

Aerodynamik-Berechnungen an Modellflugzeugen

Bedienung und Arbeiten mit FLZ_Vortex

Teil 2, Auslegungsrechnungen und Feinheiten bei der Panelbelegung

Frank Ranis

Dieser Magazin-Beitrag ist eine Zusammenfassung des Thread's Bedienung und Arbeiten mit FLZ_Vortex, siehe :
http://www.rc-network.de/forum/showthread.php/378145-Bedienung-und-Arbeiten-mit-FLZ_Vortex

Inhalt:

- 16) Auslegungsrechnung per Anstellwinkelfunktion
- 17) Auslegungsrechnung per CA
- 18) Auslegungsrechnung per Stabilitätsmaß
- 19) Auslegungsrechnung per Schwerpunkt
- 20) Auslegungsrechnung per Geschwindigkeit
- 21) Fenster 'Berechnete Werte'
- 22) Berücksichtigung Zusätzlicher Widerstände
- 23) Luftdichte
- 24) Gesamtpolaren Rechnung per Anstellwinkel
- 25) Gesamtpolaren Rechnung per Klappenänderung
- 26) Gesamtpolaren Rechnung per EWD
- 27) Import von Nurflügel- FLZ- und WinLaengs-Dateien
- 28) Panelauflösung Flügelspitze (Randbogen)
- 29) Panelauflösung an Flügel mit Pfeilungs-Knicken
- 30) Panelauflösung an Flügel mit V-Form
- 31) Panelauflösung in Tiefenrichtung X

16) Auslegungsrechnung per Anstellwinkelfunktion

Bevor wir mit dem Rechnen anfangen noch ein Wort zu der Bezeichnung 'Auslegungsrechnung'.

Die Auslegungsrechnung hat das Ziel, unser Flugzeug für einen bestimmten Einsatzzweck auszulegen.

Man könnte sich z.B. eine bestimmte Geschwindigkeit als Auslegungsziel vorstellen.
Das Motorflugzeug soll mit der Geschwindigkeit 60km/h = 16,667 m/s unterwegs sein, das Höhenruder soll dabei 0 Ausschlag haben.

Für alle anderen Geschwindigkeiten muss dann eine Trimmung durch das Höhenruder erfolgen.
Bei Start oder Landung gibt man viel Höhenruder, weil das Flugzeug nun langsamer als 60km/h ist und mehr Auftrieb benötigt.

Andere Auslegungsziele könnten sein.

Fliegen bei geringstem Sinken (Thermikflug).

Fliegen bei bestem Gleiten (die weiteste Strecke zurücklegen).

Die Auslegung kann auch das Ziel haben, den Flieger zunächst für einen Allround-Zustand auszulegen und dann bestimmte Klappentrimmung

auszurechnen, bei denen z.B. das besten Gleiten, oder das kleinste Sinken erreicht wird.

Diese Trimmungen kann man dann im Sender hinterlegen und bei Bedarf abrufen.

Für unsere Anstellwinkel-Berechnungs-Versuche laden wir uns das Trainer-File (FLZ_Vortex_Anleitung_16.flz).

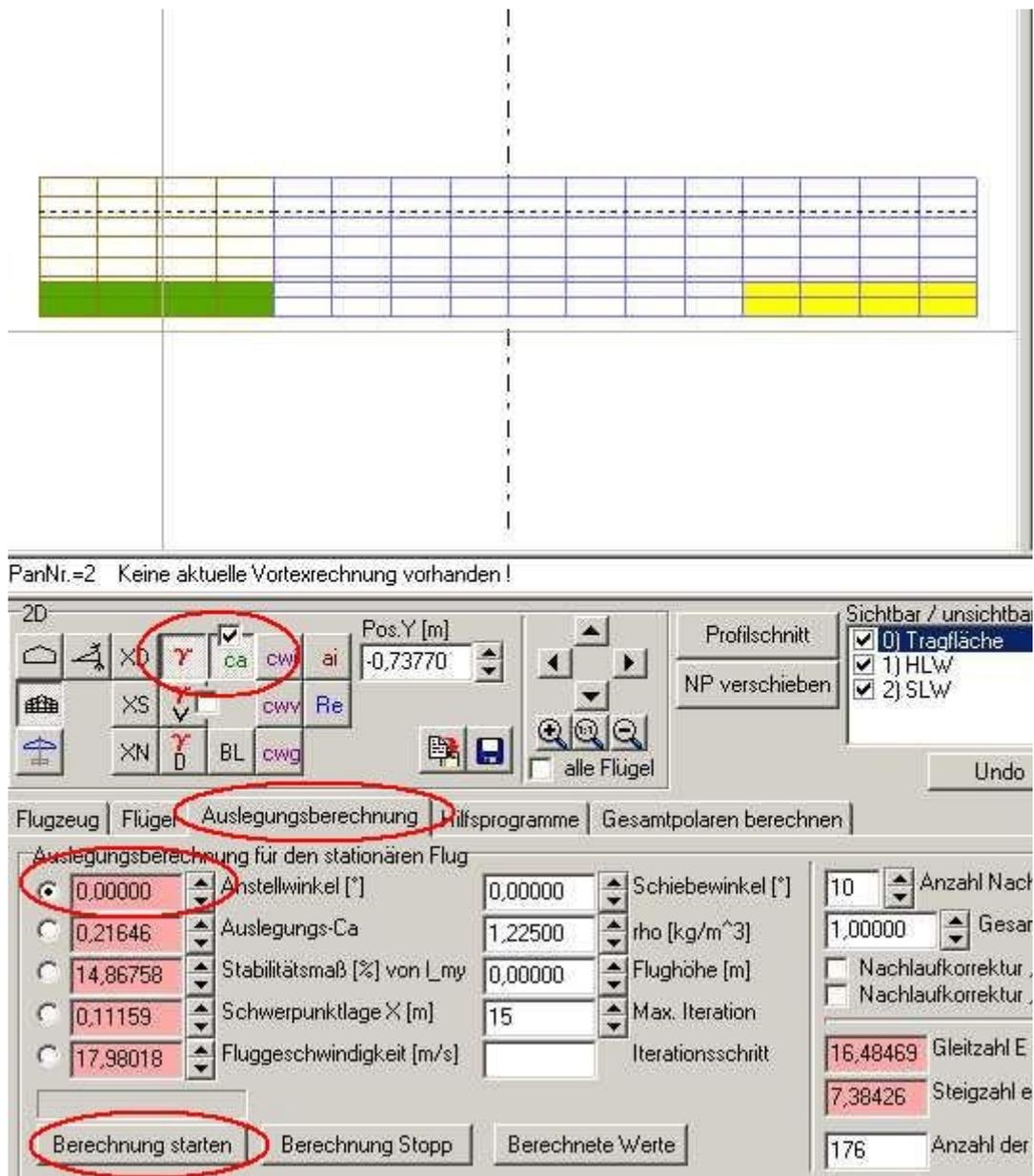
Wir hatten ja schon einmal eine Rechnung mit einem Anstellwinkel von 0° gemacht.

Unser Ziel hier war, das die gedachte Rumpf-Bezugslinie im Reiseflug mit 0° in Anstömrichtung zeigen sollte um den Widerstand klein zu halten, oder auch das Erscheinungsbild der Rumpflage als schön zu empfinden.

Das Edit-Feld für die Anstellwinkleingabe finden wir in der Karte 'Auslegungsberechnung'.

Wir klicken den Radiobutton links neben dem Editfeld 'Anstellwinkel' an, damit das Programm weiß welche Funktion es rechnen soll.

Zusätzlich aktivieren wir die 2D-Grafik-Schaltbuttons mit dem 'Gamma-Symbol' und der Bezeichnung 'ca'.

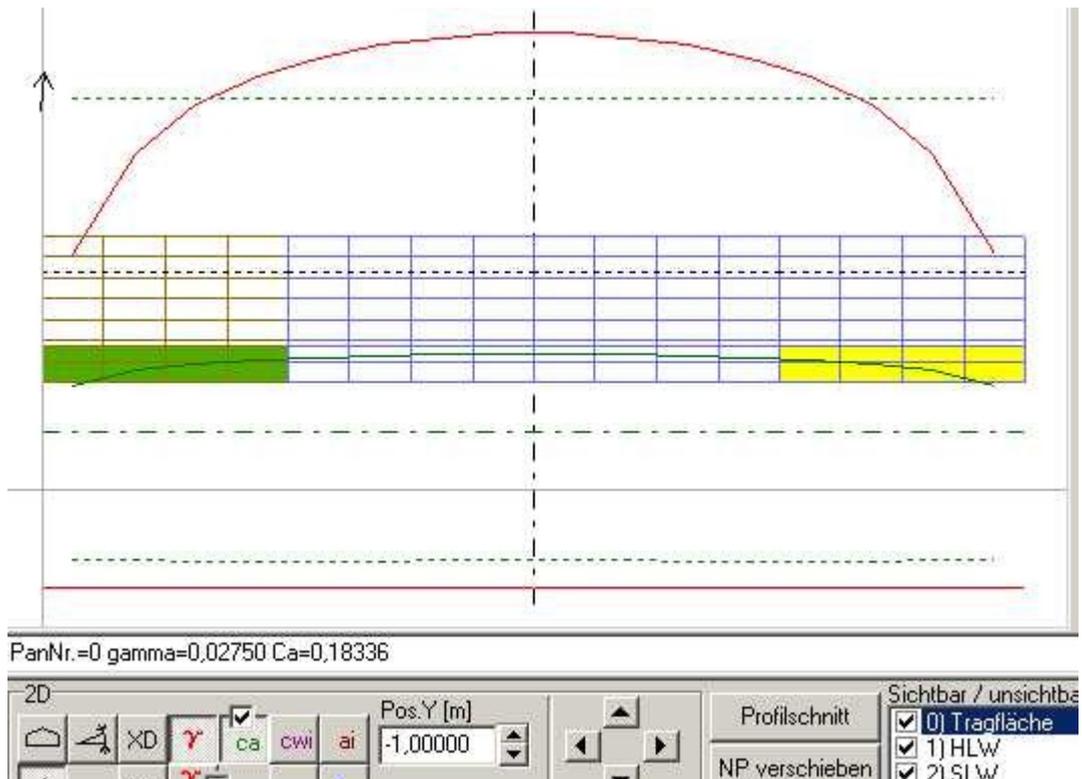


Bild_A81

Den Anstellwinkel von 0° lassen wir mal stehen.

Wir Rechnen nun einmal , in dem wir auf den Button 'Berechnung starten' links unten klicken.

Nach dem Rechendurchlauf erscheinen in der 2D-Grafik zwei Kurven, eine rote und eine grüne (etwas schlecht zu sehen).



Bild_A82

Die rote Kurve zeigt uns die Zirkulationsverteilung (Gamma-Kurve) an und ist im Prinzip wie eine Auftriebs-Kraftverteilung zu verstehen.

Für eine richtige Kraft in Newton fehlt diesen Werten aber der Staudruck, die Form der Kurve bleibt aber gleich.

Also in der Flügelmitte würde eine große Kraft angreifen, die zu den Flügelspitzen hin kleiner wird. Dies wird durch den Druckausgleich an den Flügelspitzen verursacht.

Die zweite, grüne Kurve zeigt die ca-Belastung entlang der Spannweite.

Den CA (Auftriebsbeiwert) kennt man z.B. auch aus Profilpolaren, dort wird eine Ca-Kurve über der Anstellwinkel-Achse dargestellt.

Ab einem bestimmten Anstellwinkel verliert das Profil (hier wäre es ein Profilschnitt entlang der Spannweite) seinen Auftrieb.

Wir machen nun noch weiter Anstellwinkelrechnungen.

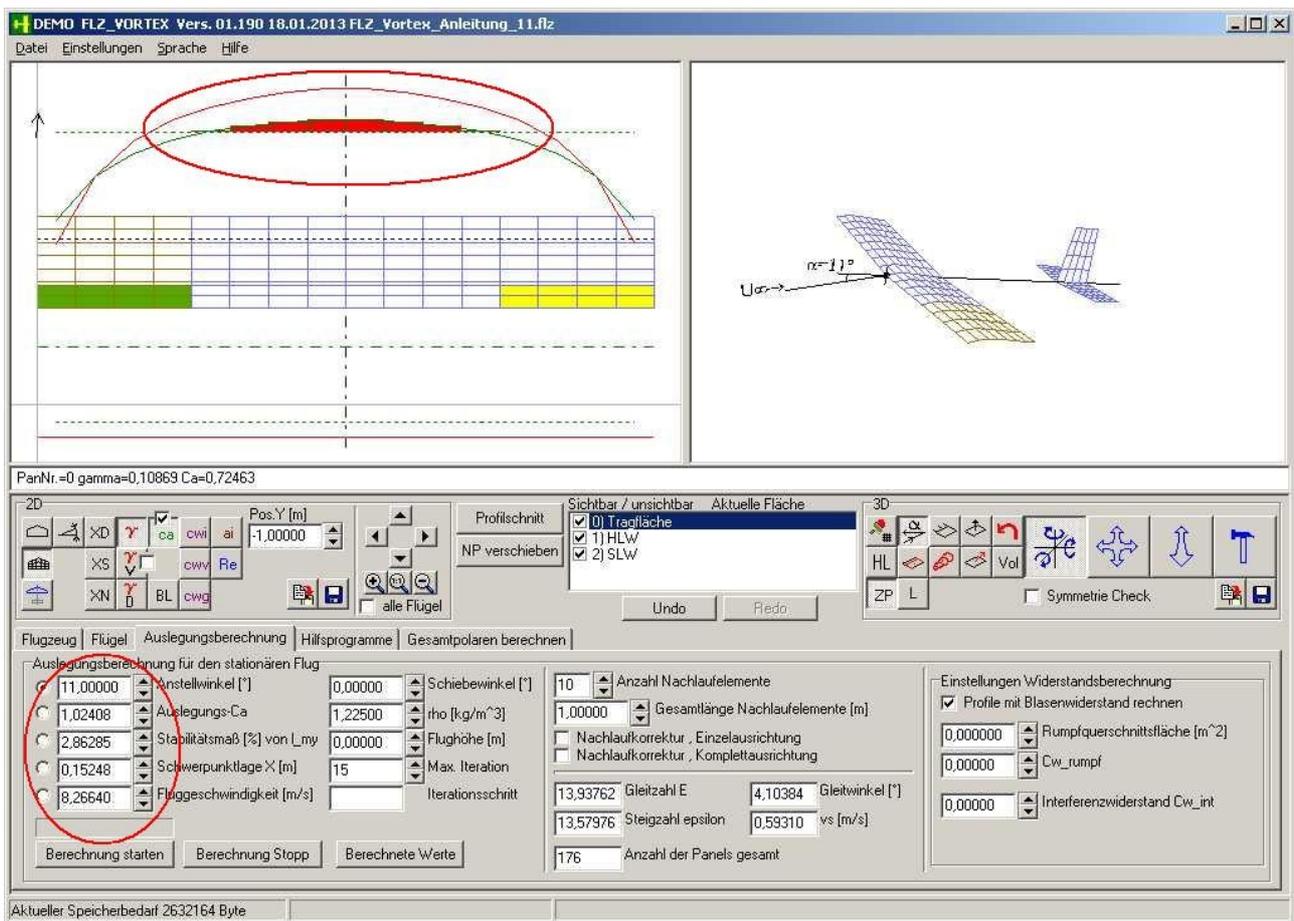
Dazu tragen wir nacheinander 1,2,3 ... 10,11 ° in das Edit-Feld 'Anstellwinkel' ein und machen jedes mal eine Rechnung mit den Button 'Berechnung starten'.

Nach jedem Rechendurchgang die Kurven beobachten.

Die Form der Kurven ändert sich in diesem Beispiel nicht, aber es fällt auf, dass die grüne ca-Kurve je nach Anstellwinkel langsam nach oben wandert.

Bei einem Winkel von 11° erhalten wir folgendes Bild.

Die rot markierten Bereiche warnen uns vor einem Strömungsabriss, es macht nun keinen Sinn mehr, mit noch größeren Anstellwinkeln, weiter zu rechnen, das entspräche dann nicht mehr der Realität.



Bild_A83

Was können wir dieser Rechnung noch entnehmen.

Wir sehen, dass ein Strömungsabriss in der Flügelmitte zuerst stattfindet, das ist bei einem Rechteckflügel (Trainer, Anfängermodell) typisch und wäre ein gutmütiges Abrissverhalten. Der Flieger nimmt dann einfach die Nase runter und holt wieder Fahrt auf, ein Abkippen über ein Flächenende wäre nicht zu befürchten. Die Querruder wären weiterhin wirksam. Es gibt genug Konstruktionen, bei denen das nicht der Fall ist.

Man schaue sich die berechnete Schwerpunktlage an, 0,152 m .

Dies ist nun die absolut hinterste Schwerpunktlage für diesen Flieger.

Würde ich diesen Schwerpunktlage einstellen und versuchen noch Höhe zu ziehen, dann würde ich noch weiter in der Strömungsabriss geraten.

Nur ein drücken des HR wäre jetzt noch möglich.

Das Stabilitätsmaß ist mit 2,8% viel zu klein, der Flieger würde auf kleinste Störungen oder geringste Klappen ausschläge heftig reagieren.

Einsatzmöglichkeiten einer Anstellwinkel-Rechnung:

1) Eine Bezugslinie (z.B. Rumpfachse), gegenüber der Anströmrichtung festhalten und dann drumherum die Geometrie ändern, z.B. Einstellwinkel der Flächen, Flächengrößen und Flächenposition, oder auch mit Klappen spielen, um sein Wunschziel zu erreichen.

2) Schauen wo ein Strömungsabriss zu erwarten ist.

- 3) Hinterste Schwerpunktlage ermitteln.
- 4) Sich per Hand iterativ an eine Wunschauslegung anzunähern.

Intern benutzt FLZ_Vortex die Anstellwinkelrechnung, um die anderen Auslegungsfunktionen (CA, Stabmaß, Schwerpunkt, Geschwindigkeit) zu rechnen.
Dazu werden zunächst zwei verschiedene Anstellwinkelrechnungen benutzt, um mittels Sekantenverfahren einen besseren neuen Anstellwinkel zu rechnen, der dann näher an der Wunschauslegung liegt.
Dies wird dann mit den jeweils besseren Werten so lange wiederholt, bis sich eine gewünschte Genauigkeit einstellt.

17) Auslegungsrechnung per CA

Der Auslegungsbeiwert CA ist wie der Name schon sagt ein Beiwert.
Wichtig ist immer eine Bezugsfläche zum Beiwert zu haben, damit man auch eine Idee hat, wie er entstanden ist.
Das 'A' im CA steht im Deutschen für Auftrieb, im Englischen wird ein 'L' für lift verwendet, dann wird also ein CL daraus.

Ist der Auftriebsbeiwert groß geschrieben 'CA' oder 'cA', dann ist der Gesamtauftriebsbeiwert z.B. eine Fläche oder des kompletten Flugzeuges gemeint.
Ist der Auftriebsbeiwert klein geschrieben 'ca', dann meint man das $ca(y)$ eines Flügelteilstückes entlang der Spannweite in Y-Richtung.

Das CA entsteht, wenn man eine Auftriebs-Kraft, die auf eine Oberfläche wirkt durch die Oberfläche sowie den Staudruck teilt.
Im Staudruck stecken die Luftdichte und die Geschwindigkeit drin.
In der Fliegerei wird für die Bezugsfläche die Auftriebs erzeugende Fläche in der Draufsicht genommen.

Hier ein paar Links zum CA und zum Staudruck, die ich auf die Schnelle gefunden habe.
Speziell die Seite von Hartmut Siegmann (aerodesign) sollte man sich ruhig 20x durchlesen.
<http://www.aerodesign.de/aero/auftriebsbeiwert.htm>
<http://de.wikipedia.org/wiki/Auftriebsbeiwert>
<http://de.wikipedia.org/wiki/Staudruck>
http://de.wikipedia.org/wiki/Polardiagramm_%28Str%C3%B6mungslehre%29
<http://wiki.rc-network.de/index.php/Auftriebsbeiwert>

In der Anleitung 16, hatten wir ja schon die grüne Kurve kennen gelernt, diese besteht aus lokalen Auftriebsbeiwerten $ca(y)$ entlang der Spannweite.
Die dazu gehörige lokale Bezugsfläche wird dann immer aus der lokalen Panelbreite und den Flügeltiefen (links und rechts) an diesem Panelstreifen berechnet.
Summiert man alle $ca(y) \cdot \text{lokale_Bezugsfläche}$ auf und teilt dann alles durch die Auftriebs erzeugende Fläche des Flügels, kommt man zum Gesamt-CA des Flügels.

Ebenso kann man nun die Summe der Flügel_CA*Flügel_Auftriebsfläche bilden und dann durch die Gesamt-Auftriebs erzeugende Fläche des Flugzeuges teilen und kommt so zum Gesamt-CA des Flugzeuges.

In der Auslegungskarte finden wir das Eingabefeld für das CA und davor den Radiobutton, um diesen CA-Wert zu fixieren.

Dieses CA ist das Gesamt-CA des Flugzeuges.

Die Tabelle von UweH , aus Thread #98 von Achim können wir ja mal als Grundlage nehmen.

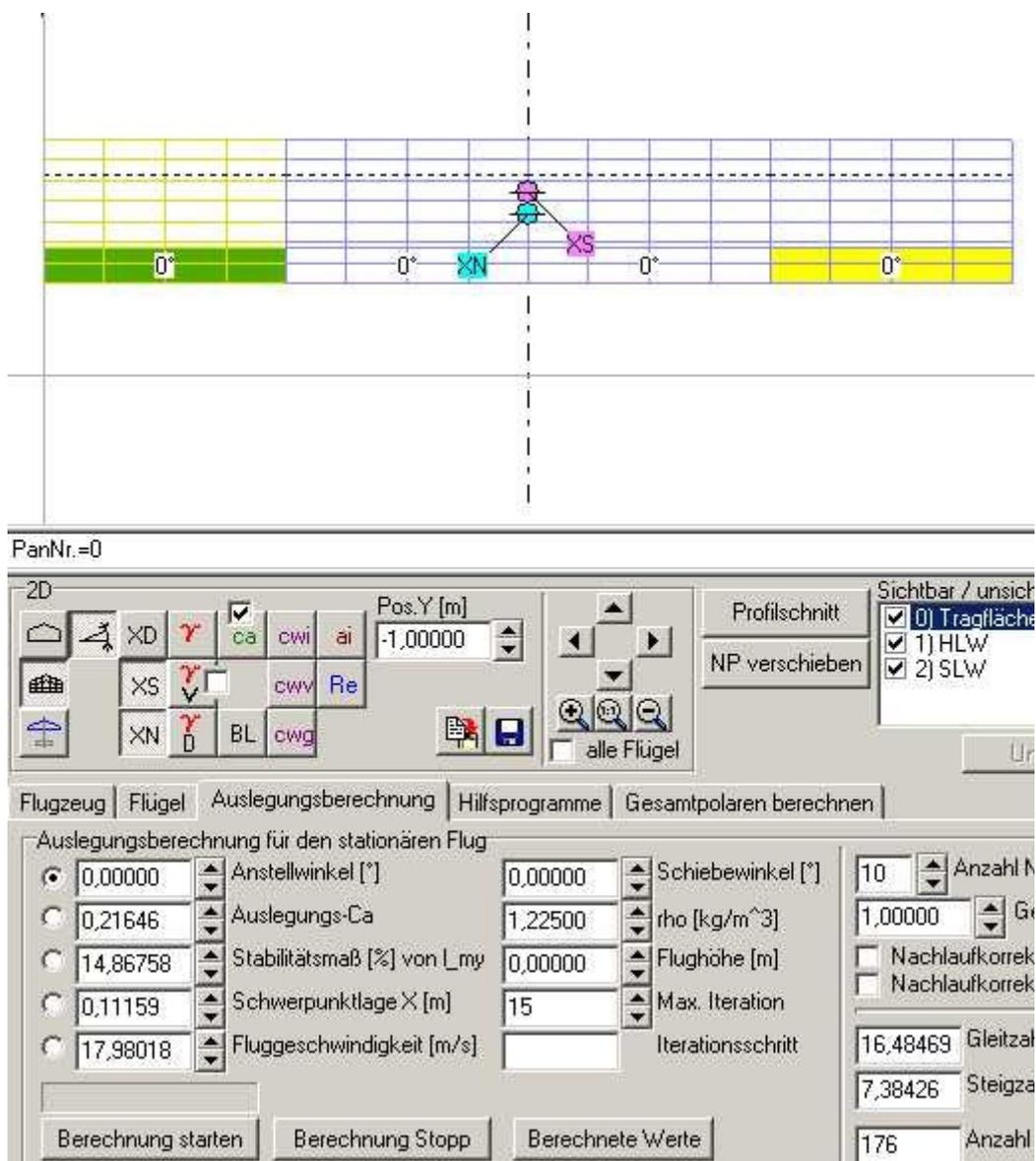
Speedmodelle: cA 0,10 – 0,25.

Schneller Allrounder: cA 0,35-0,45.

Thermiklastiger Allrounder: ca 0,5-0,6.

Reiner Thermiksegler: ca 0,6-0,7.

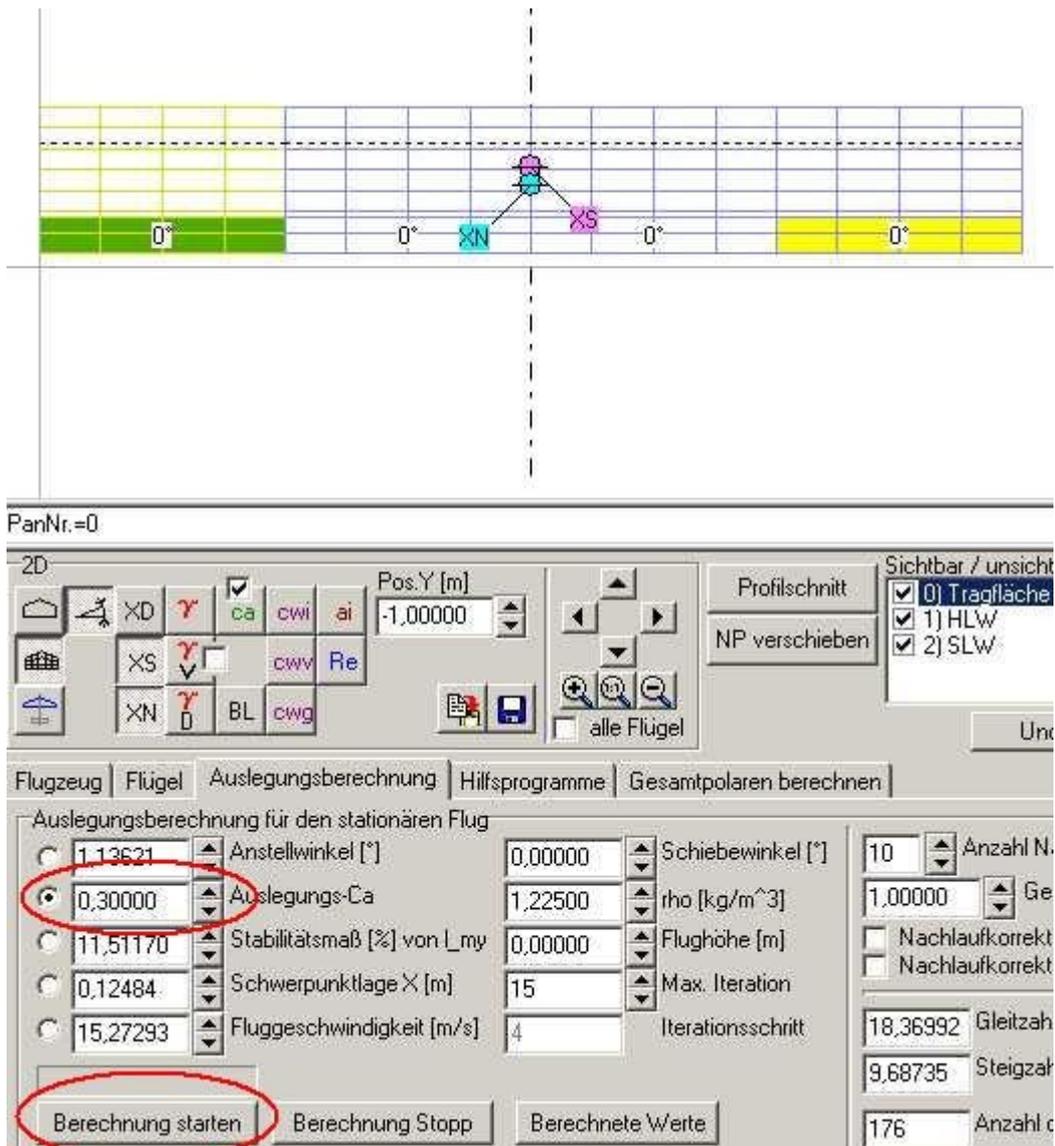
Nun laden wir unser Trainermodell FLZ_Vortex_Anleitung_17.flz



Bild_A84

Gehen dann in die Auslegungskarte, fixieren die CA-Berechnung mit dem Radiobutton und tragen als CA-Wert mal eine 0,3 ein.

Einmal auf den Button 'Berechnung starten', Ergebnis im folgendem Bild.



Bild_A85

Bitte noch im Kopf behalten, wir rechnen eine stationären Flug aus , also immer schön parallel zu Boden.

Vergleichen wir nun die Werte in beiden Bildern vor und nach der CA-Rechnung.

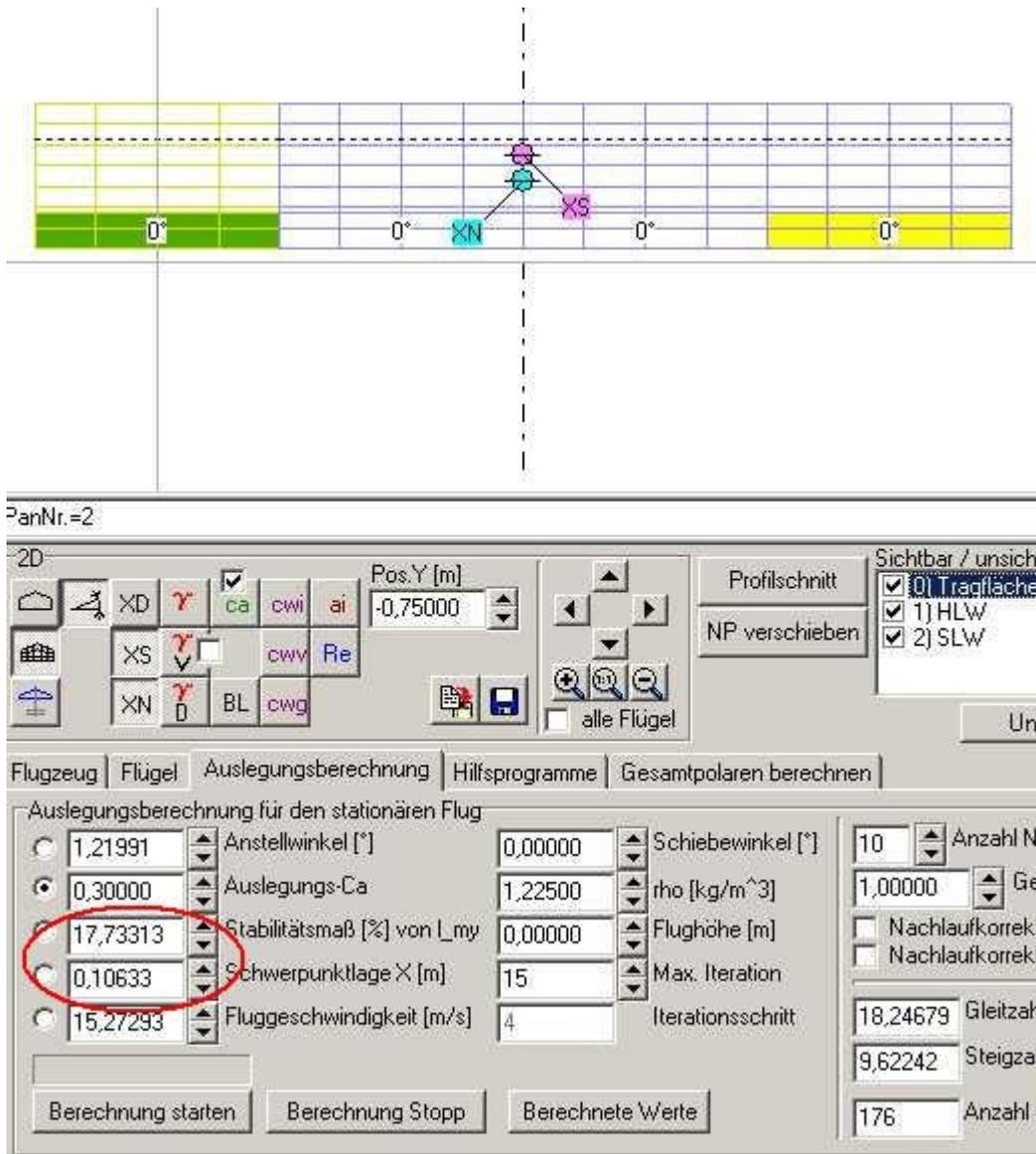
Der Anstellwinkel hat sich von 0° auf 1,13621° erhöht, ist klar für etwas mehr Auftrieb (Auftriebsbeiwert von 0,21752 auf 0,3 erhöht) braucht das Flugzeug etwas mehr Anstellwinkel.

Das CA=0,3 haben wir eingegeben und fixiert , danach wollten wir ja auslegen.

Das Stabimaß ist von 14,87 auf 11,51 kleiner geworden, das ist aber doof, ich möchte aber etwa 15% behalten.

Der Schwerpunkt ist von 0,11159 auf 0,12484 nach hinten gewandert (also in Richtung Neutralpunkt) , daher auch das kleinere Stabimaß.

Die Geschwindigkeit ist kleiner geworden, ist klar, bei mehr Auftrieb für die gleiche stationäre Flugbahn kann ich den Motor drosseln, so das ich langsamer unterwegs bin.

