

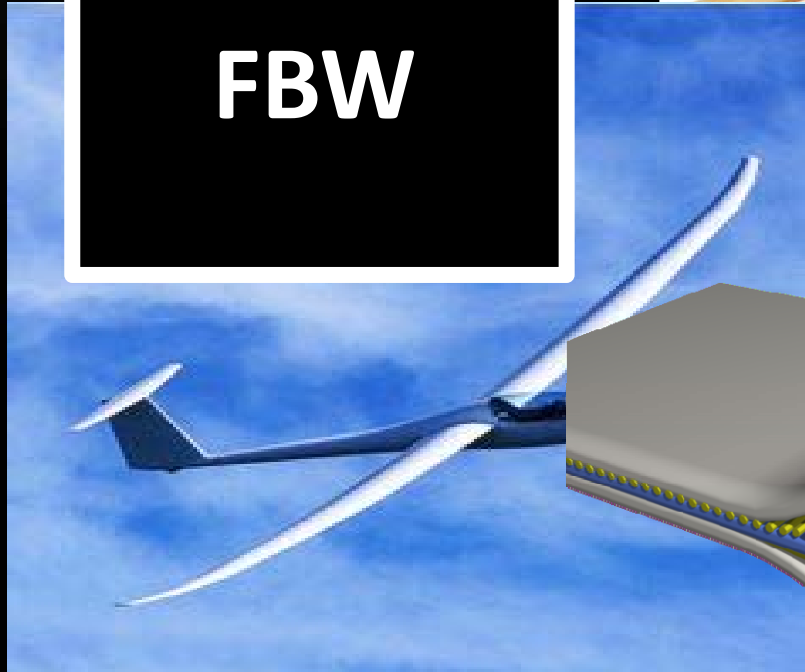


IRIS

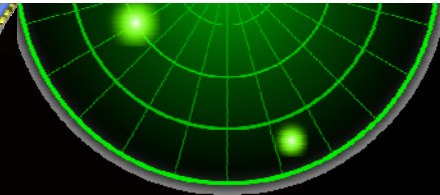
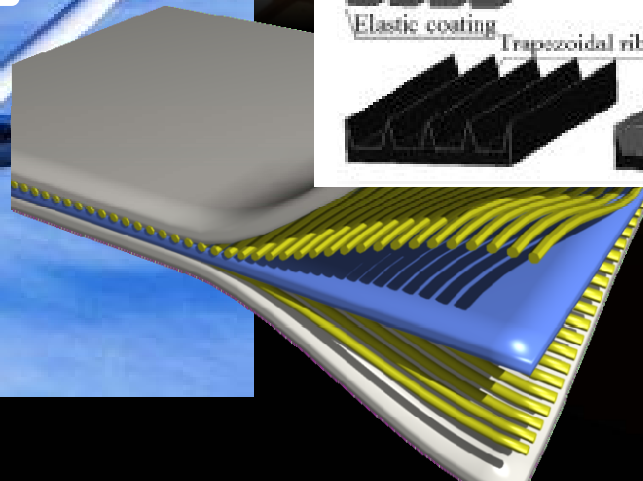
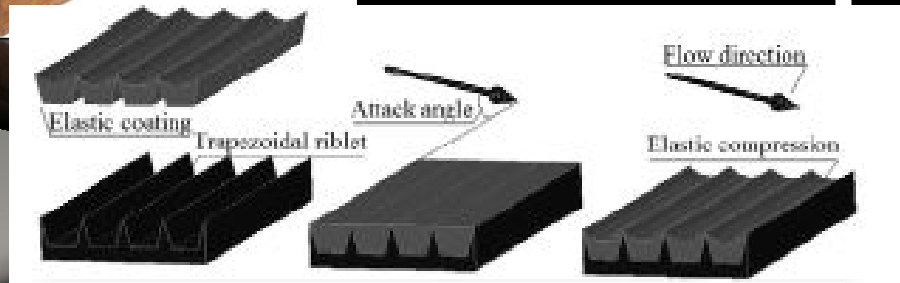
INTERNATIONAL RESEARCH & INNOVATION SOCIETY

