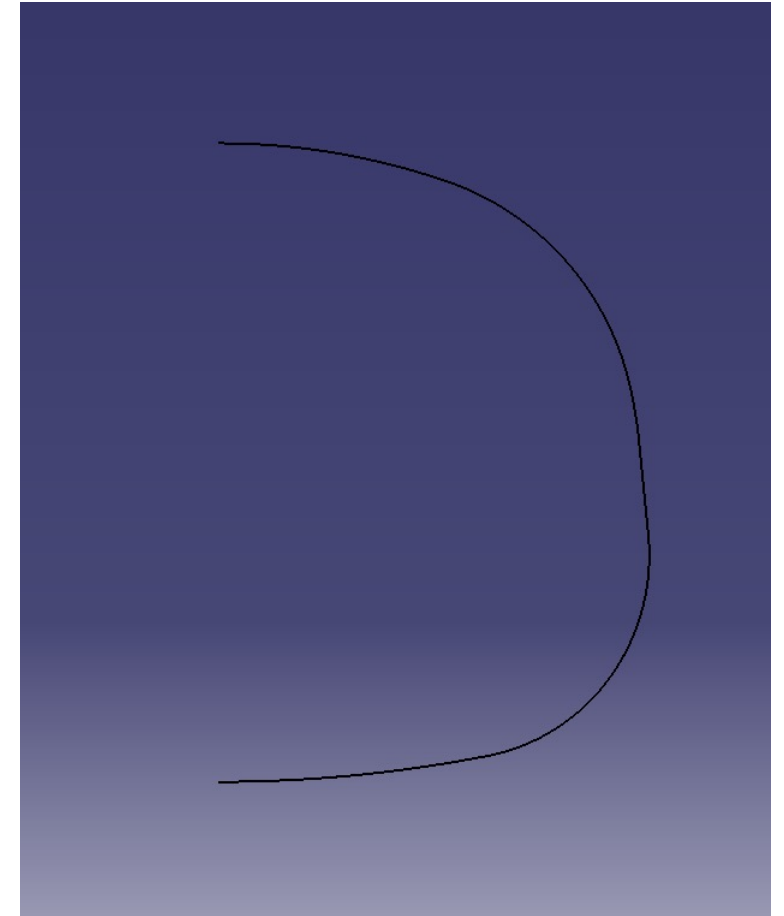
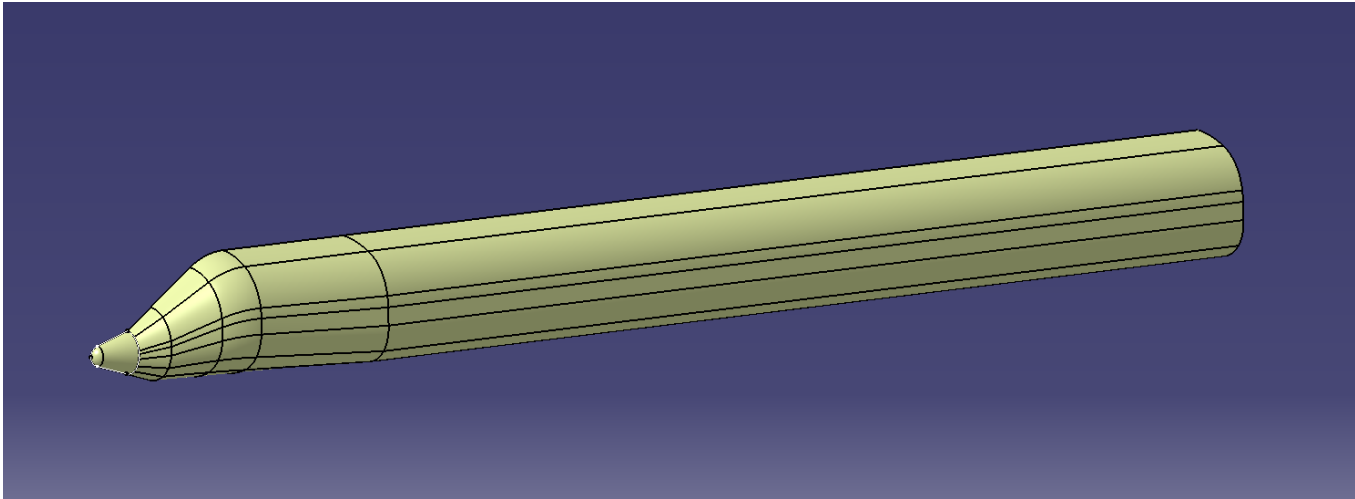


ADLAIR

MILITARY & DEFENCE

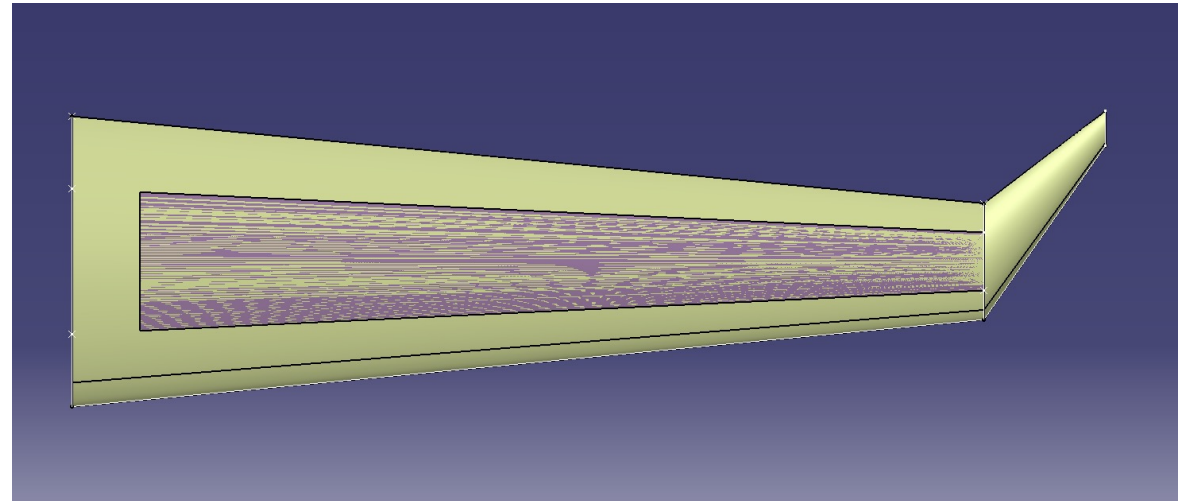
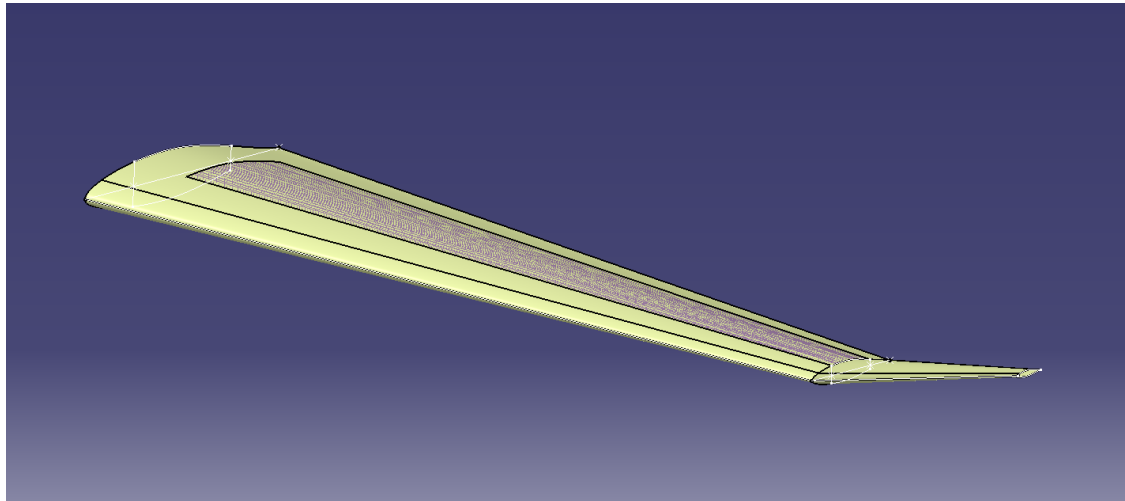
DISEÑO: Fuselaje

- Nueva forma del fuselaje
 - Reducir superficie mojada
 - Optimizar espacio interior
 - Fuselaje cilíndrico -> fuselaje más rectangular



