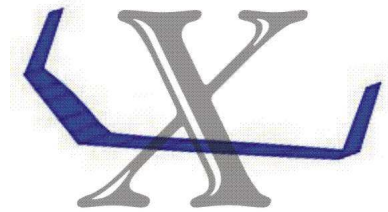


XWING Version 1.0

Ein Programm zur Berechnung der
aerodynamischen Eigenschaften von Modellflugzeugen

Ulf Lehnert

1.5.2007



Inhaltsverzeichnis

1 Grundlagen	2
2 Die Bedienoberfläche von XWING	3
2.1 Kommando-Übersicht	3
2.2 Grafik-Ausgabe	3
3 Die Analyse von Tragflügeln mit XWING	5
3.1 Die Geometrie-Definition	5
3.2 Flügelprofile	6
3.3 Analyse von Auftriebsverteilungen	7

1 Grundlagen

In zunehmendem Maße werden auch im Modellsport mathematische Verfahren zur aerodynamischen Auslegung und Optimierung von Tragflügeln verwendet. Die meisten frei verfügbaren und im Amateurbereich eingesetzten Verfahren unterliegen jedoch Einschränkungen bezüglich der möglichen Flügel-Konfigurationen. Häufig sind nur planare Konfigurationen möglich, Mehrflügel-Anordnungen (Doppeldecker) oder andere signifikante Abweichungen von der planaren Form (Winglets) können nicht erfaßt werden. Hier soll daher ein Ansatz verfolgt werden, der keinerlei Einschränkungen bezüglich der zugrundeliegenden Geometrien unterliegt.

XWING basiert auf einem sogenannten Wirbelgitterverfahren, das sich vom einfachen strukturellen Aufbau, dem Bedarf an Rechenzeit und der erreichbaren Genauigkeit anbietet. Der gesamte Flügel wird dabei sowohl in Spannweiten- als auch in Tiefenrichtung in Elementarflügel zerlegt. Jeder dieser Elementarflügel wird mit einem diskreten Hufeisenwirbel belegt, dessen gebundener Teil auf der $1/4$ -Linie des Elementarflügels liegt und dessen freie Enden sich vom Rand des Elementarflügels in x -Richtung bis ins Unendliche erstrecken (siehe Bild 1). Auf jedem Elementarflügel wird bei $3/4$ der Tiefe ein Kontrollpunkt platziert, in dem die induzierten Strömungsgeschwindigkeiten des gesamten Wirbelsystems berechnet werden. Die Forderung nach der Durchströmungsfreiheit des Mittelschnittes führt zu einem linearen Gleichungssystem, dessen Lösung die Stärke der einzelnen Hufeisenwirbel liefert.

2 Die Bedienoberfläche von XWING

Mit dem Start von XWING gelangt man zu einer Eingabe-Aufforderung (engl. prompt), von wo aus sämtliche Funktionen mittels Tastatureingaben aufrufbar sind. Jede Eingabe wird dabei mit <ENTER> abgeschlossen.

2.1 Kommando-Übersicht

Durch Eingabe von **h** oder **help** bekommt man eine Übersicht sämtlicher verfügbarer Kommandos angezeigt.

h(elp)	diese Übersicht
load [file]	Geometrie-Daten laden
debug [file]	Start/Stop Datei-Erzeugung für Debugging
print [file]	Start/Stop Datei-Erzeugung für Druckausgabe
q(uit)	Programmende
e(xec)	Berechnung der Lösungsmatrizen
a(lfa) x	Berechnung der aerodynamischen Kenngrößen für einen Anstellwinkel alfa in Grad
cl x	Berechnung der aerodynamischen Kenngrößen für einen gegebenen Auftriebsbeiwert
sm x	Berechnung der aerodynamischen Kenngrößen für ein gegebenes Stabilitätsmaß
yaw	Kenngrößen für Schiebe-Bewegung
flap n x	Eingabe von Klappen-Ausschlägen
device [name]	Datei/Gerät für Grafik-Ausgaben
geo	graf. Darstellung der Geometrie
gamma	graf. Darstellung der Auftriebsverteilung
cx	graf. Darstellung der Beiwerte
chord n	Auftriebsverteilung in Tiefenrichtung

