

Diseño aerodinámico de un UAV de baja velocidad



Autor: Adrián Martín Cañal



Tutor: Francisco Gavilán Jiménez

Índice

1. Introducción
2. Algoritmos numéricos de cálculo aerodinámico
3. Optimización del ala
4. Elección del perfil
5. Dimensionado de superficies de cola
6. Dimensionado de superficies hipersustentadoras
7. Resultados CFD y obtención de polares
8. Mejoras futuras
9. Bibliografía

Introducción

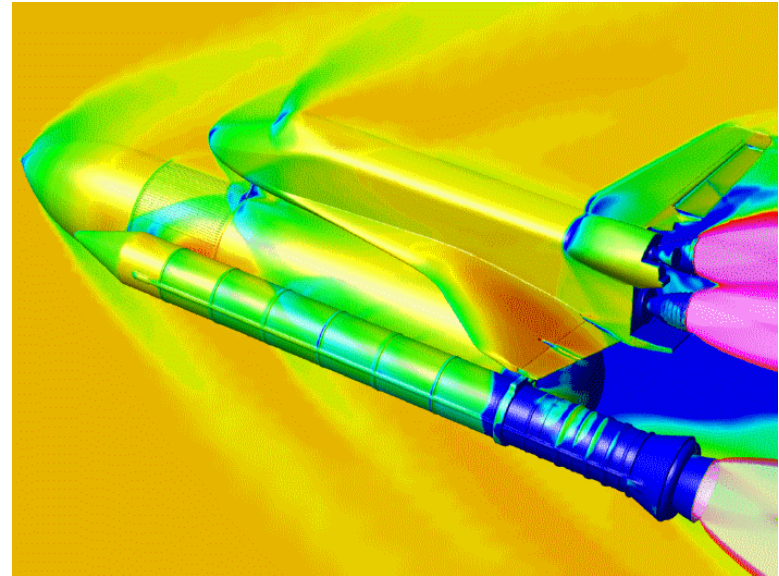
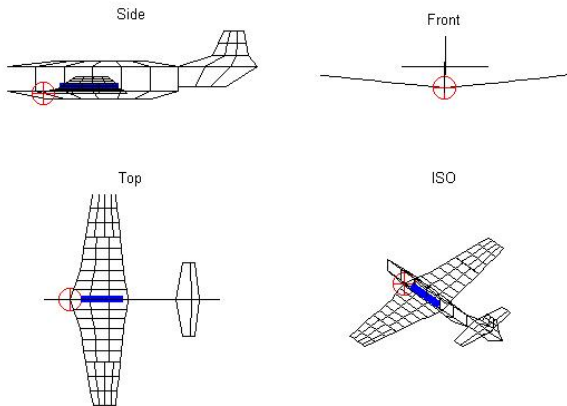
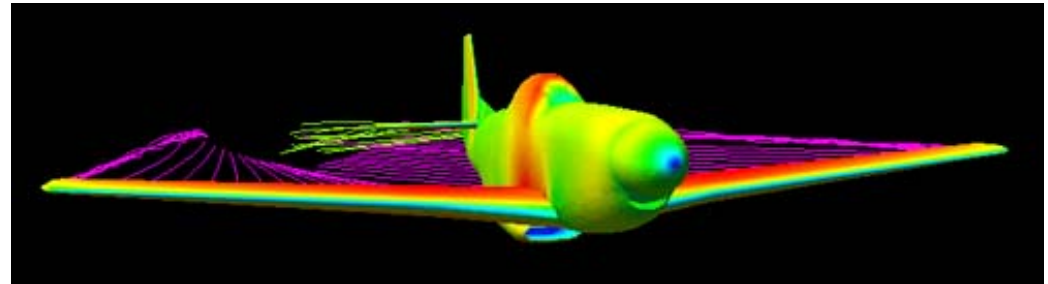


Algoritmos numéricos de cálculo aerodinámico



Algoritmos numéricos de cálculo aerodinámico

- **Metodos potenciales**
 - Vortex lattice
 - Métodos de paneles
 - Códigos Euler



Algoritmos numéricos de cálculo aerodinámico

Metodos potenciales

Pros:

- Sencillez de mallado (superficial para Vortex Lattice y Panel method)
- Rapidez de cálculo
- Resultados válidos dentro de las hipótesis de cada método
- Posibilidad de obtener bases de datos aerodinámicas en tiempos prudenciales

Contras:

- Limitación a bajos AoA
- Malos resultados con fuselajes romos
- Necesidad de imponer hipótesis de Kutta de forma externa (excepto Euler)
- Necesidad de modelos de viscosidad externos.

Algoritmos numéricos de cálculo aerodinámico

Vortex lattice (Tornado)

- Programa Vortex-Lattice bajo MATLAB
- Elementos tipo herradura de vórtices, subdivisiones para flaps
- Fácilmente editable
- Usado para optimización de superficies aerodinámicas y para elección de perfil

```
- 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

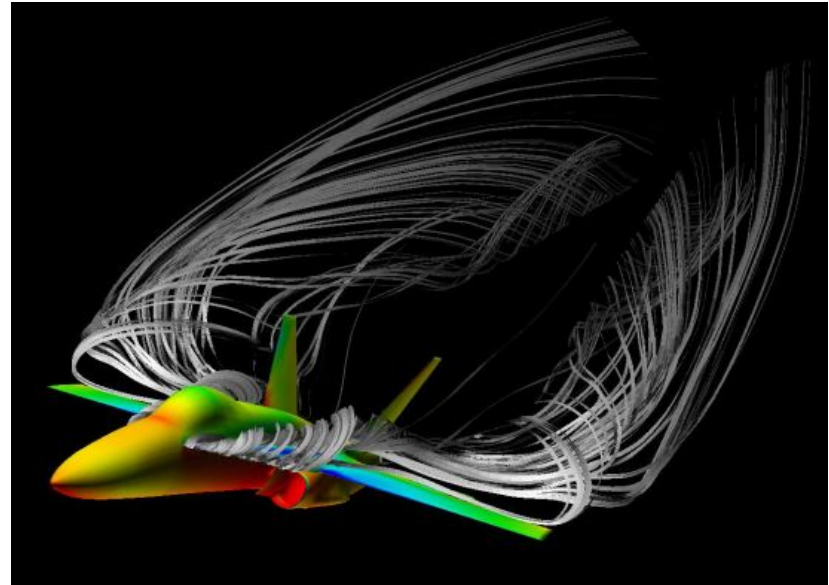
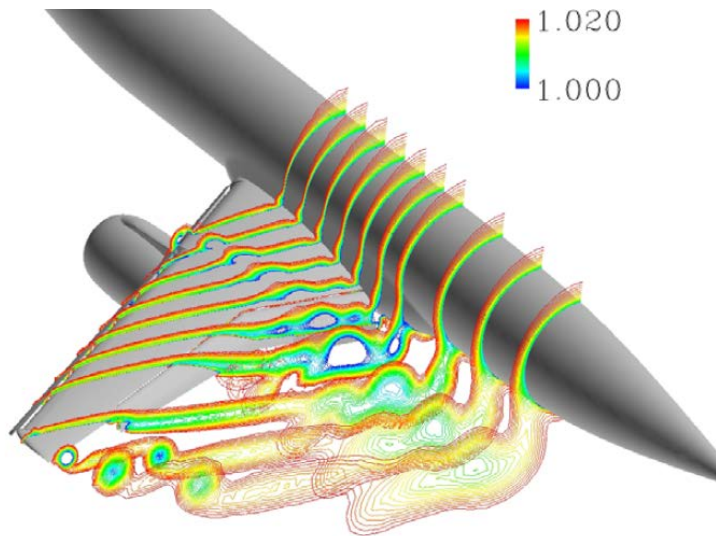
Auxiliary operations.

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

Please enter choice from above:
```