I+D+i

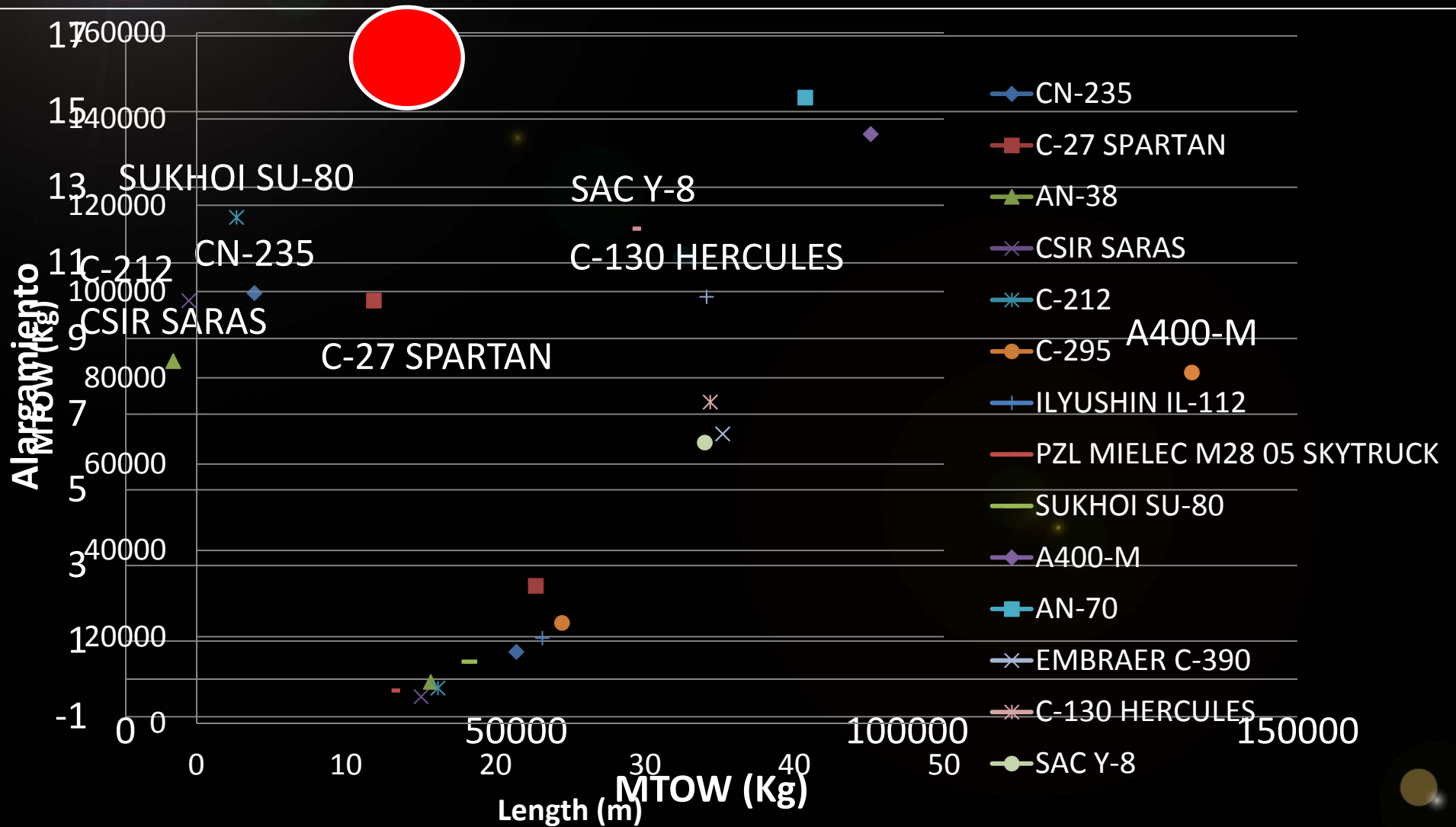
FBW



AEA



Estudio de Mercado



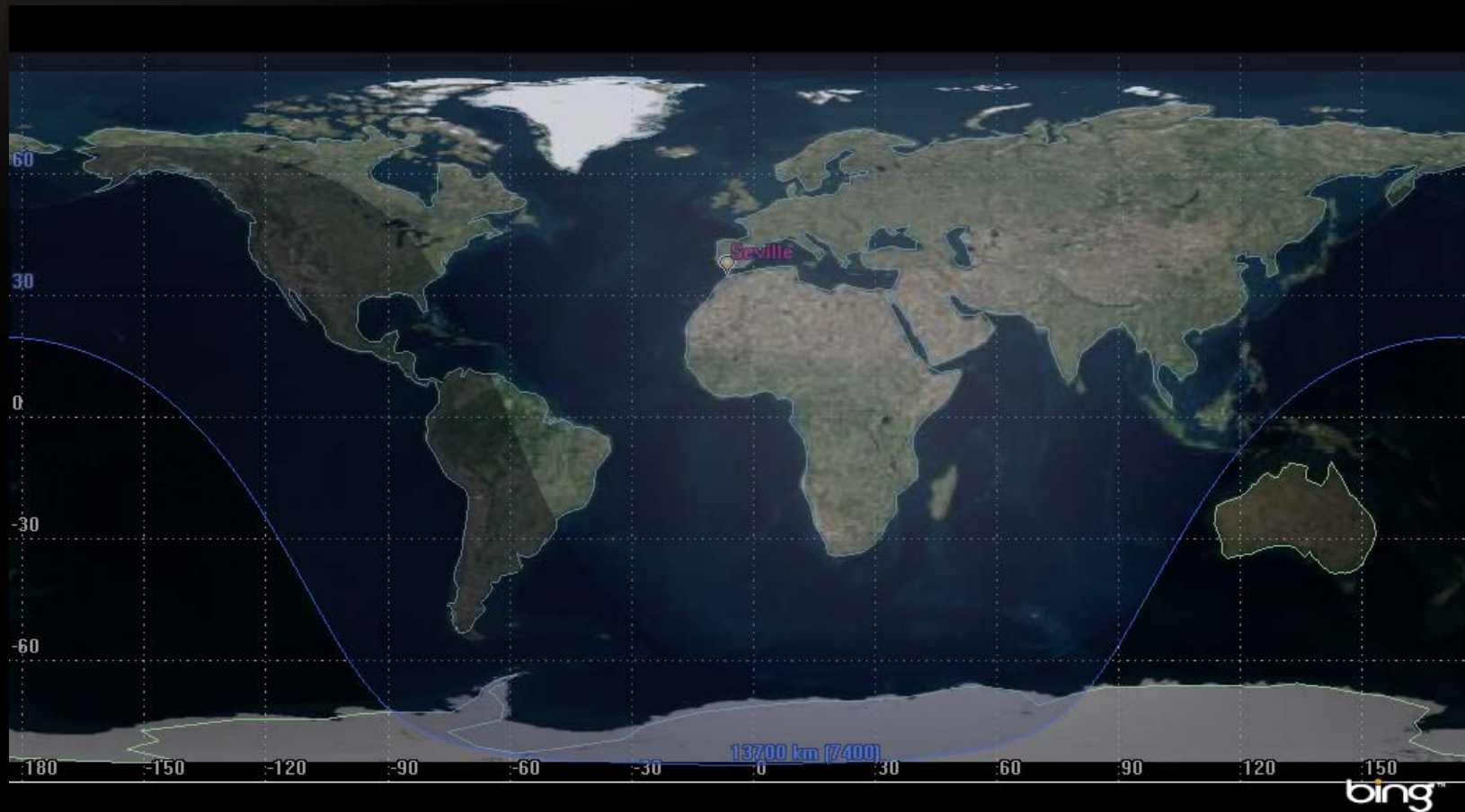
Nuestro Producto





PRESTACIONES

Alta autonomía y alcance



STOL

Pistas no
preparadas

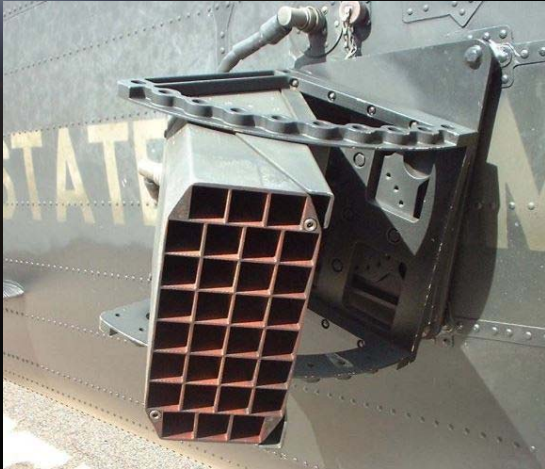
Vuelos a baja altura

Lanzamiento de
carga y
paracaidistas

Funcionalidad



Seguridad



Sistemas
de
detección



Adaptabilidad



Guerra antisubmarina

Apoyo terrestre

DISEÑO

Brainstorming

- Gran alargamiento
- Riostras
- Cola en T
- Innovación en sistemas

CONCEPTOS CLAVE

EFICIENCIA
AEA

Estudio preliminar de aviones similares

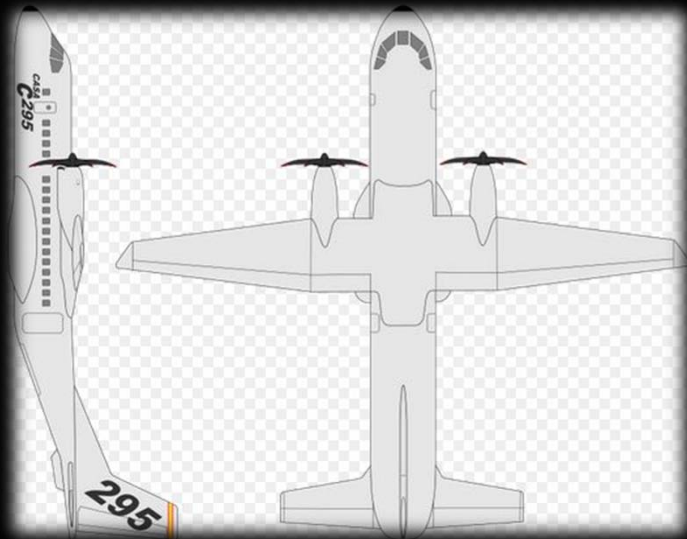
C-295

Longitud: 24,5 m

Altitud: 8,6 m

Envergadura: 25,8 m

Carga de pago: 9250 kg



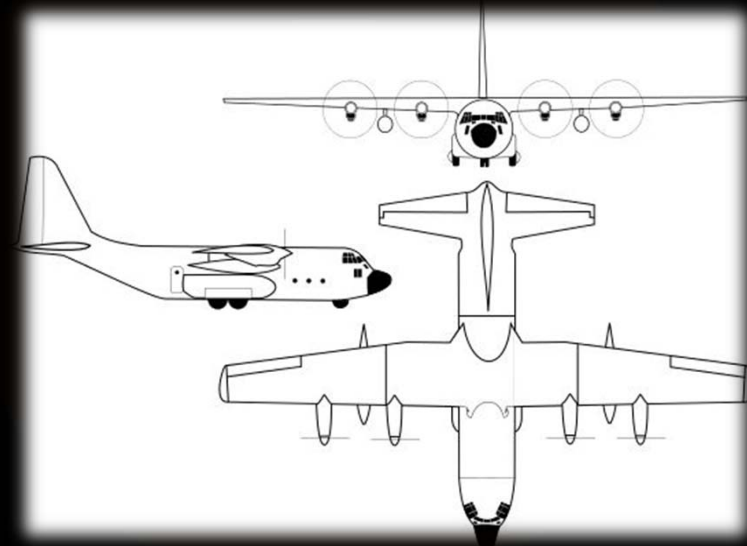
C-130

Longitud: 29,8 m

Altitud: 11,6 m

Envergadura: 40,4 m

Carga de pago: 20.400 kg



Evolución del diseño



Descripción geométrica

Ala-1					
S (m ²)	c _R (m)	c _T (m)	b (m)	AR	λ
94,00	3,00	1,30	39,00	16,00	0,43

Estab Horizontal					
S (m ²)	c _R (m)	c _T (m)	b (m)	AR	λ
17,75	2,30	1,2650	10,00	5,63	25°