Es gibt 3 Gruppen von Befehlen. Die erste dient der Steuerung des Programmablaufes. **load [file]** lädt die angegebene Datei mit Geometrie-Daten, die die Grundlage der gesamten Berechnungen bilden. Mit **print** startet bzw. beendet man die Ausgabe der berechneten Werte in eine Datei (zusätzlich zur Bildschirmausgabe). Diese Funktion ist vor allem für die Dokumentation der mit XWING durchgeführten Berechnungen gedacht. Mit **debug** kann eine ebensolche Datei erzeugt werden, die aber wesentlich ausführlicher die intern zur Berechnung benutzten Daten auflistet.

Die folgenden beiden Gruppen von Kommandos dienen der Steuerung der Berechnung und der grafischen Ausgabe der aerodynamischen Kenngrößen der berechneten Flügel-Konfiguration. Sie werden in den beiden folgenden Kapiteln ausführlich erläutert.

2.2 Grafik-Ausgabe

XWING wird unter LINUX entwickelt und läuft problemlos auch unter anderen UNIX-Derivaten, wird aber auch in einer Version für WINDOWS bereitgestellt. Um eine zwischen

den Betriebssystemen portierbare Grafik-Ausgabemöglichkeit zu erhalten wird die PGPLOT¹-
Programmbibliothek genutzt.

¹T. J. Pearson (tjp@astro.caltech.edu), PGPLOT Fortran Graphics Subroutine Library
Copyright (c) 1983-2001 by the California Institute of Technology.
<ftp://astro.caltech.edu/pub/pgplot/>

3 Die Analyse von Tragflügeln mit XWING

3.1 Die Geometrie-Definition

Die komplette Geometrie des Flugzeugs oder des Flügels wird in einer Eingabedatei beschrieben. Einige Beispiele werden mit dem Programm mitgeliefert, anhand derer es dem Anwender einfach möglich sein sollte, eigene Geometriebeschreibungen zu erstellen.

Für die Berechnung von Vergleichswerten (k-Faktoren etc.) wird eine Bezugs-Spannweite benötigt. Diese ist in der Regel die Spannweite des Hauptflügels. Da diese aus den Geometriedaten aber nicht unbedingt trivial zu ermitteln ist, wird sie im Kontrollabschnitt der Eingabedatei explizit angegeben.

```
[Control]
ref_span=2350
```

Falsche Eingaben an dieser Stelle haben keinen Einfluß auf die Richtigkeit der Berechnung der Auftriebsverteilung und der Beiwerte. Nur die Ermittlung von Vergleichswerten bezieht sich auf eine elliptische Auftriebsverteilung der angegebenen Referenz-Spannweite. Damit ist es z.B. möglich, k-Faktoren für Flügel mit nach außen geneigten Winglets bezogen auf den Basisflügel (der ja dann eine etwas kleinere Spannweite hat) anzugeben.

Alle zu berechnenden aerodynamisch wirksamen Flächen werden in eine Anzahl Segmente zerlegt angegeben. Diese Segmente sind alle völlig gleichberechtigt und können in beliebiger Reihenfolge angegeben werden. Der erste Eintrag im Geometrieabschnitt der Eingabedatei enthält die Anzahl der Segmente.

```
[Geometrie]
nseg=10
```

Um später die Eingabe und Berechnung von Klappen-Ausschlägen zu vereinfachen, werden Klappen, die sich über mehrere Segmente erstrecken können, zu Klappen-Gruppen zusammengefaßt. Für jede solche Klappengruppe kann später ein Ausschlag-Winkel angegeben werden. Die Anzahl der Gruppen (sprich die Anzahl der Funktionen) wird in folgendem Eintrag vorgegeben.

```
nflap=2
```

Unmittelbar auf den letzten Eintrag folgend werden dann die einzelnen Segmente in aufsteigender Reihenfolge aufgelistet.