Algoritmos numéricos de cálculo aerodinámico

- Resolución ecuaciones Navier-Stokes
 - RANS
 - LES



Algoritmos numéricos de cálculo aerodinámico

Resolución de ecuaciones N-S promediadas/completas

Pros:

- Resultados cercanos a la realidad en un amplio margen de AoA y configuraciones
- Resolución natural de las ecuaciones (para LES)

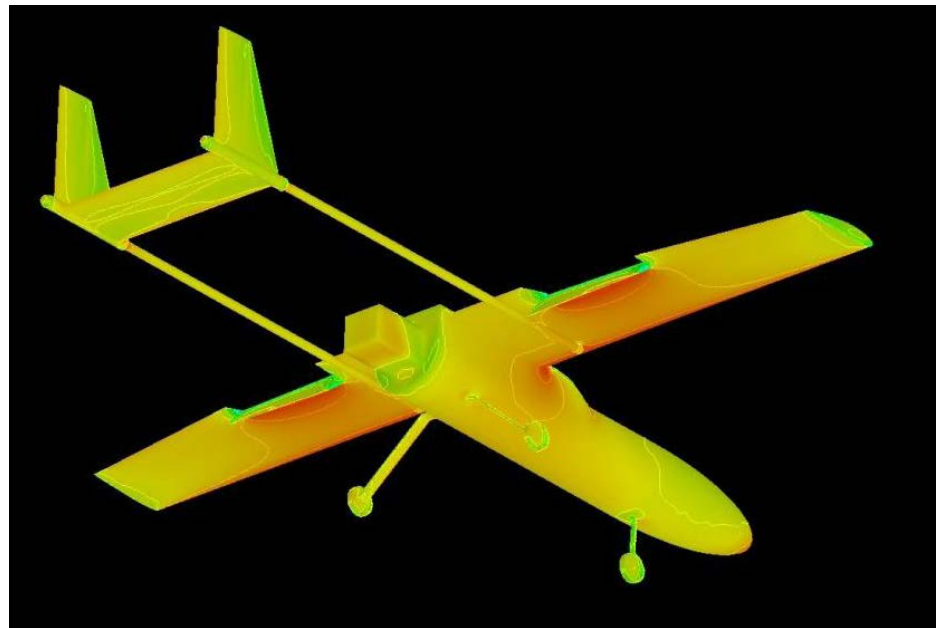
Contras:

- Necesidad de una gran potencia computacional
- Sólo LES tiene buen comportamiento ante flujos desprendidos
- Complejidad de mallado
- Coeficientes de ajuste/modelo de pared para RANS

Algoritmos numéricos de cálculo aerodinámico

RANS (ANSYS CFX v11)

- Código RANS/LES para Windows/Linux
- Utiliza diferencia finitas con mallas estructuradas y no estructuradas
- Fácilmente integrable con CATIA
- Usado para el cálculo de las polares finales

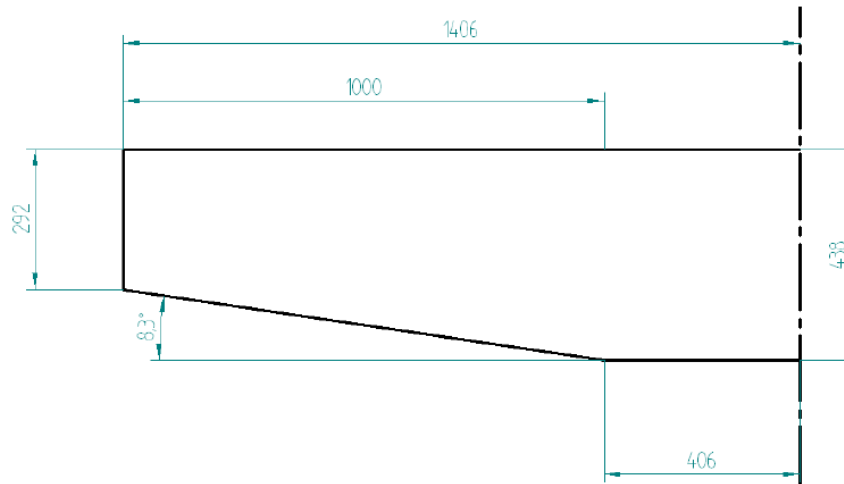


Optimización del ala



Optimización del ala

- Diseño inicial a partir de aviones semejantes y restricciones geométricas
- No optimizado
- Presente en el avión por congelación de diseño

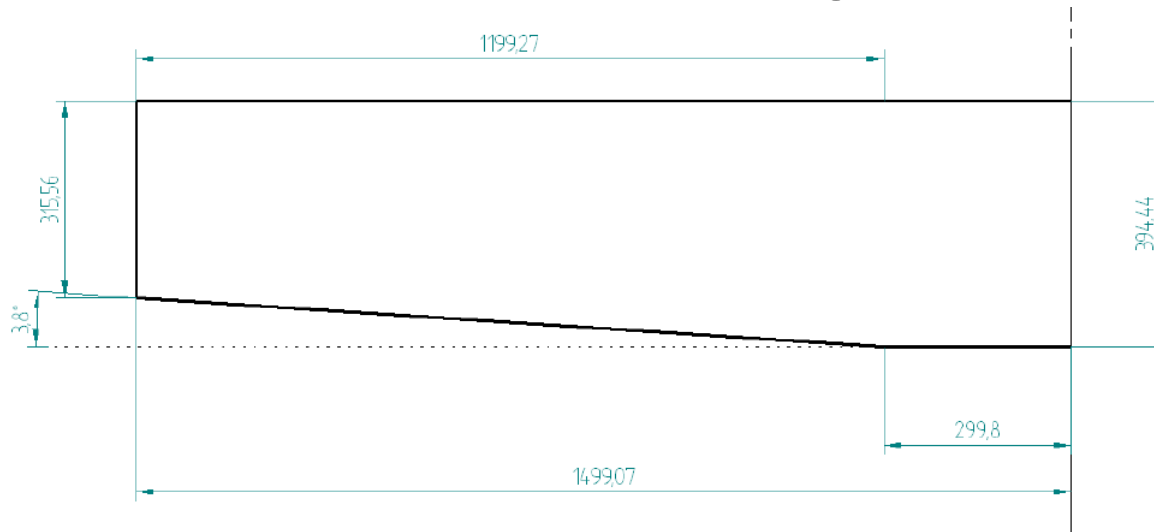


Optimización del ala

- Optimización usando Vortex Lattice
- Fijado:
 - Superficie
 - Forma
 - Perfil (NACA 2415)
 - Envergadura máxima (3 m)
 - AoA 5°
- Variable
 - Longitud zona con taper
 - Cuerda raíz
 - Envergadura
 - Taper
- Parámetro a maximizar: Eficiencia aerodinámica