Fuselaje - I					
L _f (m)	D _{max} (m)	D _{min} (m)	V _f (m ³)	V _{cabin} (m ³)	V _{store} (m ³)
26,50	3,17	3,02	175,00	106,15	106,15

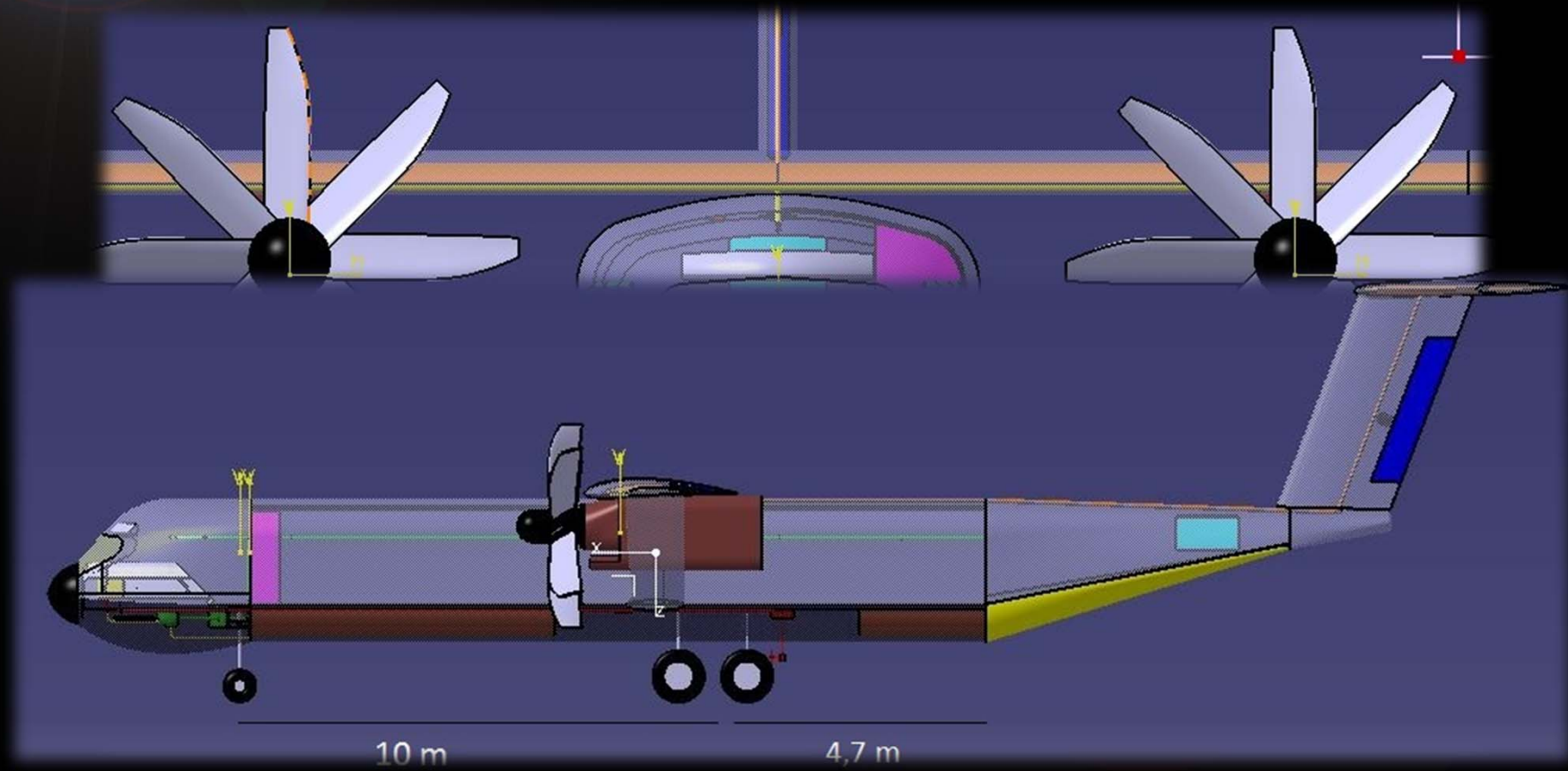
Estab Vertical					
S (m ²)	c _R (m)	c _T (m)	b (m)	AR	λ
9,77	2,30	2,30	4,25	1,85	15°

Fuselaje - II (Seat Configuration)											
N _{aisle}	F _{aisle}	S _{pitch}	W _{fus}	W _{cab}	W _{seat}	W _{shoulder}	W _{elbow}	W _{aisle}	W _{wall-gap}	t _{wall}	H _{cab}
(X)	(X-Y)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)
17,00	5 1	0,76	3,50	3,20	0,51	0,51	0,0762	0,4568	0,051	150	1,85

Superficie Mojada							
S _{wet,w.} (m ²)	S _{wet,c.} (m ²)	S _{wet,h.} (m ²)	S _{wet,v.} (m ²)	S _{wet,V-tail} (m ²)	S _{wet,f.} (m ²)	S _{wet,g.} (m ²)	S _{wet,misc} (m ²)
192,44	0,00	44,74	18,46	0,00	247,11	19,79	0,00

Tren de Aterrizaje					
H _f	H _c	α _c	B	T	φ _{OT}
(m)	(m)	(°)	(m)	(m)	(°)
1,20	3,75	14,34	10,00	3,5	33,8

Diseño Tren Aterrizaje



Diseño Tren Aterrizaje

Otros resultados:

- $H_{cg}=2,615$ m
- $\phi = 33,8^\circ$
- $H_c=3,745$ m
- $\alpha_c = 14,2^\circ$

En condiciones normales:

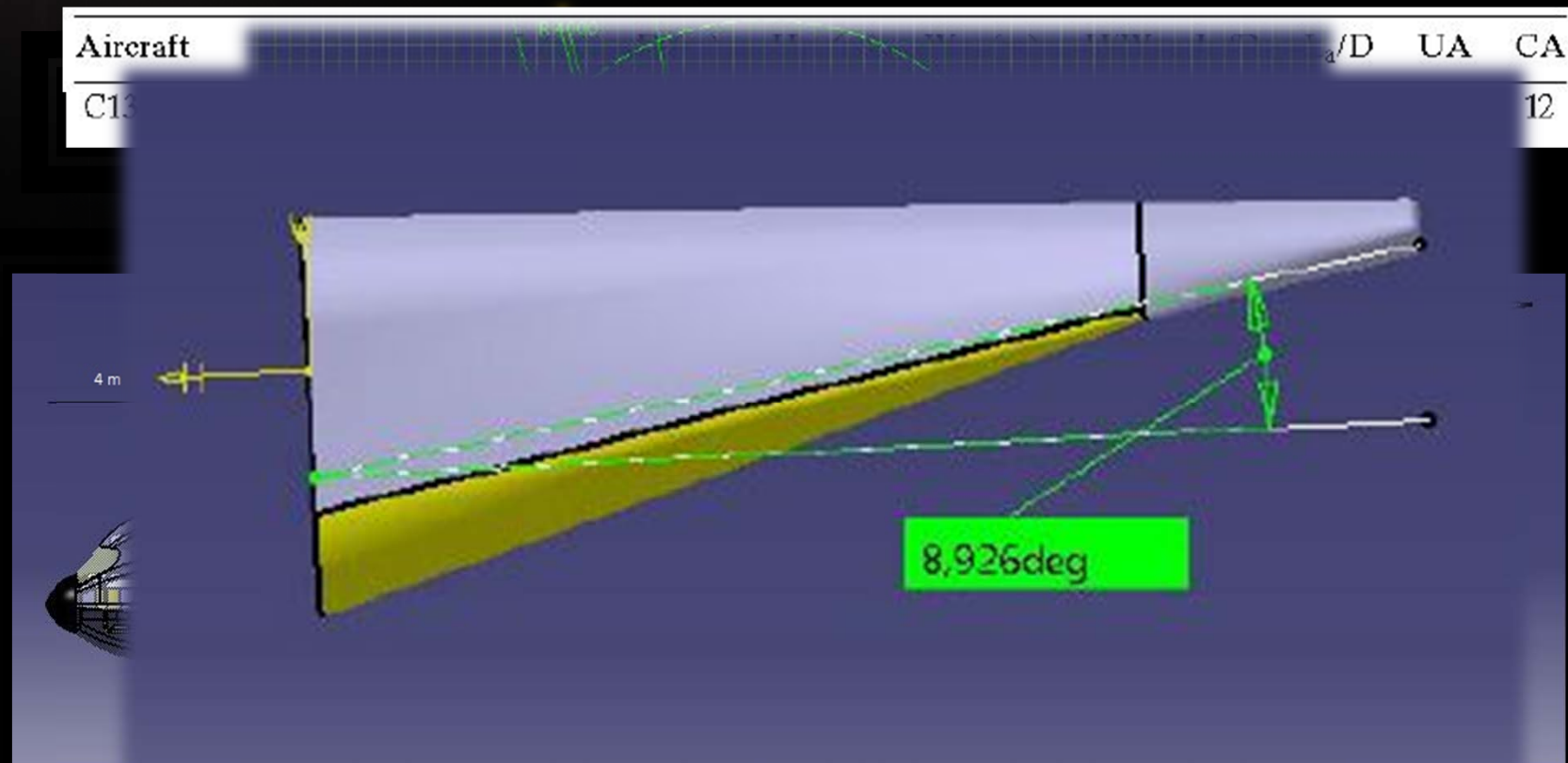
- $F_{principal}=81\%$
- $F_{delantero}=19\%$

Ruedas:

- Delanteras
 - Ancho= 68,82 cm
 - Diámetro= 19 cm
- Principal
 - Ancho= 114 cm
 - Diámetro= 32 cm

Configuración general del avión

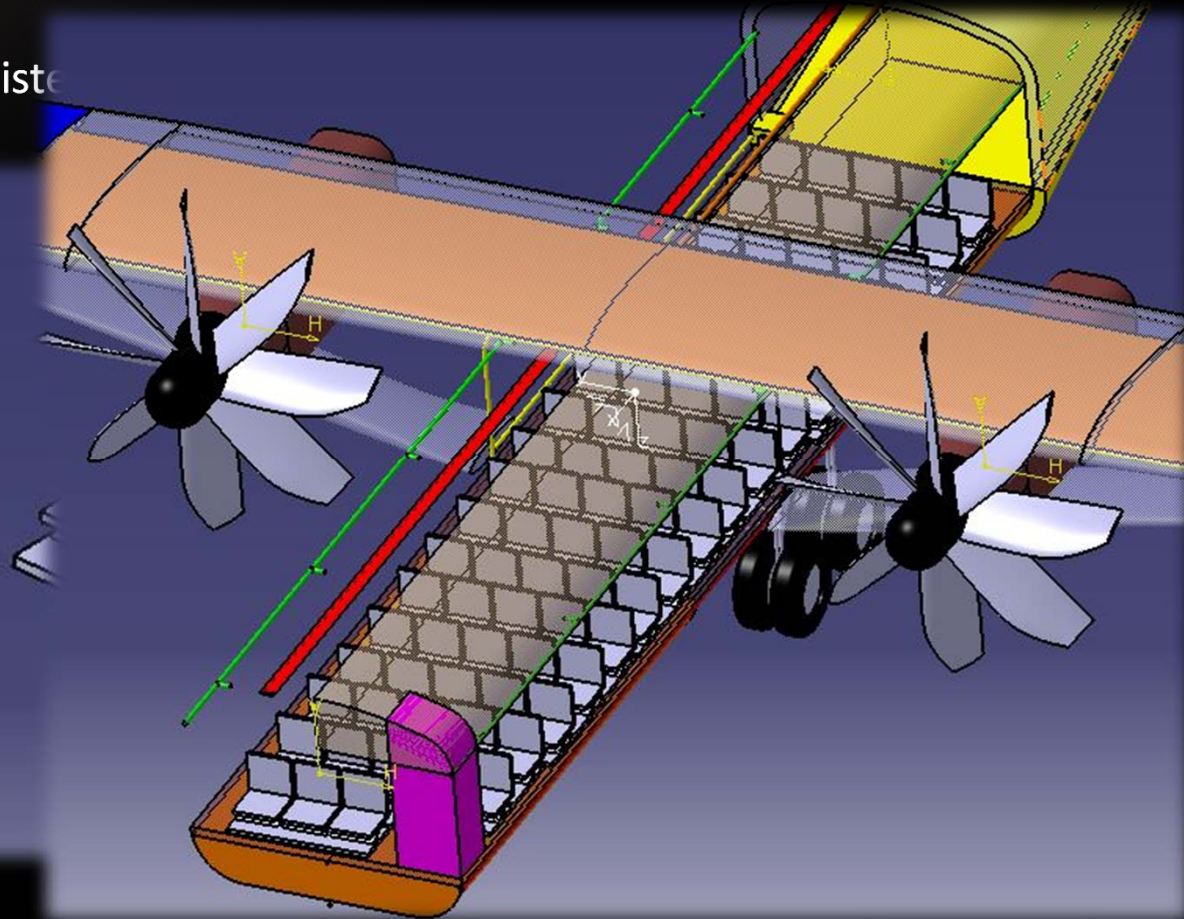
Específicas zonas del fuselaje, como el morro y la cola basan su longitud en ratios presentados por aviones similares.



