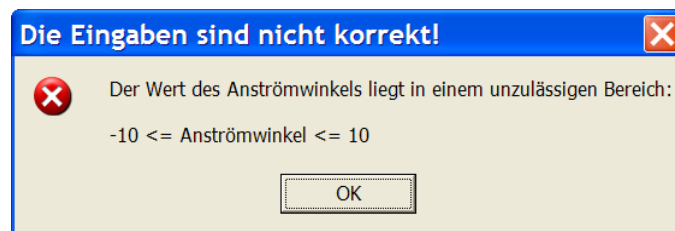


Abb. 4.1.4 Aufforderung zur Eingabe eines zulässigen Wertes

Die folgende Tabelle 4.1.1 verschafft einen Überblick über die im Programm definierten und als sinnvoll erachteten Wertebereiche der einzelnen Parameter, die im Dialogfeld in Abb. 4.1.3 eingegeben werden.

Parameter	Definierter, sinnvoller Wertebereich
Spannweite	0,5 m ... 100 m
Pfeilwinkel Vorderkante	-60° ... +60°
V-Winkel	-10° ... +30°
Profiltiefe, Wurzel	0,1 m ... 50 m
Einstellwinkel, Wurzel	-5° ... +5°
Maximale Wölbung, Wurzel	0% ... 10%
Wölbungsrücklage, Wurzel	5% ... 80%
Profiltiefe, Randbogen	0,1 m ... 30 m
Einstellwinkel, Randbogen	-5° ... +5°
Maximale Wölbung, Randbogen	0% ... 10%
Wölbungsrücklage, Randbogen	5% ... 80%
Anströmwinkel	-10° ... +10°
Schiebewinkel	-30° ... +30°

Tab. 4.1.1 Im Programm definierte, zulässige Wertebereiche

Der Benutzer des Programms kann sich während der Eingabe über diese Wertebereiche dadurch einen Überblick verschaffen, indem er mit dem Mauszeiger über das jeweilige Eingabefeld fährt, wodurch ein gelb hinterlegtes Textfeld erscheint, in welchem der Wertebereich angezeigt wird. Liegen im Dialogfeld in Abb. 4.1.3 alle Eingaben innerhalb des jeweiligen Wertebereichs, erscheint nach Anklicken der Schaltfläche "Weiter" das in Abb. 4.1.5 gezeigte Dialogfeld "Diskretisierung".

Darin wird der Benutzer zunächst aufgefordert, den in Kapitel 3 beschriebenen Diskretisierungsparameter mit dem Schieberegler einzustellen. Generell ist dabei jede beliebige Einstellung möglich. Falls für die Anzahl an Wirbeln in x -Richtung, die darunter einzugeben ist, ein hoher Wert gewählt wird, sollte jedoch die einseitig feine Diskretisierung (großer Wert des Schiebereglers) vermieden werden. Die Abstände der tragenden Wirbel an der Flügelvorderkante wären dadurch sehr klein, was im Extremfall zu numerischen Problemen führt. Für die Anzahl an Wirbeln in x -Richtung sollte nur dann ein Wert größer als 5 eingegeben werden, wenn eine genaue Verteilung des Lastbeiwertes in Tiefenrichtung ermittelt und untersucht werden soll. Ansonsten ist bereits ein Wert von 3 bis 5 Wirbeln ausreichend, wodurch außerdem die Rechenzeit in Grenzen gehalten wird. Mit der danach folgenden Eingabe wird die Anzahl an Wirbeln in y -Richtung (pro Halbspannweite) eingestellt. Hierbei werden jedoch hohe Werte (>30) empfohlen, einerseits um die Genauigkeit des zu berechnenden Beiwertes des induzierten Widerstandes zu erhöhen, andererseits um eine feine Auflösung der spannweitigen Verläufe zu erzielen. Unterhalb davon erfolgt die Eingabe der Anzahl an Birnbaum-Koeffizienten, die in der Approximation der Steigung der Skelettlinie berücksichtigt werden sollen. Für genaue Berechnungen sollte hierbei immer der Standardwert (Maximalwert) von 21 verwendet werden, da sein Einfluss auf die Rechenzeit nicht nennenswert ist. Lediglich zur Untersuchung des Approximationsverhaltens können kleinere Werte verwendet werden. In einem rechts befindlichen Optionsfeld kann der Benutzer wählen, ob der Flügelnachlauf entweder eben, oder, mittels Relaxationsverfahren, aufgerollt berechnet werden soll. Bei der Wahl der letztgenannten (unteren) Option, wird das unterste Eingabefeld aktiviert, in welchem die Anzahl an Iterationsschritten des Relaxationsverfahrens spezifiziert werden muss. Erfahrungsgemäß sollte hierbei generell ein Wert von mindestens 3, jedoch nicht größer als 7 gewählt werden. Im mittleren Anströmwinkelbereich genügen bereits 5 Iterationsschritte, da die danach noch folgenden Änderungen der Nachlaufgeometrie kaum mehr erkennbar sind und dadurch Rechenzeit sinnvoll eingespart werden kann.

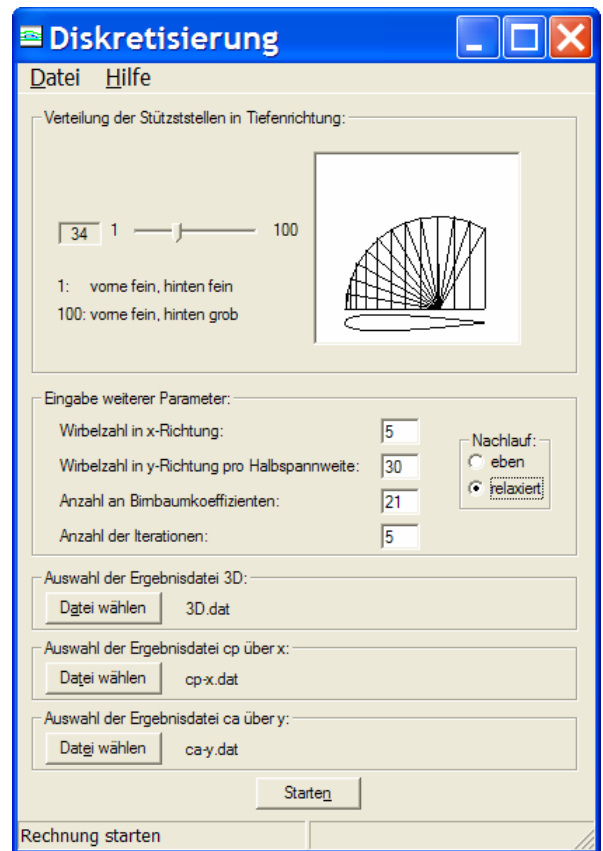


Abb. 4.1.5 Zweites Eingabe-Dialogfeld

Der untere Teil des Dialogfeldes ist reserviert für die Angabe von drei Ausgabedateien (Dateiname *.dat), in welche verschiedene Ergebnisse, die in Kapitel 3.4 behandelt wurden, geschrieben werden. Auf diese Dateien soll in Kapitel 4.2 eingegangen werden.