Optimización del ala

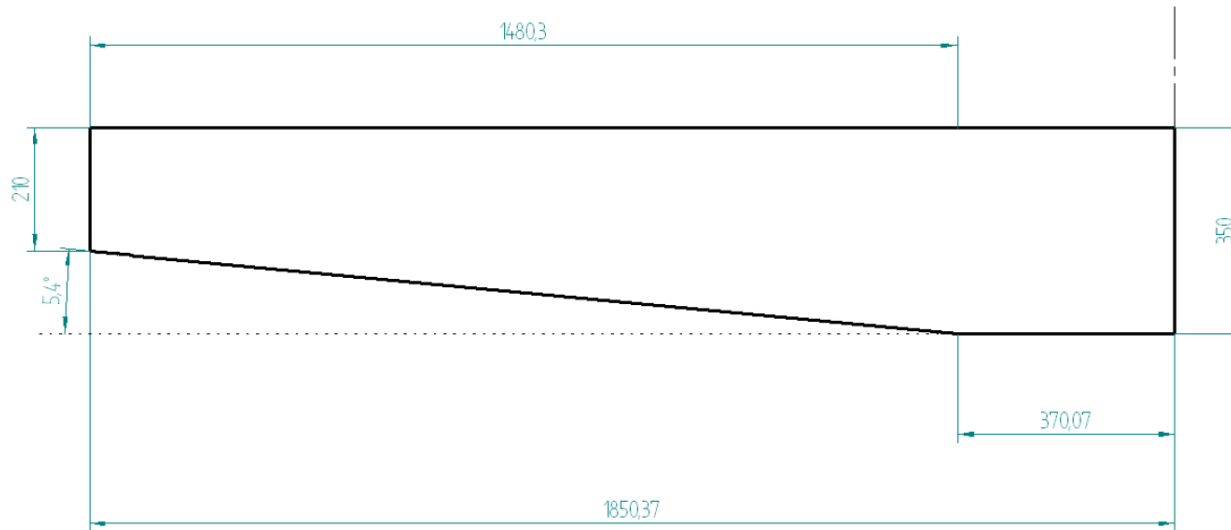
- Ala óptima, limitada a 3 metros envergadura



	Valor
C_L	0.5952
C_{Di}	0.01342
E	44.3513
C_m	-0.037319

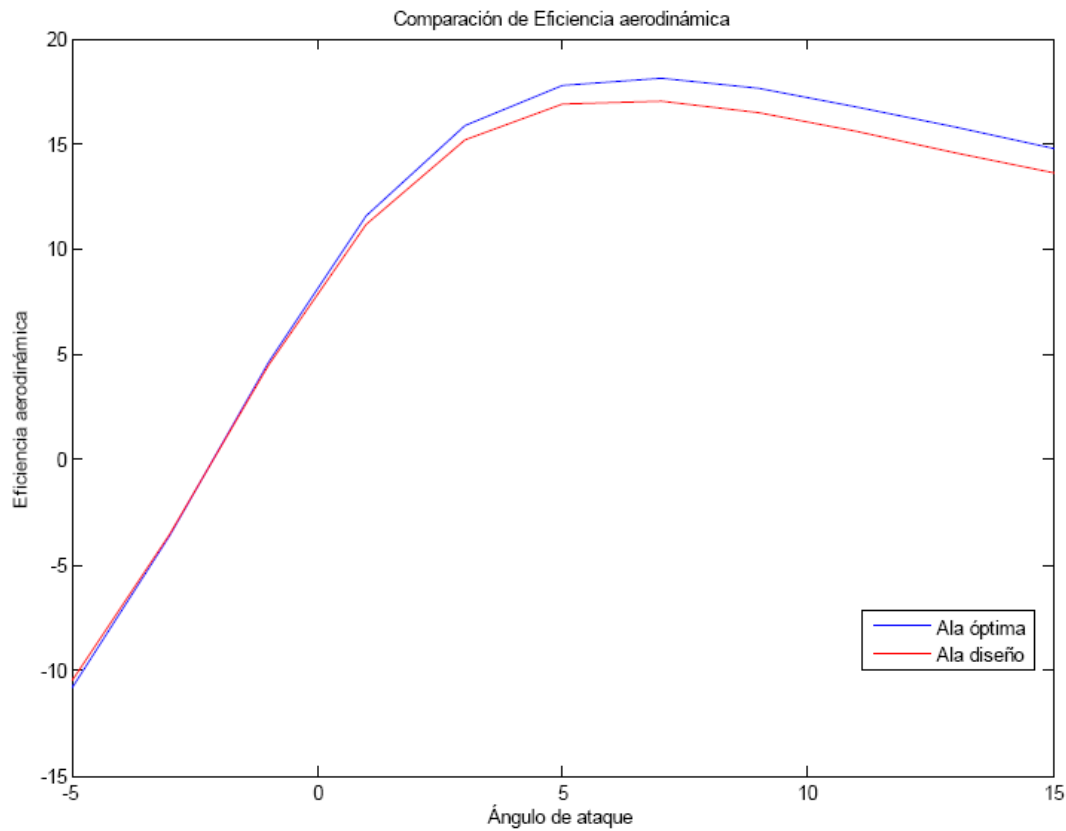
Optimización del ala

- Ala óptima, sin límite envergadura



	Valor
C_L	0.6536
C_{D1}	0.010593
E	61.6998
C_m	-0.02497

Optimización del ala



Elección perfil aerodinámico



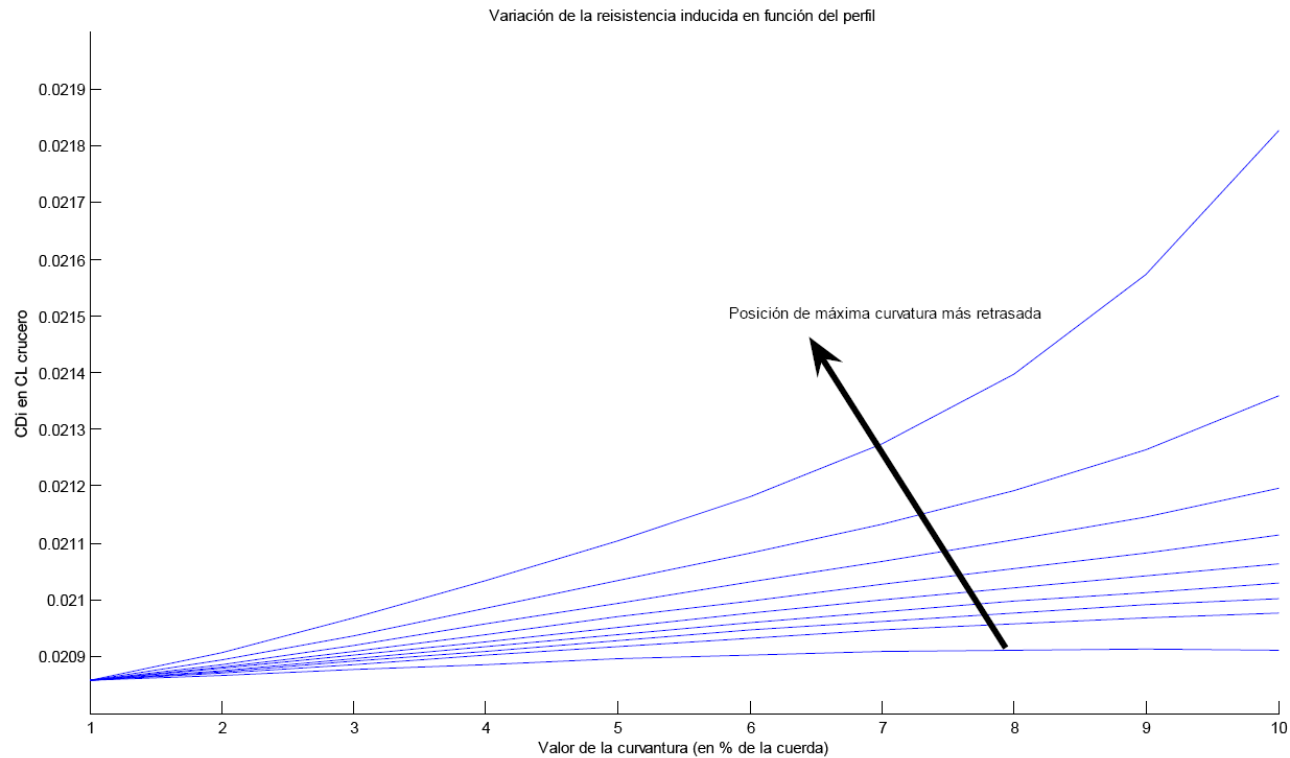
Elección perfil aerodinámico

- Perfil inicial basado en aviones semejantes
- NACA 2415
- Presente en el avión por congelación de diseño
- Propiedades razonablemente buenas

