

# Traducción al Español del Documento Guidelines for XFLR5 v6.03 1/72 February 2011

## Propósito

Análogamente al documento referenciado en el título, esta traducción no pretende ser “El Manual de XFLR5” en español. La idea es que los que hablamos español, no tengamos, además de la dificultad teórica y conceptual que el texto tiene, la dificultad del idioma. En varios pasajes del texto, simplemente opté por no traducir, pues si bien tenía claro el concepto, la traducción solo introduciría confusión. A nuestra hermosa lengua, lo técnico no le acomoda. En otros casos, simplemente no traduje, pues algunos objetos teóricos de mecánica de fluidos como los “doublets”, “sources”, etc., así como también su manejo matemático, me obligaron a retomar los textos de cálculo vectorial y otros, olvidando por momentos que esto se trata de aeromodelismo. Dije aeromodelismo, no, **solo** aeromodelismo. Similarmente, en el caso del análisis de estabilidad, solamente para efectos de comprensión, no del todo lograda, hubo que recurrir a los textos de análisis de sistemas dinámicos y control automático.

En el caso de los gráficos y figuras que contienen texto incorporado en inglés, quedaron tal como estaban. Cabe hacer notar, el uso muy frecuente de la palabra “body” en el texto en inglés, pudiendo significar fuselaje, un trozo de ala o simplemente cualquier cosa expuesta a un flujo. En cada caso, le di el significado que más le acomodaba según el contexto.

El contenido del documento original, incluye en forma explícita o implícita prácticamente todas las versiones de XFLR5, por lo que muchos temas importantes no aplican o no están disponibles en las últimas versiones de XFLR5. Según la versión de que disponga cada usuario es la parte del documento que le servirá. Esto es bueno, porque a mi juicio, para algunas cosas o según sea el gusto de usuario, versiones anteriores tienen mejor desempeño en algunos aspectos. En algunos casos, un proyecto yo lo armo en la versión v4.17 y después “lo paso” a la v.6.03.

También con este trabajo he pretendido mejorar mi propio grado de comprensión y entendimiento de XFLR5, que fue en realidad el objetivo inicial.

Finalmente, espero que este trabajo les sea de utilidad a aquellos para los cuales el aeromodelismo es más que comprar y volar modelos.

Grandes diseños, mejores construcciones y hermosos vuelos a todos.

## **Manuel Navas Vienne**

manaviex@gmail.com

San Clemente, Provincia de Talca, Chile

Campeón Sudamericano planeadores F1A 1986

Miembro Equipo Chileno planeadores F1A en Campeonato Mundial de Vuelo Libre Argentina 1989

Campeón Nacional planeadores F1A 1998

Actualmente, diseño, construyo y vuelo planeadores RC fuera de las competencias



## **Análisis de Perfiles y Alas**

### **Operando a bajo número de Reynolds**

# Tabla de contenidos

- 1. Propósito**
- 2. Introducción**
  - 2.1 Limitaciones del programa y garantías
  - 2.2 Historia del desarrollo de XFLR5
  - 2.3 Cambios introducidos en XFLR5 v6
  - 2.4 Estructura del programa
- 3. Análisis de perfiles y el modo diseño**
  - 3.1 General
  - 3.2 Operación del análisis directo
  - 3.3 Full Inverse Design [MDES] y Mixed Inverse Design [QDES]
- 4. Diseño de perfiles**
  - 4.1 General
  - 4.2 B-Splines (curva diferenciable definida en porciones mediante polinomios), principales características.
  - 4.3 Principales características de los Splines points.
  - 4.4 Bordes de ataque y de fuga
  - 4.5 Precisión de los resultados
  - 4.6 Digitalización
- 5. Análisis 3d**
  - 5.1 Teoría general
  - 5.2 Ejes para las alas y el fuselaje, convenciones de signos
  - 5.3 Definición de ala
  - 5.4 Área de referencia para coeficientes aerodinámicos
  - 5.5 Flaps
  - 5.6 Diseño del fuselaje
  - 5.7 Definición de aeroplano (plane)
  - 5.8 Estimaciones de inercia
  - 5.9 Malla
  - 5.10 Simetría
  - 5.11 Cálculos en condiciones de viscosidad y no viscosos (inviscid)
  - 5.12 Teoría no lineal de la línea sustentante (LLT)
  - 5.13 Método lineal del enrejado de vórtices (Vortex Lattice Method-VLM)
  - 5.14 Método lineal 3d de paneles (3D Panel)
  - 5.15 Consideraciones para el análisis
  - 5.16 Momentos
  - 5.17 Punto Neutro, Centro de Presión, Margen estático
  - 5.18 Factor de eficiencia

- 5.19 Puntos de Operación en el ala y polares de un ala (Operating Points)
- 5.20 Análisis por variable de control, Polares Tipo 5 y Tipo 6
- 5.21 Interpolación de la malla generada por XFOIL
- 5.22 Líneas de flujo
- 5.23 Comparación con resultados experimentales
- 5.24 Comparación con túnel de viento
- 5.25 Comparación con resultados de Miarex y AVL
- 5.26 Ejemplo de análisis de ala
- 5.27 No convergencias

## **6. Análisis de estabilidad y control**

- 6.1 Método
- 6.2 Teoría
- 6.3 Marco de referencia
- 6.4 Coordenadas, posición, velocidad y vector de rotación
- 6.5 Restricciones de vuelo
- 6.6 Descripciones de estado
- 6.7 Procedimiento de Análisis
- 6.8 Entradas
- 6.9 Salidas
- 6.10 Ejemplo de análisis de estabilidad
- 6.11 No convergencias en estabilidad

## **7. Especificaciones del programa**

- 7.1 AVL y XFLR5
- 7.2 Archivos y registros
- 7.3 Shortcuts (comandos abreviados)
- 7.4 Comandos con el Mouse
- 7.5 Memoria
- 7.6 Opciones para exportar
- 7.7 Fallas del programa (Bugs)
- 7.8 Desarrollo abierto

## **8. Participantes**

## **9. Referencias**

## 1 Propósito

Este documento no pretende ser un manual de ayuda formal, pero proporcionará alguna ayuda en el uso de XFLR5. El propósito es explicar los métodos usados en los cálculos, y proporcionar ayuda para aquellos aspectos menos intuitivos del software.

## 2 Introducción

### 2.1 Limitaciones del programa y garantías.

Como el original Xfoil, este proyecto ha sido desarrollado y actualizado de acuerdo a las normas de GPL (GNU General Public License). En otras palabras, un punto importante en relación a GPL es que:

“Este programa es distribuido para ser usado, pero sin ningún tipo de garantía; sin garantizar que cumpla con los requisitos de ningún propósito en particular. Ver GNU Public License para mas detalles”.

**El programa ha sido escrito exclusivamente para el diseño de modelos de planeadores, para lo cual entrega resultados razonablemente consistentes. El uso de este programa para otros fines, en especial para el diseño de aeronaves de tamaño real está prohibido enfáticamente.**

### 2.2 Historia del desarrollo de XFLR5

El propósito primario para el cual fue desarrollado XFLR5 fue para proveer:

- Una interface más amigable para Xfoil
- Cambiar el código original Fortran a C++, para todos los programadores que pudieran requerirlo.

Esto fue hecho en acuerdo con el espíritu del altamente valorado trabajo de Mark Drela y Harold Youngren, los que fueron muy generosos al entregar su trabajo en forma gratuita para ser usado bajo las normas de *General Public License*.

El software resultante no ha sido desarrollado como un producto para profesionales, de esta manera, no ofrece garantías de estabilidad, solidez, precisión o disponibilidad de soporte. Es solamente una herramienta para uso personal, desarrollada como un hobby, y disponible para todos bajo las normas GPL.

Por esta razón, XFL5 no pudo ser declarado como libre de fallas. Algunas fallas significativas que afectan la precisión de los resultados, han sido reportadas en versiones Beta, y posteriormente corregidas.

Por lo tanto, XFLR5 ha sido probado intensivamente, comparado con otros softwares, y publicando los resultados experimentales. Como se ha obtenido un importante grado de éxito, es que se tiene una moderada confianza en los resultados que el programa entrega.

El algoritmo ocupado para el análisis de perfiles en XFLR5 es exactamente el mismo ocupado en el original XFOIL, excepto por el cambio de Fortran a C++. No ha sido efectuado ningún cambio correctivo o de mejora. La migración de Fortran a C++ en sí misma ya es una fuente de errores. Por lo tanto, el código ha sido rigurosamente probado haciendo numerosos análisis con el código Fortran y C++, teniendo siempre resultados consistentes. Ha ocurrido en algunos casos, que uno de los dos programas no converge y el otro sí, o el camino de convergencia es diferente para uno con respecto al otro. Esto se debe a la diferente manera en que los cálculos con números con punto flotante son realizados por los dos compiladores. Dicho esto, los resultados de la convergencia son siempre parecidos, y cualquier diferencia está dentro de los criterios de convergencia del código fuente de XFOIL.

Por lo tanto, tanto los resultados obtenidos con XFLR5 o XFOIL, ambos pueden ser considerados resultados "XFOIL".

En la versión **2.0**, se han agregado capacidades para el análisis de alas. Inicialmente, esto se debió a una sugerencia de Matthiu Scherrer, quien usando código "Miarex" de su Matlab, ha desarrollado aplicaciones basadas en Lifting Line Theory, (conocido entre nosotros como LLT) para el diseño de alas para bajo número de Reynolds.

Después, surgió la necesidad de agregar el método Vortex Lattice Method (conocido entre nosotros como "VLM"), para el diseño y análisis de alas cuya geometría no es consistente con las limitaciones de LLT.

La versión **3.0** introduce el método VLM recomendado por Katz and Plotkin, método basado en anillos de cuatro lados, además de el cálculo VLM de planeadores con elevador y timón.

El 31 de Marzo de 2007, XFL5 inicia un proyecto de desarrollo de código fuente abierto, con el auspicio de Sourceforge.net.

La versión 4.0, introduce el método de paneles 3D, para alas y planeadores, incluyendo el modelado de fuselajes.

Hasta esta última versión, XFLR5 ha sido desarrollado específicamente para Windows, usando las bibliotecas MFC. Esto es una limitación del producto, haciéndolo no disponible para Unix, Linux y sistemas MAC. Por lo tanto, se ha decidido reescribir el programa, usando las librerías de plataforma cruzada Qt4 de Nokia. Esta versión se ha denominado la versión 5 (v5), y no ofrece ninguna funcionalidad nueva comparada con el programa original. Liberada en una versión beta en Septiembre de 2010, XFLR5 V6 introduce el análisis de control y estabilidad, y una modificación del método de paneles 3D para planeadores.

## 2.3 Cambios introducido in XFLR5 v6

### Problemas de Tamaño

El tamaño máximo para la definición del tamaño para una malla, se aumenta de 2000 a 5000 paneles como máximo.

Como las posiciones de memoria aumentan cuadráticamente con respecto al tamaño del problema, esta nueva versión reserva más memoria al iniciar al programa, y puede demorarse en partir en un computador con poca RAM.

### Análisis de estabilidad y control

Las polares de control, "Control Polars", han sido reemplazadas por "Stability Polars" derivadas de control.

### Cálculos en la modalidad Batch

Ahora es posible correr un Batch Análisis para una lista de perfiles.

### Método Panel 3D

El método del panel 3D es ahora procesado diferenciadamente para alas o para planeadores.

Para el análisis de alas, el método full 3D está disponible como en la versión v5, con las alas representadas como superficies densas con doublet uniformes y fuentes de distribución.

Para planeadores, el método full 3D has sido reemplazado en la v6, por un mix de Panel 3D formulado para el fuselaje y otra para superficies delgadas para las alas.

### Estimaciones de Inercia

En la evaluación de la inercia de las alas, la masa de cada cinta a lo largo de la cuerda, es distribuida a lo largo de la cinta proporcionalmente al espesor del perfil, y no está concentrada en el 25% de la cuerda.

## 2.4 Estructura del programa

Cinco diferentes "Aplicaciones" se han implementado:

- Dos modos de diseño directo, los cuales son convenientes para comparar perfiles y diseñar nuevos perfiles usando B- Splines.
- Las rutinas Mixed Inverse (QDES) y Full Inverse (MDES), virtualmente son idénticas al original.
- Las rutinas de análisis directo de perfiles (OPER)
- El análisis y diseño de planeadores, alas y fuselajes

### 3 Análisis y diseño de perfiles.

#### 3.1 General

Esta parte del programa está construido alrededor de Xfoil y es su principal característica, esto es, las rutinas de diseño y las de análisis directo e inverso (OPER, MDES, GDES y QDES) son las de Xfoil. Excepto por la implementación de la interface de Windows, ninguna característica especial se les ha agregado a estos módulos.

Para correr y usar XFLR5, no se requiere ninguna experiencia previa en el uso de Xfoil, sin embargo, los usuarios acostumbrados a Xfoil, no tendrán problemas en reconocer las opciones del nuevo menu con estilo Windows.

Como el motor de análisis está practicante sin cambios con respecto al original, es aconsejable que lo usuarios consulten la ayuda del original Xfoil para conocer las limitaciones del análisis de perfiles directo e inverso. Ellas son básicamente las mismas en XFLR5, con un limitado número de adaptaciones debido a la interface de Windows.

#### 3.2 Análisis Directo (Oper)

##### 3.2.1 El Objeto perfil

###### 3.2.1.1 Base de datos de perfiles

Los perfiles se cargan desde archivos de perfiles estándar y se almacenan en una base de datos. Cualquier número de perfiles pueden ser cargados de una sola vez.

###### 3.2.1.2 Formato de los archivos.

XFLR5 reconoce solamente el sencillo y tradicional formato para perfiles, este es, el que contiene el nombre del perfil en la primera línea, seguido por las coordenadas x e y, las cuales comienzan desde el borde de fuga, rodean el borde de ataque y vuelven hasta el borde fuga en una dirección.

Nombre del Perfil	
X (1)	Y (1)
X (2)	Y (2)
.	
.	
X(N)	Y(N)

Todas las línea que contengan un carácter “#” no son consideradas.

No se realiza una revisión especial de la geometría que representan las coordenadas. Se aconseja a los usuarios revisar el formato cuando XFLR5 no pueda leer adecuadamente el archivo.



### 3.2.2 Modificación de Perfiles

XFLR5 entrega las mismas opciones para la modificación de perfiles, que entrega el original XFoil. Estas son:

- Refinamientos locales y globales
- Modificación de espesor, máximo espesor, curvatura y posición de máxima curvatura. La modificación de estos parámetros causará la generación de un nuevo perfil. Cuando un perfil modificado es borrado o sobrescrito, todos los resultados asociados se pierden, de manera de asegurar la consistencia.

La experiencia muestra que, - un consejo de XFoil- , el afinamiento de los paneles de un perfil, después que este ha sido cargado o modificado, es usualmente una medida prudente de tomar antes de realizar un análisis.

### 3.2.3 Análisis de un perfil y su correspondiente “objeto polar”

A diferencia de XFoil, el análisis de un perfil dado solo puede ser realizado después de definir el correspondiente “objeto polar” asociado al perfil. El resultado del análisis puede ser asociado y sumado automáticamente al objeto polar.

Cualquier número de polares pueden ser creadas y asociadas a un perfil dado.

Una polar se define por:

- Su tipo
- Su Reynolds y el número Mach
- El criterio de transición de laminar a turbulento
- La localización de la transición forzada en la superficie superior e inferior

Por defecto, el número de transición es 9, y la localización de la transición forzada es en el borde de fuga.

Adicionalmente a las polares de Tipo, 1,2 y 3, las cuales vienen sin cambios desde XFoil, se han agregado polares Tipo 4, mostrando datos para un determinado ángulo de ataque con Re variable. El Propósito es hacer posible la determinación del valor del Re crítico.

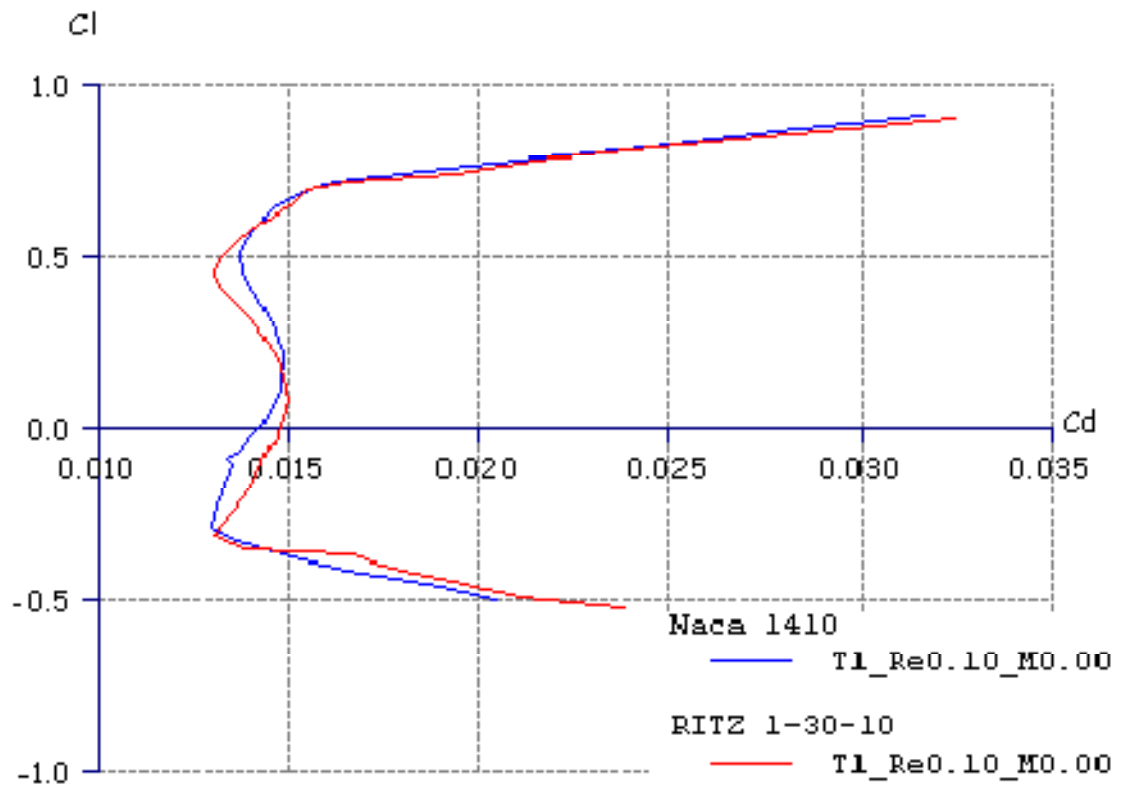


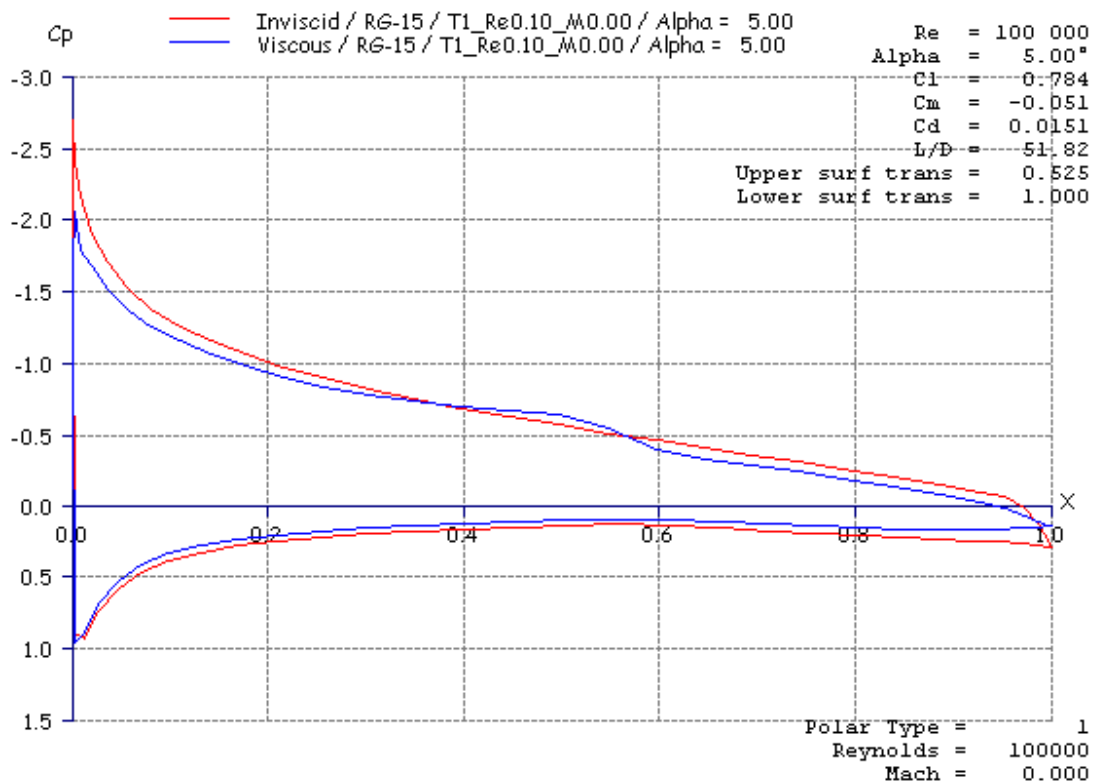
Figure 1: Polares tipo 1

### 3.2.4 Punto de Operación (OpPoint) objet

Un punto de operación de un perfil dado es definido por su ángulo de ataque y su Re. Siempre asociado a un perfil y a una Polar, los OpPoints almacenan los resultados tanto con análisis viscosos e inviscid.

Cualquier número de OpPoints pueden ser almacenados en la base de datos "runtime", la única limitación es la memoria del computador. Los OpPoints pueden llegar a usar una cantidad significativa de los recursos de memoria del computador.

Para asegurar la consistencia, cualquier modificación sobre el perfil o sobre la correspondiente polar, causa que se borren los OpPoints de la base de datos.



**Figure 2: Cálculo de Cp**

### 3.2.5 Análisis XFOIL

Cada vez que se hace un análisis en XFOIL y se logra la convergencia, un OpPoint se genera y los valores de interés son almacenados en la polar correspondiente. Los datos son almacenados en la Polar, ya sea que la opción de almacenar los OpPoints haya sido activada o no.

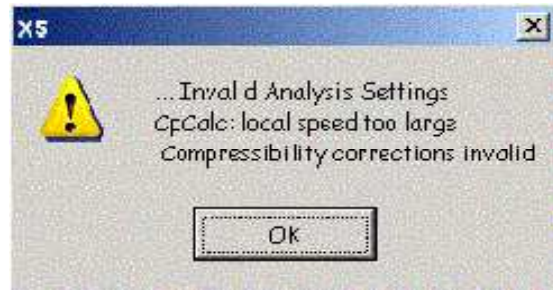
Un cálculo XFOIL realizado para un mismo ángulo de ataque y Re en un OpPoint existente, causa que el anterior sea reemplazado y los datos de la Polar son actualizados.

El comando "Init BL" (checkbox), es el equivalente al comando "Init" en XFOIL, esto es, se resetean los valores de la capa límite a valores estándar antes del análisis. Es recomendable revisar la checkbox al inicio de los cálculos, cuando el análisis de los OpPoints no converge o es muy diferente al anterior.

En el caso de un análisis secuencial, el comando "Init BL" es automáticamente desactivado después que la primera convergencia ha sido alcanzada, y es reseteada después de un proceso de cálculo divergente.

### 3.2.6 Errores de XFOIL

Dado la complejidad y dificultad de un análisis en el modo viscoso, XFOIL es notablemente robusto y consistente. Por lo tanto, puede que durante un análisis, se genere el siguiente mensaje de error.



**Figure 3** – Mensaje de error de XFOIL

Este mensaje de error es usualmente causado por una cantidad de paneles demasiado pequeña o por un borde de ataque muy afilado. Es posible que en estos casos XFOIL se “atasque” y falle ante cualquier intento de hacer un nuevo análisis. En estos casos, se debe usar el comando “Operating Point/Reset XFOIL” para reinicializar todas las variables y resetear las polares de los perfiles bajo análisis.

### 3.2.7 Ejemplo de Análisis Directo

1. Cargue un perfil desde un archivo
2. [Opcional] Use los comandos “Derotate” y “Normalize” respectivamente para alinear la línea de cuerda media con el eje X y resetear la cuerda a 1.
3. [Opcional] Use los comandos “Refine Locally” o “Refine Globally” para optimizar los paneles del perfil.
4. Use el comando “Define Análisis/Polar” en el menú Polar, o F6, para definir un análisis – por ejemplo – del Tipo 1, a  $Re = 100.000$  y  $Mach = 0$ .
5. Defina un ángulo de ataque o un coeficiente de sustentación para el análisis, por ejemplo  $\alpha = 0^\circ$
6. Cliquee en el botón “Analyze” en la barra de herramientas de la derecha para hacer partir el análisis.
7. Si el análisis de XFOIL ha convergido, la distribución de  $C_p$  es mostrado en pantalla automáticamente.
8. Revise que los botones Show BL o Show Pressure estén habilitados para visualizar su distribución.
9. Revise el botón “Sequence” en la barra de herramientas de la derecha.
10. Defina los ángulos de ataque mínimos y máximos, por ejemplo,  $\alpha = -6^\circ$  a  $\alpha = 10^\circ$

11. Como el nuevo valor de partida es significativamente diferente al último cálculo ( $\alpha = 0^\circ$ ), revise el botón "Init BLS".
12. Cliquee en el botón "Analyze"
13. Cliquee en el botón "Animate" para visualizar los cambios del centro de presión y de la capa límite a medida que cambia el ángulo de ataque.
14. Cliquee en "Polars", dentro del menu View, o tipee F8.
15. Use el botón del mouse y su rueda para mover y agrandar los gráficos.

### 3.3 Full Inverse Design [MDES] y Mixed Inverse Design [QDES]

#### 3.3.1 General

Ambos modos de diseño están sin cambios con respecto al original XFoil.

Los perfiles generados mediante el método Full Inverse están definidos por 255 puntos de coordenadas, lo cual es un exceso para un posterior Direct Analysis. Un re - paneling para el perfil es altamente recomendado

Cuando perfiles generados por el método Mixed Inverse tienen el mismo número de paneles que el perfil original, un re - paneling es recomendable más o menos (still).

#### 3.3.2 Ejemplo de diseño modalidad Full Inverse.

1. Cámbiese a la aplicación Full Inverse ( Comando de menu o Ctrl+3)
2. Seleccione un perfil de la base de datos cargada o cargue un perfil desde un archivo.
3. Cliquee en el botón "New Spline" en la barra de herramientas derecha
4. Seleccione dos puntos en la superficie superior o inferior, pero no uno en cada superficie.
5. Arrastre los puntos de control de la Spline para definir la **nueva distribución de velocidad**.
6. Cliquee en el botón "Apply" para registrar el cambio.
7. Cliquee en el botón "Execute" para calcular la nueva geometría del perfil.
8. Use los botones del mouse y su rueda para mover y agrandar los gráficos y el perfil.
9. Repita el proceso hasta que consiga la nueva geometría deseada.
10. Para guardar el perfil modificado, cliquee en la flecha en la barra de herramientas superior, o seleccione "Store Foil in the data base" en el menu Foil.
11. Cámbiese a la aplicación Direct Analysis Aplicación (menu o Ctrl+5)
12. Use "Refine Globally" en el menu Design para generar un panel tentativo
13. Proceda con el análisis directo.

### 3.3.3 Ejemplo de diseño modalidad Mixed Inverse Design

Los pasos 1 al 6 son idénticos al método Full Inverse.

7. Clikee en el botón “Mark for Mofification” para definir cual pate del perfil será modificada.
8. Clikee en el botón “Execute” para calcular la nueva geometría del perfil.
9. Revise la convergencia en la ventana de texto.

En el caso de no convergencia, es posible obtener un resumen de iteraciones clikiando de de nuevo en el botón “Execute”, o exportando la geometría modificada como si fuera modificación terminada con el método Full Inverse.

## 4 Diseño de perfiles.

### 4.1 General

Un rudimentario módulo de diseño ha sido incluido en XFLR5, el cual permite el diseño de perfiles desde B- Splines o desde “Splined Points”. La primera entrega suaves superficies, la última provee un gran control sobre la geometría.

Por lo tanto, este modo de diseño no es el mejor camino para el diseño de perfiles, y las otras posibilidades derivadas de Xfoil son menos adaptadas y recomendadas, estas son:

- Modificación del espesor y la curvatura del perfil
- Interpolación de perfiles
- Métodos inversos

Este modo de diseñar un perfil, por lo tanto, es útil para superponer varios perfiles y comparar su geometría.

### 4.2 Principales características de B- Splines

Las superficies inferior y superior están determinadas cada una por una B-Spline separada. El grado de Spline puede ser seteado entre 2 y 5. (Las Splines son polinomios, por lo tanto tienen “grado”).

### 4.3 Principales características de los Spline Points.

Las superficies inferior y superior están cada una determinadas por un conjunto de puntos de control o control points.

Los Control Points están linkeados por una B-Splines de tercer grado.

Dos puntos de control intermedios son agregados a la Splines linkeada, a  $1/3$  y  $2/3$  de la separación de los dos puntos de control respectivamente. Estos puntos de control son agregados automáticamente y no son visibles y no pueden ser modificados

La pendiente de cada punto de control visible es determinada por una línea que pasa a través del punto de control inmediatamente previo y cercano.

#### 4.4 Bordes de ataque y de fuga

Para ambos métodos, la pendiente del borde de ataque es vertical y no puede ser cambiada. En el caso de diseño a partir de B-Splines, esto se hace forzando el segundo control point a quedarse en el eje vertical.

En el caso de "Splined points" la pendiente del borde de fuga es determinada por la posición de dos puntos posteriores suplementarios o adicionales, uno en cada superficie.

#### 4.5 Precisión de los resultados

El máximo número de puntos de salida o puntos de resultado para cada superficie es 150. Esto es consistente con el tamaño de los arreglos o matrices de XFoil, y con la precisión requerida para la aplicación, aunque el aumento de la capacidad y la memoria de los computadores modernos podrían permitir más puntos. Típicamente, XFoil requiere al menos 50 puntos por cada curva (superior e inferior) para realizar un adecuado análisis.