4.1.2 Optionsweg Einlesen der Daten aus Datei

Es sei noch einmal daran erinnert, dass bei Wahl des Optionspunktes "Einlesen der Daten aus Datei" für die Erstellung der Eingabedatei, welche die Geometriedaten des Flügels enthält, ein spezieller Flügeleditor herangezogen werden kann. Dieser ist ein im Rahmen einer parallelen Arbeit am IAG erstelltes Zusatzprogramm von AERO 1.1. Auf diesem Optionsweg erscheint nur das in Abb. 4.1.6 gezeigte Dialogfeld. Im oberen Bereich erfolgt als erstes die Angabe der Datei, aus welcher der Flügel eingelesen (Dateiname *.fdw), darunter, in welche Ausgabedateien wiederum die verschiedenen Ergebnisse geschrieben werden sollen (Dateiname *.dat).

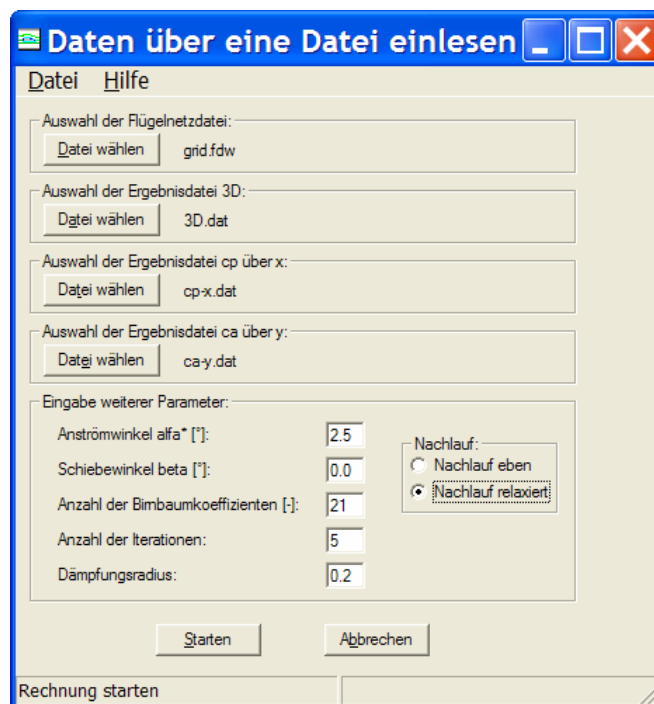


Abb. 4.1.6 Eingabe-Dialogfeld

Im unteren Bereich des Fensters muss der Benutzer die Richtung der Anströmung spezifizieren, was wieder durch Eingabe des Anström- und Schiebewinkels erfolgt. Die noch zu tätigen Eingaben betreffen die Anzahl der Birnbaum-Koeffizienten, die Anzahl an Iterationsschritten (falls rechts wiederum die Option "Nachlauf relaxiert" gewählt wurde) sowie die noch zusätzliche Angabe des Dämpfungsradius. Dieser wird, wie zuvor schon einmal betont, als Vielfaches des Standardwertes angegeben, welcher der größten Elementarflügeldiagonale entspricht.

Auf beiden Optionswegen beginnt die eigentliche Rechnung des Programms durch Drücken der Schaltfläche "Starten" (siehe Abb. 4.1.5 und 4.1.6). Während des Rechenvorganges wird der Fortschrittsgrad durch den in Abb. 4.1.7 gezeigten Balken dargestellt.

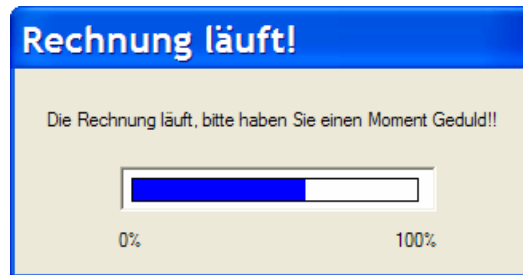


Abb. 4.1.7 Fortschrittsanzeige

Nach Ende der Rechnung öffnet sich ein letztes Fenster, in welchem primäre Ergebnisse dargestellt werden (Abb. 4.1.8).

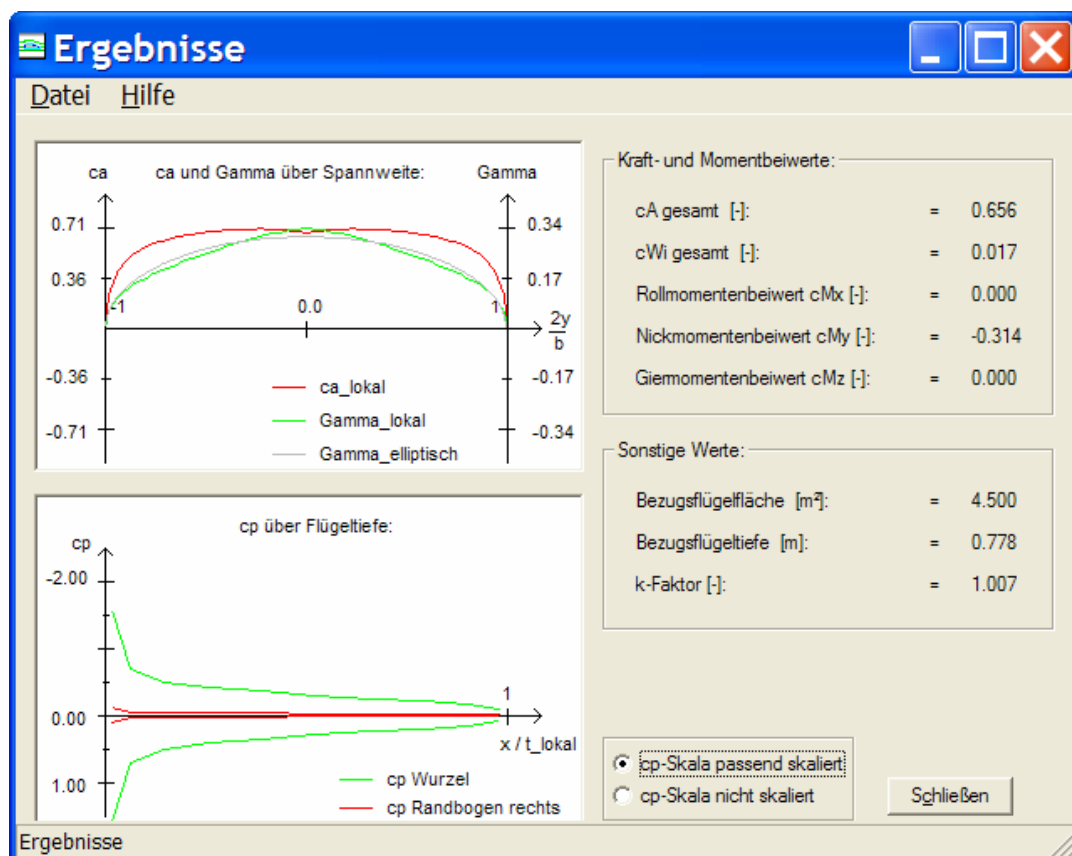


Abb. 4.1.8 Letztes Dialogfeld beider Optionswege mit primären Ergebnissen

Wie ersichtlich ist, erscheinen rechts oben der c_A -Wert, der Beiwert des induzierten Widerstandes c_{Wi} sowie die Momentenbeiwerte c_{Mx} , c_{My} und c_{Mz} um alle drei Koordinatenachsen für den gesamten Flügel. Darunter gibt das Programm die berechnete

Bezugsflügelfläche und -tiefe sowie den k-Faktor aus. Die erwähnte Warnung bei k-Faktoren kleiner als 1 wegen zu grober Diskretisierung in Spannweitenrichtung würde, wie in Abb. 4.1.9 gezeigt, unterhalb der genannten Kurzergebnisse erscheinen.

