

Obtención de resultados usando Tornado

Tornado es un programa de cálculo Vortex-Lattice basado en Matlab. El principal objetivo del programa es caracterizar de una forma más o menos exacta las propiedades de las superficies aerodinámicas. En este apartado se mostrará cómo usarlo de forma básica y también como usar el código base para hacer de forma rápida y eficaz análisis paramétricos que ayuden en la toma de decisiones sobre la geometría del ala.

Uso básico del programa Tornado

El programa puede descargarse de forma gratuita desde:

<http://www.redhammer.se/tornado>

Aunque existen otros programas más completos que Tornado, con análisis de todo el fuselaje mediante el uso de métodos de paneles potenciales, Tornado presenta una ventaja evidente y es que su ejecución bajo Matlab facilita el manejo de los datos de salida y un alto grado de flexibilidad a la hora de hacer cambios en el programa básico.

Al iniciar el programa raíz (tornado.m), se presenta el índice general del programa:

```
- program start -
*****
"  TORNADO V 132
"  Main Menu
"
*****

Input operations.

[1]. Aircraft geometry setup
[2]. Flight condition setup
[3]. Change rudder setting
[4]. Move reference point

Lattice operations.

[5]. Generate lattice.

Computation operations.

[6]. Processor access

Post processing and interactive operations.

[7]. Post processing, Result/Plot functions
[8]. Keyboard access

Auxiliary operations.

[9]. About / Release Info
[0]. Exit Tornado

Please enter choice from above:
```

Puede observarse que el programa se divide en 4 secciones claramente diferenciadas:

- **Preprocesador.** Aquí puede generarse una nueva geometría, cargar una ya existente o salvar la actual. De igual modo, se puede generar, cargar o salvar una nueva condición de vuelo, definida normalmente por la velocidad, altitud y AoA de la aeronave. Así mismo, pueden hacerse directamente modificaciones menores como variar el ángulo de incidencia de las superficies definidas como de control o cambiar el centro de referencia de los momentos producidos.
- **Generador de la malla.** Antes de resolver el problema, es necesario mallar la geometría definida y colocar de antemano las herraduras de torbellinos en cada uno de los paneles. Este proceso es totalmente automático.
- **Resolución del problema.** Una vez establecida la geometría y generada la malla correspondiente, se pueden realizar múltiples análisis en función de lo que esté interesado el usuario. Pueden hacerse análisis simples (a un cierto ángulo de ataque, velocidad, altitud, ángulo de resbalamiento etc...) donde se muestra la mayor cantidad de información, obtener la curva de sustentación y polar de las superficies aerodinámicas o hacer un análisis de estabilidad definiendo el punto de equilibrio la condición de vuelo establecida anteriormente.
- **Postprocesador.** Una vez resuelto el problema queda mostrar los resultados en pantalla, para lo cual se hace uso de las capacidades de Matlab para representar datos. En función del análisis escogido, la visualización diferirá en su forma.

A la hora de hacer un análisis de un ala, el orden lógico es el que se muestra en la lista anterior y también en el que están colocadas las opciones en el programa

Preprocesador

Dentro del preprocesador pueden encontrarse las siguientes 4 opciones:

Input operations.

- [1]. Aircraft geometry setup
- [2]. Flight condition setup
- [3]. Change rudder setting
- [4]. Move reference point

- Aircraft geometry input: Esta opción se usa para generar la geometría básica de las superficies aerodinámicas. Pueden añadirse más de una. Dentro de este menú puede encontrarse las siguientes opciones:

```

" Main Menu
" |---->Geometry setup menu
"
"
[1]. Define new geometry
[2]. Load geometry
[3]. Edit current geometry

[4]. Save current geometry

[5]. Convert geometry files from 126 to 131 file standard.

[0]. Back / up menu

```

- Define new geometry: Para definir una nueva geometría
- Load geometry: Se carga una nueva geometría. Los archivos de geometría tienen formato .mat y son datos de tipo structure. La arquitectura de estos datos se mostrará en el siguiente subapartado
- Edit current geometry: Para editar la geometría actual
- Save current geometry: Para salvar la geometría actual.