En ambos casos, es prudente "re-panelizar" el perfil en el menu principal, para conseguir la convergencia del análisis de XFoil y su adecuada precisión. Esto se puede conseguir con los comandos equivalentes de XFoil "PANE" y "CADD".

Antes de salir del modulo de diseño, el usuario debe preguntarse si exporta o no el perfil al módulo de análisis.

#### 4.6 Digitalización

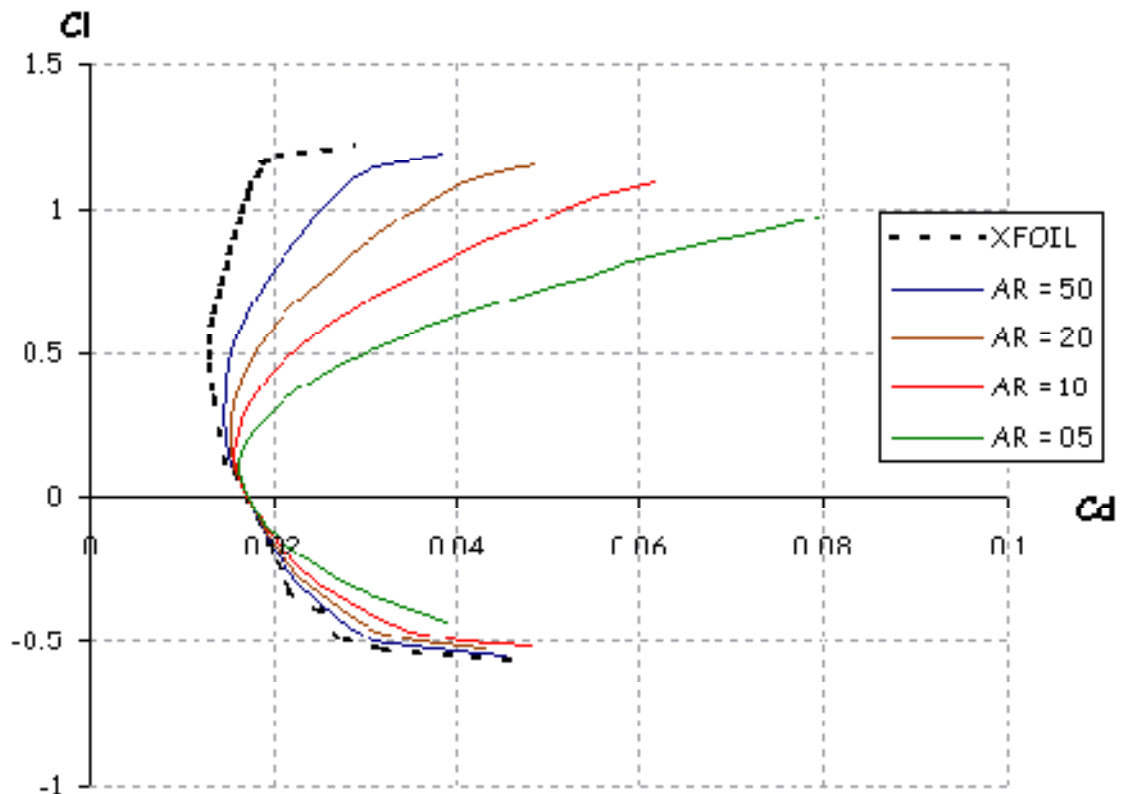
Una opción ha sido agregada en la versión v6.02 para cargar una imagen de background. El propósito es habilitar la digitalización de imágenes de perfiles usando Splines.

**Antes de la digitalización, las Splines deben ser guardadas como una base de datos de perfiles, y el perfil normalizado, de-rotatiado y re-panelizado.**

## 5 Análisis 3D

### 5.1 Teoría General

XFOIL, entrega una visión única del comportamiento de un perfil, pero es un análisis en 2D, dado lo anterior, los resultados de un ala con razón de aspecto infinita pueden ser definidos como de un simple perfil. La influencia que la razón de aspecto sola puede tener en las polares de un ala, sin considerar el sweep o el diedro, justifica la necesidad de una sofisticación mayor para el análisis de alas.



**Figure 4** – Influencia de AR - LLT Calculation NACA 3412 Airfoil - Taper Ratio = 1 – Sweep = 0°

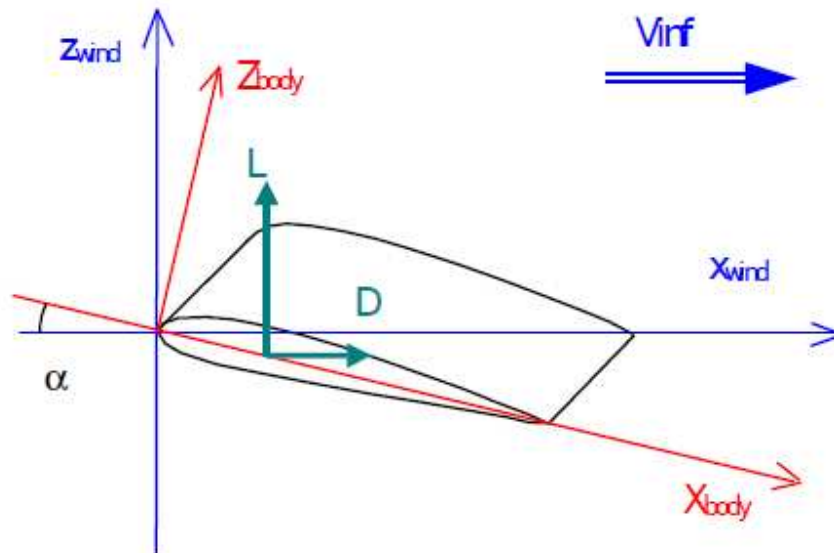
El ala puede ser calculada por uno de tres métodos, cada uno teniendo sus propias ventajas y también alguna restricción en su aplicación.

El primero es el método conocido como Lifting Line (Línea sustentante), derivado de la teoría de Prandtl con respecto a un ala. El segundo es el método Vortex Lattice (Rejilla de vórtices). El tercero es el método de paneles 3D o 3D Panel.



La originalidad de XFLR5, es el acoplamiento con los resultados calculados con Xfoil para estimar el drag debido a la viscosidad asociada al ala, aunque esto se obtiene de diferentes maneras dependiendo del método usado.

## 5.2 Ejes de referencia para el viento y un cuerpo o elemento de ala, convenciones de signos



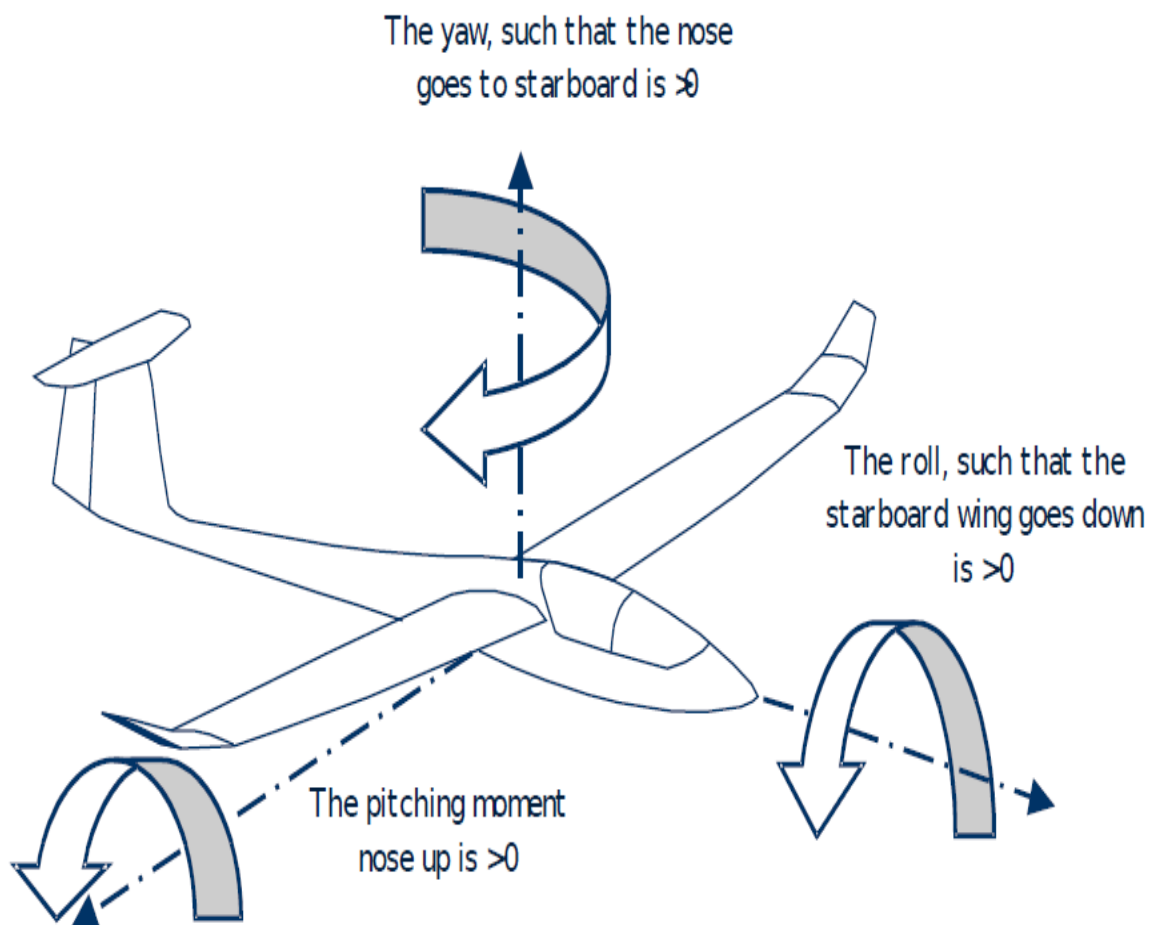
**Figure 5** – Ejes de referencia para el viento y un elemento de ala

Los coeficientes de sustentación y drag se dan con respecto a los ejes de referencia del viento.  
Nota: Sobre la versión v3.21, los cálculos se hacen usando un pequeño ángulo de aproximación, lo que significa que los ejes del viento y del cuerpo son los mismos.

Convenciones de signos para momentos – Citado de Wikipedia, Flight Dynamics:

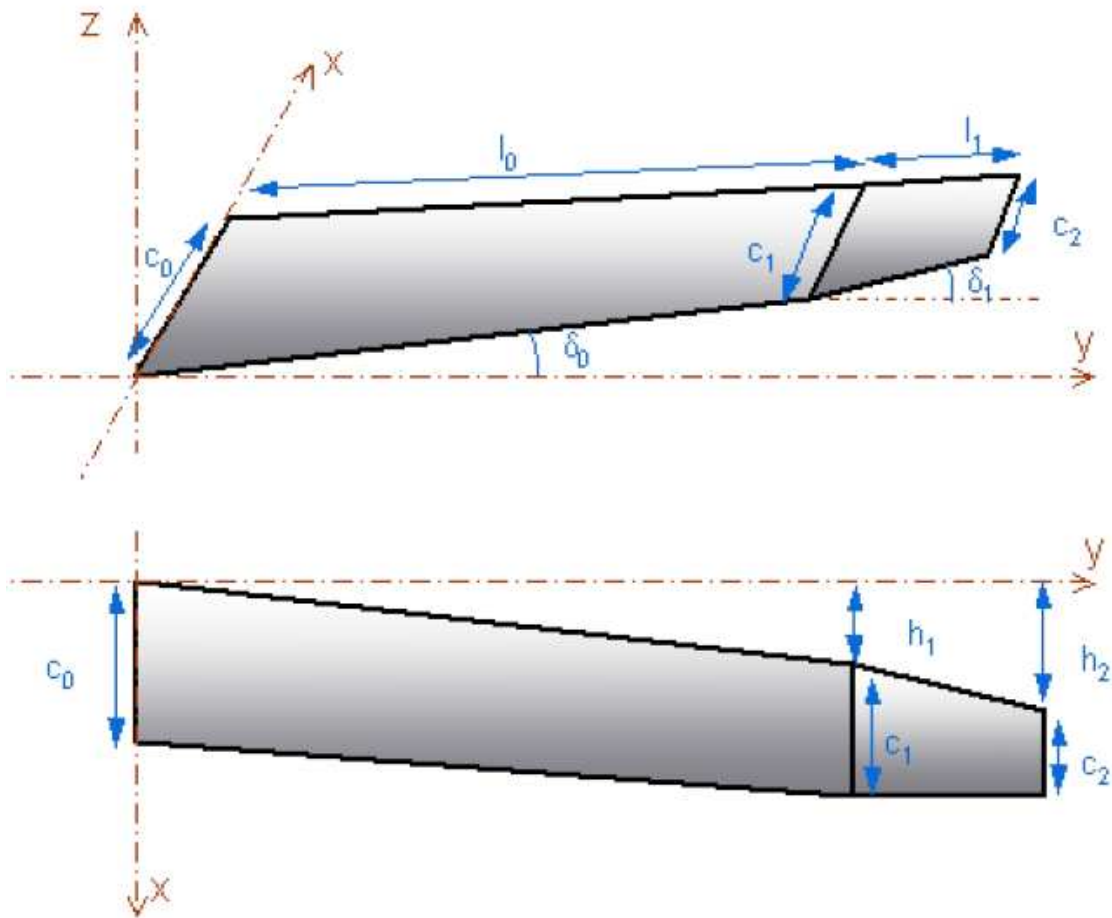
“La más común convención aeronáutica define el roll como actuando alrededor del eje longitudinal, positivo cuando el ala de estribor (la derecha) baja. La guiñada o “yaw” es alrededor del eje vertical del cuerpo, positivo cuando la nariz va hacia la derecha. El cabeceo o “Pitch” es alrededor de un eje perpendicular al plano de simetría, nariz arriba es positivo.”

Esto es ilustrado en la Figura 6:



**Figure 6** – Convención de signos para los momentos

### 5.3 Definición de un ala



**Figure 7 – Definición de un ala**

El ala es definida como un conjunto de paneles. Cada panel es definido por:

- Su largo  $L_i$
- Las cuerdas de raíz y punta  $C_i$  y  $C_{i+1}$
- El offset del borde de ataque en la raíz y en el punta a cuerdas  $h_i$  y  $h_{i+1}$
- El ángulo de diedro  $\delta_i$
- La malla para el análisis VLM

La envergadura adecuada de un panel debe ser al menos igual al largo mínimo de los elementos VLM en otros paneles. Divisiones por 0 o resultados no físicos pueden ser el resultado de un largo insuficiente de un panel.

El Twist (washout) es procesado en LTT como una modificación del ángulo de ataque.

En VLM, el twist es procesado como una modificación del ala, con el centro de rotación centrado al 25% de la cuerda.

Sobre la versión v3.04, el twist ha sido aplicado como una rotación de la sección con respecto al eje Y absoluto. Desde la versión v3.05 en adelante, la sección es rotada con respecto al 25% de la cuerda del panel, esto es, después que el panel ha sido rotado por el ángulo de diedro. Los resultados son afectados para alas cuyos paneles estén muy fuera del plano X – Y.

La envergadura del ala es definida como sigue:

$$S = 2 * \sum Li$$

Para facilidad de interpretación, el ala se muestra desarrollada en un plano horizontal, tanto en la dialog box de diseño de ala como en la vista 2D. Únicamente la vista 3D, muestra una representación realista de la geometría.

Un ala puede ser asimétrica si los perfiles son diferentes en cada lado. Esta opción es incluida para entregar una capacidad para evaluar la influencia de los Flaps, pero debe ser usada con cuidado. Los resultados nunca han sido comparados con resultados no teóricos.

#### 5.4 Área de referencia para coeficientes aerodinámicos

El área de referencia para todos los coeficientes aerodinámicos del ala y del planeador es el área del ala principal.

Si se trata de un biplano, el área de referencia también es la del área del ala principal

Los largos de referencia para coeficientes de momento se definen en § 5.16

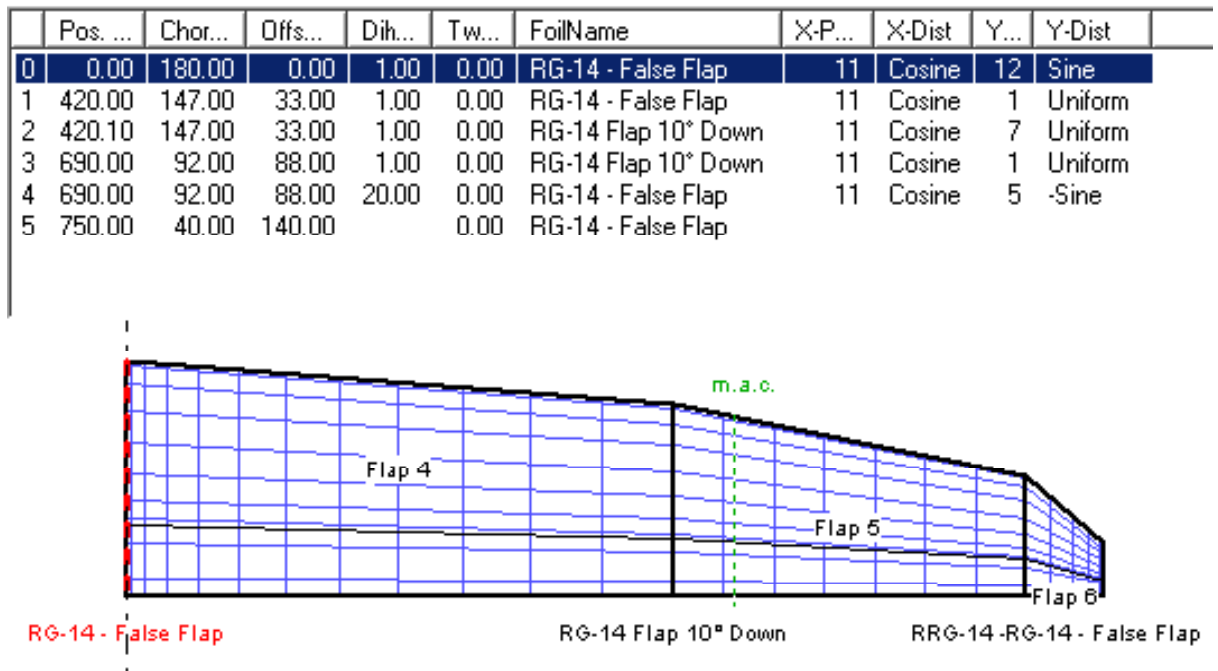
Nota:

- Por sobre la versión v.4.15, el área de referencia y la envergadura de referencia han sido definidas como todas las áreas que componen la planta alar y su envergadura. Con esta convención, la contribución de winglets es considerada en el área del ala y en su envergadura. Esta no es necesariamente la mejor elección, cuando usualmente se comparan coeficientes de rendimiento entre alas con y sin winglet, pero con un área de referencia constante.
- A partir de la versión v 4.16, la opción por defecto, es usar, la planta alar y la envergadura proyectadas en el plano XY. Con esta definición, la contribución de los winglets a la envergadura y al área es cero. Por conveniencia, y para su tranquilidad, se puede elegir una área de referencia en la “dialog box” para la definición del análisis.

## 5.5 Flaps

Para versiones más allá de la V3.16, el método automático de malla, toma en cuenta los quiebres en la posición del flap, siempre y cuando los dos perfiles de los extremos de cada panel estén definidos como un flap.

La forma recomendada para crear un flap, es definir dos perfiles en la misma posición a lo largo de la envergadura, el primero con un quiebre de flap y el segundo sin. El programa ignora el panel con largo cero.



**Figure 8 – Definición de Flap**

Flaps triangulares, definidos por un perfil simple en un lado del panel y por un perfil con quiebre de flap en el otro, no son reconocidos.

Los Flaps con contados uno para cada lado del ala, los alerones son considerados como dos Flaps. Esto hace necesario calcular separadamente los momentos de una bisagra para alas asimétricas.

## 5.6 Diseño de fuselajes.

El modelamiento de fuselajes es natural en el método 3D panel, pero no está exento de dificultades

### 5.6.1 Opciones de Modelamiento.

Están disponibles dos opciones de modelamiento, para dos propósitos diferentes:

1. Representación por paneles planos: este es para propósitos de Análisis.  
Dado un fuselaje existente, la idea es digitalizar su geometría e ingresarlo a XFLR5. La geometría resultante no será suave, pero suficiente para propósitos de predicción.
2. Representación por B-Splines: este es para propósitos de diseño.  
La idea es definir y optimizar la geometría de un fuselaje para conseguir algunos objetivos de **performance** aerodinámico (o cosméticos). Los puntos del fuselaje pueden ser exportados como un archivo de texto para posteriores usos.

### 5.6.2 Importar/Exportar datos de un fuselaje

Para facilitar la edición del proceso, los puntos de control pueden ser editados como un archivo de texto e importados a XFLR5, en vez de ser definidos directamente en XFLR5.

Un ejemplo del formato del archivo de entrada puede ser obtenido exportando un fuselaje ya definido.

Un formato típico es:

```
#NAME
Nombre del fuselaje
.....
#FRAME
X1 Y1 Z1
.....
Xn Yn Zn
#OFFSET
X0 Y0 Z0

#TIPO DE FUSELAJE
1 o 2
```

Notas a Destacar:

- Los comentarios deben estar precedidos por el carácter “#”.
- n es el número de side point que definen el marco o la estructura.
- Los marcos están ordenados en la posición X
- Los puntos en un marco deben estar definidos en el sentido de los punteros del reloj, en el lado izquierdo del fuselaje, cuando miramos el fuselaje desde el

frente, esta es la vista que es mostrada en el panel derecho del módulo de diseño de fuselajes.

- Todos los puntos en el marco deben tener la misma posición axial
- La posición X en un marco es definida por el primer punto.

## 5.7 Definición de planeador

Un planeador consiste en un ala principal, un ala secundaria opcional, un elevador, uno o dos timones y un fuselaje.

El fuselaje puede ser descrito como una serie de secciones o cortes transversales ordenados a lo largo de la dirección del freestream o por superficies del tipo NURBS (acrónimo inglés de la expresión Non Uniform Rational B-splines).

### 5.7.1 Combinación de superficies (Surface assemblies)

La principal dificultad al construir un modelo 3D de un planeador, es conectar el ala, el elevador el timón y el fuselaje juntos. Sin la ayuda de un sistema CAD, se hace muy difícil implementar un algoritmo robusto y versátil, principalmente por el número de configuraciones a considerar. Por ejemplo, el elevador puede o no interceptar el fuselaje, puede o no puede interceptar el timón, y puede interceptar el fuselaje en su superficie inferior o superior, etc.

La única verificación de superficies implementada en la versión v4.00 es un ajuste de alas, elevador y timón a la superficie del fuselaje, sin embargo, el algoritmo podría no ser robusto para todas las configuraciones.

Además, si las alas, el elevador y el timón están ajustados a la superficie del fuselaje, los paneles del fuselaje no están adaptados para seguir el contorno de las alas o estabilizador. Esto implica que alguno de los paneles del fuselaje podrían quedar localizados dentro del volumen, lo que no es consistente con la teoría de paneles.

### 5.7.2 Parches de puntas de ala (Tip Patches)

La teoría de paneles requiere que el volumen sobre el cual se está haciendo el análisis este completamente cerrado respecto de la superficie que soporta los paneles. En otras palabras, un fuselaje o un ala no pueden tener un final abierto, en cuyo caso en error numérico podría ocurrir.

Para tratar de cerrar estos volúmenes, el programa creará automáticamente Tip Patches en los siguientes casos:

- La punta izquierda del ala izquierda y la punta derecha del ala derecha
- La parte de abajo y arriba del o los timones.

No creará parches en los siguientes casos:

- Gap en el centro del ala, por ejemplo, el ala no empieza en 0 a lo largo de la envergadura, sino que la primera cuerda está en un valor positivo de la envergadura.
- Juntura del ala con el fuselaje.

Nota de cuidado: no se conoce la influencia de estos errores de modelamiento en los resultados

## 5.8 Estimaciones de la Inercia

QFLR5 v.0.03 introduce una forma de cálculo que entrega una evaluación aproximada de la posición del CG y del tensor de la inercia asociada a la geometría. Esta evaluación solo debe ser considerada como un orden de magnitud.

La inercia es calculada en el sistema de coordenadas establecido por defecto, esto es, con respecto al origen, no con respecto al CG. El tensor en otro sistema puede ser calculado mediante la apropiada transformación de coordenadas.

La evaluación es calculada en base a los siguientes supuestos:

- Para el fuselaje, la masa es distribuida uniformemente en la superficie externa, asumiendo que esta superficie tiene un espesor uniforme. El fuselaje es dividido en  $N_b$  secciones elementales a lo largo del eje X. El peso es concentrado en el centro de los cortes transversales, como se ilustra en la Figura 9.
- Para el ala, la masa se asume como distribuida uniformemente en el volumen del ala y a lo largo de la envergadura. En XFLR5 v5, esto ha sido modelado como puntos de masa concentrados en el 25% de la cuerda a lo largo de la envergadura.

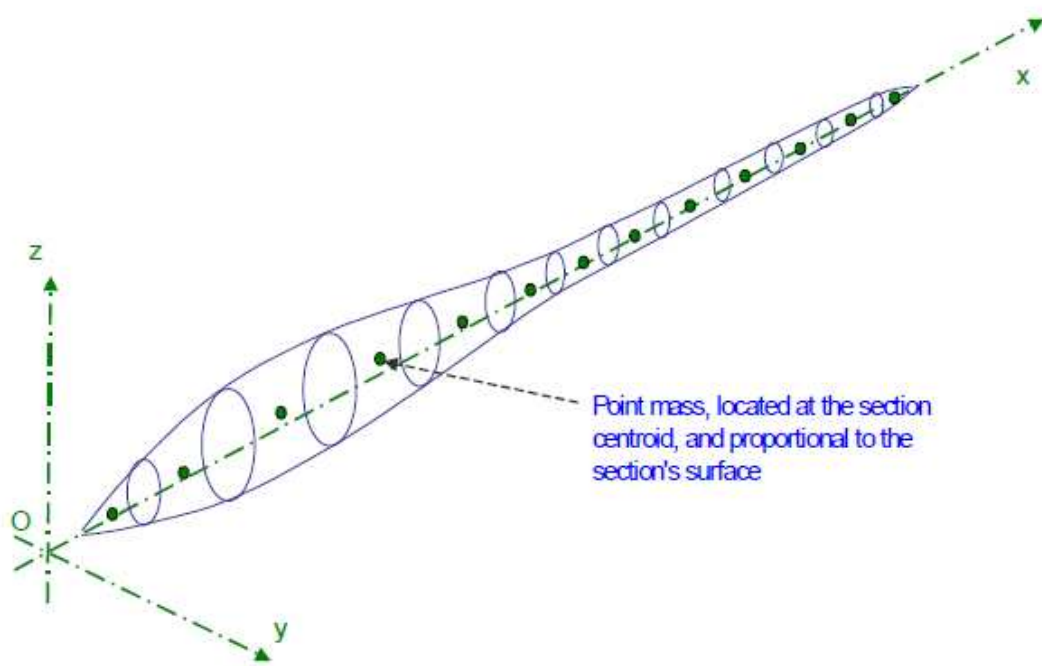
En XFLR5 v6, esto es modelado como puntos de masa distribuidos a lo largo de la envergadura y de la cuerda, como se muestra en la **Figura 10 – Representación de la masa de un ala**. La distribución de masa es independiente de la malla usada en el ala para cálculos aerodinámicos.

- Partes como servos, baterías, lastre o receptores deben ser modelados separadamente como puntos de masa.

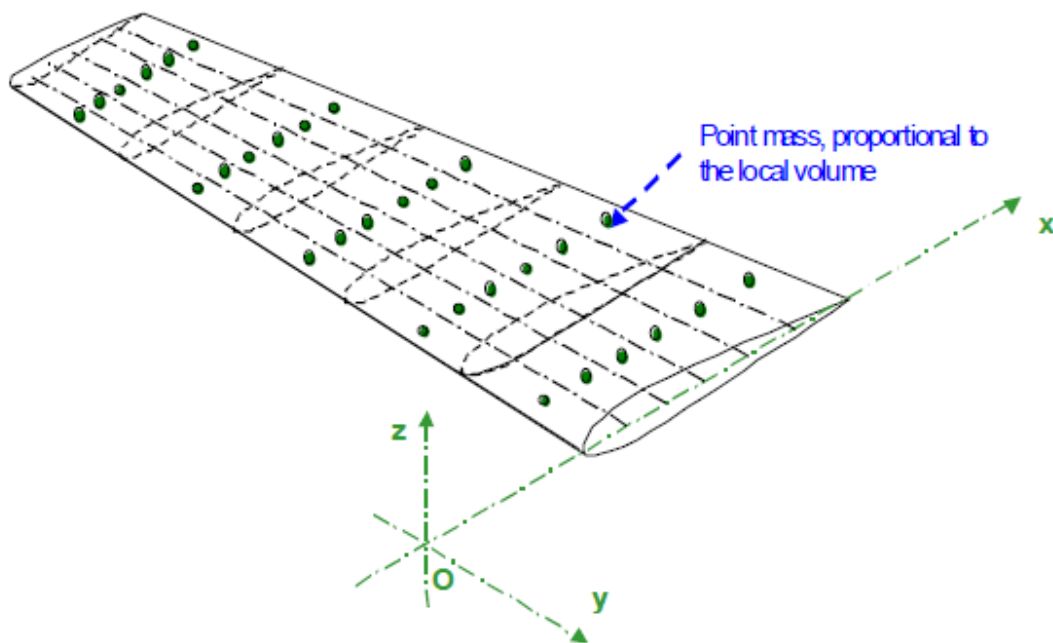
Notas:

- En este estado de desarrollo del programa, los resultados no son usados en cualquier punto en el cálculo de performance. La evaluación de la inercia es proporcionada como una facilidad para análisis de estabilidad externos realizados con programas como AVL.
- La masa definida para fuselajes y alas no es la usada en cálculos Tipo 2. La masa usada en Tipo 2 es definida con Analysis/Polar.





**Figure 9** – Representación de masa para el fuselaje



**Figure 10** – Representación de masa para un ala

## 5.9 Malla

El ala es “malleada” en un número de paneles sobre la envergadura y la cuerda de la planta alar, y un vórtice o un doublet and source son asociados a cada panel.

- El análisis puede ser del tipo VLM y es realizado en la línea de la cuerda media.
- El análisis puede ser del tipo paneles 3D, en cuyo caso el ala es modelada como una superficie densa.