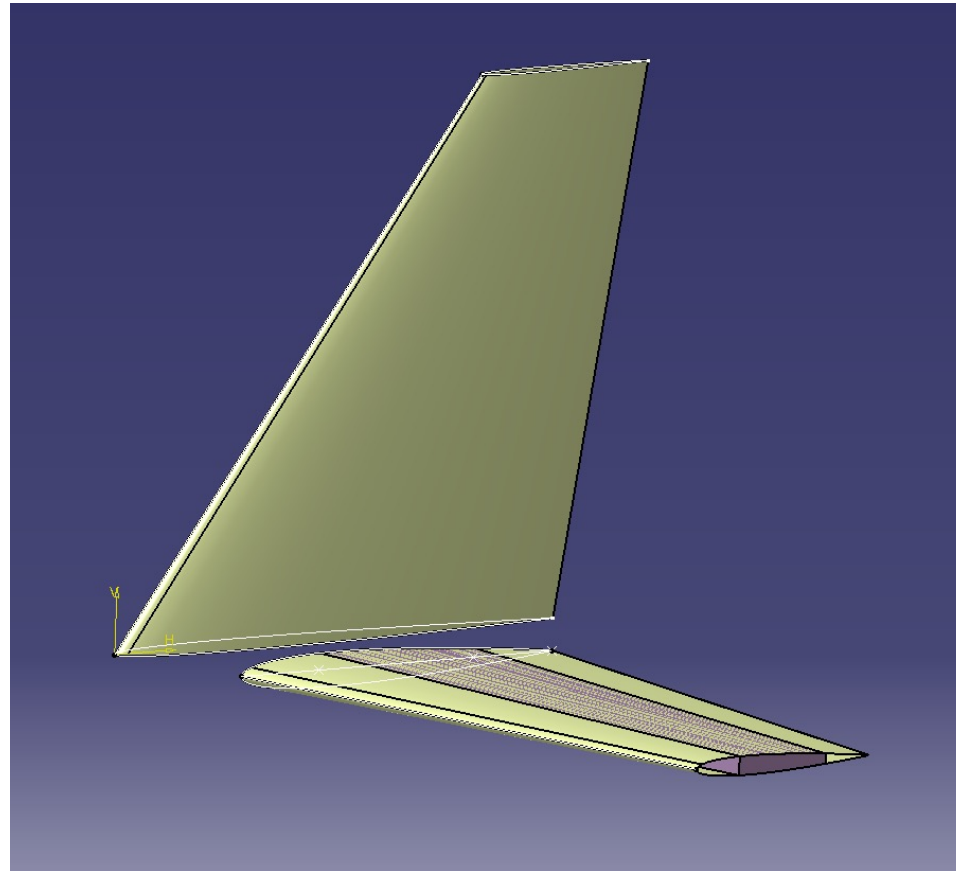
DISEÑO

- Modelado de la planta alar
 - Ala hexagonal siguiendo los parámetros de Aerodinámica
 - Introducción del perfil NACA a través de macros
 - Incorporación de winglets
 - Volumen de combustible disponible: 57.25 m^3



DISEÑO: Estabilizadores horizontal y vertical

- Introducción de los perfiles NACA mediante macros
- Volumen de combustible disponible: 11.782 m^3



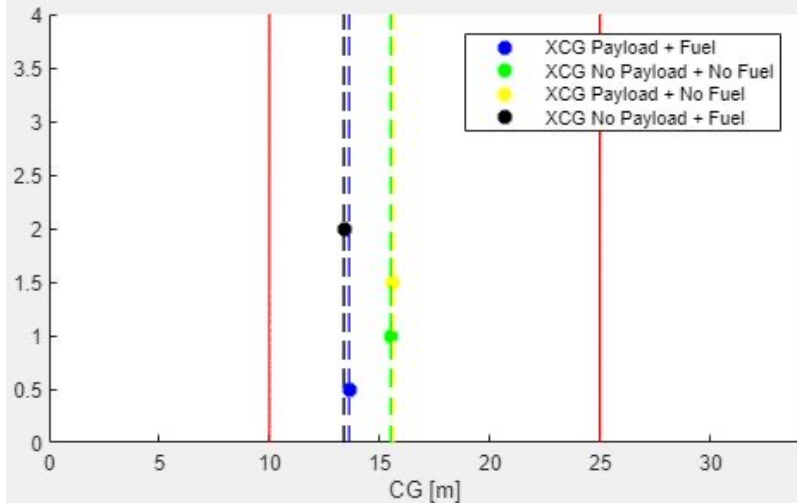
ESTRUCTURAS

MISIÓN 1

Resultados CG		
Configuración CG	CG [m]	CG [%]
Payload + Fuel	14	40
No Payload + No fuel	16	45
Payload + No fuel	16	46
No Payload + Fuel	13	39

Longitud del fuselaje:	34	m
Peso total:	63825	Kg

Posiciones configuraciones CG

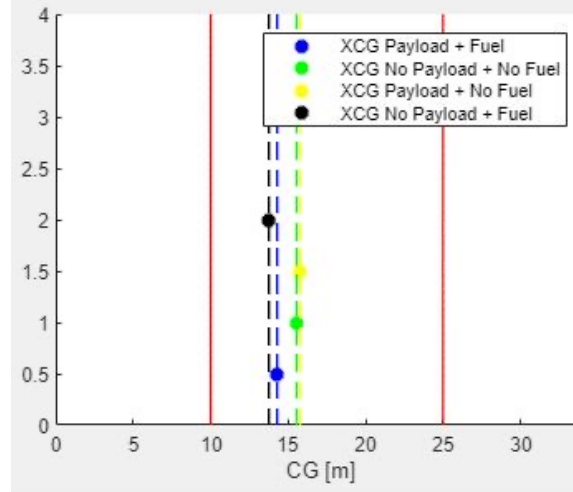


MISIÓN 2

Resultados CG		
Configuración CG	CG [m]	CG [%]
Payload + Fuel	14	42
No Payload + No fuel	16	46
Payload + No fuel	16	46
No Payload + Fuel	14	40