Para definir la nueva geometría se pide:

- Number of wings: Número de pares de superficies aerodinámicas
- Number of semispanwise partitions for this wing: Número de particiones del ala. Es el número de partes en las que es necesario dividir la superficie para poder ajustar de forma correcta la geometría. Para alas simples, siendo N el número de superficies de control, el número de particiones es:

$$P = 2N + 1 \quad (5.1.1)$$

Si la superficie tiene variaciones en su geometría básica es necesario definir un cambio de partición en cada unión entre las dos partes diferentes, por ejemplo, para el caso de un ala con cuerda constante hasta una cierta envergadura y luego reducción lineal de la cuerda con la envergadura hasta la punta alar, es necesario al menos definir dos particiones.

- Center of gravity x/y/z-coordinate: Posición XYZ del centro de gravedad. Es necesario a la hora de realizar los análisis de estabilidad. No implica que se tomen momentos respecto este punto.
- Reference point x/y/z-coordinate: Posición XYZ del punto de referencia para los momentos. Puede modificarse a posteriori directamente desde el menú general.

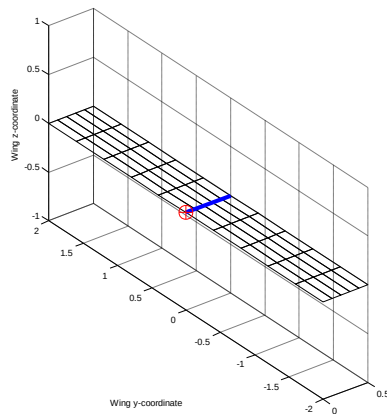
- Is the wing mirrored in the xz-plane [1 0]: Introducir 1 si el ala es simétrica respecto al plano XZ; 0 si no es así.
- Root chord: Cuerda de raíz alar. Medidas en metros.
- Base chord airfoil: Perfil en la sección inicial. Puede introducirse directamente el perfil NACA que se quiera escribiendo los 4 dígitos que lo componen o bien escribir el nombre de archivo de definición (con la extensión .dat) para otra clase de perfiles.
- Number of panels chord wise: Número de paneles a lo largo de la cuerda. Por lo general, un mayor número de paneles a lo largo de la cuerda permitirá alcanzar una mayor veracidad en los resultados, aunque llega un cierto límite en el que introducir más paneles no introduce mejora aparente. Es importante hacer notar que para que el resultado sea correcto es imprescindible que el número de paneles entre diferentes particiones se mantenga más o menos constante, y que los paneles a uno y otro lado estén más o menos parejos. Esto puede ser complicado cuando existen superficies de control en una de las particiones.
- Partition dihedral: Diedro de la partición. En grados
- Number of panels semi-span wise: Número de paneles a lo largo de la envergadura de la partición. Debe procurarse escoger un número proporcional a la dimensión de la partición para mantener las dimensiones de cada panel lo más constante posible. Puede mejorarse ligeramente el resultado si se afina la malla cerca de la punta alar (que es donde se producen mayores variaciones en dirección de la envergadura).
- Span of partition: Envergadura de la partición. En metros
- Taper ratio: Proporción entre la cuerda final y la inicial (de la partición). Para tramos de cuerda constante, el valor es 1; si es valor es diferente a 1 se supone que la variación es lineal. Para otro tipo de variaciones de cuerda, es necesario discretizar la función en tramos lineales y generar tantas particiones como tramos se escojan.
- Tip chord airfoil: Perfil en la sección final. Ídem con Base chord airfoil.
- Quarter chord line sweep: Flecha de la línea c/4, en grados. Puede definirse diferentes flechas en cada partición.
- Outboard twist: Torsión de la sección, en grados. Se toma como referencia la torsión del perfil inicial de la partición.
- Mesh type: Puede escogerse entre los siguientes tipo de mallado:

Available mesh types:

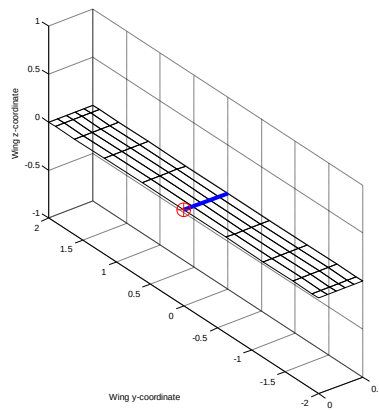
- [1] Linear (as before)
- [2] Spanwise half-cosine
- [3] Spanwise half-cosine, chordwise cosine
- [4] Spanwise cosine, chordwise cosine

Define como se va a distribuir los paneles a lo largo de la envergadura y de la cuerda. A continuación, varios ejemplos de la misma superficie variando este parámetro:

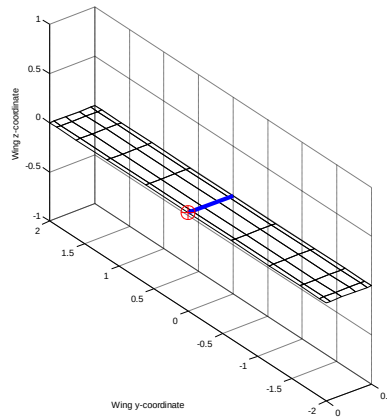
LINEAL:



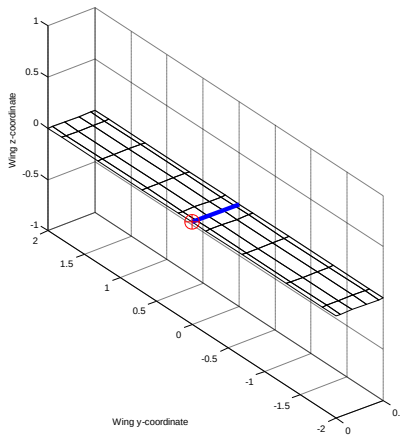
SEMICOSEN A LO LARGO DE LA ENVERGADURA:



**SEMICOSEN A LO LARGO DE LA ENVERGADURA,
COSEN A LO LARGO DE LA CUERDA:**



COSENO A LO LARGO DE LA ENVERGADURA, COSENO A LO LARGO DE LA CUERDA:



Por lo general, para alas simétricas, la tercera opción permite tanto refinar la malla en el borde de ataque (que es donde se produce la mayor variación en la geometría del perfil) como en las puntas alares, donde se produce también una mayor variación en las propiedades del flujo. La clase de malla puede definirse en cada partición. Es posible que para alas simples, con pocas particiones, sea preferible la tercera opción al no tener mucho control en la punta alar; cuando la complejidad aumenta puede ser preferible usar una distribución lineal y colocar una mayor densidad de paneles allí donde se crea necesario.

Para definir los parámetros de la siguiente partición, vuelven a repetirse las opciones anteriormente descritas. Una vez acabadas de definir todas las particiones del ala, se pasa a la siguiente ala, donde además de lo anterior hay que definir:

- Apex x/y/z-coordinate: Coordenada XYZ donde se coloca el borde de ataque de la raíz alar de la nueva superficie aerodinámica. Se

Una vez acabada todas las definiciones, la geometría queda guardada en memoria. Se recomienda salvarla como archivo para evitar la pérdida de los datos en caso de error del programa.

- ```

%% Main Menu
%% |---->State setup menu
%%
%%
%%
%% [0]. Back / up menu
%%
%% [1]. Define new state
%% [2]. Load state
%% [3]. Save current state

```

- Alpha: Ángulo de ataque (en grados) del punto de operación
- Beta: Ángulo de resbalamiento del punto de operación, en grados
- Roll/Pitch/Yaw angular velocity: Velocidad angular sobre los ejes X/Y/Z (alabeo, cabeceo y guiñada). En grados por segundo. Necesario para algunos análisis en maniobra y obtención de derivadas de estabilidad.
- Introducción de la velocidad y altitud: Esto se puede hacer de múltiples modos, tal y como indica el mismo programa:

```

Enter which type of speed you wish to enter:

International units:

[1]. True airspeed (TAS) at SSL [m/s]
[2]. True airspeed (TAS) at altitude [m/s, m]
[3]. Equivalent airspeed (EAS) at altitude [m, m/s]
[4]. Calibrated air speed (CAS) at altitude [m, m/s]
[5]. Mach number at altitude [-, m]

Imperial Units:

[6]. True airspeed (TAS) at altitude [kts, ft]
[7]. Equivalent airspeed (EAS) at altitude [kts, ft]
[8]. Calibrated air speed (CAS) at altitude [kts, ft]
[9]. Mach number at altitude [-, ft]

If unsure, select option number one.

Type of speed selection:

```

Es necesario introducir primero el número de la opción a escoger y seguidamente rellenar los datos del punto de operación como se indica.

- Apply Prandtl-Glauert Correction [0 1]: Escribir 1 si se desea que se corrija los datos teniendo en cuenta la compresibilidad según la teoría de Prandtl-Glauert. No funciona bien a algunas velocidades, así que a bajo Mach se recomienda no usarlo.
- Change rudder setting: Permite variar el ángulo de las superficies de control, para realizar el análisis con flaps u otras superficies deflecionadas. Es necesario introducir los siguientes parámetros:
  - Change rudder number: Introducir la superficie de control a deflectar. El número viene dado por el orden de creación; así pues, el primero será aquella superficie situada en la partición más interna de la primera ala definida con superficies de control.
  - New control deflection: Deflexión de la superficie de control. En grados.
- Move reference point: Para mover el punto de referencia donde se refieren todos los momentos. Normalmente interesará que coincida con el punto c/4 del ala principal; otras veces con el centro de gravedad, en función de cada caso concreto. Puede hacerse uso de esta opción para colocarlo a gusto propio, teniendo en cuenta que el valor [0,0,0] corresponde al borde de ataque de la sección de raíz del primer ala definida.



## Solver

Otro de los apartados de gran interés son los distintos análisis que permite realizar Tornado a partir de las geometrías antes definidas. Una vez resuelto el problema, se puede acceder a los resultados directamente “a mano” (ya que todos los datos tienen forma de estructura y por tanto son fácilmente accesibles) o bien usando el postprocesador que viene por defecto para mostrarlos de forma gráfica. Es obligatorio que antes de hacer ningún análisis se haya generado la malla correspondiente haciendo uso de la opción **generate lattice** o de lo contrario el programa dará error y se finalizará sin guardar los datos.

Dentro de este menú se puede encontrar:

```

"
" Main Menu
" |---->Main processor menu
"
"
[1]. Simple solution computation. Forces/Coefficients only

[2]. Alpha sweep computation
[3]. Beta sweep computation
[4]. Delta sweep computation

[5]. Roll rate sweep computation
[6]. Pitch rate sweep computation
[7]. Yaw rate sweep computation

[8]. Central difference expansion around current state

[0]. Cancel

----- (Experimental) -----
[11]. Simple solution computation, using standard vortex lattice.
[12]. Simple solution computation, using xy-symmetric solver.

Enter choice from above please:
```

- Simple solution computation: Resolución sencilla para las condiciones de vuelo dadas en la definición del preprocesador. Es el único análisis donde se puede obtener de forma individual los coeficientes de presión sobre la superficie del ala, en cada uno de los paneles. También devuelve las fuerzas globales y adimensionalizadas con la superficie de referencia (que por defecto es siempre la primera ala definida en la geometría).
- Alpha/Beta/Delta sweep computation: Se realiza un barrido de análisis entre dos ángulos definidos a intervalos también definidos para el ángulo de ataque o de resbalamiento, dejando los demás parámetros fijos. También puede hacerse (para el caso de Delta) variando la inclinación de alguna de las superficies de control.
- Roll/Pitch/Yaw rate sweep computation: Igual que antes, se hace barridos, manteniendo constante los demás parámetros, para diferentes valores de velocidad angular en cada uno de los ejes. Se debe definir tanto la velocidad angular inicial como la final y los intervalos entre ellos.

- Central difference expansion around current state: Análisis completo de todas las derivadas de estabilidad tomando como punto de equilibrio aquel definido como condición de vuelo. Puede llegar a consumir mucho tiempo de proceso, sobre todo si la malla es pesada.

### **Postprocesador**

Una vez realizadas todas las operaciones relativas a la generación de la geometría, mallado y resolución del problema, llega la hora de observar los resultados. Puede hacerse, o bien usando las representaciones que vienen por defecto en el programa ('Post processing, Result/Plot functions') o bien acceder directamente a los datos en forma "struct" ('Keyboard access').

En primer lugar se van a analizar las opciones que vienen por defecto en el programa para mostrar los resultados:

```

** ** ** ** **
"
" Main Menu
" |---->Tornado plotting functions
"
** ** ** ** **

[1]. Clear plots

[2]. Geometry plot
[3]. Solution plot, simple state

[4]. Solution Central difference expansion

[5]. Solution Alpha sweep
[6]. Solution Beta sweep
[7]. Solution Delta sweep
[8]. Solution Roll rate sweep
[9]. Solution Pitch rate sweep
[10]. Solution Yaw rate sweep

[11]. Perform a trefftz plane analysis.

```

- Geometry plot: Muestra la geometría básica del problema, junto con un esquema de las normales y de las herraduras de torbellinos hacia el infinito. Es el único que puede realizarse sin resolver nada previamente, pero es necesario que el mallado ya esté realizado. Muestra sólo la geometría presente en memoria en ese momento, no es posible abrir un archivo de geometría externo.
- Solution Plot, simple state: A usar cuando se haga un análisis simple para una cierta condición de vuelo. Además de los valores integrales, también muestra gráficas de sustentación a lo largo de la envergadura y de distribuciones de presión sobre la superficie.
- Solution central difference expansion: A usar cuando se realice un análisis de derivadas de estabilidad a partir de un cierto punto de equilibrio. Muestra los resultados en varias pantallas.

- Solution Alpha/Beta/Delta/Pitch/Roll/Yaw sweep: Muestra gráficas de evolución de las variables integrales (Sustentación, resistencia, fuerzas en los tres ejes...) respecto al parámetro que se esté variando en cada momento.
- Perform a trefftz plane analysis: Realiza un análisis en el plano de trefftz, suficientemente lejos del borde de salida, donde se puede ver el desarrollo de los torbellinos desprendidos del ala.

De mayor utilidad es acceder directamente a los resultados, pudiéndose manejar tal y como se requiera. Para ello, se puede abrir directamente el archivo .mat de la solución donde se puede acceder a los diversos conjuntos de datos de tipo struct.

Generalmente, los archivos .mat de resultados están formados de 5 struct. Los más útiles son:

- geo: Es donde se incluyen los parámetros referentes a la geometría de las superficies aerodinámicas. Está compuesto de las siguientes propiedades<sup>1</sup>:
  - geo.flapped: Matriz [nº particiones, nº alas] con 1 o 0 en función de si la partición correspondiente tiene superficie de control o no.
  - geo.nwing: Número de alas del conjunto
  - geo.nelem: Vector con el número de elementos por ala.
  - geo.CG: vector con las coordenadas del centro de gravedad.
  - geo.ref\_point: Vector con las coordenadas del punto de referencia de momentos
  - geo.symetric: Vector con 1 o 0 en función si la respectiva ala es simétrica respecto al plano XZ o no.
  - geo.startx/starty/startz: Vector con la coordenada x, y o z (según corresponda) de comienzo (borde de ataque de la raíz alar) del ala en consideración.
  - geo.c: Cuerda de raíz alar para cada superficie aerodinámica.
  - geo.foil: Cell de dos matrices, una referida a los perfiles iniciales y la otra a los finales; cada una de las matrices con unas dimensiones [nº particiones, nº alas] donde se especifica en cada elemento el perfil NACA (o archivo de geometría) correspondiente.
  - geo.nx: Matriz [nº particiones, nº alas] con el número de paneles a lo largo de la cuerda.
  - geo.TW: Par de matrices con información sobre el ángulo de torsión, una referida al perfil inicial y otra al final; cada una de las matrices posee unas dimensiones del tipo [nº particiones, nº alas]

---

<sup>1</sup> El término "propiedades" es usado aquí con el mismo significado que en programación orientada a objetos.

y en cada uno de los elementos se emplaza el ángulo (en radianes) respecto al plano XY del perfil considerado.

- geo.dihed: Matriz [nº particiones, nº alas] cuyos elementos proporcionan el diedro (en radianes) de cada una de las particiones de todas las alas.
- geo.ny: Matriz [nº particiones, nº alas] con el número de paneles a lo largo de la envergadura.
- geo.b: Matriz [nº particiones, nº alas] con la envergadura de cada una de las particiones.
- geo.T: Matriz [nº particiones, nº alas] con el valor de estrechamiento (cuerda final/cuerda inicial) de cada una de las particiones.
- geo.SW: Matriz [nº particiones, nº alas] con el valor de la flecha en el punto c/4 (en radianes) de cada una de las particiones.
- geo.meshtype: Matriz [nº particiones, nº alas] cuyos elementos representan el tipo de mallado que se hará en la partición que corresponda. 1 es para lineal, 2 para mallado de semicoseno a lo largo de la envergadura, 3 para mallado de semicoseno a lo largo de la envergadura y coseno a lo largo de la cuerda, y 4 para mallado de coseno a lo largo de la envergadura y coseno a lo largo de la cuerda.
- geo.fc: Matriz [nº particiones, nº alas] con la proporción de la cuerda de la superficie de control frente a la cuerda tota de cada una de las particiones. Su valor es 0 si no existen superficies de control en la partición correspondiente.
- geo.fnx: Matriz [nº particiones, nº alas] con el número de paneles a lo largo de la cuerda de la superficie de control.
- geo.fsym: Matriz [nº particiones, nº alas] cuyos elementos poseen el valor 1 si la superficie de control en la partición correspondiente se deflecta de forma simétrica o 0 si no existe superficie de control o esta no se deflecta de forma simétrica.

Estos datos struct son de gran utilidad a la hora de hacer análisis paramétricos, ya que pueden ser modificados de forma sencilla y guardados como un archivo .mat de geometría o usados directamente en el programa Tornado.

- lattice: Contiene información sobre el mallado. Las propiedades de este 'struct' son los vértices XYZ de la malla, las normales y las coordenadas de los puntos de colocación<sup>1</sup>. No tiene más interés ya que puede generarse la estructura 'lattice' haciendo uso de una función que se describirá en el siguiente capítulo.

---

<sup>1</sup> Véase "Vortex lattice para superficies aerodinámicas", en este mismo informe

- ref: Aquí están contenidos aquellos parámetros de referencia necesarios para que Tornado adimensionalice los resultados obtenidos. En concreto, puede encontrarse las siguientes propiedades:
  - ref.b\_ref: Envergadura de referencia (en metros)
  - ref.S\_ref: Superficie de referencia (en m<sup>2</sup>).
  - ref.C\_mgc: Cuerda media (en metros)
  - ref.mac\_pos: Coordenadas de posición del centro aerodinámico del avión.
- state: En esta estructura viene detallada cada uno de los parámetros del punto de operación escogido. Necesario para adimensionalizar los resultados y hacer de forma correcta el análisis. Las propiedades que pueden encontrarse son:
  - state.AS: Velocidad aerodinámica (IAS), en m/s
  - state.alpha/beta: Valor del AoA y del ángulo de resbalamiento, en radianes.
  - state.P/Q/R: Velocidades angulares sobre los ejes X,Y y Z, en rad/s.
  - state.rho: Densidad del aire, en Kg/m<sup>3</sup>.
  - state.ALT: Altura de vuelo (en metros).
  - state.pgcorr: 1 si se desea corrección Prandtl & Glauert (régimen subsónico compresible), 0 en caso contrario.

Por último queda por analizar la estructura “results”. Se va a hacer una pequeña revisión de los diferentes datos que aparecen en esta estructura para los 3 casos más importantes: análisis simple, barrido en ángulo de ataque y obtención de las derivadas de estabilidad.

- Caso análisis simple: En este caso puede accederse a las siguientes propiedades:
  - results.dwcond: Valor del condicionante de la matriz de “downwash”. Da un valor de lo “correcta” que es la malla; valores muy altos dará errores por encima de lo deseado.
  - results.F: Matriz [Fx/Fy/Fz, nº de paneles] en cuyas filas se representa cada una de las componentes del vector de fuerzas centrado en el punto de colocación del panel correspondiente (en Newton). El número total de paneles puede obtenerse a partir de:

$$N_{\text{paneles}} = \sum_{\forall \text{ partición}} (N_{\text{paneles cuerda}} \cdot N_{\text{paneles envergadura}} + N_{\text{paneles cuerda sup.control}} \cdot N_{\text{paneles envergadura}}) \quad (5.1.2)$$

- results.FORCE: Vector con las componentes de la fuerza total respecto a los ejes XYZ de la geometría (en Newton)

- results.M: Matriz [Mx/My/Mz, nº de paneles] en cuyas filas se representa cada una de las componentes del vector de momentos sobre el panel considerado, tomando como centro de momentos el punto de colocación del mismo panel (en N·m)
- results.MOMENTS: Vector con las componentes de los momentos totales referidos al punto de referencia de momentos (en N·m)
- results.gamma: Vector de tantas componentes como paneles totales con el valor de circulación de cada una de las herraduras de torbellinos contenidas en cada panel.
- results.cp: Vector de tantas componentes como paneles totales con el valor de Cp (presión adimensional) en cada uno de ellos.
- results.CX/CY/CZ: Valores adimensionales del vector de fuerzas totales.
- results.D/L: Valores de resistencia y sustentación (en Newton)
- results.CD/CL: Valores de resistencia y sustentación adimensionales.
- results.Cl/Cm/Cn: Valores de momentos adimensionales.
- results.ystation: Vector con la posición en la coordenada 'y' de cada uno de los perfiles analizados.
- results.ForcePerMeter: Vector con la sustentación de cada uno de los perfiles indicados en la anterior propiedad (en N/m)
- results.CL\_local: Como el anterior, pero adimensionalizado con la cuerda media.
- Caso barrido en ángulo de ataque: Incluye, además de las propiedades descritas en el caso anterior, las siguientes adicionales:
  - results.alpha\_sweep: Vector de dimensión igual al número de casos resueltos cuyos elementos contienen el ángulo de ataque (en radianes) en cada caso particular.
  - results.(CL/CD/CC/Cl/Cm/Cn/CX/CY/CZ)\_f\_a: Vector de dimensión igual al número de casos resueltos donde cada elemento contiene el valor de la fuerza o momento adimensional obtenido en cada caso
- Caso obtención derivadas de estabilidad: Al igual que el caso precedente, incluye las propiedades del análisis simple y además:
  - results.(CL/CD/CC/Cl/Cm/Cn/CX/CY/CZ)\_a: Valores de las derivadas de cada una de las componentes de las fuerzas en con respecto al ángulo de ataque
  - results.(CL/CD/CC/Cl/Cm/Cn/CX/CY/CZ)\_b: Valores de las derivadas de cada una de las componentes de las fuerzas con respecto al ángulo de resbalamiento
  - results.(CL/CD/CC/Cl/Cm/Cn/CX/CY/CZ)\_P/Q/R: Valores de las derivadas de cada una de las componentes de las fuerzas con

respecto a la velocidad de giro en cada uno de los ejes de la aeronave

Estos datos pueden extraerse y usarlos de la forma que más convenga al usuario.

### ***Uso de Tornado como función externa***

Es posible usar Tornado como conjunto separado de funciones en vez de cómo programa autocontenido. Esto tiene muchas ventajas a la hora de hacer cálculos iterativos y análisis donde los resultados de Tornado sólo son una parte del conjunto global.

En este apartado se hará un breve comentario de los diferentes programas principales de los que está compuesto Tornado.

Las diferentes funciones concuerdan de una estrecha manera con cada una de las funciones presentes en el programa:

- `[LATTICE, REF]=fLattice_setup(GEO, STATE)`  
Es la función encargada de realizar el mallado a partir de los datos de geometría que pueden encontrarse en la struct 'geo' y a partir de los datos de la condición de vuelo dados en la struct 'state'. Devuelve tanto la malla como la estructura de referencias.

Las estructuras 'geo' y 'state' pueden crearse a priori usando una función definida por el usuario. Sin embargo, para que la geometría pueda ser usada por el solver, es necesario antes aplicar esta función.

- `[RESULTS] = solver_sym(results, state, geo, lattice, ref)`  
Resuelve el problema a partir del mallado ya realizado, la geometría, la condición de vuelo y las referencias. Es necesario iniciar la estructura de resultados. Devuelve tanto las fuerzas en cada panel para las condiciones dadas como las variables globales, pero no adimensionaliza estos valores.
- `[RESULTS]=coeff_create(results, lattice, state, ref)`  
Descompone las fuerzas en sustentación y resistencia y adimensiona todas para obtener los respectivos coeficientes. Obtiene los resultados a partir de los datos ya presentes en la estructura 'results'.
- `GEOMETRYPLOT(LATTICE, GEO, REF)`  
Representa la geometría del ala, las normales (en los puntos de colocación que corresponda) y las herraduras de torbellinos de todas las superficies aerodinámicas. Hace uso de las herramientas de visualización de MATLAB. Es útil para comprobar la geometría con la que se está trabajando.

Además de estas funciones, Tornado usa muchas otras de forma interna para cada uno de los pasos en el cálculo de las matrices y para otros menesteres como el cálculo del área de cada panel o las normales. Debido a que su aplicación fuera del contexto del mismo programa es limitada, no se verán reflejadas aquí