Configuración general del avión – -Distribución interior

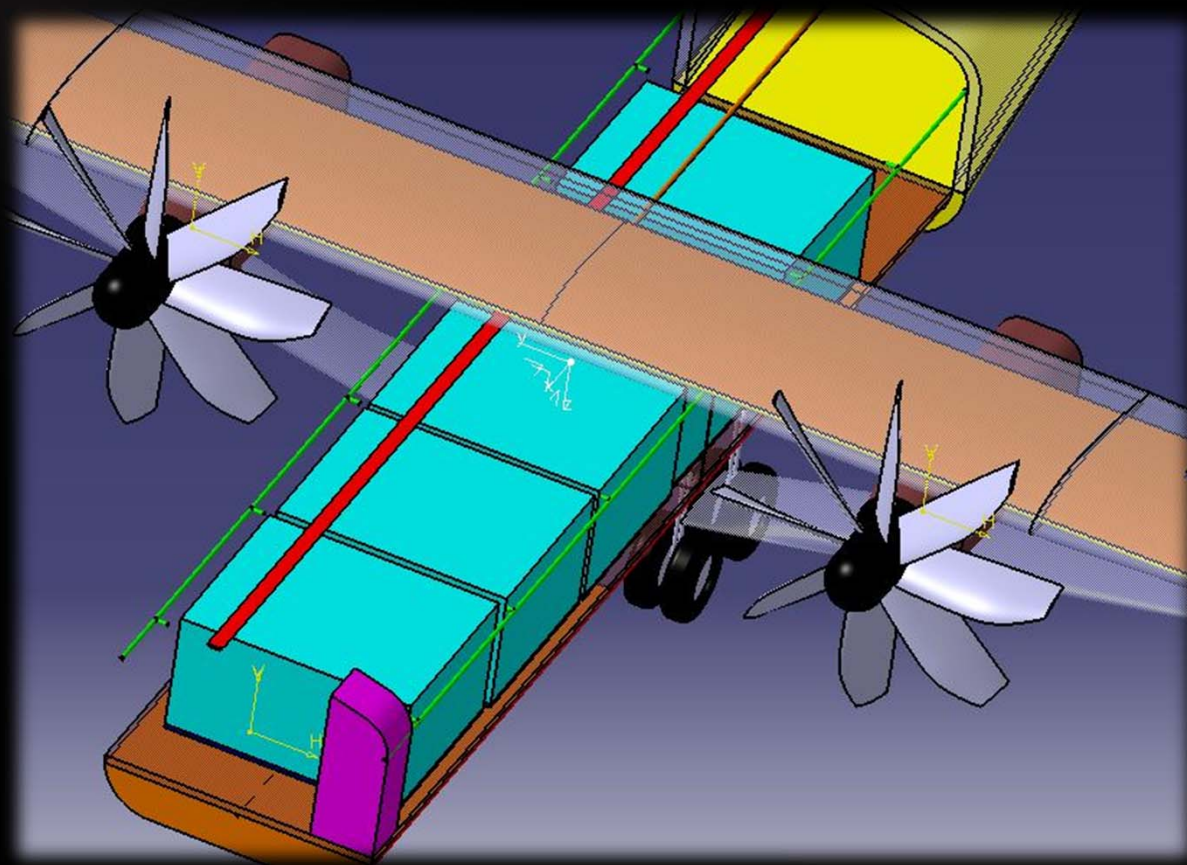
Misión de transporte

Uso de siste



Configuración general del avión – -Distribución interior

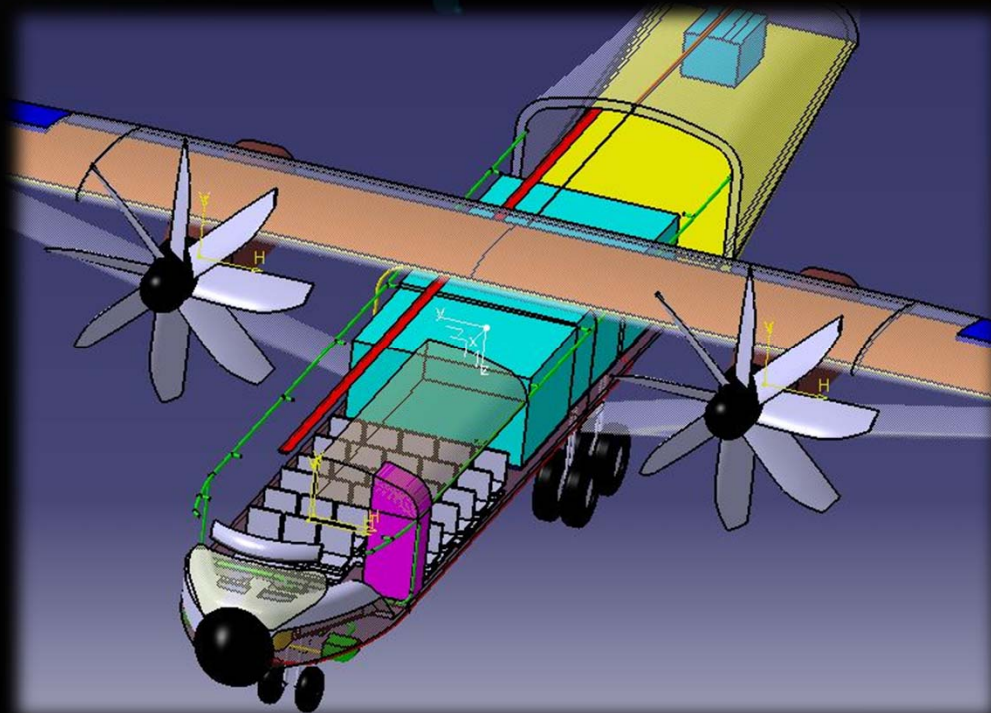
Misión de transporte de carga



Configuración general del avión – -Distribución interior

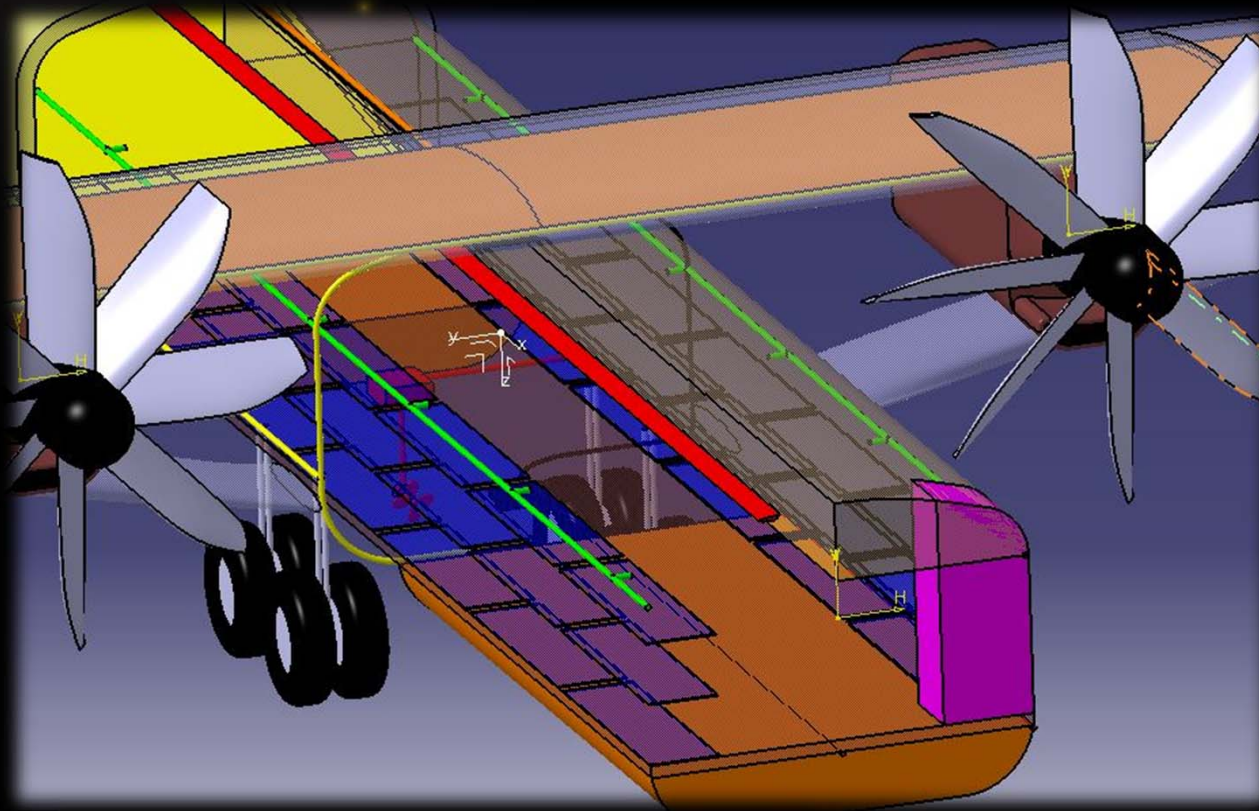
Configuración híbrida – Carga + Personas -

- Posibilidad de una configuración por módulos gracias al sistema de pallets y railes que tienen en comun



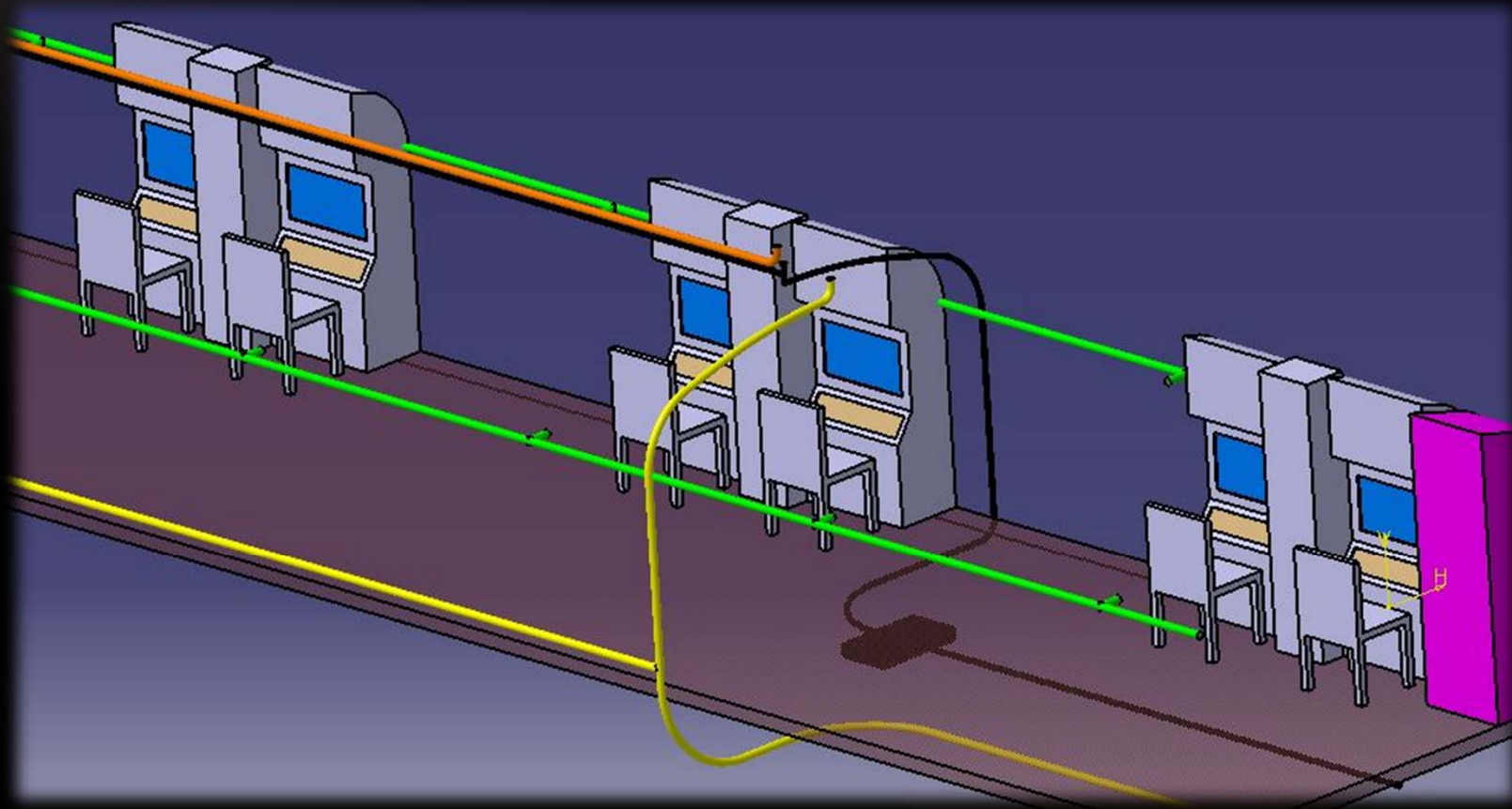
Configuración general del avión – -Distribución interior

Misión de evacuación médica



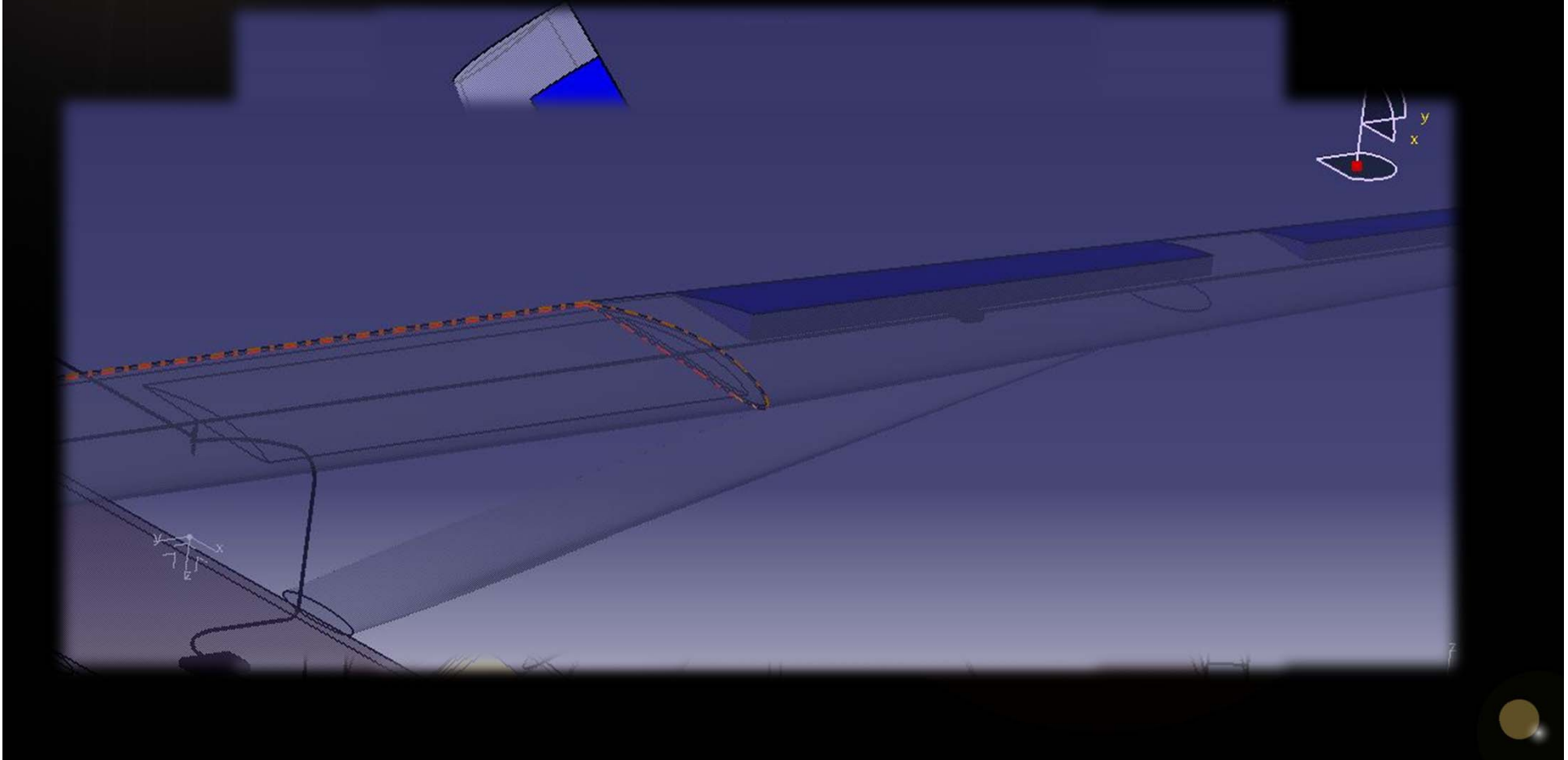
Configuración general del avión – -Distribución interior

Misión de vigilancia



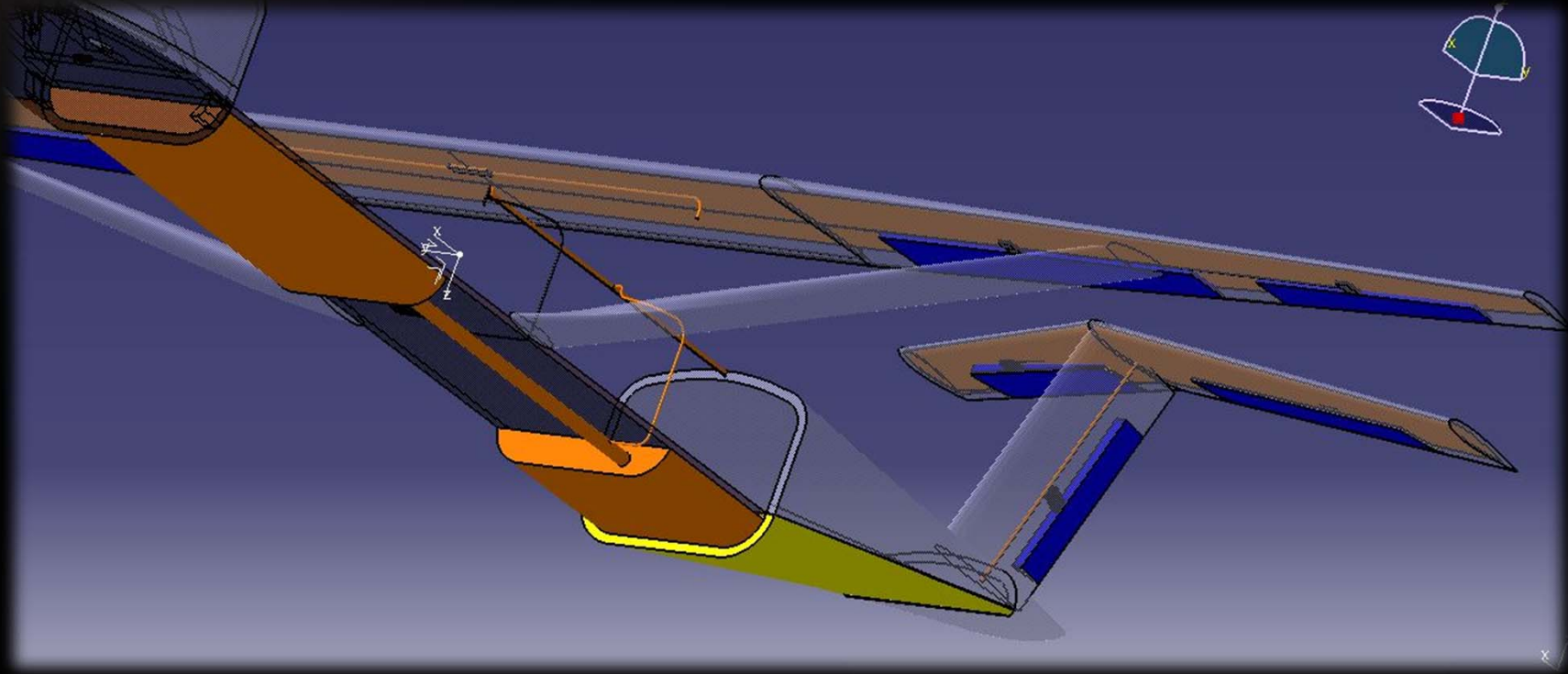
Diseño de sistemas

Sistema de mandos de vuelo



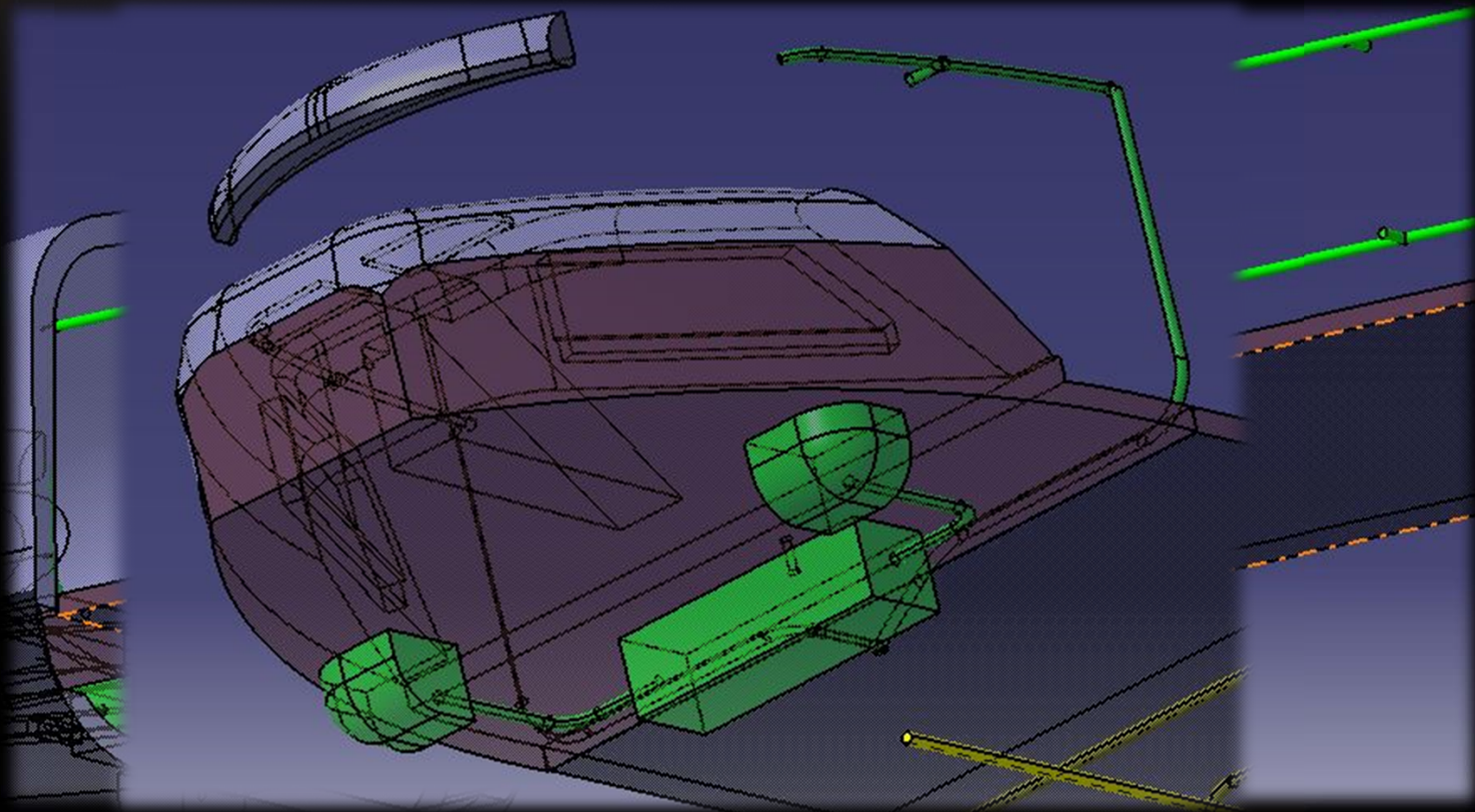
Diseño de sistemas

Sistema de combustible