Longitud del fuselaje:	34	m
Peso total:	73296	Kg

Posiciones configuraciones CG



MOMENTOS DE INERCIA

Datos de entrada

L m

b m

MTOW Kg

Rx

Ry

Rz

Resultados

Ixx Kg m²

Iyy Kg m²

Izz Kg m²

Calcular

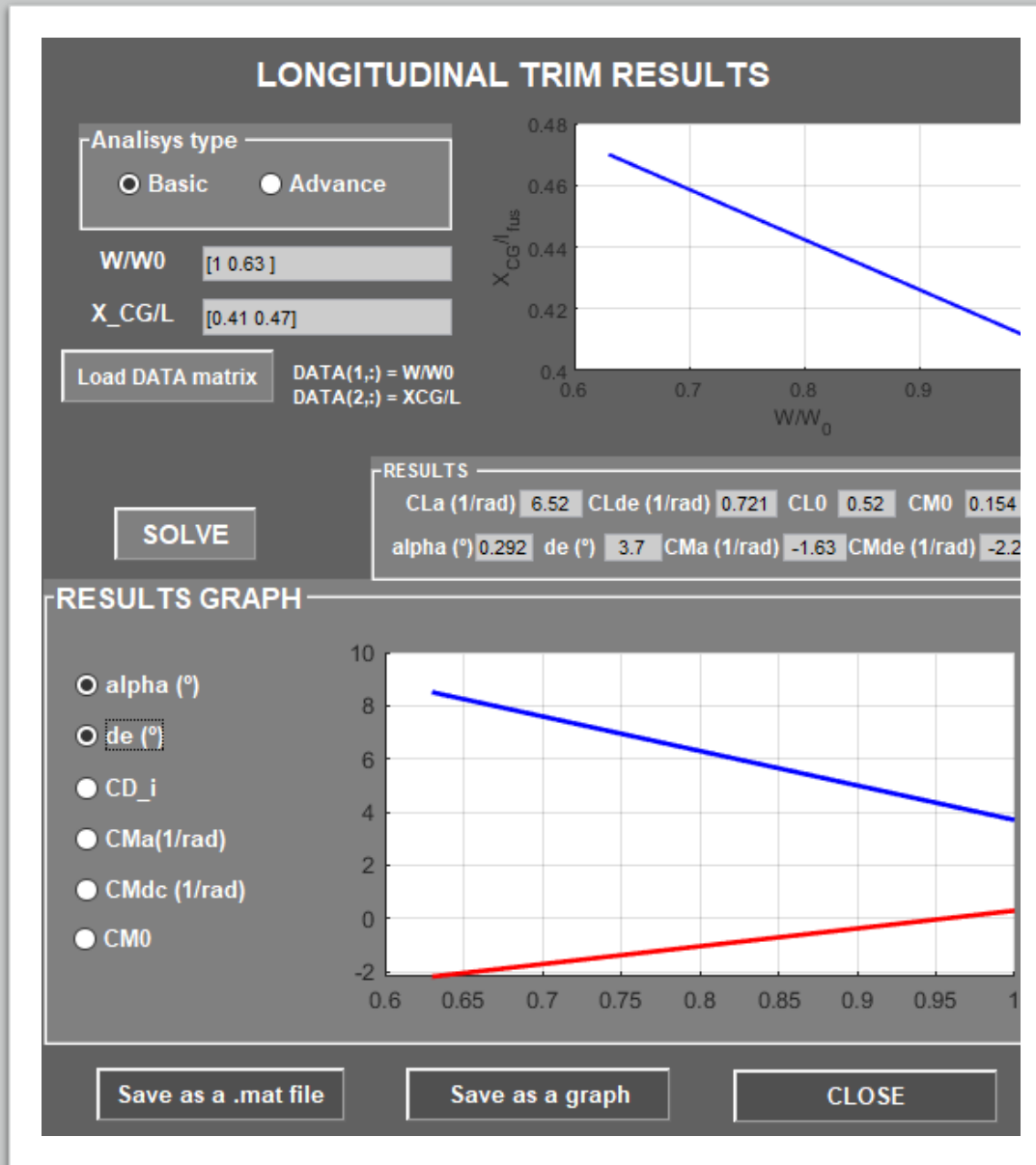
Cargar modelo

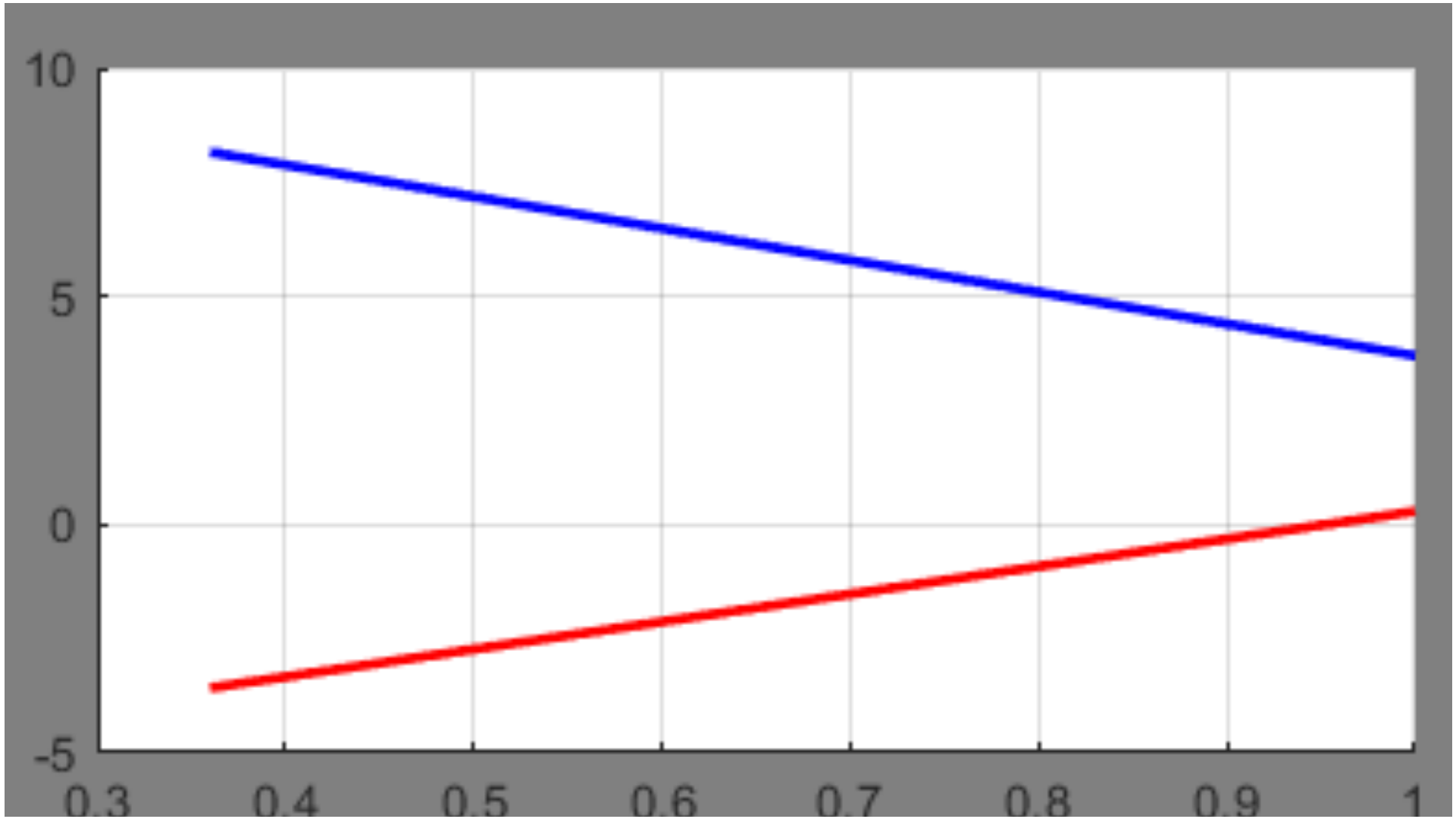
Ayuda

Guardar modelo

Estabilidad longitudinal

- Nuevo trimado:
- Debido al cambio del centro de gravedad
- Mejora de eficiencia
- Cambio de margen estático (en torno al 12%)





Estabilidad lateral

ONE ENGINE INOPERATIVE AND SIDESLIP ANGLE ANALYSIS

$$\begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\delta_a} & C_{Y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-(mg \sin(\phi) \cos(\gamma) + F_{Y_{T_1}})}{q S_{ref}} \\ \frac{-L_{T_1}}{q S_{ref} b} \\ \frac{-(N_{T_1} + \Delta N_{D_1})}{q S_{ref} b} \end{bmatrix}$$

MATRIX

-1.506	0	0.71309
-0.1063	0.17201	0.082674
0.40098	-0.016276	-0.25763

[RESTORE INITIAL VALUES](#)

ONE ENGINE INOPERATIVE

h (ft) ☐ Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

P/Pmax

[SOLVE](#)

phi da dr

[EDIT MODEL](#) [SAVE CHANGES](#) [CLOSE](#)

SIDESLIP ANGLE

h (ft) ☐ Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

[SOLVE](#)

phi da dr

- Control direccional para:
 - Fallo de motor ($\beta = 0, v = 1.2 v_{TO}$)
 - Viento cruzado en crucero ($\beta = 15, v' = 0.2 v_{stall}$)
 - Dimensionado del estabilizador vertical
 - Dimensionado del rudder para que cumpla condición de viento cruzado con deflexión máxima de $\pm 23^\circ$



1 Engine Inoperative

Cross Wind

phi	-0.7649	da	-1.9049	dr	3.9634
phi	9.9473	da	-2.0121	dr	23.4734



Derivadas de estabilidad

STABILITY DERIVATIVES CALCULATION

alpha (°)0.43

W/W00.63

SOLVE

h (ft)30000

M0.585

LONGITUDINAL

	CL	CD	CM
a	6.5210	0.1488	-1.4669
u	0.1966	0.0045	0
q	5.6140	0	-54.4043
aDot	4.1479	0	-8.9516

CONTROL DERIVATIVES

	CL	CD	CM
de	0.7210	0.0165	-3.1381
dc	0	0	0

LATERAL-DIRECTIONAL

	Cy	Cl	Cn
beta	-1.4853	-0.1170	0.3983
p	-0.0323	-0.5993	-0.0366
r	0.9418	0.1713	-0.3318
betaDot	0.0643	0.0073	-0.0221

CONTROL DERIVATIVES

	Cy	Cl	Cn
dr	0.7292	0.0827	-0.2509
da	0	0.1818	-0.0200

PROPULSIVE DERIVATIVES

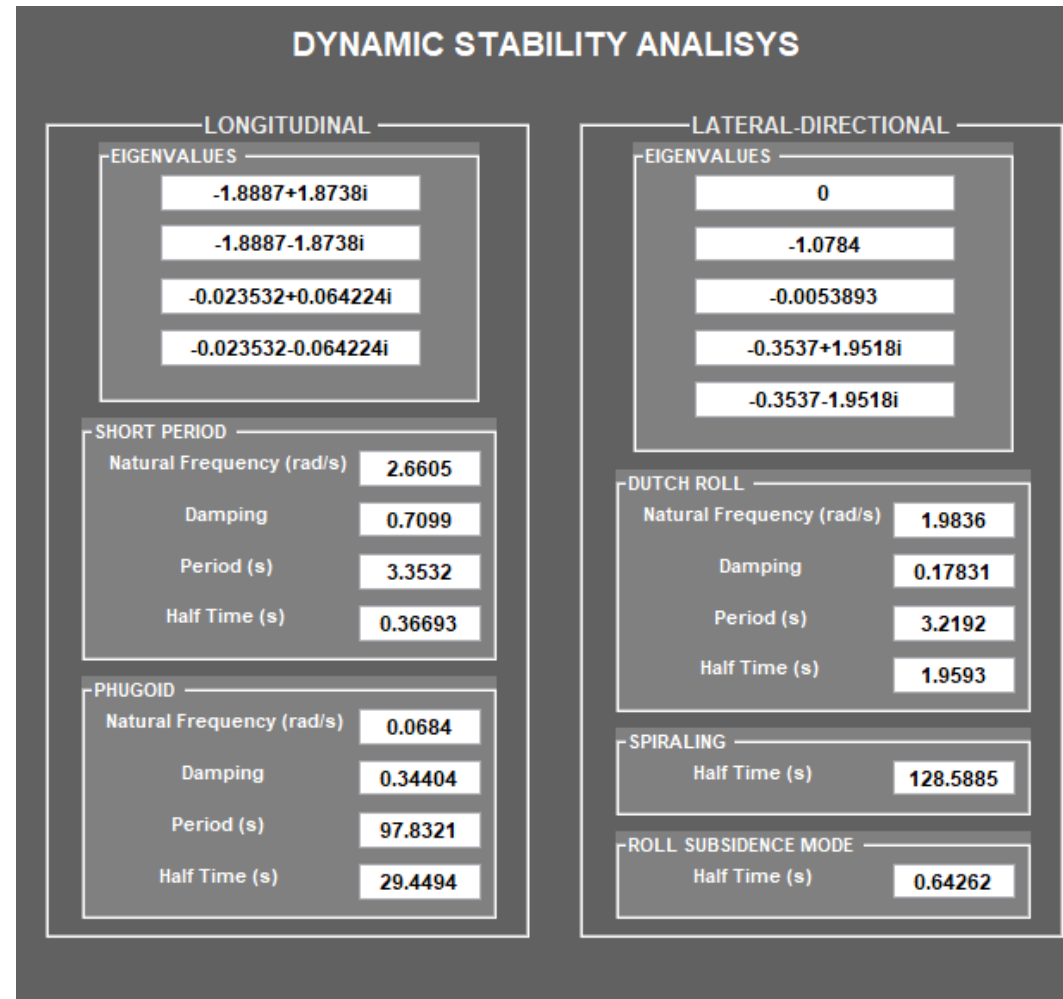
Cy_Tbeta	CM-Ta	CM-Tu	CM-Tl	CT_x1	CT_xu	CT_xa	Cn_Tbeta
0.0259	-0.0805	0.0398	-0.0133	0.0233	-0.0698	0	-3.0331e-04

