

## **1: Introduction** (Introducción)

El programa FZL-Vortex se usa para examinar la distribución de fuerzas y momentos de un aeroplano complejo en construcción. El aeroplano en construcción se setea mediante un editor en 3D. Para los cálculos, se aplica el método Vortex-Lattice-Method (VLM). A diferencia del método de paneles de ala de E.Truckenbrodt's, VLM tiene la habilidad de realizar los cálculos considerando el diedro de las alas. Los métodos lifting-line y wing panel solo sirven para el análisis de alas planas. Al igual que los métodos antes mencionados, VLM utiliza la línea de curvatura media del perfil para el cálculo. El grosor del perfil y la influencia de la viscosidad (fricción de piel) no se tienen en cuenta.

## **2: Limitations in DEMO Version** (Limitaciones de la versión de Demostración)

La versión demo puede descargarse como programa gratis de mi página de Internet [www.flz-vortex.de](http://www.flz-vortex.de).

Siéntase libre, no está pasando a llevar a nadie, esto es bien deseado.

La versión demo tiene la misma gama de funciones que la versión completa; sólo que al guardar el archivo de construcción de un modelo aparecen las restricciones. Para guardar, automáticamente se utiliza el nombre de archivo DEMO.FLZ. Este nombre de archivo sólo se puede cambiar con las funciones estándar de Windows.

## **3: Licence** (Licencia)

La versión demo de FLZ-Vortex es gratis y puede ser copiado y distribuido como usted desea. La versión completa se puede pedir al autor.

E-mail: [frankranis@gmx.de](mailto:frankranis@gmx.de)

## **4: Installing FLZ\_Vortex** (Instalando FLZ\_Vortex)

El paquete de software 'FLZ\_VORTEX' se entrega en un archivo ZIP.

Después de descomprimir el archivo, 'FLZ\_Vortex\_Setup.exe' debe ser inicializado. A continuación se realizará una instalación automática-

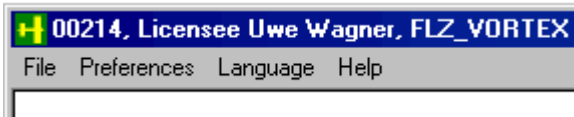
Un botón de 'FLZ\_Vortex' se abrirá en el escritorio por el procedimiento de instalación.

Este botón ofrece un acceso rápido a FLZ\_Vortex.

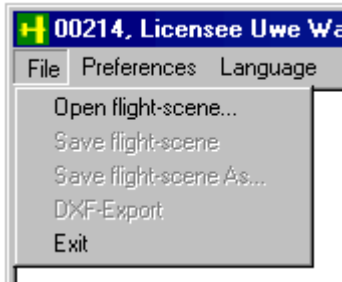
## **5: Getting started** (Primeros pasos)

FLZ\_Vortex puede ser iniciado por un clic del mouse sobre el botón respectivo en el escritorio o haciendo clic directamente en el archivo 'FLZ\_Vortex.exe' a través del explorador de Windows desde el directorio de instalación.

## 6: Main menu (Menu principal)



### 6.1 File (Archivo)



#### Open flight-scene:

Cargar una construcción de un avión existente desde un medio de almacenamiento.

#### Save flight-scene:

La construcción de aviones se almacenará con el nombre actual.

La versión de demostración generalmente utiliza el nombre de archivo DEMO.FLZ.

#### Save flight-scene As:

La construcción de aviones se guardará con un nuevo nombre.

La versión de demostración generalmente utiliza el nombre de archivo DEMO.FLZ.

#### DXF-Export:

Esta función permite el almacenamiento de una construcción de aviones en el formato DXF.

Véase el capítulo 18: DXF-Export para más información.

#### Exit:

FLZ-Vortex se dará por terminado.

Si la construcción real del avión no se ha guardado, se le indicará un resumen con respecto a sus datos.

### 6.2 Preferences / Directories (Preferencias / Directorios)

Haga clic en Preferencias y luego en Directorios.



Se abrirá una ventana de directorio. Introduzca el directorio (carpeta) en la que los datos del avión (carpeta o sub carpeta) deberán ser almacenados y donde quedaran guardados los perfiles.

Los botones ubicados cerca de los campos de entrada permiten la búsqueda de los directorios.



Estas entradas se almacenarán como valores por defecto en el archivo Flz\_Vortex.ini cuando el programa se cierra.

### ¡Atención!

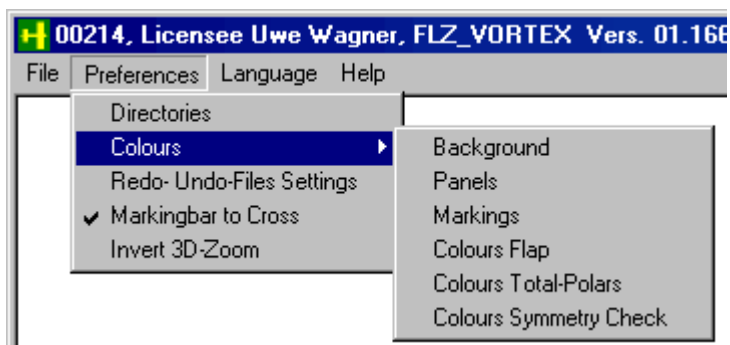
Usted debe establecer un directorio para sus datos del avión, que se encuentre fuera del directorio de instalación de FLZ\_Vortex.

### Motivo:

Cuando FLZ\_Vortex se actualiza con una nueva versión, el directorio actual con los datos del avión bajo el directorio de instalación será sobrescrito por el procedimiento de instalación. En caso de almacenamiento de sus construcciones en este directorio se sobrescribirán y se perderán.

## 6.3: Preferences / Colours (Preferencias / Colores)

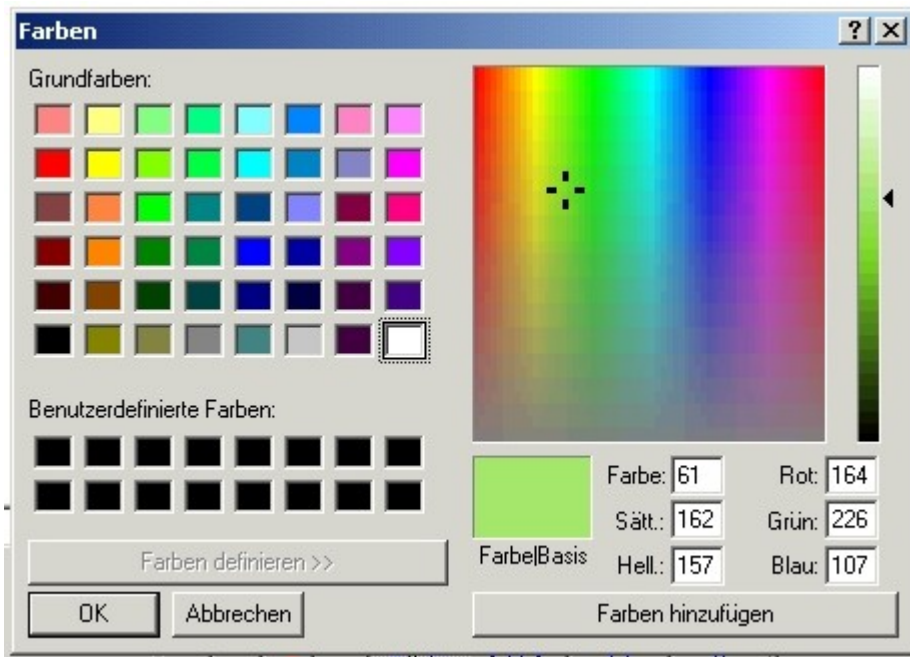
Haga clic en Preferencias y después en Colores.



Ahora usted tiene la posibilidad de configurar el color de fondo, el color de fondo de las alas (paneles), el color de los segmentos marcados (marcas), el color para grupos de flaps y el color para la salida gráfica de las polares como resultado final del cálculo.

Seleccione un elemento de menú.

Aparecerá un diálogo de Windows, en el que se puede seleccionar el color deseado.

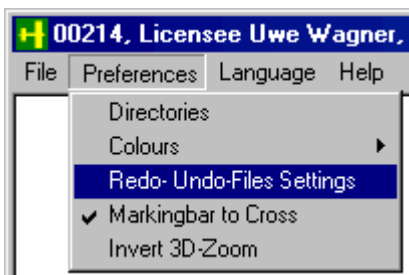


#### 6.4: Preferences / Redo- Undo-Files (Preferencias / Borrar-Reponer Archivos)

Después de cada modificación de la escena de vuelo, la escena real se almacena en el directorio UNDO\_REDO en un stack.

Aquí tienes la posibilidad de establecer el número de archivos para deshacer (profundidad del stack).

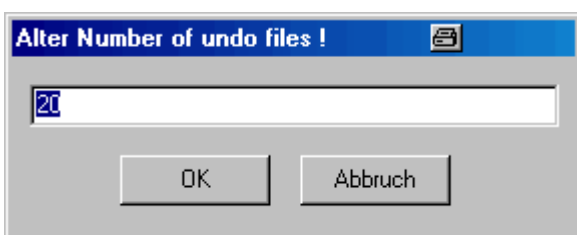
Haga clic en Preferences y después en on Redo- Undo-Files Settings.



Se muestra un campo de entrada, en la que puede introducir el número.

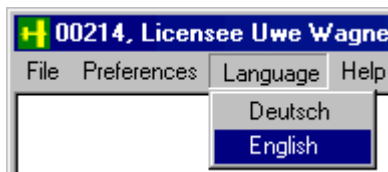
Pre-set son 50.

No se aceptan los números menores a 5, un mensaje de error aparece en ese caso!



## 6.5: Languages (Idiomas)

Aquí puede seleccionar uno de los idiomas disponibles para la interfaz de usuario



## 6.6: Help (Ayuda)



Help:

Inicio de ayuda de FLZ-Vortex.

Los archivos de ayuda se basan en el código HTML, un navegador apropiado (es decir, Windows Internet Explorer) debe estar instalado.

Ayuda Rápida (ayuda en línea):

Este menú le brinda información sobre el uso de la ayuda rápida.

Información sobre FLZ-Vortex y la nota legal.

Nota del traductor:

Uwe Wagner tradujo la interfaz de usuario de FLZ\_Vortex y los archivos de ayuda. Puesto que no soy un hablante nativo de inglés, seguramente algunos errores e inconsistencias lingüísticas se pueden encontrar en el texto en inglés. En particular, los símbolos de la fórmula y los términos técnicos que plantean las mayores dificultades de traducción, algunos de ellos no se pudo encontrar en ningún diccionario. Cada hablante nativo de Inglés, que descubra errores, ambigüedades y tenga la redacción propia de un inglés, estaré agradecido que me informe por correo electrónico (ver enlace más arriba), de manera que la traducción pueda ser mejorada.

Los archivos de ayuda se escribieron con MS Word 2003, revisar la ortografía de la versión en inglés fue establecido en "Inglés (Gran Bretaña)".

## 6.7: Formulas y Símbolos

Los siguientes símbolos se utilizan con la interfaz de usuario de FLZ-Vortex y en la ayuda en línea:

Símbolo	Significado
L	sustentación
alpha	ángulo de ataque

alpha-0	ángulo de 0 sustentación
alpha-i ai	ángulo de ataque inducido
alpha_s	ángulo de ataque sin ondas de choque
b	envergadura del ala
Cl	coeficiente de sustentación
CL	coeficiente de sustentación
CL_tot	coeficiente de sustentación total del avión
Cl_s	coeficiente de sustentación para el flujo de entrada sin ondas de choque
Cl	coeficiente del momento de roll
CL	coeficiente del momento de roll
CL_ZP	coeficiente del momento de roll en el punto 0
CL_XG	coeficiente del momento de roll en el centro de gravedad
Cm	coeficiente de momento
CM	coeficiente de momento
Cm0	coeficiente de momento a 0 sustentación
Cm0_25	coeficiente de momento a 0 sustentación en c/4
CM_ZP	coeficiente de momento del avión en el punto 0
CM_XG	coeficiente de momento del avión en el centro de gravedad
Cn	coeficiente de momento de guiñada
CN	coeficiente de momento de guiñada
CN_ZP	coeficiente de momento de guiñada en el punto 0
CN_XG	coeficiente de momento de guiñada en el CG
Cp	coeficiente de presión
CP	coeficiente de presión
Cd	coeficiente de drag
Cd_tot Cdt	coeficiente de drag total del ala

CD_tot	coeficiente de drag total del avión
Cd_int	coeficiente de drag por interferencia
Cd_fusl	coeficiente de drag por interferencia del fuselaje
Cd_visc Cdv	coeficiente de drag del perfil por viscosidad
CD_visc	coeficiente de drag del avión total por viscosidad
Cdi	coeficiente de drag inducido
Cdi_ell	coeficiente de drag inducido por un ala elíptica
Cdi_tot	Coeficiente de drag inducido por el total del ala
CDI_tot	airplane induced drag coefficient
Cy	coeficiente de fuerza lateral
Cy_tot	coeficiente de fuerza lateral total del ala
CY_tot	coeficiente de fuerza lateral total del avión
t	máximo espesor del perfil
CP	centro de presión
dCl	coeficiente de presión delta
CPX	centro de presión relativo al punto 0 de un avión en la dirección X
CPZ	centro de presión relativo al punto 0 de un avión en la dirección Z
LD	razón de planeo
épsilon	razón de ascenso
m	máxima curvatura
Sl	superficie generadora de sustentación en un aeroplano
S_tot	superficie total de un aeroplano
S_fusl	Sección del fuselaje
Sy	fuerza lateral generada por la superficie del ala
SY	fuerza lateral generada por la superficie del aeroplano
gamma	circulación

k-factor	factor K
L_ZP	momento de roll del aeroplano en el punto 0
L_XG	momento de roll del aeroplano en el CG
MAC	cuerda media aerodinámica
$l_{my}$	
AR	razón de aspecto
M_ZP	momento en el punto 0 de un aeroplano
M_XG	momento en el punto CG de un aeroplano
NP	punto neutro
N_ZP	guiñada de un aeroplano en el punto 0
N_XG	guiñada de un aeroplano en el CG
pi	constante matemática (3,1416)
Re	número de Reynolds
CG	centro de gravedad
$V_{\infty}$	velocidad variable del flujo de entrada
v	velocidad
vs	razón de descenso
D	drag (resistencia al avance)
$x_t$	posición del máximo espesor
XP	centro de presión de un aeroplano relativo al punto 0 en la dirección X
$x_m(p)$	posición de la máximo curvatura
XN	punto neutro de un aeroplano relativo al punto 0 en la dirección X
$x_{NP}$	margen estático relativo a la cuerda del ala $x_{NP} = (NP - CG) / c$
XG	centro de gravedad en un aeroplano relativo al punto 0 en la dirección X
Y	fuerza lateral
ZP	punto 0

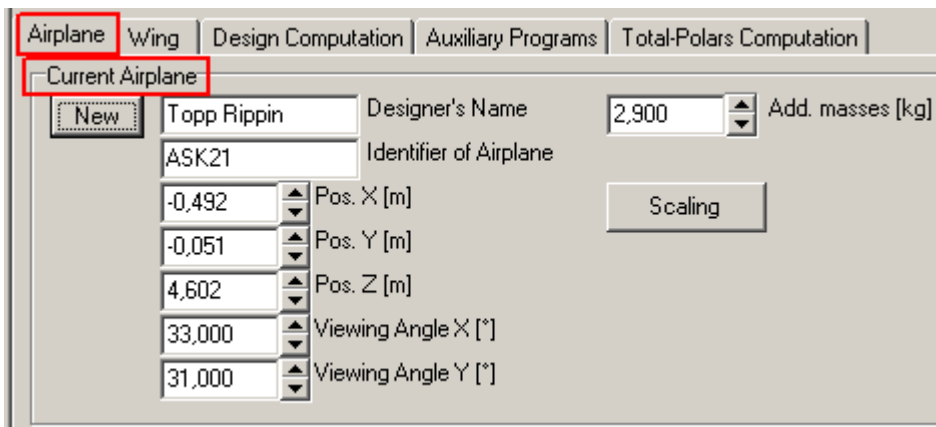
ZG	Centro de gravedad de un aeroplano relativo al punto 0 en la dirección Z
----	--

### 7: Folder Airplane / Input field current Airplane (Carpeta Avión /Entrada Avión en proceso)

En la parte inferior del programa, se puede encontrar la carpeta 'Airplane', la que se puede utilizar para crear un nuevo avión.

También encontrará en esta carpeta los ajustes de posición de la pantalla y los ángulos de la aeronave en la sala virtual.

Haga clic con el ratón en el botón de la carpeta 'Airplane'.

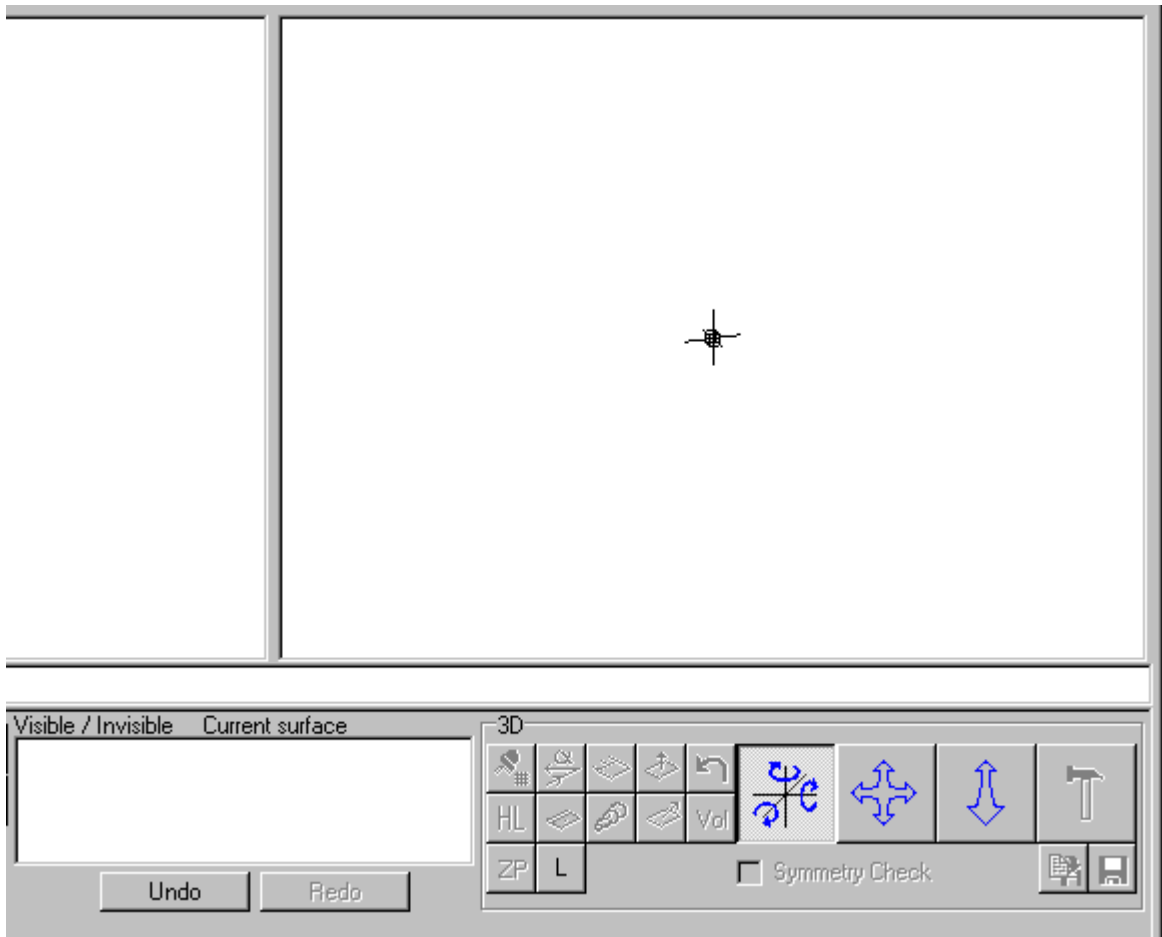


#### 7.1: Generate New Airplane (Creando un nuevo aeroplano)

Aprete el botón 'New'.

Airplane		Wing	Design Computation	Auxiliary Program
Current Airplane				
<b>New</b>	Topp Rippin	Designer's Name		
	ASK21	Identifier of Airplane		
-0,492	▲▼	Pos. X [m]		
-0,051	▲▼	Pos. Y [m]		
4,602	▲▼	Pos. Z [m]		
33,000	▲▼	Viewing Angle X [°]		
31,000	▲▼	Viewing Angle Y [°]		

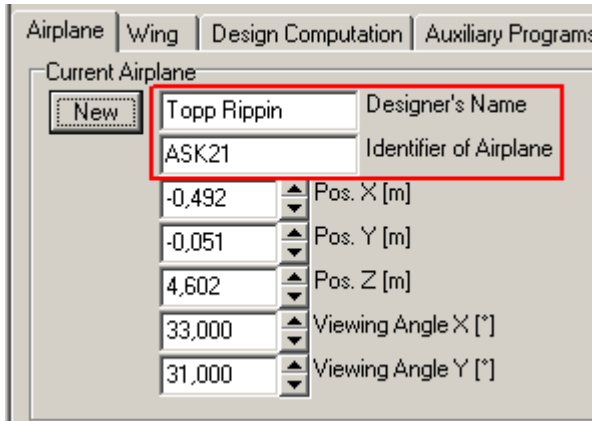
En la ventana 3D gráfica superior derecha aparecerá un cubo con el eje de abscisas. Este cubo es el punto cero (punto de referencia) del avión.  
 Todos los componentes definidos en futuros trabajos se encuentran en relación con este punto cero.



## 7.2: Input Designer's Name and Identifier of Airplane (Ingreso del Nombre del diseñador e Identificación del Avión)

En el campo "Designer's Name" se ingresa el nombre del diseñador. En el campo de entrada "Identifier of Airplane" se ingresa el nombre del avión.

Estos datos se almacenan con los datos de la construcción en el archivo \*.FLZ.



### 7.3: Position of Airplane in Virtual Room (Posición de Avión en la Sala Virtual)

En medio de la carpeta 'Airplane' hay tres campos de entrada llamados 'Pos.x', 'Pos.Y', 'Pos.Z'. Se utilizan para controlar la posición del avión en la habitación virtual. La unidad dimensional para la información ingresada es metros [m].

Pos.x: Desplaza avión horizontalmente sobre la pantalla.

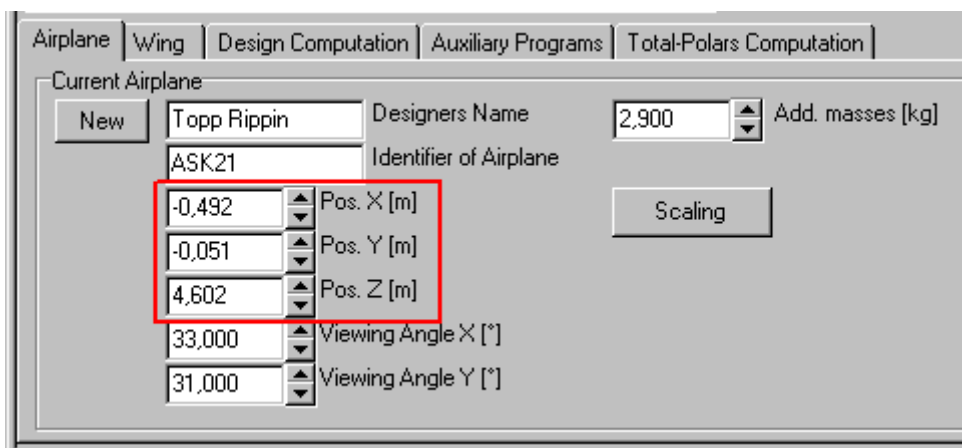
Signo negativo = desviación a la izquierda.

Pos.Y: Desplaza avión verticalmente sobre la pantalla.

Signo negativo = Desplaza hacia abajo.

Pos.Z: Desplaza avión en profundidad de la pantalla (zoom).

Signo negativo = avión de punto cero se desplaza hacia espectador.



Cerca de los campos de entrada están situados botones con las función up/down, los que pueden ser utilizados para cambiar la posición del avión con clics del mouse.

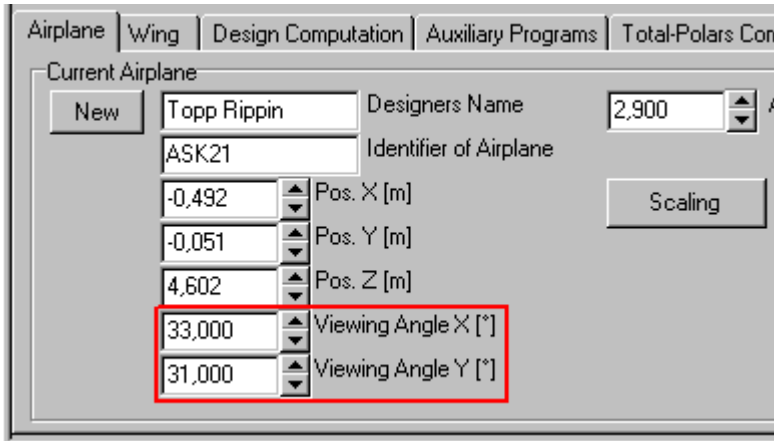
Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre 1 mm y 1 metro.

#### 7.4: Viewing Angle of Airplane in Virtual Room (Ángulo de visión del Avión en la Sala Virtual)

En la parte inferior de la carpeta 'Airplane' se encuentran dos campos de entrada marcados Viewing Angle X [°] y Viewing Angle Y [°]. Pueden ser utilizados para hacer girar el avión alrededor de su punto cero.

La unidad dimensional para la información ingresada es grados [°].

Los valores válidos se encuentran entre 0 ° y 359 °.



Cerca de los campos de entrada están situados los botones con la función up/down. Se pueden usar para cambiar el ángulo de visión con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,00001 ° y 1 °.

#### 7.5: Additional Masses (Masas adicionales)

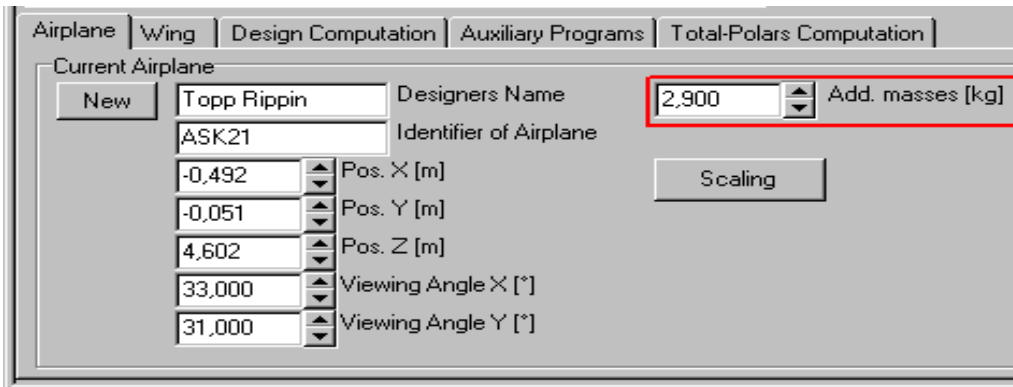
Las masas de los componentes aerodinámicos como las alas se introducen en las carpetas correspondientes.

Pero hay masas adicionales como motor, tren de aterrizaje, control remoto, tanque, etc.

La masa total de todos estos componentes se pueden introducir en el campo de entrada 'Add. masses [kg]'

La unidad dimensional para la información ingresada es kilogramo [kg].

Los valores válidos son  $\geq 0$  kg.



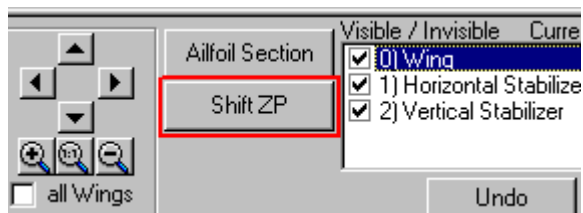
Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los que se utilizan para cambiar las masas adicionales con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del ratón aparece un menú para ajustar el incremento entre 0.00001kg y 1kg.

## 7.6: Punto Cero Offset

La construcción de un avión con múltiples alas hace que a veces sea preferible cambiar el punto cero del avión en su conjunto.

A continuación se describe la función que hace esto posible. Por debajo del gráfico 2D se encuentra el botón 'Shift ZP'.



Haga clic en el botón para abrir una nueva ventana.



Con los botones up/down puedes cambiar el avión en su conjunto en torno a su punto cero con clics del ratón.

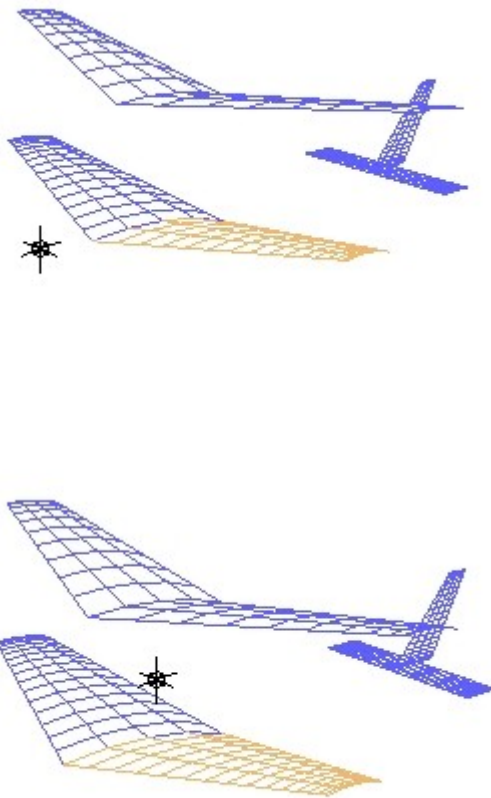
Hay un par de botones para cada eje (X, Y, Z).

Un clic en el botón derecho del mouse aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,001 m y 1 m.

Las dos siguientes imágenes ilustran esta función.

En la primera foto la posición del punto cero se encuentra en frente del borde de ataque del ala inferior.

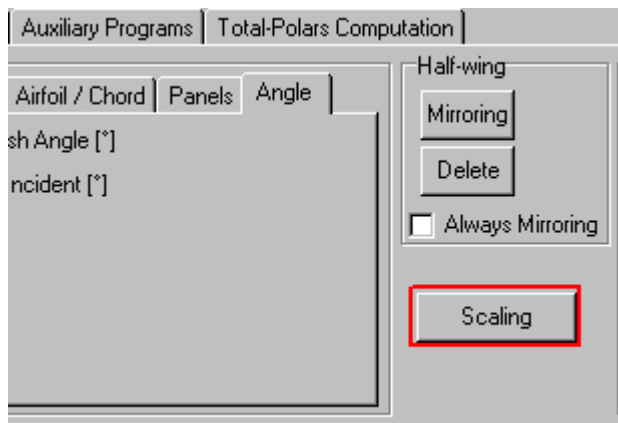
La segunda imagen muestra un punto cero que se desplaza en los ejes X y Z, y que ahora se encuentra entre las dos alas.



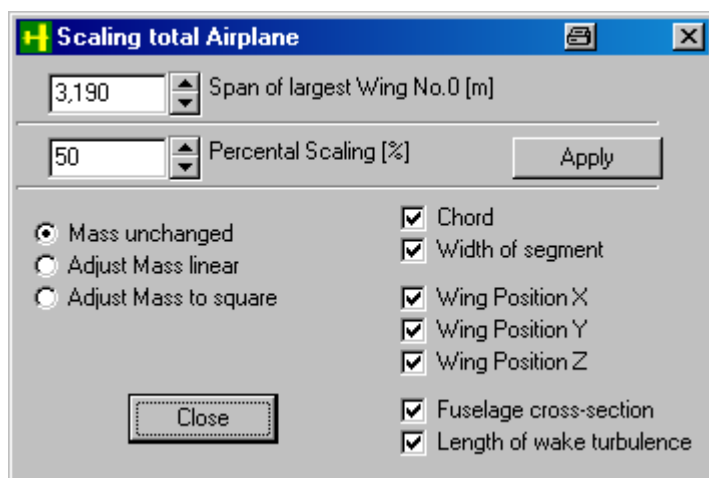
### 7.7: Scaling / Change Size of whole Airplane (Escala / Cambiar tamaño de todo el Avión)

Ahora tenemos un caso en que se requiere cambiar el tamaño de un avión siendo fiel a una escala, por ejemplo si uno planea construir un modelo a escala un avión de pasajeros.

La forma más fácil es entrar las dimensiones originales y llevar a cabo una reducción a escala completa. A continuación se describe la función que hace esto posible.



Haga clic en el botón 'Scaling' para abrir una nueva ventana.



En el campo de entrada superior se muestra la extensión real del ala más grande. En este campo puede introducir directamente el nuevo tamaño y confirmar con enter. Todo el avión se cambiará según el factor  $\text{envergadura antigua} / \text{envergadura nueva}$ .

Cerca del campo de entrada están situados los botones up/down, los que pueden ser utilizados para cambiar la envergadura del ala más grande con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre 0.00001m y 1m.

El segundo campo de entrada ofrece la posibilidad de cambiar la escala sobre una base porcentual. Un valor de 50% conduce a una reducción a la mitad mientras que un valor de 200% conduce a la duplicación del tamaño del avión. El valor introducido debe confirmar con el botón "Apply".

Los botones up/down se pueden utilizar para cambiar el valor porcentual con clics del ratón. Es posible cambiar la masa del avión automáticamente si se desea.

Existen tres opciones:

1) 'Masa sin cambios':

Ningún cambio, se toman los valores de masa de la construcción original.

2) 'Ajuste lineal de la Masa':

Esta opción cambia la masa en consecuencia para el cambio de tamaño. Reducir a la mitad el tamaño conducirá a reducir a la mitad la masa, duplicando el tamaño dará lugar a la duplicación de la masa.

3) 'Ajuste de la Masa al cuadrado':

El factor de escala se calcula con la fórmula  $FAK = \text{wingspan\_new} / \text{wingspan\_old}$ .

La nueva masa se calcula con la fórmula  $\text{mass\_new} = \text{mass\_old} * ()$

**Ejemplo:** Dado un avión ultraligero con 15 m de envergadura y una masa de 400 kg. Planeamos construir este avión con una envergadura de 1,5 m.

El factor de escala es  $FAK = 1,5 \text{ m} / 15 \text{ m} = 0,1$ ;

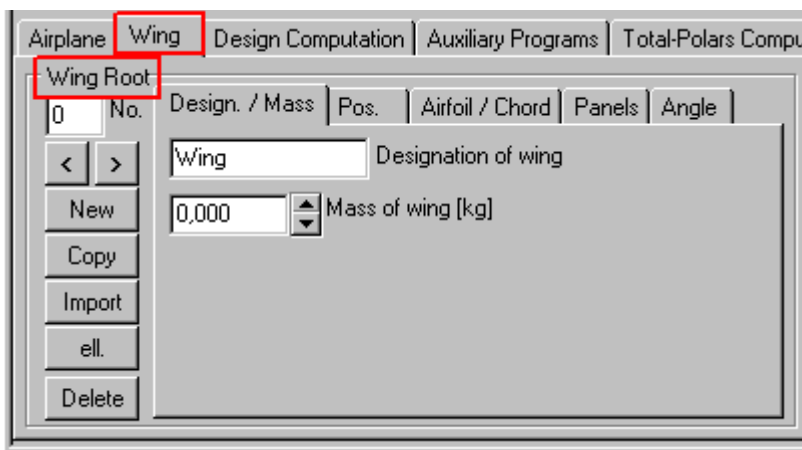
Calculamos  $400\text{Kg} * = 4 \text{ kg}$ .

Con una envergadura de 1,5 m, y el mismo diseño-CI nuestro modelo debería volar con la misma velocidad relativa que el avión ultraligero original.

La función de escala ajusta las masas de las alas, así como las masas adicionales.

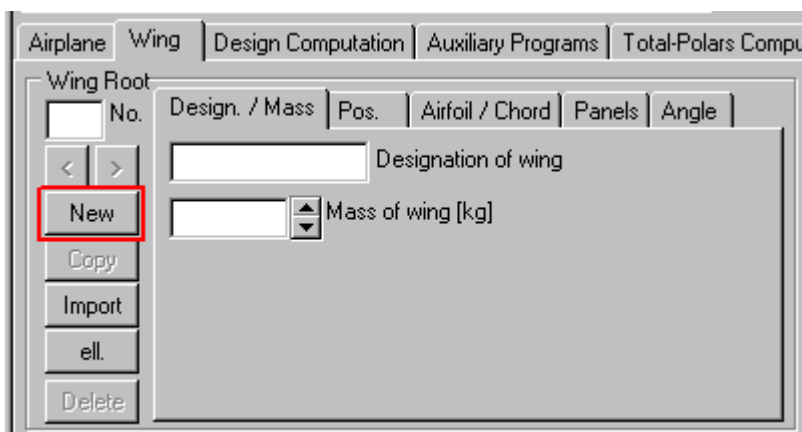
## 8: Folder Wing / Input field Wing Root (Carpeta del Ala / Campo de entrada de la raíz del ala)

En el contexto de raíz del ala, estamos hablando de la mitad de la envergadura del ala (perfil aerodinámico de la raíz). La función principal de este campo de entrada es crear nuevas alas y su posicionamiento respecto al punto cero del avión.



### 8.1: Creating a new Wing (creando un ala nueva)

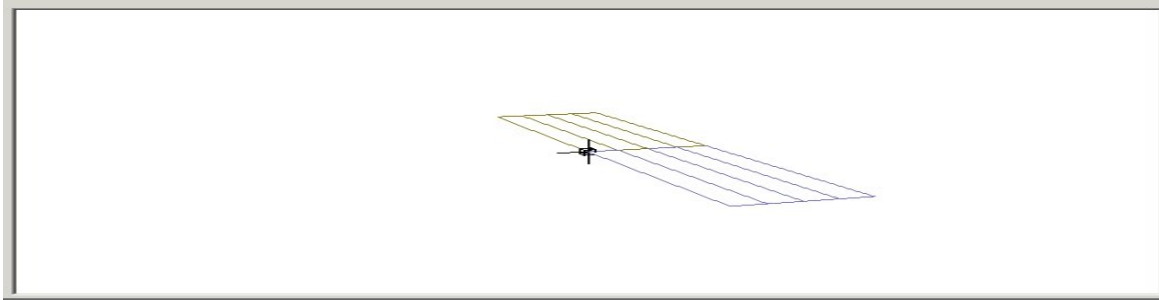
Haga clic en el botón 'New'.



En las ventanas gráficas se muestra una nueva ala. En la ventana gráfica derecha se muestra un modelo 3D, en la ventana izquierda un modelo 2D en vista superior se muestra. El ala se muestra como un objeto 2D plano, de modo que un posible diedro no es visible.

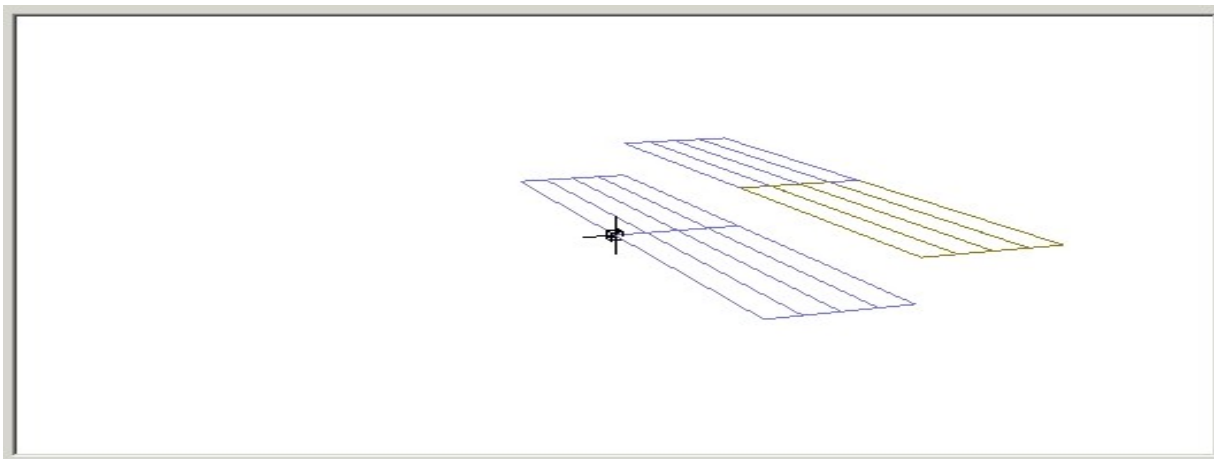
El ala consta de dos segmentos cada uno con una anchura de 0,5 m y una línea de cuerda de 0,2 m. Esta es el ala básica con un perfil aerodinámico NACA0010.

Por el momento sólo se esboza la línea de curvatura media, ya que es determinante para el cálculo de la distribución de elevación con la ayuda de Vortex-Lattice-Method.



Un segundo clic en el botón "New" generará una segunda ala.

El segundo, tercero, etc. El ala se instala fácilmente desplazada a evitar la superposición.



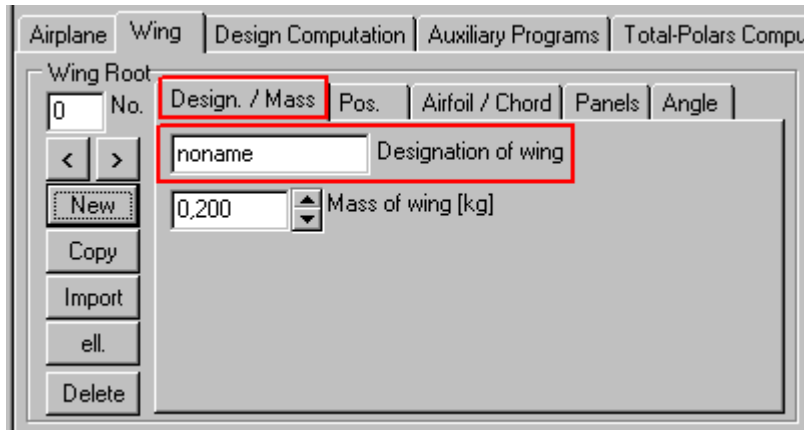
## 8.2: Input Designation of Wing (Designación de entrada del Ala)

Haga clic en el botón de la carpeta 'Design/ Mass'.

El campo 'Designation of wing' aparece inicialmente llenado con 'noname', porque espera un nombre para el ala que se creará.

Introduzca la designación de ala, es decir, Ala, estabilizador horizontal, vertical estabilizador etc.

Después, es mucho más fácil con esta designación seleccionar un componente de su avión.



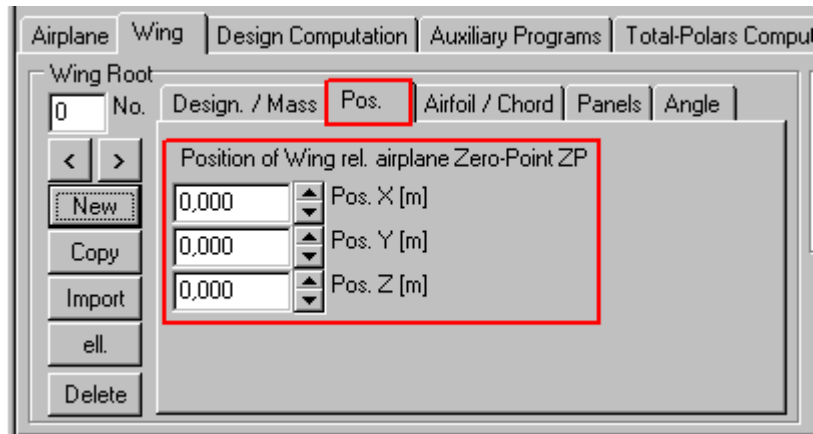
### 8.3: Positioning the Wang (Posicionando el ala)

Haga clic en el botón de la carpeta "Pos."

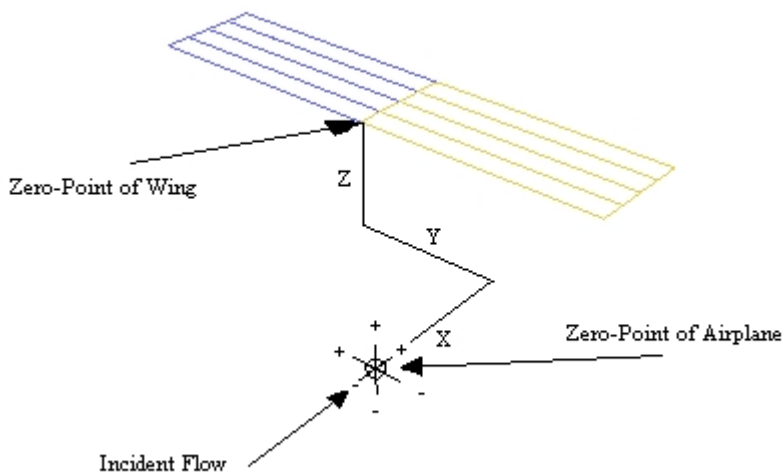
Los campos de entrada 'Pos.x [m]', 'Pos.Y [m]', y 'Pos.Z [m]' ofrecen la capacidad de cambiar el ala en relación con el punto cero del avión.

El punto-cero del ala es el borde de ataque en el centro del ala (raíz).

Introduzca la distancia del ala en metros.



La siguiente figura, muestra el efecto de modificar la posición en cualquiera de los tres ejes.



Los botones up/down están disponibles para el ajuste fino.

#### 8.4: Number of Panels X (Número de paneles en la dirección X)

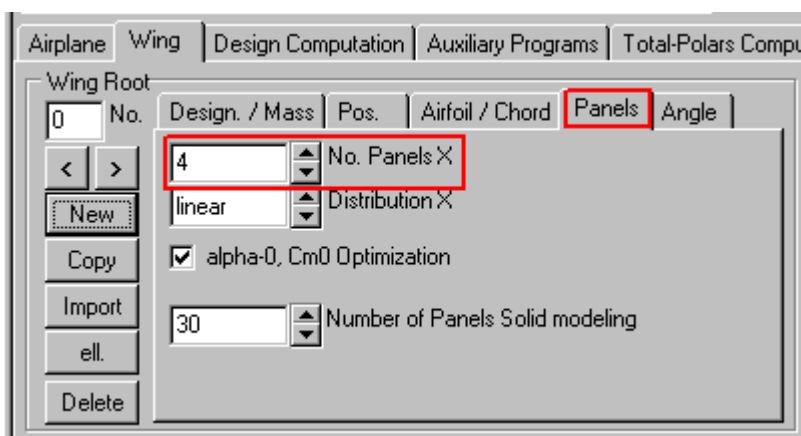
Una de las ideas subyacentes del Vortex-Lattice-Method consiste en subdividir un ala en un número suficientemente grande de paneles. Cuanto mayor sea la resolución, más preciso será el resultado del cálculo.

La cantidad de paneles tiene el impacto más fuerte sobre todo en dirección de la línea de la cuerda (eje X), especialmente cuando se utilizan perfiles de ala con flaps o altamente curvados.

Haga clic en el botón "panels" de la carpeta.

El campo de entrada "No. Paneles X" se utiliza para definir la resolución deseada en dirección de la línea de la cuerda. La cantidad de paneles debe ser  $\geq 1$ .

Cerca del campo de entrada están los botones up / down. Ellos se pueden utilizar para cambiar la cantidad de paneles con clics del Mouse.



Las dos imágenes siguientes ilustran el efecto del número de paneles X.

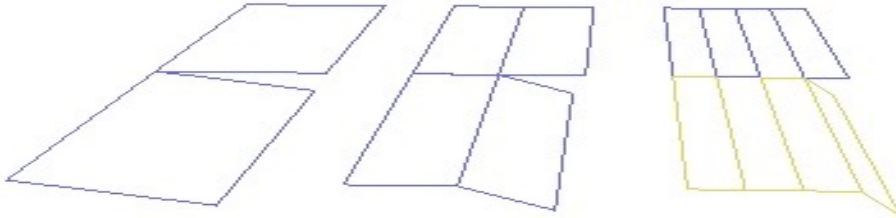
La primera imagen muestra tres alas con el perfil simétrico Naca0010. Este perfil aerodinámico tiene una línea de curvatura media recta.

En cada caso el segmento izquierdo está equipado con un flap al 25% de la cuerda medido desde el borde de fuga y un ángulo de desviación de  $45^\circ$ .

El programa gira todas las partes del ala, que se encuentran detrás del eje de la bisagra junto con el flap.

Con el ala izquierda y la del medio, del número de paneles no es suficiente para representar el flap al 25% correctamente.

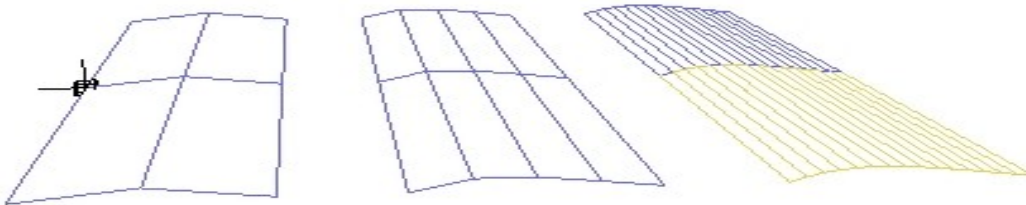
Sólo con el ala derecha hay paneles suficientes a lo largo de la cuerda, de manera que el flap se represente correctamente.



El segundo ejemplo muestra un ala con la superficie de sustentación E377 altamente combada. Cuanto mayor sea la resolución a lo largo de la cuerda, mejor estará representada la curvatura de la cuerda media del perfil.

Por otra parte, sólo debe instalar tantos paneles como sea necesario. Con la duplicación del número de paneles, el tiempo para la informática aumentará al cuadrado.

Cuando se utiliza un perfil de ala simétrica sin deflexión de flap, un panel es suficiente para un primer cálculo aproximado.



### 8.5.1: Optimization of Airfoil Zero-Coefficients (Valor 0 de los coeficientes de los perfiles)

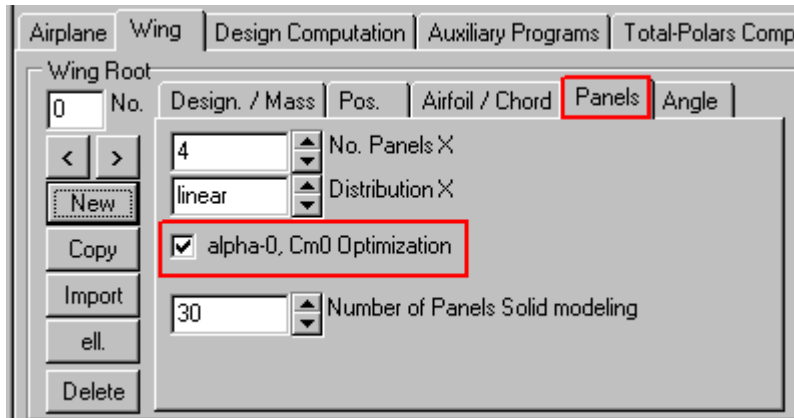
Si uno trata de generar una línea de curvatura media aerodinámica con la resolución de pocos paneles y distribución lineal de paneles trabajando con las coordenadas de un perfil, se producirá el siguiente problema.

El valor cero para los coeficientes  $\alpha_0$  y  $CM_0$  no se corresponden con los valores del perfil seleccionado. Dependiendo de discrepancias resolución del panel de más podría ocurrir el 50%.

En caso de perfiles con la línea media tipo reflex, podría ocurrir que si el signo del coeficiente de momento cambie a lo largo de la cuerda. Esto tendrá efectos en todos los momentos de la aeronave y por lo tanto, incluso en el punto neutro y el centro de gravedad.

Una función se implementó para resolver este problema. La nueva línea media con camber se cambia, de modo que los coeficientes cero correspondan al perfil original.

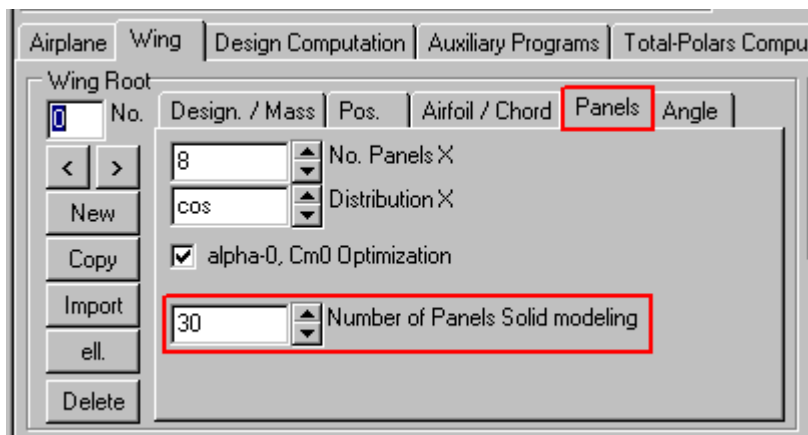
El  $\alpha_0$ -,  $CM_0$ -optimización es activa, si la marca es visible en la casilla de verificación.



### 8.5.2: Input Resolution of Panels in Solid modelling

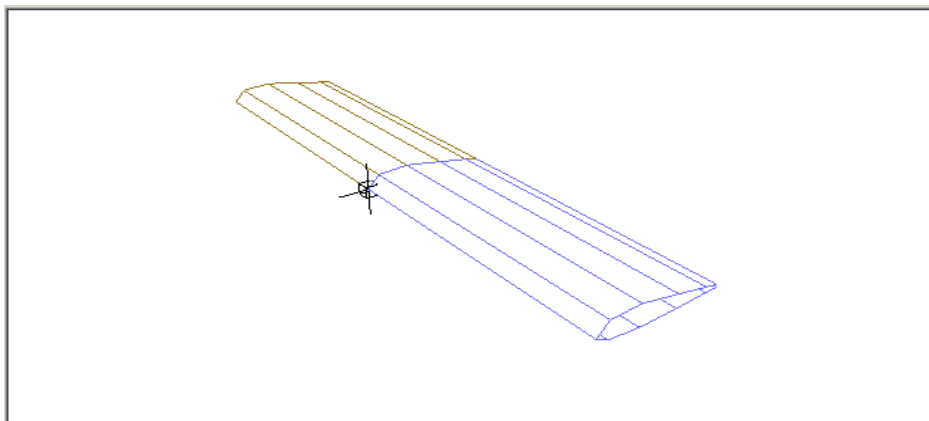
Imágenes dicen más que mil palabras, uno puede ver la construcción del proyecto de su avión propio en 3D, lo que es un placer.