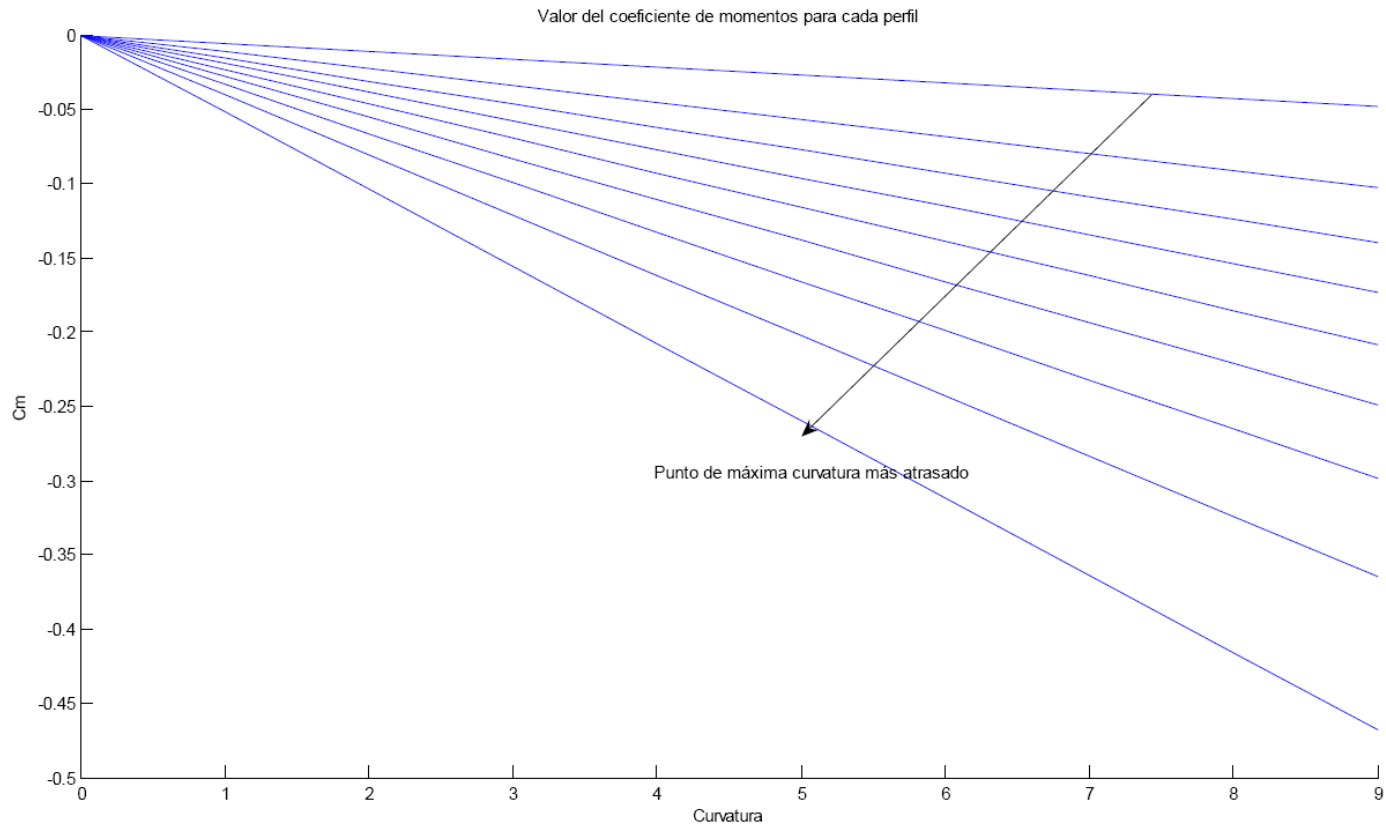
Elección perfil aerodinámico

- Optimización:
 - Búsqueda limitada a NACA 4 dígitos
- Objetivos:
 - CL_{α} lo más alto posible
 - CL_0 lo más alto posible
 - CL_{max} lo más alto posible
 - Cm_0 moderado
 - Cd_0 moderado
- Obtención de características del ala para cada perfil
- Elección del que posee características que concuerden con los objetivos