CLOSE

SAVE



Estabilidad dinámica (preliminar)

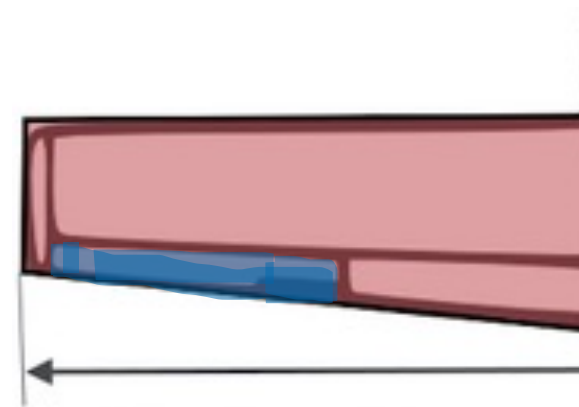


Ratio de giro para aeronave de Clase II

- Velocidad de maniobra $1.3v_{stall}$ a altura de maniobra y configuracion limpia
- Deflexion maxima de alerón 20°
- Clase II: 45° en 1.4 s (FAA)
- Para ello se hizo un diseño de aleron propio

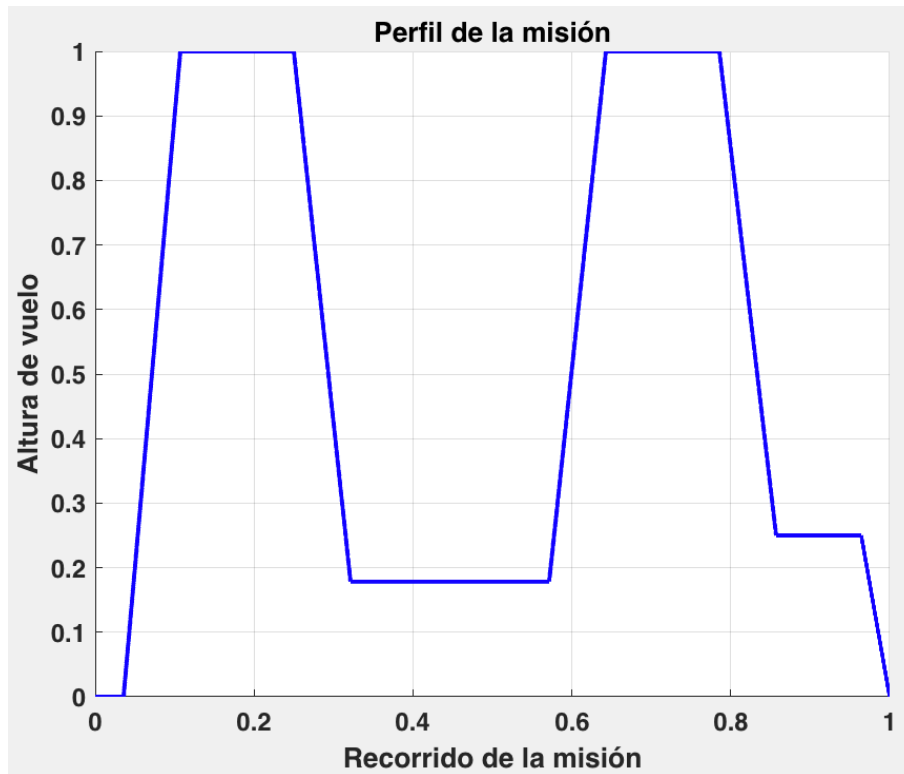
Datos del alerón:

- Superficie respecto la del ala = 5%
- Superficie de 6.42 m²
- Distancia de 0.7 a 0.95 respecto b/2 medido desde la raíz



ACTUACIONES

- Misión 1: Observación/Vigilancia/Intercepción, Búsqueda y Rescate



$$W_{to} = 63229,69 \text{ Kg}$$

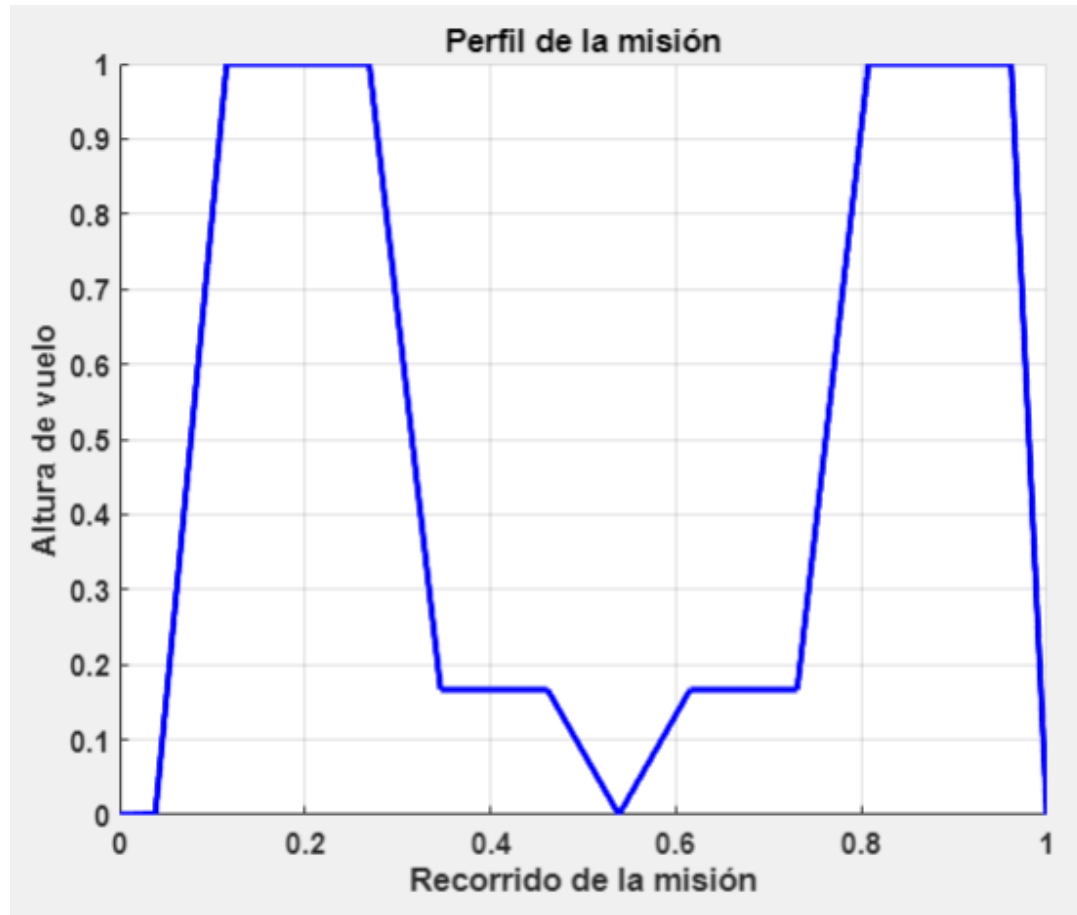
* Perfil de subida
igual al recomendado
en el RFP

- Distancias despegue:

Nominal	High Hot	Fallo de motor
333,78 m	518,14 m	367,48 m

- Carga de combustible: 29727,08 kg
- Distancia recorrida: 5408,348 km
- Tiempo empleado: 16,12 h
- CASM: 15,78 cent