Se recomienda elegir una distribución de paneles la cual sea consistente con la geometría del ala, esto es, la malla tiene que tener la densidad suficiente en los puntos de quiebre geométricos en la raíz y en la punta del ala. **Una distribución tipo coseno es recomendada en la dirección de la cuerda, de manera de tener mayor densidad en los bordes de fuga y ataque.**

Tenemos un límite inferior para el tamaño de los paneles, bajo el cual los cálculos comienzan a ser inestables, o tienden a hundirse en resultados que no representan lo que ocurre físicamente. Esto, típicamente ocurre con la distribución de paneles “seno” a lo largo de la envergadura. Idealmente, la precisión de los cálculos aumenta al ser la malla más fina, pero solo debido al tiempo de cálculo. **Lo que corresponde es experimentar para determinar cuál es el mejor compromiso para un objetivo dado.**

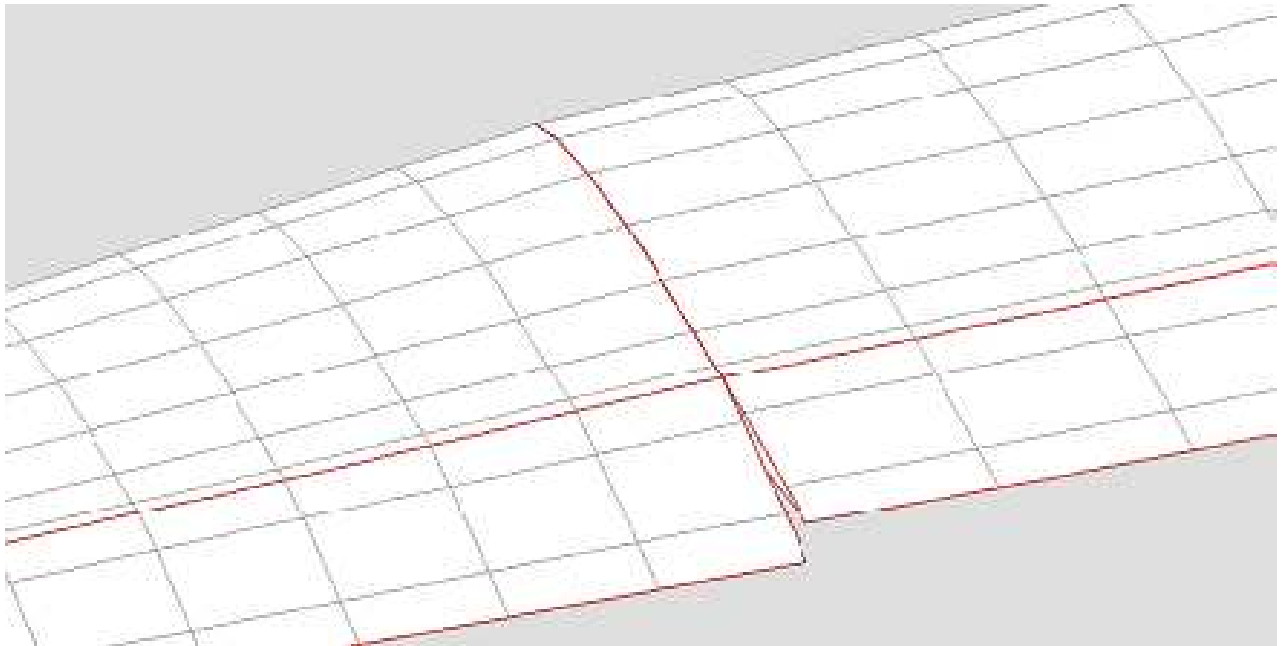
La inestabilidad numérica también puede ocurrir en el análisis 3D Panel, si el largo de los paneles a lo largo de la cuerda y de la envergadura son muy diferentes. **La razón de aspecto de los paneles debe ser más bien baja.**

Es posible excluir de los cálculos los paneles de ala con un largo menor que el valor mínimo. Esto puede ser determinado en el advanced settings de la dialog box. Si el largo mínimo es puesto en cero, entonces todos los paneles de ala cuyo largo sea menor que 1/1000 de la envergadura pueden ser excluidos. Esto permite evitar errores numéricos asociados a elementos de la malla demasiado pequeños.

Método de Paneles:

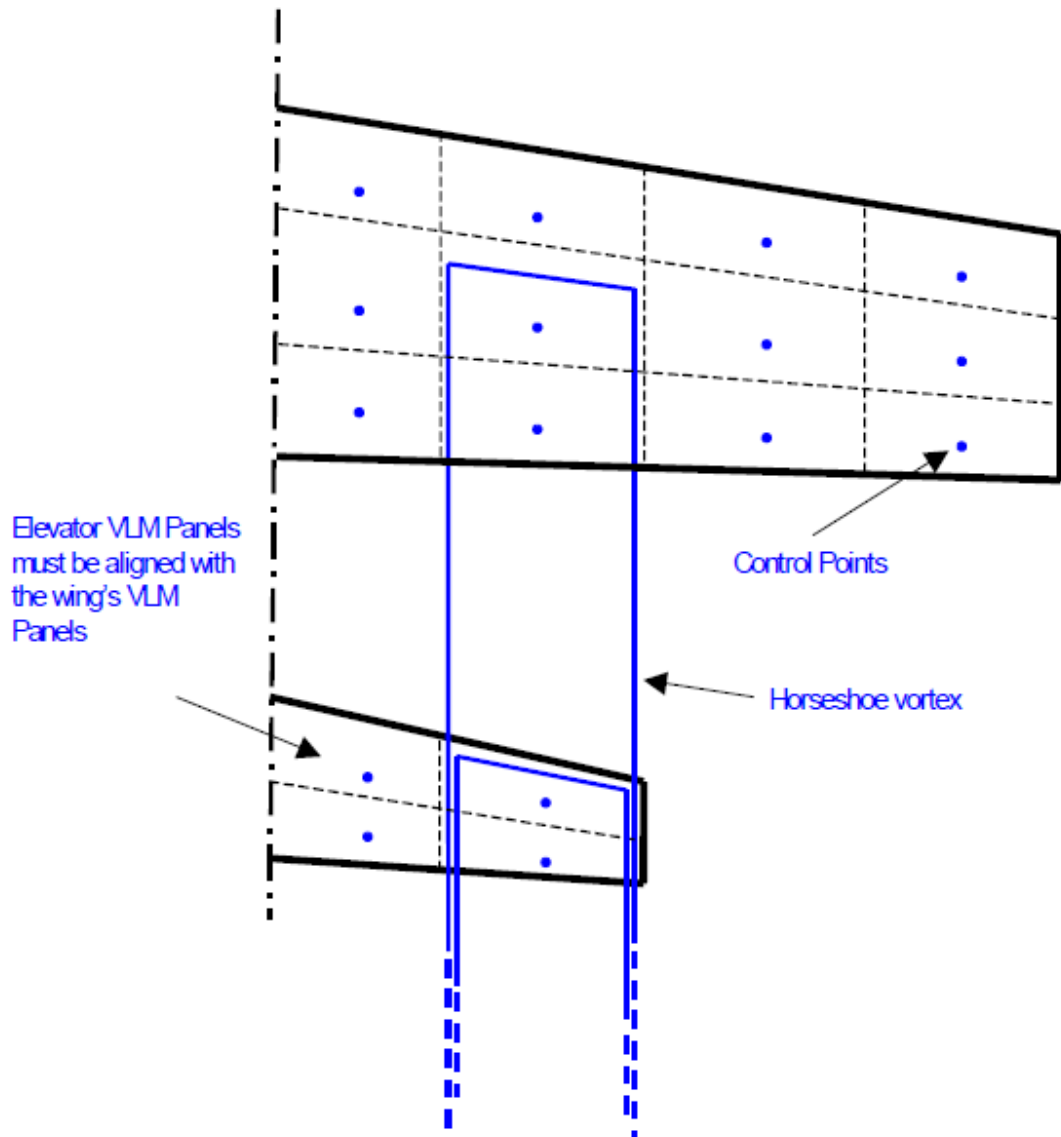
1. La implementación disponible usa paneles planos de 1º orden. Idealmente, este tipo de paneles requiere tener cuatro esquinas en el mismo plano, lo cual no es posible para geometría “twistada”. Si embargo, esto no es un problema mayor dado los bajos ángulos de washout que se usan en las alas de los planeadores.
2. La velocidad en la superficie es la gradiente de la fuerza del doublet entre paneles adyacentes como se describe en la referencia [4]. Por lo tanto, se recomienda tener **el mismo número de paneles a lo largo de la cuerda cuando nos movemos a lo**

**largo de la envergadura, y también un mismo tipo de distribución, ya sea del tipo Seno o Uniforme.** Idealmente, los paneles deben compartir los mismos bordes y nodos de esquina. En el caso de Flaps, el truco para conectar adecuadamente los paneles es definir un falso flap seteado con un ángulo de  $0^\circ$ , como se ilustra en la Figura 11.



**Figure 11** – Disposición de una malla para Flaps

### 5.9.1 Combinación y Disposición de Paneles - análisis VLM



**Figure 12:** Disposición de Paneles para el análisis VLM de un planeador

Especial cuidado se debe tener con la disposición de los paneles VLM en el estabilizador, de manera que sus control points no queden alineados con los vórtices de herradura del ala (Horseshoe Vortex Wing). Esta situación podría llevar a una división por cero, y por lo tanto, resultados inconsistentes.

**Una manera de evitar este problema es tener alineados los paneles del ala con los del estabilizador.**

Por la misma razón, es una buena idea, aunque no obligación, poner aletas o timones en las uniones de los paneles de las alas.

## 5.9.2 Combinación y Disposición de Paneles - análisis VLM

### Chordwise panels (Paneles a lo largo de la cuerda)

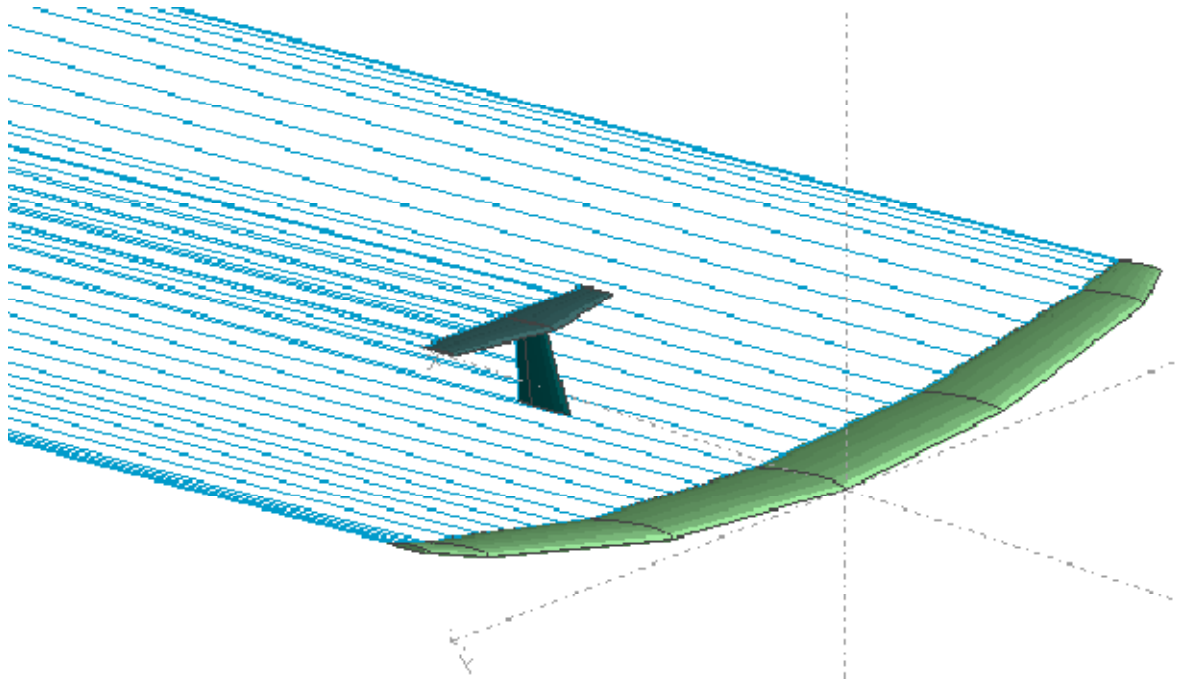
La distribución de  $C_p$  es calculada como la derivada del doublet strength considerando cintas de paneles a lo largo de la cuerda y la envergadura. Para conseguir esto, se requiere que cada ala tenga un número de paneles por cuerda uniforme a lo largo de la envergadura. También se recomienda que la distribución por cuerda sea la misma para todos los paneles de ala, por ejemplo, coseno para todos los paneles de ala. Esto es necesario para conectar adecuadamente la malla de paneles en la juntura de paneles de un ala. Paneles malla localizados en un flap no están conectados con un panel de ala adyacente. Las conexiones restantes en la juntura se efectúan usando el método descrito en la referencia [4].

### Estela de los paneles (Wake Panels)

En el método VLM, la estela es representada por las líneas de los vórtices de herradura que salen desde el borde de fuga.

En el método de paneles 3D, la estela es modelada como una serie de paneles planos los cuales se extienden “lejos, bien por detrás” del ala. La idea es que cada cinta a lo largo de la cuerda sea una columna de paneles de estela. El doublet strength de cada panel en esta cinta de estela es la diferencia entre los doublet strength correspondientes a las superficies inferior y superior de la cinta del ala. Esto es consecuencia del hecho de que la estela no puede sostener carga. Además, siendo una tenue o delgada superficie, los paneles de estela tienen una source strength de cero.

Las cintas de estela están modeladas como una columna de paneles. En la forma más simple, estos paneles de estela están alineados en línea recta detrás de los paneles de las alas, como se ilustra en la Figura 13.



**Figure 13: Estela recta**

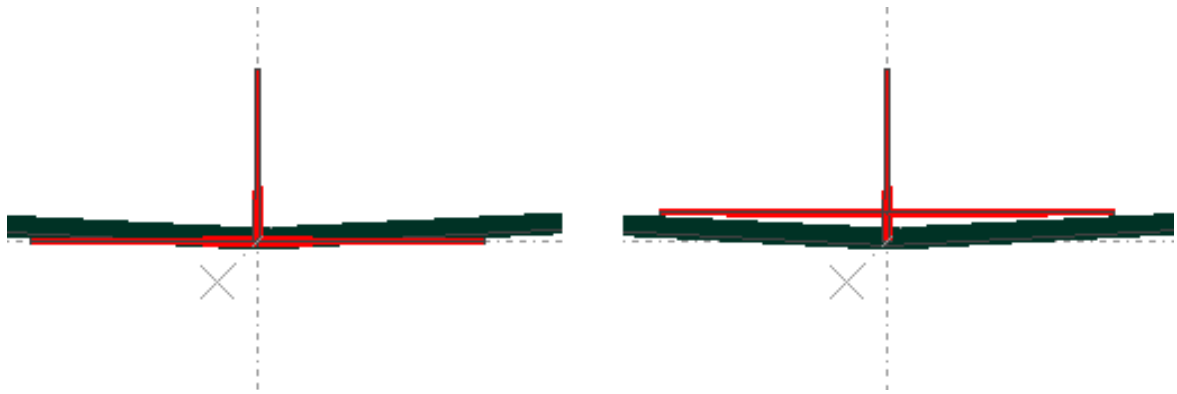
En una implementación más refinada y realista, la estela es alineada con las líneas de flujo que se producen detrás del ala. Como la distribución de los doublet en el ala junto con las streamlines, en cambio, determinan la forma de la estela, un proceso de iteración se requiere para llegar a un estado de convergencia. Esto usualmente es conocido como “proceso de relajación de la estela”.

La relajación de la estela es un proceso difícil el cual fácilmente puede diverger. Experimentaciones numéricas en XFLR5 han mostrado que los paneles de la estela son altamente torcidos en la puntas de ala donde la estela rota fuertemente hacia arriba sobre sí misma. La convergencia requiere un control cercano de los parámetros por parte del usuario, como lo son el número de paneles de estela, el largo de los paneles de estela o los intervalos de tiempo. Por estas razones, el proceso de la rotación hacia arriba de la estela ha sido deshabilitado.

Por lo tanto, los paneles de estela son definidos como paneles planos los cuales se extienden detrás del borde de fuga. Su largo es  $100 \times MAC$ . A esta distancia, la influencia de los paneles del ala del planeador es despreciable.

Una dificultad se presenta cuando los paneles de estela de una superficie como el ala interfieren a otra superficie como el elevador, como se muestra en la Figura 14a. Esta da resultados no realistas que no representan resultados físicos.

En dicha situación, es necesario modificar levemente la geometría para evitar la interferencia como en la Figura 14b.



**Figure 14a & b:** Interferencia de la estela del ala con el estabilizador

### 5.10 Simetría

Un cálculo simétrico reduce el tamaño de las matrices asociadas aproximadamente a la mitad (un excepción es el timón), y reduce la operación de inversión de matrices en un factor de 4. El programa detecta automáticamente si el problema es simétrico o no. Se considera que el problema es simétrico en los siguientes casos:

- El ala es simétrica en el caso de que se trate de cálculos de un ala sola.
- El planeador es simétrico sin timón o con dos timones

Al contrario, el problema es asimétrico cuando:

- Si cualquiera de las alas o el elevador es asimétrico
- El planeador tiene un timón

### 5.11 Calculo Invisid y Viscoso

En los métodos VLM y de paneles, puede ser definido un Invisid análisis/polar, en cuyo caso no se necesita definir una malla para los perfiles. La característica viscosa debe ser seteada al valor cero.

El LLT es necesariamente viscoso

## 5.12 Lifting Line Theory (LLT) – No Lineal

### 5.12.1 General

El LLT clásico es lineal, esto es, la relación  $Cl = f(\alpha)$  es lineal, y los efectos de la viscosidad no son tomados en cuenta. En la presente aplicación, un LTT no lineal ha sido desarrollado basado en la Nota Técnica 1269 (1) de la NACA.

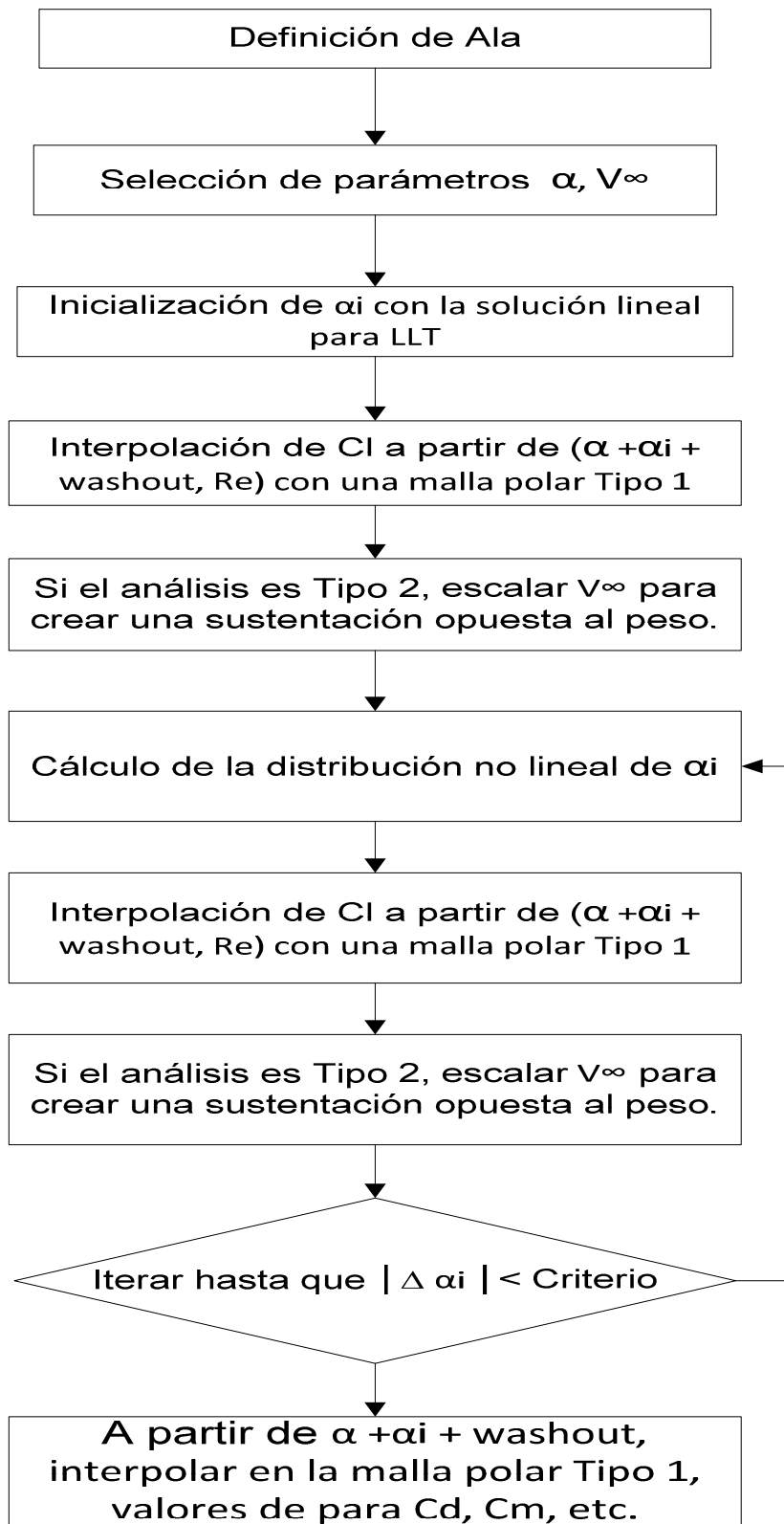
Cita de la Nota Técnica 1269:

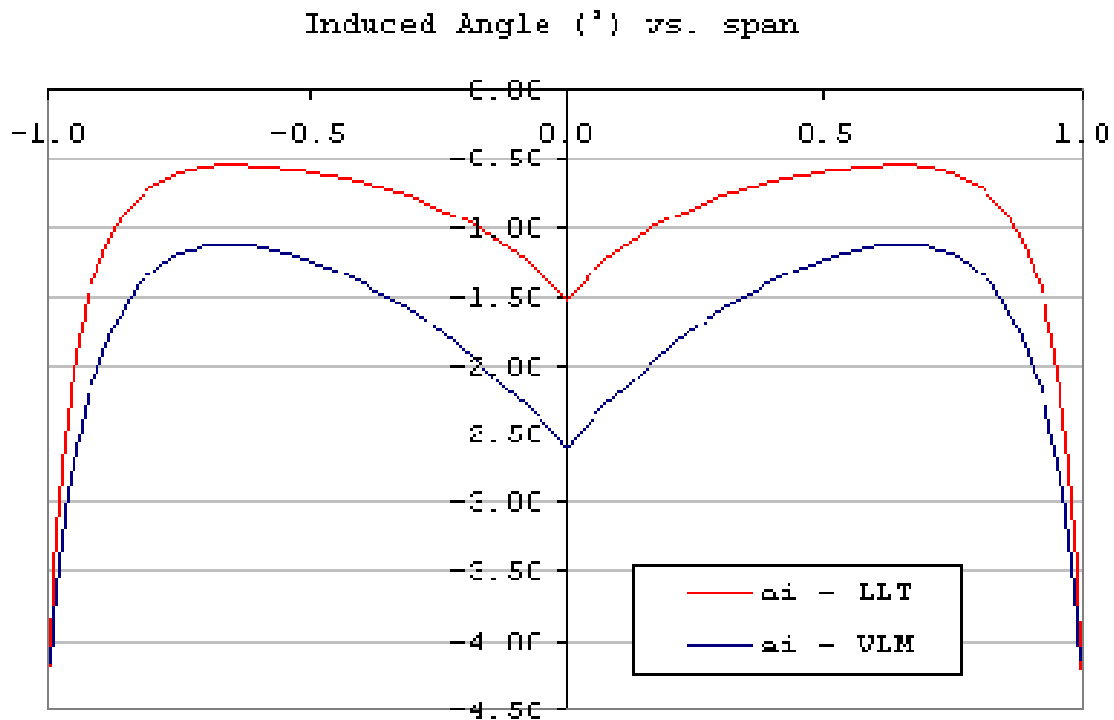
“La hipótesis sobre la cual la teoría se basa, es que un ala sustentadora puede ser reemplazada por una línea sustentadora y los vórtices incrementales distribuidos a lo largo de la envergadura dejan estelas rectas detrás del ala en la dirección de la velocidad freestream. La fuerza de estos vórtices generadores de estelas es proporcional a la razón de cambio de la sustentación a lo largo de la envergadura. Los vórtices de estela inducen una velocidad normal a la velocidad de freestream. El ángulo de ataque efectivo de cada sección del ala es por lo tanto diferente al ángulo de ataque geométrico. Esta diferencia tiene una magnitud (conocido como ángulo de ataque inducido) cuya tangente es la razón del valor de la velocidad inducida con respecto a la velocidad de freestream. El ángulo de ataque efectivo está así relacionado con la distribución de sustentación a través del ángulo de ataque inducido. Adicionalmente, el ángulo de ataque efectivo está relacionado con el coeficiente de sustentación del perfil, de acuerdo a los datos en dos dimensiones para el perfil usado en el ala. Ambas relaciones deben ser simultáneamente satisfechas en el cálculo de distribución de sustentación del ala.

Si las curvas de sustentación son lineales, esta relación puede ser expresada como una simple ecuación, la cual puede ser resuelta analíticamente. Sin embargo, en general, las curvas de sustentación de los perfiles no son lineales, especialmente a altos ángulos de ataque, y una solución analítica no es posible. El método para calcular la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura usando una curva de sustentación no lineal para un perfil, es hacer sucesivas aproximaciones de distribución de sustentación hasta que se satisfagan simultáneamente las relaciones anteriormente mencionadas”

En la implementación presente, la característica sustentación no lineal es interpolada con una malla pre-generada de XFoil Tipo 1 y sus polares y la no linealidad es resuelta por un loop de iteraciones:







**Figure 15:** Angulo Inducido, Bi-Airfoil NACA3412-NACA1410, AR =14.8, TR =2.0, Alfa=5°, V= 16.7m/s

### 5.12.2 Limitaciones del método LLT

Es importante hacer notar que la Lifting Line Theory tiene dos limitaciones principales. Citamos la Nota Técnica 1269:

“Una de las limitaciones de la LLT es que no se puede esperar resultados precisos para las alas con baja razón de aspecto y un sweep considerable”

Adicionalmente, se espera que la planta del ala este principalmente en el plano X-Y, esto es, con bajo diedro.

### 5.12.3 Precauciones con el LTT

Como ha sido expuesto antes, la convergencia del método no lineal LLT no es un proceso robusto, y requiere especial cuidado al usar el factor de relajación. Este factor debe ser siempre mayor que 1. Un valor de 20 es frecuentemente un buen valor de inicio y puede ser incrementado según sea necesario para la convergencia.

Usualmente alas con baja razón de aspecto requieren un alto valor del factor de relajación

El número de estaciones a lo largo de la envergadura del ala debe ser alrededor de 20, pero puede ser aumentado hasta 40. Grandes números no mejoran la precisión del análisis, pero tienden seriamente a dificultar la convergencia. El factor de relajación deber ser aumentado cuando el número de estaciones a lo largo de la envergadura es alto.

### 5.12.4 2Dv versus 3vD

El método LLT asume que las superficies están esencialmente en el plano X-Y.

El único caso en que se consideran el sweep y el diedro en LLT es en cálculo del coeficiente de momento Cm.

El Sweep y el diedro no se usan en el cálculo de la distribución de sustentación.

### 5.12.5 Cálculos Viscous e inviscid

En LLT no está disponible la opción para realizar cálculos no viscosos. La razón detrás es que la teoría lineal requiere que el ángulo de sustentación cero esté definido para cada perfil, lo que no es conveniente de definir este  $\alpha_0$  porque su valor depende del número de Re.

### 5.12.6 Centro de presión de sustentación

Sobre la versión v.3.11, la posición del centro de presión de sustentación para cada posición a lo largo de la envergadura ha sido calculada usando la usual aproximación para perfiles delgados:

$$X_{cp} = 0.25 - C_{m0}/C_l$$

Para versiones anteriores a v3.12, el centro de presión del ala en el eje x es calculado por interpolación entre la posición del centro de presión y la malla de polares del perfil.

Para mallas de polares generadas antes a la versión v3.05, el centro de presión del perfil no es almacenado, por lo tanto la formula de arriba es usada para calcular el centro de presión.

### 5.12.7 Downwash

El Downwash es definido para cada estación de la envergadura como:

$$V_i = V_\infty \text{ seno}(\alpha_i)$$

Por conveniencia, es representado en el borde de fuga en una vista 3D.

## 5.13 Vortex Lattice Method (VLM) – Lineal (Método de la rejilla de vórtices)

### 5.13.1 Principios Generales del VLM

El método VLM ha sido implantado como una alternativa, para el análisis de aquellas alas cuya geometría excede de las limitaciones del LLT.