Elección perfil aerodinámico



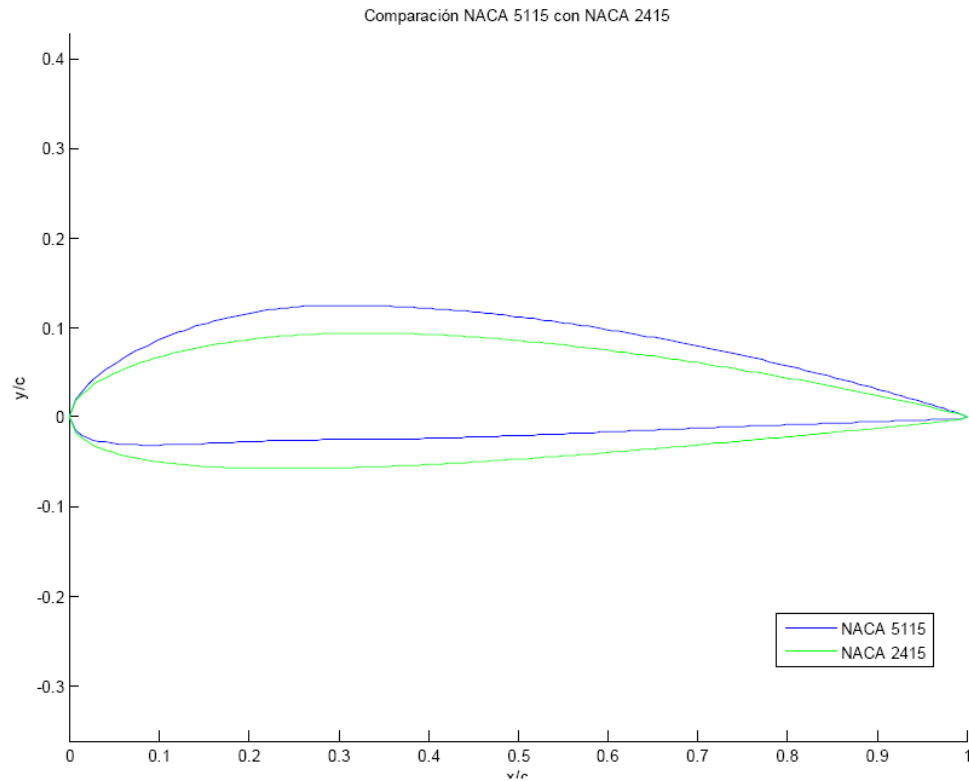
Elección perfil aerodinámico



Elección perfil aerodinámico

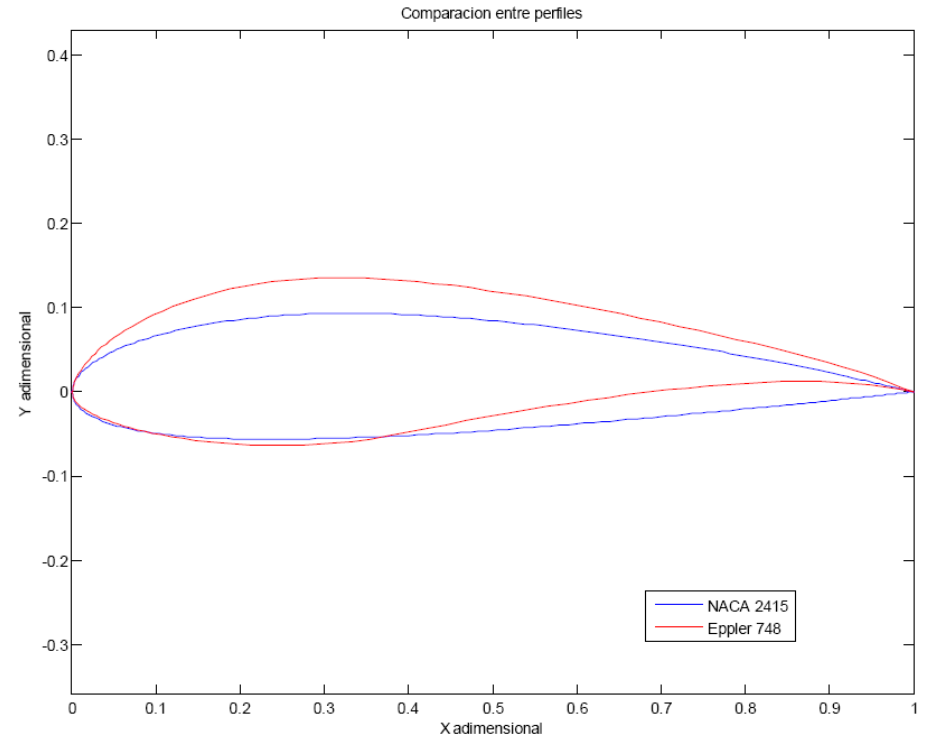
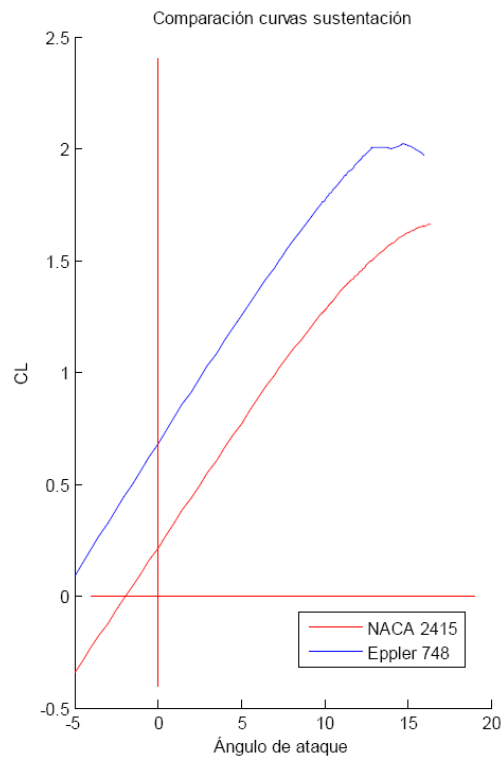
	3015	3115	3215	4015	4115	4215	5015	5115	5215
$\text{Alfa}_{\text{criz}}$	6.0134°	5.9847°	5.8581°	5.1452°	5.1069°	4.9379°	4.2761°	4.2283°	4.0170°
$C_{\text{Di cruz}}$	0.02088	0.02090	0.02090	0.02089	0.02091	0.02092	0.02090	0.02093	0.02094
C_{m0}	-0.01601	-0.03419	-0.04654	-0.02134	-0.04559	-0.06205	-0.02668	-0.05698	-0.07757

Elección perfil aerodinámico



Elección perfil aerodinámico

Comparación con Eppler 748



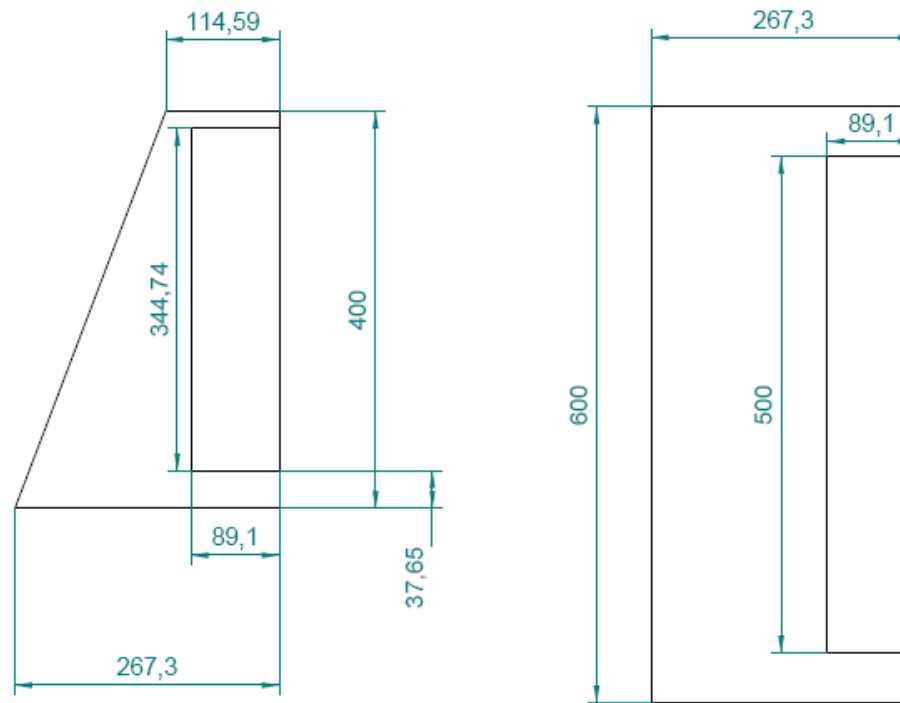
Dimensionado de superficies de cola



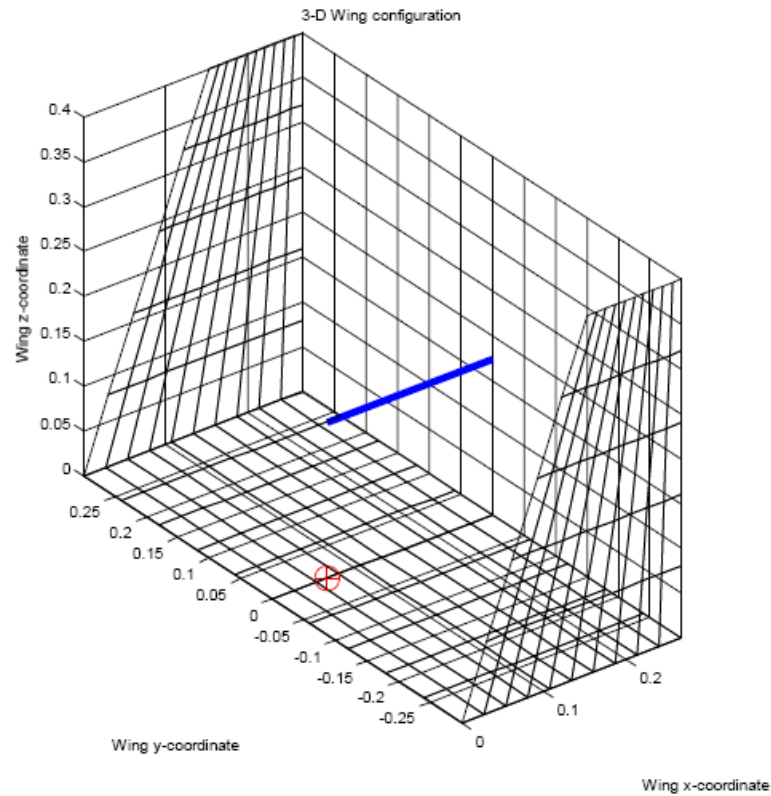
Dimensionado de superficies de cola

- Superficie y separación entre booms dada para estabilizador horizontal
- Superficie y cuerda en raíz dada para estabilizador vertical
- Sólo por definir altura de estabilizador vertical (se fija en 0.4 metros)