Nr.	x1[mm]	y1[mm]	t1[mm]	z1[mm]	alpha[deg]
	x2[mm]	y2[mm]	t2[mm]	z2[mm]	alpha[deg]
	nspan	nchord	nflap	fl-group	

Die jeweils erste Zahl ist dabei die Segmentnummer, die zur Sicherheit und zur einfacheren Lokalisierung auftretender Eingabefehler auf die korrekte Reihung überprüft wird. Danach folgen fünf Zahlen für den „linken“ Rand des Segments :

1. x-Koordinate der Vorderkante (in Flug-Richtung),
2. y-Koordinate (Spannweiten-Richtung),
3. Flächentiefe (in x-Richtung),

4. z-Koordinate der Vorderkante (Höhe)

5. Anstellwinkel α der Profilsehne

Die nächste Zeile enthält die gleichen Angaben für den „rechten“ Rand des Segments. Wird ein durchgehender Flügel mit einer Reihe von Segmenten beschrieben, ist die Eingabe-Zeile für den „linken“ Rand eines Segments immer gleich der des „rechten“ Randes des vorhergehenden Segments. Dies ist jedoch nicht zwingend notwendig, Tiefensprünge oder Lücken sind durchaus erlaubt. Selbst Überlappungen führen nicht zu Rechenfehlern, sind aber physikalisch sinnlos, da das betreffende Stück dann doppelt wirkt.

Die Richtung, in der die Segmente angegeben werden ist von Bedeutung. Die sinnvolle Reihenfolge ist meistens die, daß der „rechte“ Rand eine höhere y-Koordinate hat als der „linke“ Rand. Die Reihenfolge bestimmt die Richtung, in der der Auftrieb als positiv definiert ist. Wenn man einen Zeiger vom „linken“ zum „rechten“ Rand in Richtung der x-Achse gesehen um 90° im Uhrzeigersinn dreht, hat man die Definitions-Richtung eines positiven Auftriebs. Diese Richtung definiert auch die Wirkungsrichtung des angegebenen Anstellwinkels (Schränkung) des Segments.

Senkrecht stehende Endscheiben (Winglets) werden also sinnvollermaßen wie folgt eingegeben: Das linke Winglet wird von „oben“ nach „unten“ gelistet, also der Rand mit der größeren z-Koordinate zuerst. Die Definitions-Richtung des Auftriebs zeigt dann in positive y-Richtung, also nach innen. Das rechte Winglet wird von „unten“ nach „oben“ gelistet, also der Rand mit der kleineren z-Koordinate zuerst. Die Definitions-Richtung des Auftriebs zeigt dann in negative y-Richtung, also ebenfalls nach innen. Wird ein Winglet-Flügel durchgehend vom linken Winglet beginnend, über den Hauptflügel bis zum rechten Winglet gelistet, ergibt sich diese Reihung automatisch.

Jedes einzelne Segment wird für die Berechnung in eine Anzahl von Panels zerlegt. Die dritte Eingabezeile für jedes Segment enthält die Anzahl der Unterteilungen in Spannweiten- und in Tiefen-Richtung. Soll keine Unterteilung erfolgen ist dort jeweils 1 einzutragen. Falls auf dem betreffenden Segment eine Klappe definiert ist, enthält die dritte Zahl die Anzahl der Panels (in Tiefenrichtung) die auf der Klappe liegen. (Angenommen $n_{\text{chord}}=10$ und $n_{\text{flap}}=3$, dann wird das Segment in Tiefenrichtung in 10 Panels unterteilt, wobei die letzten 3 davon als Klappe „beweglich“ sind. Die vierte und letzte Zahl der Eingabezeile enthält die Nummer der Klappen-Gruppe der eine eventuell definierte Klappe zugeordnet wird. Für Segmente ohne Klappen sind beide Werte mit 0 anzugeben.