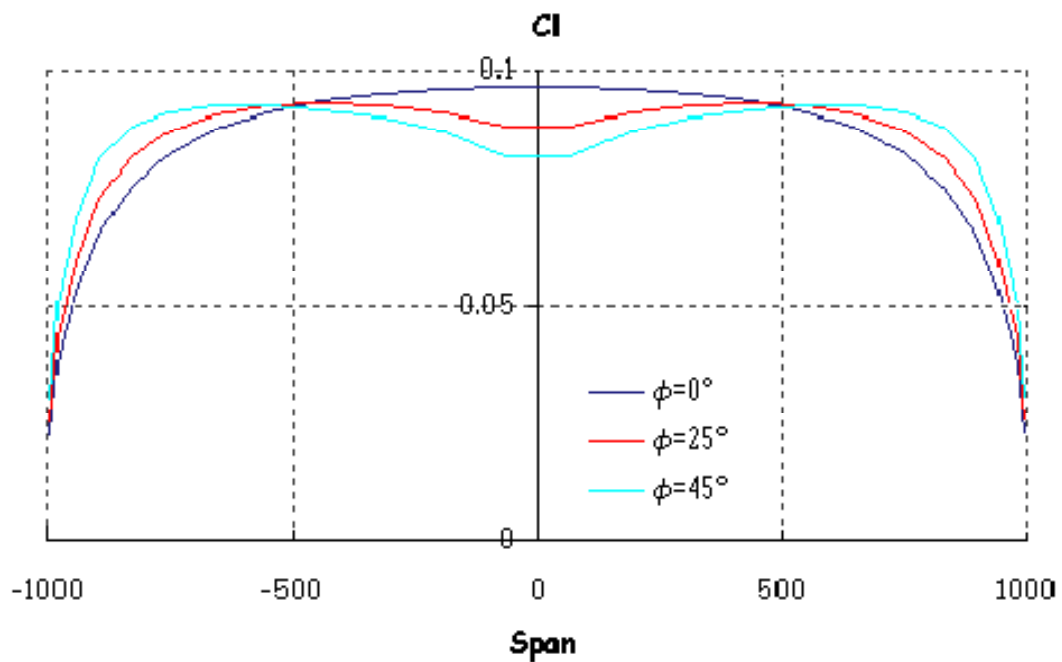
Las principales diferencias con LLT son:

- El cálculo de la distribución de sustentación, el ángulo inducido y la resistencia inducida son inviscid y lineales, esto es, independiente de la velocidad del ala y la viscosidad del aire.
- El método es aplicable a cualquier geometría usual de ala, incluyendo aquellas con sweep, bajo alargamiento o alto diedro, incluyendo winglets.

El principio de VLM es modelar la perturbación generada por el ala por una suma de vórtices distribuidos sobre la planta del ala. La fuerza de cada vórtice es calculada para satisfacer las apropiadas condiciones de limite (BC), esto es, condición de no penetración sobre la superficie de los paneles.

Una descripción completa y extendida de los principios del análisis VLM está fuera del ámbito de este documento. De ahora en adelante, se detallaran solamente las características principales para hacer un uso sólido del programa.

Resolver problemas con el método VLM, requiere invertir una matriz cuadrada de lado igual al número de paneles. Esta inversión se hace con el método de pivoteo parcial de Gaus. El problema del tamaño del matriz se reduce considerablemente tomado en cuenta las consideraciones sobre simetría, detalladas en § 5.10 .



**Figure 16** – Influencia del Sweep para un Cl dado, AR=10, TR=1, Perfil Simétrico

### 5.13.2 Fuerza de sustentación y coeficiente de sustentación.

La fuerza que actúa sobre cada panel es el vector producto cruz

$$F = \rho V \times \Gamma$$

$\tau$  = es la fuerza del vórtice por su largo

$\rho$  = la densidad del fluido

$V$  = la velocidad de freestream

Esto implica que la fuerza es normal a cada panel.

El coeficiente de sustentación es definido como:

$$C_L = \frac{1}{\sigma S V^2} \sum_{\text{Paneles}} F_{Wz}$$

$S$  es la suma de las áreas de los paneles, esto es, el área del ala

$F_{Wz}$  es la proyección en el eje vertical del viento

La formula es aplicable tanto a una cinta de cuerda como a la superficie total del ala.

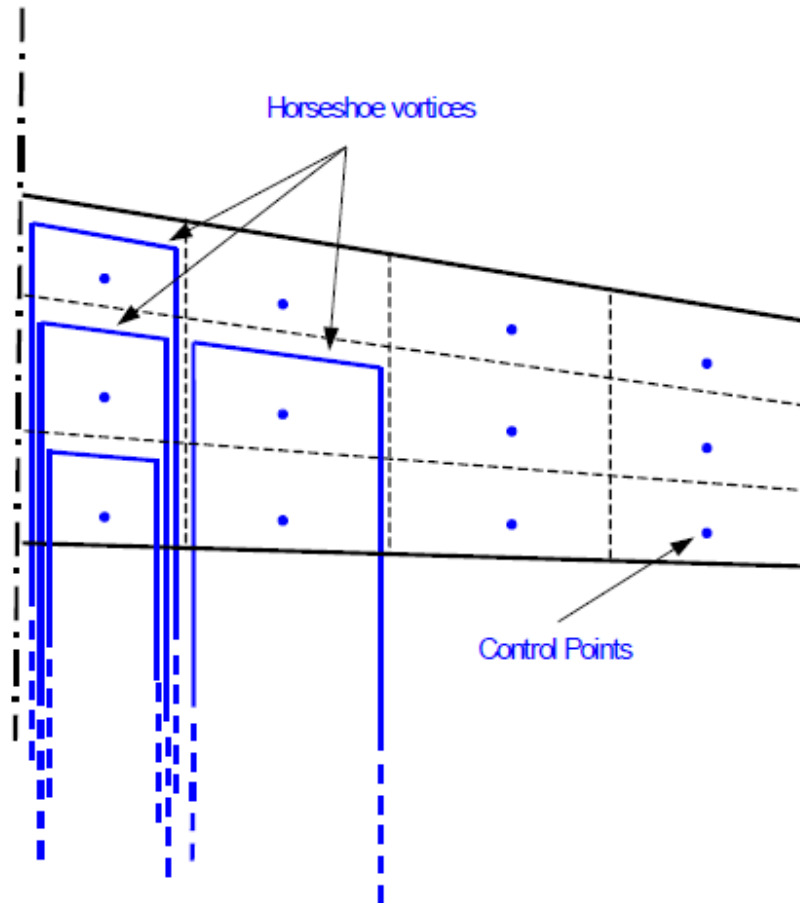
El pitching moment y la posición del centro de presión en cada localización de la envergadura es calculado mediante la suma de las fuerzas sobre los paneles.

### 5.13.3 Limitaciones del método VLM

1. Los algoritmos de VLM primero calculan el coeficiente  $C_l$  y los otros valores los cuales pueden ser calculados mediante la integración de las fuerzas sobre la superficie, esto es, el coeficiente de momento y la posición del centro de presión.  
Las variables viscosas ( $C_d$  viscoso, transición, etc.) son interpoladas desde el valor de  $C_l$  en las polares Xfoil previamente generadas. Esto obviamente se convierte en un aspecto importante para altos y bajos  $C_l$ , donde la curva polar Tipo 1 puede ser interpolada antes o después de los ángulos de stall. Los resultados de VLM, por lo tanto, no debieran ser considerados alrededor de valores de ángulo de ataque cercanos al stall.
2. En el estado actual del programa VLM en XFLR5, VLM considera el supuesto de un pequeño ángulo de ataque. Como principal consecuencia, los vórtices de la estela no están alineados con la velocidad del freestream. Esto significa que la matriz de influencia podría ser independiente del ángulo de ataque.  
Para explorar esta limitación, es posible experimentar el cálculo de una geometría "tildada", como se explica en § 5.15.8. El resultado tiende a mostrar que la suposición de ángulo de ataque pequeño es aceptable.

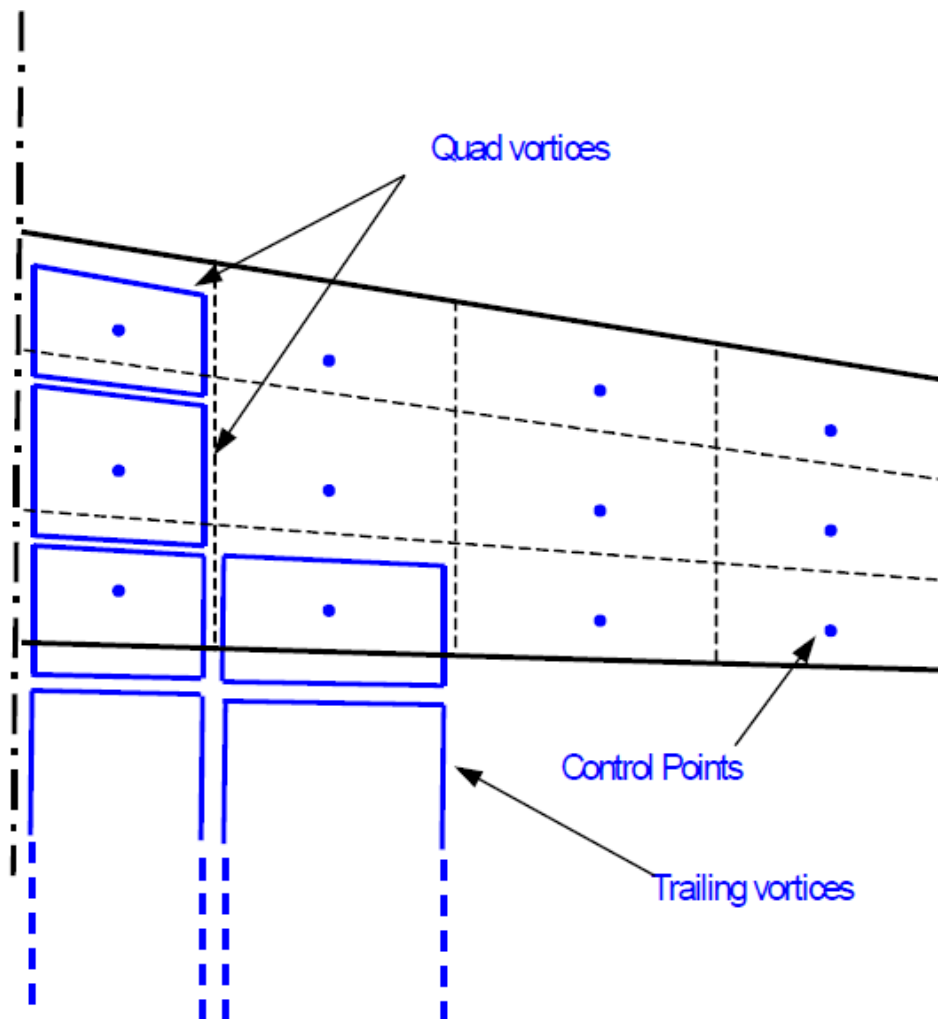
#### 5.13.4 Método VLM alternativo

En el método VLM “clásico”, los vórtices de herradura están posicionadas a un 25% de la cuerda de cada panel, y la condición de no penetración es seteada al 75% de la cuerda.



**Figure 17** – Método VLM Clásico

En el método recomendado por Katz y Plotkin [3], únicamente los bordes de la estela se extienden hasta el infinito.



**Figure 18 – Método VLM Quad**

Como la estela es forzada a free, la fuerza de los vórtices de estela es igual a la de los vórtices quad del borde de fuga.

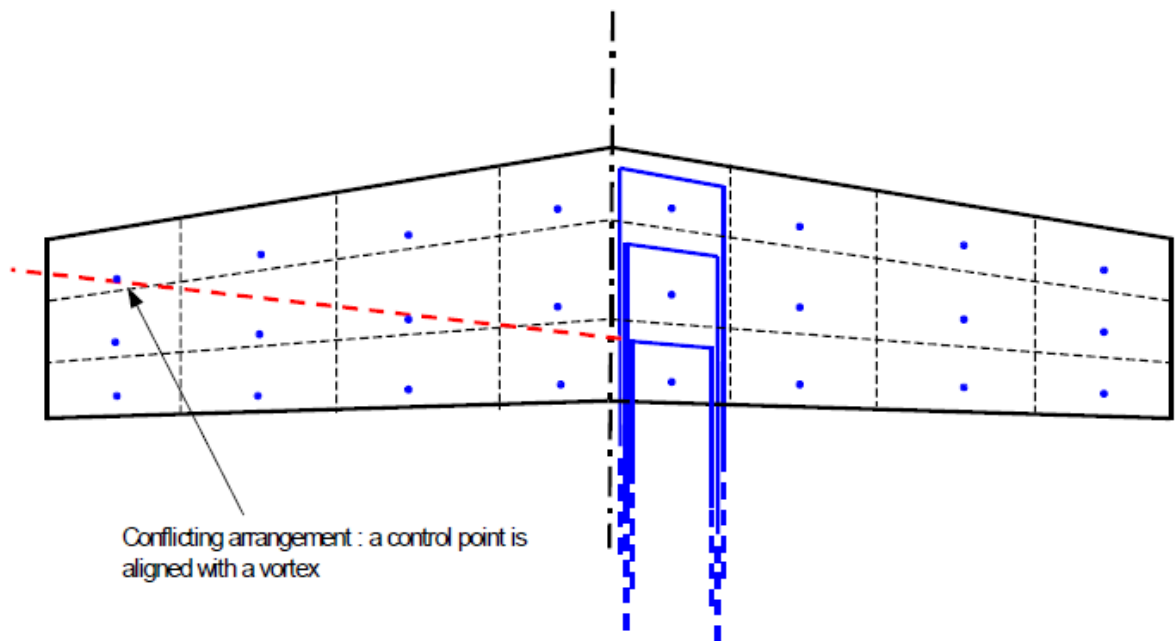
Ambos métodos se han implementado para compararlos, pero considere la posibilidad de no obtener resultados idénticos en ambos casos.



### 5.13.5 Disposición de Paneles para VLM

La resolución del sistema y la determinación de la fuerza de los vórtices requieren la inversión de una matriz. En algunos casos raros, esta matriz puede tender a ser singular (con determinante = 0 y sin matriz inversa) debido a una disposición conflictiva de los paneles y de los control points en la planta del ala.

El problema surge cuando un control point está localizado en la línea de in vórtice. Esto podría resultar en una división por cero. En ese caso, un re-paneling del ala es suficiente para eliminar el problema.



**Figure 19 – Método VLM Quad**

Si el problema de inversión de la matriz persiste a pesar del re-paneling, entonces es necesario revisar la consistencia de los datos de entrada.

## 5.14 Método del Panel 3D – Lineal

### 5.14.1 Principios Generales

El método de paneles 3D ha sido implementado con los siguientes objetivos:

- Mejorar los resultados de LLt y VLM mediante un método más sofisticado como el full 3D, tomando en cuenta el espesor del ala, considerando que VLM considera solo la línea de cuerda media.
- Proporcionar certeza en la distribución de  $C_p$  sobre las superficies superior e inferior del ala.
- Proporcionar un método capaz de modelar fuselajes

El principio del método de paneles 3D es modelar la perturbación generada por el ala mediante una suma de los doublets y sources distribuidas en las superficies superior e inferior del ala. La fuerza de los doublets y las sources es calculada para satisfacer unas condiciones de límite apropiadas, las cuales pueden ser del tipo Dirichlet o Neumann.

Una descripción completa de los principios de este método está fuera del ámbito de este documento. Por lo tanto, solamente se detallan las características necesarias para un uso sólido de este programa. El método 3D implementado en XFLR5 está esencialmente basado en la referencia [4]. Para aquellos interesados, este documento entrega una completa revisión de los aspectos teóricos y numéricos del método.

### 5.14.2 El método del Panel 3D en XFLR5

En XFLR5 versión v6, para un panel del tipo 3D, el ala es modelada en forma diferente dependiendo si el análisis es para un ala simple o un planeador completo:

- para el análisis de un ala simple, el ala es modelada como una superficie gruesa, y el método aplicado es el full 3D descrito en [4].
- para el análisis de un planeador, el cuerpo/fuselaje es tomado en cuenta, y las alas son modeladas como superficies delgadas; esta es una restricción debido a la imposibilidad de generar una apropiada conexión entre el ala y el fuselaje sin la ayuda de un programa 3D-CAD.

En la referencia [4], el autor propone el modelo de circulación en el ala usando doublets de fuerza uniforme, y poner condiciones de límite tipo Neumann en los puntos de colocación, esto es, los centroides de los paneles o centro de gravedad. La alternativa es usar el método VLM, y poner un vórtice en el panel al 25% de la cuerda, y el punto de condición de límite BC al 75% de la cuerda de cada panel.

Ambos métodos han sido probados, y la segunda alternativa ha resultado ser más precisa y confiable. Por lo tanto, el método del Panel 3D conservado para planeadores es una mezcla de source/doublet para cuerpos gruesos y vórtices de herradura para superficies delgadas

#### 5.14.3 Resolviendo Problemas

La resolución de un problema del tipo panel requiere invertir una matriz cuadrada de lado igual al número de panels. Esta inversión es realizada por descomposición LU (Lower-Upper).

#### 5.14.4 Wake roll-UP

El proceso de Wake roll-up ha sido implementado y probado. Por lo tanto, consideramos que no es lo suficientemente robusto para ser liberado en esta ocasión, y ha sido deshabilitado en la versión v4.00

#### 5.14.5 Condiciones de límite (BC)

En un cálculo VLM, se requieren BC del tipo Neumann, esto es, la componente de la velocidad normal a la superficie debe ser cero.

En cálculo Panel 3D, la BC debe ser tipo Neumann o Dirichlet. En este último caso la velocidad potencial que incide sobre la superficie del panel es cero, así que el potencial total que incide sobre el elemento de ala es igual a la velocidad potencial del freestream.

Después de un proceso de prueba y error, la recomendación es usar la BC Dirichlet antes que la de Neumann. El último método es más sensible a los cambios en la geometría local, y tiende a dar resultados menos convincentes. Esta es también la elección que se hace en la referencia [4]. El tipo de BC puede ser modificado en el dialog box "Advanced Settings".

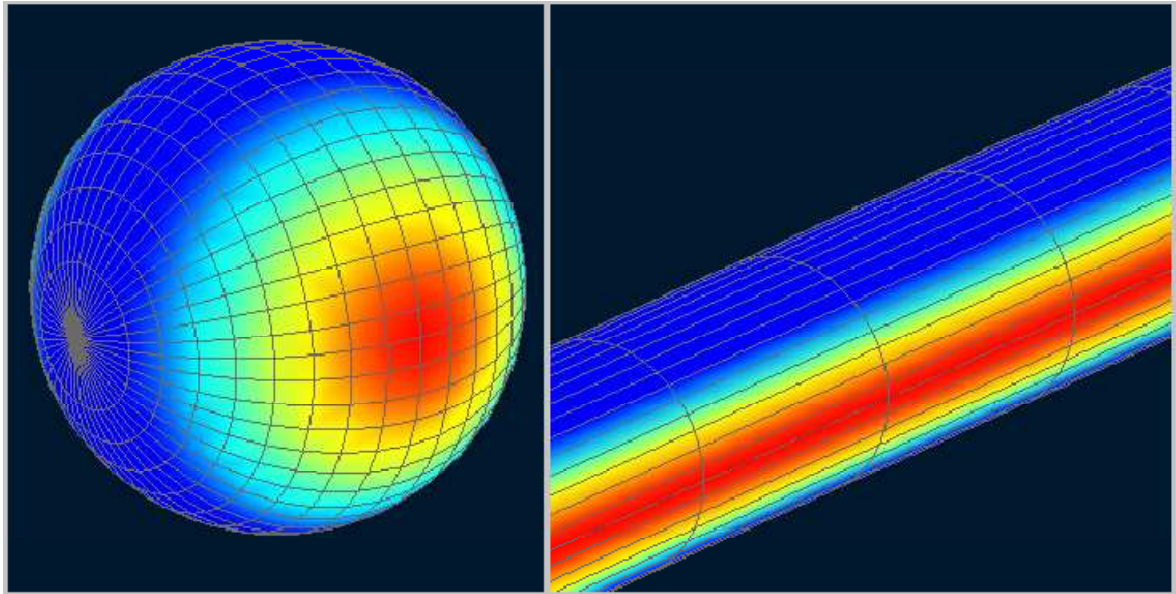
#### 5.14.5 Validación

##### Análisis de un Cilindro Infinito y una Esfera

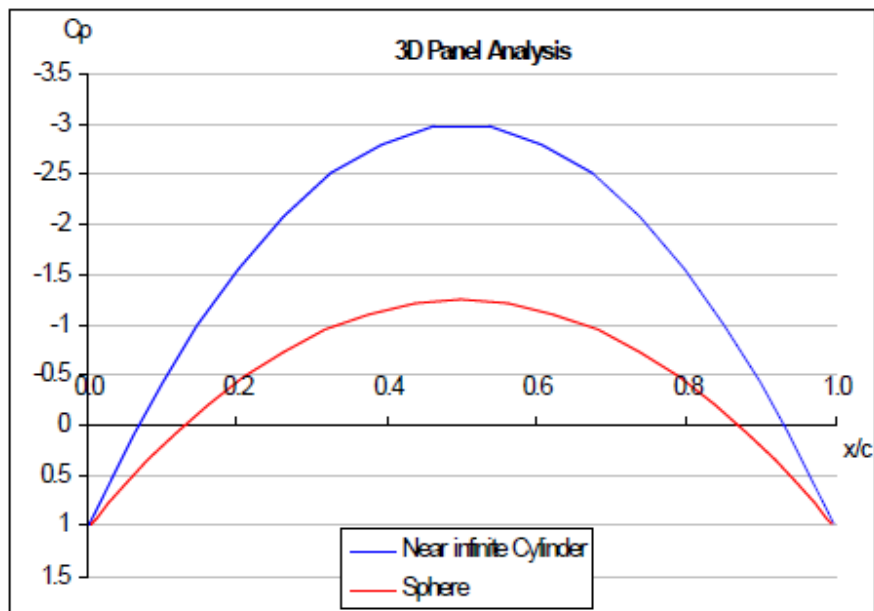
Los valores teóricos para el coeficiente  $C_p$  para un cuerpo en un fluido uniforme son:

- para un cilindro:  $C_p = 1.0$  en el borde de ataque y borde de fuga, y  $C_p = -3$  en los puntos más bajos y más altos.
- Para una esfera:  $C_p = 1.0$  en el borde de ataque y borde de fuga, y  $C_p = -1.5$  en los puntos más bajos y más altos.

Estos valores son calculados dentro de un 1% por el método Panel 3D.



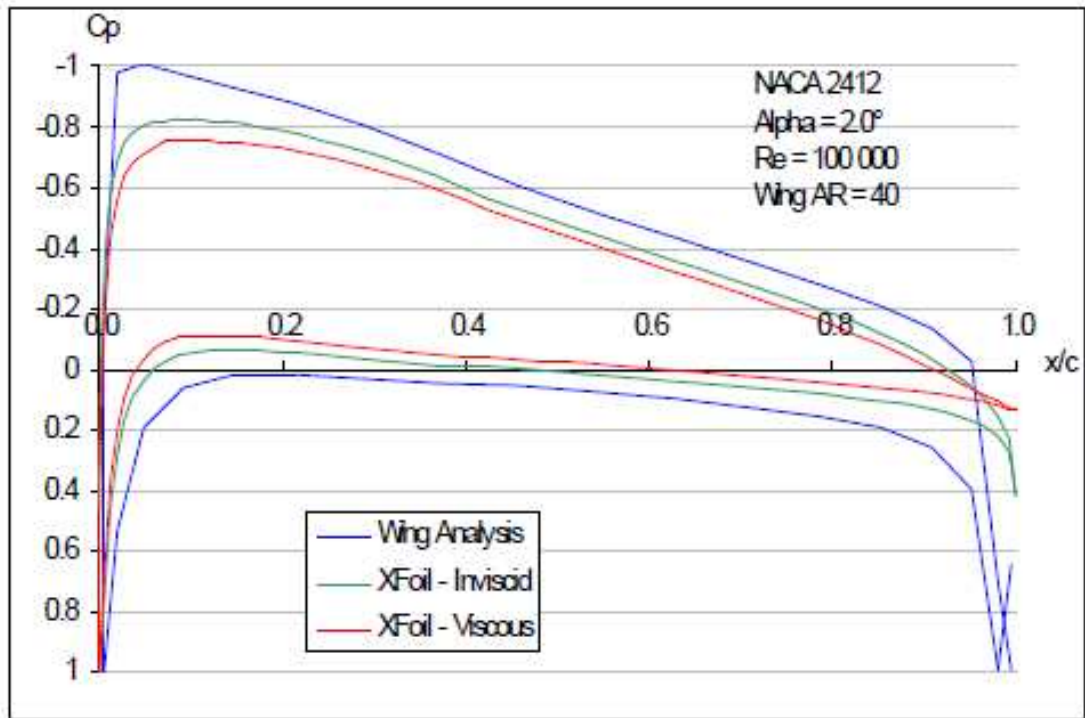
**Figure 20** – Análisis de coeficiente de presión, esfera y cilindro infinito



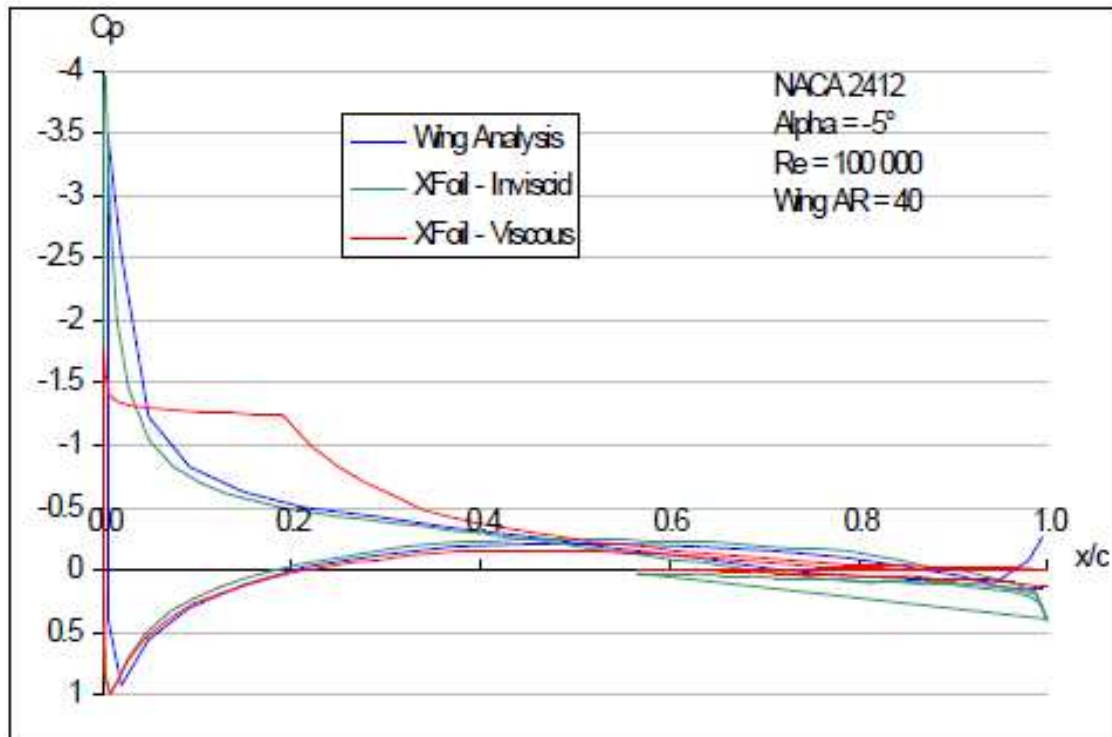
**Figure 21** – Análisis de coeficiente de presión, esfera y cilindro infinito

## Análisis de ala

La distribución de  $C_p$  calculada por el método de análisis Panel 3D para alas con largo cerca de infinito, y por el método de análisis panel 2D con XFOIL se muestra graficadas en la Figura 22 y en la Figura 23. En general está en concordancia con los resultados inviscid.



**Figura 22** – Coeficiente de Presión – NACA2412



**Figura 23** – Coeficiente de Presión – NACA2412

## 5.15 Consideraciones sobre el análisis

### 5.15.1 Limitaciones Generales

Como regla general, LLT y VLM están adaptados para configuraciones de superficies sustentantes operando a pequeños ángulos de ataque.

El supuesto más cuestionable en el algoritmo de diseño de alas es probablemente el uso de los resultados de transición de XFoil en alas con razón de aspecto finita. La simulación 2D propuesta por XFoil corresponde a las infinitas, donde una burbuja laminar se extiende a lo largo de la envergadura. Algunos autores proponen que en alas de alargamiento finito, dicha burbuja podría aparecer únicamente en una parte de la planta alar. Por lo tanto, teorías para transiciones 3D están todavía en desarrollo y en conocimiento del autor, no otorgando satisfacción total todavía.

El método que consiste en interpolar XFoil genera resultados con cierta aproximación, pero no cuenta con un respaldo teórico ni experimental, pero podría ser razonable para alas con alargamiento de moderado a alto.

Las características de viscosidad son menos y menos representadas en la medida en que la geometría del ala se aleja del ala ideal infinita 2D de Xfoil. Por lo tanto, aquellos resultados para alas de geometría no plana, con baja alargamiento y alto sweep deben ser considerados con cautela.

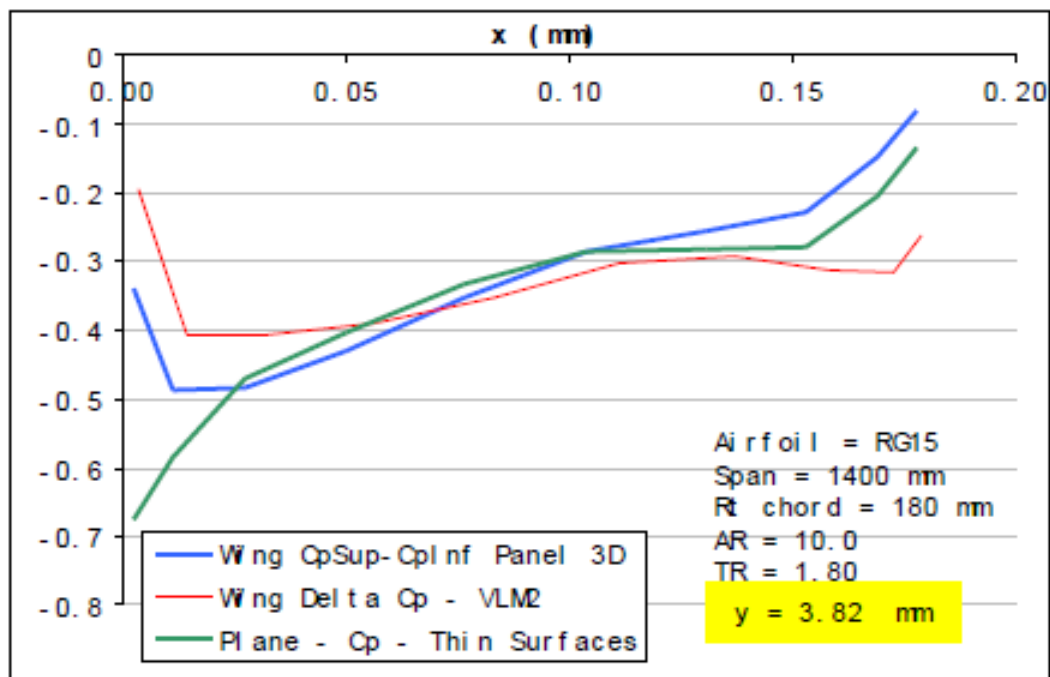
### 5.15.2 Selección de un método de análisis

El método LLT siempre debe ser preferido si la geometría del ala es consistente con las limitaciones de la teoría. LLT entrega mejor posicionamiento en Viscous Drag, da una mejor estimación de las condiciones de stall a altos ángulos de ataque, y tiene mejor soporte en los trabajos teóricos publicados.