Dimensionado de superficies de cola



Dimensionado de superficies de cola



Dimensionado de superficies de cola

	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

	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

Dimensionado de superficies de cola

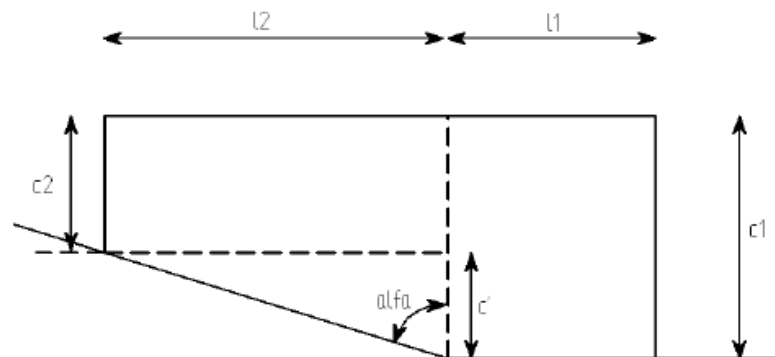
- El estabilizador vertical doble es una solución poco óptima ya que:
 - Disminuye la eficiencia de cada superficie por separado
 - Aumenta el peso (dobles herrajes, dobles actuadores...)
 - Menores alargamientos - menores pendientes de sustentación
- Sin embargo, mejora las características del estabilizador horizontal

Dimensionado superficies hipersustentadoras



Dimensionado superficies hipersustentadoras

- Dimensionado usando métodos estadísticos
- CL máximo para el ala fijado en 1.9
- Cuerda en tramo constante de $0.3 \cdot c$
- Limitación de espacio por tailboom y alerones



Dimensionado superficies hipersustentadoras

- Dimensiones finales

	Flap
Longitud total (por flap)	0.40 m ²
l_1	0.041 m
l_2	0.37 m
c_1	0.13 m
c_2	0.077 m
Superficie total (por flap)	0.043 m ²

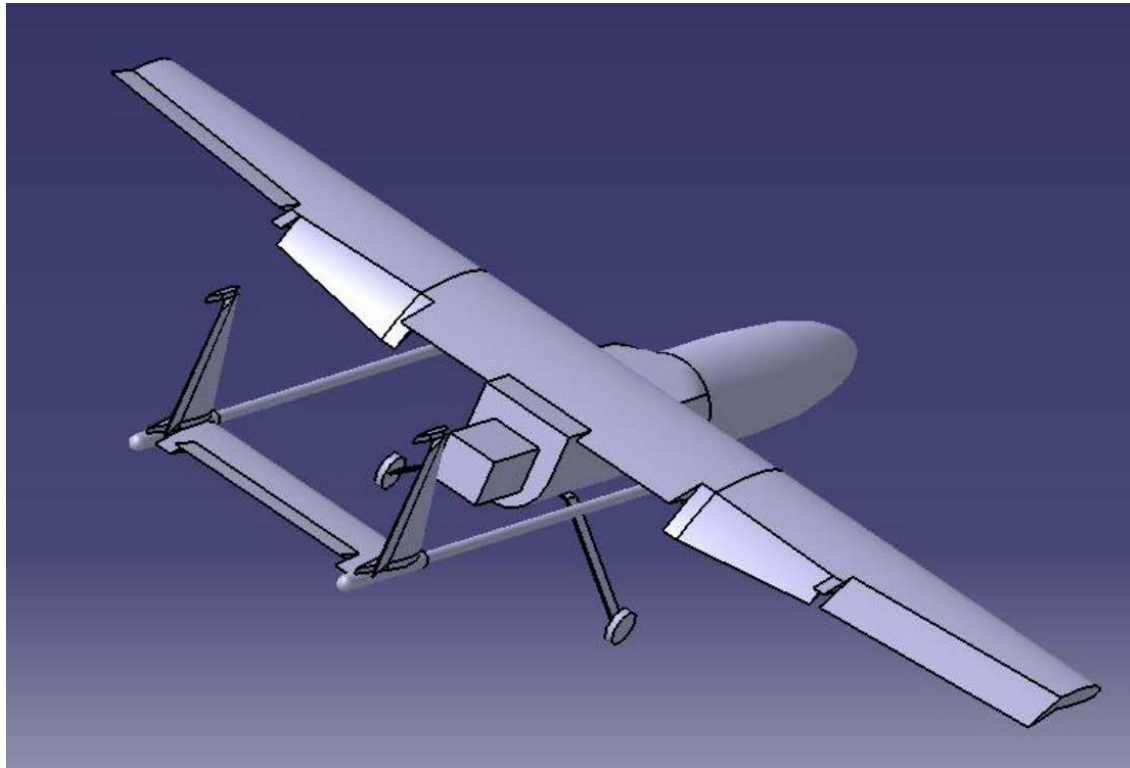
Resultados CFD y obtención de polares



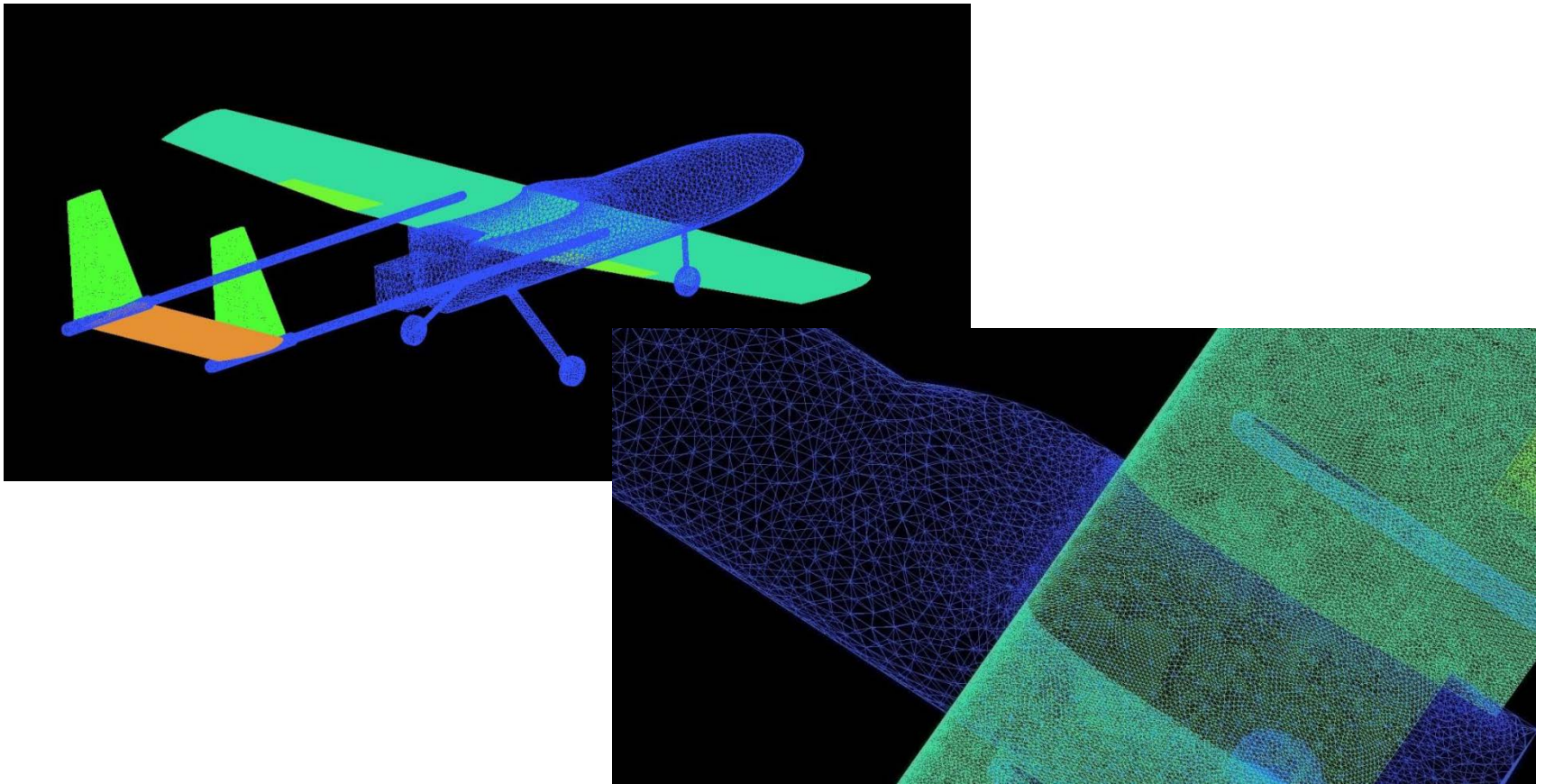
Resultados CFD y obtención de polares

- Polares obtenidas con CFD y con TORNADO+Component Buildup method
- En ambos casos, en configuración limpia y sucia (con CFD para varias deflexiones).
- Polar trimada sólo con CFD