3.2 Flügelprofile

Das Wirbelleiterverfahren in der einleitend beschriebenen Form ist nicht in der Lage, den Einfluß des Profils eines Tragflügels vollständig zu erfassen. Das Profil wird auf seine Skelettlinie reduziert und diese durch Geradenstücke, der jeweiligen Zerlegung in Panels entsprechend, angenähert. Im Prinzip wird also der Flügel durch ein Raster kleiner ebener Platten dargestellt.

Damit ist eine Erfassung des Profildicken-Einflusses, der Reibung, der Reynold-Zahl etc. nicht möglich. Für viele Anwendungsfälle ist deren Berücksichtigung allerdings auch gar nicht notwendig. Für sämtliche von XWING berechneten aerodynamischen Kenngrößen, insbesondere der Lage von Neutralpunkten und Schwerpunkten, Auftriebsverteilungen oder des induzierten Widerstandes, ist lediglich der Momentenbeiwert der verwendeten Profile notwendig. Ab einer gewissen Anzahl von Panels in Profil-Richtung wird dieser aus den Skelettlinien-Daten hinreichend genau erhalten. Eine komplette Leistungsrechnung ist jedoch nicht möglich, weil das Verfahren ohne weitere externe Software keine Ermittlung des Profilwiderstandes erlaubt.

Um eine maximale Flexibilität bei der Zerlegung der Flügel-Segmente in Panels zu haben, wird diese Zerlegung und die Anstiege (Anstellwinkel) der Skelettlinie explizit aus dem Eingabefile gelesen. Für die beiden Ränder der Segmente sind dabei jeweils zwei Zeilen vorgesehen. Die erste enthält die relativen Paneltiefen (relativ zur Flügeltiefe). Die Summe der in dieser Zeile stehenden Zahlen muß also 1.0 sein - das wird vom Programm überprüft. Die zweite Zeile enthält die dazugehörigen Anstellwinkel der Profelsehne in Grad.

Im einfachsten Fall (symmetrisches Profil oder ebene Platte) könnte eine Eingabe also wie folgt aussehen :

```
0.25  0.25  0.25  0.25
0.00  0.00  0.00  0.00
```

es erfolgt eine Zerlegung in 4 Panels die jeweils ein Viertel der Flügeltiefe umfassen und der Anstieg der Profelsehne ist jeweils Null.

Häufig wird es jedoch sinnvoll sein, eine Zerlegung in ungleich tiefe Panels vorzunehmen. Ein Grund dafür wäre, daß eine starke Wölbung des Profils im Nasen- oder Endfahnen-Bereich damit besser aufgelöst werden kann. Starke Druckgradienten im Bereich der Profelnase oder an Klappenknicken können durch an diesen Stellen dichtere Verteilung der Panels besser aufgelöst werden. Generell ist es notwendig, daß die Scharnierlinie von Klappen mit einer Panel-Grenze zusammenfällt.

Solche Eingabezeilen für eine größere Anzahl von Panels von Hand zu erstellen wäre recht aufwendig. Mit XWING mitgeliefert wird dazu das Programm CAMBER. Dieses erfordert als Eingabe eine Profil-Datei in dem häufig benutzten XFOIL²-Format (*.dat).

```
CAMBER airfoil.dat outfile.txt panels
```