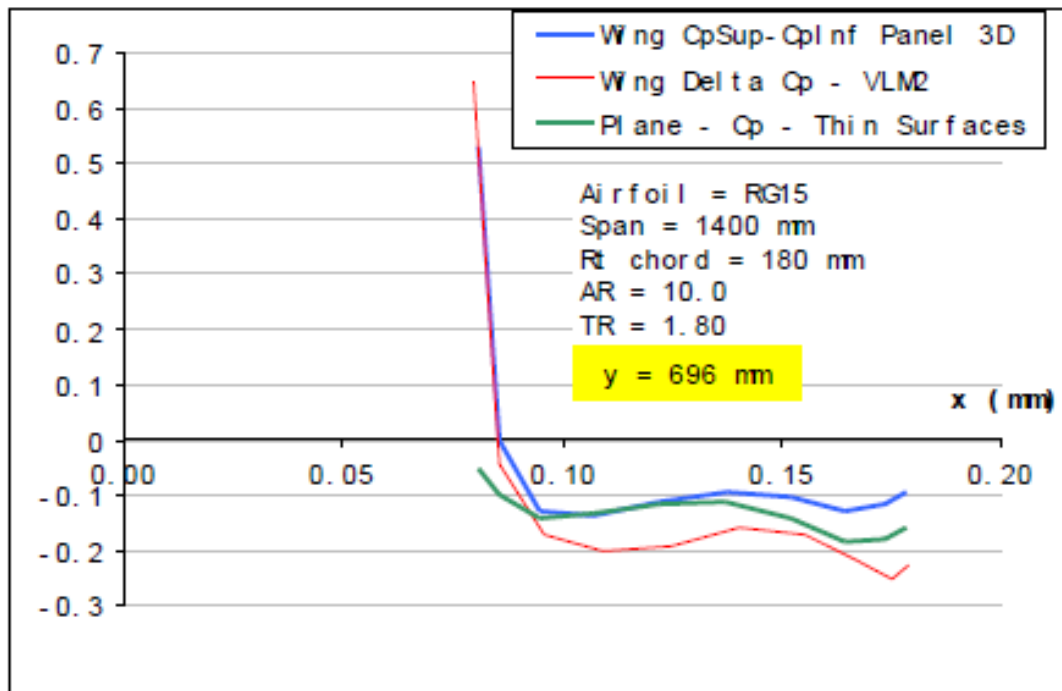
El método Panel 3D debiera ser elegido si se está especialmente interesado en la distribución de Cp tomando en la superficie superior como inferior, o si la influencia del fuselaje se debe tener en cuenta.

El método VLM es preferible para todos los otros casos.

La comparación de la distribución de Cp en dos posiciones de la envergadura obtenida mediante diferentes métodos de análisis se muestra en la las Figuras 25 y Figura 25.



**Figure 24** – Comparación de Cp con diferentes métodos de análisis



**Figure 25** – Comparación de Cp con diferentes métodos de análisis

### 5.15.3 Core Radius

En análisis VLM, el vector velocidad inducida por un vórtice es singular (Magnitud = 0) en la línea del vórtice.

En el método Panel 3D, el vector velocidad es singular (magnitud = 0) en el alineamiento de los lados de los paneles.

Esto puede crear errores numéricos en el análisis y en el cálculo de las streamlines.

Es por lo tanto altamente recomendable setear en un mínimo valor el core radius, el cual típicamente debe ser del orden de magnitud de 1/1000 como mínimo tamaño de panel, esto es, Core radius =  $10^{-6}$ m. Este es el valor seteado por defecto y puede ser modificado en el advance settings.

La velocidad en un punto localizado en la línea del vórtice, o en el alineamiento de cada lado de panel es cero.

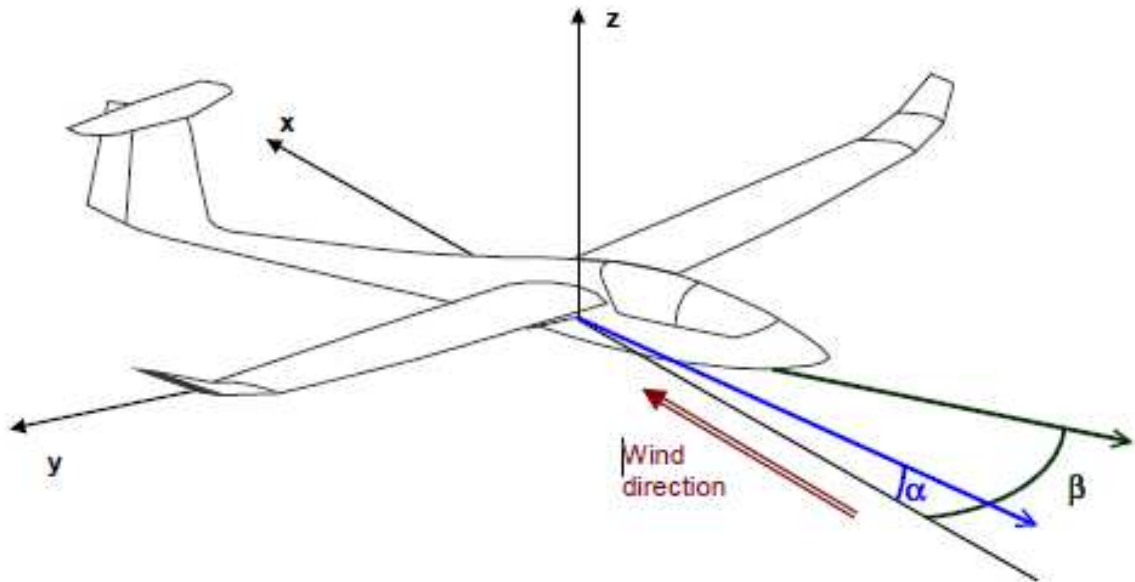
### 5.15.4 Sideslip (Deslizamiento lateral)

La simulación del Sideslip ha sido introducida en XFLR5 v4.09

El orden en el cual el ángulo de ataque y el Sideslip son aplicados es importante. En XFLR5, el sideslip es modelado por rotación alrededor del eje Z, con un vector velocidad freestream restante en el plano X-Z. La geometría resultante es analizada usando el



convencional VLM y el método de paneles. La ventaja de este método es que los vórtices del borde de fuga están en el plano vertical el cual contiene el vector velocidad, esto es, está alineada con el eje X de un marco estable.



**Figure 26 – Definición de sideslip (deslizamiento lateral)**

#### 5.15.5 Plano Trefftz, análisis de campo lejano y cercano

La sustentación y el drag inducido pueden ser calculados mediante el método del campo lejano o el método del campo cercano. Los aspectos teóricos son muy extensos para ser detallados aquí, pero en esencia el método de campo cercano consiste en una integración de las fuerzas debida a la presión en los paneles, mientras que el método del campo lejano está basado en el balance del momento en una superficie de control lejana en el downstream del ala o fuselaje (body), esto es, el plano de Trefftz.

En general, se ha reportado que los resultados obtenidos para la sustentación y el drag mediante el método de campo cercano, son más altos y menos representativos que los calculados en el plano de Trefftz. Este importante aspecto no se especifica en esta aplicación, pero es reportado por casi todos los programas VLM y Panel. La implementación del presente programa, por lo tanto, usa el método de campo lejano.

Considerando la otra cara del tema, el análisis de campo lejano, no entrega información sobre la distribución de la presión sobre la cinta, ni tampoco información sobre el pitching

moment alrededor del 25% de la cuerda. Todos los momentos, y la posición de los centros de presión son por la tanto calculados como sumas en los paneles.

En la presente implementación del método Panel 3D, se considera que únicamente las alas dejan estela, los fuselajes no.

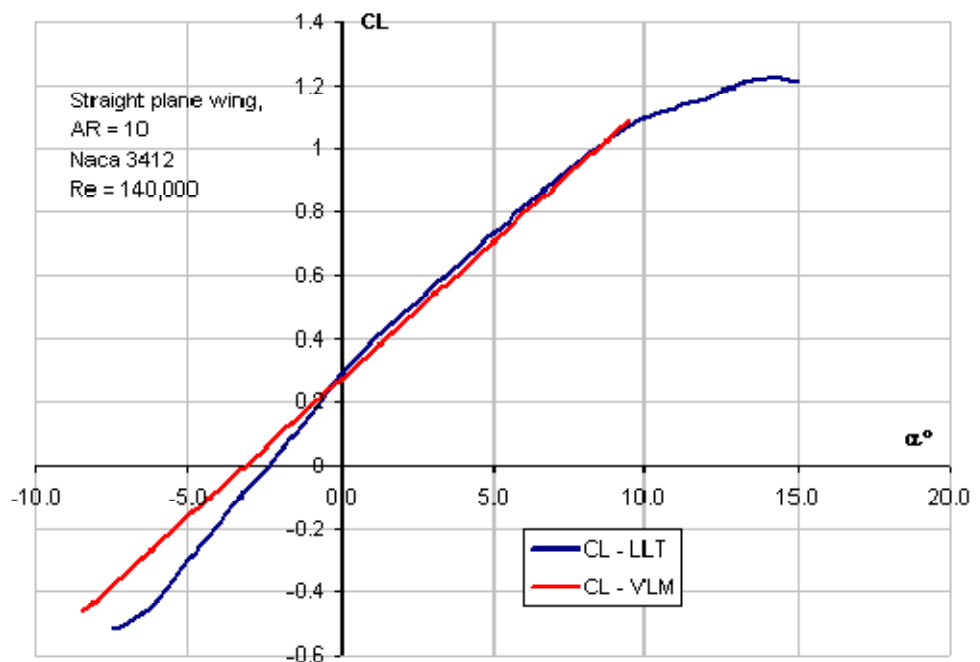
#### 5.15.6 Comportamientos lineales y no lineales

Tradicionalmente, en los análisis VLM y Panel no tomados en cuenta los efectos de la viscosidad. Para modelos operando a algunos m/s, el drag debido a la viscosidad no es despreciable comparado con el drag inducido., y por lo tanto, deber ser considerado con un significado alternativo.

En la presente aplicación, el drag por viscosidad es estimado por interpolación de las polares pregeneradas por Xfoil, pero el valor de  $C_l$  es resultante del análisis lineal Panel 3D. Esta suposición implica que el comportamiento del perfil en un ala finita, no es muy diferente a un “ala infinita de Xfoil”. Esto no es un soporte real, tampoco teórico ni experimental, este soporte es aproximado, y debe ser usado con precaución.

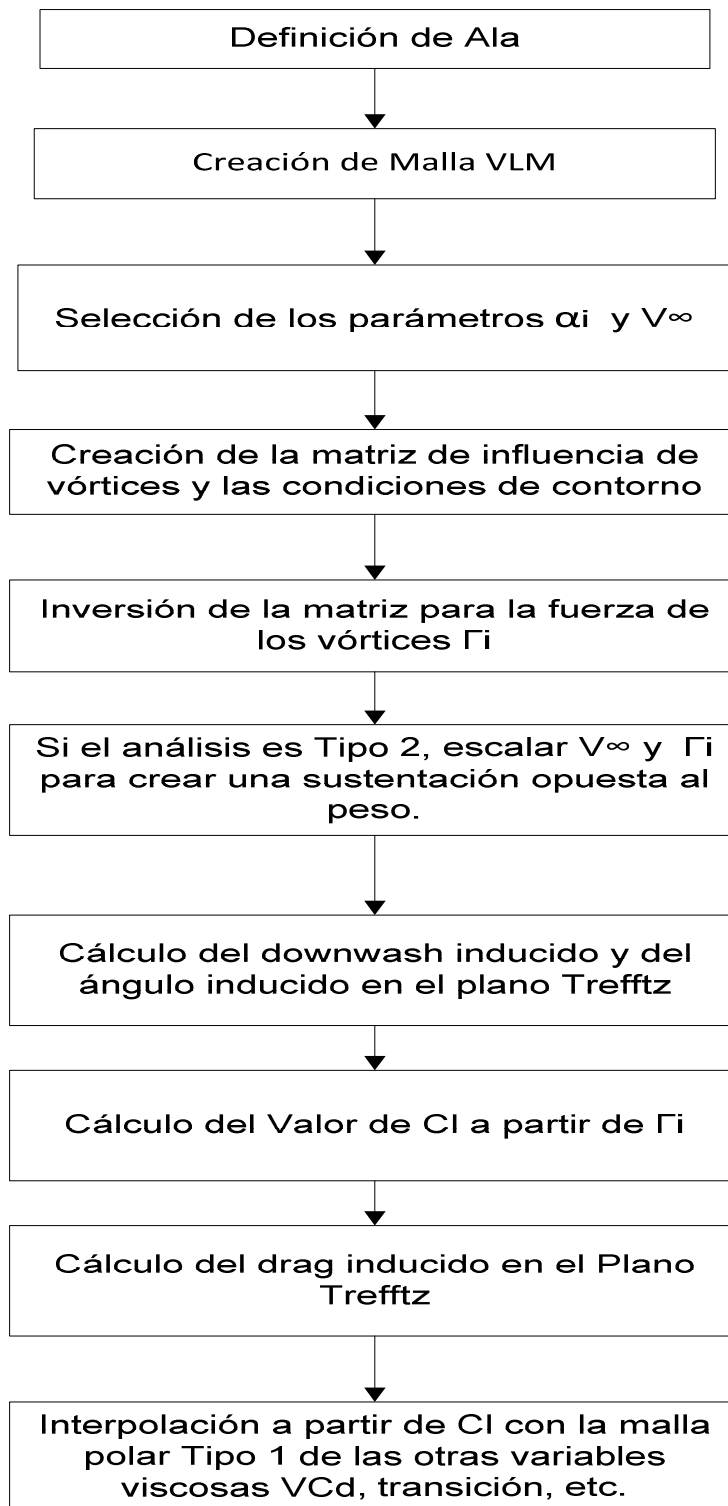
Como ocurre generalmente en estos casos, al traspasar los resultados de análisis 2D a 3D, la estimación del drag por viscosidad es probablemente mucho menor y entregar resultados erróneamente optimistas.

Debido a que VLM es lineal, entre otras cosas, no se considera apropiado para altos ángulos de ataque, en contraste como podía ser LLT.



**Figure 27 – Modelamiento lineal y no lineal**

### 5.15.7 Implementación no Lineal

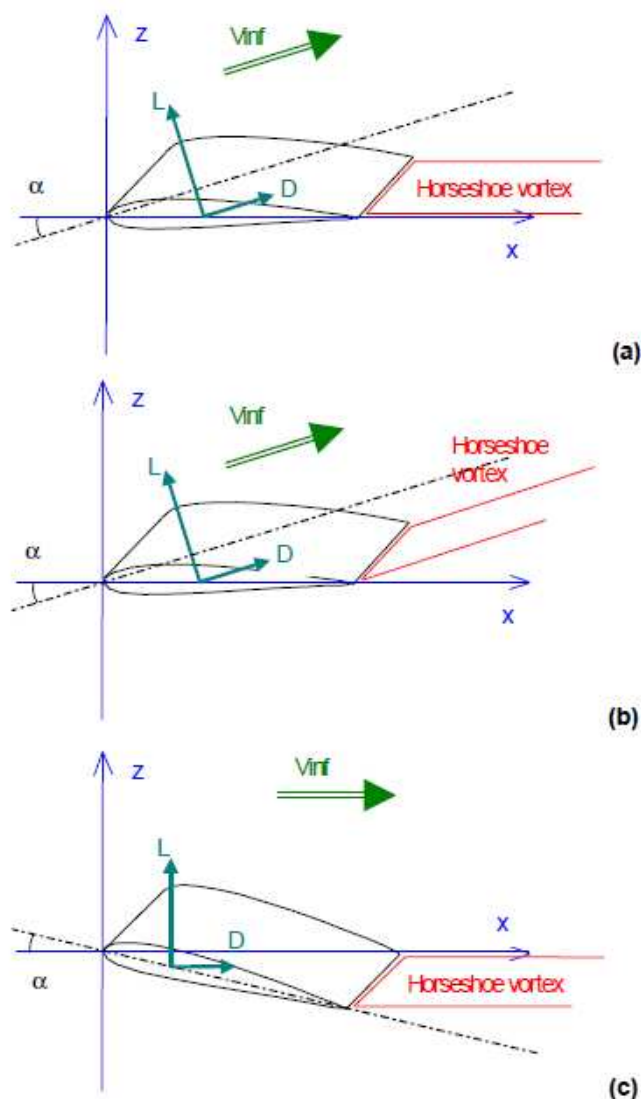


### 5.15.8 Geometría Tildeada – Análisis VLM y Panel D

La línea base que usa el método VLM para la definición de la estela, es el pequeño ángulo de aproximación. Dentro de este supuesto, la estela se alinea con los ejes del elemento de ala de las siguientes maneras:

- En VLM, las estelas de herradura de los vórtices son paralelas a los ejes del elemento de ala.
- En Panel 3D, los paneles de estela están en el plano X-Y

La ventaja de esta aproximación es simplicidad: Se requiere solo una matriz de influencia para todos los ángulos de ataque, y la matriz de inversión, puede ser calculada para todos los alphas simultáneamente. La desventaja, es que los vórtices de herradura o los paneles de estela no están alineados con la velocidad de freestream.



**Figure 28** – Configuraciones con geometría normal y tildeada (tilded)

Una aproximación más representativa es alinear la estela con los ejes de viento (más simple de implementar, por lo que ha sido elegida por XFLR5. Esto se selecciona revisando el check box "Tilt Geometry" en la Analysis Dialog Box). Equivalentemente, el problema puede ser seteado en los ejes de viento y la geometría del elemento de ala o fuselaje puede ser tildeada por el ángulo de ataque (implementación más simple, por lo que ha sido elegida por XFLR5. Esto se selecciona revisando el check box "Tilt Geometry" en la Analysis Dialog Box), lo cual es una transposición de la física del problema. Ambos métodos son equivalentes, pero la última puede ser implementada más fácilmente, por lo que ha sido elegida por XFLR5.

Lo inconveniente con esta aproximación es que se genera una nueva matriz creada e invertida por cada ángulo de ataque, llevando a tiempos de computación más largos.

Los coeficientes  $C_l$  y  $C_d$  resultan casi idénticos por ambos métodos, lo cual significa que la aproximación de pequeños ángulos de ataque es aplicable desde el punto de vista de la obtención de performance. El coeficiente de momento puede ser un poco diferente.

#### 5.15.9 Wake roll-up (rotación hacia arriba de la estela) – Análisis VLM y Panel 3D

**Nota: Porque es muy sensible y difícil de usar, el proceso de wake roll-up ha sido deshabilitado. La siguiente explicación es solamente para información.**

##### Consideraciones Generales

En su formulación base, los métodos VLM y Panel 3D hacen la suposición de una estela plana, lo cual es una aproximación. La estela tiende a enrollarse sobre sí misma, lo cual puede ser ilustrado por ejemplo, por dos vórtices en la punta de cada ala.

Un modelo de la estela refinado, más allá de la simple línea recta o de un panel plano puede ser interesante por dos razones:

- Aunque la estela no tiene lleva cargas y por tanto no tiene influencia en el coeficiente de sustentación  $C_l$ , su forma afecta el valor del drag inducido y sus coeficientes relacionados.
- Una estela plana es inapropiada para planeadores configurados con elevador, debido a que el downwash creado por el ala influye sobre el flujo alrededor del elevador.

La forma de la estela es determinada por el flujo que va quedando detrás del ala, pero, recíprocamente, el flujo libre es dependiente de la forma de la estela. Por lo tanto, la forma de la estela está en un constante situación de cambio de estado que puede ser deducida por un proceso iterativo, en el cual, la geometría de la estela es actualizada ("relajada") después de cada loop de cálculo.

##### Malla de la estela

La formulación de paneles implementada en XFLR5 es una del tipo de paneles planos y contantes. Cuidado especial se debe tener por lo tanto, en la elección del tamaño de los

paneles de la estela, para evitar un excesivo twisteo. El panel de los paneles es controlado por tres parámetros:

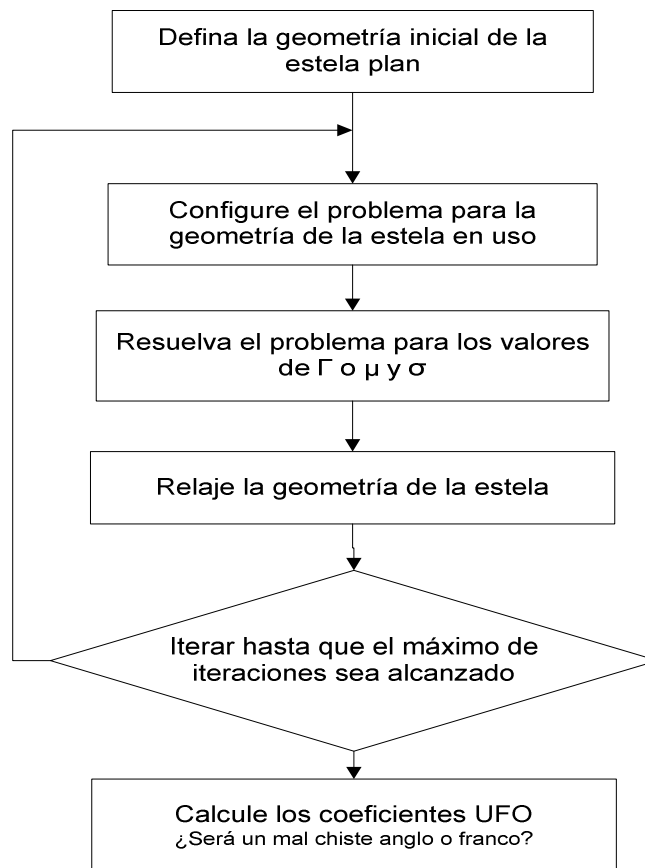
- La longitud total de la estela
- Una magnitud prudente para la longitud de los primeros paneles de la estela.
- La razón, o factor de progresión, entre dos paneles adyacentes en la dirección del flujo.

Como una indicación general, es aconsejable que el tamaño de los primeros paneles de la estela sea el mismo de los paneles que están en el borde de fuga del ala.

#### Proceso de roll-up

Idealmente, los coeficientes de sustentación y de drag,  $C_l$  y  $C_d$ , tienden hacia valores límites. Por lo tanto, si no se toman precauciones especiales, los experimentos numéricos muestran que la estela tiende a enrollarse sobre si misma indefinidamente. Esto nos lleva a paneles altamente twisteados y a divergencias numéricas.

Como el roll-up no es un proceso robusto, el loop de iteración es limitado por el número de iteraciones y por el criterio de precisión.



**Figure 29** – Proceso de la rotación hacia arriba de la estela

La referencia [5] da una comprensible descripción del tema wake roll-up

## 5.16 Momentos

Todos los cálculos de momentos en LLT están estrictamente en concordancia con lo formulado en el reporte NACA TN1269.

En la versión V4.00, la definición de momento ha sido modificada para clarificar algunas ambigüedades que existían hasta la versión v3.21.

Desde la versión V4.9 en adelante, el pitching geométrico, momentos de roll y yaw son calculados por la integración de las fuerzas de los paneles. Para VLM, esto se hace en medio de la posición de los vórtices, para análisis Panel 3D, la fuerza es aplicada en el centro del panel.

Los momentos geométricos son por lo tanto, momentos totales aplicados a un ala o un planeador.

Para propósitos de análisis, puede ser interesante separar estos momentos en partes más pequeñas, o aislar su contribución específica al momento total.

### Coefficientes de Momento en la Cinta

Estos momentos están calculados para cada posición de envergadura y son accesibles mediante los gráficos de Operating Points.

Momento		Signo	Largo de referencia	Descripción	LLT	VLM y Panel 3D
Pitchin o cabeceo	Perfil Cm del Perfil	Nariz arriba es positivo	M.A.C $M = qS_{mac} C_m$	Momento de la fuerza de sustentación alrededor del 25% de la cuerda	El valor del pitching moment es interpolado en la malla polar del perfil. Esto toma en cuenta los efectos de la viscosidad	Suma de los momentos creados por las fuerzas en la huincha de cada panel. La viscosidad no se considera
	Cm			Momento de la presión y las fuerzas debido a la viscosidad con respecto a XcmRef	Se integra sobre la línea de sustentación del ala considerando en cada huincha la sustentación y el momento. Sweep y diedro son considerados	Suma en todos los paneles de los momentos debidos a las fuerzas de la presión. Pitching moment de la resistencia por viscosidad

## Coeficientes de Momento del Ala

Momento	Signo	Largo de referencia	Descripción	LLT	YLM y Panel 3D
Pitchin Geométrico (Global) GCm	Nariz arriba es positivo	M.A.C. $M = qSmac$ Cm	Momento de las fuerzas debidas a la presión con respecto XCmRef como referencia	Integración de momentos sobre la línea de sustentación del ala. Sweep y diedros son tomados en cuenta	Suma de los momentos de las fuerzas de presión en todos los paneles.
Pitchin Viscoso (Global) Vcm			Momento del drag debido a la viscosidad en el perfil medido con respecto a XCmRef	Integración de momentos sobre la línea de sustentación del ala.	
Perfil (en la posición n de la envergadura)			Momento de las fuerzas de sustentación alrededor del 25% de la cuerda.	Cm es interpolado en malla polar tipo 1	Suma de los momentos creados por la presión en los paneles de las huinchas
Rolling Geométrico (Global) GRm	Positivo cuando el ala derecha baja	Span $N = qSbCn$	Momento de las fuerzas debido a la presión con respecto a XCmRef	Integración de los momentos debido la sustentación a lo largo de la línea de sustentación del ala. El diedro no es tomado en cuenta	Suma de los momentos de las fuerzas de presión en todos los paneles
Yawing Geométrico (global) GRM	Positivo cuando la nariz del modelo va hacia la derecha	Span $N = qSbCn$	Momento de las fuerzas debido a la presión con respecto a XCmRef	N/A	Suma de los momentos de las fuerzas de presión en todos los paneles
Yawing del perfil (global) YYm			Momento de las fuerzas de presión con respecto al plano Y=0	Integración de los momentos a lo largo de la línea de sustentación del ala	
Yawind por drag inducido (global) lym			Momento de las fuerzas tangenciales inducidas con respecto al plano Y=0	Integración de los momentos a lo largo de la línea de sustentación del ala	

### 5.17 Punto neutro, Centro de Presión y Margen Estático



XFLR5 entrega la medición de la siguiente magnitud

$$SM = \frac{(X_{cp} - X_{CG})}{MAC}$$

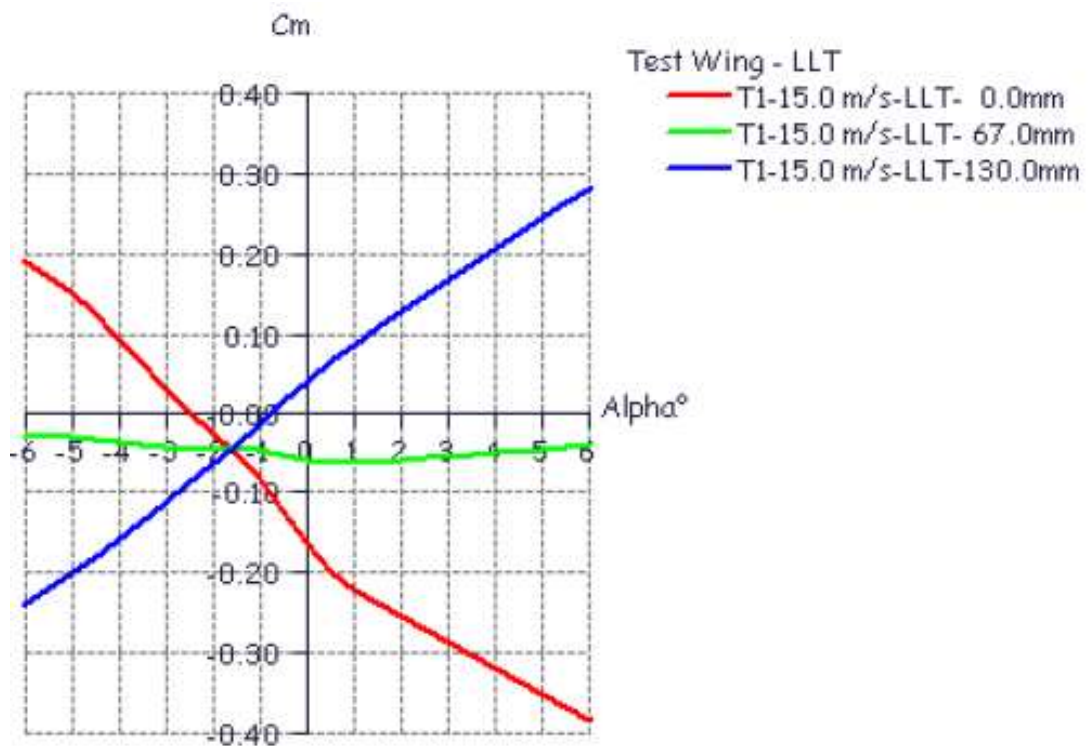
Incorrectamente llamado “Margen Estático”, donde

- $X_{cp}$  es la posición del centro de presión en un línea de flujo
- $X_{CG}$  es el centro de gravedad de la línea de flujo.

El margen estático convencional de un ala o de un planeador puede ser determinado mediante un proceso iterativo. La posición del centro de gravedad CG (o posición de referencia para momentos  $X_{CmRef}$ ), para el cual

$$\frac{dCm}{d\alpha} = 0$$

Esto es ilustrado en la Figura 30 donde el punto neutro está a 67 mm del borde de ataque.