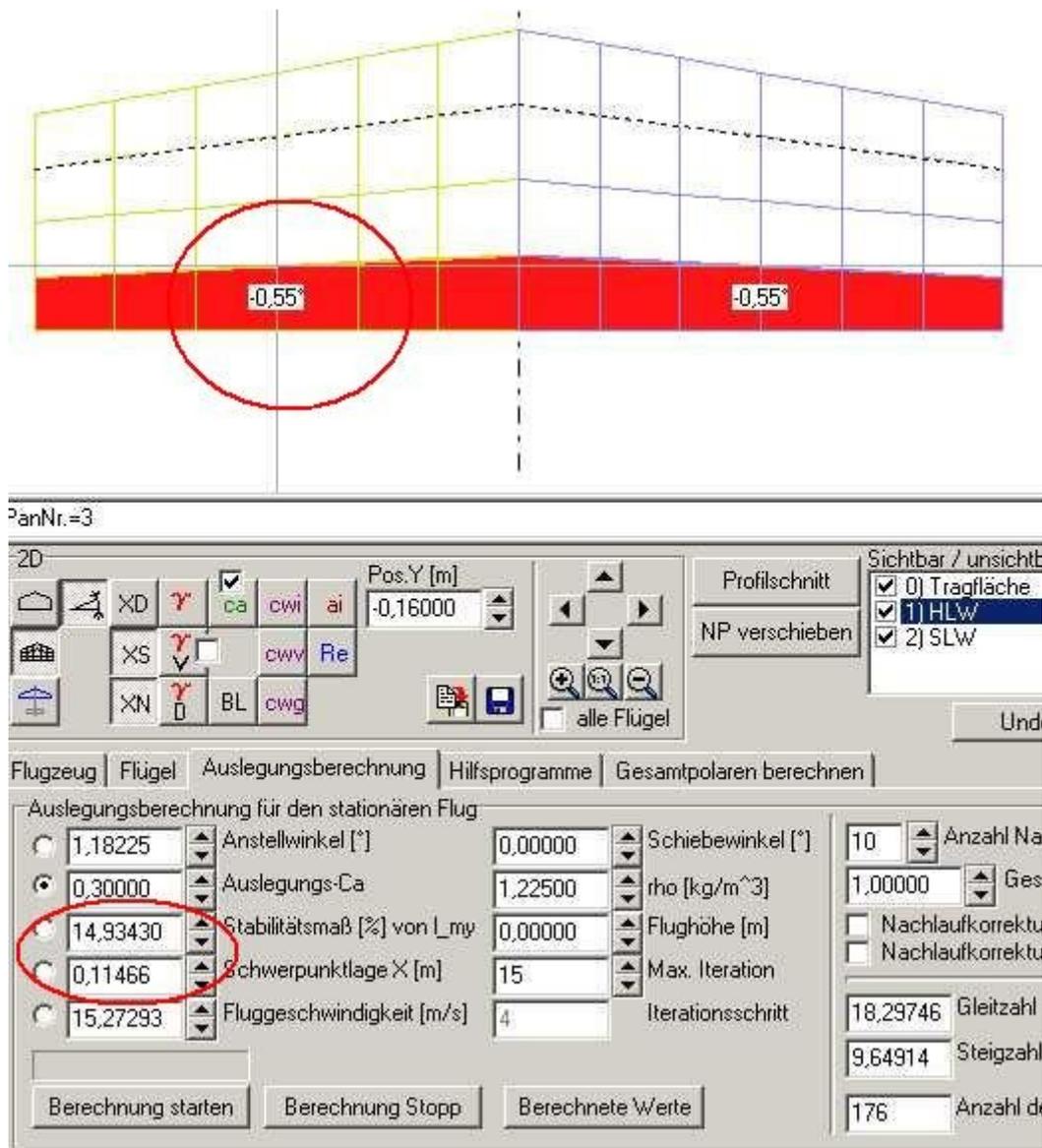


Bild_A87

WOW, fast voller Erfolg, der Schwerpunkt ist weiter vorne, das Stabimaß größer, allerdings etwas zu groß, wir wollen ja 15%.

Also das Spiel mit der Klappe erneut, aber etwas weniger Ausschlag.

Habe das mal gemacht und bin bei einem Klappenausschlag von $-0,55^\circ$ gelandet, um unser Stabi auf etwa 15% und somit auch unseren Schwerpunkt wieder an die alte Stelle zu bekommen.



Bild_A88

Ein dauernder Klappenausschlag für unsere CA=0,3-Auslegung ginge zwar ist aber auch nicht so schön.

Die Klappe möchte ich im Auslegungsflug in Neutralstellung haben.

Was kann man nun als Ersatz für die HR-Klappen-Trimming nehmen?

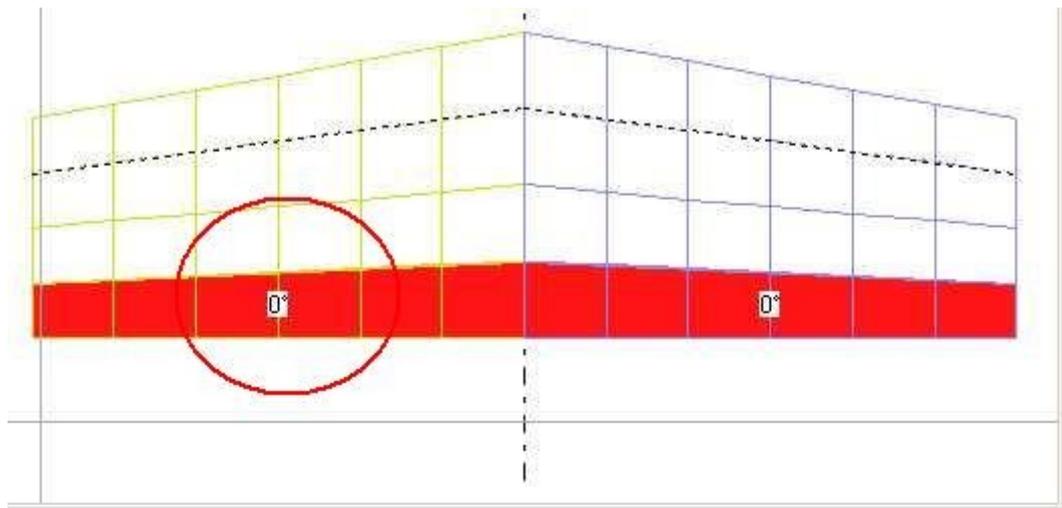
Ein Möglichkeit wäre, die Flächengröße des HLW zu ändern (Anleitung 7) , geht aber nur schlecht wenn das Modell schon fertig ist.

Aber an der EWD lässt sich vielleicht was drehen.

Habe auch das gemacht, die Klappe des HLW wieder auf 0° eingestellt und den Einstellwinkel (Anleitung 10) des HLW geändert.

Komme dann auf einen Einstellwinkel des HLW von -0,35° .

Wir müssten das Höhenleitwerk hinten mit einem Stück Balsa (1,2mm Dicke) unterlegen.



PlanNr.=0

2D

Pos.Y [m] -0,31414

Profilansicht

NP verschieben

Sichtbar / unsichtbar

- 0) Tragfläche
- 1) HLW
- 2) SLW

alle Flügel

Undo

Flugzeug Flügel Auslegungsberechnung Hilfsprogramme Gesamtpolaren berechnen

Nr.	Bez. / Masse	Pos.	Profil / Tiefe	Panels	Winkel
1	0,00000		Verwindungswinkel der Wurzel [°]		
	-0,35000		Einstellwinkel [°]		

Flügelhälften

Spiegeln

Löschen

immer Spiegeln

Segm

0

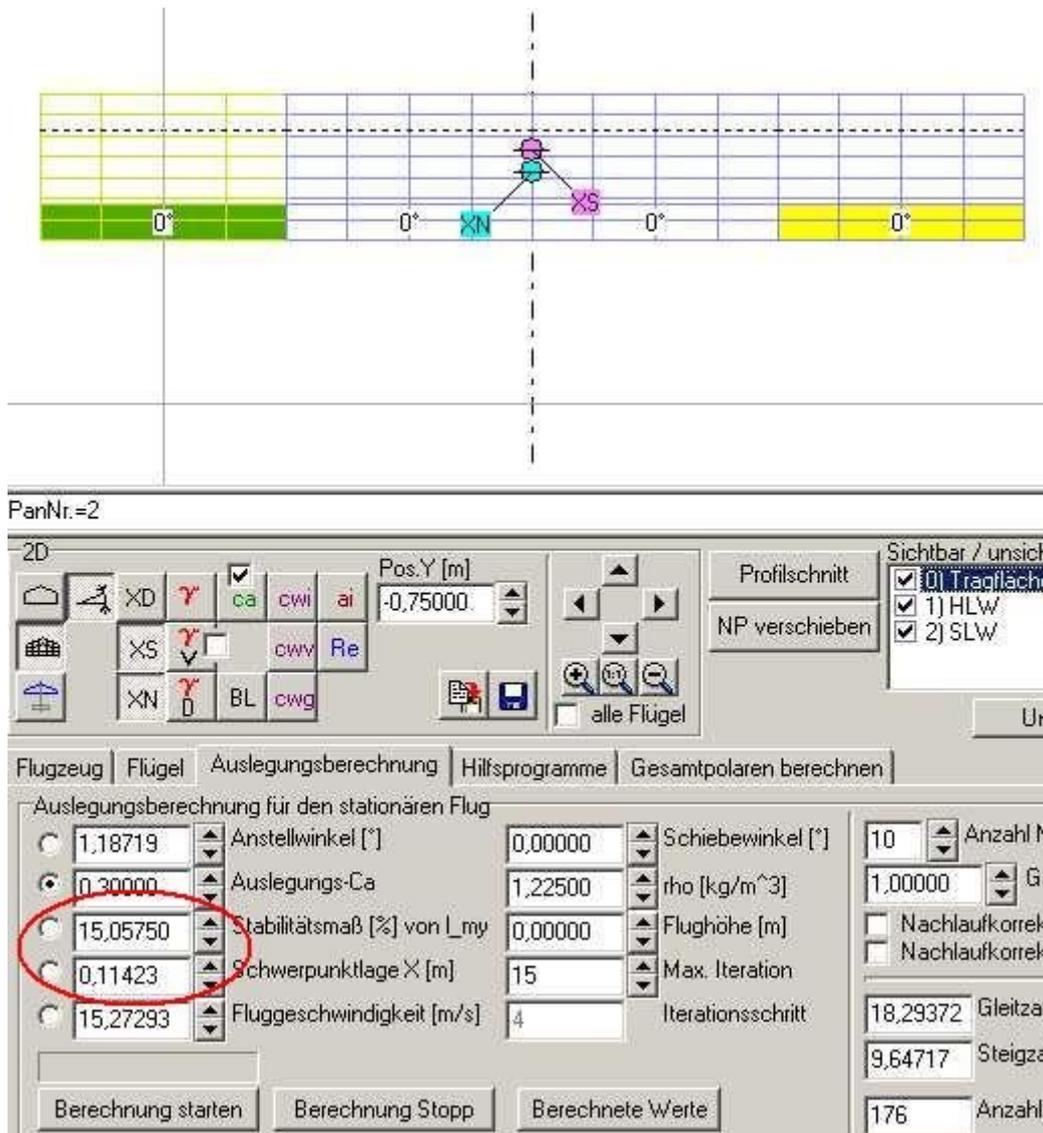
<

Nr

Nr

Bild_A89

Ergebnis



Bild_A90

Alternativ könnte man auch den Einstellwinkel der Tragfläche ändern, oder die EWD auf beide Flächen verteilen, um z.B. unsere Rumpfbegrenzlinie wieder auf 0° Anstellwinkel zu bekommen. Ausprobieren bis es passt.

Was lernen wir noch.

Eine Klappentrimmung (HR, Wölbklappe) kann man auch durch eine Einstellwinkeländerung ersetzen (geänderte EWD).

Die EWD ist also im Prinzip eine fest eingebaute Trimmung.

18) Auslegungsrechnung per Stabilitätsmaß

Das Stabilitätsmaß (kurz Stabimaß oder Stabi) ist ein echt heißes Eisen, da gibt es die wildesten Diskussionen.

In dem Beispiel der Ka6 haben wir schon so eine gewaltige Abweichung gesehen.

15% Stabi wollten wir erst nehmen, 30% Stabi sind es dann geworden.

Weiter unten will ich die Probleme mal aufzeigen und zur weiteren Diskussion aufrufen.

Das Stabimaß ist eigentlich der Abstand[m] zwischen Neutralpunkt und Druckpunkt (der Druckpunkt ist nachher unser Schwerpunkt den wir am Modell einstellen).

Die Lage des Neutralpunktes und die Lage des Druckpunktes werden von einem Bezugspunkt (dem Konstruktions-Nullpunkt) aus in [m] angegeben.

Somit ist das Stabimaß auch eine Länge in [m].

Weil Längenmaße als Stabi nun schlecht zum vergleichen von verschiedenen Flugzeugtypen taugen, haben sich die Urgroßväter der Aerodynamik die Geschichte mit der Prozentangabe ausgedacht.

Um das Stabimaß in [m] dimensionslos zu machen verwendet man die Bezugsflügeltiefe l_{my} (mittlere Aerodynamische Flügeltiefe).

Formel:

$$\text{Stabimaß[\%]} = (\text{Stabimaß[m]} / l_{my}[m]) * 100$$

Beispiel: NP ist die Lage des Neutralpunktes, DP die Lage des Druckpunktes(Schwerpunkt)

$$l_{my} = 0.2\text{m}$$

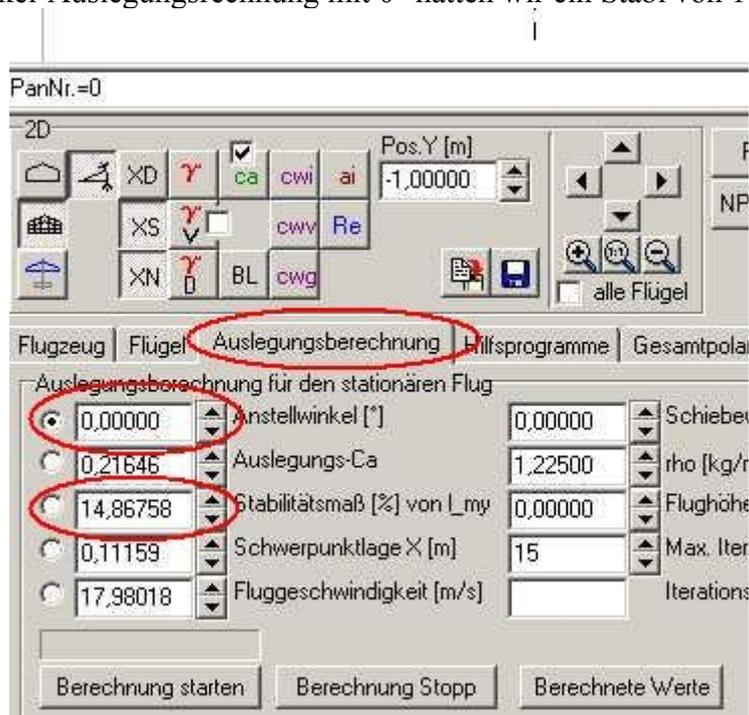
$$\text{Stabimaß[m]} = \text{NP} - \text{DP} = 0.03\text{m}$$

$$\text{Stabimaß[\%]} = (0.03 / 0.2) * 100 = 15\%$$

Nun zunächst zur Eingabe und Auslegungsrechnung per Stabimaß.

Wir laden wieder unseren Trainer aus Anleitung 11 (FLZ_Vortex_Anleitung_11.flz).

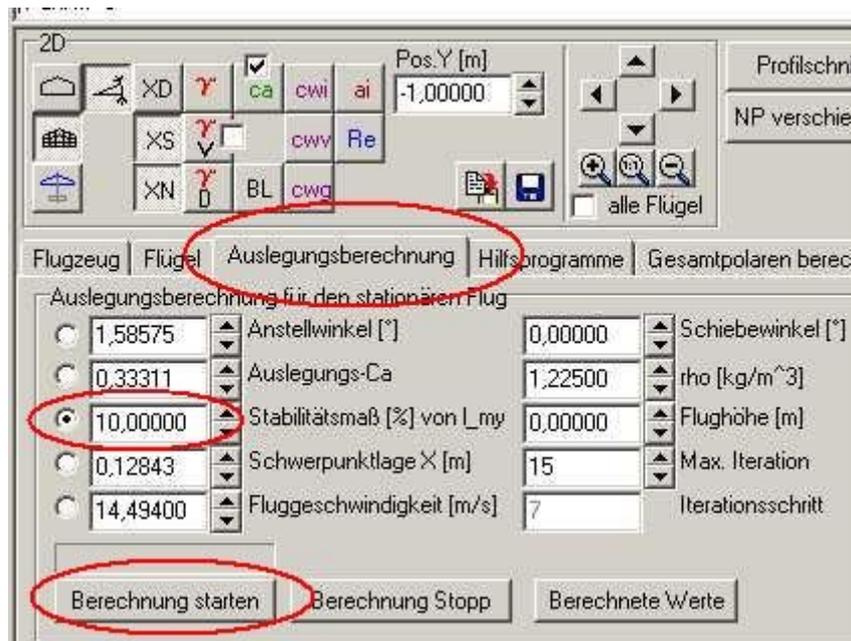
Bei einer Anstellwinkel-Auslegungsrechnung mit 0° hatten wir ein Stabi von 14,86758%



Bild_A91

Dann gehen wir in die Karte 'Auslegungsberechnung' und fixieren den Radiobutton vor dem Edit-Feld 'Stabilitätsmaß in % von l_{my} ' .

Und tragen in das Editfeld nun mal 10% ein, gefolgt von einer Berechnung Button 'Berechnung starten'.



Bild_A92

Anstellwinkel, CA, Schwerpunkt und Geschwindigkeit haben sich nun verändert, weil der Druckpunkt (durch das verkleinern des Stabi) näher an den Neutralpunkt gewandert ist.

Wir können nun hergehen und die Geometriedaten z.B. Klappenausschläge, Einstellwinkel, Grundriss usw. ändern, um gewünschte Eigenschaften zu ändern.

FLZ_Vortex wird dann immer versuchen, einen Anstellwinkel zu berechnen bei dem das Stabimaß 10% beträgt.

Zum Thema Stabilitätsmaß bei Nurflügel, hat Hartmut Siegmann auf seiner Seite http://www.aerodesign.de/nurflugel/swp_nf.htm einiges geschrieben.

Bei Schwanzflugzeugen werden meist Stabimaße 10-15% genommen.

Nun will ich aber zeigen, das die Prozentangabe beim Stabimaß doch nicht so das wahre ist.

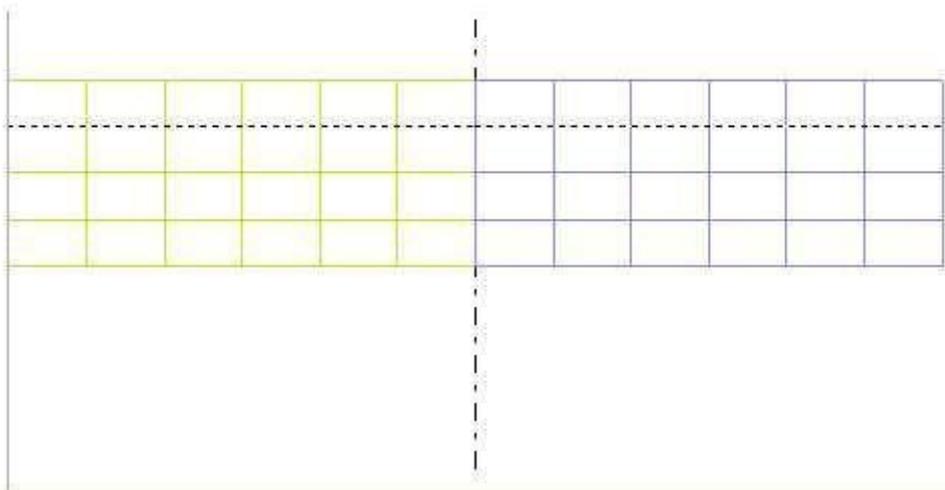
Ich habe 3 Files vorbereitet (Stabi1.flz, Stabi2.flz, Stabi3.flz).

Stabi1 hat einen rechteckigen Tragflügelgrundriss, in Stabi2 ist die Tragfläche mäßig zugespitzt und Stabi3 hat eine große Zuspitzung.

Die Flächeninhalte von Tragfläche und HLW sind in allen Files identisch.

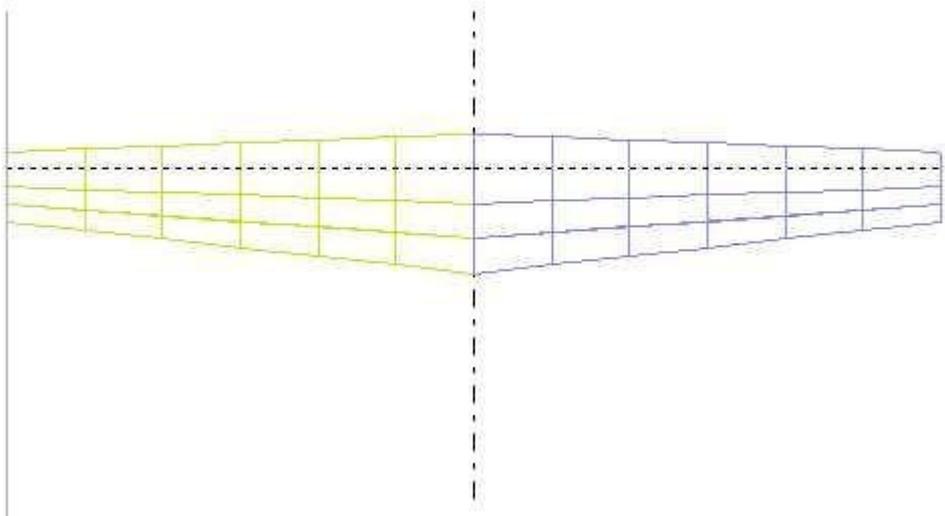
Tragfläche $0,45\text{m}^2$ und HLW $0,06\text{m}^2$.

File Stabi 1

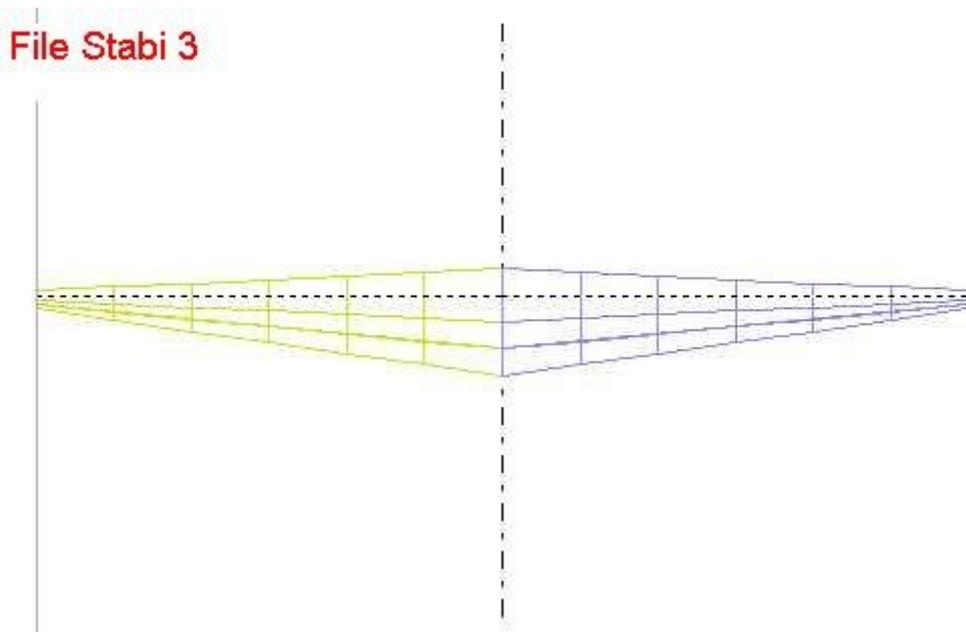


Bild_A93

File Stabi 2



Bild_A94



Bild_A95

Bei allen drei Files habe ich eine Auslegungsrechnung per Schwerpunkt gemacht und zwar Druckpunkt=Schwerpunkt=0,1m.

Dann habe ich durch minimales Verschieben des HLW in X-Richtung, sowie leichte Anpassung des Einstellwinkels beim HLW, bei jedem File ein CA von 0,2 und einen Neutralpunkt bei 0,14m eingestellt.

Wie ich oben schon sagte, ist das Stabimaß der Abstand zwischen Neutralpunkt und Druckpunkt(Schwerpunkt) und wir zunächst in [m] gemessen und erst dann in [%] von l_{my} umgerechnet.

Habe also folgende Daten bei allen drei Modellen.

CA=0,2

Druckpunkt = Schwerpunkt = 0.1m

Neutralpunkt = 0.14m

Stabimaß in m = 0.04m

Jetzt aber die Wahrheit des Stabimaßes in [%].

Flieger Stabi1.flz Stabimaß[%] = 13,45419%

Flieger Stabi2.flz Stabimaß[%] = 17,20637%

Flieger Stabi3.flz Stabimaß[%] = 19,56920%

Obwohl alle Drei Flieger ein Metrisches Stabimaß von 0.04m haben (also gleiche Stabilität), gibt es so große Differenzen beim Stabimaß in [%].

Das liegt einzig und allein an der Bezugsflügelteufe, die durch die Zuspitzung der Tragflächen stark unterschiedlich ist.

Flieger Stabi1.flz hat ein l_{my} von 0,29734m

Flieger Stabi2.flz hat ein l_{my} von 0,23246m

Flieger Stabi3.flz hat ein l_{my} von 0,20440m

Das ist auch der Grund, warum die Ka6 so aus dem Rahmen fällt, wegen der starken Zuspitzung der

Tragfläche.

Und bei den teilweise extrem zugespitzten Nurfügeln aller Horten tritt das gleiche Problem auf, je nach Grundriss sind dann 15,20,25% Stabimaß[%] notwendig.

Wer hier eine andere Normierung für das Stabimaß findet, kann sich bestimmt Lorbeeren verdienen.

Oder auch eine Schelle, weil sich das mit den [%] so in den Hirnen eingebrannt hat.

Nebenbei, wenn hier jemand über das l_{my} meckern will, im FLZ_Vortex wird dieser Wert aus allen vorhandenen Flügeln gemittelt berechnet.

Er weicht also vom l_{my} der größten Tragfläche etwas ab.

19) Auslegungsrechnung per Schwerpunkt

Wenn es um Berechnungen mit Klappen geht, dann sollte man den Schwerpunkt festhalten (fixieren).

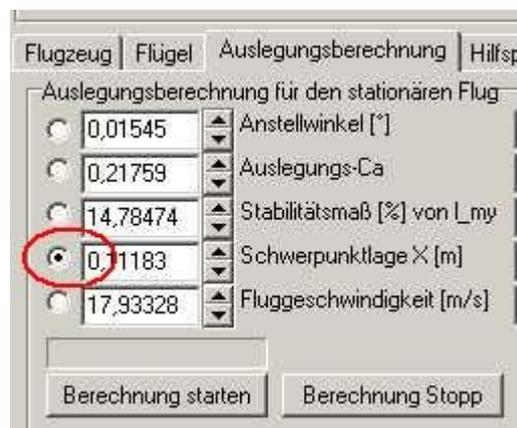
Dies ist ja beim realen Modell auch der Fall.

Der Schwerpunkt ändert sich im Flug in der Regel nicht, es sei denn

- 1) ein Bauteil löst und verschiebt sich
- 2) oder man hat den Tank ungünstig eingebaut, so dass sich bei leerem Tank das Massenzentrum verschiebt

Wir laden unseren Trainer (FLZ_Vortex_Anleitung_19.flz).

Nun fixieren wir das Edit-Feld 'Schwerpunktlage X[m]' mit dem Radiobutton vor diesem Eingabefeld.



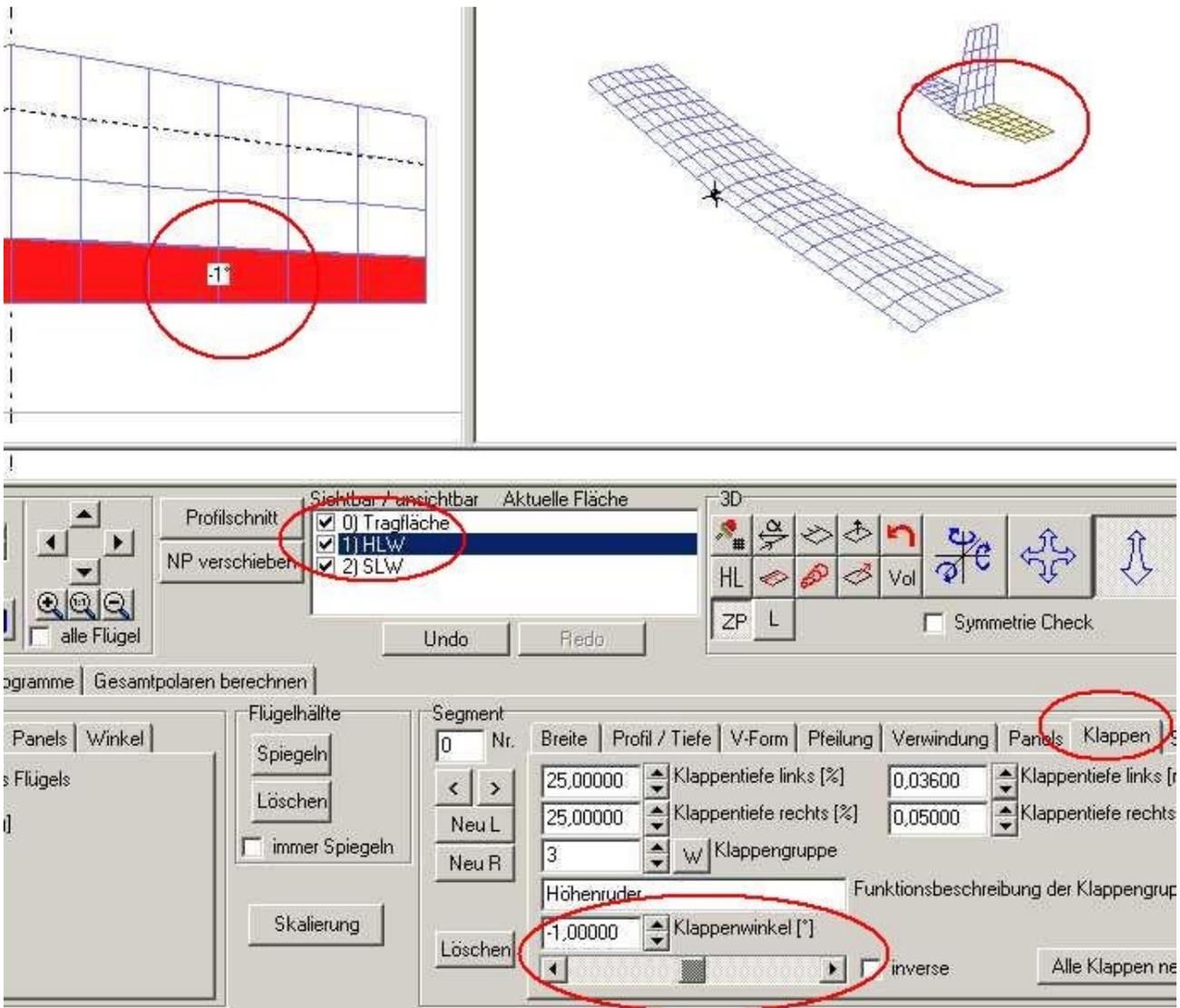
Bild_A96

Eine Anwendung wäre nun z.B. die Berechnung der Minimalgeschwindigkeit für unser Trainermodell.

Dazu verwenden wir unser Höhenruder und verstellen dieses in kleinen Schritten auf Höhe (negativer Ausschlag, HR geht nach oben).

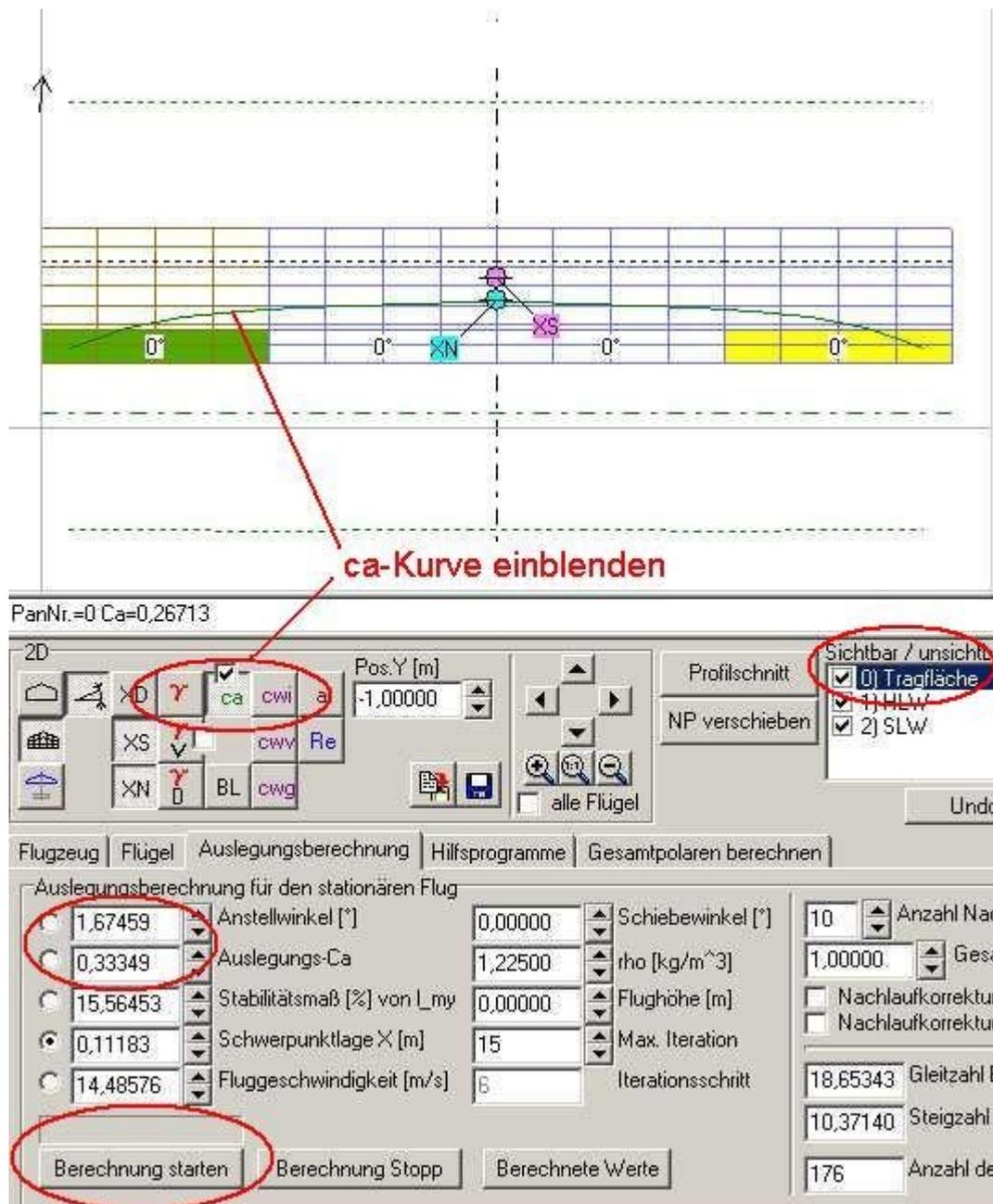
Einen Doppelklick auf das Höhenleitwerk in der 3D-Grafik und dann in den Kasten Segmente und in die Unterkarte 'Klappen' wechseln.

Hier geben wir zunächst einmal einen HR-Klappenwinkel von -1° in das Edit-Feld 'Klappenwinkel' ein, oder verwenden den Schieber.