Misión 2: Misión de carga



$$W_{to} = 76163,12 \text{ Kg}$$

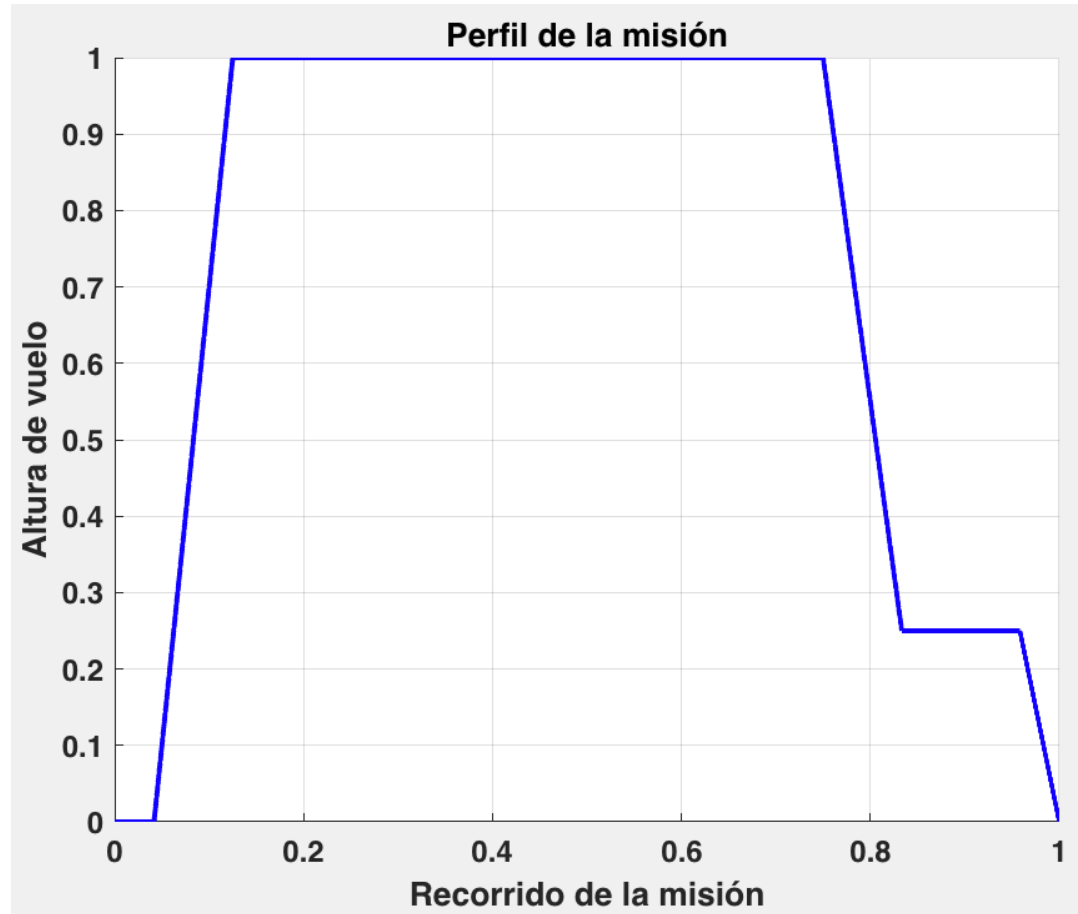
Misión 2: Misión de carga

- Distancias despegue:

Nominal	Fallo de motor	High-hot	High-Hot (grass)
445,28 m	489,03 m	548,23 m	566,60

- Carga de combustible: 29653,41 kg
- Distancia recorrida: 7613,16 km
- Tiempo empleado: 12,65 h
- CASM: 3,50 cent \$
- Carga de combustible reserva: 2124,73 kg -> 7,1%

Misión 3: Transporte/MED-EVAC



$$W_{to} = 76163,12 \text{ Kg}$$

Misión 3: Misión de Transporte

- Distancias despegue:

Nominal	Fallo de motor	High-hot
394,54 m	473,13 m	481,97 m

- Carga de combustible: 41631,91 kg
- Distancia recorrida: 10139,86 km
- Tiempo empleado: 16,5 h
- CASM: 8,94 cent \$

Misión 3: Evacuación Médica

- Distancias despegue:

Nominal	Fallo de motor	High-hot
394,54 m	473,13 m	481,97 m

- Carga de combustible: 44886,48 kg
- Distancia recorrida: 10803,39 km
- Tiempo empleado: 17,55 h
- CASM: 9,01 cent \$

PROPULSIÓN

Modelo	Potencia [shp]	SFC [lb/(shp hr)]	Peso [lb]	Longitud [in]	Diámetro [in]
T57-P-1 (PW)	15.000	0,47	3.600	146,1	48,3
TP400-D6 (Europrop)	12.000	0,35	4.035	164,57	47,95
XT37-NA-3 (Turbodyne)	10.000	0,67	6.000	167	46

Alternativa elegida, menos consumo específico

Escalado por un factor de 1,3:

- relación entre longitud y diámetro:

$$x_{LD} = \frac{Longitud}{Diámetro} = \frac{164,57}{47,95} = 3,432$$

- relación entre longitud y altura:

$$x_{LH} = \frac{Longitud}{Altura} = \frac{164,57}{35,82} = 4,593$$

- volumen del motor base:

$$V_{BASE} = Longitud \cdot Diámetro \cdot Altura = 282715,57 \text{ in}^3$$

El volumen del motor escalado será

$$V_{SCALING} = F_{SCALING} \cdot V_{BASE} = 367530,24 \text{ in}^3$$

Las dimensiones del motor escalado serán

$$Longitud_{SCALING} = (F_{SCALING} \cdot V_{BASE} \cdot x_{LD} \cdot x_{LH})^{\frac{1}{3}} = 174,87 \text{ in}^3$$

$$Diámetro_{SCALING} = \frac{Longitud_{SCALING}}{x_{LD}} = 52,33 \text{ in}$$

$$\text{El nuevo peso vendrá definido por } W_e = \frac{F_{SCALING}}{(P_b/W_e)_{BASE}} = \frac{1,2}{12000/4035} \cdot 12000 = 5245,5 \text{ lb}$$

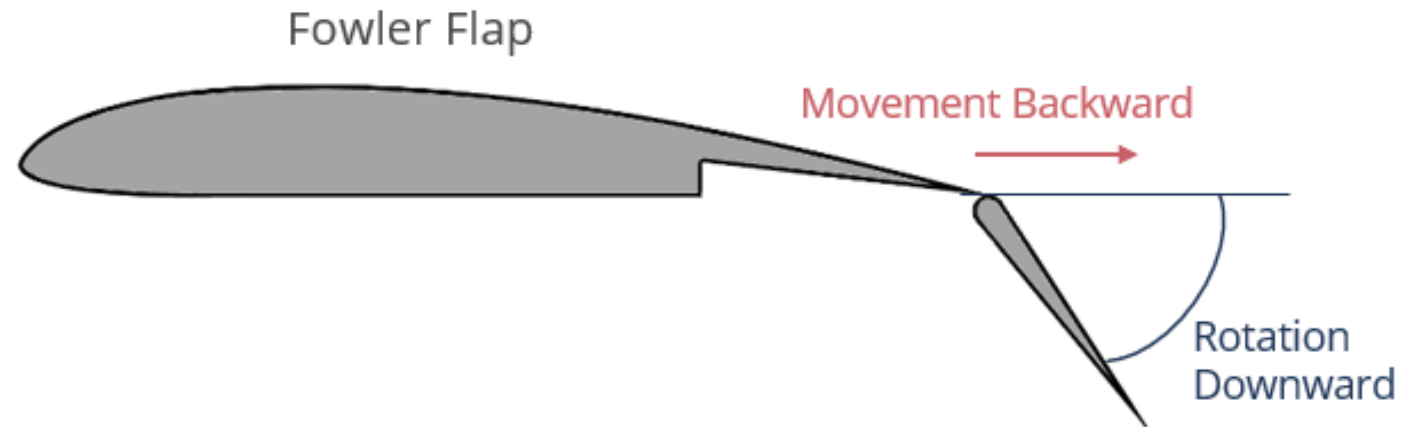
Hélice: Se mantiene la geometría de la hélice e la configuración nominal
Nº palas: 8

$$P_{nominal}/P_{escalado} = \frac{12000}{15600} = \left(\frac{5,334}{D_{Hélice}}\right)^5 \rightarrow D_{Hélice} = 5,621m$$

Modelo	Potencia [shp]	SFC [lb/(shp hr)]	Peso [kg]	Longitud [m]	Diámetro [m]
TP400-D6 (Europrop)	15.600	0,35	2379,42	4,56	1,33

AERODINÁMICA: Diseño de HLD

- Sin dispositivos de borde de ataque
- Fowler flap monorranurado
- Incremento de sustentación por:
 - Aumento de superficie
 - Aumento de curvatura