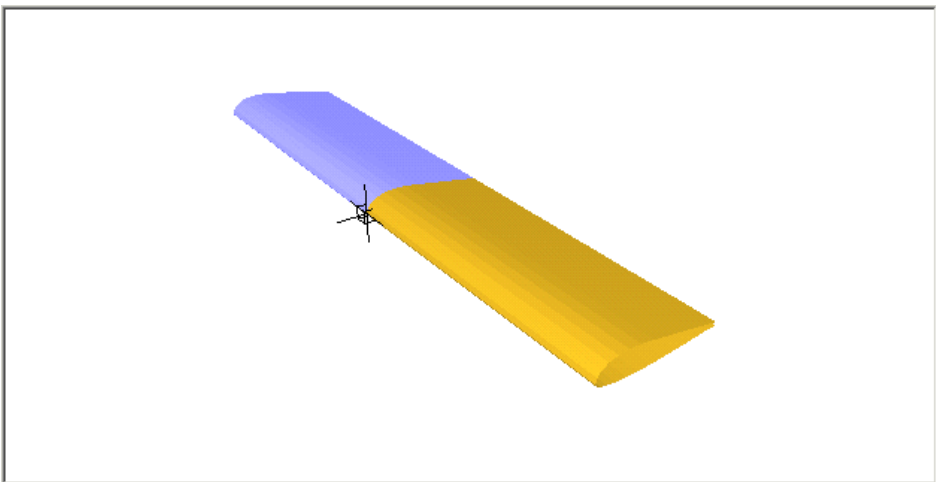
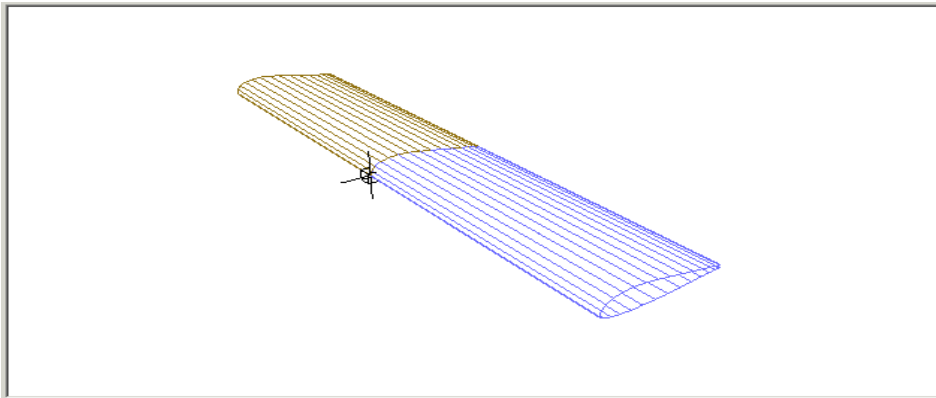
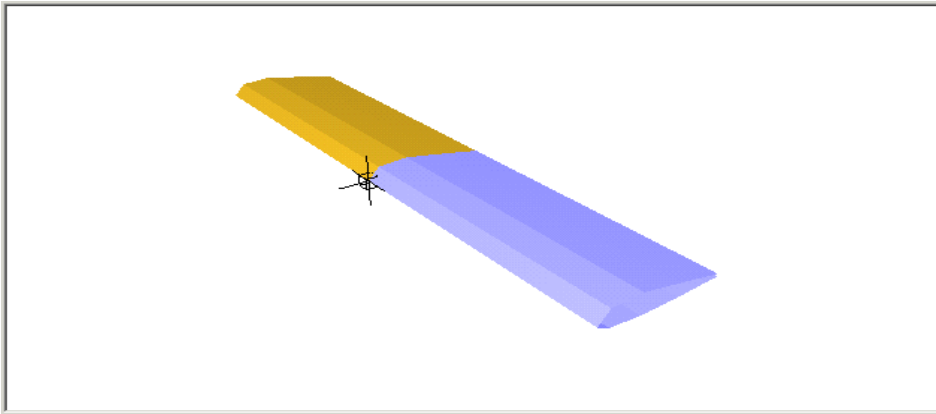
Los botones 3D ofrecen la posibilidad de visualizar el avión como un modelo sólido de color en 3D. Esta función se puede utilizar para ajustar la resolución del modelo en sólido. No tiene ningún impacto en los cálculos, pero sólo sirve para una mejor presentación del modelo sólido.



Las siguientes imágenes muestran un ala en una resolución baja (10 paneles) y en alta resolución (30 paneles).

En una resolución más alta del conjunto se ve más agradable.





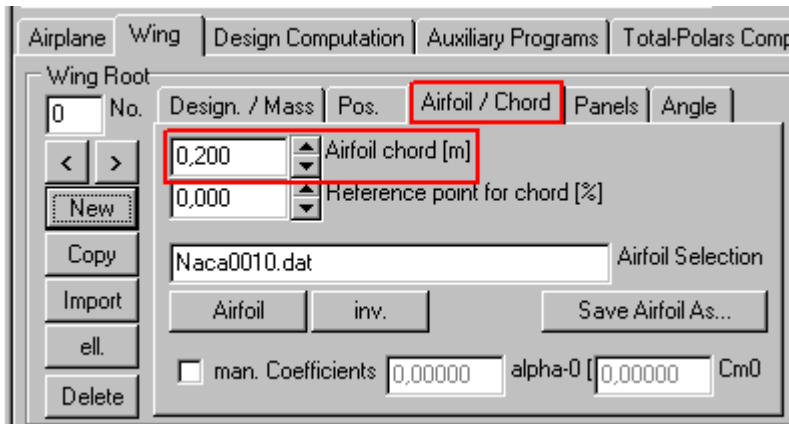
### 8.6: Input of Chord line (Ingreso del largo de la cuerda)

Cada ala tiene un perfil en la raíz central. Haga clic en el botón de la carpeta "Airfoil / Chord".

Puede cambiar la longitud de la cuerda en el campo de entrada 'Airfoil chord [m]'.

La unidad dimensional para la información ingresada es 'metro' [m].

Los valores válidos son  $> 0$ .

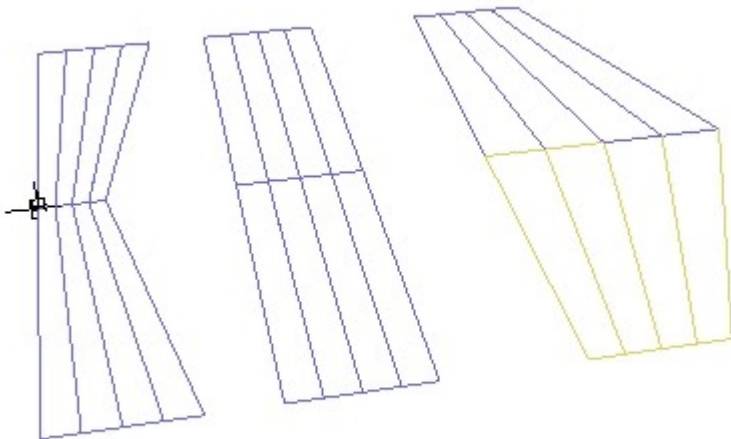


Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los que se utilizan para cambiar la longitud de la cuerda con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre 0.00001m y 1m.

La siguiente imagen muestra tres alas con longitud de cuerda 0,1m, 0,2m y 0,4m.

En este ejemplo, el punto de referencia para la longitud de la cuerda es de 0% (el borde de ataque).



El punto de referencia se modifica con el campo de entrada 'Reference point for chord [%]' que acepta valores entre 0% y 100%.

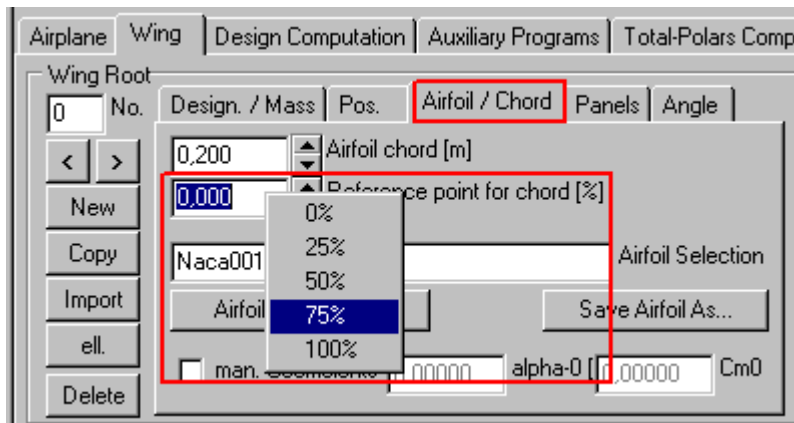
0% significa borde de ataque, 100% significa borde de salida del ala.

Cerca del campo de entrada están los botones up/down. Se pueden usar para cambiar el punto de referencia con clics del ratón.

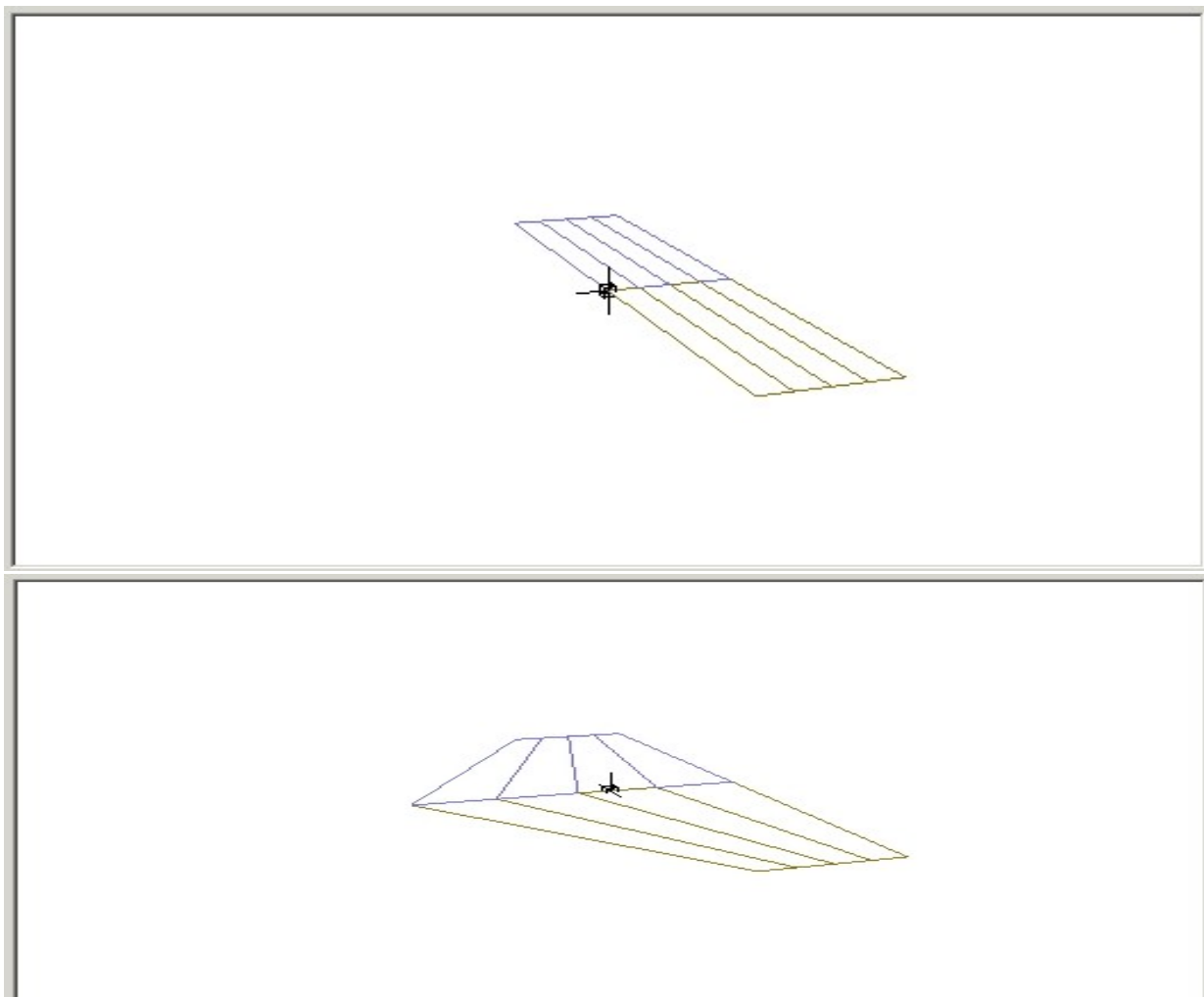
Un clic en el botón derecho del ratón aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,00001% y 1%.

Hay un tercer método para cambiar el valor. Mueva el cursor del ratón en el campo de entrada y haga clic en el botón derecho del mouse.

Un menú desplegable aparece y ofrece los valores preestablecidos de la 0%, 25%, 50%, 75%, 100% para la selección rápida.



Más información sobre cómo utilizar el punto de referencia por favor consulte el [Capítulo 9.3](#). Comenzando por ejemplo con un ala rectangular de (1\* 0.2m) y ajustar el punto de referencia a 100%, cambiando la cuerda en la raíz a 0.5m habremos dado unos pasos en busca de un ala delta. Las imágenes a continuación ilustran esta función.



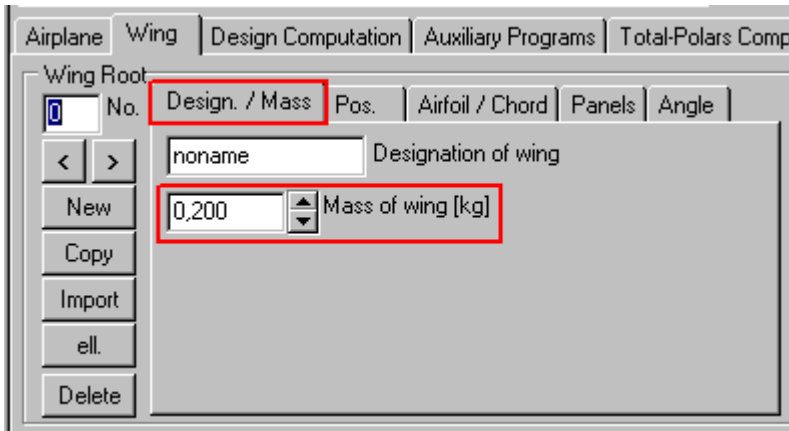
### 8.7: Input Mass of Wing (Ingreso del peso del ala)

Haga clic en el botón de la carpeta 'Design. / Mass'. En el campo de entrada 'Mass of wing [kg]' se ingresa la masa de ala.

Las masas de todos los componentes aerodinámicos y las masas adicionales de la carpeta 'Airplane' se añaden en los cálculos de la masa total del avión.

La unidad dimensional para la información ingresada es 'kilo' [kg].

Los valores válidos son  $\geq 0$  kg



### 8.8: Input Angle of Incident (Ingreso del ángulo de incidencia)

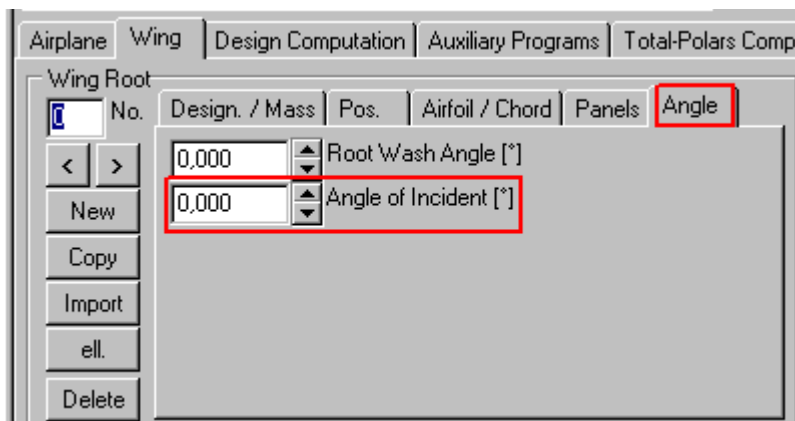
Para obtener las características aerodinámicas deseadas para aviones multiala, a menudo es necesario instalar las alas con diferentes ángulos de incidencia. Por lo tanto el ala se instalará en un ángulo con respecto al eje X.

Haga clic en el botón de la carpeta 'Angle'.

En la entrada de campo 'Angle of Incident [°]' puede introducir el ángulo de incidencia para el ala activa.

La unidad dimensional para la información ingresada es 'grado' [°].

Los valores válidos se encuentran entre  $-90^\circ$  y  $+90^\circ$ .



En la siguiente imagen se puede ver dos alas. La línea de negro es el eje X del avión.

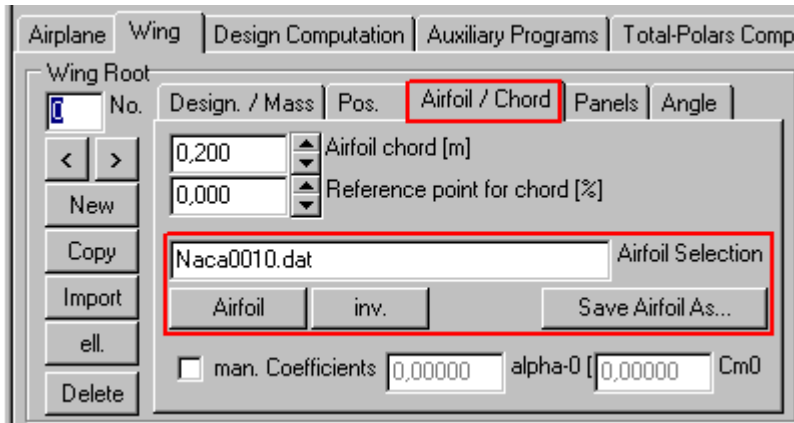
El ala izquierda se instala con un  $+20^\circ$  ángulo de incidencia mientras que la derecha se instala con un ángulo de  $-20^\circ$  de incidencia.

El punto de referencia para el giro del ala es el punto 0 en el eje X (borde de ataque).

### 8.9: Seleccione Root-Airfoil (Elegiendo el perfil de la raíz)

El perfil aerodinámico preestablecido para una ala nueva es el Naca0010.

Haga clic en el botón de la carpeta 'Airfoil / Chord'. Haga clic en el botón "Airfoil" para seleccionar un perfil aerodinámico diferente.



Después de hacer clic en el botón "Airfoil" se abrirá la ventana de selección de perfil aerodinámico. Abajo a la izquierda, se puede ver el árbol de directorios que se ha creado con la función "Preferences / Directories". Puede utilizar la vista de árbol para cambiar el directorio. En la parte central inferior se muestra la lista con los perfiles disponibles. Haga clic en el perfil aerodinámico deseado y después el botón "Apply Airfoil". La ventana de selección se cerrará y el perfil será incorporado en el ala.

Abajo a la derecha se muestran los coeficientes del perfil seleccionado. Estos están calculados con Thin-Airfoil-Theory.

Los símbolos de la fórmula tienen el siguiente significado:

**t** = maximal thickness of airfoil.

**xt** = position of the maximum thickness behind leading edge.

**m** = maximum camber of airfoil.

**xm** = position of the maximum camber behind leading edge.

**alpha-0** = zero lift angle.

**Cm0\_25** = pitching moment coefficient at zero lift  $c/4$ .

**dCl** = delta lift coefficient.

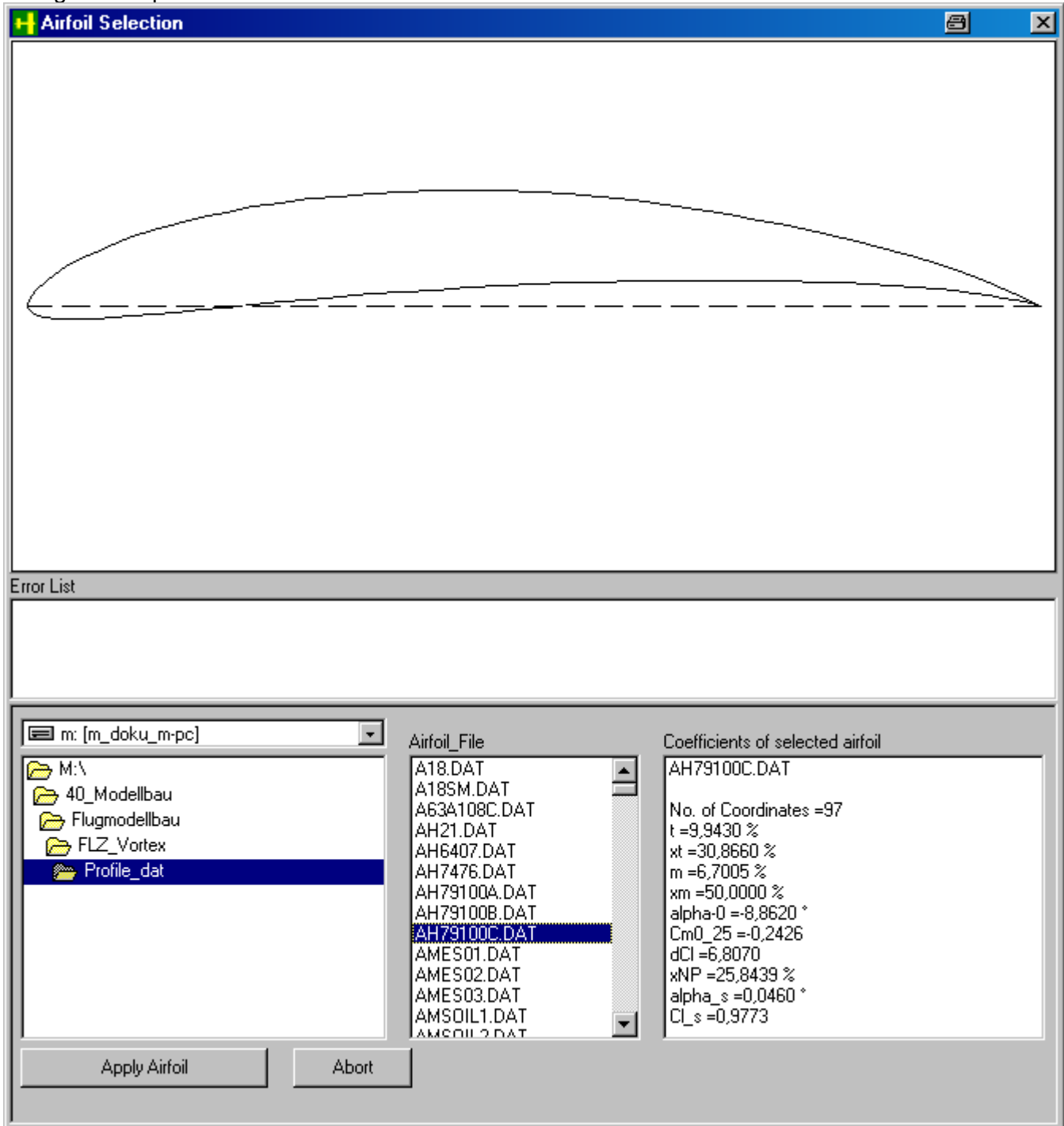
**xNp** = retro-position of neutral point behind leading edge.

**alpha\_s** = angle of attack for shockless inflow.

**Cl\_s** = lift coefficient for shockless inflow.

Estos valores no tienen en cuenta la influencia de la resistencia viscosa del perfil aerodinámico. Estos coeficientes aerodinámicos sólo se obtienen todos, con números de Reynolds mucho

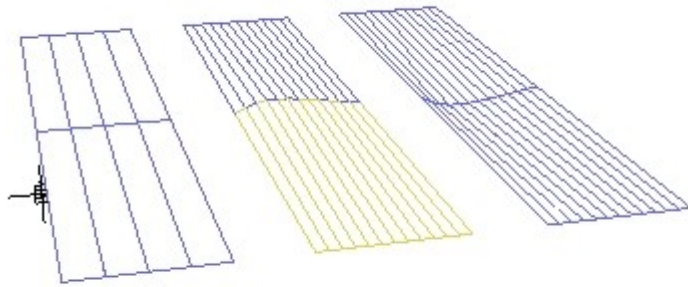
más grandes que 10.000.000.



Cerca del botón 'Airfoil' se encuentra el botón 'inv.' Se utiliza para invertir la superficie de sustentación. Las coordenadas de superficie superior se intercambian con los de la superficie inferior.

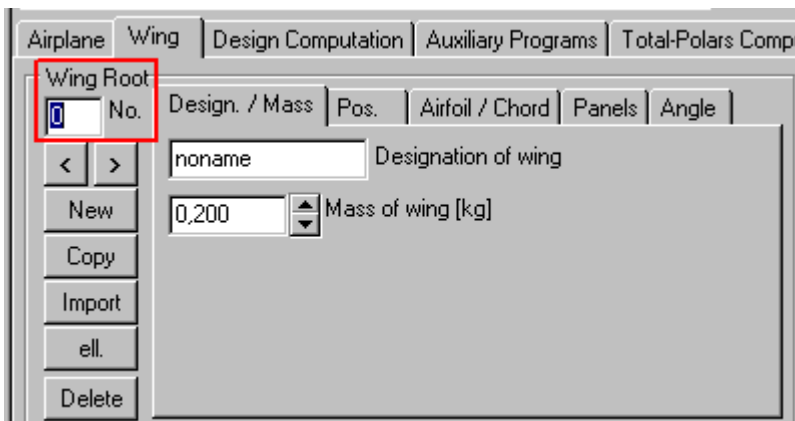
Las siguientes imágenes muestran tres alas. El ala izquierda tiene un perfil simétrico en la raíz Naca0010, el ala del medio tiene un perfil E377M y la derecha tiene un perfil E377M invertido.

No tiene sentido invertir un perfil simétrico, ya que la superficie superior e inferior tienen igual forma.



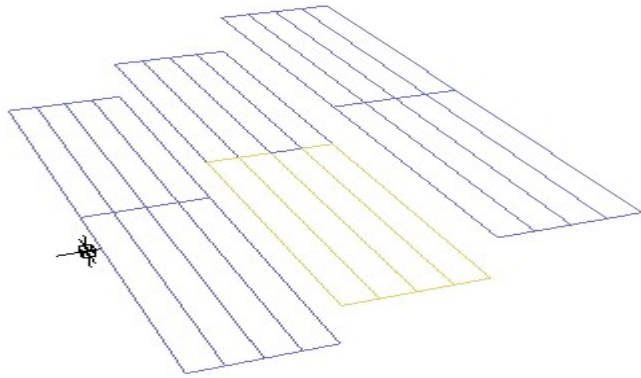
### 8.10: Select actual Wing (Seleccionando alas)

La siguiente función ofrece la posibilidad de seleccionar el ala activa en aviones multi-ala. Puede introducir directamente el número de alas deseado en el campo de entrada "No", o haga clic en uno de los botones de flecha debajo del campo. La flecha botón izquierdo disminuye el número mientras el botón derecho la incrementa



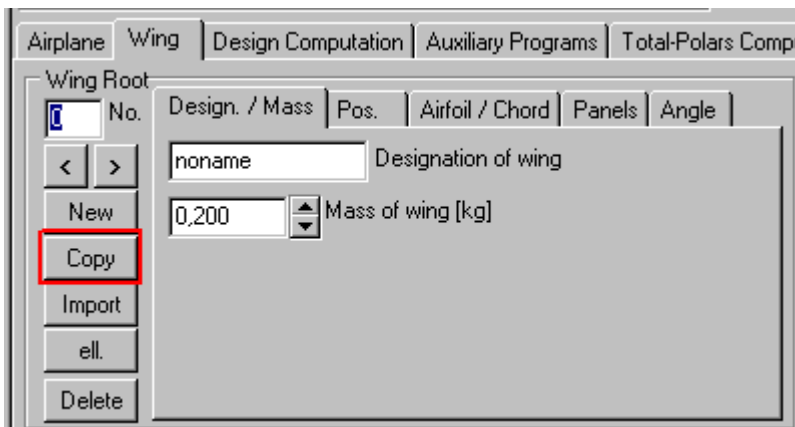
La siguiente imagen muestra tres alas. El ala izquierda es la número 0, la del medio es la número 1 y el de la derecha es la número 2. El ala del medio es la activa. El segmento de color amarillo hace que esto sea perceptible.

Los colores básicos de los componentes y el color de los segmentos marcados se pueden ajustar en el menú "Preferences / Colours ". El color básico es en este ejemplo azul, el color de los segmentos marcados es de color amarillo.

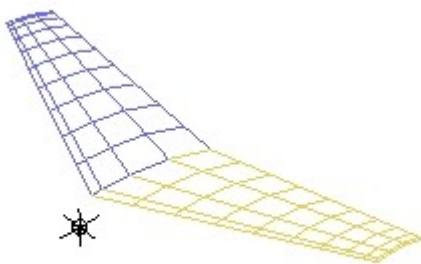


### 8.11: Copy a Wang (Copiando un ala)

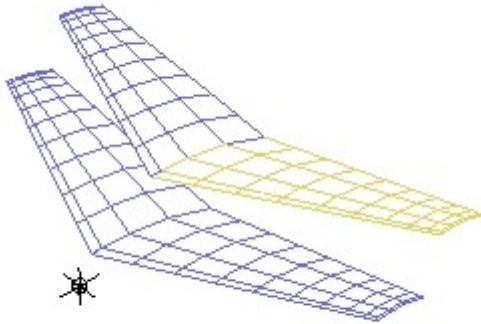
En algunos casos, por ejemplo, en la construcción de un biplano, es útil copiar un ala existente. Por lo tanto se selecciona el ala que se copia y se hace clic en el botón 'Copy'.



Las dos figuras muestran esta función. Primero, el ala a ser copiada.

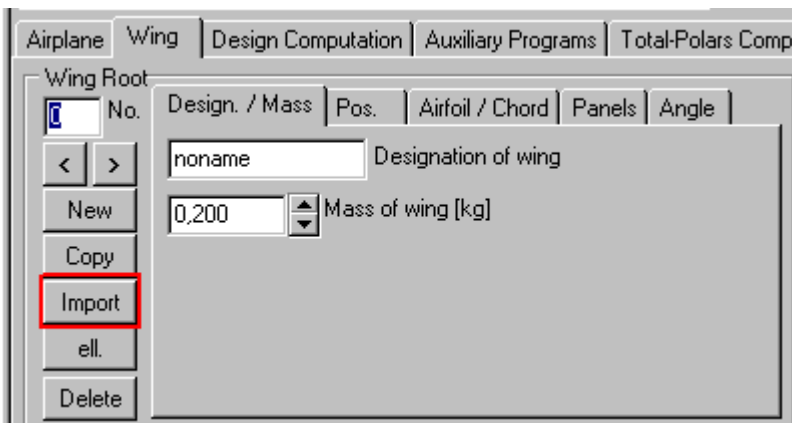


Después de hacer clic en el botón 'Copiar' se obtiene el resultado que se muestra a continuación. Se creó una copia exacta del ala. Sólo la posición de la nueva ala se modificó para evitar la superposición. La copia tiene también un nuevo número.

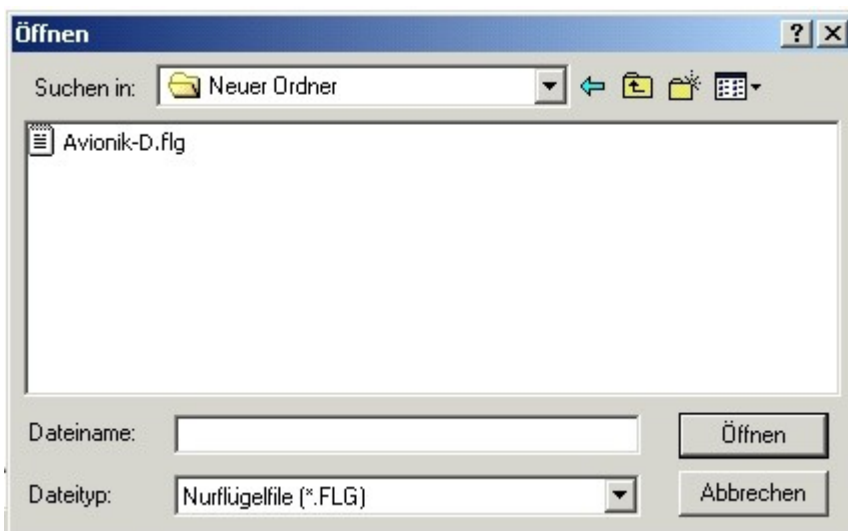


### 8.12: Import Flying Wing FLG-File (Importando un ala volante en formato FLG)

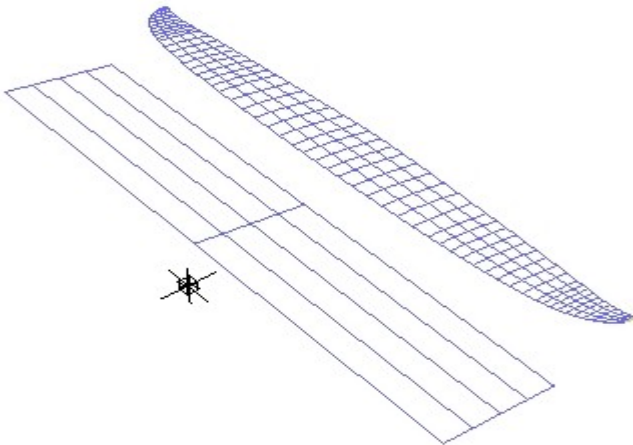
Esta función ofrece la posibilidad de importar y utilizar alas construidas con que fueron creados por el programa de ala volante 'Nurflügel'. Haga clic en el botón "Import".



Aparece una ventana de diálogo. Busque el archivo FLG correspondiente a el ala volante que desea y ábralo

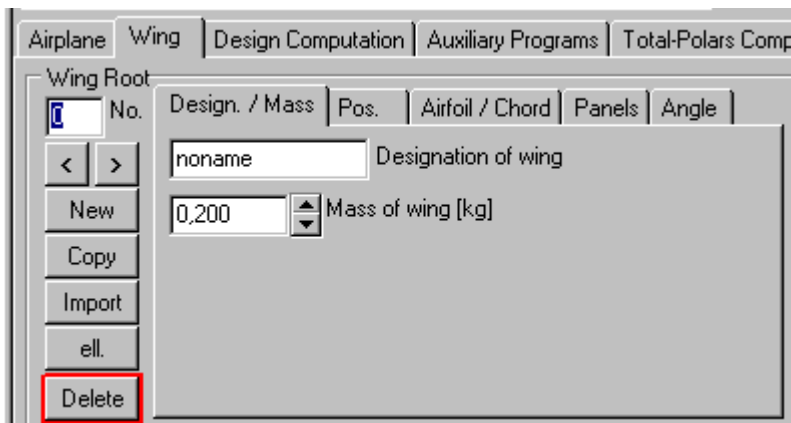


En el siguiente ejemplo fue primero generado como un ala en forma de rectángulo y después se le copió encima un ala volante desarrollada con 'Nurflügel'.



### 8.13: Delete current Wing (Borrando el ala seleccionada)

Haga clic en el botón "Delete" para descartar el ala activa del avión en construcción. Después de hacer clic en el botón se le preguntará si realmente quiere borrar el ala..



### 8.14: Input Angle for Geometric Twist (Ingreso del ángulo de torsión geométrico)

A menudo es necesario retorcer un ala con el fin de controlar una distribución de sustentación definida.

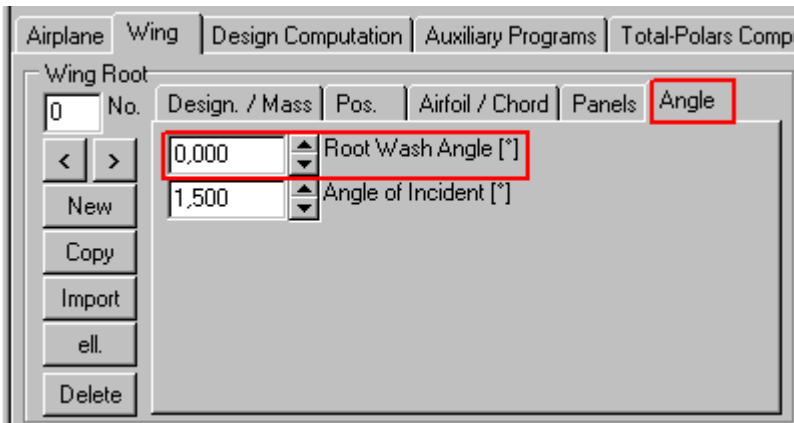
Haga clic en el botón de la carpeta 'Angle'. El ángulo de torsión en la raíz se mostrará en el campo de entrada 'Root Wash Ángulo [°]'.

Los valores válidos se encuentran entre  $-45^\circ$  y  $+45^\circ$ .

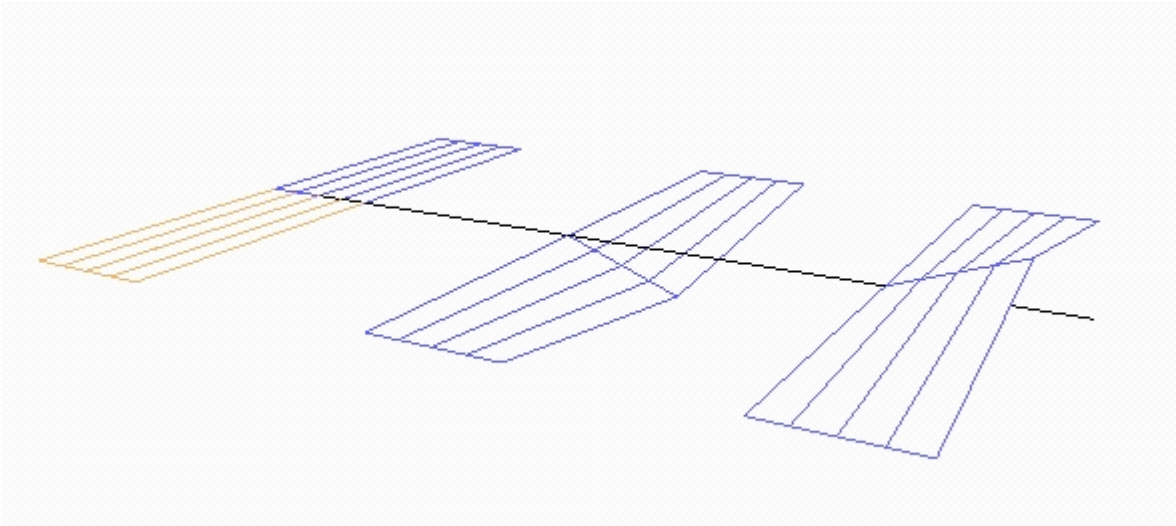
El punto de pivote del ángulo de torsión se encuentra en el borde de ataque.

Cerca del campo de entrada están los botones up / down, los que se usan para cambiar el ángulo de torsión en la raíz con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del ratón aparece un menú para ajustar el incremento entre  $0,00001^\circ$  y  $1^\circ$ .

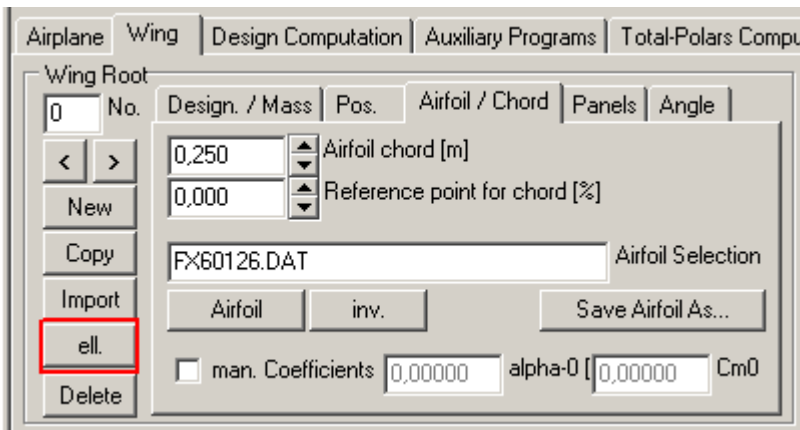


La siguiente imagen muestra tres alas. La izquierda no tiene torsión, el ala del medio tiene 20 ° de torsión en la raíz y la derecha tiene -20 ° de torsión en la raíz. Los ángulos que se muestran están fuertemente exagerados, normalmente ángulos de torsión geométricas oscilan entre los 2 ° y 10 °.

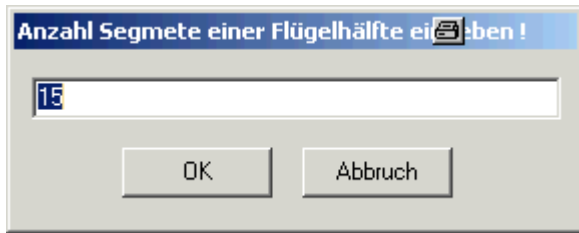


### 8.15: Generating a elliptic Wing (Generando un ala Elíptica)

A veces es útil tener un ala elíptica para la comparación. A continuación se describe una función, que hace esto posible.



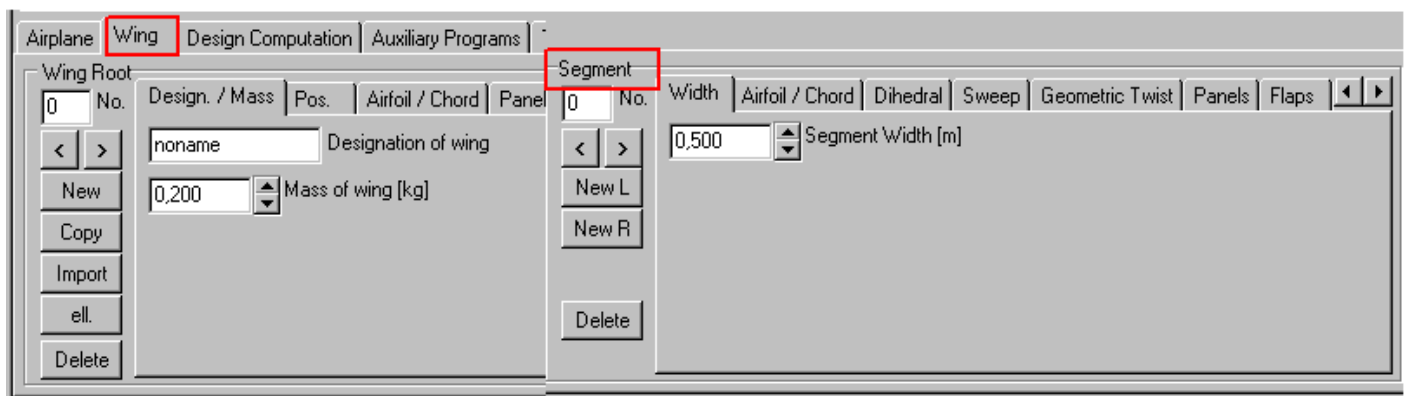
Haga clic en el botón "ell." para abrir una nueva ventana, en la que se puede introducir el número de segmentos. Después de confirmar con "OK" el ala será generada.



## 9: Folder Wing / Input field Segment (Carpeta ala/ingreso de segmento)

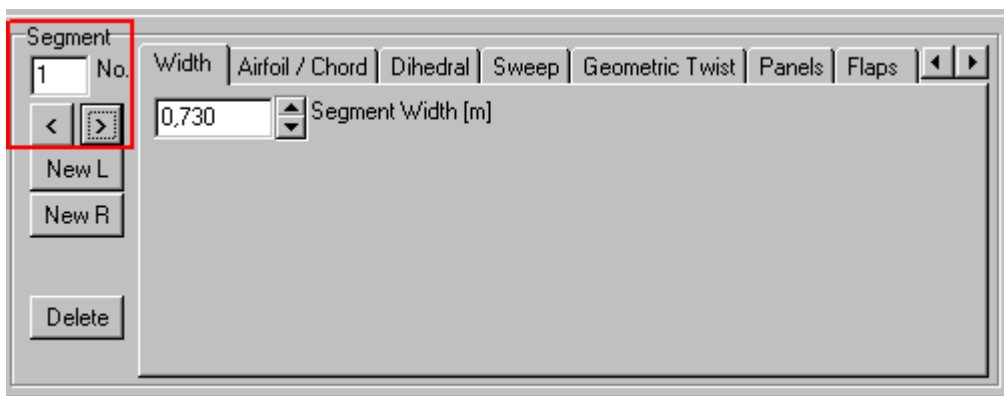
Un ala consta de al menos un segmento, en la mayoría de los casos se compone de varios segmentos de ala.

El siguiente capítulo trata de las funciones para editar segmentos.

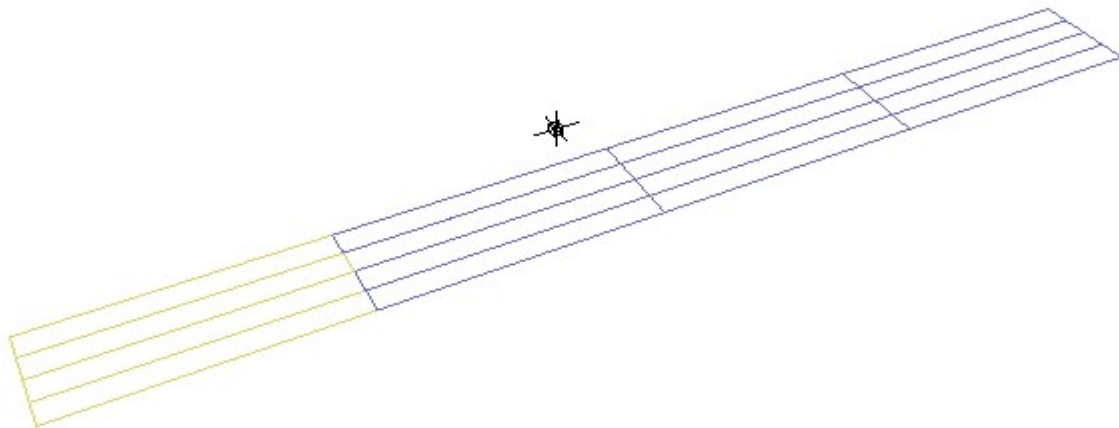


### 9.1: Select actual Segment (Seleccionando un segmento)

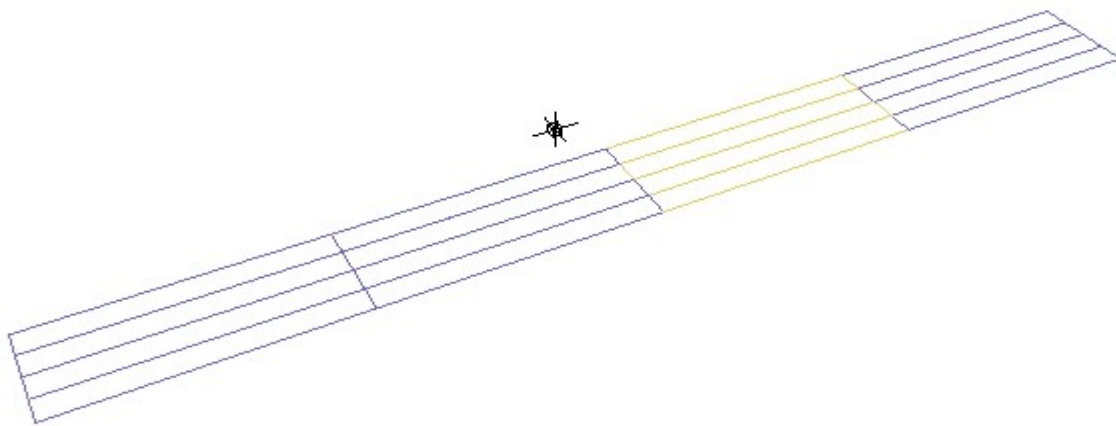
La siguiente función ofrece la posibilidad de seleccionar el segmento real de un ala. Puede introducir directamente el número del segmento deseado en el campo de entrada "No", o haga clic en uno de los botones de flecha debajo del campo. La flecha botón izquierdo disminuye el número mientras el botón derecho la incrementa.



Las siguientes imágenes muestran un ala con cuatro segmentos. Mirando desde atrás del ala, el segmento no. 0 es la exterior izquierdo, mientras que el segmento no. 3 es el derecho exterior. En este caso, el segmento no. 0 es el activo marcado con color amarillo.



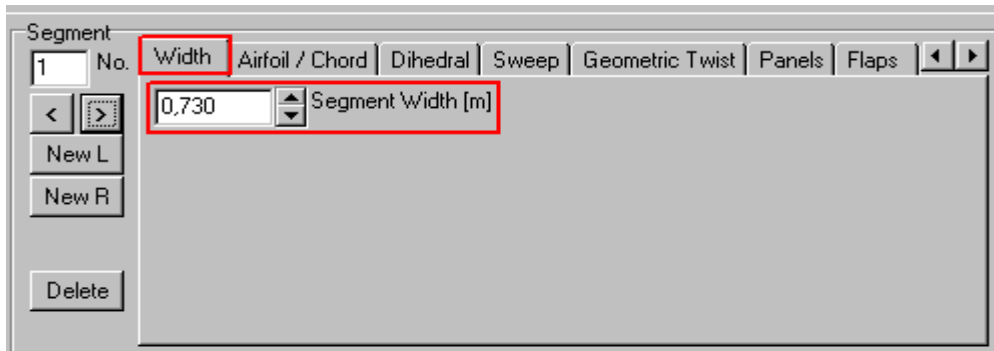
En la segunda figura, el segmento 2 es el activo.



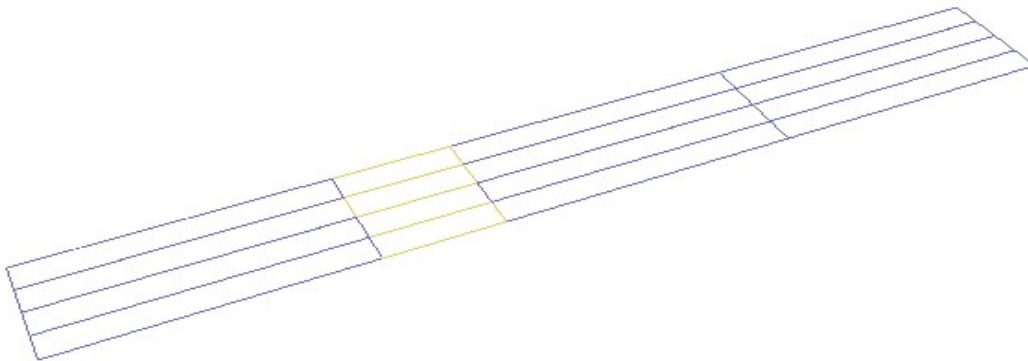
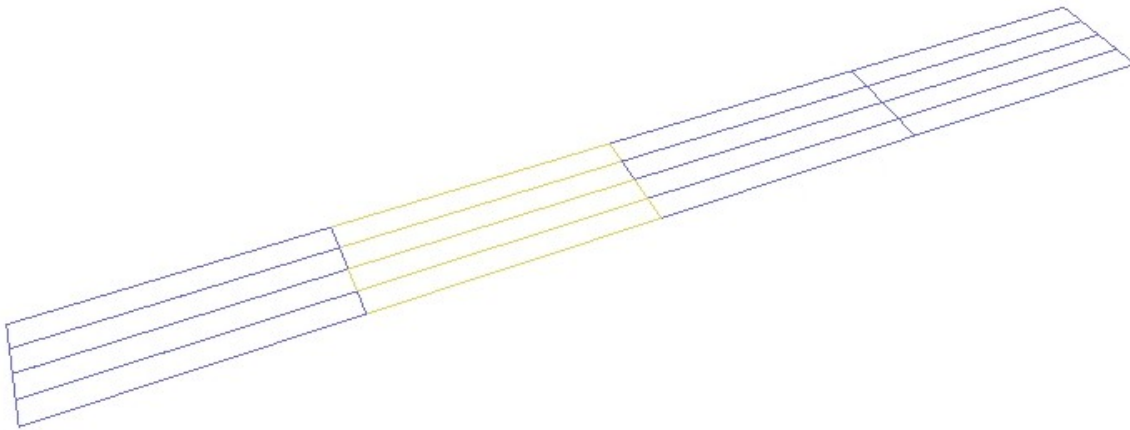
## 9.2: Change Width of Segment (Cambiando el ancho de un segmento)

Haga clic en el botón de la carpeta 'Width' .Para cambiar el ancho del segmento activo, haga clic en ' Segment Width [m]' el campo de entrada e introduzca la anchura deseada en metros. Cerca del campo de entrada están situados los botones up/down se usan para cambiar el ancho segmento con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del ratón aparece un menú para ajustar el incremento entre 0.00001m y 1m.



Las siguientes imágenes ilustran el efecto de esta función. Tenemos un ala con cuatro segmentos. El segmento activo es el segundo por la izquierda. En la primera imagen que tiene una anchura de 0,5 m, en la segunda imagen de la anchura se cambió a 0,2 m.

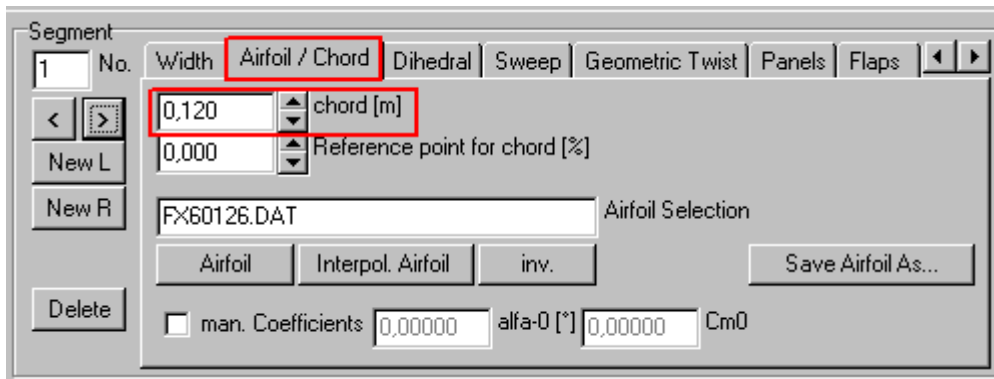


### 9.3: Input Chord of Airfoil (Ingreso de la cuerda de un perfil)

Utilice el campo de entrada 'chord [m]' para cambiar la longitud de la línea de cuerda. Ingrese la longitud deseada en metros. El punto de referencia para la longitud de la cuerda es el borde de ataque del ala.

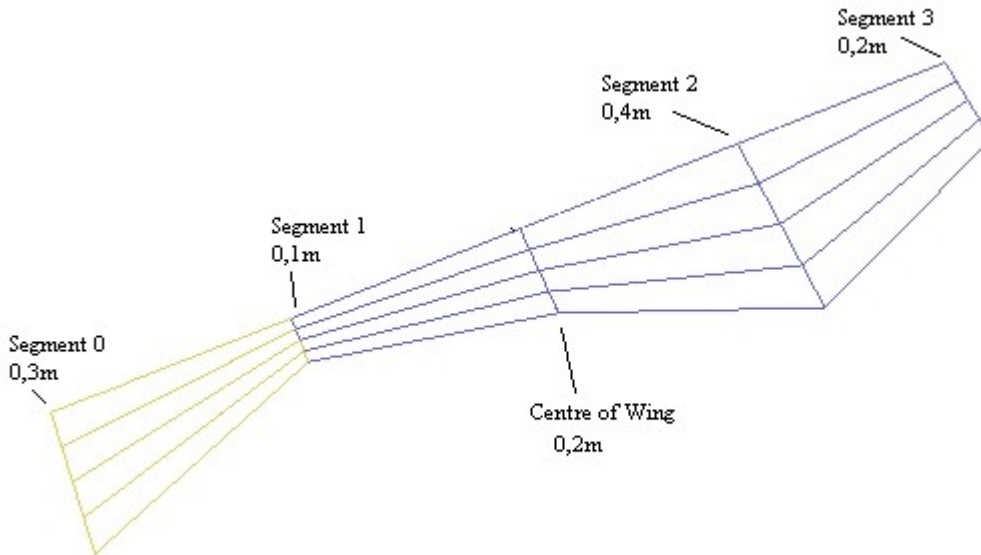
Cerca del campo de entrada están los botones up/down. Se ocupan para cambiar la longitud de la línea de la cuerda con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre 0.00001m y 1m



Tenga en cuenta lo siguiente:

La longitud de la línea de la cuerda puede variar de segmento en segmento a medida que nos movemos a lo largo de la envergadura. La siguiente imagen ilustra esta idea fuertemente exagerada. El punto de referencia para la longitud de la cuerda en este ejemplo se establece en 0% (borde de ataque).