Bild_A97

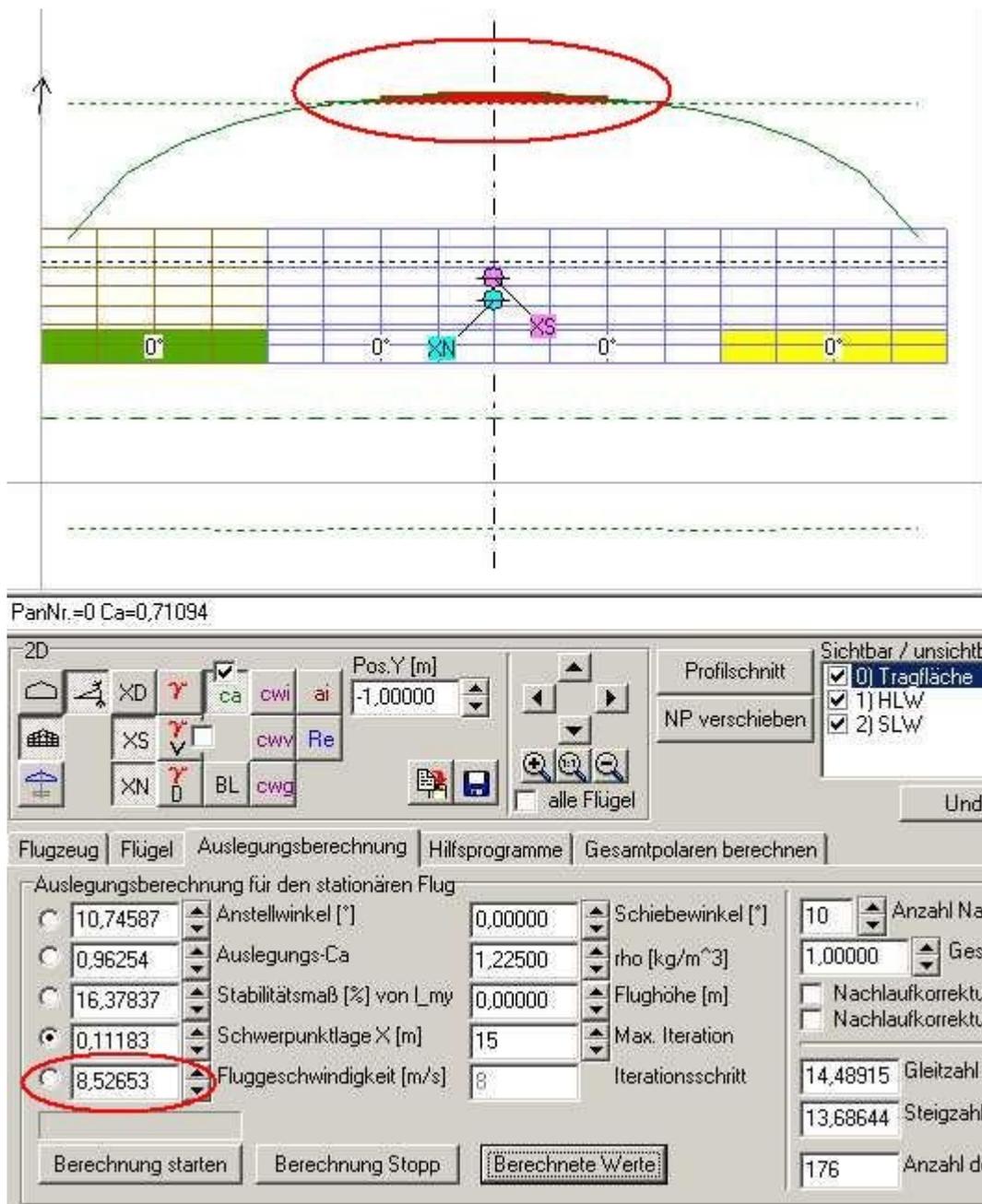
Dann zurück in die Karte 'Auslegungsrechnung', wieder die Tragfläche anwählen und den Button 'Berechnung starten' drücken.



Bild_A98

Wir sehen, dass mit dem Höhergeben, das CA und der Anstellwinkel größer werden, es wird also mehr Auftrieb erzeugt.

Das Spiel mit der Klappe (immer -1° mehr) und dem Berechnen wiederholen wir solange, bis sich folgendes Bild ergibt.



Bild_A99

Bei einem HR-Ausschlag von etwa -7° zeigen sich erste Anzeichen eines Strömungsabrisses an der Tragfläche.

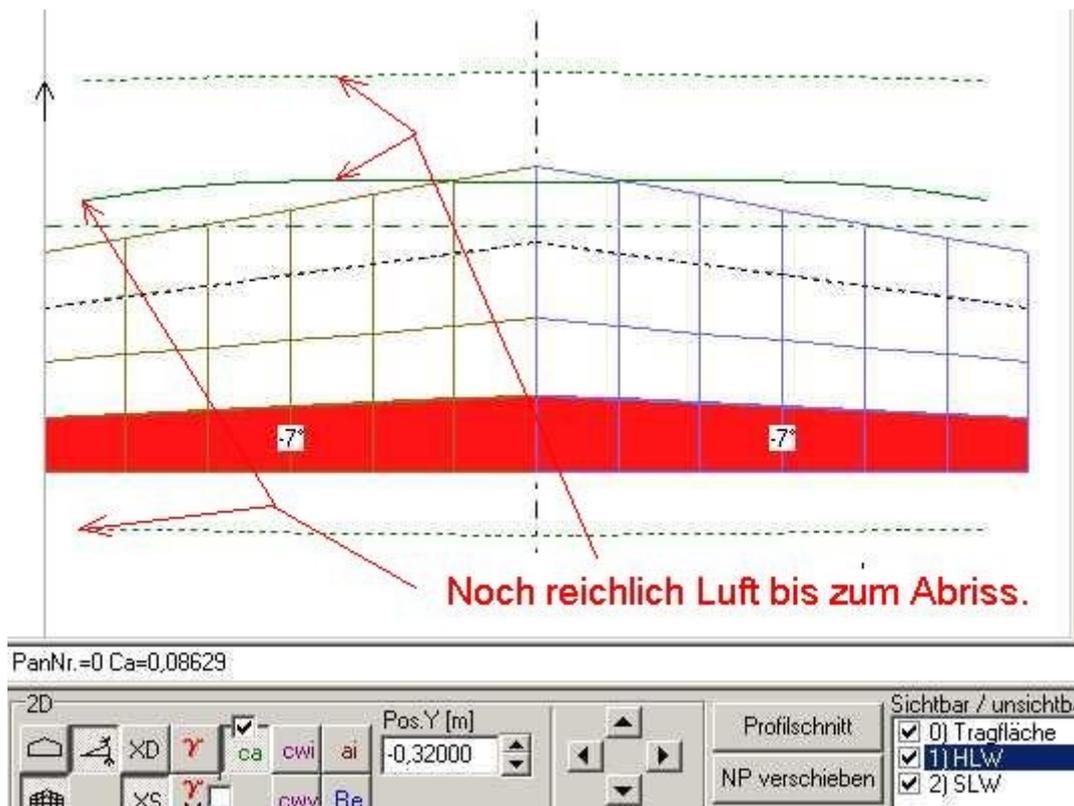
Würden wir noch weiter HR ziehen, dann wären noch größere Bereiche der Tragfläche vom Abriss betroffen.

Wir wollten die Minimalgeschwindigkeit berechnen, bei dem sich unser Modell just noch so auf einer stationären Flugbahn (parallel zum Boden) halten kann.

Diese Geschwindigkeit können wir nun im unteren Edit-Feld 'Fluggeschwindigkeit [m/s]' ablesen. Die Minimalgeschwindigkeit liegt also bei etwa 8.5m/s oder 30.6km/h .

Interessant ist noch wie es um die c_a -Verteilung an unserem Höhenleitwerk aussieht und ob dieses auch von einem Abriss betroffen ist.

Dazu wählen wir einfach das HLW an und schauen uns dort die c_a -Kurve an.



Bild_A100

Wir sehen, das zwischen der durchgezogenen ca-Kurve (grün) und der Strichpunktlinien (Linie des Strömungsabrisses) noch reichlich Luft ist.

Das Höhenleitwerk arbeitet also in einer gesunden Strömung und es droht hier keine Gefahr.

20) Auslegungsrechnung per Geschwindigkeit

Ab und an kommt es mal vor, das wir unser Flugzeug für eine bestimmte Geschwindigkeit auslegen möchten.

Pylon- und Speedflieger werden so etwas dann brauchen.

Wir laden das File (FLZ_Vortex_Anleitung_20.flz).

Und fixieren dann in der Karte 'Auslegungsrechnung' den Radiobutton vor dem Edit-Feld 'Fluggeschwindigkeit[m/s]'.

Die Fluggeschwindigkeit wird im FLZ_Vortex in m/s angegeben.

Ein Umrechnung auf km/h ist aber total simpel.

Hierzu wird einfach der Faktor 3,6 benutzt.

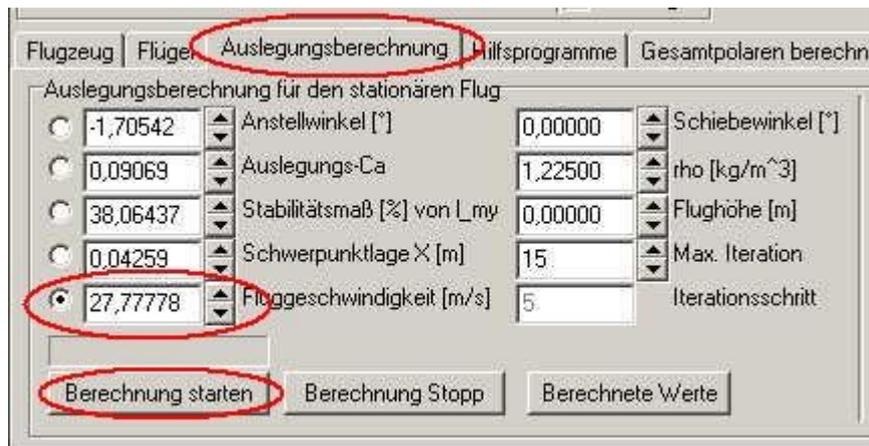
Beispiel:

Also als Vorgabe möchten wir mal 100km/h haben.

$100[\text{km/h}] / 3.6 = 27,77778[\text{m/s}]$.

Im Vortex geben wir nun also 27,77778m/s in das Editfeld für die Fluggeschwindigkeit ein und klicken auf den Button 'Berechnung starten'.

Heraus kommt.



Bild_101

Wir sehen, dass der Anstellwinkel sich verkleinert hat, ist nun $-1,7^\circ$.

Auch das CA ist kleiner geworden und steht bei 0,091.

Das Stabimaß ist größer geworden, anstelle von 15% haben wir nun 38%, ist ein wenig viel, das müssen wir wieder runter bekommen.

Dem entsprechend hat sich auch der Schwerpunkt nach vorne bewegt, ist also weiter weg von unserem Neutralpunkt.

Und die Geschwindigkeit $27,77778 \text{ m/s} = 100 \text{ km/h}$ war ja unsere gewollte Auslegung.

Versuchen wir nun das Stabimaß wieder auf 15% runter zu bekommen.

Mehrere Möglichkeiten stehen zu Wahl.

1) Die Fläche des Höhenleitwerkes zu verkleinern.

2) Den Hebelarm zum HLW verkleinern (Abstand Tragfläche \rightarrow HLW).

Diese beiden Möglichkeiten scheiden bei einem fertigen Modell aber aus.

3) Höhenruder auf tief stellen (positiver Ausschlag nach unten).

Das wäre ja beim realen Flug der Fall, wir geben Gas und müssen etwas Tiefe trimmen, um die stationäre Flugbahn zu halten.

Wir möchten aber generell unser Modell auf die Geschwindigkeit auslegen, um ohne Klappentrimmung auszukommen.

Wir hatten gelernt.

Eine Klappentrimmung (HR, Wölbklappe) kann man auch durch eine Einstellwinkeländerung ersetzen (geänderte EWD).

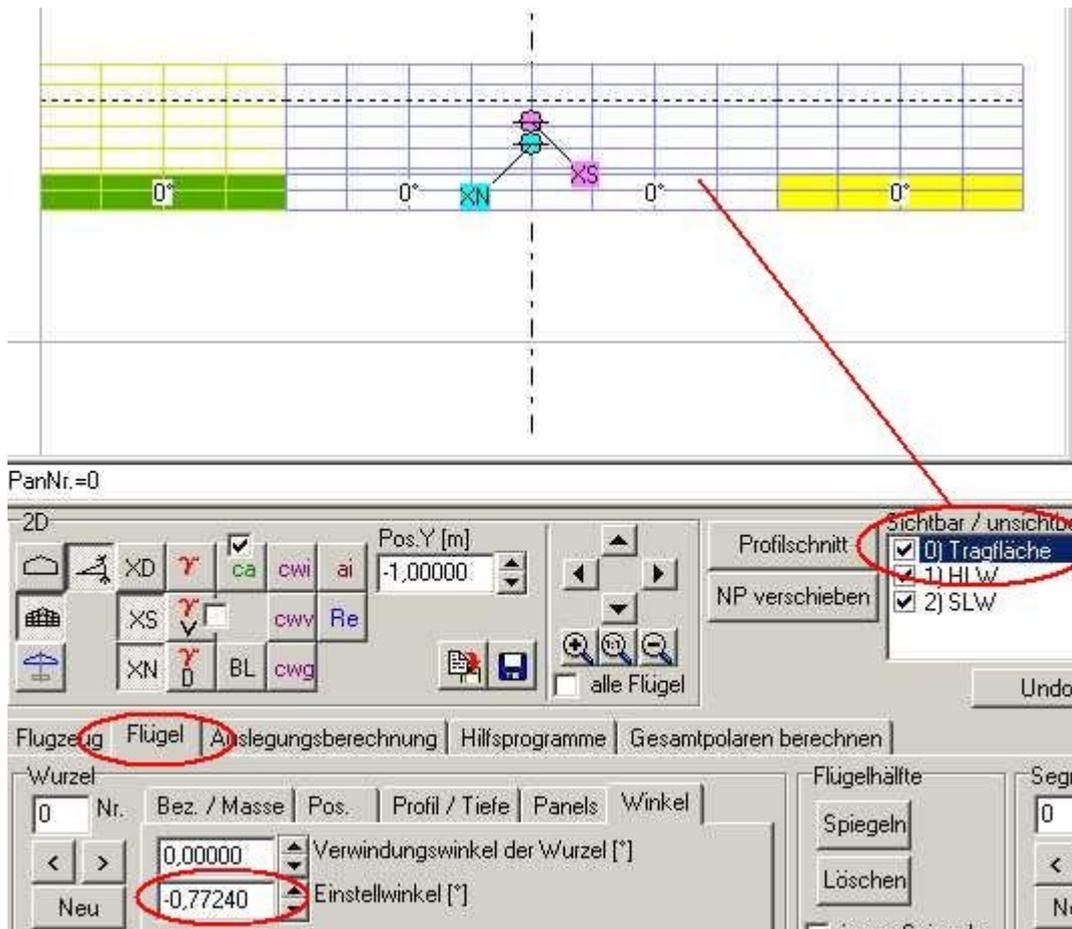
4) Also eine Einstellwinkeländerung, z.B. an der Tragfläche.

Wir unterlegen unsere Tragfläche an der Endleiste mit einem Streifen Balsa.

Der Einstellwinkel der Tragfläche wird dadurch kleiner (Hintern hoch).

Für ein Stabimaß von 15% bei einer Flugeschwindigkeit von $27,77778 \text{ m/s}$ benötigen wir einen Einstellwinkel der Tragfläche von $-0,77240^\circ$.

Das habe ich einfach ausprobiert, Einstellwinkel ändern und rechnen usw.



Bild_A102

Flux den Windows-Taschenrechner raus und mit der SIN-Funktion den Einstellwinkel in Balsadicke umgerechnet.

Formel:

$$\text{SIN}(\text{Winkel}) = \text{Gegenkathete} / \text{Hypotenuse}$$

Die Hypotenuse ist unsere Flügeltiefe = 300mm

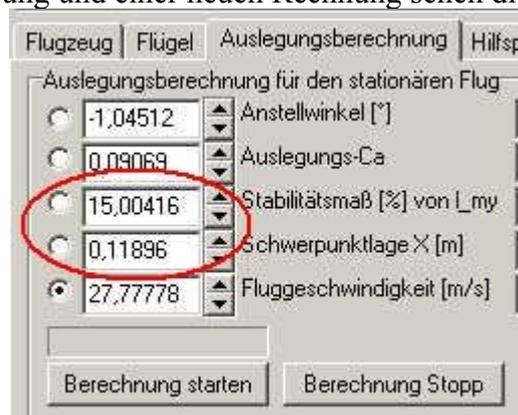
Die Gegenkathete = Balsadicke brauchen wir.

Den Winkel = Einstellwinkel haben wir $-0,77240^\circ$, diesen nehmen wir aber positiv, weil sonst die Balsadicke negativ wird.

Umgestellt zur Gegenkathete = Balsadicke:

$$\text{Balsa_Dicke}[\text{mm}] = \text{SIN}(0,77240^\circ) * 300\text{mm} = 4,04415445\text{mm} \text{ also rund } 4\text{mm}.$$

Nach der Einstellwinkeländerung und einer neuen Rechnung sehen die Werte nun so aus.



Bild_A103

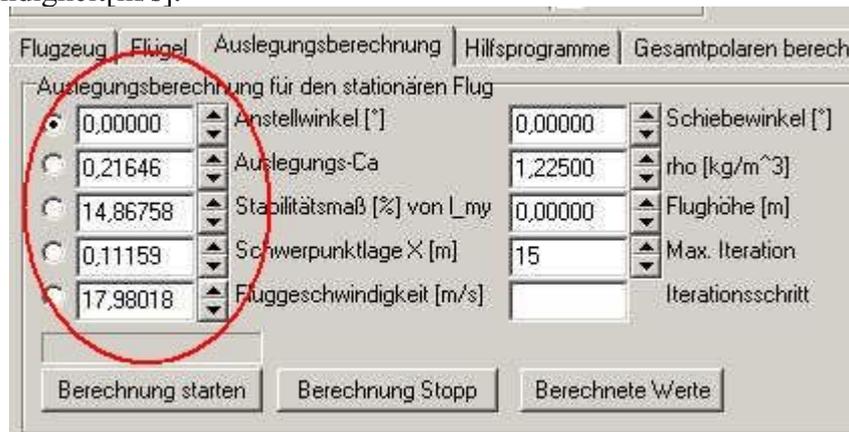
Als EWD haben wir nun anstelle von 0° , $-0,77240^\circ$.
Es muß also nicht immer heißen, EWD $1,5^\circ$ passt schon.
Es kommt auf die Auslegung an.

21) Fenster 'Berechnete Werte'

Wir laden das File (FLZ_Vortex_Anleitung_21.flz).
Dann eine Auslegungsberechnung per Anstellwinkelfunktion mit 0° Anstellwinkel durchführen.

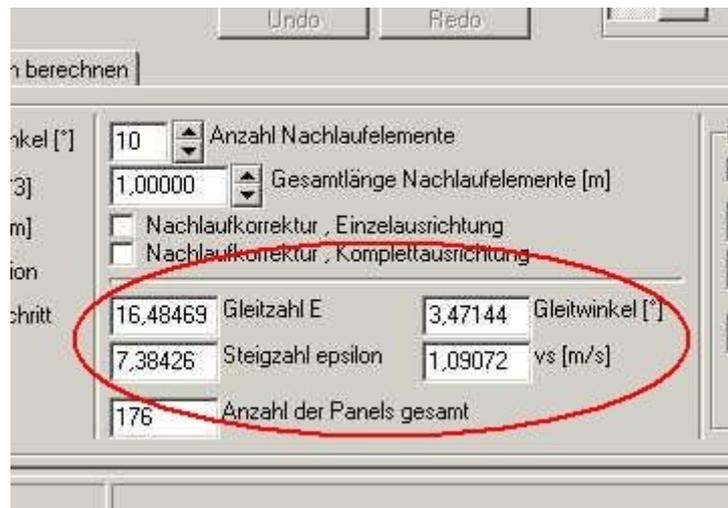
Bis jetzt haben wir nach einer Auslegungsrechnung nur wenige Ergebnis-Werte betrachte.
Folgende Werte können wir direkt in der Karte 'Auslegungsberechnung' sehen.

Dies waren
der Auftriebsbeiwert C_A ,
das Stabilitätsmaß [% von l_{my}],
der Schwerpunkt [m],
und die Geschwindigkeit [m/s].



Bild_A104

In der Karte 'Auslegungsberechnung' Mitte unten sehen wir weiter
die Gleitzahl E,
den Gleitwinkel [°],
die Steigzahl epsilon,
und die Sinkgeschwindigkeit v_s [m/s].



Bild_A105

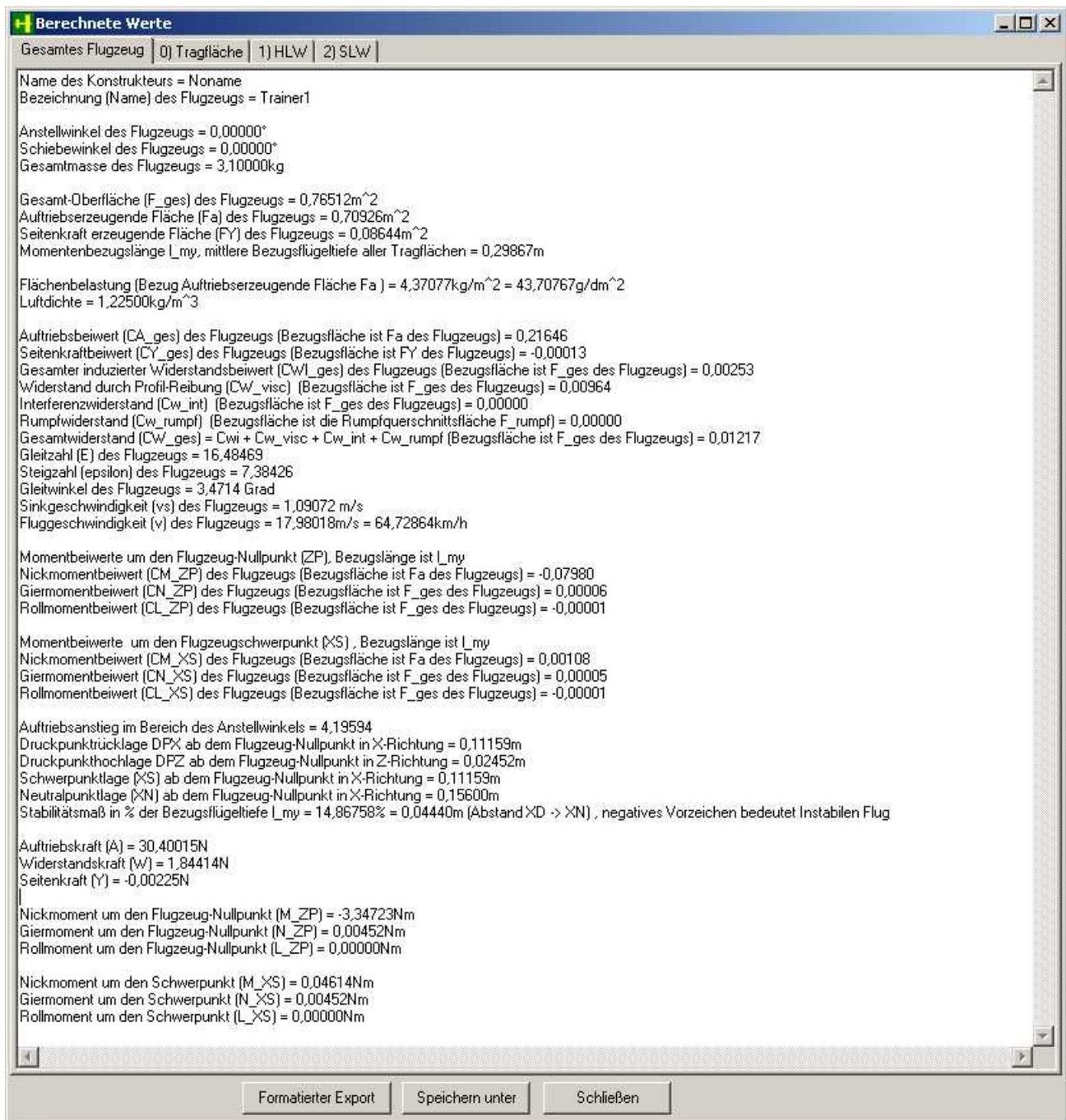
Liegt eine gültige Auslegungsrechnung vor, so können wir weitere berechnete Werte, rund um unser Flugzeug abrufen.

Dazu betätigen wir den Button 'Berechnete Werte'.



Bild_A106

Nun erscheint ein neues Fenster.



Bild_A107

Oben können verschiedene Karten angewählt werden.

Die erste Karte beinhaltet Ergebniswerte für das gesamte Flugzeug.

Die bereits bekannten Daten aus der Karte 'Auslegungsberechnung' sind auch hier wieder zu finden.

Je nach Anzahl von Flügeln stehen weitere Karten mit Daten bereit, die dann nur die einzelnen Flügel betreffen.

In der Kartenüberschrift findet man die Nummer des Flügels und dessen Bezeichnung (z.B. 0 Tragflügel, 1 HLW usw.).

Ein großer Teil der Daten ist durch den Text selbsterklärend.

22) Berücksichtigung Zusätzlicher Widerstände

Durch den Druckausgleich an den Flügelenden wird ein Randwirbel erzeugt.

Dieser beeinflusst die Auftriebsverteilung entlang der Flügelspannweite, so das zum Flügelende hin immer weniger Auftrieb zur Verfügung steht.

Dieser Auftriebsverlust muss ja irgendwo bleiben, es entsteht der sogenannte Induzierte Widerstand.

Ein weitere Widerstand wird durch die Reibung auf der Profiloberfläche in der Grenzschicht verursacht.

Der vordere Teil der Grenzschicht ist zunächst laminar (parallele Stromlinien).

Diese laminare Grenzschicht schlägt dann in eine turbulente Grenzschicht um.

Im Übergangsbereich zwischen laminar und turbulent entsteht meist eine Blase, die viel Widerstand verursacht.

Dann gibt es noch den Interferenz-Widerstand, dieser entsteht im Übergangsbereich verschiedener Bauteile, z.B. Rumpf und Flügel.

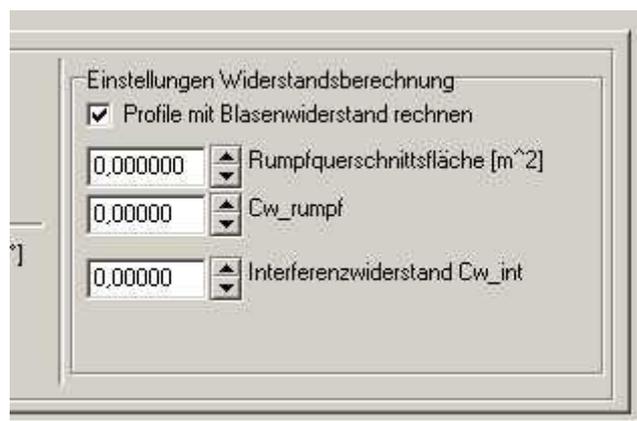
Zum Schluss haben wir noch den Rumpfwiderstand.

Noch mal alle Widerstände zusammen.

- 1) Induzierter Widerstand, wird durch die Auftriebsverteilungsrechnung des Vortex-Lattice berücksichtigt
- 2) Profilwiderstand, wird am Schluss nach einer Auftriebsverteilungsrechnung auch vom Programm automatisch berechnet.
- 3) Blasenwiderstand, dieser lässt sich manuell abschalten, wenn z.B. ein Turbulator Verwendung findet.
- 4) Interferenzwiderstand, diesen können wir aus einer Liste auswählen.
- 5) Rumpfwiderstand, hierzu wird die Querschnittfläche des Rumpfes benötigt und zusätzlich eine Wahl der Rumpfform aus einer Liste.

Um die Eingabe der letzten drei Komponenten soll es hier nun gehen.

Die Eingabefelder für die zusätzlichen Widerstände finden wir in der Karte 'Auslegungsberechnug' ganz rechts.

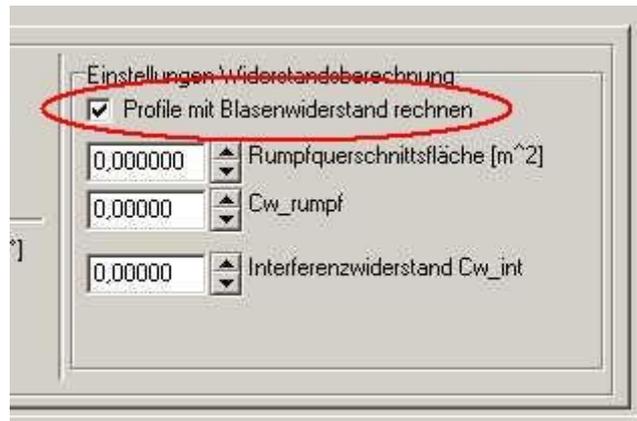


Bild_A108

Wir sehen hier einen Checkbutton mit der Bezeichnung 'Profil mit Blasenwiderstand rechnen'.

Benutzen wir keinen Turbulator z.B. Zackenband auf dem Flügel, so sollte dieser Checkbutton ON sein, das heißt der Blasenwiderstand wird mit gerechnet.

Hat man einen Turbulator aufgeklebt, dann diesen Button OFF schalten.



Bild_A109

Rumpfquerschnittsfläche:

Hier nehmen wir die größte Querschnitt-Fläche, die wir in der Frontansicht des Rumpfes sehen können.

Übertreibt es hier nicht, also so gut wie möglich rechnen, aber nicht auf ein 1000stel .

Bei einem Rechteckrumpf ist die Sache einfach ,
 $\text{Querschnittsfläche}[\text{m}^2] = \text{Höhe}[\text{m}] * \text{Breite}[\text{m}]$.

Eine Kreisfläche rechnet sich nach

$\text{Querschnittsfläche}[\text{m}^2] = D[\text{m}]^2 * \text{PI} / 4$ oder

$\text{Querschnittsfläche}[\text{m}^2] = r[\text{m}]^2 * \text{PI}$

D = Durchmesser

r = Radius

Einen elliptischen Rumpf rechnen wir mit

$\text{Querschnittsfläche}[\text{m}^2] = D1[\text{m}] * D2[\text{m}] * \text{PI} / 4$ oder

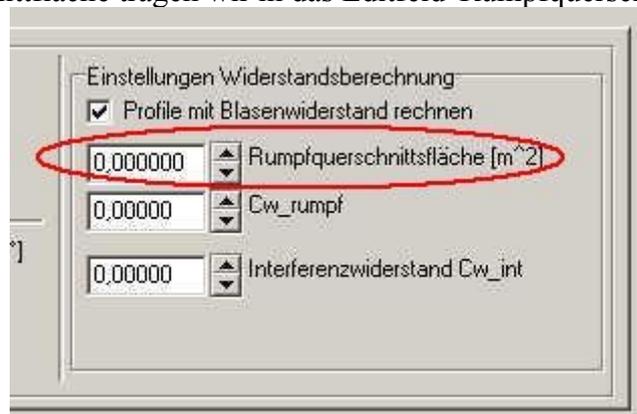
$\text{Querschnittsfläche}[\text{m}^2] = r1[\text{m}] * r2[\text{m}] * \text{PI}$.

D1, D2 = Durchmesser 1 , Durchmesser 2

r1, r2 = Radius1 , Radius2

Achtung: Maße in m

Die gefundene Querschnittfläche tragen wir in das Editfeld 'Rumpfquerschnittsfläche [m^2]' ein.



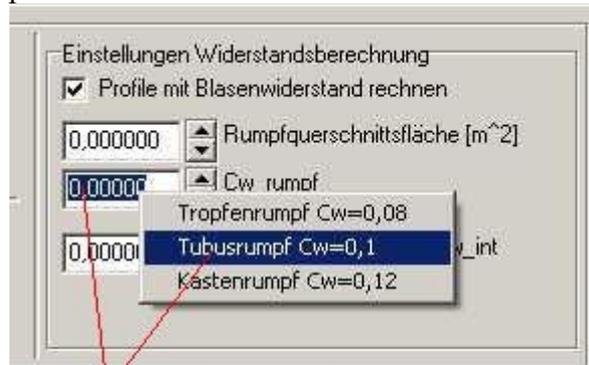
Bild_A110

Rumpf-CW:

Kennen wir den Rumpf-CW, dann tragen wird diesen in das Feld 'CW_Rumpf' ein.

In der Regel weiß man es aber nicht, so das wir ein CW aus der Tabelle nehmen.

Dazu machen wir einen Rechtsklick in das Edit-Feld für die CW-Rumpfeingabe und suchen uns einen passenden Rumpf aus.



Rechtsklick in das Editfeld und dann die Rumpfform raussuchen !

Bild_A111

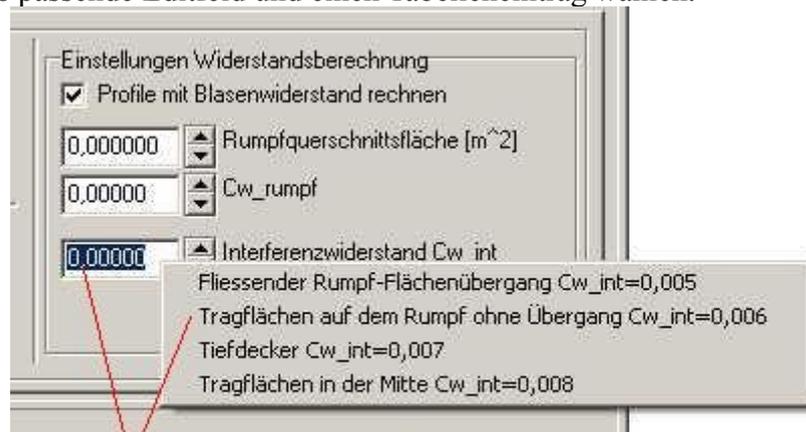
Interferenz-Widerstand:

An Rumpf-Flächen-Übergängen entstehen Wirbel mit zusätzlichen Widerständen.

Diesen Widerstand tragen wir in das Editfeld 'Inteferenzwiderstand CW_int' ein.

Kennen wir den Widerstand nicht, können wir auch hier wieder einen Tabellenwert nehmen.

Rechtsklick in das passende Editfeld und einen Tabelleneintrag wählen.



Rechtsklick und einen Tabellenwert übernehmen !!

Bild_A112

Das CW für den Rumpf scheint auf den ersten Blick gewaltig groß zu sein.

Der Grund in die Bezugsfläche für diesen Wert.

Der Rumpf-CW ist auf die Querschnittfläche bezogen, während alle anderen CW's auf die Flügeloberflächen bezogen sind.

Im FLZ_Vortex wird das umgerechnet.

Rechnen wir ohne die zusätzlichen Widerstände kommen oft traumhafte Werte für Gleitzahl und Sinkgeschwindigkeit heraus.

Wer also beeindruckt werden will (sich eins in die Tasche lügen) , der lässt die zusätzlichen Widerstände einfach weg.

23) Luftdichte

Wenn es um die tatsächlichen Kräfte (Auftrieb, Widerstand) in Newton [N], oder die Momente [Nm] rund um unser Flugzeug geht, dann spielt die Luftdichte eine wichtige Rolle.

Den Auftrieb in Newton müssen wir kennen, um unsere Flugzeugmasse [kg] in der Luft zu halten. Und den Widerstand in Newton brauchen wir, wenn wir einen Antrieb auswählen möchten, der eine konstante Geschwindigkeit oder sogar eine Beschleunigung möglich machen soll (Schubkraft).

Die Luftdichte wird in kg/m^3 gemessen und beträgt auf der Erdoberfläche in etwa $1,225 \text{ kg/m}^3$.

Der Auftrieb in [N] wird mit folgender Formel berechnet.

```
// Auftrieb in N
A = CA * q * F
A=Auftrieb (N)
q=Staudruck (Pa)
F=Bezugsfläche (m^2)
CA=Auftriebsbeiwert
```

Wobei der Staudruck mit Hilfe der Geschwindigkeit und der "Luftdichte" gerechnet wird.

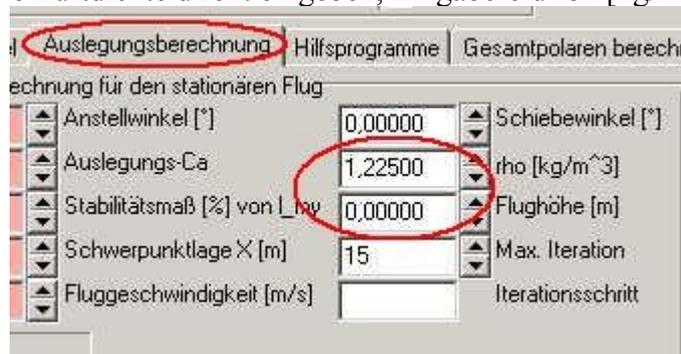
```
// Staudruck(Geschwindigkeitsdruck)
q=p*U~^2/2
p=Dichte (kg/m^3) 1.225 in Höhe 0
U~=ungestörte Anströmgeschwindigkeit in m/s
```

Mit zunehmender Höhe nimmt die Luftdichte ab, die Luft wird also dünner, so das wir an folgenden Parametern schrauben können um den Auftrieb wieder hin zu bekommen.

- 1)Geschwindigkeit erhöhen, der Antrieb muss das dann natürlich schaffen können.
- 2)CA (sprich Anstellwinkel) erhöhen, hier gibt es dann aber die Grenze CA-Max
- 3)Die Auftriebserzeugende Oberfläche vergrößern.

In älteren Version <1.190 vom FLZ_Vortex konnte man die Luftdichte nur indirekt über die Eingabe der Flughöhe (Karte Auslegungsberechnung) beeinflussen.

Ab V1.190 kann man die Luftdichte direkt eingeben, Eingabefeld rho [kg/m³].



Bild_A113

Intern wird die Luftdichte nach einer Tabelle umgerechnet.

Siehe hierzu auch Kapitel, 14.8: Flughöhe, in der Hilfe von FLZ_Vortex.

Für die unsere Zwecke, der Auslegung von Flugzeugen, reicht es völlig aus, wenn wir die Flughöhe

auswählen .

Möchten wir aber Messungen (mit einem Daten-Logger) machen, dann sollte man die Luftdichte etwas genauer eintragen , um Vergleich zwischen Theorie und Praxis anstellen zu können.

Hierzu hat Florian Rösch ein Skript geschrieben, Danke Florian.

Memo Auswertung Messflüge.pdf

Florian hat hier Formeln hinterlegt, mit denen es möglich ist, auch die Temperatur und den Luftdruck zu berücksichtigen, was dann alles sehr viel genauer macht.

24) Gesamtpolaren Rechnung per Anstellwinkel

Bei den bisherigen Berechnungen haben wir immer nur einen Auslegungszustand gerechnet.

In der Karte 'Gesamtpolaren berechnen' hat man die Möglichkeit eine Folge von Berechnungen mittels einer Schleife durchzuführen.

Es wird ein Start- und ein Endwert , sowie eine gewünschte Anzahl von Schritten vorgegeben und das Programm rechnet dann automatisch eine Folge , die in einer Tabelle abgelegt wird.

Mit Hilfe einer Grafik kann man sich dann die Polaren anschauen und hat somit einen besseren Überblick, um sein Modell einstellen zu können.

In FLZ_Vortex gibt drei unterschiedliche Möglichkeiten der Gesamt-Polarenberechnung.

- 1) Klappenberechnung
- 2) EWD-Berechnung
- 3) Anstellwinkelberechnung

In dieser Anleitung soll es um die Anstellwinkelberechnung gehen.

Wir laden das Demomodell (FLZ_Vortex_Anleitung_24.flz) .

Die Anstellwinkel-Berechnung kann man benutzen , um einen ersten Überblick bez. Gleit- und Steigzahl zu bekommen, oder zu schauen, wo ein halbwegs günstiger Schwerpunktbereich mit den aktuellen EWD- oder Klappeneinstellungen zu finden ist.

EWD und Klappen werden in der Gesamtpolaren-Anstellwinkelberechnung nicht verändert (bleiben also so , wie sie zuletzt eingestellt wurden).

Nachdem wir unser Modell geladen haben, gehen wir in die Karte 'Gesamtpolaren berechnen' und hier in die Unterkarte 'Anstellwinkelberechnung'.

Hier tragen wir in das Editfeld 'Anstellwinkel Start' mal -5° und in das Editfeld 'Anstellwinkel Ende' 10° ein.

Es sollen also von -5° bis $+10^\circ$ Anstellwinkel-Berechnungen durchgeführt werden.

Des weiteren braucht das Programm noch eine Zahl , wie viele Berechnungen durchgeführt werden sollen, ist quasi die Auflösung der Polarentabelle.

Wir tragen hier mal in das Editfeld 'Anzahl Schritte' eine 15 ein.
Zwischen -5° und $+10^\circ$ ergibt sich so eine Schleife mit 15 Zwischenschritten ($-5^\circ, -4^\circ, -3^\circ \dots$ bis $+10^\circ$), ergibt dann 16 Tabelleneinträge.

Bild_A114

Wenn wir mit den Eingaben fertig sind, klicken wir auf den Button 'Berechnung starten'.

Darauf hin öffnet sich ein Fenster mit einem Textfeld, in das wir eine Bemerkung zu der folgenden Berechnung schreiben können.

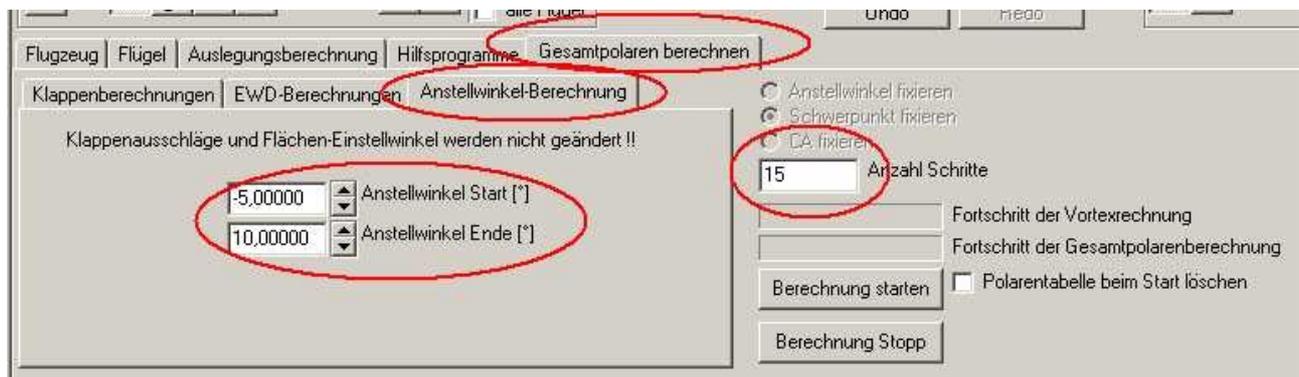
Der Text ist beliebig wählbar und einfach nur eine Info, damit wir nachher einen besseren Überblick haben, wenn es verschiedene Polaren in der Tabelle oder Grafik gibt.

Nach einer Bestätigung (Button OK) der Infoeingabe geht es mit den Berechnungen los.

Es dauert nun eine Weile, bis das Programm alle Anstellwinkel gerechnet hat.

Am Fortschrittsbalken kann man erkennen, wie lange es noch dauert.

Ist das Programm fertig, betätigen wir den Button 'Gesamtpolaren anzeigen', daraufhin öffnet sich ein neues Fenster.



Bild_A117

Hier sehen wir zunächst die Tabelle, die FLZ_Vortex eben berechnet hat.

Man könnte sich nun z.B. für die Gleitzahlen \bar{E} interessieren, habe das hier mal markiert.

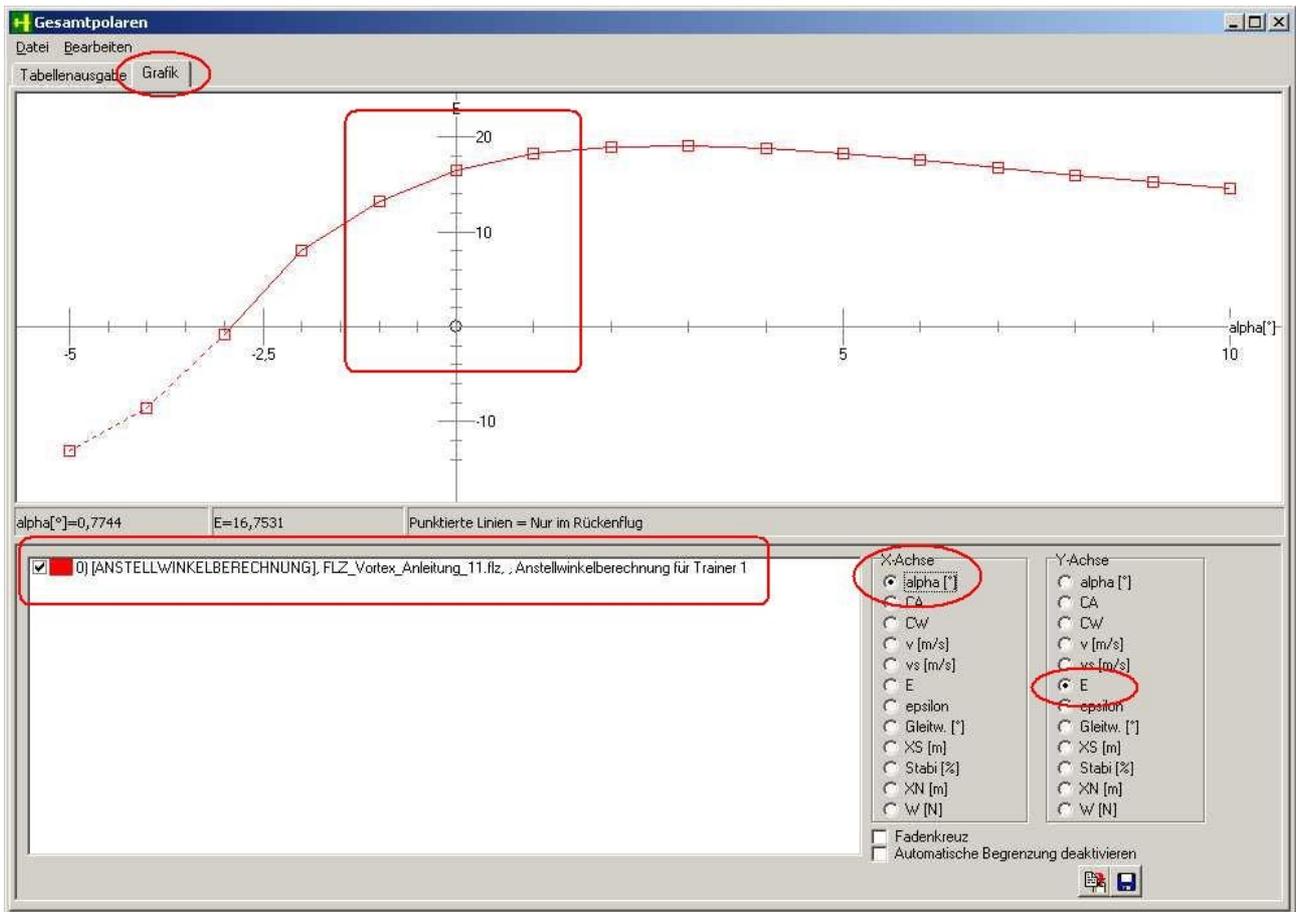
Also im Anstellwinkelbereich von -1° bis $+1^\circ$ ergeben sich die Gleitzahlen (13.2, 16.5, 18.25).
Habe diesen Bereich heraus gepickt, weil hier das Stabimaß im gutmütigen Bereich liegt, also zwischen ca. 12% und 25%.

Der einstellbare Schwerpunktbereich X_S [m] liegt dann zwischen 0.084m und 0,124m.

Bei allen anderen Anstellwinkeln würde das Stabimaß entweder sehr groß werden, oder zu klein.

Man kann sich die berechnete Tabelle nun noch als Grafik anschauen.

Dazu wählen wir die Karte 'Grafik'.



Bild_A118

Links unten kann man die Polarentabellen anwählen, hier gibt es nur eine, es könnten aber auch mehrere sein.

Rechts wählt man die einen Radiobutton für die X-Achse und einen für die Y-Achse aus, hier mal Anstellwinkel (X-Achse) und Gleitzahl E (Y-Achse).

Den Anstellwinkelbereich -1° bis $+1^\circ$ habe ich hier mal markiert.

Die beste Gleitzahl (ca. 19) würde sich bei einem Anstellwinkel um 3° ergeben, aber dann wäre das Stabimaß zu klein (siehe Tabelle).

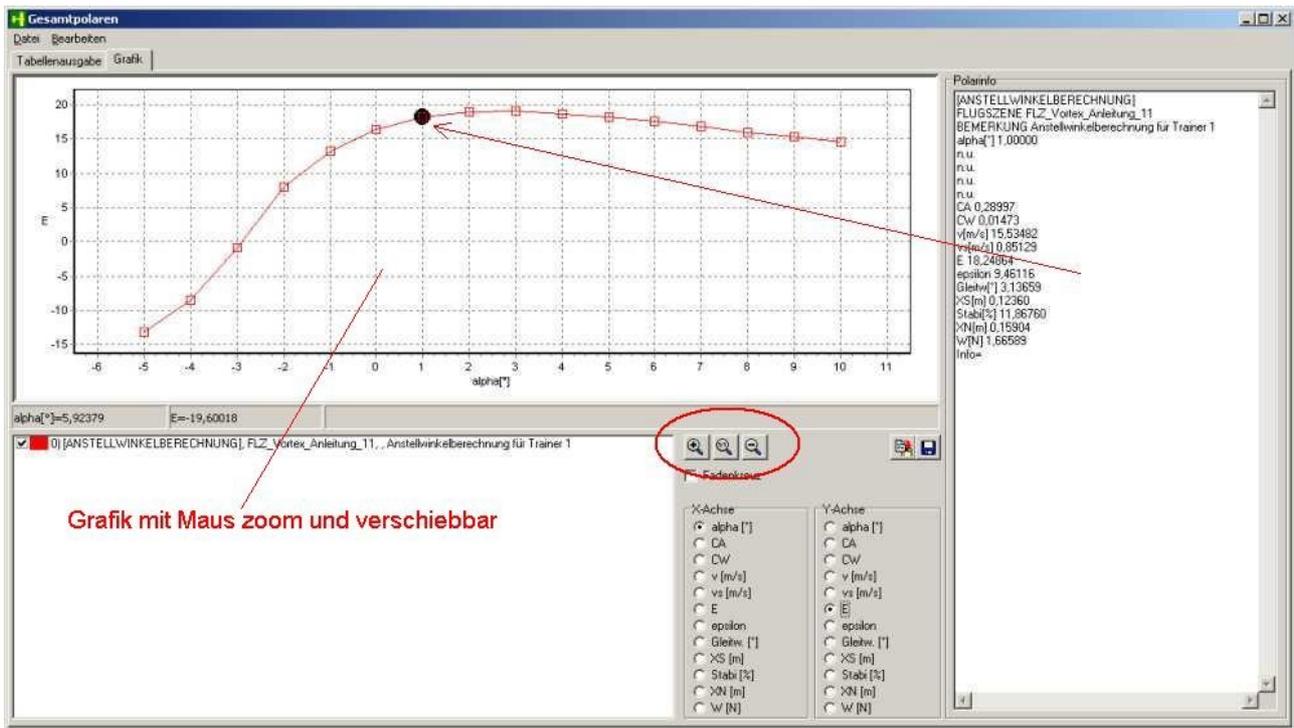
Die berechneten Polaren lassen sich auch auf Festplatte speichern, oder bereits vorhandene Polaren als Vergleich dazu laden.



Bild_A119

Die hier dargestellte Grafik ist der Stand der bis Software-Version v1.90.

Ab V1.91 habe ich eine neue Grafikausgabe gebastelt.



Bild_A120

Hier kann man dann die Grafik zoomen und verschieben.

Des weiteren gibt es die Möglichkeit sich einen Punkt zu markieren, dessen Polareninfos dann rechts eingeblendet werden.

25) Gesamtpolaren Rechnung per Klappenänderung

Bei der Gesamtpolaren-Rechnung per Anstellwinkel, wurde der Flieger einfach durch eine Folge von Anstellwinkeln gefahren.

Mit jedem Anstellwinkel änderte sich der Druckpunkt und somit die Lage des Schwerpunktes.

Haben wir aber einen fixen Schwerpunkt, so wie es nachher in der Realität beim echten Flugzeug auch ist, muss man die Lage des Flugzeuges per Klappenausschlag einstellen.

Möchten wir untersuchen, wie der Flieger auf Klappenausschläge reagiert, so benutzen wir nun die Gesamtpolaren-Klappenrechnung.

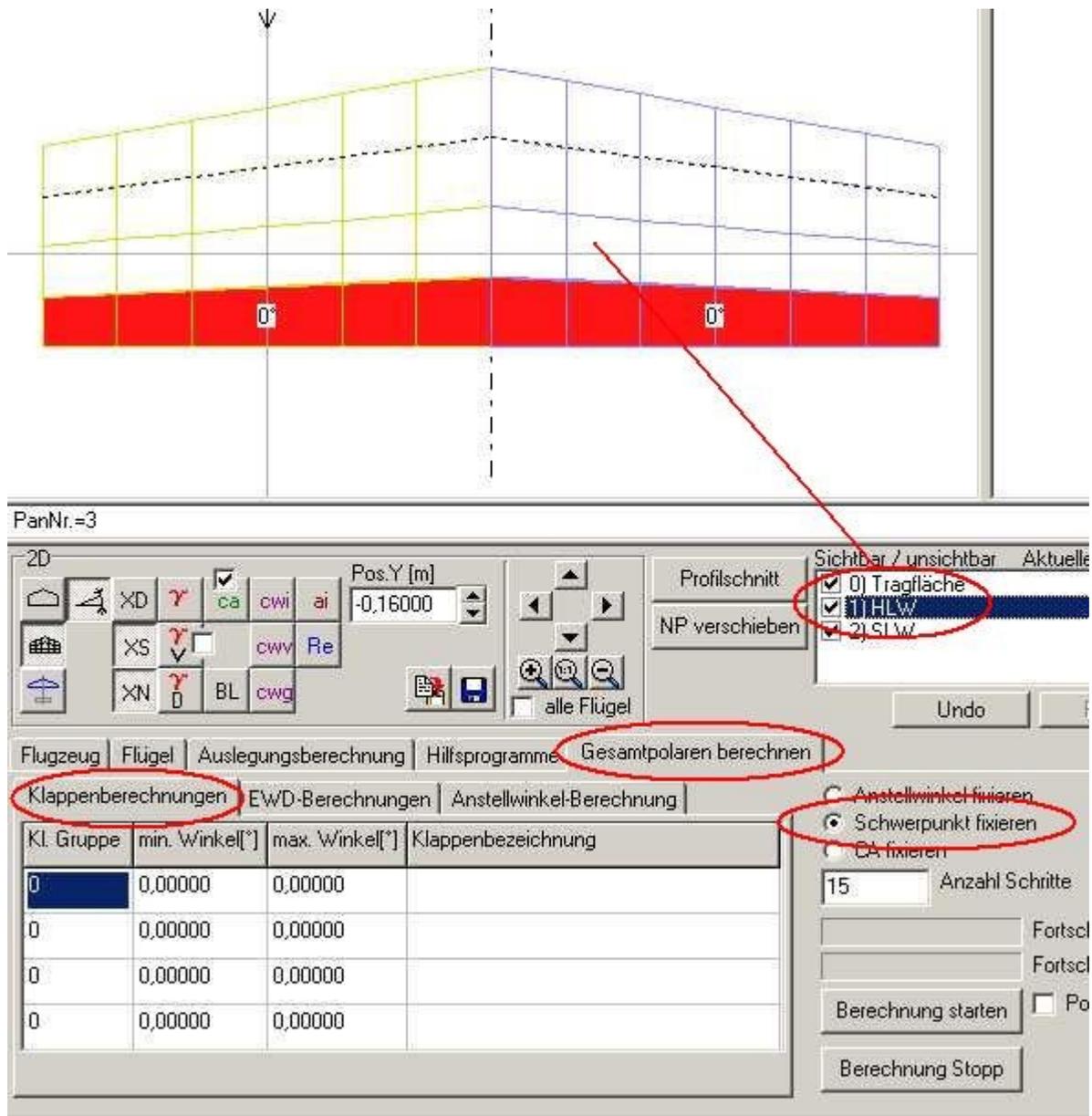
Ich habe hier mal unseren Trainer aus Anleitung 11 etwas modifiziert und zusätzlich eine Wölbklappe eingebaut, die wir hier später benutzen wollen.

FLZ_Vortex_Anleitung_25.flz

Im folgenden denken wir uns den Trainer mal als Segelflugzeug ohne Antrieb.

Wir laden nun dieses FLZ_File und gehen dann in die Karte 'Gesamtpolaren berechnen' und hier in die Unterkarte 'Klappenberechnung'.

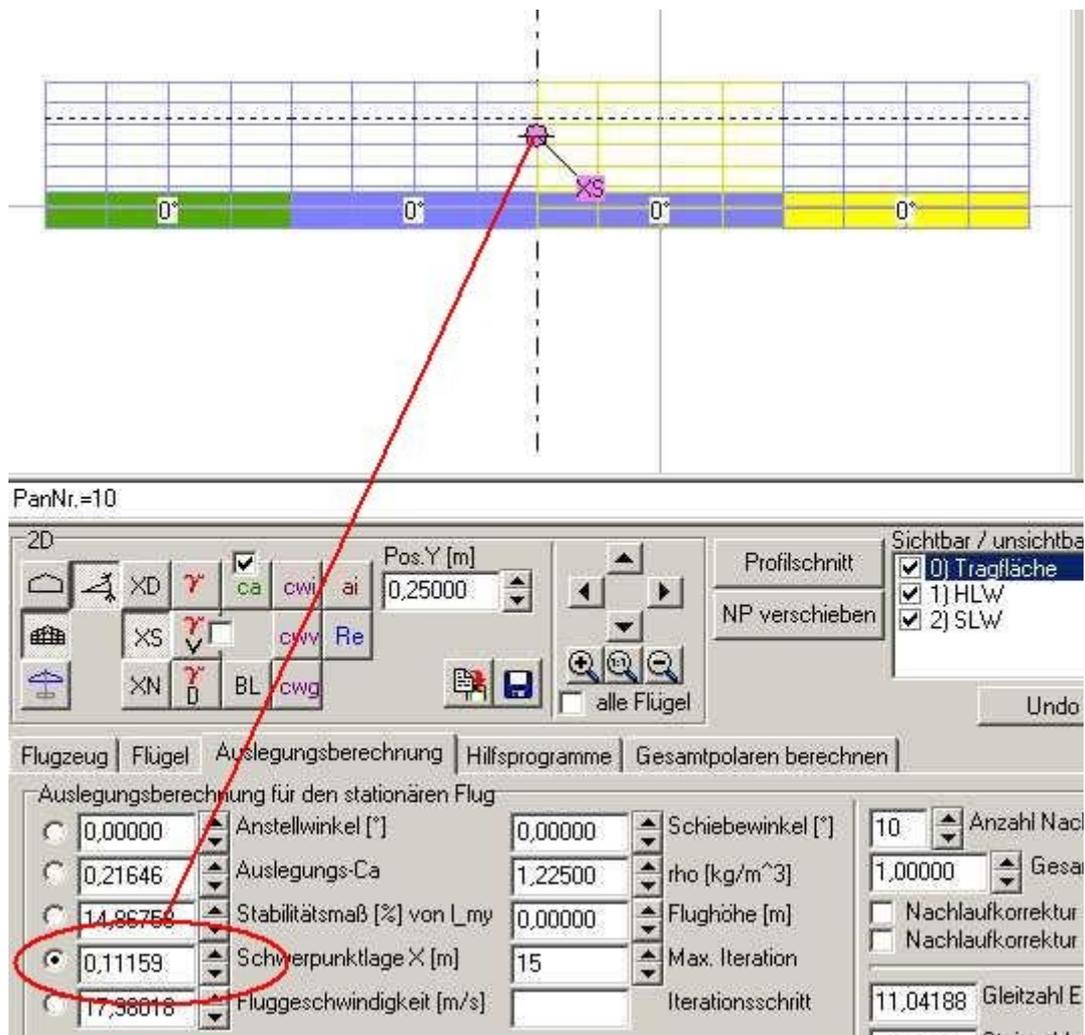
Zusätzlich wählen wir das HLW als aktiv an, da wir im folgenden eine Polarenrechnung über Höhenruder machen möchten.



Bild_A121

Des weiteren wird der Radiobutton 'Schwerpunkt fixieren' eingeschaltet, da wir ja auch später mit fester Schwerpunktlage fliegen gehen wollen.

Es wird also der aktuell vorhandene Schwerpunkt genommen, den wir in der Karte 'Auslegungsberechnungen' stehen haben.



Bild_A122

Links unten in der Karte 'Klappenberechnung' sehen wir ein Liste, in die wir 4 verschiedene Klappengruppen eintragen können.

Kennen wir die Gruppennummer unseres Höhenruders, so tragen wir die Nummer unter Klappengruppe ein.

Die Klappengruppe für das Höhenruder ist in diesem Fall die Nr. 3.

Alternativ kann man das Höhenruder in der 2D-Grafik mit der rechten Maustaste anklicken und bei gedrückter Maustaste in die Liste unten ziehen (Drag and Drop).

Hat alles das geklappt sieht es wir folgt aus.

PanelNr.=3

2D

Pos.Y [m] -0,13220

Profilschnitt
NP verschieben

Sichtbar / unsichtbar

- 0) Tragfläch
- 1) HLW
- 2) SLW

Flugzeug | Flügel | Auslegungsberechnung | Hilfsprogramme | Gesamtpolaren berechnen

Klappenberechnungen | FWD-Berechnungen | Anstellwinkel-Berechnung

Kl. Gruppe	min. Winkel[°]	max. Winkel[°]	Klappenbezeichnung
3	0,00000	0,00000	Höhenruder
0	0,00000	0,00000	
0	0,00000	0,00000	
0	0,00000	0,00000	

Anstellwinkel
 Schwerpunkt
 CA fixieren

15

Berechnung

Berechnung

Höhenruder mit der rechten Maustaste ziehen und in der Liste fallen lassen !!

Bild_A123

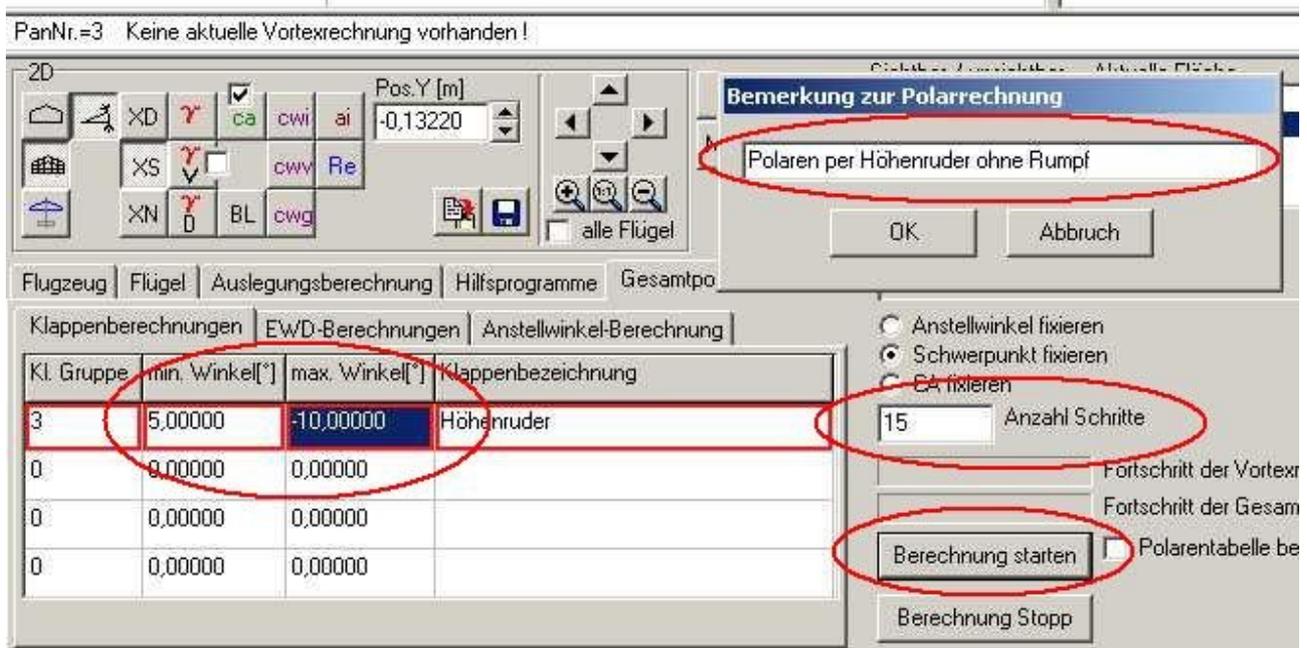
In die drei anderen Listenzeilen könnte man nun noch weitere Klappen Gruppen eintragen, wir beschränken und nun aber erst mal auf das Höhenruder.

Im nächsten Schritt müssen wir festlegen, welcher Klappenwinkelbereich berechnet werden soll. Nehmen wir mal +5° bis -10°.

Diese Eckwerte tragen wir in die Liste unter 'min. Winkel' und 'max. Winkel' ein.

Für die Anzahl Schritte wählen wir '15' und starten dann die Berechnung.

Als Info tragen wir mal ein 'Polaren per Höhenruder ohne Rumpf', denn gleich wollen wir noch den Widerstand des Rumpfes mit einbeziehen, das hatten wir bis jetzt noch nicht gemacht.



Bild_A124

Bevor wir uns die Polaren anschauen, machen wir nun noch eine Rechnung mit zusätzlichen Widerständen.

Dazu gehen wir in die Karte 'Auslegungsberechnung' und tragen rechts unter 'Einstellungen Widerstandsberechnung' folgende Werte ein.

- 1) Rumpfquerschnitt ($80\text{mm} \times 80\text{mm}$) = $0,0064\text{m}^2$
- 2) C_w -Rumpf (Kastenrumpf) = $0,12000$
- 3) Interferenzwiderstand = $0,00500$



Bild_A125

Nun zurück in die Gesamtpolarenrechnung und Neustart mit der Info 'Polaren per Höhenruder mit Rumpf- u. Interferenzwiderstand'.

Ist das Programm fertig, dann betätigen wir den Button 'Gesamtpolaren anzeigen'.

Zunächst die Tabelle.

Tabellenausgabe Grafik

[KLAPPENBERECHNUNG]
 FLUGSZENE=FLZ_Vortex_Anleitung_24
 BEMERKUNG=Polaren per Höhenruder ohne Rumpf
 GR.3 Höhenruder
 GR.0
 GR.0
 GR.0

alpha[°]	GR.3	GR.0	GR.0	GR.0	CA	CW	v[m/s]	vs[m/s]	E	epsilon	Gleitzahl	XS[m]	Stabi[%]	KN[m]	W[N]	Info
-8.09980	5.00000	0.00000	0.00000	0.00000	-0.34862	0.02064	14.16791	-0.90497	-15.6556	-8.89991	-3.65479	0.11159	16.52228	0.16094	1.94180	Nur im Rückenflug,
-6.52386	4.00000	0.00000	0.00000	0.00000	-0.23900	0.01373	17.11122	-1.06045	-16.1357	-7.59500	-3.54633	0.11159	16.31927	0.16033	1.88403	Nur im Rückenflug,
-4.91638	3.00000	0.00000	0.00000	0.00000	-0.12695	0.00955	23.47787	-1.90578	-12.3192	-4.22617	-4.64073	0.11159	16.14743	0.15982	2.46769	Nur im Rückenflug,
-3.27635	2.00000	0.00000	0.00000	0.00000	-0.01247	0.00551	74.91621	-35.6977	-2.09862	-0.22562	-25.4779	0.11159	16.05549	0.15954	14.48575	Nur im Rückenflug,
1.58223	1.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.10588	0.00890	25.70794	2.33003	11.03332	3.45668	5.17883	0.11159	16.50096	0.16087	2.75530	
0.00019	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.21645	0.01217	17.98075	1.09079	16.48421	7.38381	3.47154	0.11159	14.86890	0.15600	1.84420	
1.65275	-1.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.33188	0.01651	14.52083	0.77919	18.63574	10.33654	3.07156	0.11159	15.63890	0.15830	1.63128	
3.22835	-2.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.44180	0.02162	12.58549	0.66445	18.94130	12.12159	3.02211	0.11159	15.91981	0.15914	1.60497	
4.76849	-3.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.54906	0.02763	11.28949	0.61292	18.41929	13.14071	3.10759	0.11159	16.08277	0.15962	1.65045	
5.28017	-4.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.65408	0.03452	10.34347	0.58891	17.56381	13.67643	3.25863	0.11159	16.20413	0.15999	1.73084	
7.76810	-5.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.75716	0.04257	9.61367	0.58307	16.48801	13.81336	3.47075	0.11159	16.30284	0.16028	1.84377	
9.23638	-6.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.85852	0.05200	9.02833	0.58994	15.30390	13.65258	3.73855	0.11159	16.38571	0.16053	1.98643	
10.68843	-7.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.98336	0.06118	8.54513	0.58844	14.52166	13.68730	3.93932	0.11159	16.45628	0.16074	2.09344	Flügel 0 Ablösungen oben 37.5%,
12.12844	-8.00000	0.00000	0.00000	0.00000	1.05692	0.07025	8.13694	0.58343	13.94668	13.80478	4.10118	0.11159	16.51514	0.16091	2.17974	Flügel 0 Ablösungen oben 62.5%,
13.55978	-9.00000	0.00000	0.00000	0.00000	1.15439	0.08065	7.78584	0.58676	13.26930	13.72658	4.30977	0.11159	16.56323	0.16106	2.29101	Flügel 0 Ablösungen oben 75.0%,
14.98597	-10.00000	0.00000	0.00000	0.00000	1.25097	0.09202	7.47927	0.59351	12.60175	13.57037	4.53715	0.11159	16.60079	0.16117	2.41238	Flügel 0 Ablösungen oben 87.5%,

[POLAR ENDE]

[KLAPPENBERECHNUNG]
 FLUGSZENE=FLZ_Vortex_Anleitung_24
 BEMERKUNG=Polaren per Höhenruder mit Rumpf u. Interferenzwiderstand
 GR.3 Höhenruder
 GR.0
 GR.0
 GR.0

alpha[°]	GR.3	GR.0	GR.0	GR.0	CA	CW	v[m/s]	vs[m/s]	E	epsilon	Gleitzahl	XS[m]	Stabi[%]	KN[m]	W[N]	Info
-8.09980	5.00000	0.00000	0.00000	0.00000	-0.34862	0.02665	14.16791	-1.16818	-12.1281	-6.89462	-4.71352	0.11159	16.52228	0.16094	2.50657	Nur im Rückenflug,
-6.52386	4.00000	0.00000	0.00000	0.00000	-0.23900	0.01973	17.11122	-1.52414	-11.2267	-5.28438	-5.09006	0.11159	16.31927	0.16033	2.70783	Nur im Rückenflug,
-4.91638	3.00000	0.00000	0.00000	0.00000	-0.12695	0.01556	23.47787	-3.10351	-7.56493	-2.59517	-7.53021	0.11159	16.14743	0.15982	4.01856	Nur im Rückenflug,
-3.27635	2.00000	0.00000	0.00000	0.00000	-0.01247	0.01151	74.91621	-74.6122	-1.00407	-0.10795	-44.8835	0.11159	16.05549	0.15954	30.27680	Nur im Rückenflug,
1.58223	1.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.10588	0.01490	25.70794	3.90251	6.58754	2.06384	8.63169	0.11159	16.50096	0.16087	4.61479	
0.00019	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.21645	0.01818	17.98075	1.62882	11.03915	4.94479	5.17611	0.11159	14.86890	0.15600	2.75385	
1.65275	-1.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.33188	0.02251	14.52083	1.06256	13.66583	7.57992	4.18517	0.11159	15.63890	0.15830	2.22454	
3.22835	-2.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.44180	0.02763	12.58549	0.84895	14.82484	9.48724	3.85900	0.11159	15.91981	0.15914	2.05062	
4.76849	-3.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.54906	0.03364	11.28949	0.74609	15.13161	10.79520	3.78100	0.11159	16.08277	0.15962	2.00905	
5.28017	-4.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.65408	0.04053	10.34347	0.69133	14.96175	11.65028	3.82380	0.11159	16.20413	0.15999	2.03186	
7.76810	-5.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.75716	0.04857	9.61367	0.66530	14.45003	12.10598	3.95878	0.11159	16.30284	0.16028	2.10381	
9.23638	-6.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.85852	0.05801	9.02833	0.65805	13.71991	12.23951	4.16873	0.11159	16.38571	0.16053	2.21577	
10.68843	-7.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.98336	0.06718	8.54513	0.64619	13.22389	12.46410	4.32452	0.11159	16.45628	0.16074	2.29888	Flügel 0 Ablösungen oben 37.5%,
12.12844	-8.00000	0.00000	0.00000	0.00000	1.05692	0.07625	8.13694	0.63329	12.84860	12.71788	4.45033	0.11159	16.51514	0.16091	2.36603	Flügel 0 Ablösungen oben 62.5%,
13.55978	-9.00000	0.00000	0.00000	0.00000	1.15439	0.08665	7.78584	0.63044	12.34990	12.77550	4.62927	0.11159	16.56323	0.16106	2.46157	Flügel 0 Ablösungen oben 75.0%,
14.98597	-10.00000	0.00000	0.00000	0.00000	1.25097	0.09803	7.47927	0.63223	11.82993	12.73923	4.83180	0.11159	16.60079	0.16117	2.56977	Flügel 0 Ablösungen oben 87.5%,

[POLAR ENDE]

Bild_A126

Hier finden wir nun unsere zwei Polaren wieder.

Oben die, ohne zusätzliche Widerstände (Rumpf und Interferenz).

Unten die mit zusätzlichen Widerständen.

Die Spalte an zweiter Stelle (GR.3) zeigt die Höherruderausschläge, interessant sind hier nur die Klappenausschläge +1° bis -6°.

Bei allen anderen Ausschlägen müssten wir entweder im Rückenflug unterwegs sein oder der Flügel hat größere Bereiche mit einem Strömungsabriss.

Bei den Spalten Schwerpunkt (XS) und Stabi sehen wir recht konstante Werte, weil wir ja unseren Schwerpunkt bei der Berechnung fixiert haben.

Interessant für die Segelflugeigenschaften sind nun die Spalten Gleitzahl (E für Streckenflug) und Steigzahl (epsilon für Thermikflug).

Dort gibt es zwischen der oberen und unteren Tabelle deutliche Unterschiede.

In der oberen Tabelle (ohne Zusatzwiderstand) liegt die max. Gleitzahl (E) bei 18.9, in der unteren Tabelle (mit Zusatzwiderstand) bei etwa

15.

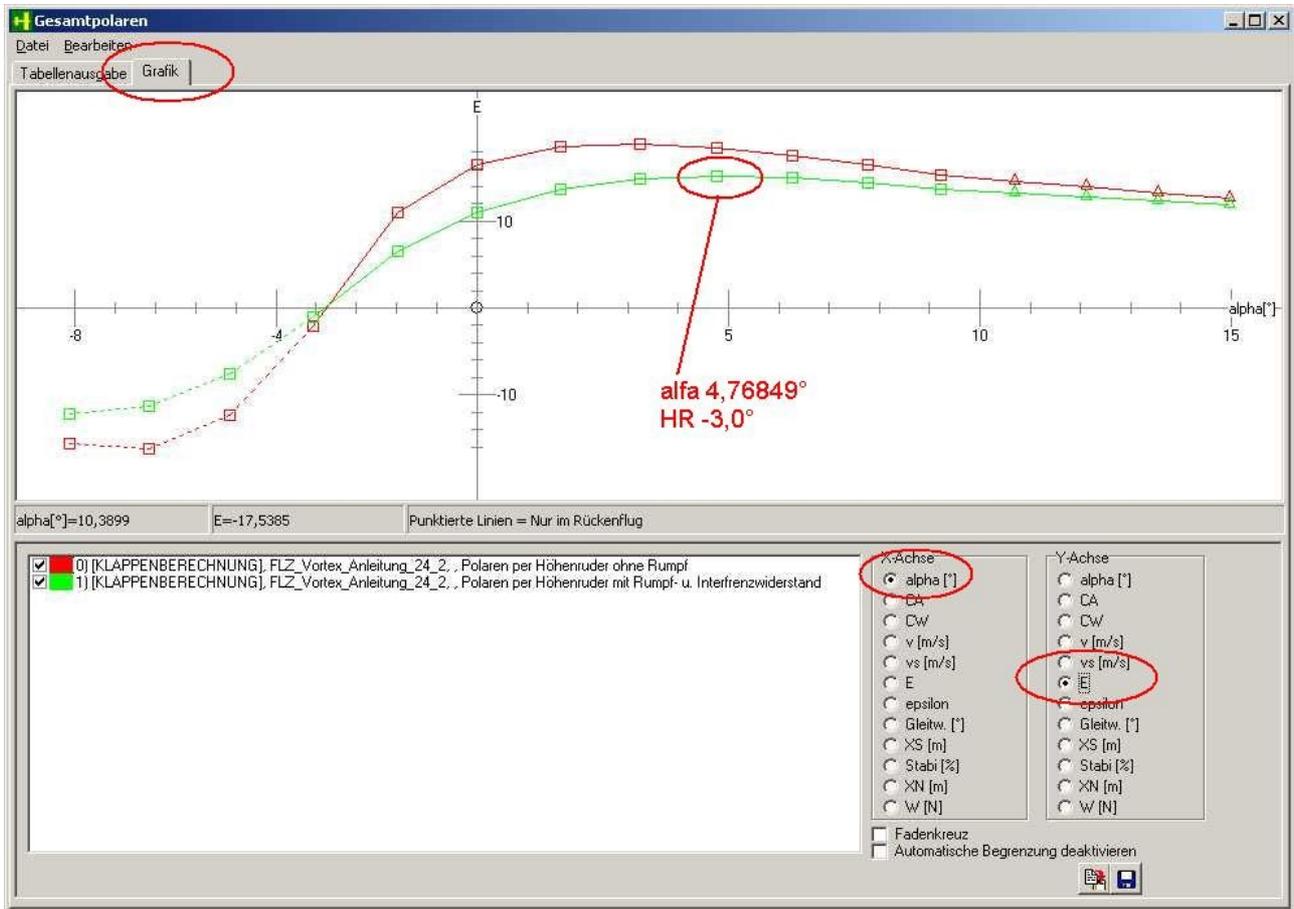
Die größte Steigzahl, oben bei 13.8 und unten bei 12.2.

Wir erkennen weiterhin, dass wir für das beste Gleiten (Gleitzahl E) und das kleinste Sinken (vs) bzw. bestes Steigen (epsilon) unterschiedliche Höhenruderstellungen brauchen.

Für das Gleiten (untere Tabelle) müssten wir einen HR-Ausschlag von -3° wählen, und für den Thermikflug einen Klappenausschlag von -6° wählen.

Gehen wir nun in die Grafik.

Gleitzahl:



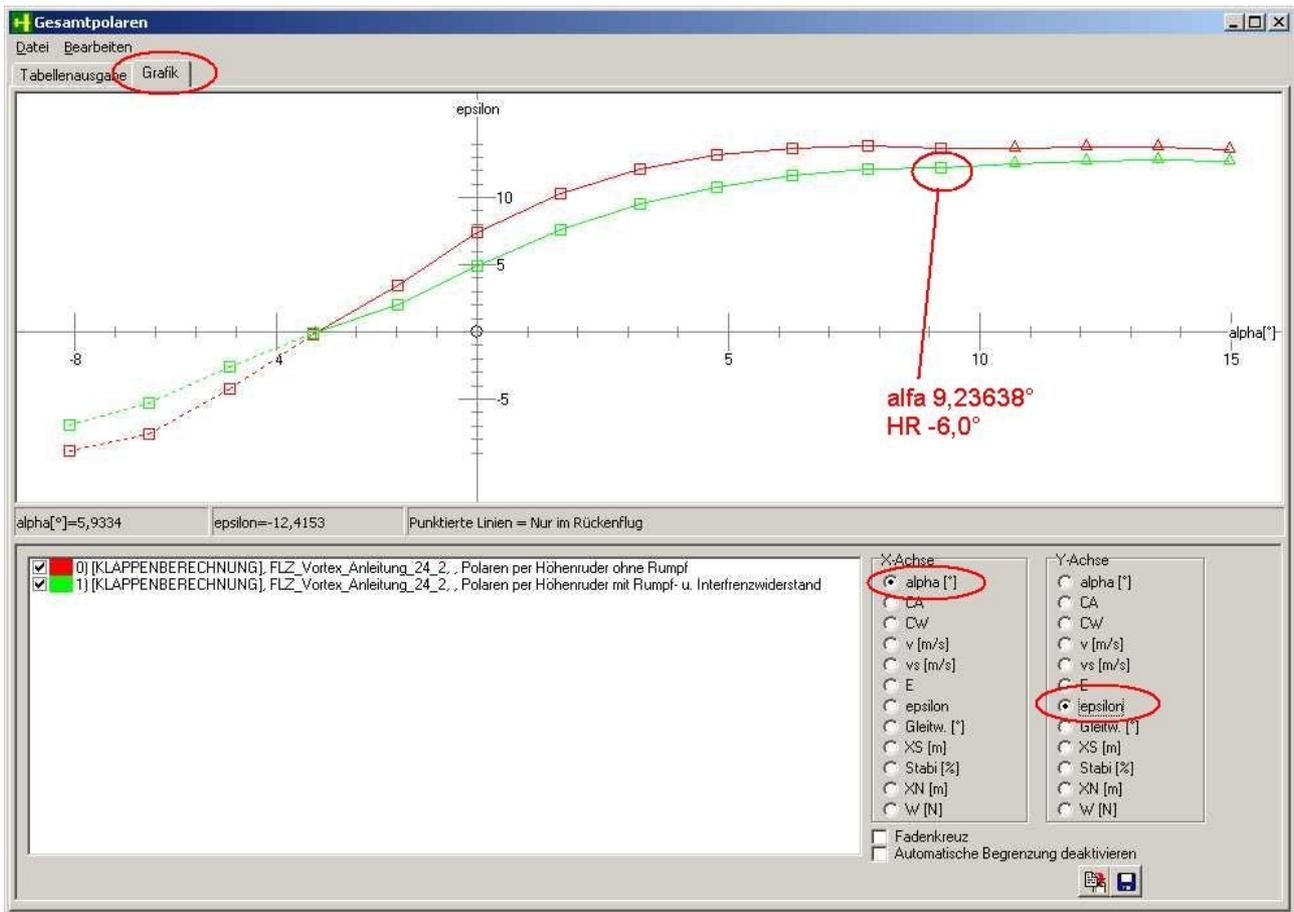
Bild_A127

Wir wählen für die X-Achse den Radiobutton 'Alfa' und für die Y-Achse 'E' für Gleitzahl.

Man sieht deutlich den Unterschied zwischen der Rechnung ohne Zusatzwiderstände (rot) und mit zusätzlichen Widerständen (grün).

Das Beste Gleiten in der grünen Kurve ergibt sich bei einem Anstellwinkel von etwa 4.8° und einem Höhenruderausschlag von -3° .

Steigzahl , auch Punkt des kleinsten Sinkens



Bild_A128

Für die Y-Achse wählen wir hier 'epsilon' für die Steigzahl.

Das beste Steigen in der grünen Kurve ergibt sich bei Alfa=9.23638° und einem Höhenruderausschlag von -6.0° .

Hier könnte man allerdings auch gut den Punkt links daneben nehmen , um eine wenig mehr Luft bis zum Strömungsabriss zu haben.

Der Unterschied bei der Steigzahl ist minimal.

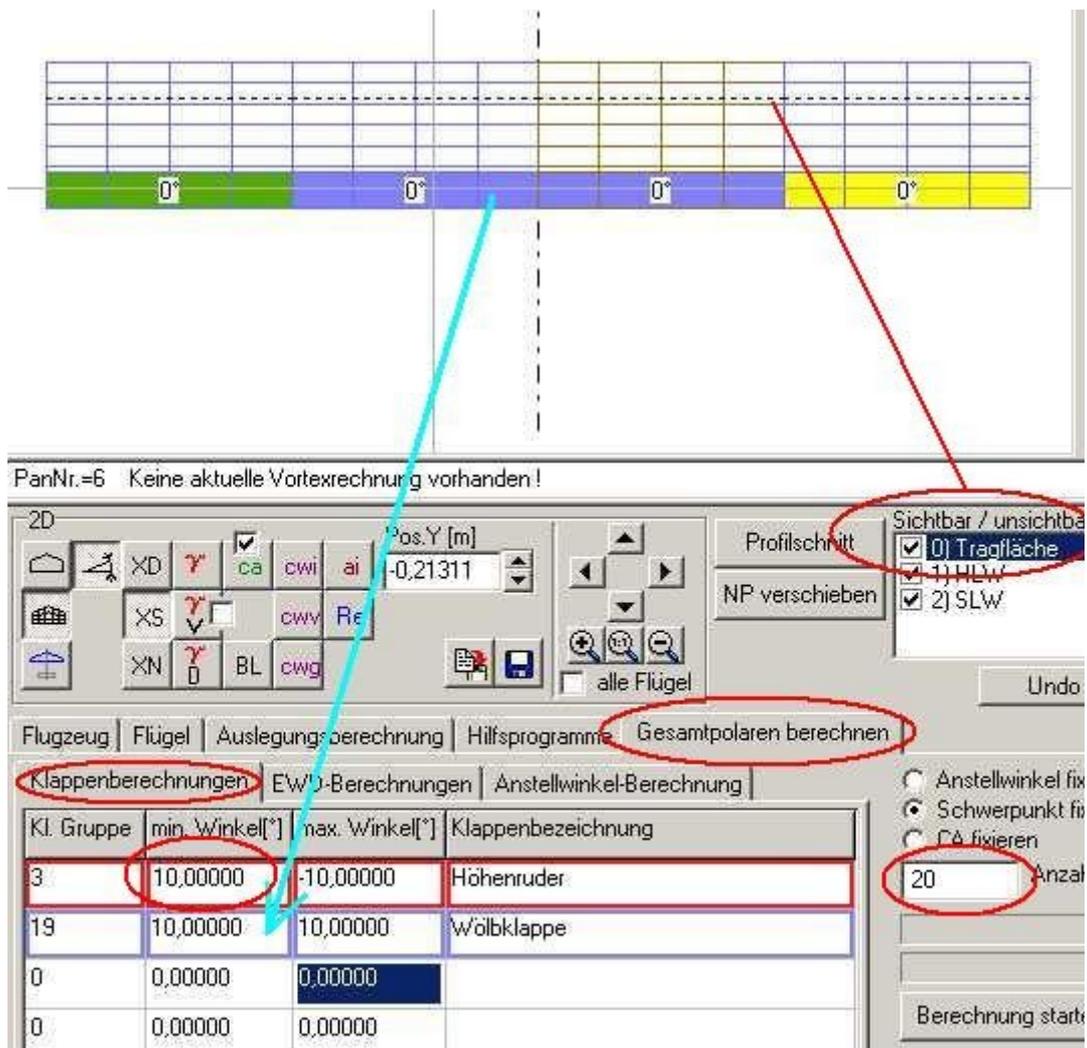
Untersuchung mit einer Zusatzklappe (Wölbklappe).

In das File FLZ_Vortex_Anleitung_25.flz habe ich in der Mitte des Tragflügels eine Wölbklappe (hier Klappengruppe 19 , blaue Farbe) eingebaut.

Ich möchte nun einmal eine Polarenrechnung mit gesetzter Wölbklappe bei +10° ausprobieren.

Wir gehen zurück in die Karte 'Gesamtpolaren berechnen' wählen den Tragflügel als aktiv und ziehen mit der rechten Maustaste die Wölbklappe in die zweite Listenzeile.

Hier tragen wir für Min. Winkel und Max. Winkel fix 10° ein, des weiteren erhöhen wir den Min. Winkel des Höhenruders von +5° auf +10° und ändern die Anzahl der Schritte auf 20.



Wölbklappe mit der rechten Maustaste ziehen und in die Liste fallen lassen !!

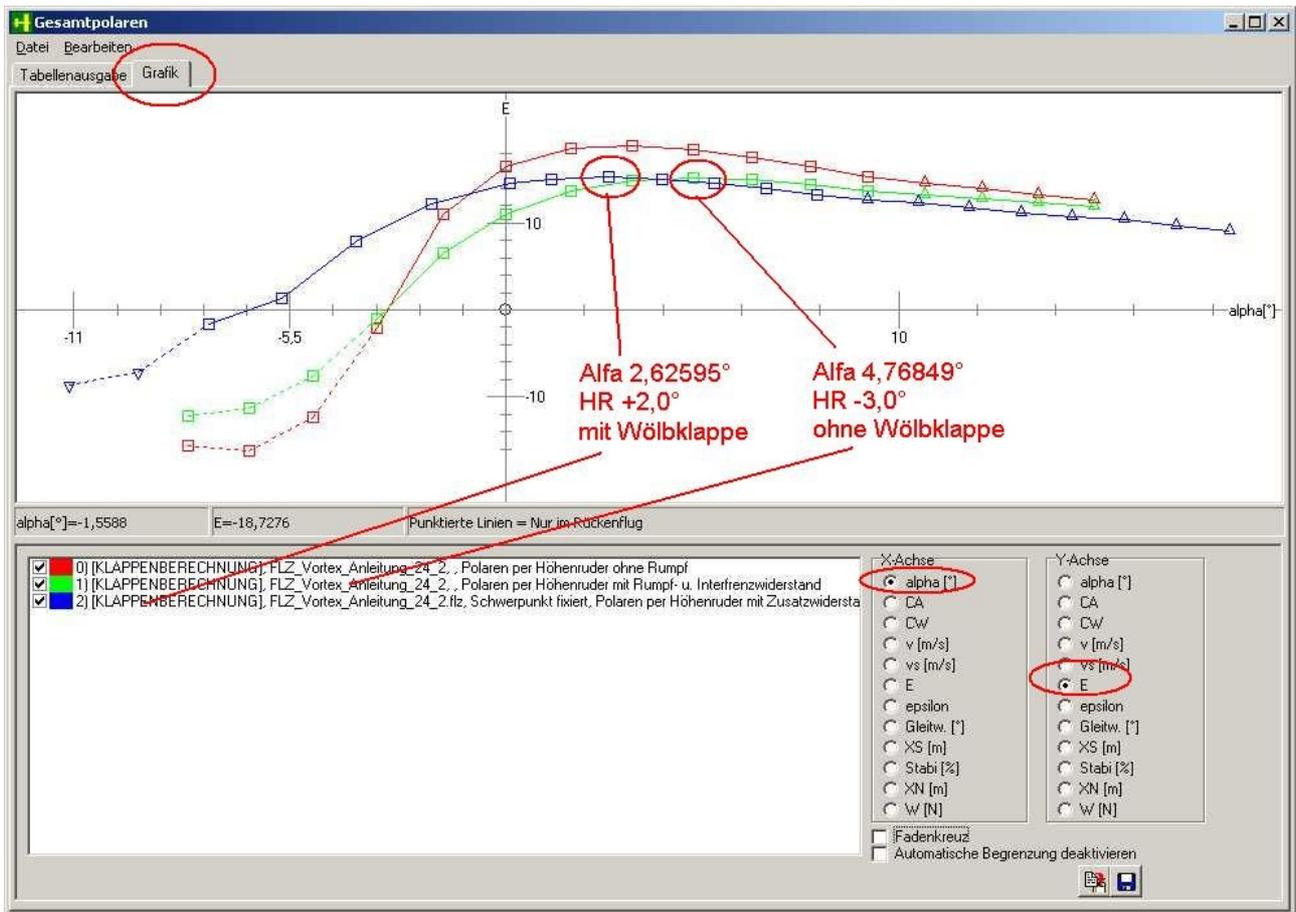
Bild_A129

Wir starten nun die Berechnung und geben als Info-Text ein 'Polaren per Höhenruder mit Zusatzwiderstand und Wölbklappe 10°'.

Das Programm wird nun die Wölbklappe fix auf +10° einstellen, da Min. Winkel und Max. Winkel den gleichen Wert haben und zwar für alle berechneten Höhenruderausschläge.

Wenn das Programm fertig ist, einmal den Button 'Gesamtpolaren anzeigen' und dann direkt in die Grafik.

Gleitzahl (E):

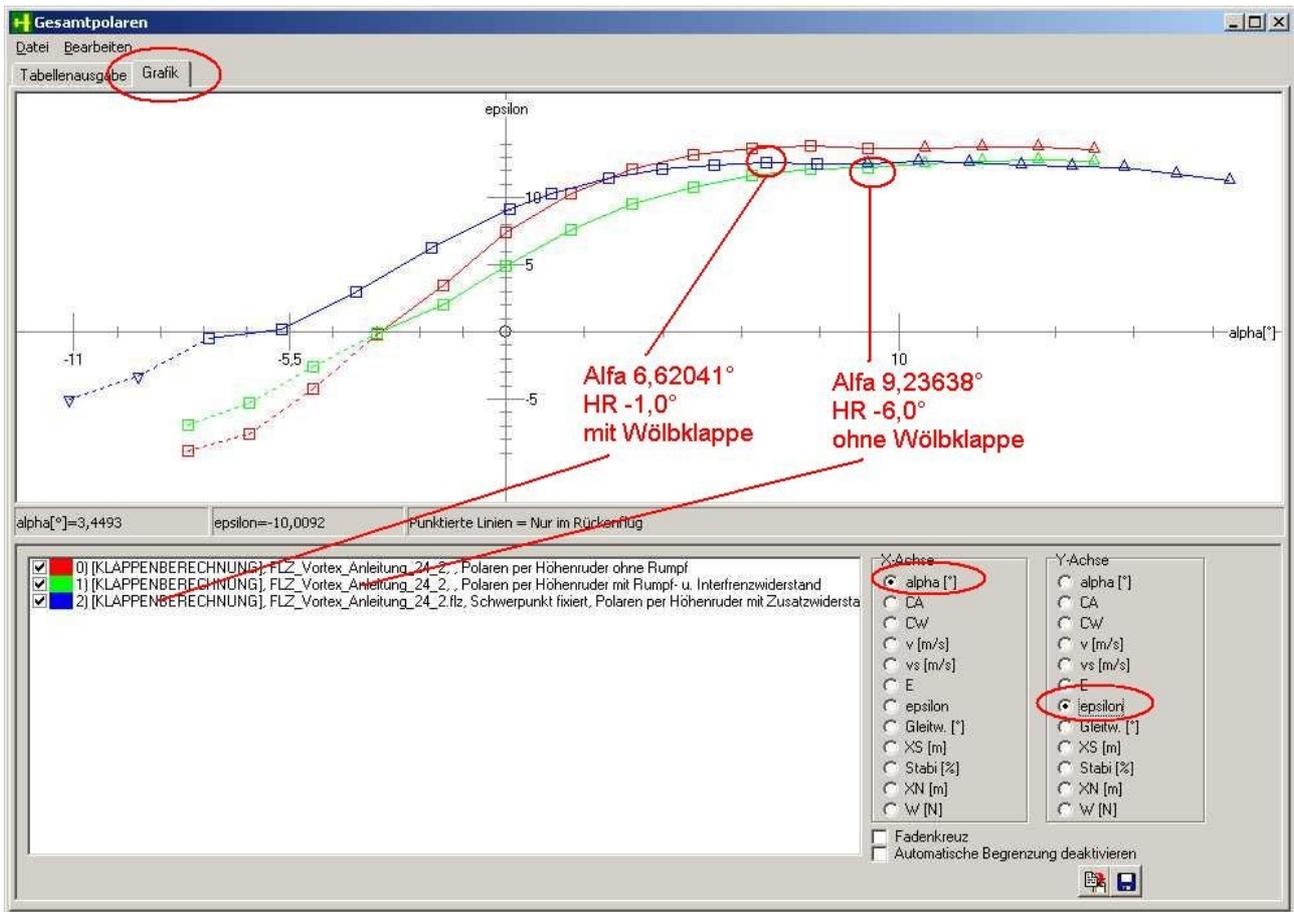


Bild_A130

Ein wirkliche Verbesserung der Gleitzahl ist nicht zu sehen, wir haben einzig die Polarkurve durch die Wölbklappe verschoben.

Das beste Gleiten mit 10° Wölbklappe finden wir nun bei $\alpha=2,62595^\circ$ mit einem Höhenruderausschlag von $+2.0^\circ$.

Steigzahl:



Bild_A131

Auch hier bei der Steigzahl gibt es keine großen Verbesserungen (etwas ja, aber nicht das gelbe vom Ei), nur eine Verschiebung der Polaren.

Der Trainer ist halt kein gutes Segelflugzeug, eine wirklich Verbesserung von Gleit- und Steigzahl bekommt man wohl nur, wenn man die Streckung des Flügels erhöht und somit den induzierten Widerstand kleiner macht.

26) Gesamtpolaren Rechnung per EWD

Ich hatte ja schon einmal angedeutet, das man einen Höhenrudertrimmung auch durch eine EWD ersetzen kann.

Hat man ein Pendel-HLW, dann könnte man entweder eine Polarenrechnung per Klappe oder EWD durchführen.

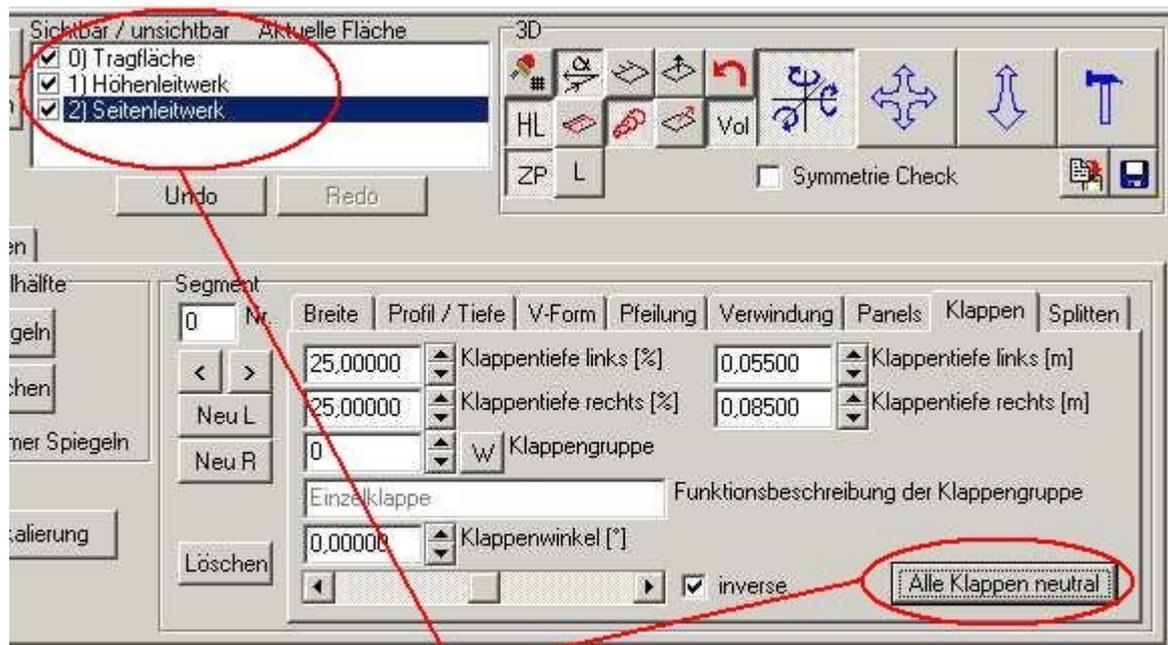
Hier wollen wir nun eine Polarenrechnung per EWD-Änderung durchführen.

Achtung:

Bei der EWD-Polarenrechnung werden nur, bei den in der Liste eingetragenen Flügeln, die Einstellwinkel geändert.

Voreingestellte Klappen-Ausschläge (z.B. bei Wölbklappen oder Höhenrudern) bleiben erhalten.

Möchte man eine reine EWD-Änderung der Flügel berechnen, so sollte man zuvor alle vorhandenen Klappen in Neutralstellung (Klappenwinkel 0°) setzen .



Flügel nacheinander auswählen und dann den Button 'Alle Klappen neutral' anklicken !!

Bild_A132

Wir laden unser Trainermodell hier (FLZ_Vortex_Anleitung_26.flz) , in das ich die zusätzlichen Widerstände eingebaut habe.

Nun gehen wir in die Karte 'Gesamtpolaren berechnen' und hier in die Unterkarte 'EWD-Berechnung'.

Der weitere Ablauf ist ähnlich dem der Klappenberechnung, nur das wir diesmal keine Klappengruppen , sondern Flügelnummer in die Liste eintragen.

Wir wählen des Höhenleitwerk (Flügel Nr.1) aus und tragen eine '1' in die erste Zeile der Liste ein. Alternativ kann man wieder den Flügel mit der rechten Maustaste in die Liste ziehen (Drag und Drop).

Für die Eckwerte des zu untersuchenden Einstellwinkelbereiches nehmen wir mal $+5^\circ$ und -5° und tragen diese Werte bei 'min. Winkel' und 'max. Winkel' ein.

Für die Anzahl der Schritte habe ich hier einmal 20 gewählt , um eine etwas feinere Auflösung der Polaren zu haben.

Nun der Button 'Berechnung starten' drücken und als Info 'EWD-Rechnung mit HLW' eintragen.

PanNr.=4 Keine aktuelle Vortexrechnung vorhanden!

2D Pos.Y [m] -0,07461

Profilschnitt NP verschieben

Sichtbar / unsichtbar Aktuelle Fläche

- 0) Tragfläche
- 1) HLW
- 2) SLW

Bemerkung zur Polarrechnung

EWD-Rechnung mit HLW

OK Abbruch

Flugzeug Flügel Auslegungsberechnung Hilfsprogramme **Gesamtpolaren berechnen**

Klappenberechnungen **EWD-Berechnungen** Anstellwinkel-Berechnung

Flügelnr.	min. Winkel[°]	max. Winkel[°]	Bezeichnung des Flügels
1	5,00000	-5,00000	HLW
-1	0,00000	0,00000	
-1	0,00000	0,00000	
-1	0,00000	0,00000	

Anstellwinkel f

Schwerpunkt L

CA fixieren

20 Anzahl Schritte

Fortschritt der Vortexrechnung

Fortschritt der Gesamtpolarenberechnung

Polarentabelle beim Start löschen

Berechnung starten

Berechnung Stopp

Flügel (HLW) mit der rechten Maustaste in die Liste ziehen und fallen lassen !!

Bild_A133

Nach dem das Programm fertig ist, drücken wir wieder den Button 'Gesamtpolaren anzeigen' und schauen uns die Tabelle an.

Gesamtpolaren

Tabellenausgabe Grafik

[EWD-BERECHNUNG]
 FLUGSZENE=FLZ_Vortex_Anleitung_25.flz
 Schwerpunkt fixiert
 BEMERKUNG=EWD-Rechnung mit HLW
 NR.1 HLW
 NR.0
 NR.0
 NR.0

alpha[°]	NR.1	NR.0	NR.0	NR.0	CA	Cw	v(m/s)	vs(m/s)	E	epsilon	Gleitw[°]	XS[m]	Stabi[%]	XN[m]	W[N]	Info
-12,9378	5,00000	0,00000	0,00000	0,00000	-0,68413	0,05033	10,11378	-0,80271	-12,5996	-10,0337	-4,53791	0,11159	17,17177	0,16288	2,41278	Flügel 0 Ablösungen unten 100,0%. Nur im Rückenflug.
-11,7677	4,50000	0,00000	0,00000	0,00000	-0,59980	0,04522	10,80138	-0,87839	-12,2968	-9,16823	-4,64917	0,11159	16,99506	0,16235	2,47220	Flügel 0 Ablösungen unten 87,5%. Nur im Rückenflug.
-10,5235	4,00000	0,00000	0,00000	0,00000	-0,51422	0,03990	11,66562	-0,97642	-11,9473	-8,24868	-4,78453	0,11159	16,81692	0,16182	2,54450	Flügel 0 Ablösungen unten 87,5%. Nur im Rückenflug.
-9,2635	3,50000	0,00000	0,00000	0,00000	-0,42730	0,03470	12,79719	-1,12102	-11,4156	-7,18465	-5,00628	0,11159	16,63914	0,16129	2,66303	Flügel 0 Ablösungen unten 62,5%. Nur im Rückenflug.
-7,9852	3,00000	0,00000	0,00000	0,00000	-0,33896	0,02943	14,38336	-1,16286	-12,3930	-6,92514	-4,62699	0,11159	16,46467	0,16076	2,46035	Nur im Rückenflug.
-6,69051	2,50000	0,00000	0,00000	0,00000	-0,24911	0,02046	16,76035	-1,48462	-11,2892	-5,42505	-5,06202	0,11159	16,29870	0,16027	2,69283	Nur im Rückenflug.
-5,37420	2,00000	0,00000	0,00000	0,00000	-0,15769	0,01633	21,06594	-2,35371	-8,95004	-3,42189	-6,37629	0,11159	16,15107	0,15983	3,39665	Nur im Rückenflug.
-4,03690	1,50000	0,00000	0,00000	0,00000	-0,06468	0,01365	32,89271	-7,48712	-4,39324	-1,07574	-12,8233	0,11159	16,04208	0,15950	6,91975	Nur im Rückenflug.
-2,67829	1,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,02991	0,01246	48,37270	21,74310	2,22474	0,37042	24,20350	0,11159	16,03186	0,15947	13,66460	
-1,24392	0,50000	0,00000	0,00000	0,00000	0,12982	0,01553	23,21744	2,95960	7,79052	2,68966	7,35189	0,11159	17,12035	0,16272	3,92234	
0,00019	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,21645	0,01818	17,98075	1,52882	11,03915	4,94479	5,17811	0,11159	14,86890	0,19500	2,75385	
1,36650	-0,50000	0,00000	0,00000	0,00000	0,31160	0,02168	14,98606	1,12481	13,32324	7,16049	4,29239	0,11159	15,49228	0,15786	2,28174	
2,67304	-1,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,40248	0,02570	13,18599	0,90816	14,51949	8,86867	3,93991	0,11159	15,77695	0,15871	2,09375	
3,95414	-1,50000	0,00000	0,00000	0,00000	0,49147	0,03030	11,93261	0,79362	15,03960	10,14858	3,80507	0,11159	15,95540	0,15924	2,02188	
5,21510	-2,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,57891	0,03549	10,99458	0,72717	15,11966	11,07601	3,78398	0,11159	16,10633	0,15969	2,01064	
6,45900	-2,50000	0,00000	0,00000	0,00000	0,66498	0,04126	10,29838	0,68668	14,93905	11,72908	3,82959	0,11159	16,24387	0,16010	2,03495	
7,63811	-3,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,74981	0,04771	9,65064	0,65316	14,96751	12,14908	3,92636	0,11159	16,36494	0,16047	2,08685	
8,90498	-3,50000	0,00000	0,00000	0,00000	0,83353	0,05488	9,16265	0,65079	14,07925	12,37956	4,06270	0,11159	16,46285	0,16076	2,19322	
10,11044	-4,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,91626	0,06217	8,73925	0,63969	13,66172	12,59074	4,18643	0,11159	16,53365	0,16097	2,22521	
11,30727	-4,50000	0,00000	0,00000	0,00000	0,99806	0,06992	8,37345	0,63285	13,23140	12,72687	4,32207	0,11159	16,58032	0,16111	2,29758	Flügel 0 Ablösungen oben 50,0%.
12,49748	-5,00000	0,00000	0,00000	0,00000	1,07909	0,07803	8,05293	0,62818	12,81939	12,82134	4,46043	0,11159	16,60751	0,16119	2,37142	Flügel 0 Ablösungen oben 62,5%.

[POLAR ENDE]

Bild_A134

Ein für die Normalfluglage fliegbare Bereich würde sich hier für HLW-Einstellwinkel von $+1^\circ$ bis -4° ergeben.

Der Punkt für das beste Gleiten (E) liegt bei einem Einstellwinkel von -2° für das HLW. Da der Einstellwinkel der Tragfläche in der Grundkonstruktion 0° beträgt, ergibt sich eine EWD von 2° für das beste Gleiten.

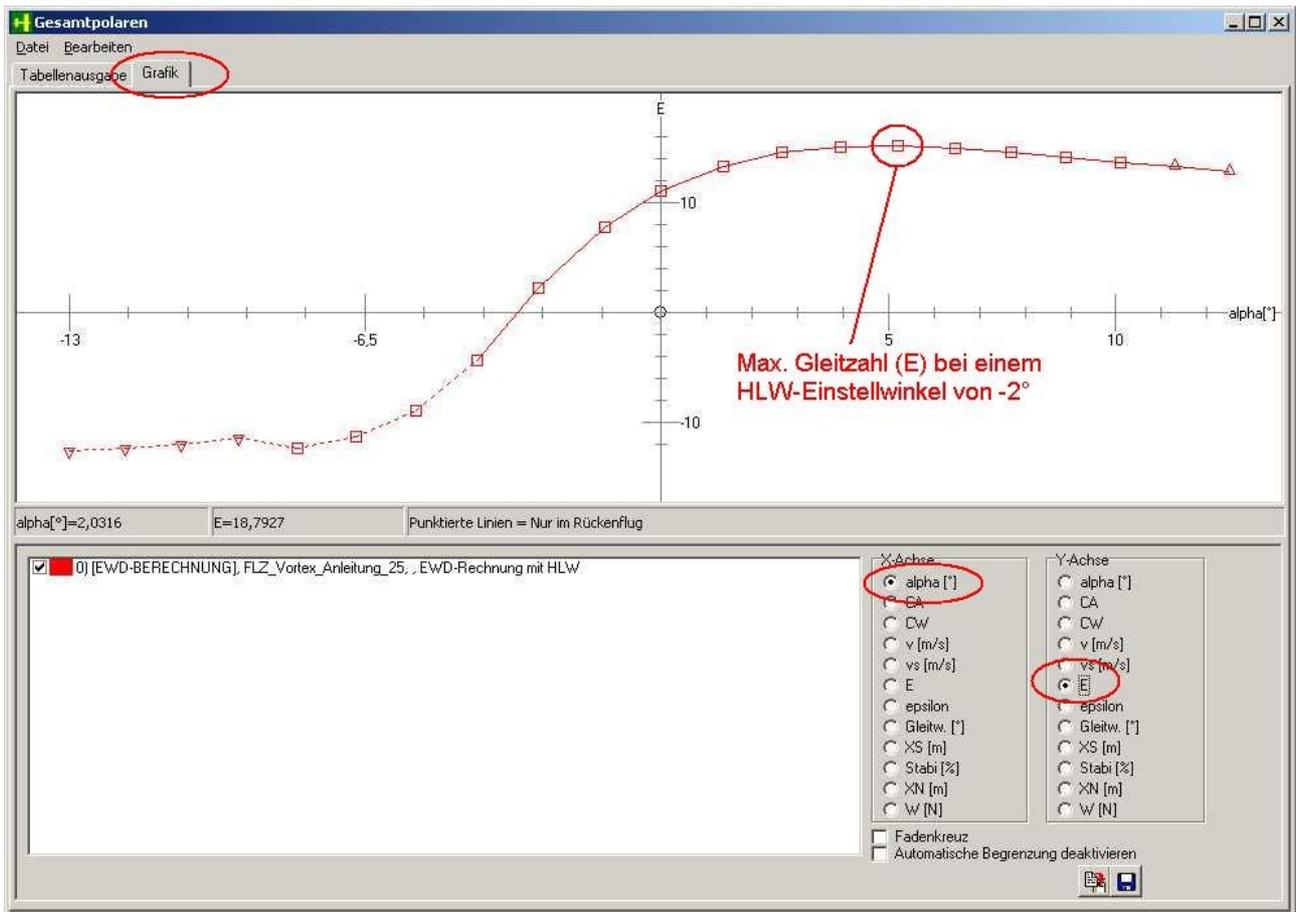
Den Einstellwinkel -4° für das beste Steigen (epsilon) würde ich allerdings nicht nehmen, weil

1) es wäre keine Luft mehr für eventuelle Höhenruderausschläge nach oben. Einzige Steuermöglichkeit für andere Anstellwinkel wäre noch HR drücken. Das ist dann aber sehr Gewöhnungsbedürftig.

2) der Flieger (als Segler) in der Grundauslegung, wäre ohne Klappenausschläge ständig langsam unterwegs (nahe des Strömungsabrisses) und somit auch eine leichte Beute für Böen.

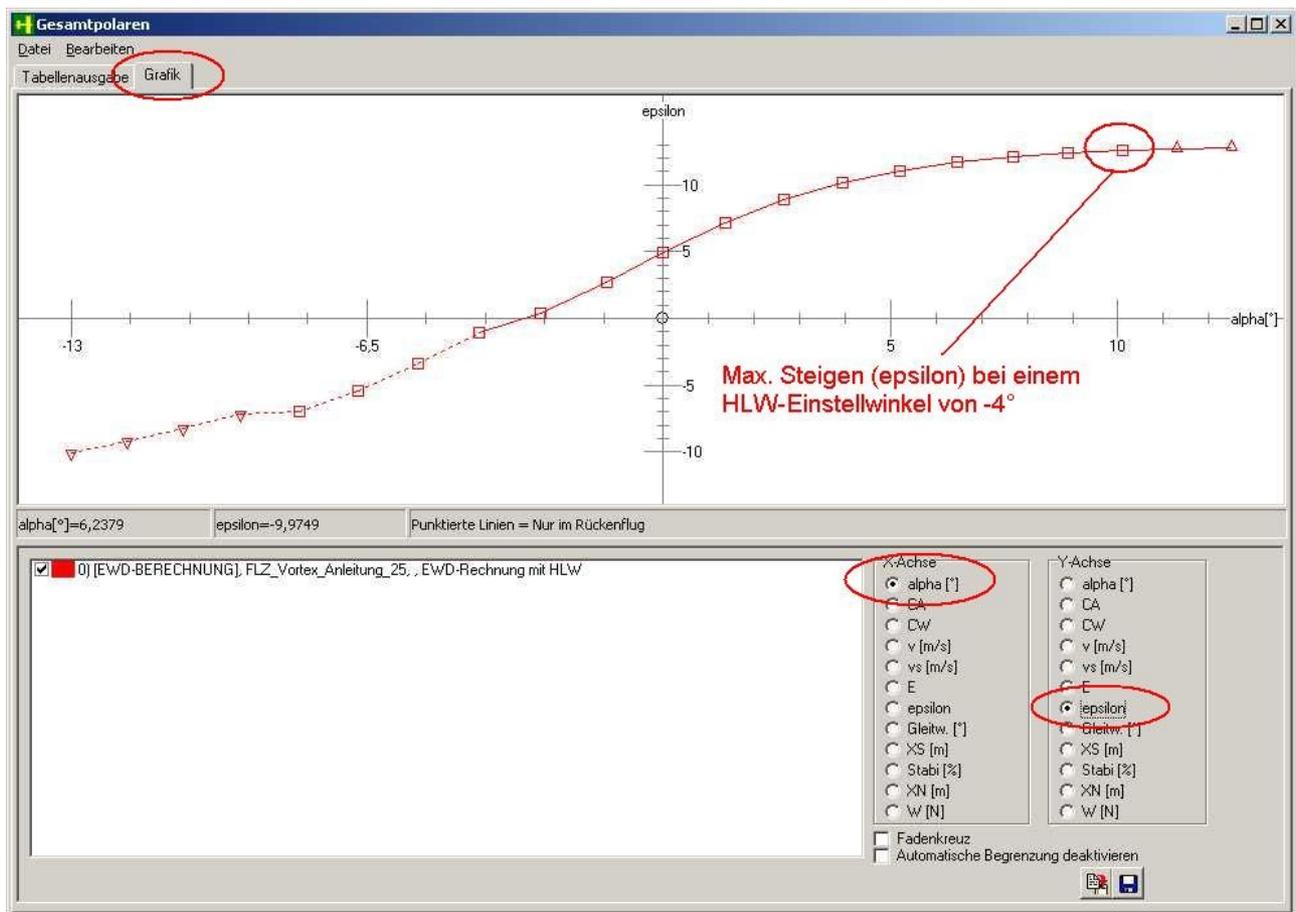
Ich denke ein guter Kompromiss wäre hier den Einstellwinkel $-1,5^\circ$ bis -2° zu wählen. Und dann mit etwas HR-Zugabe in den Punkt des besten Steigens (kleinste Sinken) in der Thermik zu trimmen.

Die Grafik für bestes Gleiten (E) sieht dann so aus.



Bild_A135

Für das beste Steigen (epsilon) so.



Bild_A136

27) Import von Nurflügel- FLZ- und WinLaengs-Dateien

Der Import von Konstruktionsdaten, die mit anderen Programmen erzeugt wurden, ist nicht ohne weiteres möglich.

Derzeit gibt es drei Dateiformate, die FLZ_Vortex importieren kann.

Die sind

- 1) FLG-Dateien (Programm Nurflügel)
- 2) Da4-Dateien (Programm Winlaengs4 von Dietrich Meissner und Jörg Russow)
- 3) FLZ-Dateien (Programm FLZ_Vortex)

Im Prinzip könnte der Import auf weitere Dateiformate erweitert werden.

Auf dem Wunschliste steht z.B. der Import von Dateien folgender Programme:

XWing (Ulf Lehnert),

AVL,

XFLR5,

Schwer.exe (Dietrich Meissner),

Schwerpunkt52.exe (Rainer Stumpf).

Also alle Konstruktionsdateien, in denen exakte Informationen zur Flugzeug-Geometrie enthalten sind.

Nun aber zu den vorhandenen Importfunktionen.

Beim Importieren wird eine bereits vorhandene Konstruktion im FLZ_Vortex nicht überschrieben!!
Die neu importierten Daten werden dazu geladen.

Bevor wir beginnen, hier einige Files, die wir zur Demonstration benutzen wollen.

H7.flg

Amigo III.da4 (Entnommen aus den Demo-Paket zu WinLaengs)

Tercel.flz (Grob abgenommene Maße des Höllein-Seglers)

Wir starten das Programm FLZ_Vortex und erzeugen über die Karte 'Flugzeug' und den Button 'Neu' eine leere Szene.

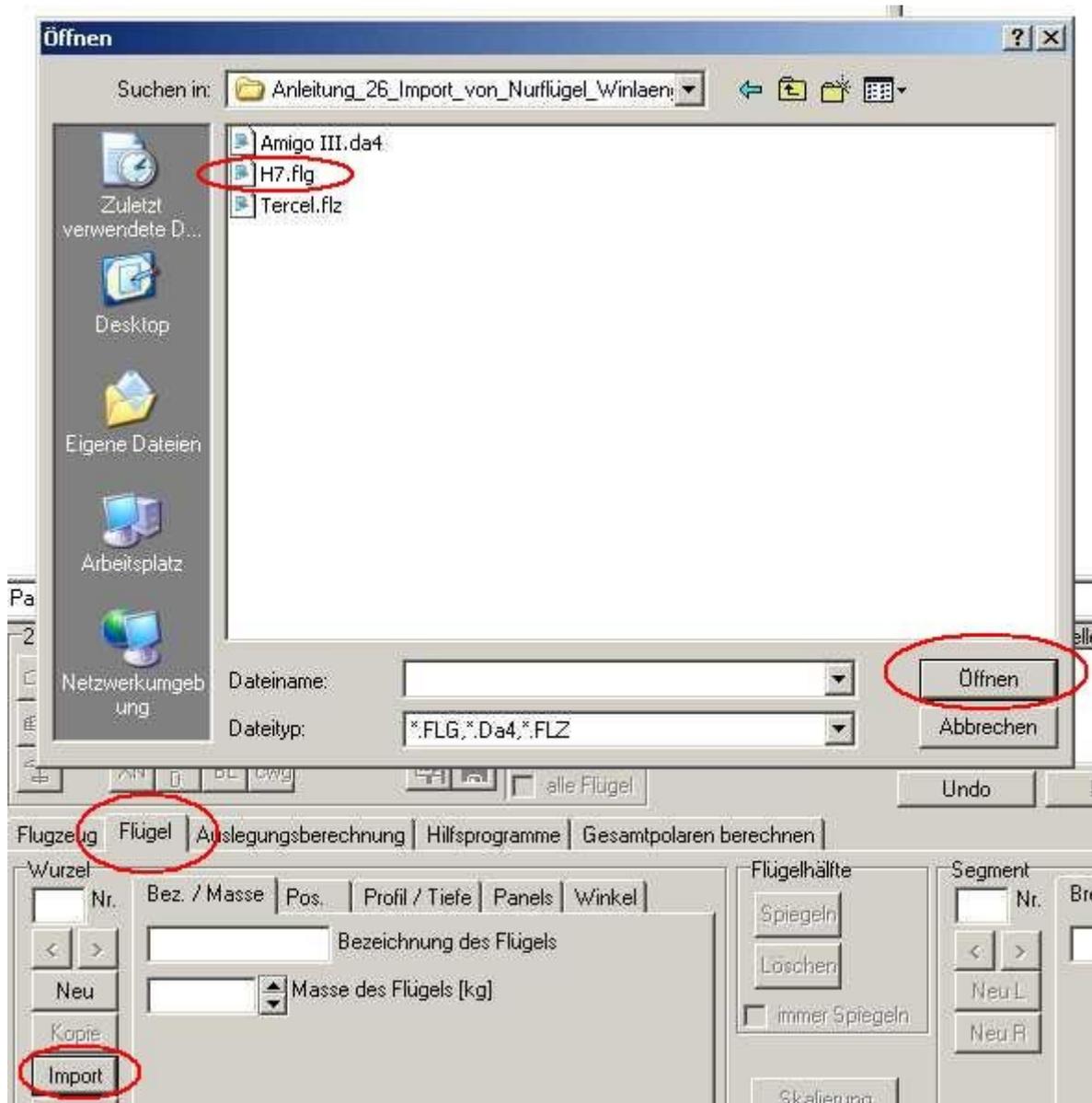


Bild_A137

Nun wechseln wir in die Karte 'Flügel' und drücken den Button 'Import'.

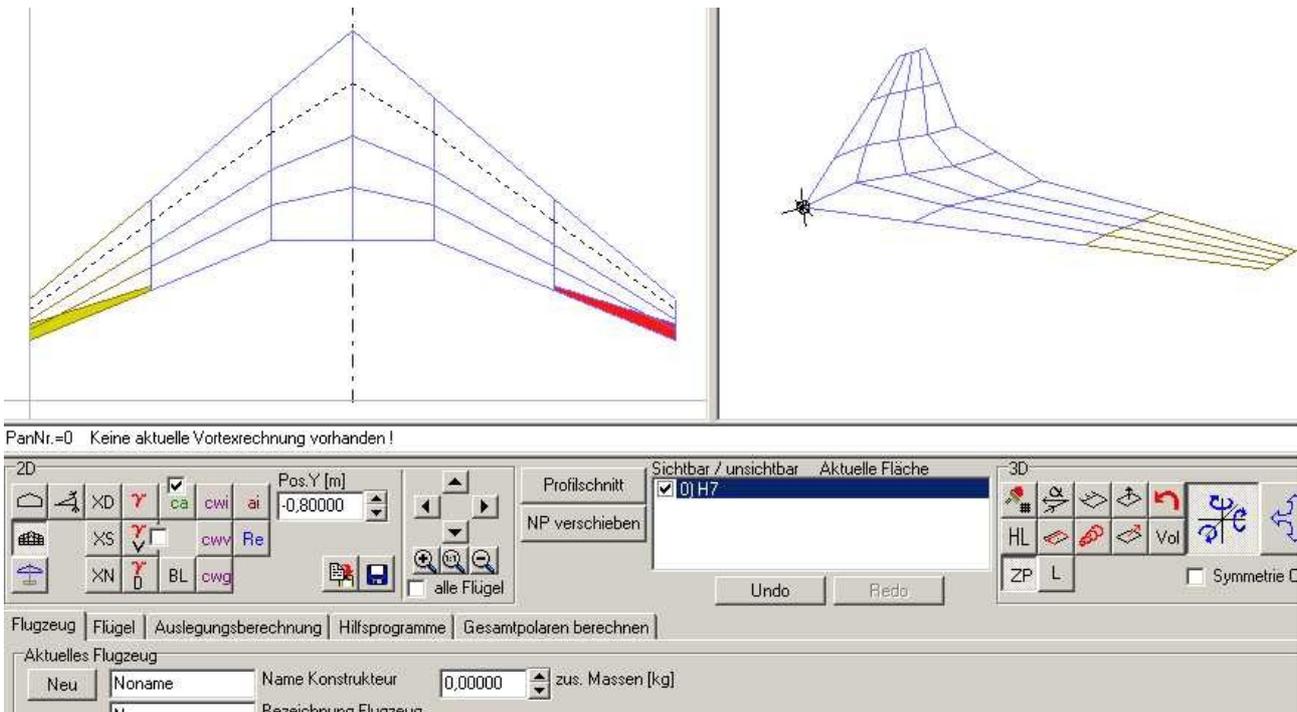
Es erscheint nun ein Dialogfenster, in dem alle Files mit den Endungen *.flg, *.flz, *.da4 angezeigt werden.

Wir wählen nun zunächst das H7.flg.



Bild_A138

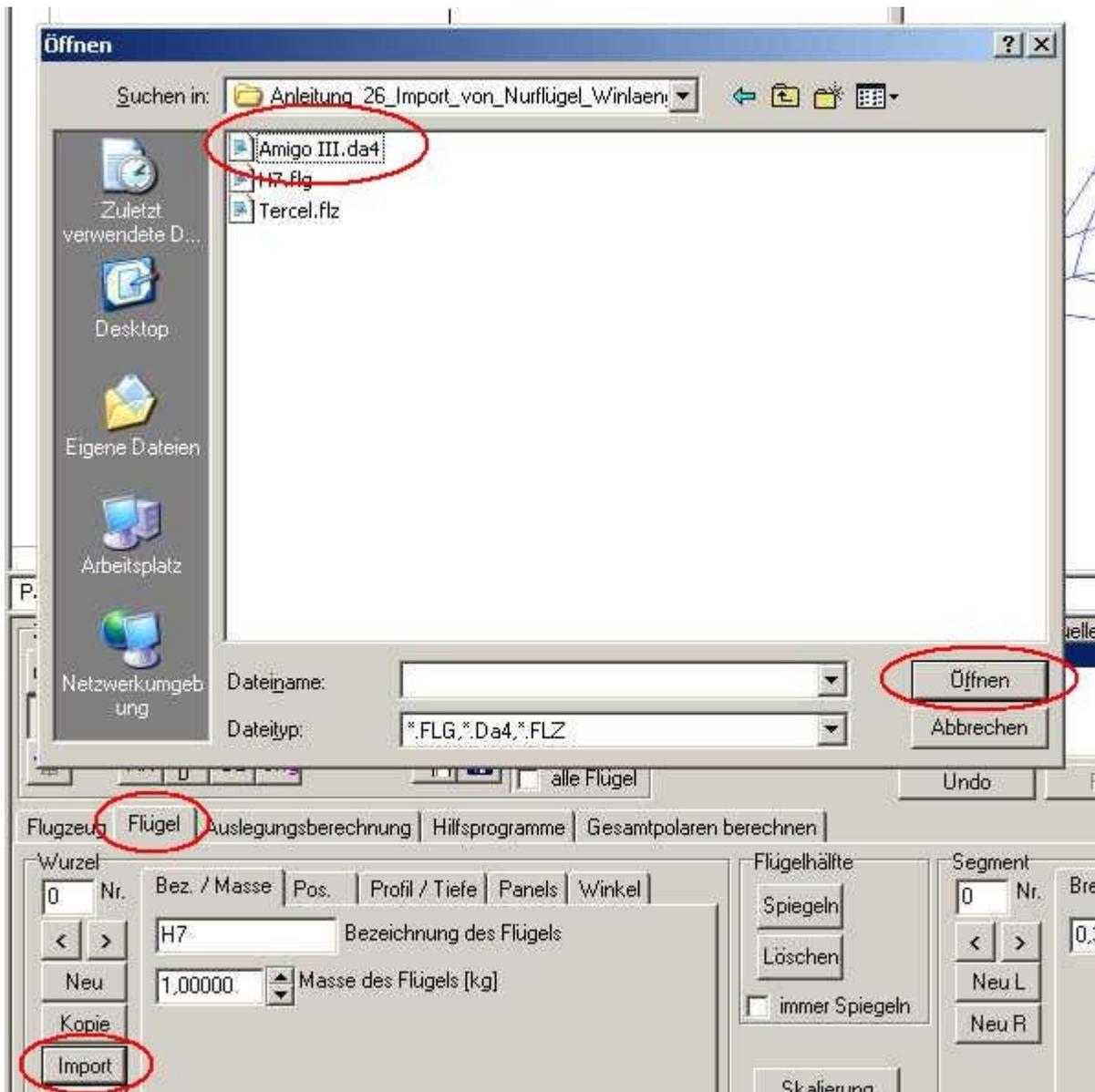
Nach dem Bestätigen soll es nun im FLZ_Vortex so aussehen.



Bild_A139

Feinheiten, wie die Panellaufösung in Spannweitenrichtung sind hier nicht vorhanden, das muss dann noch nachgeholt werden, so wie wir das bereits gelernt haben. Die Geometriedaten des Grundrisses, sowie die Verwindung und die Klappendaten sind aber vorhanden.

Wir lassen diesen Flügel nun stehen und machen den nächsten Import mit dem File Amigo III.da4



Bild_A140

In der 3D-Grafik sehen wir nun den zuerst geladenen Flügel H7 und zusätzlich den Segler Amigo. Dieser wurde versetzt eingefügt, um Überschneidungen zu vermeiden.

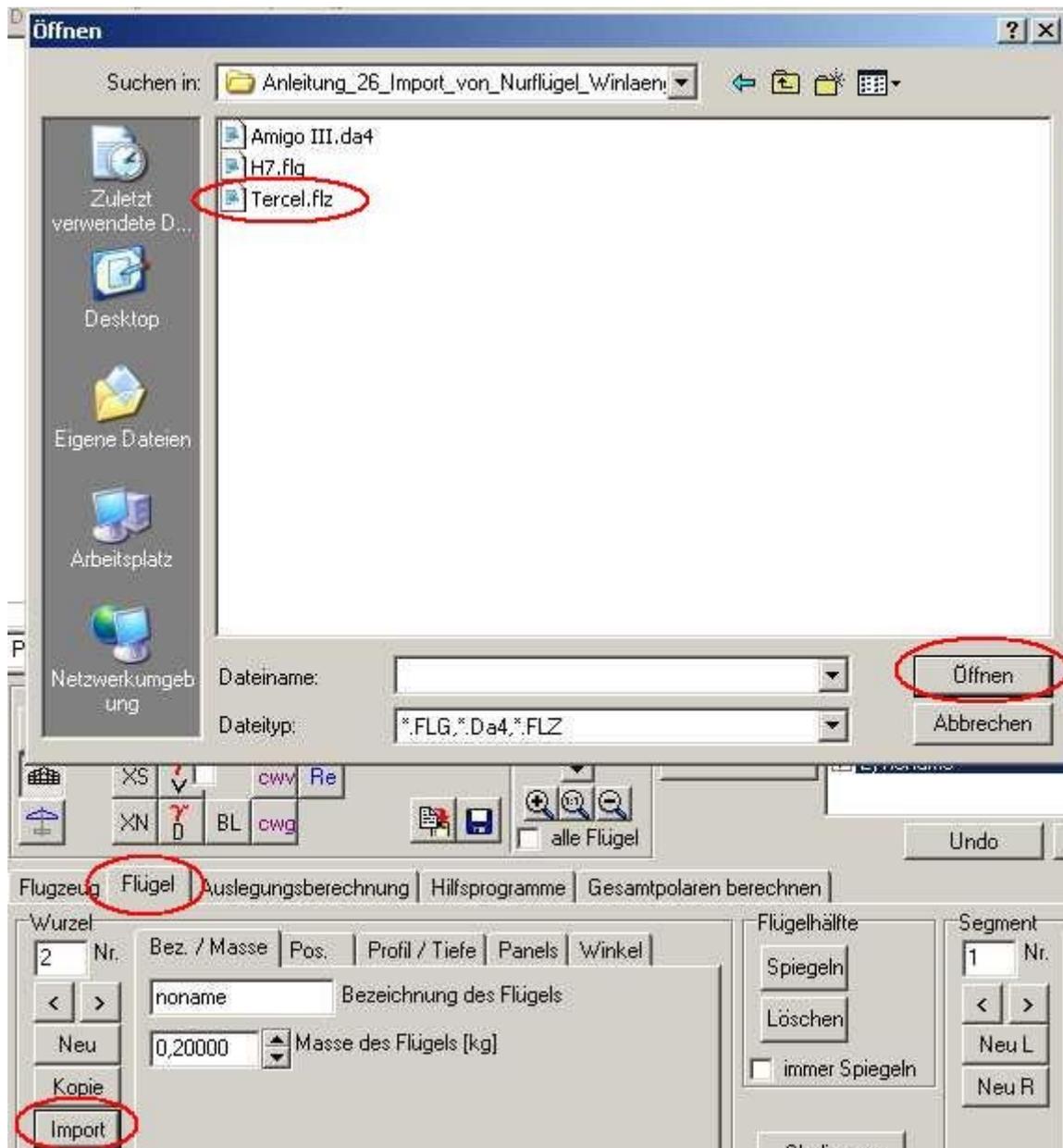
In den Winlaengs-DA4-Dateien gibt es, wie bei den FLG-Dateien auch, keine Angaben zu V-Form oder

Seitenleitwerken, deshalb sind alle Flügel platt.

Bei den Nurflügel-FLG-Dateien gibt es zumindest noch Profilangaben, die bei DA4-Dateien aber auch fehlen.

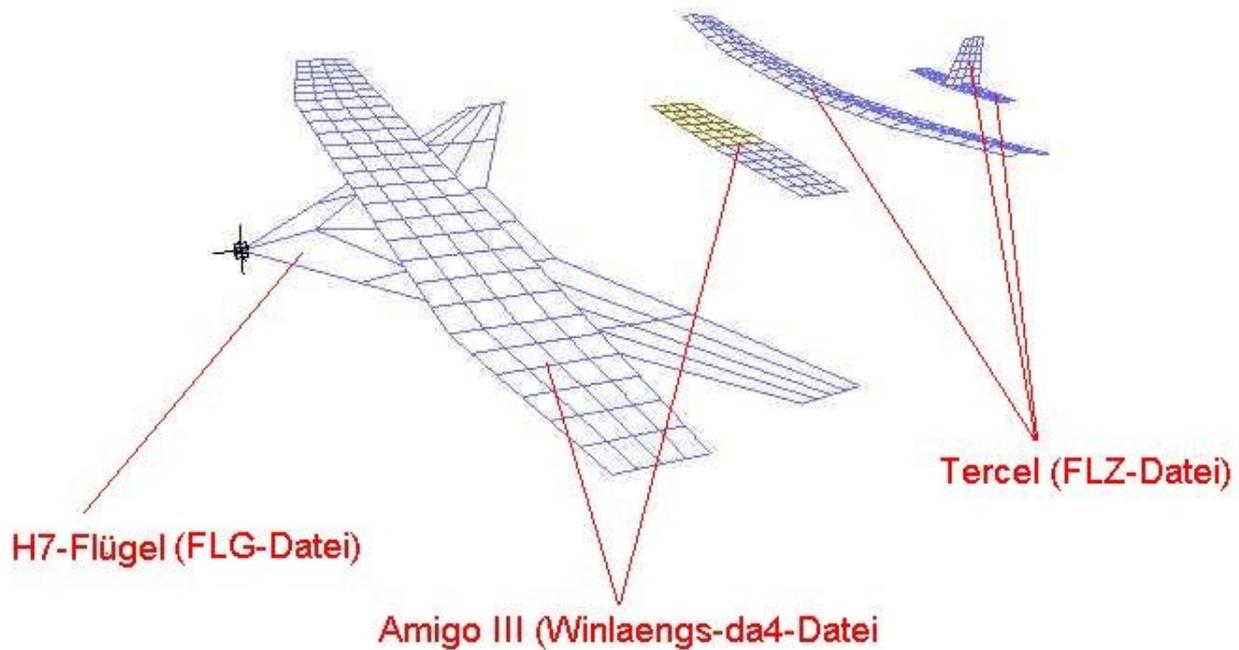
Hier muss man also noch mehr per Hand nacharbeiten.

Zum Schluss importieren wir noch ein FLZ_Vortex-File (Tercel.flz).



Bild_A141

In der 3D-Grafik sieht es dann so aus.



Bild_A142

Alle Flügel brauchen noch eine Bezeichnung und bis auf die Tercel-FLZ-Flügel eine mehr oder weniger aufwendige Nacharbeitung per Hand, weil ja Daten fehlen.

Da wir den Import nun kennen, könnte man nun auf den Gedanken kommen und sich eine Art Datenbank basteln , in dem diverse Einzelflügel abgelegt werden.

Verschiedene Segler-Flügel
 Verschiedene Seitenleitwerke oder Winglets
 Verschiedene Höhenleitwerke

Diese Einzelflügel könnten wir dann nach belieben zu einem neuen Flugzeug zusammensetzen. Mit den Skalierungsmöglichkeiten des FLZ_Vortex können die Größen der Einzelflügel angepasst werden.

28) Panelauflösung Flügelspitze (Randbogen)

Bis dato haben wir hauptsächlich die Bedienung und Funktionsweise der Eingabelemente des FLZ_Vortex besprochen.

Hier soll es nun um die Panelauflösung gehen.

Während es bei den Segmenten um die Kontur eines Flügels geht (Konstruktion) , sind die Panels für die Berechnung der Kräfteverteilung auf der Oberfläche nötig.

Je feiner man die Panelbelegung macht, um besser kann man auch die Kräfte an bestimmten Punkten am Flügel berechnen.

Das ganze ist mit ein wenig Bauchgefühl und Erfahrung verbunden.

Ganz grob vorweg erst mal:

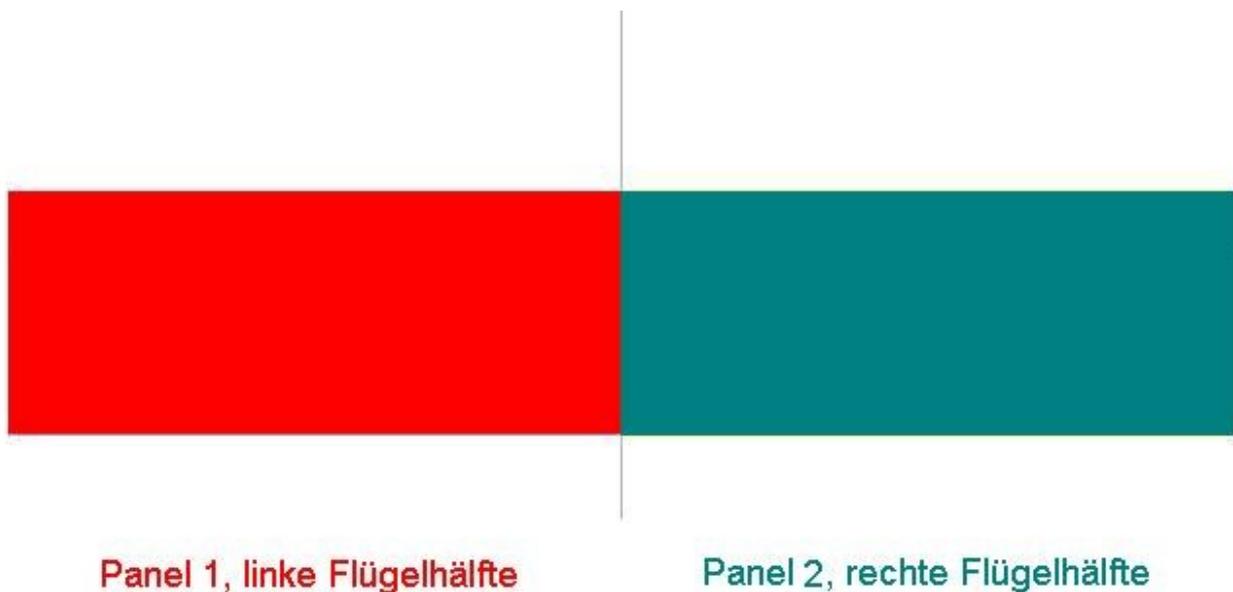
Überall da, wo es zu großen Änderungen in der Geometrie kommt sollte man die Panelauflösung verfeinern.

- 1) Flügelspitzen (Randbogen), hier kommt es zum Druckausgleich zwischen der Ober- und Unterseite des Flügels.
- 2) Knicke des Flügels durch Pfeilung
- 3) Knicke des Flügels durch V-Form
- 4) Eigentlich auch da, wo sich Rumpf und Flügel nahe kommen, wenn man eine Rumpf durch eine Fläche simuliert.
- 5) An Stellen, wo sich Klappen befinden, hier entsteht ein Knick in der Profilkontur durch den Klappenausschlag und zusätzlich oft eine Öffnung zwischen der Klappe und dem feststehenden Flügelteil daneben.

Betrachten wir zunächst einmal einen einfachen Rechteckflügel.

File: Panelbelegung_1.flz

Hier habe ich in Spannweitenrichtung eine Panelauflösung von 1, je Segment und auch in Flügeltiefenrichtung nur 1 Panel eingebaut.



Bild_A143

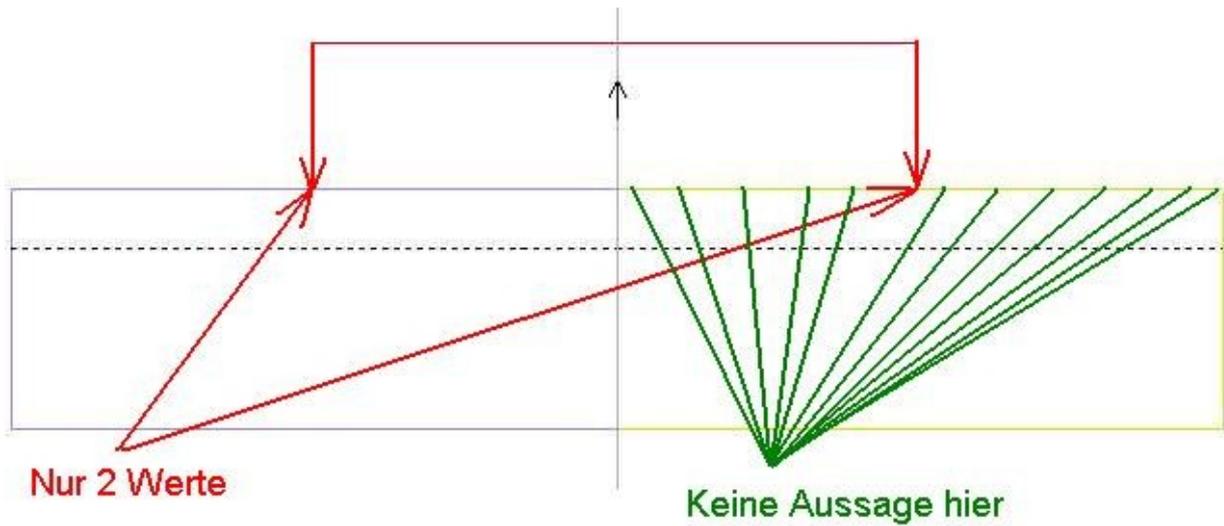
Unsere Panelauflösung besteht hier also nur aus 2 Panels.

Machen wir nun eine Anstellwinkelrechnung, hier einmal mit 5° und schauen uns dann die Zirkulationskurve an.

Die Zirkulationswerte können als eine Art Kräfteverteilung angesehen werden, weil hier bereits die Fläche des Panels berücksichtigt wird.

Zu einer Kraft in Newton wird es aber erst dann, wenn man den Staudruck noch mit einbezieht, in dem dann auch die Geschwindigkeit und die Luftdichte enthalten ist.

An der Form der Zirkulationskurve ändert sich durch den Staudruck aber nichts.

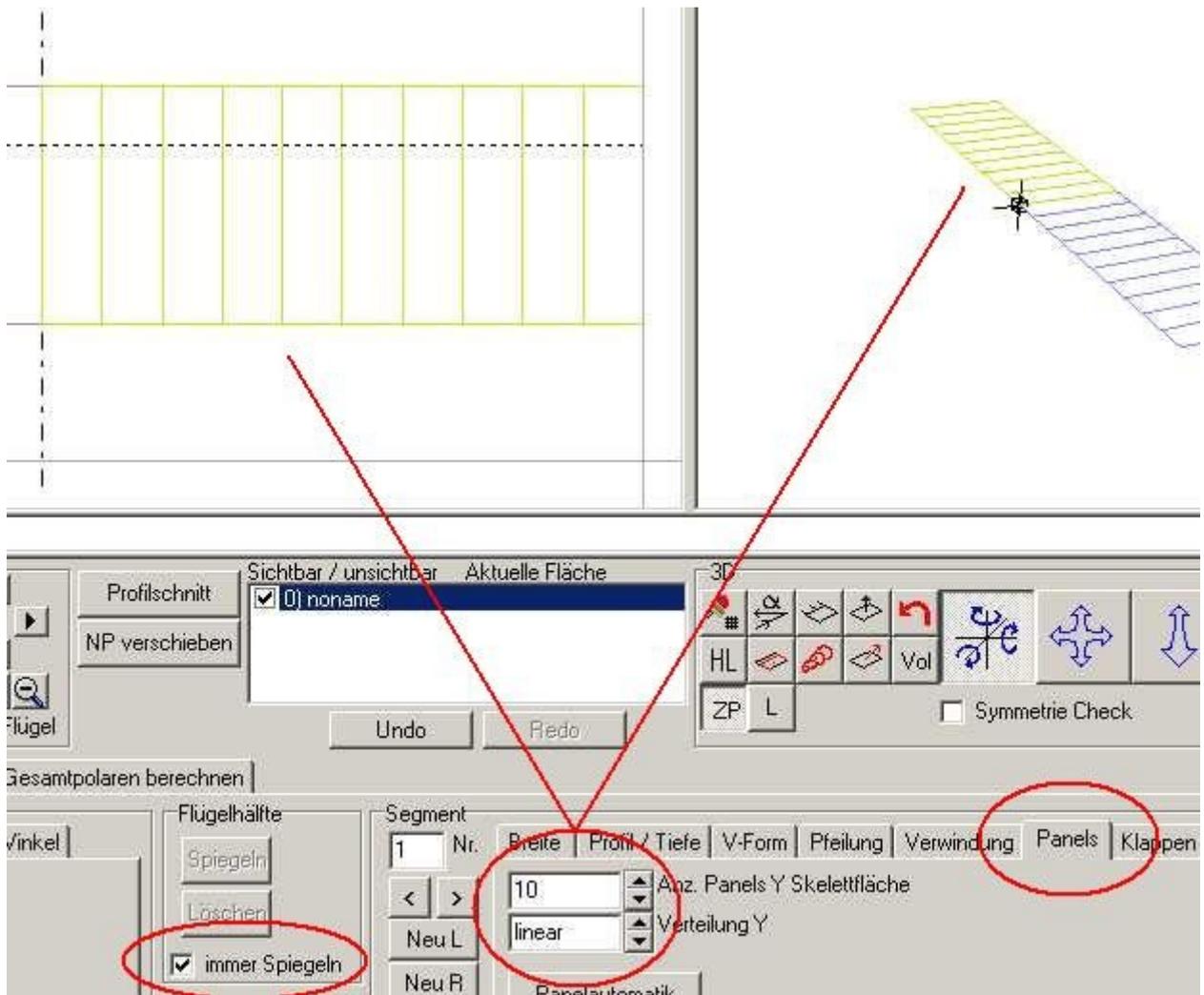


Bild_A144

Diese Kurve ist völlig unbrauchbar, da man nur zwei Zirkulationswerte, jeweils für die Mitte der Panels in Spannweitenrichtung hat.

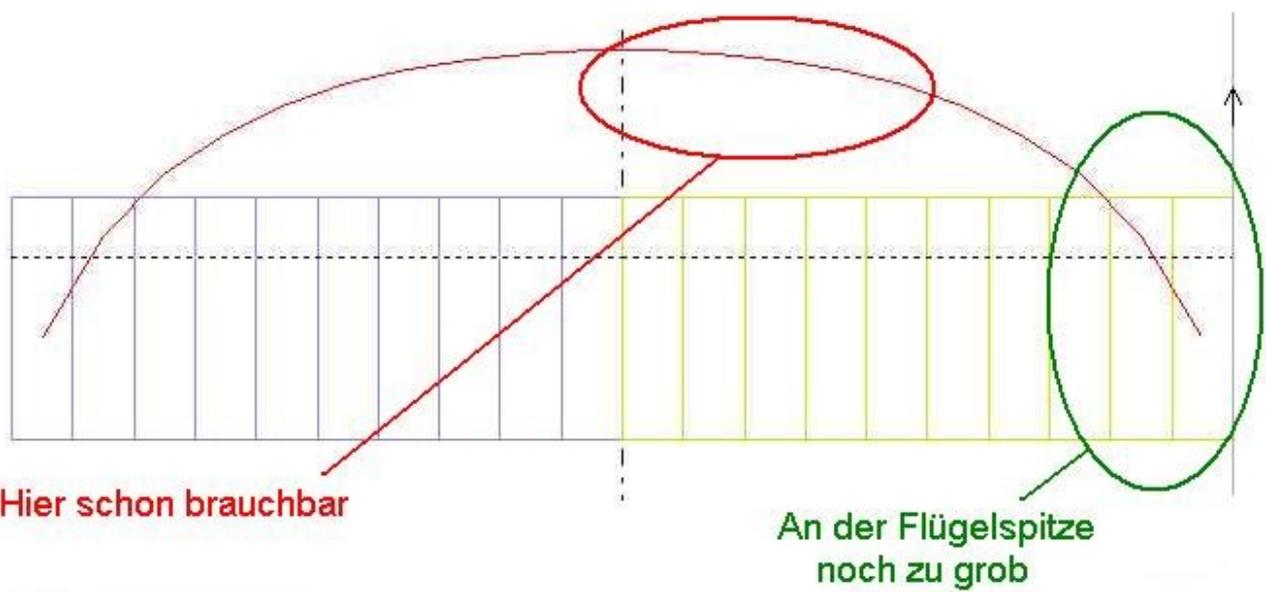
Was an den anderen Stellen entlang der Spannweite los ist, kann man nicht erkennen.

Wir verfeinern die Panelauflösung in Spannweitenrichtung auf 10 Panels mit linearer Verteilung.



Bild_A145

Und machen eine erneute Anstellwinkelrechnung mit 5° .
Sieht schon viel besser aus, bis auf die Flügelspitze.

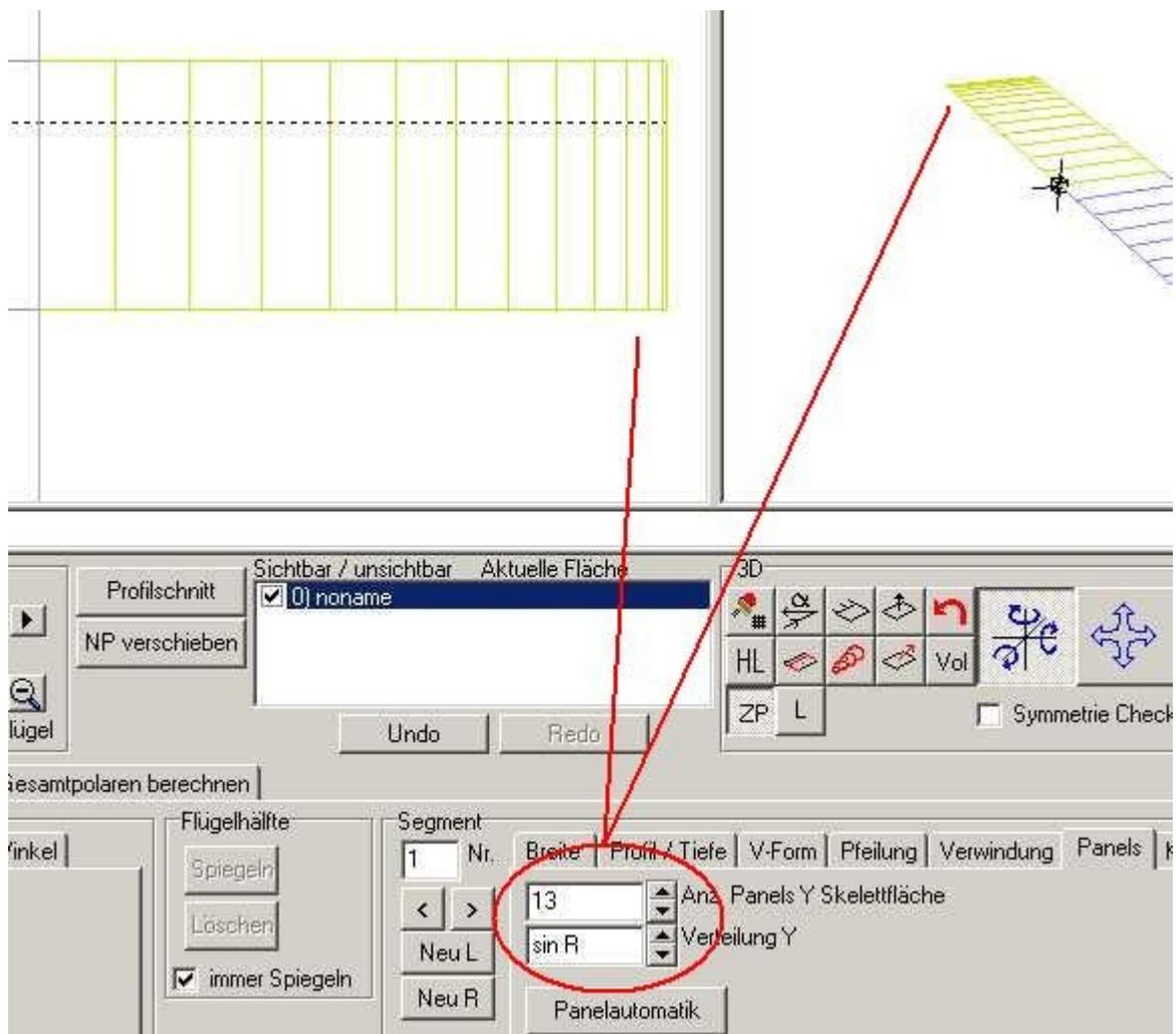


Hier schon brauchbar

An der Flügelspitze
noch zu grob

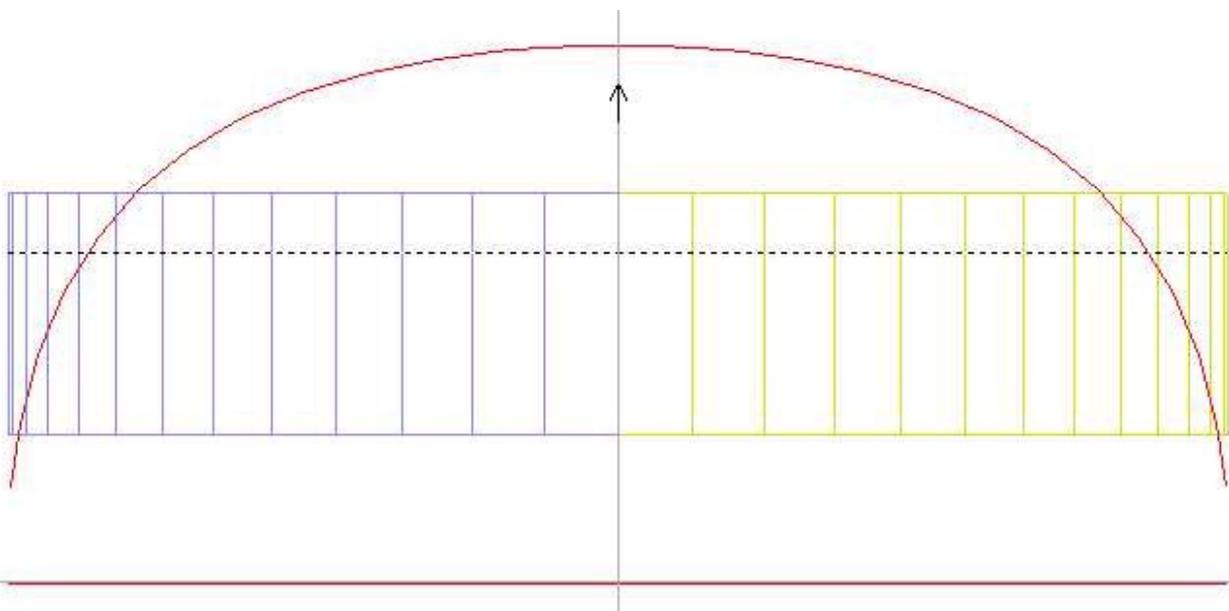
Bild_A146

Man könnte nun hergehen und die Anzahl der Panels mit linearer Verteilung weiter erhöhen.
Oder man nutzt die sin_R - Funktion (Sinus-Rechts fein).



Bild_A147

Nun ist die Kurve schön gleichmäßig bis fast zur Flügelspitze hin.



Bild_A148

Man kann die Anzahl der Panels noch erhöhen, wenn sich aber bei den Ergebniswerten kaum noch was ändert, sollte man es auch gut sein lassen.

Je mehr Panels, um so länger dauert die Berechnung.

Wenn sich beim Runden des Gesamt-CA's an der 2. Stelle nach dem Komma kaum mehr was tut, dann ist es für mich gut genug.

29) Panelauflösung an Flügel mit Pfeilungs-Knicken

Hier soll es um die Problemstellen gehen, an denen sich sprunghafte Pfeilungsänderungen in der Geometrie ergeben.

Es gibt zwei Arten von Pfeilungen.

1) Bei der positiven Pfeilung, wird eine Flügelhälfte, oder Teile (Segmente) nach hinten gepfeilt, positives Vorzeichen beim Pfeilungswinkel.

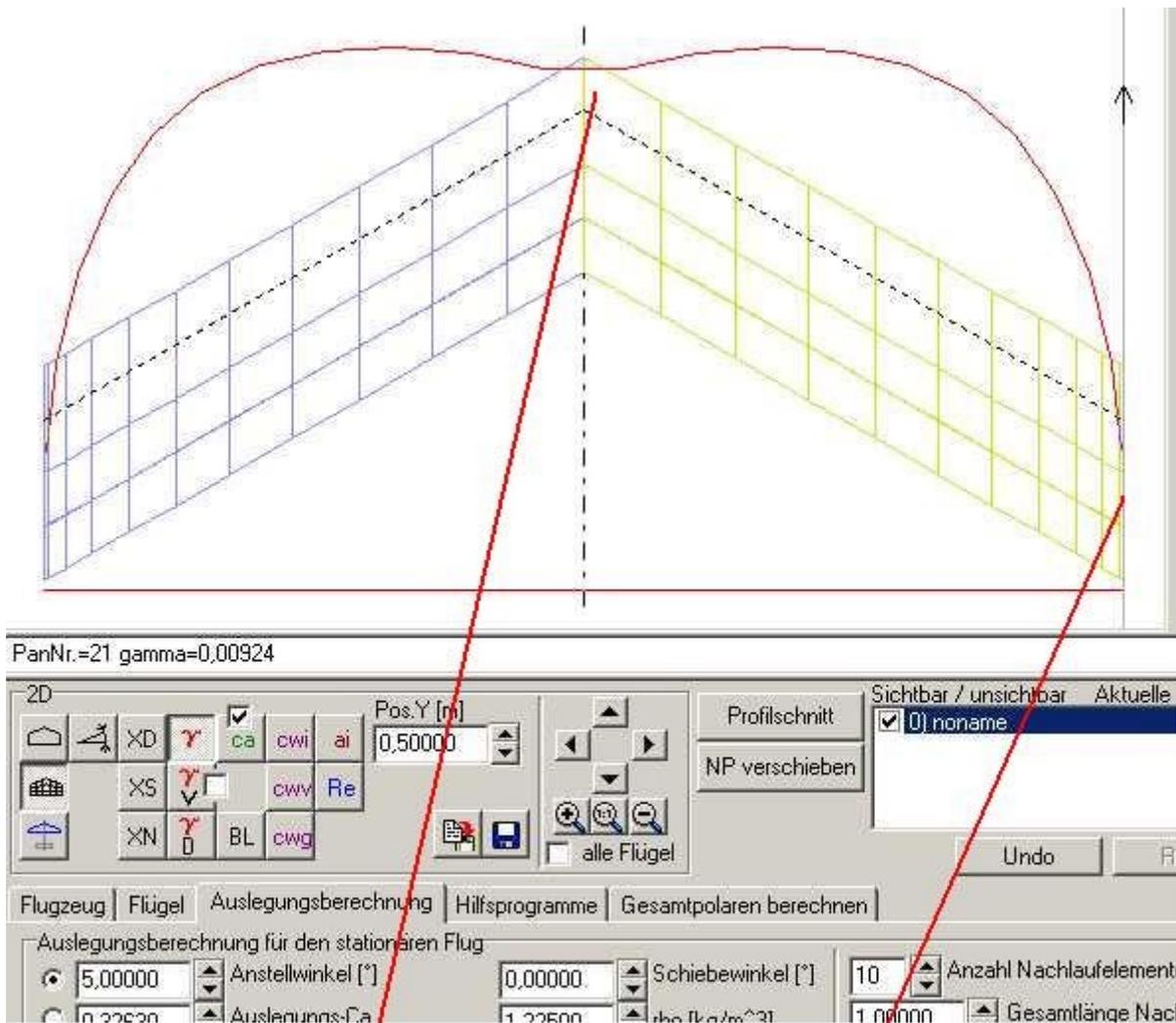
2) Bei der negativen Pfeilung entsprechend nach vorne Pfeilen, negatives Vorzeichen bei den Pfeilwinkeln.

In folgendem Bild sehen wir einen Rechteckflügel, bei dem beide Flügelhälften um 30° nach hinten gepfeilt sind.

Hier wurde die Panelauflösung für die Flügelspitzen nach Anleitung 28 berücksichtigt.

11 Panels je Flügelhälfte in Spannweitenrichtung mit SIN-Verteilung.

Der Flügel wurde mit fixem Anstellwinkel 5° gerechnet.



In der Flügelmitte ist die Auflösung zu grob!!

sin-R -Verteilung , an den Flügelspitzen fein.

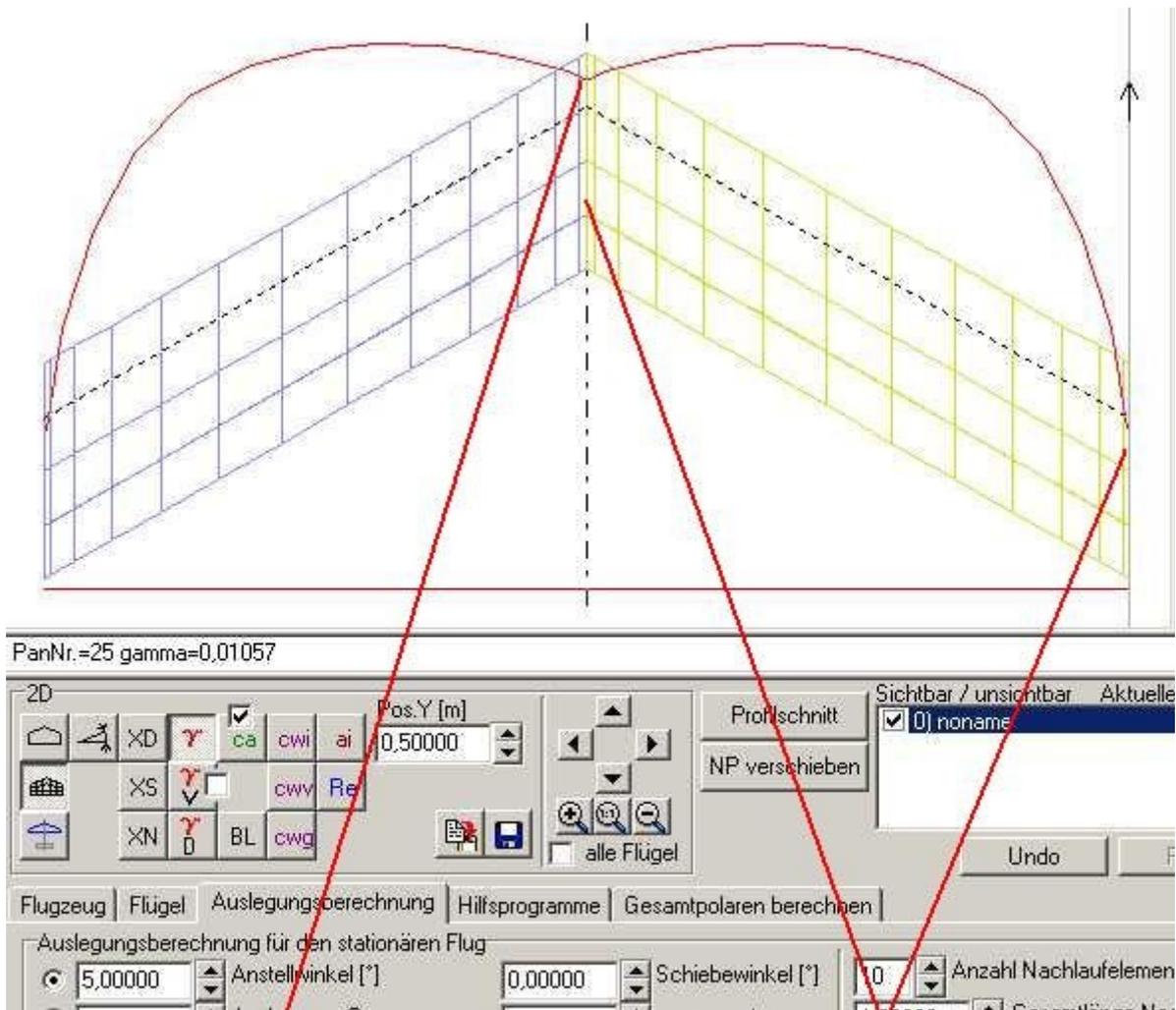
Bild_A149

Man sieht hier, dass durch die Pfeilung ein Einbruch der Zirkulationskurve (quasi Kräfteverteilung) in der Flügelmitte entsteht.

Die Knickstelle ist also eine Stelle, an der man die Paneldichte erhöhen sollte, weil man hier sonst zu grob rechnet.

Im nächsten Bild habe ich daher die SIN-Verteilung durch eine COS-Verteilung ersetzt und die Zahl der Panels je Flügelhälfte von 11 auf 13 erhöht.

Danach wieder eine fixe 5°-Anstellung gerechnet.



Der Einbruch in der Zirkulationskurve wird nun besser aufgelöst!!

COS-Verteilung, an beiden Problemstellen nun feine Auflösung .

Bild_A150

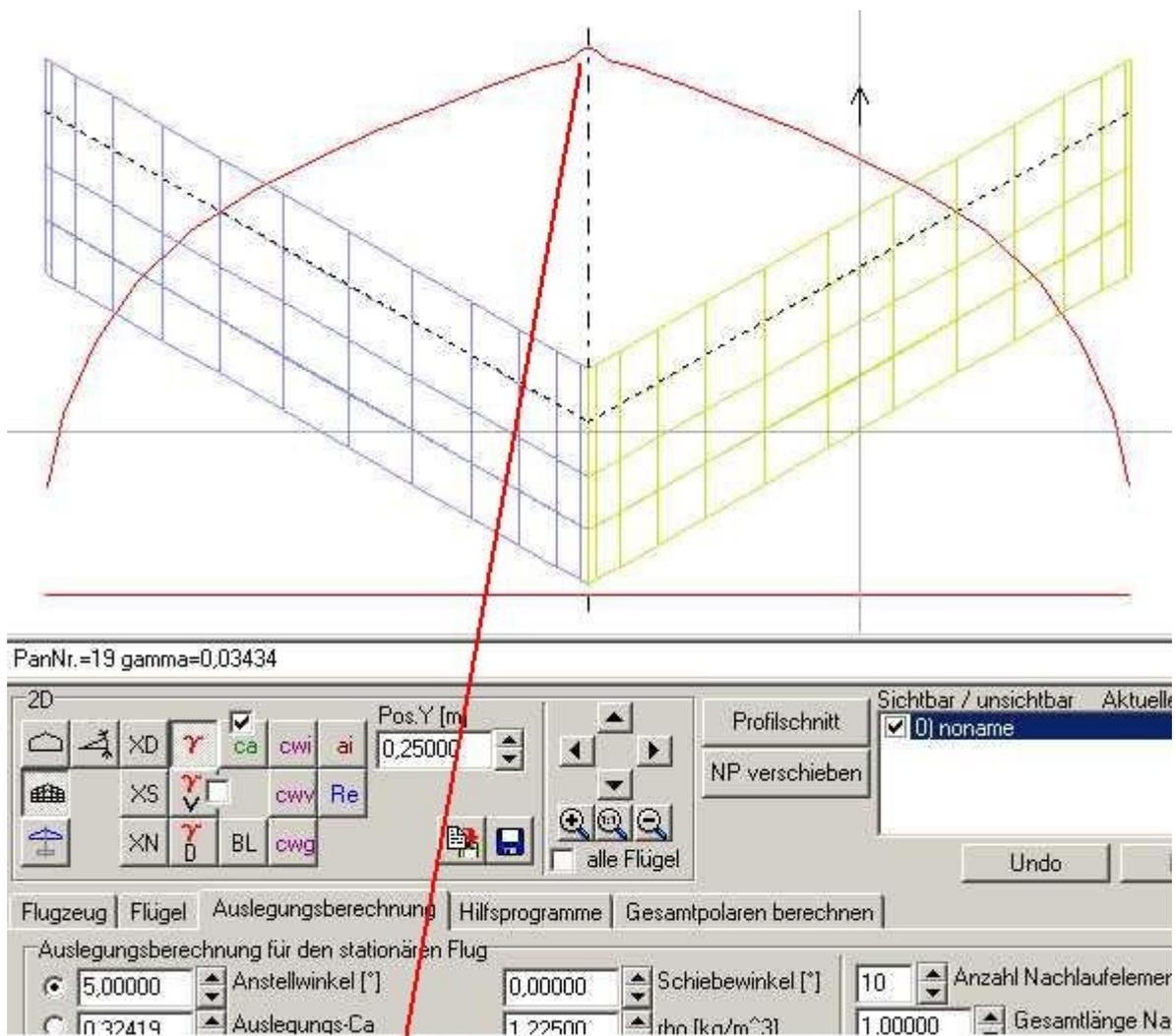
Man sieht hier, die Zirkulationskurve an der Problemstelle in der Flügelmitte wird nun besser erfasst.

Pfeilung nach vorne:

Wir nehmen den Flügel aus den letzten Bild und versehen den Pfeilwinkel mit einem negativen Vorzeichen.

Also -30° .

Und rechnen diesen wieder mit fixem Anstellwinkel 5° .

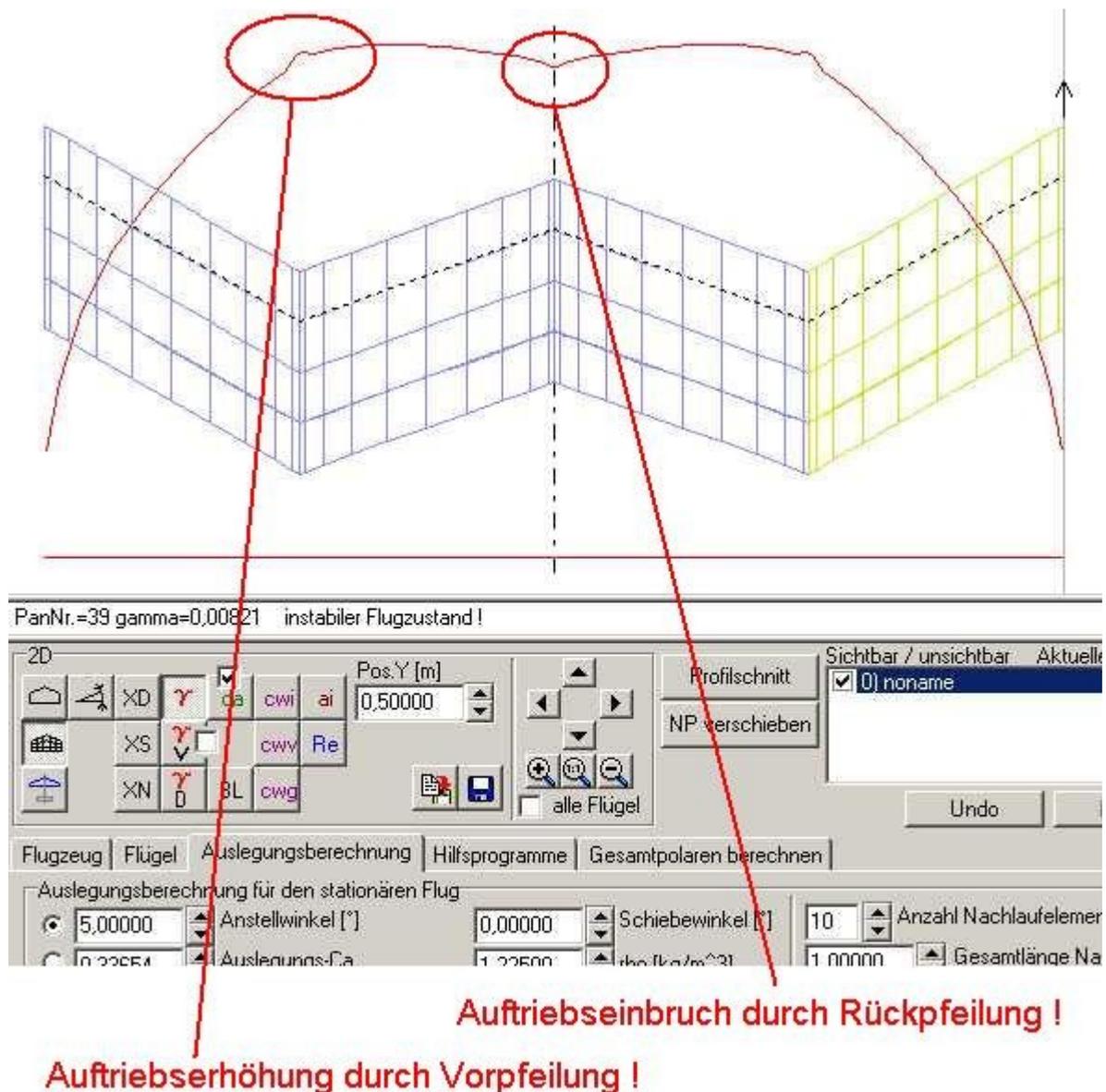


Auftriebsberg durch Vorfeilung !!

Bild_A151

Anstelle eines Auftriebseinbruches haben wir nun einen Auftriebsberg in der Flügelmitte.

Es kann auch Kombinationen von Vorwärts- und Rückwärtsfeilungen geben.
In diesen Fällen ist die Verfeinerung der Panelbelegung an jeder Knickstelle nötig.



Bild_A152

Man kann nun Versuche anstellen und die Panelzahl weiter erhöhen.
Dann aber Schluss machen, wenn sich die Ergebniswerte (z.B. das Gesamt-CA) kaum noch ändern.