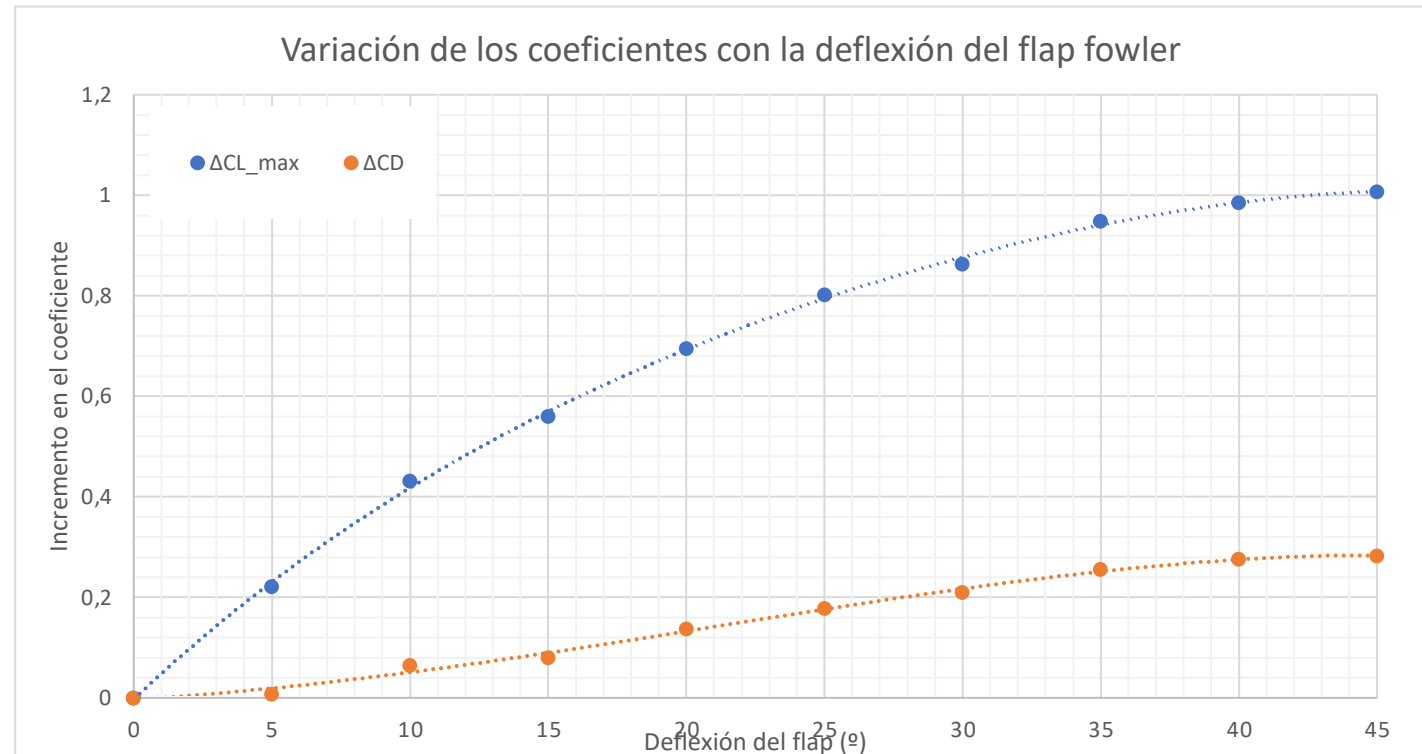


Original source: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Airfoil_lift_improvement_devices_\(flaps\).png](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Airfoil_lift_improvement_devices_(flaps).png)

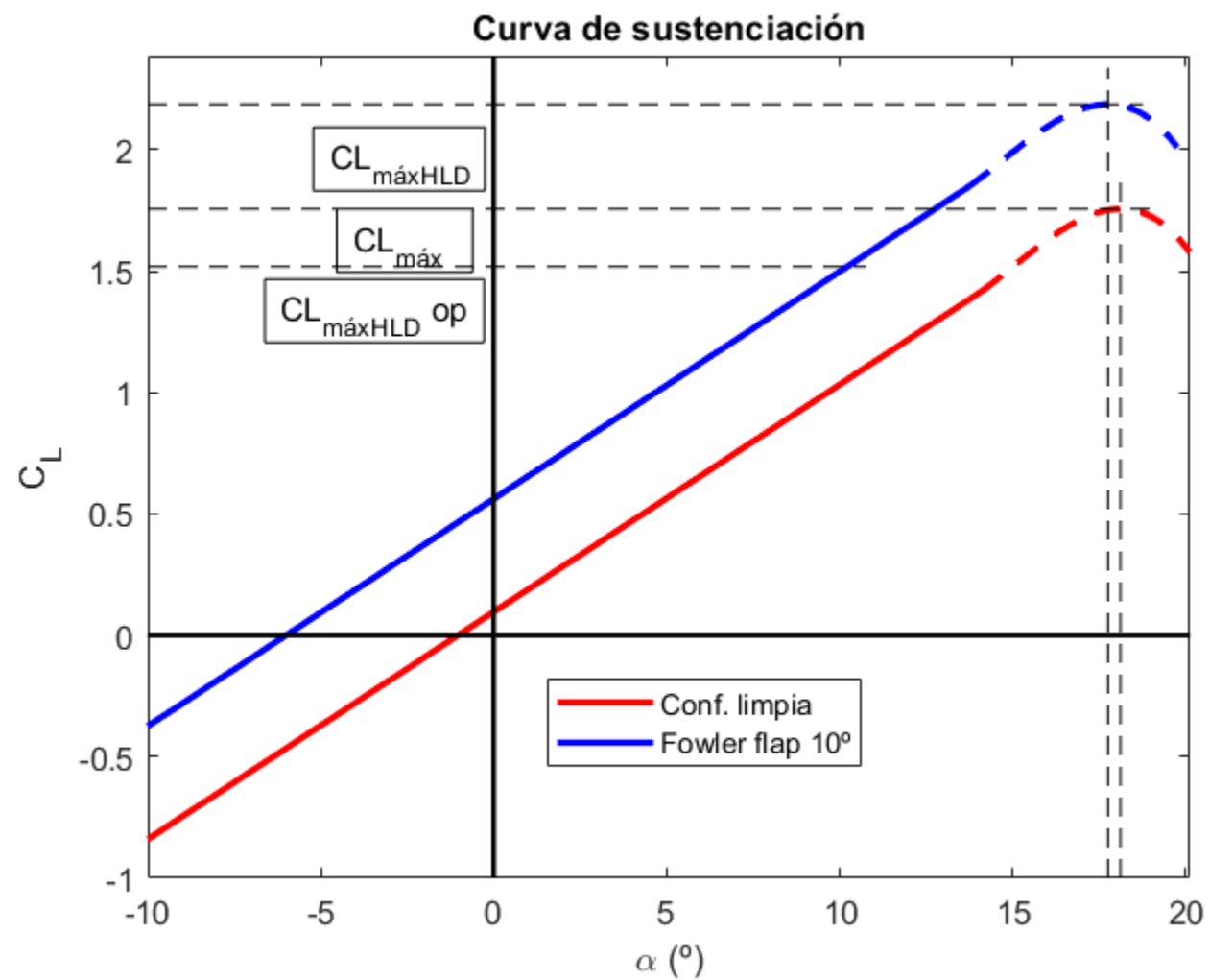
$\delta_f(^{\circ})$	CL_max	CL_max op	CL_0	$\alpha_{0L}(^{\circ})$	$\alpha_s(^{\circ})$	α_{TO}	ΔCD
0	1,755	1,21875	0,14043647	-1,500000	18,2451314	11,5174524	0
5	1,97601718	1,372234155	0,38246994	-4,085156	18,0206567	10,5716583	0,008111702
10	2,18646117	1,51837581	0,61792045	-6,600000	17,7535623	9,6177516	0,065350166
15	2,31500017	1,607639009	0,84371595	-9,011719	16,7147670	8,1594519	0,080078732
20	2,45013188	1,701480472	1,05795471	-11,300000	15,8698257	6,8734901	0,137305113
25	2,55743119	1,775993885	1,25697951	-13,425781	14,8901070	5,5435856	0,177655349
30	2,61792233	1,81800162	1,43245195	-15,300000	13,6619933	4,1180509	0,209459521
35	2,70331025	1,877298783	1,56842663	-16,752344	13,1216767	3,2990593	0,255717061
40	2,74004279	1,90280749	1,63842543	-17,500000	12,7663602	2,8238612	0,276030341
45	2,76174272	1,91787689	1,60251173	-17,116406	13,3817307	3,3684110	0,282933467