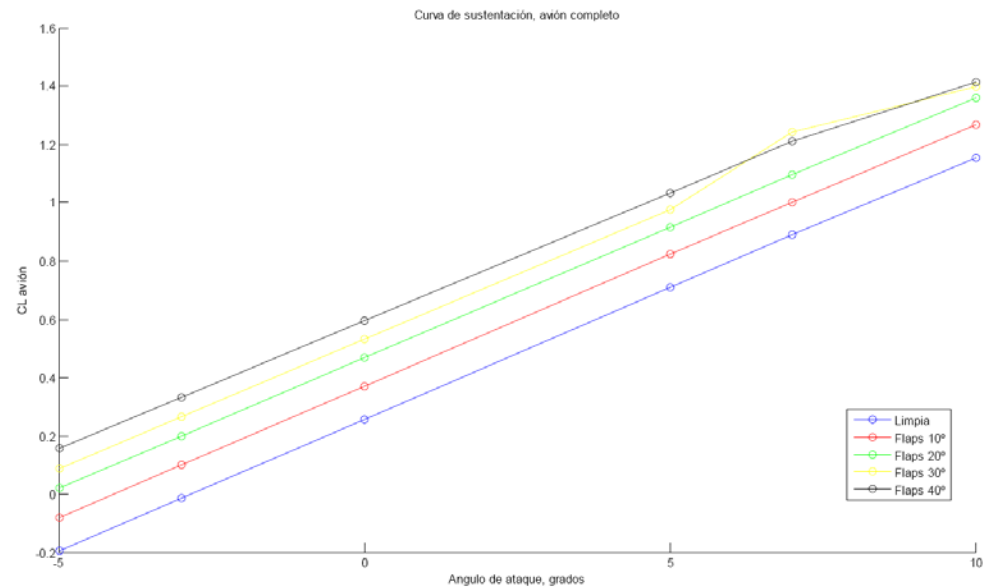
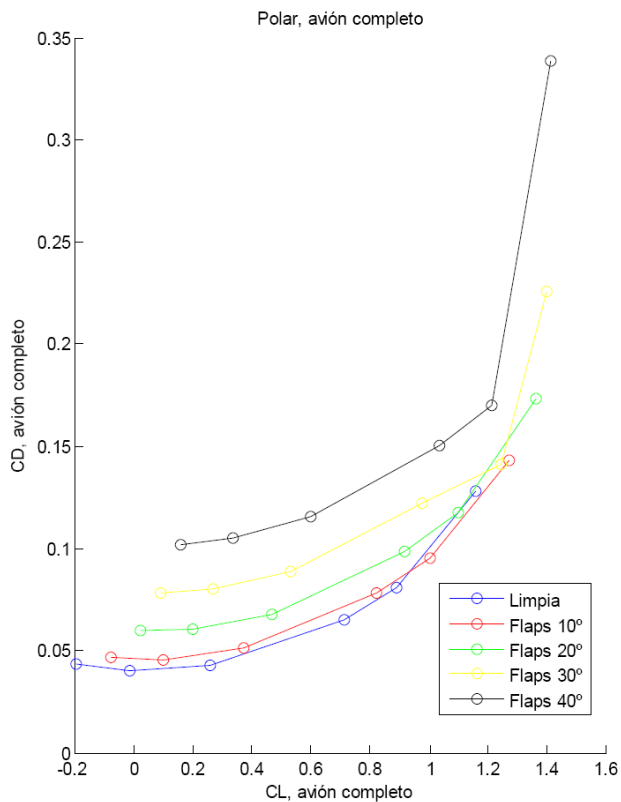
Resultados CFD y obtención de polares