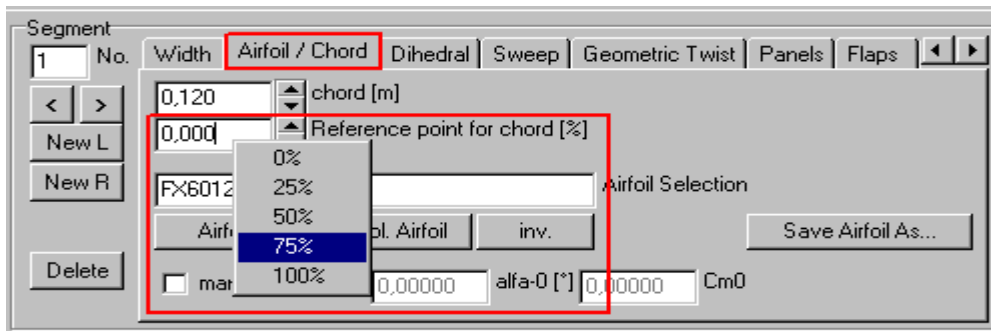
El punto de referencia para la longitud de la cuerda se puede cambiar en el campo de entrada "Reference point chord [%]". Los valores válidos se encuentran entre 0% y 100%. 0% significa que el borde de ataque del ala es la referencia, 100% significa que el borde de fuga es la referencia.

Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los que se usan para cambiar el punto de referencia con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del ratón y aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,00001% y 1%.

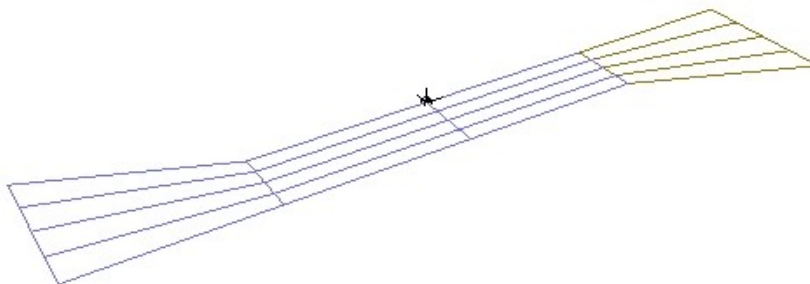
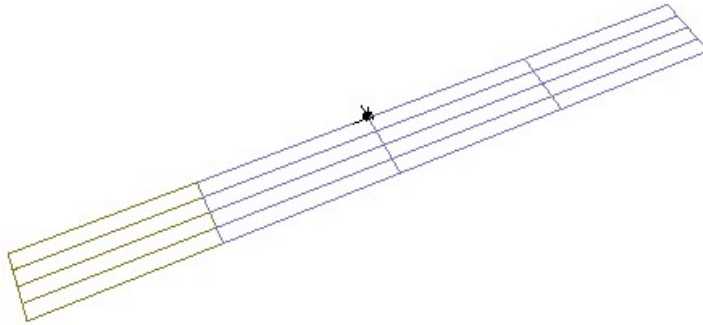
Hay un tercer método para cambiar el valor. Mueva el cursor del mouse en el campo de entrada y haga clic con el botón derecho del mouse.

Se despliega un menu y ofrece los valores prefijados 0%, 25%, 50%, 75%, 100% para la selección rápida.



Las siguientes imágenes ilustran los efectos de aplicar la función que cambia el eje de referencia. La primera imagen muestra un ala con cuatro segmentos y una longitud de la cuerda constante de 0,2 m.

En la segunda imagen de la longitud de la cuerda fue cambiado a 0,4 m para ambos segmentos externos. Para el segmento izquierdo, el punto de referencia se establece en 100% (borde de fuga), mientras que se establece en 0% (borde de ataque) para el segmento de la derecha.



El "Reference Point for chord [%]" se puede establecer en la carpeta 'Wing' en el área 'Wing Root', así como en la zona "Segment" y siempre se aplica a toda el ala.

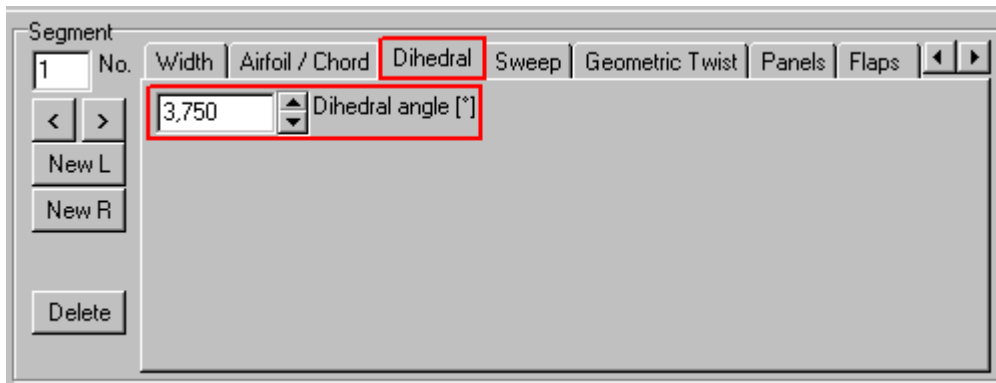
Es imposible establecer diferentes valores para los segmentos individuales. Esta funcionalidad sólo sirve para la entrada rápida de geometrías. El valor introducido en el área de 'Wing Root' se copia en el segmento de nueva creación. Mientras que la optimización de los valores de las geometrías del ala se pueden ajustar en cada segmento para el ala. Los cálculos serán

recalculados para toda el ala de acuerdo a los valores cambiados. Estos valores se pueden cambiar tan a menudo como sea necesario para la optimización.

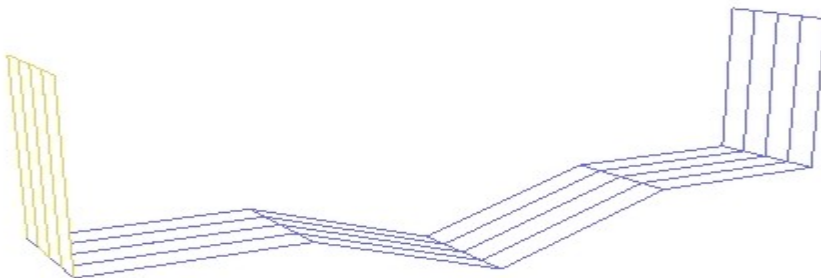
#### 9.4: Input Dihedral Angle (Ingreso del ángulo de diedro)

Haga clic en el botón de la carpeta 'Dihedral'. Para cambiar el diedro de los segmentos activos use el campo de entrada Dihedral angle [°]. Introduzca el diedro deseado en grados. El eje de rotación va de borde de ataque a borde fuga en el borde de segmento más cercano al centro del ala.

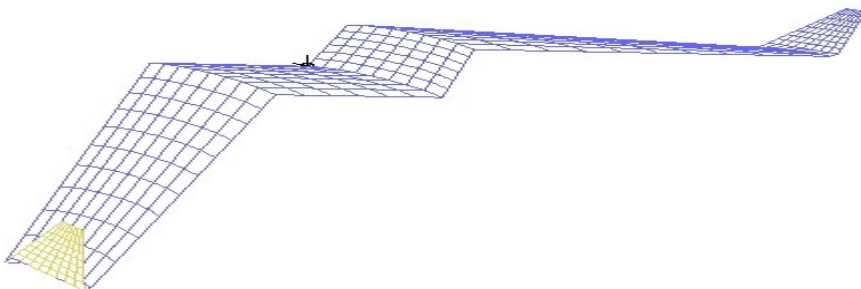
Cerca del campo de entrada están los botones up/down.

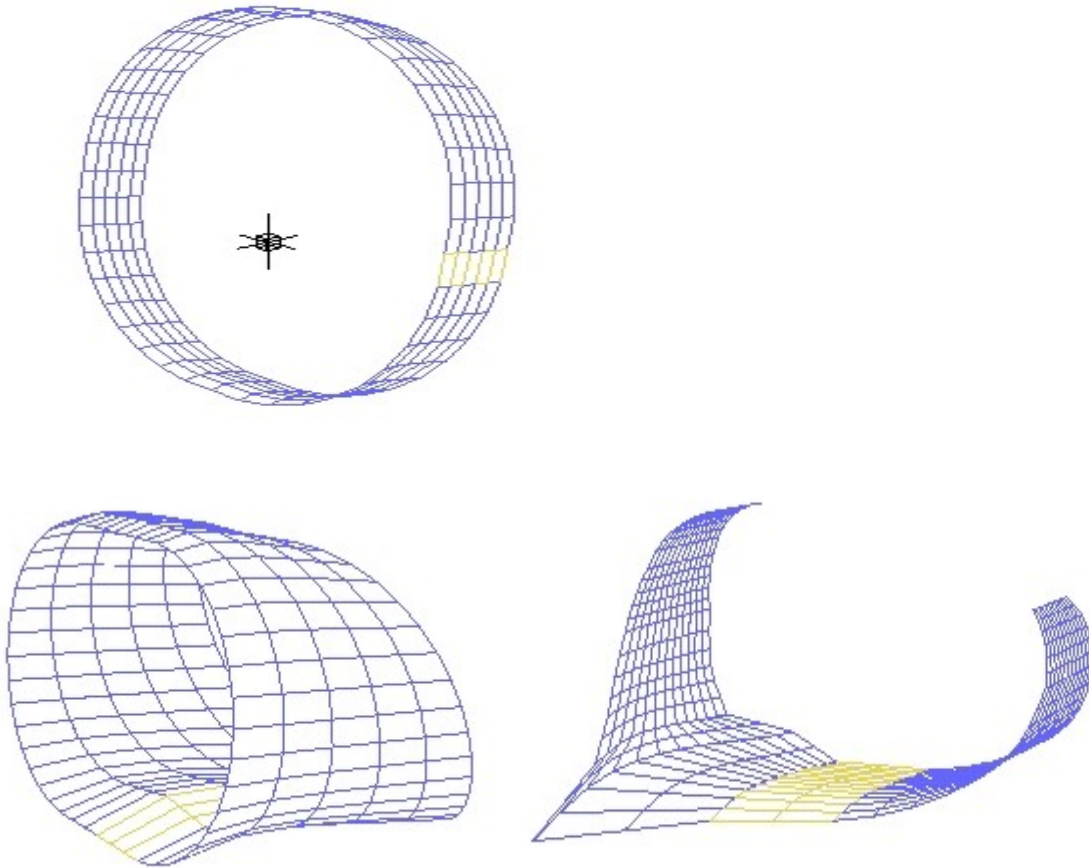


El cuadro siguiente ilustra esta función. Segmentos 0 y 5 (los segmentos de punta) tienen un diedro de 90 °, los segmentos 1 y 4 tienen 0 ° y los segmentos 2 y 3 en el centro del ala tener un diedro de 20 °.



Con un poco de fantasía puede crear construcciones locas, véase más adelante.



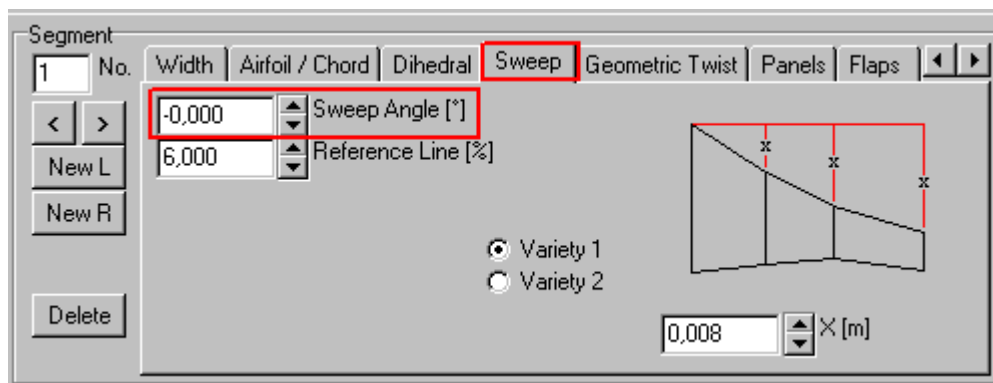


### 9.5: Input Sweep (Ingreso de la "flecha" del ala)

Haga clic en el botón de la carpeta 'Sweep'. El ángulo de sweep del segmento se puede introducir en el campo de entrada 'Sweep Angle [°]'. Los valores válidos se encuentran entre  $-89^\circ$  y  $+89^\circ$ .

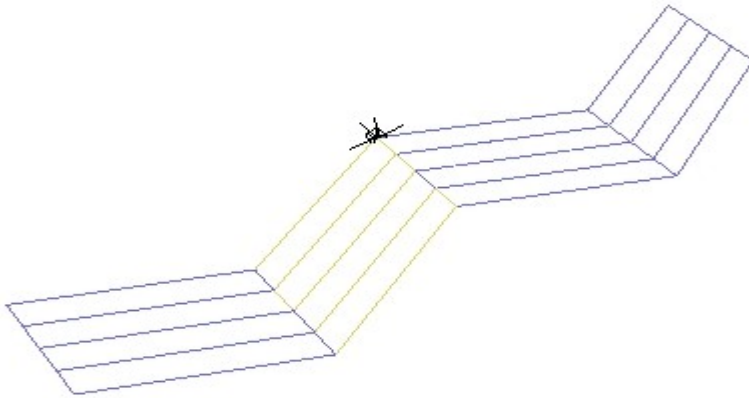
Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los que se utilizan para cambiar el ángulo de barrido segmento con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse aparece un menú para ajustar el incremento entre  $0,00001^\circ$  y  $1^\circ$ .

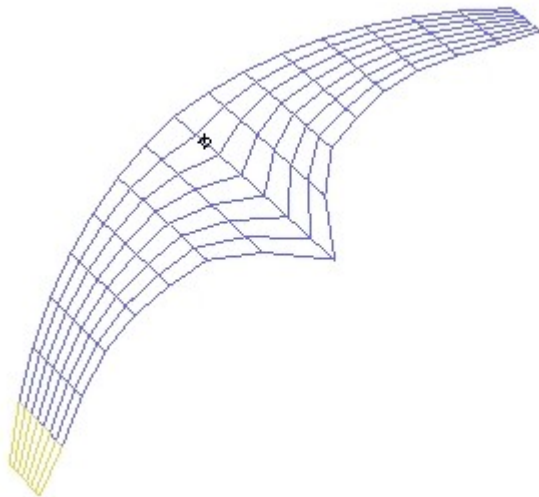


La siguiente imagen muestra un ala con cuatro segmentos. Los dos segmentos internos tienen

un ángulo de sweep de + 25 °; los segmentos exteriores tienen un ángulo de sweep de -25 °.



Con un poco de habilidad se pueden crear alas curvadas por ejemplo, alas parábola o de la forma de una media luna. La línea de referencia se establece en 0%, los ángulos de barrido se refieren al borde de ataque.



En muchos casos, tiene sentido para cambiar el valor de la línea de referencia, por ejemplo, si quiere enderezar el borde de salida o si necesita una línea recta en  $c / 4$ .

Se introduce el valor de la línea de referencia en el campo de entrada 'Reference Line [%]' .

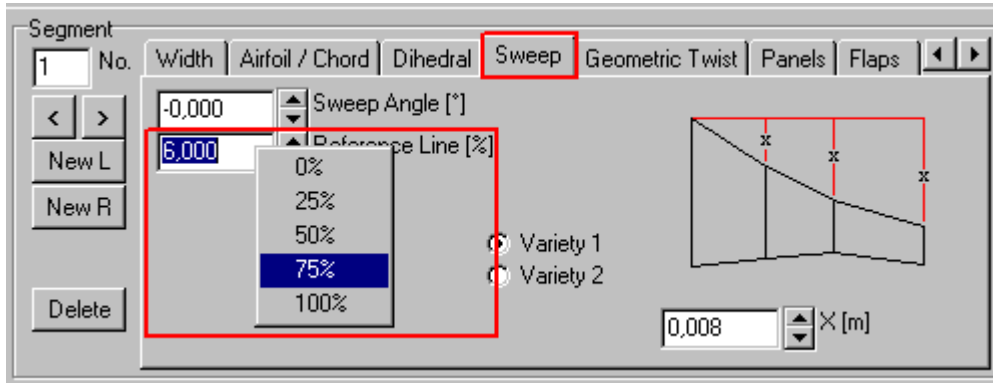
Los valores válidos se encuentran entre 0% y 100%.

Cerca del campo de entrada están arriba / abajo botones situados. Se pueden utilizar para cambiar el valor de la línea de referencia con clics del ratón.

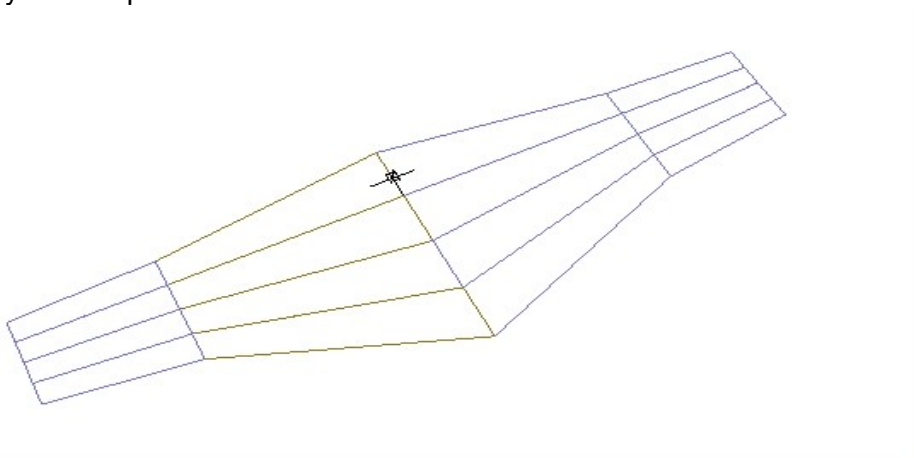
Un clic en el botón derecho del ratón aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,00001% y 1%.

Hay un tercer método para cambiar el valor. Mueva el cursor del ratón en el campo de entrada y haga clic en el botón derecho del ratón.

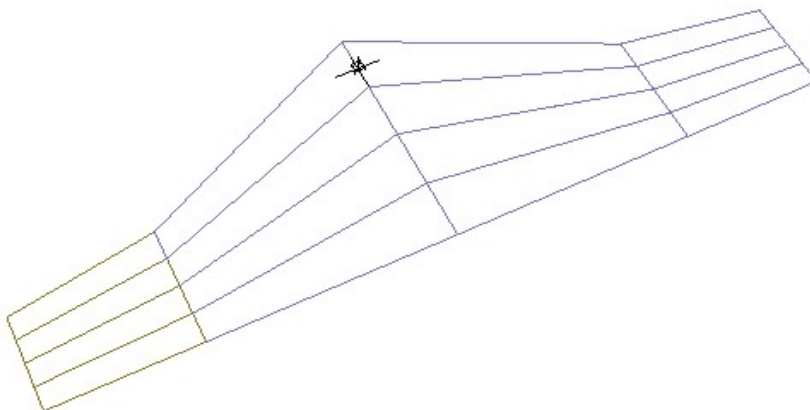
Un menú desplegable aparece y ofrece los valores preestablecidos de la 0%, 25%, 50%, 75%, 100% para la selección rápida.



Las siguientes imágenes ilustran el efecto de la línea de referencia. En la primera foto se puede ver un ala cuyo borde posterior se enderezó.



En primer lugar nos fijamos el valor de la línea de referencia a 100% y que entramos en 0 °, ángulo de sweep para cada segmento. Como resultado, se obtiene un borde de salida recto.



En la carpeta 'Wing', subcarpeta 'Sweep' encontrará una funcionalidad en el 'Reference point chord [%]' (véase el [Capítulo 9.3](#)).

El 'Sweep Angle [°]' y la 'Reference Line [%]' también se aplican a toda el ala. Mientras se optimiza la geometría del ala, estos valores se pueden ajustar en cada segmento para el ala. Los cálculos serán recalculados para toda el ala de acuerdo a los valores cambiados. Estos valores se pueden cambiar tan a menudo como sea necesario para la optimización.

### 9.6: Input Angle for Geometric Twist (Ingreso del ángulo geométrico de torsión)

Especialmente en el caso de las alas volantes, es necesario dar torsión en las alas con el fin de obtener la distribución de sustentación requerida.

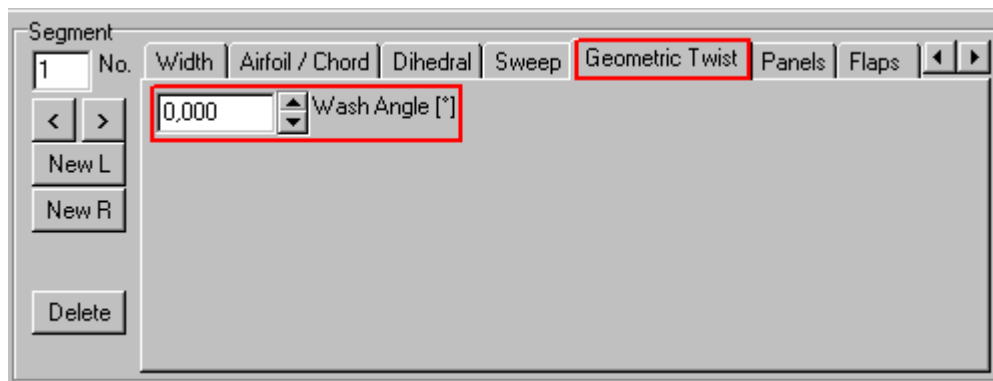
Haga clic en el botón de la carpeta 'Geometric Twist'. El ángulo de washout se mostrará en el campo de entrada 'Wash Angle [°]'.

Los valores válidos se encuentran entre  $-45^\circ$  y  $+45^\circ$ .

El punto de pivote del ángulo de washout se encuentra en el borde de ataque.

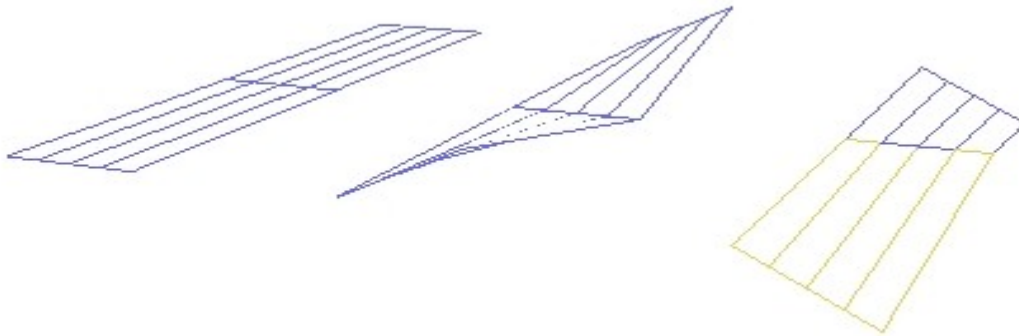
Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los que se usan para cambiar el ángulo de torsión con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse aparece un menú para ajustar el incremento entre  $0,00001^\circ$  y  $1^\circ$ .



La siguiente imagen muestra tres alas. La izquierda no tiene twist geométrico, en el ala del medio ambos segmentos tienen  $-30^\circ$  de twist geométrico y el ala de la derecha tiene un twist geométrico o reviradura de  $+30^\circ$ .

Los ángulos que se muestran están fuertemente exagerados, normalmente ángulos de torsión geométricas oscilan entre los  $2^\circ$  y  $10^\circ$ .



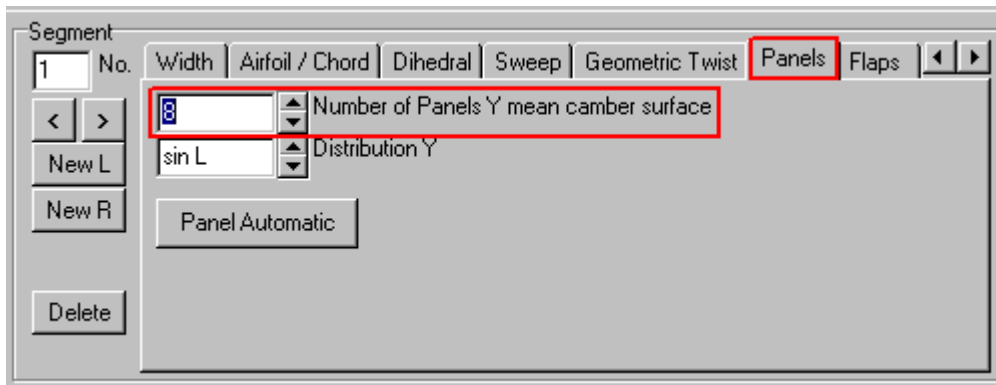
### 9.7: Input Number of Panels Y (Ingreso de paneles en la dirección Y)

Para obtener una precisión de suficiente en el cálculo computacional, a menudo es necesario aumentar el número de paneles en dirección de la envergadura (Eje Y). Cuanto mayor sea la resolución, más precisos serán los resultados del cálculo.

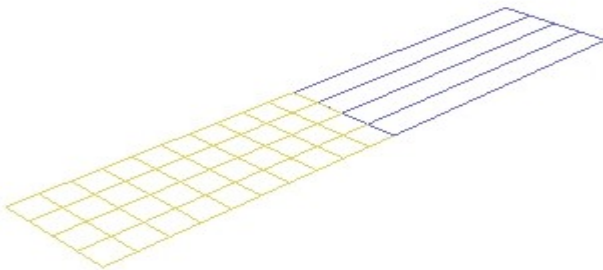
Haga clic en el botón de la carpeta "Panels". Introduzca la cantidad del paneles deseados en el segmento en dirección de la envergadura en el campo de entrada 'Number of Panels Y mean camber surface'.

Los valores válidos son  $> = 1$ .

Cerca del campo de entrada están los botones up/down. Se pueden usar para cambiar el número de paneles con clics del mouse.



La siguiente imagen muestra un ala con dos segmentos. El segmento de la izquierda está cubierto con 10 paneles mientras que la derecha está cubierta con el panel 1 en dirección de la envergadura (Eje Y). En la dirección de la cuerda (Eje X) son 4 los paneles instalados.



### 9.8: Distribution Y (Distribución de los paneles en la dirección Y)

La siguiente función se puede utilizar para obtener una resolución más alta en zonas problemáticas (extremos de ala, deflexiones, puntos de pliegues con fuertes cambios de ángulo diedro).

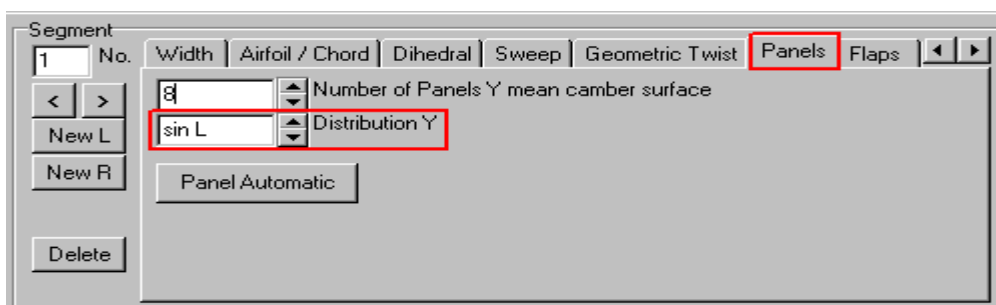
Haga clic en el botón de la carpeta "Panels". Cerca del campo 'Distribution Y' están situados los botones up/down. Ellos se pueden utilizar para establecer los valores siguientes:

Lineal: Los paneles están representados de manera uniforme en la dirección de la envergadura.

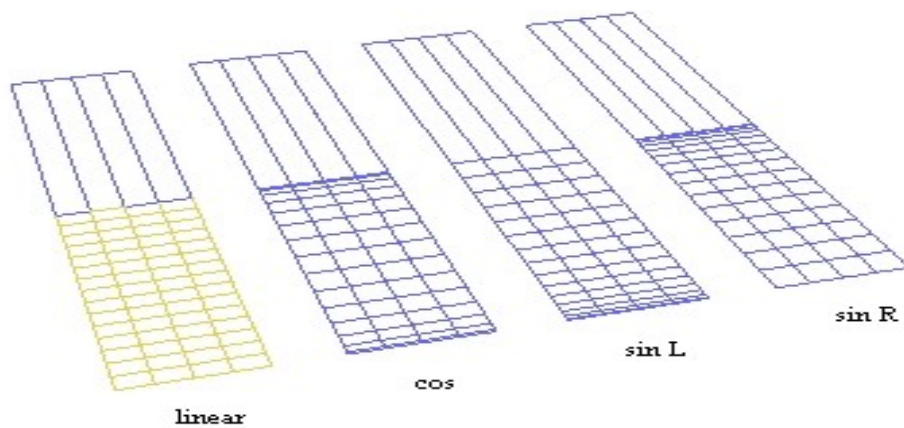
Coseno: Una resolución más alta cerca de la orilla izquierda y a la derecha del segmento.

Sin L: Alta resolución cerca de la orilla izquierda y resolución menor cerca del borde derecho del segmento.

Sin R: Alta resolución cerca de la orilla derecha y resolución menor cerca del borde izquierdo del segmento.

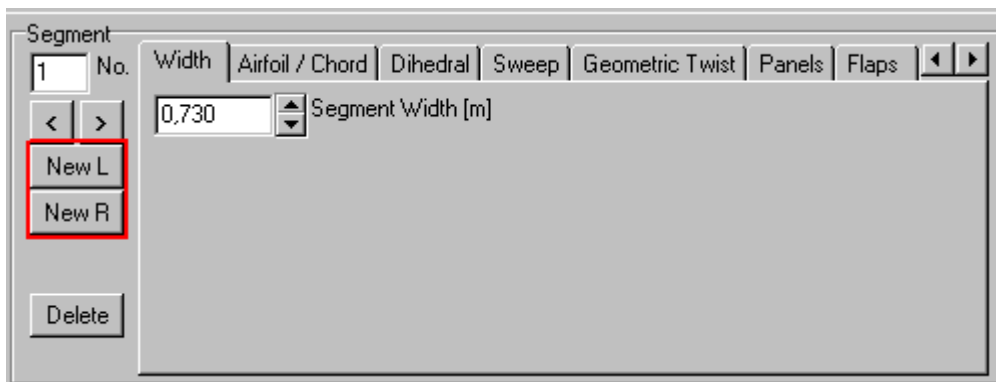


La figura a continuación muestra el efecto de la función

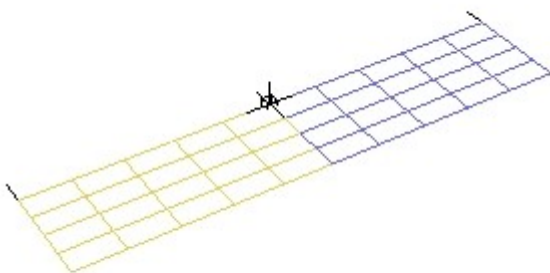


### 9.9: Create new Segments (Creando nuevos segmentos)

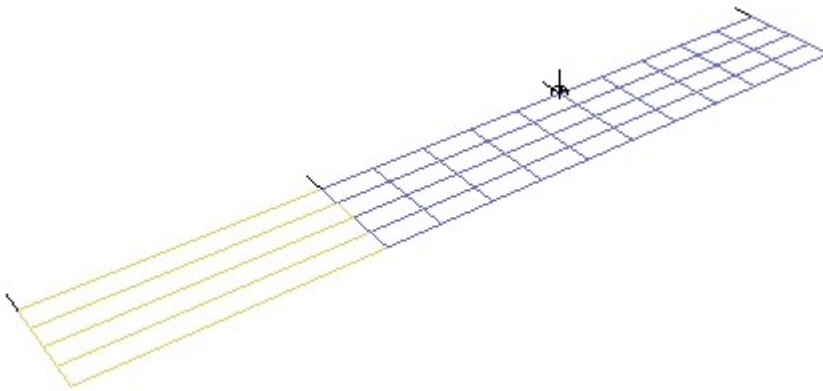
Los botones 'New L' y 'New R' pueden ser usado para generar nuevos segmentos, "L" significa izquierda y 'R' significa derecha.



La siguiente imagen muestra un ala con dos segmentos. El segmento de la izquierda - de color amarillo - es el segmento activo.

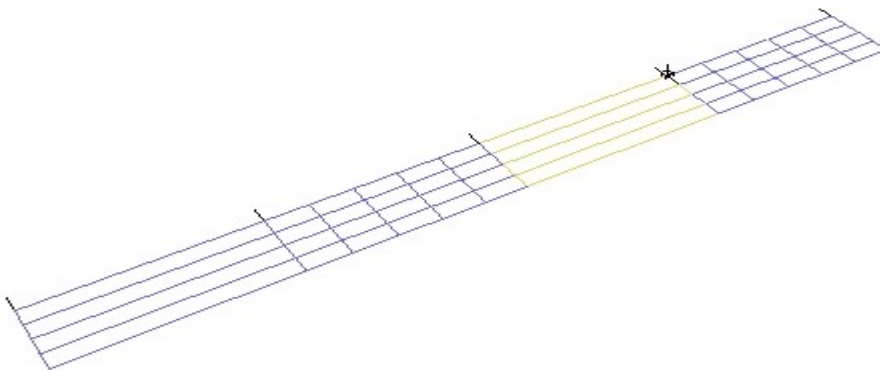
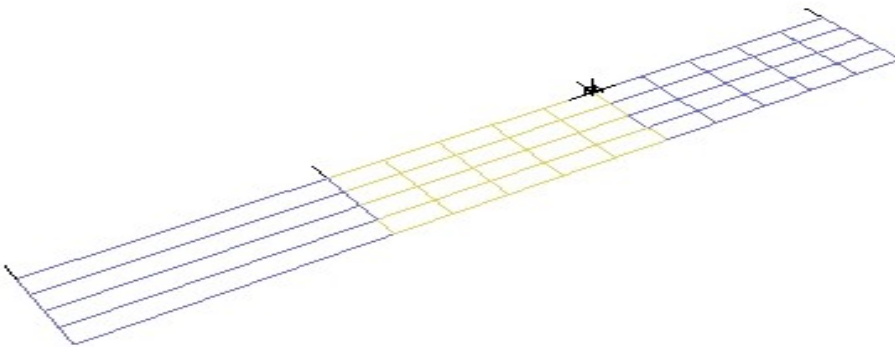


Al hacer clic en el botón 'New L' crea un segmento rectangular a la izquierda del segmento activo. La envergadura, el ancho, el sweep y el diedro se toman del segmento activo. El washout del nuevo segmento se establece en 0 y el número de paneles está predefinido 1. El ala ahora aparece como se muestra a continuación.



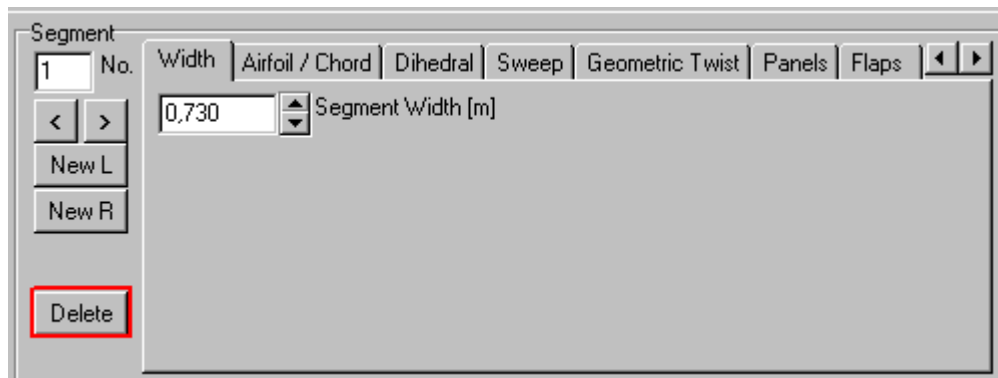
A continuación, se crea un nuevo segmento a la derecha del segmento activo. Para ello, haga clic en el botón 'New R'.

En los dos cuadros siguientes se puede ver por primera vez el ala antes del cambio - el segundo segmento está activo - y después el ala con el nuevo segmento insertado a la derecha.



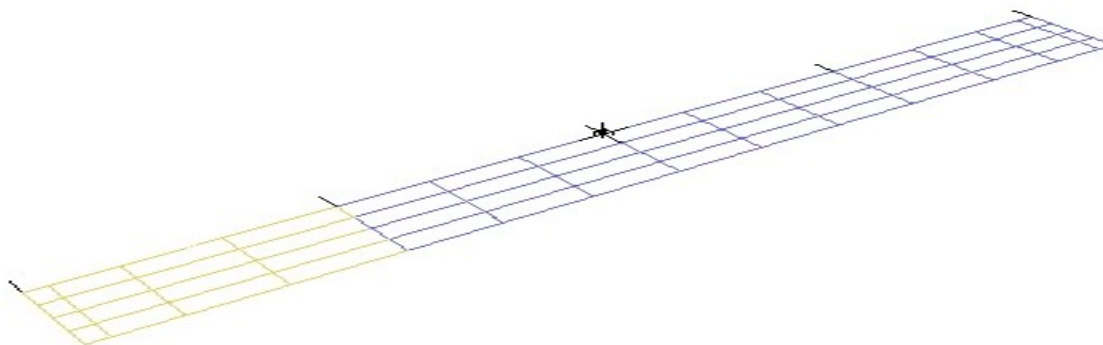
### 9.10: Delete Segment (Borrar segmentos)

El botón "Delete" se puede utilizar para eliminar el segmento activo del ala.

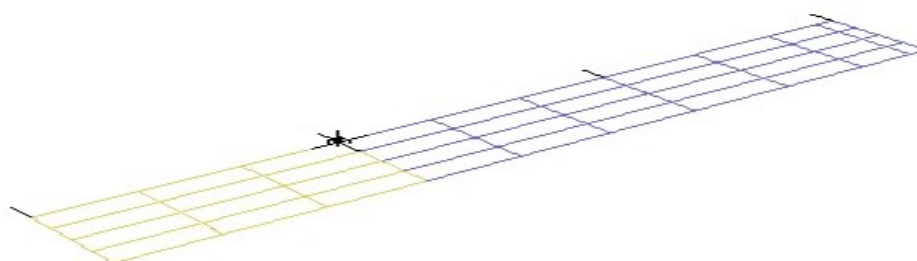


Las dos imágenes siguientes ilustran esta función.

El ala inicial. El segmento activo es de color amarillo y es el que se suprimirá.

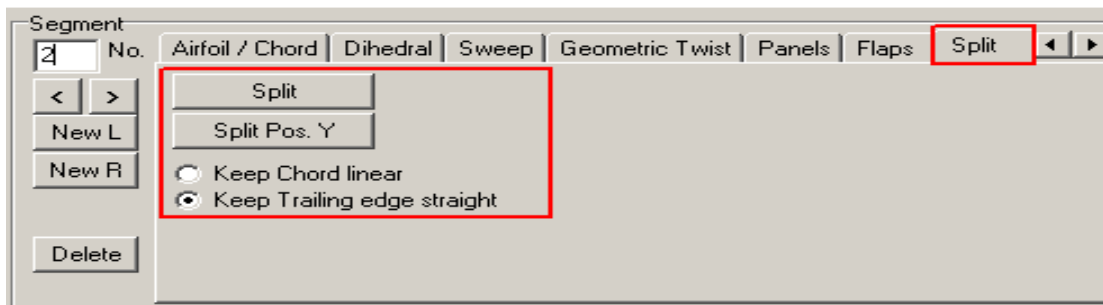


Haga clic en el botón 'Delete'. Ahora el ala se ve como se muestra a continuación.

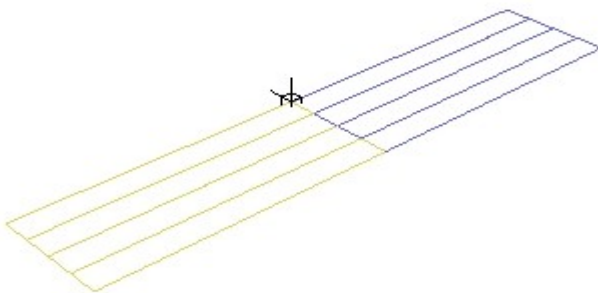


### 9.11: Split Segment (Dividir Segmentos)

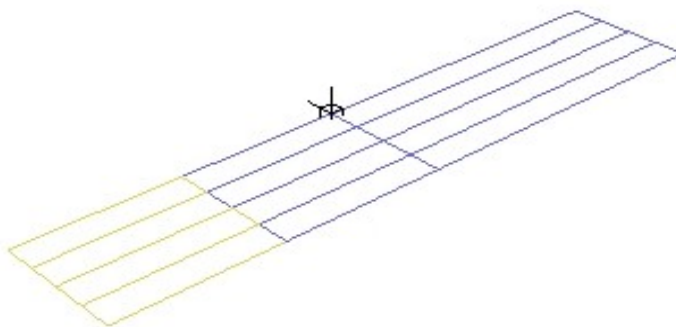
Haga clic en el botón de la carpeta 'Split para' dividir el segmento activo en dos segmentos.



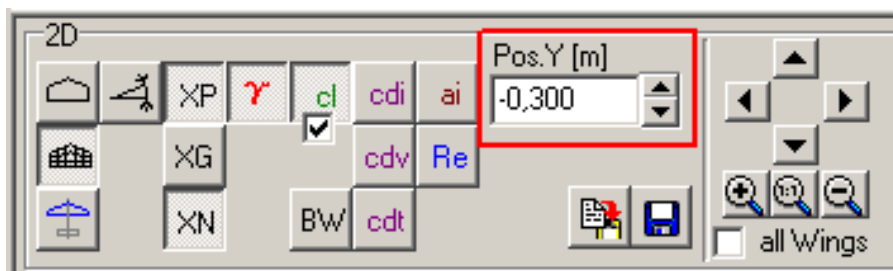
Abajo un ala con dos segmentos. El segmento de la izquierda se dividirá.



Después de hacer clic en el botón 'Split' el ala se ve como se muestra a continuación, ahora tenemos tres segmentos..



A menudo se desea dividir un segmento en una posición específica. Introduzca la posición de división en el campo 'Pos.Y [m]' y luego haga clic en el botón "Split Pos. Y'.



Una particularidad geométrica se produce con las con twist. Todas las líneas de cuerda entre los dos perfiles de las puntas se acortan por el giro geométrico. Cuanto más fuerte sea el giro, mas se nota este efecto.

El siguiente razonamiento deberá aclarar esto.

Tomado dos tiras de madera que representan los dos perfiles de cada punta de ala y un hilo para el borde de ataque y otro hilo para el bode de fuga.

Ahora fijamos una de las tiras de madera sobre una mesa y utilizamos la otra tira para simular el giro geométrico. Con un giro máximo de 180 ° los hilos de ataque y de fuga coinciden y la longitud de la cuerda se convertirá en 0 en el punto de intersección.

Con un twist entre 0 ° y 15 ° - típico en la construcción de aviones - la reducción de la cuerda no es tan grave, pero todavía medible. Este efecto tiene consecuencias tanto para la construcción del ala como para la aerodinámica.

Al cortar la espuma de poliestireno este efecto es difícil de evitar, las cuerdas de los perfiles de las puntas, así como su espesor, se verán reducidas

Se pueden tomar precauciones para mantener las costillas con una cuerda, pero ello implica construir bordes de ataque o fuga curvos para compensar el posterior twist.

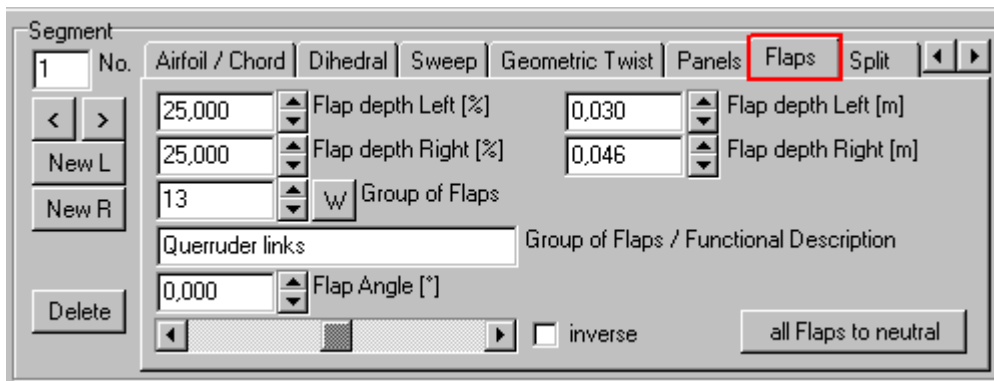
Desde el punto de vista aerodinámico este efecto tiene un impacto sobre todo en el número de Reynolds y el área de las superficies, ambos serán reducidos por el giro geométrico.

Esta es la razón por la cual se pueden encontrar dos botones de radio en la carpeta 'Split'. Uno se utiliza para mantener constante la cuerda, el otro mantiene constantes el borde de ataque y de fuga.

### 9.12: Edit Flaps / Adjustment (Creación y ajuste de Flaps)

Este capítulo trata de la edición o configuración de los flaps. Cada segmento de flap tiene implementada su propia funcionalidad. La posición de los segmentos derecho e izquierdo esta presesteada al 25% de la cuerda medido desde el borde de fuga. El ángulo de deflexión del flap se fija inicialmente en 0 °.

El número para el grupo de flaps es 0; 0 significa flap simple.



#### Deflexión del flap:

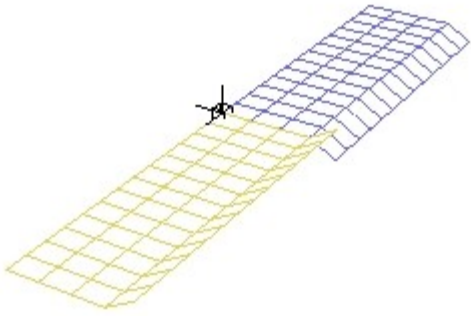
Cualquier flap puede ser deflectado con un ángulo de + -45 °. Un signo negativo significa una desviación hacia arriba.

Hay tres posibilidades para ajustar la deflexión del flap.

En primer lugar se puede introducir el ángulo de desviación de los flaps en el campo de entrada 'Flap Ángulo [°]'. En segundo lugar, cerca de los campos de entrada están los botones up/down, los que se usan para cambiar el ángulo de desviación del flap con clics del mouse. Con un clic en el botón derecho del mouse aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,00001 ° y 1 °. Una tercera posibilidad es el control deslizante en la parte baja del menú de entrada.

El botón 'all flaps to neutral' establece todos los flaps del ala activa a 0 °.

La siguiente imagen muestra una deflexión de -30 ° en el flap izquierdo y + 30 ° en el flap derecho. El punto de pivote se establece en 25% de la cuerda medida desde el borde de fuga.



### **Depth of Flaps left and right:** (Posición de los flaps izquierdo y derecho)

La posición de los flaps de la izquierda y derecha se puede ajustar entre 0% y 100% de la cuerda. Introduzca la posición de los flaps en 'Flap depth Left [%]' y 'Flap depth Right [%]'.

Cerca de los campos de entrada están los botones up/down los que se utilizan para cambiar la posición del flap con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del ratón aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,00001% y 1%.

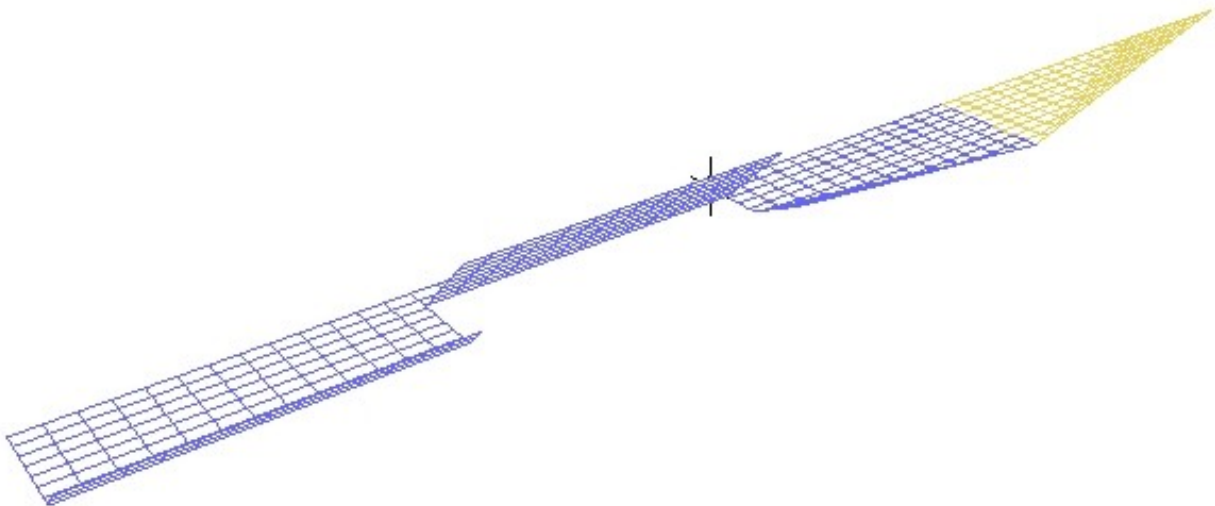
La siguiente imagen muestra un ala con deflexiones fuertemente exagerados. Los ejemplos de posición de los segmentos de flap se muestran de izquierda a derecha:

Segmento 0 con L: 25% / R: 25%.

Segmento 1 con L: 80% / R: 80%.

Segmento 2 con L: 50% / R: 0%.

Segmento 3 con L: 0% / R: 100%.



### **Group of Flaps:** (Grupo de flaps)

En algunos casos, es deseable, que dos o más superficies de control estén acopladas, por ejemplo, estabilizador horizontal, aletas o aerofrenos de fricción, se deflecten con el mismo ángulo. Esto se puede obtener mediante la asignación de estos flaps a un grupo de flaps.

El número de grupo se introducirá en el campo de entrada 'Group of Flaps'. Cerca del campo de entrada están los botones up/down, ellos se pueden utilizar para cambiar el número de grupo con clics del mouse. Los valores válidos son  $> 0$ , 0 significa flaps individuales (no acoplados).

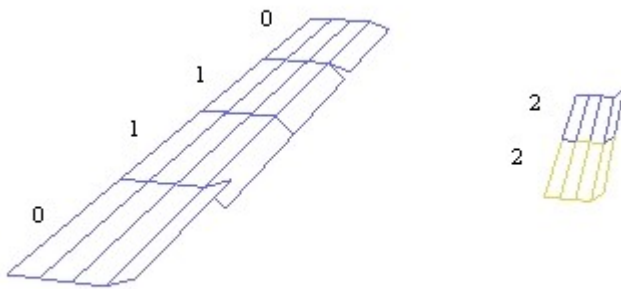
Si por ejemplo se cambia el ángulo de deflexión de un flap con el número de grupo 1, todos los otros flaps con el mismo número de grupo se deflectarán de la misma manera.

Debajo del campo de entrada para el número está el campo de entrada 'Group of Flaps / Functional description'. En este campo se debe ingresar una breve descripción del grupo como por ejemplo, estabilizador horizontal o alerón izquierdo.

Al calcular el total de las polares estos comentarios se introducen en la lista de entrada, así como en la salida de polares para realizar un seguimiento de la funcionalidad de los grupos de flaps.

En la siguiente imagen el avión tiene un ala y un estabilizador horizontal. Los números de grupo aleta están marcados. Si se mueve un flap del grupo 1, el otro flap del grupo 1 también se moverá, operando como el flap completo del ala en este ejemplo. Lo mismo se aplica al estabilizador horizontal, debido a que ambos tienen flaps con número de grupo 2.

Ambos alerones de ala tienen grupo número 0 y no se afectan entre sí. Son aletas individuales que pueden funcionar de forma independiente.

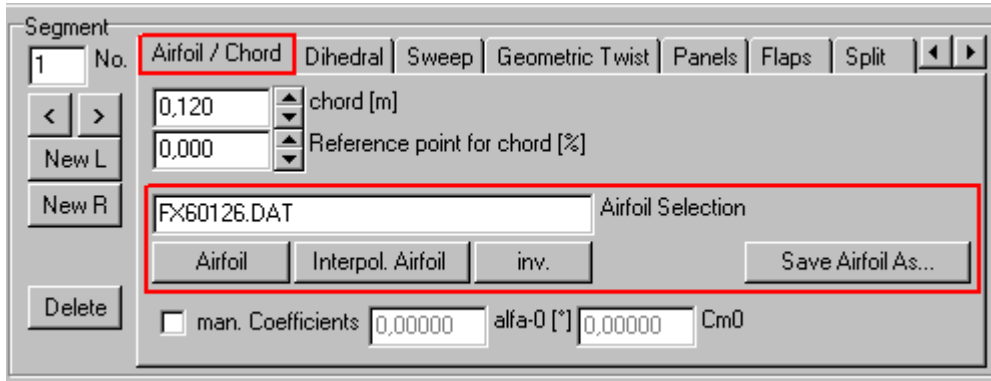


#### **Inverse function:** (Función invertir)

Al lado del control deslizante está una casilla llamada 'inverse'. Se utiliza para invertir el sentido de rotación de los flaps. Esta función es útil si uno tiene segmentos con un diedro de más de  $90^\circ$  o si se quiere utilizar un segmento como un estabilizador vertical.