GEOMETRÍA

- $0,2 < y/(b/2) < 0,7$
- $c_f = 0,25c$

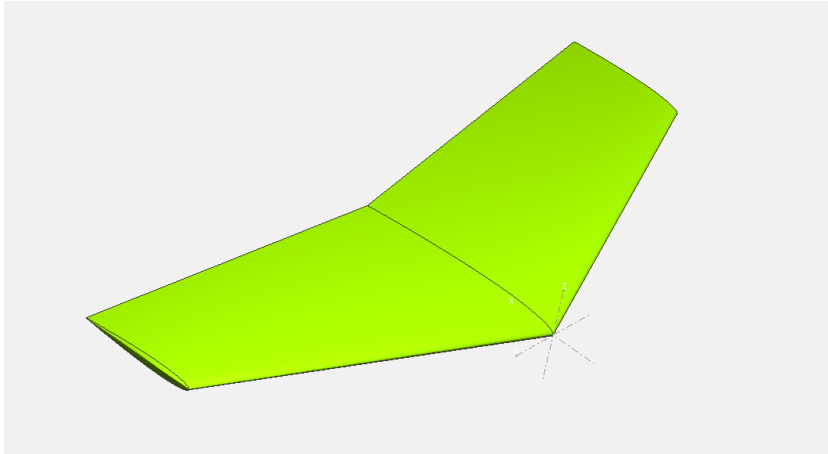


$\delta_f(^{\circ})$	CL_max	CL_max op	CL_0	$\alpha_{OL} (^{\circ})$	$\alpha_s (^{\circ})$	α_{TO}	ΔCD	ΔCL_{max}
10	2,186461	1,51837581	0,6179204	-6,600000	17,7535623	9,6177516	0,0653502	0,431461167

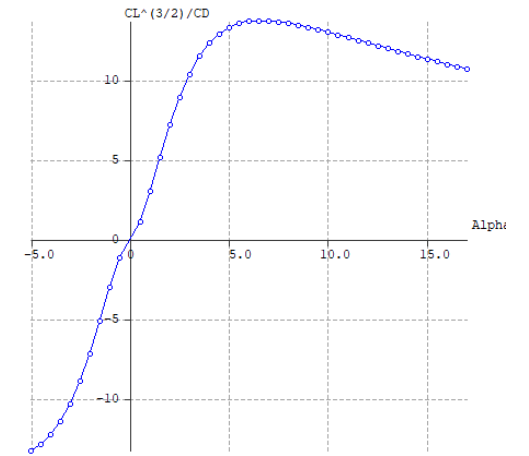
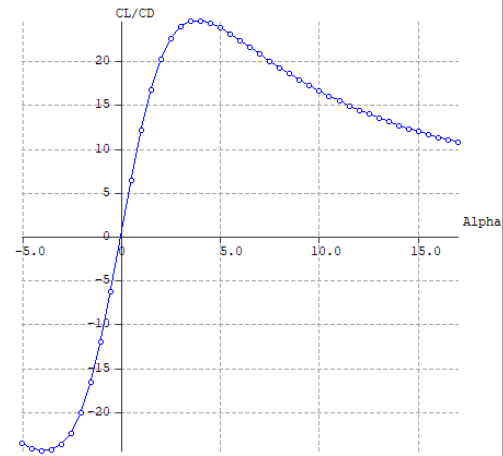
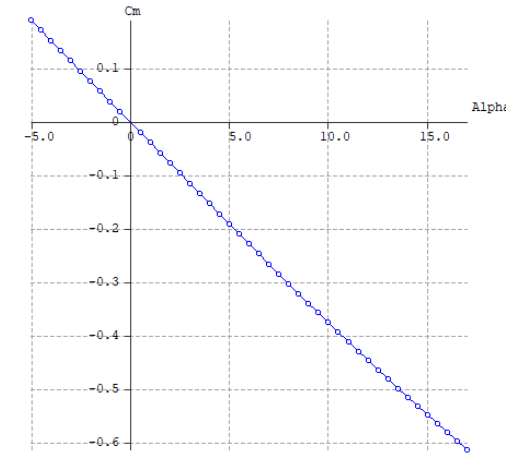
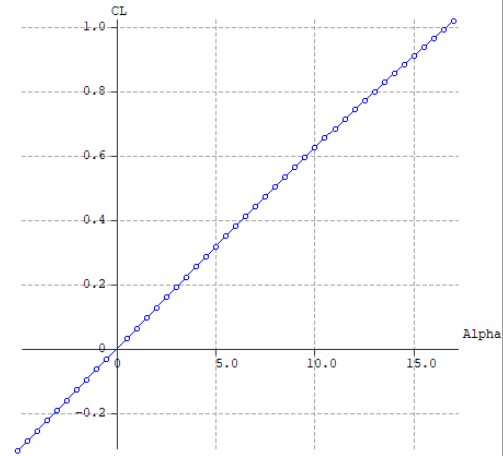


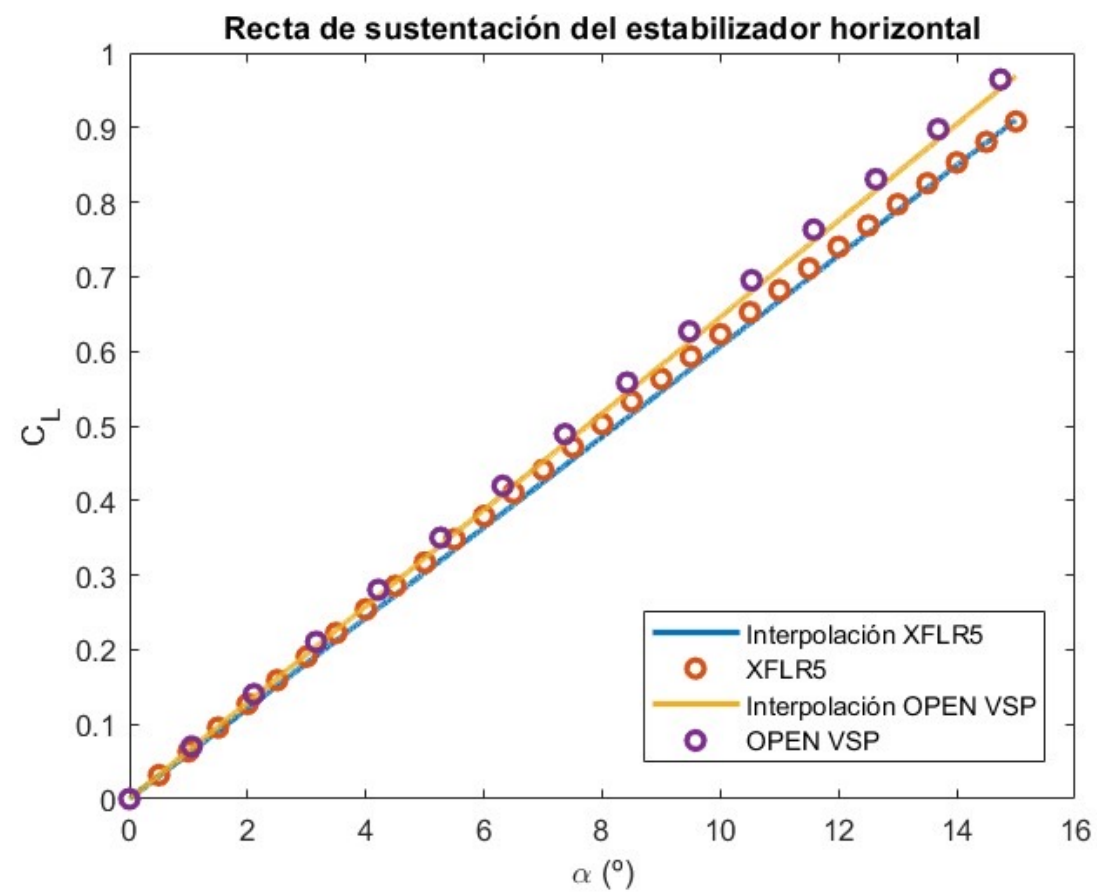
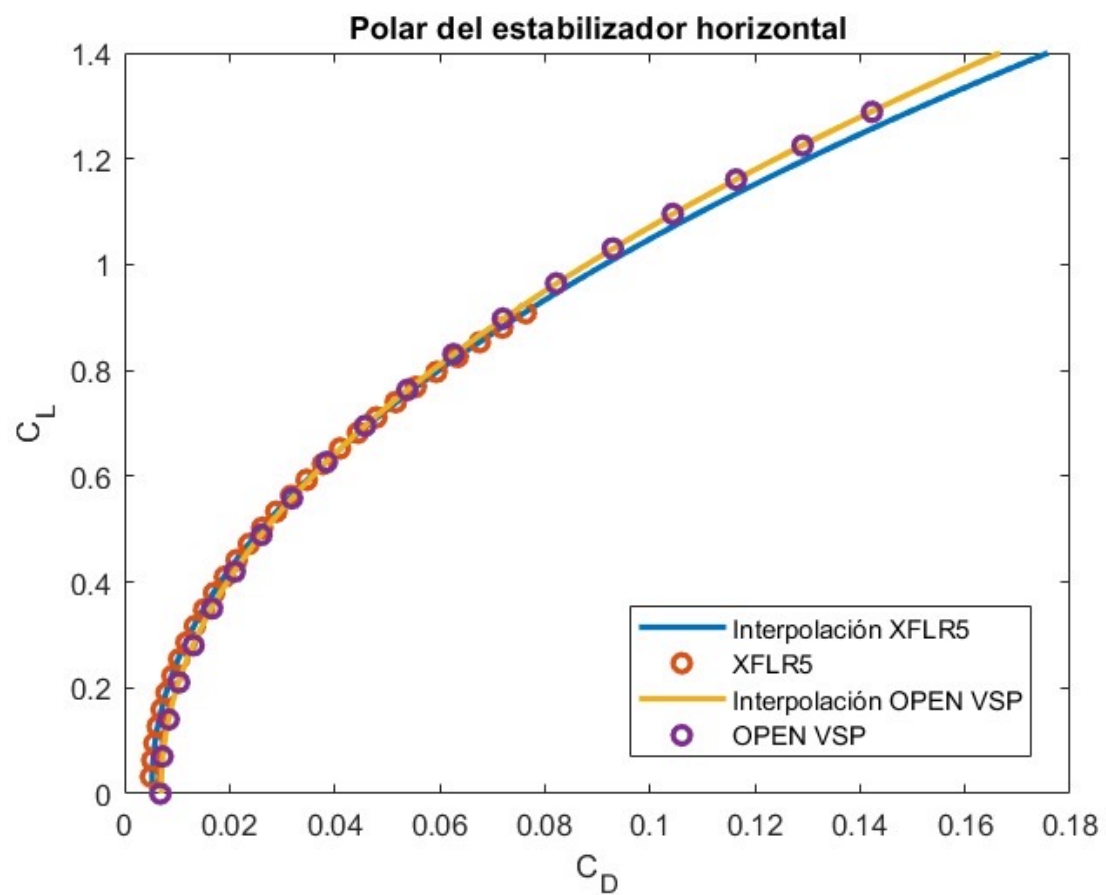
ANÁLISIS DE LOS ESTABILIZADORES