**Figure 30 – Punto Neutro del Ala**

Más antecedentes acerca de la forma que XFLR5 usa para determinar el CG de un modelo de planeador están disponibles en las referencias [6] y [7]

### 5.18 Factor de eficiencia

El factor de eficiencia, conocido también como Oswald's factor, es una medida de la desviación de la resistencia inducida del ala con respecto a la distribución de carga óptima de un ala elíptica, y su definición es:

$$e = \frac{CL^2}{\pi \cdot AR \cdot ICd}$$

donde:

- CL es el coeficiente de sustentación
- ICd es el coeficiente de resistencia inducida
- AR es la razón de aspecto del ala ( Aspect Ratio)

Este factor de eficiencia, también llamado Oswald's factor, debe ser siempre menor que 1. Podía pasar que este factor tienda a valores mayores que 1 por razones numéricas, en LLT, VLM y Panel 3D.

En LLT, esto puede ser mejorado mediante el incremento de la precisión requerida para la convergencia, por ejemplo, con los siguientes parámetros:

- |                                |       |
|--------------------------------|-------|
| - Número de estaciones         | 40    |
| - Factor de relajación         | 40    |
| - Criterio de convergencia     | 0.001 |
| - Máximo número de iteraciones | 300   |

En VLM y Panel 3D, un afinamiento de la densidad de paneles en la dirección del flujo para hacer que el factor de eficiencia de valores menores que 1.

### 5.19 Puntos de operación del ala y polares del ala.

La presentación de los resultados es la misma que para el análisis de perfiles, esto es, cada análisis convergente da un resultado para cada Operating Point y es sumado al objeto llamado polar. La definición y la selección de un objeto análisis/polares es necesaria para realizar los cálculos.

Cualquier número de Operating Points puede ser almacenado en la base de datos runtime, la única limitación es la memoria del computador.

Las polares Tipo 1 y Tipo 4 no se han cambiado con respecto al análisis de perfiles.

Una polar Tipo 2 corresponde a un planeador con un peso dado aperiando a sustentación constante.

Para un ángulo de ataque dado, la velocidad del planeador es calculada de manera de crear una fuerza de sustentación opuesta al peso del aeroplano:

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_l}}$$

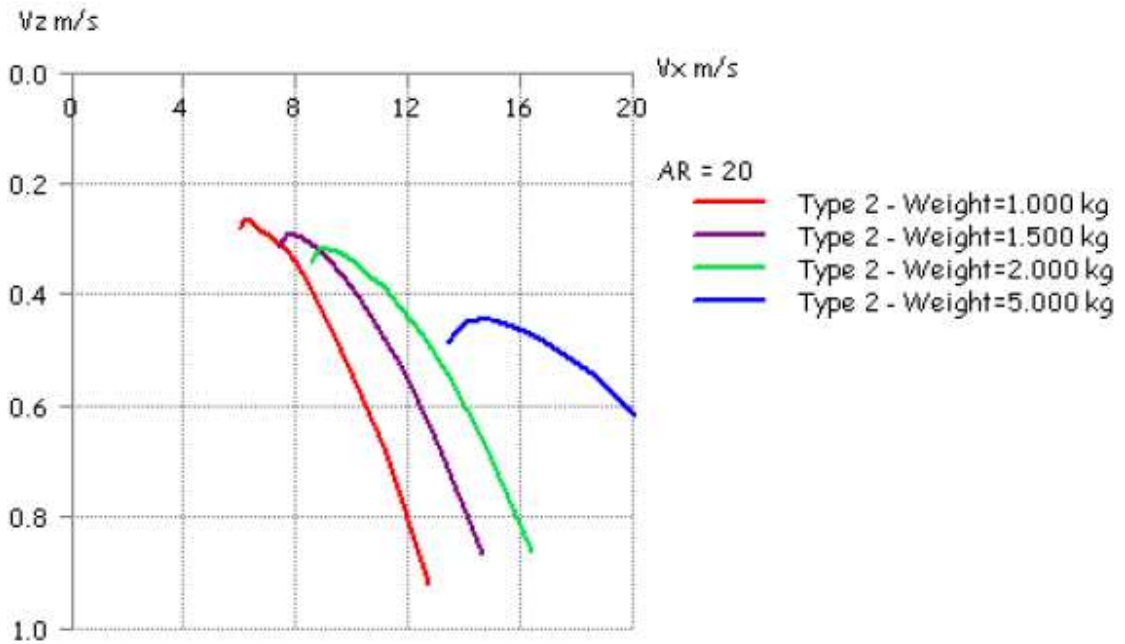
El ángulo de descenso es

$$\gamma = \arctan\left(\frac{C_d}{C_l}\right)$$

y las velocidades horizontal y vertical son, respectivamente:

$$V_x = V_\infty \coseno(\gamma)$$

$$V_z = V_\infty \text{seno}(\gamma)$$



**Figure 31** –Polares de velocidad basadas en análisis Tipo 2.

La convergencia de polares Tipo 2 requiere que el ángulo de ataque aparente sea mayor que el ángulo de cero sustentaciones.

## 5.20 Control Analysis – Polares Tipo 5 Tipo 6

Las polares de control Tipo 5 y Tipo 6 han sido deshabilitadas en XFL5 v6 y fueron reemplazadas por las polares de estabilidad Tipo 7.

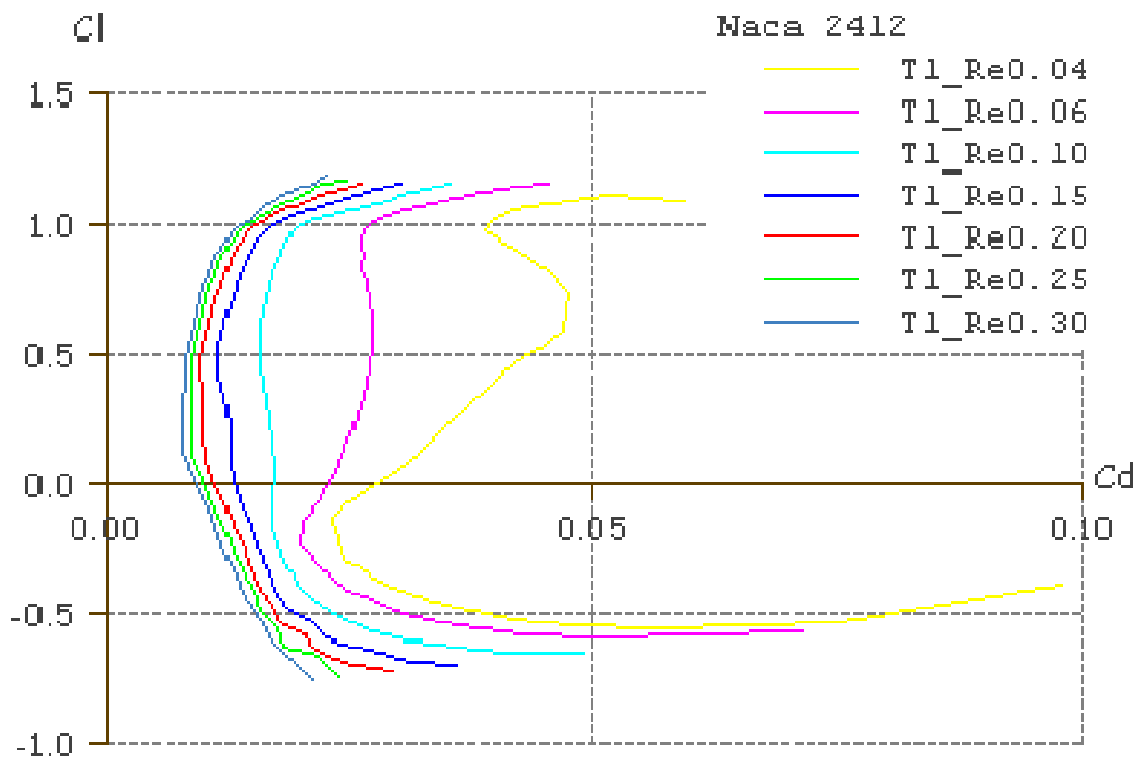
## 5.21 Interpolación de mallas polares generadas por Xfoil.

El programa no recalcula con Xfoil cada Operating Point para estación del ala en cada iteración:

- Esto requeriría un lento e innecesario cálculo
- La convergencia de Xfoil es muy precaria

En cambio, el Operating Point es interpolado de un conjunto de polares pregeneradas Tipo 1

El cálculo de alas, requiere un set de polares Tipo 1 previamente cargadas o generadas para cada perfil del ala.



**Figure 32** – Rango de mallas polares de  $Re = 40,000$  a  $Re = 300,000$

El set de polares debe cubrir toda la envolvente de vuelo para cada punto del ala, con especial atención el número de Reynolds y el ángulo de ataque aparente.

Si cualquier punto de la planta alar, opera fuera de la malla polar, un mensaje de alarma es puesto en el archivo de registro del cálculo (Log file). Esto pasa, por ejemplo, en el caso de puntas de ala de muy poca cuerda o alas elípticas. En dicho caso, se pueden usar los “puntos más cercanos” de la malla polar, y el Operating Point que se genera se suma a la polar en uso, si así lo quiere el usuario.

Para los procesos de interpolación, el programa usa indiferentemente todas las polares Tipo 1 disponibles para el perfil seleccionado. El usuario debe por tanto tener el cuidado de generar únicamente **un set de polares homogéneas y consistentes**.

El proceso de interpolación de una variable  $X$  ( $X$  puede ser  $Cl$ ,  $Cd$ ,  $Cm$ ,  $TR$ , etc.) desde  $[\alpha = \alpha_0 + \alpha_i + \text{Washout}, Re]$  a un punto geométrico  $P$  entre los perfiles 1 y 2 es:

1. Para el primer perfil encontrar las polares 1 y 2 así como  $Re_1 < Re < Re_2$   
Si las polares 1 o 3 no encontradas, retorna un error  
Si el  $Re$  es menor que el menor de los  $Re$  de las polares, entonces use el menor  $Re$  de la Polar.  
Si el  $Re$  es más grande que cualquiera de los  $Re$  de la Polar, entonces use el  $Re$  más grande.
2. Interpolar cada Polar con  $\alpha$  para obtener  $X_{11}$  y  $X_{12}$   
Si una polar no está definida hasta  $\alpha$ , use al menor o el mayor ángulo disponible, este es un aspecto de cuidado a tener en cuenta.  
Si solo una polar está disponible, interpolar solo la Polar, un tema de cuidado
3. Interpolar  $X_1$  entre  $X_{11}$  y  $X_{12}$ , prorratear  $Re$  entre  $Re_1$  y  $Re_2$
4. Haga lo mismo para el segundo perfil y obtenga  $X_2$
5. Interpolar  $X$  entre  $X_1$  y  $X_2$ , prorratear la posición del punto entre los dos archivos

## 5.22 Streamlines

Las streamlines son calculadas a partir de los vórtices, o doublet o source, generándose una fuerza cada vez que Operating Point es seleccionado.

El cálculo es incremental, en la dirección de streamwise  $X$ .

Los streamlines se inician en la malla de paneles del borde de fuga o el borde de ataque, con un offset definido por el usuario en las direcciones  $x$  y  $z$ .

El “Largo Inicial” es el primer incremento de X para el cálculo de las streamlines.

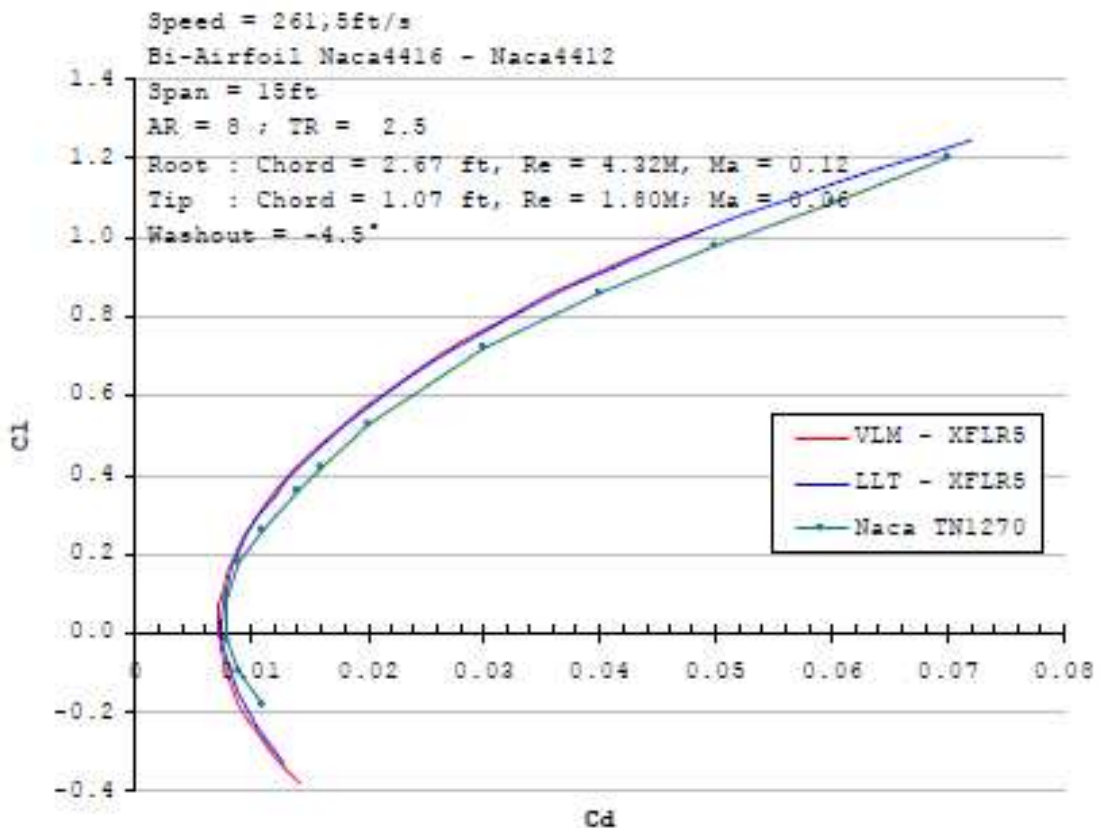
El “Factor de Progresión” determina el largo del paso n+1 versus el paso n.

Nota de Precaución: El vector velocidad es singular (Magnitud = 0) en los paneles de borde en el método Panel 3D, y en los paneles con vórtices generadores de estela en análisis VLM. Esto puede causar inestabilidades numéricas, en el caso por ejemplo cuando se requiere que las streamlines se inicien justo en los paneles del borde de ataque o del borde de fuga, o en La esquinas de los paneles. Un offset menor en x o z es necesario para prevenir la inestabilidad. El uso de core radius, cuando este se define en advance settings, es otra posibilidad.

### 5.23 Comparación con resultados experimentales

El programa ha sido probado contra resultados experimentales y otros programas, con resultados consistentes.

También, los algoritmos de VLM, LLT y Panel 3D en nuestra implementación de XFLR5 son totalmente independientes, pero dan resultados similares en la parte lineal de los gráficos  $C_l$  versus  $\alpha$ .



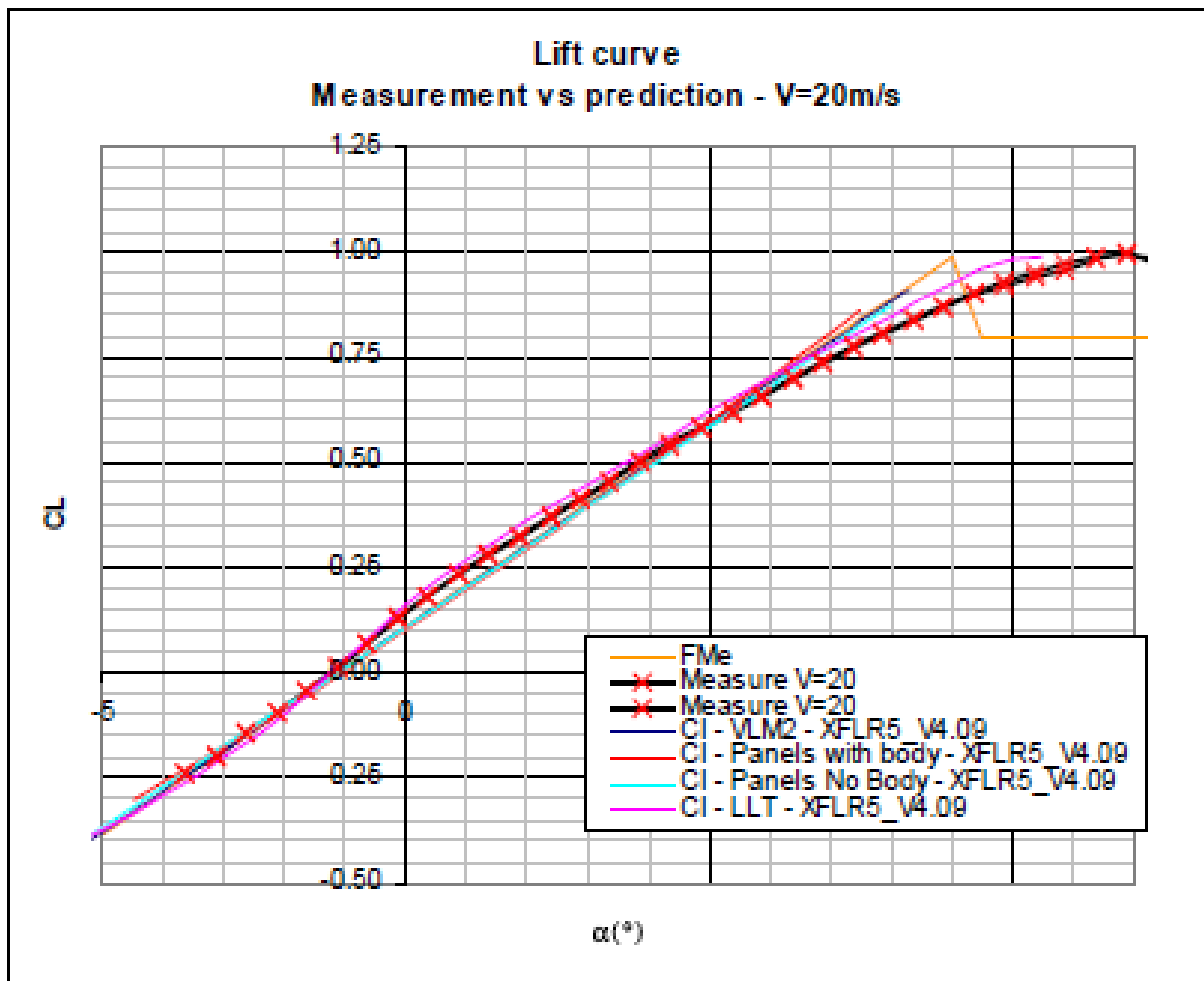
**Figure 33** – Comparación de resultados de pruebas según Nota Técnica 1270 de Naca

5.24 Comparación con túnel de viento

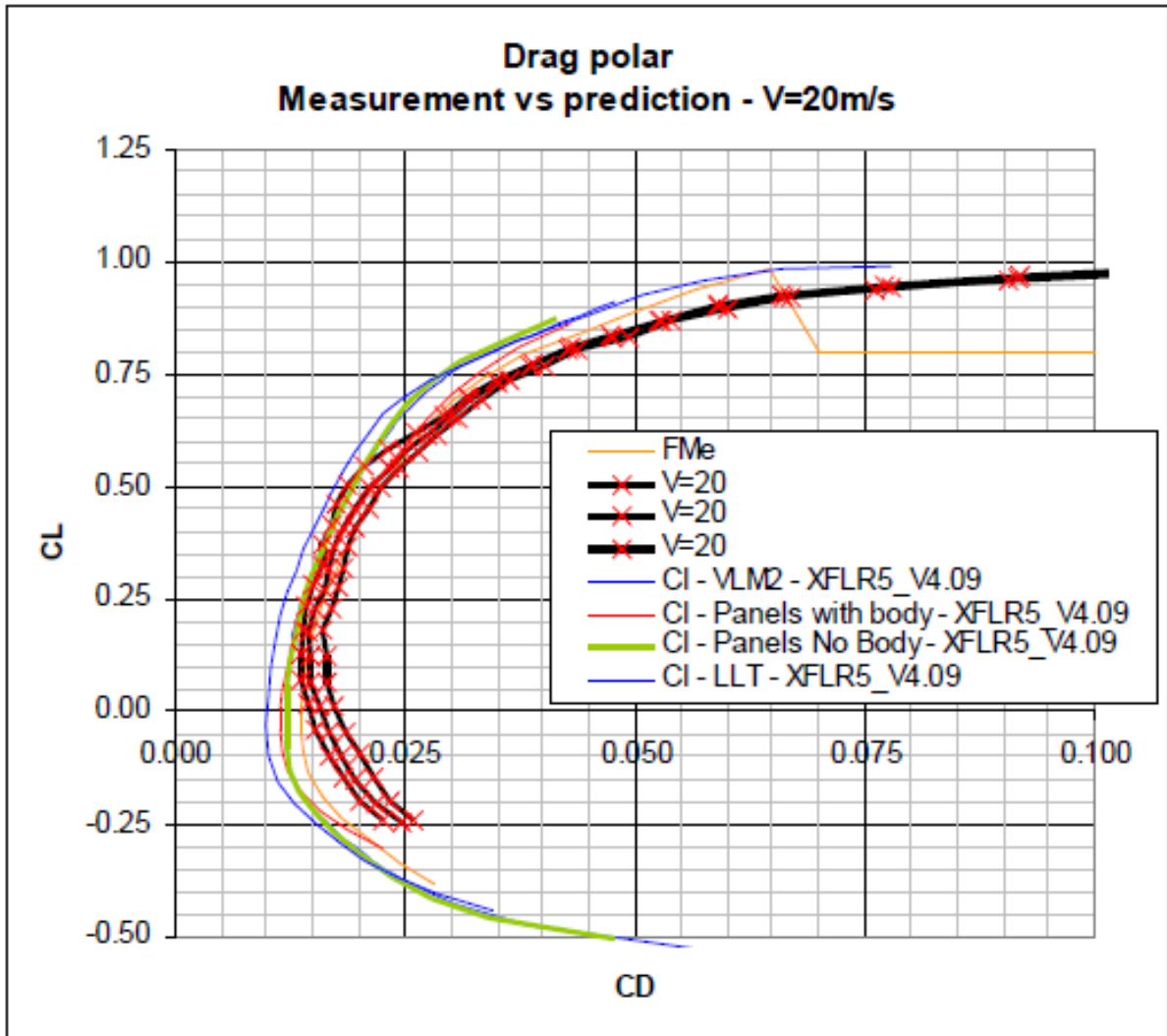
A principios del año 2008, un experimento fue realizado con un planeador aeromodelo. Los resultados en detalle están en la referencia [9].

Las figuras siguientes provienen de XFL5 v3.21 y v4.09. Los Resultados de v3.21 están marcados como “FMe”, porque los cálculos fueron hechos por F. Meschia.

Nota: En la versión v4.09, el cálculo de la sustentación fue realizado por integración de las fuerzas de presión sobre los paneles. Para la versión v4.13, el cálculo fue realizado en el plano de campo lejano.

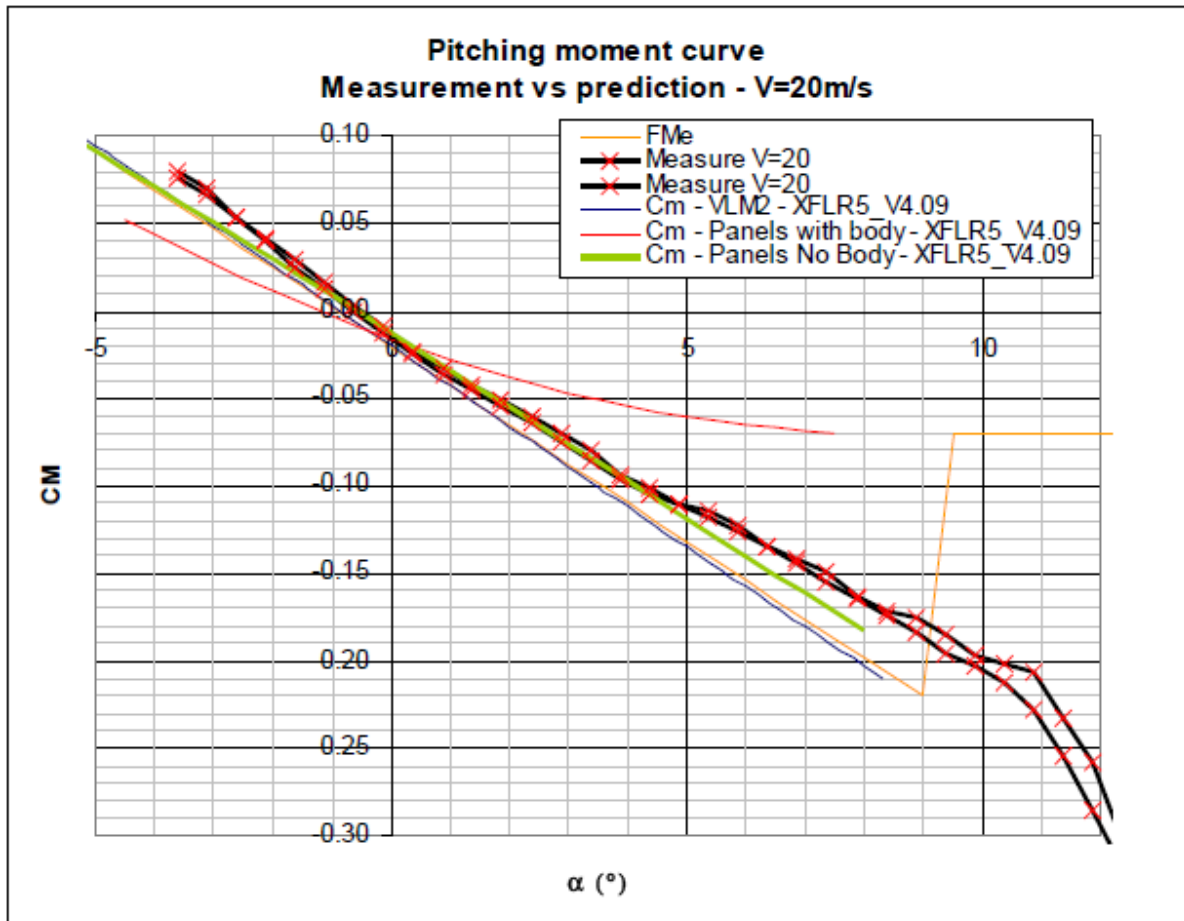


**Figure 34.** Curvas de sustentación predichas versus resultados experimentales



**Figure 35 –** Polares de drag predichas versus resultados experimentales



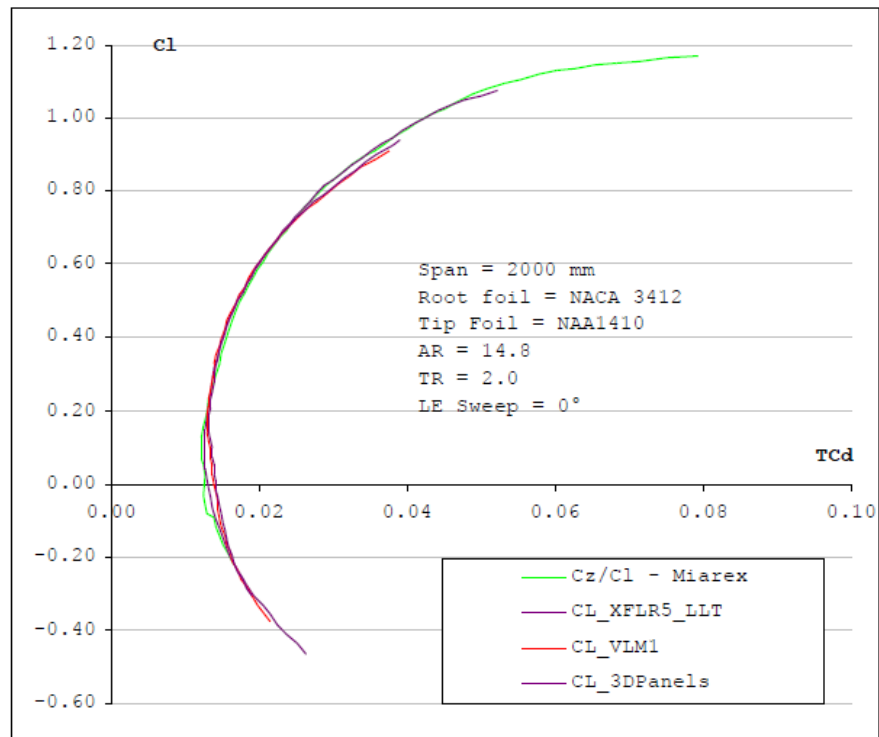


**Figure 36** – Pitching moment predicho versus resultados experimentales

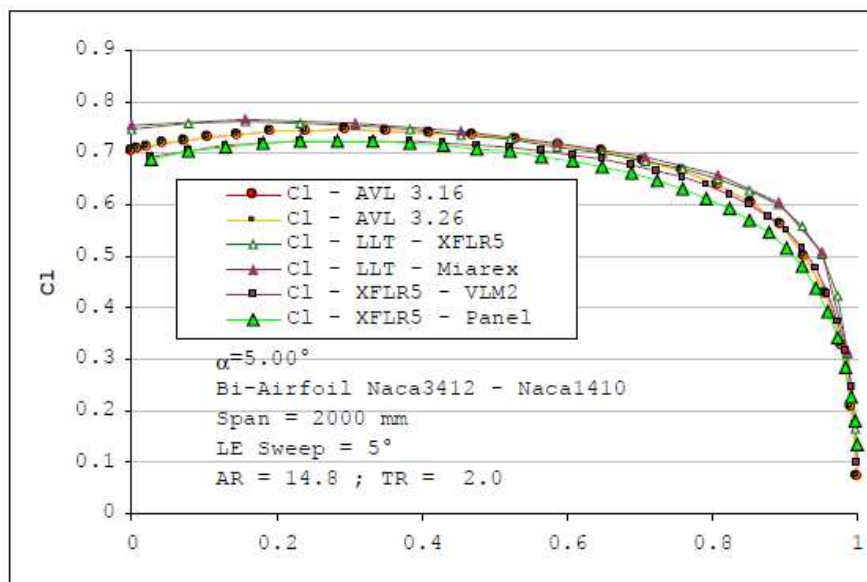
Se puede concluir que

- VLM es menos confiable que Panel 3D.
- La modelación del fuselaje no mejora la precisión de los resultados
- Ambos métodos dan estimaciones razonables para
  - El coeficiente de sustentación
  - El ángulo de sustentación cero.
  - El coeficiente de momento
  - Momento de cero sustentación y sustentación de cero momento
- Ambos métodos tienden a subestimar el drag, probablemente la parte viscosa.