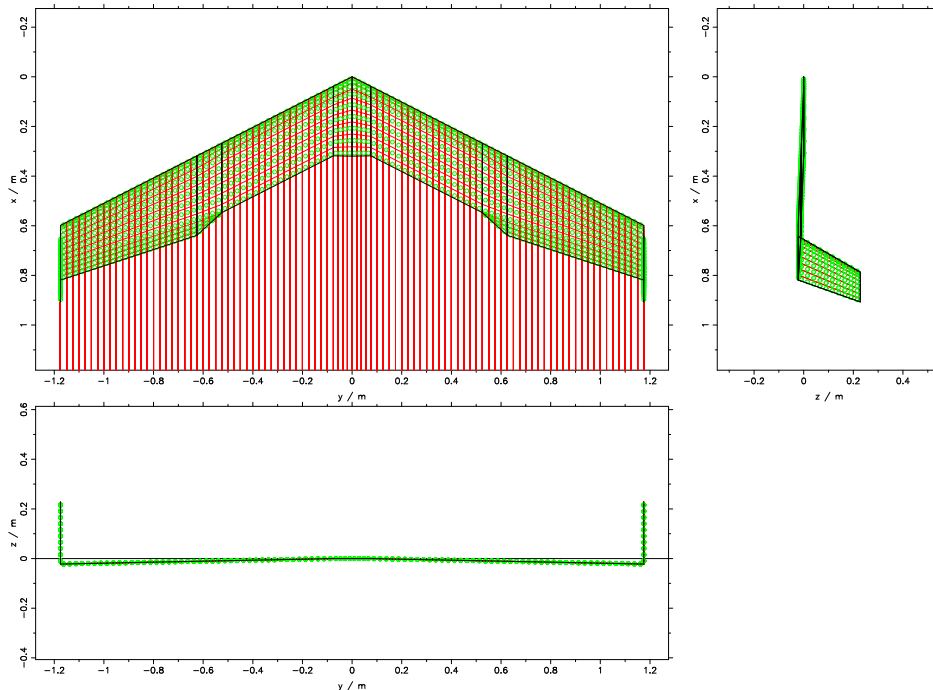
Beim Aufruf ist noch ein Name für ein Ausgabefile und die Anzahl der zu generierenden Panels anzugeben. Das Programm fragt dann interaktiv die Paneltiefen ab und schreibt schließlich die zwei Eingabezeilen für XWING in die angegebene Datei. Die Tiefe des letzten Panels wird dabei nicht abgefragt, sondern so berechnet, daß die Summe 1.0 ergibt. Die zwei Zeilen aus dem so erhaltenen File kann man direkt in die Eingabedatei für XWING kopieren.

3.3 Analyse von Auftriebsverteilungen

Nach dem Start von XWING werden als erstes die Geometriedaten aus dem vorher erstellten Eingabefile geladen. Danach ist bereits eine grafische Kontrolle der Geometrie möglich.

```
xwing> load flurry
xwing> geo
```

²XFOIL 6.94, Mark Drela (MIT Aero & Astro), Harold Youngren (Aerocraft, Inc.), <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>



Grafische Geometrieontrolle für das Beispielmmodell Flurry. Die Umrisse werden in schwarz dargestellt, die Wirbellinien der generierten Panels in rot und die Kontrollpunkte in grün.

Die eigentliche Berechnung erfolgt mittels **exec**. Diese nimmt je nach Anzahl der Wirbel-Panels einige Zeit in Anspruch. Sie ist aber nur einmal durchzuführen. Danach können beliebige Anstellwinkel und Auftriebsbeiwerte bei verschiedensten Klappenausschlägen analysiert werden, ohne daß eine erneute Berechnung erfolgen muß. Dies wird erst dann notwendig, wenn die Geometriedaten im Eingabefile (z.B. mit einem externen Text-Editor) geändert wurden. Wird die Geometrie neu geladen, verweigert das Programm weitere Analysen bis die Neuberechnung durchgeführt worden ist.

Nachdem die Berechnung der Induktions-Matrizen erfolgt ist, können beliebig verschiedene Flugzustände analysiert werden. Dafür stehen 3 verschiedene Befehle zur Verfügung.

```
xwing> alfa [0.00]
xwing> cl [0.00]
xwing> sm [0.00]
```

Alle benutzen dieselbe Routine für die Berechnung der aerodynamische Kenngrößen, lediglich die Eingabe für den zu berechnenden Flugzustand erfolgt unterschiedlich. Der Befehl **alfa** berechnet einen vorgegebenen Anstellwinkel, **cl** einen vorgegebenen Auftriebsbeiwert bezogen auf die projizierte Flügelfläche. Mit **sm** wird der stationäre Flugzustand berechnet, der sich bei einer Schwerpunktlage um das angegebene Stabilitätsmaß (in Prozent der Ersatzflügel-Tiefe l_μ) vor dem aerodynamische Neutralpunkt einstellt.