- Estabilizador Horizontal



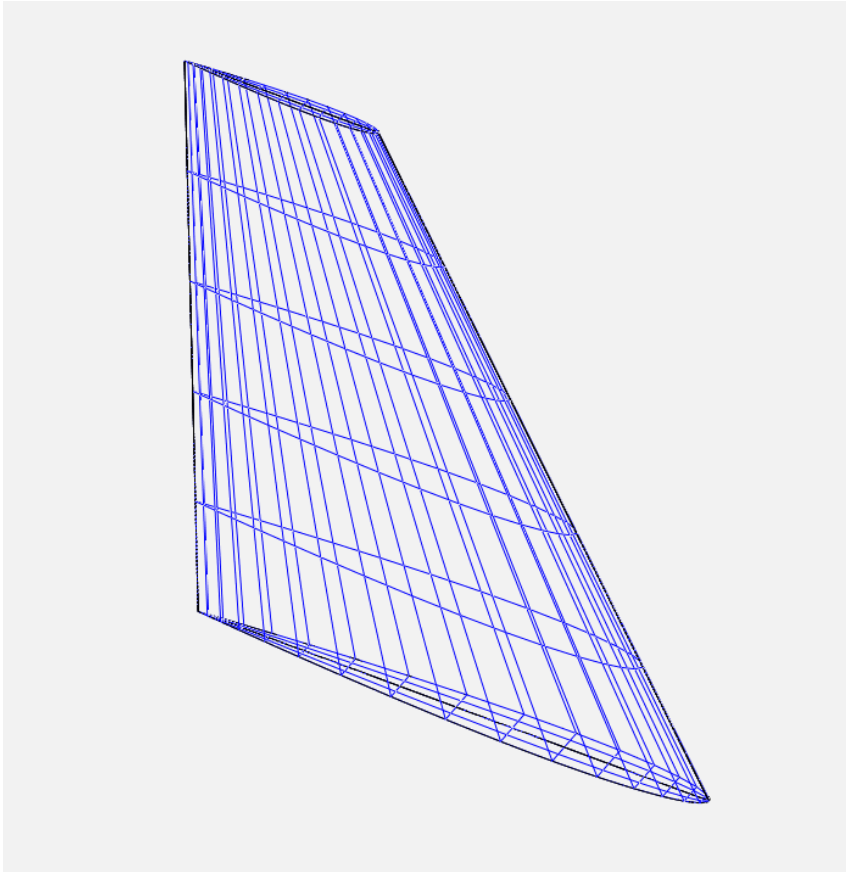
t. Horizontal			
cht	1,2	b/2	7,96625
lht	13,95	c_r	5,31513
S(m^2)	65,8649	c_t	2,95285
AR	3,85402	x_t	3,43691
$\Psi(^{\circ})$	23,337	Δ_m	0,32995
λ	0,5556	X_wing	19,4
		$\Delta_{0.25}$	19,6618
		$\Delta_{0.5}$	15,8103



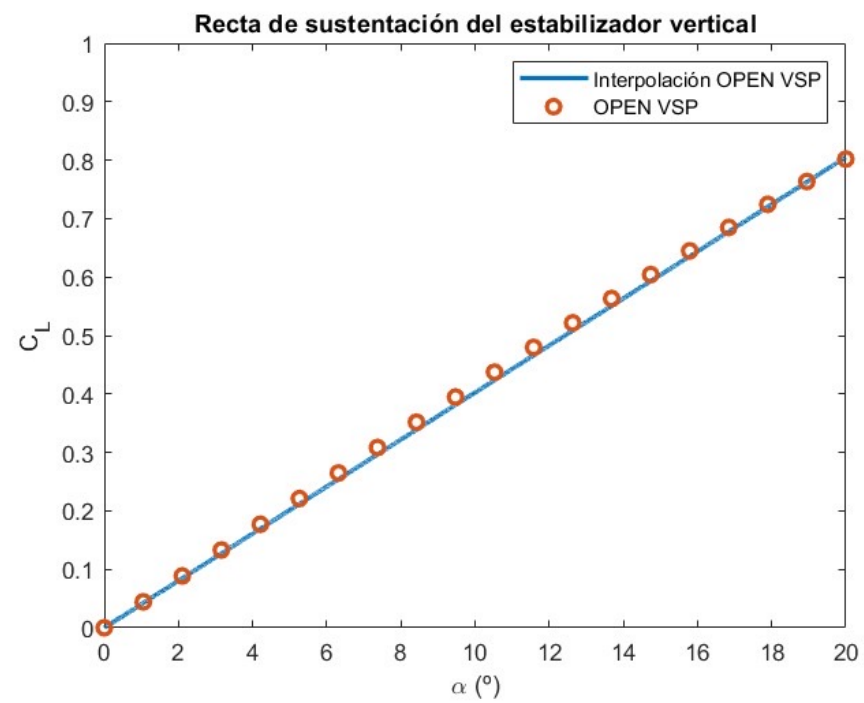
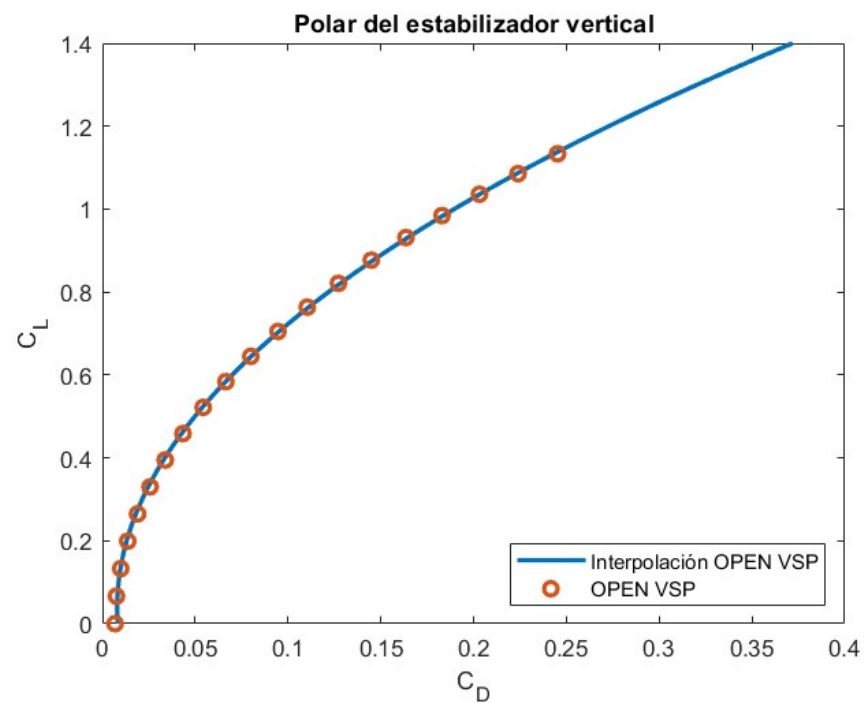


	OpenSVP	XFLR5	Media
C_{D0}	0,007002	0,005299	0,006151
$K1$	-0,001581	-0,003226	-0,002403
$K2$	0,08258	0,08927	0,08593
$C_{L\delta}$	3,7019	3,4771	3,5895

- Estabilizador Vertical



Est. Vertical			
cvt	0,08	b/2	8,47953
lht	13,95	c_r	7,50833
S(m^2)	43,91	c_t	2,84835
AR	6,55	x_t	5,95377
$\Psi(^{\circ})$	35,074	Δ_m	0,49301
λ	0,3794	X_wing	17,2068



C_{D0}	$K1$	$K2$	C_{L0}	$C_{L\beta}$
0,008264	-0,01503	0,1963	0	2,3059