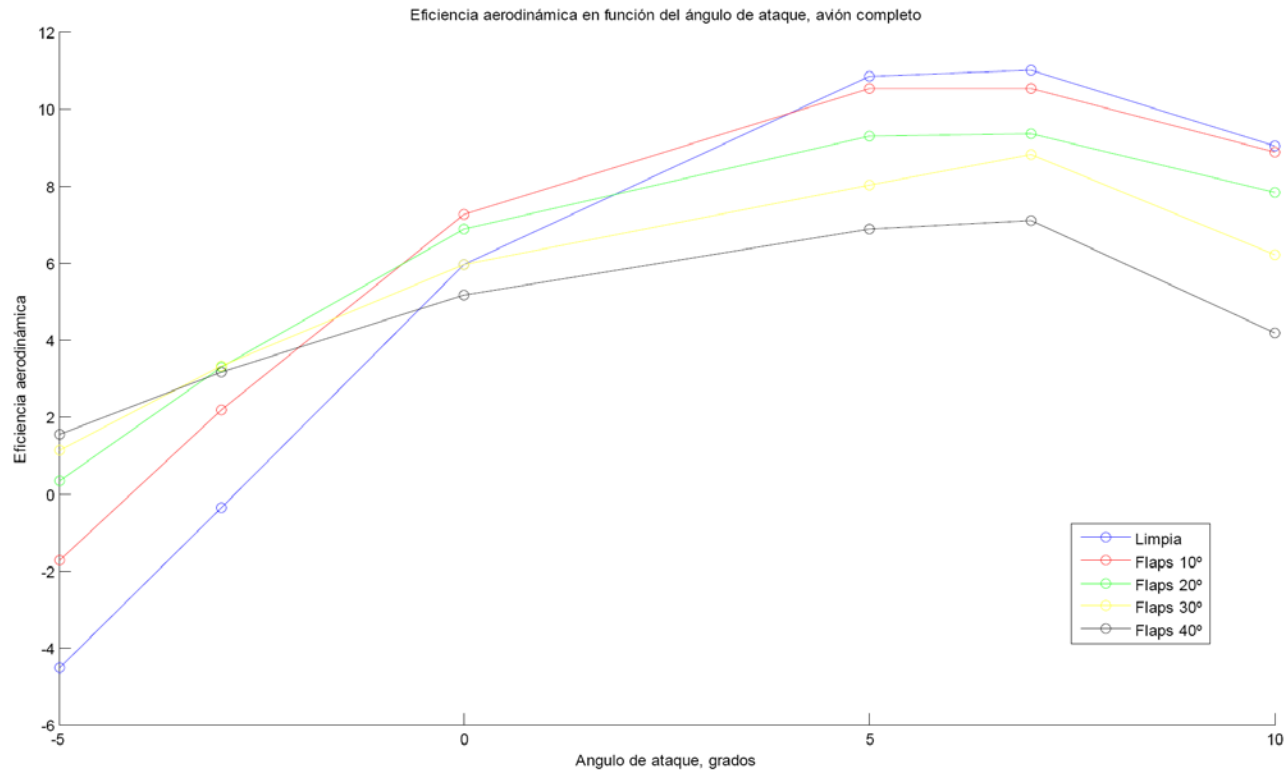
Resultados CFD y obtención de polares



Resultados CFD y obtención de polares



Resultados CFD y obtención de polares

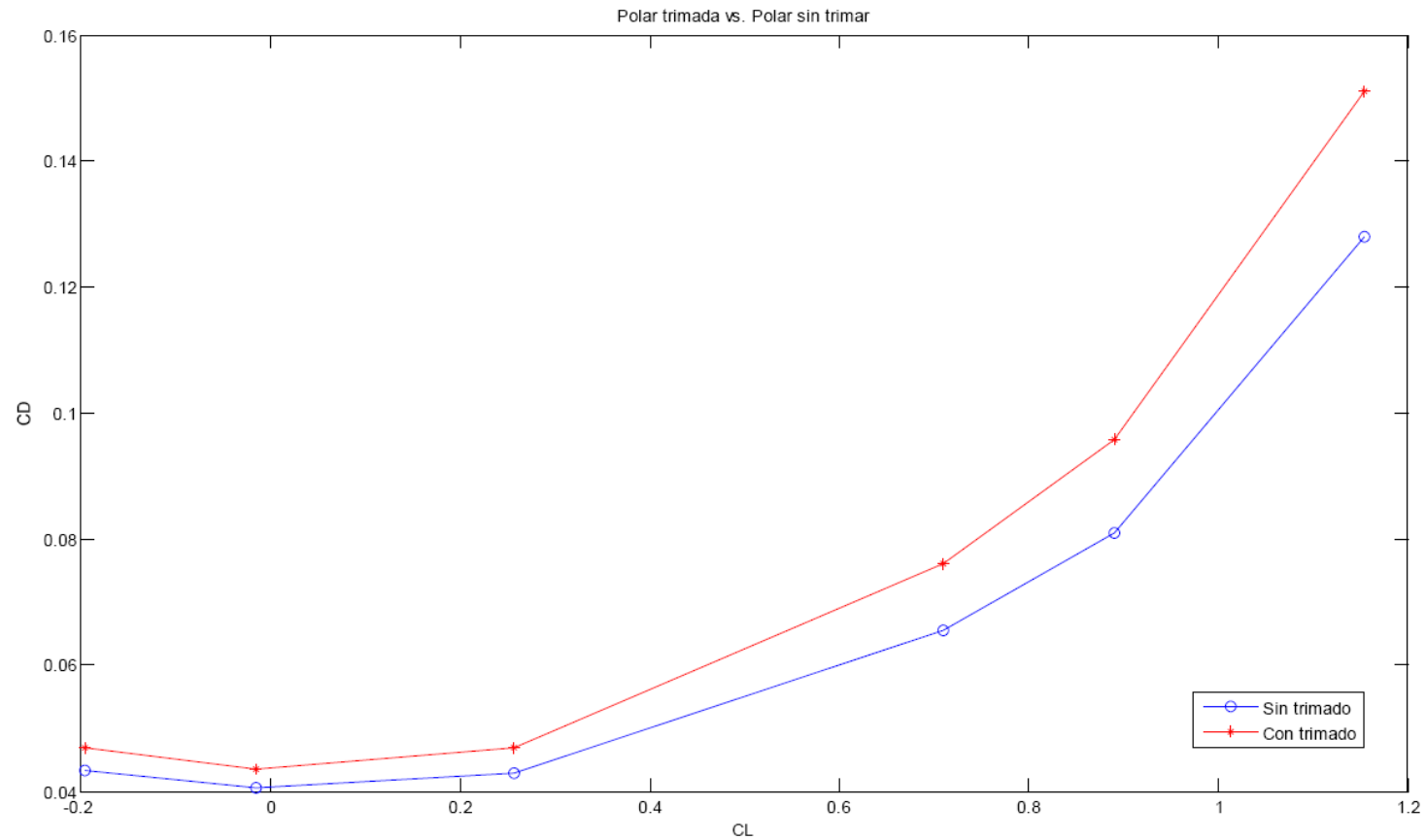


Resultados CFD y obtención de polares

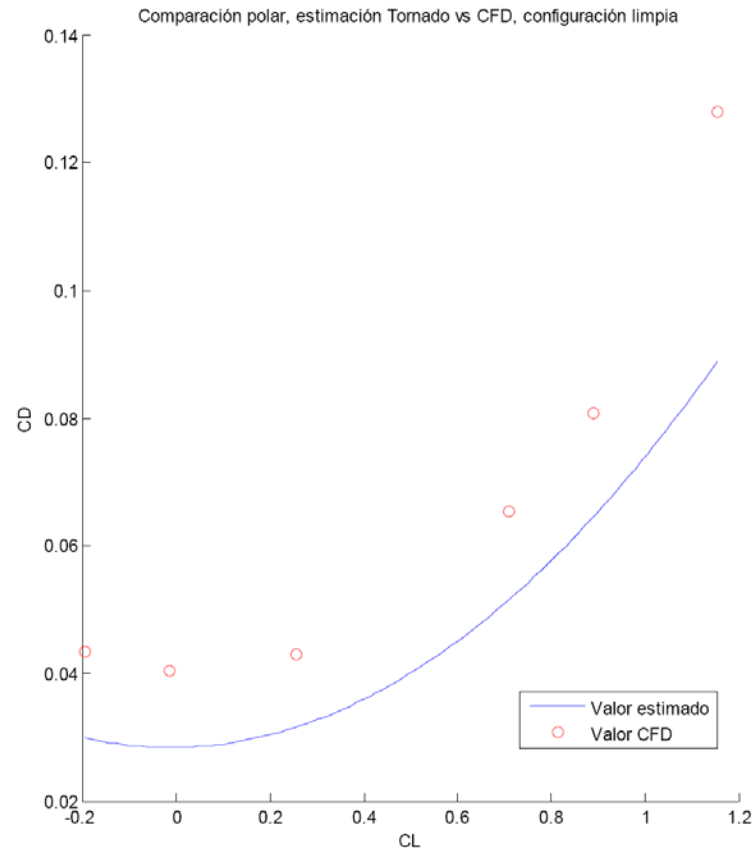
$$C_D = C_{Dmin} + K \cdot (C_L - C_L^*)^2$$

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

Resultados CFD y obtención de polares



Resultados CFD y obtención de polares



Mejoras futuras



Mejoras futuras

- **Dificultades**
 - Falta de tiempo para correcto ciclo de diseño – Ala no óptima
 - RANS no óptimo – Utilización de algoritmos más sencillos para cálculo a baja velocidad
- **Posibilidades de expansión**
 - Mayor automatización proceso
 - ADB (Aerodynamic database)
 - Simulación efecto hélice

Mejoras futuras

- Mejoras futuras
 - Winglets
 - Carenados tren/motor
 - Ala óptima
 - Perfil Eppler
 - Flaps fowler
 - Alas avanzadas
 - MW (Morphing wing)
 - TEA (Two elements airfoils)



Bibliografía

1. **Fundamentos y aplicaciones de la Mecánica de Fluidos, Antonio Barrero Ripoll, Miguel Pérez-Saborid y Sanchez Pástor, Editorial Mc Graw Hill**
2. **Aircraft Design: A conceptual approach, Daniel P. Raymer, AIAA Education Series**
3. **Low Speed Aerodynamics, second edition. Joseph Katz, Allen Plotkin, Cambridge Aerospace series**
4. **A Vortex Lattice MATLAB Implementation for linear aerodynamic wing applications, Tomas Merlin, Master Tesis Royal Institute of Technology.**
5. **Ansys CFX-Solver, Release 10.0: Theory**
6. **Airplane Design, Part VI, Dr Jan Roskam.**
7. **CFD – The basic with applications, John D. Anderson.**

Ruegos y preguntas

Muchas gracias por su atención