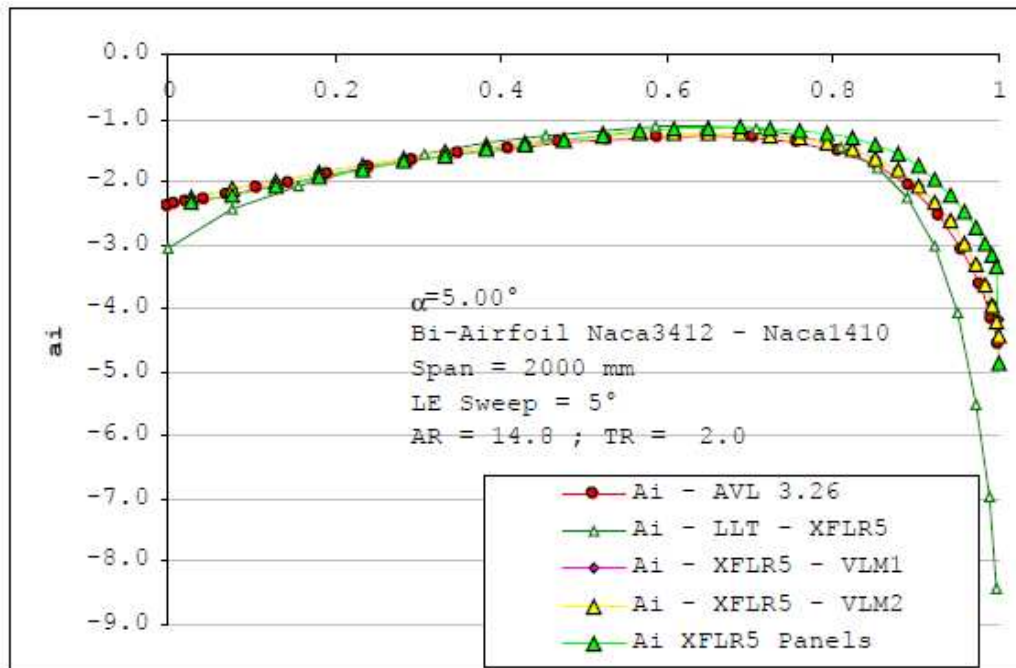
## 5.25 Comparación con resultados de Miarex y AVL



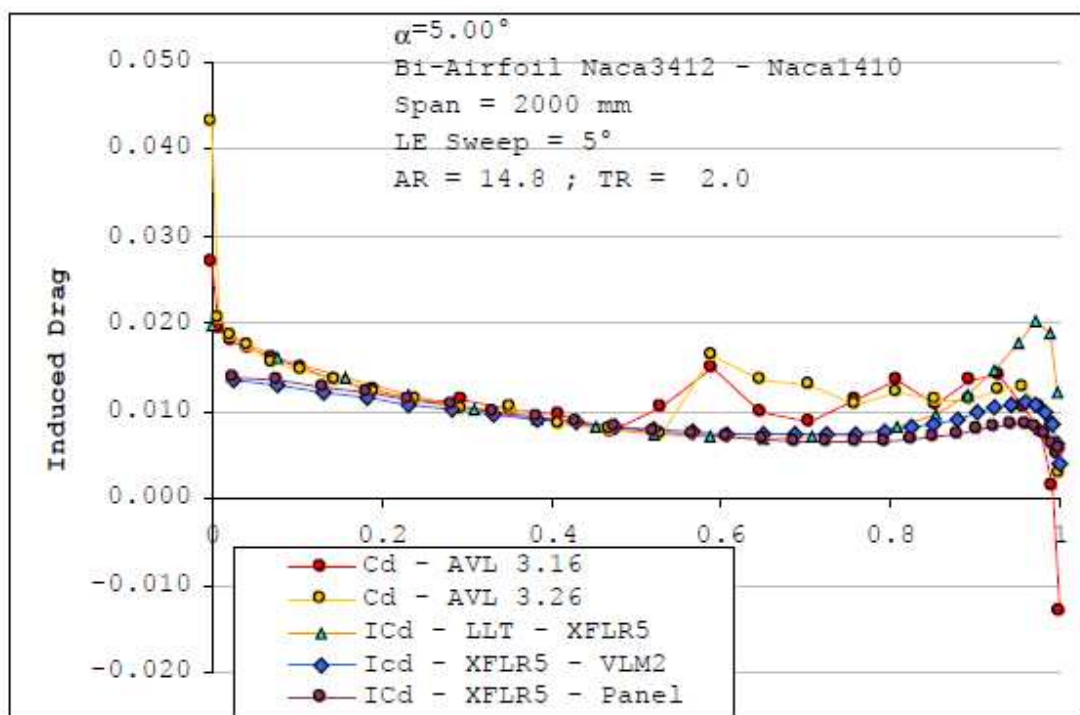
**Figure 37** – Comparación con resultados de Miarex



**Figure 38** – Coeficiente de sustentación Comparación entre AVL y Miarex

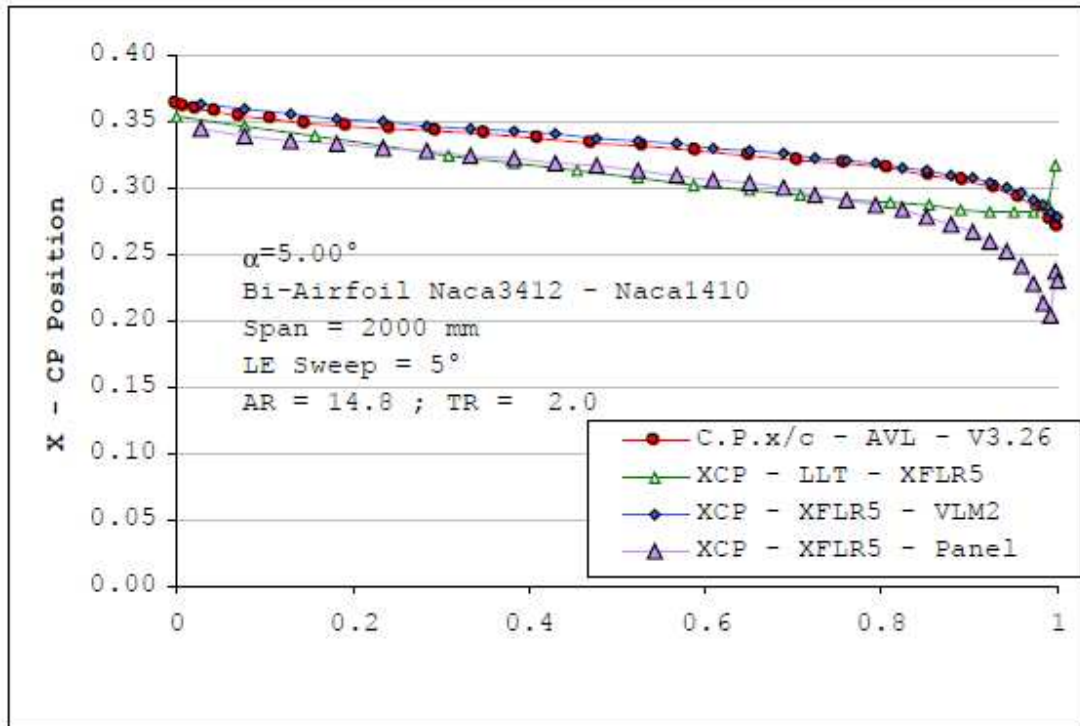


**Figure 39** – Angulo Inducido versus envergadura- Comparación entre AVL y Miarex

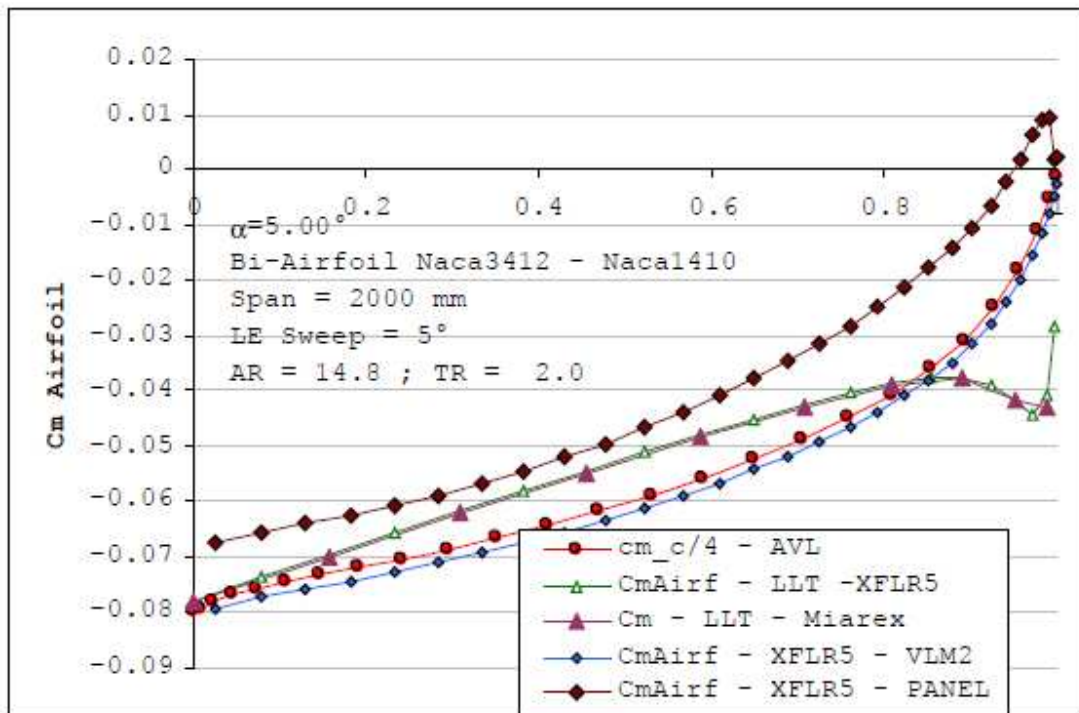


**Figure 40** – Resistencia Inducida versus envergadura- Comparación entre AVL y Miarex

Nota acerca de induced drag: La heterogeneidad de los resultados de AVL no tiene explicación



**Figure 41** – Posición del centro de presión versus envergadura - Comparación entre AVL y Miarex



**Figure 42** – Coeficiente de Pitching moment versus envergadura. Comparación entre AVL y Miarex

## 5.26 Ejemplo de análisis de un ala

1. Cargue el o los perfiles que usará para definir el ala.
2. En Direct Analysis Application, cliquee el commando "Run Batch Analysis" en el menu Polars, tipee ( Shift + F6)
3. Corra Batch Analysis con los siguientes parámetros (asegúrese que estos valores cubran completamente la envolvente de vuelo del ala)
  - $\alpha = -6^\circ$  a  $\alpha = 10^\circ$
  - Re = 40.000 a Re = 160.000 cada 20.00
  - Re = 200.000 a Re = 500.000 cada 50.00

o use una lista predefinida.

Revise en la box "Start from zero", lo que causa que el análisis parta desde  $\omega = 0^\circ$ , yendo por arriba hasta  $\alpha_{max}$  y después por abajo hasta  $\alpha_{min}$ ; esto usualmente facilita la convergencia.

4. Cierre la dialog box.
5. Opcional: Use la opción "Save Associated Polars" en el menu "The Current Foil" para salvar las polares en un archivo ".plr" para su uso en futuros proyectos.
6. Valla a Wing Design Application (Ctrl+6)
7. Click el commando "Define Wing" (F3) en el menu Wing, "Define a Plane" (Ctrl + F3)
8. Defina el objeto y cierre la dialog box
9. Opcional, pero recomendado: Defina las propiedades de inercia del planeador o del ala.
  - Seleccione Current Plane (o wing), Defina Inercia.
  - Ingrese las propiedades de inercia para el planeador o el ala.
  - Asegures que la posición del CoG está donde debe ser. Puede ser necesario acomodar un poco la posición de los puntos de masa para obtener la posición deseada.
  - Cierre la dialog box
  -
10. Click "Define Análisis/Polar" en el menu Wing Polar (F6)
11. Activar Type 2 en la check box

12. Defina las masas del planeador y la posición del centro de gravedad (the moment ref. locati3n) o seleccione la opci3n para usar plane`s inertia.
13. A no ser que el ala tenga una baja AR, alto sweep, o alto diedro, seleccione la “LLT” checkbox y cierre la dialog box.
14. Ponga los settings de LLt en los valores por defecto en el menu “Operating Point”, esto es, “Relax Factor = 20” y “N3 of Station Along the Span =20”
15. Seleccione un 3ngulo de ataque en la barra de herramientas de la derecha tal que de una sustentaci3n positiva igual al peso a valores razonables de Velocidad y Re, por ejemplo,  $\alpha = 3^0$
16. Click el bot3n “Analyze” en barra de herramientas de la derecha.
17. Cambie los settings de la convergencia en LLt si esta no se consigue, o contin3e el an3lisis LLT despu3s de revisar el checkbox “Init LLT”.
18. Click el comando “3D View” en el menu View
19. Use el mouse para obtener zoom y rotar el modelo
20. Use la “Sequence” para calcular la polar completa del ala.
21. Click en el comando “Polars” en el menu View para visualizar los gr3ficos de las polares.

## 5.27 No convergencias

	Causa	Solucion
Todos los metodos	Los perfiles cuyas mallas polares Tipo 1 no cubren la envolvente de vuelo definida (caso mas común de no convergencia)	Extender la cobertura de la malla polar Tipo 1
	En análisis Tipo 2, la pendiente de la sustentación es negativa	Calcular solamente para valores altos de ángulo de ataque
	En análisis Tipo 2, la velocidad es demasiado alta o baja, llevando los OpPoints fuera de la envolvente de vuelo definida	Extender la cobertura de la malla polar Tipo 1. La velocidad tiende a infinito a altos ángulos de ataque y, simétricamente, tiende a 0 a bajos ángulos de ataque.
	La cuerda de la punta de ala es demasiado pequeña y como consecuencia el número de Reynolds es muy bajo	Una de dos: 1. Revise los "Store OpPoints que estén fuera de la malla Polar" en la checkbox. 2. Omita el final del ala en la definición de su forma
LLT	El factor de relajación es muy pequeño	Aumente el factor en el "LLT Settings" dialog box.
	El número de puntos sobre la planta del ala es muy alto	Disminuya el número de puntos en "LLT Settings.." dialog box.
VLM	La matriz es singular porque existe una disposición conflictiva de los paneles VLM	Genere nuevamente en forma manual una malla VLM
Panel	El resultado es inconsistente porque la estela dejada por el ala y el elevador están en el mismo plano	Mueva el ala o el elevador a lo largo del eje Z de modo que queden en planos diferentes.

El archivo log file indicará cuales puntos de la envolvente de vuelo no pueden ser calculados. Esto puede ser accesado con el comando "Opera Point/View Log File".

El archivo "log file" es un archivo de texto plano. Si el documento no se muestra cuando es llamado desde el menu, podría ser necesario asociar la extensión ".log" en el notepad de Window.

## 6 Análisis de Control y Estabilidad

Lo que persigue el análisis de control y estabilidad es evaluar la respuesta en el tiempo de un planeador a una perturbación a su condición de vuelo en estado estable. La perturbación se puede originar en el ambiente, por ejemplo una ráfaga o el viento, o la actuación de un control.

La representación matemática de la respuesta es una materia compleja, lo que requiere algunos supuestos simplificadores. Esencialmente, solamente se consideran pequeñas perturbaciones alrededor de la condición de vuelo en estado estable. Los aspectos teóricos de la dinámica de vuelo el análisis de estabilidad pueden encontrarse en la referencia [1]. El propósito de este documento es:

- Entregar una breve y muy simplificada descripción de la dinámica de vuelo para los usuarios no familiarizados con esta teoría.
- Explicar las opciones de XFLR5
- Describir el procedimiento de análisis.

Nota: no es necesario que los conceptos matemáticos y las formulas de la física de la dinámica de vuelo presentadas de ahora en adelante, sean comprendidos. Ellas son entregadas como información de respaldo para aquellos interesados en profundizar los conceptos.

### 6.1 Método

### 6.2 Teoría

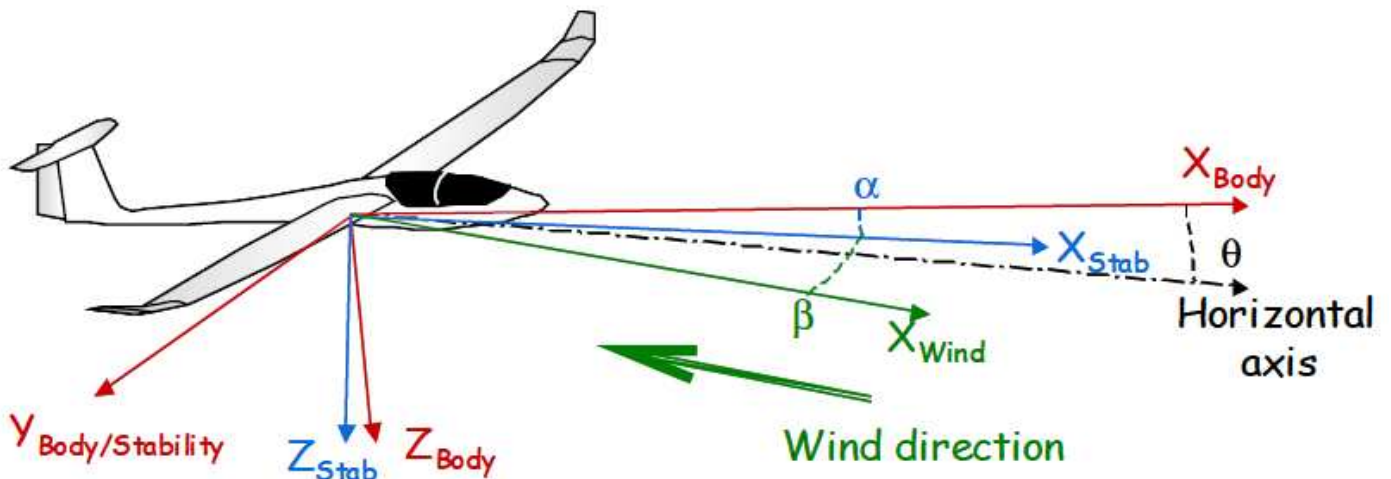
XFLR5 sigue el método propuesto por Etkin en la referencia [1].

Con este tipo de análisis, las dinámicas longitudinal y lateral son independientes y son evaluados separadamente.

### 6.3 Marcos de referencia

Tres marcos de referencia diferentes se toman en consideración en el análisis de estabilidad: Los ejes geométricos, ejes del fuselaje y ejes de estabilidad. Estos han sido definidos en forma genérica y se refieren a cualquier marco respecto del cual se fija un fuselaje y por lo tanto no es un marco inercial de referencia. Una usual, pero no universal convención es la siguiente:





**Figure 43** – El Fuselaje y sus ejes de estabilidad

#### Ejes del Fuselaje:

El término ejes del fuselaje es genérico y se refiere a cualquier marco referencial con respecto del cual se fije al fuselaje., y es, por lo tanto, un marco de referencia no inercial. Una convención usual, pero no universal es la siguiente:

- El eje  $X'$  está alineado con la nariz del fuselaje
- El eje  $Z'$  está en el plano de simetría, verticalmente.
- El eje  $Y'$  es perpendicular al plano  $X-Z$  con puntos a izquierda y derecha

#### Ejes Geométricos:

Este es el marco de referencia en el cual la geometría es definida.

- El eje  $X$  está alineado hacia atrás
- El eje  $Z$  está en el plano de simetría, y con puntos hacia arriba
- El eje  $Y$  es perpendicular al plano al plano  $XZ$  y con puntos a izquierda y derecha

Los ejes geométricos son un caso especial de los ejes del fuselaje

### Ejes de estabilidad:

Este es el marco en el cual el movimiento en estado estable es más conveniente describir:

- El eje X es la proyección del vector velocidad del fuselaje sobre el plano XZ, este eje , por lo tanto, tiene puntos hacia adelante
- El Z tiene puntos hacia abajo
- El eje Y tiene puntos hacia izquierda y derecha.

El punto de origen del marco es el centro de gravedad del planeador CoG.

Los ejes de estabilidad son un caso especial de los ejes del fuselaje

### Notas:

- En vuelo horizontal, el eje  $X_{\text{estabilidad}}$  es horizontal.
- Como el sideslip en XFLR5 es simulado como una rotación de la estructura alrededor del eje inercial  $Z_E$  , los ejes de viento son los mismos que los ejes de estabilidad aun si el sideslip no es cero.
- En condiciones de equilibrio, los ejes de estabilidad están fijos al fuselaje, y por lo tanto no son un marco inercial

XFLR5 sigue la recomendación de [1] y realiza todos los cálculos en los ejes de estabilidad.

## 6.4 Coordenadas, posición y vector de rotación

La posición del fuselaje en los ejes de estabilidad, es definida en un marco de referencia más o menos inercial por la posición del origen  $O(x, y, z)$ , y por la rotación definida por los ángulos de Euler  $(\varphi, \theta, \psi)$ .

Sea  $V (U, V, W)$  el vector velocidad del fuselaje, y sea  $\omega (P, Q, R)$  el vector de rotación del fuselaje, ambos definidos con respecto a los ejes de estabilidad.

Adicionalmente, se asume que el planeador está en vuelo en equilibrio y por lo tanto:

- Vuela recto nivelado sin sideslip
- Los giros en círculos son inclinados
- Los looping son a velocidad constante (difícil de imaginar, pero no importa)

El estado del planeador es definido por un set de variables  $(X, Y, Z, U, V, W; P, Q, R)$

Como nosotros solo vamos a considerar pequeñas variaciones alrededor de la condición de estado estable, cada variable puede ser definida por un valor promedio y la perturbación es alrededor de dicho valor. Por ejemplo:

$$U = U_0 + u$$

El subíndice 0 se refiere a la condición de vuelo en estado estable.  $U_0$ , por ejemplo es la velocidad en vuelo recto y nivelado a lo largo del eje X.

El propósito de este análisis de estabilidad es calcular la respuesta en el tiempo de las variables de vuelo en respuesta a una pequeña perturbación.

### 6.5 Condiciones de vuelo

Las derivadas de estabilidad son calculadas en relación a las condiciones de equilibrio. Estas condiciones son consideradas en vuelo recto y nivelado o en un viraje horizontal inclinado. Usando la terminología AVL tenemos:

$\alpha$  = ángulo de ataque

$\beta$  = Angulo de sideslip o ángulo de deslizamiento

$C_L$  = Coeficiente de sustentación, calculado para la geometría de  $\alpha$  y  $\beta$

$\varphi$  = Angulo de inclinación arbitrario, positivo a la derecha

$m$  = masa

$g$  = aceleración de gravedad

$\rho$  = densidad del aire

$S$  = área de referencia

Las condiciones son:

$$U_0 = \sqrt{\left(\frac{2mg}{\rho S C_L \cos \varphi}\right)}$$

velocidad del aire

$$R_0 = \frac{V_0^2}{g \tan \varphi}$$

radio de giro, positivo por viraje a la derecha

$$W_0 = \frac{V_0}{R}$$

razón de giro, positivo por viraje a la derecha

$$p_0 = 0$$

razón de roll, cero para giro estable

$$q_0 = W_0 \text{ seno } \varphi$$

razón de cabeceo, positivo para nariz arriba

$$r_0 = W_0 \cos \varphi$$

razón de guiñada, positivo para viraje la derecha

El análisis Tipo 2 en XFLR5 solamente considera la condición  $\varphi = 0$ . Esta condición es relajada para análisis de estabilidad.

## 6.6 Descripción de estado

El estado de un planeador en un determinado instante es definido por un conjunto de 8 variables. Cuatro variables describen el estado longitudinal, estas son:

**u** es la variación de la velocidad a lo largo del eje X:  $\mathbf{U} = \mathbf{U}_0 + \mathbf{u}$

**w** es la variación de la velocidad a lo largo del eje Z

**q** es la razón de pitch, la rotación alrededor del eje Y

**$\theta$**  ángulo de cabeceo, en ángulo entre el eje de estabilidad X y la línea horizontal de la línea de vuelo, este ángulo es positivo para nariz arriba.

Cuatro variables describen la dinámica lateral:

**v** es la variación de la velocidad a lo largo del eje W

**p** es la razón de roll, el vector de rotación alrededor del eje X

**r** es la razón de guiñada, el vector de rotación alrededor del eje Z

**$\phi$**  es el ángulo de inclinación, el ángulo entre el eje de estabilidad y la línea de vuelo horizontal. El ángulo es positivo cuando el ala derecha baja.

La posición definida por  $(x, y, z)$  no se toma en cuenta cuando se estudia la dinámica de vuelo, porque no se espera que el comportamiento cambie con la posición absoluta. La variación de la gravedad y de la densidad con la altura es despreciable para un aeromodelo y no son tomadas en cuenta.

## 6.7 Procedimiento de análisis

El análisis de estabilidad sigue los siguientes pasos:

1. Definir la geometría
2. Definir las masas, centros de gravedad (CoG) e inercias de cada componente del planeador.  
Dos subopciones:
  - a. Ingresar la masa de un ala o fuselaje, y dejar que XFLR5 estime la inercia y CoG
  - b. Ingresar los valores a mano
3. Definir un Analysis/Polar (Shift+F6)  
Si no hay controles activos definidos, el análisis podría correr para la geometría base

Si hay controles definidos, entonces los datos de la estabilidad pueden ser calculados para un rango de control que es como un parámetro, y entonces la curva polar se puede generar.

4. Correr el análisis de estabilidad para algún parámetro de control. Entonces el programa podría:
  - a. Buscar un ángulo de ataque para  $C_m = 0$ , y reportar un warning si hay alguna condición insatisfactoria.
  - b. Calcular la velocidad de ajuste para obtener el vuelo en estado estable
  - c. Evaluar las derivadas de estabilidad
  - d. Construir la matriz de estado
  - e. Extraer los eigenvalores, y reporta un warning si son insatisfactorios
  - f. Almacenar los datos en OpPoint (opcional) y en el objet polar.
5. Visualizar los resultados

## 6.8 Datos de entrada

### 6.8.1 Descripción

Como datos de entradas, el análisis requiere:

- la geometría del planeador
- las masas del planeador, CoG y tensor de inercia, definido en los ejes geométricos del cuerpo del planeador
- los parámetros definidos por el análisis de estabilidad
- la posición de los controles: incidencia de ala y estabilizador, posición de Flaps, etc.
- el tipo de condición de vuelo a ser considerada: recto y nivelado o viraje inclinado

### 6.8.2 Estimación de la inercia

Una forma de cálculo está disponible para evaluar aproximadamente la posición del CoG y el tensor de inercia asociado con la geometría. La evaluación no debe ser entendida como una aproximación que este fuera del orden de magnitud.

La inercia de un planeador suma la inercia de cada objeto y los puntos de masa adicionales..

#### 6.8.2.1 La inercia de los objetos

La inercia de cada objeto, ala o fuselaje, es evaluada en el **dialog form** para este objeto. Esto incluye el volumen de inercia de las masas de la estructura y la inercia de los puntos de masa.

El volumen de inercia es evaluado basado en los datos de masa ingresados, y en los datos geométricos que definen el objeto. La evaluación se hace en un sistema de coordenadas geométrico, con origen en el CoG de cada objeto.

La evaluación se basa en los siguientes supuestos:

- Para el fuselaje, la masa se distribuye uniformemente en la superficie externa y esta superficie es asumida como de espesor uniforme. El fuselaje es dividido en  $N_0$  secciones elementales a lo largo del eje X. Este peso se concentra en el centro del corte transversal del fuselaje, como se muestra en la Figura 9.
- Para el ala, la masa se asume uniformemente distribuida en el volumen del ala a lo largo de la envergadura. En XFLR5 v5, esto ha sido modelado con los puntos de masa concentrados al 25% de la cuerda, distribuida en secciones a lo largo de la envergadura.  
En XFLR v6, esto ha sido modelado con puntos de masa distribuidos a lo largo de la cuerda y la envergadura, como se ilustra en la Figura 45. La distribución de masa es independiente de la malla usada para cálculos aerodinámicos.

#### 6.8.2.2 Puntos de masa

Partes como servos, baterías, plomos de nariz o receptores deben ser modelados separadamente como puntos de masa, y no deben ser incluidos en la evaluación del volumen de inercia.