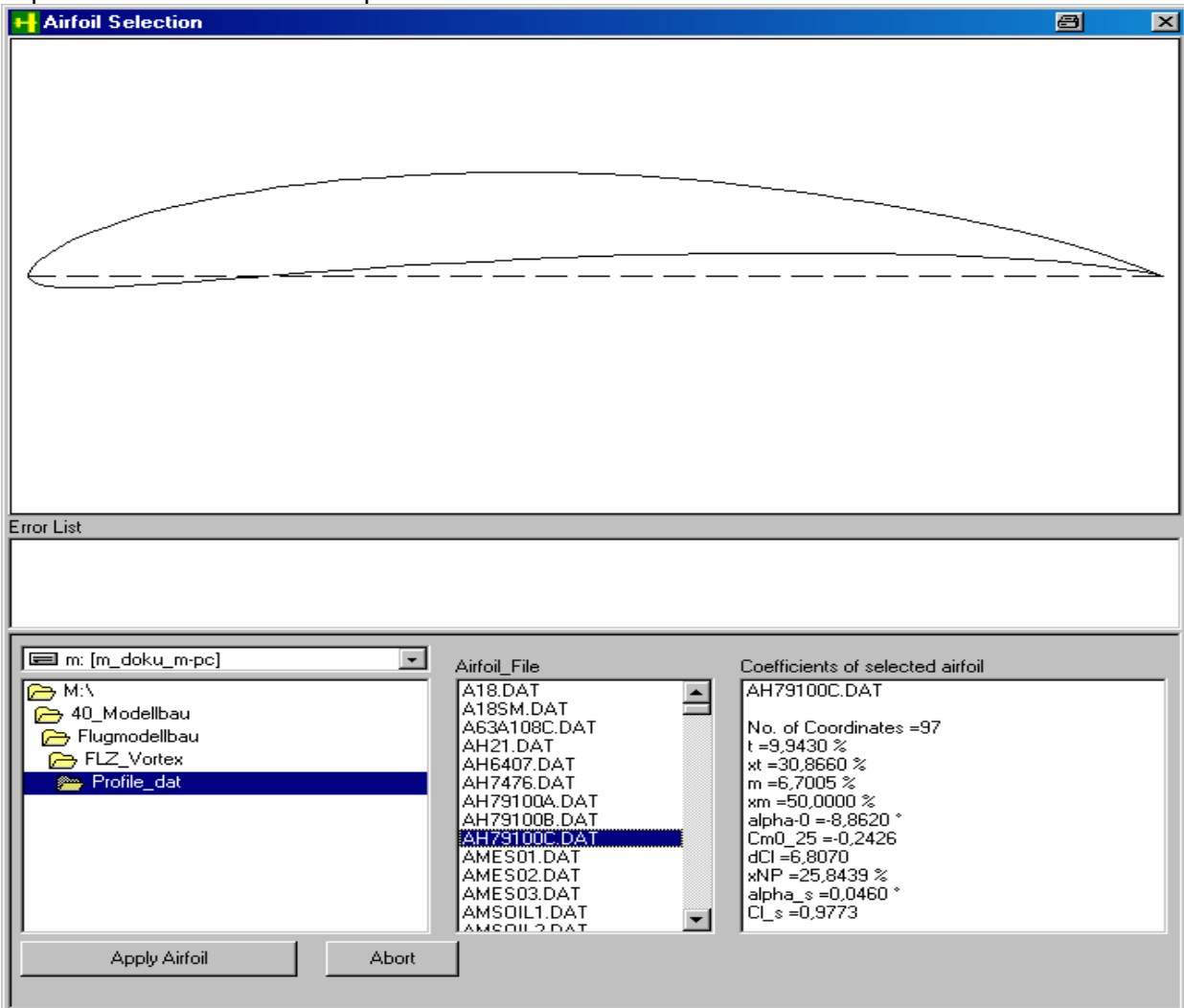
#### **9.13: Select Segment Airfoil** (Seleccionar el perfil de un segmento)

El perfil aerodinámico estándar con que se crea un segmento nuevo es el Naca0010. Haga clic en el botón de la carpeta 'Airfoil / Chord'. Haga clic en el botón 'Airfoil' para seleccionar un perfil aerodinámico diferente.



Después de hacer clic en el botón 'Airfoil' se abrirá la ventana de selección de perfil. Abajo a la izquierda se puede ver el árbol de directorios que se ha creado con la función 'Preferences / Directories'. Puede utilizar la vista de árbol para cambiar el directorio.

En la parte central inferior se muestra la lista con los perfiles disponibles. Haga clic en el perfil aerodinámico deseado y después el botón 'Apply Airfoil'. La ventana de selección se cerrará y el perfil seleccionado será el perfil del ala.



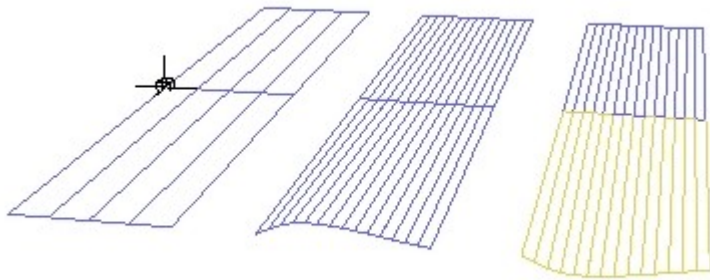
El botón 'Interpol. Airfoil' se desactiva cuando se selecciona el perfil de una de las dos puntas. Si se selecciona un segmento, que se encuentra entre dos segmentos con diferentes superficies de sustentación, el botón 'Interpol. Airfoil' se puede utilizar para cambiar la superficie

de sustentación de este segmento medio por un perfil que es la interpolación de los perfiles laterales.

Cerca del botón 'Airfoil' se encuentra el botón 'inv.'. Este se utiliza para invertir la superficie de sustentación. Las coordenadas de superficie superior se intercambian con los de la superficie inferior.

Las siguientes imágenes muestran tres alas. El ala izquierda tiene una superficie de sustentación raíz Naca0010, el ala media tiene un E377M y la derecha tiene un perfil aerodinámico E377M invertido.

Invertir una superficie de sustentación simétrica no tiene sentido, ya que la superficie superior e inferior son iguales.



#### 10: Folder Wing / Input field Half-Wing (Carpeta Ala/ Campo de entrada media-ala)

Comúnmente las alas son simétricas. El botón 'Mirroring' se puede utilizar para copiar el segmento activo de una media ala a la otra media ala contigua del lado opuesto.

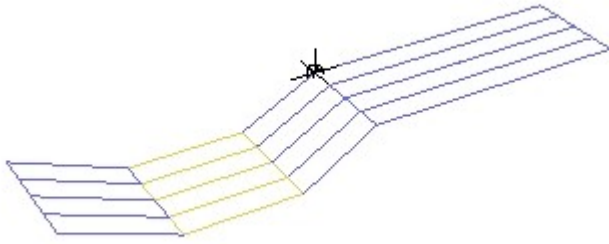
El botón "Delete" borra toda la mitad del ala en la que se encuentra el segmento activo.

Si la casilla de verificación 'Always Mirroring' se selecciona, todos los cambios en el segmento activo se reflejarán inmediatamente a la otra mitad del ala.

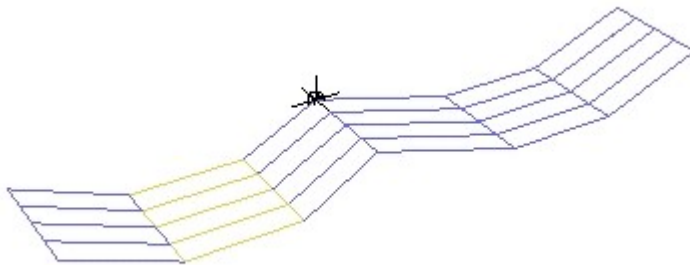


He aquí un ejemplo del uso de la aplicación mirroring:

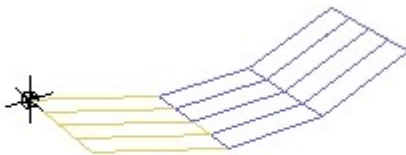
Ha cambiado la mitad izquierda. El segmento activo es de color amarillo



Después de hacer clic en el botón "Mirroring" se obtiene el siguiente resultado.



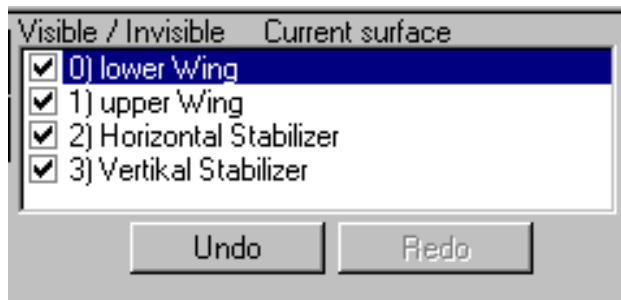
Si ahora hace clic en el botón 'Delete' toda la mitad izquierda del ala se borrará, ya que el segmento activo se encuentra allí.



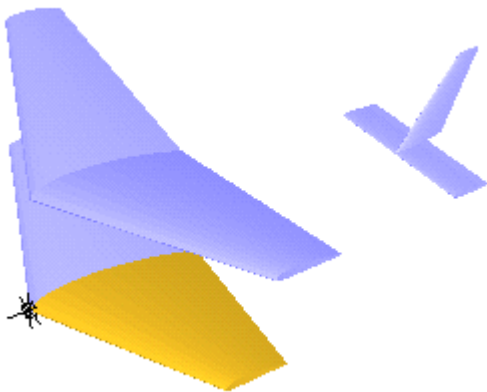
### 11: List of Surfaces / Quick Selection / Switching Surface visible-invisible

(Lista de Superficies/Selección rápida/cambio de superficie visible-invisible)

Por debajo de las ventanas gráficas se encuentra una check box, que enumera todas las superficies a construir en el avión. El siguiente ejemplo muestra un biplano.



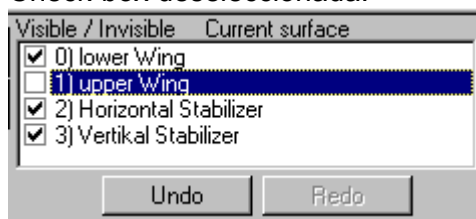
La superficie activa está sombreado en color, por ejemplo, ala no. 1 con la designación 'lower Wing'. Uno puede seleccionar rápidamente el ala deseada con un solo clic del mouse.



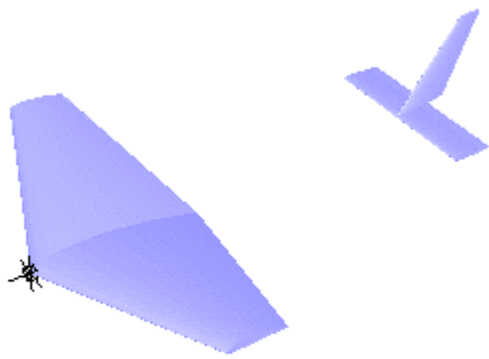
Delante de cada entrada en la lista de las superficies se encuentra una check-box seleccionada. Si se deselecciona una check-box, el ala correspondiente desaparece de la figura.

El ala en cuestión todavía existe y es tomada en cuenta por los cálculos aerodinámicos posteriores - sólo que es invisible. Al seleccionar nuevamente la casilla se hace visible la superficie. Las imágenes a continuación ilustran esta función con el ala superior.

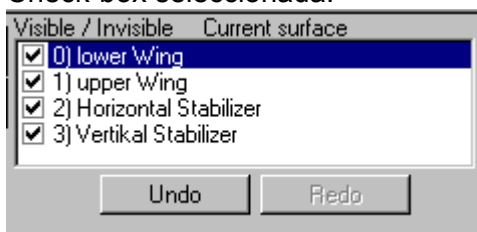
Check-box deseleccionada.



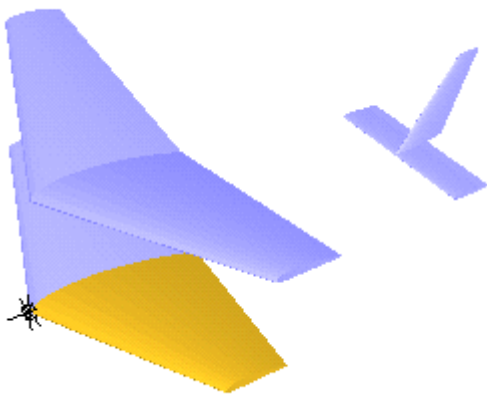
Ala superior invisible.



Check-box seleccionada.

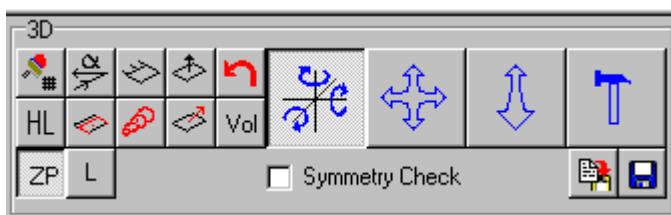


Ala superior visible nuevamente.



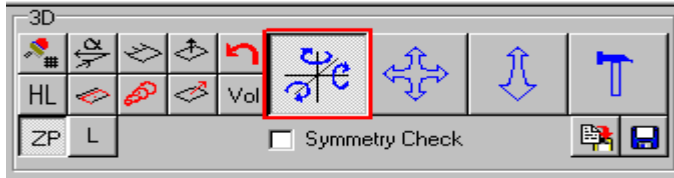
## 12: Folder 3D / Graphic buttons (Carpeta 3D/ botones gráficos)

Por debajo de la ventana gráfica derecha se encuentra un grupo de botones con la etiqueta '3D'. Estos botones se usan para controlar las salidas gráficas del programa en modo 3D.



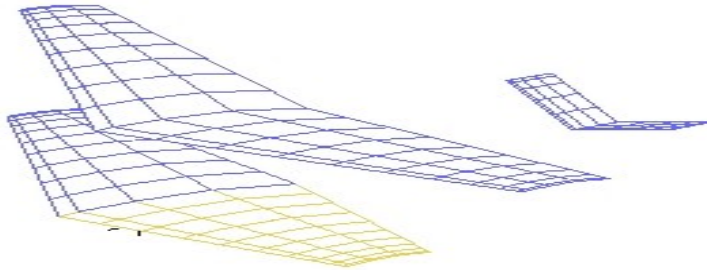
## 12.1: Rotate Airplane (Rotar el avión)

Seleccione el botón encuadrado en rojo para activar el modo rotación para la gráfica 3D. Pulse y mantenga pulsado el botón izquierdo del ratón para rotar un avión en torno a sus ejes en la ventana gráfica con movimientos del mouse y verlo así desde todos los puntos de vista.

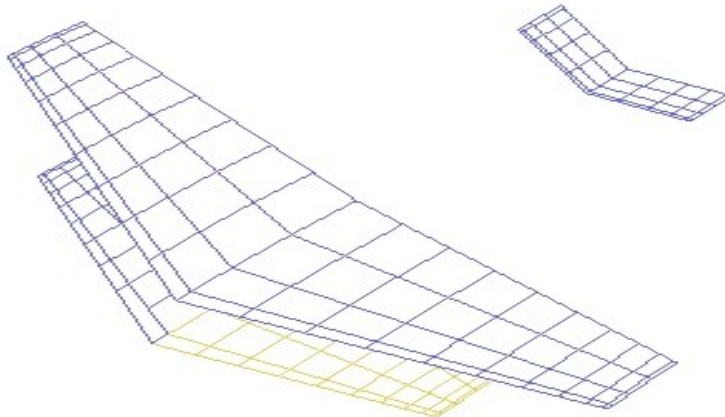


Las siguientes figuras muestran algunas vistas del modelo.

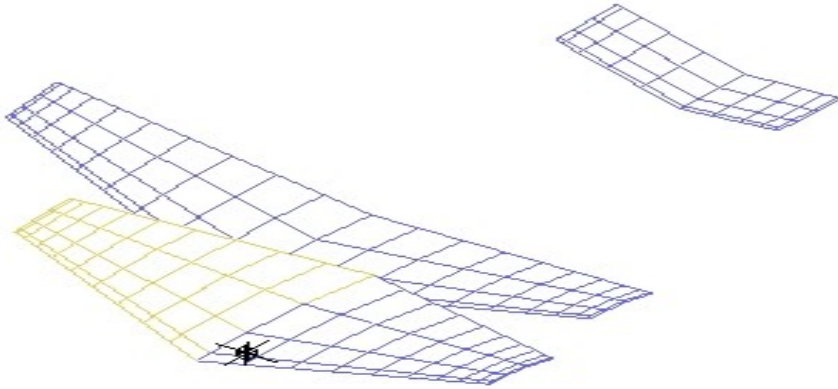
Desde la izquierda



desde arriba

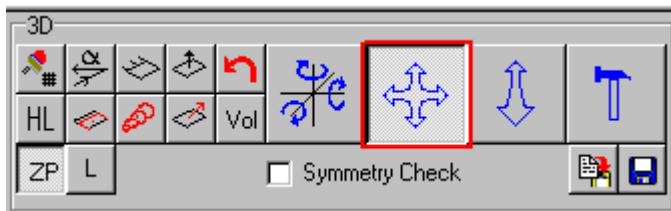


desde abajo



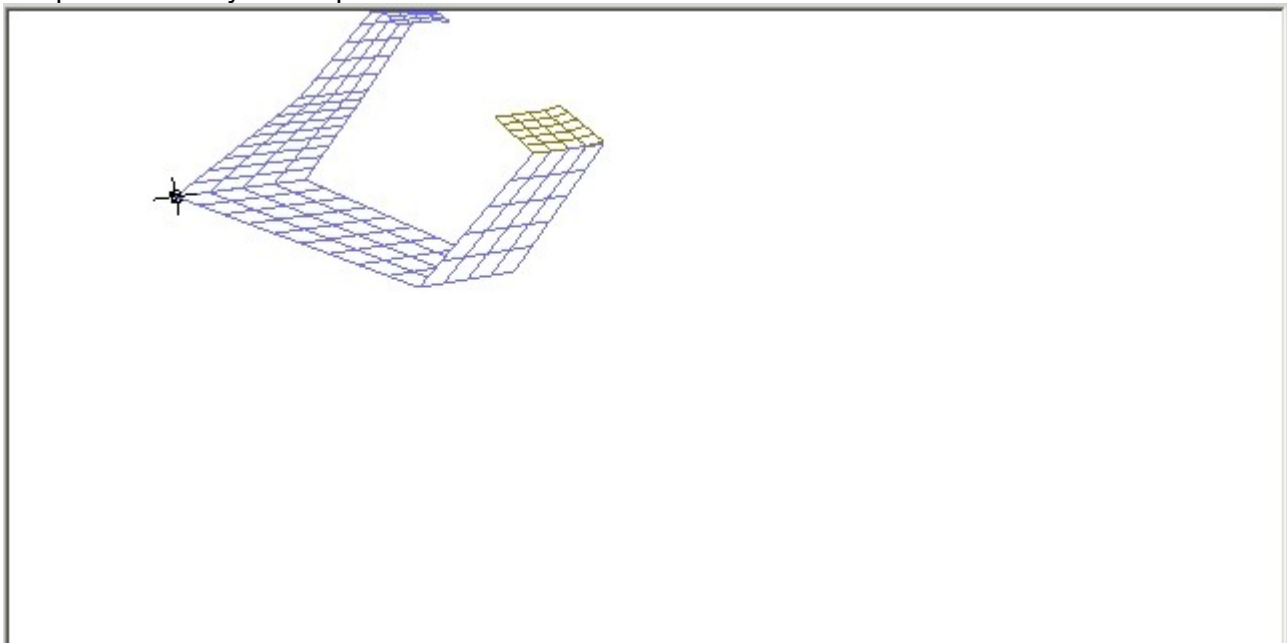
## 12.2: Desplazar el avión

Seleccione este botón para activar el cambio del modo de la gráfica 3D. Pulse y mantenga pulsado el botón izquierdo del ratón para desplazar un avión hacia la izquierda, derecha, arriba y abajo en la ventana gráfica con movimientos del mouse.

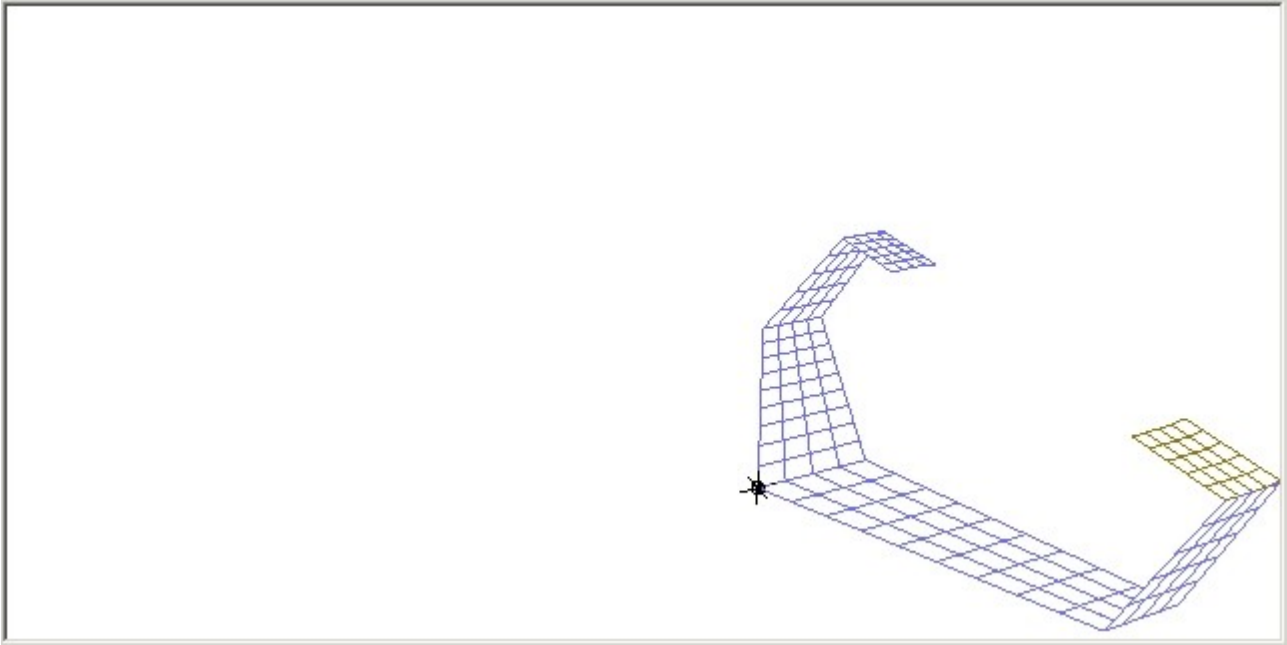


Las figuras a continuación ilustran esta función:

Desplazar arriba y a la izquierda

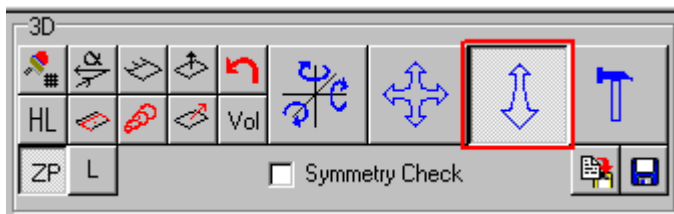


Desplazar abajo y a la derecha

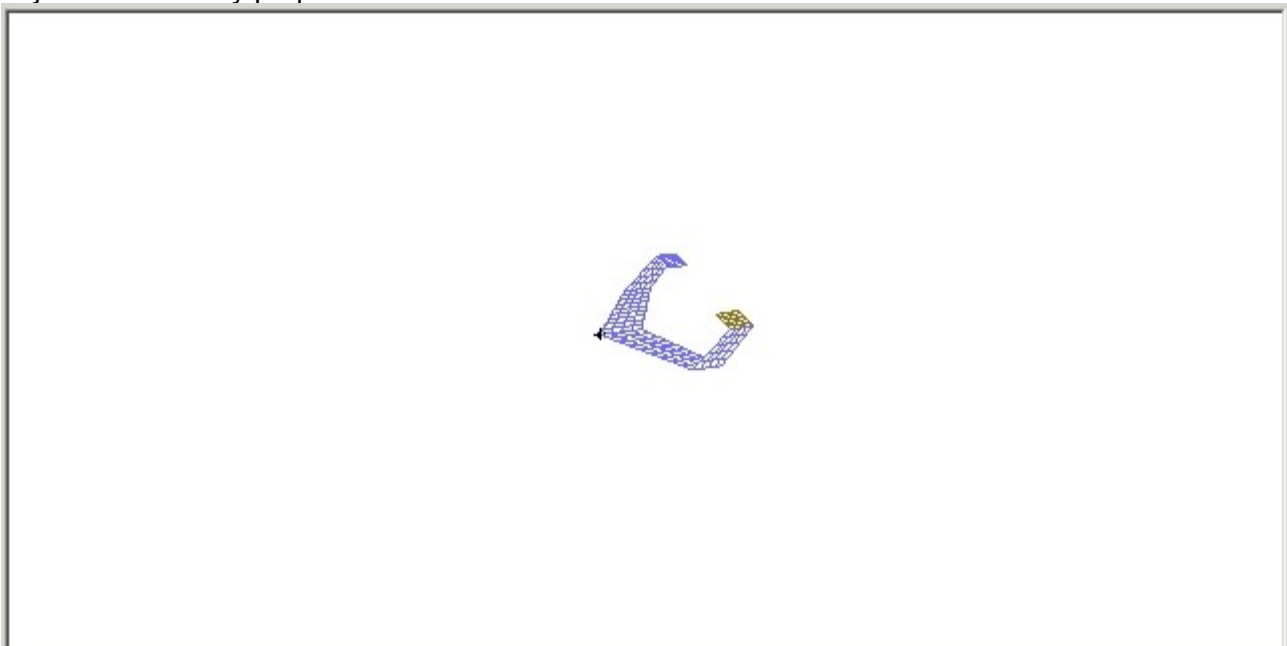


### 12.3: Zoom Airplane (Acercar o alejar el modelo)

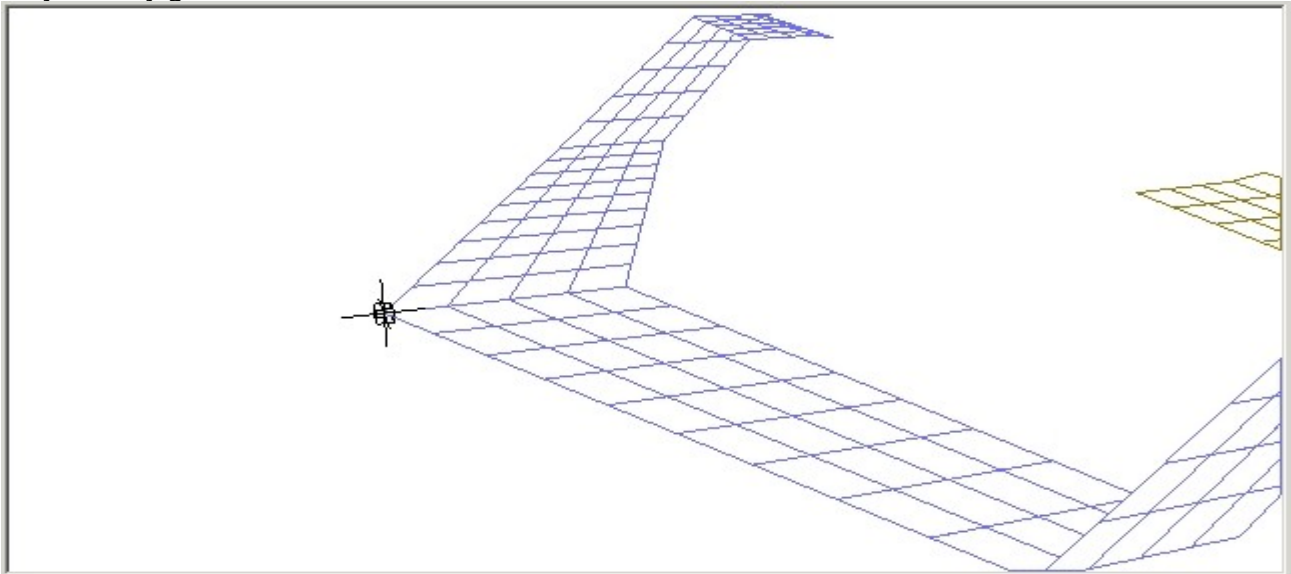
Seleccione este botón para activar el modo zoom de la gráfica 3D. Mantenga pulsado el botón izquierdo del ratón para acercar un avión hacia el frente o hacia atrás en la ventana gráfica con movimientos del mouse.



Lejos hacia atrás y pequeño

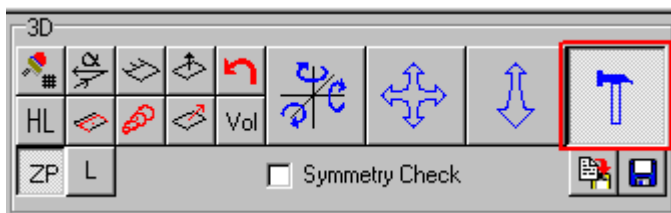


Muy cerca y grande



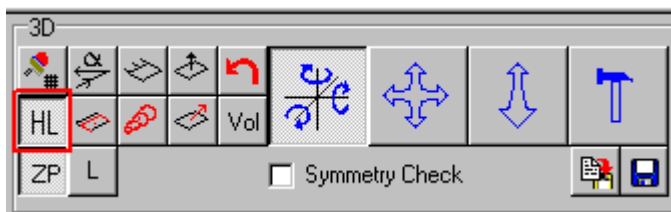
#### 12.4: Editar el aeromodelo

Seleccione el botón encuadrado en rojo para activar el modo de edición para la gráfica 3D. Haga clic con el botón izquierdo del mouse en la parte del avión que desea editar. La carpeta 'Wing' se abrirá y el segmento seleccionado estará activo. Esta función ofrece una forma rápida de seleccionar un segmento para la edición.

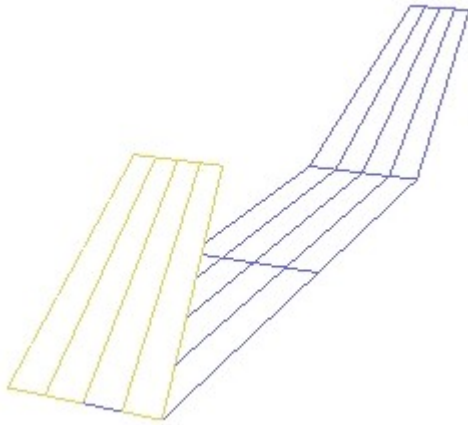


#### 12.5: Hidden Lines (Líneas Ocultas)

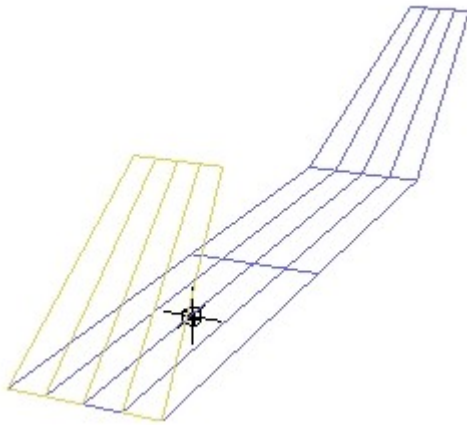
Seleccione este botón para mostrar líneas ocultas



Con el botón deseleccionado, las líneas ocultas son invisibles.



Con el botón seleccionado, la líneas ocultas son visibles.

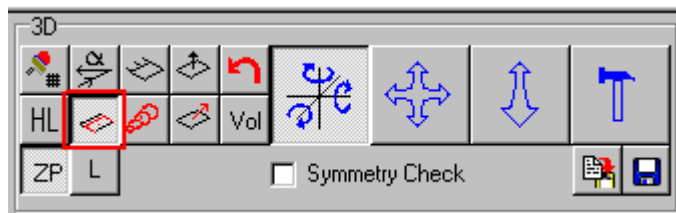


## 12.6: Display Bound Vortices (Mostrar los Bound Vortices)

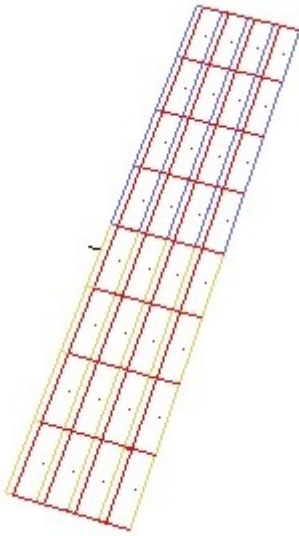
Las superficies de sustentación modeladas con Vortex-Lattice-Method (superficies curvadas) están divididas en paneles y estos paneles están cubiertos con los llamados vórtices de herradura. Los vórtices de herradura consisten en vórtices de sustentación que se encuentra a 0.25 de la cuerda.

Seleccione el botón marcado para mostrar los bound vortices y los puntos de colocación.

Si se activa la función de modelado de sólidos, no se muestran los vórtices consolidados. Sólo en el modo "camber surface" se pueden mostrar los vórtices consolidados.

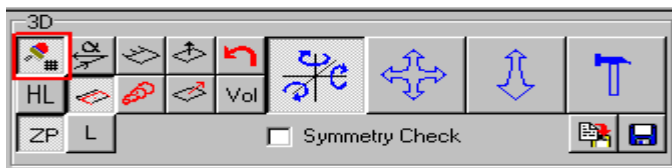


La figura a continuación ilustra esta función.

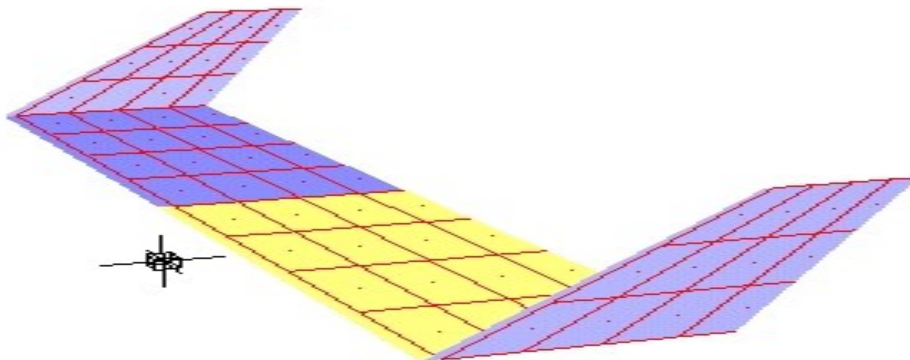


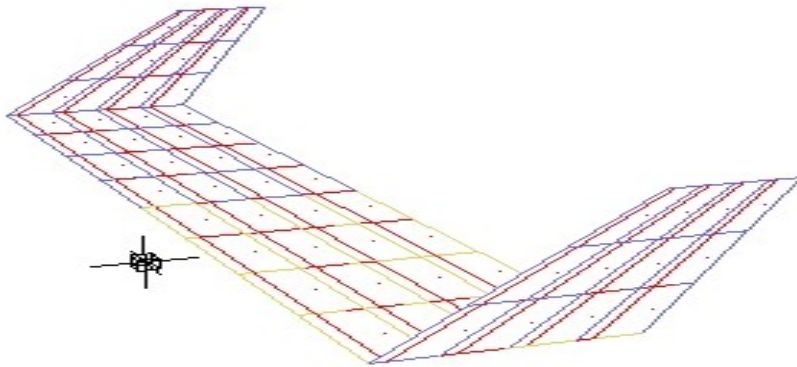
### 12.7: Filled Panels / Lattice Graphics (Relleno de paneles/Grafico de malla)

Para mostrar con mayor contraste, se puede colorear los paneles en el gráfico. Seleccione este botón para activar la coloración. En combinación con el botón de bound el gráfico se ve aún más claramente.



La siguiente figura muestra la diferencia entre un diagrama con filled panels y otro lattice.



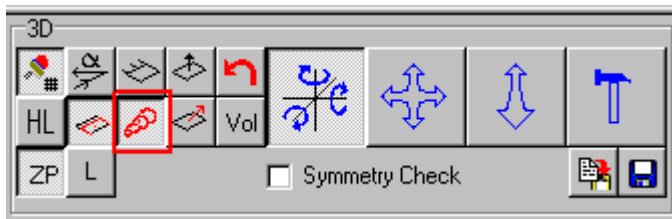


**12.8: Display Free Vortices (wake turbulence)**  
 (Mostrar vórtices libres (estela de turbulencia))

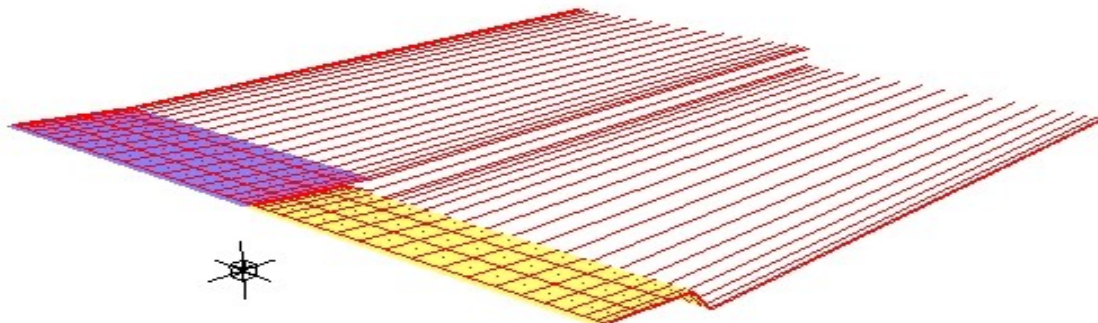
Cada ala tiene vórtices libres salientes en el borde de salida. Son parte de los vórtices de herradura y continúan en el infinito.

Para evitar las líneas caóticas en el gráfico 3D, sólo se muestra una parte de la turbulencia de estela. La longitud de la estela turbulenta es ajustable; este problema está cubierto por el capítulo Design Computation, (Diseño Computacional).

El botón marcado es el encargado de hacer la turbulencia de estela visible o invisible.

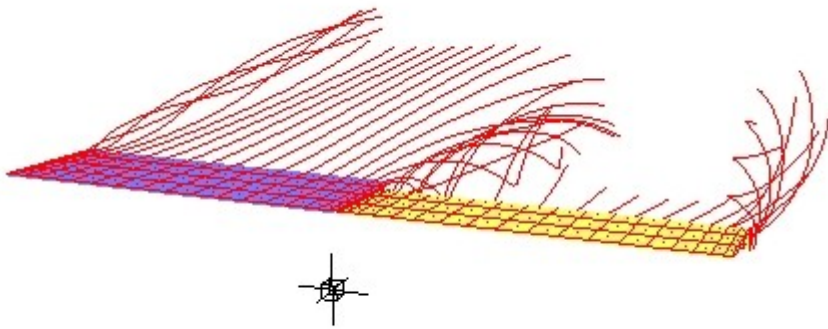


La siguiente imagen muestra un ala con flap en el segmento izquierdo. Se puede ver la estela turbulenta normal, tal como se utiliza en la mayoría de los programas de Vortex-Lattice Method. La parte visible de la estela turbulenta se limita a 1 metro de largo.

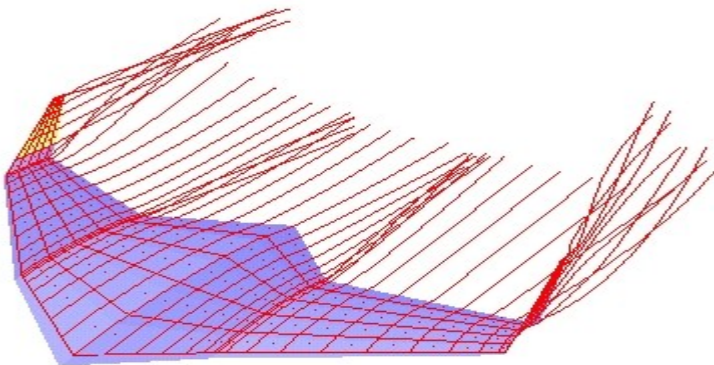


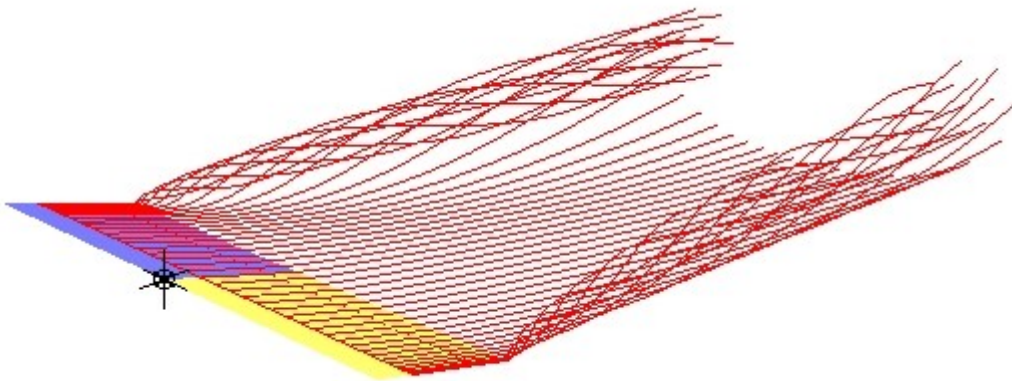
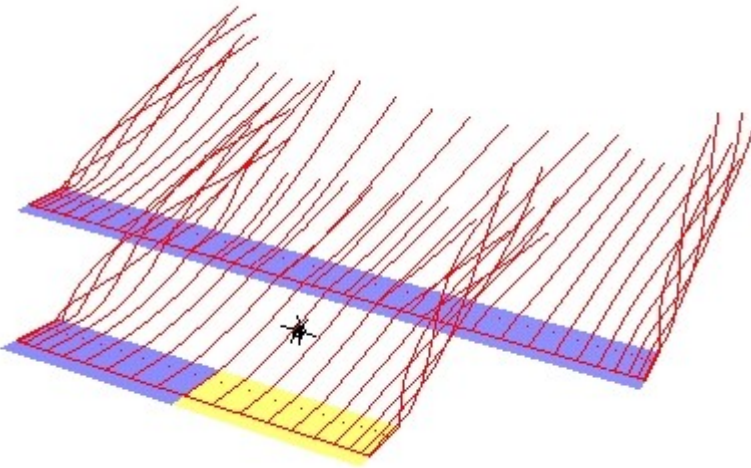
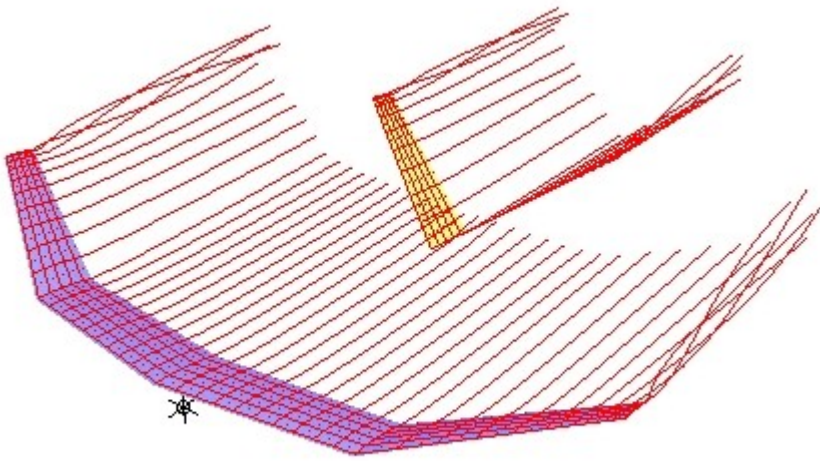
Si se calcula el diseño con iteración para la turbulencia de estela, se puede ver no sólo los

vórtices de punta, sino también los vórtices en los bordes del flap. Estos vórtices son la razón de menos sustentación en las puntas de las alas y de la resistencia inducida.



Las siguientes imágenes ilustran vórtices a tener en cuenta. Lo creas o no, incluso un anillo de ala produce una pequeña estela turbulenta.

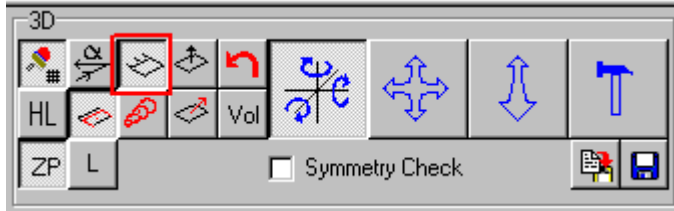




## 12.9: Mark Segment Edges (Marcando los bordes de un segmento)

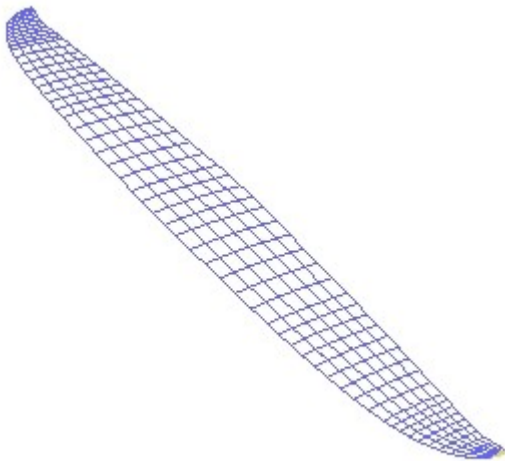
Si se tiene un ala con muchos segmentos, o los segmentos están conformados con un gran número de paneles, uno puede perder de vista fácilmente el detalle del ala.

El botón demarcado con rojo es el que se usa para la visualización del marcador de los bordes de segmento.

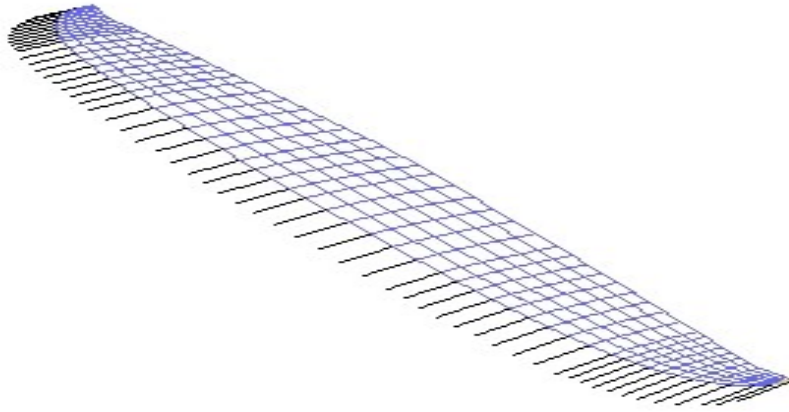


La figura ilustra esta función.

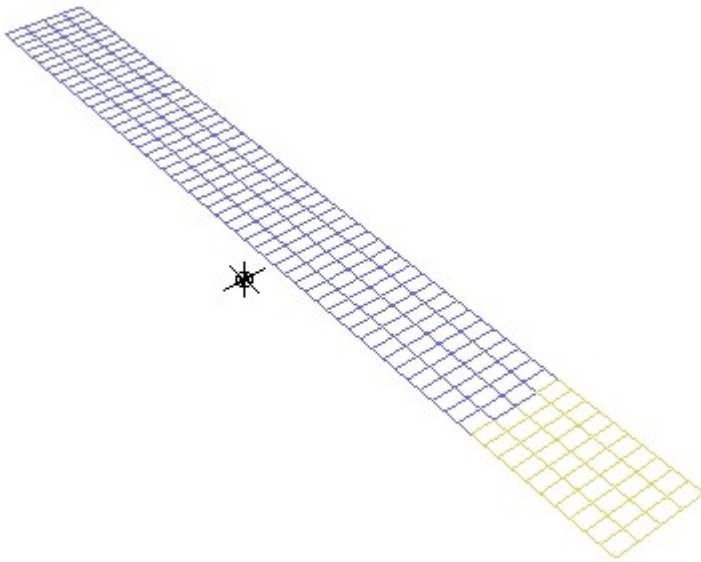
Se muestra es un ala con gran número de segmentos para poder lograr las formas redondeadas. Difícil es reconocer los bordes de los segmentos.



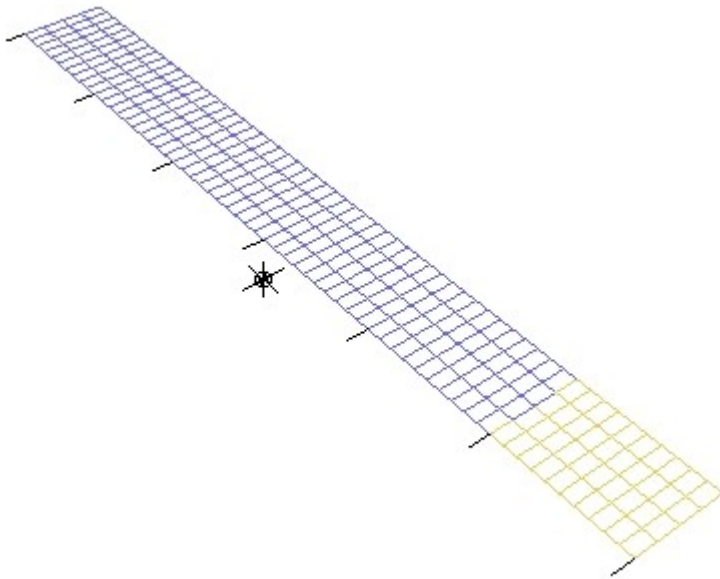
La inserción de balizas de borde de segmento hace que la vista del ala se vea con más claridad.



A continuación un ala con seis segmentos, cada uno con 10 paneles en dirección de la envergadura. Excepto con el segmento de color amarillo, es imposible poder determinar dónde comienza o termina un segmento.



Las marcas de borde de segmento resuelven este problema fácilmente.

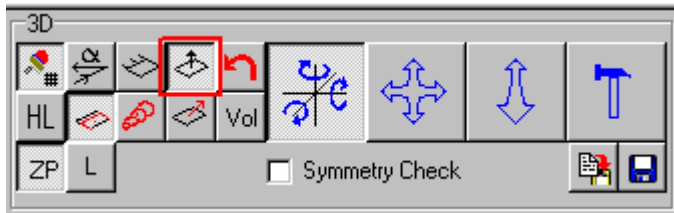


### 12.10: Display Panel normal vector (Mostrando el vector normal)

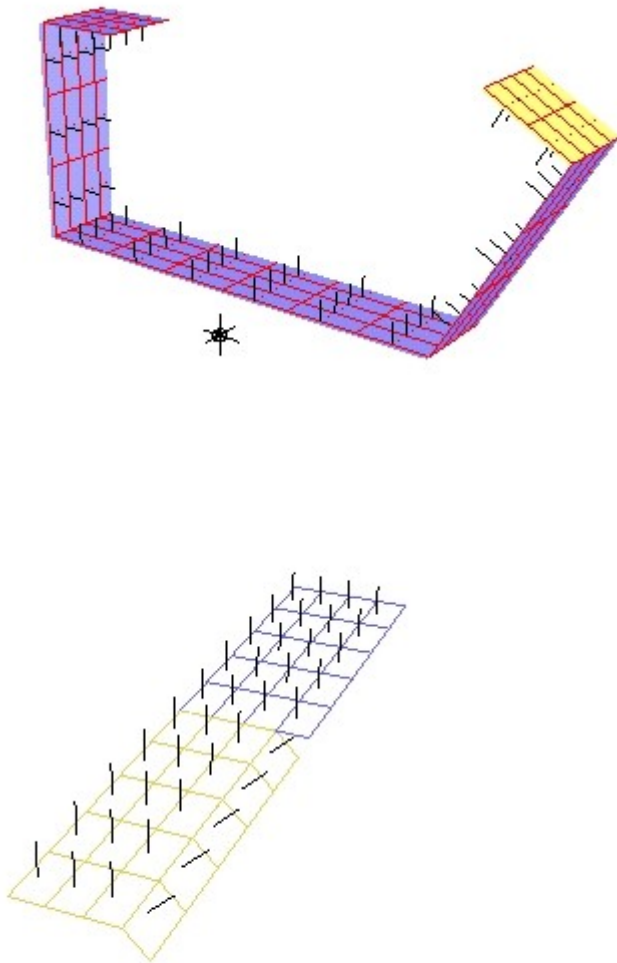
El descenso de la velocidad generado por la inducción de vórtice actúa en ángulo recto a la superficie. Para cada grupo, el programa calcula un vector normal. Este vector se encuentra en ángulo recto sobre la superficie del panel. Para el cálculo de la sustentación con Vortex-Lattice-Method Vortex y para la representación de la gráfica 3D, este vector normal es de vital importancia.

Algunas veces es útil para la interpretación de los resultados de los cálculos para saber la dirección de los vectores normales.

El botón marcado es el encargado de hacer los vectores normales visibles o invisibles.

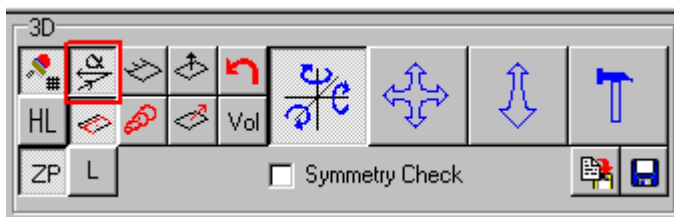


Las imágenes a continuación muestran los vectores normales y su dirección con respecto a los paneles.

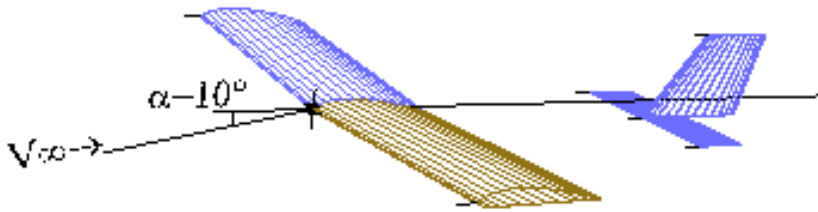


### 12.11: Draw Angle of Incident (Graficando el ángulo de incidencia)

El botón marcado es el encargado de hacer que la dirección de vuelo y el ángulo de ataque sean visibles o invisibles.

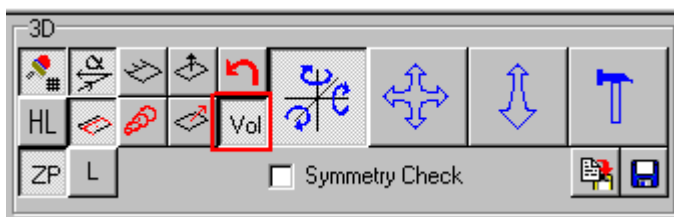


Uno puede ver el eje X del avión y el vector de flujo incidente. El avión vuela con un ángulo AoA alpha con respecto a la dirección de este vector.



## 12.12: Display 3D-Model

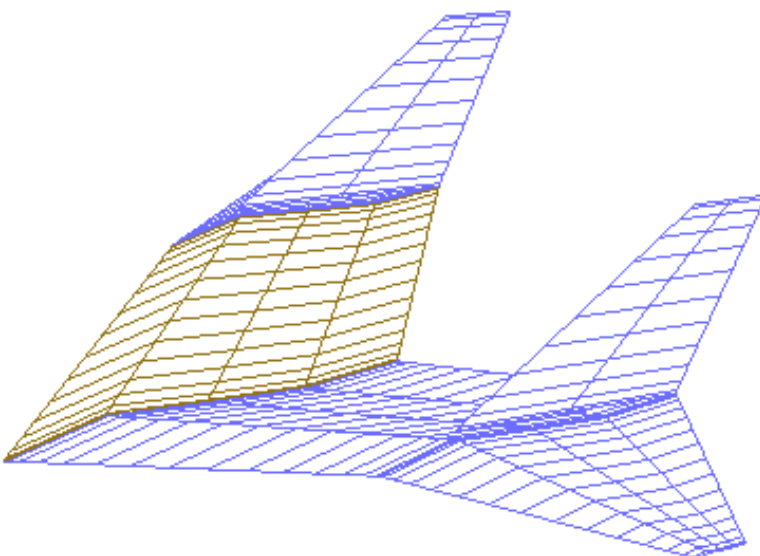
El botón marcado se utiliza para mostrar un modelo sólido del avión



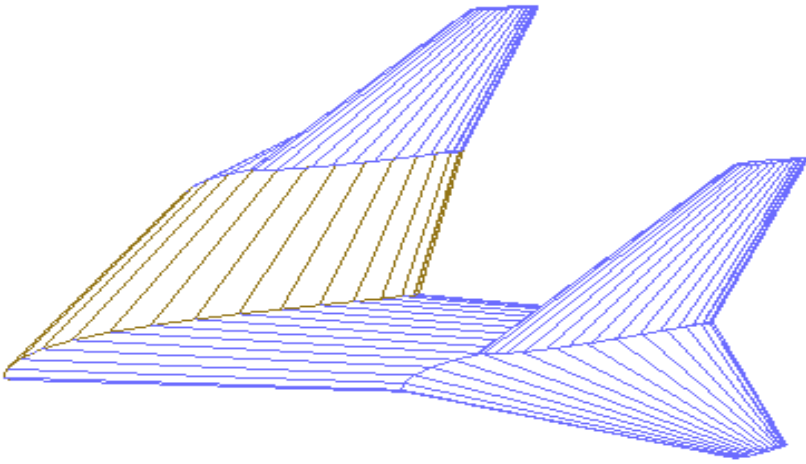
El Vortex-Lattice-Method Vortex utiliza para el cálculo sólo la superficie curvada. Para imaginar mejor el avión, se implementó la posibilidad de visualizar las superficies exteriores. Si se selecciona el botón para modelado de sólidos, los vectores normales de panel, los vectores de fuerza, así como todos los vórtices con destino no se mostrarán, ya que están relacionados con el modelo de superficie curvada.