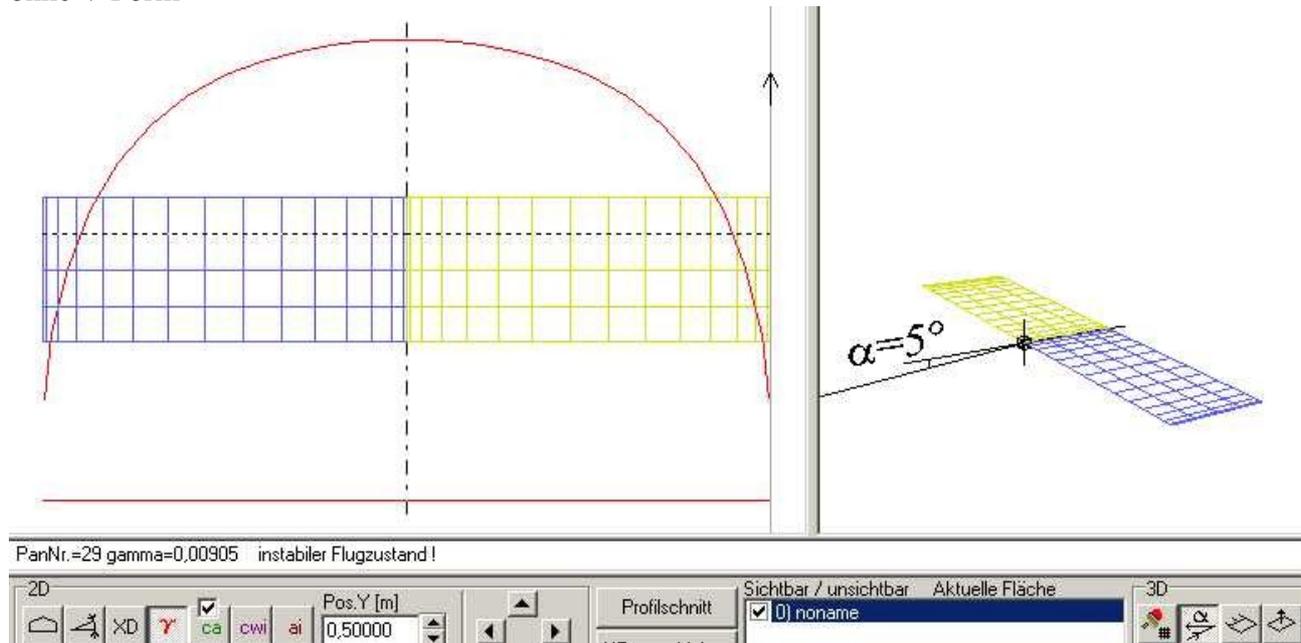
30) Panelauflösung an Flügel mit V-Form

Auch eine V-Form erzeugt ähnlich wie eine Pfeilung einen Auftriebsberg, bzw. einen Auftriebseinbruch.

Man sollte also auch dort, wo sprunghafte V-Formänderungen in der Geometrie des Flügels vorhanden sind eine Verfeinerung der Panelverteilung vorsehen.

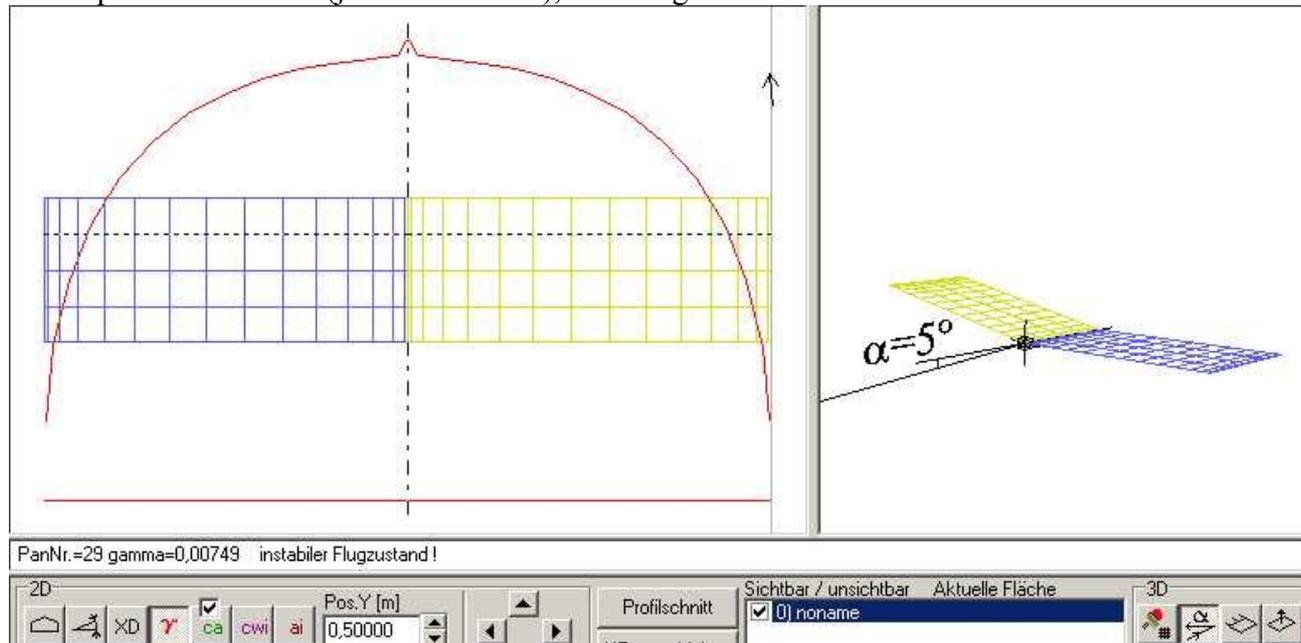
Die folgenden Bilder zeigen einen Flügel

ohne V-Form



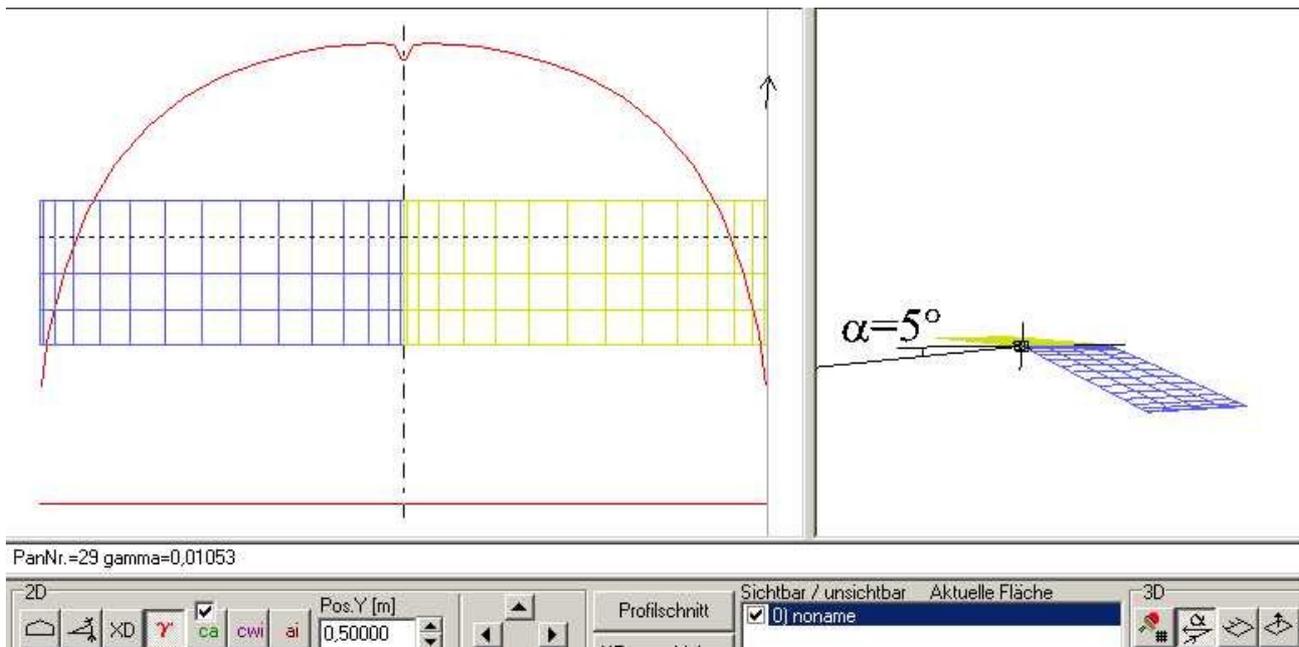
Bild_A153.jpg

mit 5° positiver V-Form (je Flächenhälfte), also Flügelenden nach oben.



Bild_A154.jpg

mit -5° negativer V-Form.



Bild_A155.jpg

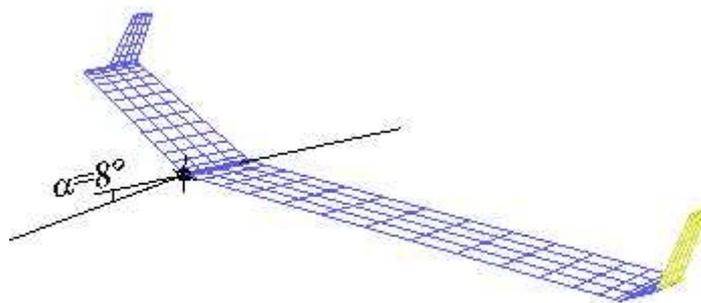
Die Panelbelegung in der Flügelmitte und die Flügelspitzen wurde hier mit Hilfe der COS-Verteilung in Spannweitenrichtung verfeinert.
Der ganze Flügel ist mit fix 5° Anstellwinkel gerechnet.

Man sieht, das wieder der Bereich in der Flügelmitte betroffen ist.
Starke V-Form-Sprünge sind z.B. im Bereich von Flügel->Winglet-Übergängen zu finden, oder auch beim V-Leitwerk.
Beim Winglet kommen häufig auch noch ein sprunghafte Pfeilung und eine Sprung in der Tiefenverteilung hinzu.
Hier also mit feiner Panelbelegung arbeiten.

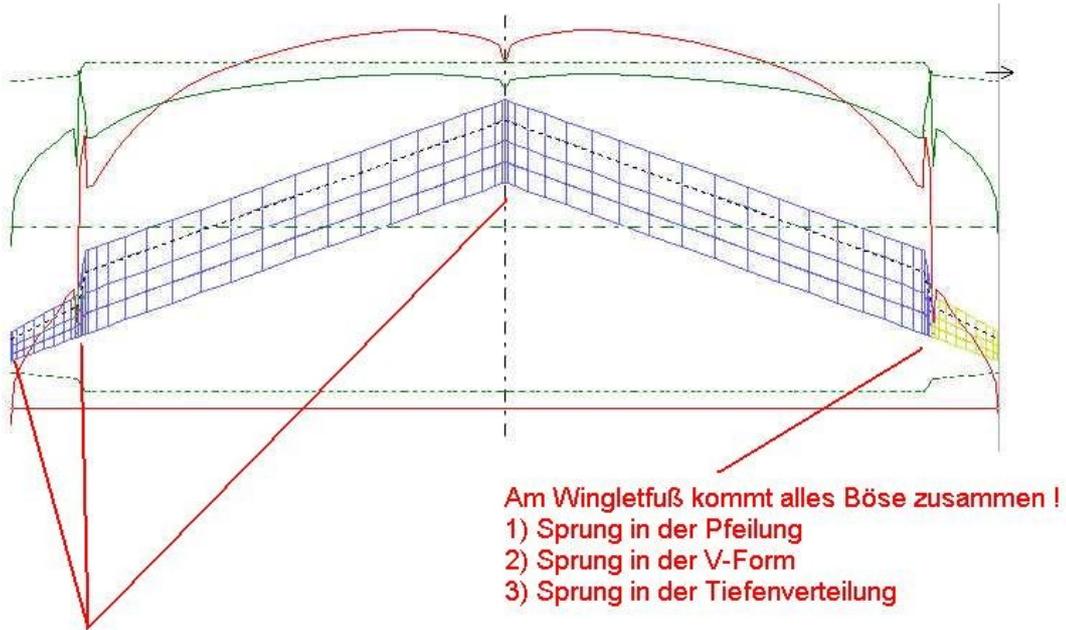
Hier noch ein Demo-Nurflügel gerechnet bei fix 8° Anstellwinkel.

Anleitung_30.flz

Bitte diesen jetzt nicht unbedingt nachbauen, es soll nur zeigen, wo man überall kritische Stellen hat.



Bild_A156.jpg



Verfeinerung der Panelbelegung an diesen Stellen

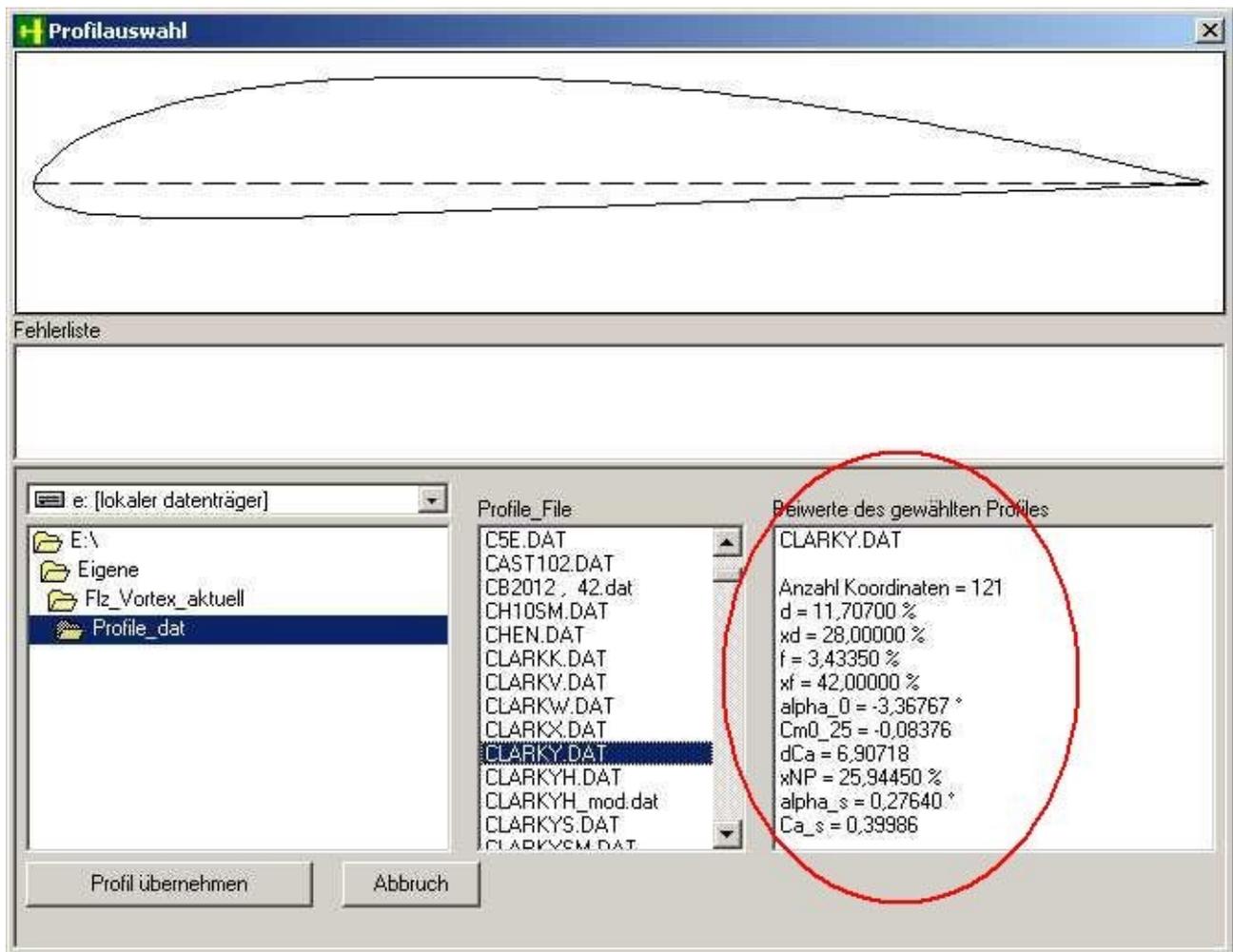
Bild_A157.jpg

31) Panelauflösung in Tiefenrichtung X

Hier soll es um die Panelbelegung in Profiltiefenrichtung gehen.

In der Anleitung 'Die erste Aerodynamik-Rechnung, Vorbereitung' haben wir diese Eingabefunktion schon einmal kurz benutzt, ohne dabei auf die Auswirkungen bei den Flugeigenschaften einzugehen.

Bei der Auswahl eines neuen Profiles haben wir sicherlich schon einmal einen Blick auf die Tabelle 'Beiwerte des gewählten Profiles' geworfen.



Bild_A158

Die Spezialisten können mit den Werte etwas anfangen, Anfänger sind nun schon überfordert. Die hier zu sehenden Profilbeiwerte sind mit der Thin-Airfoil-Theorie (TAT) berechnet. Mit dieser Rechenmethode lassen sich recht schnell, ohne großen Aufwand wichtige Profilbeiwerte (z.B. α_0 = Nullauftriebswinkel und cm_0 = Nullmomentenbeiwert) berechnen. Das Profil wird auf seine Skelettlinie reduziert, also die Linie, die genau auf der Hälfte zwischen Profiler- und Unterseite zu finden ist. Diese Sklettlinie wird nun auch bei den Traglinienverfahren und auch bei dem Vortex-Lattice-Verfahren benutzt. Hier halt durch ein aneinanderreihen von Skelettlinien in Spannweitenrichtung. Dadurch entsteht dann die Skelettlfläche, die wir sehen, wenn man in der 3D-Grafik den Button 'VOL=Volumendarstellung' abschaltet. Die Außenkontur des Profiles wird dabei in der Vortex-Lattice-Rechnung ignoriert.

Die TAT rechnet reibungsfrei, der Widerstand, der beim realen Flug existiert, wird nicht mitberechnet. Der Widerstand eines Profiles entsteht durch die Wirkrichtung der Kraftvektoren entlang der Profilkontur und in großen Teilen auch durch Kräfte in der Grenzschicht, die sich nahe der Profilerfläche bildet. Die Grenzschicht kann man sich wie einen Klebefilm aus Luft vorstellen. Teile der Grenzschicht (Luftteilchen nahe der Profilwand) werden festgehalten und andere Teilchen weiter nach außen hin können sich frei bewegen. In der Grenzschicht entstehen so Scherkräfte, die Widerstand erzeugen. Irgend wann sind die Scherkräfte so groß, das die Grenzschicht zerreißt und es zu Ablösungen

kommt.

Es können Blasen entstehen, oder auch totale Ablösung (Strömungsabriss).

Bei großen RE-Zahlen ($RE_Zahl = \text{Profiltiefe[m]} * \text{Geschwindigkeit[m/s]} * 70000$) passen die Beiwerte der TAT ganz gut.

Bei kleinen RE-Zahlen, wie sie im Modellflug zu finden sind kann es leider zu großen Abweichungen (zwischen den TAT-Beiwerten und den Praxis-Beiwerten) kommen, dazu aber später in einer anderen Anleitung mehr.

Hier soll es erst mal darum gehen, wie man die Profilbeiwerte überhaupt in der Konstruktion einbeziehen kann.

Eine Idee wäre:

Man könnte ja einfach an alle vorhandenen Stützstellen (Profiltiefenrichtung X) die Profilkontur oben und unten nehmen und daraus die Skelettlinie basteln.

Also $z_skelett(X) = (z_oben(X) + z_unten(X)) / 2$.

Das funktioniert auch gut, wenn man sehr viele Stellen (80,90,100 Stellen) in Tiefenrichtung hat. Man muss aber dann bedenken, das man ja auch in Spannweitenrichtung sehr viele Panels hat und auf diese Weise hunderte Panels für die gesamte Konstruktion entstehen.

Die Rechenzeit würde dann enorm lange dauern und wir haben es ja alle eilig.

Ich möchte an dennoch diesen Weg einmal aufzeigen.

In der Tabelle oben picken wir uns die Werte

$\alpha_0 = -3,36767^\circ$

und

$C_{m0_25} = -0,08376$

für das Profil Clarky.dat heraus.

Alfa0 ist der Anstellwinkel, bei dem das Profil keinen Auftrieb mehr liefert.

Und C_{m0_25} ist der Nick-Momentenbeiwert um die t/4-Linie bei Null_Auftrieb.

Die 25 steht hier für Drehpunktstelle bei 25% der Profiltiefe = t/4-Linie.

Obwohl bei $CA=0$ kein Auftrieb da ist, erzeugt das Profil Clarky dennoch ein Nickmoment.

Im Bezug auf den Auftrieb heben sich alle Kräfte rund um das Profil auf.

Die Kräfte sind aber so verteilt, das hinter der t/4-Linie mehr Kraft erzeugt wird als vor der t/4-Linie und somit ein Nickmoment nach vorne unten erzeugt wird.

Die t/4-Linie ist bei fast allen Profilen auch der Neutralpunkt (bei den Beiwerten in der Tabelle oben der Wert xNP) des Profiles .

Dieser Neutralpunkt eiert meist so zwischen 24,25,26% hin und her, wenn man mal einen Schnelldurchlauf durch die Profile macht und sich den Wert xNP anschaut.

Ist schon erstaunlich, das das so ist.

Und somit hat es sich als sinnvoll ergeben, den Profilmomentenbeiwert auf die 25%-Linie = t/4-Linie zu beziehen .

Wie kann man nun überprüfen, ob eine im FLZ_Vortex eingebaute Panelbelegung in Profiltiefenrichtung auch die Profilbeiwerte des Profile richtig abbildet.

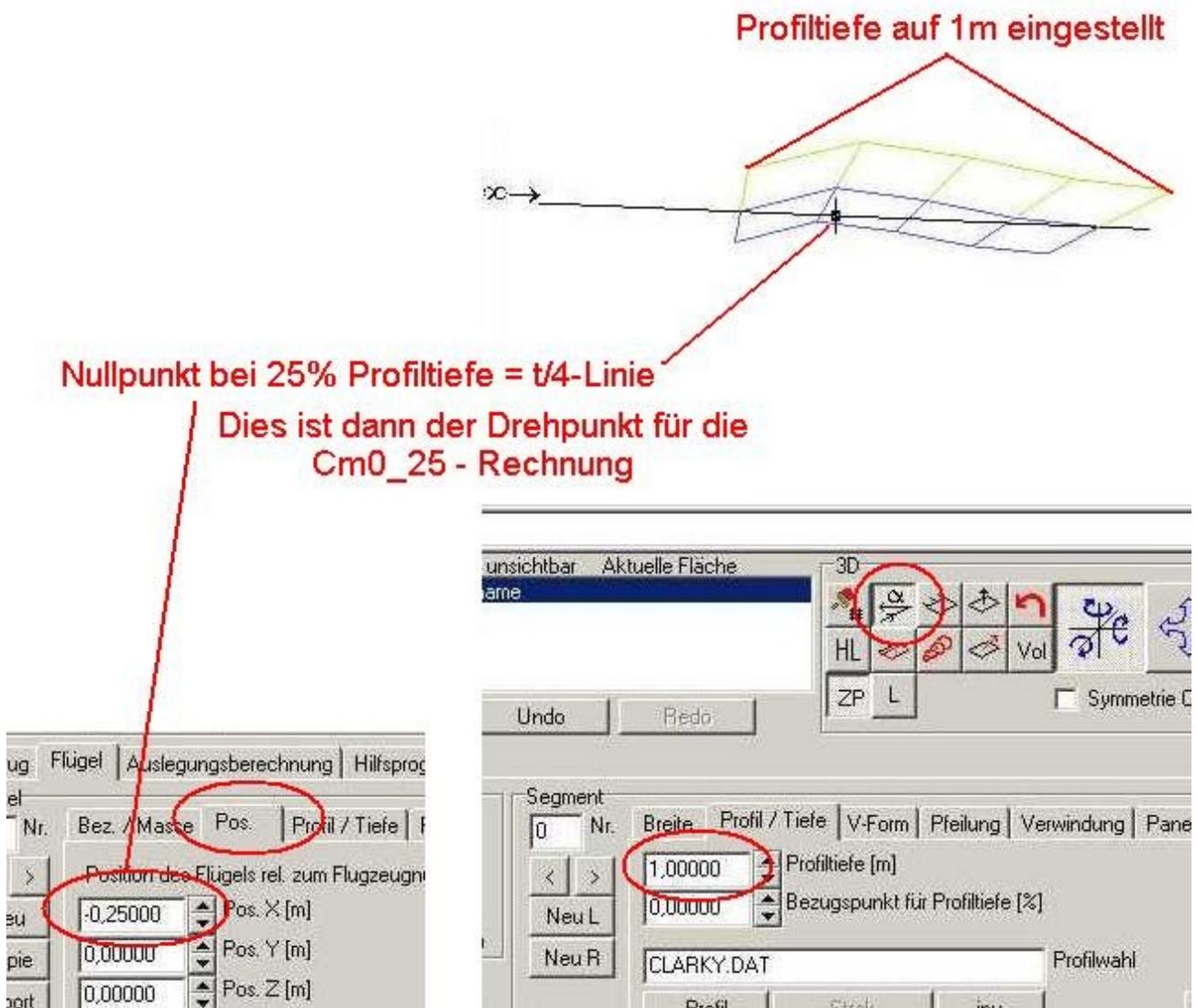
Hierzu müssen wir uns eine Experimentalflügel basteln.

Wir erzeugen uns ein neues Flugzeug und einen neuen Flügel.

Und bauen dann noch das Profil Clarky in die Flügelwurzel und die Segmente ein.

Unsere Profildateien '*.dat' sind auf eine Länge von 1 normiert.
 Länge 1 ist schön neutral und lässt sich direkt auf jede andere Länge skalieren.
 Der Testflügel hat aber Default eine Profil-Tiefe von 0,2m, diese ändern wir mal auf 1m ab.
 Also Wurzel-Profiltiefe 1m und Segment-Profiltiefen auf 1m.

Danach gehen wir in die Karte 'Wurzel', hier in die Unterkarte 'Pos.' und ändern die Position des Flügels in dem wir in das Editfenster 'Pos.X' den Wert -0,25m eintragen.
 Der Nullpunkt des Flügels wird so auf die t/4-Linie (25%-Linie) des Flügels verschoben.
 Dies soll dazu dienen, das wir nach einer Vortexrechnung einen Profil-Momentenbeiwert bekommen, der auf die t/4-Linie bezogen ist, genau wie in der oberen TAT-Tabelle.
 Dann können wir die Momentenbeiwerte (C_{m0} der TAT und C_{m0} aus Vortex) direkt vergleichen



Bild_A159

File: Anleitung_31_1.flz

Nun kommt noch eine Kleinigkeit.

Die Spannweite ist mit 1m viel zu klein, Vortex rechnet eine Umströmung der Flügelspitze und der entstehende Randwirbel würde alles verfälschen.

Der Einfluss des Randwirbels muss auf nahe 0 eliminiert werden.

Das können wir nur erreichen, indem wir eine extrem große Spannweite erzeugen und so die Flügelspitze quasi ins unendlich weg schieben.

Wir geben für die Flügelbreite je Segment 10000m ein, das dürfte die Flügelspitze weit genug weg schieben.

Noch eine Winzigkeit und wir können mit den Berechnungen loslegen.

In die Karte 'Flügel' Unterkarte 'Panels' wechseln und hier den Checkbutton 'alfa-0, Cm0 Optimierung' ausschalten.

Dahinter verbirgt sich eine Routine, die es erlaubt, auch mit wenigen Panels in Tiefenrichtung die Profil-Beiwerte α_0 und c_{m0} abzubilden.

Ist dieser Button aus, dann wird die Skelttlinie im Vortex aus den Original-Profildaten der Ober- und Unterseite gebildet.



Checkbox 'Optimierung' aus !!!!

Bild_A160

In File: Anleitung_31_2.flz habe ich alle Einstellungen bis jetzt eingefügt.

Im Moment haben wir in Flügeltieferichtung eine Paneleinstellung von 4 Panels mit linear Verteilung.

Machen wir nun eine Nullauftriebsrechnung und schauen uns die Profilbeiwerte an, die FLZ_Vortex ohne Optimierung daraus zaubert.

Wir wechseln in die Karte 'Auslegungsrechnung', fixieren den Radiobutton vor dem Editfeld 'Auslegungs-CA' und rechnen den Flügel mit $CA=0$.

Flugzeug	Flügel	Auslegungsberechnung	Hilfsprogramme	Gesamtpolaren berechnung
Auslegungsberechnung für den stationären Flug				
<input type="radio"/>	-2,69390	Anstellwinkel [°]	0,00000	Schiebewinkel [°]
<input checked="" type="radio"/>	-0,00000	Auslegungs-Ca	1,22500	rho [kg/m ³]
<input type="radio"/>	1,7492776	Stabilitätsmaß [%] von L _{my}	0,00000	Flughöhe [m]
<input type="radio"/>	-174927,76	Schwerpunktlage X [m]	15	Max. Iteration
<input type="radio"/>	17,84124	Fluggeschwindigkeit [m/s]	4	Iterationsschritt
<input type="button" value="Berechnung starten"/> <input type="button" value="Berechnung Stopp"/> <input type="button" value="Berechnete Werte"/>				

Auslegungsrechnung mit CA=0

Bild_A161

Dann drücken wir den Button 'Berechnete Werte' und schauen uns hier die Werte

Anstellwinkel des Flugzeugs = $-2,6939^\circ$ (Alfa₀)

und

Nickmomentbeiwert (CM_{ZP}) des Flugzeugs (Bezugsfläche ist Fa des Flugzeugs) = $-0,08813$ (Cm_{0_25}) an.

Berechnete Werte	
Gesamtes Flugzeug 0) noname	
Name des Konstrukteurs = Noname	
Bezeichnung (Name) des Flugzeugs = Noname	
Anstellwinkel des Flugzeugs = $-2,69390^\circ$	
Schiebewinkel des Flugzeugs = $0,00000$	
Gesamtmasse des Flugzeugs = $0,20000\text{kg}$	
Gesamt-Oberfläche (F _{ges}) des Flugzeugs = $20000,00000\text{m}^2$	
Auftriebserzeugende Fläche (Fa) des Flugzeugs = $20000,00000\text{m}^2$	
Seitenkraft erzeugende Fläche (FY) des Flugzeugs = $0,00000\text{m}^2$	
Momentenbezugslänge L _{my} , mittlere Bezugsflügeltefe aller Tragflächen = $1,00000\text{m}$	
Flächenbelastung (Bezug Auftriebserzeugende Fläche Fa) = $0,00001\text{kg/m}^2 = 0,00010\text{g/dm}^2$	
Luftdichte = $1,22500\text{kg/m}^3$	
Auftriebsbeiwert (CA _{ges}) des Flugzeugs (Bezugsfläche ist Fa des Flugzeugs) = $-0,00000$	
Seitenkraftbeiwert (CY _{ges}) des Flugzeugs (Bezugsfläche ist FY des Flugzeugs) = $0,00000$	
Gesamter induzierter Widerstandsbeiwert (CwI _{ges}) des Flugzeugs (Bezugsfläche ist F _{ges} des Flugzeugs) = $0,00000$	
Widerstand durch Profil-Reibung (Cw _{visc}) (Bezugsfläche ist F _{ges} des Flugzeugs) = $0,00571$	
Interferenzwiderstand (Cw _{int}) (Bezugsfläche ist F _{ges} des Flugzeugs) = $0,00000$	
Rumpfwiderstand (Cw _{rumpf}) (Bezugsfläche ist die Rumpfquerschnittsfläche F _{rumpf}) = $0,00000$	
Gesamtwiderstand (Cw _{ges}) = Cwi + Cw _{visc} + Cw _{int} + Cw _{rumpf} (Bezugsfläche ist F _{ges} des Flugzeugs) = $0,00571$	
Gleitzahl (E) des Flugzeugs = $-0,00009$	
Steigzahl (epsilon) des Flugzeugs = $-0,00000$	
Gleitwinkel des Flugzeugs = $-89,9950$ Grad	
Sinkgeschwindigkeit (vs) des Flugzeugs = $-202431,92885$ m/s	
Fluggeschwindigkeit (v) des Flugzeugs = $17,84124\text{m/s} = 64,22848\text{km/h}$	
Momentbeiwerte um den Flugzeug-Nullpunkt (ZP), Bezugslänge ist L _{my}	
Nickmomentbeiwert (CM _{ZP}) des Flugzeugs (Bezugsfläche ist Fa des Flugzeugs) = $-0,08813$	
Giermomentbeiwert (CN _{ZP}) des Flugzeugs (Bezugsfläche ist F _{ges} des Flugzeugs) = $-0,00000$	
Rollmomentbeiwert (CL _{ZP}) des Flugzeugs (Bezugsfläche ist F _{ges} des Flugzeugs) = $0,00000$	
Momentbeiwerte um den Flugzeugschwerpunkt (XS), Bezugslänge ist L _{my}	
Nickmomentbeiwert (CM _{XS}) des Flugzeugs (Bezugsfläche ist Fa des Flugzeugs) = $-0,00015$	
Giermomentbeiwert (CN _{XS}) des Flugzeugs (Bezugsfläche ist F _{ges} des Flugzeugs) = $-0,00000$	

Bild_A162

Vergleich:

$$\text{TAT_Alfa0} = -3,36767^\circ$$

$$\text{Vortex_Alfa0} = -2,6939^\circ$$

$$\text{TAT_Cm0} = -0,08376$$

$$\text{Vortex_Cm0} = -0,08813$$

Der Unterschied ist doch recht deutlich.

Wir verdoppeln nun die Anzahl der Panels auf 8 in X-Tiefenrichtung und machen dann eine erneute CA=0 Rechnung.



Bild_A163

Vergleich (Werte stehen wieder in Karte 'Berechnete Werte'):

$$\text{TAT_Alfa0} = -3,36767^\circ$$

$$\text{Vortex_Alfa0} = -3,04951^\circ$$

$$\text{TAT_Cm0} = -0,08376$$

$$\text{Vortex_Cm0} = -0,08733$$

Die Werte nähern sich an.

Nun die Anzahl der Panels weiter erhöhen.

Bei einer Panelzahl von 128 Panels in X-Tiefenrichtung bekommen ich

$$\text{TAT_Alfa0} = -3,36767^\circ$$

$$\text{Vortex_Alfa0} = -3,35004^\circ$$

$$\text{TAT_Cm0} = -0,08376$$

$$\text{Vortex_Cm0} = -0,08422$$

So halbwegs passt es jetzt, aber mit einer enorm langen Rechenzeit erkauf.

Nun schalten wir den Checkbutton 'alfa-0, Cm0 Optimierung' wieder ein und reduzieren die Anzahl der Panels in X-Tiefenrichtung wieder auf 4 und machen eine erneute CA=0 Rechnung

Vergleich bei 4 Panels mit Optimierungs-Funktion:

$$\text{TAT_Alfa0} = -3,36767^\circ$$

$$\text{Vortex_Alfa0} = -3,34698^\circ$$

$$\text{TAT_Cm0} = -0,08376$$

$$\text{Vortex_Cm0} = -0,08374$$

Dann noch mal mit 8 Panels und Optimierung:

$$\text{TAT_Alfa0} = -3,36767^\circ$$

$$\text{Vortex_Alfa0} = -3,35554^\circ$$

$$\text{TAT_Cm0} = -0,08376$$

$$\text{Vortex_Cm0} = -0,08397$$

Die eingebaute Optimierungsfunktion liefert schon bei wenigen Panels in Tiefenrichtung sehr gut brauchbare Ergebnisse und sollte daher immer aktiv geschaltet bleiben.

Bei S-Schlagprofilen sieht die Sache noch viel extremer aus, dort braucht man für eine Rechnung ohne Optimierung 'immer' enorm viele Panels (>100) in Tiefenrichtung, weil sonst die stabilisierende Eigenschaft der hinteren Wölbung nicht richtig erfasst werden kann.

Pobiert das einfach mal aus und ersetzt das Clarky z.B. gegen ein Clarkys.dat aus , dies ist ein S-Schlag-Profil , das z.B. beim Bretturflügel verwendet werden kann.