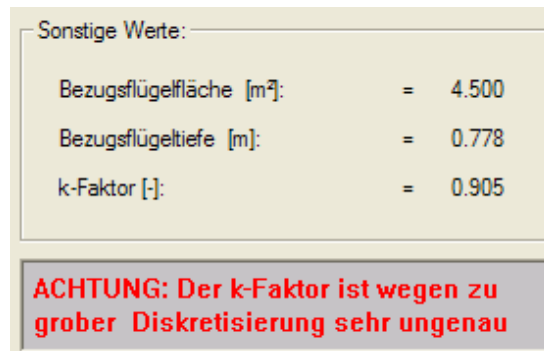


Abb. 4.1.9 Warnung bei k-Faktoren < 1

Auf der linken Seite des Ergebnisfensters in Abb. 4.1.8 ist im oberen der beiden Diagramme die Verteilung des lokalen Auftriebsbeiwertes in rot, die Zirkulationsverteilung in grün sowie die elliptische Zirkulationsverteilung in grau über der Spannweite gezeigt. Wie im vergangenen Kapitel bereits erwähnt, stellt diese hinsichtlich des induzierten Widerstandes im Rahmen der PRANDTL'schen Traglinientheorie den optimalen Verlauf der Zirkulationsverteilung dar. Im unteren Diagramm erfolgt eine Darstellung des Verlaufs der Druckbeiwerte an der Flügelwurzel in grün und an der rechten Flügelspitze in rot. Deutlich zu erkennen sind die zur x-Achse antimetrischen Verläufe an der Flügelober- und Flügelunterseite. Im Falle sehr hoher oder niedriger c_p -Werte, es wird dabei erneut auf ihre unrealistischen Ausmaße speziell in Staupunktnähe hingewiesen, können die Verläufe mit dem im rechten unteren Bereich befindlichen Umschaltknopf auf die passende Größe des Fensters skaliert werden.

4.2 Ein- und Ausgabedateien

4.2.1 Eingabedatei

Die im Unterkapitel 3.1.4 erwähnte Eingabedatei eines Flügels mit zwei Segmenten soll hier nun einmal gezeigt und schrittweise kommentiert werden. Im Kopfteil des Datenblattes befinden sich zunächst Angaben über die Wirbelanzahl des Nachlaufs in Tiefenrichtung (nw), die Länge des Nachlaufs in Vielfachen der Spannweite (wlf), den Symmetriefaktor ($ssymm$), die Wirbelanzahl des Flügels in Tiefen- (sm) und Spannweitenrichtung ($nsum$), den Diskretisierungsparameter ($disc$) sowie die Anzahl der Segmente, aus denen der Flügel besteht (sf).

```
TITLE= "3D-Daten"  
VARIABLES= "X", "Y", "Z"  
ZONE T= "Wing"  
#nw= 25  
#wlf= 5  
#ssymm= 0  
#sm= 10  
#nsum= 4  
#disc= 4  
#sf= 2
```

Daran im Anschluss folgen die Angaben über die Anzahl an Wirbelleitern in jedem der Segmente des Flügels (hier also 2).

```
Anzahl an Wirbeln in Spannweitenrichtung auf dem Segment[0]= 2  
Anzahl an Wirbeln in Spannweitenrichtung auf dem Segment[1]= 2
```

Als Nächstes werden jeweils die x-, y- und z-Koordinaten der Vorder- und Hinterkantenpunkte aller primärer Profilschnitte, also aller Segmentgrenzen angegeben (hier also 3).

```
Koordinaten der primären Profilschnitte[]
```

```
x-Wert Vorderkante[0]= 12.0229  
y-Wert Vorderkante[0]= 20.7767  
z-Wert Vorderkante[0]= 4.94  
x-Wert Hinterkante[0]= 13.0956  
y-Wert Hinterkante[0]= 20.7767  
z-Wert Hinterkante[0]= 4.921323
```

```
x-Wert Vorderkante[1]= 0  
y-Wert Vorderkante[1]= 0  
z-Wert Vorderkante[1]= 0  
x-Wert Hinterkante[1]= 7  
y-Wert Hinterkante[1]= 0  
z-Wert Hinterkante[1]= -0.366854455
```

```
x-Wert Vorderkante[2]= 12.0229  
y-Wert Vorderkante[2]= -20.7767
```

z-Wert Vorderkante[2]= 4.94
x-Wert Hinterkante[2]= 13.0956
y-Wert Hinterkante[2]= -20.7767
z-Wert Hinterkante[2]= 4.921323

Als Nächstes werden jeweils die x-, y- und z-Koordinaten der Vorder- und Hinterkantenpunkte sämtlicher primärer und sekundärer Profilschnitte, also aller Wirbelleitergrenzen angegeben (hier also 5).

Koordinaten aller Profilschnitte[]

x-Wert Vorderkante[0]= 12.0229
y-Wert Vorderkante[0]= 20.7767
z-Wert Vorderkante[0]= 4.94
x-Wert Hinterkante[0]= 13.0956
y-Wert Hinterkante[0]= 20.7767
z-Wert Hinterkante[0]= 4.921323

x-Wert Vorderkante[1]= 5.8627
y-Wert Vorderkante[1]= 11.0261
z-Wert Vorderkante[1]= 1.55
x-Wert Hinterkante[1]= 9.0626
y-Wert Hinterkante[1]= 11.0261
z-Wert Hinterkante[1]= 1.41961

x-Wert Vorderkante[2]= 0
y-Wert Vorderkante[2]= 0
z-Wert Vorderkante[2]= 0
x-Wert Hinterkante[2]= 7
y-Wert Hinterkante[2]= 0
z-Wert Hinterkante[2]= -0.366854455

x-Wert Vorderkante[3]= 5.8627
y-Wert Vorderkante[3]= -11.0261
z-Wert Vorderkante[3]= 1.55
x-Wert Hinterkante[3]= 9.0626
y-Wert Hinterkante[3]= -11.0261
z-Wert Hinterkante[3]= 1.41961

x-Wert Vorderkante[4]= 12.0229
y-Wert Vorderkante[4]= -20.7767
z-Wert Vorderkante[4]= 4.94
x-Wert Hinterkante[4]= 13.0956
y-Wert Hinterkante[4]= -20.7767
z-Wert Hinterkante[4]= 4.921323

Es folgen die Angaben der V-Winkel aller Segmente (hier also 2).

V-Winkel der Flügelsegmente[]

theta[0]= 5
theta[1]= -5

Abschließend werden die ersten 21 Birnbaum-Koeffizienten an allen primären Profilschnitten, also an allen Segmentgrenzen aufgelistet (hier also an 3).

Birnbaumkoeffizienten an den primären Profilschnitten[]

A0[0]= 0.055663
A1[0]= 0.106448
A2[0]= -0.013178
A3[0]= 0.015041
A4[0]= -0.014701
A5[0]= -0.000549
A6[0]= -0.013997
A7[0]= -0.004327
A8[0]= -0.012127
A9[0]= -0.005715
A10[0]= -0.009902
A11[0]= -0.005227
A12[0]= -0.007508
A13[0]= -0.004606
A14[0]= -0.005730
A15[0]= -0.004049
A16[0]= -0.004251
A17[0]= -0.003599
A18[0]= -0.003037
A19[0]= -0.003058
A20[0]= -0.001817

A0[1]= 0.055663
A1[1]= 0.106448
A2[1]= -0.013178
A3[1]= 0.015041
A4[1]= -0.014701
A5[1]= -0.000549
A6[1]= -0.013997
A7[1]= -0.004327
A8[1]= -0.012127
A9[1]= -0.005715
A10[1]= -0.009902
A11[1]= -0.005227
A12[1]= -0.007508
A13[1]= -0.004606
A14[1]= -0.005730
A15[1]= -0.004049
A16[1]= -0.004251
A17[1]= -0.003599
A18[1]= -0.003037
A19[1]= -0.003058
A20[1]= -0.001817

A0[2]= 0.055663
A1[2]= 0.106448
A2[2]= -0.013178
A3[2]= 0.015041
A4[2]= -0.014701
A5[2]= -0.000549
A6[2]= -0.013997
A7[2]= -0.004327
A8[2]= -0.012127
A9[2]= -0.005715
A10[2]= -0.009902
A11[2]= -0.005227
A12[2]= -0.007508
A13[2]= -0.004606
A14[2]= -0.005730
A15[2]= -0.004049

A16[2]= -0.004251
A17[2]= -0.003599
A18[2]= -0.003037
A19[2]= -0.003058
A20[2]= -0.001817

Würde man die hier eingefügten Kommentare entfernen und die Datei unter einem Namen der Form *.fdw abspeichern, so würde die Einleseroutine des Wirbelleiterverfahrens damit das Gitternetz dieses zweisegmentigen Flügels erzeugen können. Der Benutzer bräuchte für die Berechnung der Umströmung des Flügels nur noch die im Unterkapitel 4.1.2 beschriebenen Angaben vornehmen.

4.2.2 Ausgabedateien

Das Programm schreibt nach Ende der in Kapitel 3.4 erläuterten Berechnungen in drei Ausgabedateien (*.dat) verschiedene Ergebnisse, die wesentlich detaillierter sind als die primären, die im Ergebnis-Dialogfeld (Abb. 4.1.8) angezeigt werden. Der Benutzer hat nach Beendigung dieses Schreibvorganges die Möglichkeit, sich diese Dateien mit dem Programm TECPLOT graphisch anzeigenzulassen. Es besteht natürlich auch die Möglichkeit, sich die Dateien mit einem gewöhnlichen Texteditor numerisch anzeigenzulassen.

4.2.2.1 Dreidimensionale Ansicht

Zur dreidimensionalen Darstellung der Gitternetze des Flügels bzw. des Nachlaufs werden seitens des Flügels die Kollokationspunkte, seitens des Nachlaufs die Anfangs- und Endpunkte der Nachlaufwirbelsegmente herangezogen. Mit Hilfe einer programmseitigen Routine werden daher die Koordinaten dieser Punkte in die erste Datei, die für diesen Zweck vom Benutzer ausgewählt wurde (z.B. 3D.dat), geschrieben.

Im Kopf dieser Datei befindet sich die Maske des Datensatzes die angibt, in welcher Reihenfolge die nachfolgenden Daten spaltenweise aufgelistet sind. Darunter erfolgt die Angabe des Namens der Zone, deren Punkte als Nächstes aufgelistet werden. Sowohl Flügel als auch Nachlauf sind praktischerweise in unterschiedlichen Zonen abgelegt, wodurch man in TECPLOT die Möglichkeit hat, beide Gitternetze voneinander getrennt zu betrachten. Diesem Programm muss für die graphische Erzeugung des Gitters jedoch auch die Anzahl der Gitterpunkte in beide Richtungen mitgeteilt sowie ein weiterer Befehl erteilt werden, wie die einzelnen Punkte dieser Zone miteinander zu verbinden sind. Dies geschieht jeweils am Beginn der Zone, was in dem nachfolgend gezeigten, stark verkürzten Datenblatt verdeutlicht werden soll.

```

TITLE="D-Daten"
VARIABLES="X", "Y", "Z", "Gamma", "Pressure difference"

ZONE T="Flügel", I=5, J=40, F=POINT
2.3505736 2.995376 0.32650094 0.0035451812 0.080872191
  .      .      .      .      .
  .      .      .      .      .
  .      .      .      .      .

ZONE T="Nachlauf", I=26, J=41, F=POINT
2.3746081 3 0.3279574 0.016271034 0
  .      .      .      .      .
  .      .      .      .      .
  .      .      .      .      .

```

Wie an dem Kopf der Datei zu erkennen ist, wird jeder Punkt der beiden Zonen nicht nur durch seine drei Koordinaten X , Y und Z , sondern auch durch zwei weitere Parameter beschrieben, für die jeweils eine eigene Datenspalte angelegt ist. In der Zone "Flügel" ist dabei der erste Parameter die Zirkulationsstärke des zum Kollokationspunkt gehörenden Hufeisenwirbels, der zweite der Lastbeiwert c_p des zum Kollokationspunkt gehörenden Elementarflügels. In der unterhalb der Zone "Flügel" befindlichen Zone "Nachlauf" werden den Anfangs- und Endpunkten der Nachlaufwirbelsegmente als Parameter ebenfalls jeweils die Zirkulationsstärke des betroffenen Nachlaufwirbelfadens sowie der Lastbeiwert c_p mitgeliefert. Letztgenannter wird für den Nachlauf allerdings immer zu Null gesetzt, da dieser im aufgerollten, relaxierten Zustand kräfte-, also lastfrei sein muss. In TECPLOT lassen sich bei der Betrachtung der beiden Zonen die beiden Parameter unabhängig voneinander zu- oder abschalten. TECPLOT erstellt dabei Isolinien, im Falle des ersten Parameters also Linien gleicher Zirkulation, im Falle des zweiten Parameters Isobaren, wobei die Zwischenräume jeweils farbig gefüllt werden können. Abb. 4.2.1 zeigt eine komplette 3D-Darstellung eines Trapezflügels, erstellt über den interaktiven Optionsweg mit relaxiertem Nachlauf und zugeschaltetem Zirkulationsparameter.