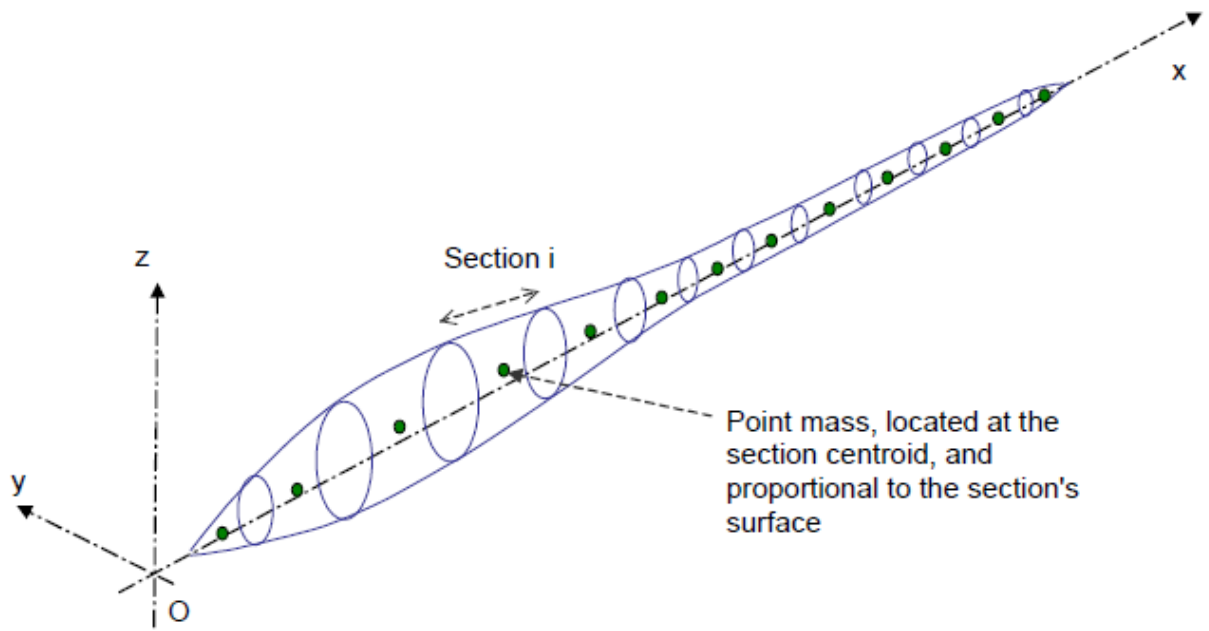
#### 6.8.2.3 Inercia Total

La inercia total de un planeador es la suma de las inercias de los objetos con que está hecho el modelo y los puntos de masa. Esto se expresa en relación al marco de referencia definido por el CoG del modelo y los ejes geométricos

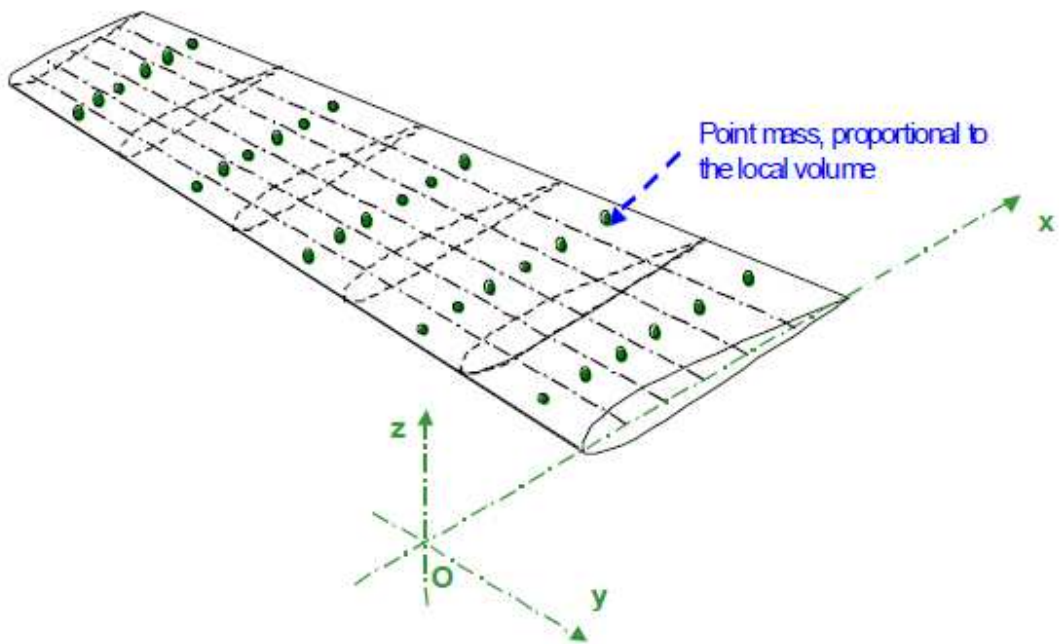
El transporte del tensor de inercia desde el CoG del objeto al CoG del planeador se logra mediante la aplicación del teorema de Huyghens/Steiner

#### 6.8.2.4 Notas

- La masa definida para alas y fuselajes no es la usada para cálculos Tipo 2. La masa para Tipo 2 es definida por el seteo en Analysis/Polar.
- La distribución de los puntos de masa puede ser ajustada de modo de obtener la posición deseada del CoG. De otra manera, debido a la aproximación hecha en el cálculo automático del volumen de inercia, si se hace una transposición rigurosa de la posición "real" de los puntos de masa, puede resultar una posición incorrecta para el CoG de los modelos.



**Figure 44 – Mass representation for the body**



**Figure 45 – Representación de masas para el ala**

### 6.8.3 Parámetros polares de la estabilidad

Las “polares de estabilidad” reemplazan las anteriores “control polars”. La principal diferencia es que la posición del CoG no es más una variable, pero en cambio es determinada por la distribución de masas en el planeador

El objeto Polar de Estabilidad tiene como entradas

- la densidad del fluido y su viscosidad dinámica
- el tipo de perímetro o largo de referencia del área para el cálculo de los parámetros aerodinámicos.
- la selección de un análisis viscoso o Inviscid
- las variables de control a incluir en el análisis

### 6.8.4 Variables de control

Los puntos de una polar pueden ser calculados para diferentes estados de las variables de control. Estas variables son:

- El tildeo del ala alrededor del eje Y
- El tildeo del estabilizador alrededor del eje Y
- la rotación de los Flaps del ala principal alrededor del eje de sus bisagras
- la rotación del elevador alrededor del eje de sus bisagras
- la rotación del timón alrededor del eje de sus bisagras

Notas:

- La dirección positiva de la rotación es positiva por la regla de la mano derecha, esto es:
  - para el ala y el estabilizador, una rotación positiva moverá el borde de ataque hacia arriba y el borde de fuga hacia abajo-
  - para flap del ala o elevadores, un control positivo mueve el borde de fuga abajo
  - para el timón, un valor positivo de control mueve el borde de fuga a los dos lados
- Para representar rotación de alerones en direcciones opuestas, los valores máximos y mínimos de los valores de control para cada ala deben ser opuestos.
- El valor inicial del ángulo de control no es tomado en cuenta en el análisis. Por ejemplo, si el flap ha sido definido con archivos que tengan Flaps con ángulo distinto de cero, el ángulo inicial podría ser cancelado antes de setear la posición de control.



Similarmente, los ángulos de Tilt definidos para el ala o el flap en la definición del planeador son cancelados antes de la aplicación de la variable de control.

- Para una polar de control, todos los parámetros varían simultáneamente en concordancia con el valor del parámetro de control "C" :

Variable de control = (1 - c) x Posición Mínimo del Control + c x Posición Máxima del Control

- La rotación de controles no se representa en vista 3D.

## 6.9 Salidas

En las salidas, el programa entrega resultados para dinámica longitudinal y lateral:

- La estabilidad dimensional las derivadas de control
- Las derivadas de control no dimensionales
- La respuesta en el tiempo para un entrada escalón
- Los eigenvalores y eigenvectores para los modos lateral y longitudinal

### 6.9.1 Derivadas de estabilidad

Las derivadas de estabilidad describen el cambio de una fuerza o momento es respuesta a una variación de una variable de vuelo. Por ejemplo, la variación de la fuerza axial resultante de un cambio en la velocidad axial es:

$$\frac{\partial F_X}{\partial u} = \frac{1}{2} \rho \frac{\partial u_0^2}{\partial u} S C_x + \frac{1}{2} \rho u_0^2 S \frac{\partial C_x}{\partial u} = \rho u_0 S C_x + \frac{1}{2} \rho u_0^2 S \frac{\partial C_x}{\partial u}$$

Una usual convención es usar una notación simplificada:

$$\frac{\partial F_X}{\partial u} = X_u$$

$$\frac{\partial C_x}{\partial u} = C_{x_u}$$

Ambas derivadas pueden ser calculadas en estado estable.

$X_u$  es la derivada de estabilidad dimensional, y  $C_{x_u}$  es la derivada de estabilidad no dimensional.

XFLR5 calcula las derivadas dimensionales las cuales son relevantes para modelos de planeadores a escala.

- En la dirección longitudinal: ( $X_u, X_w, Z_u, Z_w, Z_q, M_u, M_w, M_q$ )
- En la dirección lateral: ( $Y_v, Y_p, Y_r, L_v, L_p, L_r, N_v, N_p, N_r$ )

Las derivadas no dimensionales están usualmente en los ejes de estabilidad, y las derivadas w.r.t a  $v$  y  $w$  son proporcionadas en cambio por w. r. t  $\alpha$  y  $\beta$ . Ellas son:

- En la dirección longitudinal:  $CL_a, CL_q, C_{m_a}, C_{m_q}$ ,
- En la dirección Lateral:  $CY_b, CY_p, CY_r, Cl_b, Cl_p, Cl_r, Cn_b, Cn_p, Cn_r$ ,

La definición de las derivadas no dimensionales es:

$$CL_a = \frac{Z_w U_0}{q S}$$

$$CL_b = \frac{L_v U_0}{q S b}$$

$$CL_q = \frac{Z_q 2 U_0}{q S mac}$$

$$Cl_p = \frac{L_p (2 U_0 / b)}{q S b}$$

$$C_{m_a} = \frac{M_w U_0}{q S mac}$$

$$Cl_r = \frac{L_r (2 U_0 / b)}{q S b}$$

$$C_{m_q} = \frac{M_q (2 U_0 / mac)}{q S mac}$$

$$Cn_b = \frac{N_b U_0}{q S b}$$

$$CY_b = \frac{Y_b U_0}{q S}$$

$$Cn_p = \frac{N_p (2 U_0 / b)}{q S b}$$

$$CY_p = \frac{Y_p 2 U_0}{q S b}$$

$$Cn_r = \frac{N_r (2 U_0 / b)}{q S b}$$

$$CY_r = \frac{Y_r 2 U_0}{q S b}$$

Donde:

Q es la presión dinámica

S es el área de referencia

b es la envergadura de referencia

mac es la cuerda media aerodinámica

La evaluación de las derivadas es un paso intermedio en el cálculo de la respuesta dinámica. El valor de las derivadas es almacenado en el objeto OpPoint, y puede ser exportado a un archivo de texto para ser usado en otros programas de simulación de vuelo.

## 6.9.2 Modos

### Modos naturales

Desde el punto de vista matemático, la matriz de estado puede ser diagonalizada por eigenvalores y eigenvectores. Un eigenvalor es de la forma:

$$\lambda = \sigma + i\omega$$

donde

$\sigma$  es la constante de amortiguación en 1/s

$\omega$  es la frecuencia natural circular en rad/s

Cualquier eigenvalor con una parte imaginaria  $\omega$  distinta de 0, tiene un eigenvalor simétrico dado por su conjugado. Esto implica que la respuesta en el tiempo es una variable de la forma:

$$x(t) = R e^{\sigma t} \cos(\omega t - \varphi)$$

donde  $R$  es un valor constante determinado por las condiciones iniciales.

Este modo puede ser dinámicamente estable si el amortiguamiento es negativo, de otra manera es inestable. Dinámicamente estable significa que ante una perturbación, el planeador retorna progresivamente a su condición de vuelo estable.

Otras definiciones para modos de oscilación:

$\omega_1 = \sqrt{\lambda\lambda^-} = \sqrt{(\sigma^2 + \omega^2)}$  es la frecuencia natural circular no amortiguada.

Para modos amortiguados, lo que implica  $\sigma < 0$ :

$\zeta = \frac{-\sigma}{\omega_1}$  es la razón de amortiguamiento, sin unidades

- $\zeta > 1$  si el modo es sobreamortiguado
- $\zeta = 1$  si el modo es críticamente amortiguado
- $\zeta < 1$  si el modo es sub amortiguado, estos es, oscilatorio

si el amortiguamiento es débil, esto es  $\zeta^2 \ll 1$ , entonces  $\omega_1 = \omega$

La frecuencia de vibración del modo (en Hz) es determinada por:

$$F = \omega / 2\pi$$

El periodo (segundos) es

$$T = 1/F = 2\pi / \omega$$

Desde el punto de vista físico, los eigenvalores y eigenvectores representan los modos naturales en los cuales el modelo tiende a oscilar. Para un problema estándar y bien definido el modelo puede ser:

En el caso longitudinal

- Dos fugoides simétricos
- Dos periodos cortos simétricos

En el caso lateral

- Un roll amortiguado
- Un espiral
- Dos dutch rolls simétricos

### Lugar de las raíces

La posición de los eigenvalores puede ser representada en el plano complejo, lo cual es un modo conveniente de visualizar la estabilidad y la frecuencia:

- Raíces (=eigenvalores) que están en el lado izquierdo del diagrama con valores negativos de  $X$  corresponden a modos estables, las raíces que están en el lado derecho con valores de  $X$  positivos, corresponden a modos inestables. Mientras más hacia la izquierda esté la raíz, más estable es el modo
- Raíces con parte imaginaria distinta de 0, corresponden a modos oscilatorios, cuando la parte imaginaria es cero, estamos en un modo no oscilante. Mientras más grande es el valor de  $X$ , más alta es la frecuencia de oscilación del modo.

### Forma de los modos

Los eigenvalores definen la frecuencia y el amortiguamiento de los modos, los eigenvectores definen su forma.

No es un trabajo para nada intuitivo entender la forma de un modo a partir de sus componentes eigenvectores. Una forma más conveniente es animar el modo en una vista 3D. Como la frecuencia y el amortiguamiento pueden ser muy diferentes de un modo a otro, el tiempo de sampling y la amplitud requieren ser ajustados para cada modo.

La amplitud de modo  $R$  es arbitraria y no tiene importancia física. Puede ser ajustada a cualquier escala para propósitos de presentación. En vuelo, rara vez es excitado solo un modo. Una perturbación externa, tiene a generar respuestas en los modos longitudinal y lateral. Esto puede ser modelado en los gráficos de respuesta en el tiempo.

#### 6.9.3 Respuesta en el tiempo

La respuesta en el tiempo es evaluada en base a las ecuaciones de la dinámica de vuelo. Por ejemplo, en el caso longitudinal, se expresa como sigue:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = [A_{long}] \cdot \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + [B_{long}] \cdot [F(t)]$$

Donde:

- $[A_{long}]$  es la matriz de estado longitudinal de 4x4
- $[B_{long}]$  es la matriz de influencia de 4xn, n es el número de variables de control
- $[F(t)]$  es una matriz de nx1, dada la entrada forzada de cada variable de control

Similarmente, para los modos laterales:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = [A_{lat}] \cdot \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + [B_{lat}] \cdot [F(t)]$$

La variación en el tiempo de las variables de estado (u, w, q, r,  $\phi$ ) puede ser calculada como:

- Una consecuencia de las condiciones iniciales perturbadas: esto es “la respuesta de la condición inicial”
- O como una consecuencia de las actuación del control en el tiempo: esta es la “respuesta forzada”

### 6.9.3.1 Respuesta de la condición inicial

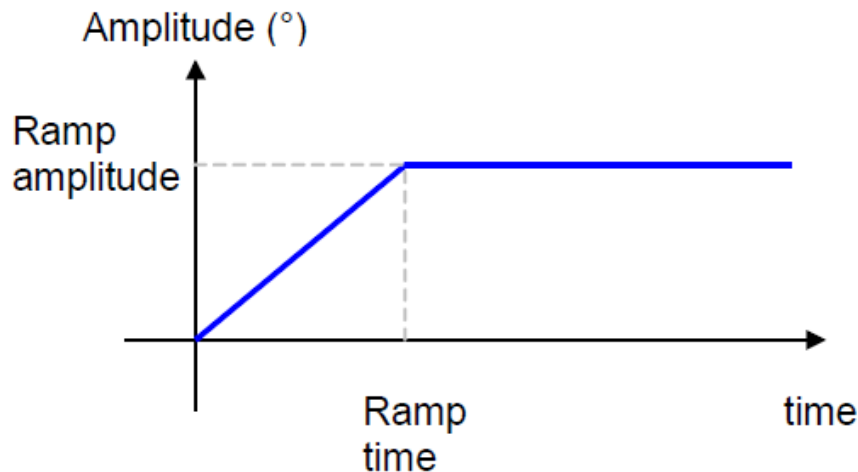
La entrada requerida es un cambio escalón por parte de las condiciones de vuelo estable. Para el caso longitudinal, esta entrada puede ser una combinación de los valores de u, w, y q. En el caso lateral, esta entrada es una combinación de v, p, y r.

### 6.9.3.2 Respuesta forzada de lazo abierto

Este tipo de análisis investiga la respuesta del planeador a un cambio en los parámetros de control. De este tipo de parámetros son una modificación del empuje o tracción, o la

actuación de las superficies de control como el timón, el elevador o los alerones. La modificación de potencia no se considera en XFLR5.

La entrada requerida es un parámetro de control con su correspondiente variación en el tiempo. XFLR5 ofrece solamente la posibilidad de simular una rampa lineal para un control actuando en un tiempo finito.



Aunque todas las variables de control son seteadas simultáneamente para determinar la geometría de estado estable y las condiciones de centrado, la variación de cada una de ellas puede ser seteada independientemente en la evaluación de la respuesta forzada. No obstante, el tiempo de duración de la rampa es el mismo para todas las variables de control.

Nota importante: el análisis de la respuesta a una entrada escalón en el eje longitudinal puede tener importancia desde el punto de vista de cómo el planeador retorna a su estado estable considerando sus condiciones iniciales. Por el contrario, la actuación de control lateral puede hacer tender a una situación de divergencia con respecto al estado estable, producir acoplamiento entre los modos longitudinal y lateral, siendo el análisis no representativo. Por ejemplo, los alerones generan un ángulo de ladeo, modifica la sustentación vertical y pueden hacer tender hacia una divergencia con respecto a las condiciones estado estable. Lo mismo para la actuación del timón, el cual además de guiñada, produce ángulo de ladeo a través de un efecto de diedro.

### 6.9.3.3 Comparación con resultados experimentales

La frecuencia de un Dutch roll lento y la de un fugoides han sido calculados para un planeador del tipo F3J y comparado con resultados experimentales. Los detalles del experimento se dan la referencia "Flight modes calibración" de A. Deperrois.

### Datos del Planeador

Nombre:	PAMEPUMA, diseñado y construido por Marc Pujol
Envergadura:	3.150 m
Área del ala:	0.605 m <sup>2</sup>
Cuerda media aerodinámica:	202 mm
Masa:	2.1 Kg

### Resultados

	Medido	AVL	XFLR5
Velocidad de centrado(m/s)	13	13.1	13.9
Perido del fugoide (s)	11	10	10.9
Perdido del Dutch Roll (s)	1.1	1.34	1.25

Todos los resultados son cerrados y consistentes, y las diferencias están dentro del margen de error de ambos métodos de cálculo.

#### 6.10 Ejemplo de análisis de estabilidad

Haga los pasos 1 al 8 tal como se describe en el análisis de ala en § 5.26.

9. Opcional, pero recomendado: Defina las propiedades de inercia del ala o modelo bajo análisis.

- Seleccione el planeador o ala. Defina la inercia
- Ingrese las propiedades de inercia del modelo o del ala
- Asegúrese de que la posición del CoG está donde debe ser. Par ello puede ser necesario acomodar un poco la posición de los puntos de masa para obtener la posición deseada del CoG.
- Cierre el dialogo.

10. Opcional: Click en "Define Analysis/Polar" en el menu Wing Polar.

- seleccione una polar Tipo 1 o Tipo 2



- seleccione "Use plane inertia", si está previamente definido
- corra un análisis secuencial desde al ángulo de ataque menor al mayor.
- muestre el gráfico  $IC_m = f(\alpha)$ , asegúrese de que la pendiente es negativa y a que ángulo de ataque  $IC_m = 0$

11. Click en "Define Stability Análisis" en el menu Wing Polar, o tipee (*Shift+F6*)
  12. Decida si va a usar la inercia previamente definida del objeto o si ingresará manualmente las masas, la posición del CoG y las propiedades de inercia
  13. Opcional: active un control y defina el rango de variación
  14. Cierre el dialog box (*↔ and ↔*). El nombre de la polar debiera aparecer arriba en el medio de la combobox.
  15. Selecciones la posición del control en la barra de herramientas de la derecha. Parta con 0. Deseleccione la secuencia.
  16. Revise la checkbox "Store Point"
  17. Click el botón "Analyze" en la barra de herramientas de la derecha.
  18. Si el análisis es exitoso, un OpPoint es sumado automáticamente en la combobox arriba a la derecha. Si no, revise el log file apara analizar el mensaje de error.
  19. En la vista de la polar, revise la checkbox "Show Point" de la polar. En el gráfico de  $IC_m = f(\alpha)$ , el punto debiera estar localizado precisamente en la condición de centrado. Esto es, el ángulo de ataque para el cual  $IC_m = 0$ .
  20. Seleccione la vista del análisis de estabilidad (*Shift+F8*)
  21. Seleccione la vista del lugar de las raíces o la vista de la respuesta en el tiempo en vista 3D.
- Continúe con definir el análisis de estabilidad con controles activados, y vea las propiedades de estabilidad como una función de la posición del control

## 6.11 No convergencias

La primera acción a tomar en caso de un análisis insatisfactorio es leer el archivo log.

Error	Causa	Corrección
Los Operating Point no han sido creados, no se han agregado puntos a la polar de estabilidad	El programa no ha encontrado el punto de balance para el pitch o cabeceo	Revise que la curva $IC_m = f(\alpha)$ no tenga una pendiente negativa, si no es así, mueva el CoG hacia adelante. Para el ángulo de ataque para el cual $I_{cm} = 0$ , revise que CL sea positivo, condición necesaria para que el modelo vuele.
	Se ha encontrado un punto de balance, pero la sustentación a ese ángulo de ataque es negativa. El planeador no puede volar	Para el ángulo de ataque al cual $I_{cm} = 0$ , revise que CL sea positivo. Si no, aumente la incidencia del ala (tilt) o disminuya la incidencia del elevador. (Aumento del decalage)
	Se ha encontrado un punto de balance, pero los eigenvalores no pueden ser extraídos	Las propiedades de inercia pueden no ser físicamente realistas. Revise los valores de masa y su posición. Vea la vista en 3D para estar seguro.
	Se ha encontrado un punto de balance, los eigenvalores han sido encontrados, pero la forma del modelo no es la clásica esperada.	El problema no es físicamente consistente. Revise toda la geometría y los valores de las masas

## 7 Especificaciones del Programa

### 7.1 Xfoil, AVL y XFLR5

XFLR5 ha sido desarrollado basado en Xfoil V6.96. Posteriores modificaciones a Xfoil no han sido incluidas en XFLR5.

Como los algoritmos han sido reescritos e integrados a XFLR5, Xfoil no requiere estar presente en su computador cuando está corriendo XFLR5. No se requieren links especiales.

XFLR5 no usa nada del código fuente de AVL. Los algoritmos de VLM han sido desarrollados e implementados independientemente.

Para archivos AVL generados por XFLR5, los nombres de archivos requieren ser revisados, y también que estén presentes en el directorio junto con los otros archivos AVL

### 7.2 Archivos y registros

Al correr XFLR5 se generan dos archivos en el directorio del usuario para archivos temporales.

- "XFLR5.set" el cual guarda los settings del usuario. Borrar este archivo lleva los settings por defecto.
- "XFLR5.log" el cual guarda los resultados de los análisis de perfiles y alas.

La localización de estos archivos es definida por las variables ambientales del usuario.

XFLR5 no escribe nada en el registro, pero el programa de instalación crea atajos para los archivos ".ple" y ".wpa". El usuario puede elegir asociar los archivos ".dat" a XFLR5, pero como esta extensión es usada por Windows para varios propósitos es preferible no usarla.

Los atajos en registro pueden ser removidos en el proceso de instalación.

### 7.3 Atajos o Shortcuts

En un intento de mejorar la amigabilidad de la interface, algunos atajos han sido provistos para los comandos más importantes, y que son mencionados en los menús.

Tipiando un primer CR (↵) en una caja de dialogo se selecciona OK o el botón de default, tipiando un segundo CR el botón se activa.

Tipiando un primer CR (↵) en el Window principal se selecciona el botón "Analyze", tipiando una segunda vez, el botón se activa.

## 7.4 Entradas desde el Mouse

Todos los gráficos, perfiles, y alas pueden ser movidas en la pantalla y también agrandadas y achicadas (dragged y zoomed) con el mouse. Usando **Ctrl+Boton Izquierdo en vista 3D** se obtiene la rotación del modelo.

Esta opción, no obstante, podría no funcionar correctamente (o no del todo) si el seteo de los botones del mouse no están en "Default" en la interface del mouse en Window.

Apretando las teclas "X" o "Y" mientras se agranda un gráfico, se expanden solamente los ejes.

## 7.5 Memoria

Una de las características del análisis de perfiles y alas es el uso de una cantidad significativa de la memoria del computador.

Los Operating Points específicamente almacenan una gran cantidad de datos y un proyecto puede ser voluminoso y lento de grabar y cargar desde el disco. No obstante, es innecesario quedarse con ellos, porque los datos importantes están almacenados en las polares que no requieren muchos recursos de memoria.

## 7.6 Opciones de exportación

### Impresión

- Aunque XFLR5, así es, ofrece algunas opciones de impresión, la implementación de capacidades más avanzadas requiere trabajo significativo, por lo que no se esperan pronto desarrollos.

### Imágenes en pantalla

- Una opción ha sido agregada en la V4.13, para exportar aéreas de la pantalla a archivos de imagen.

### Datos de Gráficos

- Una opción ha sido agregada en la V4.13 para exportar datos a archivos de texto.

### Exportación de Datos

- Todos los resultados, Operating points y polares, pueden ser exportados a archivos de texto para procesarlos en una planilla de cálculo.
- Desde la versión v4.12, está disponible una opción para exportar datos en el formato "valores separados por la coma" en formato ".csv". Este formato de texto, está pensado para ser leído sin conversiones desde una planilla de cálculo. No obstante, puede ocurrir que haya que redefinir la interpretación de la coma como separador por defecto según el país o idioma en el cual opera su planilla de cálculo.

## 7.7 Errores

Una vez más debemos decir que XFLR5 no es programa profesional, y a pesar de los mejores esfuerzos del autor y de la ayuda de aquellos probando el programa nos han hecho llegar su feedback, lo más probable es que todavía este programa no esté libre de fallas.

Principales Correcciones de Errores:

1. En el método de Panel 3D implementado en XFLR5 v4, la formulación de la condición de contorno de Neumann fue incorrecta, lo que llevó a resultados inconsistentes. Por esta razón, el método por defecto es usar Dirichlet.  
El error ha sido corregido en XFLR5 v6.02
2. Un error fue reportado recién aparecida la versión v3.00 en Septiembre 7 de 2006. La principal consecuencia fue considerar dos veces la sustentación del elevador en el cálculo de un planeador con el método VLM quad. Este error fue corregido en la versión v3.01 en Septiembre 24 en 2006.
3. Sobre la versión v3.14, la contribución del elevador y del timón al pitching moment y al momento de guiñada fue calculada con respecto al punto  $X=0$ , debiendo ser  $X = X_{CmRef}$ . Corregido en v3.15 en Enero 21 de 2007.

El autor agradece cualquier reporte de inconsistencias o errores, del cual se ocupará a la brevedad para resolverlo de la mejor manera. Para facilitar la corrección, el reporte idealmente debe incluir:

- El Sistema Operativo (Windows XP Pro, Vista, etc.)
- El archivo del proyecto (“xxx.wpa”)
- La secuencia de comandos que lleva al error

## 7.8 Desarrollos de Código Fuente Abierto

En Marzo 31 del 2007, XFLR5 hizo un proyecto de Desarrollo de Código Fuente Abierto auspiciado por SourceForge.net.

SourceForge provee un considerable conjunto de herramientas y métodos para el desarrollo de proyectos y la documentación está disponible en línea. Posibles contribuciones dirigidas a ayudar a organizar el proyecto, corregir errores, o agregar nuevas prestaciones son bienvenidas.

## 8 Agradecimientos

Muchas gracias a Matthieu por su ayuda y consejos en lo científico, a Juan- Marc por su paciencia al probar las versiones preliminares, a Marc por su natural habilidad para depurar programas y modelos, y a todos aquellos que contribuyeron con su aporte a mejorar XFLR5, especialmente a Giorgio y Jean-Luc.

También gracias a Francesco quien ha escrito en RCDS 2008-04 un valioso tutorial para XFLR5, y quien ha desarrollado la versión para MacOS.

Similarmente, gracias a Karolina y Jean-Luc por su ayuda en la compilación de la versión Debian/Ubuntu. Gracias también a Martin por su traducción al alemán y a Jean.Luc por su traducción al Francés.

## 9 Referencias

- [1] James C. Sivells and Robert H. Neely, "Method for calculating wing characteristics by lifting line theory using nonlinear section lift data", April 1947, NACA Technical Note 1269.
- [2] Robert H. Neely, Thomas V. Bollech, Gertrude C. Westrick, Robert R. Graham, "Experimental and calculated characteristics of several NACA-44 series wings with aspect ratios of 8, 10 and 12 and taper ratios of 2.5 and 3.5", NACA Technical Note 1270.
- [3] Katz & Plotkin, "Low Speed Aerodynamics, From wing theory to panel methods", Cambridge University Press, 2<sup>nd</sup> Ed. 2001.
- [4] Brian Maskew, "Program VSAERO Theory Document", September 1987, NASA Contractor Report 4023.
- [5] Sophia Werner, "Application of the Vortex Lattice Method to Yacht Sails" Master Thesis, July 2001
- [6] André Deperrois, "About stability analysis using XFLR5", Presentation document, June 2008  
[http://xflr5.sourceforge.net/docs/XFLR5\\_and\\_Stability\\_analysis.pdf](http://xflr5.sourceforge.net/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf)
- [7] André Deperrois, "Quelques notions d'aérodynamique de base et leur calcul dans XFLR5", Presentation document, June 2008  
[http://xflr5.sourceforge.net/docs/Survol\\_Bases\\_Aero\\_et\\_XFLR5.pdf](http://xflr5.sourceforge.net/docs/Survol_Bases_Aero_et_XFLR5.pdf)
- [8] André Deperrois, "Illustration of the use of Control Polars in XFLR5", Presentation document, July 2008  
[http://xflr5.sourceforge.net/docs/Control\\_analysis.pdf](http://xflr5.sourceforge.net/docs/Control_analysis.pdf)
- [9] André Deperrois, "Results vs. prediction", Presentation document, July 2008  
[http://xflr5.sourceforge.net/docs/Results\\_vs\\_Prediction.pdf](http://xflr5.sourceforge.net/docs/Results_vs_Prediction.pdf)
- [10] Athena Vortex Lattice (AVL) Mark Drela & Harold Youngren,  
<http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
- [11] B. Etkin and L.D. Reid, Dynamics of Flight: Stability and Control. John Wiley and Sons, New York, NY, Third Edition, 1996.
- [12] "Stability and Control analysis in XFLR5 v6", A. Deperrois, Presentation document, September 2010.  
[http://xflr5.sourceforge.net/docs/XFLR5\\_and\\_Stability\\_analysis.pdf](http://xflr5.sourceforge.net/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf)