



Escuela Superior de Ingenieros – Universidad de Sevilla

Proyecto fin de carrera – Ingeniería Aeronáutica

Diseño aerodinámico de un UAV de baja velocidad

Alumno:

Adrián Martín Cañal

Tutor:

Fran Gavilán Jiménez

Índice

Introducción	5
Introducción a la Aerodinámica.....	6
Introducción.....	6
Definiciones globales	7
Ecuaciones y condiciones de contorno de flujos potenciales.....	8
Soluciones elementales	11
Corriente uniforme.....	11
Manantial o sumidero	12
Torbellino	13
Doblete.....	14
Fórmula de Kutta.....	15
Hipótesis de Kutta-Joukowski	18
Métodos estimativos para obtener resultados aerodinámicos	21
Fuerzas aerodinámicas y clasificación de la resistencia	21
Coeficientes aerodinámicos.....	25
Métodos estimativos para obtener la sustentación en perfiles.....	27
Máxima sustentación.....	28
Dispositivos hipersustentadores	30
Métodos para la obtención de la resistencia parásita.....	35
Método de fricción equivalente.....	35
Component Buildup Method	35
Métodos para la obtención del coeficiente de Oswald	40
Método del coeficiente de eficiencia de envergadura de Oswald	40
Método de succión del borde de ataque	41
Efecto suelo	43
Vortex lattice para superficies aerodinámicas	44
Solución de línea sustentadora usando elementos tipo herradura	44
TORNADO	52
Validación	55
Introducción a la CFD	58
Historia de la CFD.....	58
Matemáticas del CFD.....	58
Metodología	60
Discretización.....	63
Discretización de las ecuaciones.....	63

Funciones de forma.....	66
Sistema de ecuaciones acopladas	68
Solver.....	69
Errores de discretización	72
Modelos de turbulencia.....	75
Modelos estadísticos. Ecuaciones de Navier Stokes promediadas (RANS).....	75
Eddy Viscosity Turbulence models	78
Modelo cero ecuaciones.....	79
Modelo dos ecuaciones. Modelos k- ϵ y k- ω	79
Obtención de resultados usando Tornado	85
Uso básico del programa Tornado.....	85
Preprocesador.....	86
Solver.....	93
Postprocesador	94
Uso de Tornado como función externa.....	99
Obtención de resultados usando ANSYS CFX 10.0	101
Introducción.....	101
Geometría	101
Mallado.....	105
Preprocesador.....	119
Solver y postprocesado	130
Caso cálculo múltiple	134
Generación de elementos de inflación.....	135
Aprovechamiento del archivo de preproceso	136
Introducción de viscosidad y turbulencia	137
Resolución de múltiples casos de forma concatenada mediante el uso de scripts .bat	138
Validación de los resultados	139
Bases del diseño	149
Diseño de la planta alar	151
Función objetivo, grados de libertad y restricciones.....	151
Definición de la geometría	152
Programa de cálculo	154
Ala original	156
Resultados óptimos.....	162
Envergadura limitada a 3 metros	162
Envergadura libre	166
Máxima sustentación con limitación de envergadura	169
Comparación ala óptima vs. Ala final.....	171
Dimensionado de superficies hipersustentadoras	175
Elección del perfil aerodinámico	178

Elección del perfil del ala	179
Resultados	180
Nueva ala	182
Perfil final	184
Diseño de superficies de cola.....	189
Estabilizador horizontal	191
Estabilizador vertical	193
Análisis conjunto	196
Barrido en ángulo de ataque:	197
Barrido en ángulo de resbalamiento	199
Polar del avión completo usando métodos semiestadísticos	203
Polar	206
Configuración limpia.....	206
Configuración sucia.....	208
Características de pérdida	213
Polar del avión completo usando CFD.....	215
Geometría	215
Mallado.....	219
Ejecución.....	221
Resultado	222
Polar trimada.....	225
Comparación de resultados CFD con semiestadísticos	227
Conclusiones.....	230
Apéndice I: Resultados CFD	236
Flaps 0°	236
AoA -5°.....	236
AoA -3°.....	237
AoA 0°.....	238
AoA 5°.....	239
AoA 7°.....	240
AoA 10°	241
AoA 7°.....	242
Flap 10°	243
AoA -5°.....	243
AoA -3°.....	244
AoA 0°.....	245
AoA 5°.....	246
AoA 7°.....	247
AoA 10°	248
Flap 20°	249

AoA -5°	249
AoA -3°	250
AoA 0°	251
AoA 5°	252
AoA 7°	253
AoA 10°	254
Flaps 30°	255
AoA -5°	255
AoA -3°	256
AoA 0°	257
AoA 5°	258
AoA 7°	259
AoA 10°	260
Flaps 40°	261
AoA -5°	261
AoA -3°	262
AoA 0°	263
AoA 5°	264
AoA 7°	265
AoA 10°	266
Apéndice II: Resultados CFD tabulados	267
Flaps 0°	267
Flaps 10°	267
Flaps 20°	268
Flaps 30°	268
Flaps 40°	268
Polar trimada	269
Apéndice III: Bibliografía	270
Apéndice IV: Referencias ilustraciones y tablas	271

Introducción

Este proyecto pretende servir como base para el diseño aerodinámico de pequeños UAV de baja velocidad y proporcionar las herramientas necesarias para la generación de resultados óptimos y su análisis, necesario para obtener datos de los cuales se alimentarán otras ramas, como Actuaciones o Estabilidad y Control.

En un primer bloque se hará un repaso global de las ecuaciones de la aerodinámica, para tratar con más profundidad sobre los métodos semiestadísticos, Vortex Lattice y RANS, en los que se basan los cálculos numéricos de este proyecto. Tras esta explicación se pasa a presentar los programas usados (Tornado y ANSYS CFX) y a proporcionar un pequeño manual de uso de ambos. Los manuales están preparados para que una persona sin experiencia pueda reproducir los resultados presentados. Finalmente, se hace una validación de los resultados obtenidos con CFD comparándolos con los resultados en túnel de viento.

En un segundo bloque se presentan los resultados obtenidos en el diseño y análisis aerodinámico del UAV Céfiro, actualmente en fase de construcción y pruebas, realizado por el departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla.

En primer lugar se hace un diseño óptimo del ala de forma paramétrica, y se escoge el perfil que mejor encaje para cumplir los requisitos de misión. También se dimensiona el tamaño de las superficies hipersustentadoras y, por último, se dimensiona y analiza las superficies aerodinámicas de cola, tanto vertical como horizontal). A continuación se procede a obtener las polares completas para diversas deflexiones de flaps, tanto trimadas como sin trimar, haciendo uso de Tornado corrigiendo la resistencia parásita con métodos semiestadísticos y finalmente haciendo uso de CFD.

Introducción a la Aerodinámica

Introducción

Hay varios factores que caracterizan el aire como fluido cuando se encuentra en condiciones estándar. La viscosidad cinemática es muy pequeña ($\mu/\rho=1.5 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2\text{s}^{-1}$), con lo que el número de Reynolds para la mayoría de los flujos relacionados con la aerodinámica es muy grande. Para aviones convencionales el número de Reynolds varía entre 10^6 y 10^8 para las velocidades y longitudes características. Sin embargo, para el caso de los UAV, y en concreto, de los denominados MAV (Micro Air Vehicles), esta afirmación puede no es correcta ya que algunos de ellos tienen dimensiones características tan pequeñas que el número de Reynold puede llegar a ser de pocas centenas; este tipo de flujos es campo de estudio actual por la importancia cada vez mayor que tienen en el desarrollo de nanovehículos aéreos no tripulados.

Ya que el número de Reynolds es una medida del cociente entre las fuerzas de inercia convectivas y las de viscosidad, las últimas serán despreciables en el movimiento fluido aunque esta afirmación no es uniformemente valida en todo el dominio fluido. Cerca de las paredes sólidas existe una capa muy delgada, denominada capa límite, donde las fuerzas de viscosidad se hacen tan importantes como las de inercia y deben ser retenidas en la ecuación de cantidad de movimiento sin importar cuán grande sea el número de Reynolds de la corriente.

Ya que el espesor de la capa límite es de orden $\text{Re}^{-1/2}$, vemos que en este campo la capa límite será, por lo general, tan fina que no interaccionará con el campo fluido externo, aunque para el caso de pequeños UAV la capa límite puede adquirir un tamaño tal que tenga que tenerse en cuenta a la hora de calcular el campo de velocidades exterior a la superficie aerodinámica.

En el caso de cuerpos con geometría fuselada (alas y superficies de control) a ángulos de ataque moderadamente bajos, la capa límite está adherida sobre toda o la mayor parte de la superficie del obstáculo; por el contrario, cuando el ángulo de ataque es grande o el obstáculo posee forma roma, la capa límite se separa debido al fuerte decremento que experimenta la presión a partir del punto donde alcanza su valor máximo, que generalmente está situado en una posición próxima a la del punto de máximo espesor del obstáculo.

Los experimentos indican que si la capa límite no se separa, o si se mantiene adherida sobre la mayor parte de la superficie del perfil, la teoría no viscosa predice muy aproximadamente algunas de las características de la corriente alrededor de obstáculos a muy altos números de Reynolds, como la distribución de presiones sobre el obstáculo o la fuerza sustentadora que experimenta.

Definiciones globales

Es necesario definir las fuerzas globales sobre el obstáculo. Por lo general, la contribución de las fuerzas de viscosidad a la sustentación es muy pequeña comparada con las de presión si la capa límite está adherida. Así pues, suponiendo un eje perpendicular a la corriente sin perturbar, la sustentación se expresa de la forma:

$$L = \int_{\Sigma} -p \cdot n_z \cdot d\sigma \quad (2.1)$$

Siendo n_z la proyección según z de la normal al obstáculo y Σ su superficie.

Es usual definir un coeficiente de fuerza adimensional denominado coeficiente de sustentación:

$$C_L = \frac{2L}{\rho U_{\infty}^2 \Sigma} \quad (2.2)$$

Siendo U_{∞} la velocidad de la corriente sin perturbar. Si el obstáculo es bidimensional (perfil) y sobre él actúa una fuerza sustentadora por unidad de longitud (l), entonces el coeficiente de sustentación bidimensional se define como:

$$C_l = \frac{2l}{\rho U_{\infty}^2 c} \quad (2.3)$$

Siendo c la cuerda del obstáculo.

A la resistencia o fuerza que se opone al movimiento contribuyen tanto las fuerzas de presión como las de viscosidad:

$$D = \int_{\Sigma} \left[-p \cdot n_x + (\bar{\tau} \cdot n)_x \right] \cdot d\sigma \quad (2.4)$$

Generalmente es útil descomponer la resistencia en dos sumandos para considerar de forma separada la contribución de presión y de fuerzas viscosas. A la contribución de las fuerzas viscosas se denomina *resistencia de fricción* y su expresión es:

$$D_f = \int_{\Sigma} (\bar{\tau} \cdot n)_x \cdot d\sigma \quad (2.5)$$

Mientras que la contribución de las fuerzas de presión a la resistencia viene dado por:

$$D_p = \int_{\Sigma} -p \cdot n_x \cdot d\sigma \quad (2.6)$$

Siendo n_x la proyección sobre el eje x de la normal al obstáculo.

Se define el coeficiente de resistencia total:

$$C_D = \frac{2D}{\rho U_{\infty}^2 \Sigma} = \frac{2(D_f + D_p)}{\rho U_{\infty}^2 \Sigma} = C_{D_f} + C_{D_p} \quad (2.7)$$

Si el obstáculo es bidimensional, siendo d la unidad de fuerza de resistencia por unidad de longitud, se define el coeficiente de resistencia total como:

$$C_d = \frac{2d}{\rho U_{\infty}^2 c} = \frac{2(d_f + d_p)}{\rho U_{\infty}^2 c} = C_{d_f} + C_{d_p} \quad (2.8)$$

La importancia relativa de los dos términos que contribuyen a la resistencia de un cuerpo bi o tridimensional no sustentador depende de si la capa límite está o no adherida al obstáculo. La resistencia de fricción proporciona la mayor contribución a la resistencia total en cuerpos fuselados a AoA pequeños en los que la capa límite permanece adherida. En estos casos la capa límite es tan pequeña que la distribución de presiones sobre el obstáculo originada por la corriente irrotacional, no viscosa, es tal que su proyección en la dirección del movimiento (resistencia de presión) es nula independientemente de la forma del obstáculo. Éste resultado (paradoja de d'Alembert) se obtendrá en el siguiente capítulo.

Ecuaciones y condiciones de contorno de flujos potenciales

Mucho de los flujos encontrados en Aerodinámica pueden describirse aproximadamente mediante la teoría de flujos potenciales, cuya descripción matemática se simplifica notablemente por derivar la velocidad de un potencial.

Si el número de Reynolds es grande, el flujo alrededor de un perfil fuselado a bajos AoA puede considerarse ideal (fuerzas viscosas despreciables, conducción y disipación viscosa despreciables frente a la convección).

Por otro lado, las fuerzas gravitatorias (derivadas de un potencial) son pequeñas y pueden despreciarse, y el movimiento es barótrópico (al tratarse de un movimiento isentrópico de un gas).

Con estas simplificaciones obtenemos las ecuaciones que gobiernan el movimiento del fluido:

$$\nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{v^2}{2} + \omega = \omega_0 \quad (3.2)$$

$$S = S_0 \quad (3.3)$$

Siendo $\omega = h$ para el caso de gases.

Tomando la ecuación 3.2 y aplicando gradientes:

$$\frac{D\vec{v}}{Dt} = -\nabla\omega \quad (3.4)$$

Aplicando el teorema de Bjerkness-Kelvin:

$$\frac{D\Gamma}{Dt} = \frac{D}{Dt} \oint_{L_f} \vec{v} \cdot d\vec{l} = \oint_{L_f} \frac{D\vec{v}}{Dt} \cdot d\vec{l} + \oint_{L_f} \vec{v} \cdot \frac{D(d\vec{l})}{Dt} \quad (3.5)$$

Como la última de las integrales es $0^{[1.1]}$ y:

$$\oint_{L_f} \frac{D\vec{v}}{Dt} \cdot d\vec{l} = \oint_{L_f} \frac{\partial(\omega)}{\partial l} dl \quad (3.6)$$

Siendo ω unievaluado en una línea cerrada fluída (L_f), el valor de la integral es nulo también y:

$$\frac{D\Gamma}{Dt} = 0 \quad (3.7)$$

El fluido es por tanto irrotacional en cualquier instante si inicialmente la vorticidad es nula en todo el medio fluido.

La condición de irrotacionalidad en estos supuestos simplifica extraordinariamente el análisis ya que entonces el campo de velocidades deriva de un potencial escalar denominado potencial de velocidades:

$$\vec{v} = \nabla\phi \quad (3.8)$$

Y el problema se reduce a obtener el susodicho potencial.

Introduciendo la ecuación 3.7 en 3.1 y suponiendo que el fluido es incompresible, se tiene que:

$$\nabla^2\phi = 0 \quad (3.9)$$

Destacar que el sistema de referencia escogido, para poder simplificar las ecuaciones y eliminar el término dependiente del tiempo, está basado en considerar el cuerpo aerodinámico fijo frente a una corriente que se desplaza a una velocidad contraria a la que lo hace la aeronave.

Falta puntualizar las condiciones de contorno que cierran el problema. Se impondrá la velocidad del fluido en el infinito, U_∞ . No obstante, al ser un fluido ideal, no se puede imponer la condición de no deslizamiento del fluido sobre la superficie del obstáculo; sólo será posible imponer la condición de impenetrabilidad:

$$\nabla\phi \cdot \vec{n} = 0 \quad (3.10)$$

Siendo $\vec{n}$ la normal unitaria al obstáculo.

Debe señalarse que el problema de Neumann definido por la ecuación 3.9 y las condiciones de contorno señaladas puede no tener solución única. Efectivamente, para que así fuera, ϕ debería ser una función unievaluada de la posición, pero tras el borde de salida de un perfil bidimensional sustentador existe una región muy fina, la estela, de espesor muy pequeño si Re es muy grande, que puede ser tratada matemáticamente como una línea, a través de la cual ϕ es discontinua y el problema de Neumann no tiene solución única.

La unicidad se obtiene cuando se considera el problema de Neumann y la capa límite conjuntamente. Algunas consideraciones físicas sobre el comportamiento de la capa límite suministran un criterio válido (hipótesis de Kutta-Joukowski) para determinar el valor real de la circulación alrededor del perfil sin necesidad de resolver la capa límite. El problema matemático junto con la condición de Kutta-Joukowski determina unívocamente el campo de presiones y velocidades en el movimiento de un líquido alrededor de un perfil bidimensional, aunque todo esto será visto más adelante.

En este tipo de movimientos es común hacer uso del potencial complejo ya que tanto la función de corriente¹ como el potencial de velocidades satisfacen la ecuación de Laplace:

$$f(\tau) = \phi(x, z) + i \cdot \psi(x, z) \quad (3.11)$$

Siendo τ una variable compleja:

¹ Debido a la característica solenoidal del movimiento de un fluido incompresible, se puede escribir la ecuación 3.1 como:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

Si definimos $u = \frac{\partial\psi}{\partial y}$ y $v = -\frac{\partial\psi}{\partial x}$, la función ψ satisface la igualdad en derivadas cruzadas y además $\nabla^2\psi = 0$

$$\tau = x + iz, i^2 = -1 \quad (3.12)$$

Vemos que $f(\tau)$ es analítica, puesto que el valor de su derivada es único independientemente de la dirección en que se realice la derivación. A la derivada del potencial complejo:

$$\dot{f}(\tau) = u + i \cdot w \quad (3.13)$$

Se denomina velocidad conjugada, y los ceros de esa función establecen los puntos de remanso del flujo.

Soluciones elementales

Se representarán a continuación algunas funciones analíticas de la variable compleja que pueden servir para modelar matemáticamente la corriente bidimensional de un líquido ideal

Corriente uniforme

Es el caso de una corriente uniforme de un fluido incompresible cuya velocidad U_∞ forma un ángulo α con el eje x . En este caso, el campo de velocidades se puede modelar de la forma:

$$\dot{f}(\tau) = u + i \cdot w = U_\infty \cdot e^{-i\alpha} = U_\infty (\cos \alpha - i \cdot \sin \alpha) \quad (4.1)$$

El potencial de velocidades y la función de corriente son, respectivamente:

$$\phi(x, z) = U_\infty (x \cdot \cos \alpha + z \cdot \sin \alpha) \quad (4.2)$$

$$\psi(x, z) = U_\infty (z \cdot \cos \alpha - x \cdot \sin \alpha) \quad (4.3)$$

Manantial o sumidero

Considérese un potencial complejo de la forma

$$f(\tau) = A \cdot \ln(\tau - \tau_0) \quad (4.4)$$

Si la constante A es real, en un sistema de coordenadas polares (r, θ) con origen en el punto τ_0 , el potencial de velocidades y la función de corriente se expresan en la forma:

$$\phi(x, z) = A \cdot \ln(r) \quad (4.5)$$

$$\psi(x, z) = A \cdot \theta \quad (4.6)$$

Las líneas de corriente de ecuación $\theta = \text{const}$ son radios con origen en τ_0 , y las componentes de la velocidad, que se obtienen de (4.5) y (4.6) por derivación, son:

$$v_r = \frac{\partial \phi}{\partial r} = \frac{A}{r} \quad (4.7)$$

$$v_\theta = \frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial \theta} = 0 \quad (4.8)$$

Se puede ver que la velocidad del fluido es radial y decae con la distancia r medida desde τ_0 . Una corriente tal se considera manantial si la constante A es positiva o sumidero en caso contrario. El valor de A está relacionado con la intensidad del manantial o caudal por unidad de longitud, q , emanado del mismo, tal y como se puede ver a continuación:

$$q = \int_0^{2\pi} \vec{v} \cdot \vec{n} \cdot d\sigma = \int_0^{2\pi} \frac{A}{r} r \cdot d\theta = 2\pi A \quad (4.9)$$

De modo que la función potencial

$$f(\tau) = \frac{q}{2\pi} \cdot \ln(\tau - \tau_0) \quad (4.10)$$

Representa matemáticamente el efecto de un manantial bidimensional de caudal q (o sumidero si q es negativo).

Torbellino

Si la constante A es un número imaginario puro, $A=i \cdot A_1$, siendo A_1 real, entonces

$$f(\tau) = A \cdot \ln(\tau - \tau_0) \quad (4.11)$$

Representa la corriente generada por un torbellino de intensidad A_1 situado en el punto τ_0 . El potencial de velocidades es:

$$\phi(x, z) = -A_1 \cdot \theta \quad (4.12)$$

Con lo que las velocidades radial y tangencial son, respectivamente:

$$v_r = \frac{\partial \phi}{\partial r} = 0 \quad (4.13)$$

$$v_\theta = \frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial \theta} = \frac{-A_1}{r} \quad (4.14)$$

Las líneas de corriente son, por tanto, circunferencias centradas en τ_0 y la velocidad, cuya única componente es circunferencial, decae con la distancia al origen. La intensidad del torbellino o circulación Γ viene dada por:

$$\Gamma = \int_{2\pi}^0 v_\theta \cdot r \cdot d\sigma = - \int_0^{2\pi} -A_1 \cdot d\theta = 2\pi A_1 \quad (4.15)$$

De modo que

$$f(\tau) = \frac{i \cdot \Gamma}{2\pi} \cdot \ln(\tau - \tau_0) \quad (4.16)$$

Es interesante destacar, finalmente, que la corriente generada por un torbellino es irrotacional ($\nabla \times \vec{v} = 0$) en todo punto del dominio fluido excepto en el punto τ_0 donde (4.10) no es analítica.

Doblete

Esta corriente puede generarse mediante la superposición de un manantial y un sumidero de intensidades iguales y opuestas. Ambas fuentes están separadas una distancia infinitesimal $d\tau_0$ y la intensidad de las mismas, q , es tal que el producto $q \cdot d\tau_0$ permanece constante cuando $d\tau_0$ tiende a 0.

Si el manantial está situado en el punto τ_0 , la corriente resultante total se modela en la forma:

$$\begin{aligned} f(\tau) &= \frac{q}{2\pi} \cdot \ln(\tau - \tau_0) - \frac{q}{2\pi} \cdot \ln(\tau - \tau_0 - d\tau_0) = \\ &= \frac{q}{2\pi} \cdot \left[\ln(\tau - \tau_0) - \ln \left[(\tau - \tau_0) \left(1 - \frac{d\tau_0}{\tau - \tau_0} \right) \right] \right] \end{aligned} \quad (4.17)$$

Y desarrollando en serie $\ln \left(1 - \frac{d\tau_0}{\tau - \tau_0} \right) = \frac{-d\tau_0}{\tau - \tau_0}$, con lo que la expresión (4.17) se simplifica a:

$$f(\tau) = \frac{q \cdot d\tau_0}{2\pi(\tau - \tau_0)} \quad (4.18)$$

Si definimos la intensidad del doblete M como

$$M = \frac{q \cdot d\tau_0}{2\pi} = M \cdot e^{i\beta} \quad (4.19)$$

Entonces (4.18) se puede escribir como:

$$f(\tau) = \frac{M \cdot e^{i\beta}}{2\pi(\tau - \tau_0)} \quad (4.20)$$

Donde β es el ángulo que forma el eje manantial-sumidero con el eje x . En coordenadas polares $(\tau - \tau_0) = r \cdot e^{i\theta}$, con lo que el potencial de velocidades es:

$$\phi(x, z) = \frac{M \cdot \cos(\beta - \theta)}{r} \quad (4.21)$$

Y las velocidades radiales y tangenciales:

$$v_r = \frac{\partial \phi}{\partial r} = -\frac{M \cdot \cos(\beta - \theta)}{r^2} \quad (4.22)$$

$$v_\theta = \frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial \theta} = -\frac{M \cdot \sin(\beta - \theta)}{r^2} \quad (4.23)$$

Si $\beta=0$ entonces el potencial de velocidades se puede escribir en coordenadas cartesianas

$$\phi(x, z) = \frac{M \cdot (x - x_0)}{(x - x_0)^2 + (z - z_0)^2} \quad (4.24)$$

Se puede observar que, aunque el doblete inyecta cantidad de movimiento en el dominio fluido, el caudal neto es, sin embargo, nulo.

Fórmula de Kutta

Como ya se había apuntado, la corriente alrededor de un obstáculo bi o tridimensional puede ser modelada por superposición de una corriente uniforme y manantiales, sumideros y torbellinos cuya intensidad y posición debe ser apropiadamente elegida para que el contorno del obstáculo coincida con una de las líneas de corrientes divisorias, o superficies para el caso tridimensional.

En el caso bidimensional, la velocidad conjugada correspondiente a la corriente alrededor de un cuerpo de forma arbitraria cualquiera se expresa de la forma:

$$\dot{f}(\tau) = U_{\infty} + \sum_{i=1}^n \frac{q_i}{2\pi(\tau - \tau_{oi})} + \sum_{j=1}^m \frac{i \cdot \gamma_j}{2\pi(\tau - \tau_{oj})} \quad (5.1)$$

Donde q_i y γ_j representan las intensidades de las fuentes y torbellinos situados en los puntos τ_{oi} y τ_{oj} respectivamente. Puesto que la velocidad conjugada (5.1) satisface ya la condición en el infinito, la condición de contorno sobre el obstáculo es la que determina la posición y la intensidad de fuentes y torbellinos. No obstante, si el cuerpo es cerrado, las intensidades de las fuentes (manantiales y sumideros) deben satisfacer la condición

$$\sum_{i=1}^n q_i = 0 \quad (5.2)$$

Por el contrario, la circulación sobre el perfil, definida como:

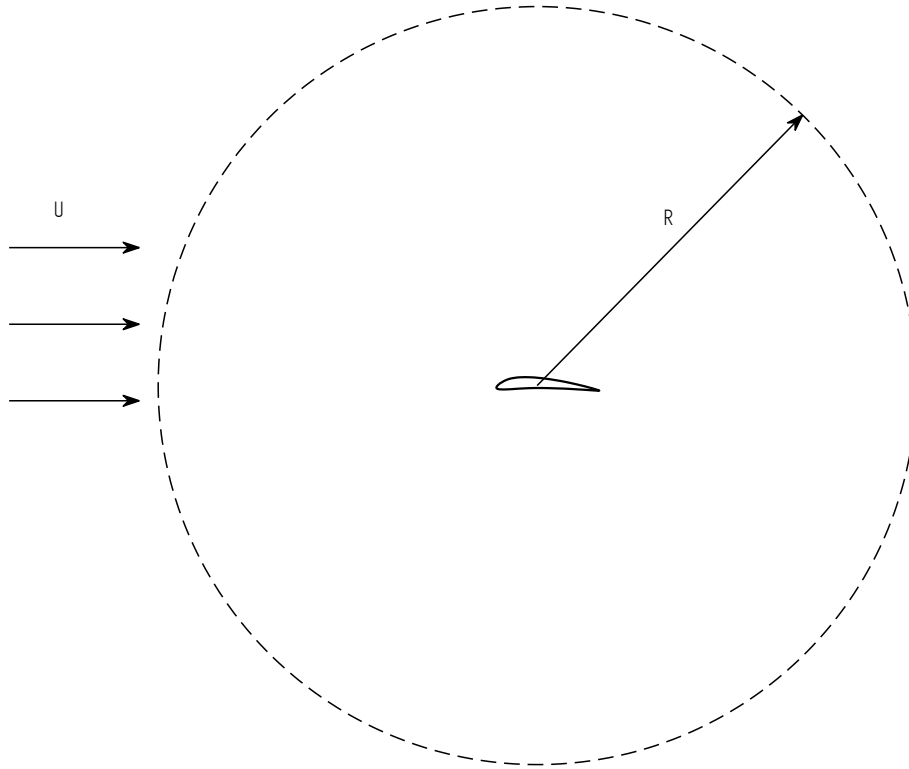
$$\Gamma = \sum_{j=1}^m \gamma_j \quad (5.3)$$

Es desconocida y debe ser obtenida como parte de la solución del problema. La resultante de las fuerzas de presión sobre el obstáculo es:

$$\vec{F} = - \int_{\text{obst.}} p \cdot \vec{n} \cdot d\sigma \quad (5.4)$$

Donde $\vec{n}$ es la normal exterior al obstáculo. Normalmente, la presión p sobre el obstáculo no puede ser calculada a partir de (5.1) junto con la ecuación de Bernoulli, ya que la intensidad de las fuentes y torbellinos así como sus posiciones son desconocidas.

Como alternativa para calcular $\vec{F}$ se puede utilizar el teorema de conservación de cantidad de movimiento en forma integral aplicado a un volumen de fluido limitado por el obstáculo y un círculo con centro el origen y radio R muy grande comparado con las dimensiones del obstáculo:



Teniendo en cuenta que el flujo convectivo de cantidad de movimiento a través de la superficie del obstáculo es nulo, por ser ésta impermeable, la conservación de cantidad de movimiento exige que:

$$\int_{\text{circulo}} \rho \cdot \vec{v}(\vec{v} \cdot \vec{n}) \cdot d\sigma = - \int_{\text{obst.}} p \cdot \vec{n} \cdot d\sigma - \int_{\text{circulo}} p \cdot \vec{n} \cdot d\sigma \quad (5.5)$$

Donde $\vec{n}$ es la normal exterior al volumen fluido. La ecuación anterior expresa la relación entre el flujo de cantidad de movimiento a través del volumen de control y las fuerzas que se ejercen sobre el fluido que ocupa el volumen considerado y que son las que sobre él realizan el fluido exterior al círculo y las paredes del perfil. Aunque el campo de presiones no es conocido, la resultante de las fuerzas de presión que el obstáculo realiza sobre el fluido a través de las

paredes es igual y contraria a la fuerza F que el fluido ejerce sobre el obstáculo. Se tiene, entonces, que:

$$\vec{F} = - \int_{\text{circulo}} (\rho \cdot \vec{v}(\vec{v} \cdot \vec{n}) + p \cdot \vec{n}) \cdot d\sigma \quad (5.6)$$

Si suponemos que p_c , u_c y w_c representan el valor sobre el círculo de la presión y de las componentes de la velocidad en los ejes x y z , y $\cos(\theta)$ y $\sin(\theta)$ representan las componentes del vector normal exterior al círculo, entonces la resistencia y sustentación que experimenta el obstáculo son, respectivamente:

$$D = - \int_0^{2\pi} (\rho \cdot u_c(u_c \cos(\theta) + w_c \sin(\theta)) + p_c \cdot \cos(\theta)) \cdot R d\theta \quad (5.7)$$

$$L = - \int_0^{2\pi} (\rho \cdot w_c(u_c \cos(\theta) + w_c \sin(\theta)) + p_c \cdot \sin(\theta)) \cdot R d\theta \quad (5.8)$$

Volviendo de nuevo a la velocidad conjugada para obtener los valores de p_c , u_c y w_c que nos hacen falta, si tenemos en cuenta que:

$$|\tau_c| \gg |\tau_{0i}| \sim |\tau_{0j}| \quad (5.9)$$

Al ser el radio del círculo mucho mayor que la distancia entre los torbellinos y los manantiales. De esta forma, se puede aproximar la velocidad conjugada por:

$$\dot{f}(\tau) \cong U_\infty + \frac{i \cdot \Gamma}{2\pi\tau} \quad (5.10)$$

Obsérvese que suficientemente lejos del obstáculo, la corriente se describe, en primera aproximación, por la superposición de una corriente uniforme y un torbellino de intensidad Γ situado en el origen. Las componentes de la velocidad sobre el círculo son, por tanto:

$$u_c = U_\infty + \frac{\Gamma}{2\pi R} \sin(\theta) \quad (5.11)$$

$$w_c = -\frac{\Gamma}{2\pi R} \cos(\theta) \quad (5.12)$$

Mientras que la presión sobre el círculo puede ser obtenida aplicando Bernoulli:

$$p_c = p_\infty + \frac{1}{2} \rho \cdot U_\infty^2 - \frac{1}{2} \rho (u_c^2 + w_c^2) = p_\infty - \frac{\rho \Gamma U_\infty}{2\pi R} \sin(\theta) - \frac{\rho \Gamma^2}{8\pi^2 R^2} \quad (5.13)$$

Si introducimos p_c , u_c y w_c (que ahora sólo son función de las variables en el infinito y de Γ) en las integrales (5.7) y (5.8), obtenemos finalmente que:

$$D = 0 \quad (5.14)$$

$$L = \rho \Gamma U_\infty \quad (5.15)$$

El resultado (5.14) es conocido como paradoja de D'Alembert y el segundo es la fórmula de Kutta. Esta última ecuación establece que un cuerpo bidimensional moviéndose estacionariamente a través de un fluido no viscoso en reposo experimenta una fuerza perpendicular a la dirección del movimiento de magnitud $\rho \Gamma U_\infty$. Este último resultado es válido siempre que la capa límite esté adherida al obstáculo; sin embargo la paradoja de D'Alembert debe siempre corregirse para tener en cuenta la fricción en la pared. En cualquier caso la resistencia debida a las fuerzas de presión sobre el obstáculo es muy pequeña, de acuerdo con los resultados prácticos realizados.

Hipótesis de Kutta-Joukowski

Como demuestra el teorema de Bjerkness-Kelvin, demostrado anteriormente, la circulación alrededor de cualquier línea fluida cerrada se mantiene constante en el curso del movimiento. Dado que inicialmente la circulación a lo largo de cualquier línea fluida es nula, al encontrarse tanto obstáculo como fluido en reposo, la circulación se mantendrá nula durante el movimiento, a no ser que, durante el proceso de arranque, se viole alguna de las condiciones mencionadas anteriormente.

Podemos suponer un perfil que parte del reposo y se acelera hasta una velocidad U_∞ . Inmediatamente después del arranque del perfil, un posible patrón de flujo irrotacional con circulación nula se puede ver en la figura siguiente:

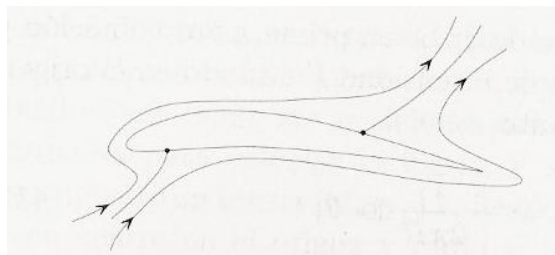


Ilustración 1

Se ve sin embargo que esta situación no es posible físicamente, porque la capa límite experimentaría una fortísima deceleración entre el borde de salida, punto de mínima presión, y el de remanso posterior que le impedirá continuar adherida al perfil, desprendiéndose un torbellino en el borde de salida,

denominado torbellino de arranque, que es convectado aguas abajo por la corriente:

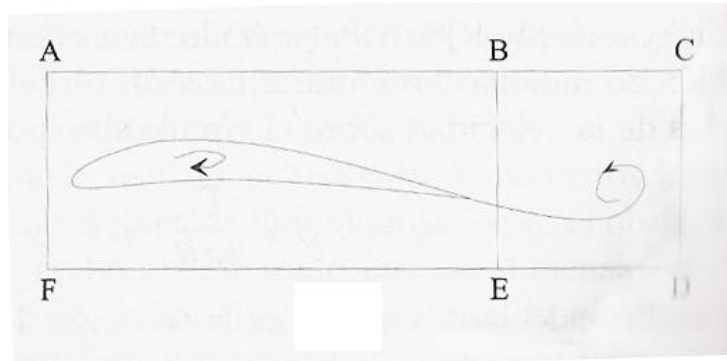


Ilustración 2

Como el flujo alrededor de cualquier línea cerrada es irrotacional, se debe establecer una corriente circulatoria sobre el perfil de igual intensidad pero de sentido contrario al del torbellino desprendido. Nótese que si la circulación a lo largo de la línea fluida material ACDF es inicialmente nula, continúa siéndolo en cualquier instante posterior; la circulación en ABEF es entonces igual y opuesta a la de BCDE.

Es importante observar que, aunque la línea fluida se deforme, el perfil siempre permanece encerrado por la línea fluida, cuya trayectoria pasa por el punto de remanso delantero del perfil, y consecuentemente ese punto permanece anclado allí. La hipótesis de Kutta-Joukowski supone que cuando proceso de desprendimiento de torbellinos desde el borde de salida finaliza, se alcanza un valor constante de la circulación alrededor del perfil, coincidiendo este hecho con el momento en el que el punto de remanso posterior se sitúa justo en el borde de salida del perfil.

El cumplimiento de la condición de Kutta-Joukowski garantiza que el valor de la presión en el borde de salida del perfil es el mismo para las dos corrientes que fluyen por el extradós (parte superior) e intradós (parte inferior) del perfil. En un borde de salida anguloso, con dos pendientes diferentes, sólo es posible tener velocidades, y consecuentemente presiones, iguales arriba y abajo si el borde de salida es punto de remanso. Si el borde de salida es un punto de retroceso no es necesario que el borde de salida sea punto de remanso, sólo bastará con que las velocidades arriba y abajo sean iguales.

Por tanto, el valor de la circulación prescrito por la hipótesis de Kutta-Joukowski es el único posible para un perfil de forma y actitud dadas en movimiento estacionario y resulta de imponer la condición de que el borde de salida del perfil sea punto de remanso si es un borde anguloso o que, si éste es punto de retroceso, las velocidades por extradós e intradós sean iguales en el borde de salida.

El valor de la circulación no cambiará en tanto que no se desprenda vorticidad adicional desde el borde de salida, esto es, mientras que el campo de velocidades sobre el perfil se mantenga constante.

Métodos estimativos para obtener resultados aerodinámicos

Las técnicas analíticas presentadas en este capítulo son métodos aproximados. Su función es mostrar las dependencias de los principales parámetros que definen una superficie aerodinámica y proveer de valores realistas para estudios preliminares. Las compañías aeronáuticas cuentan con métodos estimativos altamente computerizados con métodos propios que no están disponibles para el público general.

Fuerzas aerodinámicas y clasificación de la resistencia

La siguiente figura muestra las dos formas en las que la masa de aire y la aeronave pueden interactuar. Cuando la aeronave se mueve hacia delante, las partículas de aire deslizan sobre la superficie del ala. Las partículas más cercanas a la superficie se mueven como si estuvieran pegadas a ella, desplazándose con la aeronave.

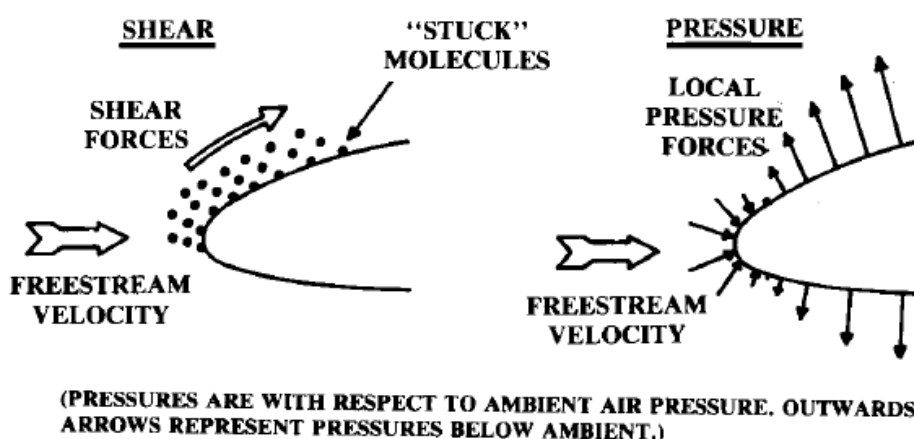


Ilustración 3

Si las partículas de aire se mantienen adheridas y mantienen el mismo movimiento de la aeronave, se produce entonces una fuerza de cortadura con las partículas más alejadas de la superficie de la aeronave, al tener velocidades diferentes. A este esfuerzo se le denomina "esfuerzo viscoso", y viene determinado por el espesor y característica de la capa límite, que a su vez viene definida por las propiedades y forma de la aeronave.

Si el movimiento de las diferentes capas de la capa límite es ordenado, entonces la capa es laminar; si por el contrario las partículas se mueven de forma caótica, la capa límite es entonces turbulenta. En este caso, la capa límite se vuelve más gruesa, moviendo una mayor cantidad de partículas y generando por tanto una mayor resistencia de fricción (Skin-friction drag)

Tomando como ejemplo una placa plana, el número de Reynolds local necesario para que la capa límite pase de laminar a turbulenta es de $5 \cdot 10^5$, aunque puede volverse turbulenta a Reynolds menores si la superficie es rugosa. La curvatura típica de los perfiles también pueden adelantar o atrasar la transición de laminar a turbulento.

Por otro lado, cuando la aeronave se mueve hacia adelante, las partículas de aire que anteriormente estaban en el mismo lugar que el perfil son movidas hacia el extradós o el intradós. La velocidad relativa del aire por tanto varía a lo largo de la aeronave. En algunos lugares, principalmente cercanos al morro del avión, el aire se desacelera. En otros lugares, el aire se acelera en relación con la velocidad de la corriente libre.

De acuerdo con la ecuación de Bernoulli, la presión total (estática más dinámica) a lo largo de una línea de corriente subsónica permanece constante. Si la velocidad local del aire aumenta, la presión dinámica sube, con lo que la presión estática disminuye. De igual forma, una reducción en la velocidad local del aire trae como consecuencia un aumento en la presión estática.

De esta forma, el paso de la aeronave crea una variación de presión alrededor de él. De hecho, la sustentación es generada forzando al aire que viaja sobre el extradós del ala a viajar más rápido que el aire que viaja por el intradós. Esto se lleva a cabo gracias al AoA del ala y/o la curvatura del perfil. La diferencia resultante en la velocidad del aire crea un diferencial de presión entre la zona superior y la inferior que produce la sustentación que soporta la aeronave.

Las fuerzas de sustentación y resistencia son la resultante de la combinación de fuerzas de presión y de cortadura (viscosas). Sin embargo, la gran cantidad de clasificaciones para las fuerzas aerodinámicas pueden generar confusión a causa de la terminología.

Por ejemplo, la resistencia de un ala incluye fuerzas tales como: Resistencia del perfil, resistencia de fricción, resistencia de separación, resistencia parásita, resistencia de curvatura, resistencia inducida, resistencia de onda, resistencia de onda inducida, resistencia de interferencia...

En el cuadro siguiente se pretende condensar parte de la variada terminología referente a los diferentes tipos de resistencias que se pueden encontrar, basada en los orígenes de esta fuerza (viscosa o presión) y si está, o no, relacionada con la fuerza sustentadora generada.

	Fuerzas viscosas	Fuerzas de presión		
		Separación	Onda	Circulación
Resistencia parásita	Fricción de piel	Separación viscosa	Resistencia de onda	
	Resistencia de "scrubbing" ¹	Separación inducida por onda de choque		
	Resistencia de interferencia			
	Resistencia de forma			
Resistencia inducida	Efecto de la velocidad en la fricción de piel	Resistencia de curvatura		Resistencia debida a sustentación
		Efecto de la velocidad en la resistencia de forma		Resistencia de trimado
Área de referencia	S _{mojada}	Sección máxima	Distribución en volumen	S _{referencia}

La resistencia que no está íntimamente relacionada con la sustentación es conocida normalmente como resistencia parásita o resistencia zero-lift (de sustentación nula). En un crucero subsónico de una aeronave bien diseñada, la resistencia parásita consistirá en su mayor parte de resistencia de fricción, la cual depende en su mayor parte del área mojada.

La resistencia de fricción de una placa plana de la misma superficie mojada que la aeronave puede ser determinada para varios números de Reynolds y diversas rugosidades de piel. Será obtenida más adelante, aunque la resistencia parásita real puede ser algo superior, como se verá también en próximos apartados.

La resistencia "Scrubbing" es un incremento en la resistencia de fricción debido al chorro aguas abajo de la hélice o salida del motor jet cuando incide en la superficie de la aeronave. Este fenómeno produce una mayor velocidad efectiva del aire y una mayor cantidad de flujo turbulento, provocando un aumento de la resistencia. Es por esta razón que aviones "pusher" son preferibles para un vuelo óptimo.

A parte de las resistencias de origen viscoso también encontramos las debidas a fuerzas de presión. Hay varios orígenes distintos para estas fuerzas.

En primer lugar, la separación viscosa. Si la presión teórica en un fluido perfecto es integrada a lo largo de un cuerpo fuselado sin separación de la corriente, ya se demostró que la presión alrededor del cuerpo que produce una fuerza resistiva en la dirección del vuelo se cancela de forma exacta con la presión de la zona del cuerpo en la que la presión produce una fuerza en contra a la dirección del vuelo. De este modo, si la resistencia de fricción es ignorada, el balance de resistencia es nulo (Paradoja de D'Alembert)

¹ Resistencia debida al chorro de una hélice - Airplane Aerodynamics and Performance, Jan Roskam, C. T. Lan, Chuan-Tau Edward Lan

Esta paradoja fue finalmente resuelta por Prandtl, quién determinó que la capa límite, producida gracias a la viscosidad del fluido, causa que el flujo se separe del borde de salida del perfil. Esto evita que actúe la fuerza de presión en contra a la dirección de vuelo, dejando un balance positivo de fuerza resistiva.

La resistencia por separación viscosa, también denominada resistencia de forma, depende de la localización del punto de separación en el cuerpo. Si el flujo se separa cerca de la zona anterior del cuerpo, la resistencia es mucho mayor que si se separa en una zona más cercana al borde de salida.

El punto de separación depende en gran medida de la curvatura del cuerpo. Además el punto de separación se ve afectado por la cantidad de energía de la corriente. El flujo turbulento tiene más energía que el flujo laminar, por lo que una capa límite turbulenta tiende a retrasar la separación.

Si un cuerpo es pequeño, su superficie es poco rugosa y vuela a baja velocidad, el número de Reynolds será lo suficientemente bajo como para que la capa límite se mantenga laminar, resultando en un desprendimiento temprano de la capa límite. Por esta razón, los objetos pequeños, como bolas de golf, pueden tener una menor fuerza resistiva si la piel es rugosa, provocando el cambio de la capa límite de laminar a turbulenta, manteniendo la capa adherida una mayor distancia.

Para grandes cuerpos tales como un avión de transporte de pasajeros, la capa límite puede llegar a ser tan gruesa que el aire cerca de la superficie pierde la mayor parte de su energía. Esto causa una separación cerca de la cola del avión, generando lo que se denomina “Resistencia de cola de barco”, o “Boattail drag”.

Para evitar este fenómeno, se suelen colocar pequeñas aletas aguas arriba del punto de separación, perpendicular a la superficie y encaradas hacia la corriente. Estas aletas producen vórtices en las puntas que mezclan la capa límite con aire de alta energía fuera de ella. Esto retrasa la separación y reduce la resistencia de “cola de barco”. A estas aletas se le denominan comúnmente como generadores de vorticidad.

La separación viscosa es la mayor responsable de la resistencia de los cuerpos con forma no fuselada e irregular, tales como el tren de aterrizaje. También produce resistencia de base, una resistencia generada por las colas de los fuselajes que acaban de forma abrupta, típico en cargueros.

La resistencia parásita subsónica de un cuerpo no sustentador y fuselado consiste únicamente en la resistencia de fricción y la resistencia de separación viscosa, normalmente llamada “resistencia de forma”. La resistencia de forma es normalmente referida al área de la mayor sección transversal del cuerpo.

La resistencia de interferencia es el incremento en la resistencia en los diversos componentes de una aeronave (respecto a la que dan por separado) debido al

cambio en el flujo que induce la presencia de los demás. Por ejemplo, el fuselaje causa normalmente un aumento en la resistencia del ala al fomentar la separación temprana de la capa límite en la raíz alar. También puede venir dada por la turbulencia que genera un componente y que aumenta la resistencia de otro al incidir parte de esa corriente.

La resistencia función de la sustentación es denominada “resistencia inducida”. La resistencia inducida es causada por la circulación sobre el perfil que, para un ala tridimensional, produce vórtices en la corriente por detrás del ala. La energía requerida para producir esos vórtices es extraída del ala como una fuerza resistiva, y es proporcional al cuadrado de la sustentación.

Para eliminar el momento de picado del ala, la superficie de cola produce una cierta fuerza sustentante que normalmente tiene valor negativo. La resistencia inducida del estabilizador horizontal es denominada normalmente “resistencia de trimado”. Esta resistencia también incluye la sustentación adicional requerida por el ala para contrarrestar el efecto contraproducente de la cola.

Cuando se muestran las gráficas de resistencia total frente a sustentación, la resistencia puede ser calculada con una deflexión fija del estabilizador, o bien variando la deflexión en cada punto según se requiera para mantener el avión trimado.

La resistencia del perfil es una combinación de resistencia de fricción y de forma. No hay resistencia inducida en un perfil porque el ángulo de ataque efectivo es siempre igual al ángulo de ataque de la corriente. Sin embargo, la resistencia de forma aumenta conforme se incrementa el AoA, debido al adelantamiento del desprendimiento de la capa límite.

Sin embargo, la mayoría de los métodos estimativos de resistencia no usan los datos de resistencia del perfil para determinar la resistencia total del ala. En su lugar, se determina la resistencia de un ala idealizada sin torsión o curvatura, y a continuación se estima una cierta “resistencia de curvatura”.

Coeficientes aerodinámicos

La sustentación y resistencia son usualmente tratadas como coeficientes adimensionales, tal y como se indican en las siguientes ecuaciones:

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_L \quad (2.2.1)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_D \quad (2.2.2)$$

Por definición, la sustentación es perpendicular a la dirección de vuelo, mientras que la resistencia es paralela a ésta. Normalmente, los coeficientes

adimensionales se expresan con letra minúsculas (C_l, C_{d_l}) cuando se refieren a perfiles y con letras mayúsculas (C_L, C_D) al referirse al ala tridimensional o a la aeronave completa.

Usualmente se usan las gráficas llamadas “polares de resistencia” para denotar las características aerodinámicas de una aeronave. En ella se representa el coeficiente de resistencia en función del coeficiente de sustentación. A continuación se muestra un ejemplo de polar:

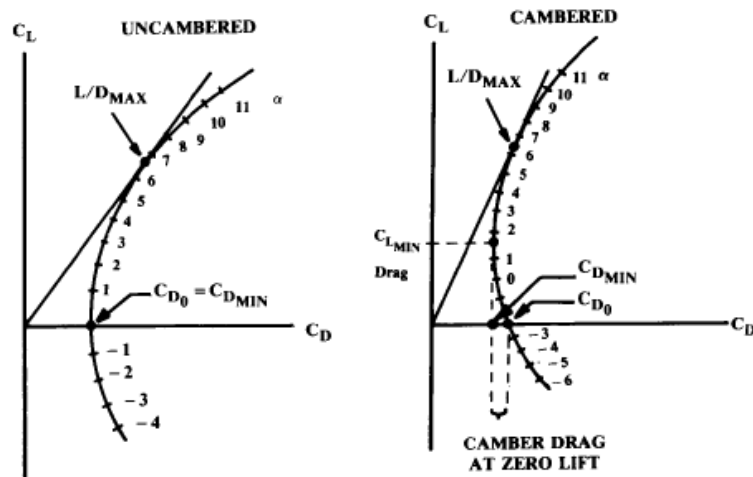


Ilustración 4

En la gráfica anterior, el ángulo de ataque viene marcado por puntos a lo largo de la curva que, aunque no es lo usual, permite un mejor entendimiento de la relación entre sustentación, resistencia y ángulo de ataque.

Para polares subsónicas de aeronaves funcionando a AoA bajos, la resistencia puede expresarse como el cuadrado de la sustentación:

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (2.2.3)$$

$$C_D = C_{Dmin} + K(C_L - C_{Lmin \text{ drag}})^2 \quad (2.2.4)$$

Siendo (2.2.3) para alas sin curvatura y (2.2.4) para alas con curvatura en sus perfiles.

Para un ala sin curvatura, la mínima resistencia (C_{D0}) aparece cuando la sustentación es nula. Para alas con curvatura, la resistencia mínima aparece, sin embargo, con una cierta sustentación positiva ($C_{Lmin \text{ drag}}$). En este caso, la forma de la polar sigue siendo parabólica pero con el mínimo ligeramente desplazado hacia coeficientes de sustentación positivos. Para alas con poca

curvatura este desplazamiento es, por lo general, pequeño, con lo que $C_{D0} \approx C_{Dmin}$ y puede usarse la ecuación (2.2.3).

El punto donde una línea que pase por él y por el origen de coordenadas sea tangente a la curva en ese mismo punto se denomina punto de máxima eficiencia aerodinámica.

Métodos estimativos para obtener la sustentación en perfiles

En la figura siguiente se pueden observar curvas de sustentación típicas. Las alas sin curvatura no generan sustentación a ángulo de ataque nulo, mientras que las alas con curvatura generan una cierta sustentación positiva a ángulos de ataque nulos.

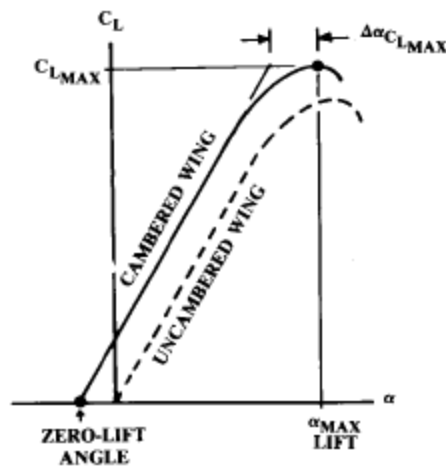


Ilustración 5

Una vieja regla basada en la experiencia dice que el ángulo de ataque negativo que hay que imponerle a un perfil con curvatura para que no produzca sustentación coincide con su tanto por ciento de curvatura (el desplazamiento máximo vertical de la línea central dividido por la cuerda).

La máxima sustentación se alcanza a ángulo de ataque de pérdida; más allá la sustentación decrece rápidamente mientras que la resistencia aumenta de forma exponencial. Cuando un ala cae en régimen de pérdida, la mayor parte del flujo en extradós está desprendido.

La pendiente de la curva de sustentación es esencialmente lineal excepto la zona cercana al ángulo de pérdida. En la región de pérdida, la pendiente se vuelve no lineal y la obtención del coeficiente de sustentación se complica enormemente.

En la figura siguiente se puede observar el efecto del alargamiento en las curvas de sustentación. Para un ala de infinito alargamiento (caso de un perfil

2D), la pendiente teórica de sustentación se encuentra cerca del valor 2π , siendo este valor el obtenido para una placa plana en el seno de un fluido perfecto.

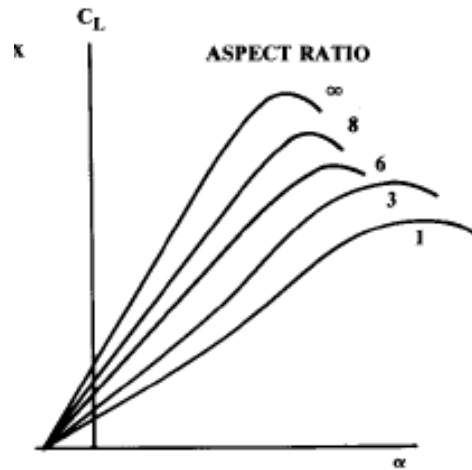


Ilustración 6

Los perfiles actuales tienen pendientes situadas entre el 90 y el 100% del máximo valor teórico. A este porcentaje respecto al valor teórico se le denomina a veces “eficiencia del perfil” (η).

Una reducción en el alargamiento reduce la pendiente de la curva de sustentación. Para valores muy bajos, la capacidad del aire de bordear la punta de ala tiende a prevenir la pérdida incluso a valores altos de AoA. Además, la curva se vuelve más no lineal conforme el alargamiento disminuye.

Por otro lado, un aumento en la flecha del ala tiene un efecto similar a reducir el alargamiento.

Máxima sustentación

El máximo coeficiente de sustentación del ala determinará principalmente la superficie alar. Esta variable tiene además una alta participación en la resistencia de crucero. También afecta en gran medida al peso máximo en despegue para realizar una cierta misión encomendada.

Así pues, el coeficiente de sustentación máximo es crítico para dimensionar la superficie alar y un valor alto permite alas más pequeñas; sin embargo aún hoy la obtención de la máxima sustentación alar de forma analítica o computacional es poco fiable con los métodos usados para el diseño preliminar, y métodos más avanzados son tan costosos que su uso en un dimensionado se escapa de cualquier capacidad de proceso actual. Incluso los túneles de viento pueden dar valores muy dispersos de este valor. No es raro que aviones ya en fase de prototipo tengan que modificarse para asegurar los valores de sustentación máxima predichos en el diseño.

Para aeronaves con alas de un alto alargamiento con flechas moderadas y radio del borde de ataque del perfil grande, la sustentación máxima depende principalmente de las características del perfil. El coeficiente de sustentación máximo del ala “limpia” (sin el uso de flaps u otros elementos hipersustentadores) se encuentra usualmente alrededor del 90% de la sustentación máxima del perfil a números de Reynolds similares.

La flecha alar reduce el coeficiente de sustentación máximo, el cual puede ser obtenido multiplicando el máximo coeficiente de sustentación para el ala sin flecha por el coseno de la flecha:

$$C_{Lmax} = 0.9 \cdot C_{lmax} \cdot \cos \Lambda_{0.25c} \quad (2.3.1)$$

Si un ala tiene un bajo alargamiento o una flecha grande con un borde de ataque afilado, el coeficiente de sustentación máximo puede aumentar debido a la formación de vórtices. Este fenómeno depende en gran medida de la forma de la superficie superior del borde de ataque.

La forma del borde de ataque puede definirse por el radio del morro del perfil. Sin embargo, el radio de la punta del perfil por sí sólo no tiene en cuenta el efecto de la curvatura de éste en la parte superior del borde de ataque.

Por ello, se define un parámetro arbitrario denominado “parámetro de agudeza del borde de ataque” como la separación vertical entre dos puntos de la superficie superior, situados a 0.15% y 6% respectivamente de la cuerda del perfil tomando como inicio el punto extremo del borde de ataque, tal y como muestra la siguiente figura:

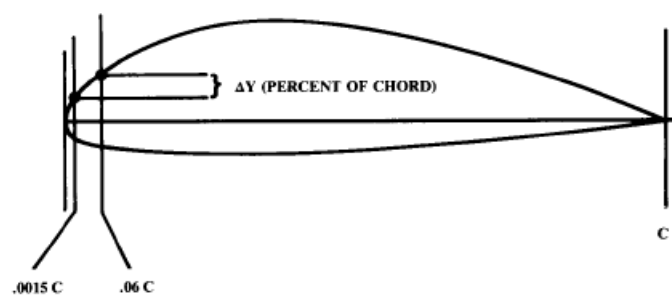


Ilustración 7

Éste parámetro se usa en algunas publicaciones a la hora de desarrollar métodos estimativos para la construcción de la curva de sustentación más allá de la pérdida, para alas de alto o bajo alargamiento.

En concreto, para alas de **alto alargamiento**, se puede usar la siguiente expresión:

$$C_{L_{\max}} = C_{l_{\max}} \left(\frac{C_{L_{\max}}}{C_{l_{\max}}} \right) + \Delta C_{L_{\max}} \quad (2.3.2)$$

Mientras que para obtener el máximo ángulo de ataque:

$$\alpha_{C_{L_{\max}}} = \frac{C_{L_{\max}}}{C_{L_{\alpha}}} + \alpha_{0_L} + \Delta \alpha_{C_{L_{\max}}} \quad (2.3.3)$$

Dónde, respectivamente, $C_{l_{\max}}$ indica el máximo coeficiente de sustentación del perfil para bajos números de Mach; $\left(\frac{C_{L_{\max}}}{C_{l_{\max}}} \right)$ puede obtenerse de la gráfica siguiente:

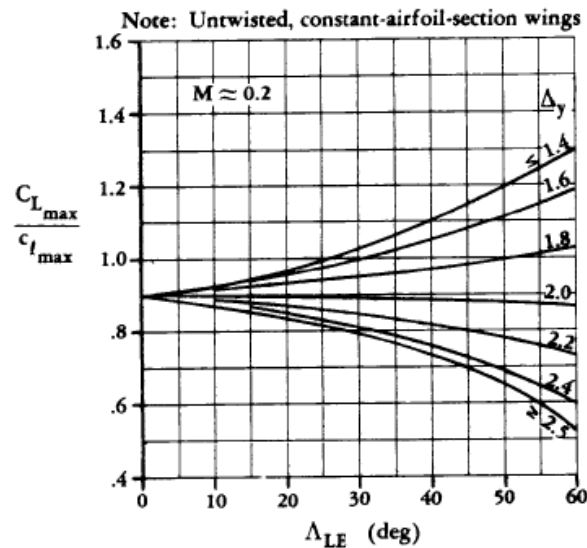


Ilustración 8

Y $\Delta C_{L_{\max}}$ es 0 si el número de Mach es bajo, como en este caso. Puede verse en la ecuación (2.3.3) que α_{0_L} indica el valor del ángulo de ataque de sustentación nula del ala (que puede aproximarse por el del perfil) y el último término $\Delta \alpha_{C_{L_{\max}}}$ no es más que una correlación para considerar los efectos no lineales del flujo de vorticidad.

Dispositivos hipersustentadores

Existe siempre una incompatibilidad básica en el diseño de alas. Para una eficiencia máxima en crucero, un ala debe tener una curvatura pequeña y funcionar a una carga alar grande. Durante el despegue y aterrizaje, un ala tiene que producir una gran sustentación, lo cual significa una mayor curvatura y una carga alar baja.

Para solucionar el problema, se desarrollaron los dispositivos hipersustentadores. Los típicamente usados se pueden observar en la siguiente figura:

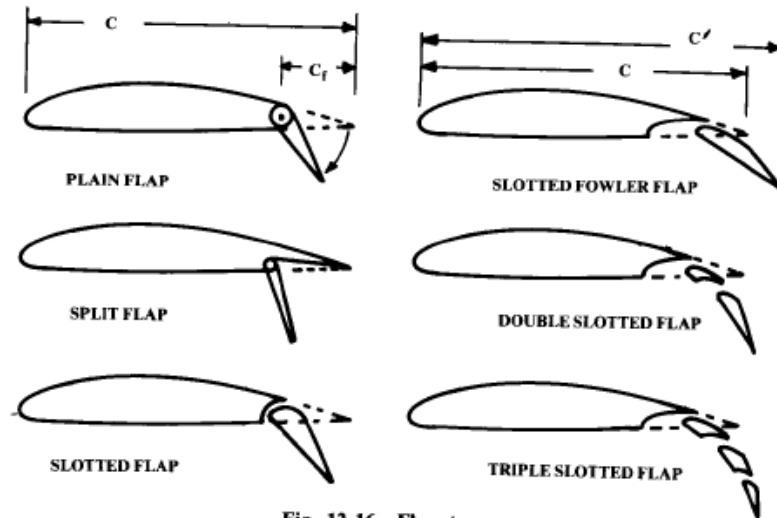


Fig. 12.16 Flap types.

Ilustración 9

El “plain flap” es el más simple de todos y no es más que una porción abisagrada del perfil. Típicas cuerdas para esta clase de flaps (c_f) rondan el 30% de la cuerda del perfil. En este caso, el mecanismo principal que permite un incremento de la sustentación es el aumento de la curvatura. Normalmente la máxima sustentación se consigue con deflexiones cercanas a los 45° . Las bases de alerones y otros controles aerodinámicos proceden de este sencillo mecanismo.

El “split flap” es parecido al “plain flap” pero sólo la superficie inferior del perfil está abisagrada. El incremento obtenido es similar al “plain flap” a cambio de aumentar mucho la resistencia y disminuir el momento de picado.

Los “splotted flaps” son “plain flaps” con un hueco entre el ala y el flap. Esto permite que el aire a alta presión del intradós pase a extradós, lo cual ayuda a evitar la separación. Este mecanismo aumenta la sustentación producida y disminuye la resistencia.

El flap tipo Fowler es similar a un “slotted flap”, pero con mecanismos que le permiten deslizarse hacia fuera al mismo tiempo en que es deflectado. Esto permite que se incremente, además de la curvatura, la superficie alar. Para mejorar el comportamiento de esta clase de superficies, se producen “double” o “triple-slotted”, con varios huecos que permiten mayores curvaturas y superficies sin desprendimiento de corriente. Aunque aumentan de manera apreciable la sustentación máxima del ala, también elevan el costo, el peso y la complejidad técnica, por lo que suele reservarse a aviones de gran tonelaje.

Los flaps de borde de salida no aumentan el AoA de pérdida. De hecho, tienden a reducirlo al incrementar la caída de presión sobre el extradós del perfil, lo que hace adelantar la separación. Para incrementar el ángulo de ataque de pérdida, se requiere disponer de dispositivos de borde de ataque, mostrados en la figura siguiente:

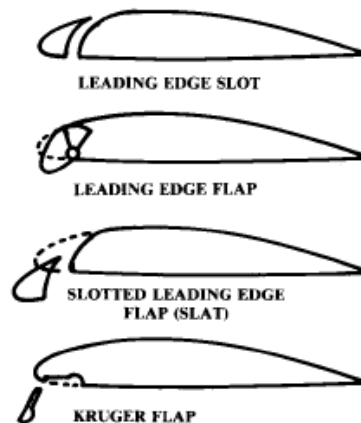


Ilustración 10

El “leading-edge slot” no es más que un simple hueco que permite al aire a alta presión en intradós pasar a extradós, inyectando cantidad de movimiento al fluido y retrasando la separación y la pérdida. A veces este hueco está abierto, pero normalmente tiene “compuertas” que permiten cerrarlo para reducir la resistencia a altas velocidades.

Por otro lado el flap de borde de ataque es una fracción del borde de ataque abisagrada que se inclina hacia abajo para aumentar la curvatura. Esto incrementa la pendiente de la superficie superior del borde de ataque, con efectos beneficiosos en el coeficiente de sustentación máximo como ya se vió en el apartado anterior.

Los Slats incrementan la curvatura, aumentan la superficie alar y además, proveen de un hueco para dejar pasar el aire de intradós a extradós. Son los dispositivos hipersustentadores de borde de ataque más usados.

El flap Kruger es usado normalmente por aviones de línea y funciona como una barrera para el aire, forzándolo a que pase por el extradós del ala. Aunque producen más resistencia que los demás mecanismos a bajos AoA, es sin embargo mucho más simple y ligero.

La siguiente figura ilustra los efectos de estas superficies hipersustentadoras en la curva de sustentación del ala. Normalmente, los dispositivos que no aumentan la superficie alar, tales como los plain flaps, split flaps o slotted flaps, mueven el AoA de sustentación nula hacia la izquierda, incrementando así la

sustentación máxima. La pendiente de la curva se mantiene sin cambios, y el AoA máximo se ve reducido.

Aquellos dispositivos que, además, aumenten la superficie alar, tales como los flaps Fowler, funcionan de similar forma, moviendo el punto de AoA de sustentación nula hacia la izquierda, pero además la superficie alar aumenta al extender los flaps, por lo que el ala genera más sustentación a un AoA dado frente a un flap que no aumente la superficie alar.

Ya que el coeficiente de sustentación es referido siempre a la superficie alar original, la pendiente efectiva de la curva de sustentación se ve incrementada aproximadamente por la relación entre el área alar con la superficie hipersustentadora extendida con el área alar sin ella.

Los dispositivos hipersustentadores de borde de ataque funcionan principalmente retrasando la pérdida. Los slats y los flaps de borde de ataque también tienen el efecto de reducir la sustentación a un cierto AoA (la curva de sustentación se desplaza hacia la derecha). Esto se debe a que la inclinación del borde de ataque actúa reduciendo el ángulo de ataque efectivo, medido desde el punto más extremo del borde de ataque al más extremo del borde de salida. Los slats, ya que aumentan en cierta medida la superficie alar, también provocan que la pendiente de la curva de sustentación aumente.

Aunque los dispositivos de borde de ataque no aportan grandes mejoras en cuanto a sustentación, son muy útiles cuando trabajan en combinación con los flaps de borde de salida porque ayudan a evitar la separación temprana del flujo de aire causado por los flaps y a equilibrar momentos de picado.

Un método que puede verse en ^[1,2] para estimar los efectos de las superficies hipersustentadoras es usando las siguientes ecuaciones:

$$\Delta C_{Lmax} = \Delta C_{Lmax} \left(\frac{S_{con flap}}{S_{referencia}} \right) \cdot \cos \Lambda_{H.L} \quad (2.3.4)$$

$$\alpha_{C_{Lmax}} = (\alpha_{0_L})_{perfil} \left(\frac{S_{con flap}}{S_{referencia}} \right) \cdot \cos \Lambda_{H.L} \quad (2.3.5)$$

Valores aproximados de ΔC_{Lmax} pueden obtenerse de la siguiente tabla:

Tabla 1

Table 12.2 Approximate lift contributions of high-lift devices

High-lift device	$\Delta C_{l_{\max}}$
Flaps	
Plain and split	0.9
Slotted	1.3
Fowler	1.3 c'/c
Double slotted	1.6 c'/c
Triple slotted	1.9 c'/c
Leading edge devices	
Fixed slot	0.2
Leading edge flap	0.3
Kruger flap	0.3
Slat	0.4 c'/c

Para configuración en despegue, debe multiplicarse el incremento obtenido por 0.6-0.8. En ambas ecuaciones, el acrónimo "H.L." hace referencia a la línea de bisagra del flap. La $S_{\text{con flap}}$ viene definida en la siguiente ilustración:

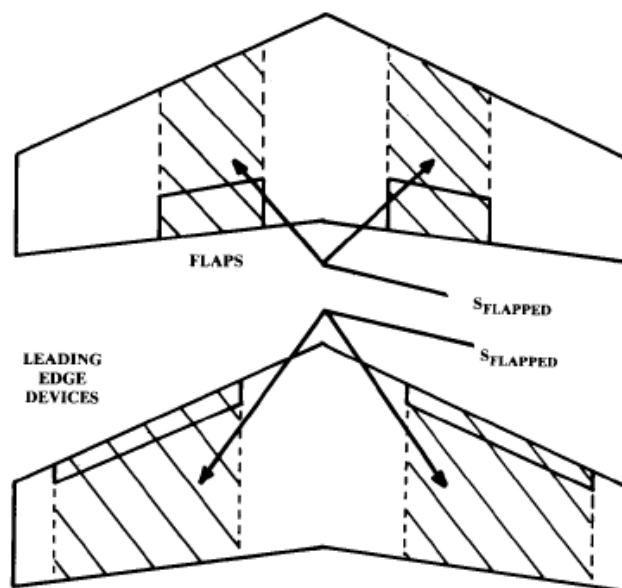


Fig. 12.19 "Flapped" wing area.

Ilustración 11

El incremento de sustentación aportado por un dispositivo de borde de ataque puede ser estimado aproximadamente como 0.4 a altos ángulos de ataque.

Métodos para la obtención de la resistencia parásita

Método de fricción equivalente

Este método se basa en el hecho de que una aeronave bien diseñada en crucero tendrá una resistencia parásita debida principalmente a la resistencia de fricción. De esta forma, se define un coeficiente adimensional “coeficiente de fricción equivalente” (C_{fe}) que incluye tanto la fricción como la resistencia de forma.

Así, se obtiene C_{D0} aplicando la ecuación:

$$C_{D0} = C_{fe} \left(\frac{S_{mojada}}{S_{referencia}} \right) \quad (2.4.1)$$

Donde la superficie mojada es toda aquella superficie del avión expuesta a la corriente exterior. Por otra parte, de la tabla siguiente se escoge el coeficiente de fricción equivalente en función de la clase de aeronave:

Tabla 2

Table 12.3 Equivalent skin friction coefficients	
$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$	C_{fe} -subsonic
Bomber and civil transport	0.0030
Military cargo (high upsweep fuselage)	0.0035
Air Force fighter	0.0035
Navy fighter	0.0040
Clean supersonic cruise aircraft	0.0025
Light aircraft – single engine	0.0055
Light aircraft – twin engine	0.0045
Prop seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040

Component Buildup Method

Se basa en estimar la resistencia parásita de cada componente del avión usando un coeficiente de fricción para placa plana calculado de antemano (C_f) y un “factor de forma” del componente (FF) que estima la resistencia de presión debido a la separación de la capa límite. Además, la resistencia debida a interferencia se calcula y se agrega a la resistencia del componente como un factor “Q”; finalmente la resistencia parásita del avión no es más que la suma de la resistencia de todos los componentes:

$$C_{D0} = \frac{\sum_c (C_{fc} \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{mojada_c})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}} \quad (2.4.2)$$

- El cálculo del coeficiente C_{fc} depende de variables como el número de Reynold, el número de Mach y la rugosidad de la piel. La variable que más afecta al valor de la resistencia de fricción es la fracción de superficie en la cual el fluido mantiene un carácter laminar.

A un número de Reynold local de un millón, una superficie con un flujo turbulento tendrá un coeficiente de fricción 3 veces superior que si dominase el flujo laminar. El flujo laminar puede mantenerse si el número de Reynolds local está por debajo de, aproximadamente, $5 \cdot 10^5$, y sólo si la superficie es muy suave.

Las aeronaves actuales tienen flujo turbulento en la mayor parte de la superficie mojada, aunque pequeñas partes de flujo laminar puede encontrarse en los bordes de ataque de alas y superficies de cola. Un porcentaje típico de superficie dominada por flujo laminar es del 10-20% para las superficies aerodinámicas y prácticamente inexistente para el resto de la aeronave.

Para la porción de la aeronave donde domine el flujo laminar, C_f puede expresarse como:

$$C_{f_{laminar}} = 1.328/\sqrt{Re} \quad (2.4.3)$$

Siendo Re el número de Reynold, expresado como:

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} l}{\mu} \quad (2.4.4)$$

El valor “l” es referido a la longitud característica del elemento en cuestión. Para el fuselaje, “l” es la longitud total. Para un ala o la cola, “l” se refiere a la cuerda media.

Para flujo turbulento, el cual en la mayoría de los casos cubre gran parte de la superficie mojada del avión, el valor de C_f puede obtenerse a partir de:

$$C_{f_{turbulento}} = \frac{0.455}{(\log_{10} Re_{cutoff})^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} \quad (2.4.5)$$

Si la superficie es rugosa, el coeficiente de fricción puede ser mayor al que se obtiene con la ecuación (2.4.5). En este caso, el número de Reynolds a usar es el siguiente:

$$Re_{cutoff} = 38.21 \cdot \left(\frac{l}{k}\right)^{1.053} \quad (2.4.6)$$

El coeficiente k puede obtenerse a partir de la siguiente tabla:

Tabla 3

Table 12.4 Skin roughness value (<i>k</i>)	
Surface	<i>k</i> (ft)
Camouflage paint on aluminum	3.33×10^{-5}
Smooth paint	2.08×10^{-5}
Production sheet metal	1.33×10^{-5}
Polished sheet metal	0.50×10^{-5}
Smooth molded composite	0.17×10^{-5}

Una vez que se obtienen los coeficientes de resistencia de fricción por ambos métodos, se hace una media ponderada entre ambos en función de la proporción que exista de cada uno sobre la superficie del componente en cuestión:

$$C_{f_{final}} = c \cdot C_{f_{laminar}} + (1 - c) \cdot C_{f_{turbulento}} \quad (2.4.7)$$

- Para el cálculo de los factores de forma de cada uno de los componentes, puede usarse las siguientes ecuaciones:

Para alas, superficies de cola, pilones

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] [1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos \Lambda_m)^{0.28}] \quad (2.4.8)$$

Fuselaje y cabina

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (2.4.9)$$

Góndolas de motor y elementos externos con forma fuselada

$$FF = 1 + \left(\frac{0.35}{f} \right) \quad (2.4.10)$$

Siendo

$$f = \frac{l}{d} = \frac{l}{\sqrt{(4\pi)A_{max}}} \quad (2.4.11)$$

Aquellas superficies de cola con algún tipo de articulación (timón de cola o estabilizador horizontal) deberán añadir un 10% de resistencia de forma adicional por los huecos entre la superficie de control y la estructura.

Hay que tener en cuenta que un fuselaje con sección cuadrada tiene un factor de forma un 40% superior debido a la separación adicional generada en los bordes.

- El factor de interferencia (Q) es mayor que uno, debido a que la interferencia mutua entre componentes aumenta la resistencia. Para una góndola de motor montada justo en la superficie más cercana, el factor de interferencia ronda 1.5. Si la góndola está montada a una distancia menor que un diámetro de la superficie más cercana, el factor Q se reduce a 1.3. Para góndolas a distancias mayores de su diámetro, Q puede llegar a ser 1.

Para las alas, el factor Q suele ser 1, excepto si se trata de un ala baja sin carenado, en cuyo caso el factor Q puede oscilar entre 1.1 y 1.4

Para el fuselaje, el factor Q es de 1 en la mayor parte de los casos.

En cuanto a la cola, las colas en V suelen tener Q de 1.03 y en H de 1.08. Para colas convencionales, Q oscila entre 1.04 y 1.05.

- La resistencia de elementos diversos puede determinarse por separado usando gráficos empíricos y ecuaciones, y añadirse a los resultados de la resistencia parásita obtenidos antes.

La mayor parte de los aviones de transporte y de carga tienen un final romo para permitir la carga y descarga de elementos voluminosos. Esto incrementa la resistencia más allá de lo calculado con las ecuaciones anteriores. Esta resistencia adicional es una función complicada de la sección del fuselaje y del AoA del avión, pero puede aproximarse usando la siguiente ecuación:

$$C_d = 3.83 \cdot \alpha^{2.5} \cdot \left(\frac{S_{max}}{S_{ref}} \right) \quad (2.4.12)$$

Siendo α el ángulo de la zona trasera del fuselaje (en radianes) y S_{max} la superficie de la mayor sección del fuselaje.

Por otro lado, la resistencia inducida por el tren de aterrizaje suele estimarse a partir de datos empíricos obtenidos de aeronaves con una disposición similar. Si tal dato no está disponible, la resistencia del tren puede estimarse a partir de la suma de las resistencias de las ruedas, barras y otros componentes usando la tabla siguiente:

Tabla 4

Table 12.5 Landing gear component drags	
	D/q Frontal area (Ft ²)
Regular wheel and tire	0.25
Second wheel and tire in tandem	0.15
Streamlined wheel and tire	0.18
Wheel and tire with fairing	0.13
Streamline strut ($1/6 < t/c < 1/3$)	0.05
Round strut or wire	0.30
Flat spring gear leg	1.40
Fork, bogey, irregular fitting	1.0-1.4

Los valores D/q deben dividirse por el área de referencia para obtener los valores C_d correctos. La obtención de esta resistencia es especialmente importante en las aeronaves de tren fijo. Para tener en cuenta la interferencia aerodinámica, es conveniente multiplicar el valor de resistencia obtenido por 1.2.

Por otro lado, los flaps hacen aumentar también la resistencia parásita, debido a la separación del flujo sobre él, y su contribución puede ser obtenida usando la siguiente ecuación:

$$\Delta C_{d0_{flaps}} = 0.0023 \cdot \left(\frac{\text{envergadura flaps}}{\text{envergadura alar}} \right) \cdot \delta_{flap} \quad (2.4.13)$$

Dónde δ_{flap} es la inclinación del flaps dada en grados.

Otros elementos que inducen resistencia parásita son las protuberancias. Antenas, luces y defectos de fabricación, tales como remaches salientes o paneles desajustados aumentan en cierta medida la resistencia total. Esta resistencia suele añadirse al total de la resistencia parásita y, para aviones en producción, no supera el 5% para el caso de grandes aeronaves de transporte de pasajeros, o 10% para aviones de pistón.

Por último, hay que tener en cuenta también la resistencia dada por un motor parado. No sólo el fallo de un motor anula el empuje disponible sino que además genera una resistencia adicional.

Los datos de resistencia de una hélice parada o en régimen de molinillo son proporcionados normalmente por el fabricante. Para un motor a reacción, se requiere el conocimiento de detalles tales como la característica de la entrada, del motor y de la tobera para estimar la resistencia del motor parado. En ausencia de tales datos puede usarse una aproximación.

Para determinar la resistencia total de la hélice con el motor parado, es necesario conocer tanto el área total de la hélice como una estimación de la

solidez (σ), la relación entre el área total de cada una de las palas y el área del disco. La solidez también puede obtenerse como el número de palas partido por el alargamiento de cada una y π .

Por ejemplo para un alargamiento típico de pala de 8, la solidez será 0.04 veces el número de palas. Los motores de pistón normalmente usan 2 o 3 palas.

Una vez obtenidos estos datos, puede obtenerse la resistencia como:

$$C_{d_{hélice}} = k \cdot \sigma \cdot \frac{A_{disco\ de\ la\ hélice}}{A_{ref}} \quad (2.4.14)$$

Para una hélice parada, el coeficiente k estará en torno a 0.1, siendo 0.8 si la hélice tiene paso fijo y no puede ponerse en bandera.

Métodos para la obtención del coeficiente de Oswald

Denominamos coeficiente de Oswald a la constante “ k ” que aparece delante del término cuadrático en la polar de la aeronave.

Este término es esencial para poder obtener la resistencia inducida que produce el ala en función del ángulo de ataque.

Para estimar este coeficiente, pueden usarse dos métodos que serán explicados a continuación:

Método del coeficiente de eficiencia de envergadura de Oswald

De acuerdo con la teoría clásica de alas, el coeficiente de resistencia inducida de un ala con una distribución de sustentación elíptica es igual al cuadrado del coeficiente de sustentación dividido por el alargamiento y π . Sin embargo, pocas alas tienen actualmente una distribución de sustentación elíptica. Además, este método no tiene en cuenta la resistencia de separación del flujo.

La resistencia extra debido a la distribución no elíptica de la sustentación y de la separación del flujo puede tenerse en cuenta usando el parámetro “ e ”, factor de eficiencia de envergadura de Oswald. El efecto es equivalente a reducir el alargamiento real de la aeronave, con lo que:

$$K = \frac{1}{\pi A e} \quad (2.5.1)$$

Este factor normalmente oscila entre 0.7 y 0.85. Numerosos métodos para estimar e se han desarrollado durante años. Normalmente, estos tienden a producir resultados mayores que los valores reales. Una estimación más

realista para la obtención de “e”, basado de observaciones empíricas, puede hacerse a partir de:

$$e_{Alas\ rectas} = 1.78 \cdot (1 - 0.045 \cdot A^{0.68}) - 0.64 \quad (2.5.2)$$

$$e_{Ala\ en\ flecha} = 4.65 \cdot (1 - 0.045 \cdot A^{0.68}) \cdot (\cos \Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1 \quad (2.5.3)$$

Debe usarse la ecuación (2.5.2) cuando se quiera calcular el factor para aeronaves con alas rectas y la ecuación (2.5.3) cuando estas tengan una cierta flecha. El término “A” hace referencia al alargamiento.

Si la aeronave tiene winglets, debe usarse el alargamiento efectivo:

$$A_{efec} = 1.2 \cdot A \quad (2.5.4)$$

Método de succión del borde de ataque

La resistencia a ciertos ángulos de ataque está afectada fuertemente por la separación de la capa límite. A altos coeficientes de sustentación, la polar tiende a diverger de la forma parabólica, obtenida a partir de un K fijo. De igual forma, los efectos de compresibilidad pueden modificar el comportamiento del ala, modificando el parámetro K de forma apreciable.

Por ello se desarrolla un método semiempírico para la estimación de K que permita además obtener la dependencia de K con el número de Mach. Aunque esta clase de dependencias no son importantes dentro del ámbito del proyecto, es interesante presentar este método puesto que permite obtener valores más ajustados que el anterior.

Debido a que el flujo se deflecta de forma importante justo al llegar al borde de ataque, se forma una depresión en el valor de la presión que se convierte en una fuerza de succión en contra de la dirección de la corriente. Esta succión es normal a la superficie y es expresada por el término S.

Si no existiera separación viscosa o downwash inducido, la succión de borde de ataque balancearía de forma exacta la componente hacia atrás de la fuerza normal y se cumpliría por tanto la paradoja de d’Alambert.

Por otro lado, las alas supersónicas tienen espesores muy pequeños, de forma que la succión de borde de ataque es prácticamente despreciable; comportándose como si de placas planas se tratase. Este caso extremo es el

más desfavorable ya que, aún sin existir desprendimiento de la corriente (que siempre ocurrirá en el borde de salida), no existirá succión que alivie la componente horizontal de la fuerza normal a la cuerda.

En este caso, para ángulos de ataque pequeños:

$$L = N \cdot \cos \alpha; \quad D_i = N \cdot \sin \alpha = L \cdot \tan \alpha \quad (2.5.5)$$

$$C_{di} = C_L \cdot \tan \alpha \approx \alpha \cdot C_L \quad (2.5.6)$$

Como, por otro lado:

$$C_{di} = K \cdot C_L^2 \quad (2.5.7)$$

Entonces, despejando K, se tiene que:

$$K = \frac{\alpha \cdot C_L}{C_L^2} = \frac{\alpha}{C_L} = \frac{1}{C_{L\alpha}} \quad (2.5.8)$$

De esta forma, en el peor caso de succión de borde de ataque nula, el factor K sería la inversa de la pendiente de la curva de sustentación del ala (en radianes).

Todas las alas reales operan sin embargo en algún punto entre el 0% y el 100% de succión de borde de ataque. A este porcentaje se le denomina S (no confundir con el nombre de la fuerza de succión, también S).

En vuelo subsónico, alas con flecha moderada y radios de borde de ataque grandes trabajarán con S en torno a 0.85-0.95. Cazas haciendo maniobras a alto números de g's pueden tener valores de S cercanos a 0.

En general, S es una función que depende fuertemente del coeficiente de sustentación de diseño y del actual coeficiente de sustentación. Para la mayor parte de las aeronaves, S presenta un máximo cuando operan en el coeficiente de sustentación de diseño.

Para alas subsónicas con radios grandes de borde de ataque y flecha moderada, el valor de S cambia poco con el coeficiente de sustentación hasta que el ala está cerca de la pérdida. Normalmente, para la mayor parte de esta clase de alas, S es aproximadamente 0.9 en vuelo de crucero.

Una vez obtenido S, puede obtenerse el parámetro K a partir de:

$$K = S \cdot K_{100} + (1 - S) \cdot K_0 \quad (2.5.9)$$

Siendo:

$$K_{100} = \frac{1}{C_{L\alpha}} \quad (2.5.10)$$

$$K_0 = \frac{1}{A \cdot \pi} \quad (2.5.11)$$

Efecto suelo

Cuando un ala está cerca del suelo, a una altura menor de su semienvergadura, el parámetro K se ve reducido de forma importante. Esto es explicado de forma teórica como una reducción en el ángulo inducido de downwash, pero puede ser visualizado como la formación de un colchón de aire bajo el ala. Este efecto se puede tener en cuenta modificando K por una K efectiva:

$$\frac{K_{efectivo}}{K} = \frac{33 \cdot (h/b)^{1.5}}{1 + 33 \cdot (h/b)^{1.5}} \quad (2.5.12)$$

Siendo h la altura sobre el suelo.

Vortex lattice para superficies aerodinámicas

Una vez predimensionada la aeronave y escogido valores como la superficie alar o la envergadura, dadas por requerimientos de actuaciones o compatibilidad geométrica, se hará un diseño más pormenorizado de las superficies aerodinámicas usando un algoritmo Vortex-Lattice de forma recursiva para un gran número de casos con imposiciones de superficie, forma y envergadura preestablecidas de antemano. A este tipo de análisis se le denomina análisis de sensibilidad, y será explicado con más detalle en próximos capítulos. Aquí se hará una pequeña introducción a estos métodos y su base matemática

Solución de línea sustentadora usando elementos tipo herradura

Se va a presentar un método simplificado de línea sustentadora. Se parte de la hipótesis de pequeñas perturbaciones, y de que el ala tiene un alargamiento grande (mayor que 4), a partir del cual los resultados comienzan a ser más fidedignos con la realidad.

Como ya se demostró anteriormente, el problema a resolver es:

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (4.1.1)$$

Con la condición de contorno de que el flujo no cruce la superficie (que al ser de pequeño espesor, puede considerarse como un plano en $z=0$):

$$\frac{\partial \phi}{\partial z}(x, y, \mp 0) = U_{\infty} \cdot \left(\frac{\partial \eta_c}{\partial x} - \alpha \right) \quad (4.1.2)$$

Donde el valor η_c es la contribución de la curvatura a la forma del perfil:

$$z^+ = \eta_u(x, y) \quad z^- = \eta_l(x, y) \quad (4.1.3)$$

$$\eta_u(x, y) = \eta_c(x, y) + \eta_t(x, y) \quad \eta_l(x, y) = \eta_c(x, y) - \eta_t(x, y) \quad (4.1.4)$$

Refiriéndose η_u a la superficie superior; η_l a la inferior; η_c a la contribución a la superficie de la curvatura y η_t la contribución a la superficie del espesor.

Este problema es antisimétrico con respecto a la dirección z y puede resolverse por una distribución de vórtices. Estos elementos, como ya se vio en el apartado 1.5, cumple la condición de contorno general en el infinito:

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \phi = U_{\infty} \quad (4.1.5)$$

Se puede demostrar que las líneas de vorticidad no pueden comenzar y terminar en el fluido. Esto indica que si el problema de sustentación es modelado con elementos tipo torbellino, éstos no pueden acabar en el ala, y por tanto es necesario que se creen también torbellinos en el flujo que induzcan un campo de velocidades contrario a los del ala para que el cómputo global de vorticidad lejos de ésta sea nulo. Para no generar fuerzas en el fluido, estos elementos tienen que ser paralelos al flujo local en cualquier punto de la estela. Ésta, a consecuencia de la aproximación de pequeñas perturbaciones, es plana y situada en plano $z=0$.

El efecto que produce una herradura de torbellinos en la velocidad de un punto cualquiera P es presentado a continuación.

Debido al carácter lineal del problema, puede modelarse el problema de la herradura como la suma de un segmento de torbellinos y dos semirrectas que se extienden desde los extremos del segmento hasta el infinito.

Aplicando la ley de Biot-Savart^{1,3}:

$$\vec{v} = \frac{\Gamma}{4\pi} \int \frac{d\vec{l} \times (\vec{r}_0 - \vec{r}_1)}{|\vec{r}_0 - \vec{r}_1|^3} \quad (4.1.6)$$

Efectivamente, aunque una línea de torbellinos no puede acabar en el fluido, el efecto que hace una sección de esta línea infinita en un punto del fluido puede ser estimado. El segmento de torbellinos estará situado en una orientación arbitraria en ejes cartesianos con una circulación Γ constante, tal y como se muestra en la siguiente figura:

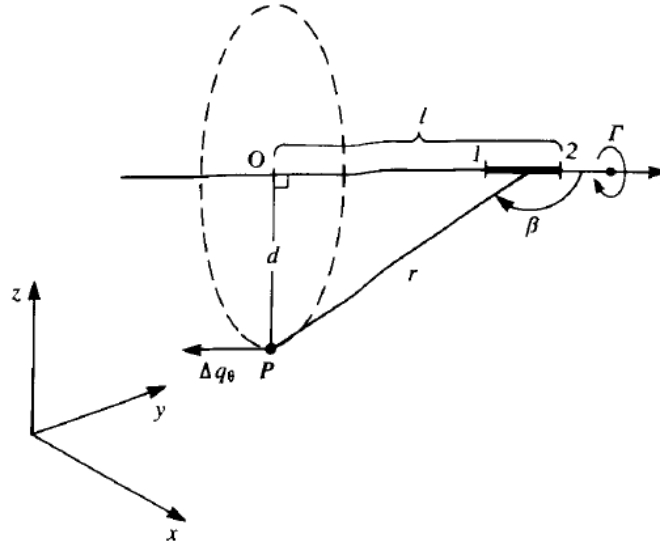


Ilustración 12

La velocidad inducida por este segmento de torbellinos sólo tendrá componentes tangenciales, tal y cómo indica la figura. La distancia $\vec{r}_0 - \vec{r}_1$ entre el segmento y el punto a calcular P es $\vec{r}$. Si se escribe la ley de Biot-Savart en forma diferencial y se substituye:

$$\Delta \vec{v} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{r^3} \quad (4.1.7)$$

Esto puede ser reescrito en forma escalar como:

$$\Delta v_\theta = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\sin \beta}{r^2} dl \quad (4.1.8)$$

De la figura puede verse que:

$$d = r \cdot \sin \beta \quad \tan(\pi - \beta) = \frac{d}{l} \quad (4.1.9)$$

Con lo que:

$$l = \frac{-d}{\tan \beta} \quad (4.1.10)$$

$$dl = \frac{d}{\sin^2 \beta} d\beta \quad (4.1.11)$$

Substituyendo los términos en (4.1.8), se obtiene finalmente:

$$\Delta v_{\theta} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\sin^2 \beta}{d^2} \sin \beta \frac{d}{\sin^2 \beta} d\beta = \frac{\Gamma}{4\pi d} \sin \beta \cdot d\beta \quad (4.1.12)$$

Si se integra esta ecuación entre los dos vértices escogidos, se tiene finalmente que:

$$(v_{\theta})_{1,2} = \frac{\Gamma}{4\pi d} (\cos \beta_1 - \cos \beta_0) \quad (4.1.13)$$

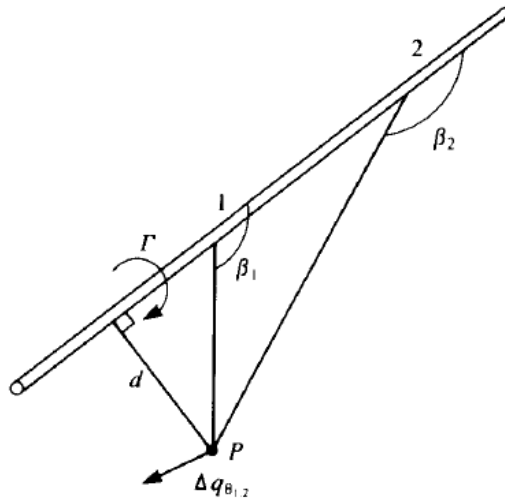


Ilustración 13

Para el caso en el que se considere una semirrecta, al vértice situado en el infinito le corresponderá una $\beta = 0$ o $\beta = \pi$, en función de la dirección.

Sin embargo, a la hora de hacer cálculos numéricos ^[1.3], es más conveniente usar:

$$\vec{v}_{1,2} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|^2} \vec{r}_0 \cdot \left(\frac{\vec{r}_1}{r_1} - \frac{\vec{r}_2}{r_2} \right) \quad (4.1.14)$$

Nótese que la velocidad es proporcional a Γ .

Una vez obtenida la expresión, puede programarse una función que devuelva la perturbación en un punto $P(x,y,z)$ inducida por un segmento de vorticidad Γ delimitado por dos puntos A y B:

$$(u, v, w) = \text{VORTXL}(x, y, z, x_A, y_A, z_A, x_B, y_B, z_B, \Gamma)$$

Volviendo a la condición de contorno:

$$\frac{\partial \phi}{\partial z}(x, y, \mp 0) = U_{\infty} \cdot \left(\frac{\partial \eta_c}{\partial x} - \alpha \right) \quad (4.1.15)$$

Suponiendo que la superficie alar es plana, entonces $\frac{\partial \eta_c}{\partial x} = 0$, con lo que la ecuación queda:

$$\frac{\partial \phi_{ala}}{\partial z} + \frac{\partial \phi_{estela}}{\partial z} + U_{\infty} \cdot \alpha = 0 \quad (4.1.16)$$

Esta condición de contorno, teniendo en cuenta que $\frac{\partial \phi_{ala}}{\partial z}$ es igual a la velocidad normal de perturbación, w_b , y $\frac{\partial \phi_{estela}}{\partial z}$ a la velocidad normal de la perturbación, w_i , inducidas respectivamente por el ala y la estela, queda finalmente:

$$w_b + w_i + U_{\infty} \cdot \alpha = 0 \quad (4.1.17)$$

Es necesario hacer una discretización del ala en varios elementos; existiendo en cada uno de ellos una herradura de torbellinos cuya intensidad es a priori indefinida:

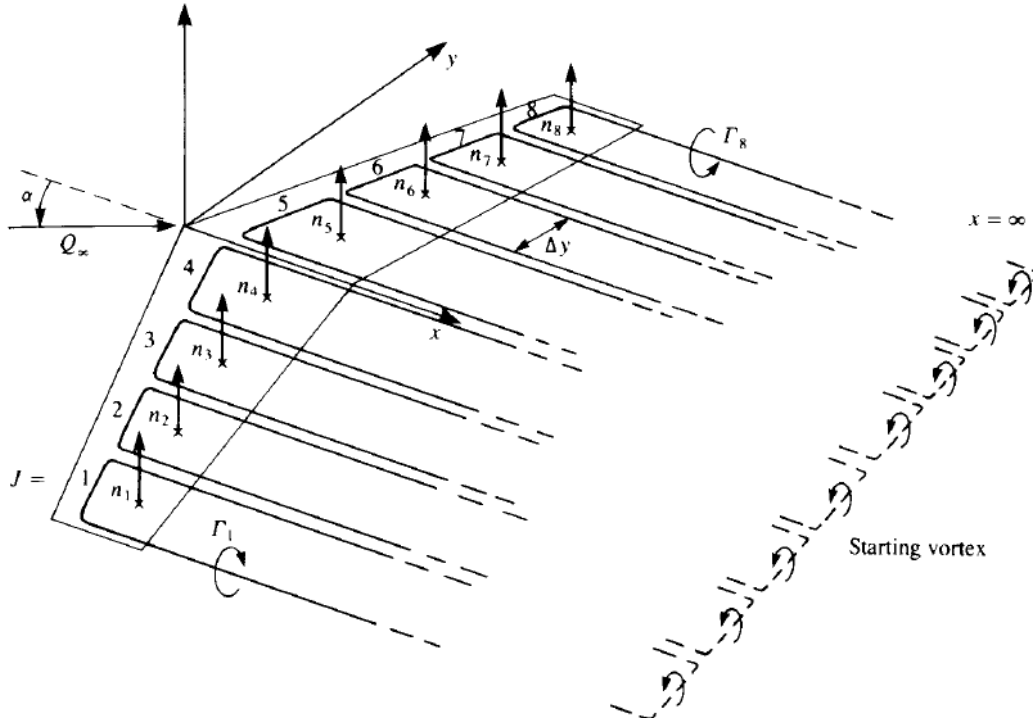


Ilustración 14

En cada una de las herraduras, el segmento BC, contenido en el elemento, no tiene que ser paralelo al borde de ataque, por lo que es posible modelar alas con flecha y torsión. Sin embargo, los extremos de las herraduras tienen que ser paralelos a la corriente para que no exista ninguna fuerza que actúe sobre la estela. Estas líneas turbillonarias deben extenderse lo suficientemente lejos de la superficie alar como para que el efecto sea inapreciable en los paneles alares y no violar la condición de Helmholtz; como mínimo la longitud debe ser mayor de 20 envergaduras.

El requisito de líneas de vórtices paralelas a la corriente entraña diversas dificultades a la hora del modelado. Para ángulos de ataque pequeños, puede suponerse que la herradura simplemente se orienta con la dirección de la corriente a partir del panel:

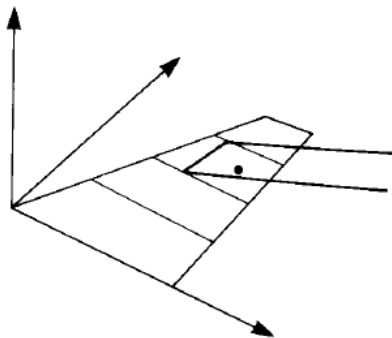


Ilustración 15

O bien dividir la herradura en segmentos más pequeños inclinándose en dirección a la corriente sólo aquellos situados a partir del borde de salida, más conveniente para ángulos de ataque moderados, alas con torsión y modelado de superficies de mando:

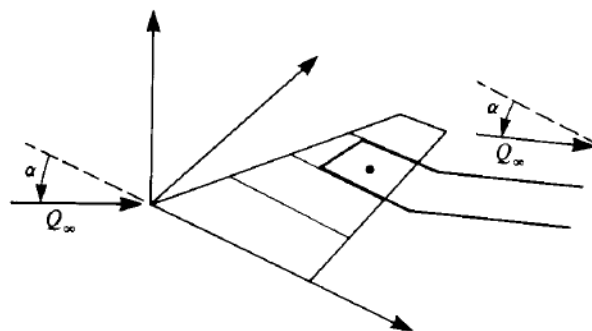


Ilustración 16

Este último método añade nuevas incógnitas de cálculo, sin embargo no entraña una mayor complejidad técnica y puede ser fácilmente implementado.

Cada uno de los elementos se establece como:

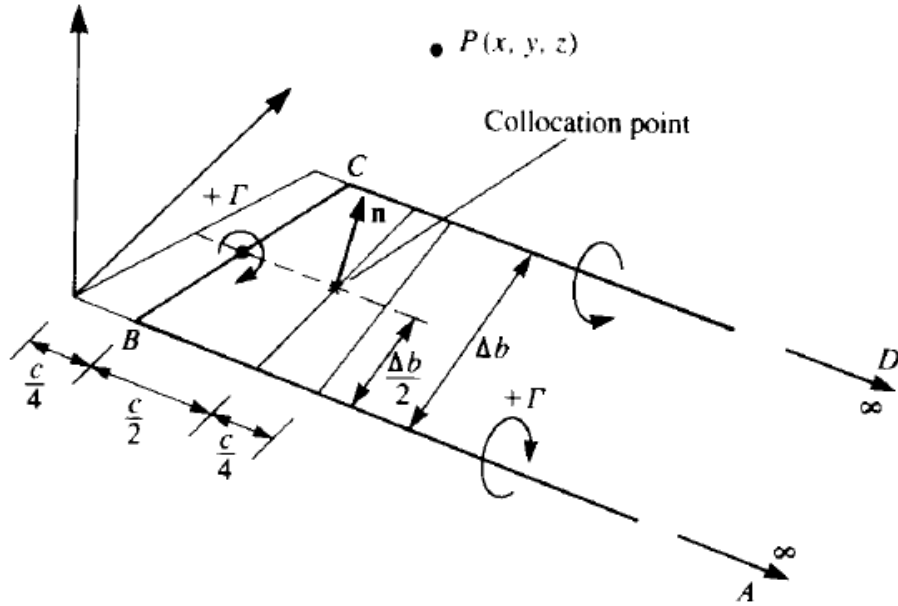


Ilustración 17

Utilizando la función `VORTXL` para cada uno de las tres líneas que conforman el torbellino, puede confeccionarse una función que sea capaz de obtener las velocidades de perturbación generadas por estos. Se puede construir la función `HSHOE` aglutinadora:

$$(u, v, w) = \text{HSHOE}(x, y, z, x_A, y_A, z_A, x_B, y_B, z_B, x_C, y_C, z_C, x_D, y_D, z_D, \Gamma)$$

También es necesario obtener el vector normal, que es función del ángulo local en ese punto (de la línea de curvatura del perfil):

$$\vec{n} = \begin{pmatrix} \sin \theta \\ 0 \\ \cos \theta \end{pmatrix} \quad (4.1.18)$$

Esto es obtenido para el punto central de cada panel, introduciéndose los valores en una matriz N . Es necesario calcular el área del panel y guardarlo en un vector S .

Por otro lado, para cumplir las condiciones de contorno (4.1.17) en cada punto central (Collocation point), es necesario computar la influencia que todos los demás elementos hacen sobre ese punto. Sin embargo, el valor de intensidad de circulación es desconocido, pero al ser la dependencia de la influencia lineal con la circulación puede construirse un sistema de ecuaciones:

$$[(u_{11}, v_{11}, w_{11}) \cdot \Gamma_1 + (u_{12}, v_{12}, w_{12}) \cdot \Gamma_2 + \dots + (u_{1n}, v_{1n}, w_{1n}) \cdot \Gamma_n] + (U_\infty, V_\infty, W_\infty) \cdot \vec{n} = 0 \quad (4.1.19)$$

Que puede ponerse en forma de matriz, denominando a_{ij} y b_i a:

$$a_{ij} = (u_{ij}, v_{ij}, w_{ij}) \cdot \vec{n}_i \quad (4.1.20)$$

$$b_i = (U_\infty, V_\infty, W_\infty) \cdot \vec{n}_i \quad (4.1.21)$$

Quedando el sistema a resolver:

$$\begin{pmatrix} a_{11} & \cdots & a_{1N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{N1} & \cdots & a_{NN} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \vdots \\ \Gamma_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b_1 \\ \vdots \\ b_N \end{pmatrix} \quad (4.1.22)$$

Resolviendo esta ecuación se obtiene la intensidad de los torbellinos para cada panel. Para obtener la distribución de sustentación, no hay más que aplicar el teorema de Kutta-Joukowski:

$$\Delta L_j = \rho \cdot \sqrt{U_\infty^2 + V_\infty^2 + W_\infty^2} \cdot \Gamma_j \cdot \Delta y_j \quad (4.1.23)$$

Siendo Δy_j la anchura del panel. De esta forma:

$$L = \sum_{j=1}^N \Delta L_j \quad (4.1.24)$$

La obtención de la resistencia inducida es, sin embargo, algo más compleja.

De hecho, a partir de la teoría de Prandtl puede establecerse que:

$$\Delta D_j = \rho \cdot w_{indj} \cdot \Gamma_j \cdot \Delta y_j \quad (4.1.25)$$

Siendo w_{indj} el downwash inducido en cada punto central j si se suma las velocidades inducidas de todos los segmentos extremos (y sólo estos):

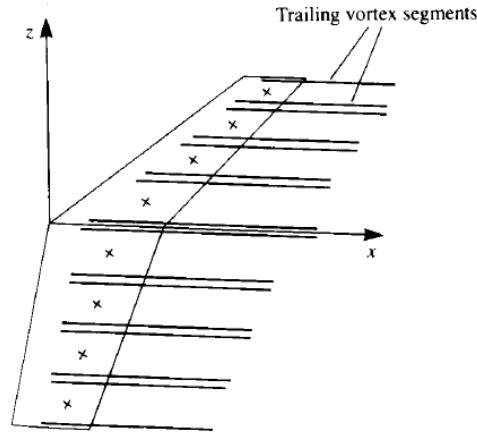


Ilustración 18

De esta forma, cada uno de los w_{indj} puede obtenerse sabiendo que:

$$b_{ij} = (u_{ij}, v_{ij}, w_{ij})^* \cdot \vec{n}_i \quad (4.1.26)$$

Donde el superíndice * indica que no va incluido el efecto del torbellino transversal en la velocidad inducida. Como esas velocidades están dadas para intensidades de circulación unidad, es necesario multiplicar por estas intensidades, ya obtenidas, para obtener las velocidades normales inducidas:

$$\begin{pmatrix} b_{11} & \cdots & b_{1N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ b_{N1} & \cdots & b_{NN} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \vdots \\ \Gamma_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} w_{ind1} \\ \vdots \\ w_{indN} \end{pmatrix} \quad (4.1.27)$$

De esta forma, la resistencia inducida es:

$$D = \sum_{j=1}^N \Delta D_j \quad (4.1.28)$$

TORNADO

En la práctica, usamos un programa de libre distribución denominado "Tornado". El programa es una evolución de su concepción inicial como proyecto de Tesis de Tomas Melin. Ahora es distribuido y mantenido por la universidad Royal Institute of Technology (KTH) como código de MATLAB.

El objetivo inicial del programa fue demostrar que un código VLM podía usarse para cálculos en tiempo real en simuladores de vuelo. Finalmente se llegó a la conclusión que, para los ordenadores de aquel entonces, una solución en tiempo real era posible sólo si la malla no era demasiado fina, pero eso no

ofrecía valores realísticos de la aerodinámica del avión, con lo que el proyecto se modificó para convertirse en un método eficaz para prediseño de superficies aerodinámicas en MATLAB.

El programa está dividido en 3 partes principales: el preprocesador, el solver y el postprocesador.

- La salida del preprocesador es la configuración de la superficie de herraduras de torbellinos y las condiciones de contorno a partir de las entradas del usuario. El usuario puede definir la geometría desde el preprocesador de una forma directa y sencilla, o abrir una ya existente. Soporta varias superficies aerodinámicas, calculando de forma correcta la interacción potencial entre ellas, y dentro de éstas, pueden definirse superficies de control.

Una vez establecida la geometría, la función de mallado divide el ala en paneles, tanto a lo largo de la envergadura como a lo largo de la cuerda. A partir de los puntos extremos de cada panel, es posible calcular su área y la normal:

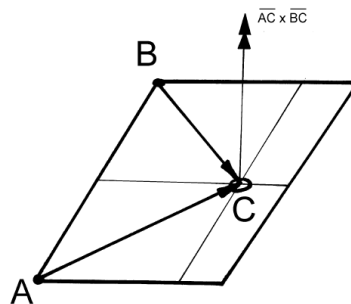


Fig 15: Panel normal, computed at the collocation point.

Ilustración 19

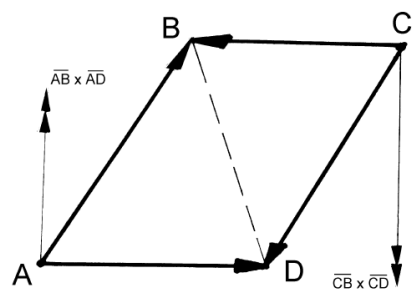


Fig 16: Panel area, computed by cross products.

Ilustración 20

El punto “C” en la primera figura es el punto de “colocación”, y siempre se coloca a $\frac{3}{4}$ de la cuerda del panel. Como se vio anteriormente, en ese punto es donde la condición de contorno se fuerza a cumplirse.

Por último, el preprocesador genera las herraduras de torbellinos para cada panel. Normalmente, el primer punto se coloca suficientemente lejos, a 3 envergaduras de distancia, como para que su influencia sea despreciable en el ala, y de forma que el segmento que une éste punto y el siguiente sea colineal a la corriente. El siguiente punto se coloca justo en el borde de salida del ala; a continuación se coloca otro justo en la articulación de la superficie de control, si procede, y por último se coloca uno justo a la altura del punto de colocación. Tras eso, se repite el proceso cambiando al lado contrario, hasta volver de nuevo al vértice en el “inifinito”, pero en el lado contrario, formando así una herradura partida con 7 segmentos en vez de 3. De esta forma se consiguen valores mucho más precisos que los obtenidos con herraduras simples de 3 segmentos, y se tiene en cuenta el efecto de la deflexión de la superficie aerodinámica sobre los torbellinos de otros paneles. Hay que notar que el código permite no sólo imponer condiciones de contorno relativas al vuelo rectilíneo, sino que también permite vuelos rotatorios estacionarios.

- El solver convierte los resultados del preprocesador en fuerzas y momentos.

Primero, obtiene la influencia aerodinámica de cada uno de los segmentos de cada herradura en cada punto de colocación supuesta una circulación unidad en cada uno de ellos. Éste es el proceso más costoso, más de la mitad del tiempo de computación.

A continuación, se impone la condición de contorno para resolver, usando la eliminación Gaussiana, el sistema resultante. Con esto se obtiene la circulación alrededor de cada uno de los torbellinos, necesaria para que se cumplan todas las condiciones de contorno.

Tras esto, se obtiene el inwash al downwash obtenido en el apartado anterior, la influencia del segmento de torbellinos transversal a cada panel. De esta forma, se evita recalcular de nuevo todas las influencias de la estela. Conocida la circulación, la obtención de la velocidad inwash es directa, a lo que hay que sumar la velocidad de la corriente y la debida a la rotación del cuerpo, si procede.

Por último, se calculan las fuerzas usando la ecuación de Kutta-Joukowski, dividiendo por el área del panel para obtener la presión. Estas fuerzas son integradas en todos los paneles y las resultantes son convertidas al sistema de ejes viento.

- El postprocesador, cuyo principal objetivo es mostrar los resultados de una forma comprensiva y directa.

El tiempo de computación total depende aproximadamente del número de paneles al cuadrado (N^2). Aunque los resultados mejoran cuando el número de paneles aumenta, a partir de 8 elementos a lo largo de la cuerda por superficie aerodinámica se obtienen resultados que casan bien con los experimentos.

Una de las singularidades que pueden presentarse a la hora de resolver el downwash es el caso de que uno de los puntos de colocación coincida con la línea de uno de los segmentos de torbellinos:

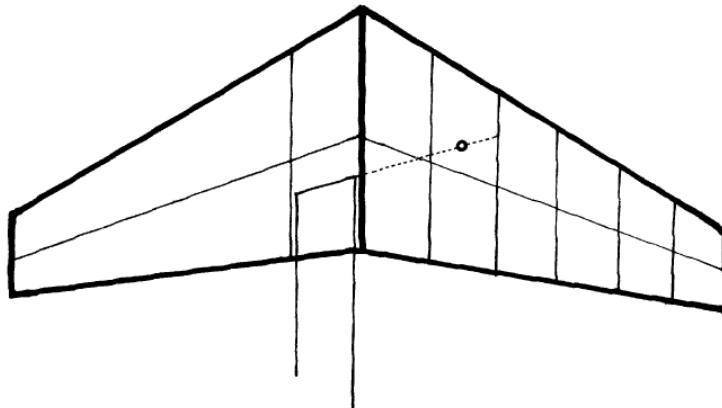


Ilustración 21

Realmente es un caso degenerado donde el vector de downwash no tiene dirección definida. De esta forma, el valor de la influencia para ese segmento en el punto es nulo, de igual manera que un campo magnético dentro de un conductor es cero.

Validación

Para un uso confidente del programa, es necesario asegurar que el algoritmo de cálculo es correcto y aproxima de forma más o menos fiel a los valores reales. Se expondrá de forma breve algunas comparaciones en diferentes pruebas comparando valores reales con los proporcionados por el programa

- El primer caso de estudio es el denominado “ejemplo de Bertin & Smith”, usado tradicionalmente para comprobar la bondad de los algoritmos de cálculo de métodos “Vortex lattice”. El ala en cuestión es:

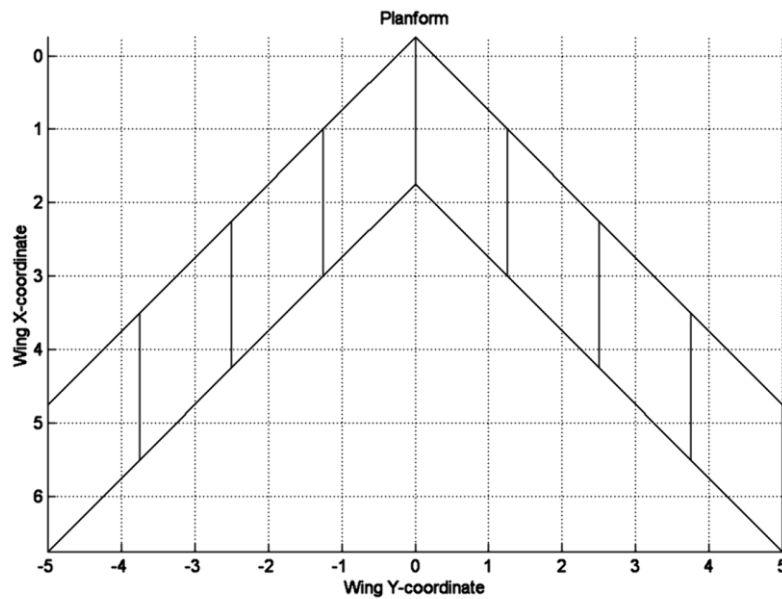


Ilustración 22

En este caso, los resultados obtenidos para la curva de sustentación son de 3,450 por radián, siendo el valor real medido en túnel de viento de 3,443 por radián (menos de un 2% de error), para ángulos de ataque pequeños. El resultado empeora como era de esperar a ángulos de ataque mayores, donde la linealidad de la solución potencial se hace patente, tal y como se observa en esta curva:

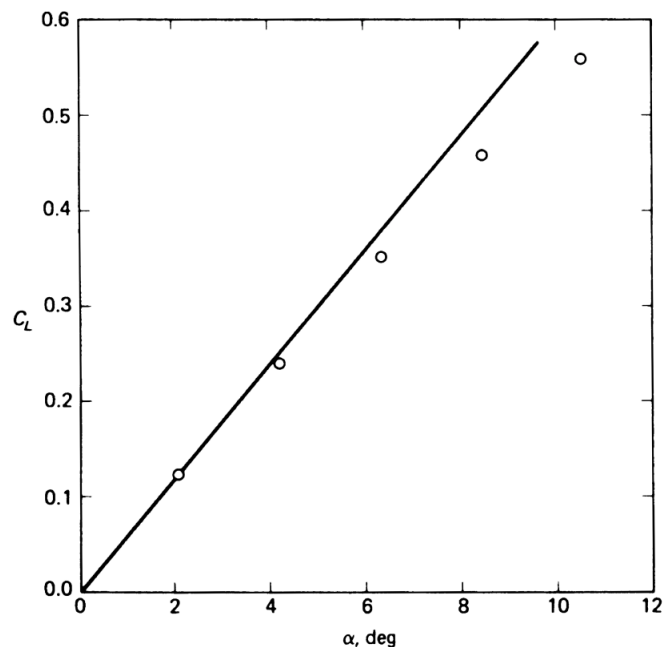


Ilustración 23

- El segundo caso de estudio es la comparación de las derivadas de estabilidad obtenidas con el algoritmo frente a las reales obtenidas en

pruebas de vuelo de un Cessna 172. Los resultados pueden comprobarse en la tabla siguiente, donde la columna izquierda son los resultados reales frente a los obtenidos por el método de Vortex lattice:

Tabla 5

CL	0,386	0,386
CD	0,042	0,006
CL, α	4,41	5,27
CD, α	0,182	0,17
Cm, α	-0,409	-1,55
Cm, δ_e	-1,099	-1,86
CY, β	-0,35	-0,47
Cl, β	-0,103	0,008
Cn, β	0,0583	0,197
CY, $\hat{p}$	-0,0925	-1,87
Cl, $\hat{p}$	-0,483	-0,484
Cn, $\hat{p}$	-0,035	-0,846
CY, $\hat{r}$	0,175	0,091
Cl, $\hat{r}$	0,1	0,03
Cn, $\hat{r}$	0,086	0,038
Cl, δ_a	0,229	0,434
Cn, δ_a	0,027	0,23
Cn, δ_r	-0,0539	-0,036

Valores muy parejos en general exceptuando sonadas excepciones en derivadas dónde la contribución del fuselaje o donde el flujo no potencial es importante (Por ejemplo, en el Cd sólo está incluido el efecto inducido de las superficies aerodinámicas pero no la resistencia viscosa o del fuselaje; en tanto que Cl β como Cn β el fuselaje juega un papel fundamental). Por otro lado, las diferencias en las derivadas de Cm son debidas a que para ambos se han tomado diferentes puntos para el cálculo del momento aerodinámico.

Introducción a la CFD

La mecánica de fluidos computacional, o en inglés, 'Computational Fluids Dynamics' (CFD) es una herramienta de cálculo numérico usada para simular el comportamiento de sistemas donde fluidos, transferencias de calor y otros procesos físicos relacionados interactúan entre sí. Funciona resolviendo las ecuaciones del fluido (en una forma especial) sobre la región de interés, con condiciones de contorno conocidas sobre esa región

Historia de la CFD

Durante muchos años, los ordenadores se han usado para resolver problemas fluidos. Numerosos programas han sido desarrollados para resolver problemas o casos específicos. A partir de mediados de los años 70, el conocimiento matemático requerido para generalizar los algoritmos comenzó a estar disponible y solvers CFD de propósito general comenzaron a desarrollarse. Estos aparecieron a principios de los años 80, y en sus inicios requirieron de ordenadores muy potentes, de un profundo conocimiento de dinámica de fluidos y grandes cantidades de tiempo para preparar simulaciones, lo que limitó el campo de las CFD inicialmente a la investigación.

Los avances recientes en potencia de proceso, junto con la manipulación interactiva en 3D de modelos han hecho que el proceso de crear un modelo CFD y analizarlo resulte una labor mucho menos intensiva, reduciendo tiempo y costes. Los solvers más avanzados contienen algoritmos que consiguen soluciones robustas del campo fluido en un tiempo razonable.

Como resultado de estos factores, las CFD son ahora una herramienta ya establecida, ayudando a reducir los tiempos de diseño.

Matemáticas del CFD

Las ecuaciones que describen los intercambios de cantidad de movimiento, calor y masa son conocidas como las ecuaciones de Navier Stokes. Estas ecuaciones en derivadas parciales fueron obtenidas a principios del siglo XIX y no existe una solución genérica analítica exceptuando muy pocos casos; aunque pueden ser discretizadas y resueltas de forma numérica.

Las ecuaciones necesarias para describir otros procesos, tales como la combustión, pueden ser resueltas en conjunción con las ecuaciones de NS. A menudo, un modelo aproximado se usa para estas ecuaciones adicionales; siendo la turbulencia un ejemplo particularmente importante.

Existen diferentes métodos para resolver el problema. El más común, y en el que el solver en el cual realizaremos los cálculos (ANSYS CFX) se basa, es conocido como la técnica de volúmenes finitos.

De esta forma la región de interés se divide en pequeñas subregiones, llamadas volúmenes de control. Las ecuaciones son discretizadas y resueltas de forma iterativa para cada volumen de control. Como resultado, se obtiene una aproximación del valor de cada variable en los puntos especificados a través del dominio. De esta forma se consigue obtener una imagen completa del comportamiento del fluido.

El set de ecuaciones resueltas por el software usado (CFX), como ya se dijo antes, son la versión no estacionaria de las ecuaciones de NS, en su forma de conservación. En concreto:

Ecuación de continuidad

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U}) = 0 \quad (5.2.1)$$

Ecuación de cantidad de movimiento

$$\frac{\partial \rho \vec{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \otimes \vec{U}) = \nabla \cdot \left(-p \cdot \delta + \mu (\nabla \vec{U} + (\nabla \vec{U})^T) \right) + S_M \quad (5.2.2)$$

Ecuación de la energía

$$\frac{\partial \rho \cdot h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \cdot h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_E \quad (5.2.3)$$

Donde

$$h_{tot} = h(p, T) + \frac{1}{2} U^2 \quad (5.2.4)$$

Si el trabajo viscoso no es despreciable, entonces es necesario añadir un término adicional en el lado derecho de la ecuación de la energía (5.2.3) para tener en cuenta el efecto del cortante viscoso, con lo que pasa a ser:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \cdot h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \cdot h_{tot}) \\ = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot \left(\mu \nabla \vec{U} + (\nabla \vec{U})^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{U} \cdot \delta \vec{U} \right) + S_E \end{aligned} \quad (5.2.5)$$

Como puede observarse, existen 7 incógnitas (u, v, w, p, T, ρ, h) en las 5 ecuaciones obtenidas, pero puede cerrarse el problema añadiendo dos ecuaciones algebraicas termodinámicas: la ecuación de estado (que relaciona densidad con presión y temperatura) y la ecuación constitutiva, que relaciona entalpía con temperatura y presión.

Si la contribución de la energía cinética a la energía total puede despreciarse, entonces la ecuación de la energía (5.2.3) puede simplificarse a:

$$\frac{\partial \rho \cdot h}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \cdot h) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_E \quad (5.2.6)$$

Puede encontrarse un estudio detallado de las ecuaciones de estado usadas por el programa de CFD usado en este proyecto (ANSYS CFX), así como otra mucha información adicional, en la referencia ^[1.5].

Metodología

La CFD puede ser usada para determinar las prestaciones de un componente en estado de diseño, o puede ser usada para analizar dificultades existentes en un componente ya existente y ayudar a conseguir un diseño mejorado.

Por ejemplo, puede encontrarse que la caída de presión en un componente como el siguiente es excesiva:

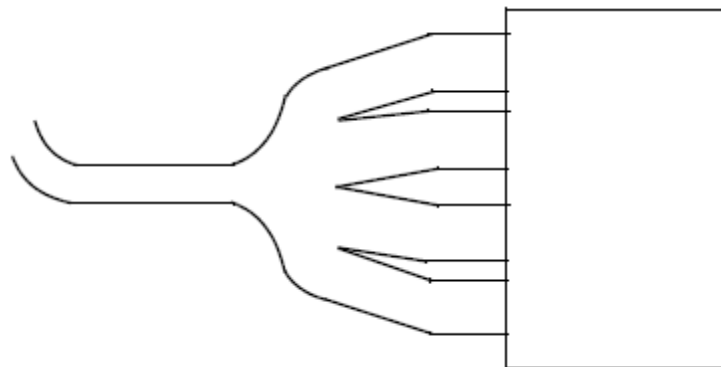


Ilustración 24

El primer paso es identificar la región de interés:

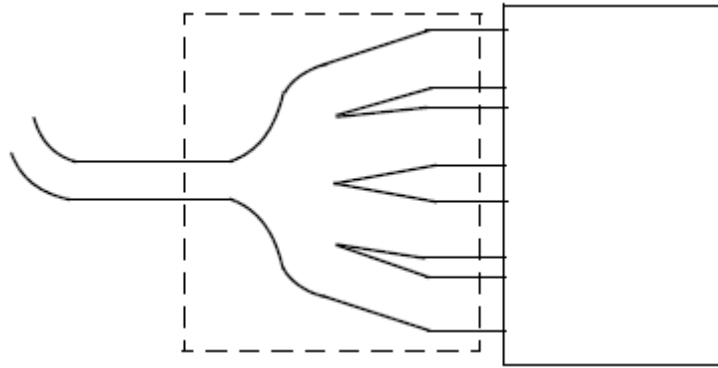


Ilustración 25

Tras lo cual se define la geometría de esta región. Si la geometría ya existe en CAD, puede ser importada directamente. El siguiente paso es generar la malla. Después de importar la malla dentro del preprocesador, se definen otros elementos de la simulación, incluyendo las condiciones de contorno (entradas, salidas, etc...) y las propiedades del fluido.

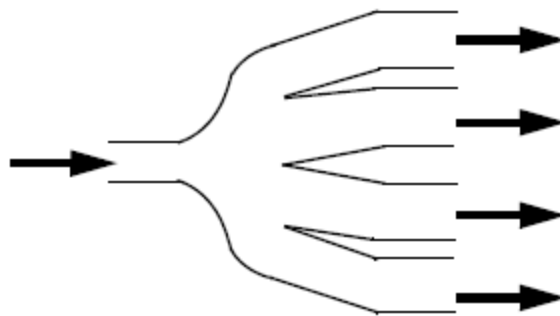


Ilustración 26

El solver entonces se pondrá en funcionamiento para producir un fichero de resultados, el cual contendrá las variaciones de velocidad, presión y cualquier otra variable a través de la región de interés.

Los resultados pueden visualizarse y proveer al ingeniero de una comprensión completa del comportamiento del fluido a través de la región de interés.

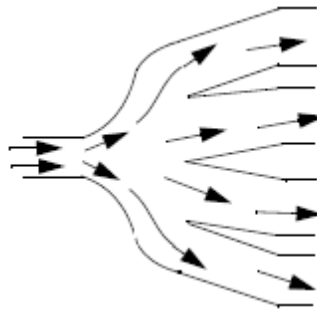


Ilustración 27

Esto le permitirá diseñar modificaciones que puedan ser testeadas cambiando únicamente la geometría del modelo CFD y observando el efecto producido.

De esta forma, el proceso de llevar a cabo una simulación CFD se puede dividir en cuatro componentes:

- Creación de la geometría y de la malla. Este proceso interactivo es la primera etapa del preproceso. El objetivo es producir una malla como entrada al preprocesador físico. Antes de que una malla sea creada, es necesario que se genere una geometría cerrada y sólida. La malla y la geometría pueden crearse en cualquier herramienta específica (en este proyecto se usa ANSYS CFX-MESH, pero para mallas estructuradas puede usarse ANSYS ICEM-CFD)

Los pasos básicos incluyen:

1. Definir la geometría de la región de interés
2. Crear las regiones de fluido, las regiones sólidas y las superficies donde se aplicarán las condiciones de contorno.
3. Configurar las propiedades apropiadas de la malla.

Esta etapa de preproceso está altamente automatizada en la mayoría de los paquetes actuales.

- Establecimiento de las propiedades físicas. Este proceso conforma la segunda etapa del preproceso y es usado para generar las entradas necesarias para el solver. Se seleccionan los modelos físicos que serán incluidos en la simulación y se especifican las condiciones de contorno y las propiedades del fluido.
- Solver. A la parte del programa encargado de resolver el problema CFD se denomina Solver. Genera los resultados requeridos en un proceso no interactivo. El problema CFD es resuelto como sigue:

1. Las ecuaciones en derivadas parciales son integradas sobre todos los volúmenes de control de la región de interés. Esto es equivalente a aplicar una ley de conservación básica (para la masa o cantidad de movimiento) en cada volumen de control.
2. Estas ecuaciones integrales se convierten a un sistema de ecuaciones algebraicas generando un set de aproximaciones para los valores de las ecuaciones integrales
3. Las ecuaciones algebraicas son resueltas de forma iterativa

Se requiere una aproximación iterativa a causa de la no linealidad de las ecuaciones, y si la solución se aproxima a la solución exacta, se dice que converge. Para cada iteración, se reporta un error (o residual) como medida de la conservación general de las propiedades del fluido.

Cómo de cerca está la solución final de la solución exacta depende de un número de factores, incluyendo el tamaño y la forma de los volúmenes de control y el tamaño de los residuales finales. Los procesos físicos complejos, tales como la combustión y la turbulencia, son normalmente modelados usando relaciones empíricas. Las aproximaciones tomadas en estos modelos contribuyen también a las diferencias entre la solución CFD y el flujo real.

El proceso de iteración no requiere interacción del usuario.

- Postproceso. Llamamos postprocesador al componente usado para analizar, visualizar y presentar los resultados de forma interactiva. El postproceso incluye cualquier cosa, desde obtención de valores puntuales hasta complejas secuencias de animación.

Discretización

Las soluciones analíticas de las ecuaciones de NS existen sólo para los casos más simples bajo condiciones ideales. Para obtener soluciones para flujos reales, tiene que adoptarse una aproximación numérica, donde las ecuaciones son reemplazadas por aproximaciones algebraicas que puedan ser resueltas usando un método numérico.

Discretización de las ecuaciones

Esta aproximación incluye discretizar el dominio espacial en volúmenes de control finitos, usando una malla. Las ecuaciones son integradas sobre cada volumen de control, de forma que cada parámetro (masa, cantidad de movimiento, energía, etc...) es conservado en cada uno de ellos.

La figura siguiente muestra una malla típica tridimensional, cuya superficie del volumen finito es representada por el área sombreada:

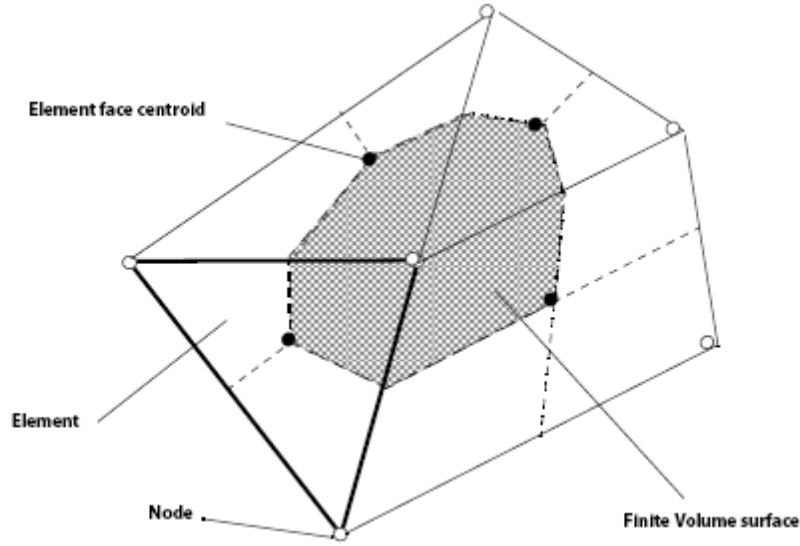


Ilustración 28

Está claro que cada nodo está rodeado por un set de superficies que se ajustan al volumen finito. Todas las variables de la solución y las propiedades del fluido se guardan en cada uno de los nodos de cada elemento.

Considerando las ecuaciones promediadas para la masa, cantidad de movimiento y energía, expresado en cartesianas:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0 \quad (5.4.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho U_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j U_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_{\text{eff}} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right) \quad (5.4.2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \phi) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j \phi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_{\text{eff}} \frac{\partial \phi}{\partial x_j} \right) + S_\phi \quad (5.4.3)$$

Estas ecuaciones son integradas sobre un volumen de control, aplicando el teorema de la divergencia de Gauss para convertir algunas integrales de volumen en integrales de superficie. Para los volúmenes de control que no se deformen a lo largo del tiempo, la derivada del tiempo puede moverse fuera de las integrales de volumen y las ecuaciones pasan a ser:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV + \int_S \rho U_j dn_j = 0 \quad (5.4.4)$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho U_i dV + \int_S \rho U_j U_i dn_j = - \int_S P dn_j + \int_S \mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) dn_j + \int_V S_{U_i} dV \quad (5.4.5)$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \phi dV + \int_S \rho U_j \phi dn_j = \int_S \Gamma_{eff} \frac{\partial \phi}{\partial x_j} dn_j + \int_V S_\phi dV \quad (5.4.6)$$

Donde V y S denotan respectivamente regiones volumétricas y superficiales, y dn_j corresponde a cada una de las componentes diferenciales cartesianas del vector normal exterior a la superficie. Las integrales de superficie son integraciones de flujos mientras que las integrales de volumen representan fuentes o términos de acumulación. Cambios en estas ecuaciones debidas a la deformación del volumen de control pueden encontrarse en ^[1.5]. Esto es particularmente importante para problemas no estacionarios con geometría cambiante.

El primer paso para resolver estas ecuaciones continuas de forma numérica es aproximarlas usando funciones discretas. Considere un elemento de malla aislado:

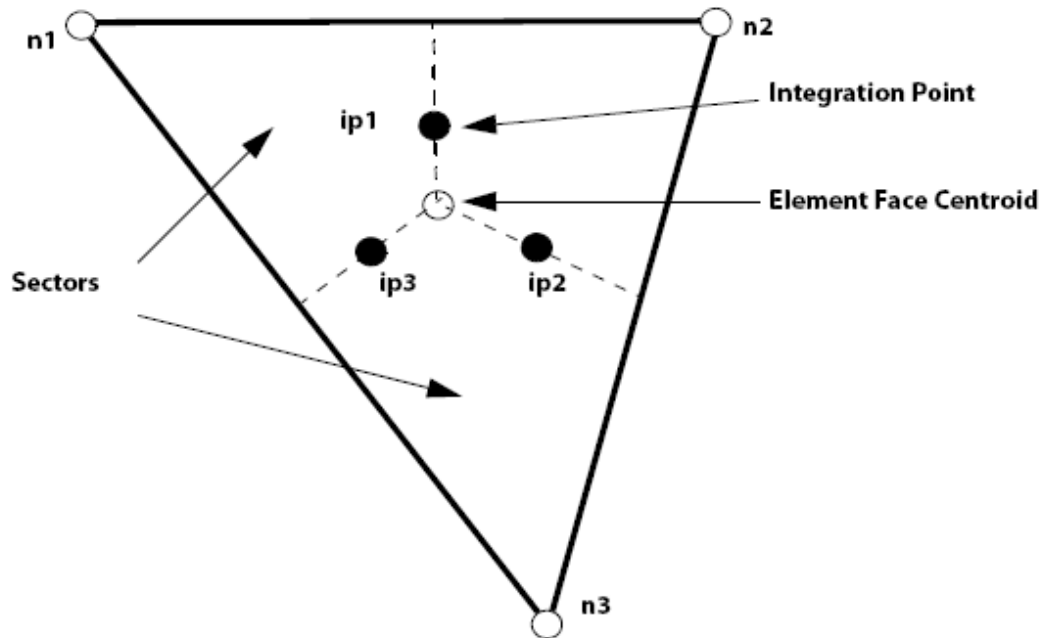


Ilustración 29

Los flujos superficiales tienen que ser representados de forma discreta en los puntos de integración para completar la conversión de las ecuaciones

contínuas a la forma discreta. Los puntos de integración (ipn) están localizados en el centro de cada segmento superficial¹ del elemento 3D.

La forma discreta de las ecuaciones integrales pueden expresarse como:

$$V \cdot \left(\frac{\rho - \rho^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} (\rho U_j \Delta n_j)_{ip} = 0 \quad (5.4.7)$$

$$\begin{aligned} V \cdot \left(\frac{\rho U_i - \rho^0 U_i^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} \dot{m}_{ip} (U_i)_{ip} \\ = \sum_{ip} (P \Delta n_i)_{ip} + \sum_{ip} \left(\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \Delta n_j \right)_{ip} + S_{U_i} \cdot V \end{aligned} \quad (5.4.8)$$

$$V \cdot \left(\frac{\rho \phi - \rho^0 \phi^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} \dot{m}_{ip} \phi_{ip} = \sum_{ip} \left(\Gamma_{eff} \frac{\partial \phi}{\partial x_j} \Delta n_j \right)_{ip} + S_{\phi} \cdot V \quad (5.4.9)$$

Donde V es el volumen de control, el subíndice ip denota un punto de integración, la sumatoria es para todos los puntos de integración del volumen finito, Δn_j es el vector normal exterior discreto y Δt es el paso del tiempo. Nótese que se aplica una integración de Euler de primer orden, aunque pueden aplicarse métodos de segundo orden. El superíndice “0” se refiere a los elementos del paso anterior. El flujo de masa discreto a través de una superficie del volumen finito ($\dot{m}_{ip}$) puede obtenerse de:

$$\dot{m}_{ip} = (\rho U_j \Delta n_j)_{ip} \quad (5.4.10)$$

Funciones de forma

El campo de soluciones se guarda en los nodos de la malla. Sin embargo, varios términos en las ecuaciones mostradas requieren ser evaluados en los puntos de integración. Por esta razón, tiene que encontrarse una forma para calcular la variación de la solución dentro de un elemento. Esto es posible usando funciones de forma.

Una variable ϕ varía dentro de un elemento:

$$\phi = \sum_{i=1}^{N_{nodos}} N_i \cdot \phi_i \quad (5.4.11)$$

¹ Denominamos segmento superficial al segmento que une el centro de una cara con el centro de uno de los lados de ésta última.

Siendo N_i la función de forma para el nodo i y ϕ_i el valor de la variable en el nodo i . El sumatorio se aplica sobre cada uno de los nodos de un elemento. Además, las funciones de forma cumplen las siguientes propiedades:

$$\sum_{i=1}^{N_{\text{nodos}}} N_i = 1 \quad (5.4.12)$$

$$\text{En el nodo } j, \quad N_j = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases} \quad (5.4.13)$$

En el software usado (ANSYS CFX), las funciones de forma son todas lineales en coordenadas paramétricas. Por ejemplo, para un elemento hexaédrico:

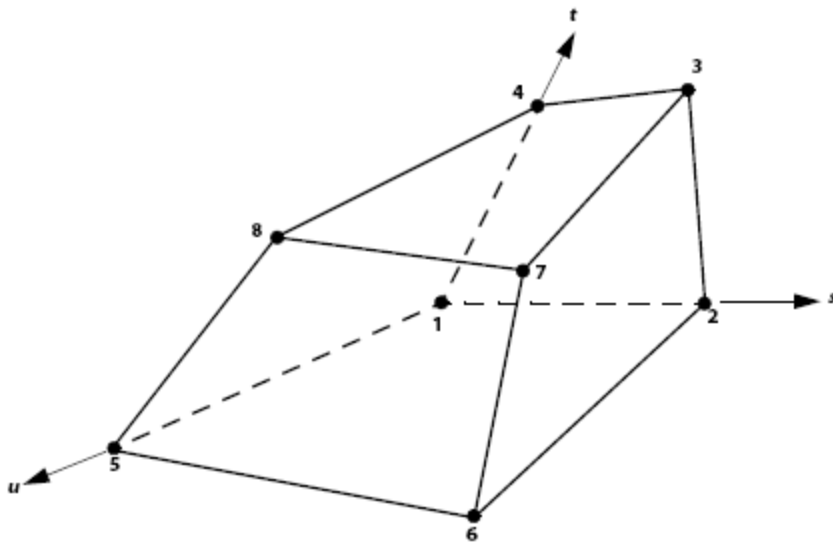


Ilustración 30

Las funciones de forma para cada nodo serán:

$$N_1(s, t, u) = (1 - s)(1 - t)(1 - u) \quad (5.4.14)$$

$$N_2(s, t, u) = s(1 - t)(1 - u) \quad (5.4.15)$$

$$N_3(s, t, u) = st(1 - u) \quad (5.4.16)$$

$$N_4(s, t, u) = (1 - s)t(1 - u) \quad (5.4.17)$$

$$N_5(s, t, u) = (1 - s)(1 - t)u \quad (5.4.18)$$

$$N_6(s, t, u) = s(1 - t)u \quad (5.4.19)$$

$$N_7(s, t, u) = stu \quad (5.4.20)$$

$$N_8(s, t, u) = (1 - s)tu \quad (5.4.21)$$

Las funciones de forma también se usan para calcular varias cantidades geométricas, tales como las coordenadas de integración ip , vectores de superficie, etc... Esto es posible porque la ecuación (5.4.11) también es aplicable a las coordenadas:

$$y = \sum_{i=1}^{N_{\text{nodos}}} N_i \cdot y_i \quad (5.4.22)$$

Sistema de ecuaciones acopladas

El set de ecuaciones lineales que se obtienen al aplicar el método de volúmenes finitos a todos los elementos del dominio son ecuaciones de conservación discretas. El sistema de ecuaciones puede ser escrita de la forma:

$$\sum_{nb_i} a_i^{nb} \phi_i^{nb} = b_i \quad (5.4.23)$$

Donde ϕ es la solución, b el miembro derecho de la ecuación (RHS, Right Hand Side), 'a' los coeficientes de la ecuación, 'i' es el número identificativo del volumen finito o nodo en cuestión y 'nb' significa 'neighbour', o vecino, pero también incluye los coeficientes centrales multiplicadores de la solución en la localización enésima. El nodo puede tener cualquier número de vecinos, con lo

que el método es aplicable tanto a mallas estructuradas como no estructuradas.

Para ecuaciones escalares (como por ejemplo la ecuación de la entalpía), a_i^{nb} , ϕ_i^{nb} y b_i son números, pero para las ecuaciones acopladas de masa y cantidad de movimiento son vectores de 4 componentes, que pueden ser expresados como:

$$a_i^{nb} = \begin{bmatrix} a_{uu} & a_{uv} & a_{uw} & a_{up} \\ a_{vu} & a_{vv} & a_{vw} & a_{vp} \\ a_{wu} & a_{wv} & a_{ww} & a_{wp} \\ a_{pu} & a_{pv} & a_{pw} & a_{pp} \end{bmatrix}_i^{nb} \quad (5.4.24)$$

$$\phi_i^{nb} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \end{bmatrix}_i^{nb} \quad (5.4.25)$$

$$b_i = \begin{bmatrix} b_u \\ b_v \\ b_w \\ b_p \end{bmatrix} \quad (5.4.26)$$

Aquí se puede ver como efectivamente las ecuaciones de conservación de masa y de cantidad de movimiento están totalmente acopladas y se resuelven a la vez. Las ventajas de este método sobre uno desacoplado son evidentes: robustez, eficiencia, generalidad y simplicidad. Sin embargo, es necesaria una alta capacidad de almacenamiento para todos los coeficientes.

Solver

El software usado (ANSYS CFX) usa, como ya hemos dicho, un solver acoplado, donde las ecuaciones hidrodinámicas (para u,v,w y p) son tomadas como un sistema simple. Esta aproximación a la solución usa una discretización implícita de las ecuaciones para cada paso de tiempo. Para problemas estacionarios, el paso cumple el papel de un 'parámetro de aceleración', para guiar a la solución aproximada de una forma física a la solución estacionaria. Esto reduce el número de iteraciones requeridas para la convergencia en esta clase de problemas.

El esquema siguiente muestra un esquema de resolución de un problema CFD típico:

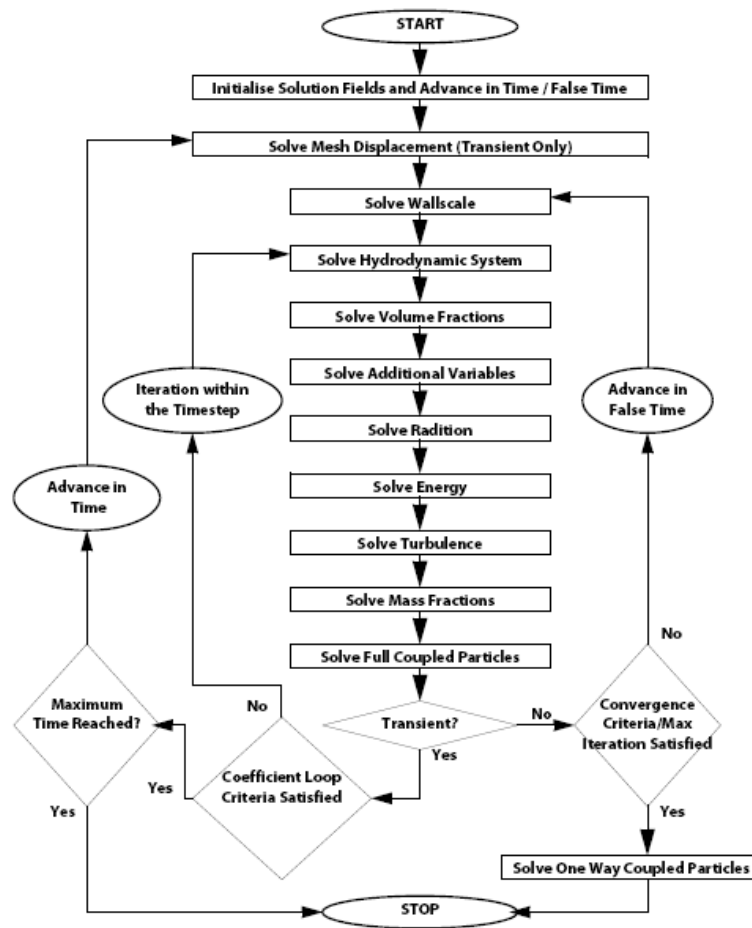


Ilustración 31

La solución de cada set de ecuaciones se obtiene mediante dos operaciones numéricamente intensivas:

1. Las ecuaciones no lineales son linealizadas y agrupadas en la matriz solución 'a'
2. Las ecuaciones lineales se resuelven usando un método "multigrid"

ANSYS CFX usa una técnica de factorización LU incompleta multigrid (ILU MG) para resolver el sistema discreto de ecuaciones lineales. Es un solver iterativo en el que la solución exacta se aproxima en el curso de varias iteraciones.

El sistema linealizado de ecuaciones discretas es, como ya habíamos visto:

$$[A] \cdot [\phi] = [b] \quad (5.4.27)$$

La ecuación anterior puede ser resuelta de forma iterativa comenzando por una solución aproximada f^n , a mejorar por una corrección (ϕ') para obtener una mejor solución, f^{n+1} . En efecto:

$$\phi^{n+1} = \phi^n + \phi' \quad (5.4.28)$$

Donde ϕ' es la solución de:

$$A \cdot \phi' = r^n \quad (5.4.29)$$

Siendo r^n el residual obtenido de

$$r^n = b - A \cdot \phi^n \quad (5.4.30)$$

Una aplicación repetida de este algoritmo permite alcanzar una solución con la precisión deseada. Por sí mismos, los solvers iterativos como este ILU tienden a disminuir rápidamente sus prestaciones conforme el número de elementos de malla aumenta. También las prestaciones disminuyen si hay presentes elementos con grandes ratios de aspecto. Para mejorarlo, se mejora el método usando una técnica llamada “multigrid”.

Esta técnica consiste en llevar a cabo una serie de iteraciones partiendo de una malla fina y progresivamente pasando en cada fase a mallas más bastas. Los resultados serán entonces transferidos de nuevo de la malla basta a la más fina.

Desde el punto de vista numérico, la aproximación ‘multigrid’ tiene una ventaja fundamental. Para un tamaño de malla dado, los solvers iterativos son sólo eficientes reduciendo errores que tienen la longitud de onda del orden del espaciado de la malla. Por tanto, mientras que los errores de pequeña longitud de onda desaparecen rápidamente, otros del orden del tamaño del dominio pueden llevar tiempos extremadamente largos en desaparecer. Este método evita el problema usando una serie de mallas bastas de forma que estos errores converjan más rápidamente.

El software usado (ANSYS CFX) construye las mallas bastas sumando varios elementos de la malla original:

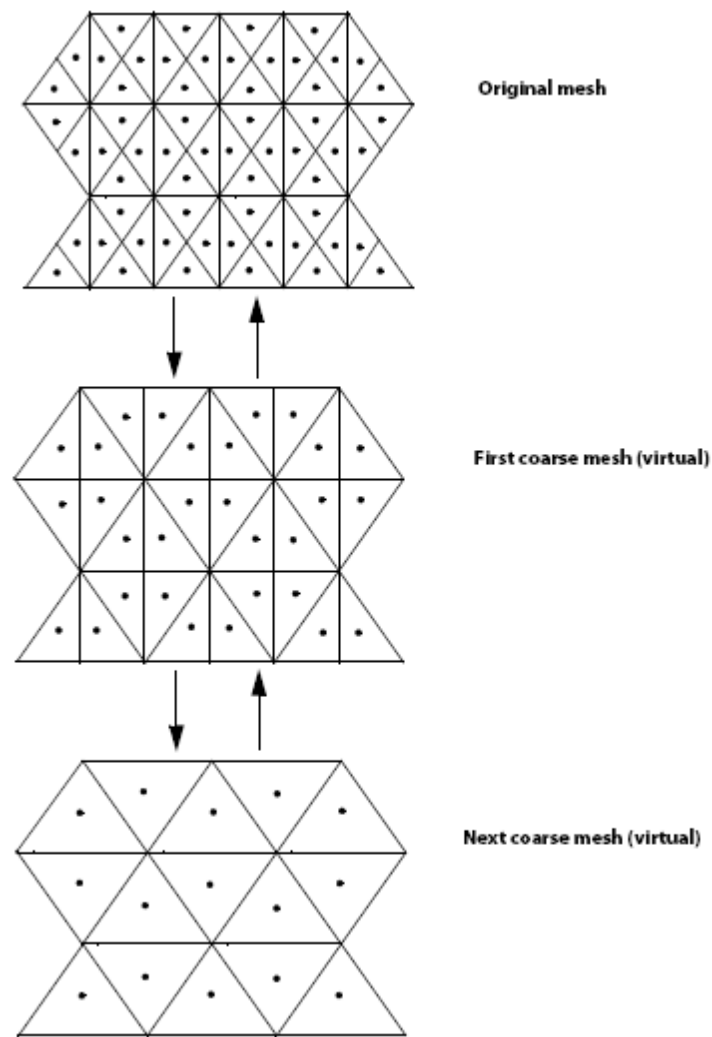


Ilustración 32

Errores de discretización

Todas las aproximaciones numéricas son propensas a algún grado de error. Algunos errores son resultado de la truncación de términos adicionales en las series expandidas. Otros son resultado del orden de la diferenciación usada en la aproximación.

Mucho de estos efectos pueden ser reducidos o eliminados comprendiendo por qué ocurren y cuando son más propensos a afectar la precisión de la solución

- Difusión numérica: Considérese un sistema 3D cartesiano. En una malla de elementos cuadriláteros, la dirección del flujo puede ser normal a las caras de cada elemento. En este caso, el flujo pasa desde uno de los elementos al siguiente.

En el caso en el que el flujo no sea normal a las caras de los elementos, por ejemplo en una zona con recirculación, el flujo tiene que moverse de un elemento hacia más de uno aguas abajo. De esta forma, parte del flujo tiene que moverse hacia otros elementos como se muestra:

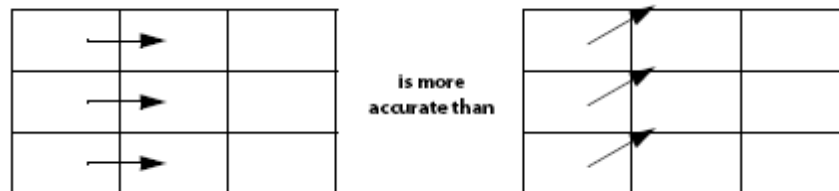


Ilustración 33

El efecto de esto sobre el flujo completo del dominio es que las características del flujo son suavizadas.

El diagrama siguiente ilustra el efecto. Si una función escalón es usado para definir el perfil de entrada pero no está alineado con la malla, el escalón se va suavizando de forma progresiva conforme el flujo se mueve a través del dominio. Este fenómeno a veces es llamado 'gradient smearing' o gradiente suavizado.

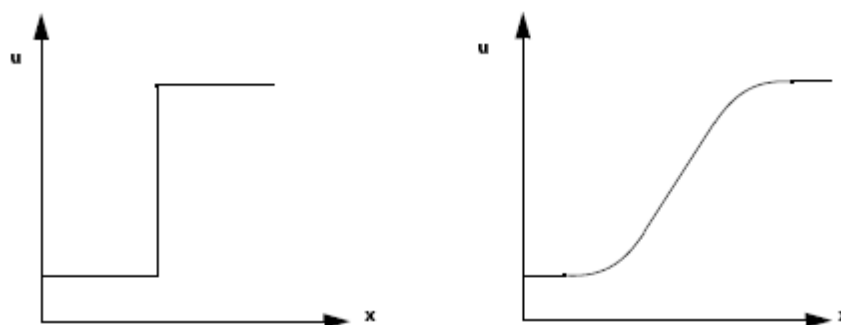


Ilustración 34

El efecto varía de acuerdo con la alineación de la malla con respecto a la dirección de la corriente. Es por tanto relativamente sencillo encontrar soluciones precisas para problemas sencillos, tales como el flujo en una entrada de aire con la malla alineada con el flujo predominante. Sin embargo, para situaciones donde el flujo no está alineado de forma predominante con la malla, la difusión numérica limita mucho la precisión de la solución.

Considérese un flujo similar, modelado en una malla no estructurada, tetraédrica, como se muestra en la figura siguiente:

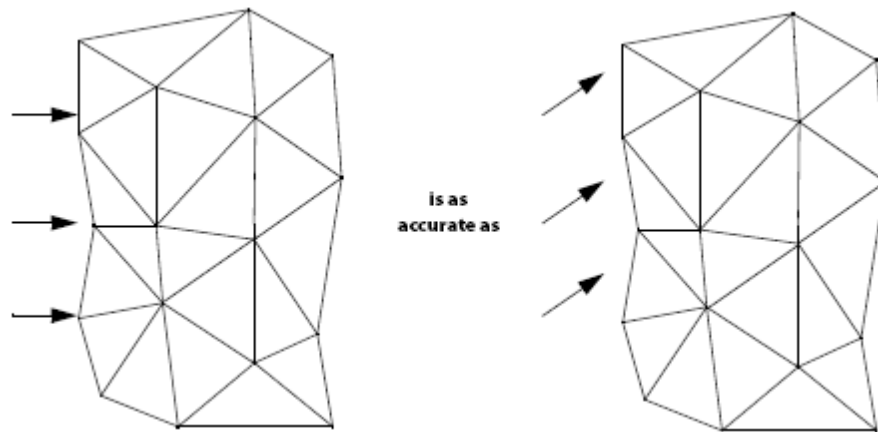


Ilustración 35

Con esta clase de mallas, no hay dirección de flujo que sea más o menos propensa a la difusión numérica que otras. De esta forma, la pérdida de precisión respecto a una malla estructurada de elementos hexaédricos para flujos simples es mayor. Sin embargo, los errores en la difusión numérica de una malla de elementos tetraédricos es más o menos constante y del mismo orden en todo el dominio. Esto significa que para flujos reales, volúmenes de control tetraédricos no tendrán pérdidas de precisión adicionales en zonas con recirculación, porque no existe ninguna dirección del flujo alineado con la malla.

- Dispersión numérica: Para algunas correcciones de las ecuaciones, puede observarse un cierto comportamiento como sistema de segundo orden. Esto puede llevar a veces a experimentar la denominada dispersión numérica.

Esta dispersión produce oscilaciones en los resultados, sobre todo en las zonas con gradientes extremos (por ejemplo a través de una onda de choque):

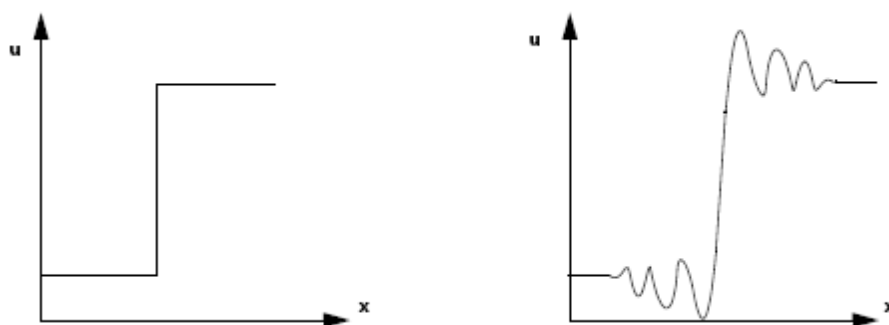


Ilustración 36

Modelos de turbulencia

Denominamos turbulencia a fluctuaciones en el campo fluido en el tiempo y en el espacio. Es un proceso complejo, debido a su carácter tridimensional, no estacionario y consistente de varias escalas. Puede tener un efecto considerable en las características del flujo. La turbulencia ocurre cuando las fuerzas de inercia en el fluido superan en importancia a las fuerzas viscosas y, por tanto, son característicos de flujos a altos números de Reynolds.

En principio, las ecuaciones de NS describen flujos tanto laminares como turbulentos sin tener que aportar información adicional. Sin embargo, los flujos turbulentos a números de Reynolds altos afectan a un gran rango de escalas de tamaños y tiempos, comenzando desde elementos muchos más pequeños que los que actualmente puede usarse de forma práctica en el análisis numérico. La simulación directa (DNS, Direct Numerical Simulation) de estos flujos requiere una potencia de cálculo que es en muchos órdenes de magnitud superior al máximo posible obtenido en las computadoras actuales o en un futuro próximo.

Se ha invertido muchos recursos en los últimos tiempos para poder predecir los efectos turbulentos en los actuales programas CFD, usando los denominados “modelos turbulentos”. Estos modelos han sido desarrollados específicamente para tener en cuenta estos efectos sin tener que recurrir a mallas prohibitivamente finas usadas en simulaciones DNS. La mayoría de los modelos turbulentos tienen carácter estadístico, aunque existen algunos modelos basados en parámetros físicos (LES, Large Eddy Simulation y DES, Detached Eddy Simulation Theory). En este proyecto sin embargo sólo nos centraremos en los casos más importantes del primer tipo.

Modelos estadísticos. Ecuaciones de Navier Stokes promediadas (RANS)

Observando escalas temporales mucho mayores que las fluctuaciones turbulentas, puede decirse que el flujo turbulento exhibe características medias, con una cierta componente fluctuante y variante con el tiempo. En concreto,

una componente de velocidad puede descomponerse en una componente media y una variable con el tiempo.

En general, los modelos turbulentos persiguen modificar las ecuaciones originales de Navier Stokes introduciendo cantidades medias y fluctuantes hasta llegar a las ecuaciones promediadas NS de Reynolds (RANS, Reynolds Averaged Navier Stokes equations). Estas ecuaciones representan sólo cantidades medias del flujo, mientras que los efectos turbulentos son modelados sin la necesidad de la resolución de las fluctuaciones turbulentas. Aún así, todas las escalas del campo turbillobario son modeladas. Los modelos turbulentos basados en las ecuaciones RANS son conocidos como modelos de turbulencia estadística (STM, Statical Turbulence Models) debido al procedimiento de media estadística empleado para obtener las ecuaciones.

La simulación de las ecuaciones RANS reduce considerablemente el esfuerzo computacional comparado con las ecuaciones directas DNS y son típicamente usados para cálculos ingenieriles. Sin embargo, el procedimiento promediado introduce incógnitas adicionales conteniendo productos de las cantidades fluctuantes, las cuales actúan como tensiones adicionales en el fluido. Estos términos, llamadas tensiones turbulentas o de Reynolds, son dificultosos de determinar directamente.

Estas tensiones de Reynolds se modelan por ecuaciones adicionales de cantidades conocidas para conseguir cerrar el problema ('Closure' en inglés). Esto implica que existirán suficiente número de ecuaciones para todas las incógnitas, incluido el tensor de tensiones de Reynolds resultante del promediado. Las ecuaciones usadas para cerrar el problema definen el modelo de turbulencia.

De esta forma, una velocidad U puede dividirse en una componente media y una componente variante del tiempo:

$$U = \bar{U} + u \quad (5.5.1)$$

La componente media viene dada por:

$$\bar{U} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} U \cdot dt \quad (5.5.2)$$

Donde Δt es una escala de tiempo relativamente grande para las fluctuaciones turbulentas, pero pequeña respecto a la escala de tiempos para la que la ecuación será resuelta.

Substituyendo estas cantidades promediadas en las ecuaciones originales de transporte se obtienen las ecuaciones promediadas de Reynolds:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (5.5.3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho U) + \nabla \cdot (\rho U \times U) = \nabla \cdot (\tau - \rho \overline{u \times u}) + S_M \quad (5.5.4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \phi) + \nabla \cdot (\rho U \phi) = \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi - \rho \overline{u \phi}) + S_E \quad (5.5.5)$$

Siendo τ el tensor de tensión molecular. La ecuación de continuidad no ha sido alterada pero la de cantidad de movimiento y la de transporte escalar contienen términos de flujo turbulento adicional a los flujos difusivos moleculares ya presentes. Estos son la tensión de Reynolds ($\rho \overline{u \times u}$) y el flujo de Reynolds ($\rho \overline{u \phi}$). Estos términos proceden del término convectivo no lineal de las ecuaciones no promediadas originales. Reflejan el hecho de que el transporte convectivo debido a las fluctuaciones de velocidad actuarán mejorando la mezcla entre las capas que si sólo se contasen las fluctuaciones térmicas a nivel molecular. A altos números de Reynolds, las fluctuaciones turbulentas de la velocidad ocurren en una escala de longitud mucho mayores que el camino libre medio de las fluctuaciones térmicas, con lo que los flujos turbulentos son muchos mayores que los moleculares.

La ecuación de la energía RANS es:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h_{\text{tot}}) + \nabla \cdot (\rho U \cdot h_{\text{tot}} + \rho \overline{u h} - \lambda \nabla T) = \frac{\partial p}{\partial t} \quad (5.5.6)$$

Donde la entalpía total viene dada por:

$$h_{\text{tot}} = h + \frac{1}{2} U^2 + k \quad (5.5.7)$$

Adicionalmente a la energía cinética media del flujo, la entalpía también contiene ahora una contribución de la energía cinética turbulenta (k), dada por:

$$k = \frac{1}{2} \overline{u^2} \quad (5.5.7)$$

El problema se cierra cuando se proveen modelos para la computación de las tensiones de Reynolds y los flujos de Reynolds. Principalmente existen dos clases, modelos de viscosidad turbillónaria (EVM, Eddy Viscosity Models) y modelos de tensión de Reynolds (RSM, Reynolds Stress Models).

Eddy Viscosity Turbulence models

Una propuesta sugiere que la turbulencia consiste en pequeños torbellinos que se forman y disipan de forma continua, y en los cuales la tensión de Reynolds se asume proporcional a los gradientes de velocidad medios. Esto define un modelo de viscosidad turbillónaria (EVM)

La hipótesis fundamental de este modelo es que la tensión de Reynolds puede relacionarse con los gradientes medios de velocidad y la viscosidad turbillónaria por la hipótesis de gradiente de difusión, de una manera análoga entre tensión y cortante en un flujo laminar newtoniano:

$$-\rho \overline{u \otimes u} = \frac{2}{3} \rho k \delta - \frac{2}{3} \mu_t \nabla \cdot U \delta + \mu_t (\nabla U + (\nabla U)^T) \quad (5.5.8)$$

Aquí, μ_t es la viscosidad turbillónaria. Tiene que ser definida de antemano.

Además de la hipótesis de viscosidad turbillónaria también existe la hipótesis de difusividad turbillónaria basada en que los flujos de Reynolds de un escalar están relacionados de forma lineal con el gradiente escalar medio:

$$\rho \overline{u \phi} = \Gamma_t \nabla \phi \quad (5.5.9)$$

En este caso Γ_t es la difusividad turbillónaria, que tiene que venir ya definida. La difusividad turbillónaria puede escribirse como:

$$\Gamma_t = \frac{\mu_t}{Pr_t} \quad (5.5.10)$$

Siendo Pr_t el número de Prandtl turbulento. La difusividad turbillónaria viene definida, por tanto, a partir del número de Prandtl turbulento.

Las ecuaciones anteriores expresan sólo los términos fluctuantes de las ecuaciones promediadas si se conoce la viscosidad turbillónaria (μ_t). Existen dos métodos diferentes, k - ϵ y k - ω , cuya diferencia fundamental es la forma en la que se calcula esta variable.

Modelo cero ecuaciones

Los modelos más simples de modelado de viscosidad turbillanaria (μ_t) obtienen el valor del parámetro a partir de la velocidad media y una escala de longitud usando una fórmula empírica. A causa de que no hay que resolver ecuaciones adicionales de transporte, a estos modelos se le denominan “cero ecuaciones” (Zero Equation Model).

Normalmente se usan ecuaciones algebraicas para calcular la contribución viscosa de los torbellinos turbulentos. Se calcula para el dominio completo una viscosidad turbillanaria constante.

La viscosidad turbillanaria se modela como producto de una escala de velocidad turbulenta, U_t , y una escala de longitud turbulenta, l_t , tal y como propusieron Prandtl y Kolmogorov:

$$\mu_t = \rho \cdot f_\mu \cdot U_t \cdot l_t \quad (5.5.11)$$

Siendo f_μ una constante de proporcionalidad. La escala de velocidad se toma a partir de la máxima velocidad del dominio fluido. La escala de longitud se obtiene a partir de la fórmula:

$$l_t = \frac{V_D^{1/3}}{7} \quad (5.5.12)$$

Siendo V_D el volumen del dominio fluido. Este modelo tiene poco fundamento físico y no se recomienda para el uso ingenieril.

Modelo dos ecuaciones. Modelos $k-\varepsilon$ y $k-\omega$

Los modelos más usados, por ofrecer un buen compromiso entre esfuerzo computacional y precisión, son los modelos de dos ecuaciones. Estos modelos son mucho más sofisticados que los modelos de cero ecuaciones. En estos la escala de velocidad y longitud se resuelven usando ecuaciones de transporte separadas.

Los modelos $k-\varepsilon$ y $k-\omega$ usan la hipótesis de gradiente difusivo para relacionar la tensión de Reynolds con los gradientes de velocidad media y la viscosidad turbillanaria. Esta viscosidad se modela como el producto entre la velocidad turbulenta y la escala de tamaño turbulento.

En estos modelos de dos ecuaciones, la escala de velocidad turbulenta se calcula a partir de la energía cinética turbulenta, obtenida de la solución de la ecuación de transporte. La escala de tamaño turbulento se estima a partir de dos propiedades del campo turbulento, normalmente la energía cinética

turbulenta y su tasa de disipación. La tasa de disipación de la energía cinética turbulenta se obtiene también a partir de la solución de la ecuación de transporte.

Modelo k - ε

K es la energía cinética turbulenta y se define como la variación de las fluctuaciones en velocidad. Tiene dimensiones de L^2/T^2 . ε es la disipación turbillanaria (la tasa a la cual las fluctuaciones en velocidad son disipadas); sus dimensiones son de L^2/T^3 .

El modelo k - ε introduce dos nuevas variables en el sistema de ecuaciones. De esta forma, las ecuaciones de continuidad y cantidad de movimiento quedan:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (5.5.13)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho U) + \nabla \cdot (\rho U \times U) - \nabla \cdot (\mu_{\text{eff}} \nabla \cdot U) = \nabla p' + \nabla \cdot (\mu_{\text{eff}} \nabla \cdot U)^T + B \quad (5.5.14)$$

Siendo B la suma de las fuerzas superficiales, μ_{eff} es la viscosidad efectiva teniendo en cuenta la turbulencia, y p' es la presión modificada dada por:

$$p' = p + \frac{2}{3} \rho k \quad (5.5.15)$$

El modelo k - ε , como el modelo de cero ecuaciones, está basado en el concepto de viscosidad turbillanaria, por lo que:

$$\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t \quad (5.5.16)$$

Este modelo asume que la viscosidad turbillanaria está relacionada con la energía cinética turbulenta y la disipación turbulenta por la relación:

$$\mu_t = C_\mu \cdot \rho \cdot \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (5.5.17)$$

Siendo C_μ constante. Los valores de k y ε vienen directamente de las ecuaciones de transporte en diferencias para la energía cinética turbulenta y la tasa de disipación turbulenta:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon \quad (5.5.18)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \varepsilon) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_s} \right) \nabla \varepsilon \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{s1} \cdot P_k - C_{s2} \cdot \rho \varepsilon) \quad (5.5.19)$$

Siendo C_{s1} , C_{s2} , σ_k y σ_s constantes. P_k es la producción de turbulencia debida a las fuerzas viscosas y de flotabilidad, que se puede modelar a partir de:

$$P_k = \mu_t \nabla U \cdot (\nabla U + \nabla U^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot U (3\mu_t \nabla \cdot U + \rho k) + P_{kb} \quad (5.5.20)$$

Para flujo incompresible como este caso, $\nabla \cdot U$ es pequeño y por tanto el segundo término de la ecuación no contribuye de forma significativa a la producción de turbulencia. Para flujo compresible, $\nabla \cdot U$ es sólo relativamente grande en regiones con una alta divergencia como las ondas de choque.

El término $3\mu_t$ está basado en la asunción de “tensiones congeladas”. Esto reviene que los valores de k y ε adquieran valores demasiado grandes a través de ondas de choque, una situación que empeora conforme la malla sea más refinada en éstas.

Modelo $k-\omega$

El modelo $k-\omega$ se basa en la re-normalización de las ecuaciones de Navier Stokes. Las ecuaciones de transporte para la generación y disipación de turbulencia son las mismas que en el modelo estándar $k-\varepsilon$, pero las constantes difieren, y la constante $C_{\varepsilon 1}$ es reemplazada por la función $C_{\varepsilon 1RNG}$

La ecuación de transporte para la disipación turbulenta pasa a ser, por tanto:

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \varepsilon) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\varepsilon RNG}} \right) \nabla \varepsilon \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1RNG} \cdot P_k - C_{\varepsilon 2RNG} \cdot \rho \varepsilon) \quad (5.5.21)$$

Siendo:

$$C_{\varepsilon 1RNG} = 1.42 - f_\eta \quad (5.5.22)$$

$$f_\eta = \frac{\eta \left(1 - \frac{\eta}{4.38} \right)}{(1 + \beta_{RNG} \cdot \eta^3)} \quad (5.5.23)$$

$$\eta = \sqrt{\frac{P_k}{\rho C_{\mu} \text{RNG}^3}} \quad (5.5.24)$$

Una de las ventajas de la formulación k- ω es el tratamiento cerca de las paredes para bajos números de Reynolds. El modelo prescinde de las complejas funciones de amortiguamiento no lineal requeridas para el modelo k- ϵ y es por tanto más preciso y más robusto. Un modelo k- ϵ de bajo número de Reynolds típicamente requeriría una resolución de malla cerca de paredes menores a 0.2 unidades y^+ , mientras que para modelos k- ω requerirían mallas menores a 2 unidades y^+ . En flujos industriales, incluso mallas menores de 2 unidades pueden ser prohibitivas y por esa razón se desarrollaron nuevos tratamientos de las ecuaciones k- ω .

En los modelos k- ω se asume que la viscosidad turbulenta está relacionada con la energía cinética turbulenta y la frecuencia turbulenta por la relación:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (5.5.25)$$

El punto de partida de la formulación actual es el modelo k- ω desarrollado por Wilcox. Resuelve dos ecuaciones de transporte, una para la energía cinética turbulenta (k) y otra para la frecuencia turbulenta (ω). El tensor de esfuerzos es calculado a partir del concepto de viscosidad turbulenta. La ecuación k y ω son, respectivamente:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \cdot \rho k \omega \quad (5.5.26)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \omega) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \cdot \rho \omega^2 \quad (5.5.27)$$

Además de las variables independientes, la densidad y el vector velocidad son tratados como cantidades conocidas a partir de las ecuaciones de N-S. P_k es la tasa de producción de turbulencia, la cual es calculada igual que en el modelo k- ϵ .

Los valores de cada constante pueden verse en la bibliografía^[1.5], al igual que el cálculo del tensor de Reynold τ . Para evitar el crecimiento descontrolado de la energía cinética turbulenta en regiones de remanso, un limitador al término de producción de turbulencia se introduce en las ecuaciones:

$$\tilde{P}_k = \min(P_k, c_{lim} \cdot \varepsilon) \quad (5.5.28)$$

Siendo $c_{lim} = 10$ para modelos basados en ω . Este limitador no afecta a las prestaciones de la capa límite pero evita que los puntos de remanso tengan un crecimiento desacotado de la turbulencia en las simulaciones aerodinámicas. Este limitador también está disponible en algunos paquetes para los modelos k- ε .

Modelo k- ω BSL (Baseline)

El principal problema con el modelo de Wilcox es la conocida fuerte sensibilidad a las condiciones de corriente libre. En función del valor especificado para ω en la entrada pueden existir variaciones significativas en los resultados del modelo. Esto no es deseable, y para solucionar el problema este modelo propone usar el modelo k- ω cerca de la superficie y el modelo k- ε para las regiones exteriores.

El modelo k- ε es transformado en un modelo k- ω añadiendo las ecuaciones correspondientes. El modelo de Wilcox es, por tanto, multiplicado por una función de mezcla F_1 y el modelo modificado k- ε por una función $(1 - F_1)$. F_1 vale 1 cerca de la superficie y cambia a 0 dentro de la capa límite. En el borde de la capa límite y en zonas más externas, el modelo k- ε es usado.

De esta forma, las dos ecuaciones a usar quedan, fusionando ambos modelos:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \cdot \rho k \omega \quad (5.5.29)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \omega) \\ = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \nabla \omega \right] + (1 - F_1) \cdot 2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \cdot \omega} \nabla k \nabla \omega + \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k \\ - \beta_3 \cdot \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (5.5.30)$$

Los coeficientes del nuevo modelo son una combinación lineal de los correspondientes coeficientes de los modelos de los que parten:

$$\varphi_3 = F_1 \cdot \varphi_1 + (1 - F_1) \cdot \varphi_2 \quad (5.5.31)$$

Los coeficientes de partida pueden encontrarse, de nuevo, en ^[1.5].

Modelo k- ω SST (Shear Stress Transport)

Este modelo $k-\omega$ tiene en cuenta el transporte de la tensión de cortante turbulenta y da una predicción de gran precisión del punto de separación bajo gradientes de presión adversos.

Como ya vimos, el modelo BSL combina las ventajas del modelo de Wilcox con las del modelo $k-\epsilon$, pero falla a la hora de predecir el punto de separación de superficies suaves. La razón de esta deficiencia es que ambos modelos no tienen en cuenta el transporte de la tensión de cortante turbulenta. Esto resulta en una sobre-predicción de la viscosidad turbulenta. El comportamiento correcto puede ser obtenido por una limitación a la formulación de la viscosidad turbulenta:

$$V_t = \frac{a_1 \cdot k}{\max(a_1 \cdot \omega, SF_2)} \quad (5.5.32)$$

Con:

$$V_t = \frac{\mu_t}{\rho} \quad (5.5.33)$$

Nuevamente F_2 es una función de mezcla similar a F_1 , que restringe la limitación a la capa límite, ya que la suposición no es correcta para corrientes libres. S es una medida invariante de la tasa de presión.

La expresión de F_2 es:

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad (5.5.34)$$

Siendo

$$\arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta'\omega y}, \frac{500\nu}{y^2\omega}\right) \quad (5.5.34)$$

Esta función de mezcla es crítica para el éxito del método. Su formulación se basa en la distancia a la superficie más cercana y en las variables del flujo.

El modelo $k-\omega$ SST es el usado para los cálculos aerodinámicos presentes en este proyecto. Aunque existen métodos más sofisticados y refinados (métodos directos y LES), la potencia de cálculo requerida es excesiva y la gran complejidad que entrañan sale fuera del contexto de este trabajo.

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.

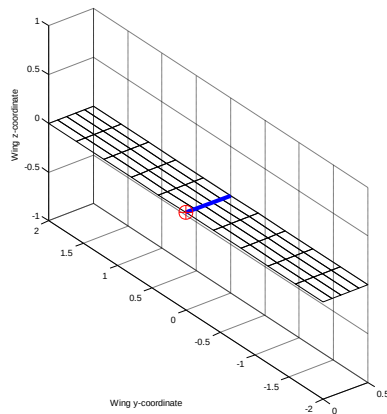
- Is the wing mirrored in the xz-plane [1 0]: Introducir 1 si el ala es simétrica respecto al plano XZ; 0 si no es así.
- Root chord: Cuerda de raíz alar. Medidas en metros.
- Base chord airfoil: Perfil en la sección inicial. Puede introducirse directamente el perfil NACA que se quiera escribiendo los 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:

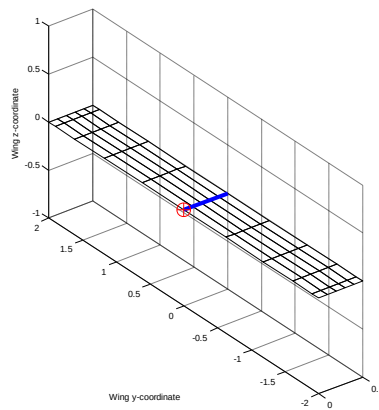
- [1] Linear (as before)
- [2] Spanwise half-cosine
- [3] Spanwise half-cosine, chordwise cosine
- [4] Spanwise cosine, chordwise cosine

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:

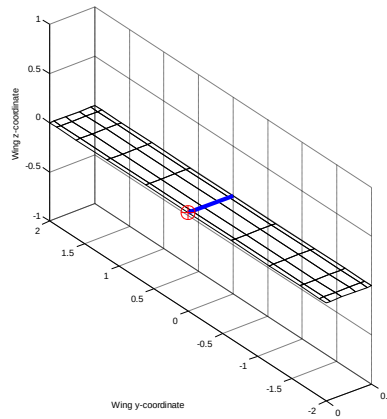
LINEAL:



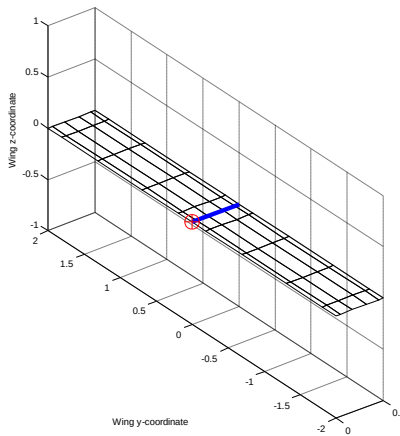
SEMICOSEN A LO LARGO DE LA ENVERGADURA:



**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

# Obtención de resultados usando ANSYS CFX 10.0

Para ilustrar el proceso y las funcionalidades más útiles de los paquetes ANSYS de mallado y resolución de CFD (mecánica de fluidos computacional), se hará un caso de “calibración” de una superficie alar de resultados conocidos para validar el mallado y los modelos a escoger para el posterior análisis del modelo global del UAV. Dentro de la mecánica de fluidos computacional existen muchos escalones, cada uno en base a unas determinadas hipótesis que restringen su aplicación; este paquete se sitúa en la zona superior de la escala y por la complejidad de la generación del mallado y el tiempo necesario para obtener resultados no se recomienda su uso para el prediseño sino para obtener resultados de un modelo ya existente y comprobar que los modelos simplificados usados son válidos dentro de sus hipótesis de uso.

## Introducción

Para ilustrar un ejemplo del uso de las utilidades de mallado y resolución, se va a realizar un análisis de un ala recta con perfil NACA 2415 de cuerda 438.905 mm (igual perfil y cuerda que el usado en el UAV Céfire), con una semienvergadura de 5 metros, asegurando por tanto un alargamiento suficientemente grande como para que la solución en las secciones centrales se asemejen en gran medida a la obtenida para el caso 2D.

Posteriormente, se analizará los resultados de presión obtenidos en una de estas secciones con los que se deberían de obtener suponiendo la teoría potencial, usando un solver propio que se nutre del método de las líneas para la resolución del Laplaciano correspondiente.

Los análisis se llevarán a cabo a varios ángulos de ataque con viscosidad y turbulencia (para obtener la curva de sustentación y  $C_{lmax}$ ) y a un único ángulo de ataque de  $5^\circ$  sin viscosidad ni turbulencia (para comparar los resultados con el método potencial).

De esta forma se validarán los métodos usados para el mallado y cálculo de la aeronave.

## Geometría

A la hora de preparar la geometría para cualquier análisis de tipo CFD es necesario tener en mente que lo que hay que definir no es el volumen sólido del cuerpo sino la región fluida que es lo que verdaderamente se va a analizar.

Para casos de cámaras de combustión, bombas, conductos... la geometría está clara porque el fluido se encuentra acotado y limitado a un volumen definido. El problema se complica para problemas aerodinámicos en corriente libre.

Efectivamente, se dispone de los límites internos de la corriente pero se trata de un fluido no acotado cuyo volumen es infinito. Es necesario delimitar un cierto volumen suficientemente grande como para que todos los efectos puedan desarrollarse en su interior sin ningún impedimento. Para casos subsónicos sin compresibilidad la literatura indica <sup>[1.11]</sup> que normalmente se deje al menos 10 veces la cuerda del ala en dirección de la corriente aguas abajo, y algo menos (5 veces la cuerda) aguas arriba. De la misma forma, también se deja un espacio de 10 veces la cuerda en las zonas superior e inferior.

En dirección perpendicular a la corriente se puede dejar mucho menos espacio porque las perturbaciones son mucho menores. En este caso puede considerarse que el doble de la semienvergadura es suficiente.

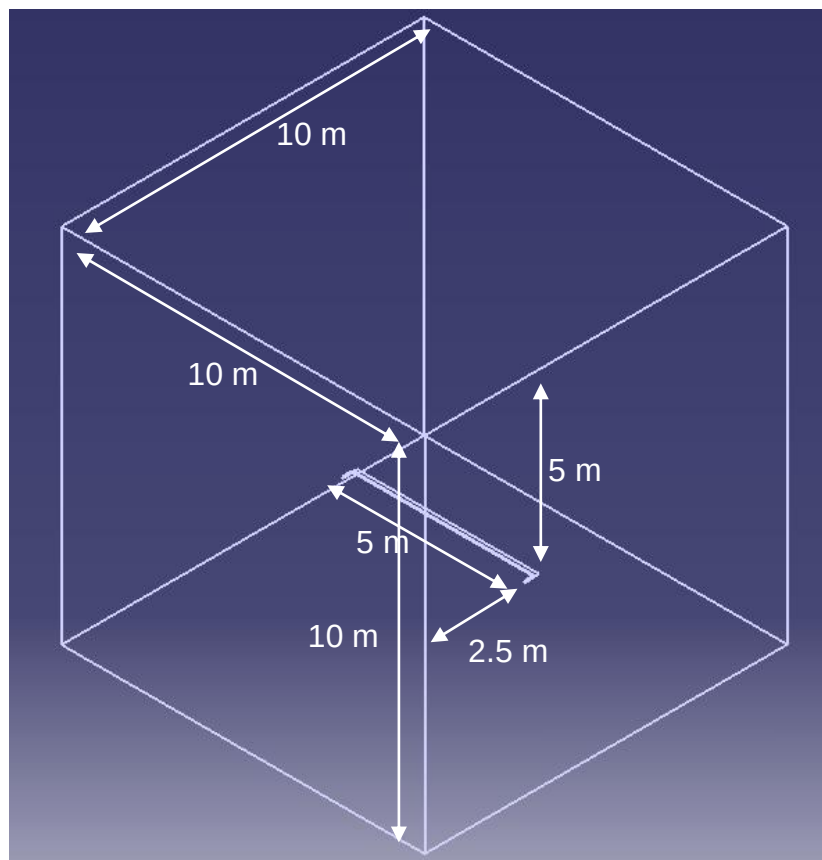
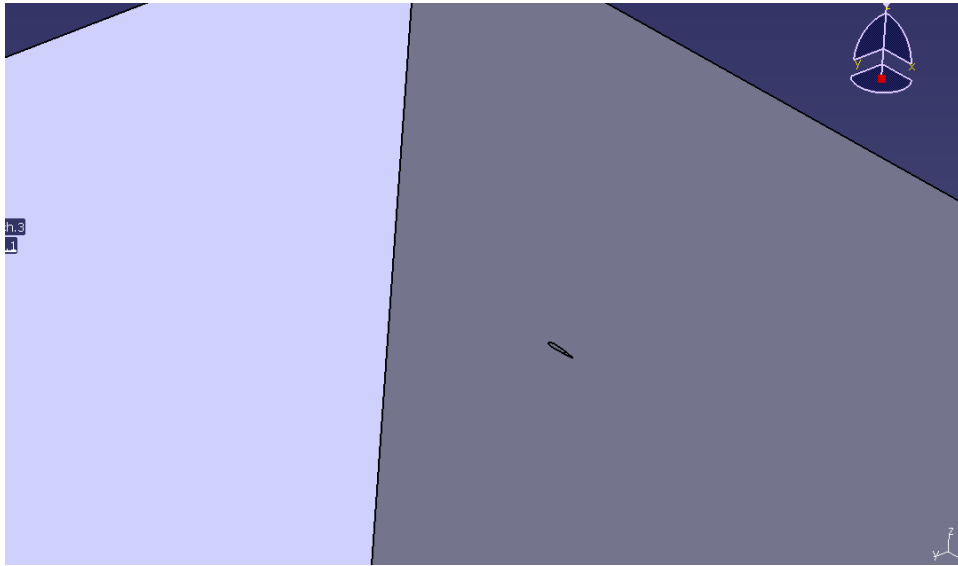
A la hora de trabajar la geometría, lo mejor es trabajar con el negativo de la forma final. Es decir, modelar la aeronave como un sólido y posteriormente hacer una operación booleana al “volumen fluido total”. Es aconsejable siempre que se pueda (cuando tanto geometría como las condiciones de contorno sean simétricas) se haga uso de la simetría en estos problemas, pues salvan mucho tiempo y para un mismo equipo permite afinar mucho más la malla.

Todos los trabajos aquí mostrados han sido realizados con CATIA. Lo normal es trabajar con la forma a analizar como un solo CATpart y, preferiblemente con un solo Body, totalmente sólido (no es válido a la hora de hacer operaciones booleanas las superficies huecas), y en un CATpart diferente generar el volumen fluido. Si ambos CATpart están en el mismo CATproduct es posible realizar la operación booleana usando la herramienta “Assembly remove”, dentro de la barra de herramientas oculta “AssemblyFeat2”:



Si son geometrías simples, como la generada en este caso, es posible trabajar con un solo CATpart y hacer la operación booleana directamente.

Finalmente, se obtiene la geometría del volumen fluido. Nótese como efectivamente el volumen del ala ha sido extraído de éste:



A la hora de hacer una geometría compleja para el análisis CFD, hay que tener en cuenta las siguientes consideraciones:



- Siempre hay que simplificar al máximo la geometría de la aeronave a analizar. Es mejor obtener buenos resultados de una geometría aproximada que resultados aproximados de una geometría buena. Evitar piezas con mucha curvatura, como cilindros de pequeño diámetro, cables... y elementos de pequeñas dimensiones, como cavidades, protuberancias, antenas... Normalmente es preferible añadir estas resistencias a posteriori como Misc Drag ya que pueden hacer excesivamente densa la malla y falsear los resultados
- Si se quiere obtener las fuerzas y momentos de piezas separadas, asegurarse que tales piezas están definidas por superficies distintas. De esta forma podrán agruparse como diferentes Parts en el programa de mallado. CFX obtendrá las fuerzas y momentos de cada Part independiente siempre que tenga condiciones de contorno de pared sólida.
- Hay que tener especial cuidado con pequeños huecos que puedan quedar de forma involuntaria. Esto es especialmente crítico con los flaps. La forma más sencilla de modelarlos es suponer una deformación del perfil correspondiente a las secciones del tramo de ala con flaps. Otras posibles aproximaciones, como suponer el flap como una pieza independiente del ala, lleva intrínseco la generación de microhuecos que normalmente son muy difíciles de detectar y densa la malla de forma involuntaria (a no ser que se busque como por ejemplo para el cálculo de flaps soplados tipo fowler).

En este sentido, el programa de mallado CFX-Pre presenta una serie de herramientas para el arreglo de geometrías CAD mal acondicionadas. Estas herramientas serán descritas en el apartado correspondiente.

Dependiendo del programa de mallado a usar, la geometría habrá que exportarse a un cierto formato. Si se va a hacer una malla no estructurada con CFX-Pre, no hace falta ninguna transformación ya que este programa lee de forma nativa archivos CATIA. CFX-Pre no tiene opción de generar mallas estructuradas, con lo que si se desea hacer aplicación de estas es necesario pasar a otros programas tipo ICEM CFD. Por lo general estos programas no tienen soporte CATIA, con lo que un archivo intermedio de intercambio es requerido. El de mejor características es el formato IGES (\*.igs), ampliamente aceptado en la práctica totalidad de programas malladores y que mantiene la geometría basada en Splines y parches NURBS de CATIA.

## Mallado

Para el mallado se ha usado CFX-Mesh por la buena compatibilidad con CATIA y por contener muchas opciones que simplifican el uso y la aplicación del mallado. CFX-Mesh es un módulo dentro del paquete Ansys Workbench, lo que permite hacer uso del módulo de geometría para importar de forma nativa modelos en CATIA. CFX-Mesh genera mallas no estructuradas tetraédricas, con opción de generar mallas híbridas tetraédricas-prismáticas, limitando el uso de estas últimas al cálculo de capas límites.

El mallado será no estructurado para todos los casos. Se probaron mallados estructurados para geometrías sencillas (como el perfil) con otros programas como ICEM-CFD, pero para el avión completo resultaba demasiado engorroso. Como ya se comentó en el apartado anterior, el mallado estructurado es más eficiente y permite disminuir mucho el número de puntos. Por lo general permite reducir a la mitad la cantidad de memoria consumida para el mismo número de puntos.

Sin embargo, para permitir definir mayores densidades en zonas críticas y para hacer un mallado más simple y menos dependiente del estilo se hace uso de mallas híbridas: un mallado tetraédrico no estructurado para la zona exterior y otro no estructurado en forma de prisma para la capa límite.

La estrategia a seguir es hacer un mallado más fino en las superficies aerodinámicas (ala en este caso) junto con un volumen externo más vasto, mejorando la resolución de la malla por la aplicación de planos de refinado en aquellos puntos donde es esperable que se encuentre, aproximadamente, la estela turbillonaria.

Al tratar con las ecuaciones de Navier-Stokes completas, la hipótesis de Kutta se cumple automáticamente, al no despreciarse la viscosidad en todo el dominio fluido. Por tanto, no es necesario definir un mallado específico para la estela. Es necesario sin embargo refinar el borde de salida, pues es ahí donde se compatibilizarán las velocidades y, por tanto, existen gradientes importantes de presión y velocidad de cuyo resultado depende el correcto cálculo de las variables globales.

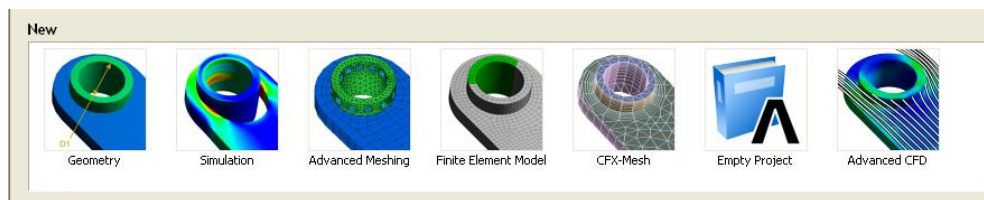
Las capas de mallado prismático se expanden hasta una altura donde el salto en volumen del elemento tipo prisma al elemento tipo tetraedro sea menor de 100. Esto se hace para asegurar una cierta robustez numérica, ya que variaciones bruscas de volumen entre elementos adyacentes afecta mucho a la precisión de los cálculos; en caso contrario el algoritmo puede llegar a no converger.

Otro parámetro importante, la proporción entre altura del prisma y longitud característica de la base, debe ser menor a 1000. Es decir, la base debe tener

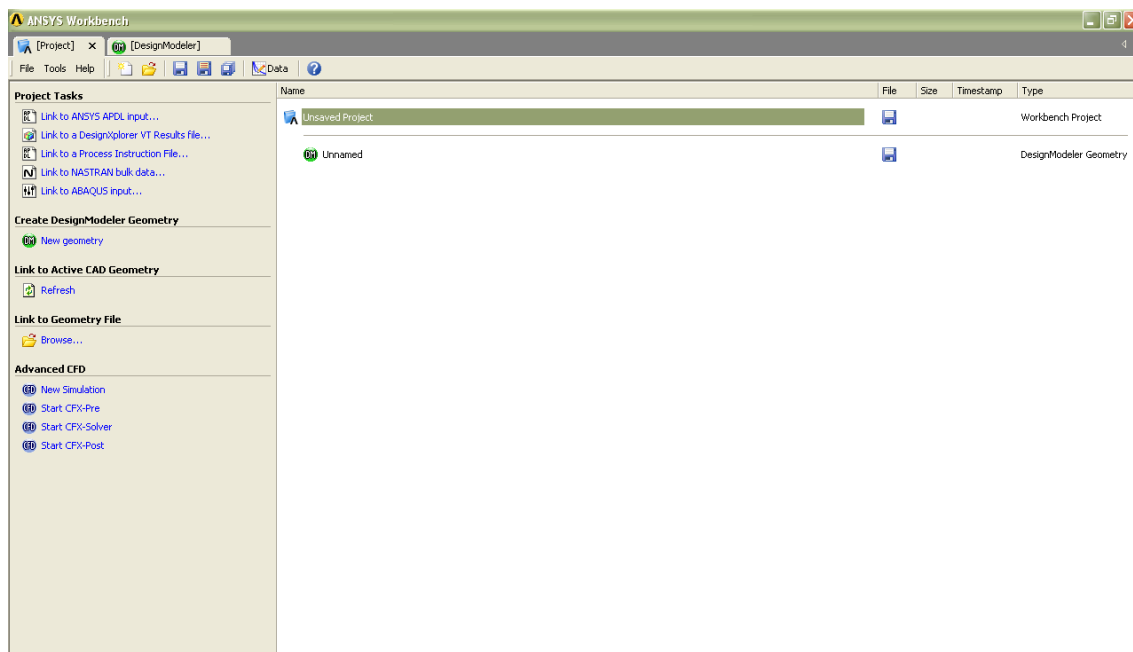
una dimensión 1000 veces menor que la altura. Esto es muy complicado de mantener para las primeras capas de la capa límite, sobre todo si se buscan y<sup>+</sup> muy bajos con mallas superficiales bastas. Si se excede este valor, el algoritmo tampoco convergerá a una solución estacionaria.

Las condiciones de contorno son las aconsejadas para los casos aerodinámicos según los tutoriales del programa <sup>[1.10]</sup>: Condiciones de simetría en el plano medio y también en el exterior, de corriente con velocidad impuesta en las superficies de entrada de fluido y de presión media nula en las de salida. Para las paredes se impondrá la condición de deslizamiento o no en función de si se desea computar las fuerzas de fricción.

Para comenzar, es necesario crear un nuevo proyecto dentro del Ansys Workbench:



En este caso, se selecciona **geometry** (ya que hay que importar la geometría en primer lugar) y se pulsa el botón de aceptar. Una vez hecho, debe verse la pantalla de inicio del programa:



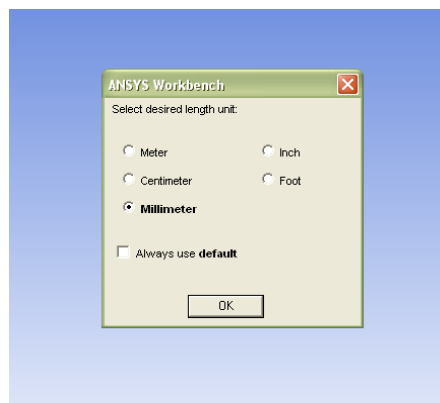
Una breve descripción del entorno de trabajo:

- Las pestañas superiores indican los diferentes módulos abiertos. ANSYS Workbench es una aplicación host que llama a los diferentes módulos

que pueden ser instalados de forma independiente. Sin embargo, permite que el flujo de datos sea continuo entre uno y otro.

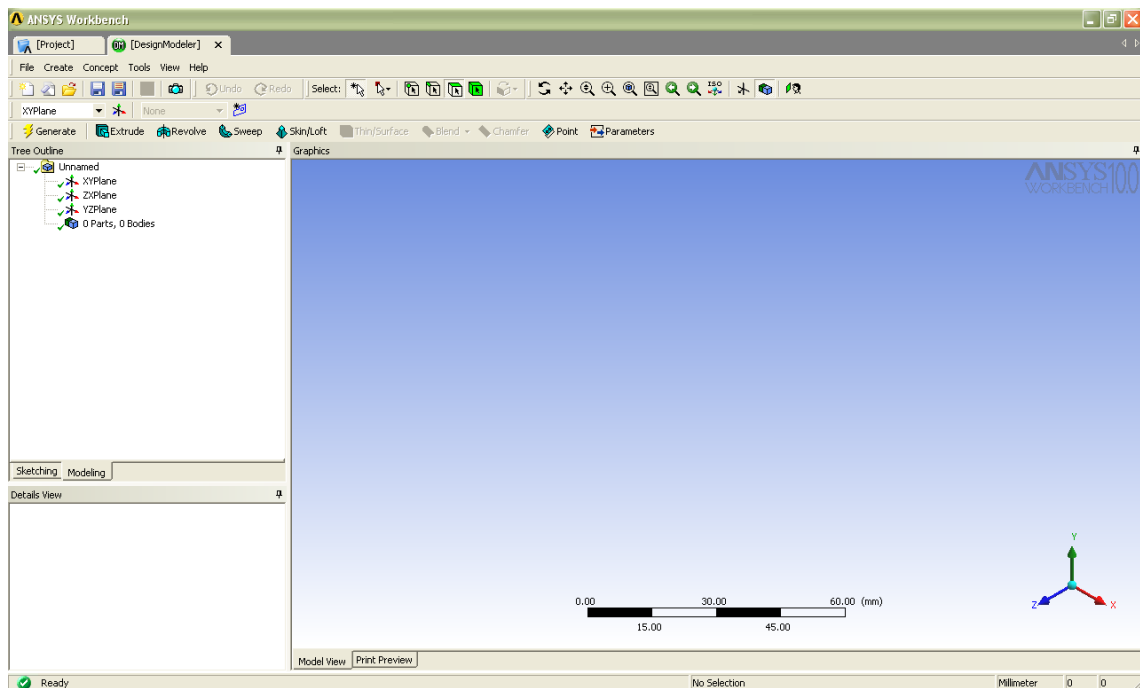
- En la pantalla izquierda puede abrirse nuevos módulos en base a los ya existentes. Por ejemplo, puede abrirse un módulo de mallado CFX-Mesh teniendo como “padre” la geometría inmediatamente superior; puede abrirse el preprocesador de CFX con la malla generada en el caso anterior, etc... Por lo general, el módulo se abrirá teniendo como raíz el objeto previo seleccionado en la pantalla derecha.
- En el menú pueden hacerse tareas típicas como abrir espacios de trabajo, guardarlos, copiar elementos etc... . Sólo es posible abrir un proyecto cada vez.

Dentro del módulo de geometría (doble click sobre el círculo verde de la pantalla derecha) lo primero que preguntará el programa es la unidad de medida con la que se trabajará:



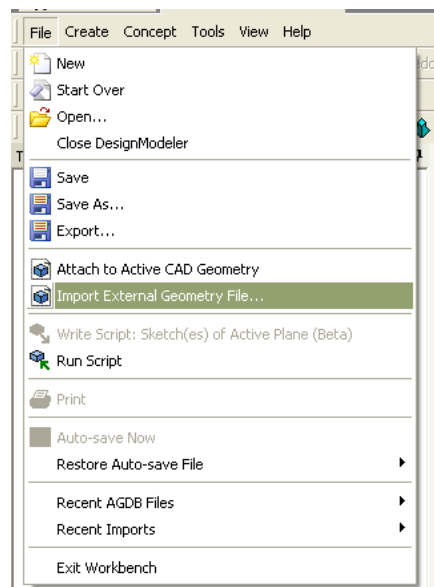
Siempre que se importen geometrías de CATIA, es importante asegurarse que la opción de “milímetros” está activada. Por defecto, CATIA trabaja con esta medida.

La pantalla de trabajo del módulo de geometría es la siguiente:

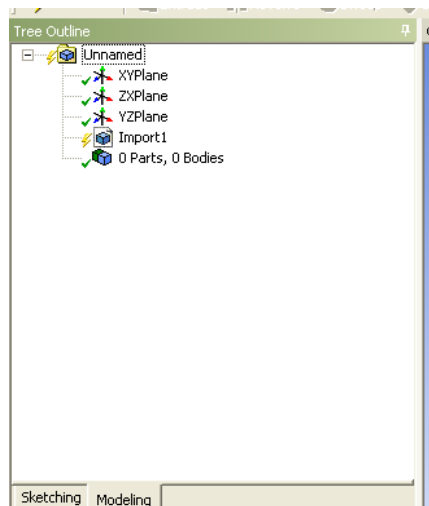


Principalmente se divide en tres zonas: El árbol de elementos, del mismo carácter que CATIA, donde aparecen todos los objetos insertados en la escena; el cuadro de propiedades, donde puede modificarse algunas de las propiedades de cada objeto, y la vista 3D, que ofrecerá una representación tridimensional de la escena.

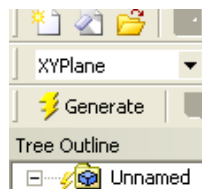
Para importar la geometría realizada en CATIA, se pincha en File->Import external Geometry File... y se selecciona el CATProduct correspondiente:



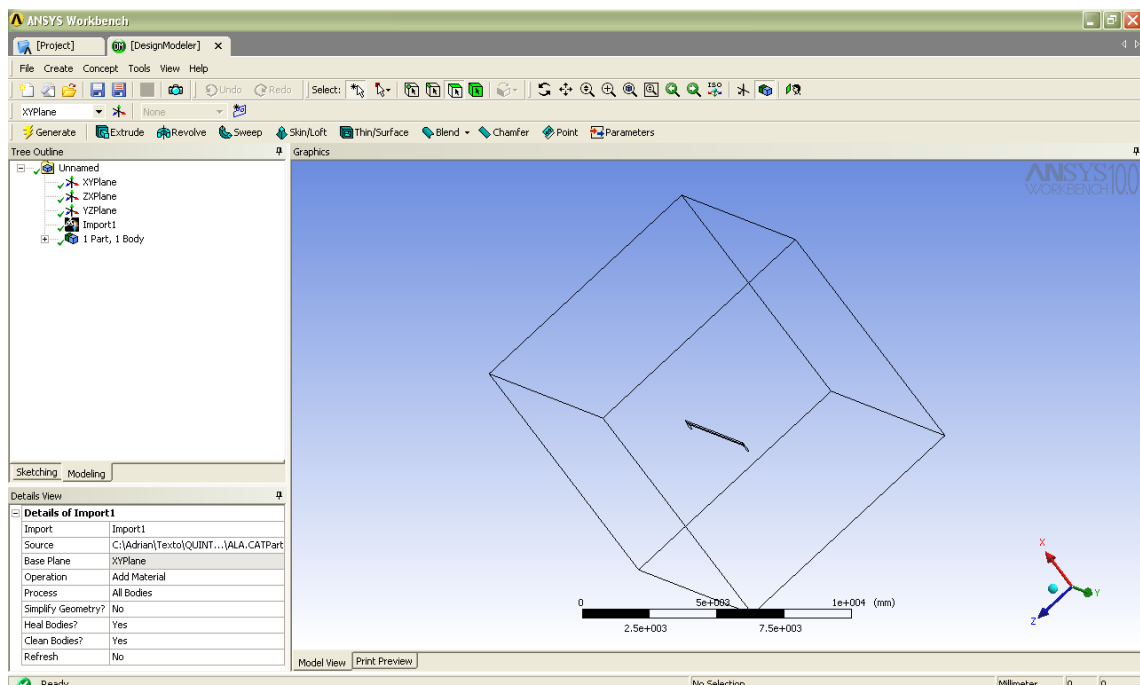
Una vez hecho, puede verse en el árbol el nuevo objeto (Import1):



El símbolo amarillo que se encuentra a la izquierda indica que es necesario actualizar el elemento para que se inserte en la escena. Se pulsa el correspondiente botón en la barra de herramientas (Generate):



Y se obtiene la geometría ya importada:



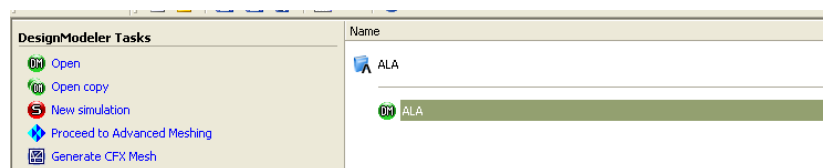
Una vez importada la geometría es posible refrescarla cuando se requiera, aunque es necesario hacerlo de forma manual. Para ello, tras seleccionar el objeto “Import” en el árbol, puede observarse en el cuadro de propiedades lo siguiente:

|         |    |
|---------|----|
| Refresh | No |
|---------|----|

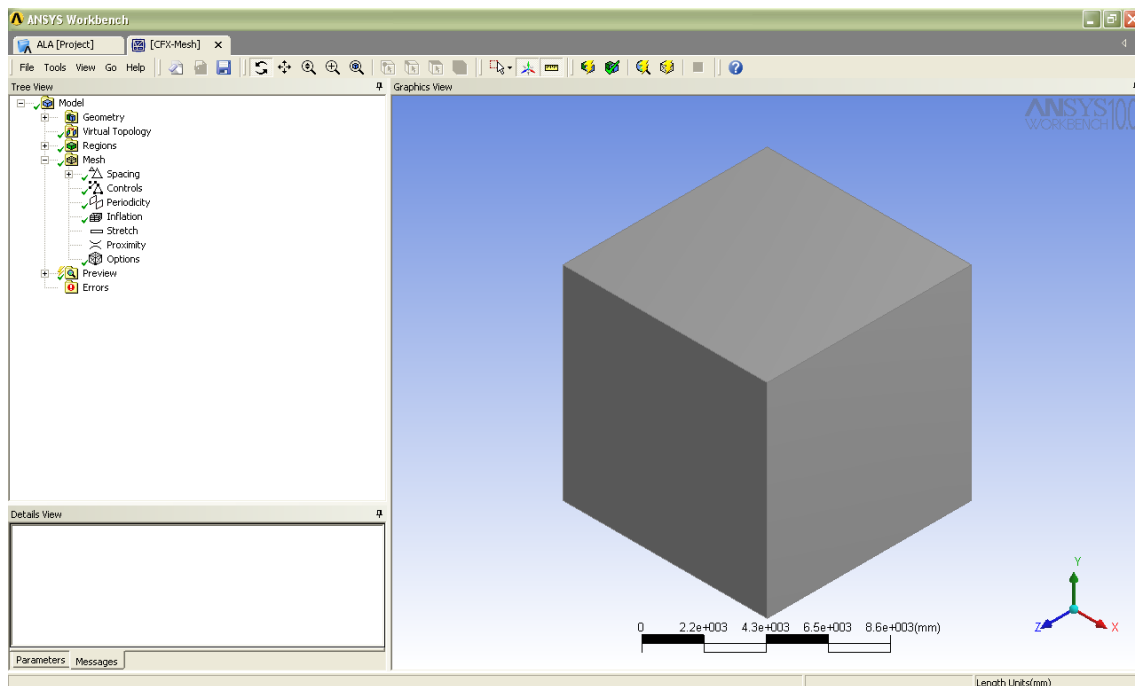
Cambiando la propiedad a “Yes” y refrescando la geometría con el botón “Generate”, se actualiza los datos con las últimas modificaciones. Aunque la geometría se actualice es necesario también actualizar “a mano” todas las bases de aquellos módulos abiertos hasta el momento y que estén por debajo de la jerarquía del Workbench.

Una vez importada la geometría (y haciendo una comprobación visual de que está todo correcto), se aconseja guardarla en la misma carpeta donde vayamos a guardar el proyecto y cerrar el módulo.

En el programa host principal, se presentará en la ventana de la izquierda diferentes opciones de módulos disponibles al seleccionar la geometría. Su base será la geometría realizada:



Entre todas las opciones, hay que escoger **Generate CFX Mesh** para abrir CFX-Mesh. Como puede observarse, habiendo escogido como “padre” la geometría anterior el programa se abre con ésta introducida. Al iniciar el módulo, automáticamente la geometría es testeada (CAD Check) para comprobar que no existen microestructuras y errores de CAD que puedan sobrecargar de forma excesiva la malla:



La ventana es similar al módulo de geometría, sólo que ahora el árbol de objetos es intercambiado por un gestor de operaciones. El orden de estas operaciones es el que debe seguirse a la hora de realizar el mallado de cualquier elemento.

Los procesos principales son:

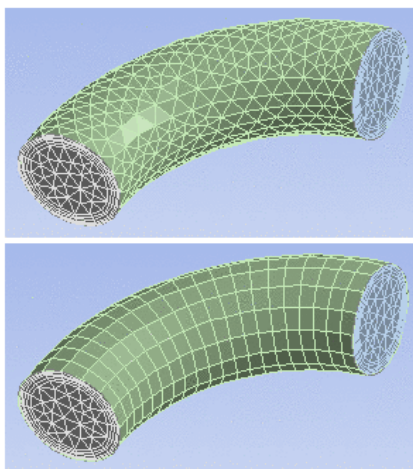
- **Geometry:** Engloba los objetos definidos en el módulo de geometría y algunas opciones a la hora de importar, como eliminar bordes menores de una cierta longitud y definir los bordes más pequeños admisibles a la hora de hacer el CAD Check.
- **Virtual Topology:** Permite hacer modificaciones de la geometría en el caso de que esta tenga errores graves que impidan el mallado. Se pueden unir varios bordes en uno sólo (Virtual edge) y varias caras en una sola (Virtual face). Es útil cuando aparecen microhuecos durante el CAD Check que no hayan sido detectados durante la construcción de la geometría. El programa de mallado considera todos los elementos de un Virtual edge/face como uno sólo, con lo que se pierde cierta información geométrica en pro de un mejor mallado. Lo ideal es evitar hacer uso de estas herramientas generando inicialmente una geometría que pase sin problemas el CAD Check.
- **Regions:** Una vez la geometría lista para ser usada, se pasa a la definición de regiones. Una región es una superficie (o también volumen si existen varios volúmenes, aunque no será el caso de problemas aerodinámicos) con unas características de mallado y condiciones de



contorno que pueden ser diferentes a las demás. Si quiere hacerse un despiece de las fuerzas en varios elementos, es necesario que cada uno de ellos esté compuesto por regiones diferentes (al menos una).

- **Mesh:** En esta sección podrán definirse las características principales del mallado. En concreto:
  - Spacing: Permite definir la resolución de la malla, actuando sobre la malla superficial o sobre los bordes de ésta. Puede definirse varias resoluciones posibles y luego aplicar éstas a diferentes regiones. Puede mallarse superficies con espaciado constante o dependiente de la curvatura, y definirse los elementos mayores y menores posibles. Los “default body/face spacing” son las características de mallado por defecto que se aplicarán a aquellas regiones que no tengan un mallado definido.
  - Controls: Permite el refinado de la malla volumétrica en regiones específicas. Estas regiones pueden venir definidas por un punto, por una línea o por un plano triangular, y su volumen de influencia puede ser especificado por el usuario. Su aplicación se limita sin embargo a elementos de tamaño constante, también definidos por el usuario. Para hacer un refinado es necesario, primero, crear un “point spacing” con las propiedades del elemento de refinado y luego crear el elemento de refinado deseado (point control, line control o triangle control) linkeado con el point spacing correspondiente.
  - Inflation: Genera una malla hexaédrica de extrusión sobre las regiones que se deseen. Puede designarse el número de capas, el espesor y la resolución. Imprescindible si se quiere hacer un análisis con capa límite.
  - Proximity: Cuando existen dos regiones encaradas y muy cercanas entre sí, los campos de influencia del mallado de ambas pueden hacer que la zona intermedia resulte extremadamente densa. Este efecto puede controlarse con esta opción. No es muy usado en cálculos aerodinámicos típicos, aunque puede resultar útil en casos de existencia de superficies hipersustentadoras extensibles.
  - Options: Puede modificarse algunas opciones, entre ellas la forma de hacer el mallado superficial y volumétrico. Para el primer caso, el más óptimo en general es el procedimiento Delaunay, más

rápido y robusto que el frente de avance (Advancing front AF). Para la estrategia de mallado volumétrico, en problemas con capa límite la opción a escoger es la de “Advancing front with inflation 3D”, que permitirá al programa de mallado generar la malla prismática destinada al cálculo de la capa límite. El mallado extruyendo la malla superficial “Extrude 2D meshing” sólo ha de usarse para “tridimensionalizar” problemas bidimensionales, ya que homogeniza la malla (y es necesario cuando se desee hacer un mallado para el cálculo de un perfil, ya que CFX no soporta mallas 2D):



La malla superior es un mallado realizado con Advancing front with inflation 3D” mientras que la inferior está realizada con la opción “Extrude 2D meshing”.

Una vez explicado los procesos, se pasa a realizar el mallado. En primer lugar, se va a hacer un mallado destinado al problema potencial de un ala de gran alargamiento a 5° AoA, sin capa límite ni turbulencia. Por tanto, la capa límite será desestimada (no se insertará un “inflation boundary”). Una decisión importante a la hora de mallar es escoger la resolución superficial adecuada.

Por lo general el tamaño del mallado máximo aconsejable viene determinado por la cantidad de memoria RAM disponible por el ordenador. Para un PC de 1024 Mb de RAM corriendo en Windows XP, el valor máximo de tetraedros 3D soportados sin tener que recurrir a memoria virtual (no aconsejable ya que ralentiza tremendamente el proceso) es de  $2 \cdot 10^6$  elementos. Para un QuadCore con 4 Gb de RAM en Windows Server 64, el máximo número de elementos es  $8 \cdot 10^6$ .

Es un proceso de prueba y error escoger la resolución de tamaño idóneo que tenga suficiente resolución en aquellas partes que lo necesiten, sin sobrepasar

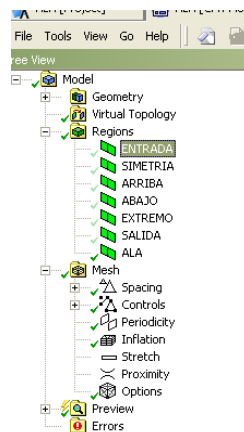
el límite impuesto por la capacidad del PC. Generalmente es imprescindible aumentar la resolución en las zonas de mayor curvatura y de menor tamaño, y el volumen aledaño a estos.

Es por eso que es imprescindible dividir la superficie en varias regiones y aplicar diferentes resoluciones en cada una de ellas.

Comenzamos, por tanto, definiendo las diversas regiones:

- Entrada: Zona frontal. Se le asignará la resolución de malla “GLOBAL”. Su principal función es la de permitir aplicar correctamente la condición de contorno de “inlet”.
- Salida: Zona trasera. Se le asignará la resolución de malla “GLOBAL”. Su principal función es la de permitir aplicar correctamente la condición de contorno de “outlet”.
- Simetría: Plano de simetría alar. Se le asignará la resolución de malla “GLOBAL”. Su principal función es la de permitir aplicar correctamente una condición de contorno de simetría. Podría aplicársele una condición de pared (Wall) si se desea contar con el efecto del túnel aerodinámico sobre la distribución de presiones.
- Extremo: Plano exterior, opuesto al de simetría. Se le asignará la resolución de malla “GLOBAL”. Su principal función es la de permitir aplicar correctamente una condición de contorno de simetría. Podría aplicársele una condición de pared (Wall) si se desea contar con el efecto del túnel aerodinámico sobre la distribución de presiones.
- Arriba: Plano superior. Se le asignará la resolución de malla “GLOBAL”. Su principal función es la de permitir aplicar correctamente la condición de contorno de “outlet” (para AoA positivos) o “inlet” (para AoA negativos).
- Abajo: Plano inferior. Se le asignará la resolución de malla “GLOBAL”. Su principal función es la de permitir aplicar correctamente la condición de contorno de “inlet” (para AoA positivos) o “outlet” (para AoA negativos).
- Ala: Superficie alar. Se le asignará la resolución de malla “ALA”. Su función es la de permitir aplicar correctamente la condición de pared (Wall) y hacer el compute integral de fuerzas y momentos.

Una vez completado el proceso debe llegarse al siguiente árbol:



Se van a usar dos espaciados superficiales:

- GLOBAL: Asignado a las superficies no aerodinámicas, con las siguientes características:

| Face Spacing              |              |
|---------------------------|--------------|
| Face Spacing Type         | Constant     |
| Constant Edge Length [mm] | 400          |
| Radius of Influence [mm]  | 0            |
| Expansion Factor          | 1.2          |
| Location                  | 6 Composites |

Por lo general, coger una longitud de línea constante del 2-5% de la mayor longitud del cubículo puede ser un buen primer disparo a la hora de obtener el espaciado correcto. Hay que hacer notar que la zona aguas abajo se afinará convenientemente en las zonas que así lo requieran (estela).

- ALA: Asignado a la superficie aerodinámica. Tiene las siguientes características:

| Face Spacing                 |                    |
|------------------------------|--------------------|
| Face Spacing Type            | Angular Resolution |
| Angular Resolution [Degrees] | 25                 |
| Minimum Edge Length [mm]     | 5                  |
| Maximum Edge Length [mm]     | 40                 |
| Radius of Influence [mm]     | 0                  |
| Expansion Factor             | 1.25               |
| Location                     | 1 Composite        |

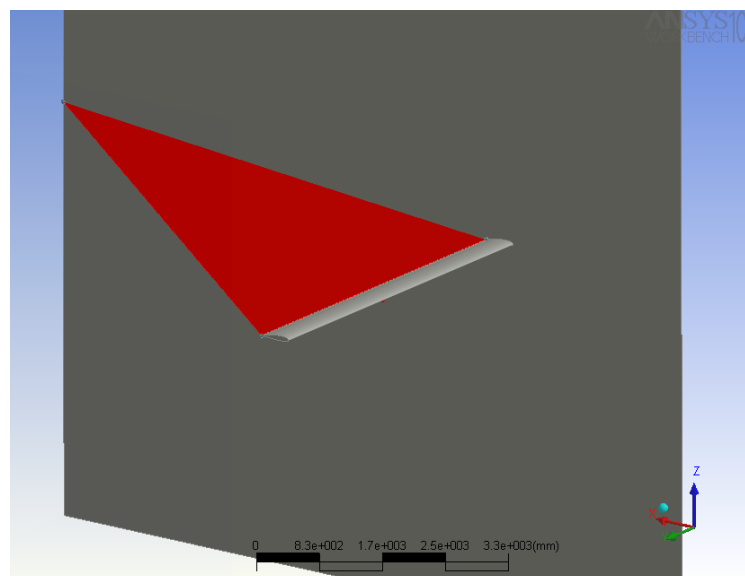
En este caso es mejor hacer un mallado en función de la curvatura superficial. De nuevo, para la mínima longitud de lado es óptimo coger al menos un 2-5% de la cuerda media del ala; aunque aquí sí es importante escoger un mallado superficial cuanto más fino mejor. La resolución angular debe encontrarse entre los 15 y 30 grados, y una mayor longitud de lado no superior al 15% de la cuerda media.

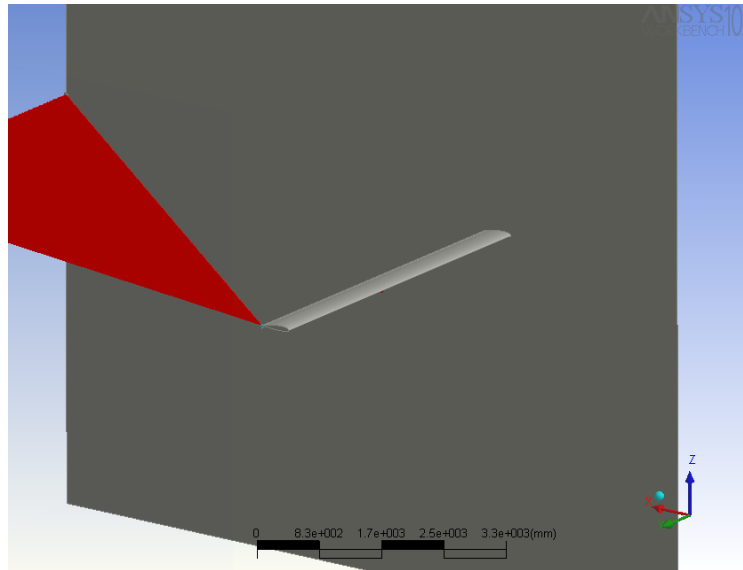
El parámetro “Expansion factor” permite controlar el paso del mallado de una zona a otra. Factores grandes hacen que el paso sea más brusco mientras que valores pequeños hacen que las propiedades de la malla superficial se adentren más en el fluido. Lo normal es variar este parámetro cuando se le da el ajuste final al número total de elementos.

Una vez definidos los dos mallados se pasa a definir las regiones donde es necesario afinar la malla.

Se va a definir el plano de estela, supuesto plano. En realidad, el plano de estela es desconocido a priori y si se requiere una alta precisión en los cálculos, un mallado adaptativo es necesario para afinar allí donde sea necesario. Para cálculos estimativos es suficiente con aumentar la densidad de borde de salida. Sin embargo, con el fin de mostrar el procedimiento, el plano de estela con la hipótesis de no deformaciones es refinado. Es posible añadirle un cierto espesor, delimitando una zona tridimensional de refinado de malla.

CFX-Mesh no permite el refinado por planos de 4 puntos. Es necesario definir el plano como dos triángulos independientes, compartiendo ambos las mismas propiedades y un vértice común:





Los triángulos están definidos por los vértices del borde de salida del encastre y del extremo alar, y por sendos puntos en el extremo trasero del volumen de control, con un cierto desplazamiento en Z de forma que el ángulo que forma el plano compuesto por ambos triángulos y el plano XY sea igual al AoA del ala.

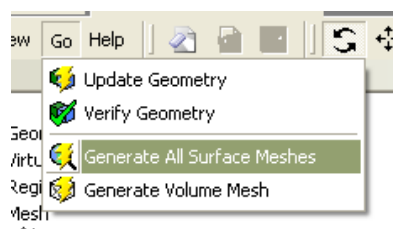
Para calcular la curva de sustentación es necesario generar una malla para cada ángulo de ataque, de forma que el plano de estela esté alineado con el ángulo de ataque en cada caso.

Los valores de refinado, aplicados en ambos planos triangulares, son de:

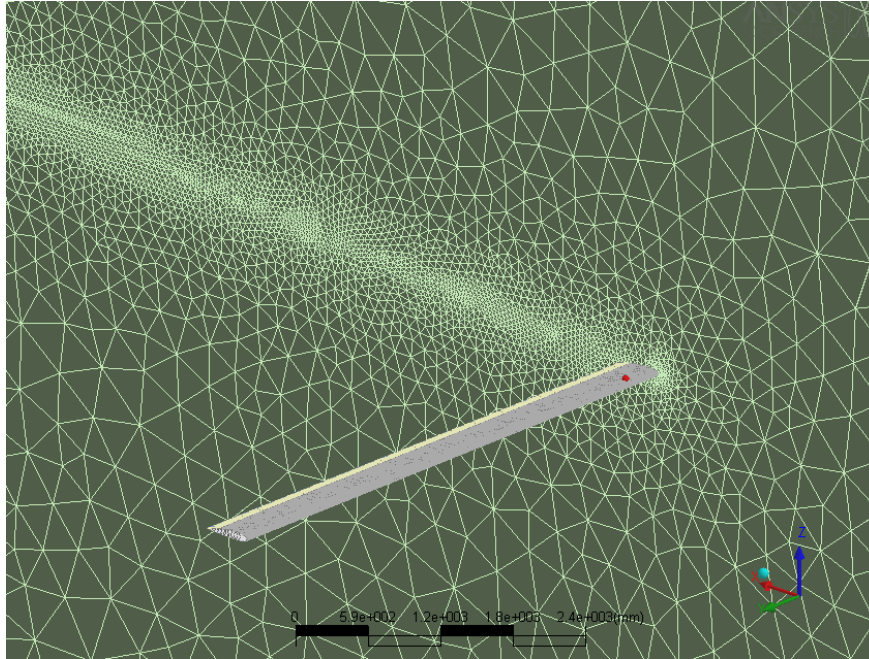
| Point Spacing            |      |
|--------------------------|------|
| Length Scale [mm]        | 40   |
| Radius of Influence [mm] | 40   |
| Expansion Factor         | 1.35 |

El radio de influencia indica la mitad del grosor en el cual se preservará el refinado; mientras que la escala de longitud indica la longitud del lado de cada elemento volumétrico. Los refinados siempre mantienen la longitud del lado del elemento constante.

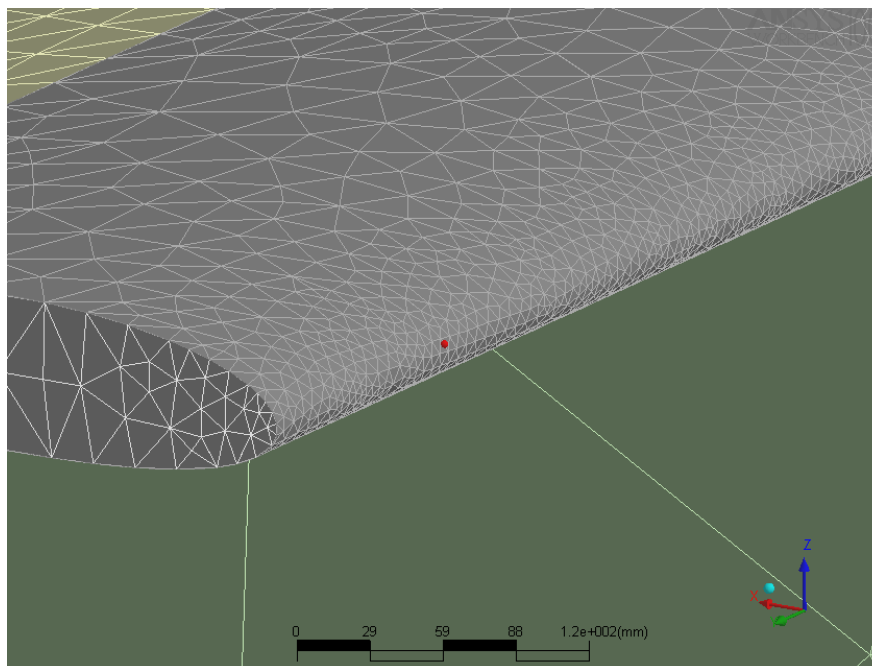
Antes de hacer el mallado es conveniente hacer un mallado superficial y comprobar los resultados. Para ello, es necesario escoger:



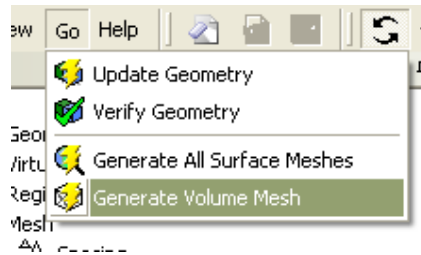
Con lo que se obtiene:



Un detalle del mallado superficial del ala:



Una vez conforme con el resultado (normalmente ajustar los parámetros de mallado puede ser una operación muy laboriosa) se realiza el mallado final volumétrico. Para ello se escoge la opción:

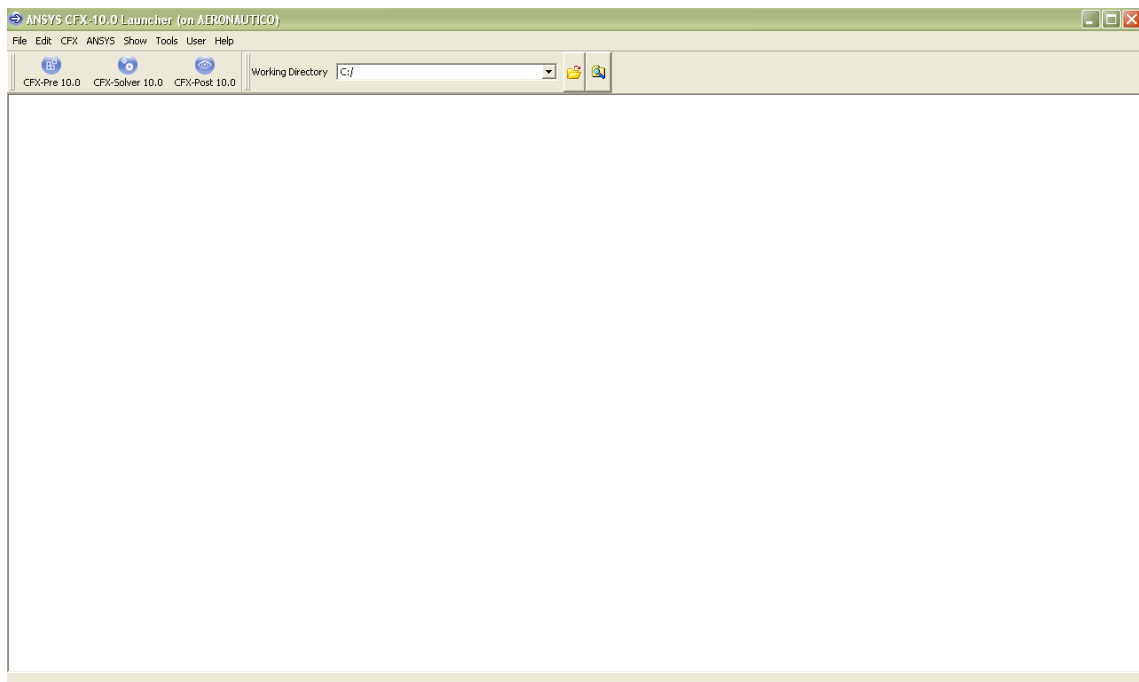


CFX-Pre (el preprocesador) lee mallas tipo \*.GTM, así que este es el formato a escoger para guardar la malla. El mallado volumétrico lleva un tiempo considerablemente mayor que el superficial; su estado en cualquier momento puede verse en la barra de estado inferior.

## Preprocesador

El preprocesador del paquete ANSYS CFX se denomina CFX-Pre y puede encontrarse dentro del programa madre “Ansys CFX”. También puede abrirse directamente desde Ansys Workbench.

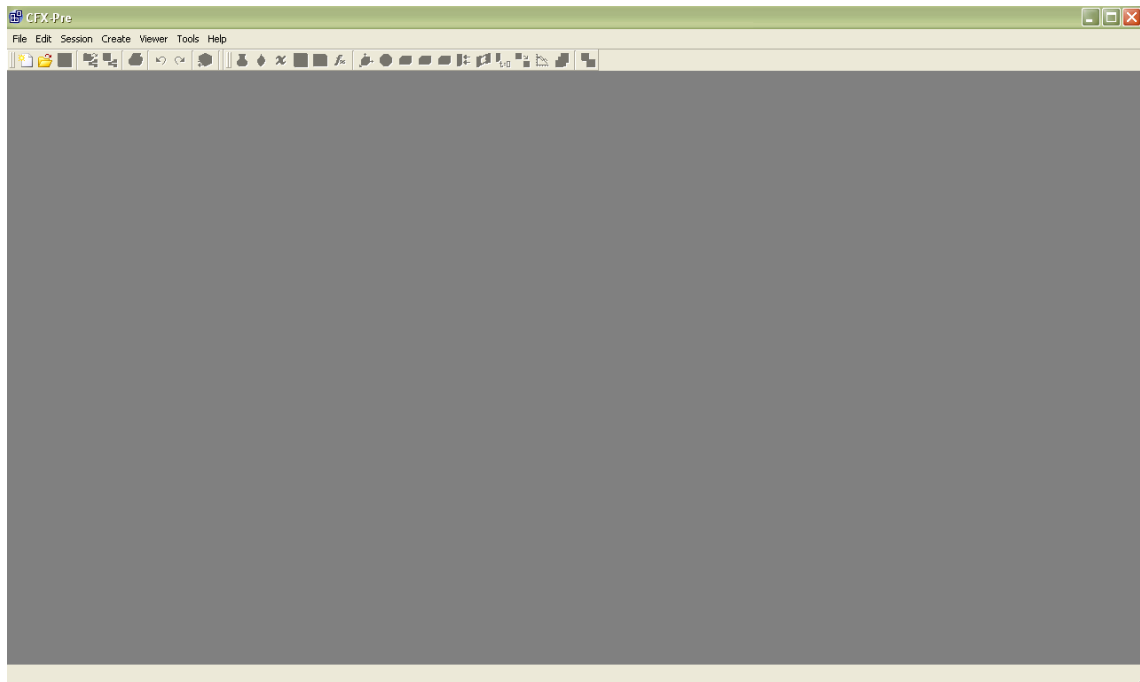
Ansys CFX presenta el siguiente aspecto:



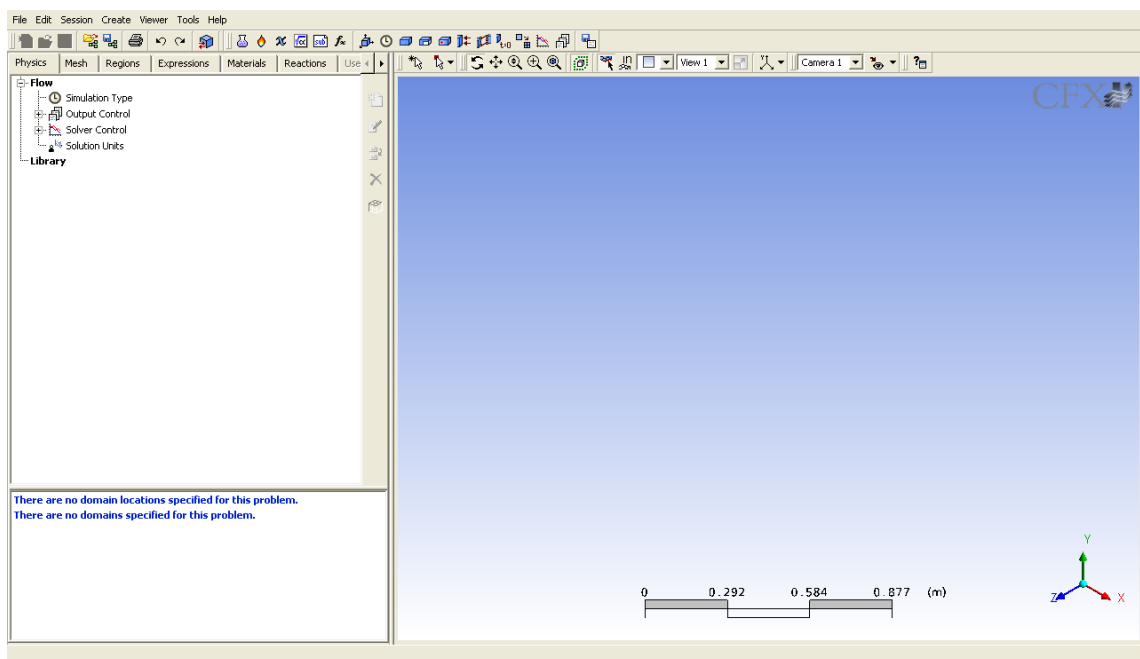
El entorno es sencillo; permite abrir cada uno de los 3 programas que conforman el paquete (CFX-Pre, CFX-Solver y CFX-Post) y escoger la carpeta de trabajo. En esta carpeta se irán grabado todos los archivos temporales que necesitan cada uno de los programas y servirá de carpeta por defecto a la hora de abrir y guardar archivos.

Para abrir CFX-Pre, basta con pulsar el botón correspondiente de la barra de herramientas. Una vez abierto, se puede observar la siguiente pantalla:





Hay que crear un nuevo proyecto vacío, pasando a la pantalla inicial principal:



Pueden observarse varias zonas:

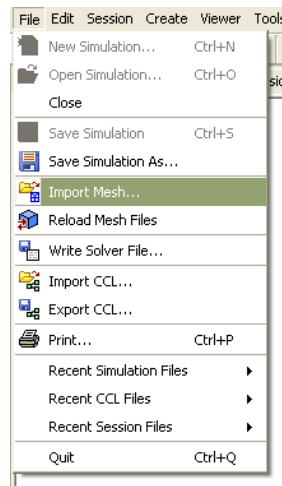
- Una barra de herramientas, con funciones varias
- Unas pestañas donde se puede acceder a cada una de las funciones del Solver. Es necesario definir algunas de ellas para poder obtener un resultado válido. Debido a la gran complejidad no explicaremos cada una de ellas, sólo las que vayamos a usar.

- Un árbol donde se podrá escoger cada una de las funciones dentro de cada apartado definido por cada pestaña.
  - En Physics pueden definirse las propiedades del fluido y los métodos de cálculo y resolución.
  - En Mesh puede verse cada región definida en el mallado. También es el lugar donde se definen las condiciones de contorno.

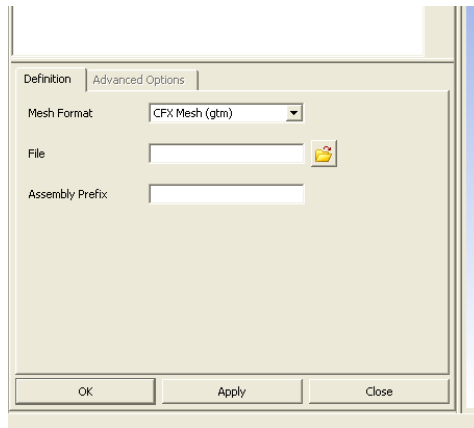
Las demás pestañas carecen de interés para el análisis sencillo a realizar.

- Un apartado donde se muestran las opciones dentro de cada función escogida dentro del árbol.
- Un visor 3D donde se muestra la geometría, la malla y cada una de las condiciones de contorno que se vayan imponiendo.

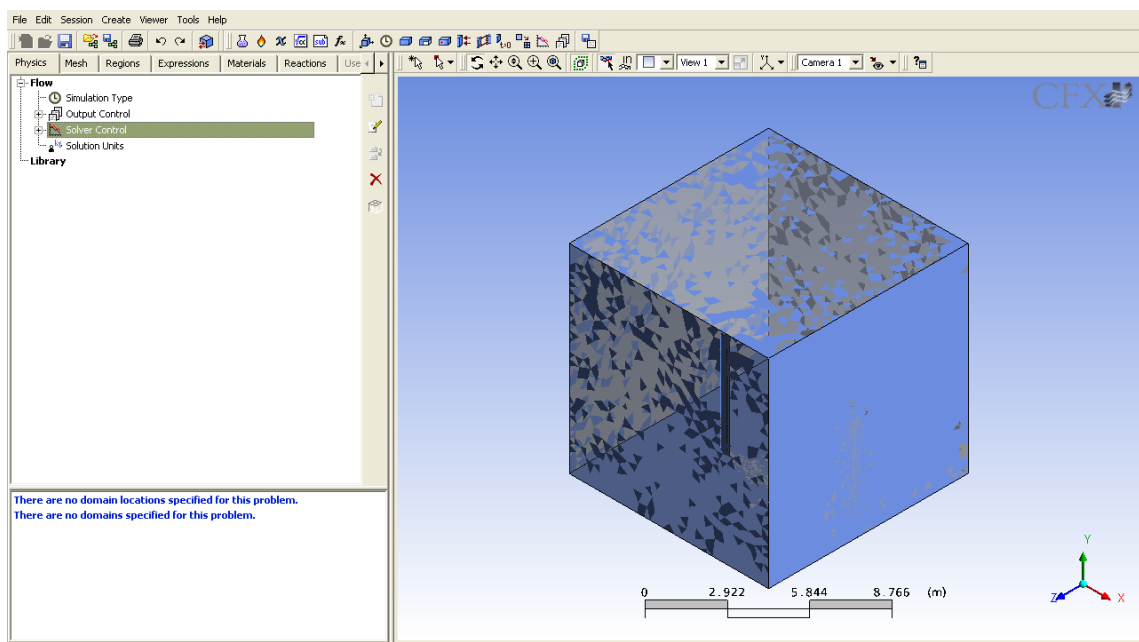
En primer lugar, es necesario importar la malla. Para ello, se hace click sobre “Import mesh” dentro del menú File:



El archivo de malla se escoge, entonces, en la pequeña ventana bajo el árbol principal:

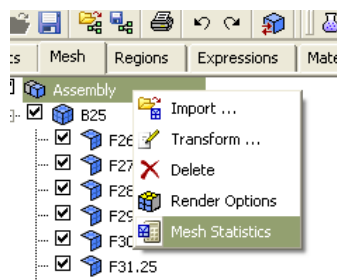


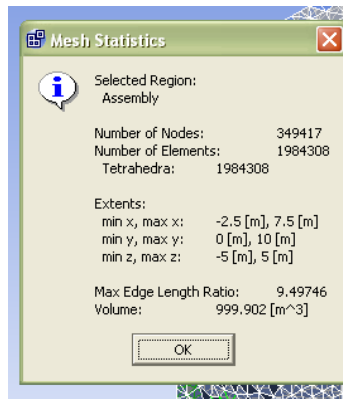
Si el proceso de importado se realiza correctamente, podrá verse la geometría y la malla en el visor 3D:



Si se pulsa sobre la pestaña “Mesh” podrán observarse cada una de las regiones que componen la malla, definidas anteriormente en CFX-Mesh.

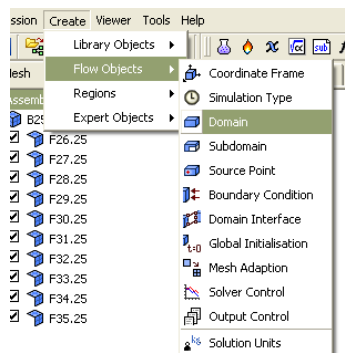
Lo primero debe hacerse es ver las características de la malla y ver que el número de elementos está dentro del rango máximo admisible para la máquina que realizará el análisis. A esta opción puede accederse pulsando con el botón derecho sobre la malla en la pestaña “Mesh”:



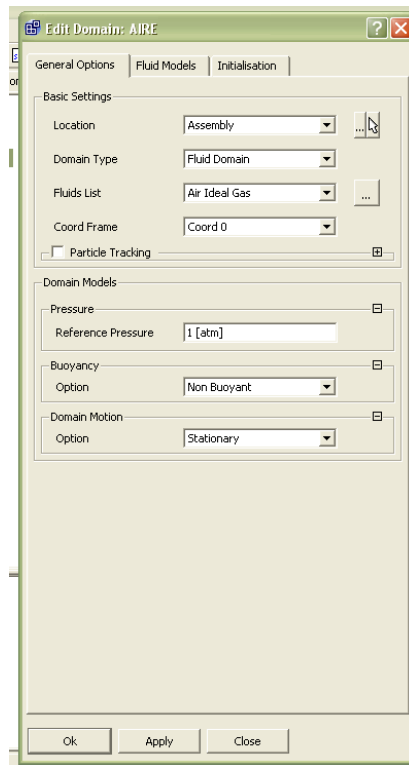


Como puede observarse, la malla no supera el límite de  $2 \cdot 10^6$  elementos, con lo que es esperable que las iteraciones puedan ser llevadas a cabo sin acceder a la lenta memoria virtual.

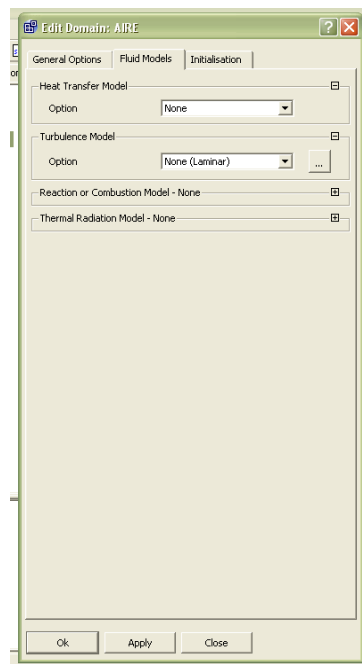
Seguidamente se asocia el volumen con el fluido correspondiente. Esta operación equivale a crear un dominio (Domain). Un problema puede tener varios dominios si existe más de un flujo presente. Para crear el dominio, es necesario pulsar:



Tras lo cual aparecerá el siguiente cuadro:

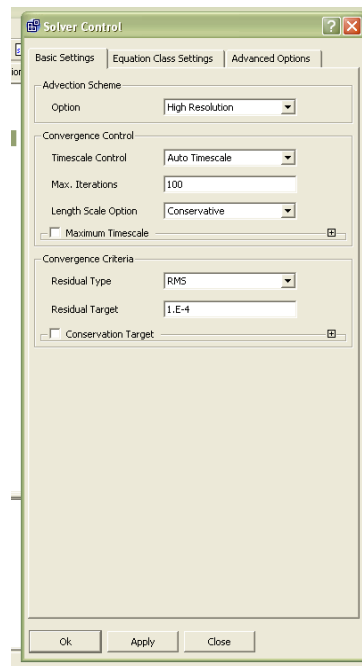


Es aconsejable que el fluido en la “Fluids List” sea “Air at 25°” ya que elimina la temperatura de las ecuaciones, simplificando los cálculos, y casa bien con las hipótesis de fluido irrotacional e incompresible. Como referencia de presiones puede tomarse 1atm si se hace a nivel del mar, que es lo ideal; el N° de Reynold de interés se puede ajustar con la velocidad de entrada. El resto de parámetros deben dejarse por defecto.



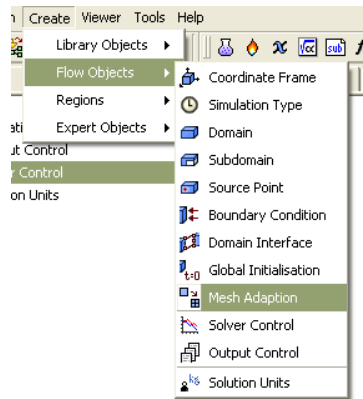
En la pestaña “Fluid Models” pueden definirse los modelos que se desean usar para el fluido en cuestión. En este caso se hará un análisis irrotacional sin turbulencia, luego en “Turbulence Model” es necesario escoger la opción “None (laminar)”. El resto de opciones deben dejarse por defecto. Posteriormente puede aceptarse la configuración, con lo que tendremos definido el dominio.

El siguiente paso es configurar las propiedades de resolución. Para ello es necesario hacer doble click en “Solver Control”, en el árbol correspondiente a la pestaña “Physics”, abriéndose el siguiente cuadro:

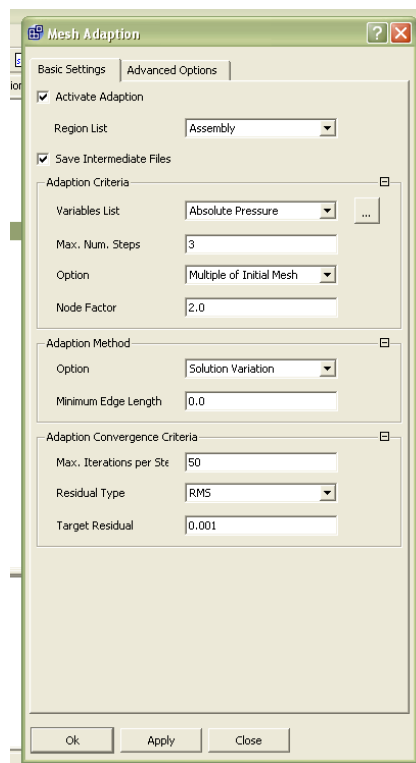


Aquí pueden escogerse tanto el número de iteraciones máximo como el criterio de convergencia y la precisión de la solución. Por lo general los valores que vienen por defecto son correctos y no hace falta modificarlos. Para casos de difícil convergencia (Transónico con ondas de choques y desprendimientos de capa límite, por ejemplo) puede ser necesario aumentar el número de iteraciones máximas y/o disminuir la precisión. El Solver dejará de iterar cuando todos los valores objetivos (entre otros presión y velocidad) tengan un residuo RMS escogido en esta pantalla. Una vez ajustado todos los valores, hay que aceptar los cambios.

Es posible que, para casos dónde existan regiones desconocidas con desprendimiento o si existen ondas de choque cuya posición es desconocida, y se tenga cierto margen para ampliar el número de elementos, puede hacerse que el programa auto-refine la malla. Para ello hay que crear un “Mesh Adaptation”:



Una vez creado podrá accederse al siguiente cuadro de diálogo:

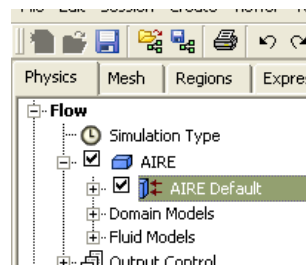


Ya que el refinado se hace en aquellas regiones donde existan las mayores variaciones de un cierto parámetro, es posible escoger en “Variables List” aquellas variables que harán de parámetro. En “Max. Num Steps” se escogerá el número total de refinados a hacer. El número de elementos nuevos que se introducirán (máximo) puede darse en forma de múltiplo del actual (“Multiple of Initial Mesh”) o como un número fijo (“Final number of nodes”).

El refinado de malla se hace a partir de una cierta precisión de la solución, para evitar que se refine una malla en base a parámetros que no estén bien calculados. Esta precisión requerida puede definirse en “Target Residual”. Aún así, puede especificarse un máximo de iteraciones para hacer el refinado en “Max. Iterations per Step”.

Sin embargo, tanto para el caso sin viscosidad como el viscoso+turbulento no se hará ningún refinado de malla, ya que se conocen de antemano cuales van a ser los puntos más críticos y además la potencia de cálculo no permite aumentar el número de elementos en el volumen de control.

Por último, sólo queda imponer las condiciones de contorno. Por defecto, el programa CFX-Pre adjudica una condición de contorno tipo pared a todas aquellas superficies cuya CC no haya sido definida. Esta condición de contorno base puede modificarse, haciendo doble click en “<Nombre del dominio> default”:



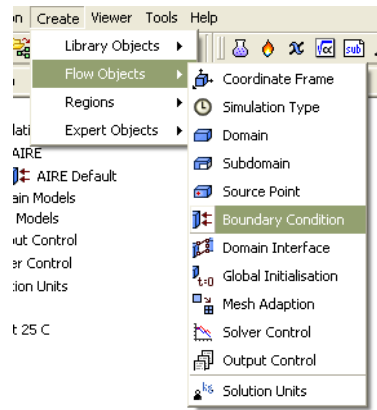
Todas las condiciones de contorno adicionales irán apareciendo en la misma sección. Si todas las superficies cuentan con condiciones de contorno, la condición base desaparece del árbol.

Para problemas aerodinámicos en corriente libre, la bibliografía<sup>[1.10]</sup> aconseja imponer las siguientes condiciones de contorno:

- De entrada, con velocidad del fluido impuesta con un cierto ángulo igual al ángulo de ataque deseado.
- De salida, manteniendo la diferencia entre la presión media relativa con la presión no perturbada nula.
- Condición de contorno de pared **sin deslizamiento** para las superficies aerodinámicas.
- De simetría en el plano de simetría de la aeronave (siempre que el flujo también lo sea; puede dar problemas en flujos turbulentos usando métodos LES). También puede aplicarse condición de contorno de simetría en el plano lateral opuesto al de simetría del avión, ya que las perturbaciones serán por lo general pequeñas en esa zona y agilizan los cálculos.

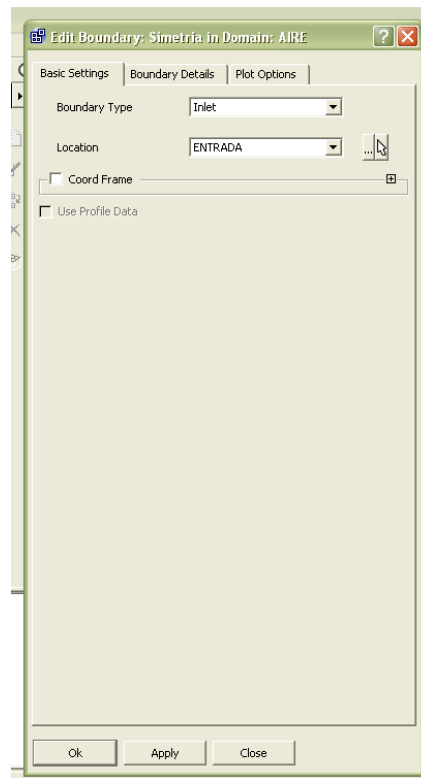
Para introducir una nueva condición de contorno, hay que hacer click sobre la opción “Boundary condition”:



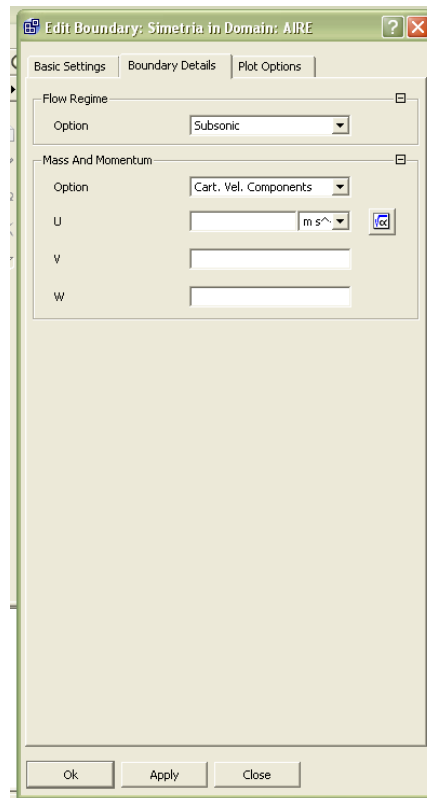


Tras seleccionar la opción correspondiente, podrá accederse al cuadro de diálogo principal donde puede escogerse el tipo de condición, la región de aplicación y diversas opciones:

- En la primera pestaña se selecciona el tipo y la región donde se aplica la condición de contorno:



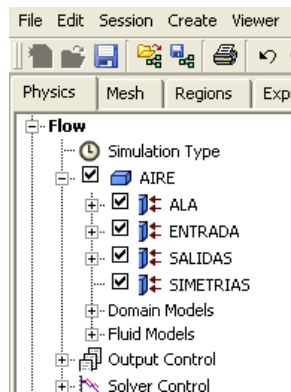
- En la segunda pestaña se pueden modificar los parámetros de la condición a aplicar. En este caso, puede modificarse la condición del flujo en entrada (subsónico/supersónico) y el parámetro de flujo. Pueden especificarse no sólo el módulo de una velocidad normal, sino velocidades en cartesianas, en cilíndricas (para análisis bajo un flujo rotacional y obtención de derivadas de estabilidad) o como flujo másico:



A continuación se especifican las condiciones de contorno aplicadas en cada región:

- **ENTRADA**
  - Location: Inferior, Entrada:
  - Boundary Type: Inlet
  - Option: Cart. Vel. Components
  - U: 24.9048 m/s
  - V: 0 m/s
  - W: 2.1788 m/s
- **SALIDA**
  - Location: Superior, salida:
  - Boundary Type: Inlet
  - Option: Cart. Vel. Components
  - Relative pressure: 0 Pa
- **SIMETRIA**
  - Location: Extremo, Simetría
  - Boundary Type: Symmetry
- **ALA**
  - Location: Ala
  - Boundary Type: Wall
  - Option: No Slip

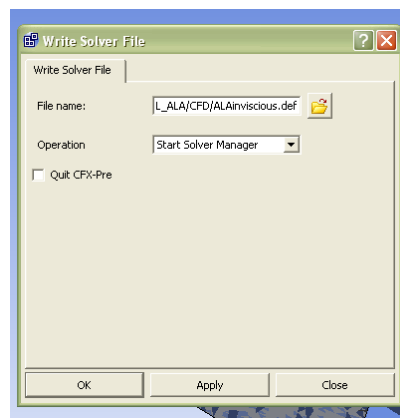
Una vez introducidas todas las condiciones de contorno, deben aparecer bajo la definición del dominio:



Una vez introducidas todas las condiciones de contorno puede pasarse a generar el archivo de entrada al solver. Para ello pulsamos el botón “Write solver file”:



Tras lo cual accederemos al siguiente cuadro de diálogo:



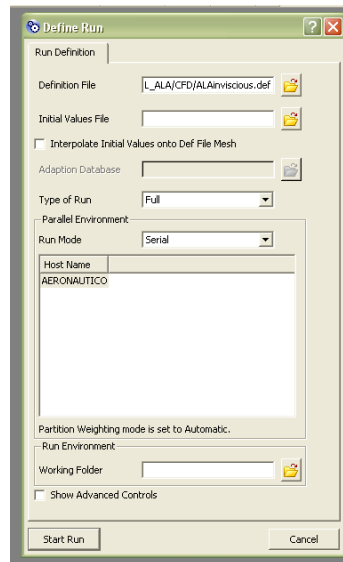
Con el cual podrá introducirse el nombre del archivo de definición. Si la opción “Start Solver Manager” está activada el archivo será abierto por el solver automáticamente cuando éste sea escrito.

## Solver y postprocesado

Una vez generado el archivo de definición, CFX-Solver Manager lo abrirá de forma automática. El programa no es más que un GUI de control del solver. Realmente puede hacerse funcionar el solver a partir de la línea de comandos para análisis múltiples, siguiendo un procedimiento que será detallado más adelante.

CFX-Solver Manager permitirá visualizar en tiempo real el proceso iterativo y la convergencia de la solución.

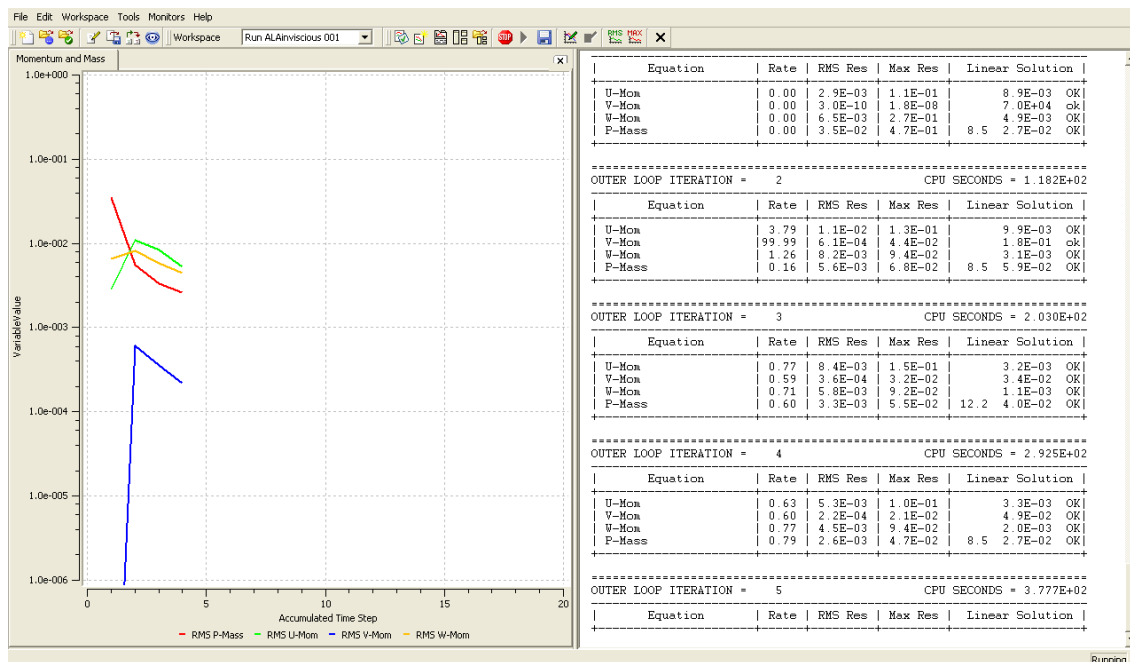
En primer lugar, al comenzar la ejecución del programa aparece un cuadro de diálogo dónde puede escogerse el archivo de definición junto con más opciones:



Las opciones principalmente conciernen para cálculos paralelos en varios ordenadores conectados en red. Para un análisis simple en un solo ordenador, debe dejarse todos los parámetros tal y como vienen por defecto.

Una vez pulsado “Start Run”, la GUI llamará al archivo principal y comenzará el proceso de resolución. En tiempo real se irán mostrando a la izquierda datos gráficos de la convergencia en cada iteración y a la derecha la salida de texto del archivo <Nombre de archivo>.out. Este archivo es accesible tras la resolución y muestra en formato ASCII la historia de convergencia y la integración de las fuerzas viscosas y de presión sobre cada una de las condiciones de contorno “Wall” que se hayan definido. Por ello, es el archivo principal con el que se trabajará a la hora de extraer las fuerzas globales, y definiendo varias condiciones de contorno “Wall” diferentes se puede obtener información aerodinámica de cada elemento en particular sin la necesidad de hacer análisis por separado.

La pantalla una vez comenzada el proceso de resolución es la siguiente:



Donde puede verse todas las zonas que antes han sido descritas.

Una vez finalizado el proceso, aparecerá un mensaje avisando del hecho. Se habrá generado, además del archivo .out un archivo .res, en formato binario, contenedor de la información final de las variables en cada celda. Este archivo es el que usa el programa post-procesador, CFX-Post, para generar los resultados en 3D.

Sin embargo, CFX-Post no será descrito aquí porque ninguna de las gráficas que se muestran en este documento ha sido generada por él. Por otro lado, CFX-Post es bastante intuitivo y sencillo de utilizar, y su funcionamiento es similar a otros postprocesadores en el mercado.

Sí se va a describir de forma cualitativa los programas creados para leer los datos del archivo .out y generar gráficas e información útil para la construcción de las polares del avión completo, que es para lo que en última instancia se pretende con este tipo de análisis.

El programa SACAPOLAR.m está destinado a obtener las polares del avión completo con varias configuraciones (concretamente en configuración limpia, con flaps a 20° y con flaps a 40°), además de ofrecer curvas de eficiencia en función del ángulo de ataque, curva de sustentación y momentos de cabeceo y despiece de la resistencia para un cierto AoA y configuración en cada una de las partes de la aeronave.

Para ello en primer lugar busca en una carpeta todos los archivos .out de cada configuración. Los archivos deben estar nombrados de una cierta manera para

que el programa sea capaz de clasificar el caso concreto al que hace referencia. Por ejemplo:

ALFA15\_FLAP0.out

Hace referencia al caso con AoA de 15° en configuración limpia.

El programa lee todas las líneas para cada archivo, usando el comando `textscan`, el cual generará una matriz de celdas “cell” de tantas filas como líneas tenga el texto. Una vez cargado en memoria el texto completo, el programa explorará cada línea en búsqueda de una cierta combinación de caracteres. Por ejemplo, si buscamos esta línea en el texto:

| Pressure Force On Walls |             |             |            |
|-------------------------|-------------|-------------|------------|
|                         | X-Comp.     | Y-Comp.     | Z-Comp.    |
| Domain Group: AIRE      |             |             |            |
| ALA                     | -4.4815E+00 | 2.6056E+00  | 1.8311E+02 |
| COLAHORIZ               | 7.0042E-01  | -9.2117E-04 | 7.4790E+00 |
| COLAVERTIC              | 8.5368E-01  | -4.4473E+00 | 2.0083E-01 |
| FLAPS                   | 2.6520E-01  | 2.1889E-02  | 3.6092E+00 |
| FUSELAJE                | 5.5757E-01  | 2.0715E+00  | 4.7745E+00 |
| -----                   |             |             |            |
| Domain Group Totals :   | -2.1046E+00 | 2.5076E-01  | 1.9917E+02 |

Habrà que especificarle al programa que busque los caracteres “D”, “O”, “M”, “A”, “I”, “N” en las primeras posiciones respectivamente y que a partir de ahì salte de columna en columna extrayendo datos. Pueden extraerse datos usando el comando `textscan` aplicado a la línea en cuesti3n, esta vez aportando como dato el formato. Todos estos datos se iràn guardando en una matriz de fuerzas y momentos. Cabe destacar que CFX computa fuerzas segùn los ejes coordenados Fx,Fy y Fz, por lo que deben ser pasados a ejes viento usando:

$$L = F_z \cdot \cos(\alpha) - F_x \cdot \sin(\alpha) \quad (6.5.1)$$

$$D = F_z \cdot \sin(\alpha) + F_x \cdot \cos(\alpha) \quad (6.5.2)$$

Los momentos se toman respecto a la coordenada 0,0, origen de coordenadas global en CATIA. Para pasar los momentos al punto c/4 de la cuerda se puede aplicar la siguiente ecuación:

$$\vec{M}_1 = \vec{M}_0 + (\vec{x}_1 - \vec{x}_0) \cdot \vec{F}_0 \quad (6.5.3)$$

Una vez obtenidas las fuerzas en ejes viento (L,D) y el momento de cabeceo referido en c/4 ( $M_y$ ), se adimensionaliza con los parámetros que hayamos usado como condición de contorno:

$$C_L = \frac{L}{1/2 \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2 \cdot S} \quad (6.5.4)$$

$$C_D = \frac{D}{1/2 \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2 \cdot S} \quad (6.5.5)$$

$$C_M = \frac{M}{1/2 \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2 \cdot S \cdot \bar{c}} \quad (6.5.6)$$

Siendo S la superficie de planta alar y  $\bar{c}$  la cuerda media.

El paso a ejes viento se realiza para cada elemento por separado, pero la adimensionalización sólo se realiza a la suma. De esta forma, se podrá conocer la contribución de cada uno de los componentes a la resistencia global de la aeronave.

Finalmente el programa representa todos los datos leídos en forma de polar, curvas de sustentación, eficiencia y momento y gráficas circulares sobre las contribuciones de los elementos a la resistencia.

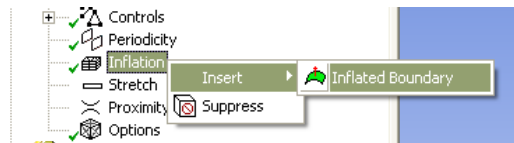
Este programa de postproceso no es usado sin embargo para estas pruebas.

### Caso cálculo múltiple

Para el segundo análisis se requiere agregar una serie de conceptos que no han sido mostrados en el tutorial y que son necesarios si se pretenden sacar polares y hacer cálculos teniendo en cuenta la turbulencia. Sólo se va a explicar los procesos adicionales a realizar:

## Generación de elementos de inflación

Para el cálculo y control de la capa límite es necesario modificar el mallado original para añadir suficientes elementos cerca de la superficie de forma que permita un buen cálculo de la capa límite. Estos elementos pueden añadirse escogiendo “Inflated boundary” pulsando el botón derecho sobre la opción “inflation” del árbol:



Con esto se añade una capa de elementos hexaédricos a las regiones que se deseen. Las propiedades generales del refinada de capa límite están presentes dentro del objeto “Inflation”, mientras que las regiones de aplicación y el espesor de la capa se definen dentro de cada “Inflated Boundary” escogida.

A la hora de calcular un espesor de malla de capa límite, es necesario hacer uso del parámetro  $y^+$ , denominado en ingles como “dimensionless wall distance” y que marca una distancia adimensional dentro de la capa límite. Es un parámetro esencial para escoger la función de pared para el modelo de turbulencia y para determinar el espesor de la primera capa límite. Su expresión puede aproximarse por:

$$y^+ = \frac{u_* \cdot y}{\nu} \quad (6.5.7)$$

Siendo  $u_*$  la velocidad de fricción  $\left(u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}\right)$ , con  $\tau_w$  siendo el cortante viscoso y  $\rho$  la densidad del fluido; “y” la distancia del punto en análisis a la pared y  $\nu$  la viscosidad cinemática. Para este caso, donde forzaremos un Re de  $3.0 \cdot 10^6$  para que los resultados puedan casar con <sup>[1.7]</sup>, el espesor mínimo de la primera capa, si se fija  $y^+$  de 1 para el óptimo cálculo del método SST, entonces  $\delta_1 = 0.003$  mm.

Los parámetros globales escogidos para este caso son:

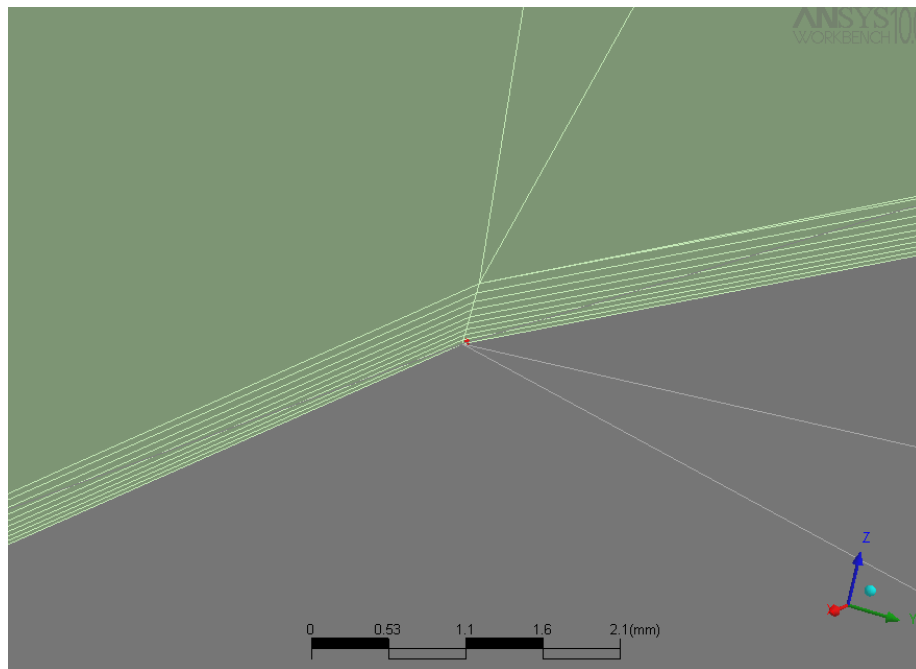
| Inflation                        |                 |
|----------------------------------|-----------------|
| Number of Inflated Layers        | 15              |
| Expansion Factor                 | 1.1             |
| Number of Spreading Iterations   | 0               |
| Minimum Internal Angle [Degrees] | 2.5             |
| Minimum External Angle [Degrees] | 10.0            |
| Inflation Option                 | Total Thickness |
| Thickness Multiplier             | 1               |

Se ha optado por aumentar el número de capas (de 5 a 15) ya que el modelo de turbulencia SST funciona mejor con mallas de capa límite de más de 10



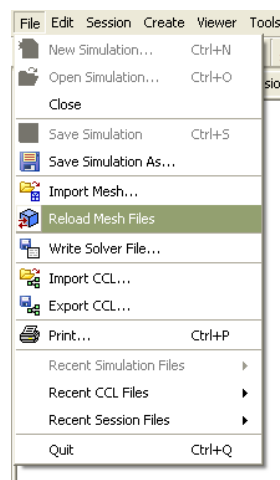
puntos; y por disminuir el factor de expansión para que el fluido externo se adapte mejor a la geometría modificada.

Con todo esto se obtiene el siguiente resultado:



### ***Aprovechamiento del archivo de preproceso***

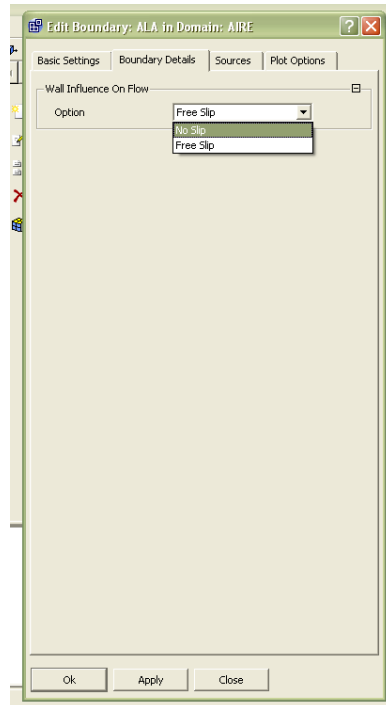
Para casos cuyas variaciones son pequeñas (como variar únicamente el ángulo de ataque de la corriente de entrada) pero que la malla varía, y siempre que se mantengan las mismas regiones en la nueva malla (pequeñas modificaciones), es posible volver a cargar la malla seleccionando “Reload Mesh” en el menú file:



A la hora de hacer un reload es posible hacerlo de una malla cuyo nombre sea diferente que la malla inicial.

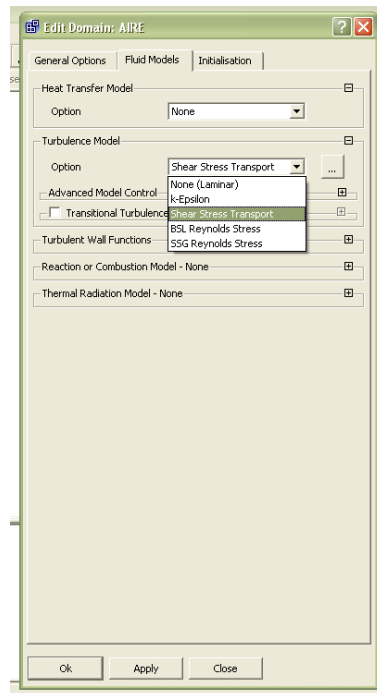
### ***Introducción de viscosidad y turbulencia***

Para tener en cuenta la viscosidad en el análisis, sólo hace falta cambiar la opción dentro de la condición de contorno de aquella pared cuya fuerza viscosa quiera computarse de “free slip” a “no slip”:



Hay que notar que CFX **siempre** trabajará con viscosidad aunque todas las paredes tengan condiciones de free slip. Esto permite que la condición de Kutta se imponga de forma natural y no haga falta “forzarla” por la generación de una estela turbillonaria 2D. Por ello en estos métodos es tan importante el mallado del borde de ataque como el del borde de salida. Un mallado deficiente del B.S hace que la hipótesis de Kutta no se aplique de forma precisa en el borde y haya distorsiones en la circulación de la corriente.

En cuanto a la turbulencia, puede introducirse dentro de la definición del dominio:



La opción que mejores resultados debería de dar para el caso aerodinámico, al menos sobre papel, es el modelo “Shear Stress Transport”. Es un modelo basado en el las ecuaciones  $k-\omega$  con una gran precisión en la predicción de la recirculación en la capa límite.

La mayor parte de los parámetros es preferible dejarlos por defecto. Normalmente su modificación se hace en base a resultados en ensayos en túnel, permitiendo “calibrar” el solver CFD para aumentar la precisión del método.

### ***Resolución de múltiples casos de forma concatenada mediante el uso de scripts .bat***

Para automatizar la resolución de múltiples casos en serie es útil ejecutar el solver desde la ventana de comandos de Windows. Mediante la escritura de un archivo .bat es posible hacer que se ejecuten de forma concatenada tantos casos como se requieran. Como inconveniente, se perderá toda la información que se podía observar en la GUI en tiempo real, aunque el archivo .out se va escribiendo durante la resolución y puede ser consultado en cualquier momento.

El archivo .exe core de la aplicación solver es `cfx5solver` y puede encontrarse dentro de la carpeta `.\Ansys Inc\CFX\CFX-10.0\bin`.

A la hora de ejecutar el programa, es necesario añadir una serie de opciones desde el prompt. Aunque existen otras, normalmente la sintaxis típica cuando se use `cfx5solve` en modo línea de comandos será:

```
cfx5solve -def <file>
```

Donde <file> es el archivo \*.def a resolver. Es aconsejable que todos los archivos de definición estén dentro de la misma carpeta /bin que el ejecutable. Una vez acabado el análisis puede moverse donde se desee.

Para concatenar varias ejecuciones del solver, simplemente hay que generar un .bat desde el bloc de notas en el que cada línea representa cada una de las ejecuciones. Por ejemplo:

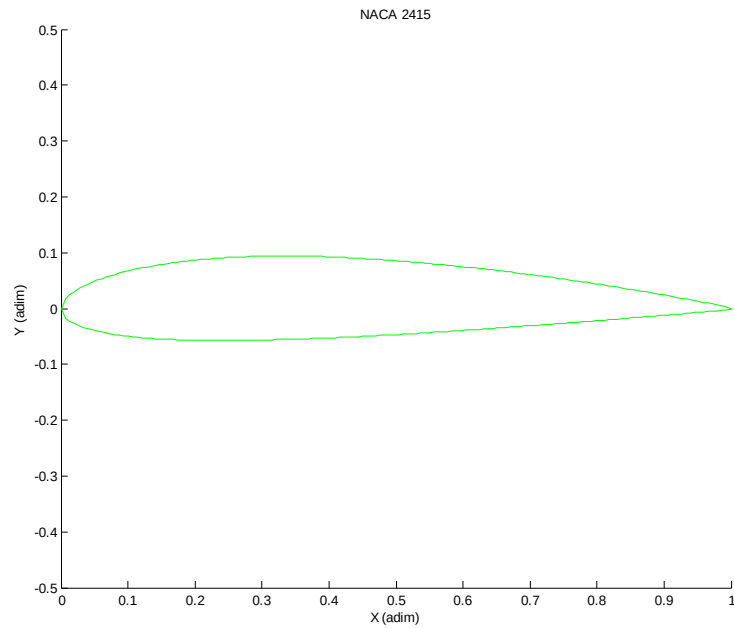
```
cfx5solve -def ALFamns5.def
cfx5solve -def ALFA5.def
cfx5solve -def ALFA10.def
cfx5solve -def ALFA15.def
cfx5solve -def ALFA20.def
cfx5solve -def ALFA25.def
```

Al ejecutar el archivo .bat (puede ejecutarse directamente desde el explorador de Windows) se irán corriendo cada uno de los casos en serie. Todos los procesos habrán acabado cuando la ventana de línea de comandos se haya cerrado.

### Validación de los resultados

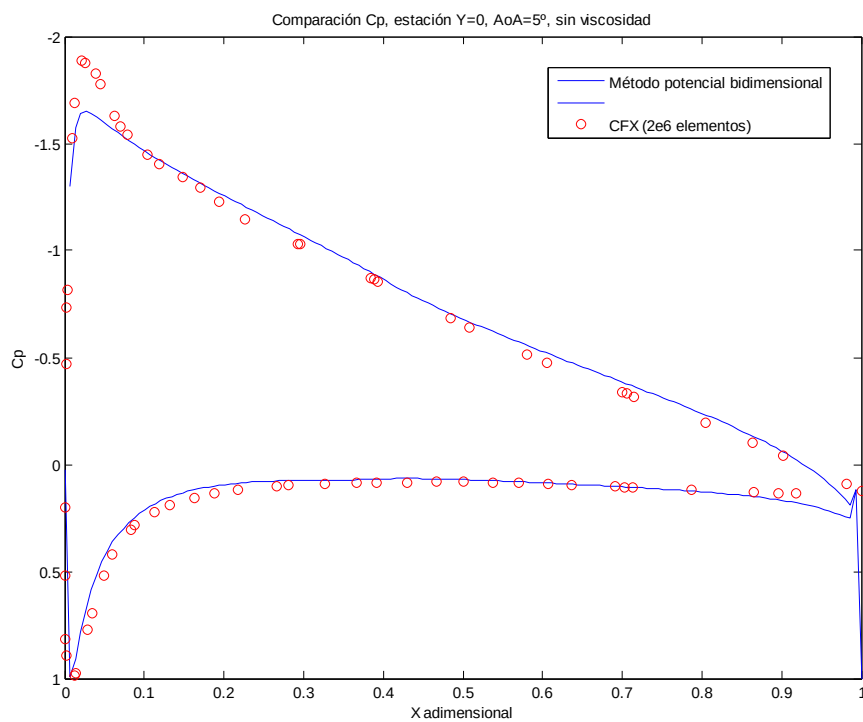
En primer lugar se ha realizado un análisis detallado del perfil NACA 2415 montado en un ala de un alargamiento superior a 10, a 5° de AoA y se han extraído los valores de Cp sobre la superficie. Como ya se ha comentado, el caso se validará usando un método potencial, no viscoso, desarrollado en MATLAB para la asignatura de Aerodinámica II. Para la comparación de ambos métodos, se escoge una sección cercana al plano de simetría para extraer los valores de presión.

A continuación, una muestra de la geometría que usará el susodicho algoritmo para obtener los valores de presión sobre la superficie del perfil:



El algoritmo usa un método de líneas para resolver el problema potencial sobre la superficie bidimensional. Más información sobre el algoritmo puede encontrarse en <sup>[1.1]</sup>.

Los resultados, usando CFD y método potencial, son mostrados a continuación:



Puede observarse que:

- En intradós, los resultados de CFD y los del método potencial casan de forma bastante aproximada. La corriente cumple todas las hipótesis de flujo potencial.
- En extradós, los resultados son correctos exceptuando el pico de succión, que es más elevado para el cálculo de CFD. La implicación de este pico es un aumento en los valores de sustentación y resistencia.
- En el borde de salida, la hipótesis de Kutta no es cumplida de forma matemática, sino física. Las ecuaciones presentes en el modelo CFD tienen en cuenta la viscosidad y la solución convergente del problema llevan a cumplir la hipótesis de Kutta justo en el borde de salida. Para que esta convergencia sea correcta, la densidad de malla debe ser mucho mayor que el resto del mallado, lo que implica aumentar el tamaño de malla y por ende los requerimientos de memoria. En este caso, por razones técnicas, el mallado se ha quedado algo escaso y ha faltado resolución para resolver el borde de salida de forma correcta. Además, la geometría difiere ligeramente en el borde de salida en ambos modelos; para el CFD, un cierto truncamiento fue necesario para permitir el reborde de la malla.

En segundo lugar, se ha realizado un análisis a varios ángulos de ataque del mismo perfil, comparándolos esta vez los resultados con los presentes en el Abbott <sup>[1.7]</sup>. En esta ocasión la capacidad de proceso fue mayor, debido a un cambio en el hardware con el que los cálculos fueron realizados, pudiéndose subir el número de elementos hasta los 4 millones. El tope físico del nuevo hardware se encuentra rondando los 8 millones de elementos, pero se pretendía que la prueba fuera con una densidad de malla similar a la presente en el cálculo de la aeronave completa.

A continuación, unas imágenes de los resultados (módulo de la velocidad) para cada varios ángulos de ataque:

Velocity (SYMMETRIA)

2.750e+002

2.313e+002

1.875e+002

1.438e+002

1.000e+002

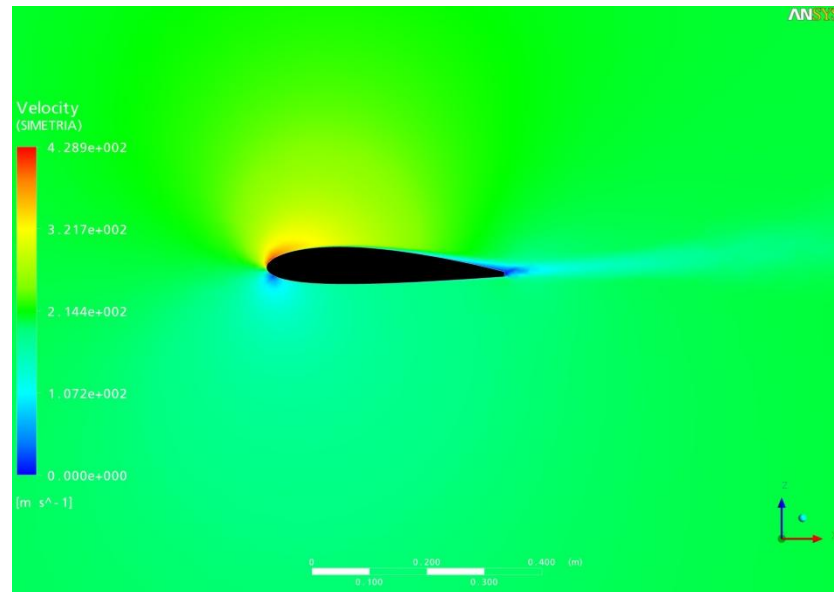
[m s<sup>-1</sup>]

0 0.075 0.150 0.225 0.300 (m)

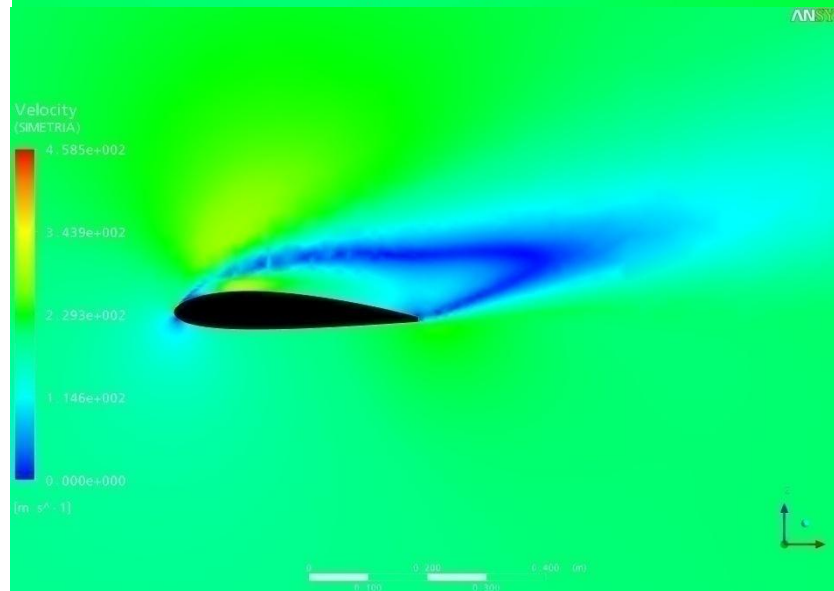
z

y

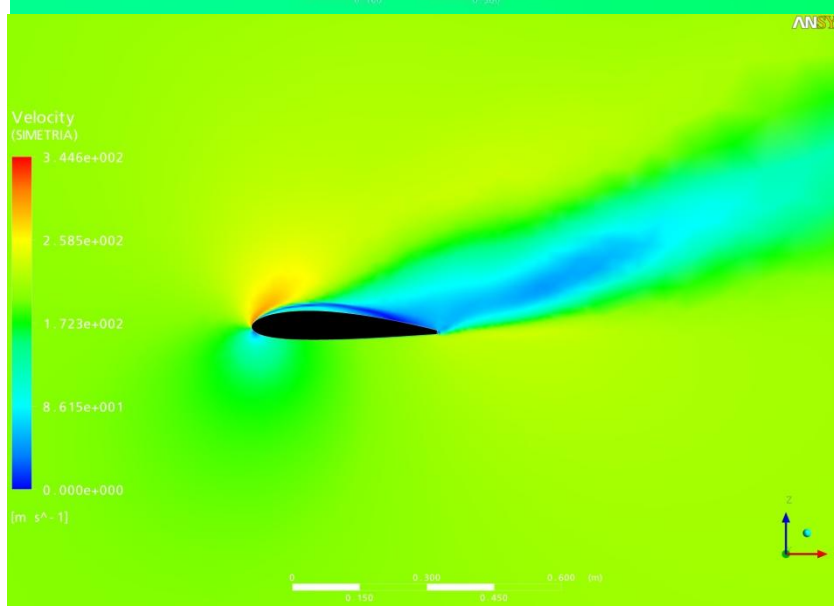
AoA 10°



AoA 15°

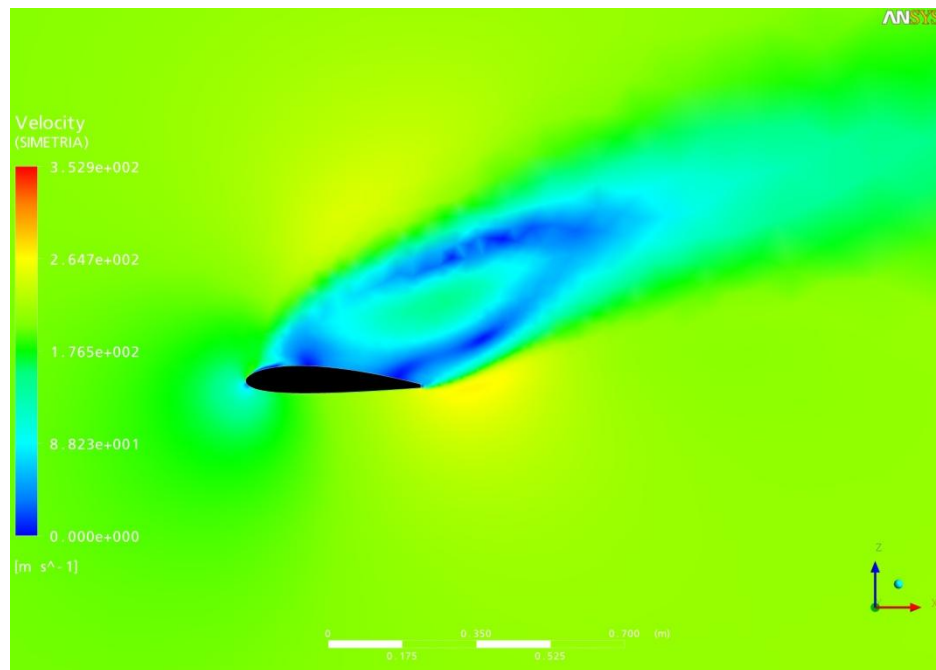


AoA 17°

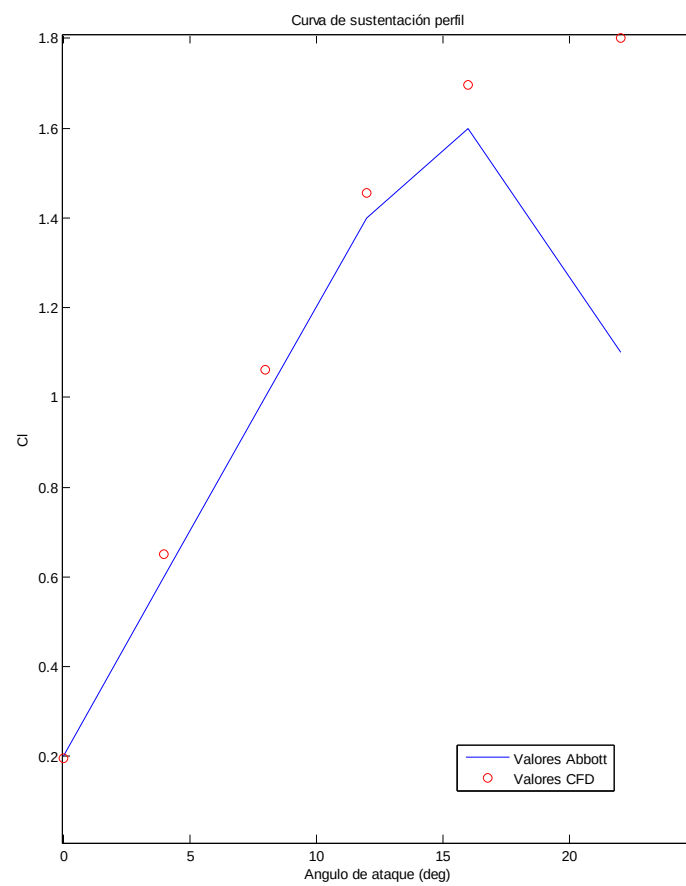


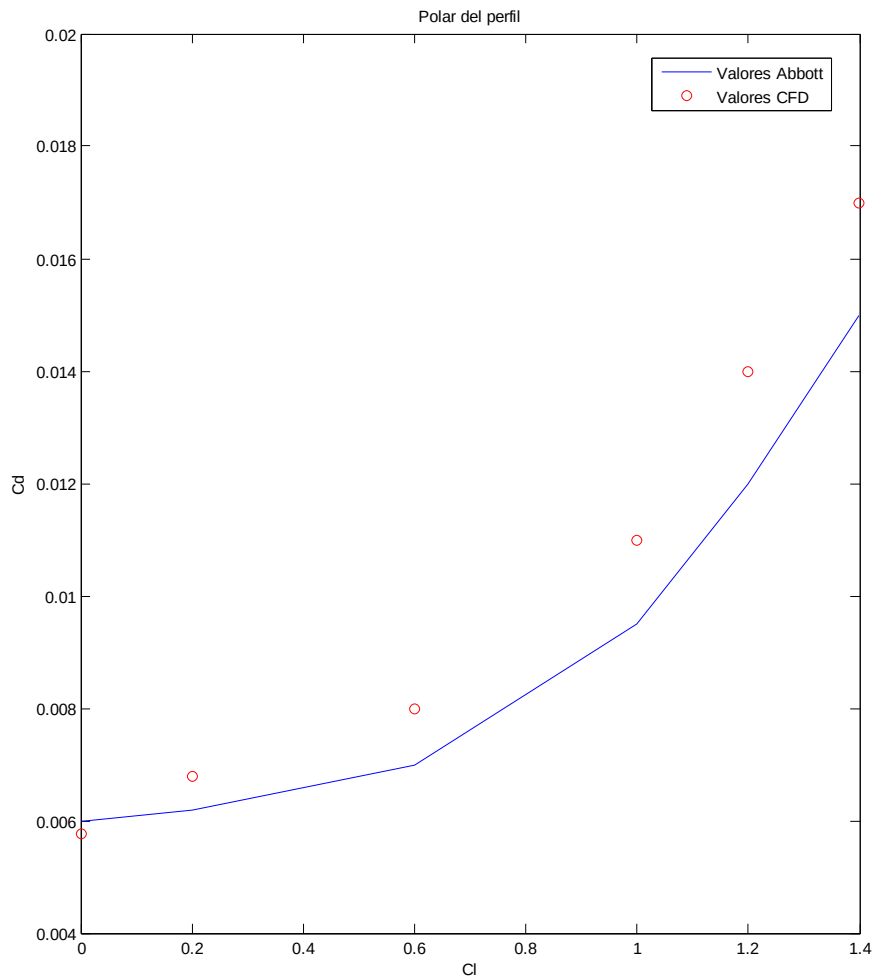


AoA 21°



A continuación los resultados con MATLAB:





Se pueden obtener las siguientes conclusiones:

- Para ángulos de ataque bajos, los resultados obtenidos con CFD para la sustentación son bastante similares a los resultados prácticos en túnel (menores del 10%). Conforme más se acerca el ángulo de pérdida, la solución comienza a divergir frente a la real. En los resultados gráficos puede verse la aparición de una burbuja de recirculación ficticia que en la realidad no existe.

Esto ocurre porque los métodos RANS no están pensados para calcular desprendimiento laminar. El algoritmo SST usado es capaz de obtener resultados válidos hasta justo antes de que el perfil entre en pérdida, pero no obtiene buenas predicciones a ángulos de ataque mayores. Para que el análisis sea correcto para AoA cercanos al crítico, es necesario que la malla sea especialmente fina cerca del punto de desprendimiento y que se realice una computación no estacionaria. Se necesitarían una gran cantidad de recursos para ello y no sería posible

realizarlo de forma metódica para el avión completo (no se conoce a priori dónde va a desprender el ala tridimensional), así que se ha preferido dejar la malla con la precisión óptima para cálculos sin desprendimiento de capa límite y limitar la aplicación sólo a ángulos de ataque moderados.

- La resistencia ha sido siempre la parte más compleja de calcular con un método computacional, por la gran cantidad de factores que afectan en su comportamiento. Aunque hay gran cantidad de bibliografía sobre el tema, la mayoría se centran en modelos fluidos complejos (LES en su mayoría) con mallas muy densas, corriendo en clúster de decenas de procesadores. Para la capacidad de cálculo presente, se considera que el 25% de error máximo en la resistencia total para AoA pequeños es un valor muy bueno.

Un comportamiento curioso es que mantiene una desviación frente a los resultados de túnel aproximadamente constante hasta cerca de la pérdida. Este fenómeno puede deberse a una sobreestimación de la viscosidad turbulenta de la capa límite. Como ya se sabe, para obtener la resistencia de fricción de una corriente turbulenta, puede suponerse una fricción turbulenta ficticia que permita obtener el cortante con la derivada de la velocidad media:

$$\tau_{\text{turb}} \approx \mu_{\text{turb}} \cdot \frac{du_e}{dy} \quad (6.6.1)$$

La viscosidad turbulenta tiene, según el modelo (k-ε, k-ω ...) su propia definición en función de valores del fluido y de coeficientes que pueden ser ajustados. Posiblemente con el ajuste de estos coeficientes se pueda obtener valores más precisos para la malla dada, pero debido a la incertidumbre de los valores a aplicar, a que los coeficientes aplicados son los recomendados por el programa para la mayor parte de aplicaciones prácticas y que los errores no son excesivos, es preferible dejarlos en su estado original.

Ha de notarse que los resultados obtenidos han sido considerando espaciados de malla parecidos a los que se usará en el cálculo del wing-body (5 mm de tamaño de triángulo sobre la superficie alar, ratio de expansión de 1.15 e  $y^+$  de 2), por lo que se considera el método validado al menos para el cálculo de las fuerzas globales sobre el ala. El fuselaje tiene un fuerte desprendimiento en la zona trasera, con lo que existe una cierta incertidumbre sobre el funcionamiento del modelo en ese caso.

Nótese además que el modelo deja de ser válido cuando existe la presencia de desprendimiento de capa límite y zonas con recirculación en cuerpos fuselados<sup>1</sup>. A partir de ahí los resultados obtenidos son impredecibles. Es por eso por lo que a 15° de AoA aparece una burbuja de recirculación imaginaria que en el perfil real no existe. Un cálculo con una malla más refinada podría ayudar a la hora de aumentar un poco el margen de cálculo en ángulo de ataque, pero ya que lo más interesante es obtener la polar de crucero, puede limitarse el cálculo dentro de la zona lineal.

Es esta la razón por la que el cálculo de la polar completa del avión se limitará a un AoA máximo de cálculo de 10°.

El  $C_{lmax}$  se estimará de forma estadística. Queda por tanto pendiente para futuros proyectos, y siempre que la potencia de cálculo lo permita, la obtención de  $C_{lmax}$  usando métodos LES numéricos no estacionarios.

---

<sup>1</sup> Las características de un desprendimiento romo (causados por discontinuidades en la superficie del objeto) y de un desprendimiento fuselado (generado por recirculación en la capa límite) son diferentes. Es por tanto por lo que un método que define bien un desprendimiento romo puede funcionar muy mal para uno fuselado. Los modelos RANS son muy usados en aerodinámica civil, y es de suponer que con los coeficientes por defecto funcionarán mejor en el primer caso que en el segundo.

# **Tomo 2:**

## **Diseño y cálculo aerodinámico**

## Bases del diseño

Un aspecto fundamental del diseño es la facilidad de montaje/desmontaje y construcción. Por ello, se intenta mantener la envergadura lo más contenida posible dentro de la superficie alar necesaria para obtener una carga alar correcta dada por actuaciones. A partir de un análisis de modelos equivalentes, se fija que esta no debe ser superior a 3 metros.

Por otro lado, la superficie alar (1.088 m<sup>2</sup>) se ha procurado mantenerla fija en todas las iteraciones en vez de ser uno de los grados de libertad, ya que por actuaciones la carga alar que se tenía era bastante ajustada a los requerimientos y por tanto no interesaba modificarse

La configuración básica del ala en planta es bastante tradicional. Se trata de un ala de borde de ataque recto en toda su envergadura, con estrechamiento a partir de la segunda mitad de su semienvergadura. Un borde de ataque recto es la elección más acertada a la hora de diseñar un avión destinado al vuelo a baja velocidad, ya que el borde de ataque ve acercarse el flujo de aire a la totalidad de su velocidad.

Por otro lado, el estrechamiento en la segunda mitad de la semienvergadura pretende disminuir de forma importante los torbellinos de punta de ala, que provocan la mayor parte de la resistencia inducida. Disminuyendo la cuerda de la punta alar se disminuye la sustentación que se produce en las proximidades, la diferencia de presiones y, por tanto, la recirculación del aire desde intradós hasta extradós, reduciendo así los torbellinos de punta de ala.

El estrechamiento es la solución más sencilla para reducir la resistencia, y aunque el diseño carece de winglets inicialmente para simplificar la construcción, estará preparado para añadir una pareja de éstos cuando sea necesario. Hay que destacar que la construcción de los winglets puede ser compleja debido a la necesidad de un acuerdo suave entre el ala y el winglet, que puede ser muy difícil de conseguir con los materiales a usar, y cuya mejora en las prestaciones probablemente no sea apreciable en los vuelos cortos que están previstos realizar.

Para la elección del estrechamiento y la superficie afectada por éste se hará un análisis paramétrico para maximizar la eficiencia a un cierto AoA, supuesto el de crucero, manteniendo constante la superficie alar total y variando la relación de estrechamiento y la longitud de la zona alar con cuerda no constante. A este estudio paramétrico se le añade además como grado de libertad el perfil a usar, entre todos los NACA de 4 cifras disponibles. Se fija como restricción que la envergadura total no supere nunca los 3 metros.

El estudio paramétrico se realiza con un código de Vortex-Lattice llamado TORNADO (ver secciones 3 y 5).

Para la elección del perfil se centra la búsqueda dentro de los NACA de 4 dígitos por la gran cantidad de datos disponibles. Para una aplicación más seria buscando mejoras en las actuaciones, es necesario ampliar la búsqueda a perfiles más modernos generados por solución inversa como los de la familia Eppler.

El ala dispone de flaps sencillos tipo “plain”. Se ha estimado que no compensa tener flaps más complejos para un modelo de un peso tan bajo y que se mueve a unas velocidades tan bajas, ya que el bajo número de Reynolds hace que la viscosidad sea apreciable en las ranuras de paso de la corriente de los flaps tipo fowler. El tamaño y posición del flaps se define por métodos semiestadísticos. El criterio de elección es el aumento en  $C_{Lmax}$ .

El control lateral viene dado por alerones de forma rectangular con bisagra paralela al borde de salida. La superficie total viene definida por el grupo de estabilidad y control. Estudiando aeronaves similares, se decide que la cuerda del alerón es el 30% de la cuerda media entre la punta alar y la sección inicial del alerón.

Para la zona trasera se escoge una configuración de doble boom, por ser un avión con hélice propulsora. Esta clase de propulsión presenta el problema de la afección de la cola por el chorro propulsivo de la hélice; sin embargo el efecto menos deseado, el de la vorticidad de la corriente inducida por el giro de las palas, se puede considerar despreciable a partir de distancias del orden del diámetro de la hélice. Por otro lado, se “inyecta” aire a alta velocidad directamente a la superficie de control, lo que mejora la respuesta pero que puede resultar un problema en cambios bruscos de potencia.

La superficie de cola tiene una envergadura de 60 centímetros, lo que da un alargamiento muy pequeño, y por tanto una curva de sustentación muy plana, empeorando las características de respuesta. Esta envergadura viene limitada por el diámetro de la hélice, el ancho del fuselaje, la longitud de la zona del ala con estrechamiento y las dimensiones de los flaps, y por tanto la envergadura es fija, mientras que la superficie viene dictada por estabilidad y control, fijándose la cuerda en 0.27 metros.

# Diseño de la planta alar

El diseño de la planta alar se hizo maximizando una función con una serie de restricciones, usando para ello un cálculo iterativo aerodinámico con un código vortex-lattice.

Al maximizar sólo una función, sólo existe una solución que puede estar o no acotada dentro del dominio de posibles soluciones. En el caso de que la solución no esté dentro de este dominio, puede encontrarse una solución parcial que puede estar dentro o encontrarse en la frontera marcada por las restricciones.

En nuestro caso, la función a maximizar es la eficiencia ( $L/D$ ), aunque también haremos pruebas maximizando la sustentación obtenida para un AOA de  $5^\circ$ .

## Función objetivo, grados de libertad y restricciones

- Como ya hemos dicho, la función a maximizar es la eficiencia aerodinámica, que viene dada por  $L/D$ . La eficiencia aerodinámica que se pretende maximizar es aquella obtenida para  $5^\circ$  de AOA, que es el ángulo de ataque objetivo para el cual es esperable que la aeronave opere en crucero.

Debido a las deficientes prestaciones de MATLAB en cuanto a rapidez de ejecución, no ha sido posible maximizar la eficiencia aerodinámica máxima. Esta maximización requeriría calcular varios ángulos de ataque para cada caso, lo que hace que el tiempo necesario sea prohibitivo.

- La primera restricción es aquella que especifica que la superficie alar sea de  $1.088 \text{ m}^2$ . Esta superficie alar es la total de la planta alar, y viene dada por especificaciones de actuaciones. Esta restricción marcará la forma de la planta alar y sus dimensiones características, como mostraremos más adelante.
- Una restricción adicional es que la envergadura total no supere los 3 metros, para facilitar el transporte permitiendo el desambaje en varias partes.
- Se define la forma básica de la planta alar aunque sin especificar dimensiones ni proporciones. En concreto, que la flecha en el borde de ataque debe ser nula, para maximizar dentro de lo posible la velocidad de la corriente incidente a la línea de ataque del ala, mejorando sus características a bajas velocidades; y que el ala esté compuesta de dos tramos: uno inicial con cuerda constante y otro final con estrechamiento.



De esta forma, sólo definiendo la cuerda y la proporción de envergadura del tramo alar de sección constante, y el valor del estrechamiento queda perfectamente identificada la forma en planta de la sección.

Los grados de libertad son, por tanto:

- La fracción de envergadura del tramo alar de cuerda constante
- La cuerda del tramo alar de cuerda constante
- El valor del estrechamiento del tramo final
- El perfil. Inicialmente se supuso un perfil base, en concreto un NACA 2415, y a partir de ahí se obtuvo la solución de la forma en planta. Una vez obtenida, se hizo, para esa solución concreta, un barrido para múltiples NACA y otros perfiles, para escoger el perfil final.

### Definición de la geometría

La función `HACEGEO` es la encargada de obtener todos los datos necesarios para el programa TORNADO a partir de los grados de libertad definidos en el apartado anterior.

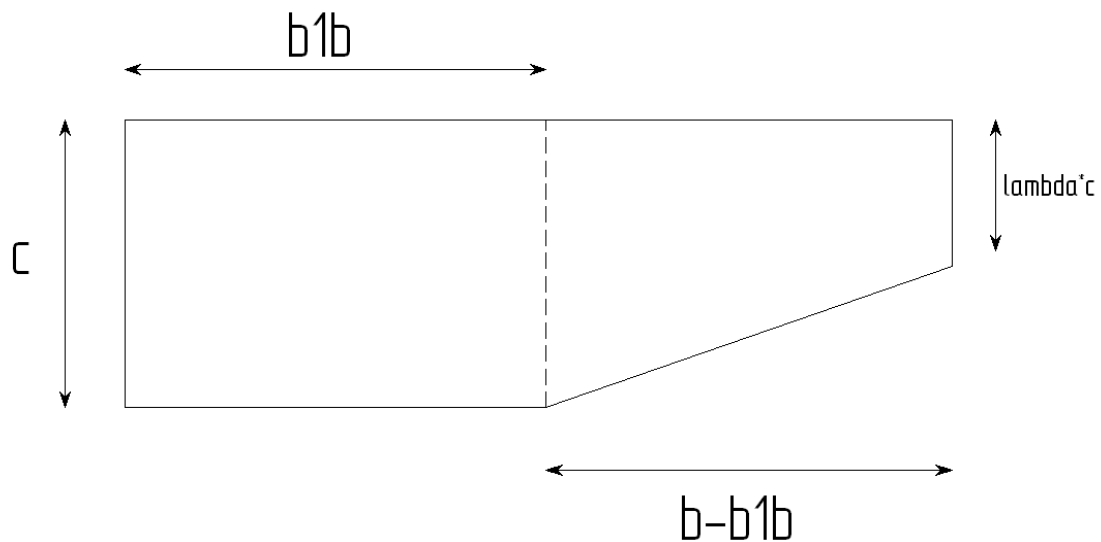
La sintaxis de entrada y salida de la función es:

```
[b,geo]=HACEGEO(tap,NACA,b1b,c,S,angulo_final)
```

Siendo las salidas `b` (semienvergadura de la planta alar solución) y `geo`, variable tipo struct con todos los datos listos para ser introducidos en el programa TORNADO.

Las entradas por su parte son el estrechamiento (TAP), el perfil NACA a usar (o archivo de datos de perfil a introducir), la semienvergadura del tramo de cuerda constante, la cuerda en el encastre, la superficie total de una semiala y el ángulo de torsión del perfil final (suponiendo esta lineal), que en este caso es 0 por cuestiones constructivas, pero que se introdujo para permitir en un futuro añadir como `gdl` también la torsión a la hora de maximizar la función objetivo.

Definiendo como:



La superficie total de la planta de la semiala será:

$$S = c \cdot b_1 \cdot b + \frac{c \cdot b \cdot (1 + \lambda) \cdot (1 - b_1)}{2} \quad (9.2.1)$$

En esta expresión,  $S$  es un valor fijo ( $\frac{1.088 \text{ m}^2}{2} = 0.544 \text{ m}^2$ ), mientras que  $b_1$ ,  $\lambda$  y  $c$  son los grados de libertad a barrer. De esta forma, puede obtenerse la envergadura final como:

$$b = \frac{2 \cdot S}{-b_1 \cdot \lambda + (\lambda + b_1) + 1} \quad (9.2.2)$$

Mientras que el alargamiento vale:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (9.2.3)$$

Está previsto el soporte para torsiones lineales; la torsión del último perfil añadiría un nuevo grado de libertad al problema. Sin embargo, por razones computacionales y constructivas, se ha preferido dejar a cero la torsión.

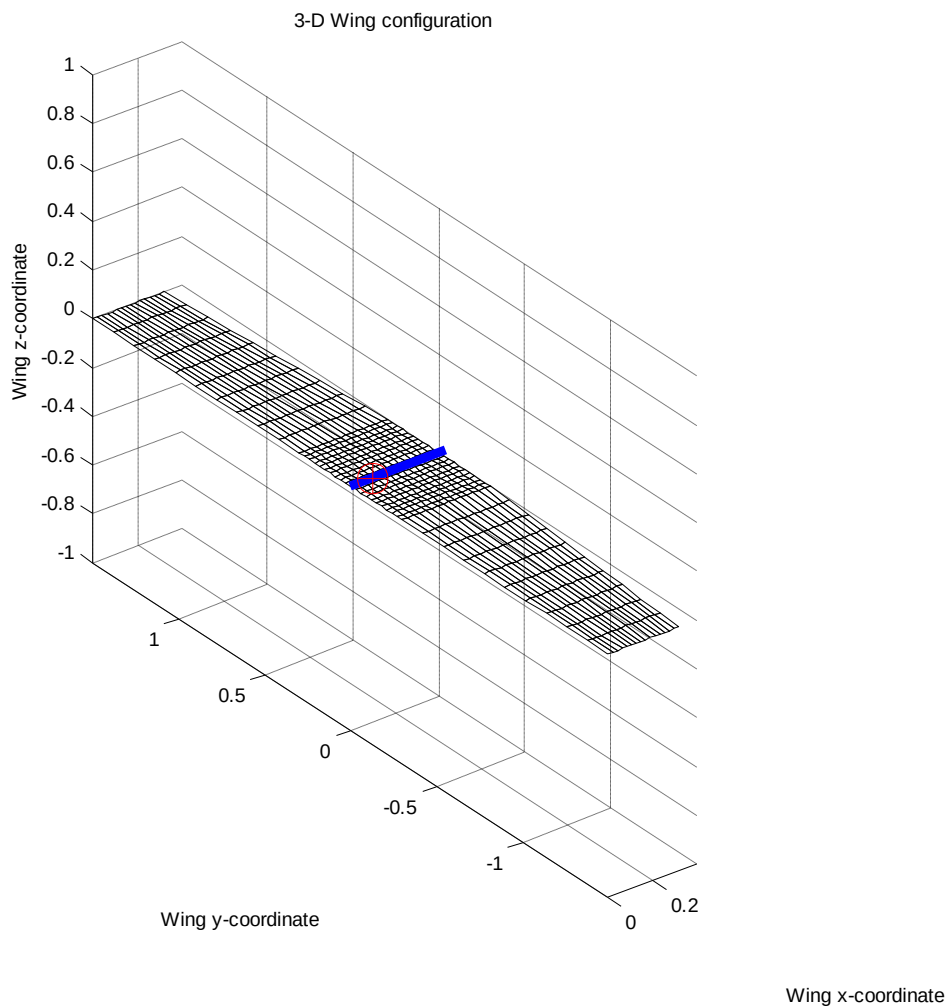
En cualquier caso, para introducir en GEO es necesario introducir los ángulos de torsión iniciales y finales de cada tramo. Estos pueden ser calculados de la siguiente forma:

$$\theta_i = \frac{\theta_{tip}}{b} \cdot y_i \quad (9.2.8)$$

$$\theta_{i+1} = \frac{\theta_{\text{tip}}}{b} \cdot y_{i+1} \quad (9.2.9)$$

El mallado se ha realizado lo más denso posible, ya que aparecieron problemas debidos a un insuficiente número de elementos. Se decide que el perfil necesita definirse por, al menos, 15 segmentos Streamwise, mientras que a lo largo de la cuerda introducimos 30 elementos (15 por cada sección)

El resultado es el siguiente:



### Programa de cálculo

La función `HACEGEO` no es más que una función auxiliar dentro del programa `PRINCIPAL`, encargado de realizar el barrido en todos los grados de libertad para encontrar la solución más óptima. Además, el programa `PRINCIPAL` llama

a otras funciones propias y pertenecientes al programa TORNADO para hacer los cálculos aerodinámicos y representar resultados:

- `state=HACESTATE(kmh, altura, aoa)` (propia) – Se encarga de generar la estructura “state” con las condiciones de contorno del problema.
- `[LATTICE, REF]=fLattice_setup(GEO, STATE)` (TORNADO) – Es usada para generar la malla a partir de una geometría definida por GEO y unas condiciones de contorno dadas por STATE. El resultado es una estructura con el mallado (LATTICE) y otra con datos sobre dimensiones y superficies de referencia usadas para las adimensionalizaciones (REF).
- `[results]=solver(results, state, geo, lattice, ref)` (TORNADO) – Es el programa raíz, el cual genera las soluciones a partir de geometría, mallado y estado. Calcula las fuerzas y momentos sobre cada uno de los paneles del mallado.
- `[results]=coeff_create(results, lattice, state, ref)` (TORNADO) – A partir de los resultados obtenidos por la función anterior, genera los coeficientes aerodinámicos y los valores integrales de la superficie aerodinámica en estudio.
- `geometryplot(lattice, geo, ref)` (TORNADO) – Utilidad que representa la geometría y el mallado.

Además de las funciones mencionadas, existen otras funciones auxiliares de las anteriores que forman parte del funcionamiento interno del programa TORNADO.

El programa PRINCIPAL es el encargado de hacer los barridos en  $b_1$ ,  $c$  y  $\lambda$ . Para cada caso, evaluar la función objetivo y si es mayor que el mayor resultado obtenido hasta el momento, los resultados completos son guardados en estructuras temporales, substituyendo las anteriores. Al final, sólo se mantiene la geometría, malla y valores de referencia de aquella ala con el valor objetivo más elevado, salvando una gran cantidad de memoria.

Se hace 10 barridos para cada uno de los grados de libertad, con los siguientes límites:

|           | Valor inicial | Valor final | Intervalo |
|-----------|---------------|-------------|-----------|
| $B_1$     | 0.2           | 0.4         | 0.02      |
| $c$       | 0.35          | 0.45        | 0.01      |
| $\lambda$ | 0.6           | 0.8         | 0.02      |

El valor de estos límites es, en principio, aleatorio. Intentan maximizar la cantidad de casos posibles (que cumplan las restricciones impuestas) e intentar que la solución se encuentre en su interior. En el caso de haberse encontrado una solución en una cota de un grado de libertad, es mejor repetir el análisis suavizando la cota en la que se ha encontrado la solución. Sin embargo, si la solución se ha encontrado sobre una restricción (como no poder pasar de una envergadura de 3 metros) ésta es única y sólo puede mejorarse suavizando el límite. Lo ideal es que la solución se encuentre en el interior de la “superficie” limitada por las cotas de los barridos de cada gdl y de los límites impuestos por condiciones externas.

Una vez encontrada la solución, pueden generarse gráficas para todos los pares posibles y hacer estudios de sensibilidad. Posteriormente se hace de forma automática una representación de la geometría final, haciendo uso de la función `geometryplot`.

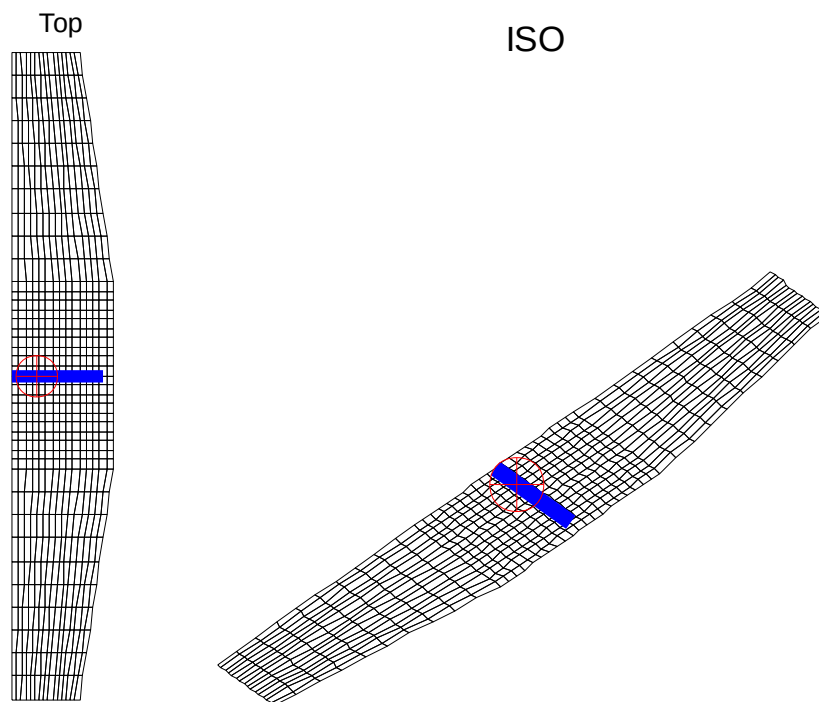
### **Ala original**

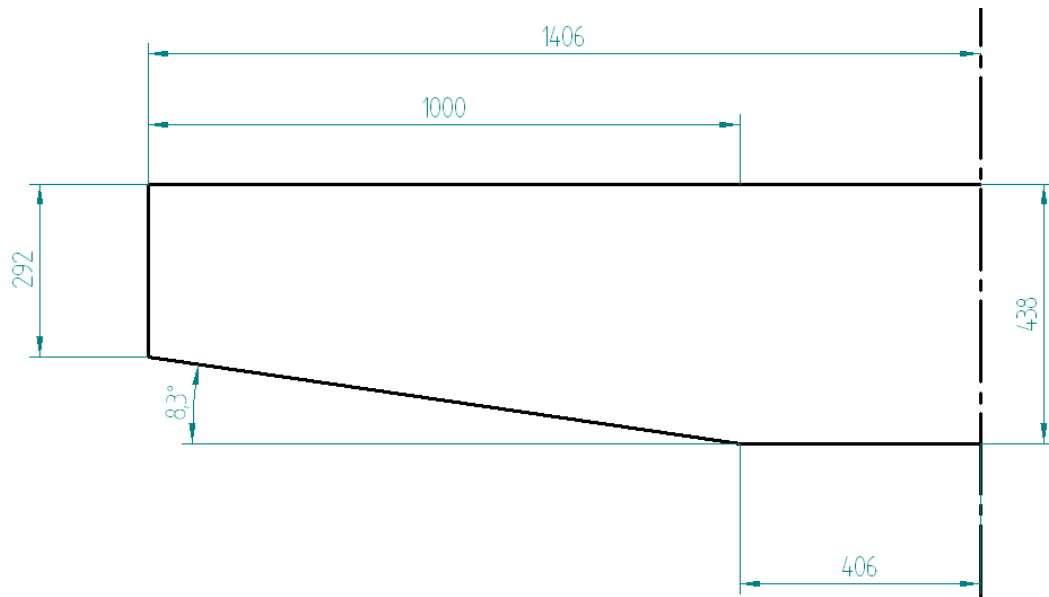
Se generó un primer diseño alar basado en una versión primitiva del algoritmo de optimización presentado. En esta versión, la malla tenía una resolución mucho menor y se realizó el barrido de cada variable con un paso más burdo. Esta primera aproximación fue adoptada por la congelación del diseño alar antes de la realización del análisis final, así que la geometría final en planta del ala es ligeramente diferente a las optimizadas propuestas a continuación. Aunque la filosofía es la misma: ala con borde de ataque recto quebrada con cierto estrechamiento en la región final, difiere de la óptima en el valor de los parámetros. Sigue teniendo, no obstante, una superficie idéntica a las obtenidas aquí de 1.088 m<sup>2</sup> y una envergadura que no sobrepasa los 3 metros.

Los parámetros geométricos del ala definitiva son:

|           | Valor  |
|-----------|--------|
| $B_1$     | 0.3235 |
| $c$       | 0.4277 |
| $\lambda$ | 0.6    |

De esta forma, la geometría queda:

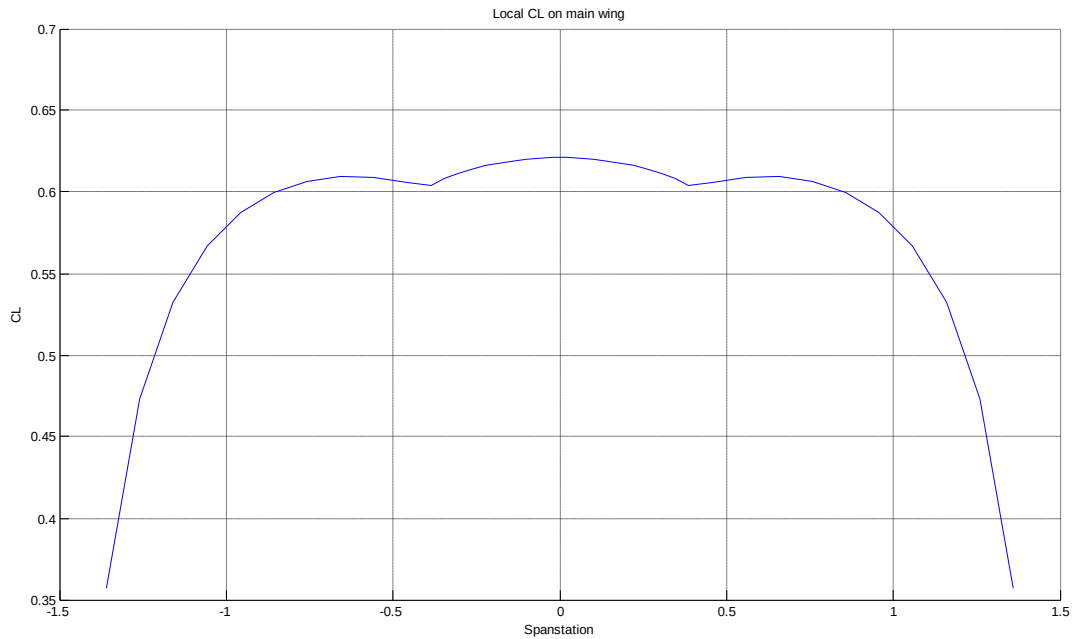




Para comparar con los próximos casos optimizados, se muestran a continuación el cómputo de los coeficientes adimensionales globales para las mismas condiciones que las alas anteriores ( $5^\circ$  AoA; 25m/s a 500 metros de altura):

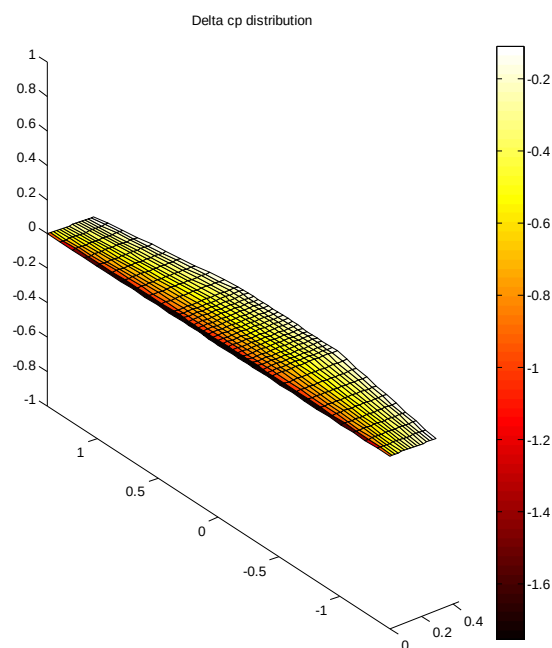
|          | Valor     |
|----------|-----------|
| $C_L$    | 0.57956   |
| $C_{Di}$ | 0.014333  |
| E        | 40.4354   |
| $C_m$    | -0.032513 |

Por otro lado, la distribución de  $C_L$  local a lo largo de la envergadura queda:

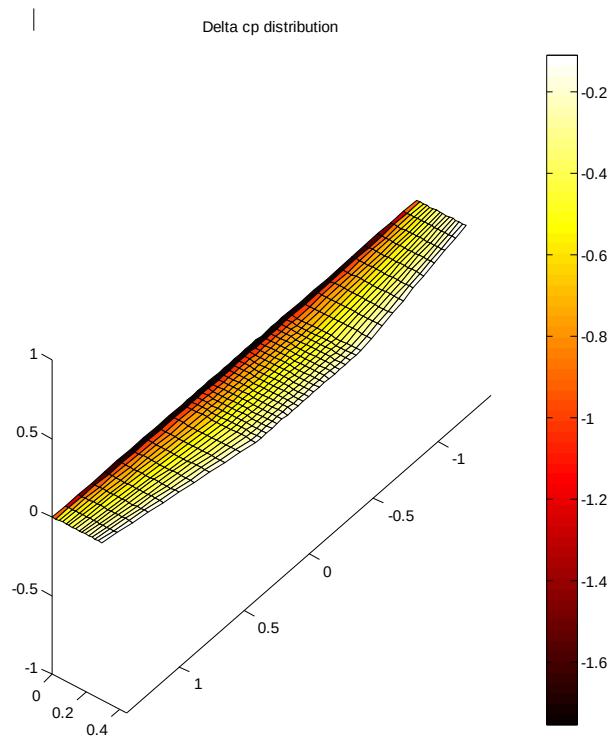


La discontinuidad de primer orden de la curva de CL local es causa del estrechamiento de la segunda zona. A causa de que la cuerda con la que se adimensionaliza la sustentación en cada estación comienza a disminuir a partir del punto de separación entre ambas partes, la función  $C_L(y)$  experimenta un cambio brusco.

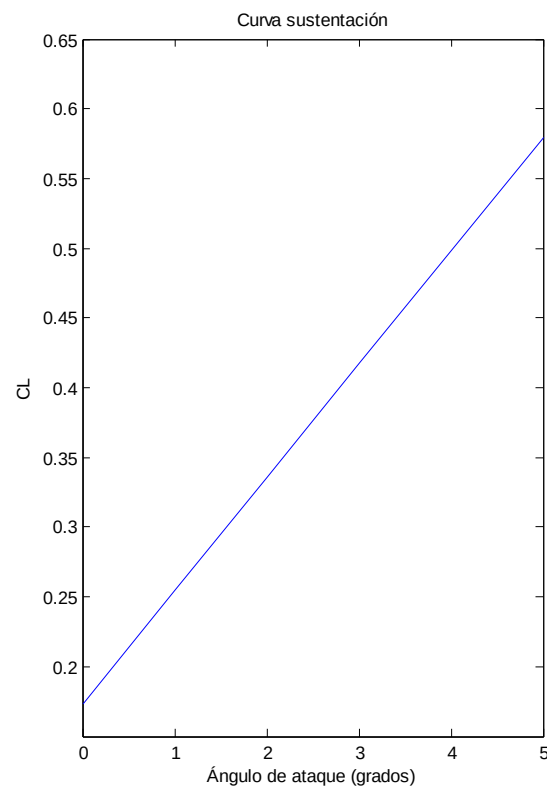
Por otro lado, la distribución de Cp en extradós e intradós es:







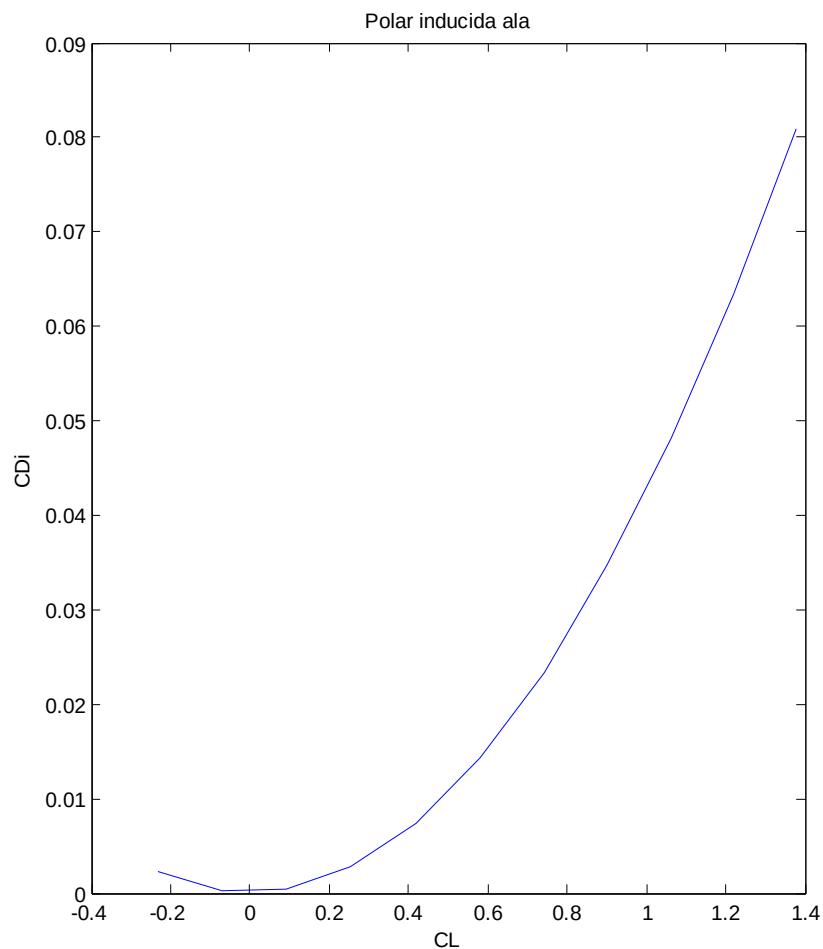
A continuación se muestra la curva de sustentación para valores de ángulo de ataque comprendidos entre 0 y 5°:



Los valores de  $C_{L0}$  y  $C_{L\alpha}$  son:

|               | Valor  |
|---------------|--------|
| $C_{L0}$      | 0.1737 |
| $C_{L\alpha}$ | 4.6530 |

Por último se obtiene la polar inducida,  $C_L$  vs  $C_{Di}$ . Los valores de esta polar no representan realmente los del avión completo; es necesario hacer algunos ajustes, restarle (o sumarle) la penalización de la cola y tener en cuenta el efecto sustentador del cuerpo, que en este caso es importante:



Los valores de la polar, ajustándola a la ecuación:

$$C_D = K_1 \cdot C_L^2 + K_2 \cdot C_L + C_{D0} \quad (9.5.1)$$

Quedan:

|          | Valor                 |
|----------|-----------------------|
| $K_1$    | 0.04266               |
| $K_2$    | $9.953 \cdot 10^{-6}$ |
| $C_{D0}$ | $2.115 \cdot 10^{-7}$ |

Estos valores indican que el mínimo de la parábola está casi centrado en  $CL=0$ , causa de la leve curvatura que tiene el perfil. Esto casa moderadamente bien con los resultados experimentales <sup>[1.7]</sup> aunque el valor de  $C_{D0}$  es considerablemente más pequeño comparado con el resultado del perfil (del orden de  $10^{-4}$ ).

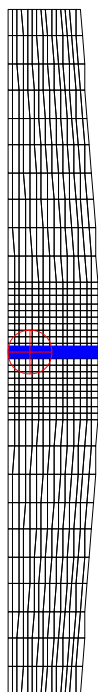
## Resultados óptimos

### ***Envergadura limitada a 3 metros***

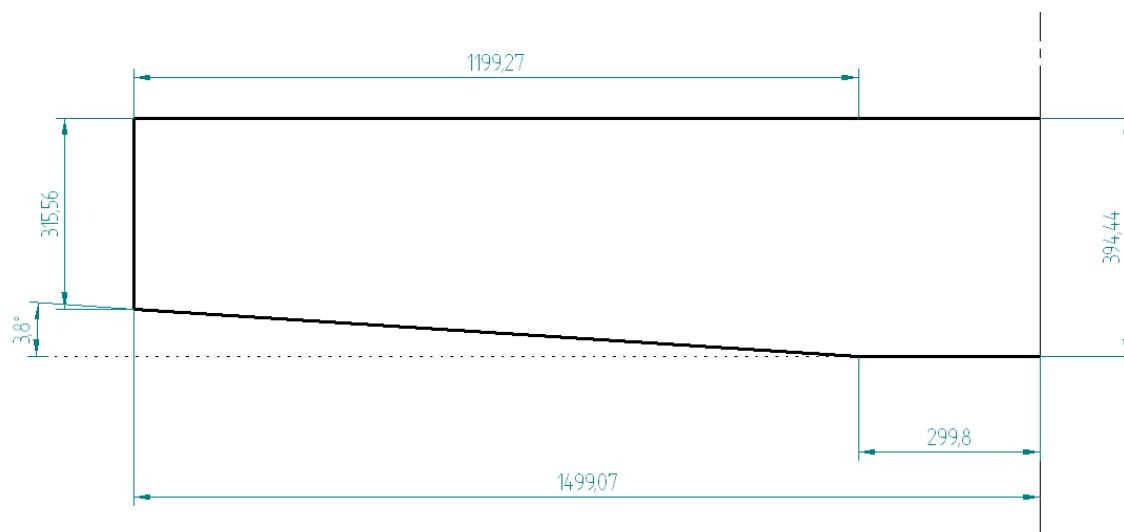
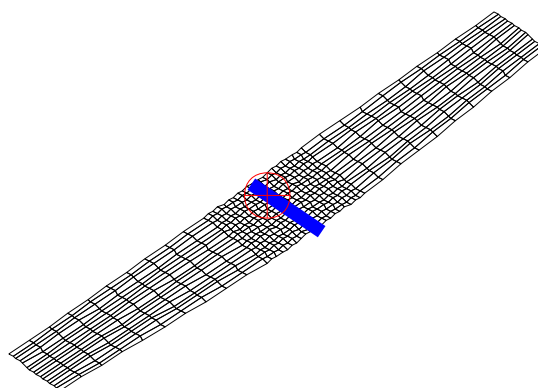
El programa requiere de varias horas para finalizar los cálculos, debido a la gran cantidad de casos a analizar (1000).

Una vez finalizado los cálculos, la geometría que maximiza la eficiencia aerodinámica para un AoA de  $5^\circ$  y con la restricción en envergadura es la siguiente:

Top



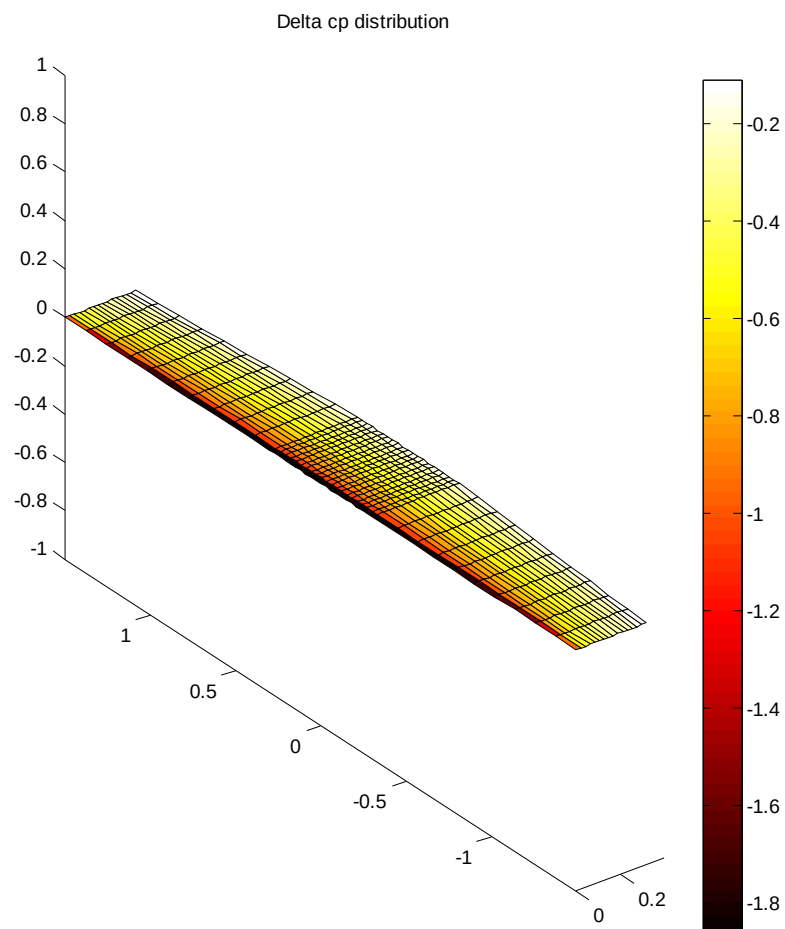
ISO

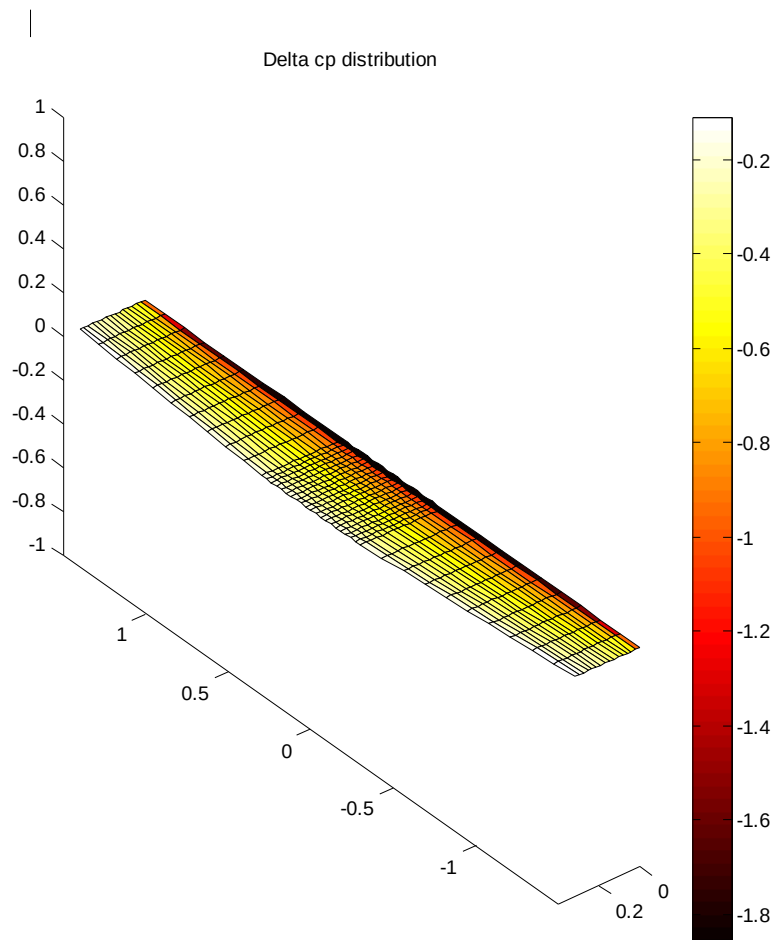


Con las siguientes características aerodinámicas:

|          | Valor     |
|----------|-----------|
| $C_L$    | 0.5952    |
| $C_{Di}$ | 0.01342   |
| E        | 44.3513   |
| $C_m$    | -0.037319 |

Una representación de los  $C_p$  sobre extradós e intradós (respectivamente):





Mostrando los parámetros de geométricos, puede verse como el estrechamiento y  $b_1$  actúan de bloqueo:

|           | Valor        |
|-----------|--------------|
| $B_1$     | 0.2 (mínimo) |
| $c$       | 0.3944       |
| $\lambda$ | 0.8 (máximo) |

Es posible que, para este caso, el ala óptima sea un ala recta sin ningún tipo de estrechamiento. No pueden ser sin embargo representadas geometrías con valores de  $B_1$  menores de 0.2 ya que producirían elementos tan estrechos que harían aumentar prohibitivamente el condicionante de la matriz de influencia.

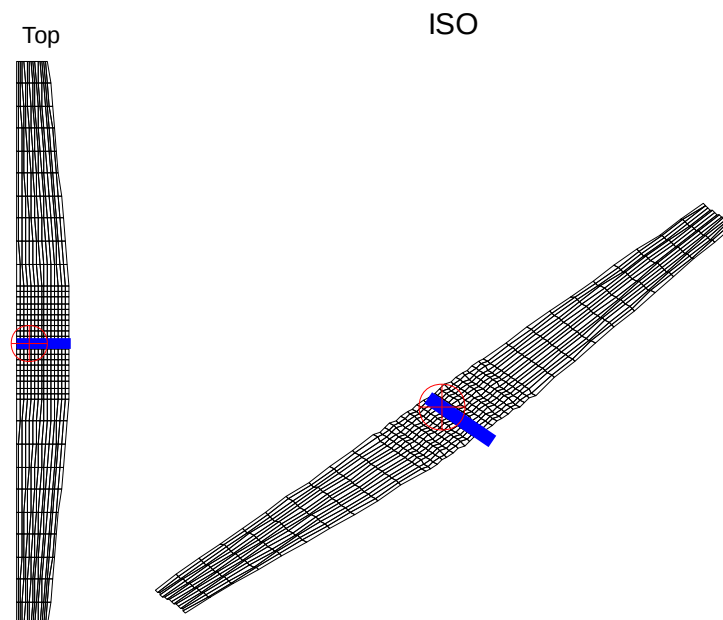
### ***Envergadura libre***

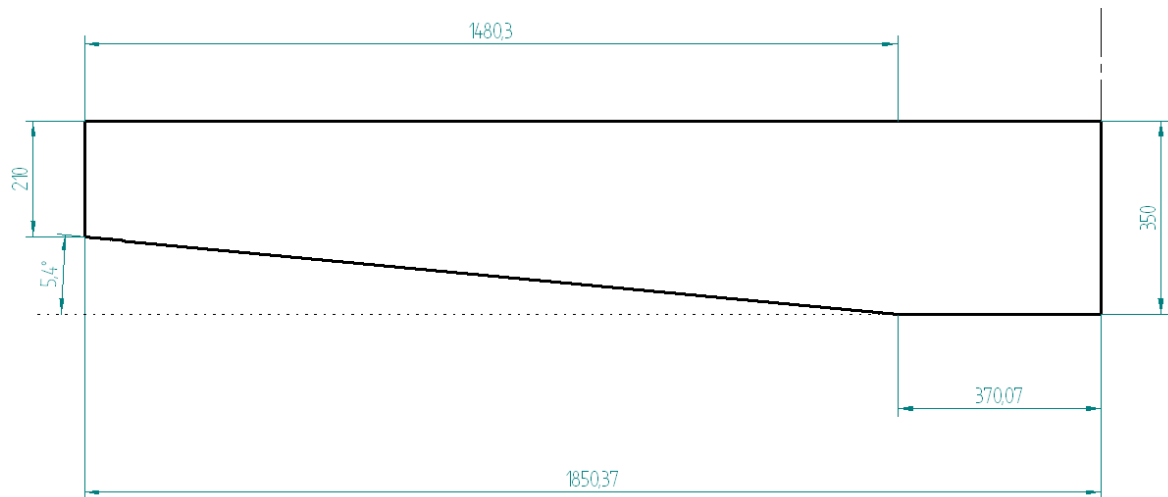
Se ha hecho un análisis dejando la envergadura libre. En este caso, y suponiendo que tal limitación no exista, se obtienen las siguientes características:

|          | Valor    |
|----------|----------|
| $C_L$    | 0.6536   |
| $C_{Di}$ | 0.010593 |
| $E$      | 61.6998  |
| $C_m$    | -0.02497 |

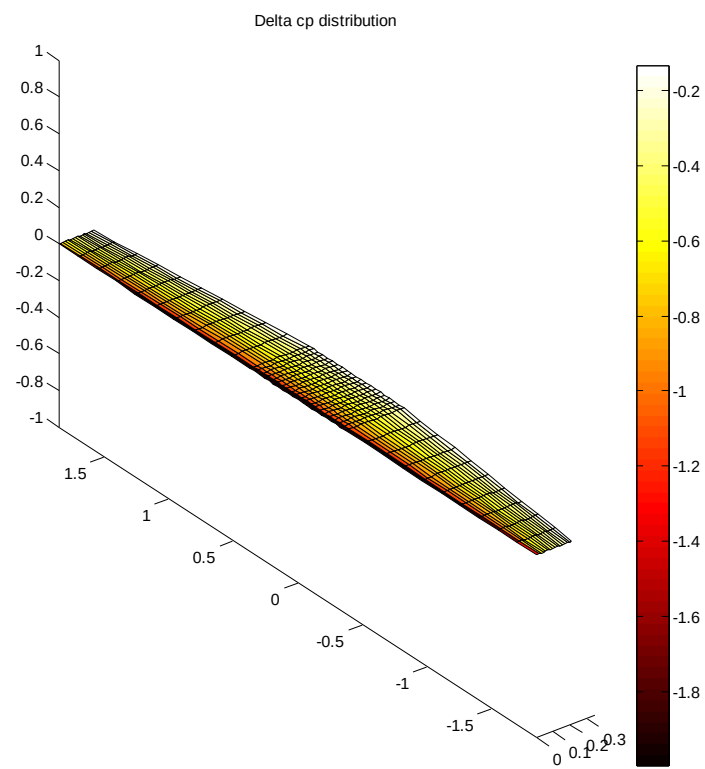
Como se puede observar los valores mejoran considerablemente. En parte, la razón de esta mejoría radica en el aumento del alargamiento, lo cual reduce tanto el  $C_L$  como el  $C_{Di}$ .

La geometría en este caso queda:

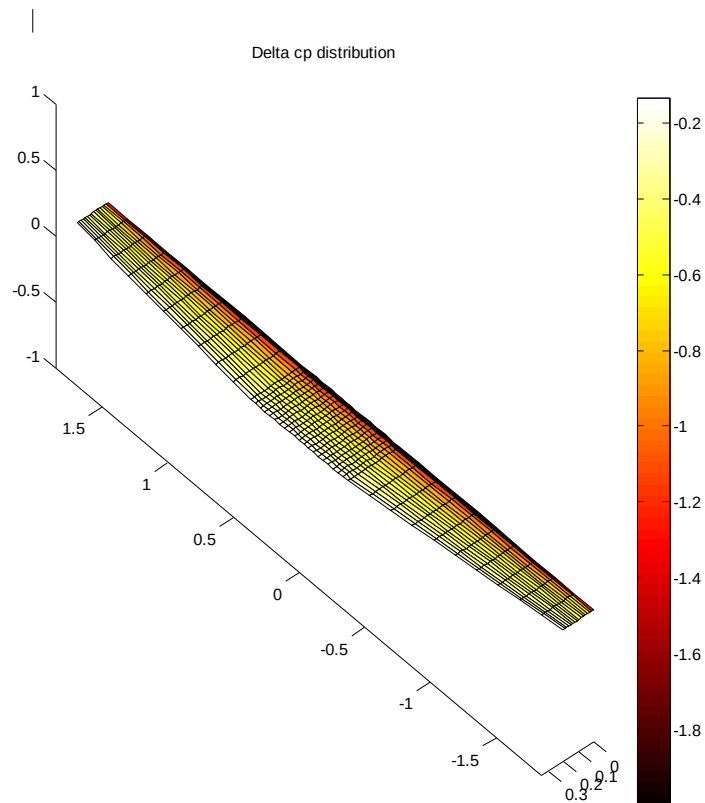




Una representación del  $C_p$  en extradós e intradós:







En general se trata de una geometría alar algo más afilada que la anterior. De nuevo uno de los parámetros de bloqueo es el  $b_1$ , y es que tener un primer tramo totalmente recto penaliza a la resistencia inducida, pero por razones constructivas (enganche con tail-booms) es necesario que al menos tenga una longitud de 0.3 metros.

En este caso los parámetros de la geometría son:

|           | Valor         |
|-----------|---------------|
| $B_1$     | 0.2 (mínimo)  |
| $c$       | 0.35 (mínimo) |
| $\lambda$ | 0.6           |

Ahora la cuerda actúa de bloqueo ya que la solución óptima tiende a alcanzar el mayor alargamiento posible, y esto se consigue con la menor cuerda que le permitamos usar.

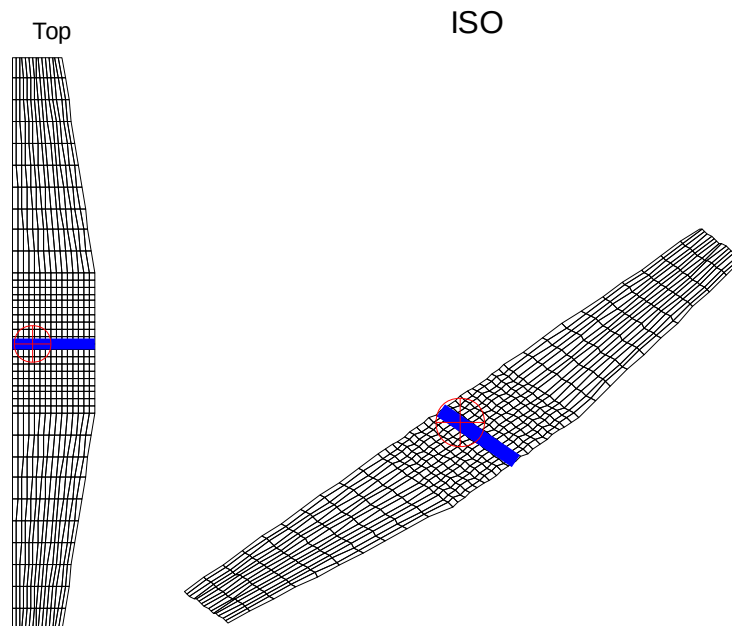
### ***Máxima sustentación con limitación de envergadura***

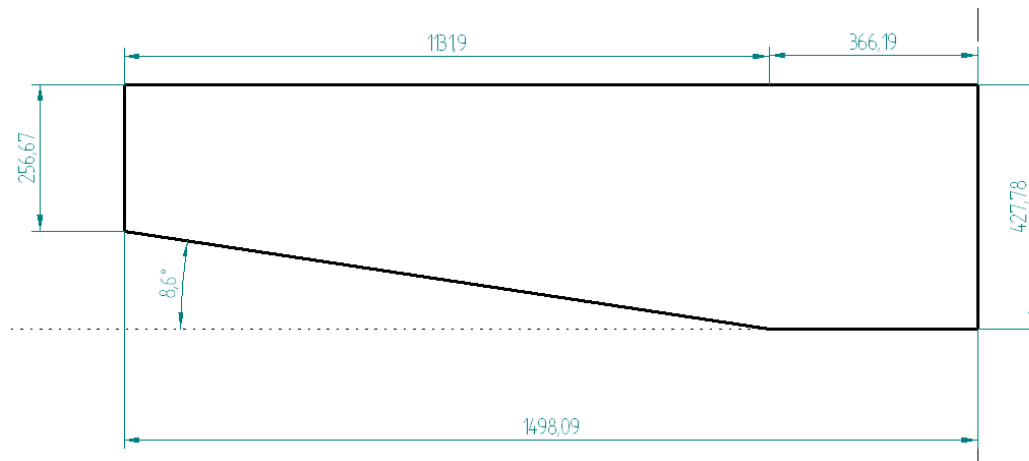
Aunque el criterio de máxima sustentación no será el que determine la geometría en este caso, es interesante comentar el resultado de usar como objetivo la mayor sustentación para un AoA de 5 grados. En realidad esto puede significar tres cosas: o bien que el  $C_{L0}$  del ala es alto, o bien el  $C_{L\alpha}$  es alto, o bien una combinación de ambas.

De esta forma, obtenemos:

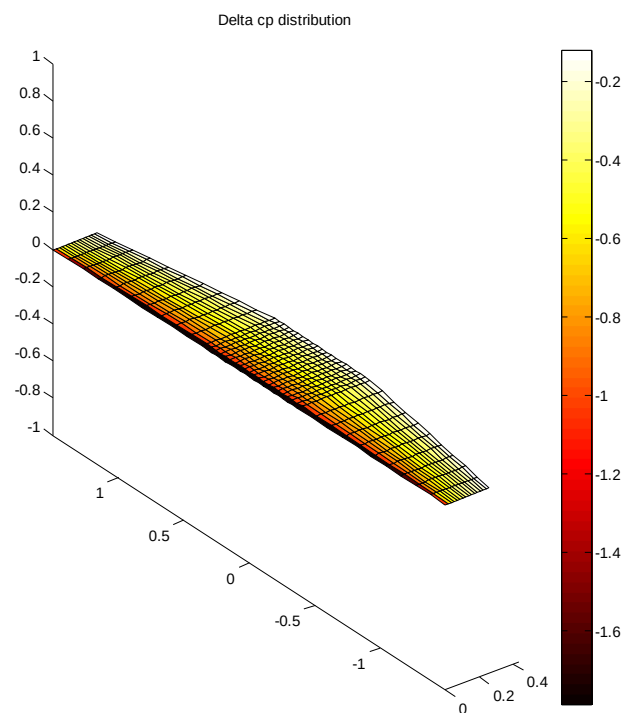
|          | Valor     |
|----------|-----------|
| $C_L$    | 0.5998    |
| $C_{Di}$ | 0.0136    |
| E        | 44.2583   |
| $C_m$    | -0.027548 |

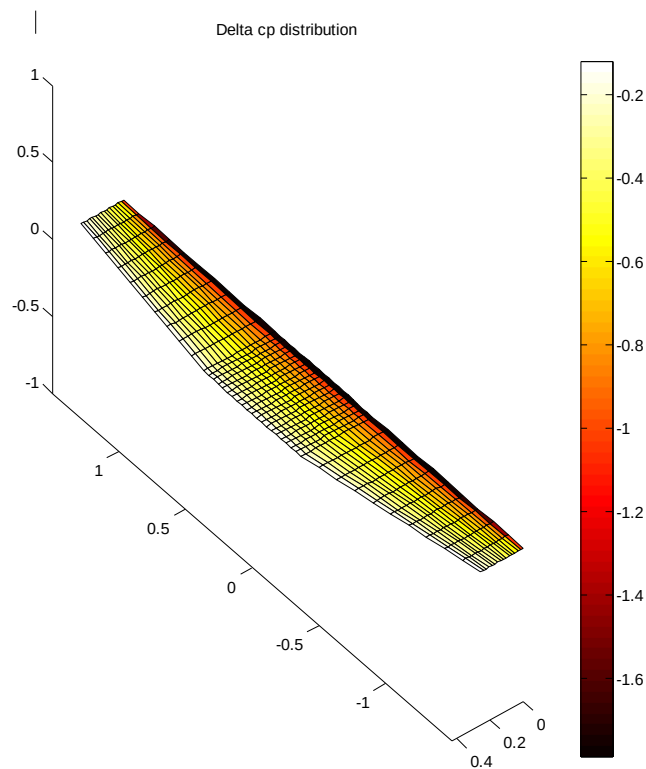
Son resultados muy similares que para el caso de máxima eficiencia; sin embargo, se puede comprobar cómo la geometría es considerablemente distinta:





En este caso el alargamiento es menor y el estrechamiento junto a la cuerda han aumentado, lo que es síntoma de que el  $C_{L0}$  del ala ha aumentado de forma significativa. Una representación del  $C_p$  de extradós e intradós, respectivamente:





Los parámetros geométricos resultantes son:

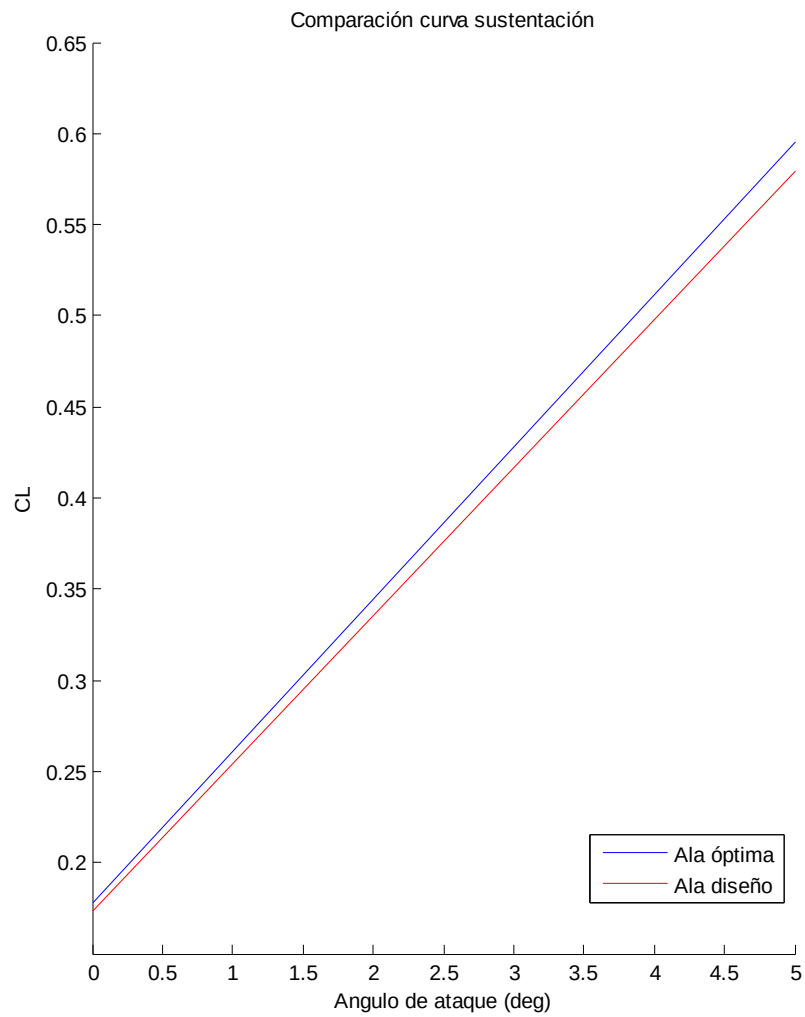
|           | Valor  |
|-----------|--------|
| $B_1$     | 0.3235 |
| $c$       | 0.4277 |
| $\lambda$ | 0.6    |

Este caso sí que se encuentra el máximo de la función dentro de los parámetros definidos. Puede obtenerse valores aún mayores de sustentación si se elimina el límite de envergadura de 3 metros.

### ***Comparación ala óptima vs. Ala final***

Un pequeño análisis comparando ambas alas se muestra a continuación. Se compararán las características más importantes de ambas alas para saber cuánto penaliza escoger un diseño frente a otro.

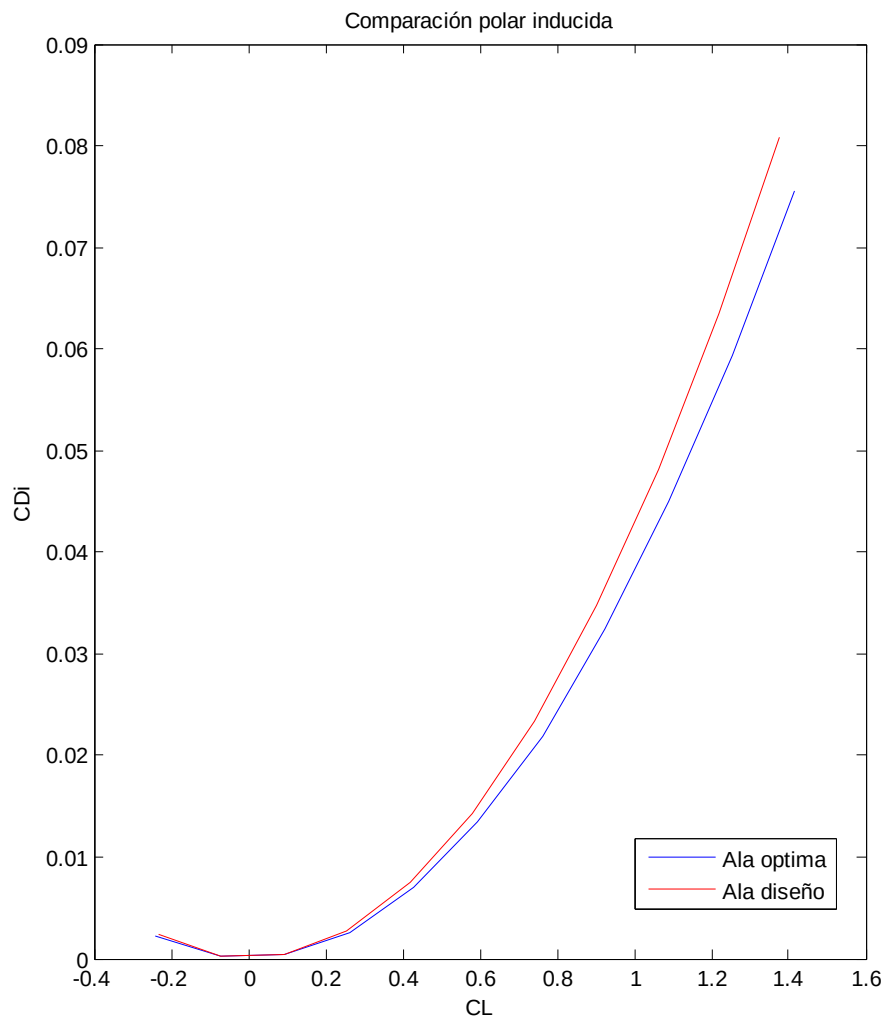
Comenzaremos con la curva de sustentación:



Los parámetros para cada caso:

|               | Ala óptima | Ala diseño | Diferencia |
|---------------|------------|------------|------------|
| $C_{L0}$      | 0.1782     | 0.1737     | 2.5253%    |
| $C_{L\alpha}$ | 4.7808     | 4.6530     | 2.6732%    |

Aunque el ala óptima posee  $C_{L0}$  y  $C_{L\alpha}$  mayores que el ala diseño, el teórico aumento es tan pequeño que en cuanto a sustentación se refiere es poco representativo. En cuanto a la polar:



Con los parámetros:

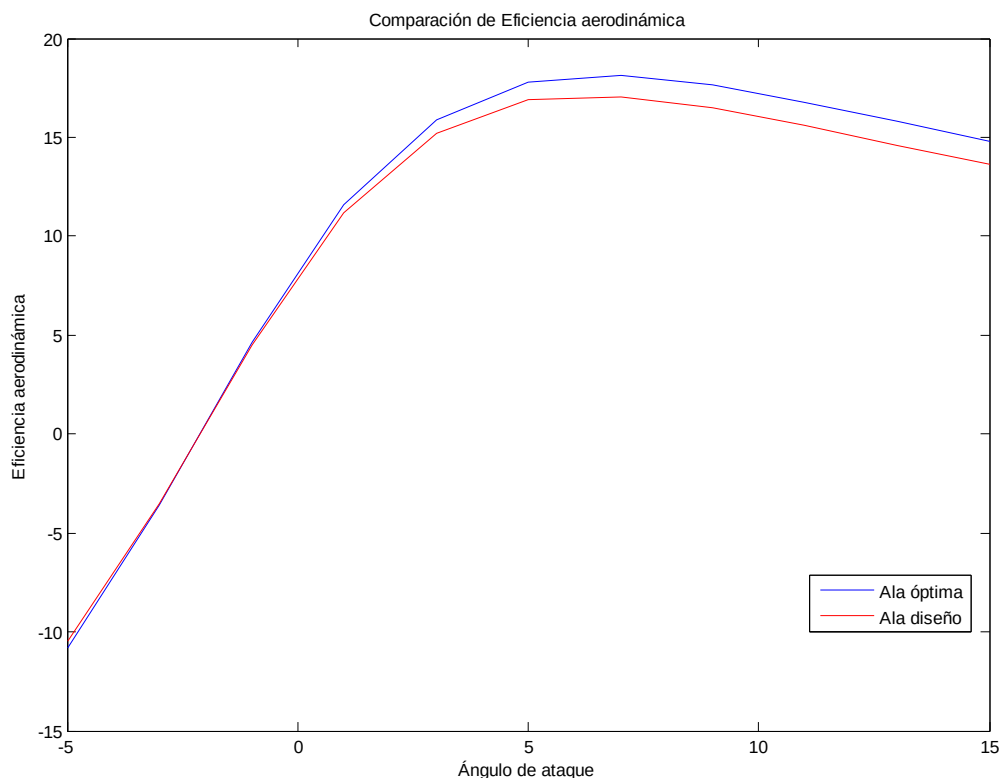
|          | Ala diseño            | Ala óptima            | Diferencia |
|----------|-----------------------|-----------------------|------------|
| $K_1$    | 0.04266               | 0.03777               | 12.9468%   |
| $K_2$    | $9.953 \cdot 10^{-6}$ | $6.44 \cdot 10^{-5}$  | 84.5450%   |
| $C_{D0}$ | $2.115 \cdot 10^{-7}$ | $1.776 \cdot 10^{-6}$ | 88.0912%   |

Mucho más importante es la diferencia en los parámetros de la polar. Aunque  $K_2$  y  $C_{D0}$  no son representativas en este caso ya que se tratan de valores demasiados pequeños y debido al error de ajuste de la polar pueden tener variaciones considerables, sí que es representativa la diferencia entre los

valores de  $K_1$  y esto tendrá una repercusión, como veremos, en la eficiencia aerodinámica.

Para poder representar la eficiencia, debido al bajo  $C_{D0}$ , el cual introduce una discontinuidad numérica para ángulos de ataque cercanos a  $0^\circ$ , se va a añadir un coeficiente de “resistencia parásita virtual” de 0.02 con el objetivo de salvar esta deficiencia numérica y poder observar la diferencia en la eficiencia para cada caso.

De esta forma, las dos curvas quedan:



Se puede observar que si bien para ángulos de ataque pequeños apenas hay variación en la eficiencia, conforme va aumentando y acercándose al punto de eficiencia aerodinámica máxima ambos diseños van divergiendo en sus eficiencias respectivas. Este punto máximo depende de forma directa del  $C_{D0}$  con lo que en función del valor que le introduzcamos como “resistencia parásita virtual” el pico máximo se desplazará hacia una dirección u otra.

En cualquier caso es patente que la mejora en la eficiencia entre ambos casos es del orden del 5-10%. Ya que la superficie alar es la misma para ambos casos, con lo que el valor de la resistencia debida a la fricción debe ser similar, es por tanto obligado aconsejar que en futuras versiones del UAV se plantee la opción de cambiar la geometría básica del ala por el resultante óptimo.

Es aconsejable por otro lado que estos resultados sean validados con un método potencial del tipo paneles y, sobre todo, que con un método más preciso se hiciera una búsqueda más refinada de la solución en un pequeño rango de valores centrado en los puntos solución obtenidos por el VLM. De esta forma se garantiza la validez del método y se mejorarían aún más las prestaciones del ala óptima.

### Dimensionado de superficies hipsustentadoras

Los flaps van a ser dimensionados usando métodos semiempíricos. Se hará uso de la referencia <sup>[1.2]</sup> para el cálculo de características globales de aeronaves con superficies hipsustentadoras.

Normalmente durante el prediseño de aeronaves, los flaps se dimensionan a partir de un cierto  $C_{L\max}$  determinado del ala. En este caso, se supone un valor máximo para el  $C_L$  de 1.9, debido a que los datos reales necesarios aún no estaban fijados por actuaciones.

De esta forma, conocido el valor de sustentación máxima del ala, la superficie total de ala con flap puede obtenerse como:

$$\Delta C_{L\max} = 0.9 \cdot \Delta C_{L\max} \cdot \left( \frac{S_{\text{flap}}}{S_{\text{ref}}} \right) \quad (9.6.1)$$

$$S_{\text{flap}} = \frac{S_{\text{ref}} \cdot (C_{L\max(\text{con flaps})} - C_{L\max(\text{sin flaps})})}{0.9 \cdot \Delta C_{L\max}} \quad (9.6.2)$$

Los valores de  $C_{L\max(\text{sin flaps})}$  han sido estimados en apartados anteriores y su valor es 1.62. Por otro lado, el valor de  $C_{L\max(\text{con flaps})}$  es conocido.  $\Delta C_{L\max}$ , según <sup>[1.2]</sup> y teniendo en cuenta que en nuestro caso se trata de flaps simples (plain flaps), toma un valor de 0.9. Este valor es supuesto en deflexión máxima (40°).

Con todos estos datos se obtiene una superficie recomendada de ala con flap de 0.3358 m<sup>2</sup>.

Debido a la geometría del ala final, el flap tendrá que estar dividido en dos partes diferenciadas para cada tramo.

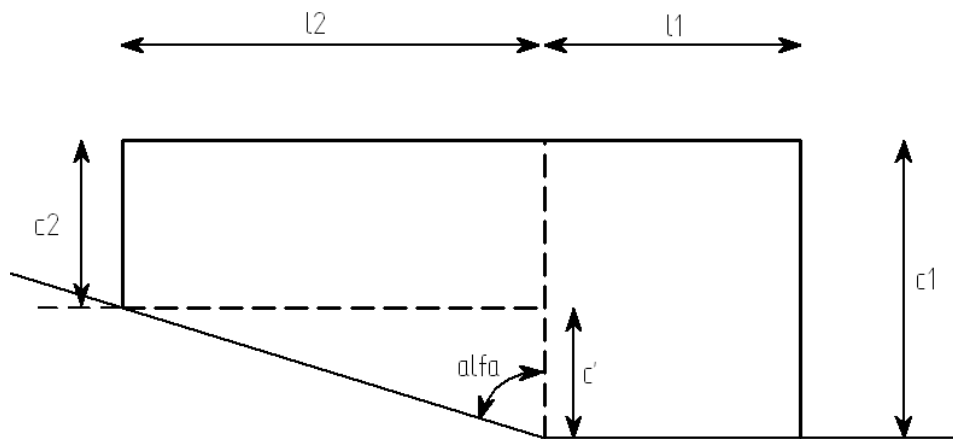
El primer tramo es la zona con cuerda constante. Por aviones semejantes, se presupone una cierta cuerda para los flaps de 0.3 veces la cuerda del ala para este tramo. Por otro lado, existen unas limitaciones en tamaño para esta zona. Debido a la presencia de los tubos de agarre de cola, el tamaño de este tramo



es bastante limitado. Por tanto, ambos parámetros limitan el área de flap existente en esta zona.

El área restante hasta completar la superficie total requerida, la restricción de borde de ataque de flap recto y la flecha del borde de salida del ala limitan las dimensiones del tramo restante.

Llamando:



El área total de ala con flap es:

$$A_T = l_1 \cdot c_{1ala} + \frac{(c_{1ala} + c_{2ala}) \cdot l_2}{2} \quad (9.6.3)$$

La flecha del borde de salida genera una nueva limitación. Efectivamente, definiendo \$c'\$ como cuerda perdida respecto a la inicial por la flecha del ala:

$$c' = \frac{l_2}{\tan \alpha} \quad (9.6.4)$$

\$l\_2\$ queda perfectamente definida:

$$\frac{l_2^2}{\tan \alpha} - 2 \cdot c_1 \cdot l_2 + 2 \cdot (A_T - l_1 \cdot c_1) = 0 \quad (9.6.5)$$

Existen dos soluciones, de la cual se escoge la única que da un \$c\_2\$ positivo, que resulta ser \$l\_2 = 0.37m\$

Una vez conocida \$l\_2\$ puede conocerse \$c\_2\$ del flap si se conoce el valor de \$c\_1\$ del flap:

$$c_{2\ flap} = c_{1\ flap} - c' \quad (9.6.6)$$

Las dimensiones finales de los flaps se presentan en la siguiente tabla:

|                                | Flap                 |
|--------------------------------|----------------------|
| Longitud total<br>(por flap)   | 0.40 m <sup>2</sup>  |
| $l_1$                          | 0.041 m              |
| $l_2$                          | 0.37 m               |
| $c_1$                          | 0.13 m               |
| $c_2$                          | 0.077 m              |
| Superficie total<br>(por flap) | 0.043 m <sup>2</sup> |

# Elección del perfil aerodinámico

La elección del perfil aerodinámico es fundamental para que la aeronave sea capaz de cumplir los requisitos asignados. Para aviones de gran alargamiento, subsónicos y con flecha en B.A nula o muy pequeña, el comportamiento del perfil es similar al comportamiento del ala, tal y cómo indican las ecuaciones semiempíricas encontradas en la bibliografía<sup>[1,2]</sup>.

En este proyecto prima la sencillez y por ello se ha escogido como perfiles de uso la serie NACA de 4 dígitos. La razón primordial es la gran cantidad de información y material relativo a estos perfiles, lo que hace fácil hacer comparaciones y comprobaciones.

Aunque no se han definido unos requerimientos objetivos sobre el perfil, se busca que:

- Ofrezca la menor resistencia posible
- Un valor  $C_{l\alpha}$  moderado que permita ángulos de ataque grandes a la vez que para valores de  $C_l$  de crucero el ángulo de ataque sea pequeño.
- Un valor de  $C_{l0}$  moderado, por la misma razón que lo anteriormente expuesto.
- Un  $C_{lmax}$  alto, para mejorar las características de pérdida
- Una curva de sustentación postpérdida lo más plana posible, para evitar caídas bruscas de sustentación.
- Una geometría sencilla. Existen perfiles con concavidades que podrían complicar bastante la manufactura del ala.
- Un momento bajo.

Es por lo que se buscarán perfiles:

- Con un grosor moderado, para mejorar el  $C_{lmax}$  y aplanar la curva de sustentación post-pérdida sin aumentar de forma excesiva la resistencia.
- Con curvatura moderada, para tener un cierto  $C_{l0}$  sin tener momentos demasiado altos.
- Con superficies convexas. Esta condición la cumplen todos los NACA de 4 dígitos.

Existen muchos perfiles optimizados para el vuelo a baja velocidad desde que existen métodos inversos para la obtención de perfiles. Al final de este capítulo se hará una comparación entre la opción escogida y un perfil Eppler 748, muy típico en UAVs de baja velocidad.

## Elección del perfil del ala

Una vez centrada la búsqueda entre todos aquellos perfiles de la familia NACA 4 dígitos, para hacer la elección se aprovechará el programa TORNADO, haciendo un análisis de todos ellos montados sobre el ala final. Ya que el espesor es indiferente para los cálculos potenciales, se pone uno como referencia (15%) a la hora de generar todas las soluciones. Los perfiles se hacen variar desde el NACA 0015 hasta el 9915, lo que hace un total de 100 casos. En cada uno de ellos se tomará la geometría de ala final y se le substituirá el perfil que corresponda. Posteriormente se calcula cada caso para tres ángulos de ataque diferentes ( $-5^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $5^\circ$ ), se obtiene la polar (usando un ajuste poligonal de segundo orden) y para un cierto CL fijo se observa el CDi del ala. Se escogerá aquel perfil que reúna una serie de características para el CL de crucero, calculado a partir de:

$$C_{L\text{crucero}} = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V_{\text{crucero}}^2 \cdot S_{\text{alar}}} \quad (10.1.1)$$

Siendo:

|                      | Valor                   |
|----------------------|-------------------------|
| W                    | 30 Kg.                  |
| $V_{\text{crucero}}$ | 25 m/s                  |
| $\rho$               | 1.225 Kg/m <sup>3</sup> |

De esta forma:

$$C_{L\text{crucero}} \approx 0.7 \quad (10.1.2)$$

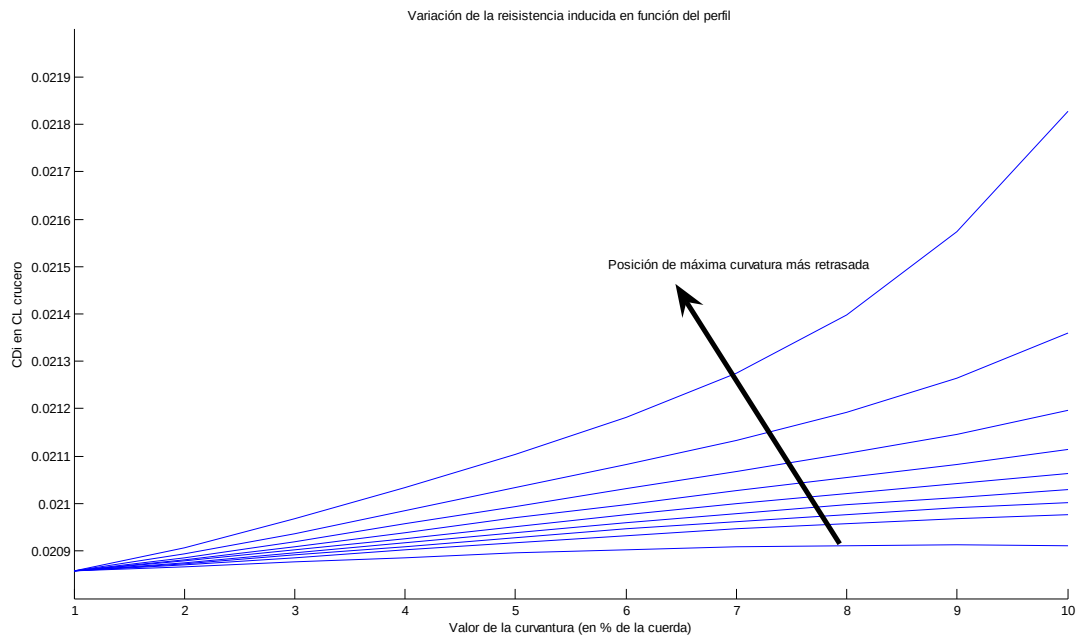
Se buscarán aquellos perfies que tengan los menores CDi para CL de crucero.

Además se considerará como preferible aquel perfil que permita al ala tener un  $C_{L0} = C_{L\text{crucero}}$ , de forma que el ala se encuentre a  $0^\circ$  en régimen de crucero. De esta forma se minimiza la resistencia de presión debida al desprendimiento en el borde de salida.

En caso de que existan varias opciones disponibles, la tercera condición será que el Cm para Cl de crucero sea el mínimo posible.

## Resultados

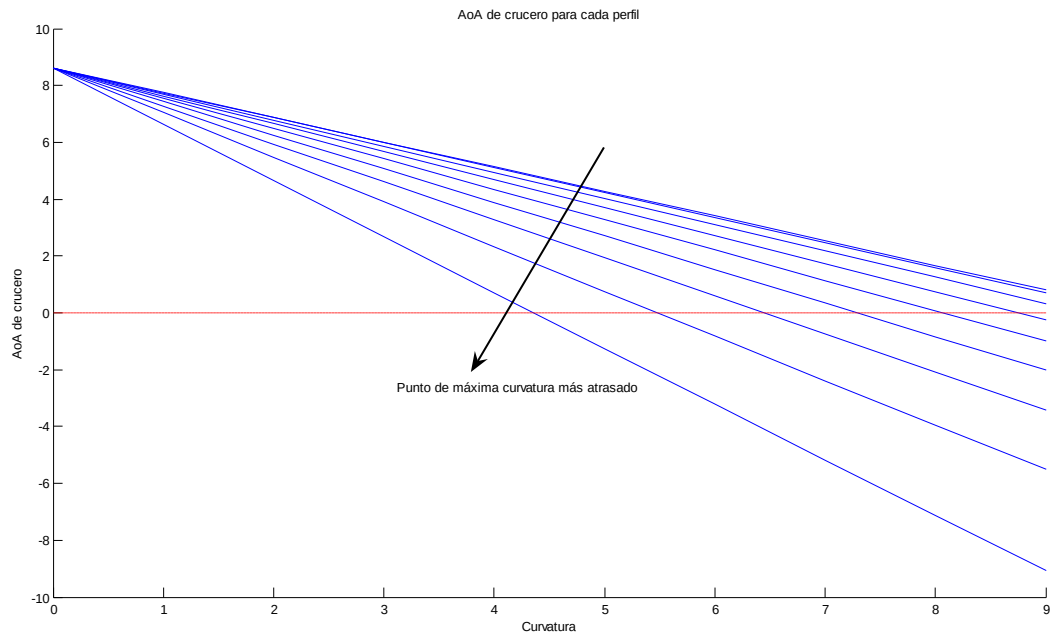
Una vez realizados los cálculos se obtiene el  $CD_i$  para  $CL_{crucero}$  a partir de los coeficientes de la parábola obtenida a partir de los tres ángulos de ataque calculados para cada caso. A partir de estos datos se representan el coeficiente de resistencia para  $CL$  de crucero en función de la curvatura y el punto de máxima curvatura de cada perfil:



A partir de la figura anterior puede deducirse que:

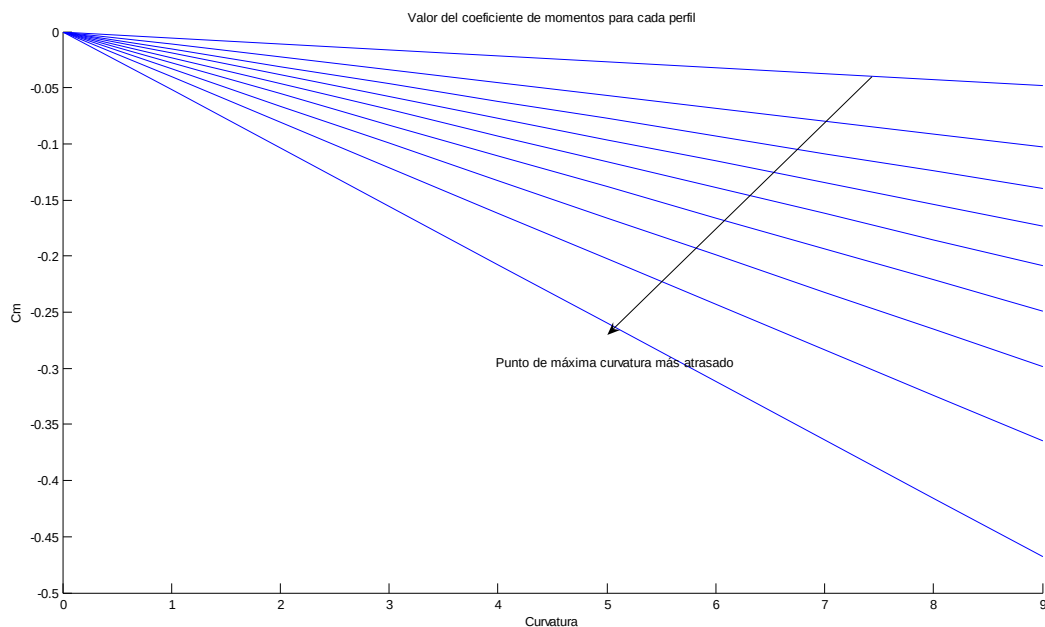
- A mayor curvatura, mayor resistencia inducida para una  $C_L$  dada, aunque este efecto es mayor conforme más atrasado está el punto de máxima curvatura.
- Conforme más atrasado se encuentre el punto de máxima curvatura mayor es la resistencia inducida para un  $C_L$  y una curvatura dadas.

A partir de estas deducciones, el perfil ideal sería el NACA 0012, ya que es el que tiene menor curvatura. Sin embargo, es necesario tener en cuenta que los perfiles simétricos tienen un  $C_{L0}$  nulo, lo que hacen necesarios altos ángulos de ataque para un cierto  $C_L$ . Esto hace que la resistencia de presión aumente mucho en estos perfiles. A continuación se representa el ángulo de ataque de crucero para cada uno de los perfiles:



A partir de la figura se deduce que sólo los perfiles de curvatura mayor del 40% de la cuerda pueden cumplir este requerimiento. Si se deja un margen de  $\pm 2^\circ$  en el AoA de crucero, este requerimiento puede suavizarse a una curvatura de 30% de la cuerda, para puntos de máxima curvatura atrasados al 90%.

Por último, representamos el coeficiente de momentos para  $AoA=0^\circ$  en cada uno de los casos:



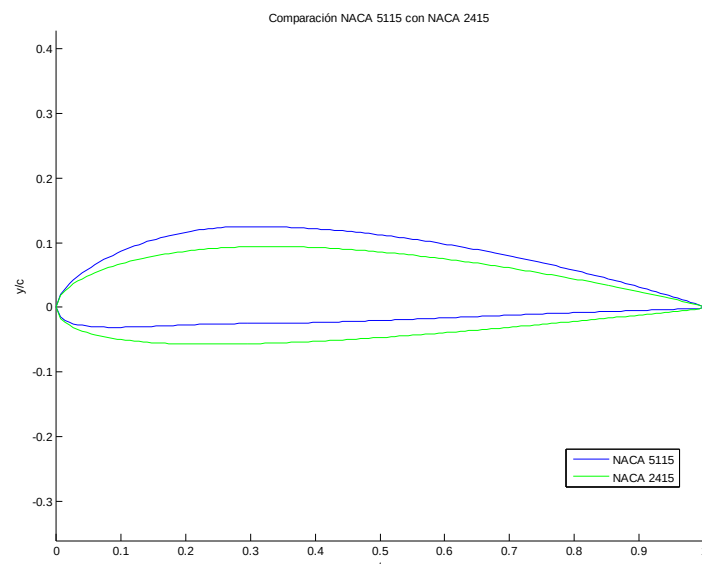
La única forma de cancelar el coeficiente de momentos para AoA de  $0^\circ$  es usando un perfil simétrico, con el que es imposible mantener AoA de  $0^\circ$  en

crucero, luego no es posible cancelar el  $C_m$  con ningún perfil. Se puede notar sin embargo que mayores curvaturas empeoran los resultados, al igual que ésta se encuentre en puntos más atrasados.

Por todo ello, la opción más ajustada a los requerimientos desde un punto objetivo es usar un NACA de curvatura moderada (serie 3,4 y 5), con el punto de máxima curvatura cercano al borde de ataque (0, 10 y 20%). Los resultados de los 9 perfiles escogidos se muestran a continuación:

|                            | 3015     | 3115     | 3215     | 4015     | 4115     | 4215     | 5015     | 5115     | 5215     |
|----------------------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|
| $\text{Alfa}_{\text{crz}}$ | 6.0134°  | 5.9847°  | 5.8581°  | 5.1452°  | 5.1069°  | 4.9379°  | 4.2761°  | 4.2283°  | 4.0170°  |
| $C_{Di \text{ cruz}}$      | 0.02088  | 0.02090  | 0.02090  | 0.02089  | 0.02091  | 0.02092  | 0.02090  | 0.02093  | 0.02094  |
| $C_{m0}$                   | -0.01601 | -0.03419 | -0.04654 | -0.02134 | -0.04559 | -0.06205 | -0.02668 | -0.05698 | -0.07757 |

Entre todos ellos, la resistencia inducida varía menos de un 1%, por lo que usamos las otras dos variables para escoger el perfil que mejor se adapte a las necesidades planteadas anteriormente. Podemos ver que el NACA 5115 es una buena opción porque ofrece AoA de crucero por debajo de los 5° mientras que el  $C_{m0}$  se mantiene inferior a -0.06. A falta de mayores restricciones en cuanto a momentos, se puede escoger el NACA 5115. El perfil final queda:



## Nueva ala

Escogido el nuevo perfil, se vuelve a hacer un último barrido en forma en planta de ala para obtener una nueva ala óptima. El objetivo de este proceso es comprobar que la dependencia en el ala óptima del perfil sea pequeña.

Recordando la obtención de los resultados en el capítulo anterior, en el barrido de parámetros (cuerda sección constante, longitud sección constante y estrechamiento) se tuvo que presuponer un cierto perfil tipo para optimizar la solución. Realmente la solución más óptima sería aquella en la que tanto perfil como ala han sido analizados conjuntamente y han resultado ser las que mejores eficiencias presentaba, pero por escasez de potencia de cálculo, se ha tenido que basar en un solo perfil presuponiendo que, potencialmente hablando, la solución no iba a variar demasiado en otros casos.

Hay que hacer notar que por lo general, perfiles con valores de  $C_{L0}$  y  $C_{Lmax}$  mayores permiten superficies alares más pequeñas. En este nuevo análisis, y para ser coherentes con el método usado en el apartado anterior, se ha mantenido la superficie constante, pero lo correcto hubiera sido mantener constante el valor de sustentación para el AoA determinado, ya que el peso es invariante en todos los casos.

Una vez escogido el NACA 5115 como perfil con mejores prestaciones que el base 2415, se realiza un nuevo barrido. Las nuevas características geométricas y aerodinámicas se presentan a continuación (ala con envergadura limitada a 3 metros):

|           | 2415         | 5115         | Diferencia |
|-----------|--------------|--------------|------------|
| $B_1$     | 0.2 (mínimo) | 0.2 (mínimo) | 0%         |
| $c$       | 0.3944       | 0.3944       | 0%         |
| $\lambda$ | 0.8 (máximo) | 0.8 (máximo) | 0%         |
| $C_L$     | 0.5952       | 0.78318      | +24.0021 % |
| $C_{Di}$  | 0.01342      | 0.023247     | +42.2721 % |
| $E$       | 44.3513      | 33.689       | -31.6492 % |
| $C_m$     | -0.037319    | -0.049542    | -32.7528   |

El análisis vuelve a dar un ala de las mismas características del 2415. A la hora de comparar los resultados de sustentación y resistencia hay que notar que, si se hubiera fijado la sustentación total, la superficie alar hubiera sido menor, de forma que la resistencia y los momentos totales podrían ser menores.

Se puede notar sin embargo que el ala a la que convergen ambos perfiles tienen las mismas características. Es posible que las soluciones, aún siendo distintas, estén más cerca que el tamaño del paso del análisis paramétrico.



## Perfil final

Debido a la congelación del diseño antes de la realización del ciclo de optimizado, se escogió por aviones semejantes un perfil NACA 2415, que además fue el que se usó a la hora de calcular el ala óptima. A continuación se hará una comparación de las características de este perfil frente al NACA 5115 tomado como el más óptimo:

|                            | 2415     | 5115     | Diferencia |
|----------------------------|----------|----------|------------|
| $\text{Alfa}_{\text{crz}}$ | 6.4828°  | 4.2283°  | 53.3186%   |
| $C_{\text{Di cruz}}$       | 0.02090  | 0.02093  | 0.14678%   |
| $C_{m0}$                   | -0.04632 | -0.05698 | 18.7043%   |

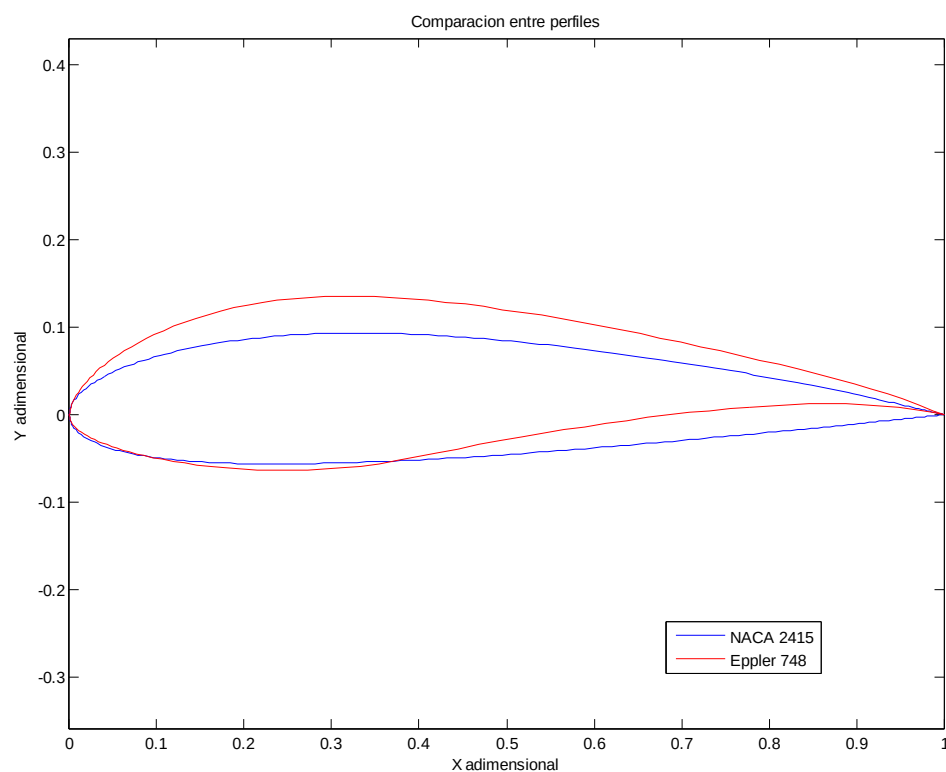
Aunque la diferencia entre ambos casos no es demasiado importante en cuanto a resistencia inducida (casi inapreciable) o momento (menor de un 20%), sí que es considerable en cuanto al ángulo de ataque de crucero. Esto puede acarrear problemas para el caso del NACA 2415 de resistencias altas de presión en régimen de crucero.

Es interesante realizar además una segunda comparación con un perfil fuera del rango de los NACA 4 dígitos. Gracias a la llegada de la aerodinámica numérica se han podido construir nuevos perfiles más eficientes para ciertos puntos de operación gracias a la resolución numérica del problema inverso (a partir del gradiente de presiones obtener la geometría del perfil). A partir de esta filosofía nace la familia Eppler, diseñados por Richard Eppler y optimizados para el vuelo a baja velocidad, bajo Reynold y poca carga. Son perfiles con un amplio rango de operación, capaces de soportar  $C_L$  mucho más altos que los NACA tradicionales y con  $C_{L0}$  también más altos

El Eppler escogido para este caso es el 748, usado por varios UAV de baja velocidad, entre ellos el SIVA del INTA. Se trata de un perfil con un rango de operación muy amplio, capaz de  $C_{L\text{max}}$  muy altos a posta de momentos también muy altos y una resistencia un poco mayor. El programa usado para realizar los análisis comparativos es el MSES, muy usado en la industria y en el terreno de la investigación. Este programa, desarrollado por Mark Drela, es capaz de realizar análisis de perfiles usando las ecuaciones de Euler completas, junto a modelos complejos de capa límite, de separación y de turbulencia. El programa realiza un mallado completo del volumen de control definido por el usuario, y puede hacer análisis del perfil en cualquier régimen (subsónico, transónico y supersónico; con o sin desprendimiento). El programa en cuestión ha sido extensamente validado por varios organismos, entre ellos la NASA americana.

Se han corrido ambos perfiles en un barrido de ángulos de ataque hasta la región de pérdida. Tanto las polares como las curvas de sustentación fueron obtenidas en este proceso. La transición de laminar a turbulento de la capa límite se fijó en ambos casos al 15% de la cuerda (transición clásica debida a la construcción del borde de ataque de la aeronave – pequeñas perturbaciones en la capa límite hacen que esta pase de laminar a turbulenta) y a un número de Reynold de  $3 \cdot 10^6$ .

Una comparación de ambos perfiles puede verse a continuación:



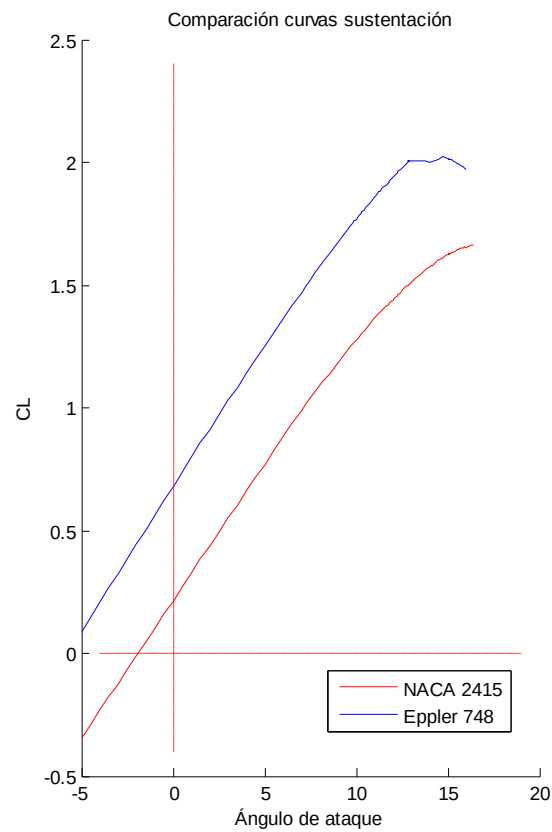
Los resultados para  $C_L$  de crucero (0.7) pueden verse a continuación:

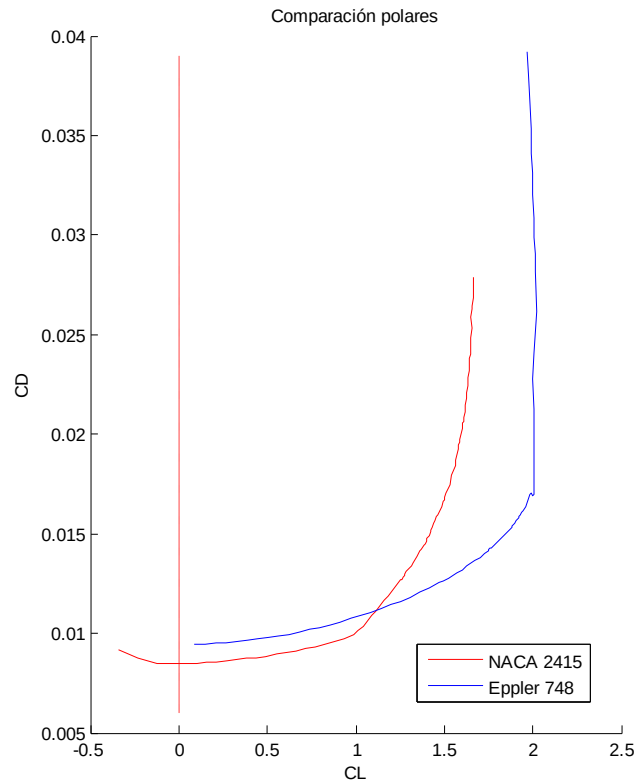
|                            | 2415 (perfil) | Eppler 748 | Diferencia |
|----------------------------|---------------|------------|------------|
| $\text{Alfa}_{\text{crz}}$ | 4.351°        | 0.158°     | 2653.8%    |
| $C_{Di \text{ cruz}}$      | 0.00920       | 0.01011    | 9.001%     |
| $C_{m \text{ cruz}}$       | -0.0463       | -0.1564    | 237.797%   |

Como puede observarse, el ángulo de ataque baja mucho para el caso del Eppler que casi puede volar a ángulo de ataque nulo, a posta de un momento mucho mayor que el 2415 (más del doble). Sin embargo, y aún teniendo en

cuenta la resistencia de presión y viscosidad en los resultados, la resistencia global del perfil Eppler 748 es algo mayor (10%) en crucero que el perfil NACA.

Sin embargo, la cosa cambia cuando se compara el comportamiento ante la pérdida. A continuación se representa la curva de sustentación y la polar de ambos perfiles:





De aquí se puede deducir que:

- El  $C_{L0}$  para el Eppler es mucho más alto que para el NACA, lo que permitiría que el avión pudiera volar a ángulos de ataque más elevados. El  $C_{Lmax}$  también es mucho mayor, del orden del 18%, lo que permitiría disminuir la velocidad de pérdida y la distancia de despegue hasta valores que hicieran plantearse el uso de flaps (muchos mini-UAVs equipados con este perfil carecen de ellos).
- La resistencia en  $C_L$  medios, cercanos a los de crucero es, sin embargo, algo mayor, del orden del 10%. Debido a que el perfil Eppler está diseñado para aeronaves ligeras de recreo, donde el alcance no es el factor más importante, esto puede ser admisible. Además hay que tener en cuenta que el uso de perfiles Eppler pueden permitir la disminución de la superficie alar, con lo que es posible que el compute final de resistencia sea favorable hacia este perfil.
- Aún así, el perfil NACA tiene un  $C_L$  de “polar break” ( $C_L$  tras el cual la resistencia deja de tener un comportamiento cuadrático y diverge hacia el infinito) mucho más bajo que el perfil Eppler 748 (1 vs. 1.8), lo que hace éste más idóneo para aeronaves con una carga alar elevada o que vayan a funcionar a altos  $C_L$ .

Aunque el perfil Eppler 748 no es más eficiente que el perfil escogido (NACA 2415) para régimen de crucero, sí lo hace más idóneo para aeronaves ligeras que puedan verse sometidas a cargas alares tanto grandes como pequeñas, como es el caso. Hay que hacer notar que éste perfil fue diseñado basándose en este requisito, pero existen otros miembros de la familia Eppler orientados a otras aplicaciones, generalmente todas para baja velocidad de vuelo. Es probable que existan algunos que sacrificando envolvente mejoren de forma considerable la eficiencia a  $C_L$  moderados de los NACA 4 dígitos; lo mostrado aquí es sólo un análisis preliminar tomando como ejemplo un perfil Eppler muy usado en el mundo de los mini-UAVs.

Queda pendiente por tanto como trabajo futuro expandir este análisis a un mayor número de perfiles de nueva generación, tanto Eppler como otras familias que han aparecido en las últimas décadas, que permitan mejorar la eficiencia en vuelo, reducir la superficie alar y eliminar la necesidad de complejos mecanismos hipersustentadores.

## Diseño de superficies de cola

Las superficies de cola han sido diseñadas de una forma más simple que la superficie alar. No hay que equivocarse; el diseño de los estabilizadores entraña un esfuerzo mucho mayor al tratarse de superficies que deben funcionar correctamente en un amplio rango de ángulos de ataque, tanto positivos como negativos (inducidos principalmente por la rotación de la aeronave sobre su eje Y), con corrientes no del todo limpias (sobre todo si hay desprendimiento en el ala) y ofrecer un alto rango de velocidades de operación. Todo esto siempre minimizando lo más posible la posible resistencia que pudiera aparecer sobre el estabilizador.

Sin embargo, debido a las poco limitantes actuaciones de punto que es necesario ofrecer por el RFP, se establece que ambos estabilizadores, tanto horizontal como vertical, no van a estar sometidos a AoA locales extremos. De igual forma, las velocidades siempre serán bajas y ya que la cola está situada a la misma altura que el ala, por lo general no se verá afectada por posibles desprendimientos a altos AoA. Además, el chorro de la hélice del motor ayuda a mantener el control cuando el ala se encuentra a AoA elevados.

La geometría de la cola va a venir dada más bien por concesiones de estabilidad y control que por otras causas. En concreto:

- Para el estabilizador horizontal, estabilidad y control fijará una cierta superficie alar mientras que el espacio entre booms viene fijado por estructuras y por el hueco dejado por la hélice escogida por el grupo de actuaciones. De esta forma queda unívocamente ajustada la cuerda:

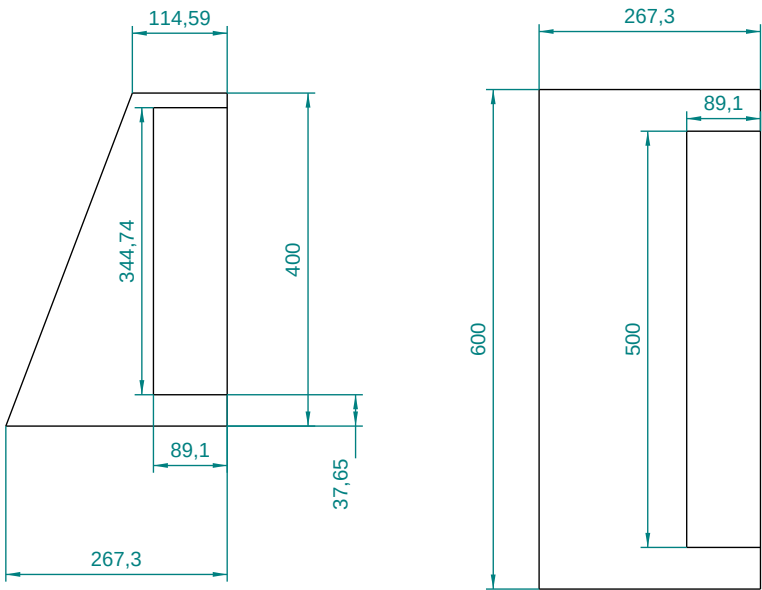
$$c = \frac{S_{\text{estabiliz horiz}}}{L_{\text{entre booms}}} \quad (12.1.1)$$

- Para el estabilizador vertical, la superficie también vendrá dada por estabilidad y control. Aunque existan más posibles combinaciones que el caso anterior, se opta por escoger un estabilizador en flecha (para atrasar el centro de presiones lo más posible) con el borde de salida recto. De esta forma, aparece como único parámetro libre el estrechamiento.

Las superficies necesarias para el control de la aeronave tomadas como entrada para el diseño de las superficies son:

|                    | Superficie                           |
|--------------------|--------------------------------------|
| Estabiliz horiz    | 0.1603 m <sup>2</sup>                |
| Estabiliz vertical | 0.07637 m <sup>2</sup><br>(cada uno) |

Con las cuales se escogen finalmente las siguientes configuraciones:



Para el estabilizador horizontal, otra configuración no es posible dada la superficie escogida. Para el vertical sin embargo se ha fijado la altura (400 mm) para que las proporciones (estrechamiento y alargamiento) sean similares a otros aviones semejantes de doble boom.

De esta forma, las características geométricas quedan:

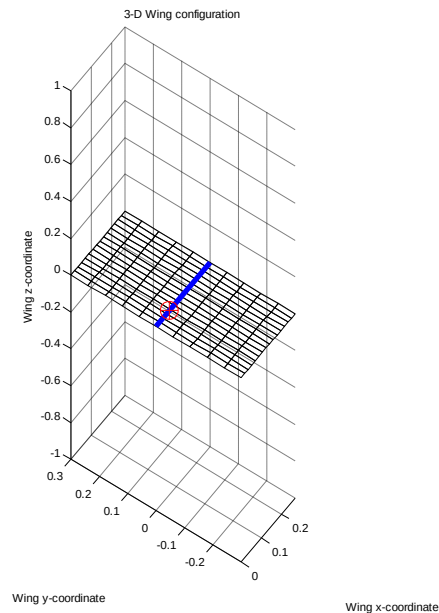
|                | Estabiliz horizontal  | Estabiliz vertical                |
|----------------|-----------------------|-----------------------------------|
| Superficie     | 0.1603 m <sup>2</sup> | 0.07637 m <sup>2</sup> (cada uno) |
| Alargamiento   | 2.094                 | 2.2457                            |
| Cuerda media   | 0.2673 m              | 0.2011 m                          |
| Estrechamiento | 1                     | 0.4286                            |

Para ambas superficies se ha escogido un perfil NACA 0012. Un perfil simétrico permite un funcionamiento óptimo tanto a ángulos de ataque positivos como negativos, mientras que un espesor del 12% es suficiente para dar cierta consistencia estructural y un mayor ángulo de ataque máximo no siendo excesivo para no aumentar demasiado la resistencia aerodinámica.

Se han analizado ambas superficies por separado usando el programa de VL TORNADO. Los resultados globales son mostrados a continuación.

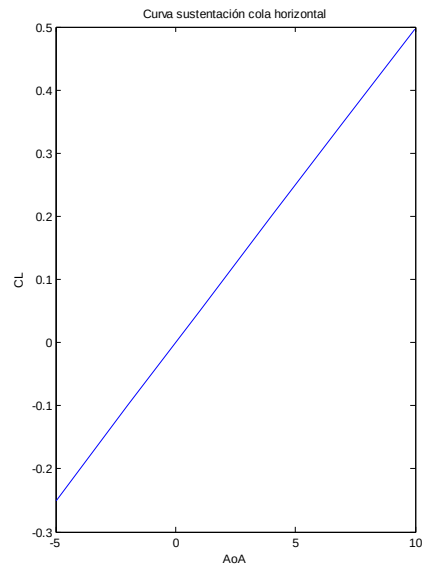
### Estabilizador horizontal

Para la obtención de las características aerodinámicas de esta superficie, se hace un mallado fino del elemento completo, sin tener en cuenta las superficies de control presentes:



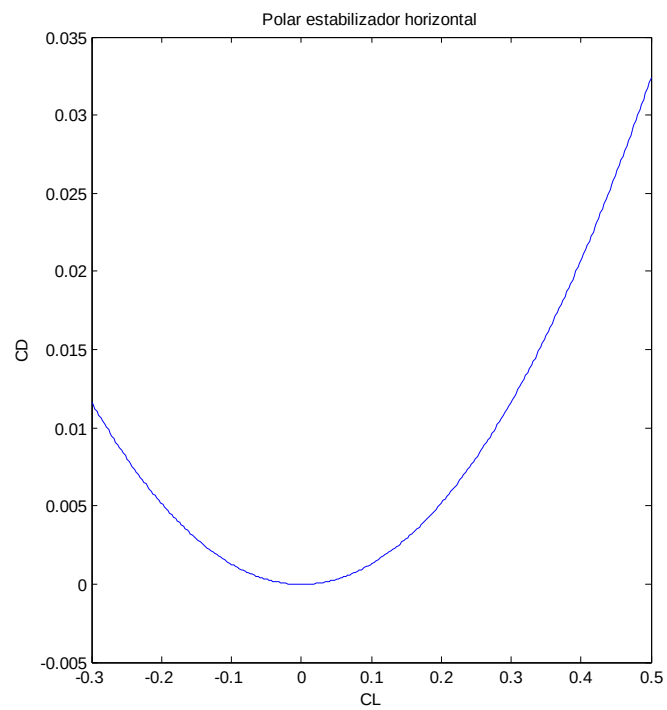
De esta forma, obtenemos una curva de sustentación como la siguiente:





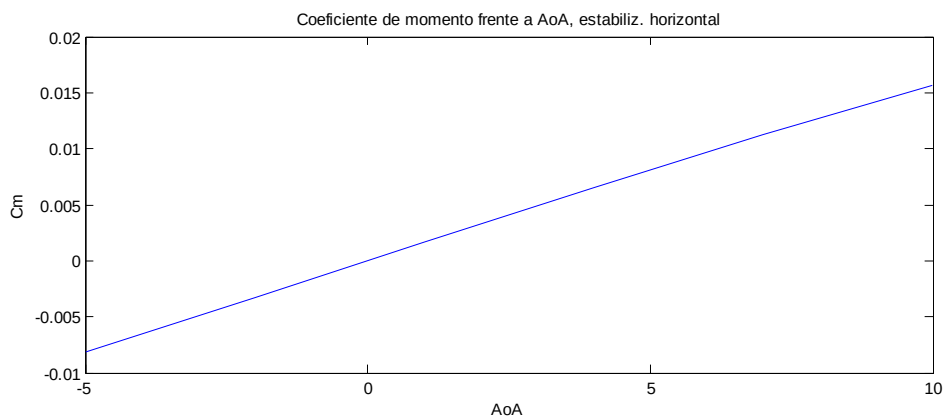
|                    | $C_{L\alpha}$ | $C_{L0}$ |
|--------------------|---------------|----------|
| Curva sustentación | 2.8539        | 0        |

La polar queda, por tanto:



|                    | $K_1$  | $K_2$ | $C_{D0}$ |
|--------------------|--------|-------|----------|
| Coeficientes polar | 0.1297 | 0     | 0        |

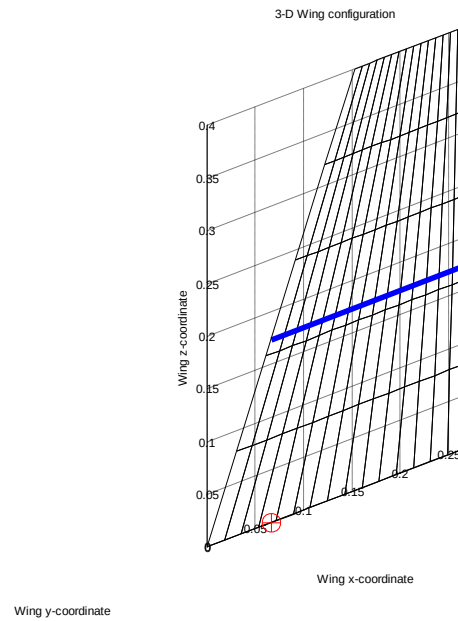
Por último, obtenemos la curva de momentos respecto al punto  $c/4$  del estabilizador, adimensionalizado con el área de éste. Nótese que para usarse en el problema de estabilidad es necesario re-adimensionalizar los coeficientes obtenidos y referirlos al punto  $c/4$  del ala:



Debido a las necesidades de superficie de estabilizador y a la envergadura restringida por la anchura del espacio entre booms, se ha diseñado un estabilizador con un alargamiento muy bajo que condiciona en gran medida su curva de sustentación. El hecho de que el  $C_{L\alpha}$  sea tan pequeño hace que el efecto estabilizador sea menor que en un estabilizador de un alargamiento más elevado.

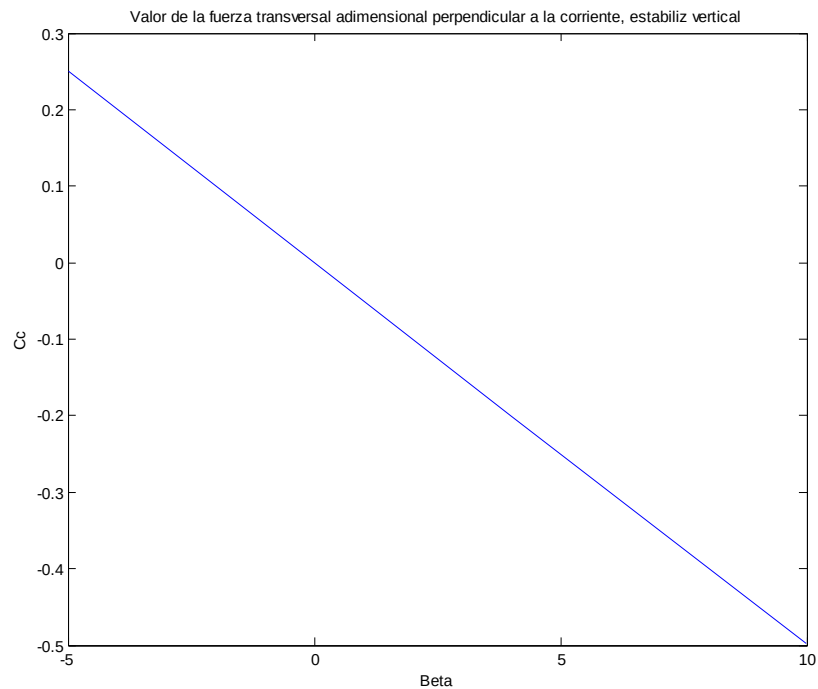
### Estabilizador vertical

Se va a analizar sólo un estabilizador vertical ante un rango de  $\beta$  o ángulos de deslizamiento. El mallado queda:



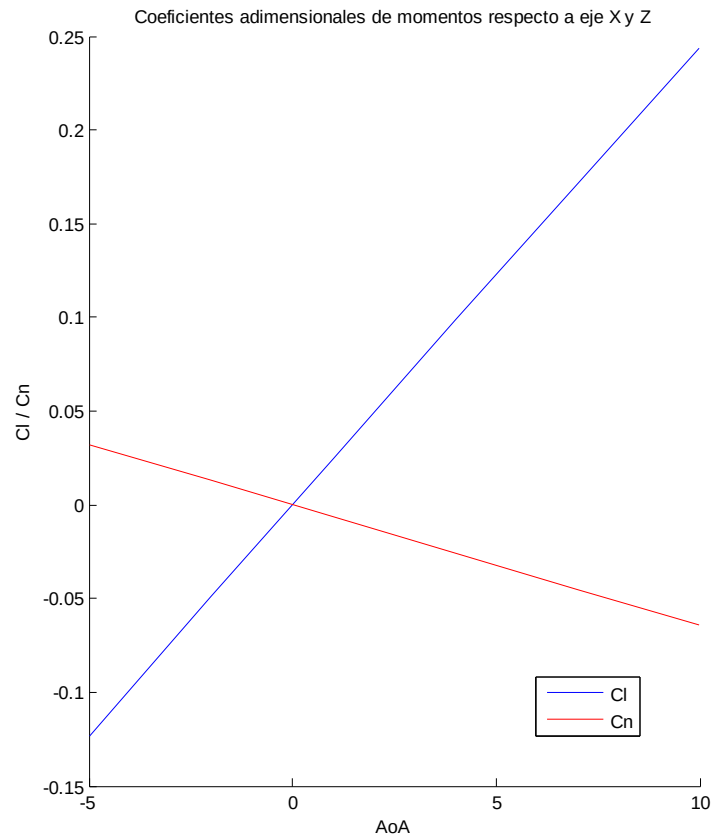
A continuación se realizará un análisis variando el ángulo de resbalamiento  $\beta$  en vez del ángulo de ataque  $\alpha$  como se ha hecho hasta ahora. Esto es así ya que la variable de interés para los estabilizadores verticales es realmente el ángulo de resbalamiento,  $\beta$ , más que el AoA. Por otro lado, es necesario definir el coeficiente  $C_C$ , el cual es el equivalente al  $C_L$  en alas, y es valor adimensional de la fuerza sobre la superficie vertical perpendicular a la corriente.

De esta forma, obtenemos la curva de fuerza transversal perpendicular a la corriente frente al ángulo de resbalamiento:



|                           | $C_{C\beta}$ | $C_{C0}$ |
|---------------------------|--------------|----------|
| Curva F transversal adim. | 2.8573       | 0        |

Se puede representar de la misma forma cómo evoluciona los momentos sobre ambos ejes, X y Z ( $C_l$  y  $C_n$ ) del perfil, los cuales son paralelos a los del avión completo, para diferentes ángulos beta. Los valores de la pendiente para cada caso determinarán las derivadas de estabilidad  $C_{l\beta}$  y  $C_{n\beta}$  referidos al punto c/4 del estabilizador y adimensionalizado con el área de éste último:

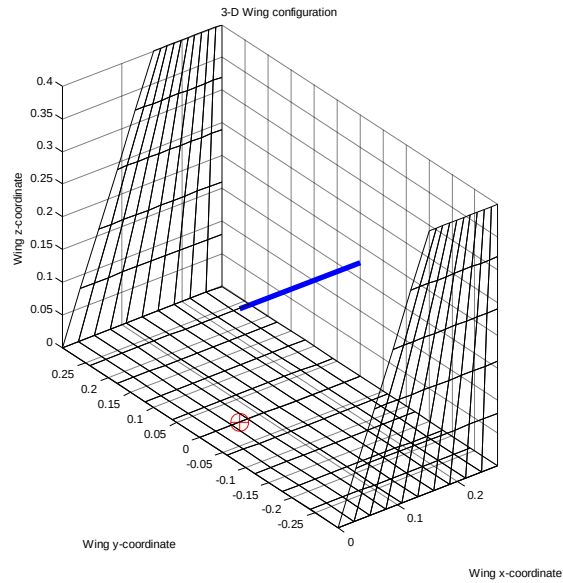


Las pendientes de las curvas son, en cada caso:

|            | $C_{l\beta}$ | $C_{n\beta}$ |
|------------|--------------|--------------|
| Pendientes | 1.4192       | - 0.3689     |

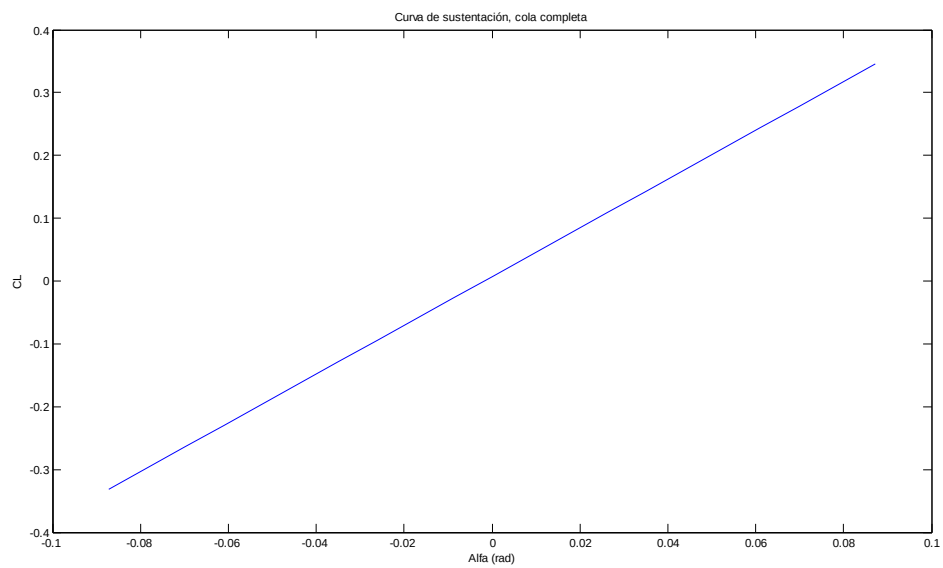
### Análisis conjunto

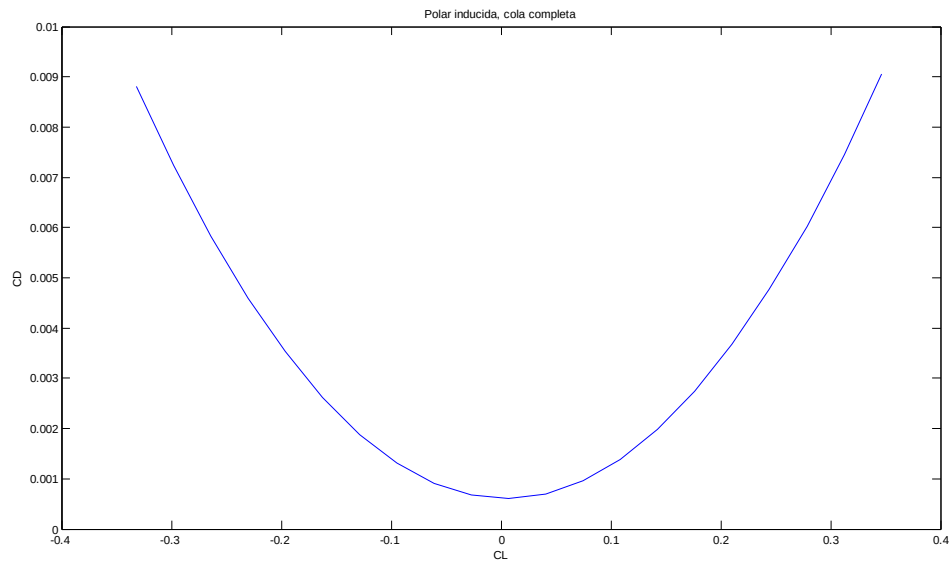
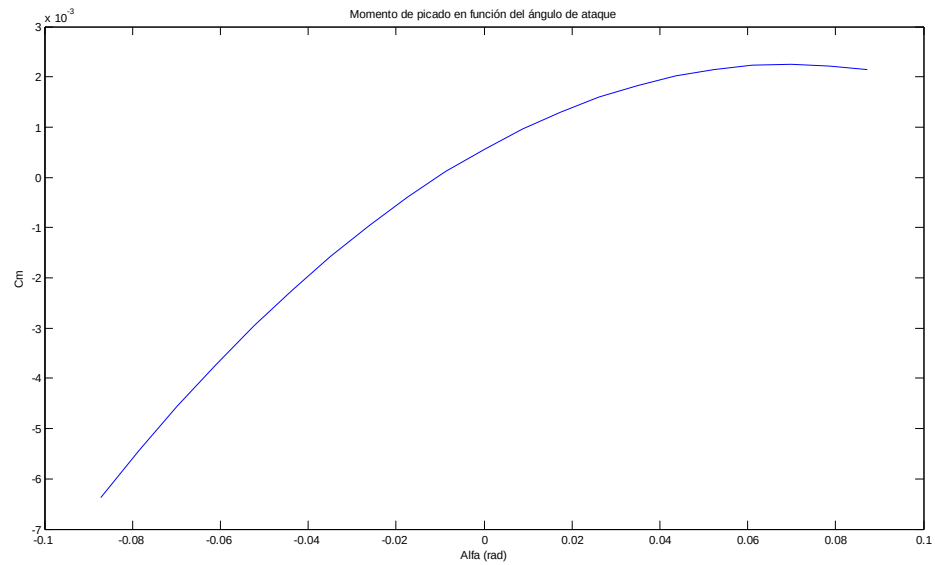
Por último, se va a analizar el conjunto cola completa para obtener las características globales. La presencia de las superficies, tan próximas entre sí, hace que los efectos de interferencia entre todas ellas sean apreciables. La geometría a analizar es la siguiente:



La referencia de momentos es la misma que en los casos anteriores. Se realizará un barrido en ángulo de ataque y en ángulo de resbalamiento. Los resultados se muestran a continuación:

***Barrido en ángulo de ataque:***





Las ecuaciones que gobiernan la dependencia de cada coeficiente con el ángulo de ataque puede expresarse de forma genérica como:

$$C_x = K_1 \cdot \alpha^2 + K_2 \cdot \alpha + C_{x0}$$

O bien

$$C_x = K_2 \cdot \alpha + C_{x0}$$

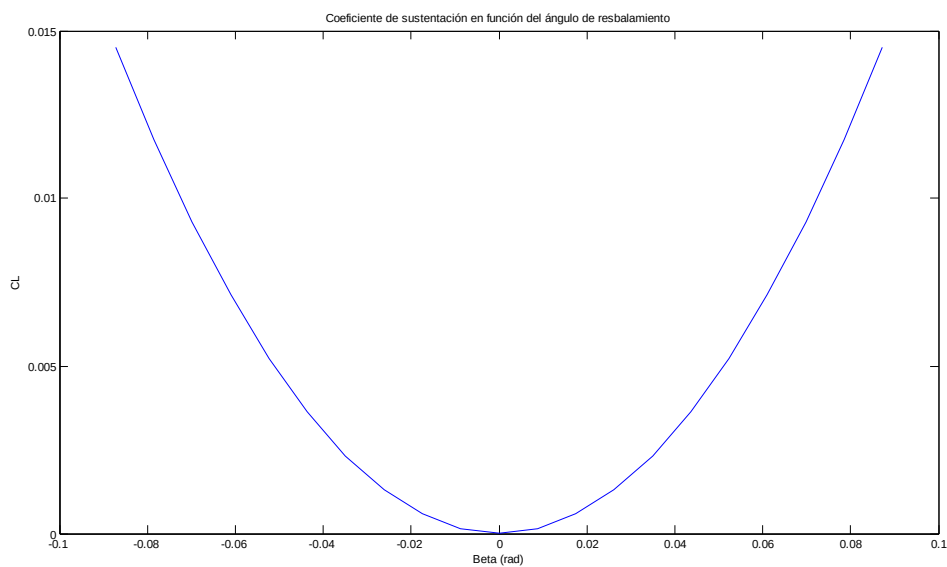
Con lo que se obtienen los siguientes coeficientes<sup>1</sup>:

<sup>1</sup> Nótese que para poder comparar con los resultados obtenidos anteriormente para la superficie simple, los coeficientes calculados en este paso se han readimensionalizado a la superficie de referencia del estabilizador horizontal.

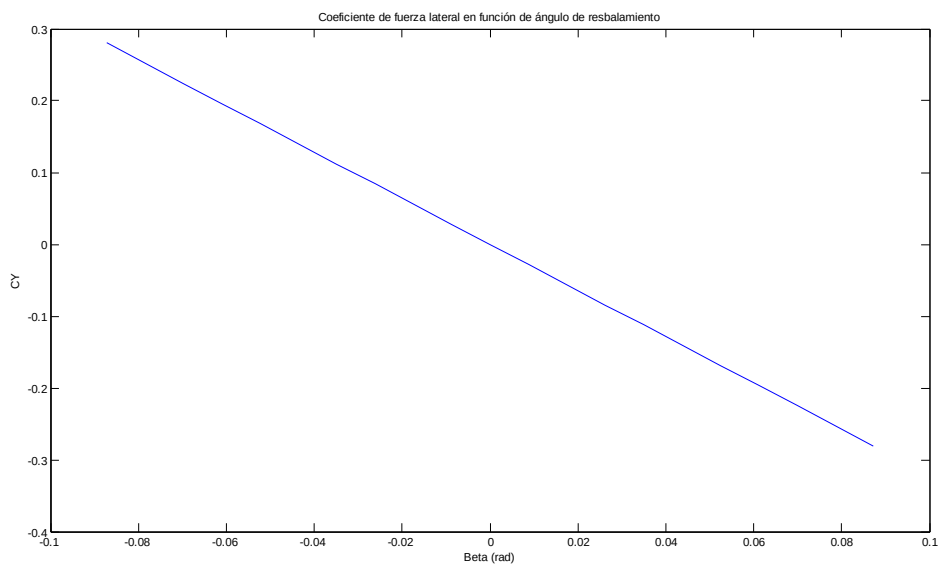
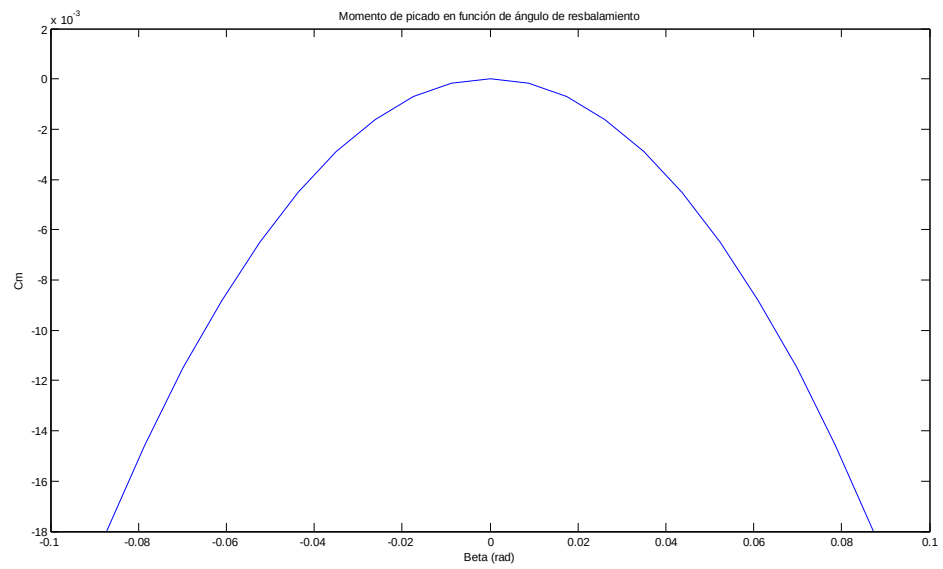
|       | $K_1$   | $K_2$     | $C_{x0}$  |
|-------|---------|-----------|-----------|
| $C_L$ | -       | 3.885     | 0.007014  |
| $C_m$ | -0.3523 | 0.0488    | 0.0005612 |
| Polar | 0.07247 | 0.0006657 | 0.0006017 |

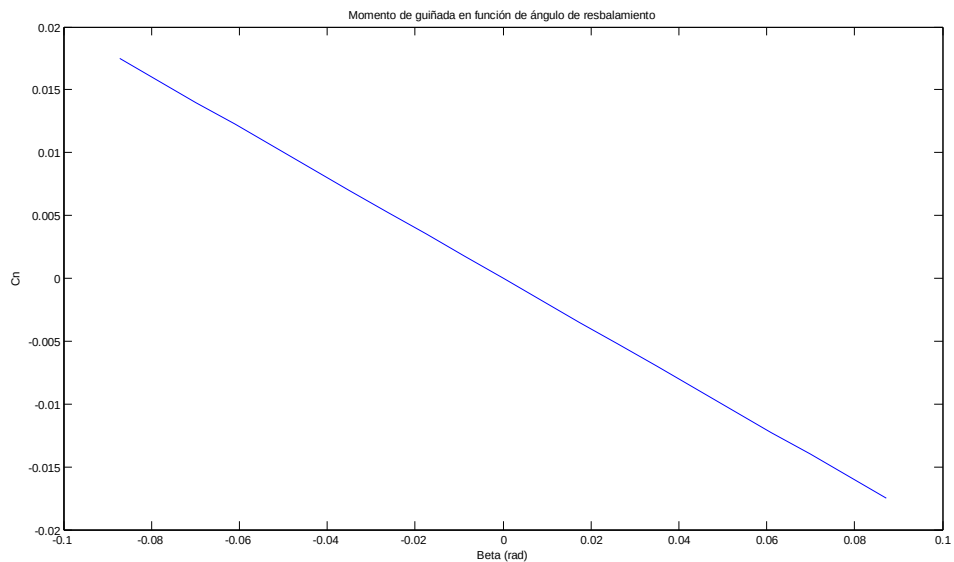
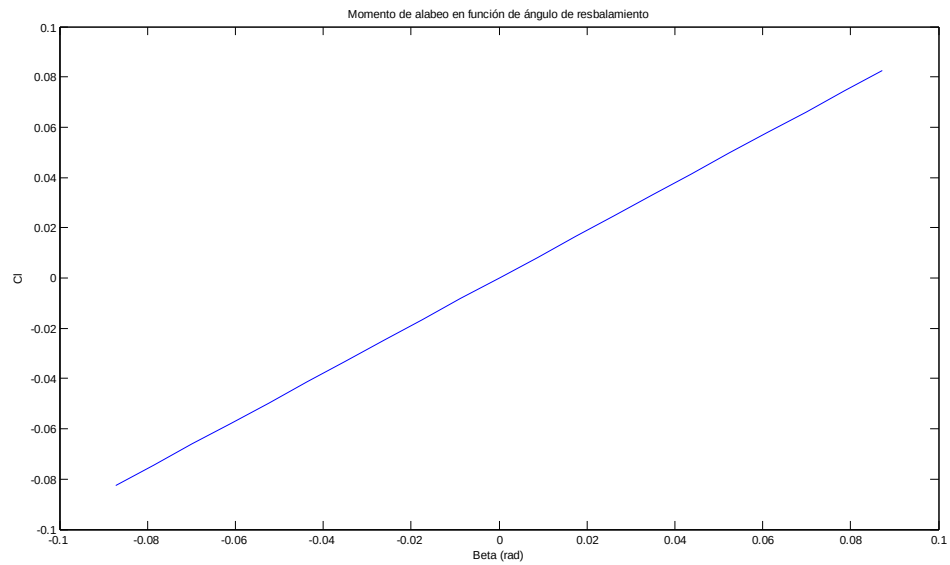
Se puede observar que la curva de sustentación global, que viene dado por la del estabilizador horizontal, ha aumentado notablemente su pendiente porque los estabilizadores verticales ayudan a disminuir los torbellinos de punta de ala y por tanto produce un efecto similar a aumentar el alargamiento.

### ***Barrido en ángulo de resbalamiento***









Como en el caso anterior, las ecuaciones pueden expresarse de forma genérica como:

$$C_x = K_1 \cdot \alpha^2 + K_2 \cdot \alpha + C_{x0}$$

O bien

$$C_x = K_2 \cdot \alpha + C_{x0}$$

Con lo que se obtienen los siguientes coeficientes<sup>1</sup>

<sup>1</sup> En este caso no ha hecho falta cambiar la superficie de referencia de los nuevos resultados porque el valor de salida de los coeficientes ya estaba referenciado al área total de estabilizador vertical. Todos los valores aquí mostrados, por tanto, tienen como  $S_{ref}$  la superficie de estabilizador vertical total.

|       | $K_1$  | $K_2$   | $C_{D0}$               |
|-------|--------|---------|------------------------|
| $C_L$ | 1.9064 | 0       | $4.1647 \cdot 10^{-6}$ |
| $C_D$ | 1.107  | 0       | $2.466 \cdot 10^{-6}$  |
| $C_c$ | -      | -3.212  | 0                      |
| $C_l$ | -      | 0.9467  | 0                      |
| $C_m$ | -2.361 | 0       | $4.386 \cdot 10^{-6}$  |
| $C_n$ | -      | -0.2005 | 0                      |

En este caso, las derivadas de momento de alabeo y guiñada, las más importantes para la estabilidad lateral – direccional, son algo menores, principalmente porque cada plano vertical interfiere en la distribución de velocidades del plano contiguo<sup>1</sup>.

---

<sup>1</sup> Efectivamente, si se reduce cada perfil a un par de torbellinos, puede verse que los efectos entre ellos es de acelerar el intradós y frenar el extradós, respectivamente.

# Polar del avión completo usando métodos semiestadísticos

Aquí se hará uso de todos los resultados obtenidos en los anteriores apartados para obtener una primera estimación de la polar del avión completo. Todas las polares están basadas en la configuración del avión final, no del óptimo. Aún tratándose de una mezcla de métodos semiestadísticos con métodos numéricos simplificados, la aeronave y su entorno de cálculo entran dentro de las hipótesis de estos métodos, luego es esperable que los resultados obtenidos casen con la realidad.

Hay que tener en cuenta que estos métodos son válidos siempre que los análisis se realicen a bajos AoA. Por eso las polares se han obtenido en un rango pequeño de CL y las curvas de sustentación para valores pequeños de AoA.

La resistencia puede dividirse básicamente en las siguientes contribuciones:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di_{ala}} + C_{Di_{trimado}} \quad (13.1.1)$$

Cada una de ellas se calculará como sigue:

- Dentro del  $C_{D0}$  incluiremos la resistencia de fricción de las superficies aerodinámicas y la resistencia de fricción y presión del fuselaje y otros elementos (booms, tren de aterrizaje). A esta  $C_{D0}$  hay que añadir, además, el posible  $C_{D0}$  del ala que pudiera aparecer en caso de flaps desplegados para los casos en los que sea necesario.
- El  $C_{Di_{ala}}$  trata exclusivamente de la polar del ala tal y como la obtiene el programa TORNADO. Para la obtención de esta resistencia inducida se parte del modelo global (ala+estabilizadores) en TORNADO, para tener en cuenta las deflexiones de la corriente.
- El  $C_{Di_{trimado}}$  será la resistencia debida a la sustentación generada en la cola para mantener el avión nivelado para el caso de polar trimada, o bien la resistencia generada por la sustentación de la cola a causa del ángulo de ataque de la corriente incidente para la polar sin trimar.

La contribución del  $C_{D0}$  debido a efectos de presión y fricción será obtenido usando el método “Component Buildup method”, descrito en la página 35 de este informe. Se ha realizado un programa en Matlab, denominado

RESISTENCIAS .m, encargado de hacer todo el proceso descrito en la teoría. Divide la aeronave en 5 partes: Fuselaje, alas, booms, estabilizador horizontal y estabilizador vertical; y para cada una de ellas calcula la resistencia de fricción y la de presión usando las tablas correspondientes que pueden encontrarse en [1.2].

Es necesario introducir los siguientes datos para cada una de las superficies:

|                             | Fuselaje            | Ala     | Booms conex          | Estabiliz. Horiz. | Estabiliz. Vertical |
|-----------------------------|---------------------|---------|----------------------|-------------------|---------------------|
| $L_{\text{Friccion}}$       | 1.52 m              | 0.366 m | 1.053 m              | 0.201 m           | 0.267 m             |
| $X_{\text{laminar}}$        | 0                   | 0.2     | 0                    | 0.2               | 0.2                 |
| $X_{\text{Máximo espesor}}$ | -                   | 0.3     | -                    | 0.3               | 0.3                 |
| $t/c$                       | -                   | 0.15    | -                    | 0.12              | 0.12                |
| $L$                         | 1.52 m              | -       | 1.053 m              | -                 | -                   |
| $A_{\text{max}}$            | $0.066 \text{ m}^2$ | -       | $0.0013 \text{ m}^2$ | -                 | -                   |
| Parámetro interferencia     | 1                   | 1.05    | 1                    | 1.08              | 1.08                |

Para el tren de aterrizaje:

|                            | Valor                |
|----------------------------|----------------------|
| Sup. Frontal agarres       | $0.0016 \text{ m}^2$ |
| $D_{\text{neumatico}}$     | 0.07 m               |
| Ancho <sub>neumatico</sub> | 0.03 m               |

Para los casos de configuración sucia es necesario definir también la resistencia parásita de presión que introduce la deflexión de los flaps:

|                    | Valor               |
|--------------------|---------------------|
| $C_{D\lambda 0}$   | 0.22                |
| $S_{\text{Flaps}}$ | $0.113 \text{ m}^2$ |

Ejecutando el programa con todos los datos anteriormente expuestos podemos obtener las siguientes resistencias parásitas desglosadas para cada componente, caso configuración limpia:

|                       | Cd0 limpio    |
|-----------------------|---------------|
| Fuselaje              | 0.0040        |
| Alas                  | 0.0068        |
| Booms                 | 2·0.0064      |
| Estabiliz. Vertical   | 0.0055        |
| Estabiliz. Horizontal | 0.0027        |
| Flaps                 | -             |
| Tren de aterrizaje    | 0.00275       |
| <b>TOTAL</b>          | <b>0.0282</b> |

De igual forma podemos deducir los resultados para configuración sucia:

|                       | Cd0 Sucio     |
|-----------------------|---------------|
| Fuselaje              | 0.0040        |
| Alas                  | 0.0068        |
| Booms                 | 2·0.0064      |
| Estabiliz. Vertical   | 0.0055        |
| Estabiliz. Horizontal | 0.0027        |
| Flaps                 | 0.0126        |
| Tren de aterrizaje    | 0.00275       |
| <b>TOTAL</b>          | <b>0.0408</b> |

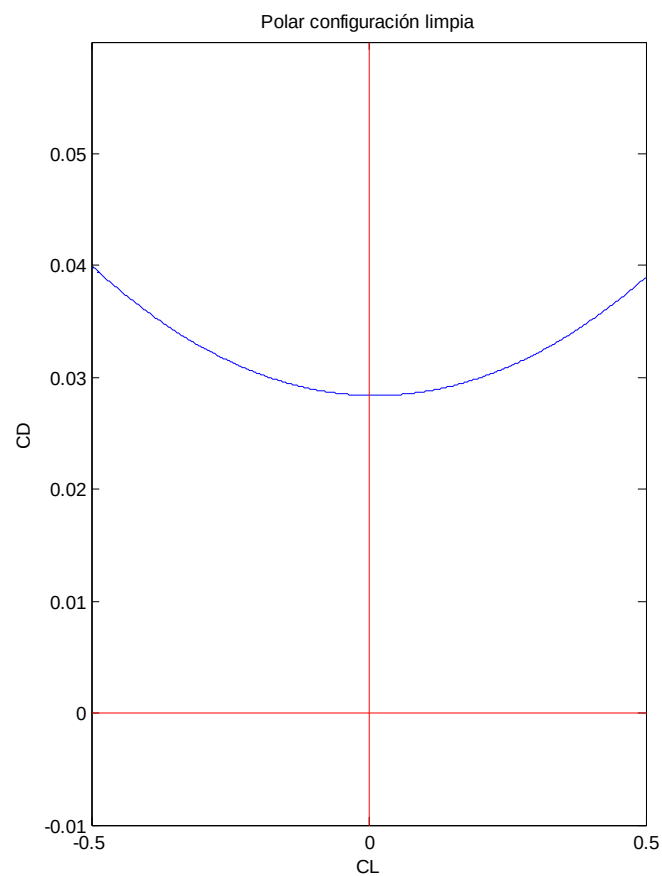
Estos valores corresponden a la resistencia parásita **sin** incluir los términos correspondientes a la inducida para  $CL=0$  que, si tenemos en cuenta el conjunto ala-cola, puede no ser cero, ya que pueden existir casos donde la suma total de la sustentación de ambos componentes sea nula sin serlo ninguna de las dos.

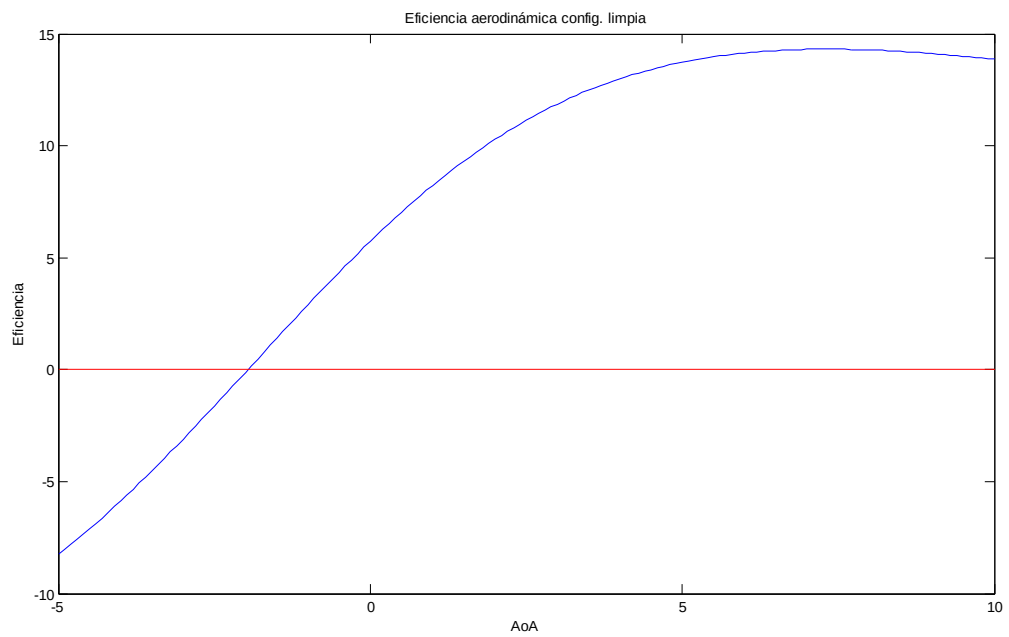
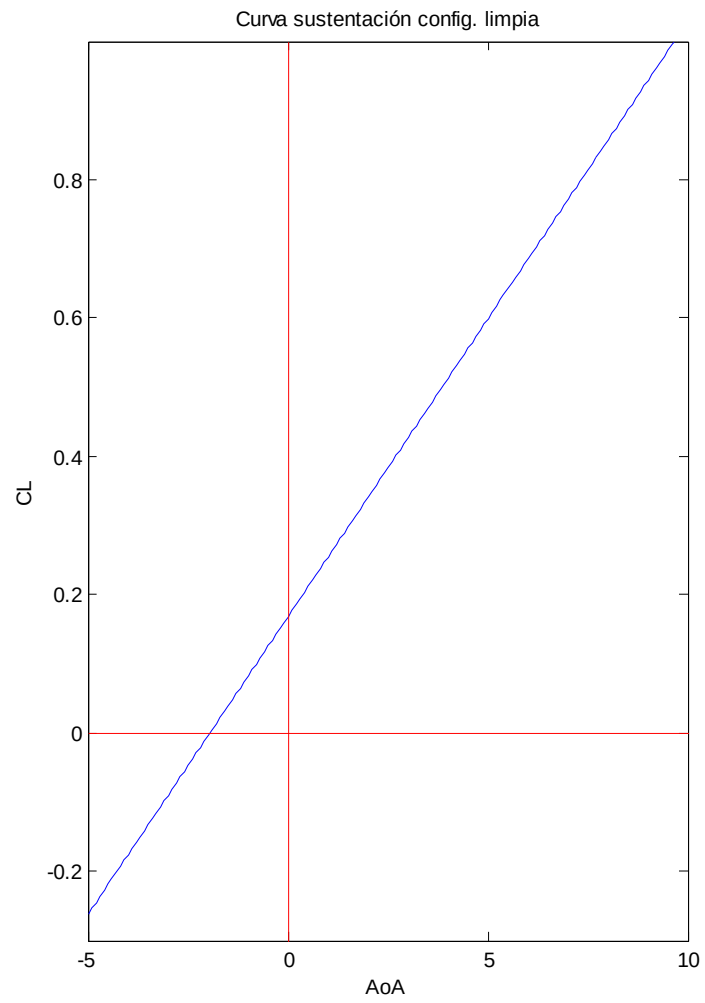
Para el cálculo de la inducida usaremos TORNADO. Para la polar sin trimar supondremos que todas las superficies aerodinámicas tienen sus controles fijos a ángulo nulo. La polar trimada será calculada sólo con datos CFD.

## Polar

A partir de los  $CD_0$  ya calculados, y a partir de las resistencias inducidas obtenidas por el Tornado se van a deducir las polares para configuración limpia y sucia sin trimar. Para la configuración sucia se han usado el diseño de flaps final, con deflexión de aterrizaje ( $40^\circ$ ).

### Configuración limpia







Los coeficientes de la polar pueden verse a continuación:

|                    | $K_1$   | $K_2$    | $C_{D0}$ |
|--------------------|---------|----------|----------|
| Coeficientes polar | 0.04436 | 0.001123 | 0.0284   |

Junto con los de la curva de sustentación:

|                    | $C_{L\alpha}$ | $C_{L0}$ |
|--------------------|---------------|----------|
| Curva sustentación | 4.935         | 0.1688   |

### **Configuración sucia**

Es necesario indicar algunas de las hipótesis que se van a aplicar a la hora de obtener la polar sin trimar para la configuración sucia.

Debido a que TORNADO no calcula de forma correcta los coeficientes aerodinámicos para alas con superficies de control, se van a usar las correcciones de Raymer para alas con superficies hipersustentadoras. Estas correcciones pueden leerse en la página 30 de este texto. Para simplificar los cálculos, las correcciones se van a aplicar sobre las curvas de sustentación del avión completo en vez de sobre las alares.

De igual forma, en las ecuaciones simplificadas de Raymer o Roskam no entra en juego la deflexión del flaps, con lo que esta polar sucia se supone calculada para la deflexión máxima en aterrizaje.

De esta forma, según <sup>[1.8]</sup>, la resistencia debida a los flaps puede dividirse en:

$$C_{Dflaps} = \Delta C_{D0flap} + \Delta C_{Di\,flap} + \Delta C_{Dint\,flap} \quad (13.2.1)$$

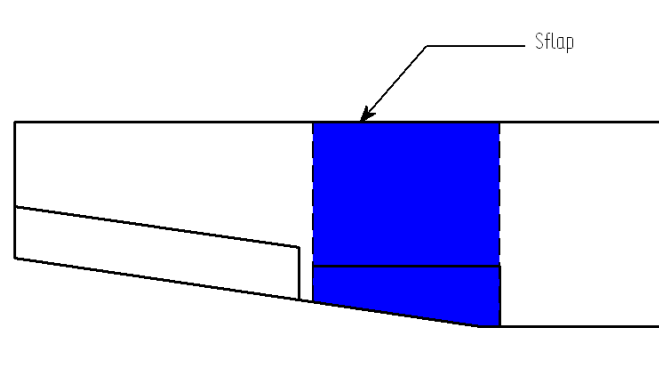
Siendo  $\Delta C_{D0flap}$  el incremento en la resistencia parásita por el despliegue de los flaps,  $\Delta C_{Di\,flap}$  el incremento en la resistencia inducida y  $\Delta C_{Dint\,flap}$  la resistencia debida a la interferencia aerodinámica entre los flaps y el resto del ala.

El valor de resistencia parásita ya está implícitamente calculado al hacer el “Component Build-up method”, así que se calcularán los otros dos valores.

Para el cálculo de  $\Delta C_{Di\,flap}$  es necesario obtener la curva de sustentación modificada por la inclusión de Flaps. Debido a que los flaps escogidos son del tipo plain, según <sup>[1.2]</sup> podemos suponer que el incremento en sustentación frente al caso sin flaps viene dado por:

$$\Delta C_{L,flap} = \Delta C_{L,plain} \cdot \left( \frac{S_{flap}}{S_{ref}} \right) \quad (13.2.2)$$

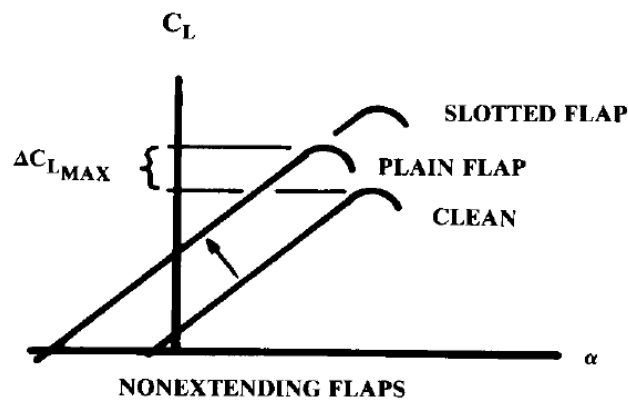
Siendo  $\Delta C_{L,plain} = 0.9$  para el caso de flaps sencillos, y tomando la superficie  $S_{flap}$  como:



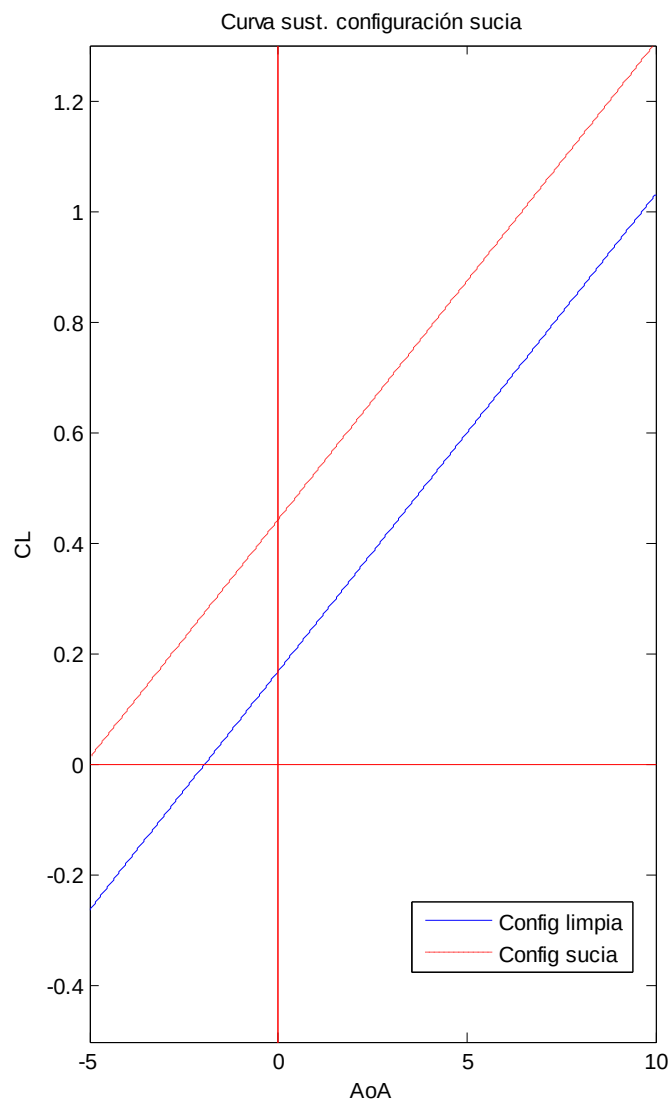
Que en este caso vale  $S_{flap} = 0.3316 \text{ m}^2$  con lo que:

$$\Delta C_{L,flap} = 0.25 \quad (13.2.3)$$

Se supondrá que el valor de  $C_{L\alpha}$  permanece constante. Esto es aproximadamente cierto para flaps sencillos sin extensión, tal y como se observa en <sup>[1.2]</sup>.



Y la nueva curva de sustentación queda:

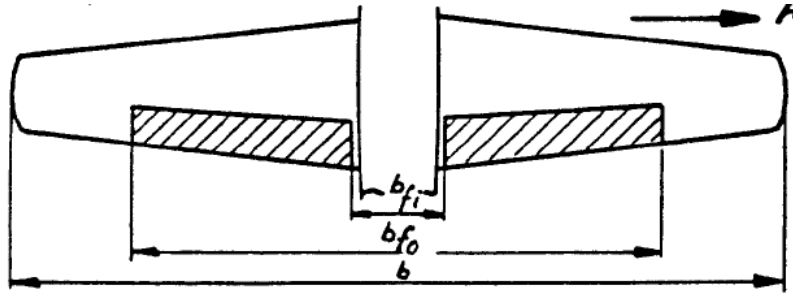


|                    | $C_{L\alpha}$ | $C_{L0}$ |
|--------------------|---------------|----------|
| Curva sustentación | 4.935         | 0.4431   |

Una vez obtenida la nueva curva de sustentación puede calcularse la penalización en la resistencia inducida como:

$$\Delta C_{Di_{flap}} = K^2 \cdot \Delta C_{L,flap}^2 \quad (13.2.4)$$

Donde  $K$  es una constante que puede obtenerse a partir de las gráficas presentes en la Fig. 4.53 en <sup>[1.8]</sup>. Para ello es necesario obtener los parámetros geométricos siguientes:



|            | Valor  |
|------------|--------|
| $b_{fi}/b$ | 0.2596 |
| $b_{fo}/b$ | 0.5441 |
| A          | 7.2678 |

Con lo que  $K=0.26$ . Como hemos considerado que  $\Delta C_{L, flap} \approx cte$  para pequeños AoA que es el rango de aplicación de esta polar, entonces

$$\Delta C_{Di, flap} \neq f(\alpha); \quad \Delta C_{Di, flap} = cte \quad (13.2.5)$$

Y finalmente  $\Delta C_{Di, flap} = 0.0051$ .

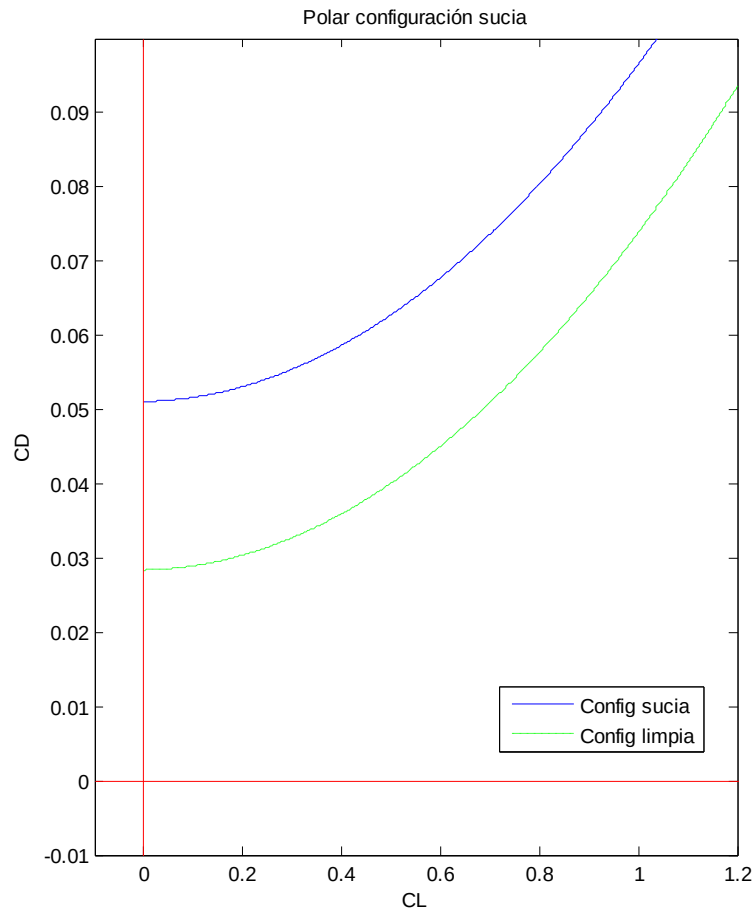
Por último queda obtener  $\Delta C_{Dint, flap}$ , la resistencia procedente de la interferencia entre flaps-ala, que según <sup>[1.8]</sup> puede calcularse:

$$\Delta C_{Dint, flap} = K_{int} \cdot \Delta C_{D0, flap} \quad (13.2.6)$$

La constante  $K_{int}$  depende únicamente del tipo de flaps con el que nos encontremos, que en nuestro caso, al ser del tipo “slotted” (pues tiene una cierta holgura entre flap y ala), el valor es 0.4. Por otro lado,  $\Delta C_{D0, flap}$  ya había sido calculado anteriormente y su valor era 0.0126. De esta forma:

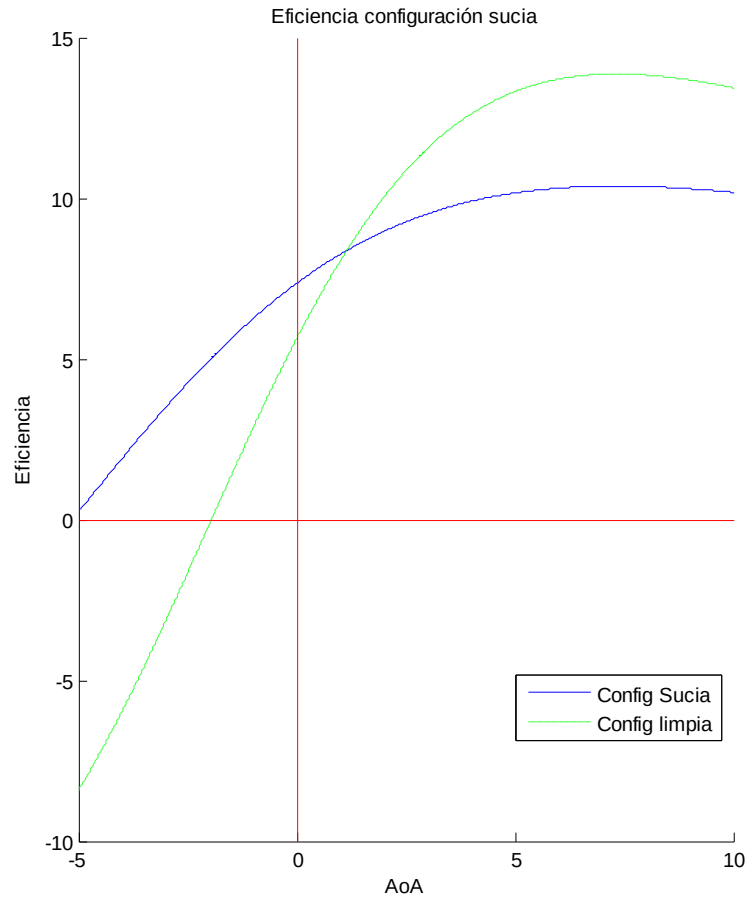
$$\Delta C_{Dint, flap} = 0.005 \quad (13.2.7)$$

Así pues, la polar para configuración limpia sin trimar queda:



|                    | $K_1$   | $K_2$    | $C_{D0}$ |
|--------------------|---------|----------|----------|
| Coeficientes polar | 0.04436 | 0.001123 | 0.0511   |

Mientras que la eficiencia queda:



### Características de pérdida

Se obtendrá el valor de los parámetros de  $C_{Lmax}$  y  $\alpha_{max}$  para ambas configuraciones, limpia y sucia, según los métodos presentes en <sup>[1.2]</sup> y <sup>[1.8]</sup>.

Para ello hay que obtener los parámetros  $\alpha^*$  y  $CL^*$  que no son más que los valores extremos  $C_{Lmax}$  y  $\alpha_{max}$  del perfil escogido. De esta forma:

|            | Valor |
|------------|-------|
| $\alpha^*$ | 16°   |
| $C_L^*$    | 1.8   |

Si hacemos uso de las ecuaciones presentes en <sup>[1.2]</sup> y expuestas en la página 28 de este documento, tenemos que:

$$C_{L\max} = 0.9 \cdot C_l^* = 1.62 \quad (13.2.8)$$

Para el ángulo de ataque máximo necesitaremos conocer también las características del ala

$$\alpha_{\max} = \frac{C_{L\max}}{C_{L\alpha}} + \alpha_{0L} + \Delta\alpha_{\max} \quad (13.2.9)$$

Siendo  $\alpha_{0L}$  el valor de AoA para zero-lift y  $\Delta\alpha_{\max}$  un término que corrige la no-linealidad de la curva de sustentación cerca del  $C_{L\max}$  y que depende fundamentalmente del “sharpness parameter” del perfil (3.9 en nuestro caso) y de la flecha del borde de ataque. Finalmente obtenemos que:

$$\alpha_{\max} = 19.91^\circ \quad (13.2.10)$$

Para la configuración sucia, cambian fundamentalmente los parámetros de  $\alpha_{0L}$  y  $C_l^*$  debido a la presencia de los flaps. Los valores finales para cada configuración aparecen a continuación:

|                 | Config. limpia | Config. sucia |
|-----------------|----------------|---------------|
| $C_{L\max}$     | 1.62           | 1.9           |
| $\alpha_{\max}$ | 19.91°         | 20.82°        |

# Polar del avión completo usando CFD.

En último lugar, para validar las estimaciones y obtener unos valores precisos de la aerodinámica del UAV Céfiro, se ha usado el programa ANSYS CFX, que ya ha sido descrito con profundidad en anteriores capítulos, para hacer un análisis aerodinámico detallado.

Los criterios a usar serán los mismos que se han usado durante la validación del modelo en el perfil NACA 2415, básicamente para que los resultados aquí expuestos sean válidos. Se usarán los mismos métodos turbulentos y la malla a usar tendrá una resolución similar en la zona de las alas (aunque para el fuselaje se ha usado una malla menos detallada). Recordando:

- Movimiento incompresible
- Modelo SST k- $\omega$  de turbulencia
- Capa límite turbulenta
- Velocidad de vuelo de 25 m/s (se supone que las variaciones de Reynold son pequeñas y apenas afectan en el tramo aerodinámico lineal)
- Zona lineal
- Efectos de la hélice no tenidos en cuenta

## Geometría

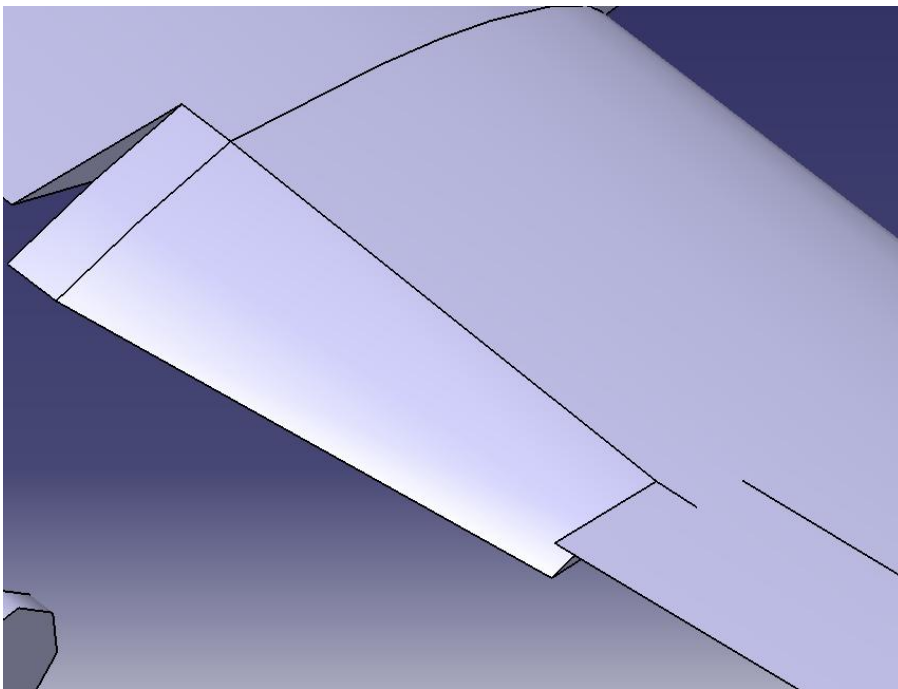
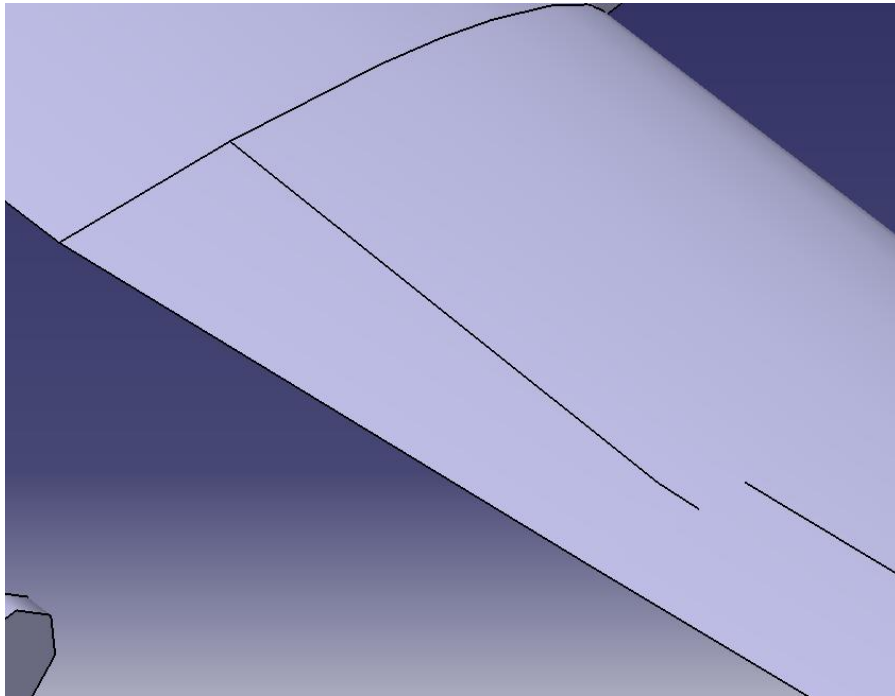
La geometría ha sido realizada, como para el caso de validación, en CATIA V5. Ha sido generada desde cero y preparada para los cálculos CFD.

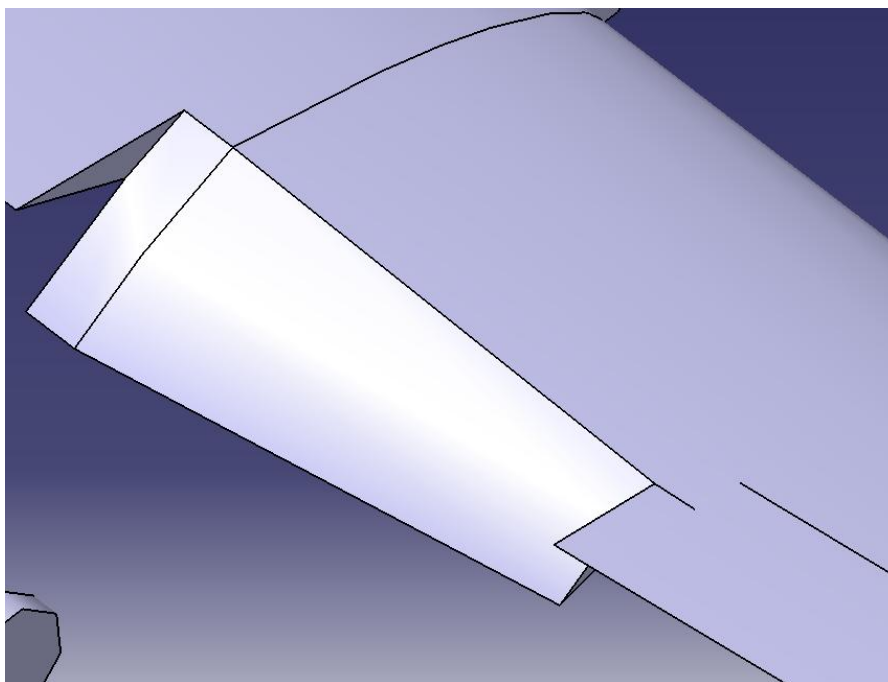
En esta preparación se ha tenido en cuenta la eliminación de todos los pequeños objetos y el redondeo de algunos otros para evitar mallas densas en zonas de escaso interés para el cómputo global (cogida del boom con el ala, encastre de los estabilizadores verticales con el horizontal). Flaps, alerones y timones han sido modelados como deformación del perfil, como si fuera una superficie de control perfecta. Los posibles huecos entre superficie de control-ala, aunque interesantes a la hora de contabilizar las pérdidas de la superficie de control, son computacionalmente intensivos y llevan a mallas muy densas. En cualquier caso, tratando con números de Reynold relativamente bajos, las posibles ranuras son suficientemente pequeñas como para que la viscosidad empiece a dominar en el fluido y haga efecto de “tapón”.

La geometría se ha realizado con la idea de parametrizar la inclinación de las superficies de control. Se han creado variables en CATIA usando la ventana

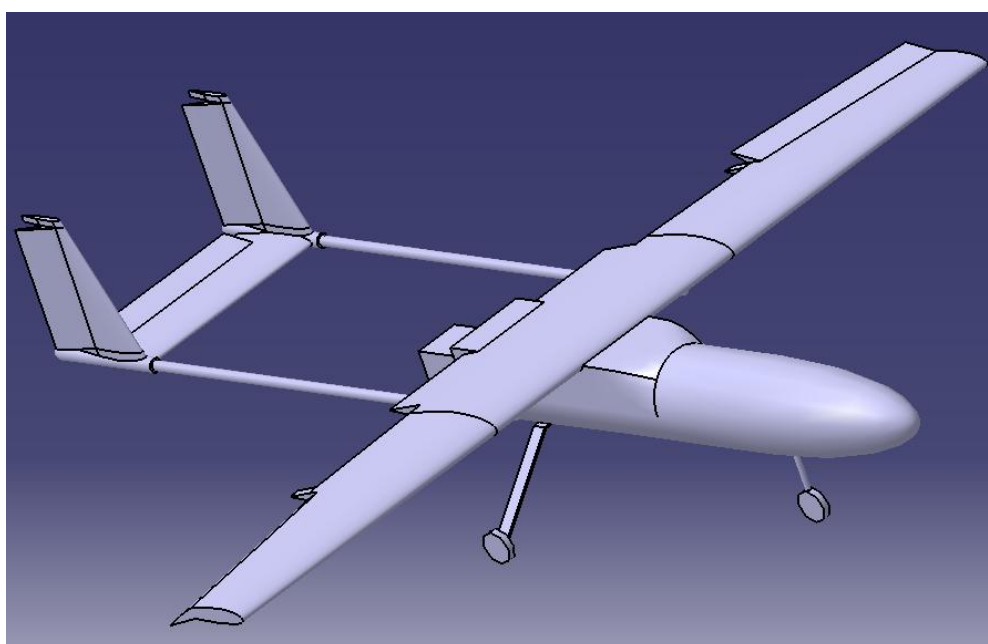


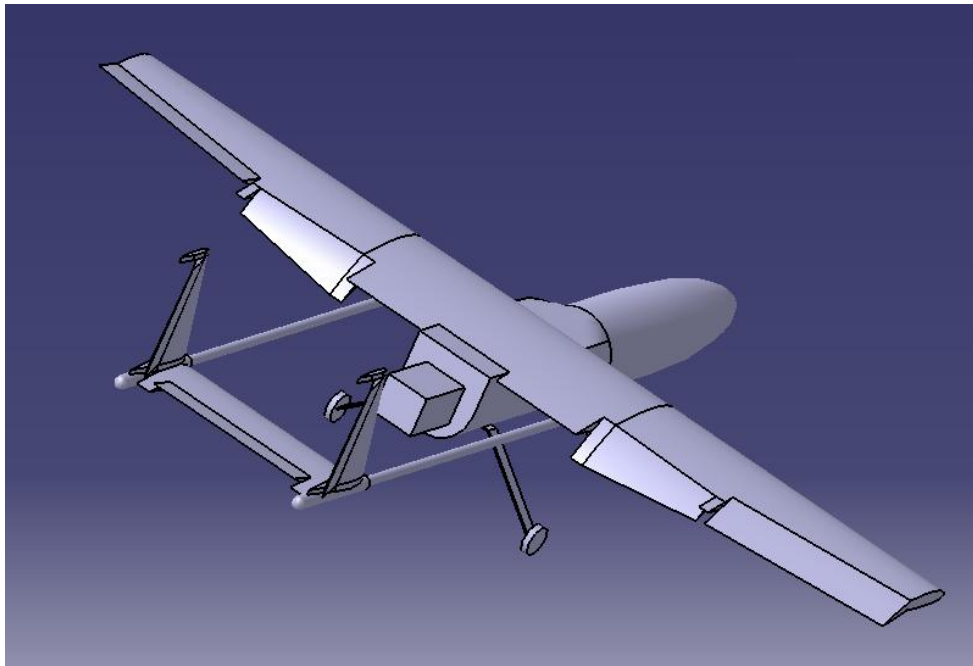
“Formula”, y la deflexión de cada una de las superficies de control se han ido asociado a variables diferentes:



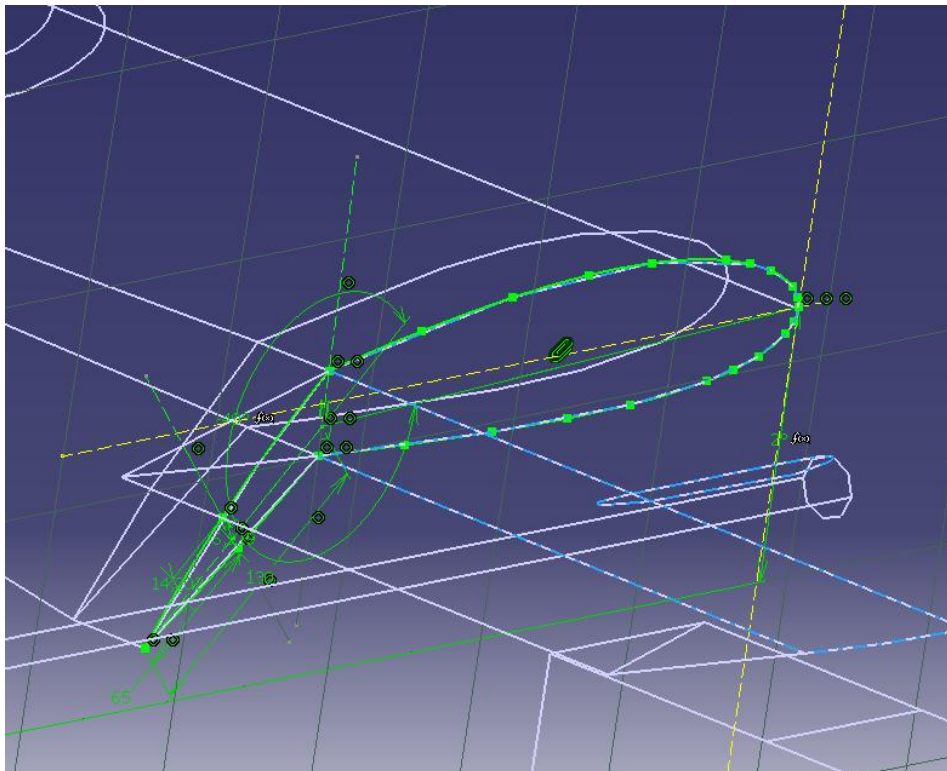


A continuación una imagen donde se presenta las posibilidades de movimiento del modelo:



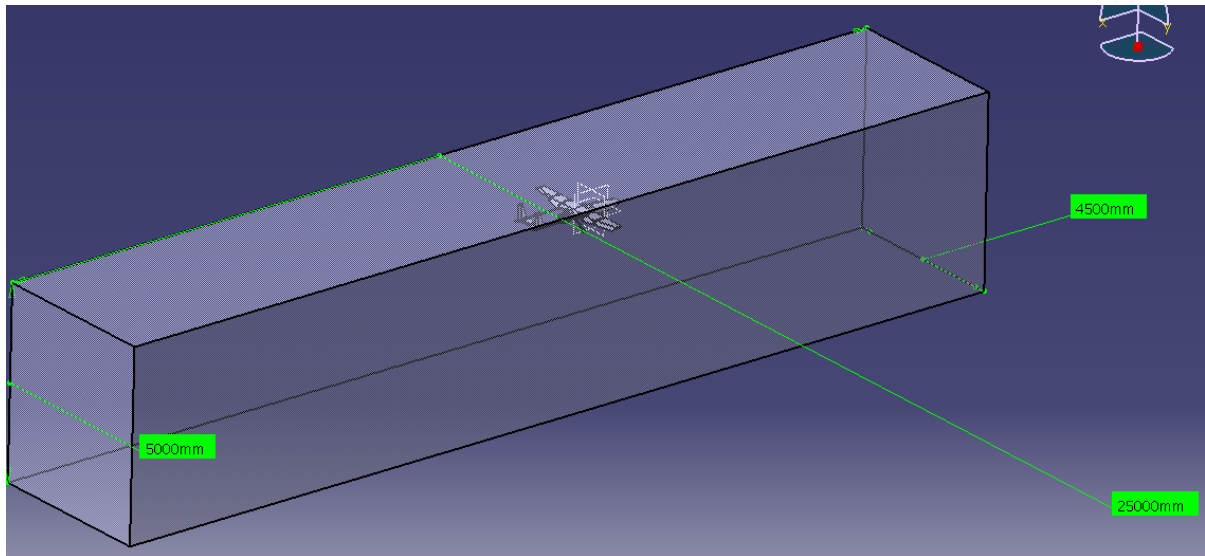


Para construir las superficies de control se ha extrusionado su perfil correspondiente. En el perfil se realiza una división en la línea de curvatura con una deflexión lineal en la zona final, de forma que la forma global se mantenga:



Una vez que se tiene el modelo exterior sólido, se ha hecho un vaciado de un cubo de grandes dimensiones para preparar el “volumen fluido”, de idéntica manera a como se hizo para la validación del perfil. Las dimensiones son suficientemente grandes como para que las perturbaciones puedan

desarrollarse sin limitaciones; 10 longitudes de fuselaje de longitud total, 3 envergaduras de ancho y 10 cuerdas de alto, aproximadamente:



Se genera una versión básica con todas las superficies de control en su posición relajada (a  $0^\circ$ ), la cual es importada directamente al programa de mallado. La versión básica se va actualizando para cada una de las condiciones de Flaps y refrescando en el programa de mallado, para que el proceso sea lo más automático posible.

Nótese que se ha preparado el modelo para la deflexión de alerones y timones de dirección. Aunque finalmente no se ha hecho uso de estas geometrías, el modelo está listo para que en un futuro se puedan sacar derivadas de estabilidad y control usando CFD.

## Mallado

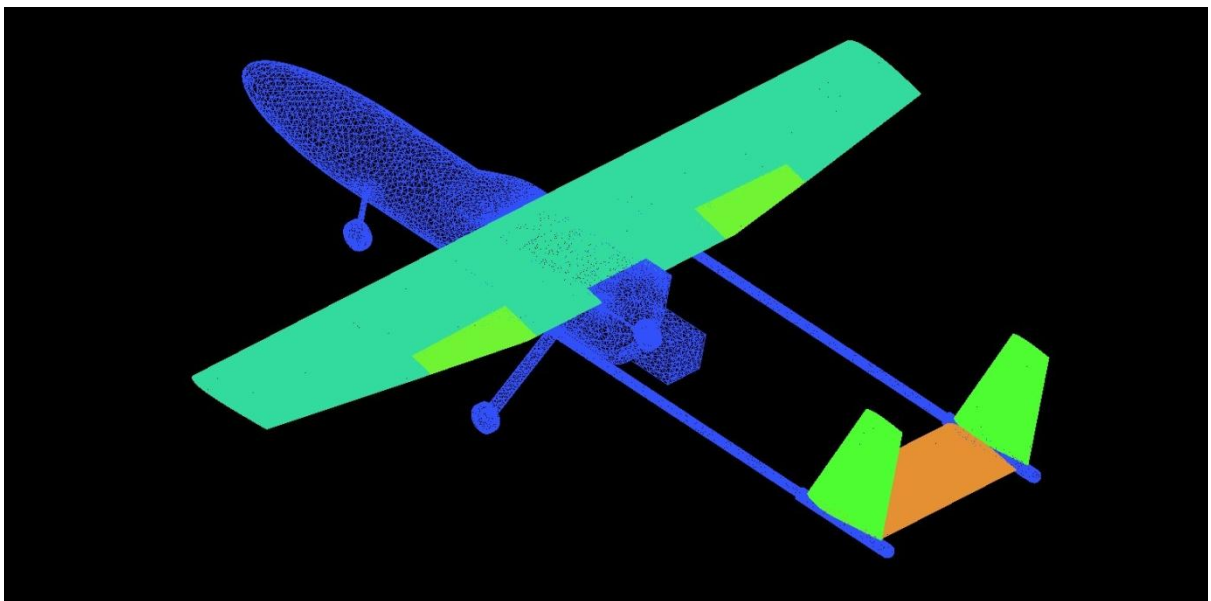
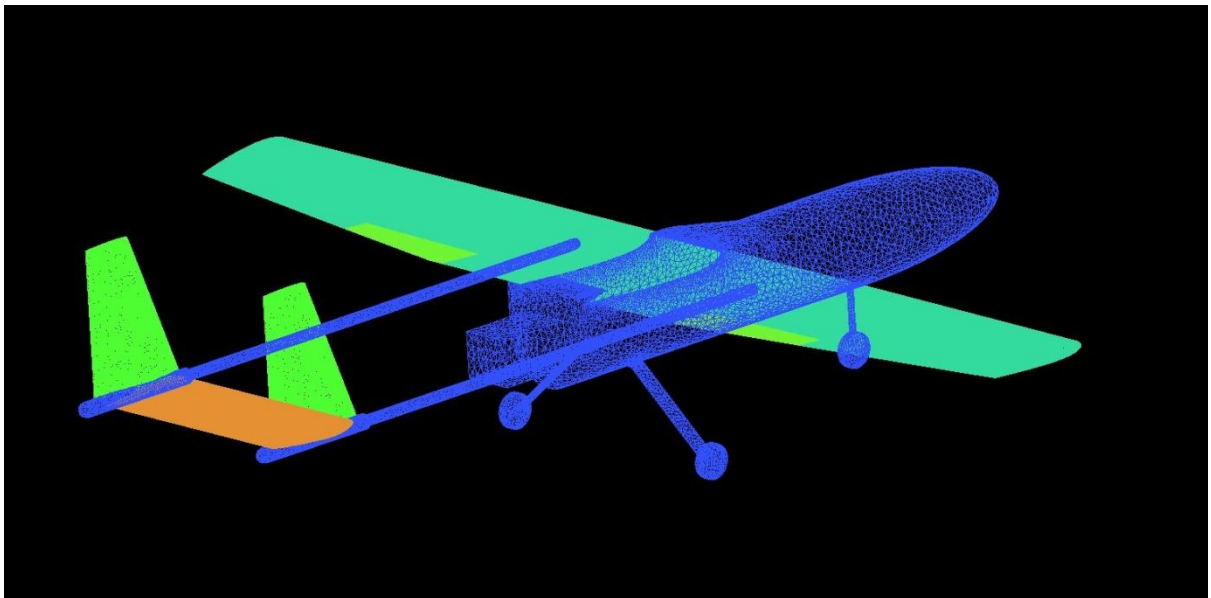
El mallado se ha realizado usando el software ICEM CFD. Se ha realizado una malla por cada deflexión de flaps, pero se ha mantenido para el barrido a lo largo de todos los ángulos de ataque en cada caso. Aunque hubiera sido más correcto generar un refinado de malla para el wake; ya que la geometría es compleja y la posición de la estela es indeterminado a priori, y por la gran cantidad de casos a analizar, se prefiere hacer un refinado local del borde de salida de las superficies aerodinámicas, de forma que se calcule correctamente en todos los casos la zona del wake donde su efecto sobre las superficies aerodinámicas es más importante.

El hecho de no refinar toda la estela tiene implicaciones computacionales. Cuando existen saltos grandes en las variables fluidas de una celda a otra el efecto de la viscosidad numérica es importante. La estela tiende a disolverse demasiado pronto. En cualquier caso, para un cálculo aproximado en etapa de prediseño es suficiente. Para poder mallar de forma correcta la zona de estela

hay que hacer un mallado adaptativo con tracking de la evolución de la estela mientras se resuelve todo el campo fluido a la vez.

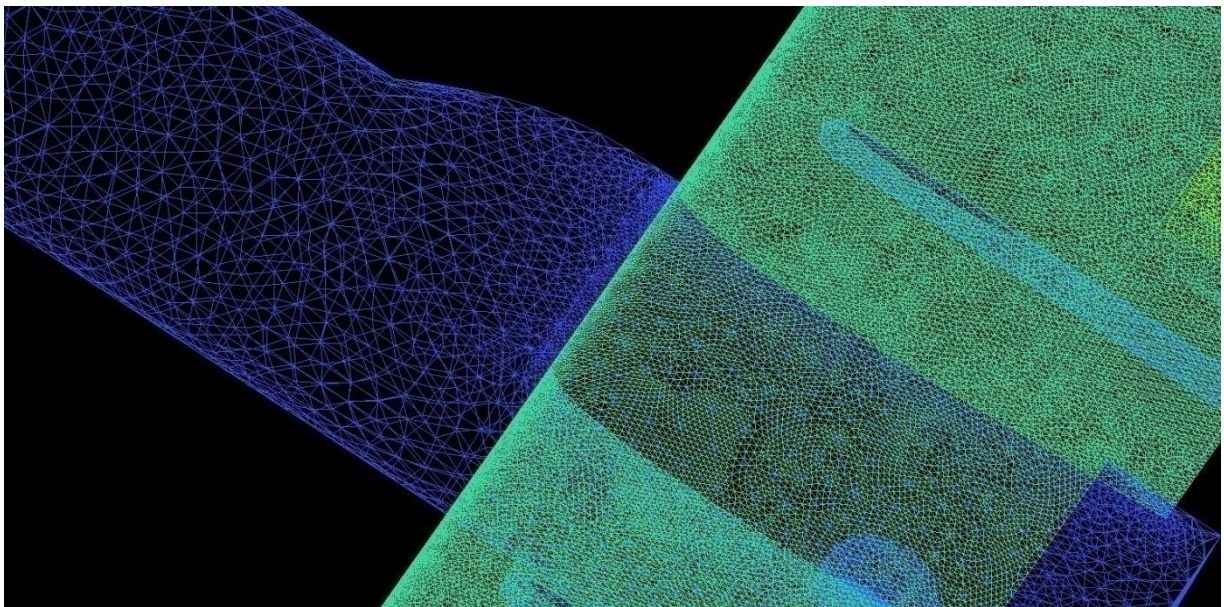
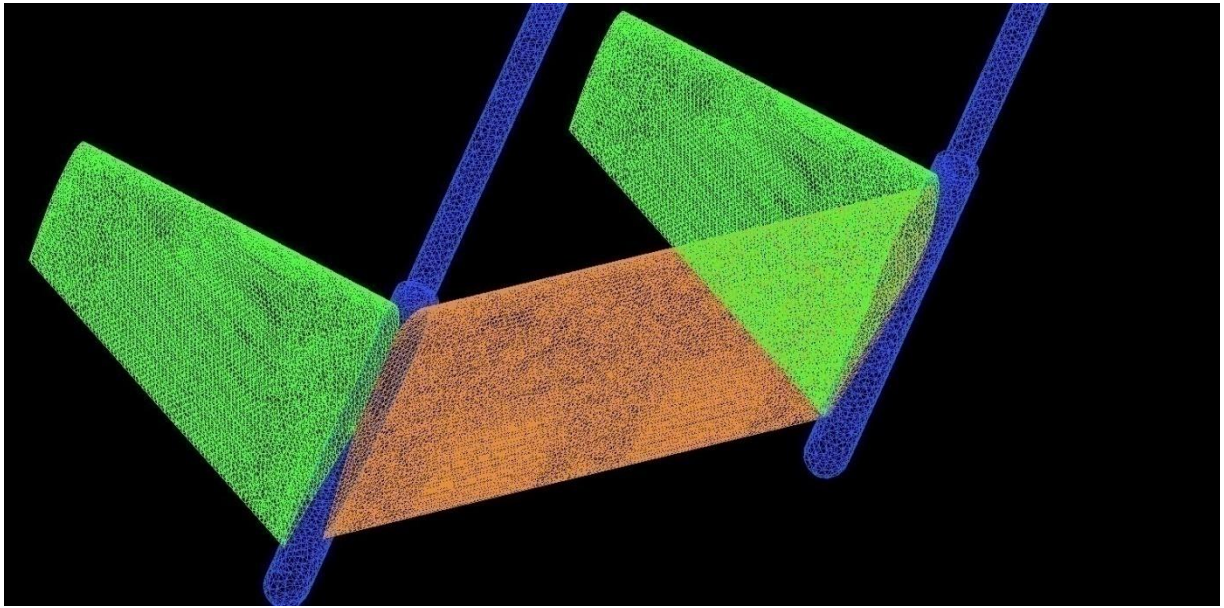
Las características de la malla son similares al caso de validación, para mantener las mismas características. El mallado superficial se realiza con elementos triangulares de tamaño fijo igual a la malla del perfil (5 mm.) para el ala y la cola mientras que en el resto de elementos varía entre los 7 mm para los booms y trenes de aterrizaje hasta los 30 mm de tamaño máximo de placa para el fuselaje en su zona con menor curvatura. La capa límite se malla para fuselaje, alas, cola y booms (no para el tren, donde la corriente no estará adherida) con un espesor mínimo  $y^+$  de 2 (necesario para que el método SST funcione correctamente) y 35 capas con un factor de expansión de 1.15.

Algunas imágenes de la malla superficial de la aeronave:





Detalles de las superficies aerodinámicas:



La malla final contó con una media de 6 millones de elementos en cada uno de los casos.

## Ejecución

Las mallas antes mostradas pasaron por el preprocesador para introducirles las condiciones de contorno, las cuales ya han sido explicadas en anteriores capítulos. Se hicieron análisis a seis ángulos de ataque diferentes:  $-5^\circ$ ,  $-3^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $7^\circ$  y  $10^\circ$ , para cada caso de flaps, y así obtener la polar completa. En total, se realizaron 30 casos diferentes. Todos los casos se subdividieron en 4 fragmentos calculados en 4 cores diferentes (parallel solving), en un total de 12 horas continuadas de cómputo.

## Resultado

Los resultados finales integrales se muestran a continuación. Los resultados de presión locales, de forma gráfica, pueden consultarse en el apéndice I.

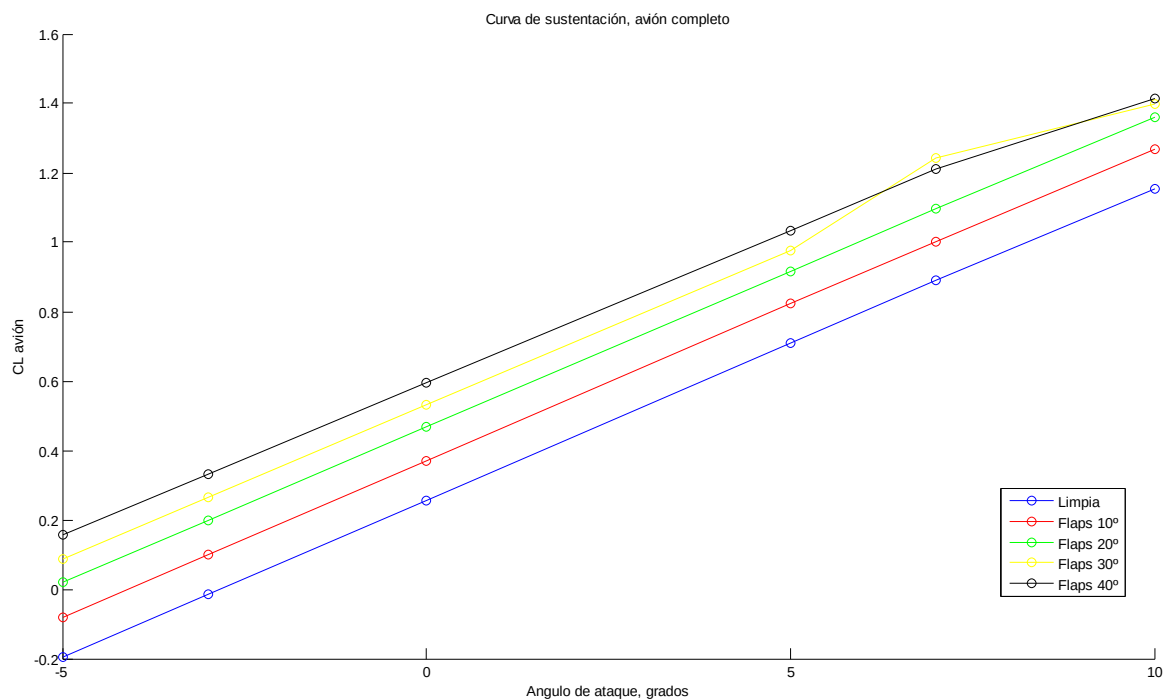
CFX obtiene los resultados en ejes cuerpo, con lo que es necesario hacer la transformación a ejes viento y adimensionalizar con la superficie de referencia ( $1.088 \text{ m}^2$ ), la densidad del aire ( $1.225 \text{ Kg/m}^3$ ) y la velocidad de vuelo ( $25 \text{ m/s}$ ).

Para pasar de ejes cuerpo a viento:

$$L = F_z \cdot \cos(\alpha) - F_x \cdot \sin(\alpha) \quad (13.4.1)$$

$$D = F_z \cdot \sin(\alpha) + F_x \cdot \cos(\alpha) \quad (13.4.2)$$

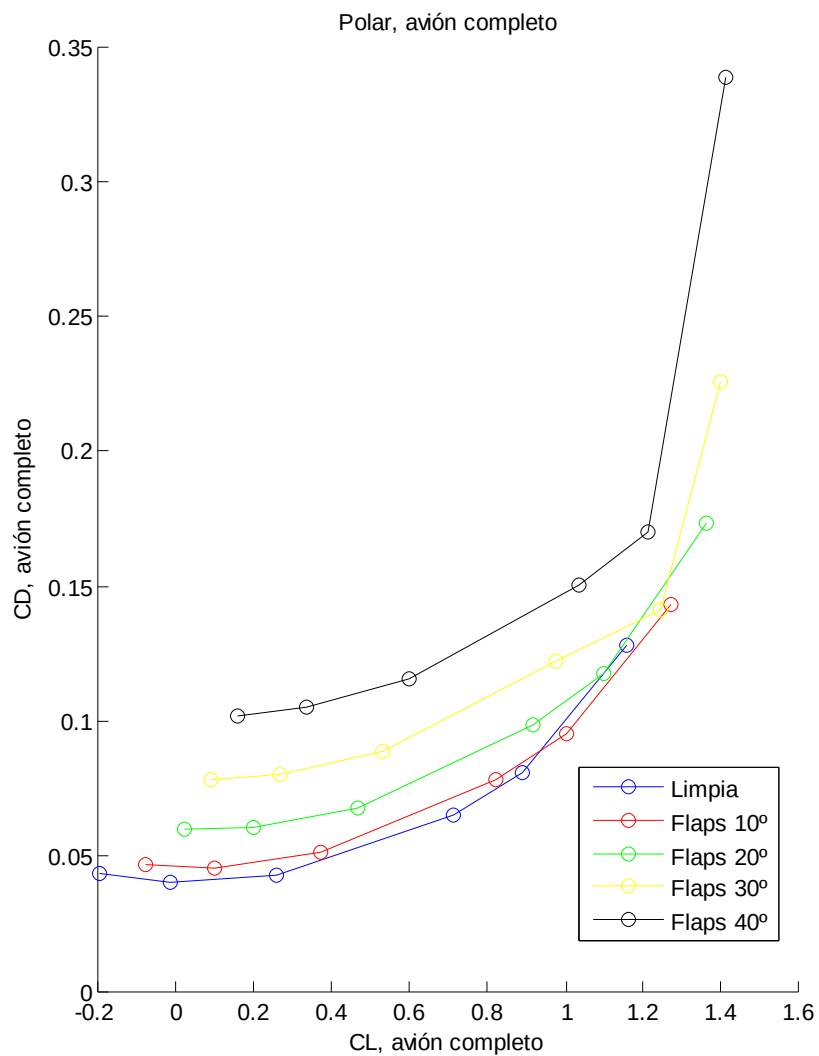
A continuación se muestra la curva de sustentación para cada una de las posiciones de flaps:



Los valores de sustentación para ángulo de ataque nulo y pendiente de la curva pueden verse en la siguiente tabla:

| Flaps | $C_{L0}$ | $C_{L\alpha}$ |
|-------|----------|---------------|
| 0     | 0.25635  | 5,1892        |
| 10°   | 0.37061  | 5,1772        |
| 20°   | 0.46813  | 5,1434        |
| 30°   | 0.53179  | 5,0918        |
| 40°   | 0.59565  | 5,0282        |

A continuación se muestra la polar del avión completo, para varios valores de Flaps:



Si se define la polar del ala como:

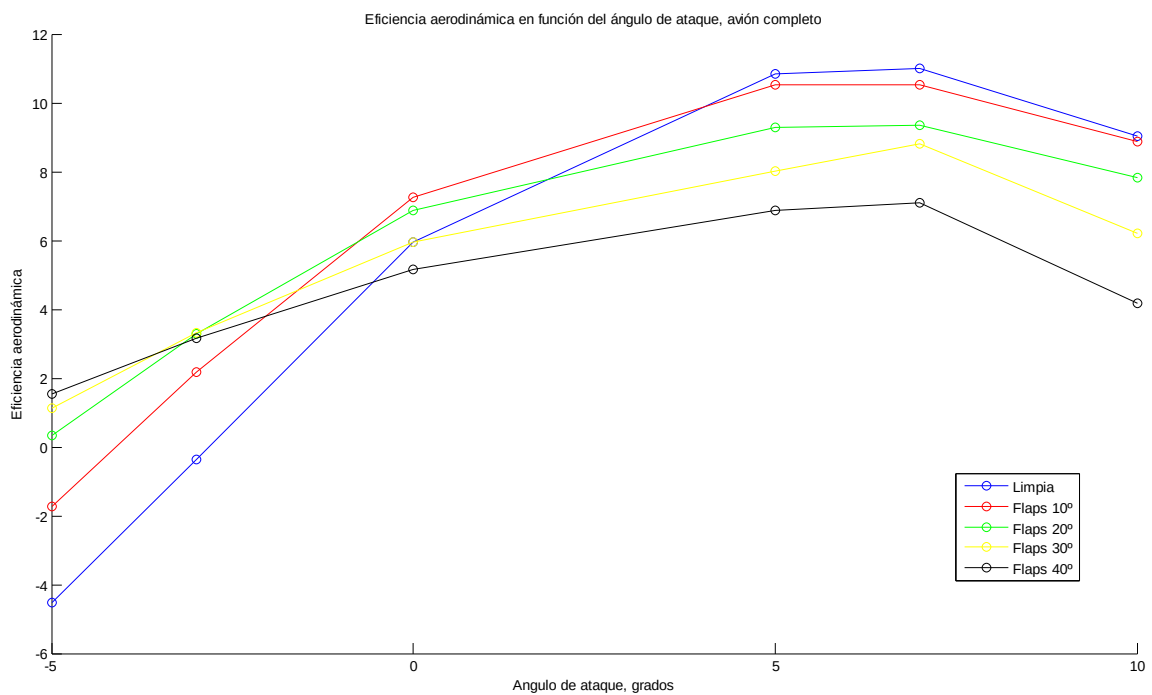


$$C_D = C_{Dmin} + K \cdot (C_L - C_L^*)^2 \quad (13.4.3)$$

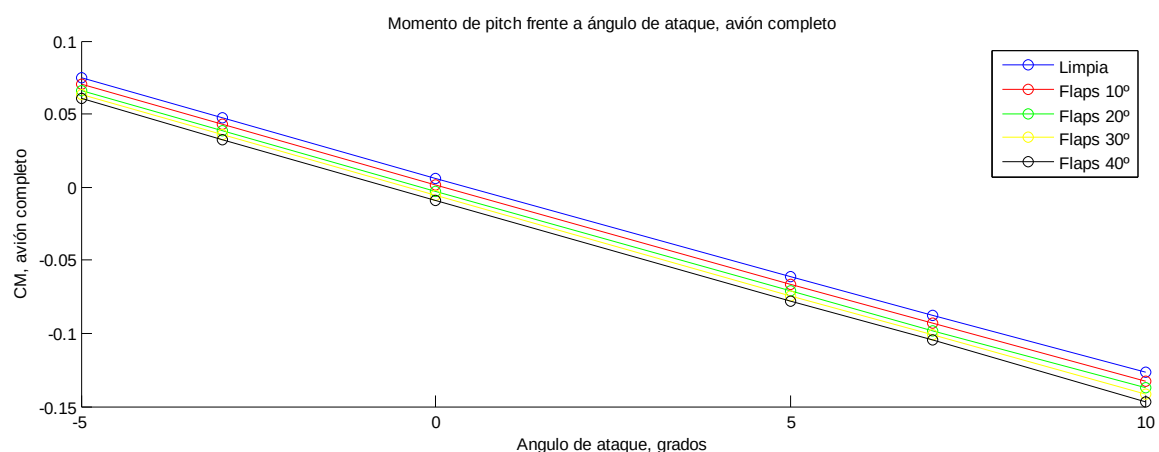
Entonces los coeficientes son:

| Flaps | $C_{Dmin}$ | $C_L^*$ | K       |
|-------|------------|---------|---------|
| 0     | 0.04028    | 0.03737 | 0.05576 |
| 10°   | 0.04576    | 0.05960 | 0.05785 |
| 20°   | 0.05960    | 0.07872 | 0.05945 |
| 30°   | 0.07831    | 0.09141 | 0.06351 |
| 40°   | 0.10198    | 0.10421 | 0.06712 |

A modo ilustrativo, también se presenta la eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque:



Además del coeficiente de momentos:



El valor del coeficiente de momentos para  $\text{AoA} = 0^\circ$  ( $C_{M0}$ ) puede observarse en la siguiente tabla:

| Flaps | $C_{M0}$ |
|-------|----------|
| 0     | 0.04515  |
| 10°   | 0.05741  |
| 20°   | 0.06832  |
| 30°   | 0.07609  |
| 40°   | 0.08440  |

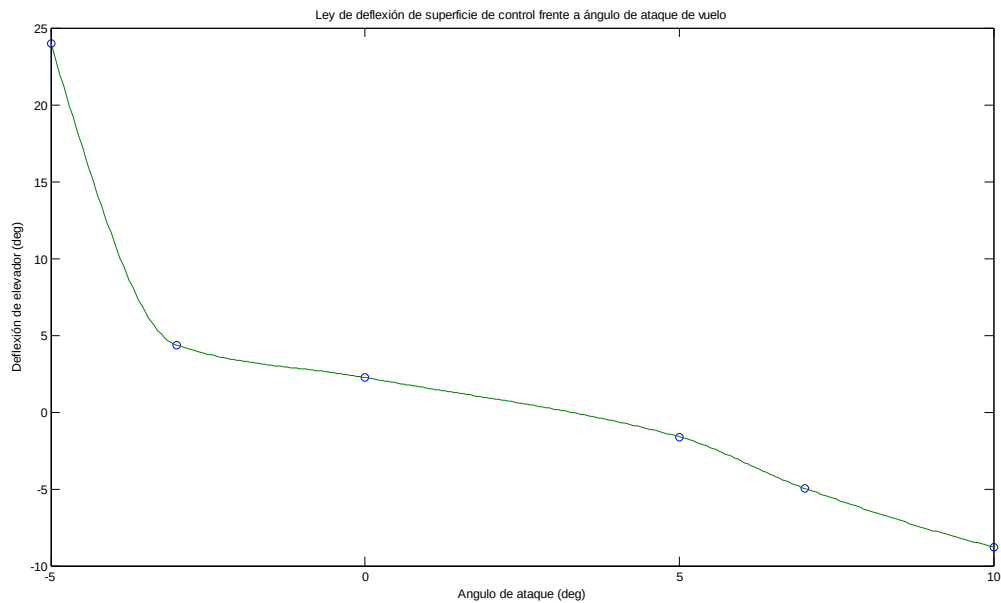
Nótese que los momentos están aplicados al 0% MAC, en la posición X coincidente con el borde de ataque de la cuerda media del ala.

## Polar trimada

Para la polar trimada se hace uso de los parámetros de trimado proporcionados por Estabilidad y Control.

Ya que el valor de polar trimada más interesante es el de crucero, ya que es donde más interesa conocer la resistencia a la hora de obtener alcances y demás, sólo se ha realizado el análisis para deflexiones de flaps nulas, por razones de capacidad de cálculo.

El diagrama que proporciona la deflexión del elevador en función del ángulo de ataque es el siguiente:

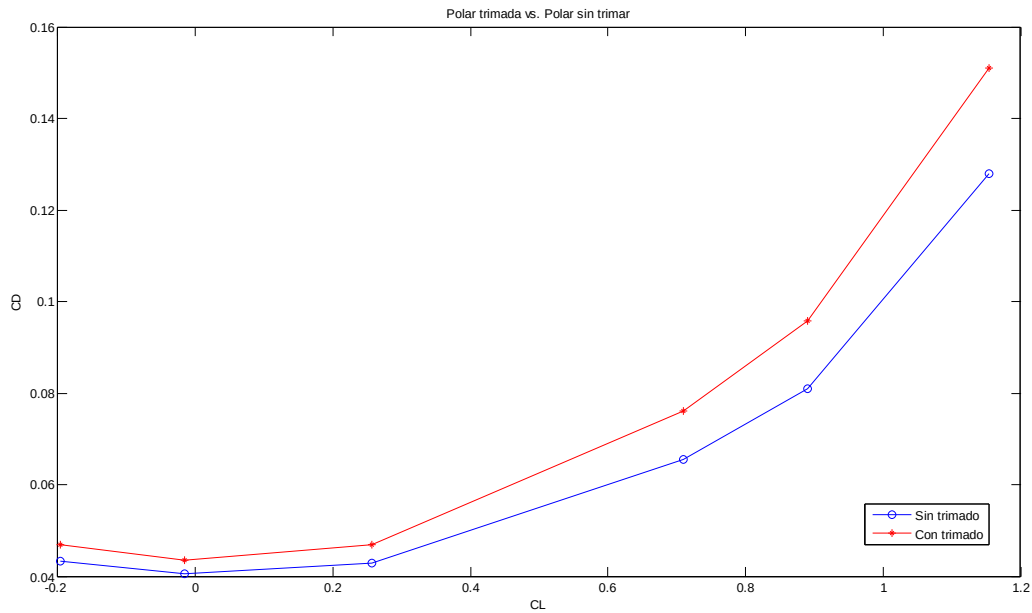


Los valores gráficos corresponden a los presentados en la siguiente tabla:

| AoA | Deflexión |
|-----|-----------|
| -5° | 24°       |
| -3° | 4.35°     |
| 0°  | 2.246°    |
| 5°  | -1.61°    |
| 7°  | -4.968°   |
| 10° | -8.781°   |

Las deflexiones se introducen directamente en el modelo paramétrico CATIA, tal y como se mostró en anteriores apartados. Se realizan 6 mallas diferentes de características idénticas a las anteriormente realizadas para las polares sin trimar y con deflexión de flaps.

Con todo esto, se obtiene la siguiente polar trimada de crucero, junto con una comparación con la equivalente sin trimar a flap 0°:



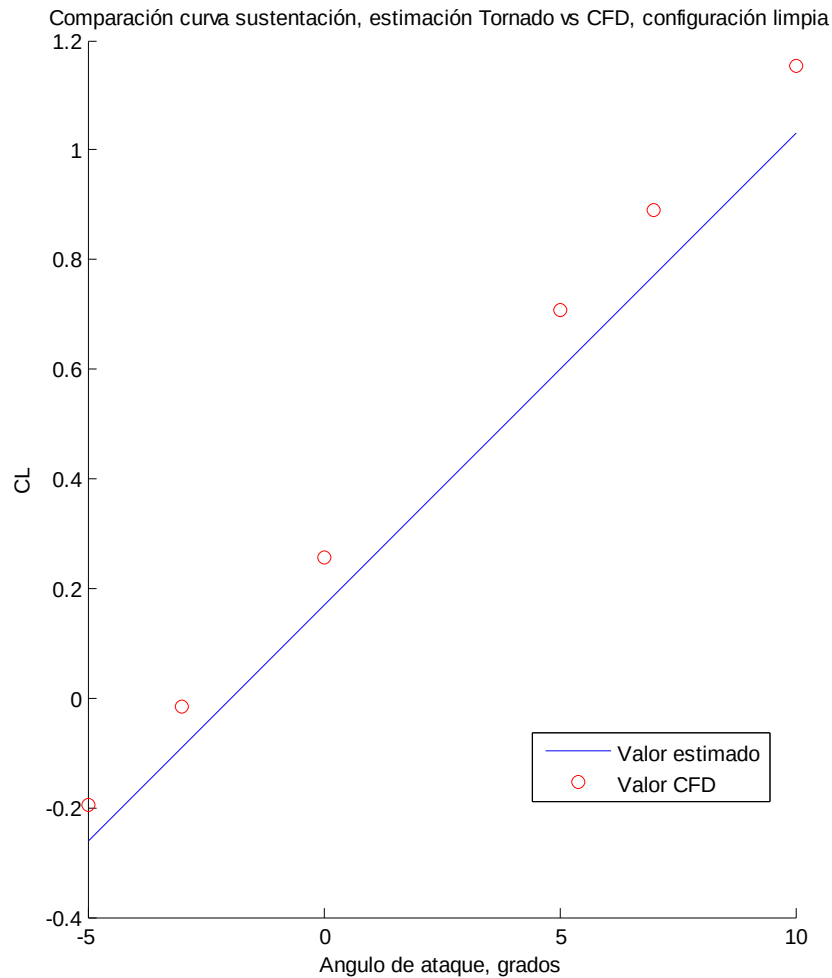
| $C_{Dmin}$ | $C_L^*$ | K      |
|------------|---------|--------|
| 0.0433     | -0.0294 | 0.0707 |

La resistencia aumenta ligeramente, aunque esta es más acusada conforme más cargada esté el ala, en parte porque también las fuerzas que tiene que hacer el estabilizador son mayores, aumentando la resistencia global.

### Comparación de resultados CFD con semiestadísticos

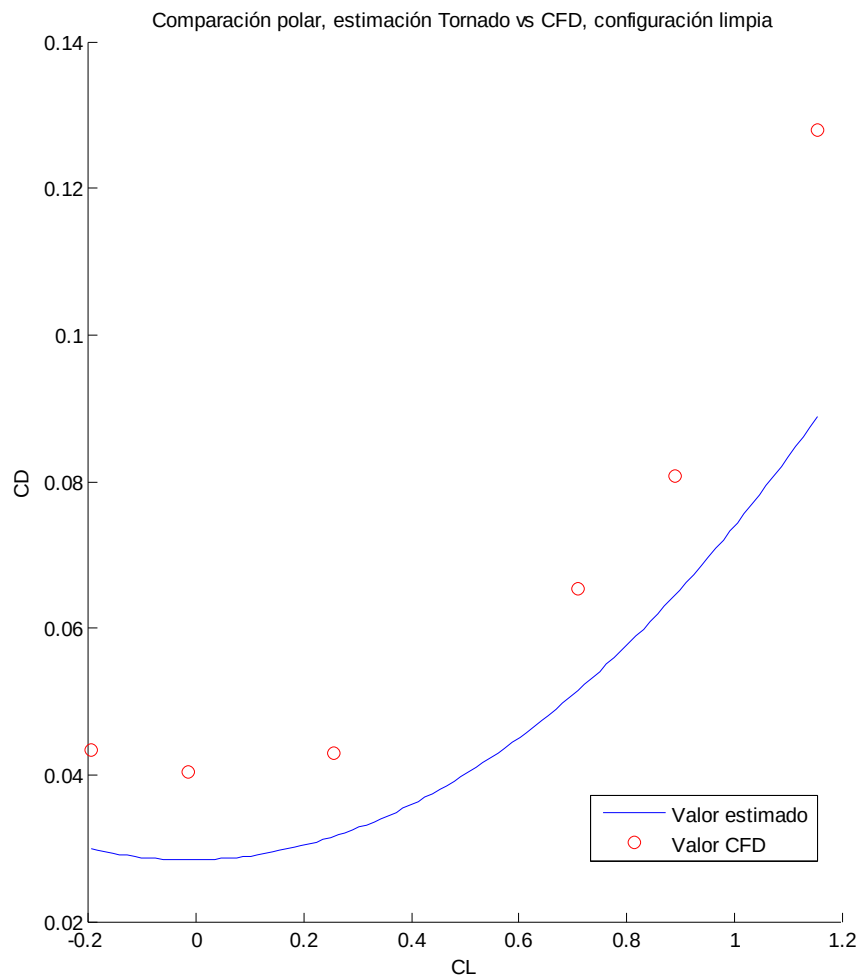
Finalmente se va a hacer una comparación de los resultados obtenidos con CFD frente a los que se obtuvieron anteriormente usando los resultados potenciales del TORNADO corregidos con las fórmulas de Raymer. Ya que la configuración sucia no especificaba ninguna deflexión concreta de flaps, sino una “genérica” para despegue y aterrizaje, se ha optado por realizar la comparación sólo con los valores de crucero.

En primer lugar se comparará las curvas de sustentación:



Como se puede apreciar, en ambos casos la pendiente es prácticamente idéntica, pero existe una pequeña diferencia en  $C_{L0}$ . Los métodos CFD usualmente suelen sobreestimar el ángulo de ataque; por eso los cálculos se hacen controlando en  $C_L$  y no en AoA. La similitud en las pendientes confirma que Vortex Lattice es un método muy bueno para calcular las características sustentadoras de las superficies aerodinámicas con poco esfuerzo computacional, siempre que se cumplan las hipótesis que se formulan a la hora de simplificar las ecuaciones que sustentan el método.

En segundo lugar, se compara las curvas de las polares:



Aunque la características de las curvas son similares, el valor inicial  $C_{D0}$  aumenta de forma considerable entre una y otra (0.034 frente a 0.04). Hay que tener en cuenta que en las fórmulas de Raymer existen efectos no viscosos de carácter turbulento que no son tenidos en cuenta, como el desprendimiento masivo de la parte trasera del vehículo. Las ecuaciones RANS en general suelen sobreestimar la resistencia en esos casos a no ser que se ajusten de forma conveniente los coeficientes para desprendimiento como. Al usar los coeficientes por defecto de CFX, que sirven como ajuste universal sin ser exactamente preciso en ningún caso en particular, es de esperar que la sobrerresistencia por el desprendimiento como sea más sutil.

# Conclusiones

Este proyecto pretende servir como base para el diseño aerodinámico de pequeños UAV de baja velocidad y proporcionar las herramientas necesarias para la generación de resultados óptimos y su análisis, necesario para obtener datos de los cuales se alimentarán otras ramas, como Actuaciones o Estabilidad y Control.

Las herramientas y la metodología aquí expuesta se han aplicado al diseño del UAV Céfiro, el cual ha realizado su primer vuelo con éxito. Estas herramientas mejoradas permitirán servir de base para próximas iteraciones en el diseño, o posibles evoluciones del diseño inicial.

Han quedado sin embargo algunas cuestiones que podrán ser desarrolladas por separado en futuros proyectos:

- Optimización del ala fijando la sustentación total (en vez de la superficie alar) y evaluando en el punto de eficiencia máxima (en vez de eficiencia a AoA 5°). Básicamente no ha podido ser realizado en este proyecto por falta de potencia suficiente de cálculo, pero una vez establecido el algoritmo inicial, no es complejo extenderlo para este caso. Se estima que este proceso de optimización requerirá de una potencia de cálculo de, como mínimo, 100 veces la que actualmente consume.

También se deja para futuros desarrollos la obtención de la solución óptima por interpolación de las soluciones cercanas. Actualmente se trunca al punto donde la eficiencia sea máxima, pero la distancia al máximo real depende en gran medida de la resolución del análisis paramétrico

- Automatización en el mallado y el preproceso. Cada malla ha sido realizada de forma artesanal y, aunque siempre es necesario algún tipo de entrada por parte del usuario para fijar las propiedades de la malla, sí que podría automatizarse la obtención de ésta para todos los casos de deflexión de superficies de control e hipersustentadoras a partir de unos requerimientos iniciales dados por el usuario.

Lo mismo ocurre con el preprocesador; todas las situaciones han sido obtenidas a mano, básicamente porque el fichero de entrada al solver está encriptado y no permite la modificación por programas externos. Hay que investigar si esto es posible usando el código CCL que proporciona Ansys para el control de bajo nivel del programa.

- Mejoras en el mallado y en el método de resolución. Mejores resultados podrían haberse obtenido si el mallado hubiera sido más fino o si se hubiera optado por una malla estructurada. Para realizar análisis serios en regiones cercanas a la pérdida, es necesario contar con mallas de, al menos, 3 veces más elementos que la actual (lo que equivalen a 15 veces más puntos que la actual), y optar por métodos LES (Large Eddy Simulation) como métodos de cálculo, para lo cual es necesario contar con clústers de ordenadores por la gran demanda computacional que entraña.
- Simulación del efecto de la hélice, tanto en Tornado como en CFD. Este efecto puede ser introducido usando alguna de las teorías simplificadas presentes en la actualidad (TCM, TEP...) y calculando el efecto de ellas en el método Vortex Lattice para el caso del Tornado, mediante programación directa. En el caso de CFD, aunque es posible hacer una simulación directa del efecto de la hélice en un análisis transitorio, es conveniente, para reducir los requerimientos de potencia de cálculo, introducir este efecto como programación directa de la perturbación del campo fluido haciendo uso del lenguaje CCL y de alguna de las teorías antes nombradas.
- Obtención de una base de datos aerodinámica. Esta base de datos debe contener las derivadas de estabilidad y control centradas en diferentes puntos de alfa, beta, p, q y r. Debido a la intensidad de este cálculo, es necesario tener una gran potencia computacional para reducir lo más posible el tiempo por caso. También es fundamental contar con una mayor automatización en la generación del mallado volumétrico y el preproceso.

La parte que más dificultades ha entrañado ha sido, con diferencia, el cálculo CFD. La obtención de una malla que permita la obtención de resultados correctos es un proceso complicado de prueba-error con el caso de prueba (perfil NACA). Debido a que para cada prueba es necesario montar la malla (que si es densa puede llevar más de 30 minutos de cálculo) y resolver el problema (del orden de horas) hace que el proceso sea muy pesado y laborioso. Por este hecho se ha desechado el uso de mallas estructuradas, ya que las soluciones obtenidas dependen en gran medida de su elaboración, mucho menos automática que para el caso de mallas híbridas, más que de los parámetros aplicados. Además, la extrapolación de los resultados del caso de prueba al avión completo era más compleja porque se requerían criterios de elaboración diferentes en cada caso.



Algunos aspectos del diseño y del análisis a modificar en futuras iteraciones se han recomendado a lo largo del texto. A continuación se muestra un breve resumen:

- Por necesidades de calendario, el ala montada en el actual Céfiro UAV no es el que finalmente se ha obtenido como óptima. Los datos están listos para ser usados en futuras versiones de la aeronave.
- De igual forma, las características del ala pueden mejorar mucho si se cambia el perfil a uno de la clase Eppler. Esto permitiría reducir la superficie alar y por tanto disminuir los valores globales de resistencia del ala. Los perfiles de cola también pueden mejorarse a perfiles simétricos fuera de la familia NACA, que permitan rangos de AoA locales mayores, para asegurarse que siempre entra el ala en pérdida antes que la cola.
- El tamaño de las superficies hipersustentadoras puede que tengan que ser modificadas para re-ajustarse a nuevos valores de  $C_{Lmax}$  fijado por actuaciones. Probablemente las pruebas en vuelo determinarán si el tamaño es correcto o si hace falta reducir la carrera de despegue aumentando la superficie de flaps.
- El uso de métodos RANS para diseño preliminar aerodinámico es desproporcionado. Resultados similares podrían haberse obtenido con un método Euler acoplado con cálculo de capa límite, con una potencia necesaria de cálculo y una complejidad de mallado mucho menor. El problema es que no existen actualmente licencias disponibles para programas de este estilo (como AMI MGAERO) en la escuela de ingenieros, y no hay en la red programas de libre distribución que realicen este tipo de cálculos. Algunos de estos paquetes, como MGAERO, permite la obtención de las derivadas de estabilidad/control centradas en un punto concreto de forma automática.

Para el diseño del UAV Céfiro, se ha partido de una configuración inicial derivada de la obtenida durante la asignatura de cálculo de aviones.

Sin embargo, durante el proceso de iteración y obtención de resultados se han encontrado posibles ideas que pudieran ser incorporadas en futuras revisiones del diseño, cuando el elemento aéreo original esté bien probado y se tenga suficiente experiencia como para probar conceptos más novedosos.

IAI, líder en el mercado de UAV tácticos, diseña sus aeronaves con alas perfectamente adaptadas al vuelo de baja velocidad. Para esta clase de vuelos, es necesario, más que disminuir la resistencia, aumentar lo más posible la sustentación. Teniendo en cuenta que la autonomía es función de  $\frac{C_L^{1.5}}{C_D}$ , mejores resultados en este aspecto se pueden obtener si se mejora los coeficientes de sustentación frente a la resistencia, en vez de reducir la resistencia frente a la sustentación.

En el report<sup>[1.12]</sup> se presenta como solución óptima en estos casos lo que ellos denominan como alas con perfiles multielemento.

Las alas están compuestas por un elemento principal y por otro secundario que puede variar su inclinación y posición en función de las características de la misión. Estas alas, incluso con el elemento secundario en posición de crucero, suponen un gran aumento de sustentación por la inyección en cantidad de movimiento del fluido que supone el paso del aire energético de intradós a extradós cerca del borde de salida. Aunque aumenta la resistencia parásita, permite una gran flexibilidad y globalmente la autonomía se ve beneficiada, como puede verse en el siguiente gráfico:

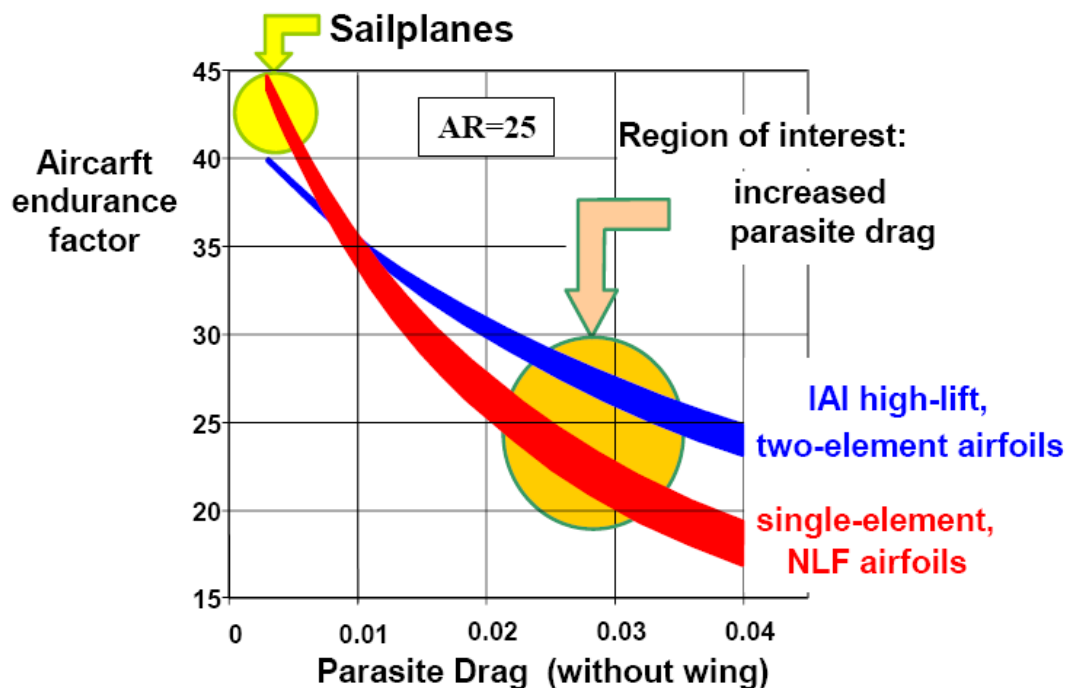


Ilustración 37

Cuando la resistencia parásita global es grande (fuselaje con acabado superficial basto, múltiples antenas y sensores desplegados a lo largo de la aeronave, etc.), el coeficiente  $\frac{C_L^{1.5}}{C_D}$  (aquí denominado “Aircraft endurance factor”) es mayor con perfiles multielemento, siempre que el alargamiento sea alto. El UAV IAI Herón es un ejemplo clásico; puede observarse como el segundo elemento del perfil se extiende a lo largo de toda la envergadura:



Ilustración 38

A continuación el perfil multielemento para diversas configuraciones:

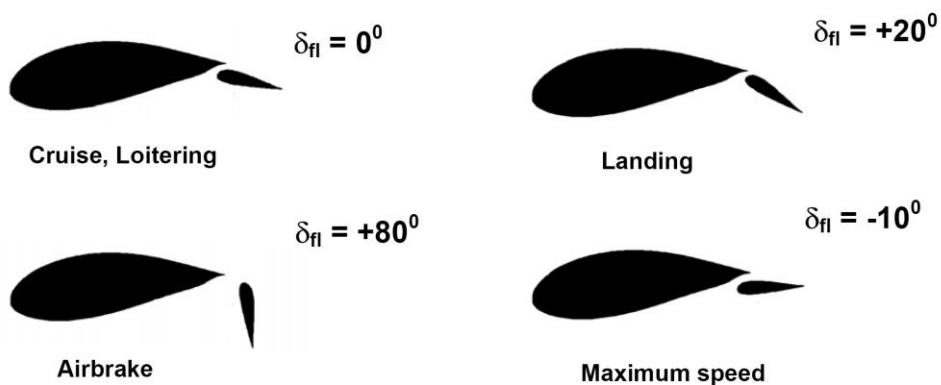


Ilustración 39

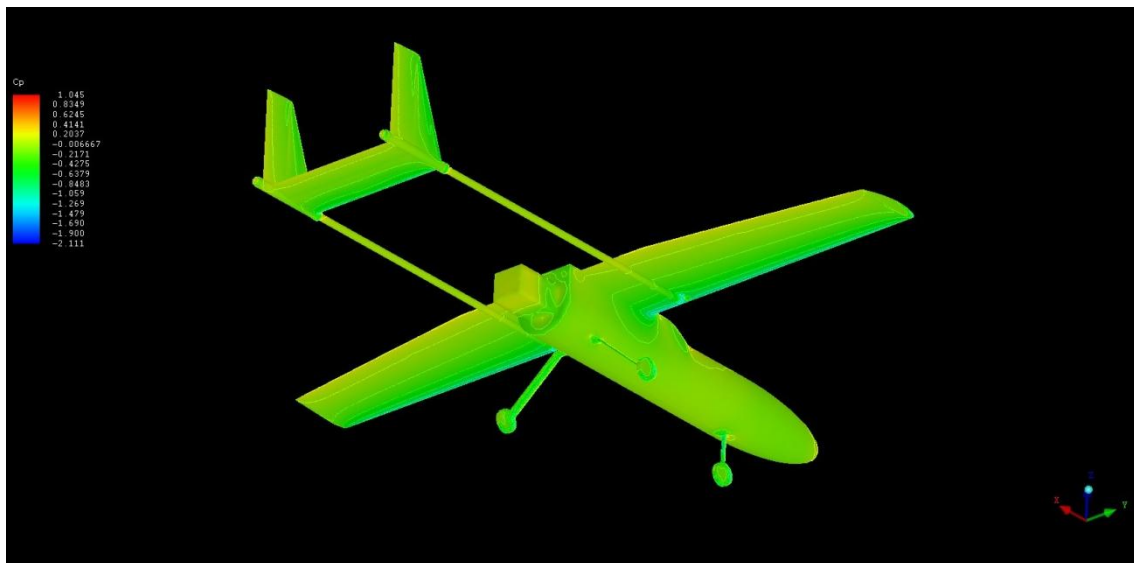
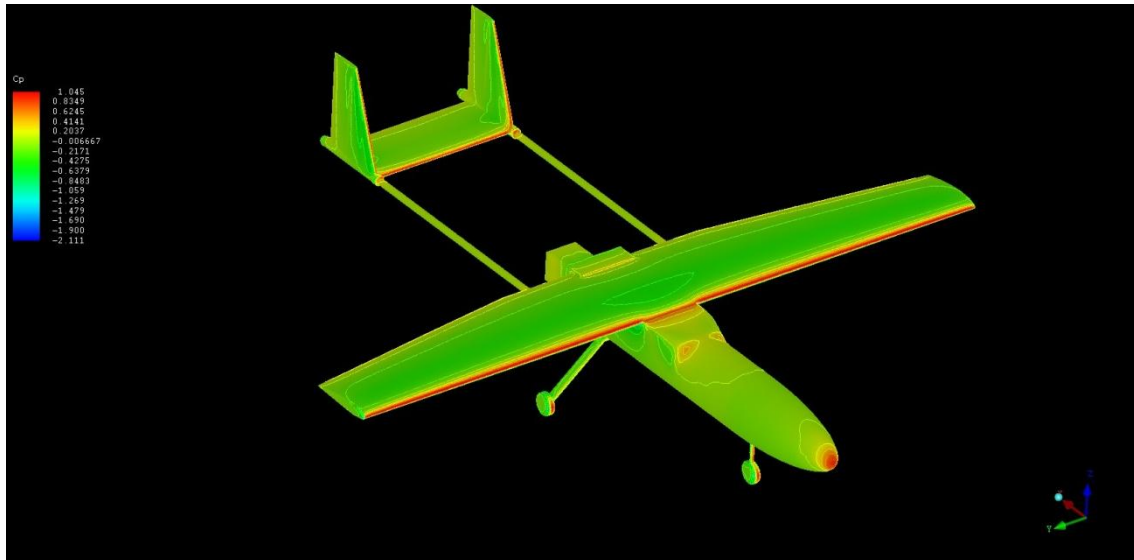
Contando con un buen sistema de control que defleccione el segundo elemento para conseguir los mejores resultados buscados en cada situación se puede conseguir un ala muy avanzada manteniendo una construcción clásica y sencilla.

Otras mejoras que también puede incluirse en futuros diseños es la inclusión de winglets para mejorar la eficiencia, añadir carenados para el tren y el motor (este último necesita de un estudio para asegurar la correcta refrigeración del mismo) o la prueba de un AAW (Active Aeroelastic Wing), donde el control se realice modificando la forma del ala con servomotores y para lo cual es necesario que el recubrimiento sea suficientemente flexible pero manteniendo la rigidez para que soporte las fuerzas de presión dinámica.

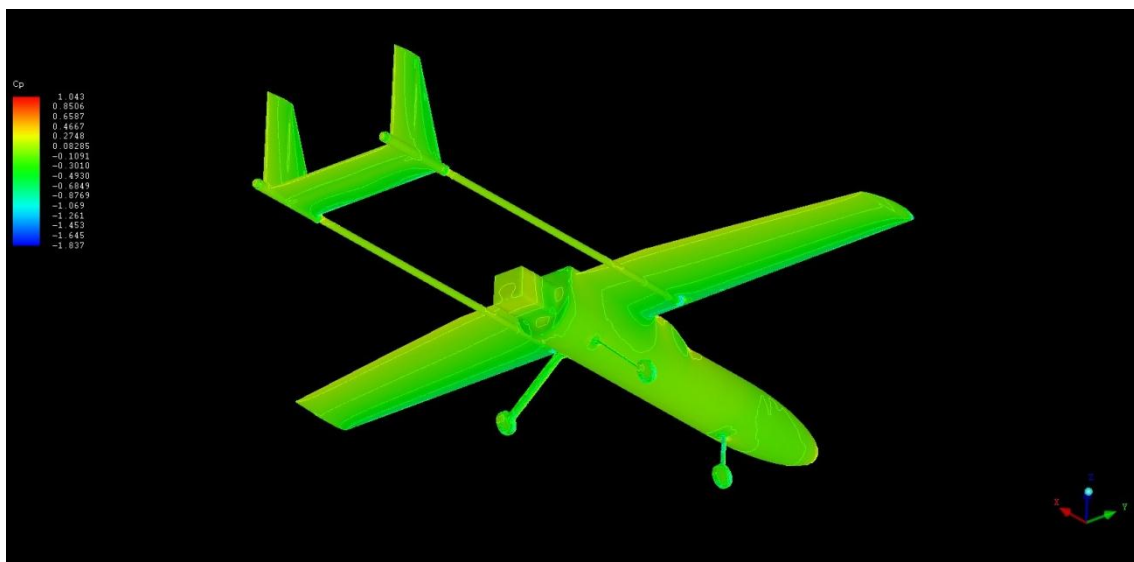
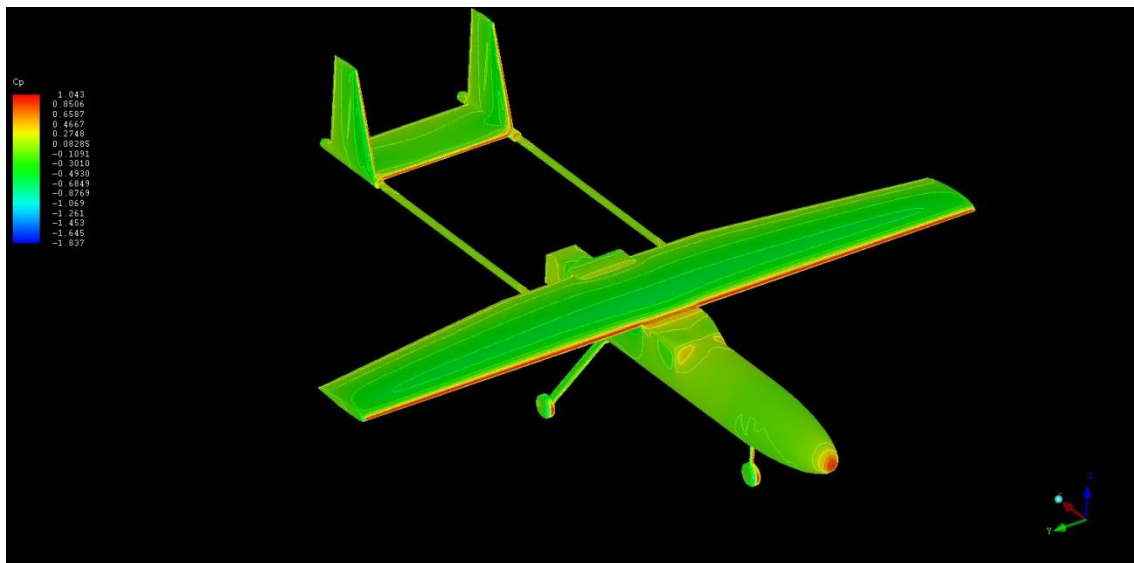
# Apéndice I: Resultados CFD

Flaps 0°

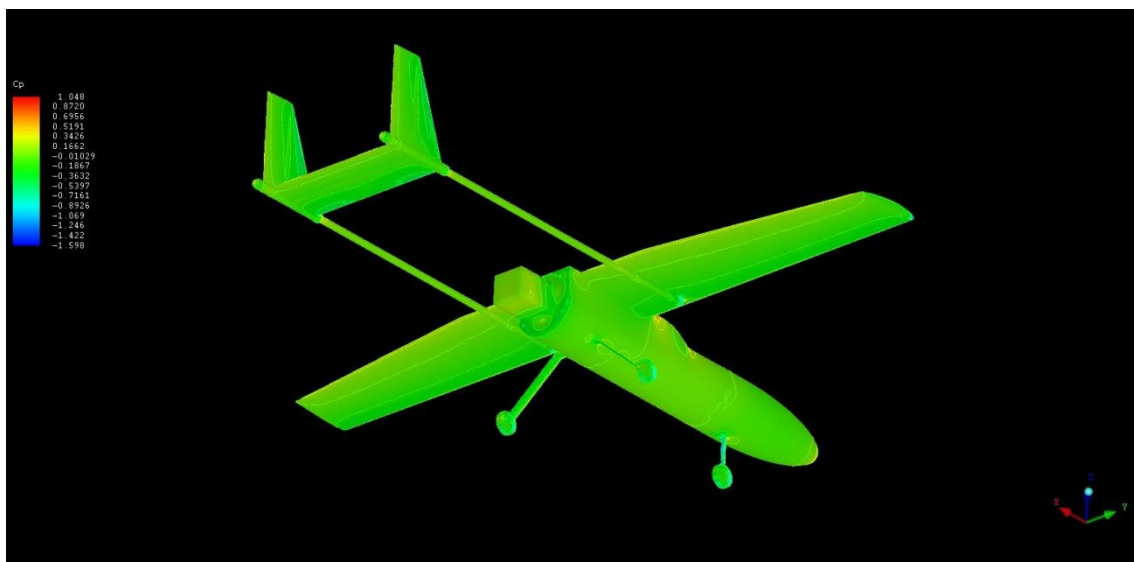
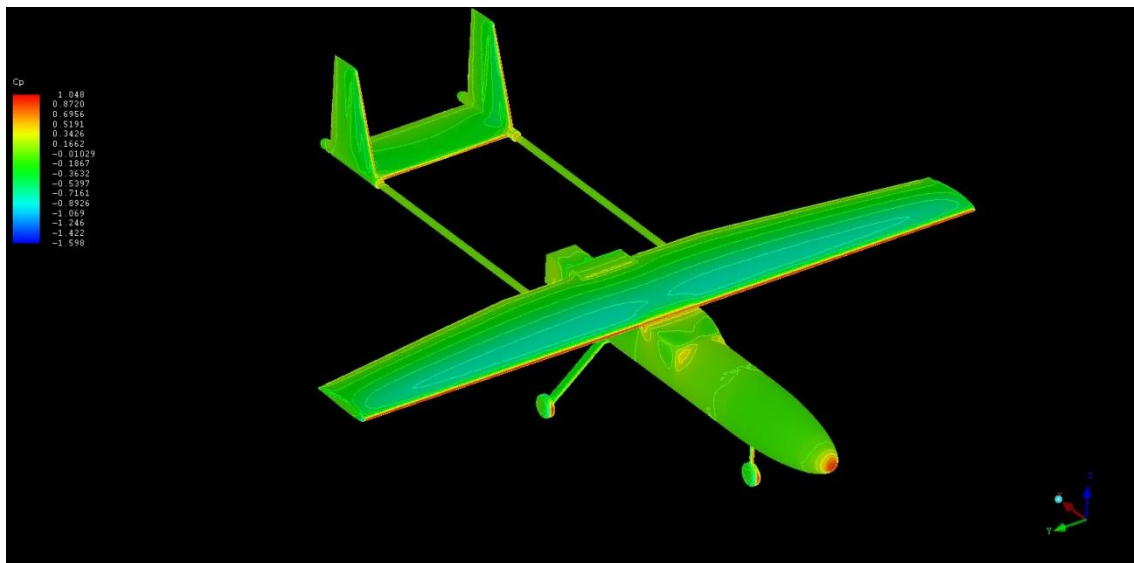
AoA -5°



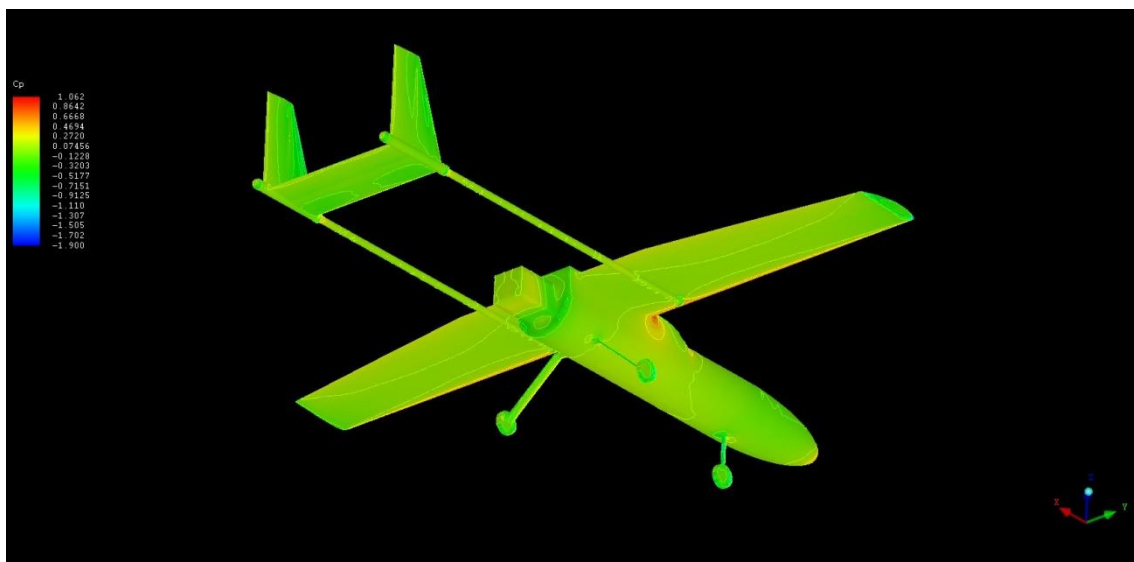
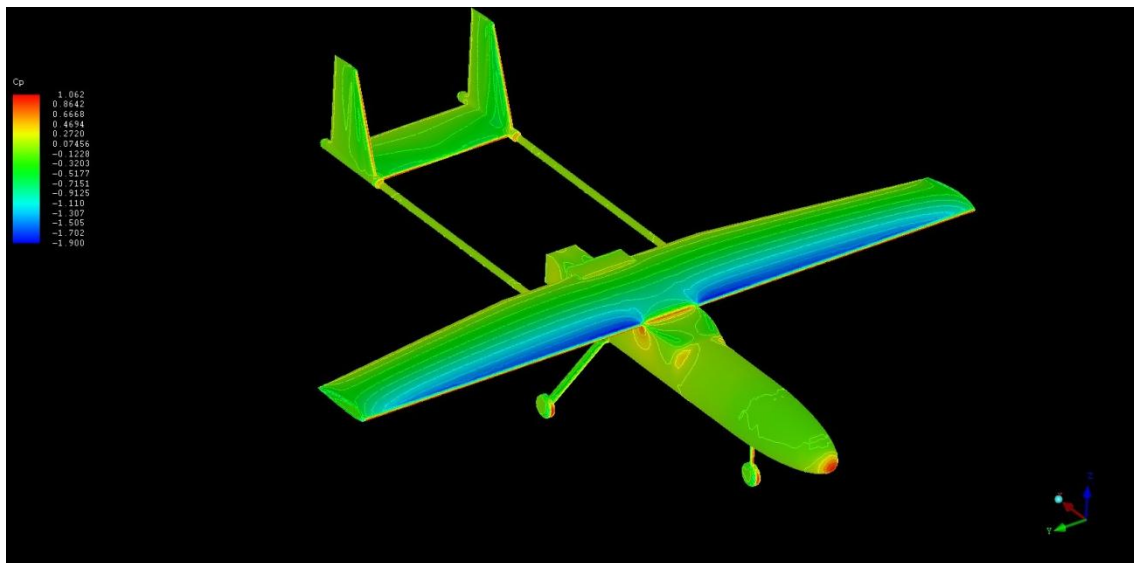
**AoA -3°**



AoA 0°

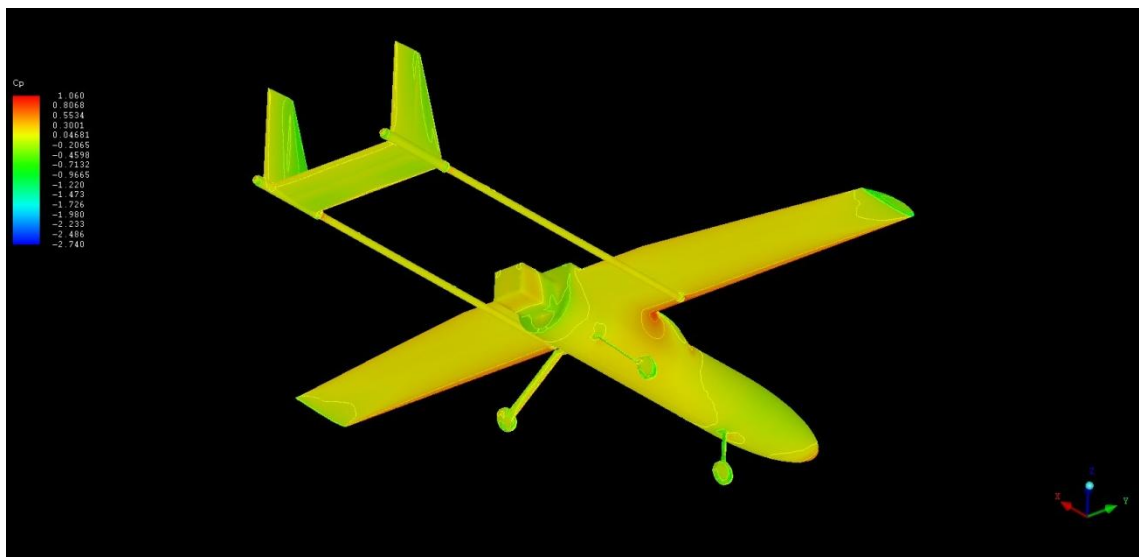
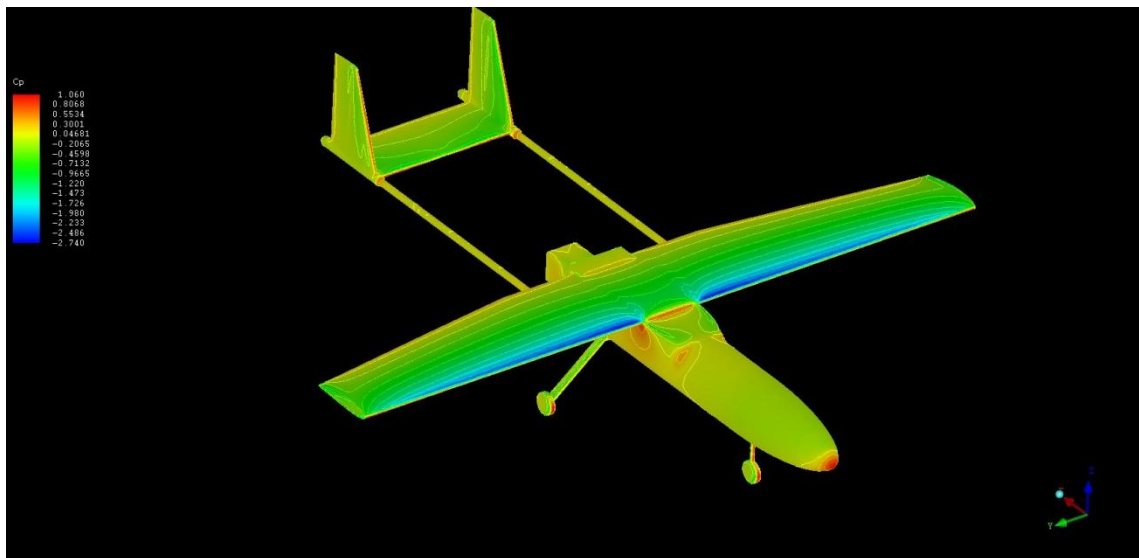


AoA 5°

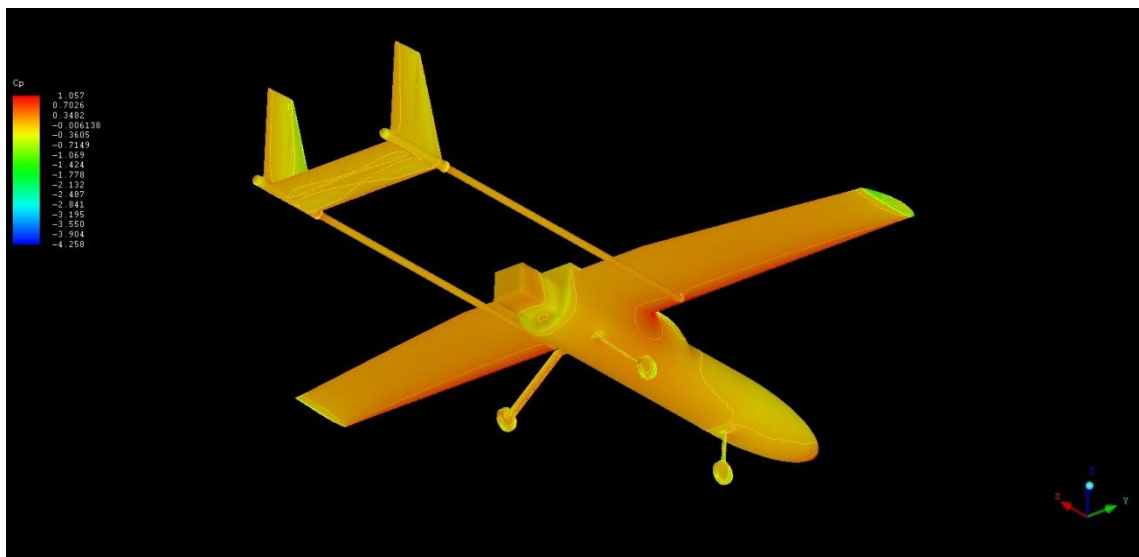
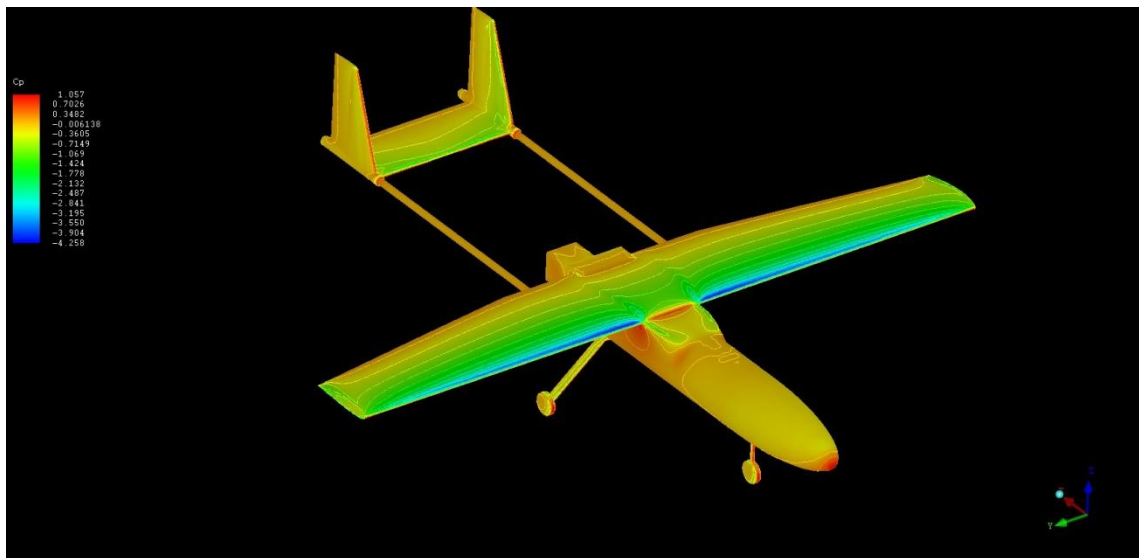




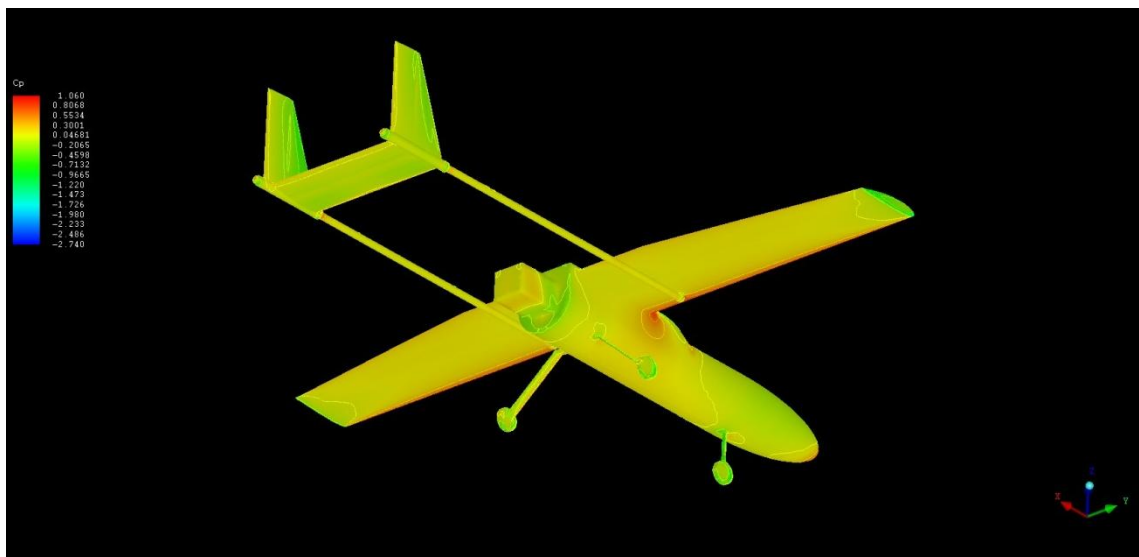
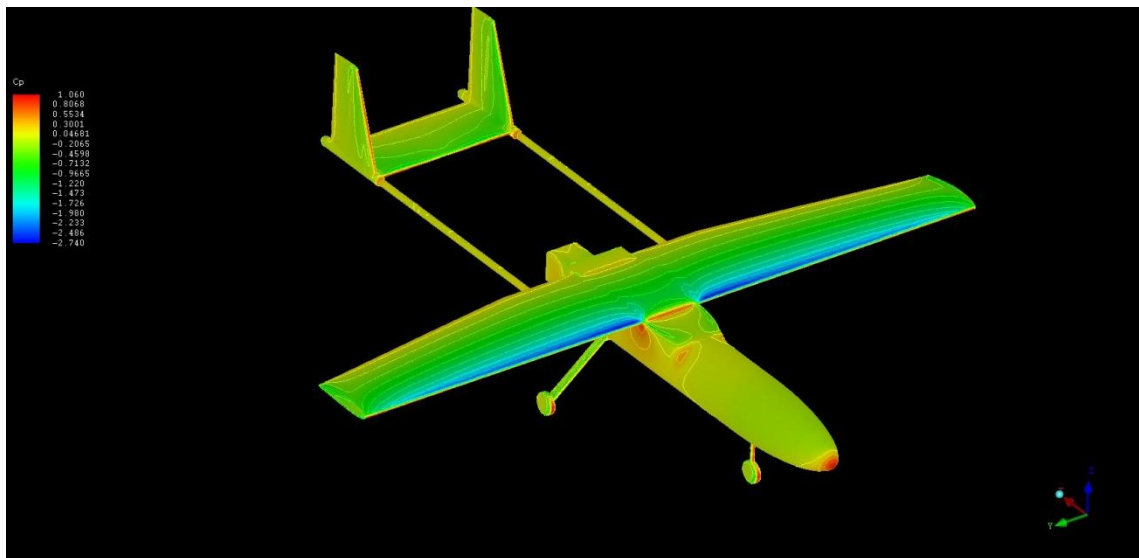
AoA 7°



**AoA 10°**

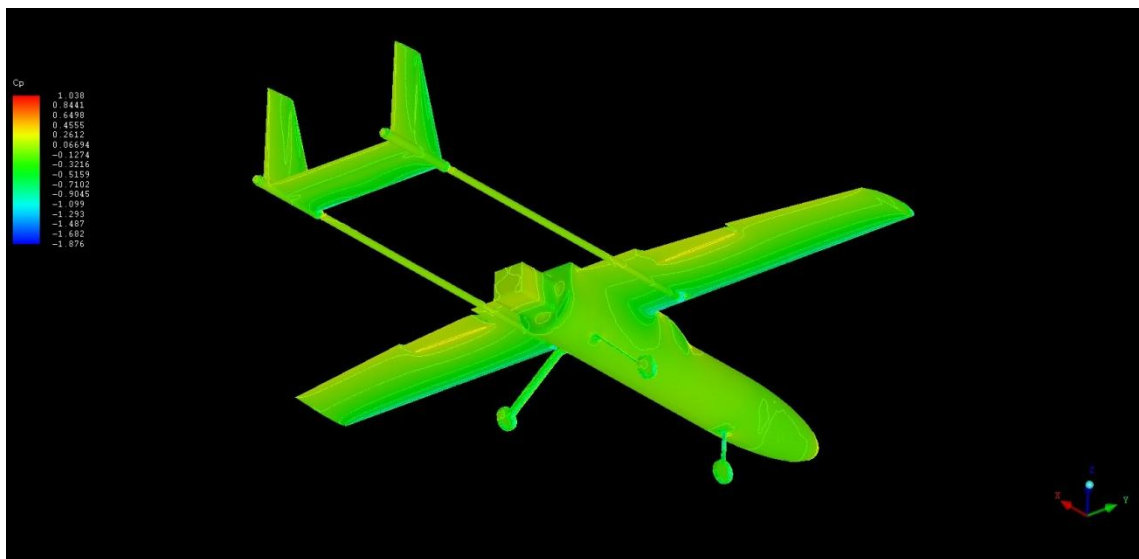
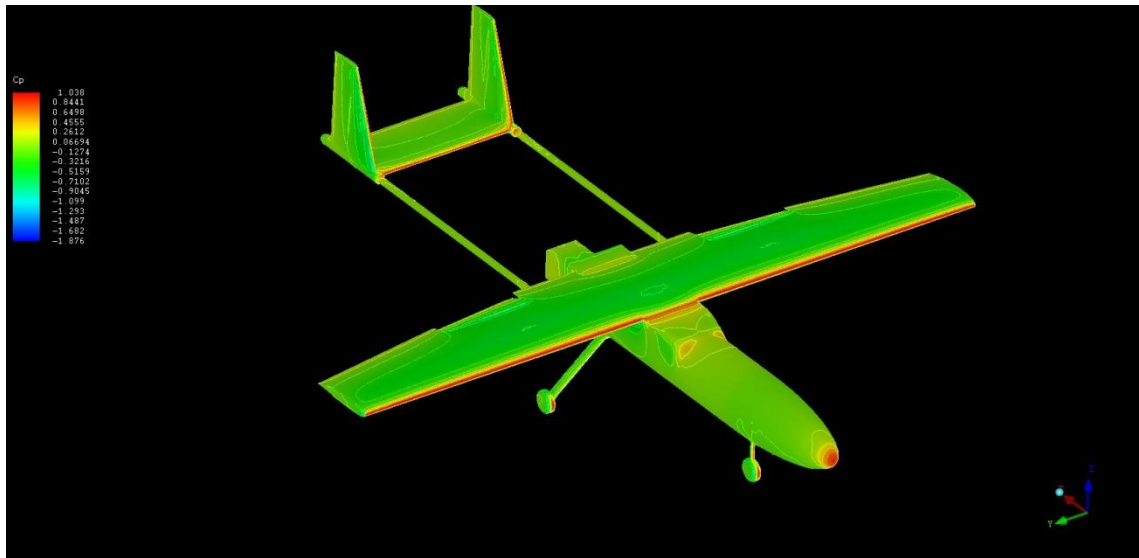


AoA 7°

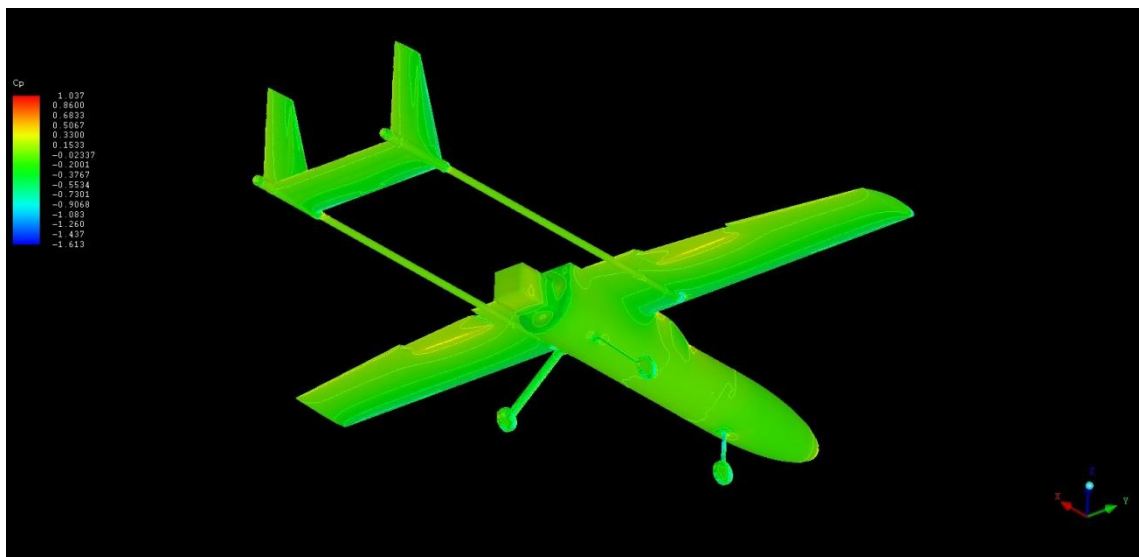
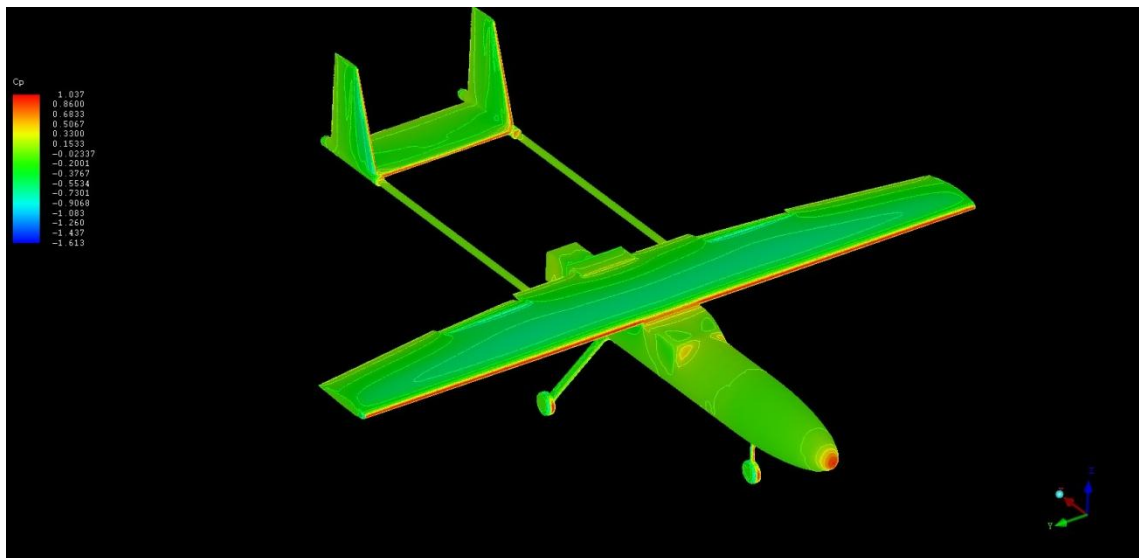


Flap 10°

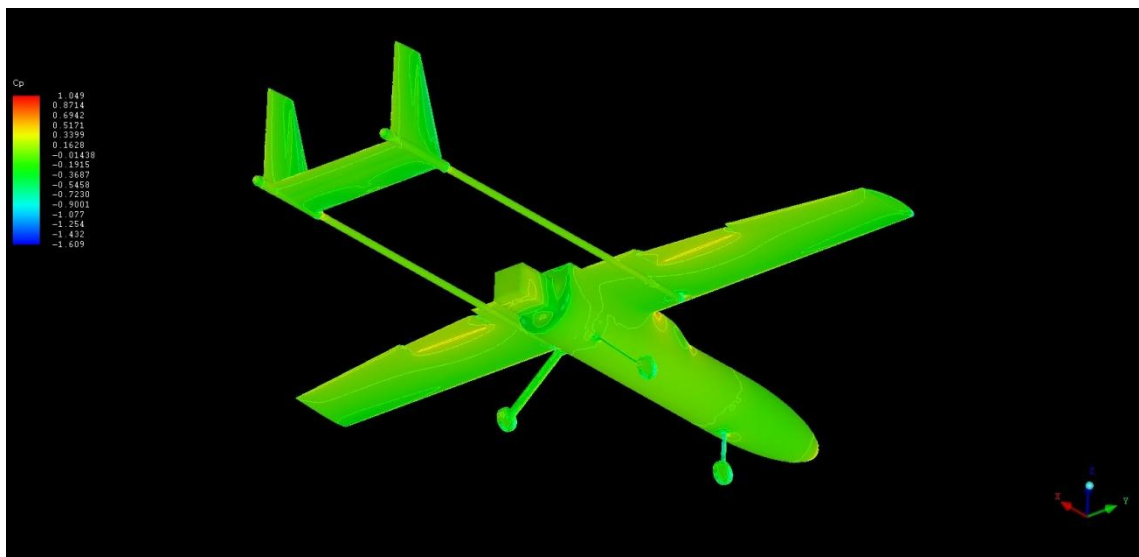
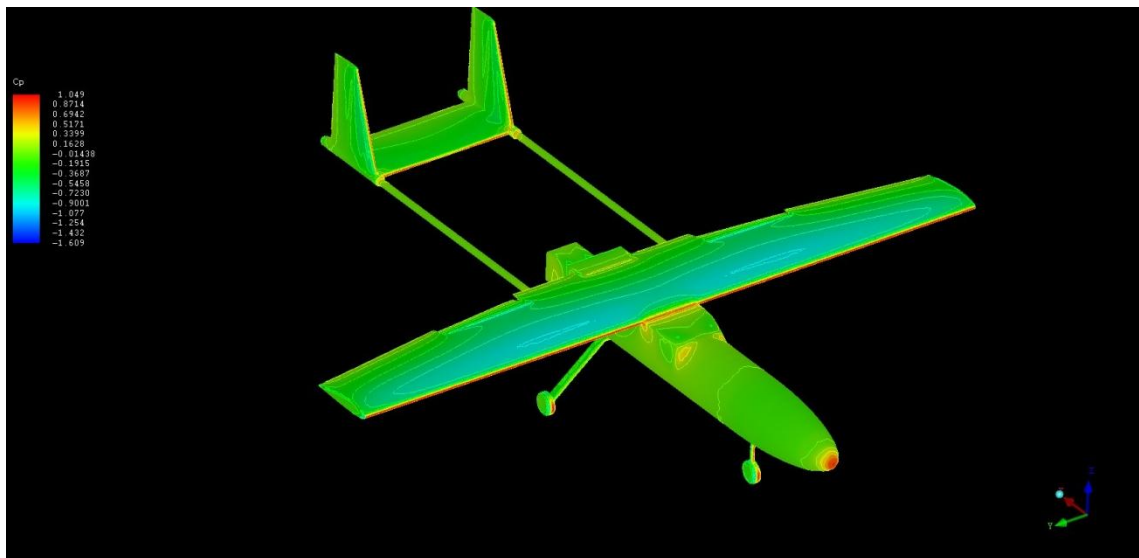
AoA -5°



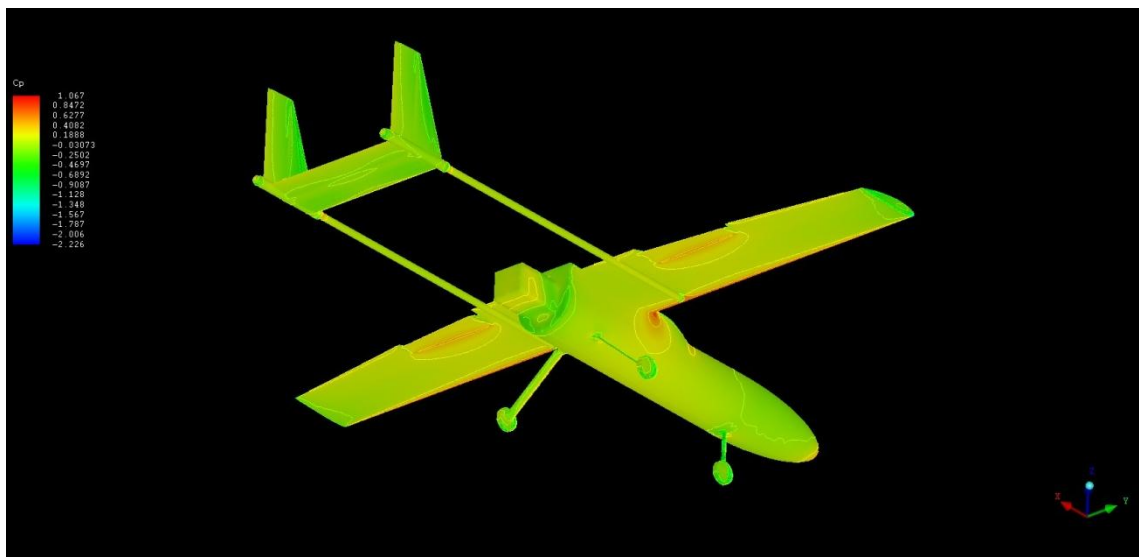
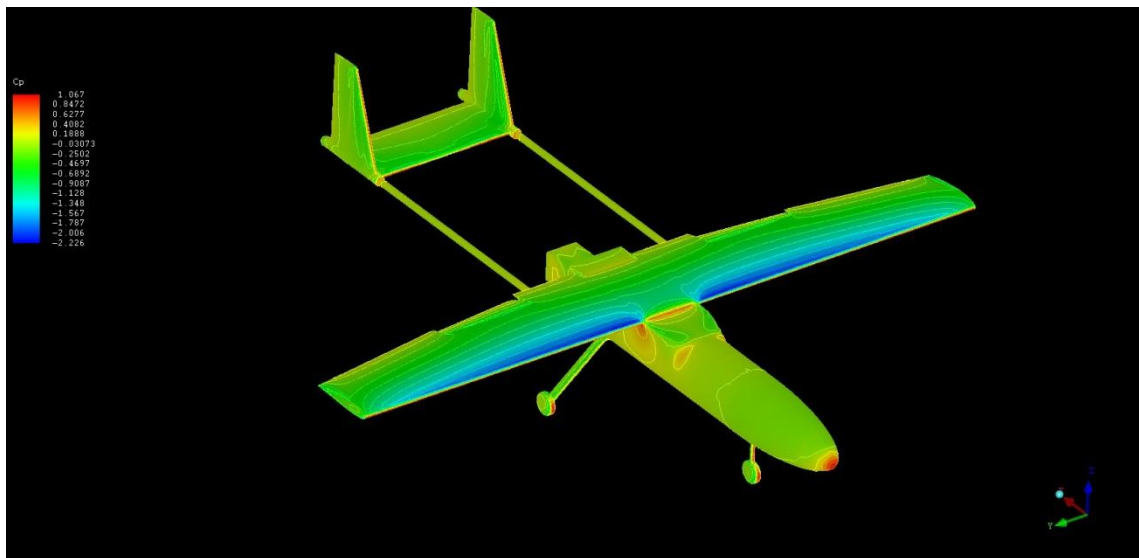
**AoA -3°**



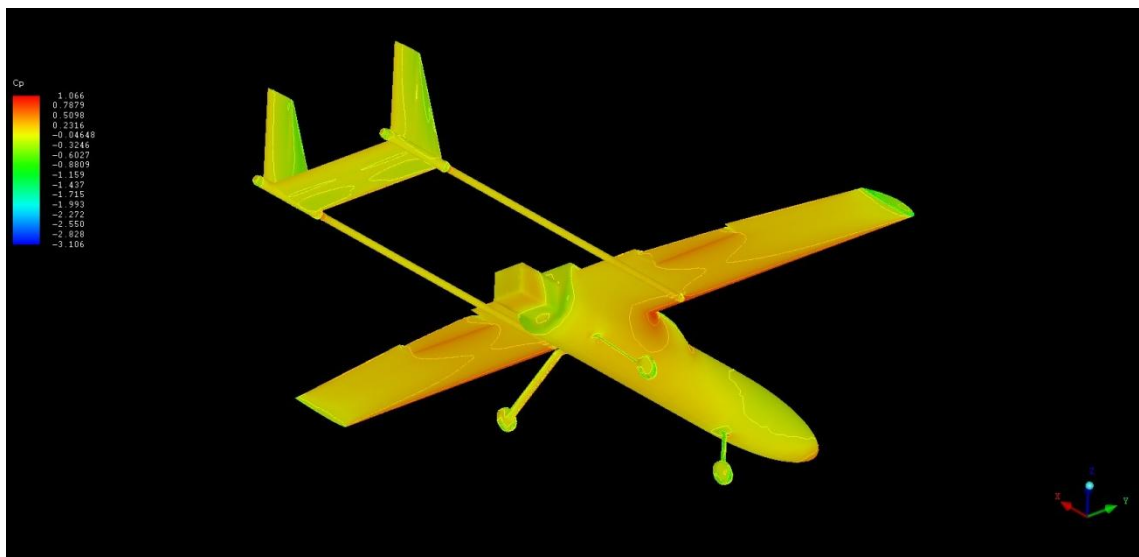
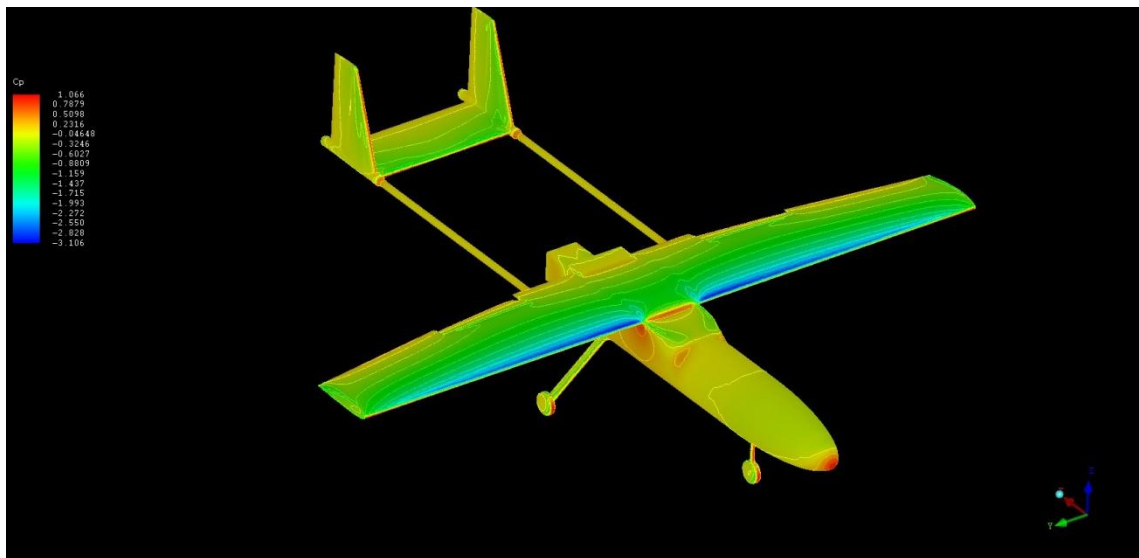
AoA  $0^\circ$



AoA 5°

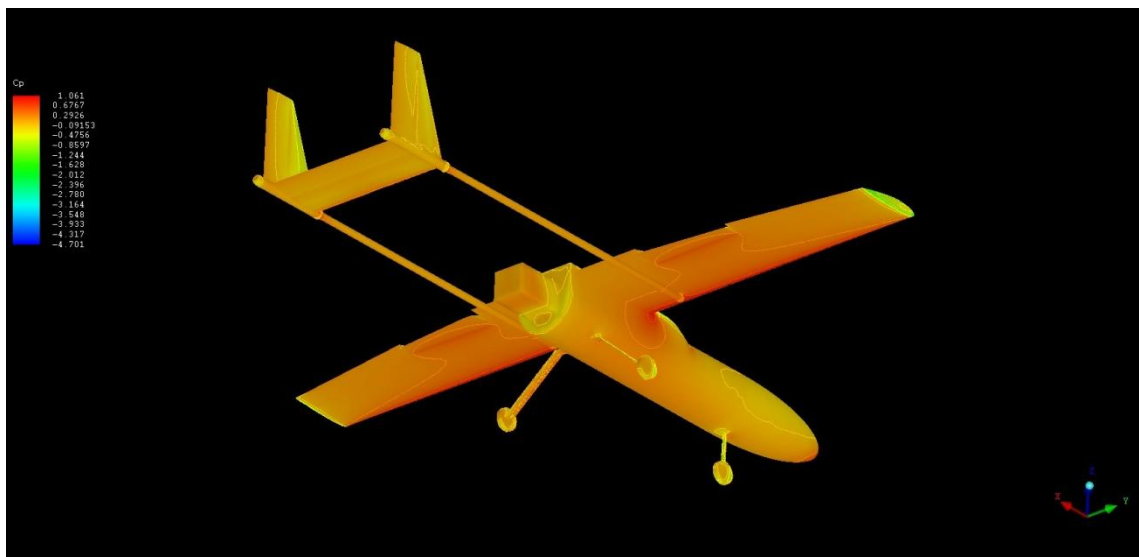
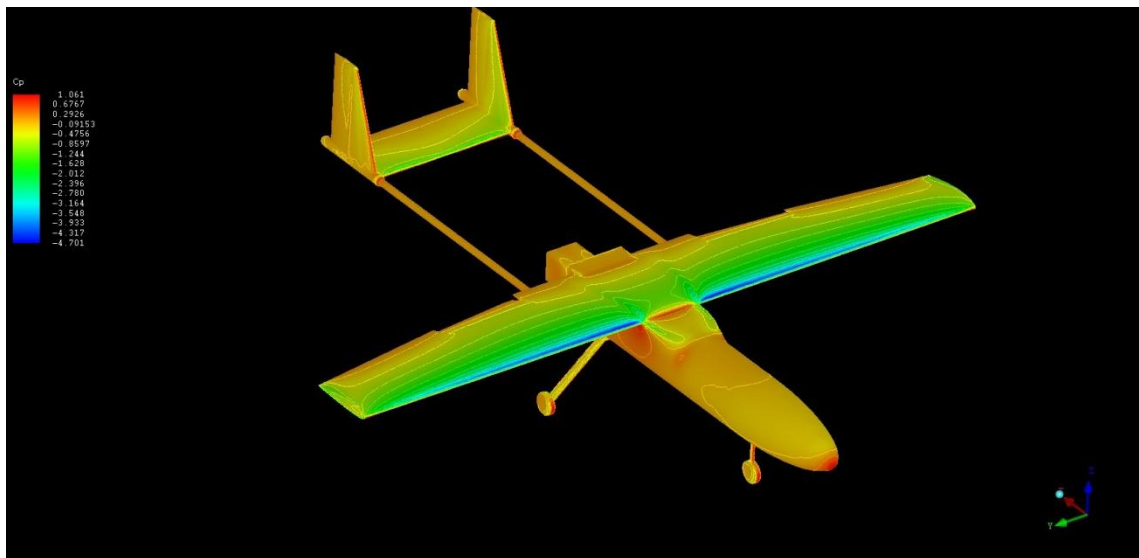


AoA 7°



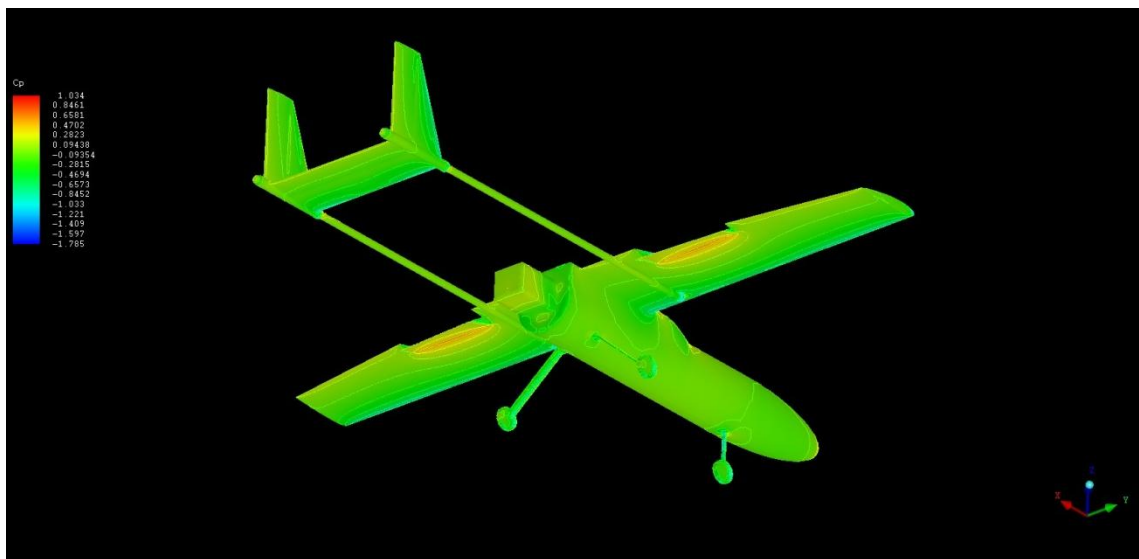
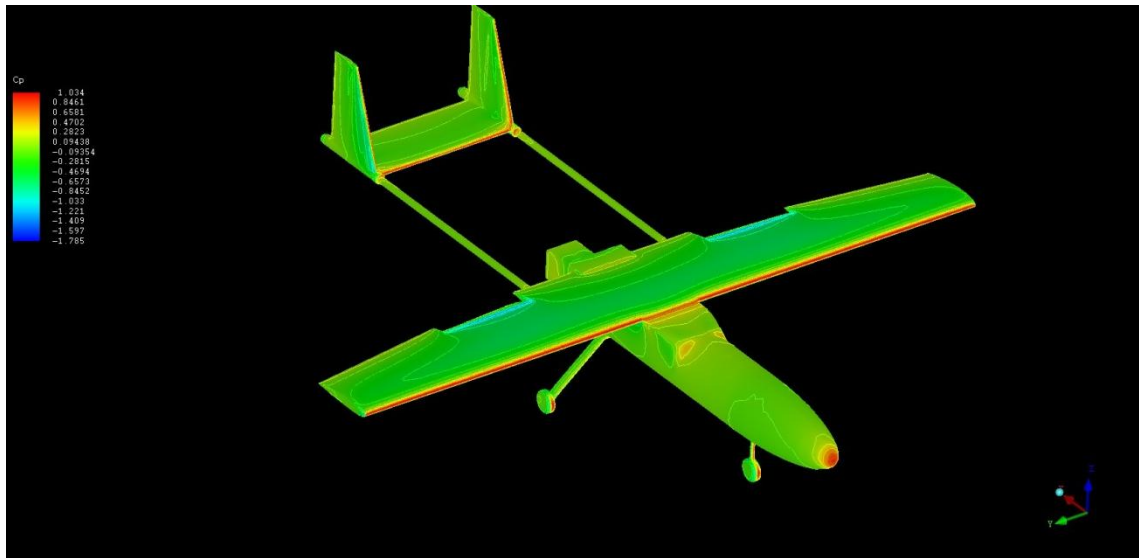


**AoA 10°**

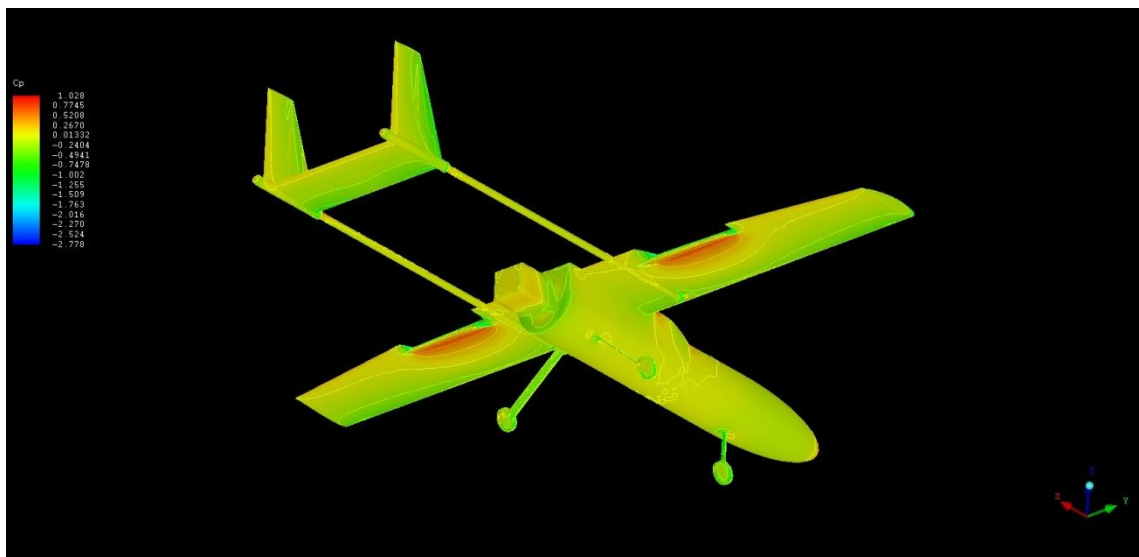
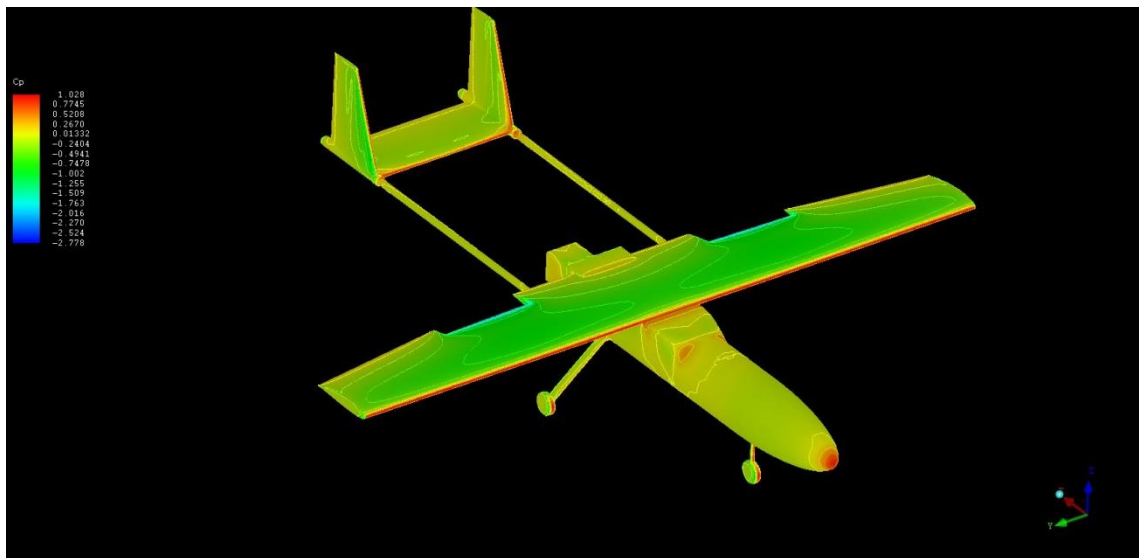


Flap 20°

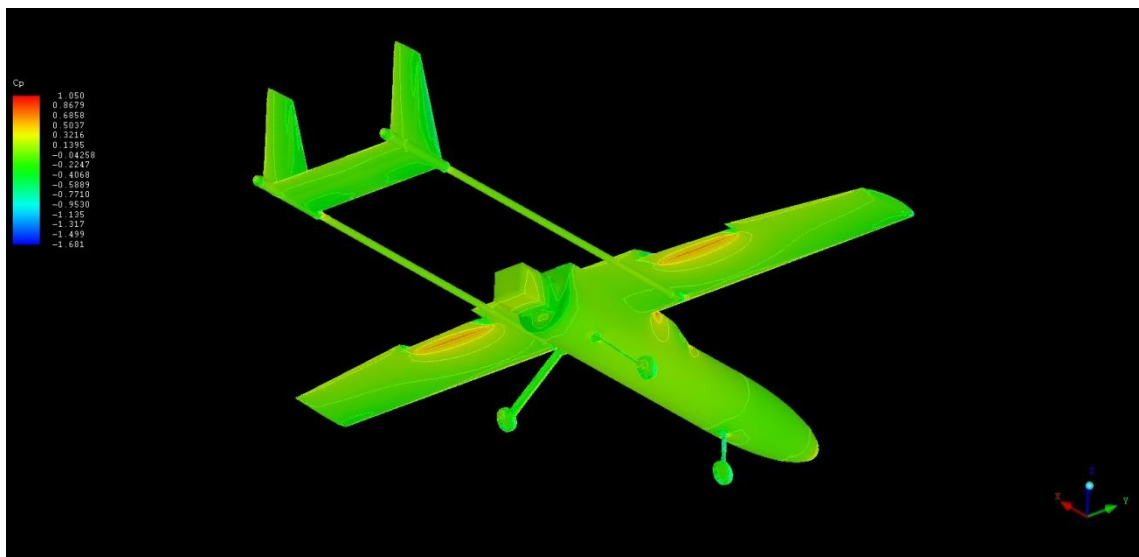
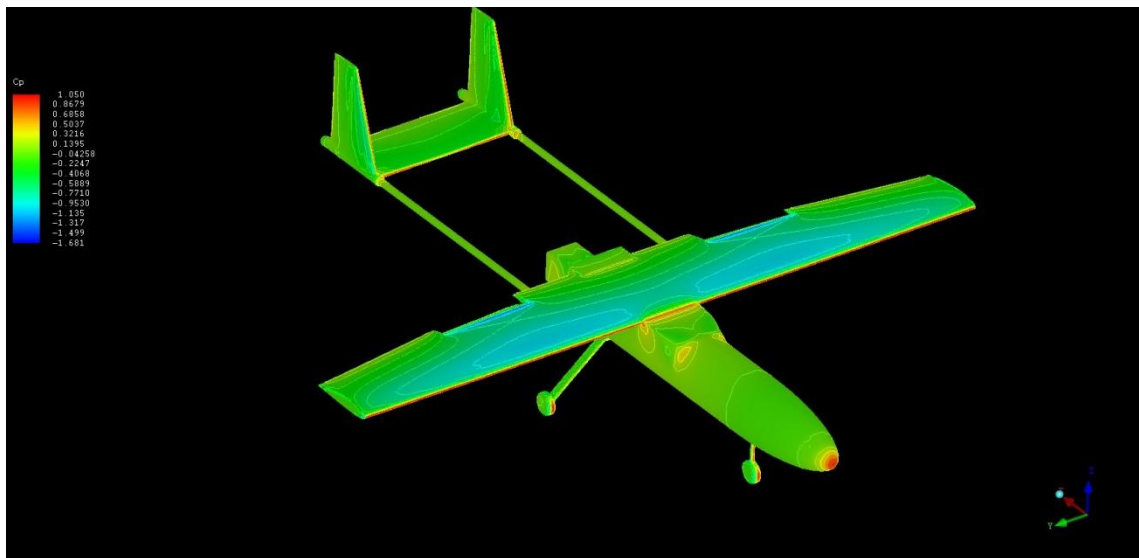
AoA -5°



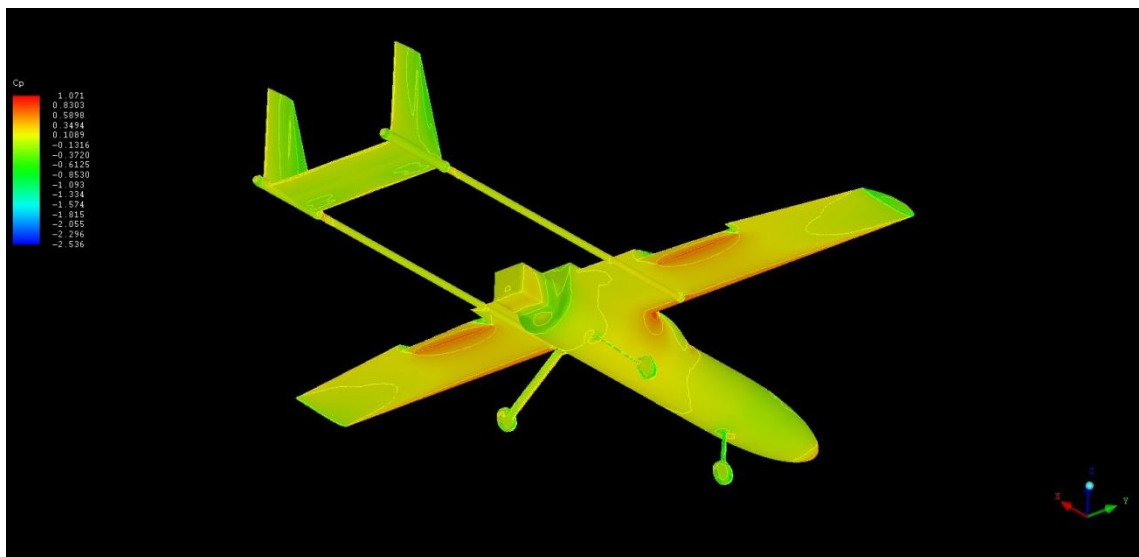
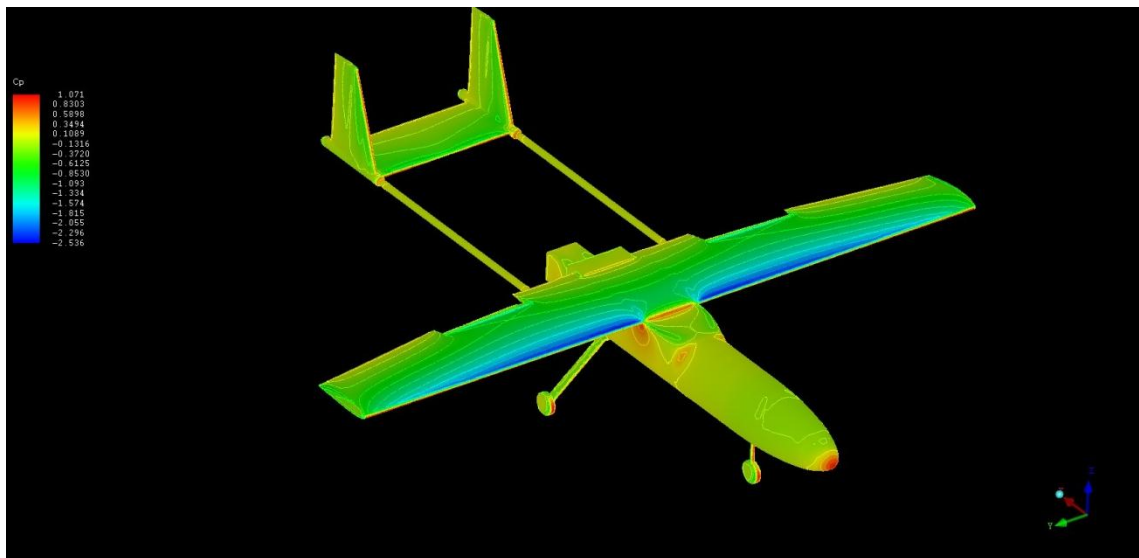
**AoA -3°**



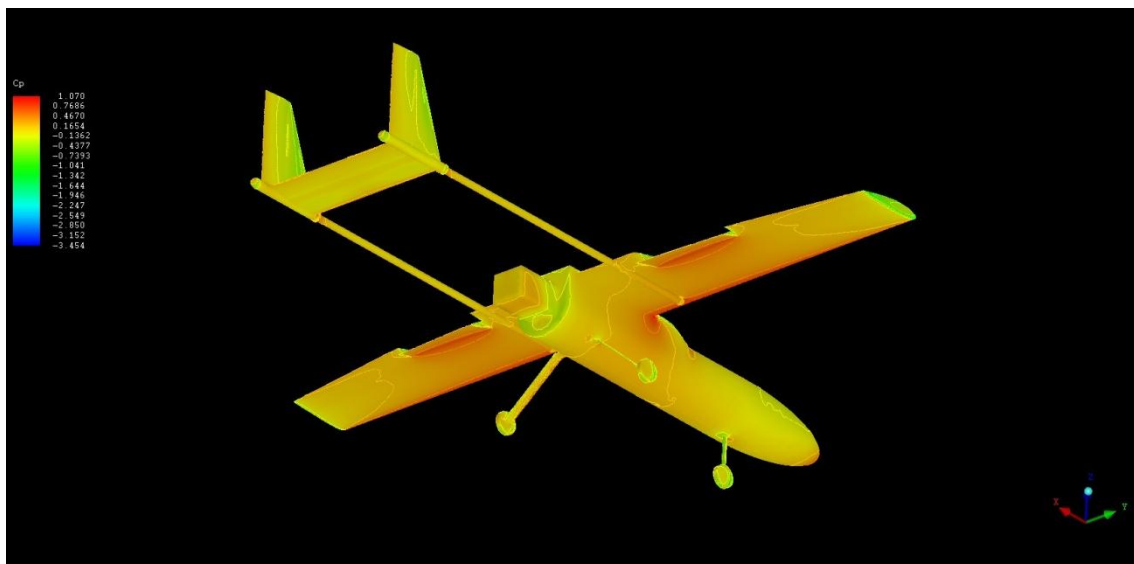
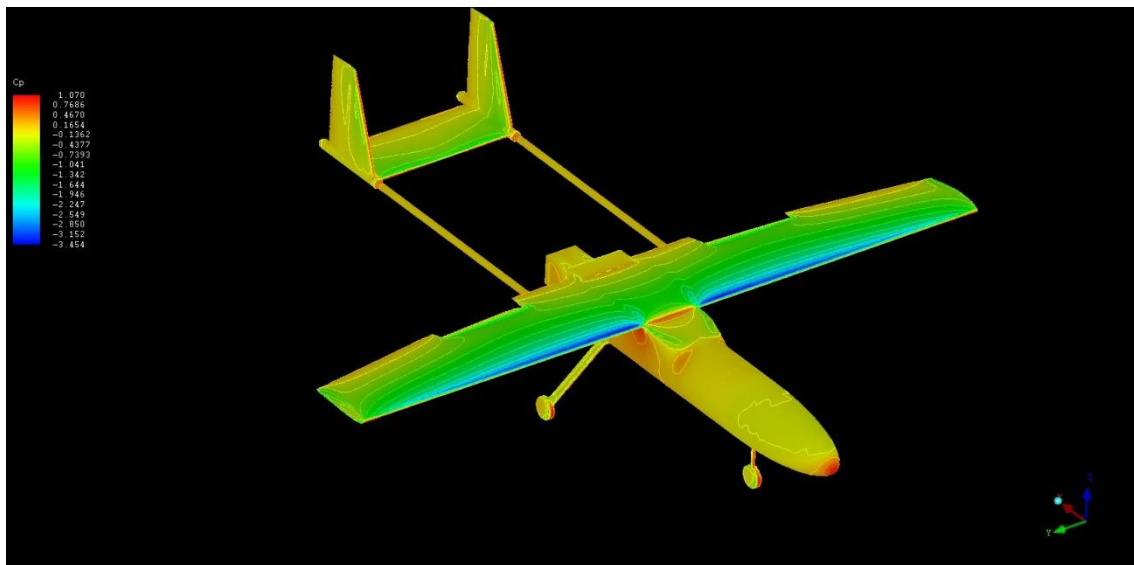
AoA 0°



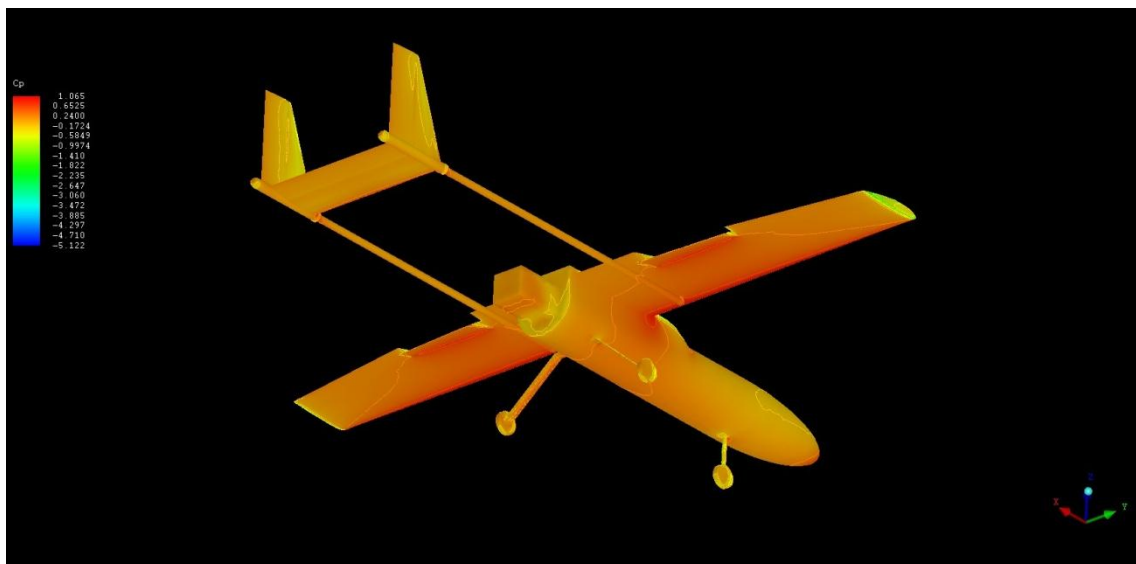
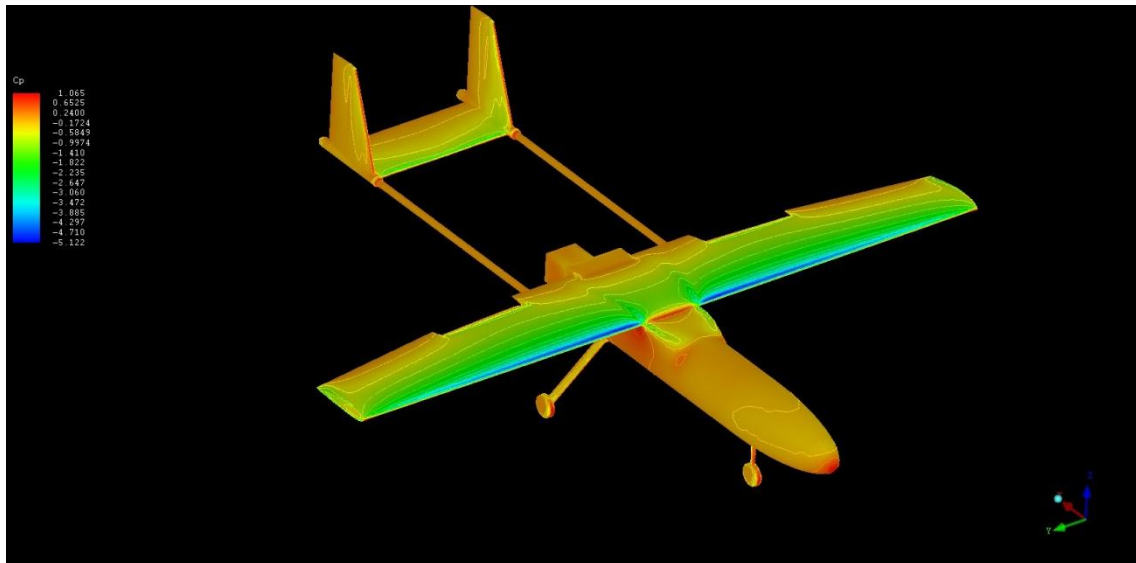
AoA 5°



AoA 7°

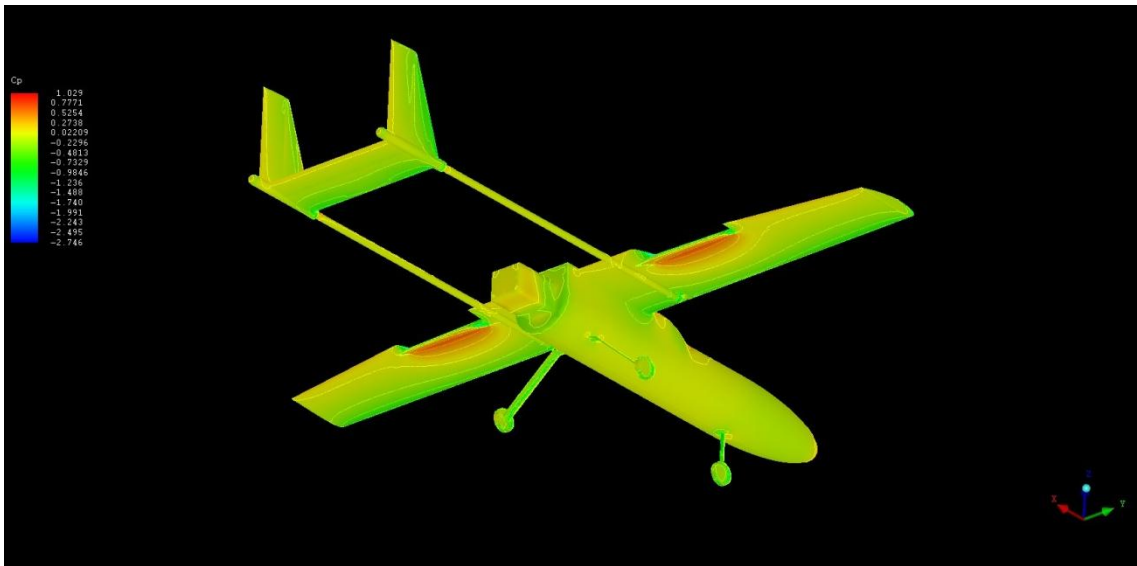
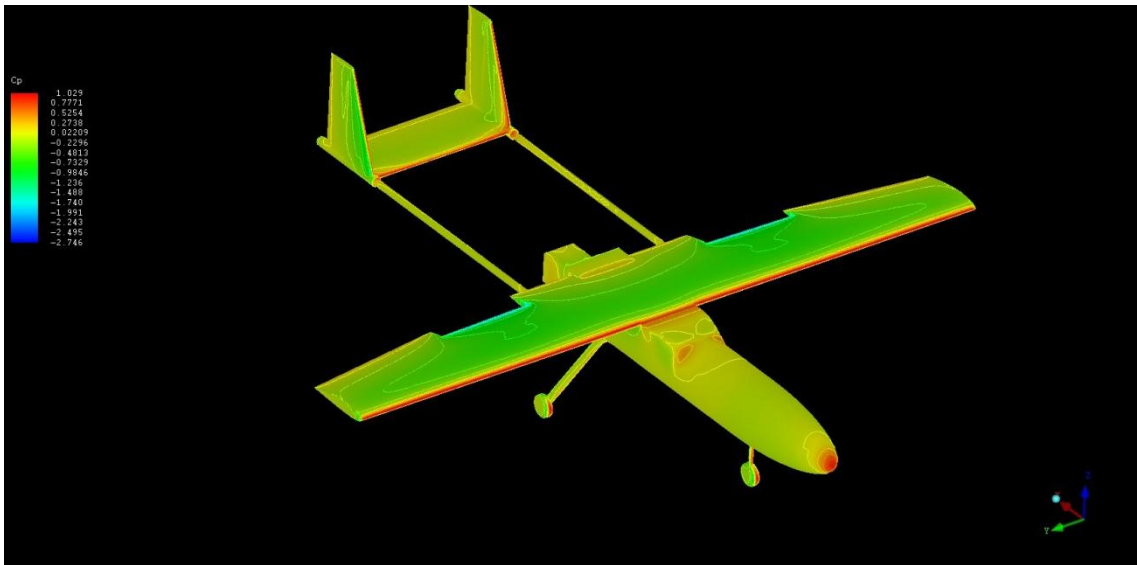


**AoA 10°**



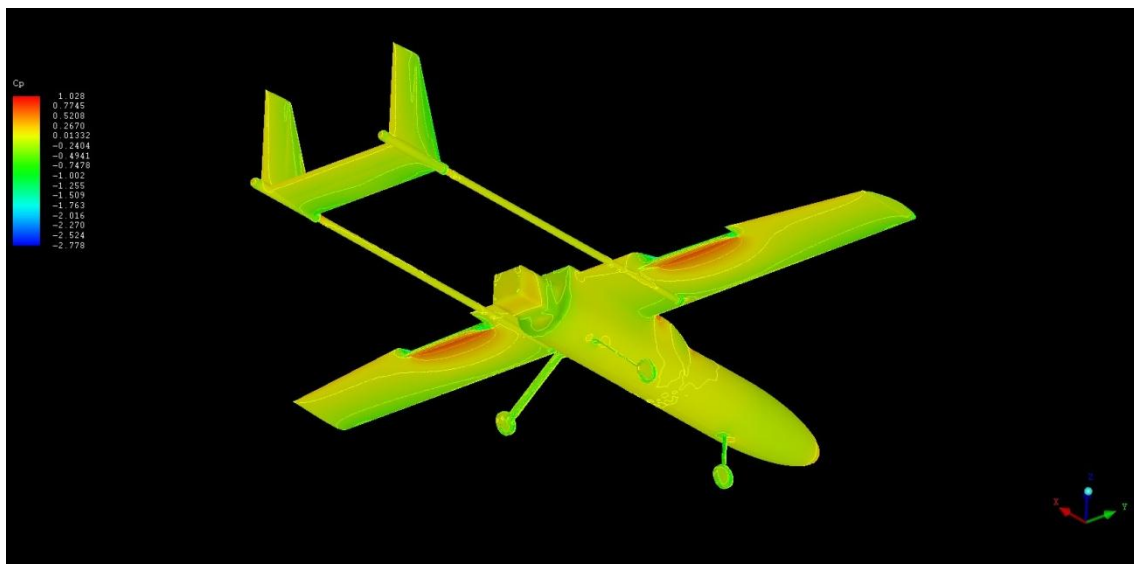
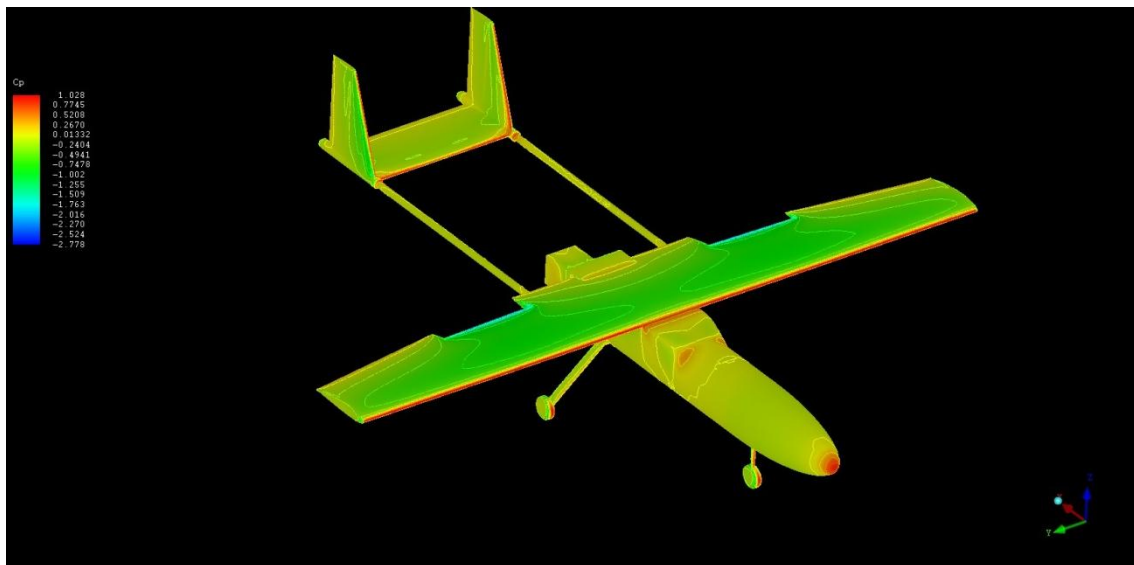
Flaps 30°

AoA -5°

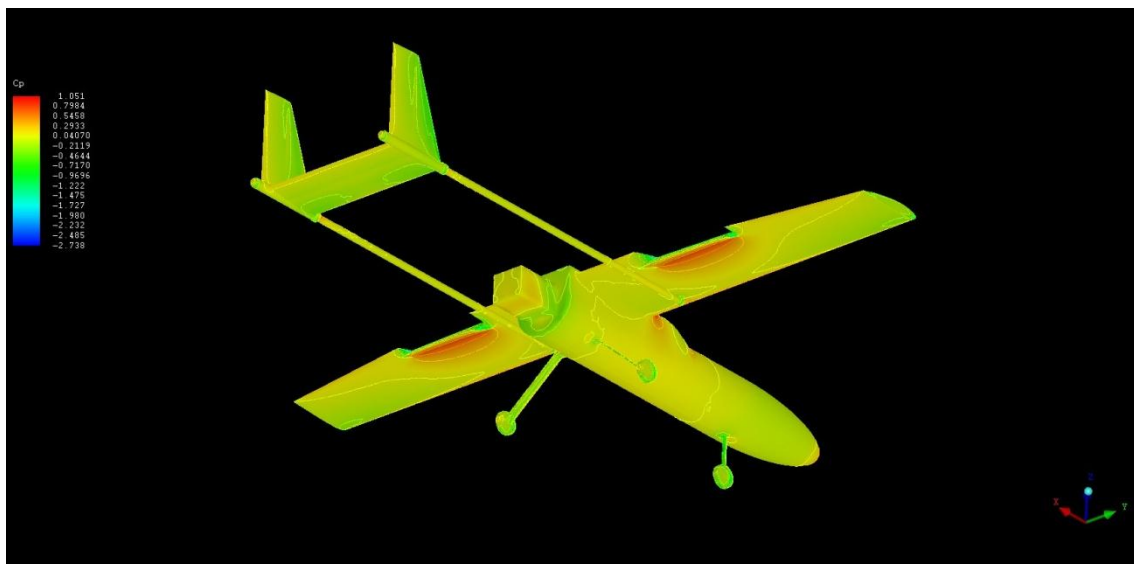
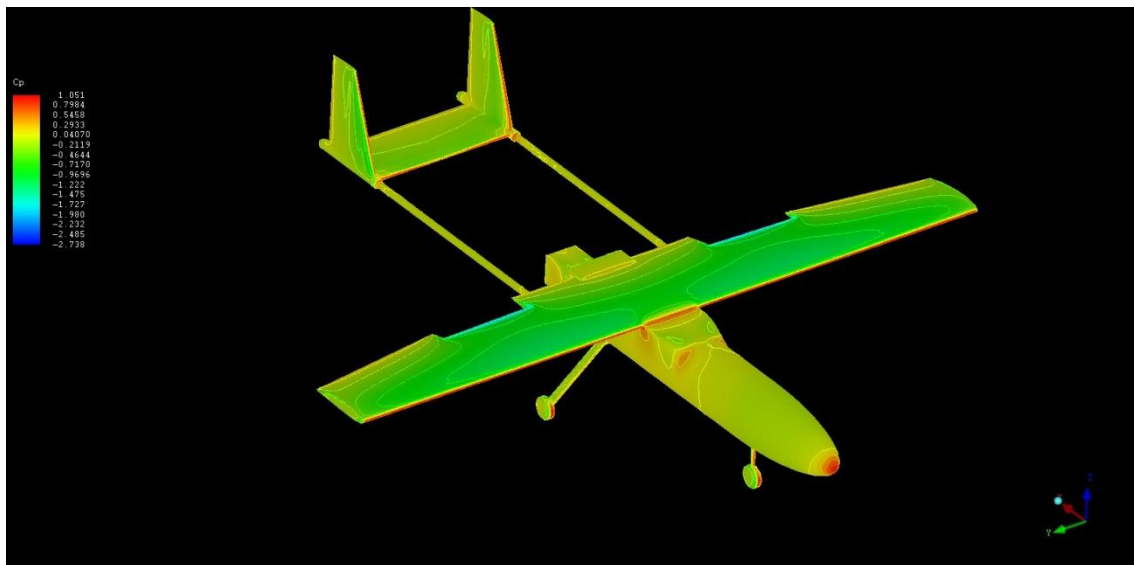




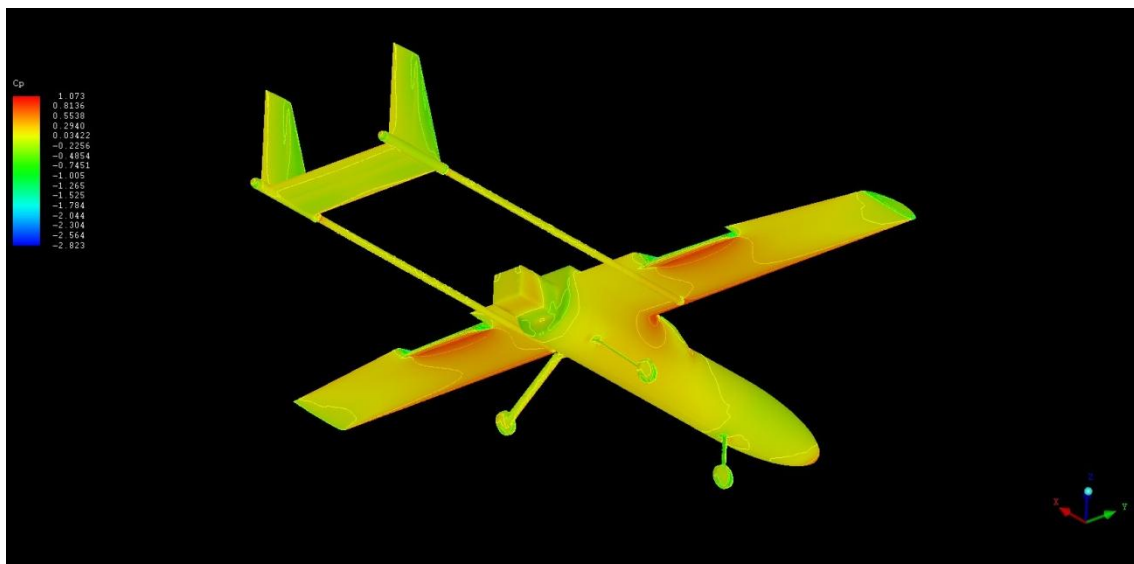
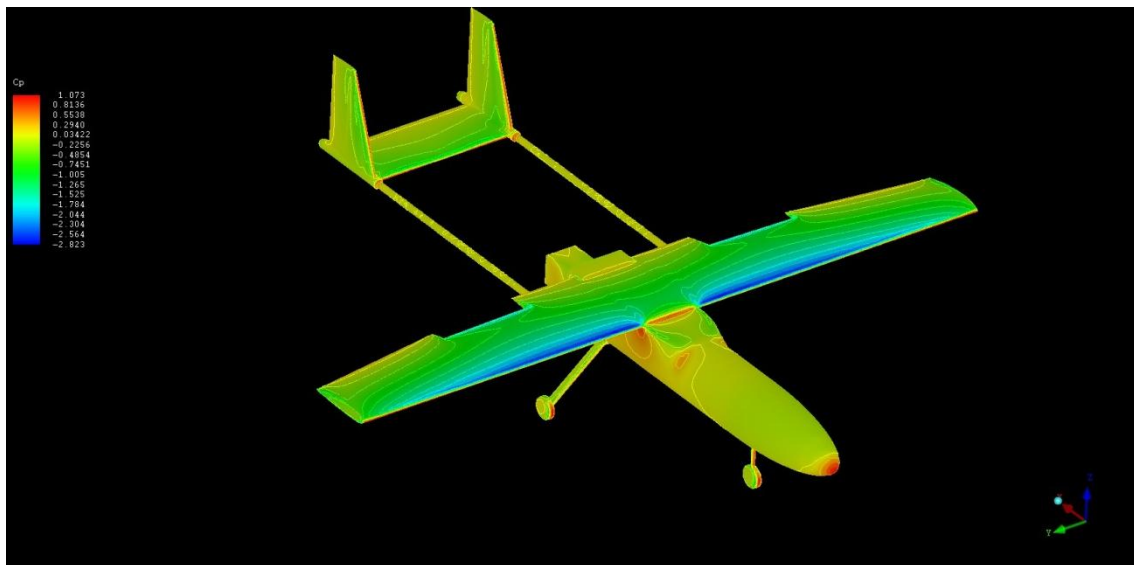
**AoA -3°**



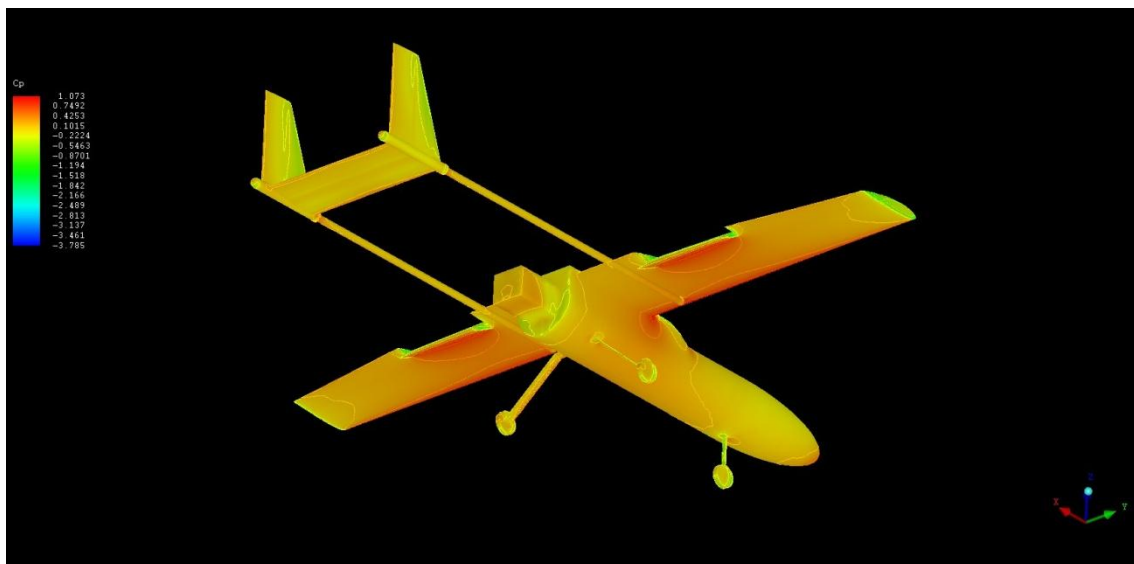
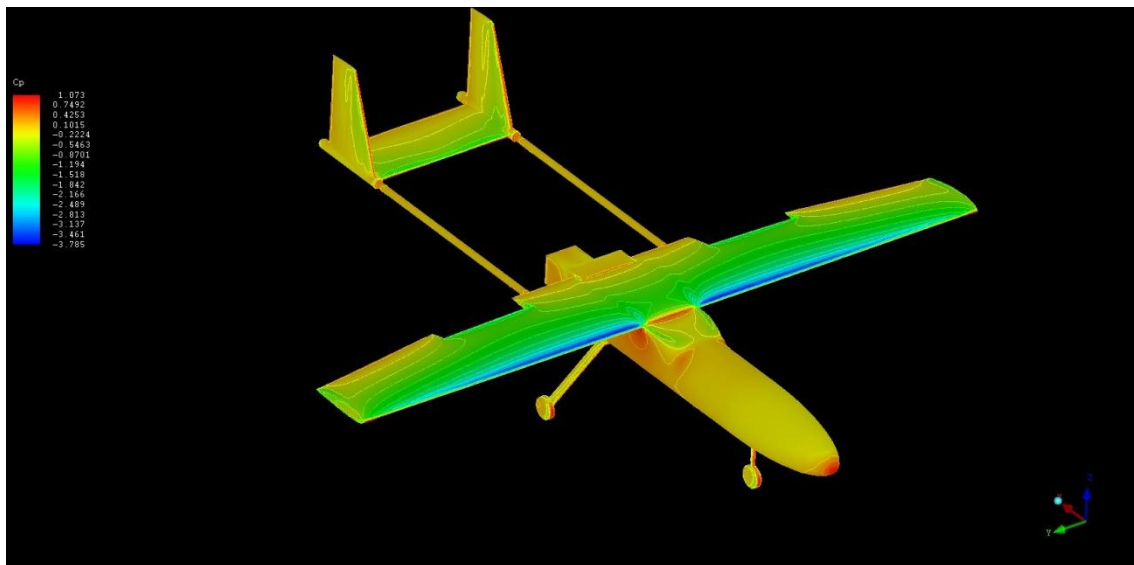
AoA 0°



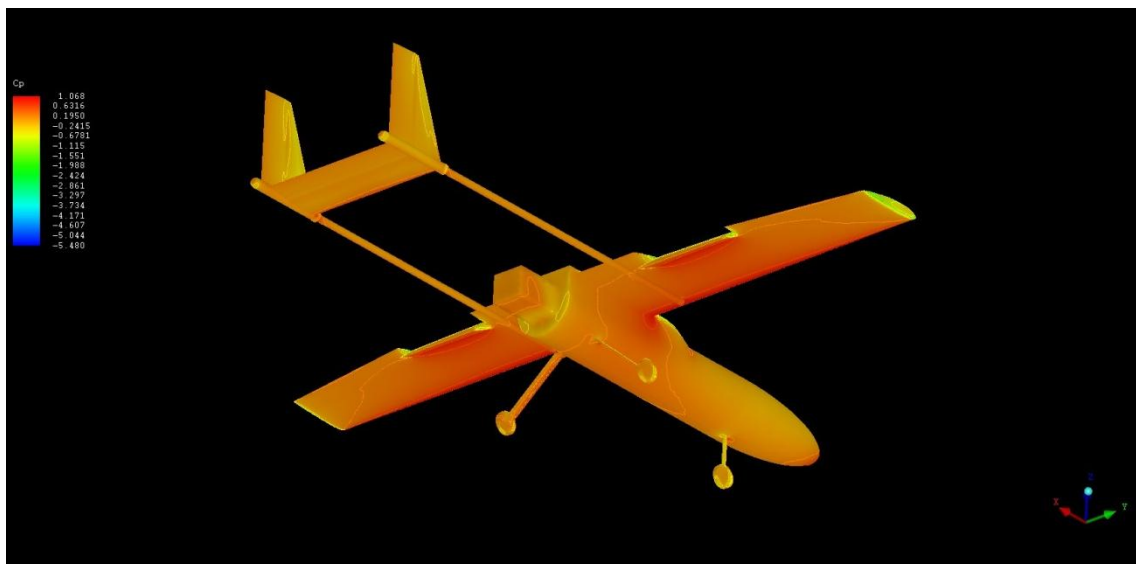
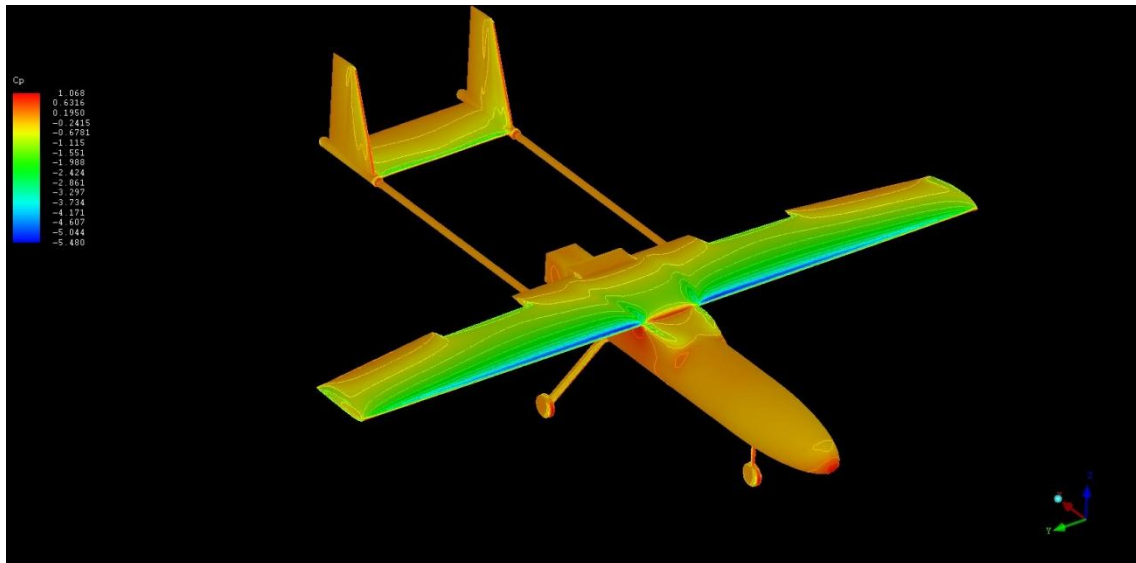
AoA 5°



AoA 7°

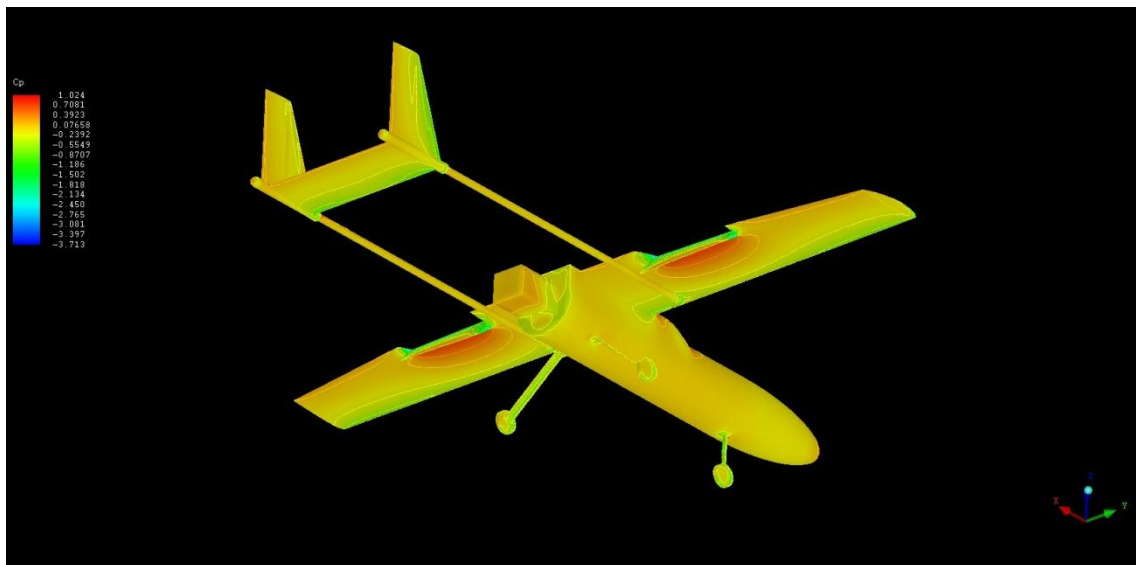
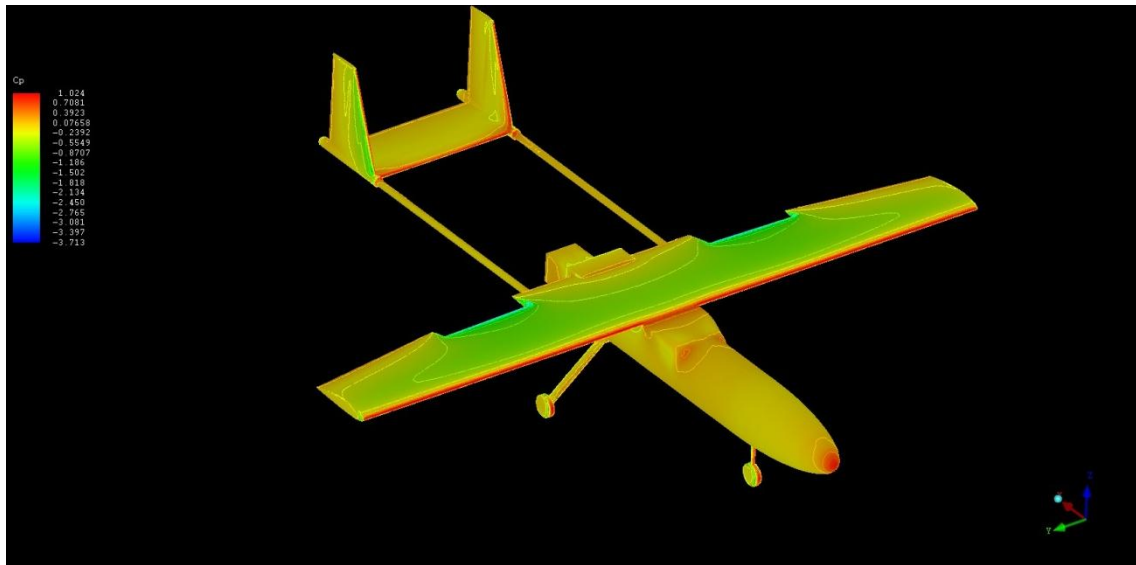


**AoA 10°**

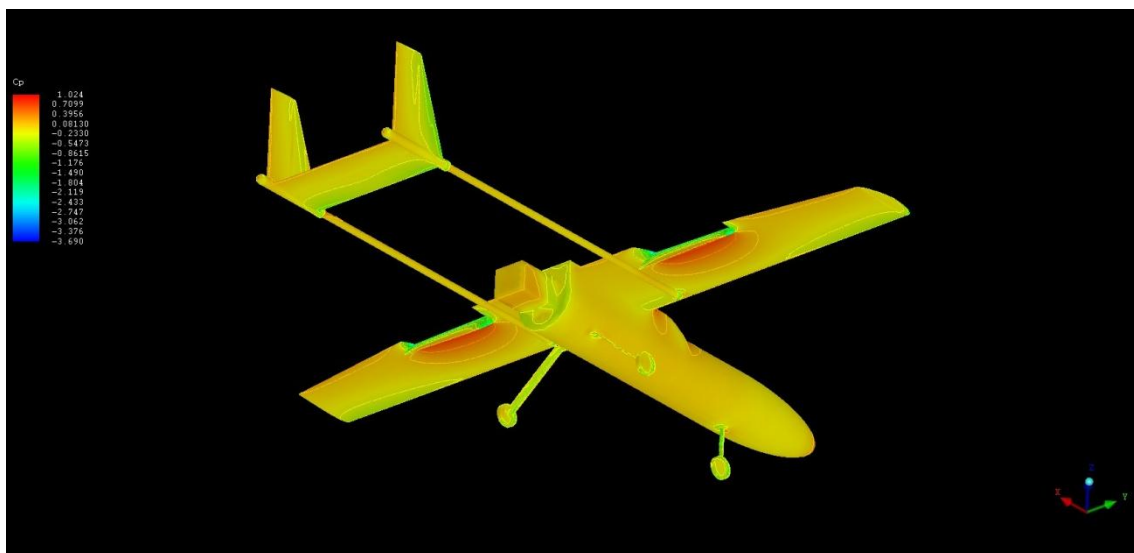
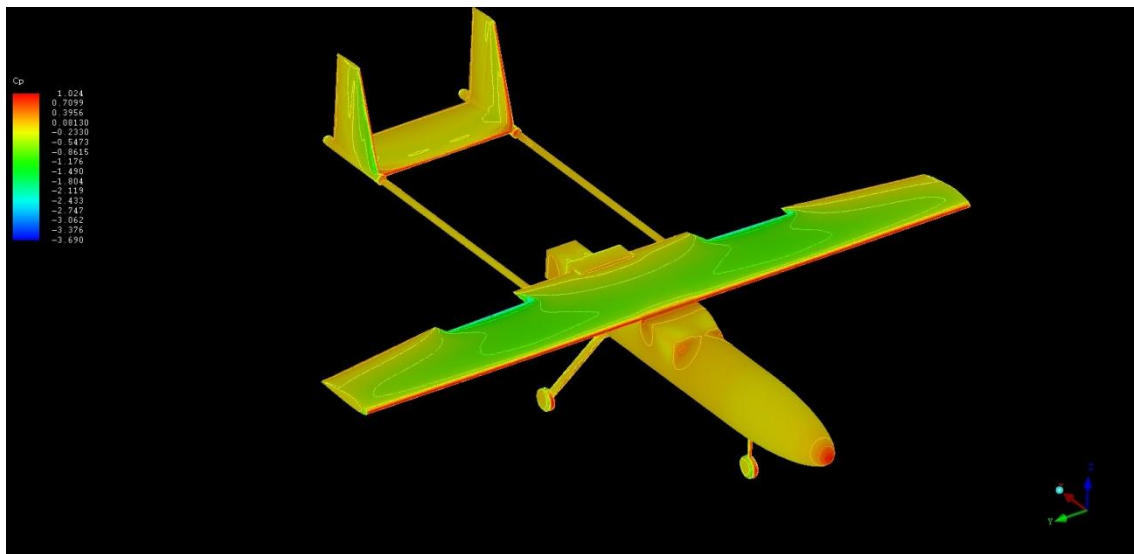


Flaps 40°

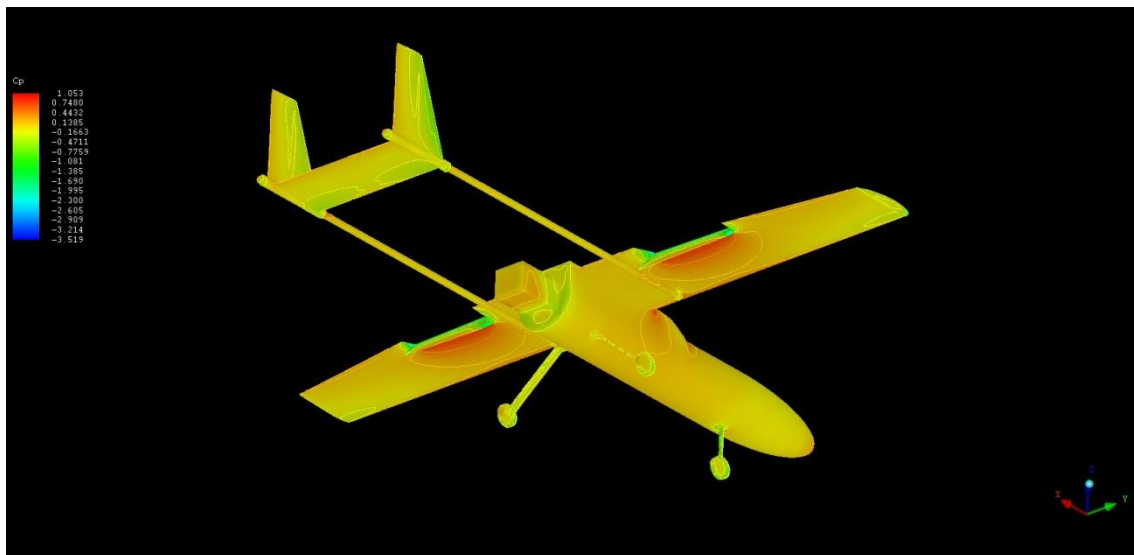
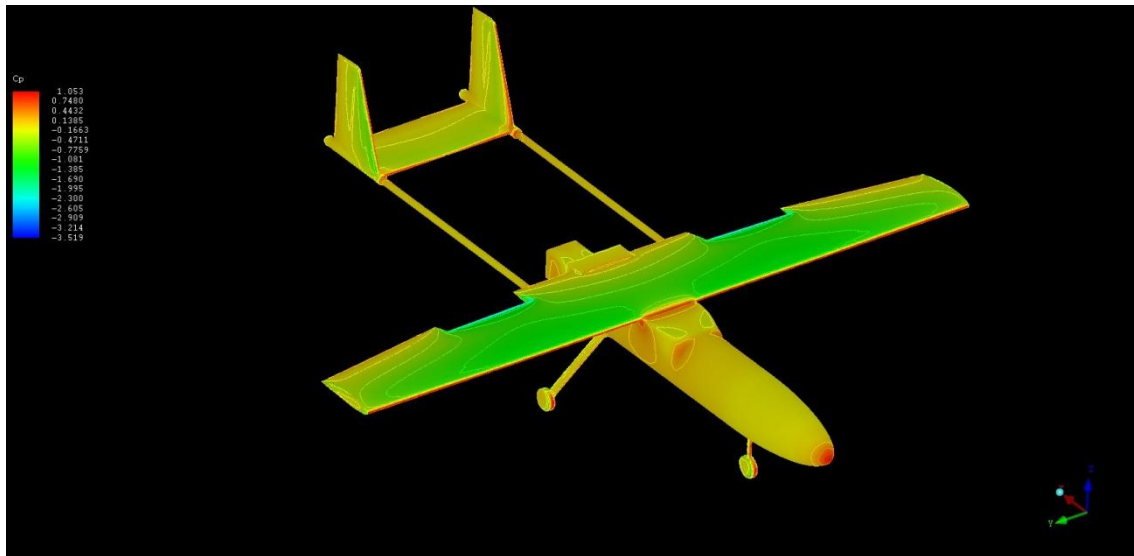
AoA -5°



AoA  $-3^\circ$

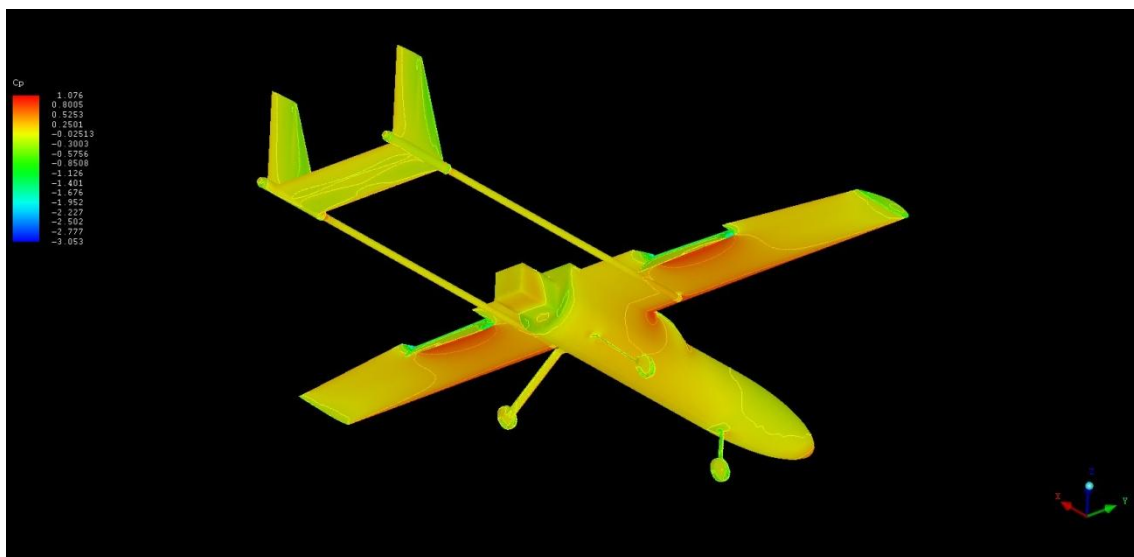
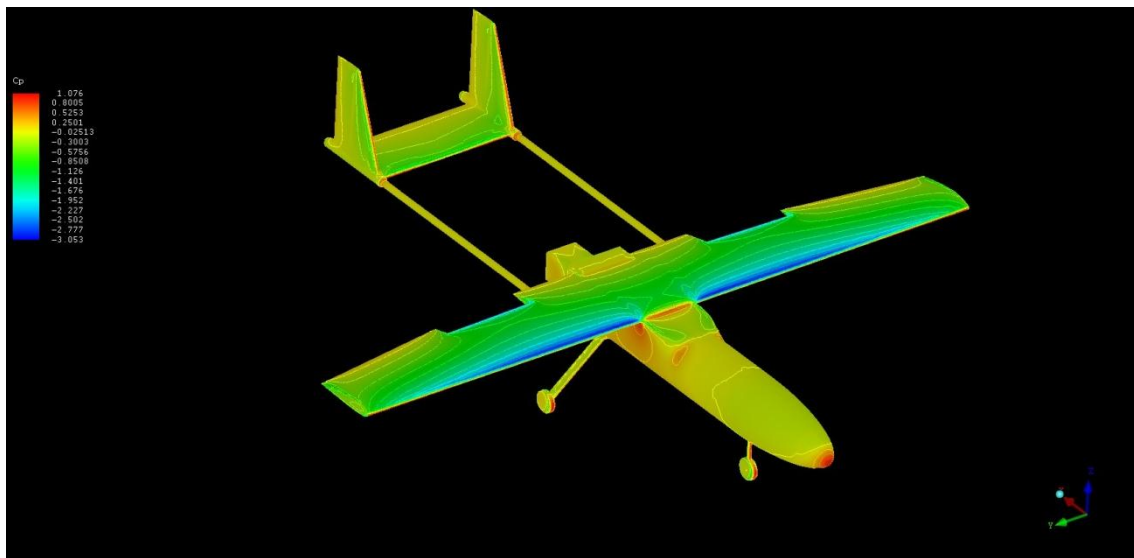


AoA  $0^\circ$

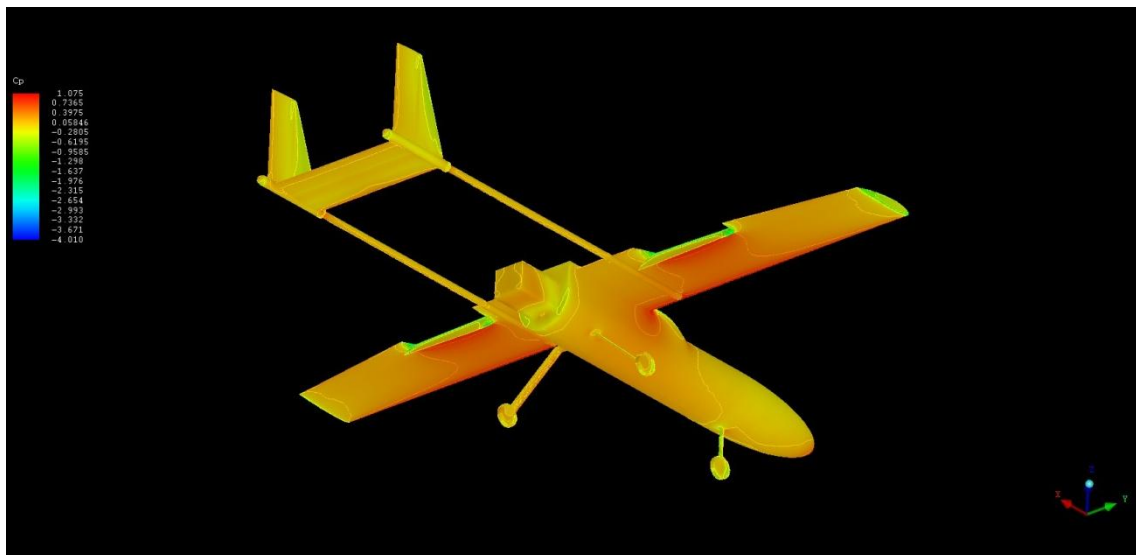
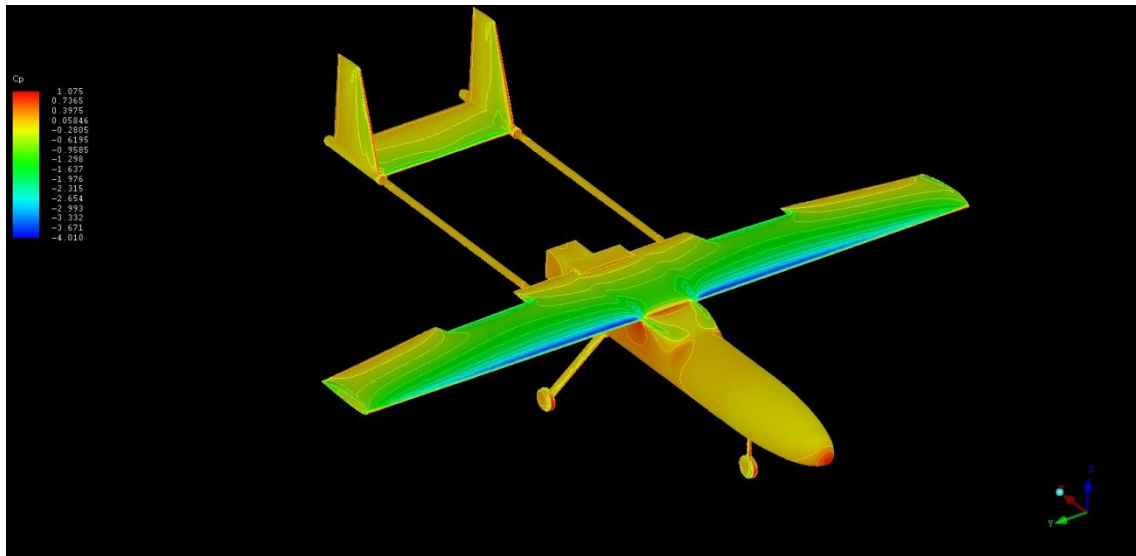




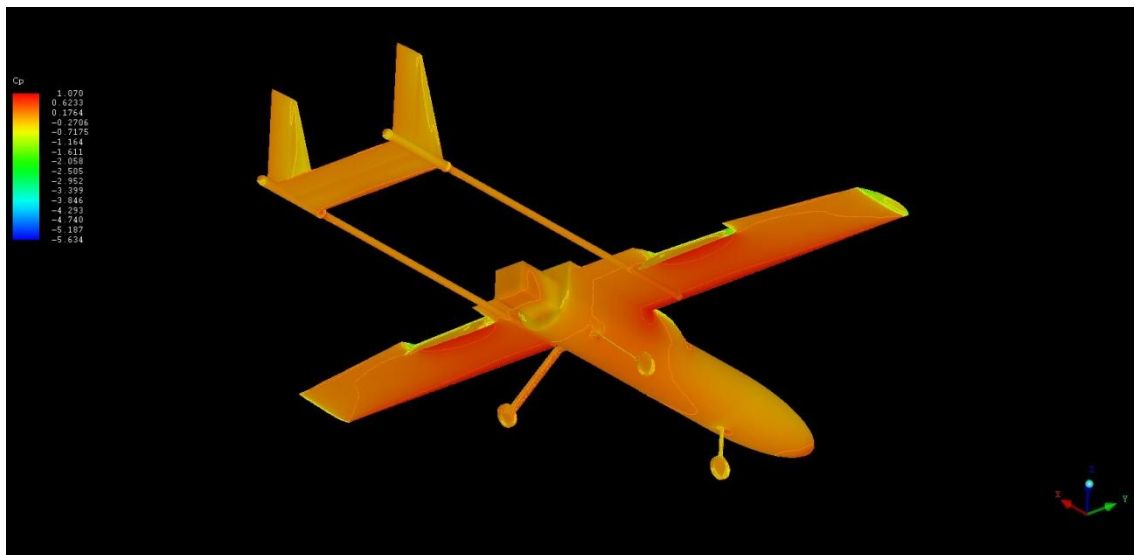
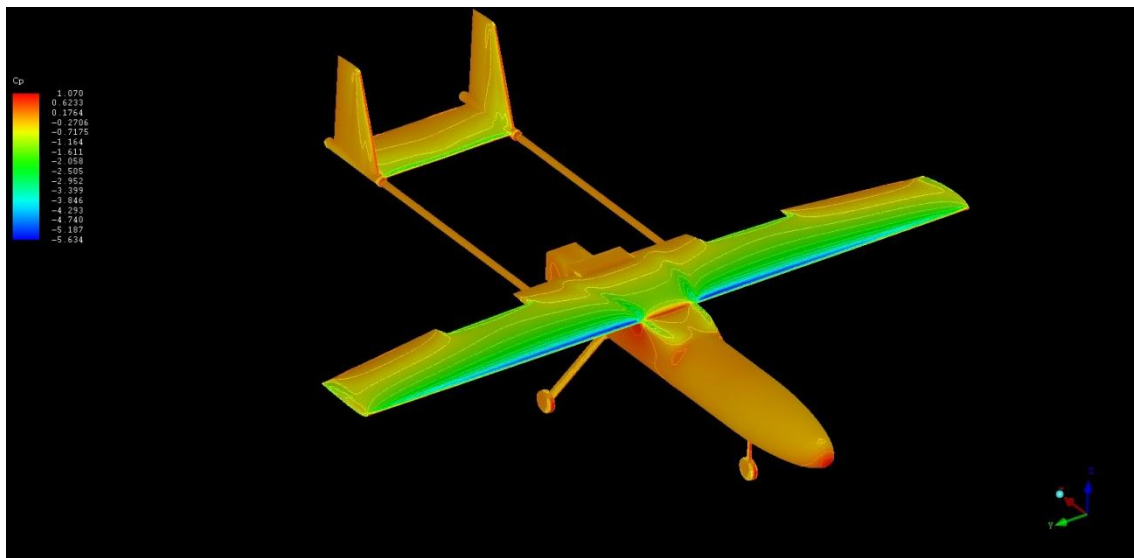
AoA 5°



AoA 7°



**AoA 10°**



## Apéndice II: Resultados CFD tabulados

### Flaps 0°

| AoA | $C_L$    | $C_D$   | $C_M$    |
|-----|----------|---------|----------|
| -5  | -0,19648 | 0,04333 | 0,07493  |
| -3  | -0,01535 | 0,04044 | 0,04752  |
| 0   | 0,25635  | 0,04296 | 0,00635  |
| 5   | 0,70918  | 0,06545 | -0,06142 |
| 7   | 0,89031  | 0,08085 | -0,08788 |
| 10  | 1,15463  | 0,12792 | -0,12676 |

### Flaps 10°

| AoA | $C_L$    | $C_D$   | $C_M$    |
|-----|----------|---------|----------|
| -5  | -0,08119 | 0,04687 | 0,07004  |
| -3  | 0,09953  | 0,04585 | 0,04263  |
| 0   | 0,37061  | 0,05116 | 0,00139  |
| 5   | 0,82242  | 0,07821 | -0,06666 |
| 7   | 1,00314  | 0,09541 | -0,09329 |
| 10  | 1,26974  | 0,14305 | -0,13238 |

### Flaps 20°

| AoA | C <sub>L</sub> | C <sub>D</sub> | C <sub>M</sub> |
|-----|----------------|----------------|----------------|
| -5  | 0,01927        | 0,0598         | 0,06587        |
| -3  | 0,19882        | 0,06041        | 0,03842        |
| 0   | 0,46813        | 0,06806        | -0,00292       |
| 5   | 0,91699        | 0,09879        | -0,07127       |
| 7   | 1,09654        | 0,11737        | -0,09807       |
| 10  | 1,35916        | 0,17344        | -0,13754       |

### Flaps 30°

| AoA | C <sub>L</sub> | C <sub>D</sub> | C <sub>M</sub> |
|-----|----------------|----------------|----------------|
| -5  | 0,08744        | 0,07831        | 0,06315        |
| -3  | 0,26518        | 0,07999        | 0,03565        |
| 0   | 0,53179        | 0,08912        | -0,0058        |
| 5   | 0,97614        | 0,12195        | -0,07444       |
| 7   | 1,24274        | 0,14125        | -0,10139       |
| 10  | 1,39916        | 0,22574        | -0,14158       |

### Flaps 40°

| AoA | C <sub>L</sub> | C <sub>D</sub> | C <sub>M</sub> |
|-----|----------------|----------------|----------------|
| -5  | 0,15684        | 0,10213        | 0,06043        |
| -3  | 0,33237        | 0,10488        | 0,03286        |
| 0   | 0,59565        | 0,11544        | -0,00873       |
| 5   | 1,03447        | 0,15023        | -0,07769       |
| 7   | 1,20999        | 0,17016        | -0,10479       |
| 10  | 1,41331        | 0,33854        | -0,14651       |

## Polar trimada

| AoA | $C_L$    | $C_D$   | $C_M$    |
|-----|----------|---------|----------|
| -5  | -0,2265  | 0,0460  | 0.01372  |
| -3  | -0,04536 | 0,04331 | 0.00821  |
| 0   | 0,22635  | 0,04792 | 0.00045  |
| 5   | 0,6792   | 0,0787  | -0.00327 |
| 7   | 0,86034  | 0,0992  | -0.00578 |
| 10  | 1,13205  | 0,1386  | -0.00942 |

NOTA: Los valores diferentes de  $C_M$  proceden de errores por las hipótesis aerodinámicas seguidas para encontrar los valores de deflexión para el trimado, y también por los errores inherentes del método de cálculo aerodinámico. Idealmente, deberían de ser nulos.

## Apéndice III: Bibliografía

- 1.1 Fundamentos y aplicaciones de la Mecánica de Fluidos, Antonio Barrero Ripoll, Miguel Pérez-Saborid y Sanchez Pástor, Editorial Mc Graw Hill
- 1.2 Aircraft Design: A conceptual approach, Daniel P. Raymer, AIAA Education Series
- 1.3 Low Speed Aerodynamics, second edition. Joseph Katz, Allen Plotkin, Cambridge Aerospace series
- 1.4 A Vortex Lattice MATLAB Implementation for linear aerodynamic wing applications, Tomas Merlin, Master Tesis Royal Institute of Technology.
- 1.5 Ansys CFX-Solver, Release 10.0: Theory
- 1.6 Ansys CFX-Solver, Release 10.0: Installation and Overview
- 1.7 Summary of Airfoil Data, Ira H. Abbott, NACA 824
- 1.8 Airplane Design, Part VI, Dr Jan Roskam.
- 1.9 A User Guide to MSES 3.00, Mark Drela, MIT Department of Aeronautics and Astronautics.
- 1.10 ANSYS CFX, Release 10.0: Tutorials
- 1.11 CFD – The basic with applications, John D. Anderson.
- 1.12 Development of UAV wings – subsonic designs, M. Steinbuch, B. Marcus, M. Shepshelovich, Israel Aircraft Industries, Engineering Division, AIAA 2003-603
- 1.13 Grid Quality and Resolution Issues from the Drag Prediction Workshop Series, Varios autores, AIAA 2008-930
- 1.14 CFD Validation about High Lift Configuration of Civil Transport Aircraft, Ryo Nakayama, Kisa Matsushima and Kazuhiro Nakahashi, Tohoku University, AIAA 2008-410
- 1.15 A Fast Aerodynamic Tool for Preliminary Aircraft Design, Carsten M. Liersch and Tobias F. Wunderlich, German Aerospace Center (DLR), Braunschweig, Germany, AIAA 2008- 5901
- 1.16 Foro CFD-Online, <http://www.cfd-online.com/Forum>
- 1.17 Página oficial ANSYS:
  - Workbench: <http://www.ansys.com/products/designxplorer.asp>
  - CFX: <http://www.ansys.com/products/cfx.asp>
  - ICEM CFD: <http://www.ansys.com/products/icemcfd.asp>

# Apéndice IV: Referencias ilustraciones y tablas

|                                                                                                        |     |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Ilustración 1: Posible solución irrotacional, <sup>[1.1]</sup>                                         | 18  |
| Ilustración 2: Torbellino de arranque, <sup>[1.1]</sup>                                                | 19  |
| Ilustración 3: Presión y cortante sobre B.A, <sup>[1.2]</sup>                                          | 21  |
| Ilustración 4: Características polares, <sup>[1.2]</sup>                                               | 26  |
| Ilustración 5: Variación en curva sustentación por curvatura, <sup>[1.2]</sup>                         | 27  |
| Ilustración 6: Dependencia de curva sustentación con alargamiento, <sup>[1.2]</sup>                    | 28  |
| Ilustración 7: Medida de $\Delta Y$ , <sup>[1.2]</sup>                                                 | 29  |
| Ilustración 8: Coeficiente entre sustentación de ala y perfil, <sup>[1.2]</sup>                        | 30  |
| Ilustración 9: Superficies hipersustentadoras de B.S, <sup>[1.2]</sup>                                 | 31  |
| Ilustración 10: Superficies hipersustentadoras de B.A, <sup>[1.2]</sup>                                | 32  |
| Ilustración 11: Medida de $S_{flap}$ , <sup>[1.2]</sup>                                                | 34  |
| Ilustración 12: Segmento de vorticidad, <sup>[1.3]</sup>                                               | 46  |
| Ilustración 13: Segmento de vorticidad, ángulos, <sup>[1.3]</sup>                                      | 47  |
| Ilustración 14: Herraduras de torbellinos sobre el ala, <sup>[1.3]</sup>                               | 48  |
| Ilustración 15: Herradura orientada ejes viento, <sup>[1.3]</sup>                                      | 49  |
| Ilustración 16: Herradura orientada ejes cuerpo, <sup>[1.3]</sup>                                      | 49  |
| Ilustración 17: Descomposición herradura torbellinos, <sup>[1.3]</sup>                                 | 50  |
| Ilustración 18: Segmentos extremos, <sup>[1.3]</sup>                                                   | 52  |
| Ilustración 19: Calculo normal panel, <sup>[1.4]</sup>                                                 | 53  |
| Ilustración 20: Calculo superficie panel, <sup>[1.4]</sup>                                             | 53  |
| Ilustración 21: Singularidad, <sup>[1.4]</sup>                                                         | 55  |
| Ilustración 22: Ejemplo de Bertin & Smith, <sup>[1.4]</sup>                                            | 56  |
| Ilustración 23: Resultados sustentación, <sup>[1.4]</sup>                                              | 56  |
| Ilustración 24: Esquema difusor, <sup>[1.6]</sup>                                                      | 60  |
| Ilustración 25: Volumen de control difusor, <sup>[1.6]</sup>                                           | 61  |
| Ilustración 26: Condiciones de contorno difusor, <sup>[1.6]</sup>                                      | 61  |
| Ilustración 27: Resultado difusor, <sup>[1.6]</sup>                                                    | 62  |
| Ilustración 28: Elemento volumétrico, <sup>[1.5]</sup>                                                 | 64  |
| Ilustración 29: Obtención centroide elemento, <sup>[1.5]</sup>                                         | 65  |
| Ilustración 30: Elemento hexaédrico, <sup>[1.5]</sup>                                                  | 67  |
| Ilustración 31: Diagrama de funcionamiento del solver, <sup>[1.5]</sup>                                | 70  |
| Ilustración 32: Filosofía multigrid, <sup>[1.5]</sup>                                                  | 72  |
| Ilustración 33: Viscosidad artificial, mallado estructurado, <sup>[1.5]</sup>                          | 73  |
| Ilustración 34: Gradient smearing, <sup>[1.5]</sup>                                                    | 73  |
| Ilustración 35: Viscosidad artificial, mallado no estructurado, <sup>[1.5]</sup>                       | 74  |
| Ilustración 36: Dispersión numérica, <sup>[1.5]</sup>                                                  | 75  |
| Ilustración 37: Mejora en factor de autonomía con perfiles multielemento, <sup>[1.12]</sup>            | 233 |
| Ilustración 38: Heron I, <sup>[1.12]</sup>                                                             | 234 |
| Ilustración 39: Diversas configuraciones perfiles multielemento, Heron I, <sup>[1.12]</sup>            | 234 |
| Tabla 1: Contribución a la sustentación de dispositivos hipersustentadores <sup>[1.2]</sup>            | 34  |
| Tabla 2: Coeficiente de fricción equivalente <sup>[1.2]</sup>                                          | 35  |
| Tabla 3: Valor de rugosidad superficial <sup>[1.2]</sup>                                               | 37  |
| Tabla 4: Resistencia debida a tren de aterrizaje <sup>[1.2]</sup>                                      | 39  |
| Tabla 5: Comparación derivadas estabilidad reales frente a resultados Tornado, Cessna <sup>[1.4]</sup> | 57  |