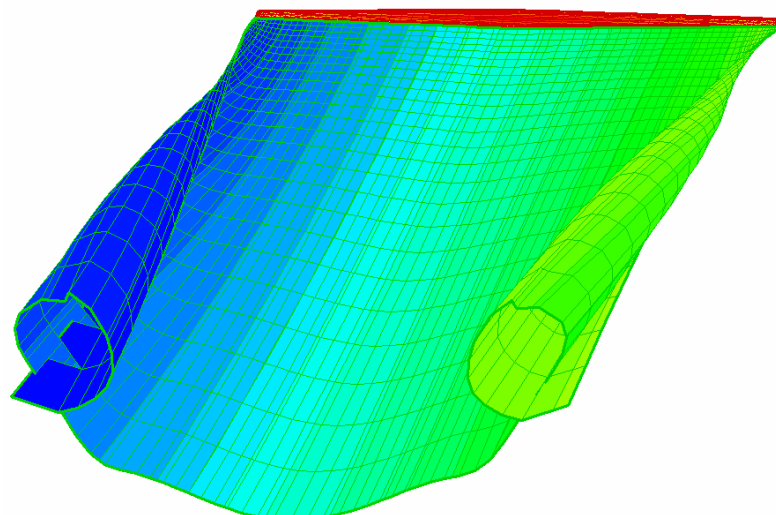


Abb. 4.2.1 Ansicht der Ausgabedatei 3D.dat

4.2.2.2 Druckverteilung in Tiefenrichtung

Wie bereits im Unterkapitel 3.4.3 erläutert, werden an allen Kollokationspunkten der Lastbeiwert sowie die Druckbeiwerte an der Ober- und Unterseite des Flügels berechnet. Um damit die $c_p(x)$ -Verläufe zu generieren, schreibt eine weitere Routine jeweils die mit der lokalen Flügeltiefe dimensionslos gemachten x -Koordinaten der Kollokationspunkte in die Datei, die vom Benutzer für diesen Zweck ausgewählt wurde (z.B. cp-x.dat). Den Koordinaten wird als Parameter der Druckbeiwert des jeweiligen Kollokationspunktes mitgeliefert, wie der folgende Auszug aus dieser Datei zeigt.

```
TITLE="D-Daten"
```

```
VARIABLES="x'=x/t(y)", "cp(x)'"
```

```
ZONE T="Oberseite Profilschnitt 1"
```

```
0.057385104 -0.013379893
```

```
0.23178135 -0.049498949
```

```
0.49099532 -0.055177933
```

```
0.75874487 -0.040824714
```

```
0.95623596 -0.03231108
```

```
ZONE T="Unterseite Profilschnitt 1"
```

```
0.95623596 0.03231108
```

```
0.75874487 0.040824714
```

```
0.49099532 0.055177933
```

```
0.23178135 0.049498949
```

```
0.057385104 0.013379893
```

Die Verläufe an Ober- und Unterseite des Flügels an allen Profilschnitten werden dabei jeweils in einer eigenen Zone abgelegt. Der Benutzer hat dadurch die Möglichkeit, den $c_p(x)$ -Verlauf an verschiedenen, spannweiten Positionen getrennt zu betrachten. Wie anhand der dimensionslosen x -Koordinaten des Dateiauszeuges zu erkennen ist, werden die Kollokationspunkte für die Profiloberseite von der Vorderkante zur Hinterkante, für die Profilunterseite in entgegengesetzter Richtung durchgezählt. Die Antimetrie der Verläufe beider Profilseiten zueinander macht sich wiederum im umgekehrten Vorzeichen der c_p -Werte bemerkbar. Je mehr Wirbel in Tiefenrichtung gewählt werden, umso glatter gestalten sich die $c_p(x)$ -Verläufe. In Abb. 4.2.2 sind diese an zwei verschiedenen Profilschnitten (1 und 5) dargestellt. Wiederum fällt auf, dass, insbesondere im vorderen

Bereich, unrealistische c_p -Werte resultieren. Einerseits wird dort an der Profiloberseite die Saugspitze nicht korrekt erfasst, andererseits liegen an der Unterseite in Staupunktnähe Werte größer als 1 vor. Die Verläufe sind an den Hinterkanten jeweils nicht geschlossen, da die Druckbeiwerte, wie bereits beschrieben, nur an den Kollokationspunkten berechnet werden.

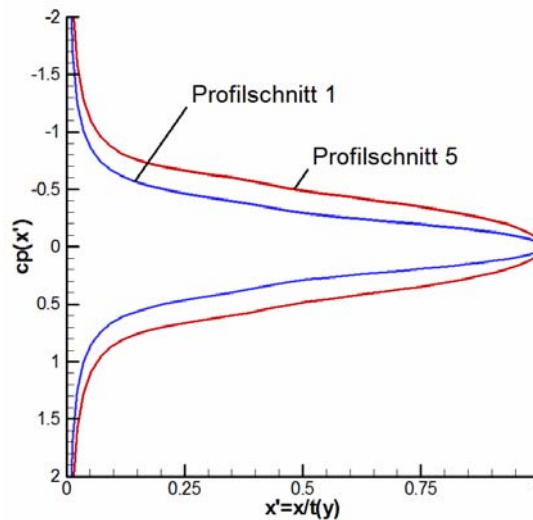


Abb. 4.2.2 Ansicht der Ausgabedatei cp-x.dat mit den aktiven Zonen zweier Profilschnitte

4.2.2.3 Spannweite Verteilung des Auftriebsbeiwertes und der Zirkulationsstärke

In die dritte Datei, die vom Benutzer ausgewählt wurde (z.B. ca-y.dat), werden im Kopf zunächst noch einmal alle Kurzergebnisse aufgelistet, die auch im Ergebnisfenster des Programms angezeigt werden. Unterhalb davon werden die y -Koordinaten der Kollokationspunkte aller Wirbelleitern geschrieben (in m). Als Parameter wird ihnen einerseits der lokale c_a -Wert, andererseits die Summe der Zirkulationsstärken aller Hufeisenwirbel innerhalb der jeweiligen Wirbelleiter mitgeliefert (Γ_{WL} -Wert aus Unterkapitel 3.4.4), wie der folgende Auszug aus dieser Datei zeigt.

```
#Area_ges= 4.5
#k_factor= 0.86717537
#refl= 0.77777778
#cA_ges= 1.1575228
#cWi_ges= 0.046230246
#cMx= 0
#cMy= -1.6297394
#cMz= 0
```

```
TITLE="D-Daten"
```

```
VARIABLES="y", "ca(y)", "Gamma(y)"
```

```
2.9265848 0.75871177 0.19431969
```

```
•      •      •  
•      •      •  
•      •      •
```

Daraus generiert TECPLOT die $c_a(y)$ - und $\Gamma(y)$ -Verteilung. Letztere wird in der Einheit der Zirkulation in m^2/s für eine Anströmgeschwindigkeit von 1m/s (und allen geometrischen Größen in m) berechnet und angegeben. Je mehr Wirbel in Spannweitenrichtung gewählt werden, umso glatter gestalten sich die beiden Verläufe. Abb. 4.2.3 zeigt für einen ungeschränkten, nach hinten gepfeilten und zugespitzten Flügel die mit TECPLOT visualisierte Datei `ca-y.dat` mit zugeschaltetem Γ - und c_a -Parameter.

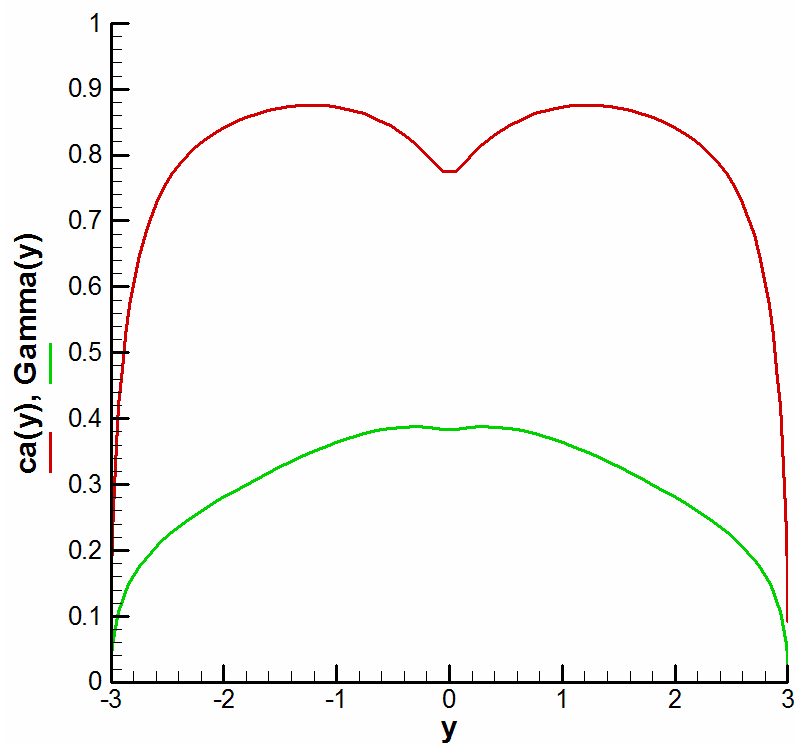


Abb. 4.2.3 Ansicht der $c_a(y)$ - und $\Gamma(y)$ -Verteilung

4.3 Programmaufbau

Auch wenn in der bisherigen Dokumentation chronologisch vorgegangen und auf manche Funktionen ohnehin schon genauer eingegangen wurde, soll hier noch einmal ein zusammenfassender Überblick über sämtliche, aktiven Funktionen und deren Aufgaben im rechnenden Teils des hier besprochenen Wirbelleiterverfahrens gegeben werden. Der an einer ausführlichen und detaillierten Beschreibung der Implementierung interessierte Leser kann darüber hinaus von der auf der beiliegenden Programm-CD befindlichen Quellcode-Dokumentation Gebrauch machen. Die folgenden beiden Abbildungen zeigen zunächst schematisch alle verwendeten Haupt- und Unterfunktionen des Programms.

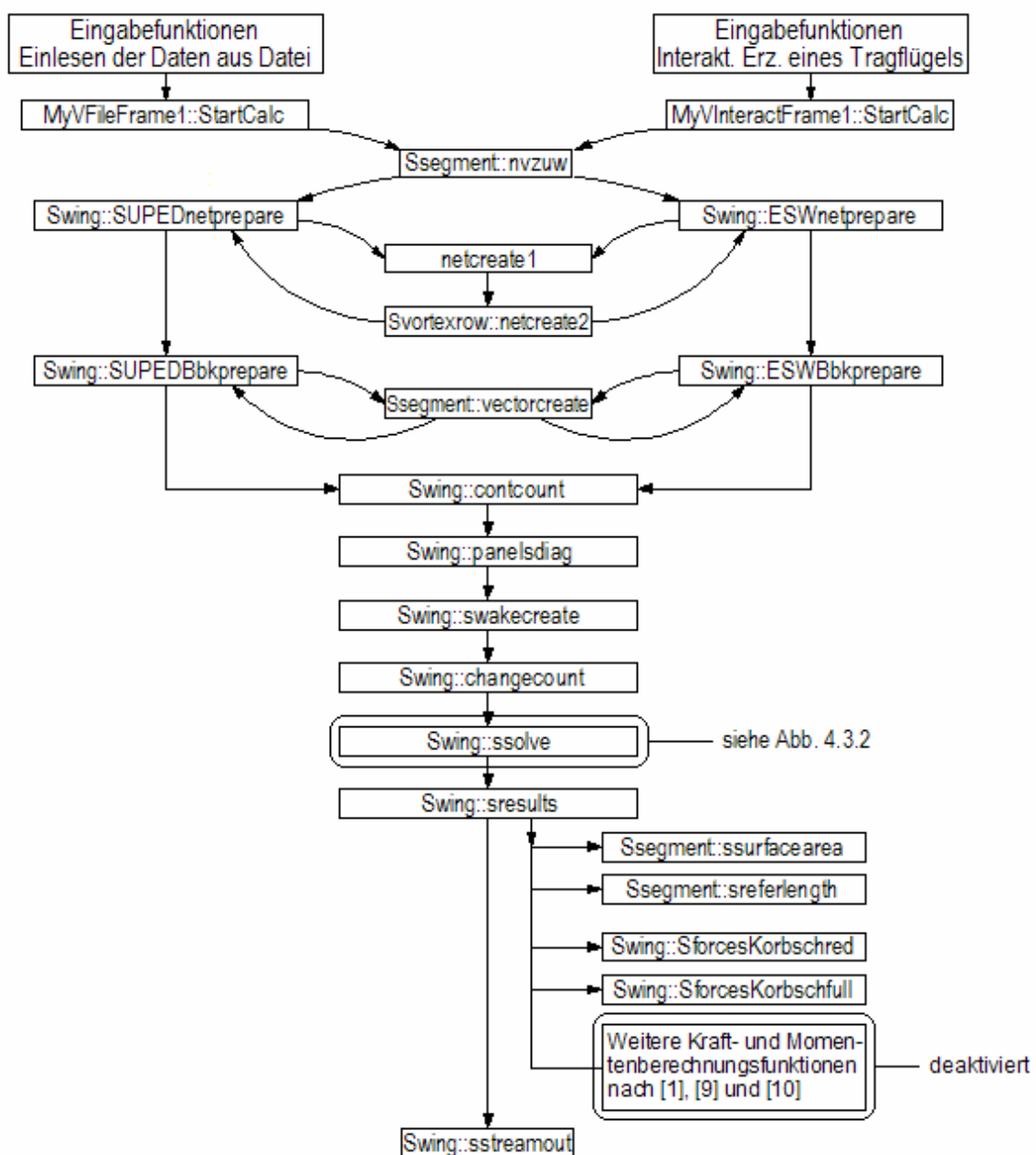
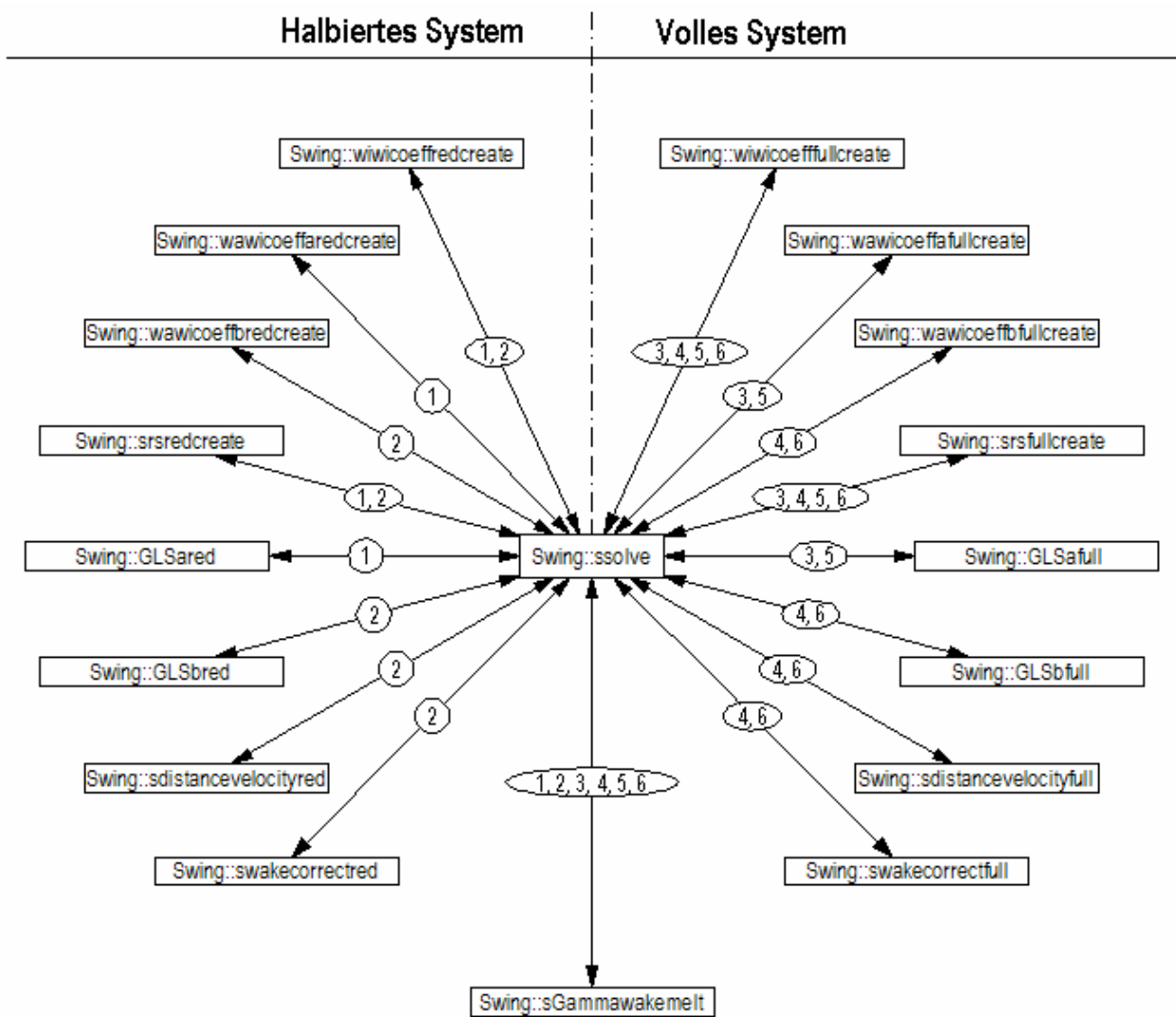