La siguiente figura muestra el ala volante ARADO.

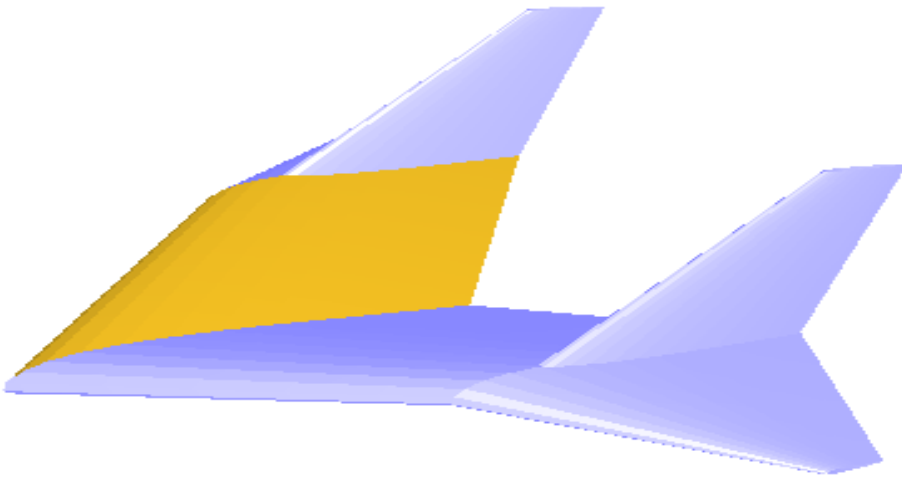
Modelado con superficies curvas.



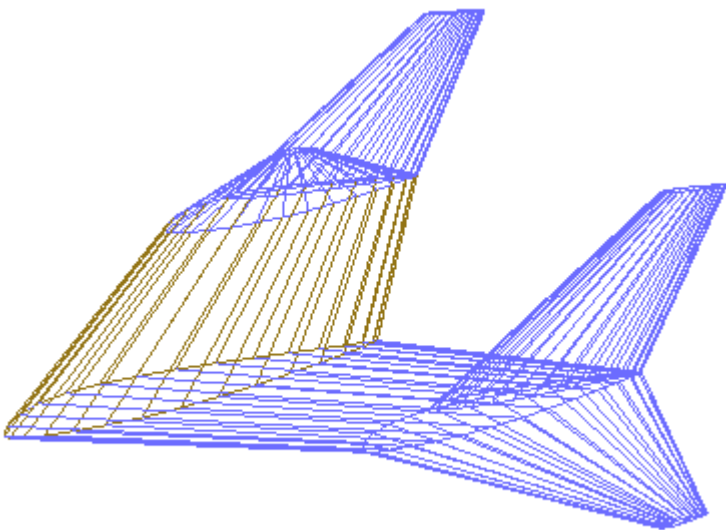
Modelado de sólidos (modelo de estructura de alambre)



Modelado de sólidos con paneles coloreados.



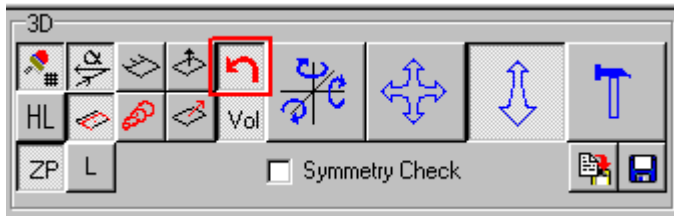
Modelado de sólidos (modelo de estructura de alambre) con líneas ocultas visibles.



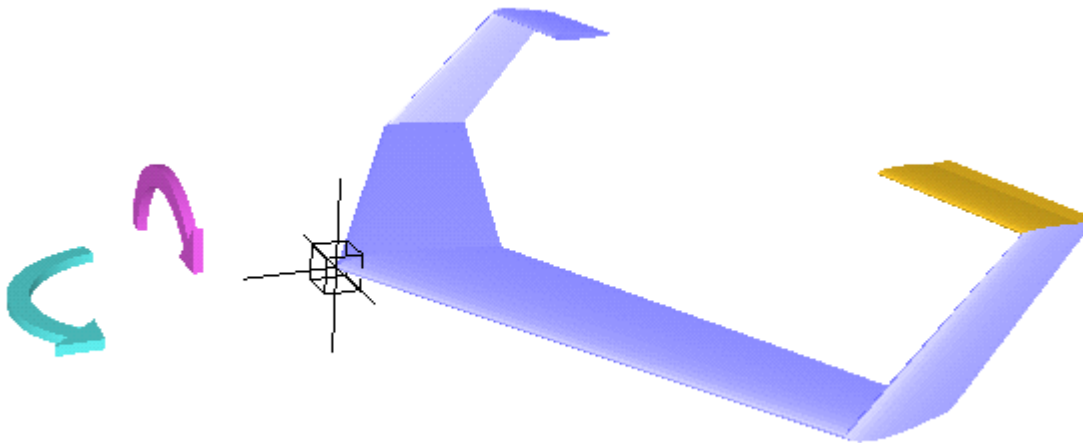
### 12.13: Draw Moment Rotation Direction (Graficar sentido de giro)

Inducidos por la distribución asimétrica de fuerzas surgen momentos alrededor de los ejes del avión. Para obtener una visión general de la dirección en la que se moverá el avión, la dirección del momento de rotación se muestra con el botón marcado.

Los marcadores direccionales están representados durante y después de un cálculo de la distribución de sustentación.

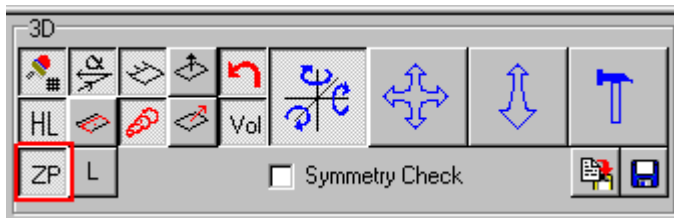


En la imagen de abajo, se representan la dirección de los futuros movimientos de balanceo y guiñada.



### 12.14: Draw Zero-Point of airplane (Graficando el punto 0 del avión)

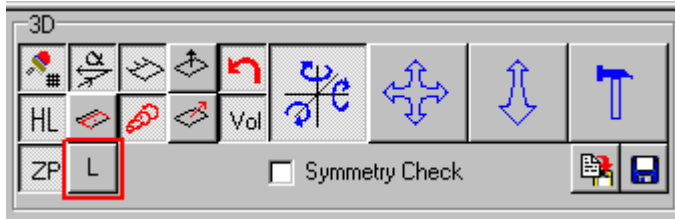
El botón «ZP» (punto cero) se utiliza para hacer que el punto cero del avión sea visible o invisible. Su posición en la sala virtual sigue siendo la misma de todos modos.



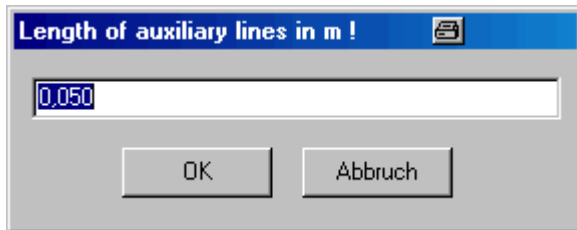
### 12.15: Change Length of Auxiliary Lines (Cambiar el largo de las lonas auxiliares)

El programa usa varias líneas auxiliares, estas se pueden desvanecer en diferentes lugares. Por ejemplo, el punto cero del avión se compone de tales líneas. Aquí tienes la oportunidad de alterar la longitud de estas líneas.

Haga click en el botón 'L'.



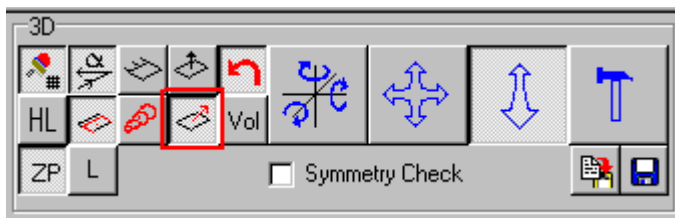
Se abre la siguiente ventana de entrada.



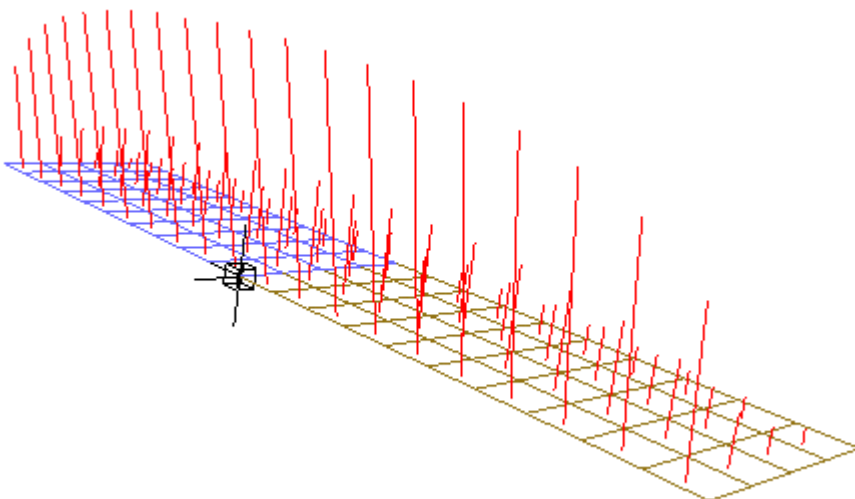
Introduzca la longitud deseada en metros y confirmar la entrada con "OK". Las líneas auxiliares no tienen influencia en los cálculos aerodinámicos, sirven sólo para la visibilidad.

### 12.16: Display Panel Force Vector (Mostrar el vector de fuerza por panel)

El cálculo con Vortex-Lattice-Method suministra un vector de fuerza para cada panel. Con este vector de fuerza se puede determinar todas las fuerzas y momentos del avión. Seleccione este botón para mostrar los vectores de fuerza.

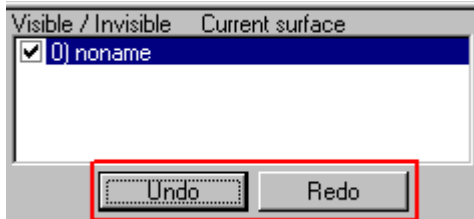


La siguiente imagen muestra los vectores de fuerza por panel sobre un ala rectangular con una relación de aspecto de 5 y un ángulo de ataque de  $10^\circ$  de ataque.



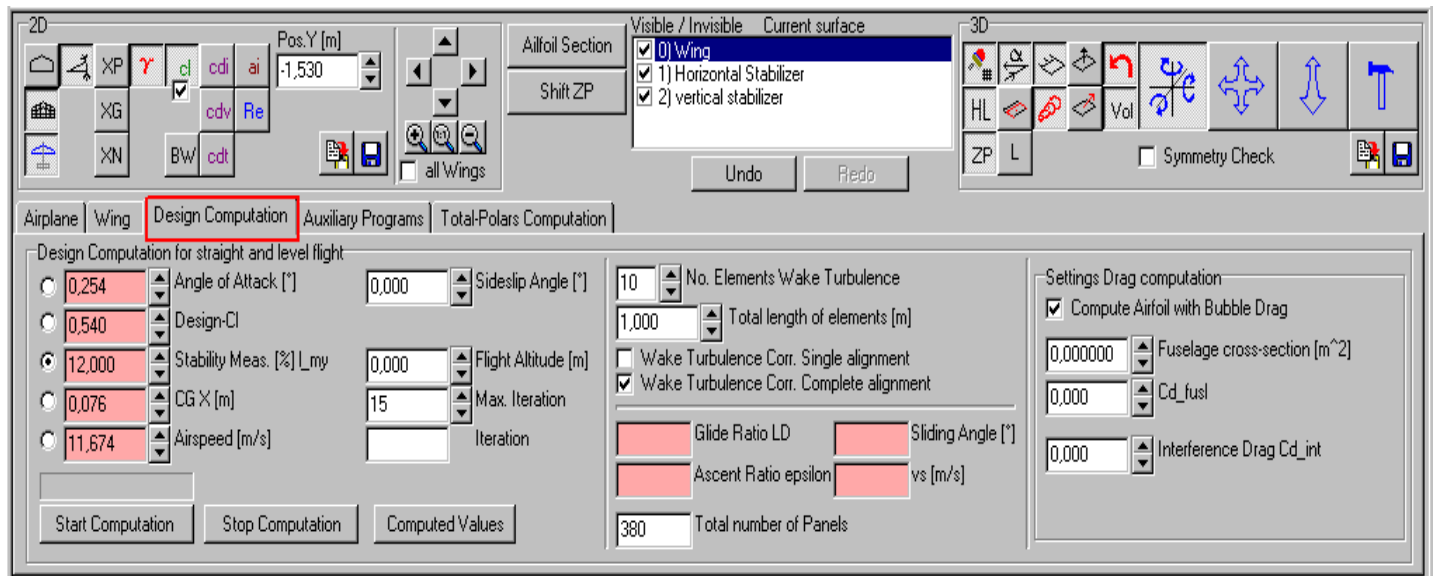
### 13: Redo / Undo-Function ( Función Rehacer / Deshacer funciones)

En el centro de la pantalla se encuentran los botones encontrar 'Redo' / 'Undo'. En caso de una entrada errónea se puede recuperar el estado antes del error.



### 14: Design Computation (Análisis computacional del diseño)

Este capítulo trata de los cálculos aerodinámicos del diseño.



#### 14.1: Angle of Attack (Angulo de ataque)

Haga clic en el botón de la carpeta 'Design Computation' e introduzca el ángulo de ataque deseado en el campo de entrada 'Angle of Attack'. La unidad dimensional para la información ingresada es 'degree' [°]. Los valores válidos se encuentran entre -90 ° y + 90 °.

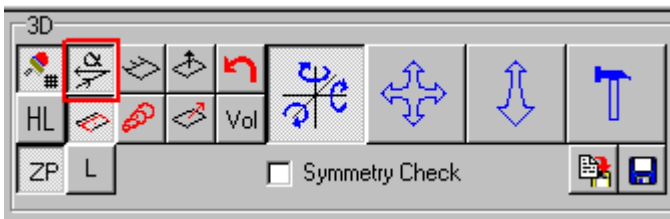
En la práctica los ángulos de ataque no varían más allá de 10 ° a 20 °. Con estos ángulos, especialmente con números de Reynolds menores a 1.000.000 es que se produce la separación del flujo.

Cerca del campo de entrada están los botones up/down. Ellos se pueden utilizar para cambiar el ángulo de ataque con clics del mouse.

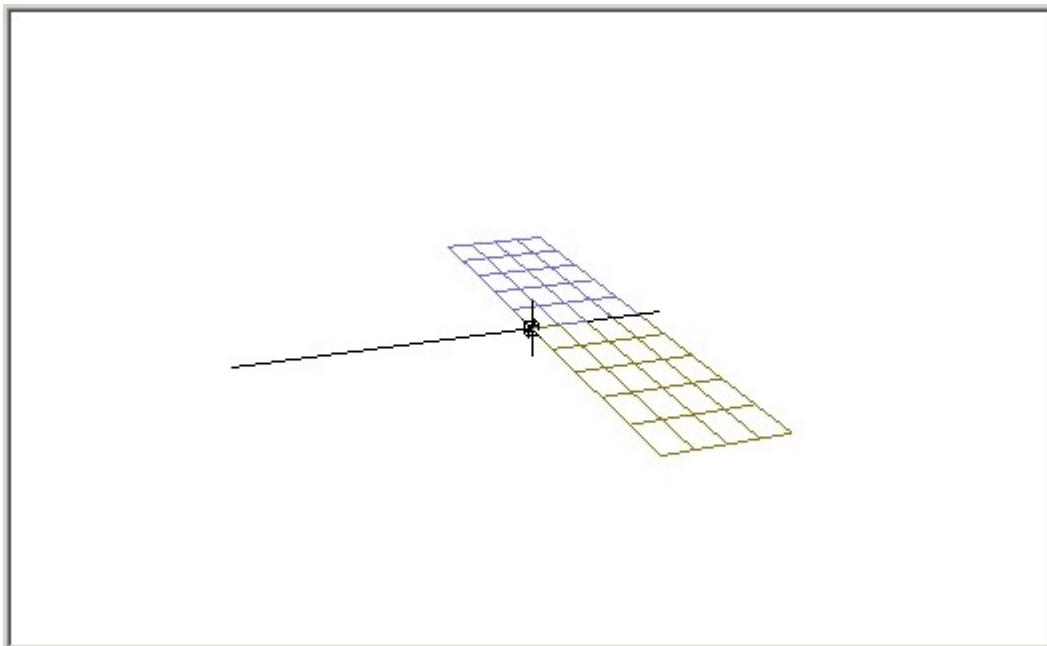
Un clic en el botón derecho del ratón aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,00001 ° y 1 °.



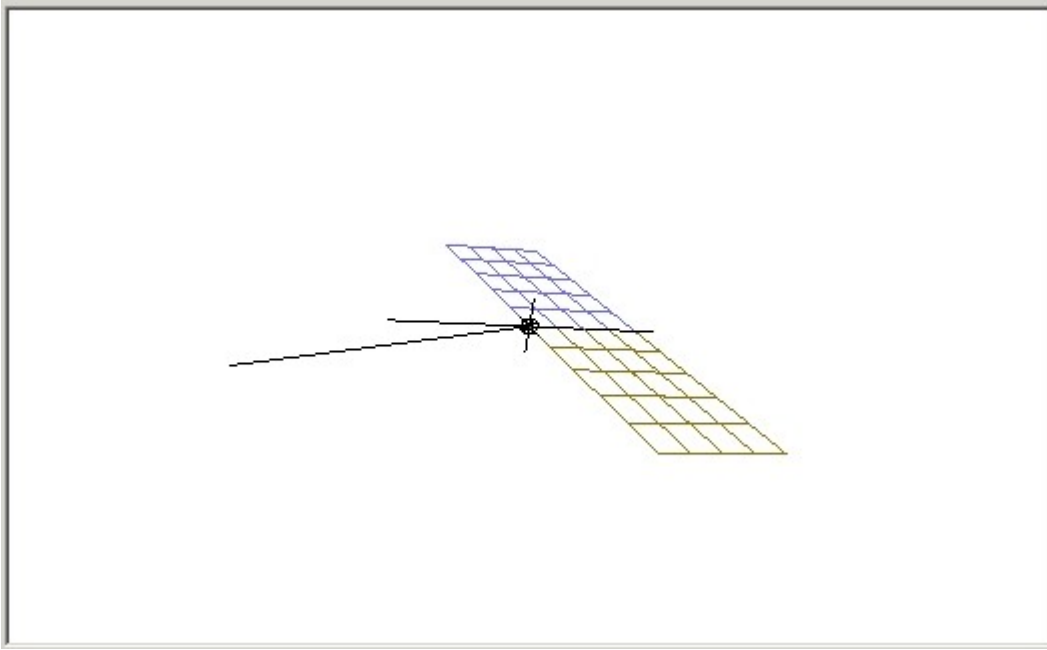
El efecto de esta función, es útil cuando se ha seleccionado el botón vector de flujo incidente.



La figura de abajo muestra un ala rectangular con  $0^\circ$  de ángulo de ataque. El eje X de esta ala es igual al ángulo de ataque.



Ingresar en el campo de entrada 'Angle of Attack [°]'  $10^\circ$  y confirmar con enter. El ala cambia su ángulo de ataque, el eje X del ala y el vector del flujo incidente son diferentes.

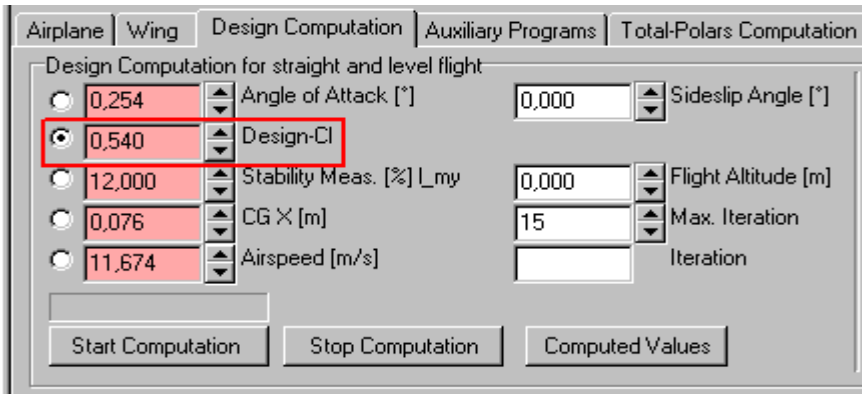


Si no se está efectuando ningún cálculo en Vortex, los campos de entrada están sombreados en rojo. Después de terminado los cálculos en Vortex, el color de fondo de campos de entrada es de color blanco. Bajo los campos de entrada se encuentra el botón 'Start Computation'. Si hace clic en este botón, el cálculo Vortex-Lattice comenzará. Este cálculo se ejecuta dos veces, primero con un ángulo de ataque bastante mayor que el ángulo seleccionado, y después con el ángulo seleccionado. Estos dos cálculos son necesarios para obtener una medida de la estabilidad. Una operación de cálculo Vortex exitosa, llena los cinco campos de diseño de cálculo en el lado izquierdo de la carpeta 'Design Computation'. Usted encontrará allí Design Cl, medida la estabilidad, el centro de gravedad (por referencia al punto cero del avión) y la velocidad del aire que es necesario para mantener el avión en un vuelo recto y nivelado.

#### 14.2: Lift Coefficient Cl (Coeficiente de sustentación Cl)

Haga clic en el botón de la carpeta 'Design Computation' y haga clic en el campo de entrada 'Design Cl' para introducir el valor deseado. Todos los valores son válidos; valores entre -2 y +2 son los más comunes. Para los aviones reales es posible tener valores más altos de Cl, generalmente en configuración con los flaps extendidos. Para modelos de aviones estos valores se encuentran normalmente en el rango de 0,8 a 1,5. Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los que pueden ser utilizados para cambiar la posición del avión con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,00001 y 1.



Bajo los campos de entrada está el botón 'Start Computation'. Si hace clic en este botón, el cálculo Vortex-Lattice Vortex comenzará, iniciándose un cálculo iterativo con varias iteraciones (cálculo aproximado) El programa cambia paso a paso el ángulo de ataque para aproximar el coeficiente de elevación deseado. Si el ángulo de ataque es superior a  $90^\circ$ , el cálculo se abortará con un mensaje de error.

### 14.3: Stability Measure (Midiendo la estabilidad)

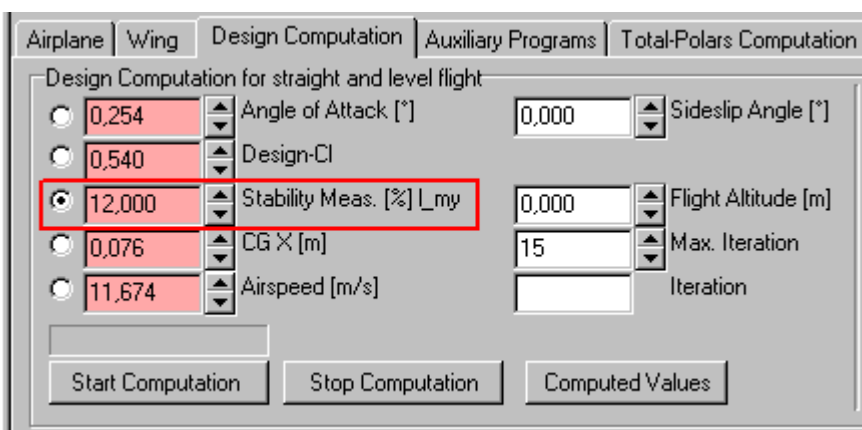
Haga clic en el botón de la carpeta 'Design Computation' y haga clic en el campo de entrada 'Stability Meas. [%] l\_my' para introducir el valor deseado. Los valores válidos se encuentran entre  $-100\%$  y  $+100\%$ . Lo más común es valores entre  $5\%$  y  $30\%$ .

Cuanto más grande es la medida de la estabilidad, más rápido reacciona el avión a las perturbaciones. Esta podría ser, por ejemplo, una ráfaga, pero también, la eficacia de los flaps y del estabilizador horizontal disminuye.

La medida de la estabilidad determina la distancia entre el punto neutro aerodinámico y el centro de la gravedad del avión. Valores de estabilidad menores a 0 indican inestabilidad; el avión no puede ser controlado por la mano.

Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los que se pueden utilizar para cambiar la medida de estabilidad con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre  $0,00001\%$  y  $1\%$ .



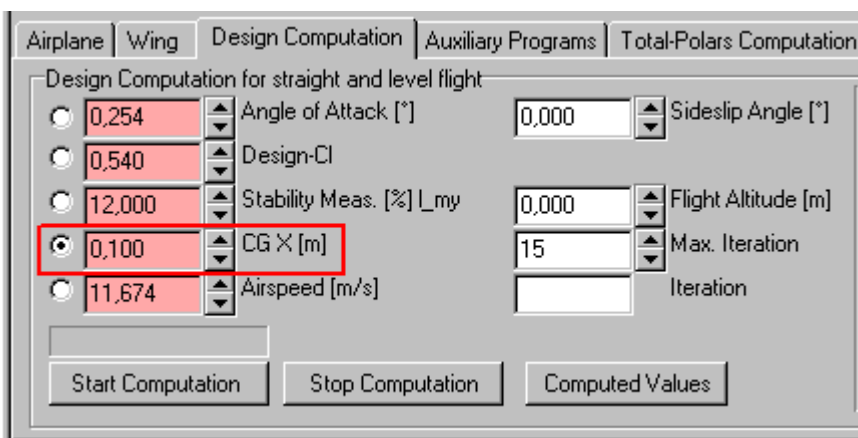
Bajo los campos de entrada se encuentra el botón 'Start Computation'. Si hace clic en este botón, el cálculo Vortex-Lattice se iniciará. Comienza un cálculo iterativo con varias iteraciones (cálculo aproximado). El programa cambia paso a paso el ángulo de ataque para aproximar la medida de la estabilidad deseada. Si el ángulo de ataque es superior a  $90^\circ$ , el cálculo se abortará con un mensaje de error.

#### 14.4: Centre of Gravity (Centro de gravedad)

Haga clic en el botón de la carpeta 'Design Computation' y haga clic en el campo de entrada 'CG X [m]' para introducir el valor deseado. Todos los valores son válidos; la unidad dimensional para la información ingresada es el 'metro' [m]. El centro de gravedad está relacionado con el punto cero en la dirección x del avión. Como el punto cero del avión se puede desplazar, uno debe mirar hacia fuera un poco de modo de saber dónde estamos. Para el inicio es útil para poner el punto cero del avión en el borde de ataque del ala principal, con el fin de evitar confusiones.

Cerca del campo de entrada están los botones up/down. Los que se utilizan para cambiar el centro de gravedad con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre 0.00001m y 1m.



Debajo de los campos de entrada está el botón 'Start Computation' Si hace clic en este botón, el cálculo Vortex-Lattice se iniciará. Comienza un cálculo iterativo con varias iteraciones. El programa cambia paso a paso el ángulo de ataque para aproximarse al centro de gravedad deseado. Si el ángulo de ataque llega a ser superior o igual a 90 °, el cálculo se abortará con un mensaje de error.

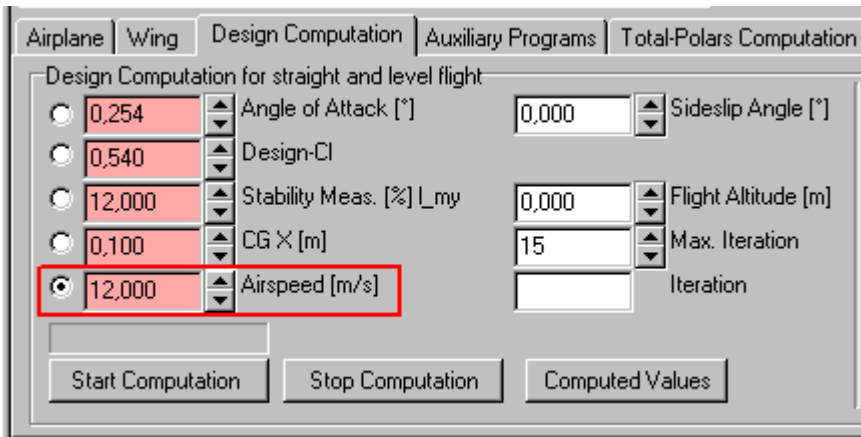
#### 14.5: Airspeed (Velocidad del aire)

A menudo es deseable diseñar un avión para una velocidad específica, por ejemplo, un modelo de velocidad.

Haga clic en el botón de la carpeta 'Diseño Computación' y haga clic en el campo de entrada 'Airspeed [m/s]' para introducir el valor deseado. La unidad dimensional para la información ingresada es 'meter per second' [m/s]. Los valores válidos son > 0.

Cerca del campo de entrada están los botones up/down. Ellos se pueden utilizar para cambiar la velocidad del aire con clics del mouse.

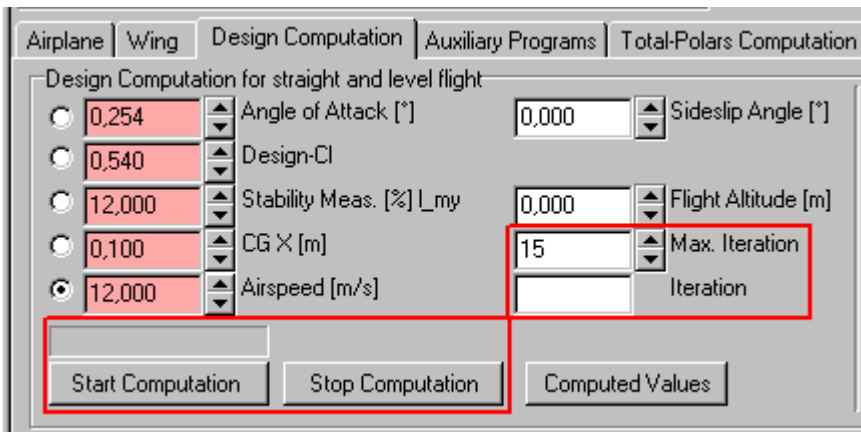
Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre 0.00001m / s y 1 m / s.



Debajo de los campos de entrada se encuentra el botón 'Start Computation'. Si hace clic en este botón, el cálculo Vortex-Lattice Vortex se iniciará. Comienza un cálculo iterativo con varias iteraciones (cálculo aproximado). El programa cambia paso a paso el ángulo de ataque para aproximarse a la velocidad deseada. Si el ángulo de ataque llega a ser superior o igual a 90 °, el cálculo se abortará con un mensaje de error.

#### 14.6: Start / Stop Calculation (Inicio y detención de los cálculos)

Haga clic en el botón de la carpeta 'Design Computation'. Debajo de los campos de entrada se encuentran los botones 'Start Computation' y 'Stop Computation'.



Si se ha decidido por un valor de diseño, haga clic en el botón 'Start Computation'. Todos los campos de entrada cambiaron estado inactivo para evitar la entrada de datos errónea, mientras que el cálculo está en marcha. El programa realiza ahora los cálculos, se indica el progreso en una pantalla de línea de la barra por encima del botón start.

El botón 'Stop Computation' se puede utilizar para abortar los cálculos de Vortex. Después del abortar, se vuelve al estado anterior.

Para las condiciones de diseño CI, medida de estabilidad, centro de gravedad y velocidad, el programa ejecuta un cálculo iterativo (cálculo aproximado). Se muestra el número de iteraciones ejecutadas en el campo de salida "iteración". En la mayoría de los casos, el programa obtendrá un resultado dentro de 10 iteraciones. En casos desfavorables puede suceder que el programa no encuentra un resultado (no se alcanza la convergencia), e itere indefinidamente. Para evitar esta situación, el campo de entrada 'Max. Iteración' se puede utilizar. El programa detiene el cálculo al alcanzar el valor introducido aquí. Puede introducir el número máximo de pasos manualmente, o puede utilizar los botones up/down ubicados cerca del campo de entrada.

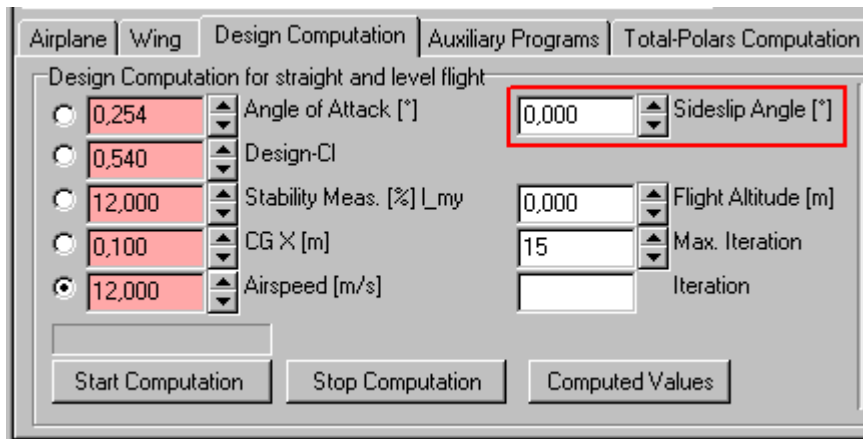
### 14.7: Sideslip Angle (Angulo de deslizamiento lateral)

Esta función está pensada para los ensayos relativos al ángulo de deslizamiento lateral. El deslizamiento lateral (Sideslipping) puede ser causado por una ráfaga. En un vuelo con resbalamiento lateral cambia la distribución de sustentación y por lo tanto los momentos de equilibrio del avión.

Haga clic en el campo de entrada 'Sideslip Angle [°]' para introducir el valor deseado. La unidad dimensional para la información ingresada es 'degree' [°].

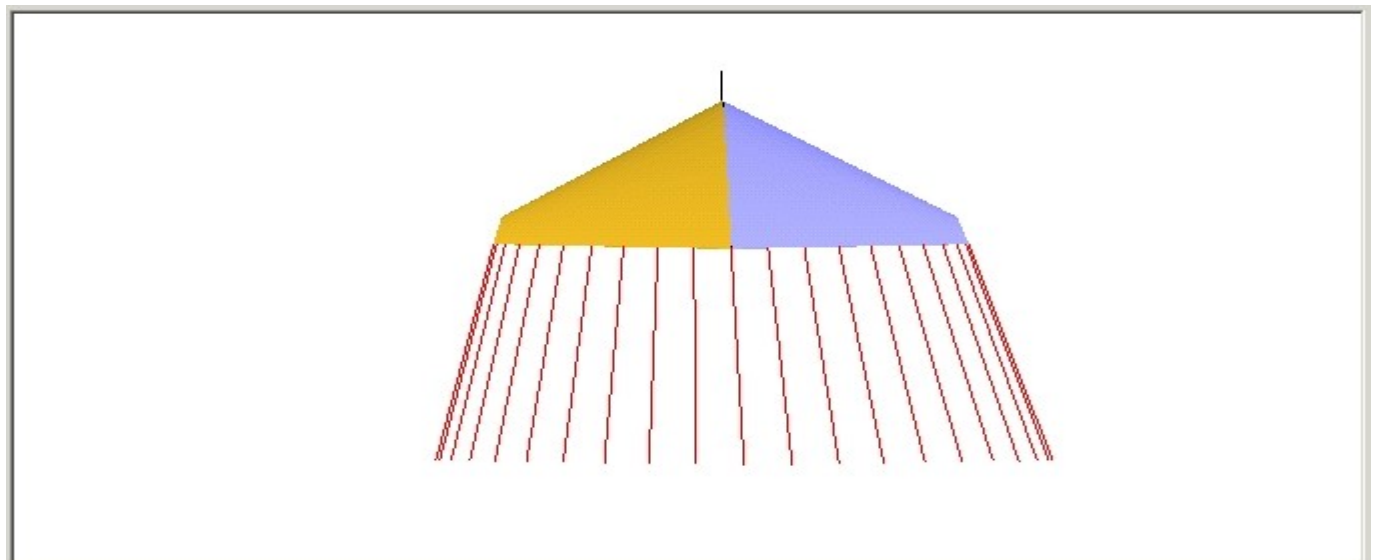
Cerca del campo de entrada están los botones up/down. Se pueden usar para cambiar el ángulo de deslizamiento lateral con clics del mouse.

Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,00001 ° y 1 °.

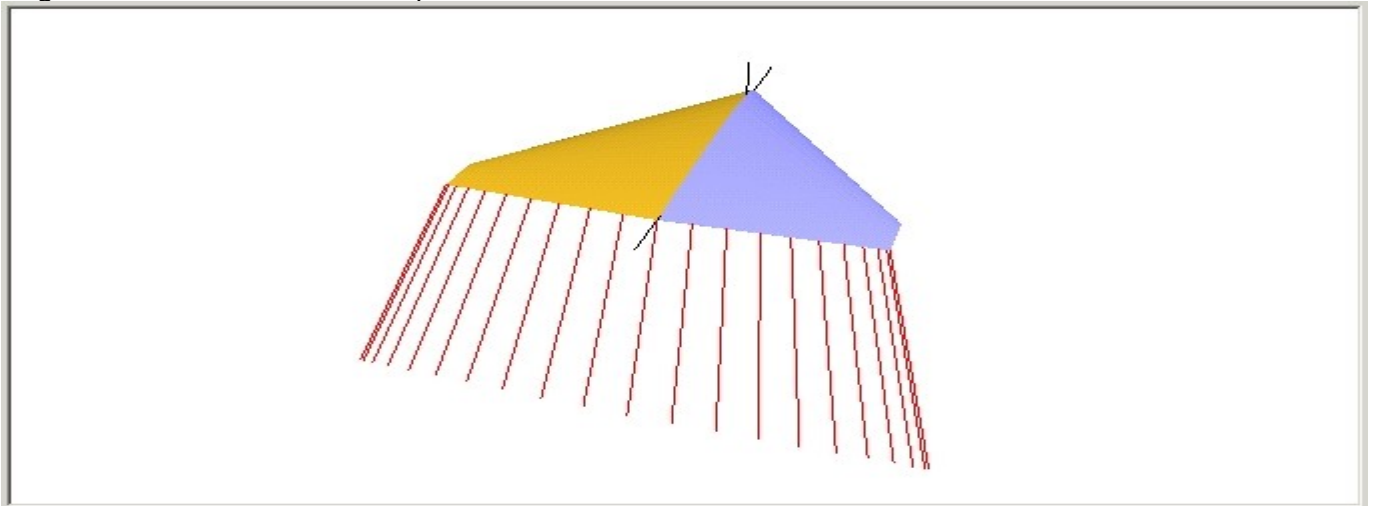


El siguiente dibujo muestra un ala delta.

Angulo de deslizamiento 0°.

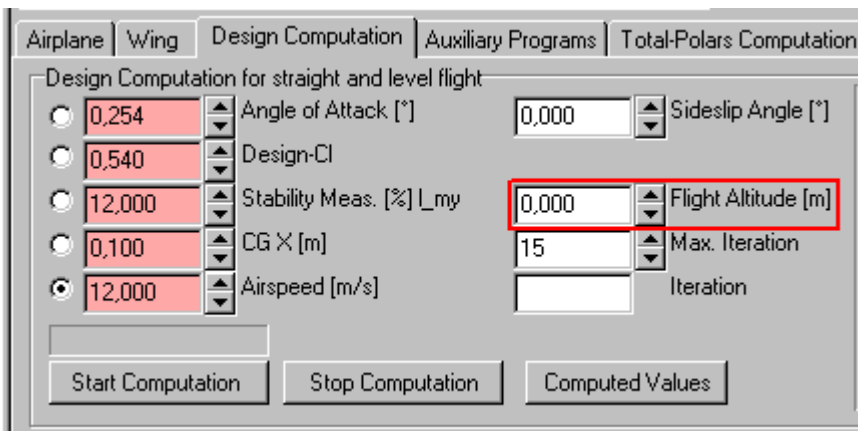


Angulo de deslizamiento Sideslip 15°.



#### 14.8: Altitude (Altura)

Con el aumento de la altura de vuelo la presión atmosférica disminuye. La sustentación y también el arrastre se hacen más pequeños. Con el fin de lograr la misma sustentación que a nivel del suelo, se debe volar más rápido. Eso no es un problema, porque también la resistencia es menor y por lo tanto uno puede volar más rápido con el mismo empuje. Desafortunadamente también el rendimiento del motor de la aeronave disminuye al aumentar la altura de vuelo (el motor respira aire menos denso a esa altura). La unidad dimensional para la información ingresada es 'meter' [m]. Se puede introducir la altitud manualmente, o puede utilizar los botones up/down ubicados cerca del campo de entrada.



El cálculo de la densidad del aire en diferentes altitudes es lineal y se muestra en la siguiente tabla:

Altura en Metros	Densidad del Aire
0,000m	1,225kg/m <sup>3</sup>
1.000m	1,112kg/m <sup>3</sup>
2.000m	1,007kg/m <sup>3</sup>
3.000m	0,909kg/m <sup>3</sup>
4.000m	0,819kg/m <sup>3</sup>
5.000m	0,736kg/m <sup>3</sup>

Altura en Metros	Densidad del Aire
6.000m	0,660kg/
7.000m	0,590kg/m <sup>3</sup>
8.000m	0,526kg/m <sup>3</sup>
9.000m	0,467kg/m <sup>3</sup>
10.000m	0,414kg/m <sup>3</sup>
11.000m	0,365kg/m <sup>3</sup>
12.000m	0,312kg/m <sup>3</sup>
13.000m	0,267kg/m <sup>3</sup>
14.000m	0,228kg/m <sup>3</sup>
15.000m	0,195kg/m <sup>3</sup>
16.000m	0,166kg/m <sup>3</sup>
17.000m	0,142kg/m <sup>3</sup>
18.000m	0,122kg/m <sup>3</sup>
19.000m	0,104kg/m <sup>3</sup>
20.000m	0,089kg/m <sup>3</sup>
21.000m	0,076kg/m <sup>3</sup>
22.000m	0,065kg/m <sup>3</sup>
23.000m	0,055kg/m <sup>3</sup>
24.000m	0,047kg/m <sup>3</sup>
25.000m	0,040kg/m <sup>3</sup>

#### 14.9: Wake Turbulence (Turbulencia de la estela)

A menudo, con las alas volantes se obtiene la misma estela turbulenta y rígida que un ala corriente, lo que no es problema, ya que detrás del ala no hay momentos que afectan a las superficies de control. Con aviones de múltiples superficies fijas (superficies de cola, canards, biplanos) es recomendable, a menudo, trabajar con más rigurosidad.

Una superficie sustentadora desvía el flujo de aire, y en las puntas de las superficies (alas) se forman vórtices. Las superficies ubicadas detrás del ala son fuertemente afectadas por este flujo desviado. Con las siguientes funciones se puede hacer un cálculo iterativo en relación al comportamiento y las variaciones de la estela turbulenta.

Para iniciar un cálculo iterativo con estela de turbulencia variable se debe seleccionar una de las siguientes check-boxes:

'Wake Turbulence Corr. Single alignment' o 'Wake Turbulence Corr. Complete alignment'.

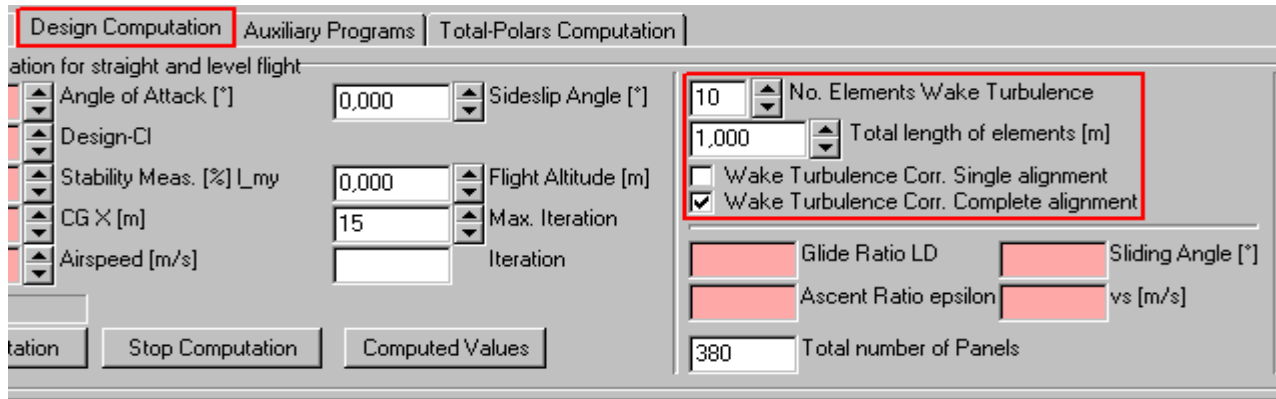
Las líneas de flujo de la estela turbulenta consisten en partes discretas, que se disponen una detrás de la otra como en un collar de perlas. Al cerrarse detrás del borde de fuga estas piezas tienen un tamaño pequeño, el que se hace cada vez mayor con el aumento de la distancia desde el borde de fuga.

La función "Wake Turbulence Corr. Complete alignment" hace que primero todas las piezas de una línea de flujo estén alineadas y entonces se puede iniciar un nuevo cálculo de Vortex.

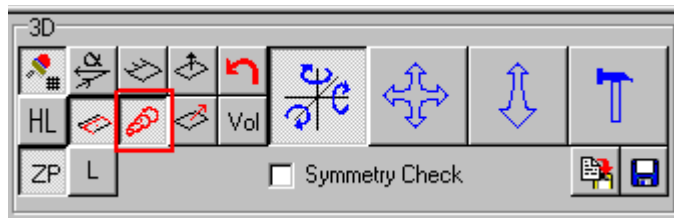
Con la función "Wake Turbulence Corr. Single alignment" la primera pieza de una línea de flujo cerca del borde de fuga está alineada, entonces se inicia un nuevo cálculo de Vortex.

Después, la siguiente pieza de una línea de flujo está alineada y de nuevo se inicia un nuevo cálculo de Vortex y así sucesivamente. El resultado final de la función Single alignment es un poco más preciso, en las otras opciones el tiempo de cálculo aumenta de manera significativa. En la mayoría de los casos, la función de alineación completa (complete alignment) es suficiente.

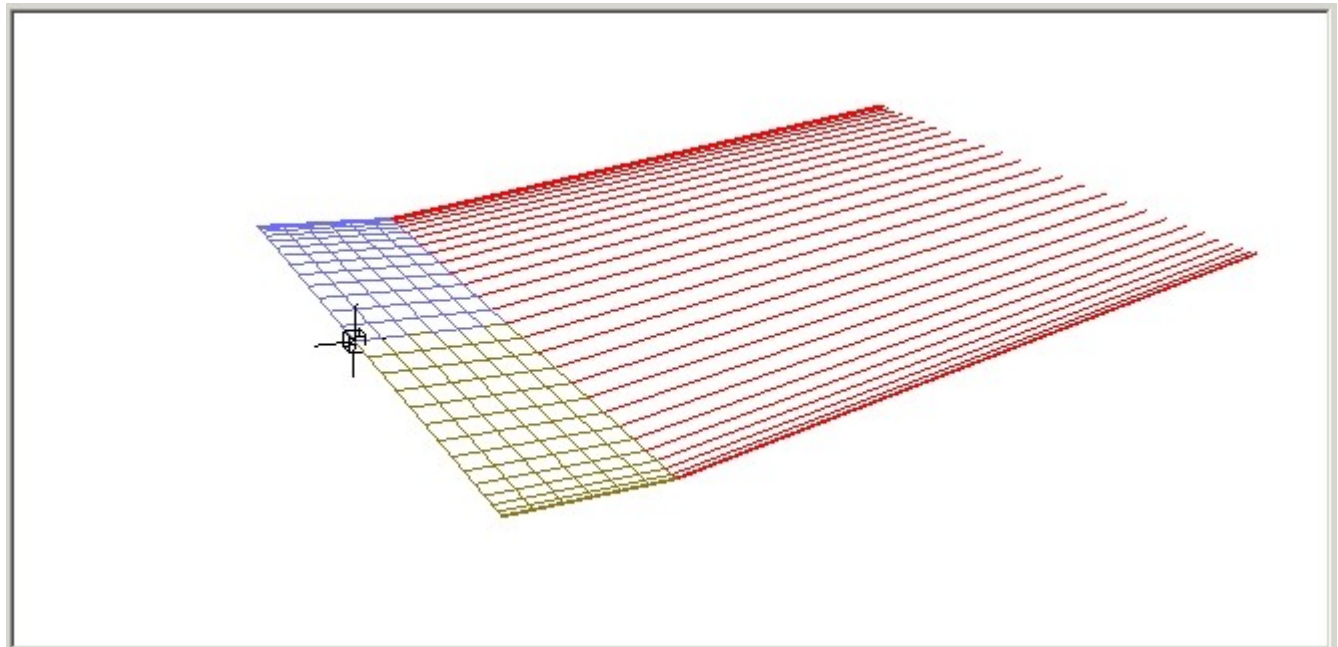
También se permite una combinación de las dos funciones, siendo la manera de cálculo más exacta. Sin embargo, los tiempos de procesamiento pueden ser intolerablemente largos.



Seleccione el botón marcado para hacer que la turbulencia sea visible.



El dibujo siguiente muestra una estela de turbulencia rígida

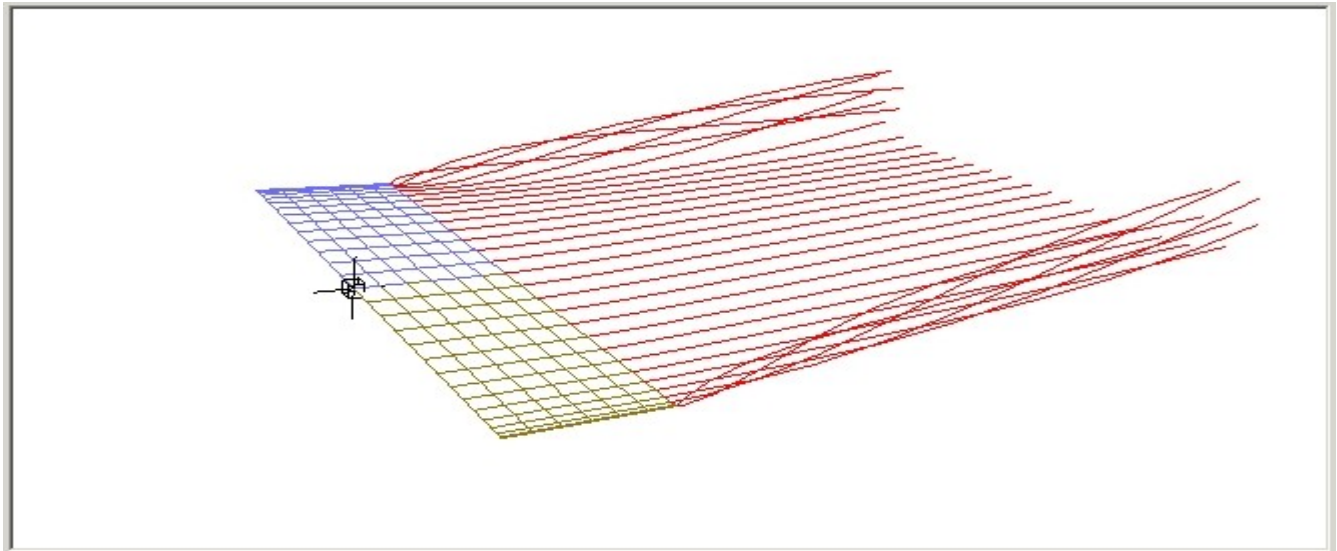


Aquí sólo se muestra una pequeña parte de la turbulencia de estela, en realidad las líneas de flujo continúan hasta el infinito.

El programa funciona bien sin una visualización completa, ya que el gráfico es claro y definido. La longitud de la estela turbulenta que se muestra, se puede introducir manualmente en el campo de entrada 'Total length of elements [m]' o con los botones up/down que están cerca del campo de entrada. La unidad dimensional para la información ingresada es 'meter' [m].

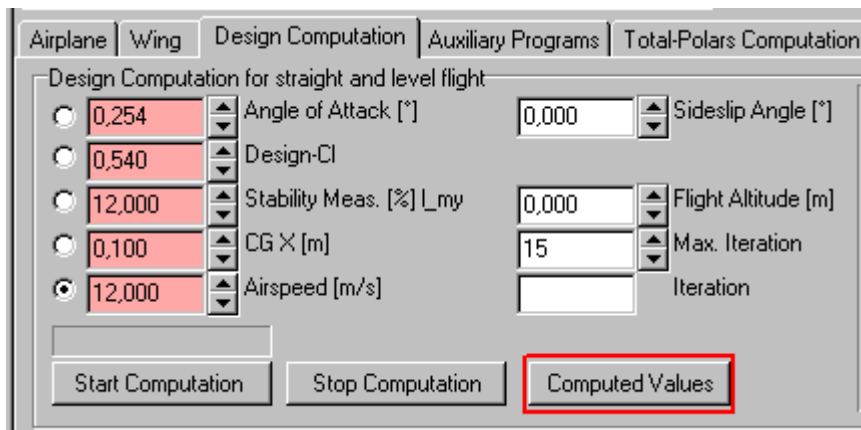
Esta parte visible de la estela turbulenta se divide en pequeños elementos, que se vuelven más finos más cerca del ala (sinusoidal). El número de elementos visibles se puede ajustar en el campo de entrada 'No. Elements Wake Turbulence'

La siguiente imagen muestra la estela del ala anterior modelada con iteración en la modalidad estela turbulenta. En el centro del ala, el flujo se desvía hacia abajo y en las puntas de las alas se forman vórtices.

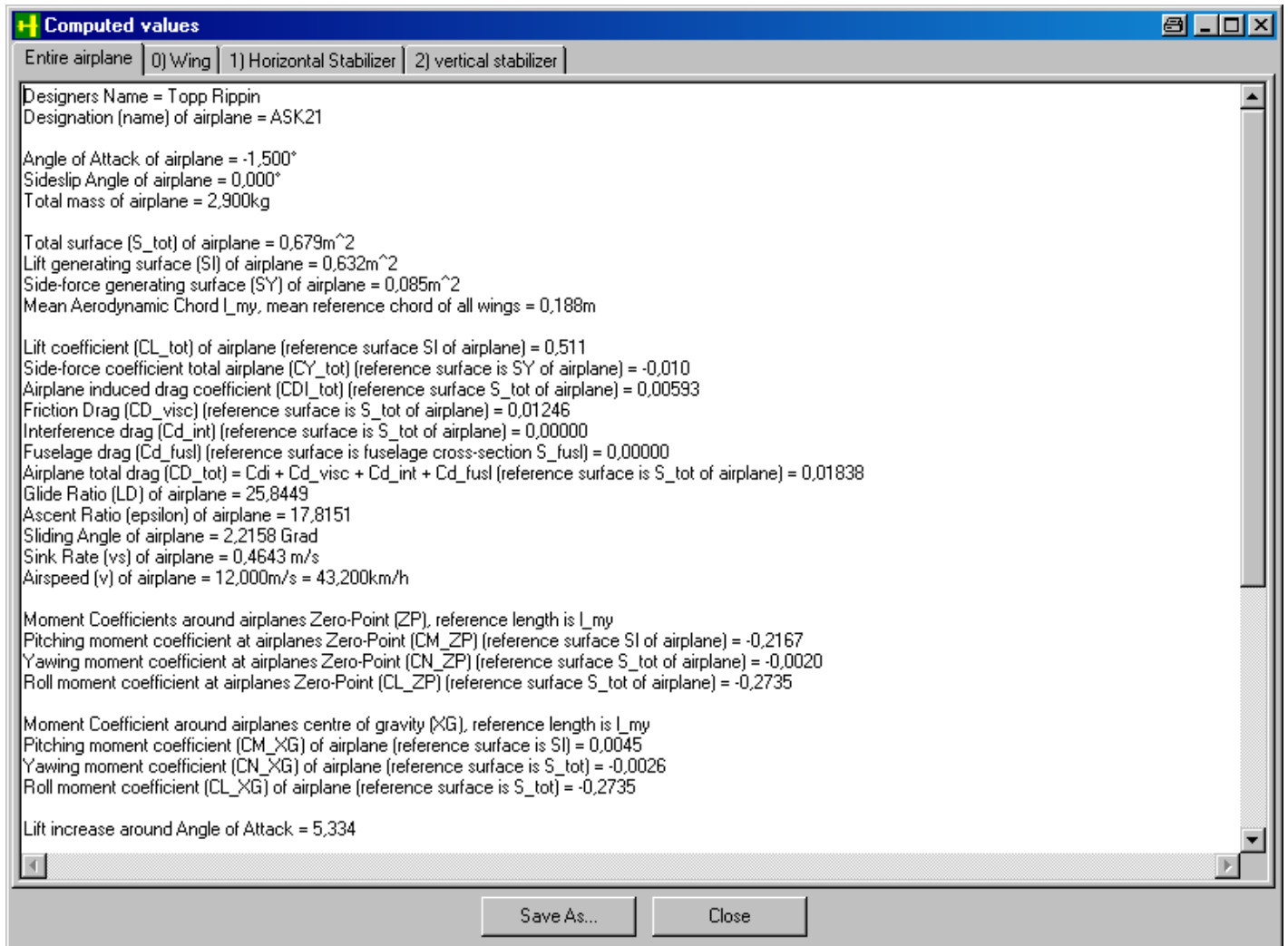


#### 14.10: Computed Values (Valores calculados)

Después de un análisis Vortex exitoso, no solamente tenemos los valores de diseño que se han ingresado en los campos de entrada, hay muchos datos que el programa pone a nuestra disposición. Haga clic en el botón 'Computed Values' para abrir una nueva ventana.



En esta ventana se encuentran los resultados del cálculo efectuado con Vortex. A continuación, se explican los detalles de los 'Computed values'. Dependiendo del número de las superficies aerodinámicas (alas) se muestran una o más carpetas. La primera carpeta contiene los datos para todo el avión.



Las alas están ordenadas de izquierda a derecha, indicando el número y denominación de cada ala. En las carpetas de las alas también puede encontrar coeficientes locales de las cintas de panel a lo largo de la envergadura del ala. La línea marcada indica la franja panel en el que se encuentra la barra de marcado en el gráfico 2D.

Minimice un poco la ventana 'Computed vales', y deslícela a una posición en la pantalla, que se puede ver la ventana del gráfico 2D. Pulse el botón izquierdo del ratón y mover el cursor del ratón sobre la ventana del gráfico 2D. El marcador de línea en la ventana 'Computed values' sigue estos movimientos. De este modo se puede examinar todos los valores locales de la banda del panel seleccionado.

**Computed values**

Entire airplane | 0) Wing | 1) Horizontal Stabilizer | 2) vertical stabilizer

Designation (Name) of wing = Wing

Total surface (S\_tot) of wing = 0,564m<sup>2</sup>  
 Lift Generating surface (Sl) of wing = 0,563m<sup>2</sup>  
 Side-force generating surface (Sy) of wing = 0,039m<sup>2</sup>  
 Span (b) of wing = 3,190m  
 Aspect Ratio (AR) of wing (b \* b / Sl of wing) = 18,093  
 Reference chord (L\_my) of wing (mean aerodynamic chord) = 0,188m

Lift Coefficient (CL) of wing (reference surface is Sl of wing) = 0,591  
 Side-force coefficient (Cy) of wing (reference surface is Sy of wing) = -0,055  
 Induced Resistance (Cwl) of wing parts Auftriebserzeugenden (reference surface of wing is Sl) = 0,00753  
 Entire induced drag coefficient (Cdi\_tot) of wing (reference surface is S\_tot of wing) = 0,00751  
 Induced resistance (Cwi\_ell) compared elliptical surface (Ca \* Ca / pi / AR) = 0,00615  
 Grade (K-factor) of wing (Cwl / Cwi\_ell) = 1,2242  
 Friction Drag (Cd\_visc) (reference surface is S\_tot of wing) = 0,01233  
 Wing total drag (Cd\_tot) (reference surface is S\_tot of wing) = 0,01984  
 Glide Ratio (LD) of wing = 29,7283  
 Ascent Ratio (epsilon) of wing = 22,8319

Local coefficients normal (perpendicular) to wing section:

PanNo.	gamma	Cl	Cdi	ai	Re	Depth	Width	SegNo.	Cl_min	Cl_max	stall_up	stall_lo	Cd_visc	BW_up	BW_dov
0)	0,00043	0,01619	-0,00288	-10,1779	44746	0,053m	0,013m	0	-0,57653	0,61829	0	0	0,03892	1	0
1)	0,00335	0,10256	-0,00402	-2,24616	54860	0,065m	0,035m	0	-0,55021	0,75216	0	0	0,01786	0	0
2)	0,00937	0,22069	-0,00122	-0,31556	71272	0,085m	0,043m	0	-0,49282	0,98746	0	0	0,01614	0	0
3)	0,01451	0,27766	0,00370	0,76403	87716	0,105m	0,035m	0	-0,41687	1,24741	0	0	0,01526	0	0
4)	0,01647	0,28243	0,00663	1,34534	97887	0,117m	0,013m	0	-0,36045	1,42077	0	0	0,02695	0	1
5)	0,01669	0,27631	0,00417	0,86497	101351	0,121m	0,014m	1	-0,46936	1,35692	0	0	0,01469	0	0
6)	0,01757	0,28508	0,00188	0,37811	103430	0,123m	0,042m	1	-0,47148	1,35799	0	0	0,01455	0	0
7)	0,01925	0,30056	0,00103	0,19675	107506	0,128m	0,067m	1	-0,47554	1,35997	0	0	0,01433	0	0
8)	0,02127	0,31467	0,00033	0,06038	113425	0,135m	0,091m	1	-0,48121	1,36261	0	0	0,01414	0	0
9)	0,02360	0,32743	-0,00036	-0,06323	120958	0,144m	0,111m	1	-0,48807	1,36561	0	0	0,01379	0	0
10)	0,02647	0,34216	-0,00119	-0,19844	129816	0,155m	0,126m	1	-0,49569	1,36867	0	0	0,01342	0	0
11)	0,03041	0,36550	-0,00244	-0,38204	139659	0,166m	0,137m	1	-0,50366	1,37154	0	0	0,01305	0	0
12)	0,03716	0,41545	-0,00457	-0,63002	150107	0,179m	0,142m	1	-0,51163	1,37406	0	0	0,01272	0	0

Save As... Close

Haga clic en el botón 'Save As...' para guardar los datos calculados en un archivo de texto.

#### 14.11: Input additional Drag (Ingreso de Drag adicional)

Junto con la resistencia aerodinámica y la resistencia inducida existen drags adicionales. Estos son el arrastre fuselaje y la resistencia de interferencia, que surgen por la influencia entre el fuselaje y las alas. En los siguientes campos de entrada se puede introducir estos valores manualmente o se pueden seleccionar los valores preestablecidos de una tabla.

Settings Drag computation

Compute Airfoil with Bubble Drag

0,000000 Fuselage cross-section [m<sup>2</sup>]

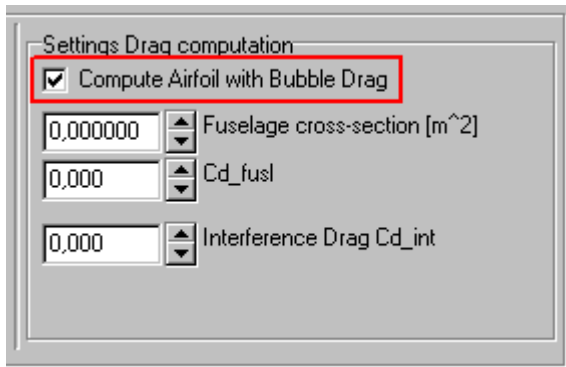
0,000 Cd\_fusl

0,000 Interference Drag Cd\_int

En general se forma una burbuja en la posición más alta cuando existe un flujo alrededor de una superficie de sustentación. La longitud de esta burbuja depende del número de Reynolds.

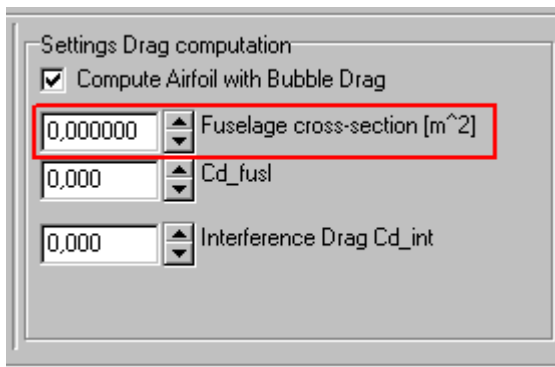
Detrás de esta burbuja el flujo toma una forma turbulenta (arremolinada). En esta burbuja se forma arrastre viscoso.

Haga clic en la check-box 'Compute Airfoil with Bubble Drag' para incluir este arrastre en el cálculo de Vortex.



En muchas aplicaciones, el coeficiente de resistencia aerodinámica del fuselaje está referido a la sección transversal del fuselaje en su parte más gruesa.

En el campo de entrada siguiente puede introducir el área de sección transversal en . (metros cuadrados). Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los se usan para cambiar la superficie de la sección transversal con clics del mouse. Un clic en el botón derecho del mouse y aparece un menú para ajustar el incremento entre 0,001 m y 1 m.

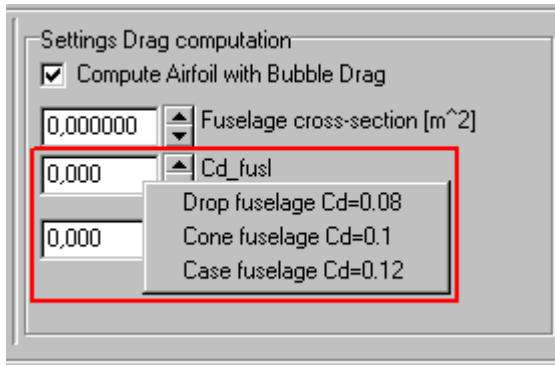


El coeficiente de resistencia aerodinámica del fuselaje se puede introducir en el campo de entrada 'Cd\_fusl'. Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los que se usan para cambiar el coeficiente de resistencia aerodinámica del fuselaje con clics del mouse.

Hay un tercer método para cambiar el valor. Mueva el cursor del ratón en el campo de entrada y haga clic en el botón derecho del mouse.

Se despliega un menú y ofrece los valores preestablecidos para diferentes formas de fuselaje para una selección rápida.

El coeficiente de resistencia parece no ser alto, pero uno tiene que tomar en cuenta que este valor está relacionado con la sección transversal del fuselaje, no con la superficie del avión.

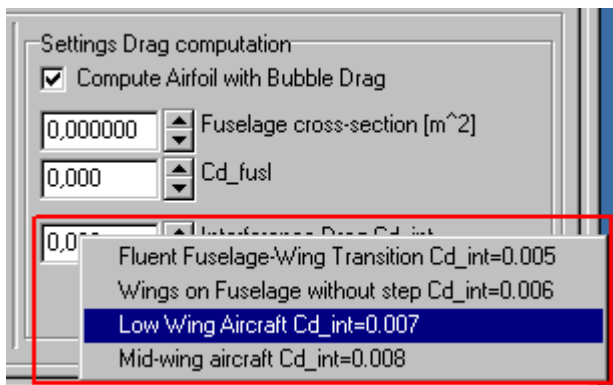


En la zona de transición de fuselaje y alas a menudo surgen turbulencias (interferencias) que producen un drag adicional. Este arrastre se puede introducir en el campo de entrada 'Interferencia Drag Cd\_int'. Cerca del campo de entrada están los botones up/down, los que pueden ser utilizados para cambiar el drag de interferencia con clics del mouse.

Hay un tercer método para cambiar el valor. Mueva el cursor del ratón en el campo de entrada y haga clic en el botón derecho del mouse.

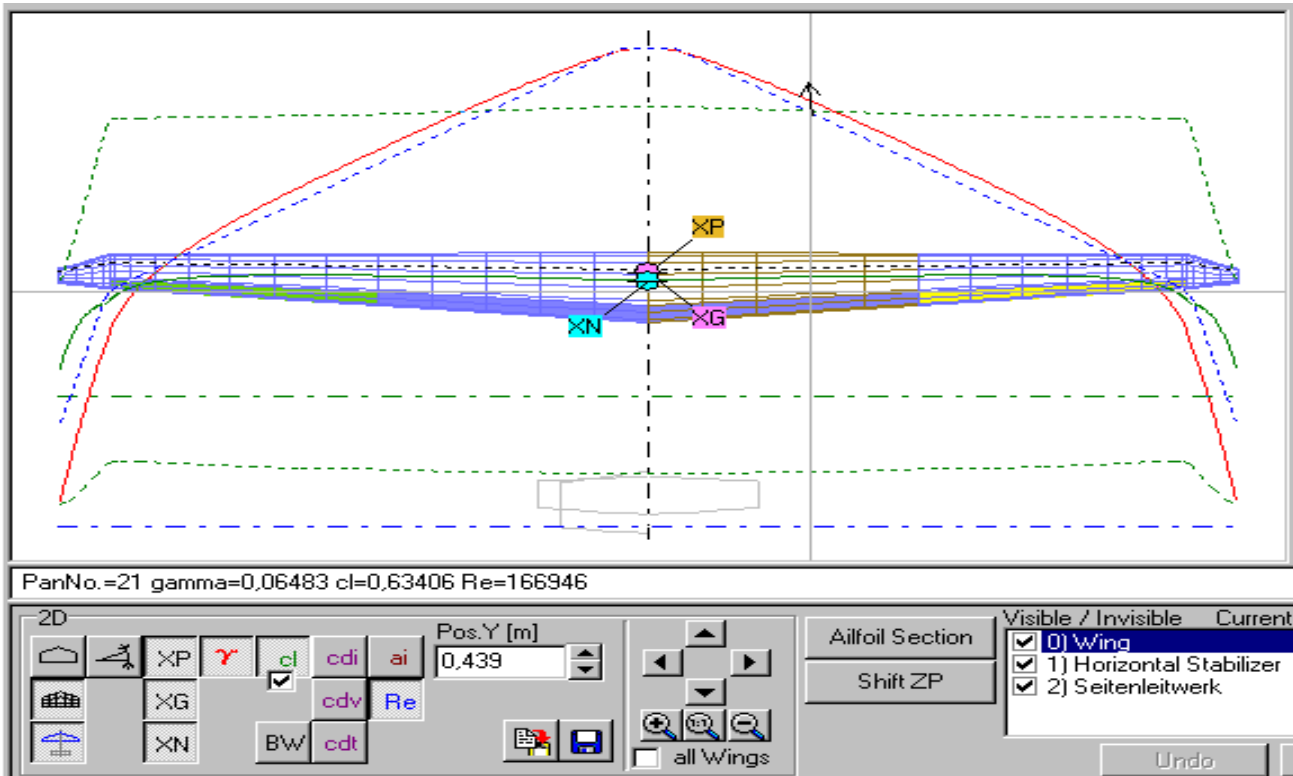
Se despliega un menú que ofrece los valores preestablecidos para diferentes configuraciones ala fuselaje para una selección rápida.

El arrastre de interferencia está relacionado con la superficie total del avión lo que significa que los valores son pequeños comparados con la resistencia de la sección del fuselaje.



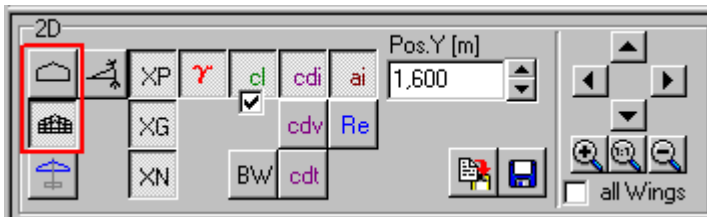
## 15: Folder 2D and Display of Curves (Carpeta 2D y presentación de curvas)

Este capítulo trata de la gráfica asociada a las curvas y las variables calculadas. La parte superior izquierda de la ventana gráfica muestra el ala que está en construcción. El ala se muestra como un objeto 2D plano, de modo que si hay diedro, este no es visible.

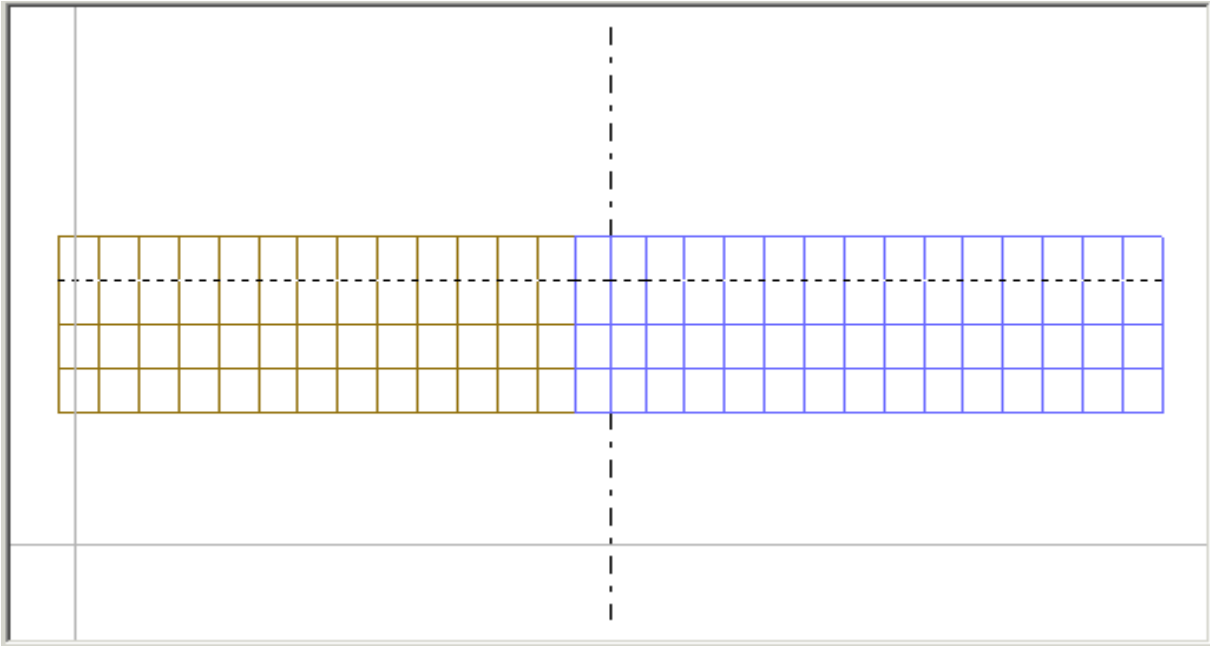


### 15.1: Display current Wings (Mostrar el ala en construcción o bajo análisis)

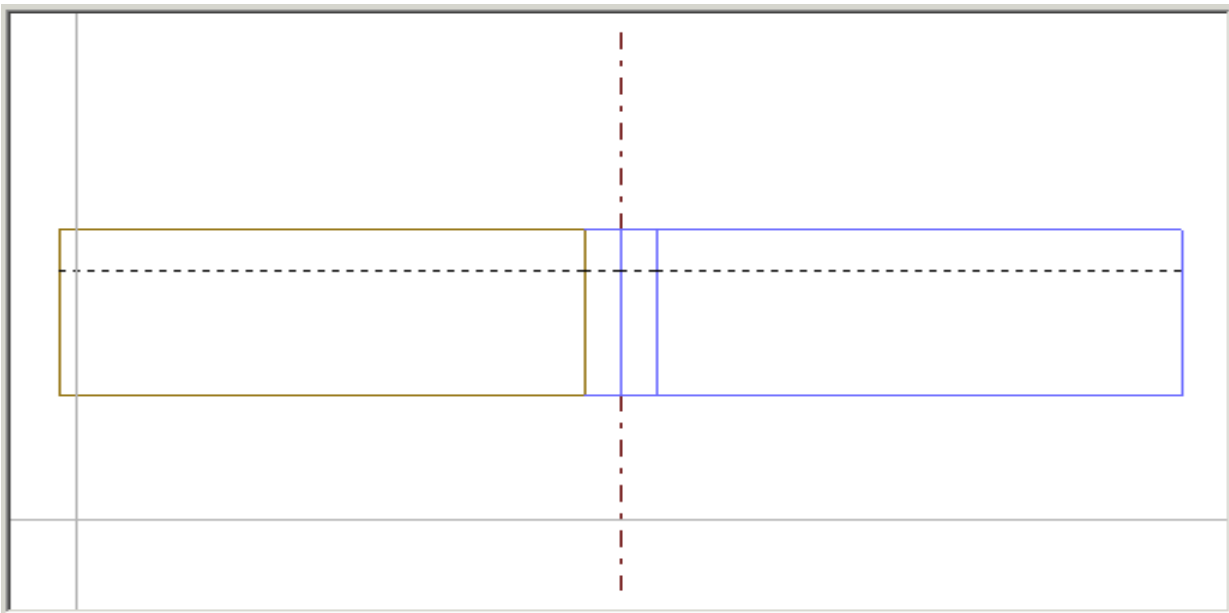
Hay tres opciones para la presentación de salida de un ala en una pantalla 2D. Estas opciones están controladas por los botones que se muestran en la imagen siguiente.



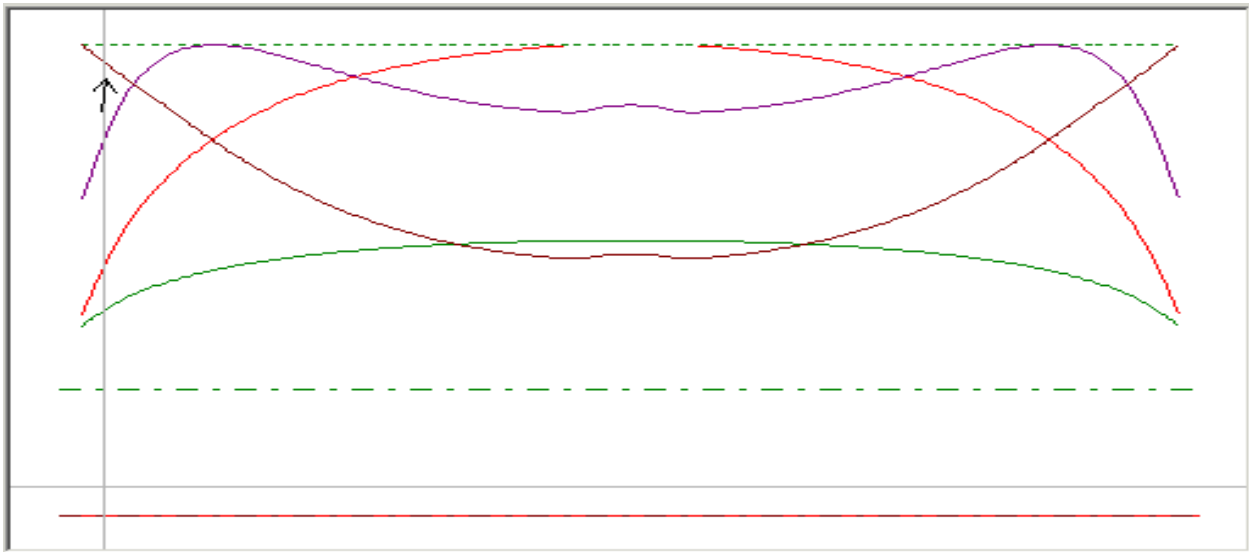
El ala se debe mostrar con paneles (botón inferior).



Se muestra solo el contorno del ala (botón inferior).



También el ala podría ser invisible (los dos botones apagados). Esto es útil, si se quiere considerar sólo las curvas.



### 15.2: Display CP, CG and NP (Mostrar CP, CG y NP)

Después de realizar cálculos con el Vortex Lattice Method Vortex, está disponible la información del centro de presión, el centro de gravedad y el punto neutro. En caso de una distribución simétrica de sustentación (simétrica con respecto al eje X) el centro de presión y el centro de gravedad están ambos sobre el eje X.

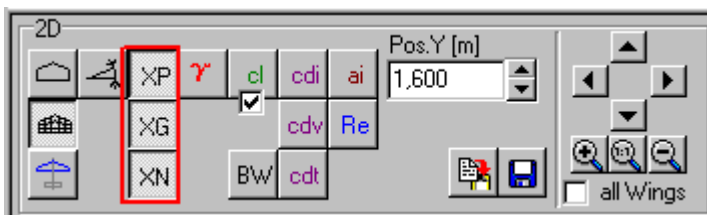
El punto neutro representa la ubicación más retrasada posible para el centro de gravedad. Si el centro de gravedad está situado detrás del punto neutro la condición de vuelo es inestable, el avión no puede ser controlado manualmente mediante un dispositivo de RC.

Haga clic en los botones siguientes para hacer visibles el centro de presión, el centro de gravedad y el punto neutro.

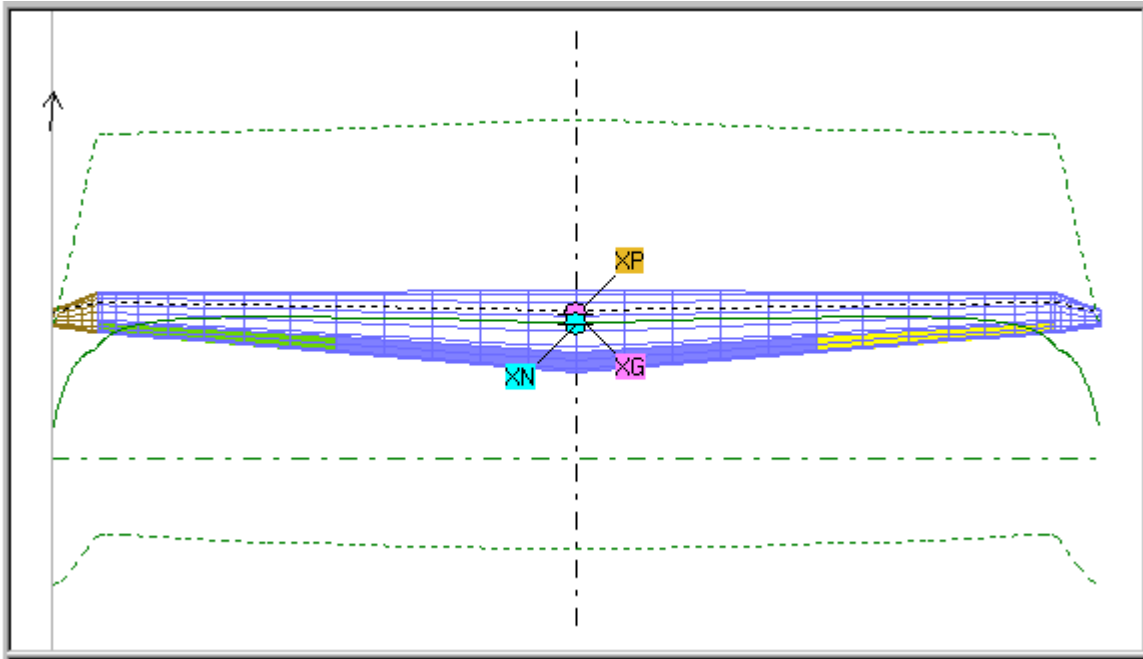
XP = centro de presión

XG = centro de gravedad

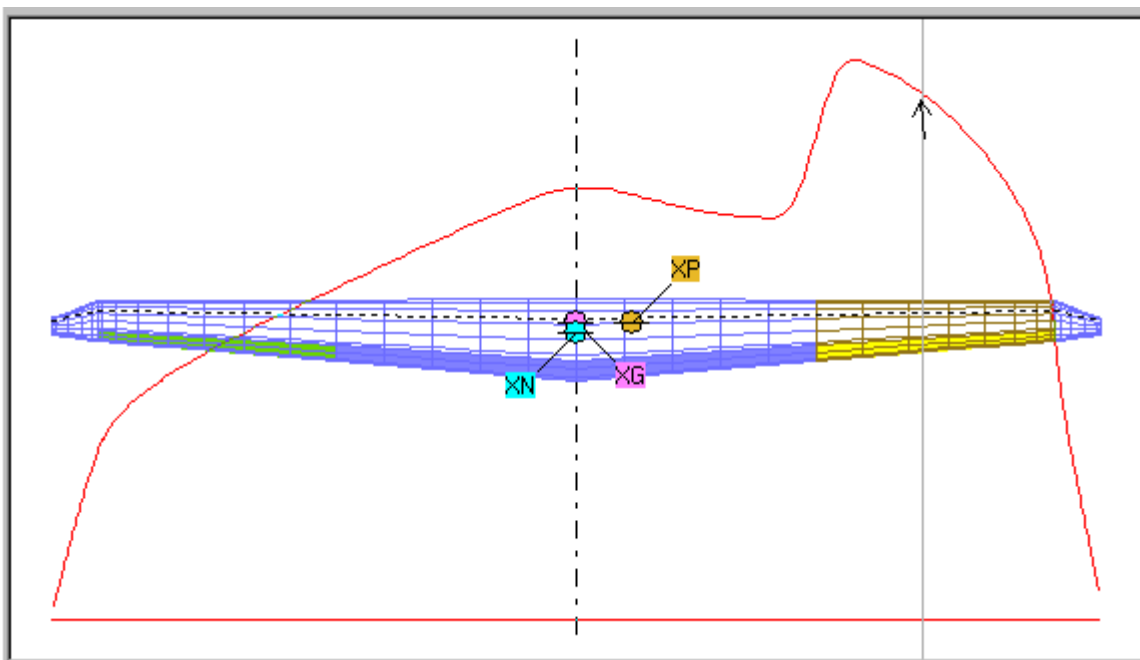
XN = punto neutro



El dibujo siguiente muestra las funciones.



En caso de calcular una distribución de sustentación asimétrica, por ejemplo, causado por un solo flap deflectado, el centro de presión se mueve fuera del plano de simetría. Entonces la fuerza total no ataca en el centro de gravedad, el efecto es, por ejemplo un roll del avión. Los dibujos de más abajo ilustran el efecto.



### 15.3: Display Strength of Circulation (Gamma) (Mostrar la fuerza de circulación (Gamma))

La curva de circulación representa algún tipo de distribución de fuerza a lo largo de la dirección de la envergadura. Sin embargo, la circulación no es una fuerza medida en Newton, por lo tanto, uno tiene que convertir por las siguientes fórmulas

Donde:

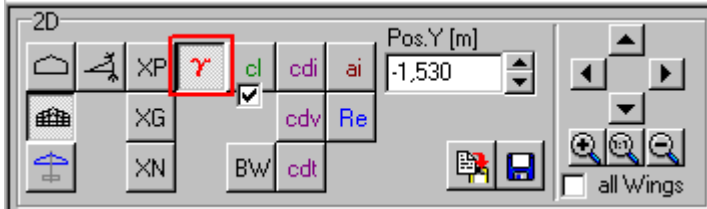
$L$  = sustentación en Newton

$dy$  = ancho de un panel de huincha en metros

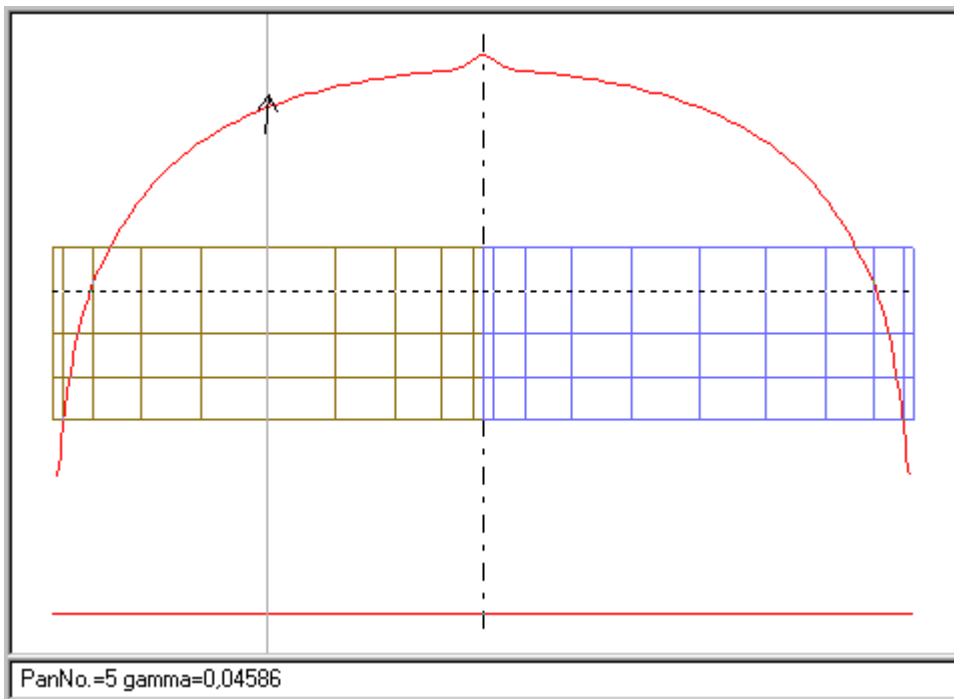
$\rho$  = densidad del aire  $\rho$  (a nivel del mar = 1.225 kg/

$v$  = velocidad del flujo en m/s

Haga clic en el botón marcado de modo que la curva de circulación sea visible.



Las imágenes a continuación ilustran esta función. Por debajo de la gráfica 2D se encuentra una línea de texto, en el que se muestran los valores locales en la posición de la barra de marcado. Puede desplazar la barra de marcado con el botón izquierdo del mouse presionado

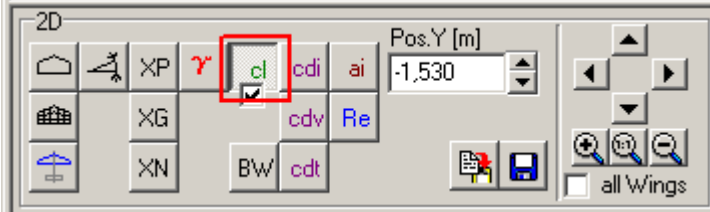


#### 15.4: Display Distribution of CI (Mostrando la distribución de CI)

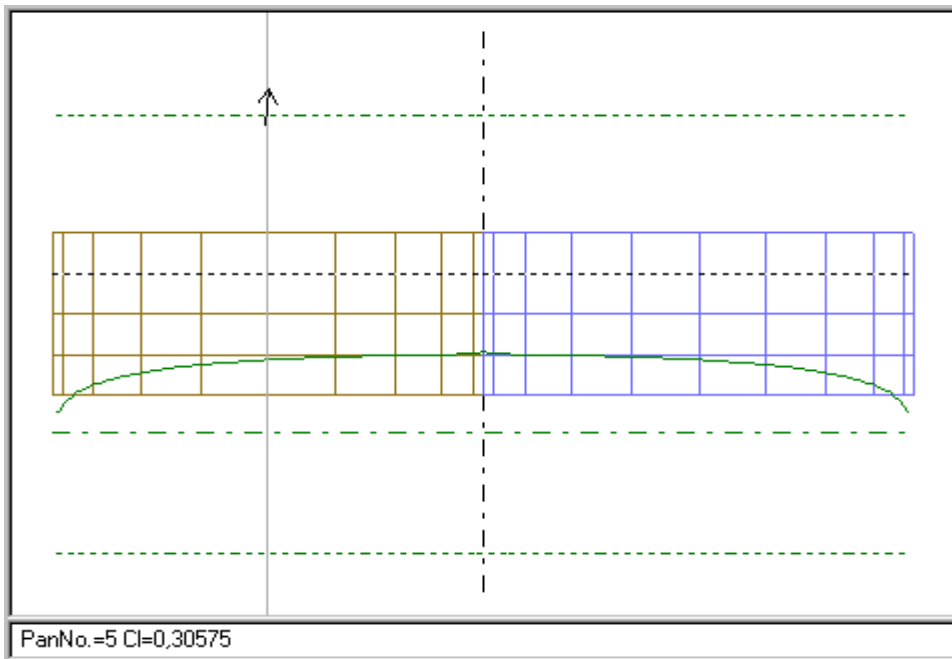
CI (coeficiente de sustentación), es una abreviatura que probablemente todos los que han tenido contacto con la aviación han escuchado alguna vez. Con CI se describen las características de sustentación de un perfil. El coeficiente de sustentación de un perfil aerodinámico varía con el ángulo de ataque. Al tener una tabla con ángulos de ataque y los valores de CI, se puede dibujar con ellos una curva (Polar de Alpha vs CI). A partir de estas polares también se puede ver, con que ángulo de ataque el perfil o el ala entrará en stall.

Haga clic en el botón marcado para ver la distribución de CI a lo largo de la envergadura en un

tramo y su respectivo ancho de cuerda. ( En el gráfico 2D)

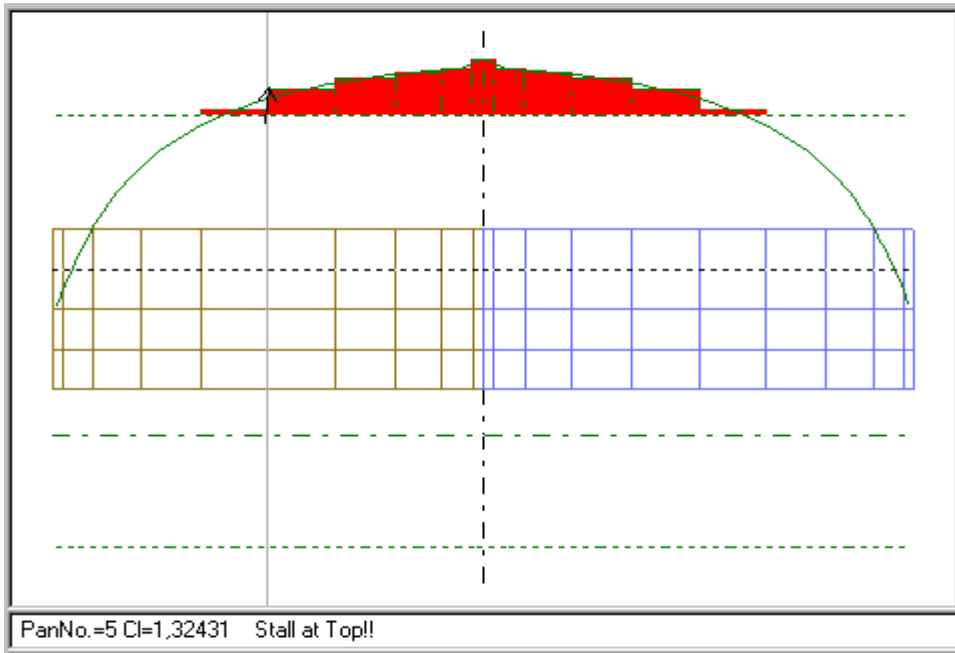


Si disponemos de un análisis Vortex terminado, el gráfico 2D se ve como se muestra a continuación. La línea verde muestra la carga  $C_l$  momentánea del ala. Líneas verdes discontinuas arriba y abajo indican  $C_{l-max}$  y el  $C_{l-min}$ . En la foto debajo la carga aerodinámica está bien, el ala todavía tiene suficientes reservas hacia arriba y hacia abajo.



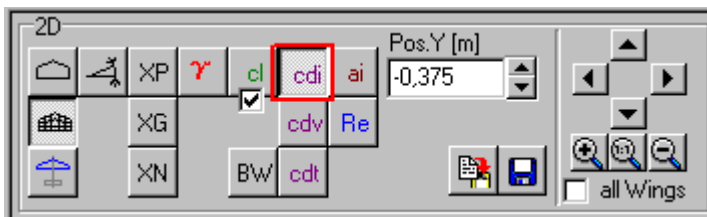
Si se excede  $C_{l-max}$ , ocurrirá un stall. En el 2D-gráfico estas áreas están marcadas en rojo. En caso de que una figura en rojo se haga visible, es que se ha elegido un ángulo de ataque demasiado grande. Uno tiene que disminuir el ángulo de ataque paso a paso, hasta que el aviso de pérdida desaparezca.

En un avión moderno el computador de a bordo emitiría un aviso de pérdida, antes de que ocurra una situación de este tipo. El caso más favorable es que el avión simplemente entre en stall y ponga la nariz hacia abajo. Además, puede suceder que el avión de repente comienza a rollar, por ejemplo, si las puntas de las alas están involucradas en el stall. O se eleva a sí misma (ala volante con un fuerte sweep y stall en las puntas de las alas). Si esto sucede con altitud insuficiente (aproximación de aterrizaje), tenemos un accidente.

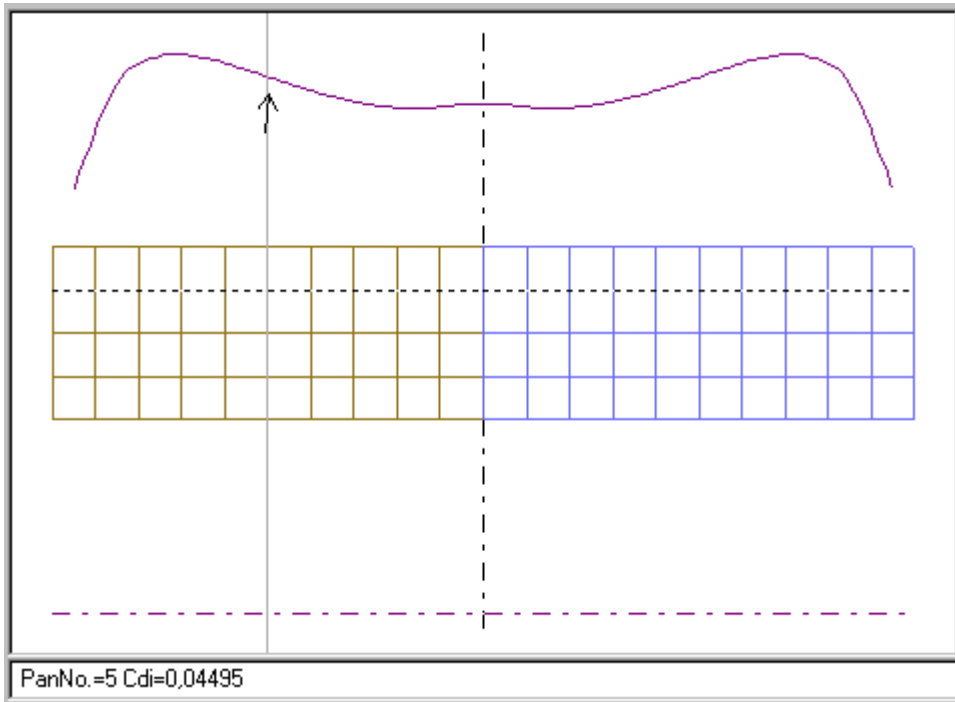


### 15.5: Display Distribution of Cdi (Mostrar la distribución del coeficiente de drag inducida Cdi)

En un ala que produce sustentación, la presión de aire es mayor en la parte inferior que en la parte superior. Este aire que se encuentra a mayor presión trata de encontrar un camino hacia las zonas con presión inferior. Este equilibrio de presión se lleva a cabo con éxito en las puntas de las alas, además, este fenómeno se produce en las áreas donde existen superficies discontinuas (segmentos de flaps deflectados). En los lugares que se han mencionado se producen vortices que generan resistencia al avance o arrastre. Este arrastre se llama resistencia inducida Cdi. Con el siguiente botón se puede ver la distribución de la resistencia inducida a lo largo de la envergadura y su valor en cada segmento de cuerda.



El dibujo siguiente ilustra esta función en una representación en 2D.



### 15.6: Display Distribution of ai (Mostrar la distribución del ángulo de ataque inducido ai)

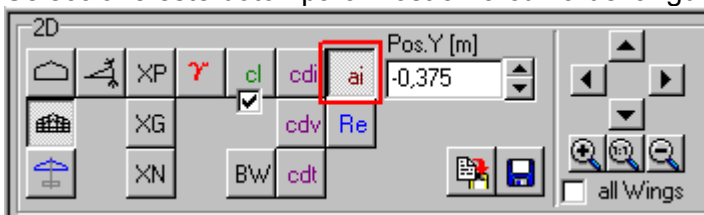
El flujo debido a la tendencia a equilibrar la presión en diferentes lugares del ala (principalmente en las puntas) provoca una cierta reducción del ángulo de ataque a lo largo de la envergadura. Nos referimos a esto como una reducción ángulo de ataque debido a ai.

El ángulo efectivo de ataque es entonces  **$\alpha_{eff} = \alpha_{total} - \alpha_{induced}$** .

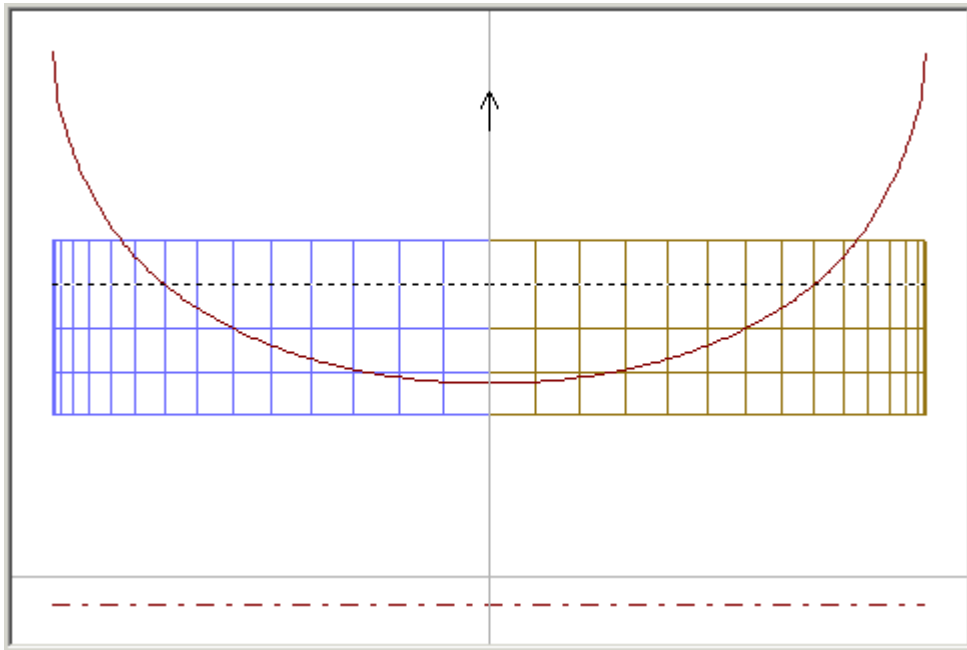
Si se conoce el coeficiente de sustentación Cl y la resistencia inducida Cdi, se puede calcular el ángulo de ataque inducido de acuerdo con la siguiente fórmula:

(en radianes) o (en grados)

Seleccione este botón para mostrar la curva del ángulo de ataque inducido en el gráfico 2D



El dibujo a continuación muestra esta función.



### 15.7: Display Distribution of Reynolds Number (Mostrar la distribución del Número de Reynolds)

El término número de Reynolds se encuentra a menudo en el contexto de las polares aerodinámicas. El número de Reynolds es una medida de las características del flujo en un perfil aerodinámico. Se puede calcular con la siguiente fórmula sencilla:

donde:

$c$  = cuerda en metros

$v$  = velocidad (velocidad del aire) en metros/segundo

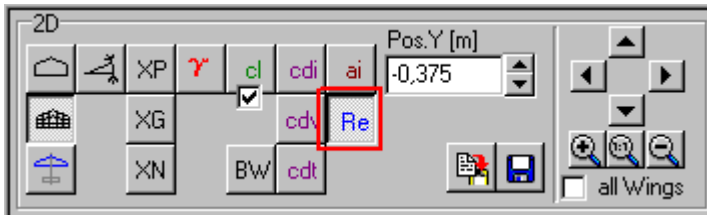
Las características del flujo en un perfil en un avión grande y un perfil para un modelo de avión son iguales, si los números de Reynolds son iguales. Esto ocurre raramente en la práctica.

Un pequeño número de Reynolds (60,000 a 300,000), es lo que típicamente se encuentra en un aeromodelo en vuelo, lo que conlleva los siguientes problemas:

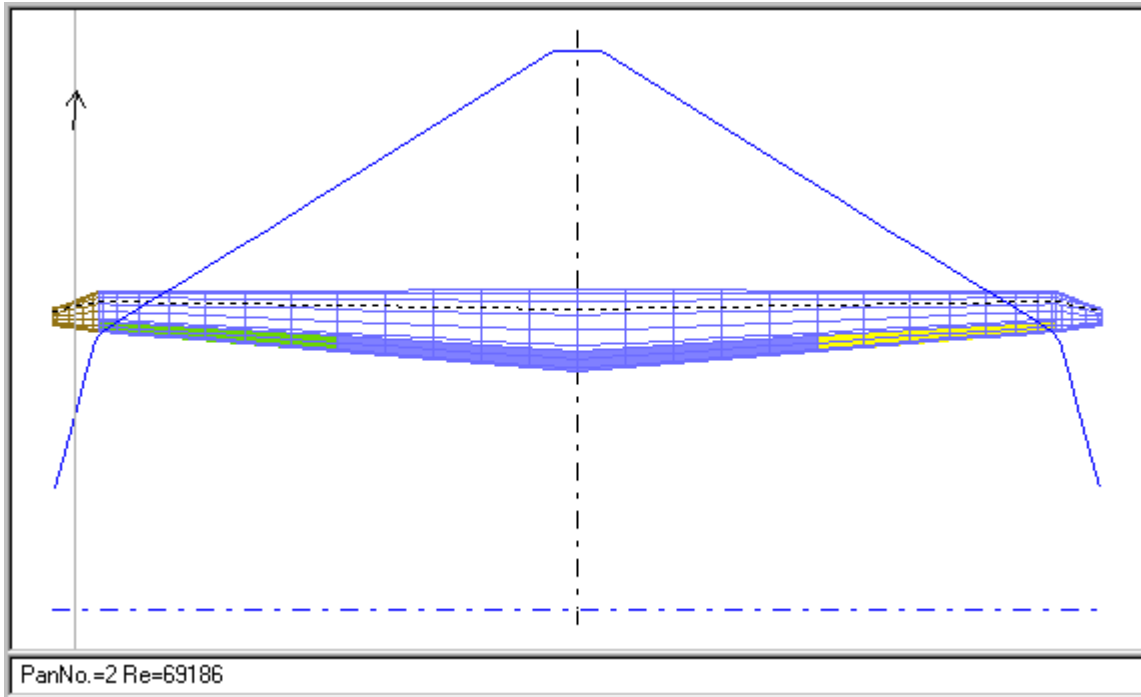
- 1) El rango posible para el ángulo de ataque es pequeño.
- 2) El drag por viscosidad es considerablemente mayor que en grandes aeronaves.
- 3) Se puede producir la formación de la burbuja, que cambia el contorno de perfil aerodinámico y produce fricción adicional.

Si uno planea construir un modelo de un avión grande a escala, uno tiene que preocuparse acerca de la correcta elección de perfil aerodinámico. Un perfil que funciona bien en la construcción de grandes aviones podría convertirse en una pesadilla cuando se utiliza para un modelo de avión. El número de Reynolds es, obviamente, un dato importante a considerar, si uno tiene la intención de construir aviones.

Seleccione el botón demarcado en rojo para mostrar la distribución del número de Reynolds en un gráfico en 2D.



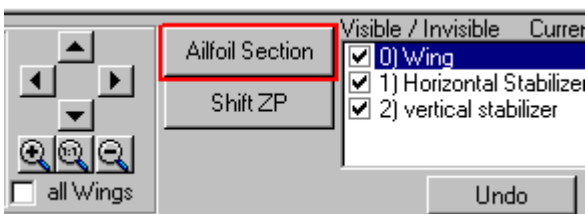
El dibujo a continuación ilustra esta función.



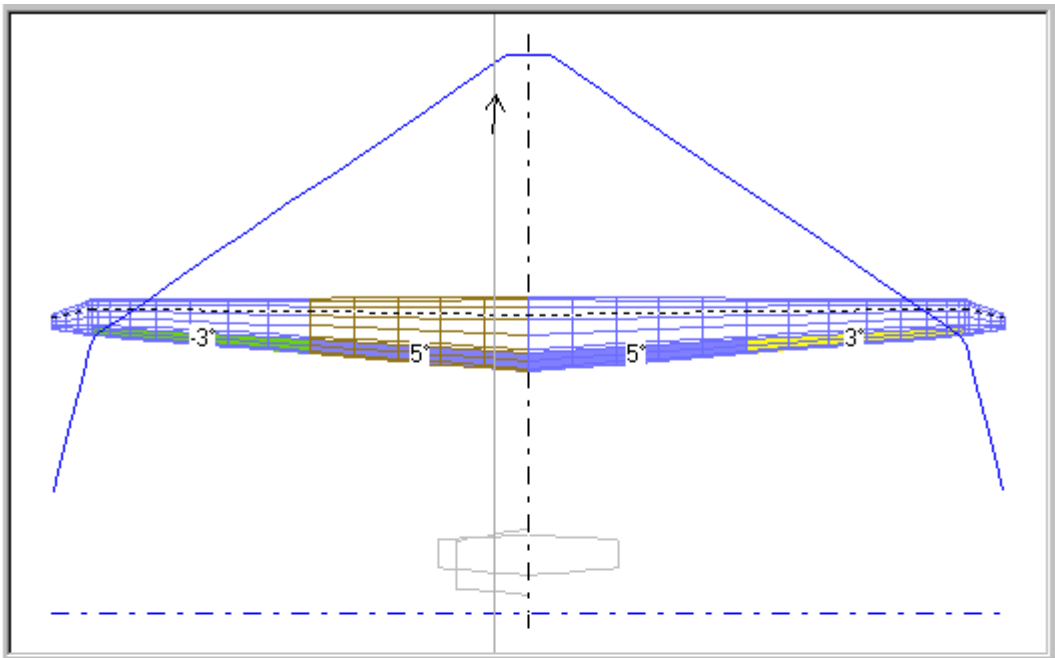
### 15.8: Airfoil Cross-Section (Perfil del ala a lo largo de le envergadura)

En planeadores o alas volantes a menudo se utilizan perfiles diferentes a lo largo del ala, de manera de obtener una determinada distribución de la sustentación.

Haga clic en el botón 'Airfoil Sección' para abrir una nueva ventana, en la que se representa la sección transversal de perfil aerodinámico en el gráfico 2D- de acuerdo a la ubicación de la barra de marcado.



El siguiente dibujo muestra el perfil del ala desde la raíz a la punta de ala.



PanNo.=17 Re=20367 **Airfoil Section**

2D

XP

XG

XN

Airplane Wing De

Wing Root

No. Design

New

Copy

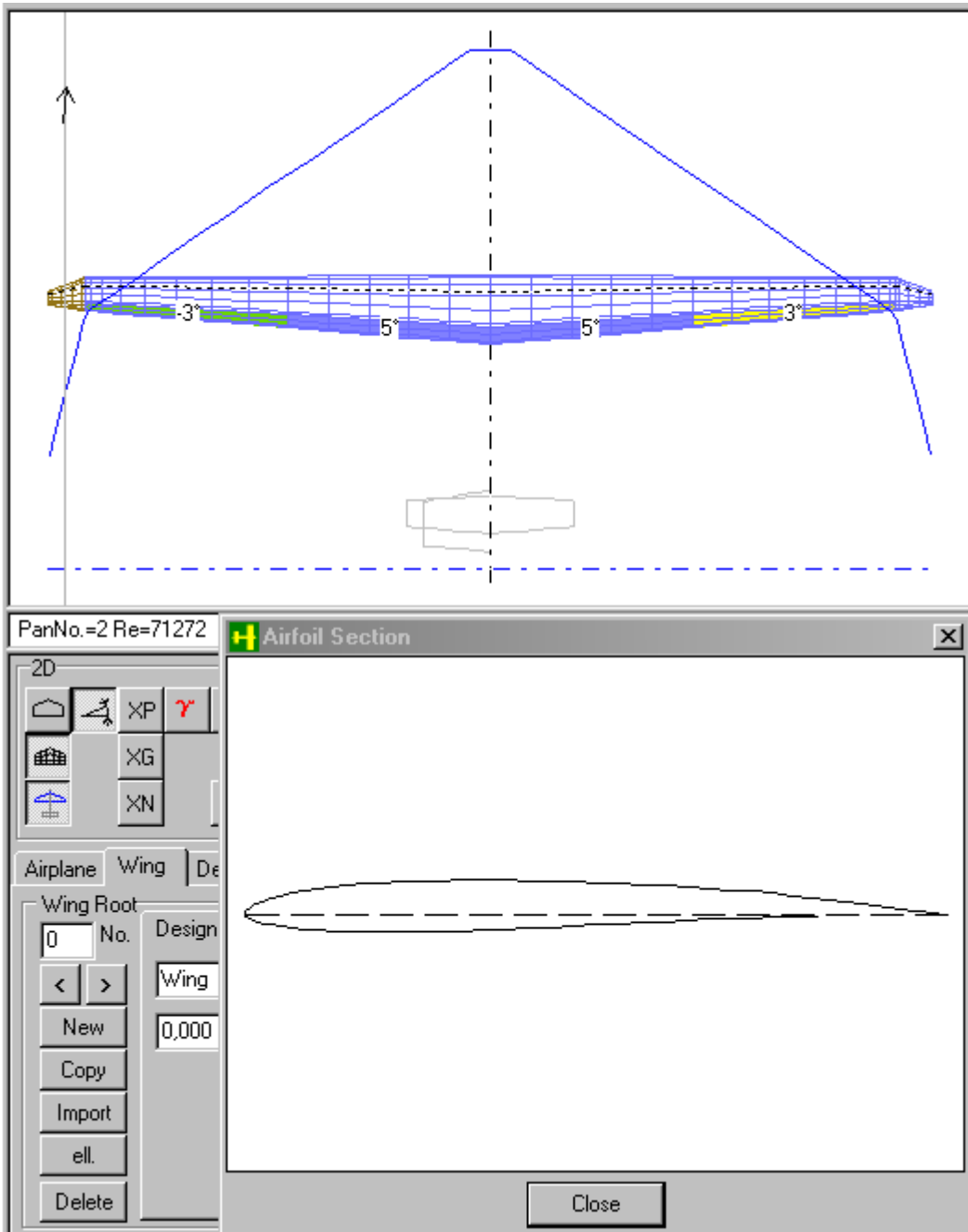
Import

ell.

Delete

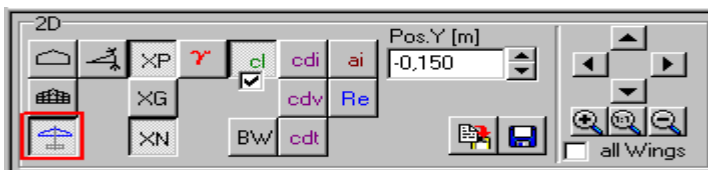
A 2D diagram of an airfoil section is shown in the main window. The airfoil is a smooth, curved shape with a leading edge on the left and a trailing edge on the right. A dashed horizontal line represents the chord line.

Close



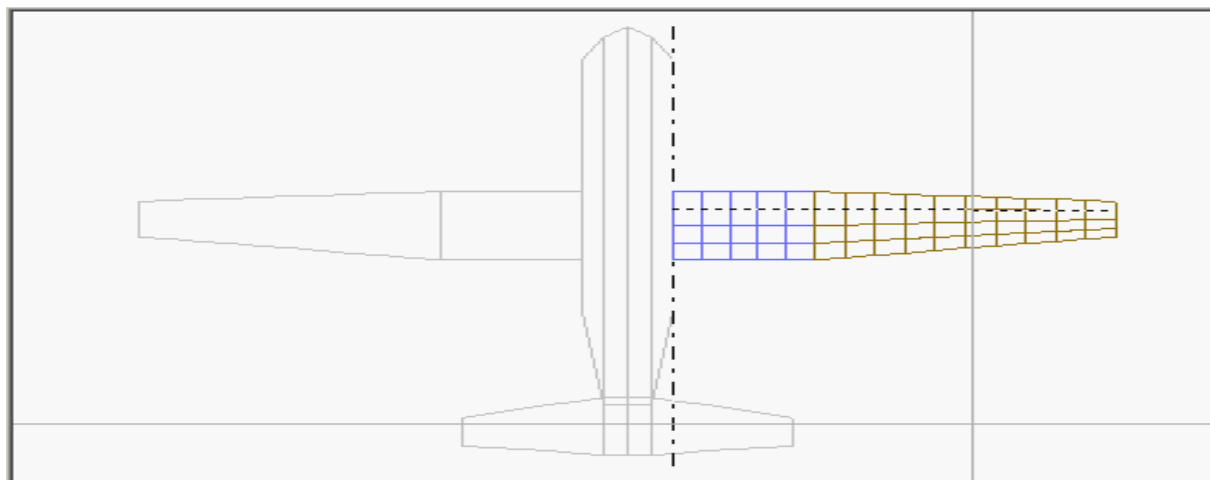
### 15.9: Display Contour of whole Airplane (Mostrar el contorno del modelo completo)

En el gráfico 2D se muestra el ala activa actual (trabajo en progreso). Para una mejor visión seleccione este botón para mostrar un contorno de color gris claro de todo el avión.



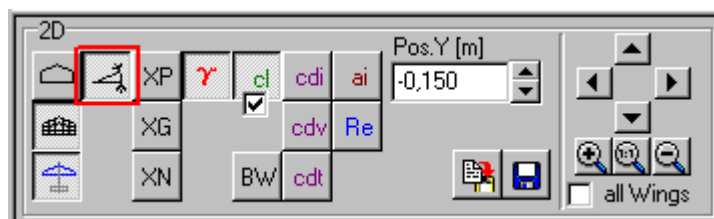
El cuadro siguiente ilustra esta función. Con los botones de zoom y posición en el lado derecho

del botón de la caja 2D-button-box se puede posicionar el gráfico en la pantalla. Sólo el ala activa coloreada se puede editar.

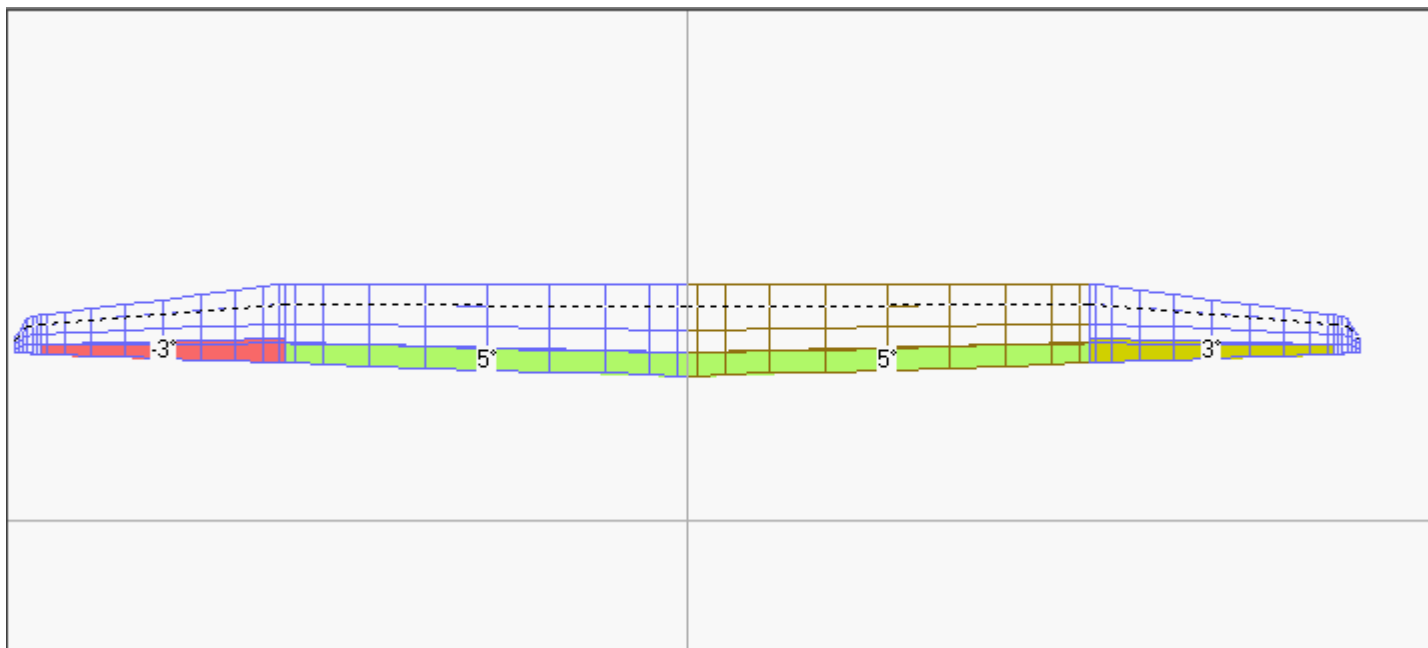


### 15.10: Output of Flap Angle

Con la siguiente función es posible ver el ángulo de deflexión de los flaps. Si se instalan flaps compuestos por varias superficies, esta función facilita la visión de conjunto.

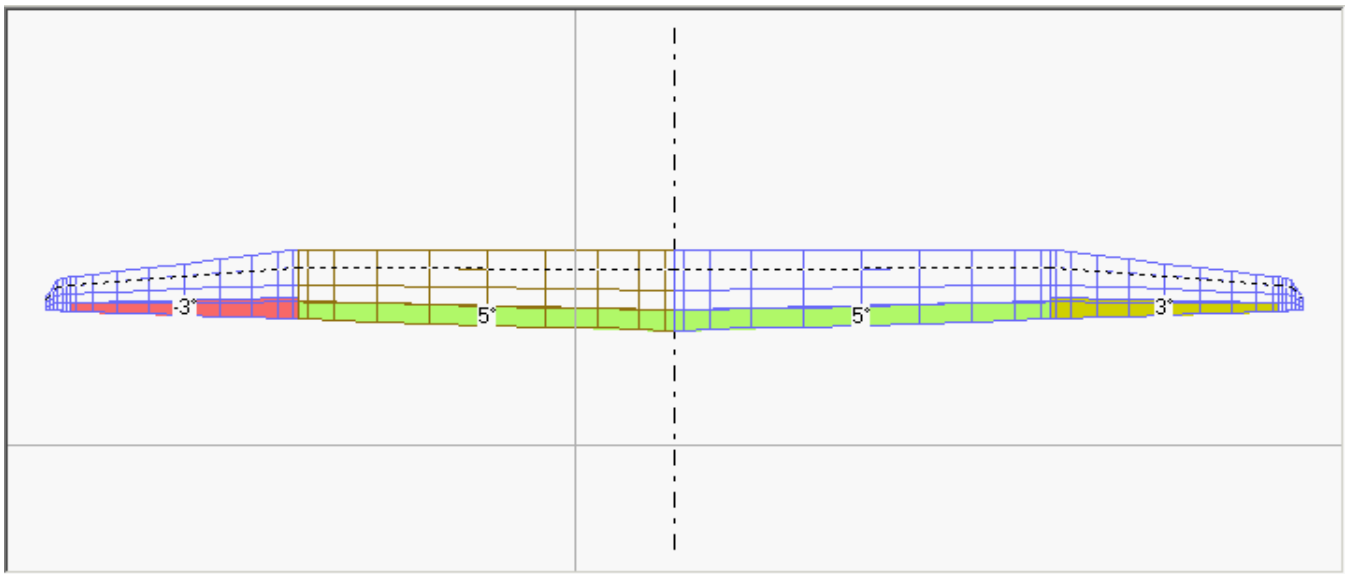
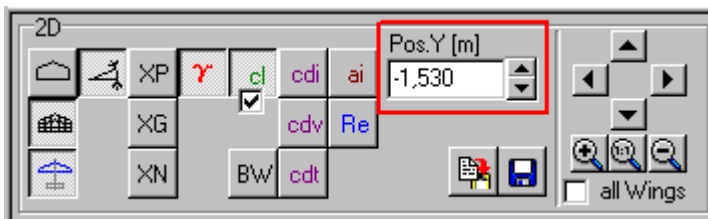


La figura siguiente muestra esta función.



### 15.11: Positioning the Marking-bar (Posicionando la barra marcadora)

La barra marcadora en el 2D-gráfico (línea gris claro) se puede mover con el mouse a lo largo de la envergadura del avión para seleccionar un segmento o para consultar los valores del gráfico. En la 2D-control-box se encuentra el campo de entrada 'Pos.Y [m]'. Este se puede utilizar para determinar una posición específica de la barra de marcadora a lo largo de la envergadura del avión. Después de confirmar la entrada de datos con la tecla enter, la barra marcadora se sitúa en la posición especificada. Una barra marcadora que se posiciona de acuerdo a valores introducidos es útil si los valores de las posiciones específicas tienen que ser consultados o si un segmento se divide (split en Pos.Y).

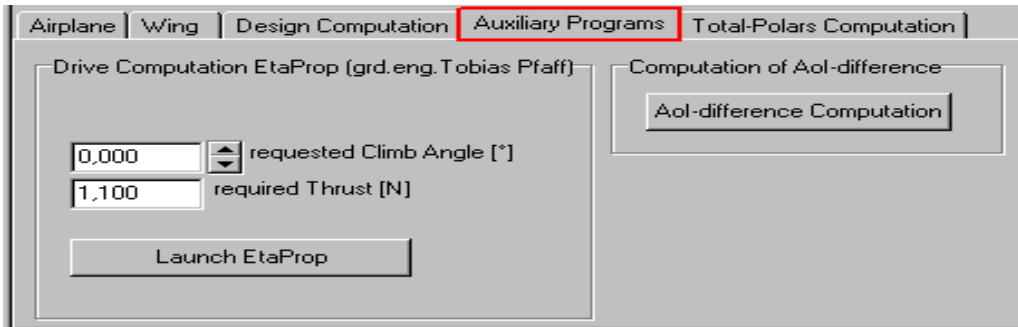


### 16: Folder Auxiliary Programs (Carpetas con programas auxiliares)

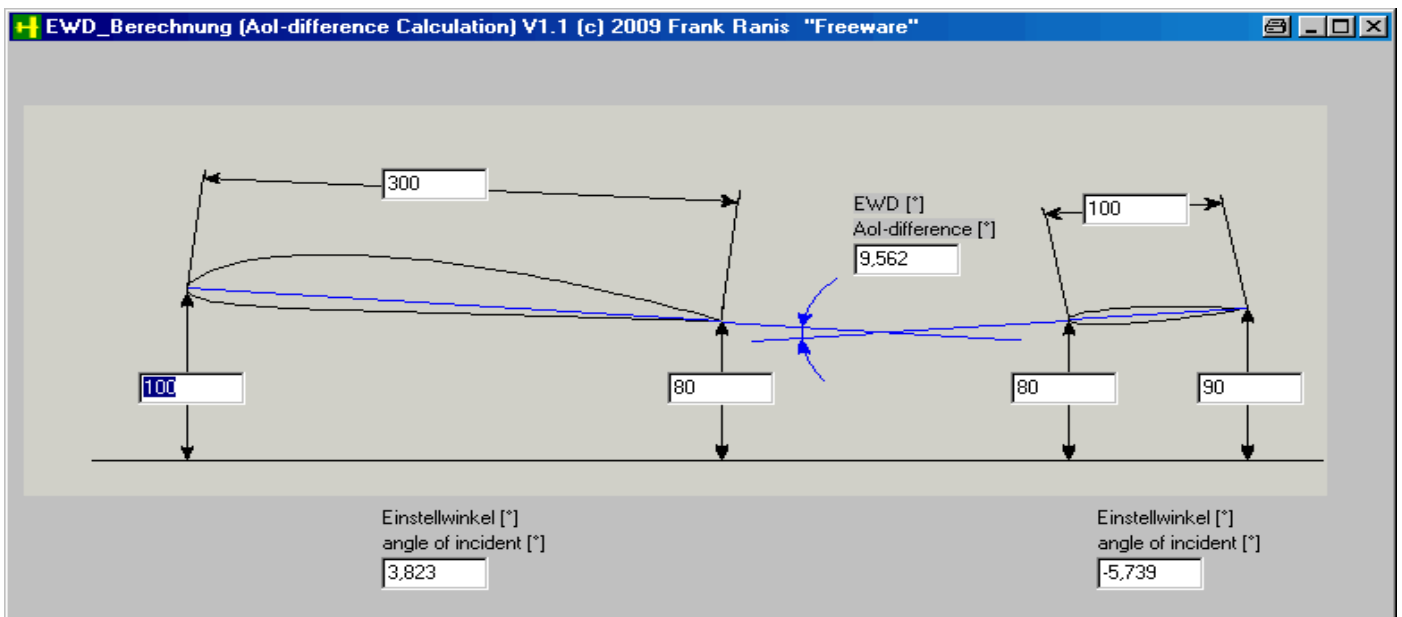
En esta carpeta hay programas auxiliares, por ejemplo el programa EtaProp, que ayuda a hacer los diagramas eléctricos, para los modelos que vuelan impulsados eléctricamente.

*El programa EtaProp sólo se puede iniciar, si un cálculo de diseño se llevó a cabo antes, por lo tanto un cálculo válido de Vortex está presente. El empuje necesario en Newtons para la condición de vuelo del diseño se calcula mediante FLZ-Vortex.*

El ángulo de ascenso deseado en grados, que el modelo debe obtener, se puede introducir en el campo de entrada correspondiente. Si se cambia el ángulo de subida, de forma automática se recalcula un nuevo necesario para obtener este ángulo de subida.



Haga clic en el botón 'Aol-difference Computation' para iniciar el siguiente programa:



Este programa siempre comienza con los valores que se muestran en el dibujo; los valores no se importan de FLZ-Vortex. Los valores se pueden variar a gusto, entonces el programa Aol-difference calcula todos los demás valores que son dependientes. El programa también se puede iniciar directamente con hacer doble clic en el archivo 'EWD\_Berechnung.exe' en el directorio 'C: \ FLZ-Vortex'.

### 17: Folder Total-Polars Computation (Carpeta del total de las polares calculadas)

*Nota: El original en inglés, en algunas partes del texto, usa la palabra "flap" para todo tipo de superficies móviles del avión. Según eso, pueden ser flaps, el elevador, el timón, los alerones y, por supuesto, los flaps. El usuario debe considerar esta nota al leer las partes de este manual que tengan que ver con flaps.*

En la carpeta de un 'Design Computation' se calculan las condiciones de vuelo individuales, se tienen los resultados y se finalmente se puede obtener un registro de ellos. Bastante incómodo, si uno tiene que calcular una serie de distintas deflexiones de flaps. Mejor dejar esto a la computadora. A continuación se describe, cómo este tedioso trabajo puede ser automatizado.

Por lo tanto son dos las funciones principales disponibles en la carpeta 'TOTAL-Polars Computation'.

#### 1) Flap Computations:

En esta subcarpeta se puede hacer pre-configuración de los grupos de flaps y el rango de los ángulos de deflexión del flap. Los cálculos se realizan para los parámetros anteriormente establecidos.

#### 2) Computation of Aol-difference:

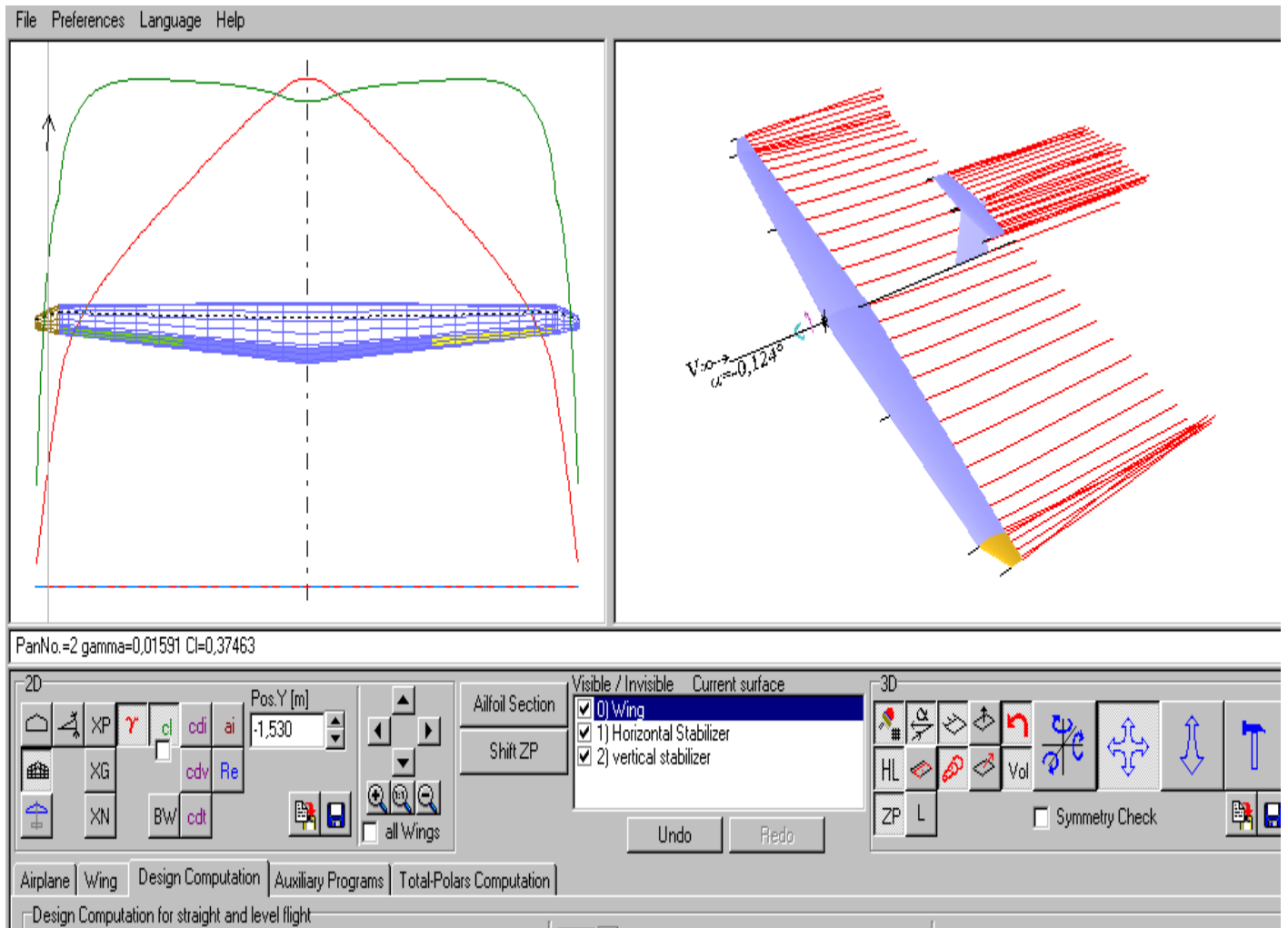
Esta función está pensada para aeronaves de alas fijas múltiples. En la subcarpeta de ala se establece una gama de ángulos de incidencia para realizar los cálculos

Grp. Flaps	min. Angle[°]	max. Angle[°]	Flap designation
1	-10,000	10,000	Elevator
0	0,000	0,000	
0	0,000	0,000	
0	0,000	0,000	

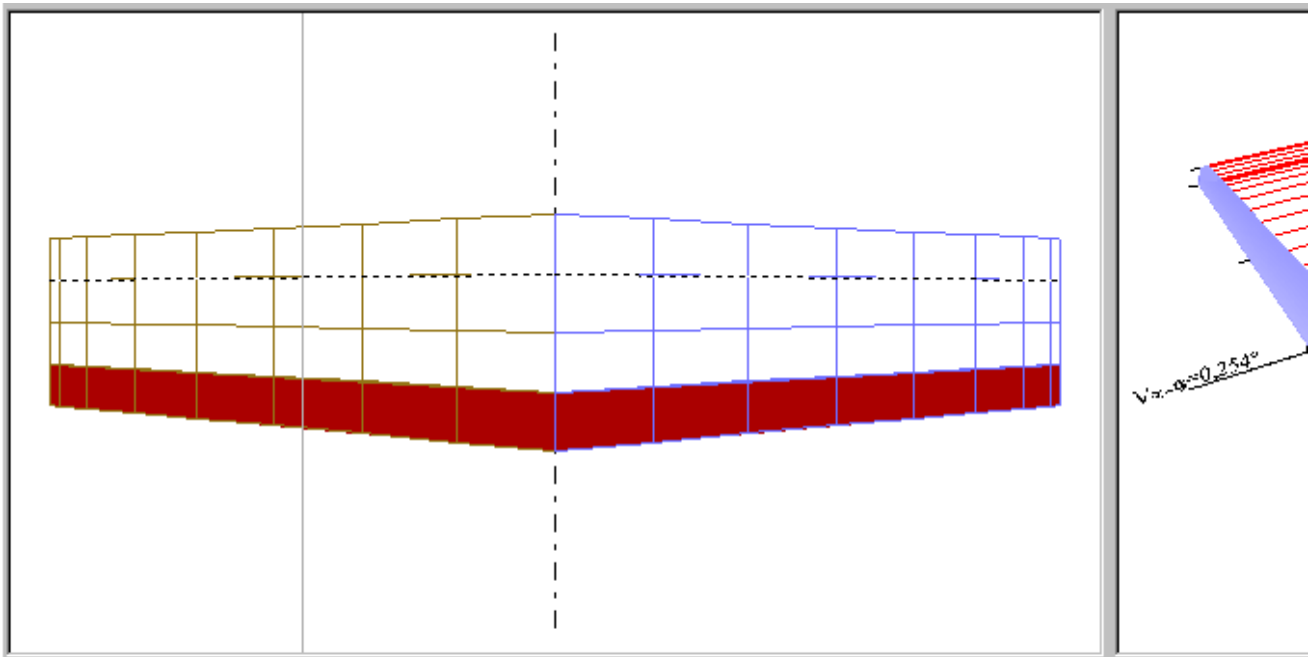
### 17.1: Flap Computations (Cálculo de flaps)

El planeador 'ASK21\_EN.flz' se utiliza para explicar como proceder con esta función. Por favor, abra el archivo 'ASK21\_EN.flz'.

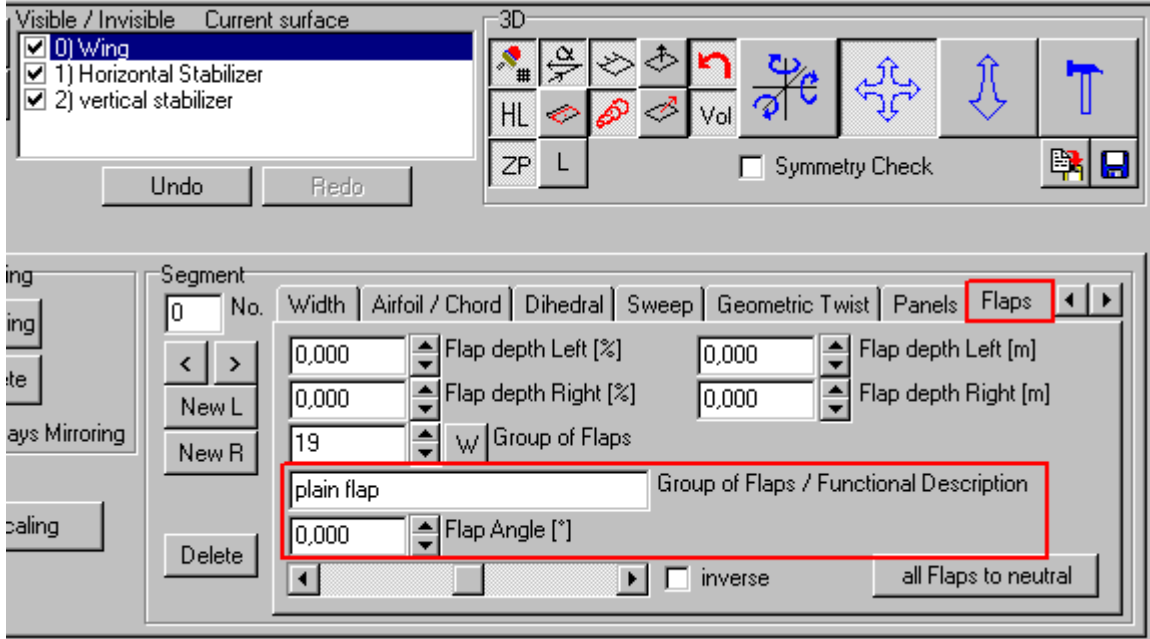
Ahora la pantalla muestra lo siguiente.



Primero entramos en la configuración y una descripción funcional para cada grupo de flaps. Esto clarifica las cosas más adelante. Por favor, seleccione el estabilizador horizontal.



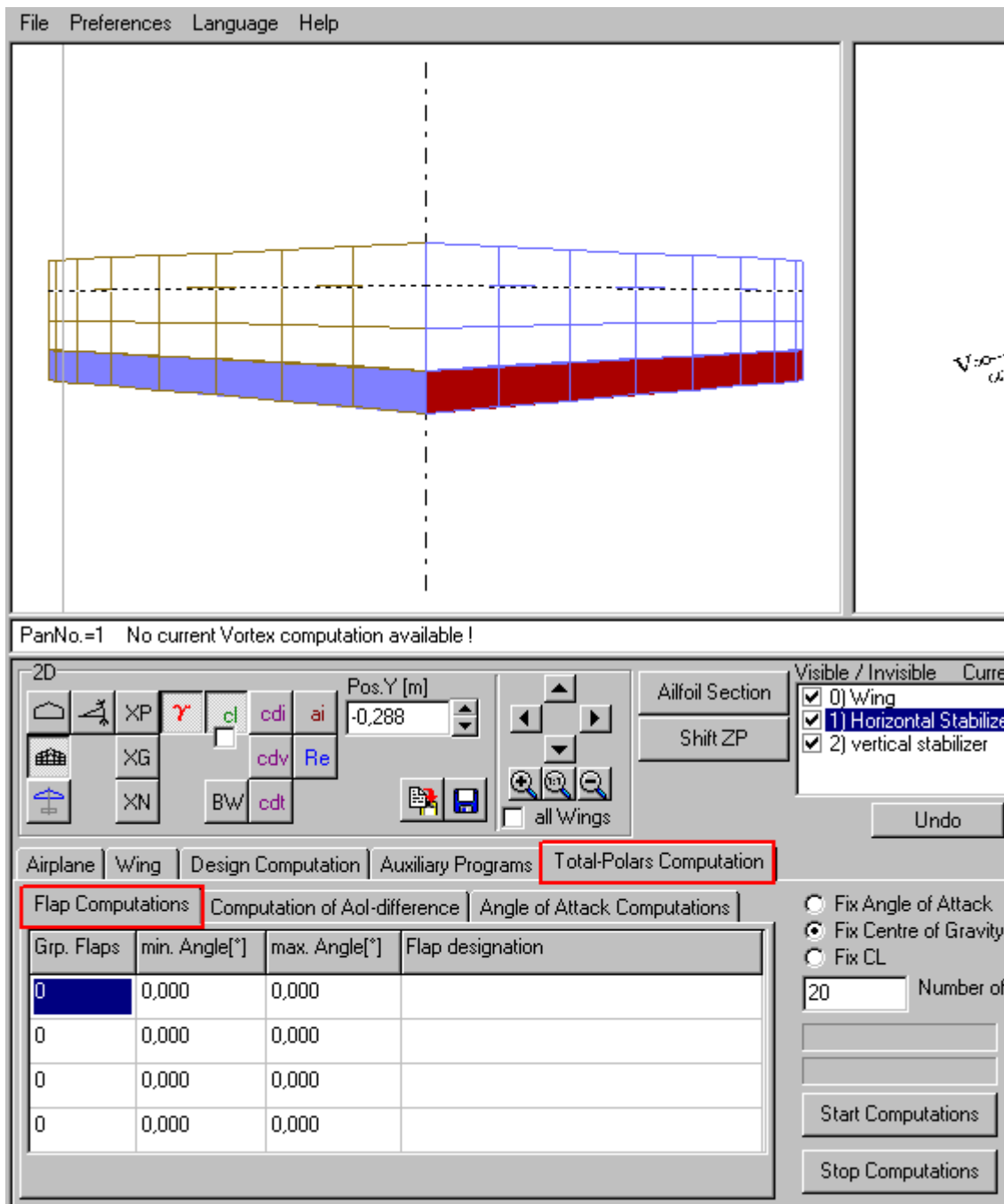
Cámbiese a la carpeta 'Wing' y seleccione en el block segment la subcarpeta 'flaps'. El estabilizador horizontal consiste de dos segmentos, por favor seleccione para cada segmento del grupo de flaps 1 y entrar en el campo de entrada 'Group of flaps / Functional Description' el texto 'Elevator'.



Se procede de la misma manera para el ala, use para el alerón izquierdo, por ejemplo, el grupo de flaps 13 y

entrar en la descripción funcional 'Aileron left'. Al alerón derecho se le asigna el número de grupo 10 y la descripción funcional 'Aileron right'.

Por favor, seleccione la carpeta 'Total-Polars Computation' y la subcarpeta 'Flap Computations'. En primer lugar queremos realizar un cálculo de polares para el control de elevación. Por lo tanto seleccionar el estabilizador horizontal como se muestra a continuación.



En la lista que se muestra a continuación se puede introducir un grupo de flaps, el elevador tiene el número de grupo 1. Así que entramos en la línea superior "1" en la columna 'Grp Flaps'. La descripción funcional de los flaps se setea automáticamente.

Si uno no sabe el número del grupo de flaps, se puede arrastrar y soltar el flap de la gráfica 2D en la lista. Por lo tanto, haga clic en flap en el gráfico 2D con el botón derecho del mouse, mantenga pulsado el mouse y suelte el flap en la lista. Se ignoran las líneas con número de grupo "0".

Grp. Flaps	min. Angle[°]	max. Angle[°]	Flap designation
1	0,000	0,000	Elevator
0	0,000	0,000	
0	0,000	0,000	
0	0,000	0,000	

A continuación definimos los ángulos de deflexión para el elevador. El elevador se deflecta entre los  $-10^\circ$  a  $+10^\circ$ . En el campo de entrada 'min. Angle [°]' entramos  $-10$  y en el campo 'max. Angle [°]' entramos  $10$ . A continuación tenemos que definir el número de iteraciones en los que el programa deberá resolver los ángulos introducidos. Ingresamos  $20$  en el campo de entrada 'Number of steps'. Los ángulos de deflexión del elevador ahora se incrementan en  $1$ , de modo que por fin tenemos  $20$  entradas en nuestra tabla para graficar las polares. Como último recurso antes de iniciar el cómputo polares, el programa necesita la información referente a si el ángulo de ataque, el centro de gravedad o el CL tendrán un valor fijo. Por defecto es el centro de gravedad, los valores de centro de gravedad y CL se toman de la carpeta 'Diseño Computación'. Uno tiene que controlar, que los valores disponibles sean razonables, de lo contrario se debe primero realizar un cálculo de diseño.

Grp. Flaps	min. Angle[°]	max. Angle[°]	Flap designation
1	-10,000	10,000	Horizontal Stabilizer
0	0,000	0,000	
0	0,000	0,000	
0	0,000	0,000	

Fix Angle of Attack  
 Fix Centre of Gravity  
 Fix CL  
 Number of steps  
  Disc

Ahora se puede iniciar el cálculo de las polares haciendo clic en el botón 'Start Computation'. Primero una ventana pop-up, en la que puede entrar en una observación sobre el cálculo, por ejemplo, 'Test Estabilizador Horizontal'. Después de confirmar la entrada con hacer clic en el botón "OK", se iniciará el cómputo de las polares.

El programa establece primero todas los flaps a  $0^\circ$ . Los ajustes originales de los flaps están respaldados, por lo que serán restaurados después del cálculo. En un loop de cálculo el elevador se ajusta paso a paso desde  $+10^\circ$  a  $-10^\circ$  en decrementos de  $1^\circ$ .

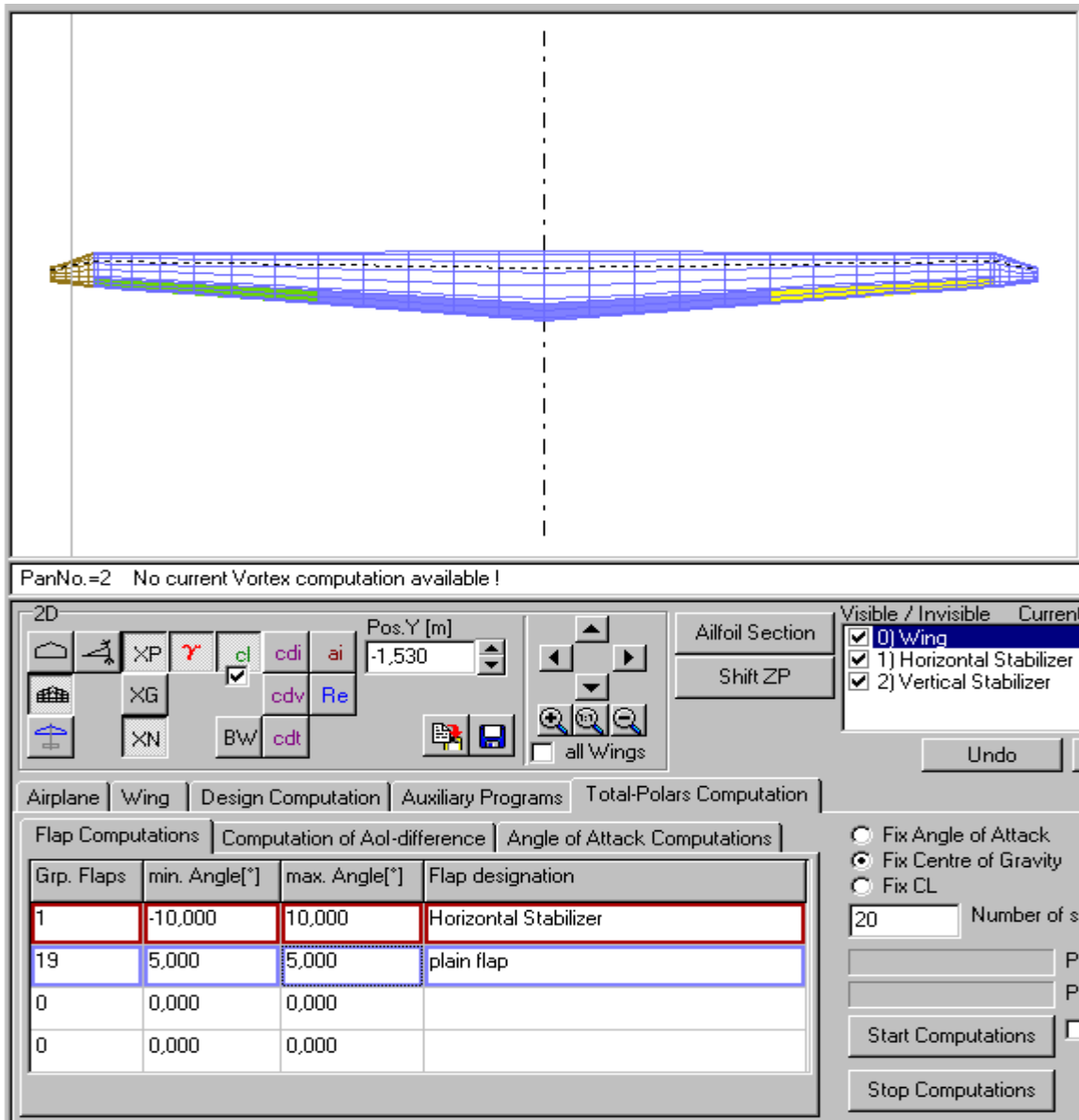
Después de los cálculos se pueden examinar las polares. [Ver: 17.3: Viendo Polares de tabla o gráfica](#)

Cálculos con un grupo de múltiples Flaps:

Hasta ahora, sólo hemos utilizado una línea de la lista. Existe la posibilidad de introducir varios grupos de flaps, lo que es útil, por ejemplo, para cálculos con flaps extendidos. Uno puede equipar a los dos segmentos interiores del ala del ASK21 con flaps. Estos flaps formarían un grupo propio de flaps con su propia descripción.

Mire la imagen inferior:

Los flaps extendidos son el grupo de flaps 19 y el ángulo de desviación se fija a 5 °. El cálculo se inicia como se ha descrito anteriormente.



## 17.2: Angle of Incidence Computation (Cálculo del ángulo de incidencia)

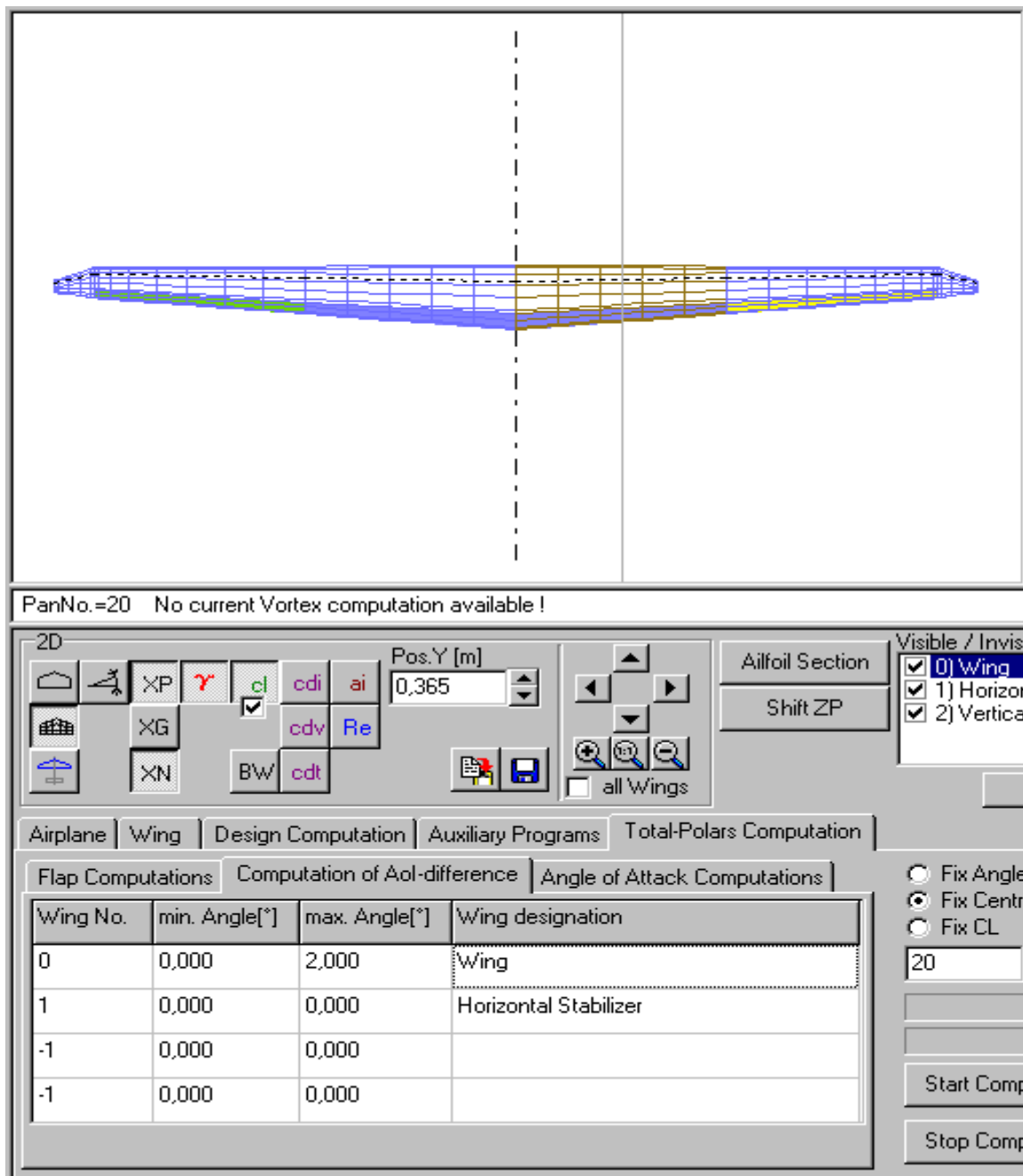
Al igual que en el capítulo 17.1 utilizamos el planeador 'ASK21\_EN.flz' para nuestro ejemplo. Por favor, abra el archivo 'ASK21\_EN.flz' y seleccione la carpeta 'Total-Polars Computation' y la subcarpeta 'Computation of Aol-difference'.

Airplane	Wing	Design Computation	Auxiliary Programs	Total-Polars Computation
Flap Computations		Computation of Aol-difference	Angle of Attack Computations	
Wing No.	min. Angle[°]	max. Angle[°]	Wing designation	
-1	0,000	0,000		
-1	0,000	0,000		
-1	0,000	0,000		
-1	0,000	0,000		

En este ejemplo simulamos el ángulo de incidencia de las alas en un rango especificado de ángulos y fijamos el estabilizador horizontal a 0°.

Entramos en la primera fila de la tabla ala número 0, este es el ala. Si uno no sabe el número del ala, se puede arrastrar y soltar el ala de la gráfica 2D en la lista. Por lo tanto, haga clic en el ala en el gráfico 2D con el botón derecho del mouse, mantenga pulsado el mouse y suelte las alas en la lista. En la segunda fila de la tabla, que entramos en el número 1, ingresamos el estabilizador horizontal. Se ignoran los comentarios con un número ala de -1. Ingresamos los ángulos mínimos y máximo para el ala, 0° y 2°, y en el campo que corresponde ponemos 0° para el estabilizador horizontal. El número de pasos se establece en 20.

La siguiente imagen muestra el ingreso de estos datos.



Una vez más utilizamos 'Fix Centre of Gravity' para el siguiente cálculo de polares. El cálculo de polares ahora se puede iniciar haciendo clic en el botón 'Start Computations'. Primero se abre una ventana pop-up, en la que se puede entrar una observación sobre el cálculo, por ejemplo, 'Aoi Wing, Horizontal Stabilizer fixed'. Después de confirmar la entrada haciendo clic en el botón "OK", se iniciará el cómputo de polares.

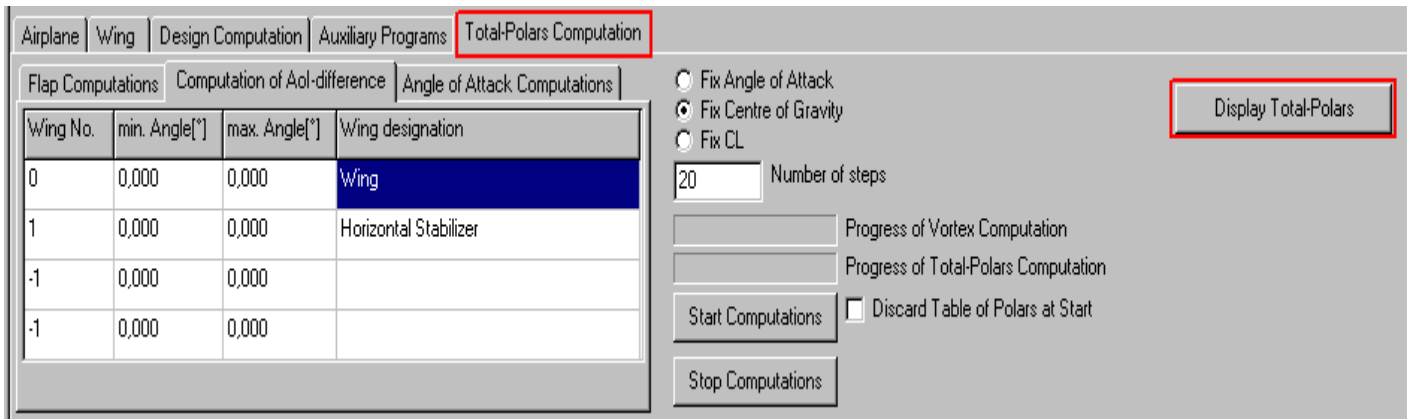
El programa primero pone todas los flaps o superficies móviles del ala y todos los ángulos de incidencia de todas las superficies a 0°. Los originalmente ajustes originales son respaldados, para ser restaurados después del cálculo. En cada ciclo de cálculo de las alas, Aoi se decrementa paso a paso en 0.1° desde +2° a 0°.

Después de que los cálculos hayan terminado se puede examinar las polares. Ver: 17.3: [Viendo Tabla de datos de Polares y Gráficos](#)

### 17.3: Viewing Polars as Table or Graphic

(Viendo las polares como tabla de datos o grafico)

Después de realizar un cálculo para polares totales, como se describe en el capítulo 17.1 y 17.2, se pueden examinar los resultados. En este capítulo se muestra cómo hacerlo. Haga clic en el botón 'Display Total-Polars' para abrir una nueva ventana.

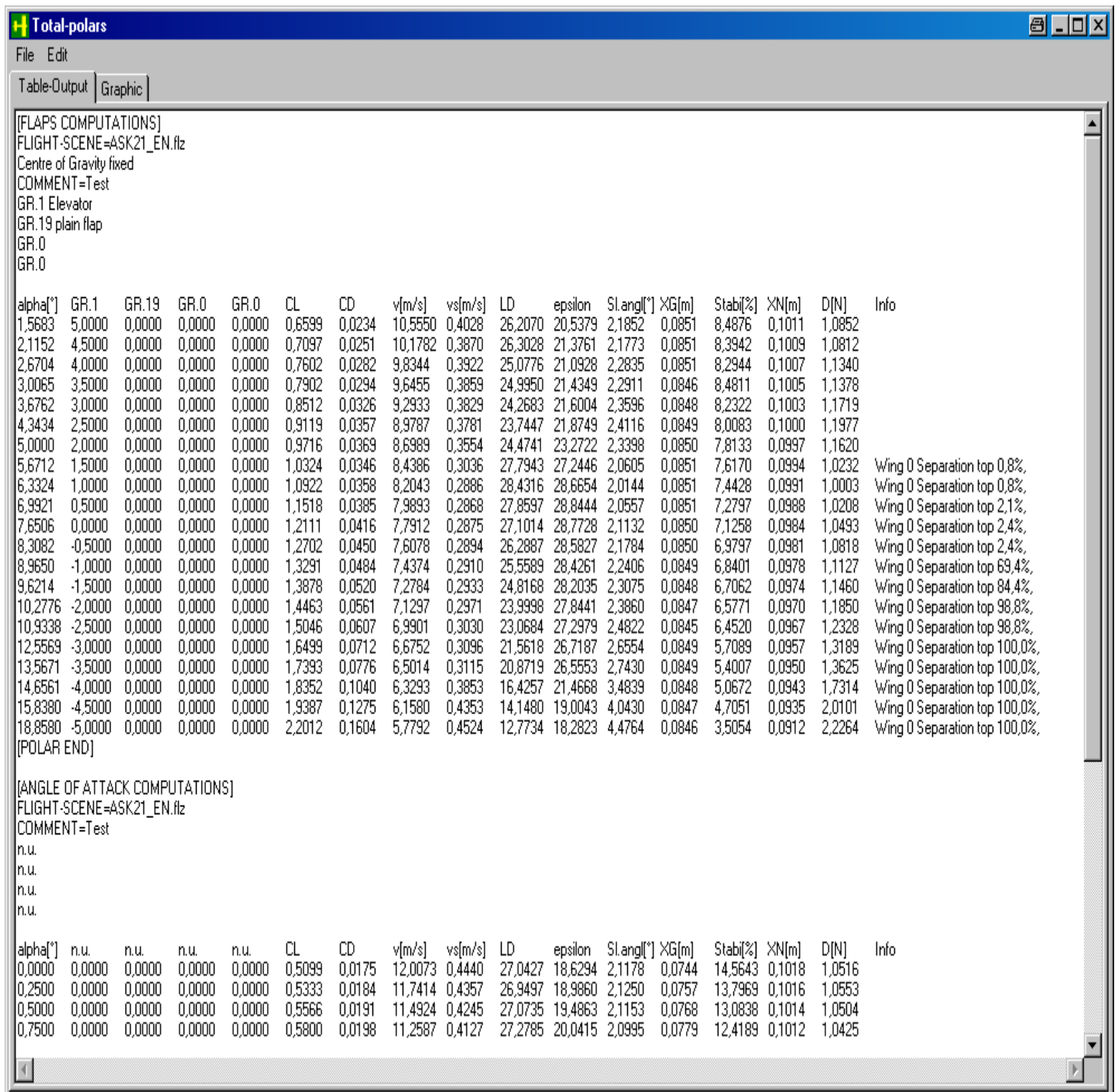


La nueva ventana muestra por defecto la carpeta "Table-Output", que emite los valores de las calculados de las polares en forma de texto. El File menu ofrece las opciones para guardar y para eliminar estos datos, o para cargar polares adicionales provenientes de otros cálculos. Las polares más importantes cuyos valores han sido previamente calculados, se indican en la siguiente lista:

- 1) El ángulo de ataque alfa en grados
- 2) Los dos ángulos de deflexión de flaps y los dos ángulos de incidencia de las alas en grados, tal como se ingresaron en la lista de la carpeta 'Total-Polars Computation'
- 3) El coeficiente de sustentación CL de todo el avión
- 4) Coeficiente de arrastre CD de todo el avión
- 5) La velocidad del aire en m / s
- 6) La velocidad de sedimentación en m / s
- 7) La relación L/D de planeo
- 8) La relación de epsilon ascenso
- 9) El ángulo de deslizamiento en grados
- 10) El centro de gravedad se medido desde el borde de ataque en m
- 11) La medida de la estabilidad en% de la cuerda aerodinámica del ala
- 12) Una línea de información

En la línea de información, por ejemplo, se muestra una advertencia de separación, junto con el número de ala y el tamaño de la superficie implicada en%.

Los valores negativos se aplican sólo a vuelo invertido. Si uno quiere poner el avión boca abajo, habría que multiplicar estos valores con por -1.



La segunda carpeta muestra el gráfico de las polares. Los polares se muestran en el gráfico, mientras que la parte inferior izquierda del gráfico se pueden ver los valores correspondientes para X e Y de acuerdo a la posición del cursor del mouse. Los botones de la zona inferior derecha se pueden utilizar para seleccionar las variables deseadas. Cada unidad se puede poner en cualquiera de los ejes X o Y. Seleccione la check-box 'Crosshairs' para visualizar un punto de en el gráfico.

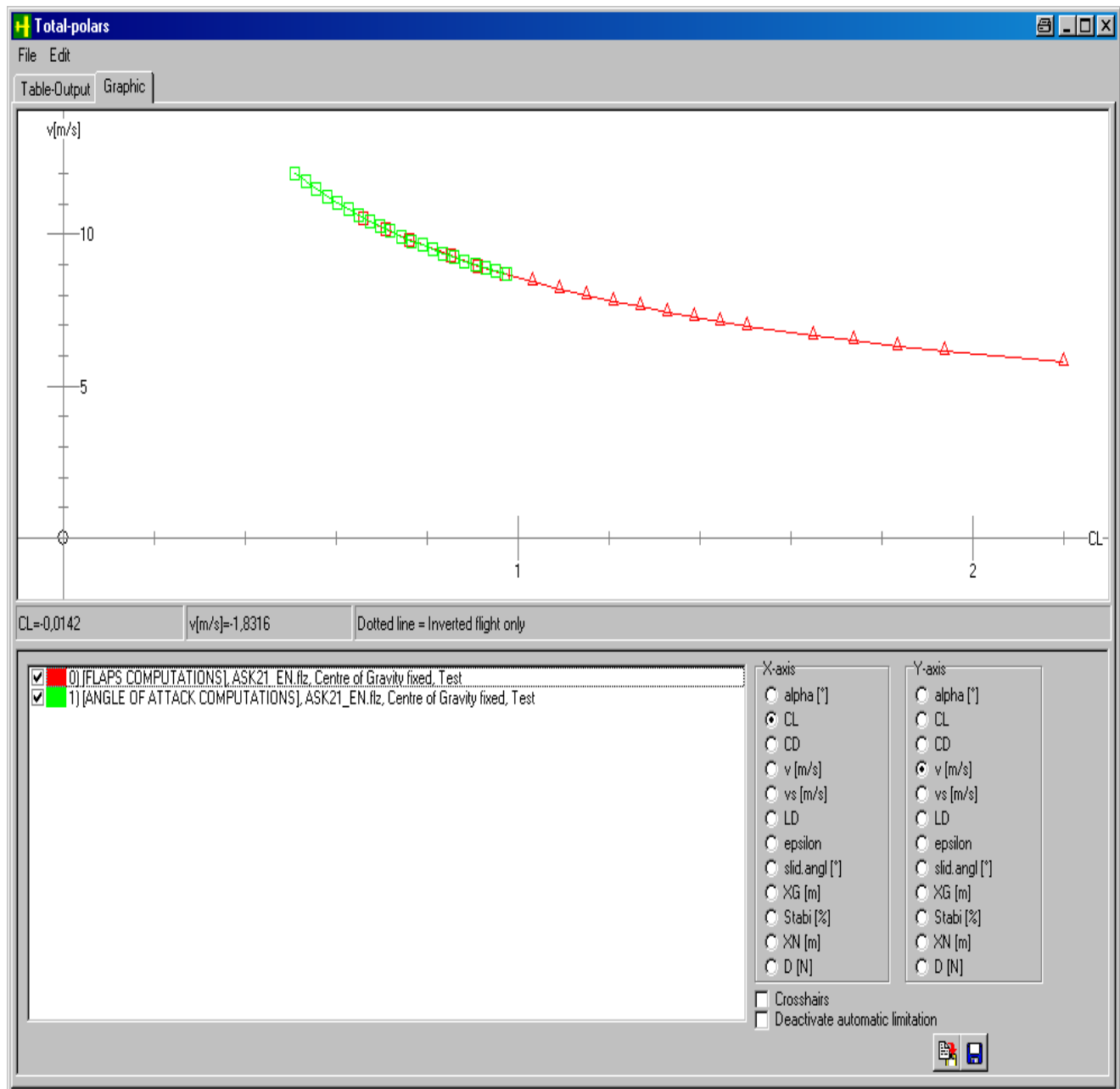
En el siguiente gráfico, se puede ver los puntos con diferentes formas.

- 1) Un cuadrado indica flujo saludable.
- 2) Un triángulo con vértice hacia arriba indica la separación del flujo en cualquier lugar de una superficie superior de un ala.

3) Un triángulo con vértice hacia abajo indica la separación del flujo en cualquier lugar de una superficie inferior de un ala.

Si el cursor del mouse está directamente en un punto de la polar, uno puede obtener una info-box con texto explicativo pulsando el botón izquierdo del mouse.

En la lista de verificación abajo a la izquierda se indican las polares disponibles reales registradas. Ellos pueden hacerse visibles al seleccionar la check-box a la izquierda del texto. Si desea eliminar una línea de polares, haga clic primero con el botón izquierdo del ratón sobre la entrada deseada y que pulse el botón derecho del ratón. Aparecerá el botón 'Delete marked polars'. Haga clic en él, para eliminar la línea de polares.

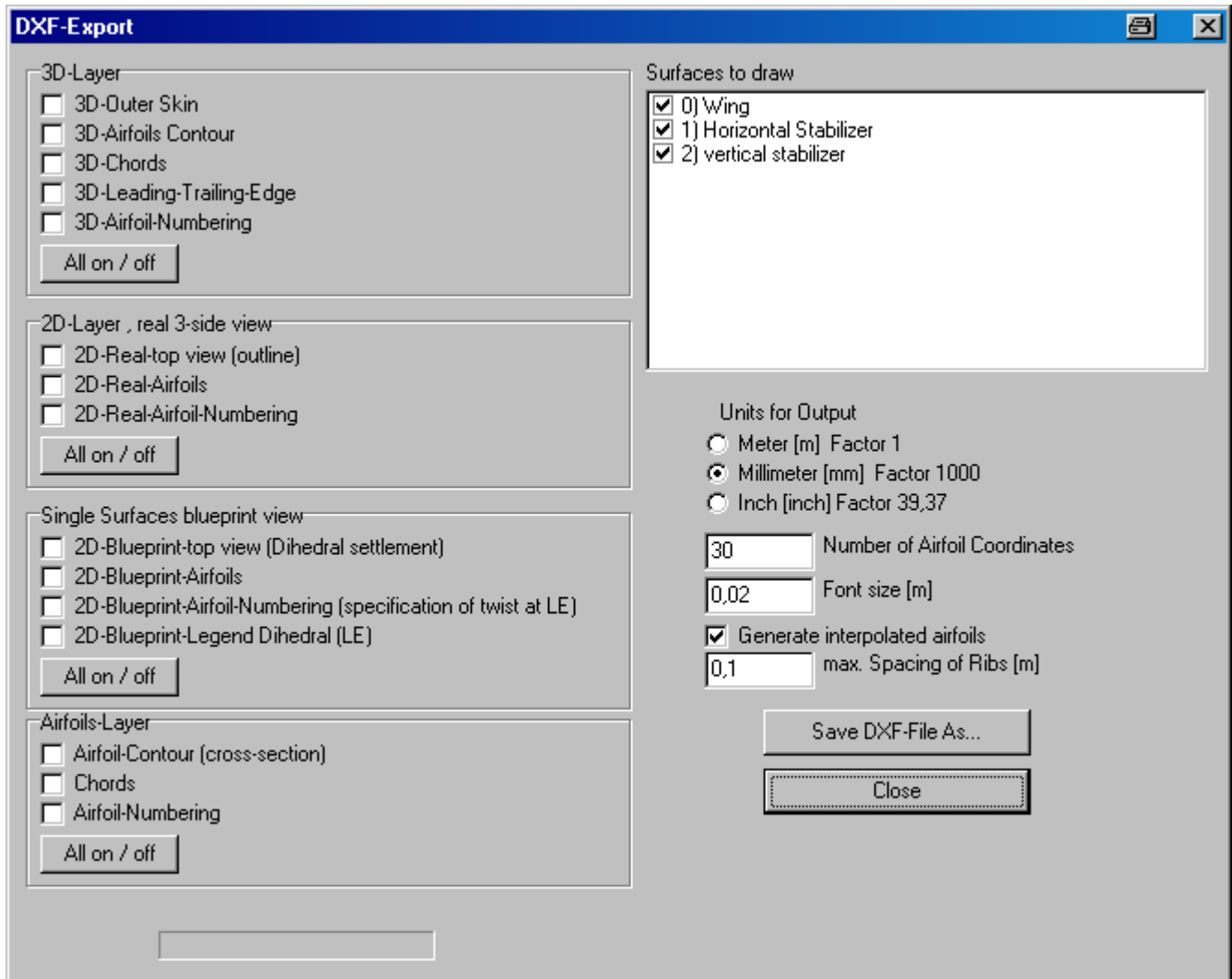


### 18: DXF-Export (Exportar archivos en formato DXF)

Un deseo expresado a menudo por los colegas, es el poder seguir trabajando en la construcción de aviones en un programa CAD, una vez realizado el análisis aerodinámico. De este modo se podría aprovechar el tiempo ocupado en Vortex, para la realización del nuevo

dibujo en CAD. Un formato de archivo ampliamente ocupado por los sistemas CAD es el formato DXF. Este es un formato muy antiguo, soportado por muchos programas.

El siguiente texto describe, cómo se puede generar un archivo DXF en FLZ\_Vortex. Si uno tiene un diseño Vortex en pantalla (debe tener mínimo 1 ala). Entonces se habilita la entrada 'DXF-Export' en el menú "File ". Si se hace clic en esta entrada, aparecerá una nueva ventana.



Planos de construcción se pueden proporcionar de varias maneras.

1) El clásico formato con las 3 vistas, una por lado:

Al hacerlo, el objeto se extrae de tal manera, como se vería desde arriba, en la parte delantera y desde el lado. A partir de este diseño se puede tomar todos los datos necesarios, que son necesarios para hacer el modelo. Para mayor claridad a veces también se añaden vistas con cortes del objeto, a fin de que ciertas partes sean más visibles.

2) El 3D (tridimensional) construcción:

En esta técnica los puntos distintivos (puntos de esquina, puntos de contorno) se almacenan con coordenadas tridimensionales en la computadora. Así, un modelo sólido está disponible. Uno puede considerar el modelo de todos los lados, por lo tanto, las coordenadas se convierten simplemente en torno a un punto de la sala virtual. El giro puede tener lugar alrededor de cualquier eje X, Y o Z. Puesto que todo los puntos que determinan el modelo están presentes,

fácilmente se puede obtener una vista 2D y cortes transversales a partir de construcción en 3D.

3) Típica vista en planta de un plano para la construcción de un modelo:

Un modelo por lo general se construye por partes, y a menudo el aeromodelista no tiene conocimientos de ingeniería mecánica. Por lo tanto una técnica de dibujo ligeramente diferente llegó a ser generalmente aceptada en este ámbito aquí. Alas y unidades de cola están dibujados planos, por lo que uno tiene la posibilidad de poner los componentes (como costillas, largueros, bordes inicial y posterior) directamente sobre el plano y pegar. Características de diseño en 3 dimensiones como diedro, giro, etc. se dibujan en vistas adicionales secundarias, por ejemplo, una vista frontal del ala, con el fin de hacer visible un diedro. Si se pudiera extraer sólo las opiniones de 3 laterales clásicos, entonces uno tendría problemas para construir por ejemplo, una unidad de cola en V, ya que uno difícilmente podría determinar la posición exacta de las costillas.

En la parte izquierda de la ventana, se encuentran cuatro zonas con check-boxes. Seleccione las casillas con las opciones deseadas para la salida DXF. Al utilizar sólo un programa de CAD 2D, no tiene sentido para seleccionar una salida de 3D.

En la parte superior derecha se enumeran todas las superficies los cuales son parte de la construcción. Superficies no deseadas pueden ser deseleccionados. En el lado derecho de la ventana se encuentran las siguientes opciones:

1) Unidades de salida:

El formato DXF utiliza unidades adimensionales. FLZ\_Vortex utiliza la unidad 'metro'. Si el sistema CAD de destino opera con en pulgadas, 1 metro en FLZ\_Vortex deberá cambiarse a 1 pulgada. Uno tiene que saber las unidades que se utilizan en los Sistemas CAD. AutoCAD y AutoSketch operan normalmente con mm. En este caso se selecciona la unidad 'Millimetre [mm] Factor 1000' y 1.000 m en FLZ\_Vortex se convertirá en 1000.000 mm en el archivo DXF.

2) Número de Coordenadas de un Perfil:

Los perfiles aerodinámicos se dibujan como una poligonal; hay una cantidad de coordenadas, y sus respectivos puntos, que están conectados con líneas rectas. El número de coordenadas determina el refinamiento del contorno de perfil aerodinámico. Evite usar perfiles con muchas coordenadas, pues el tiempo de proceso para generar el archivo DXF aumenta enormemente y el tamaño del archivo se convierte en gigante. Como regla general 50 - 100 coordenadas son suficientes.

3) Tamaño de la fuente de caracteres:

Si se seleccionan las check-boxes para el tamaño de letras, se obtiene una salida de texto apropiado en el archivo DXF. En el campo de entrada 'Font size [m]' se puede ingresar un valor adecuado en metros.

4) Perfiles aerodinámicos interpolados:

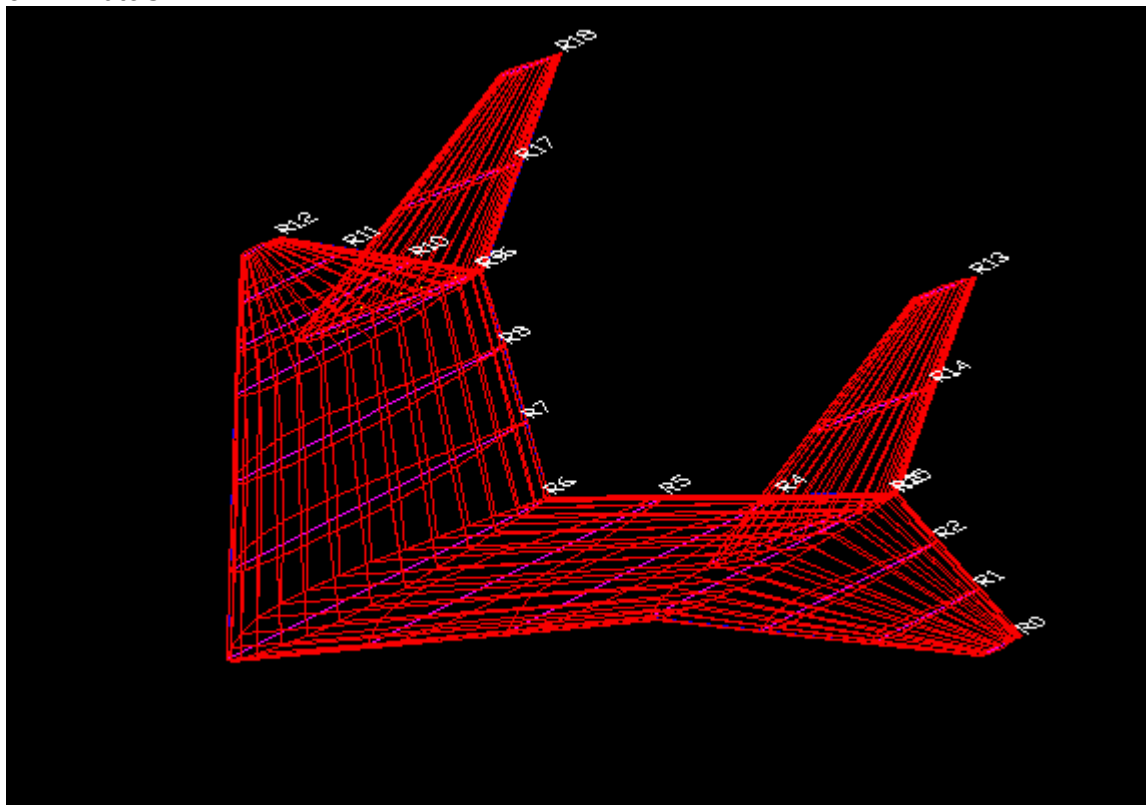
Las alas en FLZ\_Vortex se construyen en segmentos. Cada segmento tiene un perfil aerodinámico en cada frontera (borde) y un ancho de segmento. Si quisiera construir un ala con costillas y entelada, entonces uno tiene superficies de sustentación diferentes entre las costillas por deformación del papel. Seleccione la check-box 'Generate interpolated airfoils' e introduzca el espaciamiento máximo entre costillas en el campo de entrada 'max. Spacing of Ribs [m]' max. Como resultado, perfiles interpolados de conformidad con la resolución ingresada serán escritos en el archivo DXF.

#### 5) Guardar DXF-Archivo

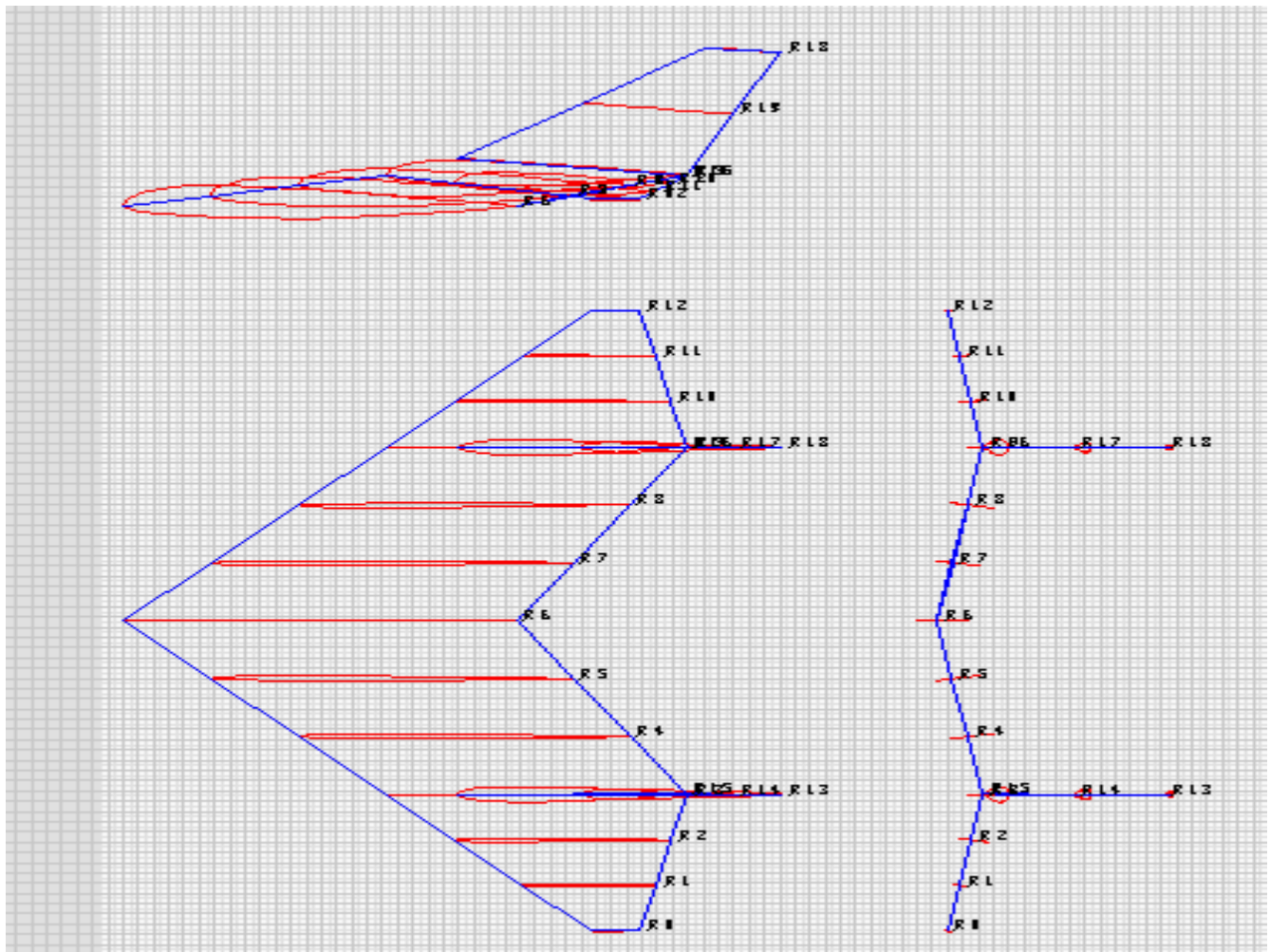
Haga clic en el botón 'Save DXF-File As...' para generar el archivo DXF y guardarlo con el nombre de archivo introducido en el diálogo Save File.

Las siguientes imágenes muestran algunas capturas de pantalla de diferentes programas CAD en los que se importaron los archivos DXF generados por FLZ\_Vortex.

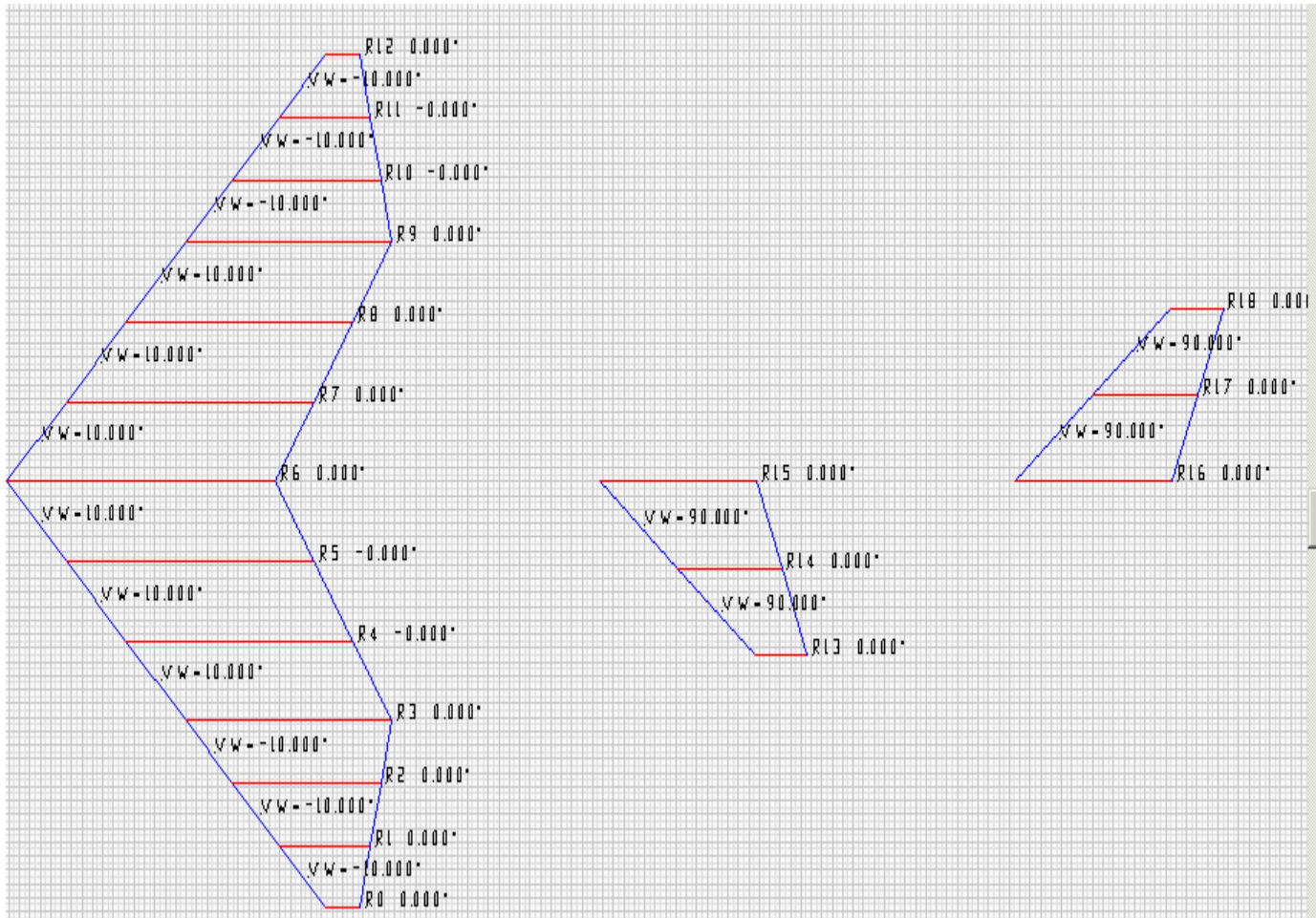
#### 3D in AutoCAD



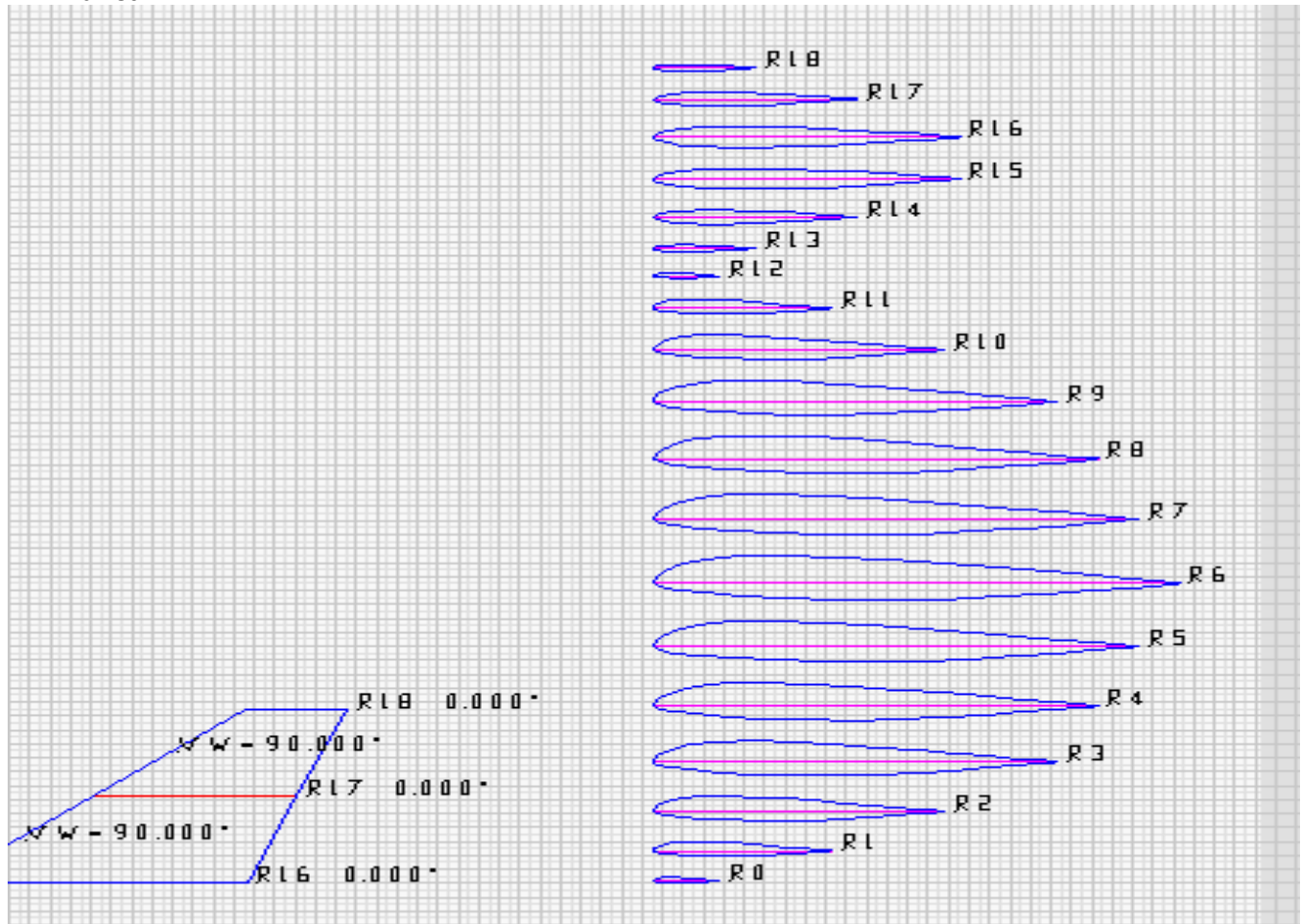
#### 2D classic real 3-side view



2D model-making model plan view



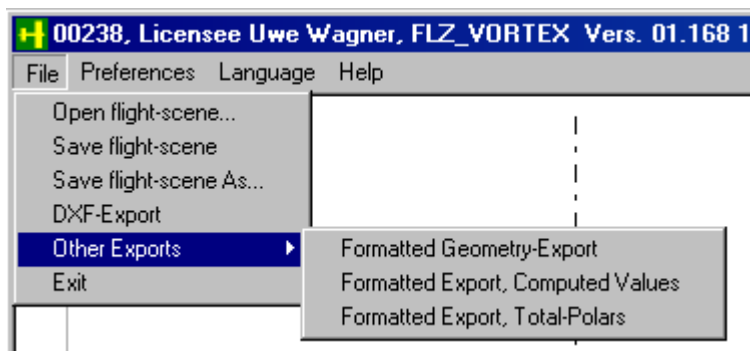
## 2D Rib list



## 19: Other Exports (Otras exportaciones)

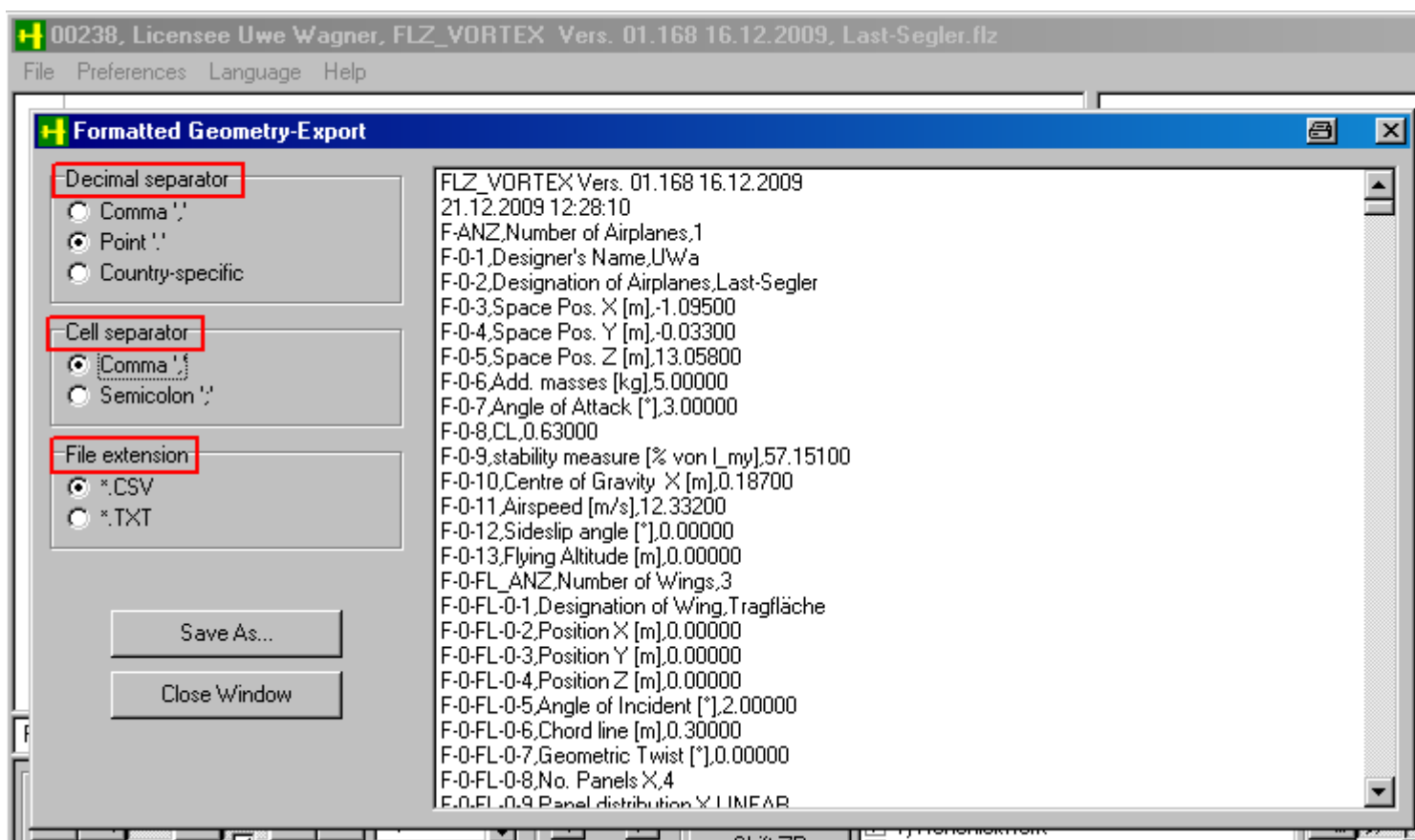
Este menú cubre programas de exportación de todos los datos de la escena de vuelo activo y de todos los resultados de los cálculos internos de FLZ-Vortex. La exportación está formateada, de manera que pueda ser procesada con otros programas - por ejemplo, hojas de cálculo. Una aplicación Excel - 'FLZcalc\_Vx-y.xls' - almacenado en el directorio 'Flugzeuge' demuestra el uso de estos datos. Es triste decirlo, que el archivo de Excel, así como la ayuda está disponible sólo en idioma alemán. La falta de un PC Inglés (Windows y Excel) que no fueron capaces de traducir el archivo de Excel.

Si un usuario de Inglés planea traducir el archivo de Excel, por favor informe [uwe.r.wagner@googlemail.com](mailto:uwe.r.wagner@googlemail.com) para obtener ayuda. Si alguien ayuda a traducir el Excel, Uwe traducirá los archivos de ayuda.



### 19.1: Formatted Geometry-Export (Exportar con Geometría formateada)

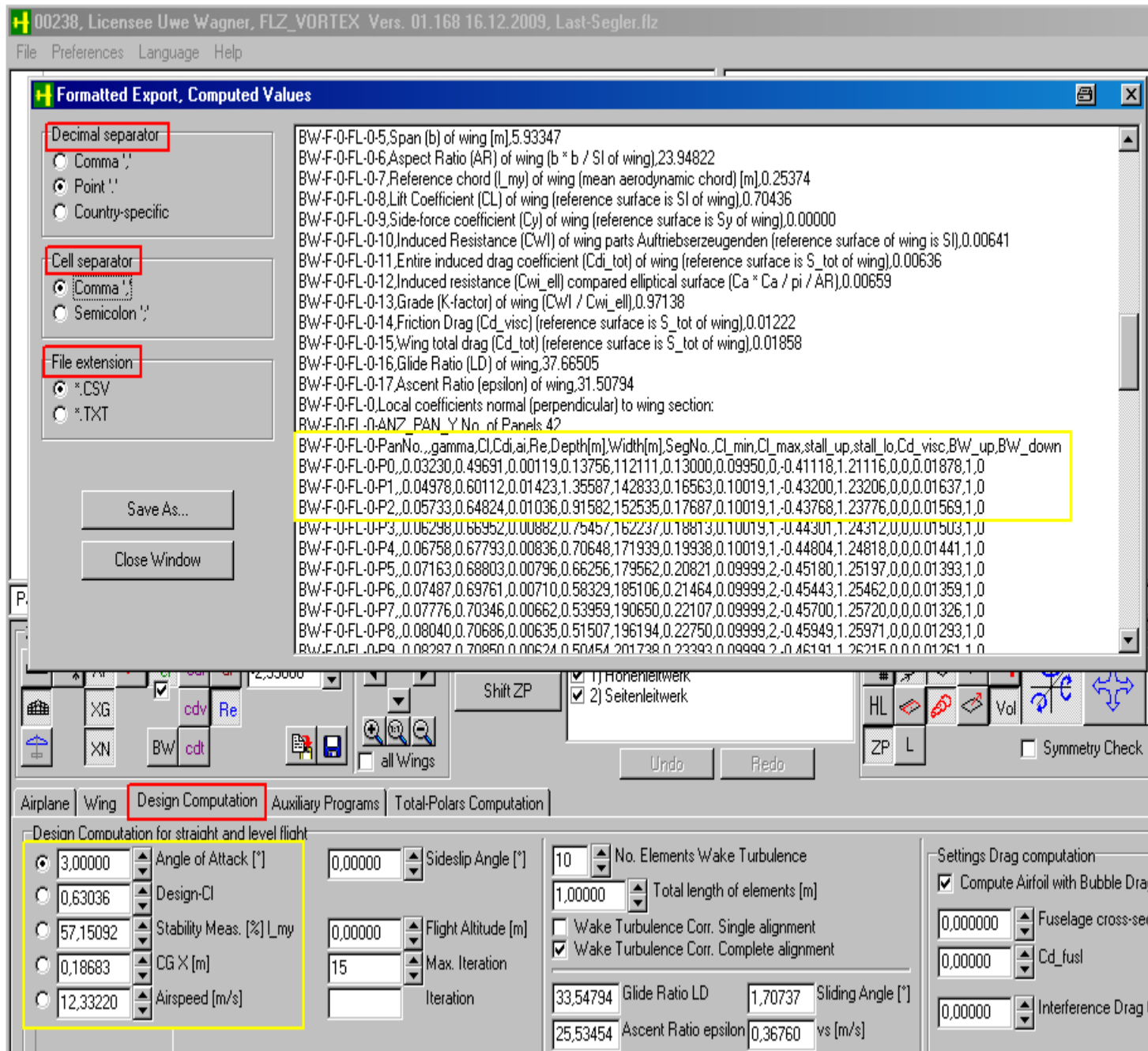
La geometría y exportación con formato hace que todos los datos básicos de la escena de vuelo activo se puedan procesar después en Excel con la función "Texto en Columnas". Utilice los botones de selección marcados por un formato adecuado.



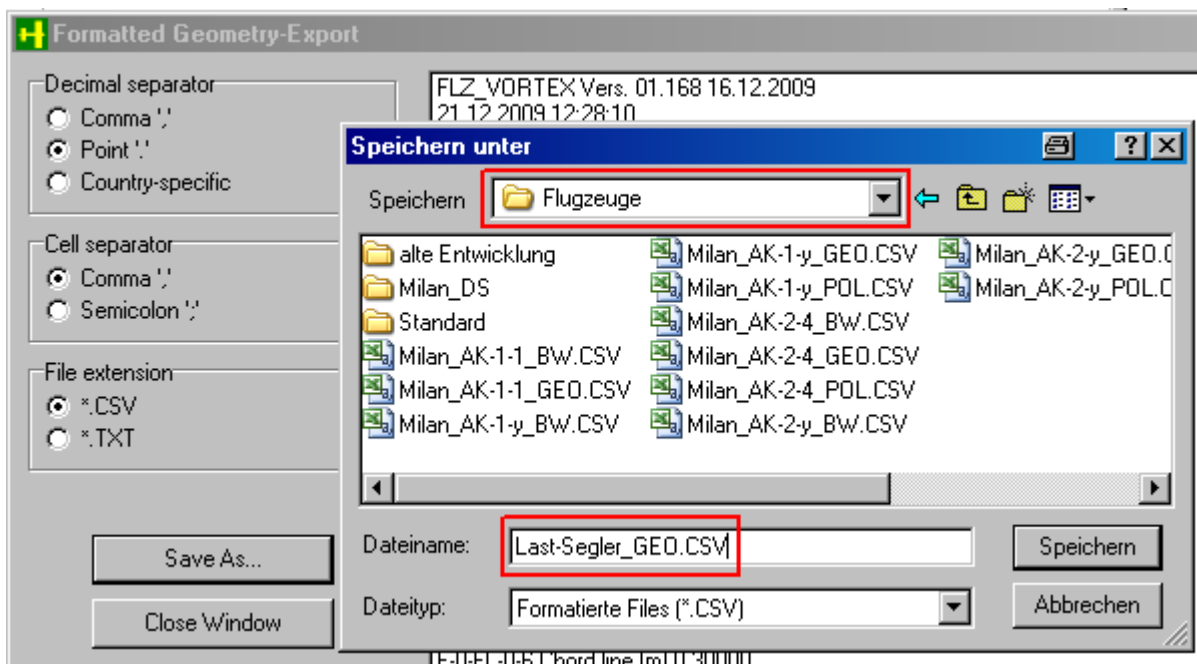
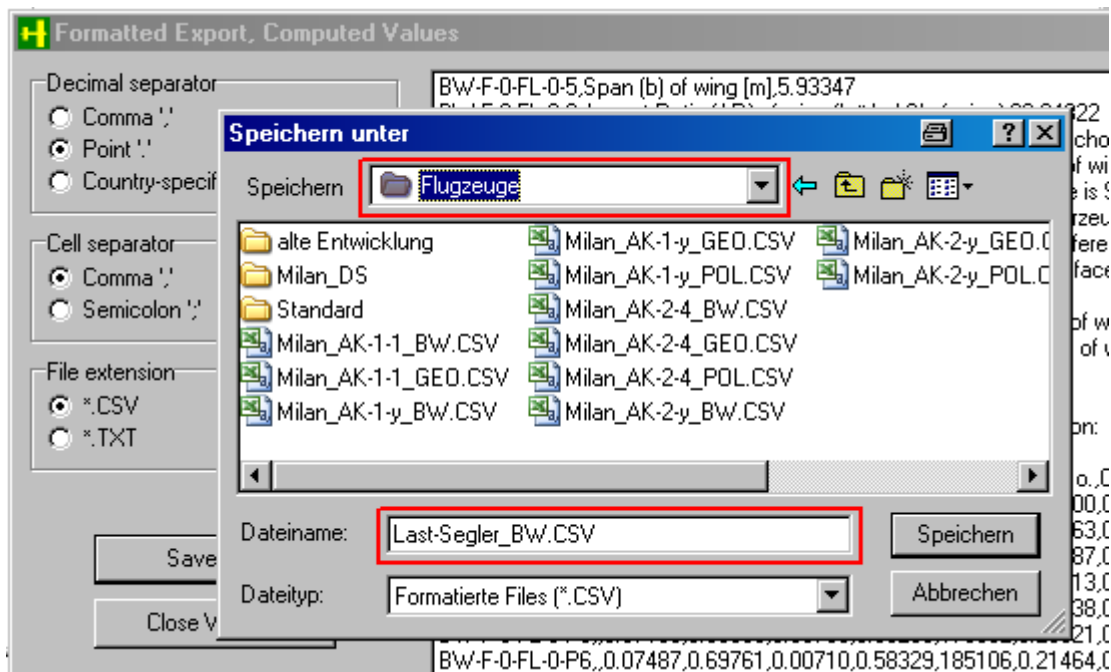
El botón 'Save As...' abre un diálogo en el que el directorio y el nombre del archivo se pueden elegir. Se recomienda almacenar el archivo de exportación en el directorio 'Flugzeuge', y utilizar el nombre predeterminado "flightscene\_GEO.CSV". Esto mantiene todos los datos de un proyecto en un solo directorio.

## 19.2: Formatted Export, Computed Values (Formato de exportación para valores calculados)

La opción “formatted export – computed values” hace que todos los resultados computacionales internos de FLZ-Vortex respecto a la escena de vuelo activa estén disponibles. Para generar estos resultados, un cálculo de diseño debe haber sido realizado. Utilice los botones de selección marcados por un formato adecuado.

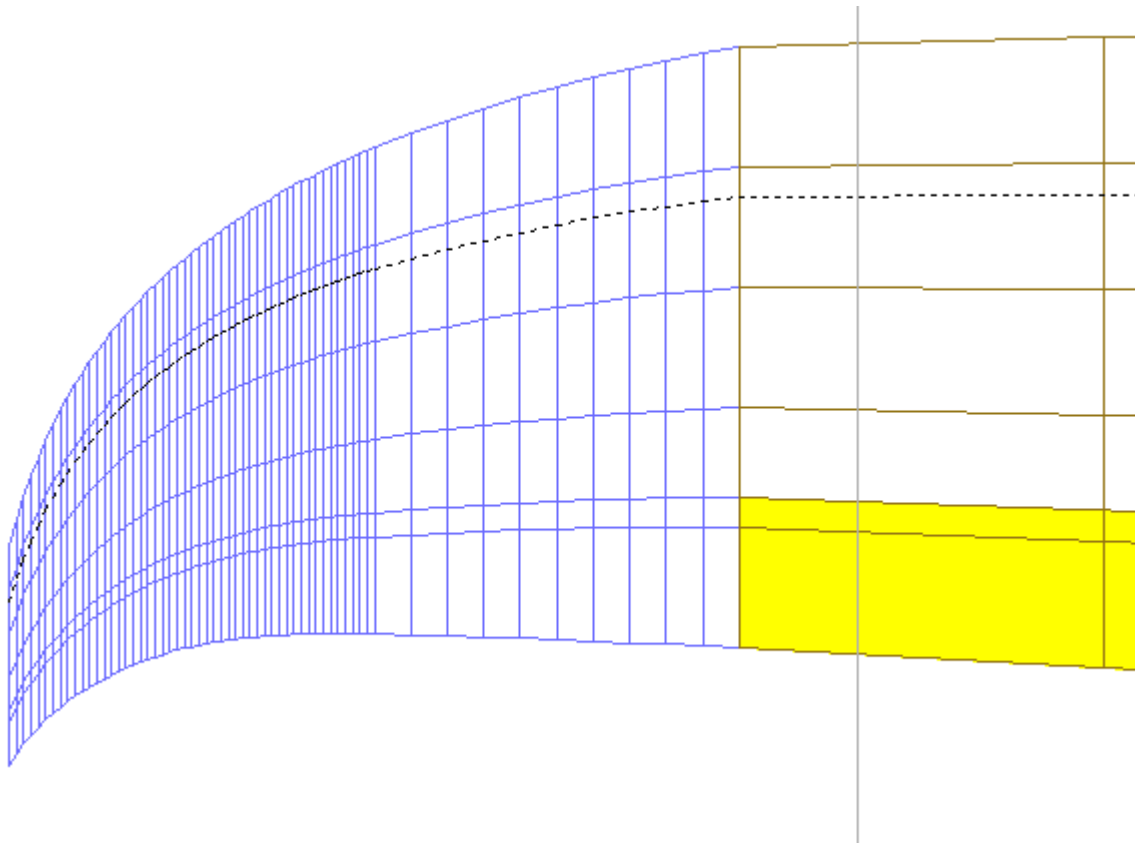


El botón ‘Save As...’ abre un diálogo en que el directorio y el nombre del archivo se pueden elegir. Se recomienda, almacenar el archivo de exportación en el directorio 'Flugzeuge', y utilizar el nombre predeterminado "flightscene\_BW.CSV". Esto mantiene todos los datos de un proyecto en un solo directorio.



### ¡Atención!

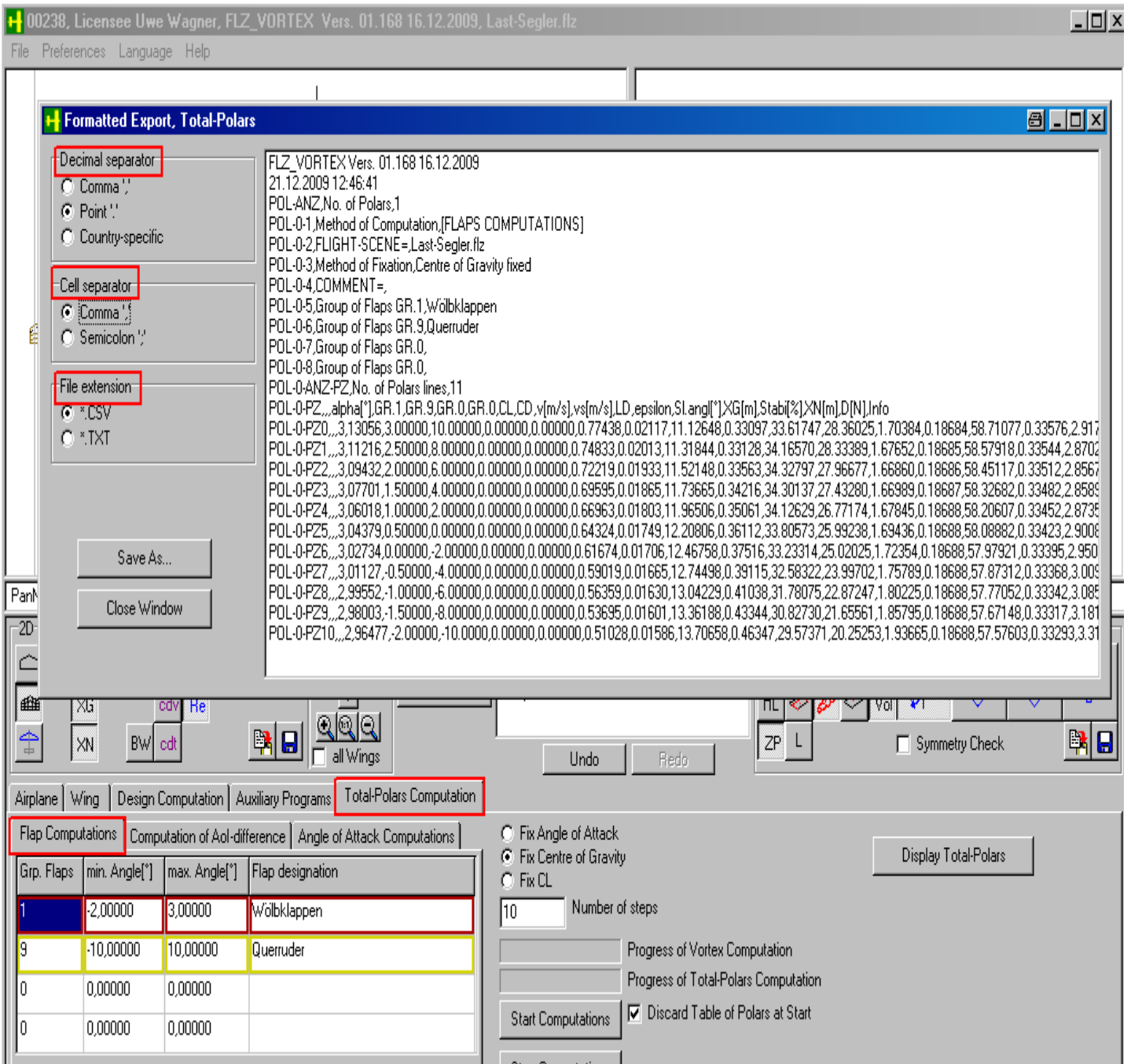
Si uno utiliza la nueva precisión de 5 decimales, por ejemplo, para el modelado detallado de una punta del ala (ver foto abajo) y, además, utiliza un perfil aerodinámico con un montón de coordenadas (por ejemplo, HQ-W-2.5-11, con 261 con coordenadas), entonces el archivo de exportación la geometría puede convertirse fácilmente en más de 90.000 frases líneas de sentencia.



Tal largo de exportación necesita hasta 1 o 2 minutos para terminar el proceso y mostrar los resultados, dependiendo del hardware de PC utilizado.

### **19.3: Formatted Export Polars**

La opción formatted export – polars hace que estén disponibles los resultados del cálculo de un cómputo total de polares con respecto a la escena de vuelo activa. Para generar estos resultados, un cómputo total de-polares debe haberse logrado. Utilice los botones de selección marcados por un formato adecuado.



El botón 'Save As...' abre un diálogo en el que el directorio y el nombre del archivo se pueden elegir. Se recomienda, para almacenar el archivo de exportación en el directorio 'Flugzeuge', y utilizar el nombre predeterminado "flightscene\_POL.CSV". Esto mantiene todos los datos de un proyecto en un solo directorio.

- Decimal separator:
  - Comma ','
  - Point '.'
  - Country-specific
- Cell separator:
  - Comma ','
  - Semicolon
- File extension:
  - \*.CSV
  - \*.TXT

**Speichern unter**

Speichern: Flugzeuge

alte Entwicklung	Milan_AK-1-y_GEO.CSV	Milan_AK-2-y_GEO.CSV
Milan_DS	Milan_AK-1-y_POL.CSV	Milan_AK-2-y_POL.CSV
Standard	Milan_AK-2-4_BW.CSV	
Milan_AK-1-1_BW.CSV	Milan_AK-2-4_GEO.CSV	
Milan_AK-1-1_GEO.CSV	Milan_AK-2-4_POL.CSV	
Milan_AK-1-y_BW.CSV	Milan_AK-2-y_BW.CSV	

Dateiname: Last-Segler\_POL.CSV

Dateityp: Formatierte Files (\*.CSV)

Speichern Abbrechen

Typ: Microsoft Office Excel Comma Separated Value  
Geändert am: 19.12.2009 18:18  
Größe: 1,63 MB

Save  
Close Window

8,0.02013,11.31844,0.331
9,0.01933,11.52148,0.335
5,0.01865,11.73665,0.342
8,0.01803,11.96506,0.350
4,0.01749,12.20806,0.361
4,0.01706,12.46758,0.371
9,0.01665,12.74498,0.381
POL-0-PZ7,,,3,01127,-0.50000,-4.00000,0.00000,0.00000,0.55019,0.01665,12.74498,0.38
POL-0-PZ8,,,2,99552,-1.00000,-6.00000,0.00000,0.00000,0.56359,0.01630,13.04229,0.41
POL-0-PZ9,,,2,98003,-1.50000,-8.00000,0.00000,0.00000,0.53695,0.01601,13.36188,0.43