Abb. 4.3.1 Hauptfunktionen des rechnenden Teils des Programms

Abb. 4.3.2 Unterfunktionen der `ssolve`-Funktion

Hierbei ist deutlich zu erkennen, wie die einzelnen Unterfunktionen mit der Hauptfunktion `ssolve` kommunizieren. Die Zahlen im inneren Kreis zeigen an, bei welchem der sechs Kombinationsfälle (vgl. Abb. 3.3.1) die jeweilige Funktion verwendet wird. Im Fall der Relaxation werden die betreffenden Funktionen auch mehr als einmal durchlaufen, abhängig von der gewählten Anzahl an Iterationsschritten. Im Folgenden sollen die Aufgaben aller Haupt- und Unterfunktionen erläutert werden.

4.3.1 Hauptfunktionen

MyVFileFrame1::StartCalc

Stellt die Einstiegsfunktion für den Optionsweg „Einlesen der Daten aus Datei“ dar und steuert die übrigen Funktionen auf diesem Weg an.

MyVInteractFrame1::StartCalc

Stellt die Einstiegsfunktion für den Optionsweg „Interaktive Erzeugung eines Tragflügels“ dar und steuert die übrigen Funktionen auf diesem Weg an.

Ssegment::nvzuw

Ist die erste Schnittstellen-Funktion zwischen den beiden Optionswegen (siehe Abb. 4.3.1) und wird so oft aufgerufen, so viele Segmente der Flügel hat. Dabei weist sie jedem Segment auf dem Flügel seine Anzahl an Wirbelleitern zu, welche sie über beide Optionswege aus der Eingabe des Benutzers kennt.

Swing::SUPEDnetprepare

Ordnet die über den Optionsweg „Einlesen der Daten aus Datei“ eingelesenen Vorder- und Hinterkantenpunkte aller primären und sekundären Profilschnitte den Eckpunkten der Wirbelleitern zu und schafft einen passenden Datensatz für die weiterbearbeitende *netcreate2*-Funktion.

Swing::ESWnetprepare

Berechnet mit den vom Benutzer über den Optionsweg „Interaktive Erzeugung eines Tragflügels“ gemachten Eingaben der Flügelwurzel- und Randbogendaten die Eckpunkte aller Wirbelleitern. Diese werden mittels einer Interpolation nach MULTHOFF spannweitig verteilt. Der am Ende vorliegende Datensatz aller Wirbelleitereckpunkte ist passend für die weiterbearbeitende *netcreate2*-Funktion.

netcreate1

Ist eine weitere Funktion an der Schnittstelle zwischen den beiden Optionswegen, die mit einmaligem Aufruf die dimensionslosen x-Positionen der Vorder- und Hinterkante der

Elementarflügel sowie des Kollokationspunktes berechnet, zu Letztgenanntem auch dessen Winkel φ , der für die Fourier-Analyse verwendet wird. Dazu benötigt sie lediglich den vom Benutzer eingegebenen Diskretisierungsparameter (siehe Abb. 3.1.6) und Gl. (5) zur nichtlinearen Interpolation in Tiefenrichtung.

Svortexrow::netcreate2

Ist wiederum eine Funktion an der Schnittstelle zwischen den beiden Optionswegen, die so oft aufgerufen wird, so viele Wirbelleitern es insgesamt auf dem Flügel gibt. In jeder Leiter berechnet sie alle wichtigen Punkte aller Elementarflügel (siehe Abb. 3.1.5). Dazu benötigt sie jeweils die Eckpunkte aller Wirbelleitern, die ihr von den *netprepare*-Funktionen beider Optionswege bereitgestellt werden und den Diskretisierungsparameter zur nichtlinearen Interpolation in Tiefenrichtung.

Swing::SUPEDBbkprepare

Ordnet die über den Optionsweg „Einlesen der Daten aus Datei“ eingelesenen Birnbaumkoeffizienten an allen primären Profilschnitten den Rändern aller Segmente des Flügels zu und schafft einen passenden Datensatz für die weiterbearbeitende *vectorcreate*-Funktion.

Swing::ESWBbkprepare

Berechnet mit den vom Benutzer über den Optionsweg „Interaktive Erzeugung eines Tragflügels“ gemachten Eingaben zum Profil an Flügelwurzel und Randbogen die Birnbaumkoeffizienten mittels Fourier-Analyse und weist sie den Rändern der beiden Segmente zu. Dabei entsteht ein für die weiterbearbeitende *vectorcreate*-Funktion passender Datensatz.

Ssegment::vectorcreate

Ist die letzte Funktion an der Schnittstelle zwischen den beiden Optionswegen vor ihrer entgeltigen Zusammenführung. Sie wird so oft aufgerufen, so viele Segmente der Flügel besitzt, und berechnet in jedem der Segmente die normierten Normalenvektoren über allen Kollokationspunkten. Dazu benötigt sie die Birnbaumkoeffizienten an allen primären Profilschnitten, die ihr von den *Bbkprepare*-Funktionen beider Optionswege bereitgestellt werden.

Swing::contcount

Stellt den Punkt der entgültigen Zusammenführung beider Optionswege dar und führt für alle wichtigen Punkte des Flügels eine durchgehende Zählweise gemäß Abb. 3.1.4 ein. Damit fällt die Aufteilung des Flügels in Segmente, Wirbelleitern und Elementarflügel, stattdessen wird von nun an jeder Elementarflügel mit all seinen Punkten (vgl. Abb. 3.1.5) gleich behandelt. Die durchgehende Zählweise beschleunigt außerdem sämtliche darauffolgende Berechnungen.

Swing::panelsdiag

Berechnet durch einmaligen Aufruf und mit der neu eingeführten Zählweise die beiden Diagonalen aller Elementarflügel und bestimmt ihren maximalen Wert. Dieser wird später für den Dämpfungsradius in der Relaxation benötigt.

Swing::swakecreate

Berechnet die Punkte des Nachlaufs in der Startgeometrie. Dabei wird ein Index für den Wirbelfaden und ein Index für ein Wirbelsegment innerhalb eines Fadens verwendet. Außerdem werden zusätzlich noch die Mittelpunkte aller Wirbelsegmente berechnet, auf denen später, im Fall der Relaxation, der gesamte Geschwindigkeitsvektor ermittelt wird.

Swing::changecount

Führt auf dem Flügel nochmals eine neue Zählweise ein, die jedoch lediglich für die Geschwindigkeitsermittlung herangezogen wird. Dabei wird nicht mehr nur jeder Elementarflügel, sondern sogar seine Punkte gleich behandelt. Es wird also nicht mehr unterschieden zwischen den Punkten *A*, *B*, *C* und *D* des Hufeisenwirbels, sondern eine einheitliche, buchstabenlose Zählweise verwendet. Dies hat im Fall der Relaxation und bei der Kraftberechnung den Vorteil, dass damit einige der zeitintensiven *if*-Abfragen, die zur Unterscheidung der Abstände von den Wirbelpunkten erforderlich wären, eingespart werden können.

Swing::ssolve

Stellt den zentralen Ausgangspunkt vieler weiterer Funktionen dar (vgl. Abb. 4.3.2). Das Endergebnis, sei es mit oder ohne Relaxation, ist der gelöste Unbekanntenvektor, der alle Wirbelstärken des Flügels und damit auch des Nachlaufs enthält. Erst im Anschluss daran können mit der nächsten Hauptfunktion (*sresults*) die relevanten Ergebnisse berechnet werden.

Swing::sresults

Besitzt zwei Unterfunktionen *ssurfacearea* und *sreferlength*, auf die im Anschluss noch eingegangen wird. Außerdem erfolgt hier die in Kapitel 3.4 beschriebene Berechnung der Lastverteilung und die der spannweiten Zirkulationsverteilung. Am Ende gibt diese Funktion die Kurzergebnisse (C_A , C_{Wi} , C_{Mx} , C_{My} , C_{Mz} und k) wieder zurück an den graphischen Teil, der sie anschließend im Ergebnisfenster anzeigt.

Ssegment::ssurfacearea

Wird so oft aufgerufen, aus so vielen Segmenten sich der Flügel zusammensetzt und berechnet für jedes der Segmente, die als Projektion in der xy -Ebene immer Trapeze sind, seine Fläche.

Ssegment::sreferlength

Wird so oft aufgerufen, aus so vielen Segmenten sich der Flügel zusammensetzt und führt das Integral von Gl. (36) abschnittsweise an jedem der Segmente durch.

Swing::SforcesKorbschred

Führt die Kraft- und Momentenberechnung, die Transformation und die Bestimmung der Beiwerte gemäß Kapitel 3.4 für das halbierte System durch.

Swing::SforcesKorbschfull

Führt die Kraft- und Momentenberechnung, die Transformation und die Bestimmung der Beiwerte gemäß Kapitel 3.4 für das volle System durch.

Swing::sstreamout

Dirigiert das Erstellen der drei Ausgabedateien (*.dat), in die sämtliche Werte der in Kapitel 3.4 erläuterten Ergebnisse geschrieben werden.

4.3.2 Unterfunktionen der Funktion *ssolve*

Swing::wiwicoeffredcreate

Berechnet im halbierten System durch einmaligen Aufruf die Einträge der Basismatrix, also die Induktionseinflüsse der Flügelwirbel auf die Kollokationspunkte des Flügels.

Swing::wawicoeffaredcreate

Addiert im halbierten System ohne Relaxation durch einmaligen Aufruf zur Basismatrix A die zusätzlichen Induktionseinflüsse der Nachlaufwirbel auf die Kollokationspunkte des Flügels, koppelt also den Nachlauf in das System ein.

Swing::wawicoeffbredcreate

Addiert im halbierten System mit Relaxation zur Basismatrix B die zusätzlichen Induktionseinflüsse der Nachlaufwirbel auf die Kollokationspunkte des Flügels, koppelt also den Nachlauf in das System ein.

Swing::srsredcreate

Stellt für das halbierte System durch einmaligen Aufruf den Vektor der rechten Seite auf, der danach im Lösungsalgorithmus benötigt wird.

Swing::GLSared

Löst durch einmaligen Aufruf das lineare, halbierte System ohne Relaxation durch Zerlegung der Matrix A .

Swing::GLSbred

Löst das lineare, halbierte System mit Relaxation durch Zerlegung der Matrix B .

Swing::wiwicoefffullcreate

Berechnet im vollen System durch einmaligen Aufruf die Einträge der Basismatrix, also die Induktionseinflüsse der Flügelwirbel auf die Kollokationspunkte des Flügels.

Swing::wawicoeffafullcreate

Addiert im vollen System ohne Relaxation durch einmaligen Aufruf zur Basismatrix A die zusätzlichen Induktionseinflüsse der Nachlaufwirbel auf die Kollokationspunkte des Flügels, koppelt also den Nachlauf in das System ein.

Swing::wawicoeffbfullcreate

Addiert im vollen System mit Relaxation zur Basismatrix B die zusätzlichen Induktionseinflüsse der Nachlaufwirbel auf die Kollokationspunkte des Flügels, koppelt also den Nachlauf in das System ein.

Swing::srsfullcreate

Stellt für das volle System durch einmaligen Aufruf den Vektor der rechten Seite auf, der danach im Lösungsalgorithmus benötigt wird.

Swing::GLSafull

Löst durch einmaligen Aufruf das lineare, volle System ohne Relaxation durch Zerlegung der Matrix A .

Swing::GLSbfull

Löst das lineare, volle System mit Relaxation durch Zerlegung der Matrix B .

Swing::sGammawakemelt

Fasst die berechneten, verbindenden Wirbel des Flügels an seiner Hinterkante zu $nsum+1$ Nachlaufwirbeln zusammen, führt also eine Verschmelzung durch, die für die Relaxation erforderlich ist.

Swing::sdistancevelocityred

Berechnet im halbierten System die Abstände sämtlicher Wirbel des Flügels und Nachlaufs zu den Mittelpunkten aller Nachlaufwirbelsegmente und ermittelt dort anschließend den gesamten Geschwindigkeitsvektor.

Swing::sdistancevelocityfull

Berechnet im vollen System die Abstände sämtlicher Wirbel des Flügels und Nachlaufs zu den Mittelpunkten aller Nachlaufwirbelsegmente und ermittelt dort anschließend den gesamten Geschwindigkeitsvektor.

Swing::swakecorrectred

Führt mit dem Nachlauf des halbierten Systems eine Formkorrektur durch, indem die Anfangs- und Endpunkte seiner Wirbelsegmente mit Hilfe von relativen Vektoren verschoben und nachgerückt werden.

Swing::swakecorrectfull

Führt mit dem Nachlauf des vollen Systems eine Formkorrektur durch, indem die Anfangs- und Endpunkte seiner Wirbelsegmente mit Hilfe von relativen Vektoren verschoben und nachgerückt werden.