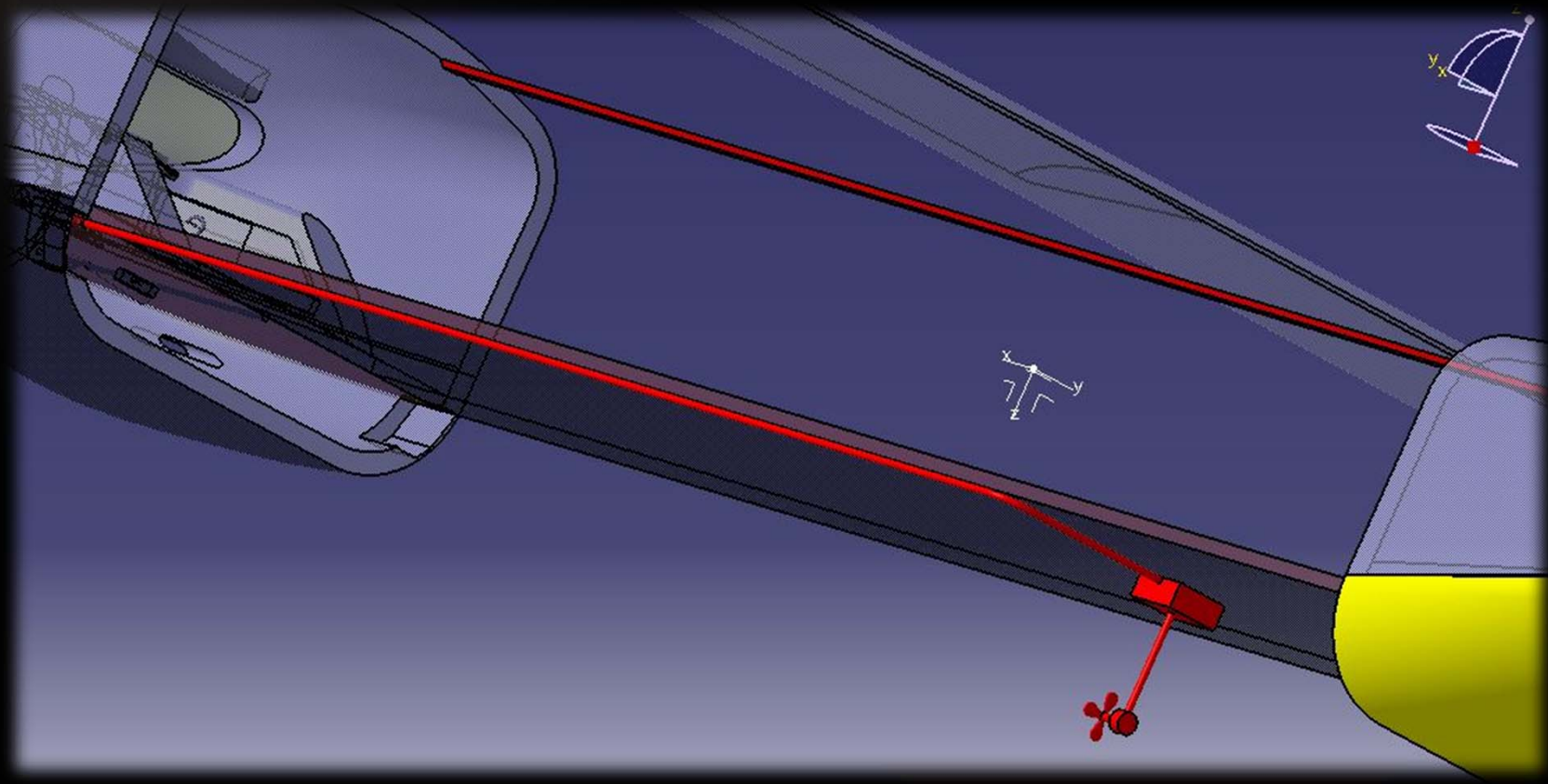
Diseño de sistemas

Sistema de acondicionamiento de cabina



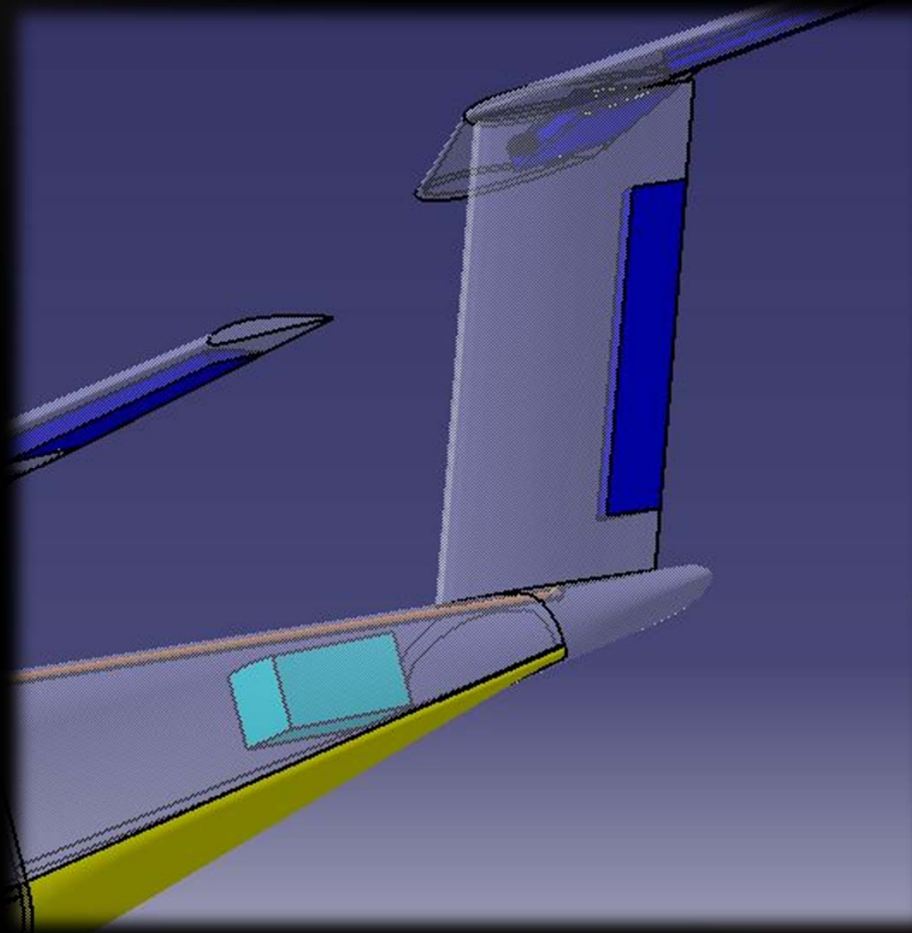
Diseño de sistemas

Sistema de emergencia



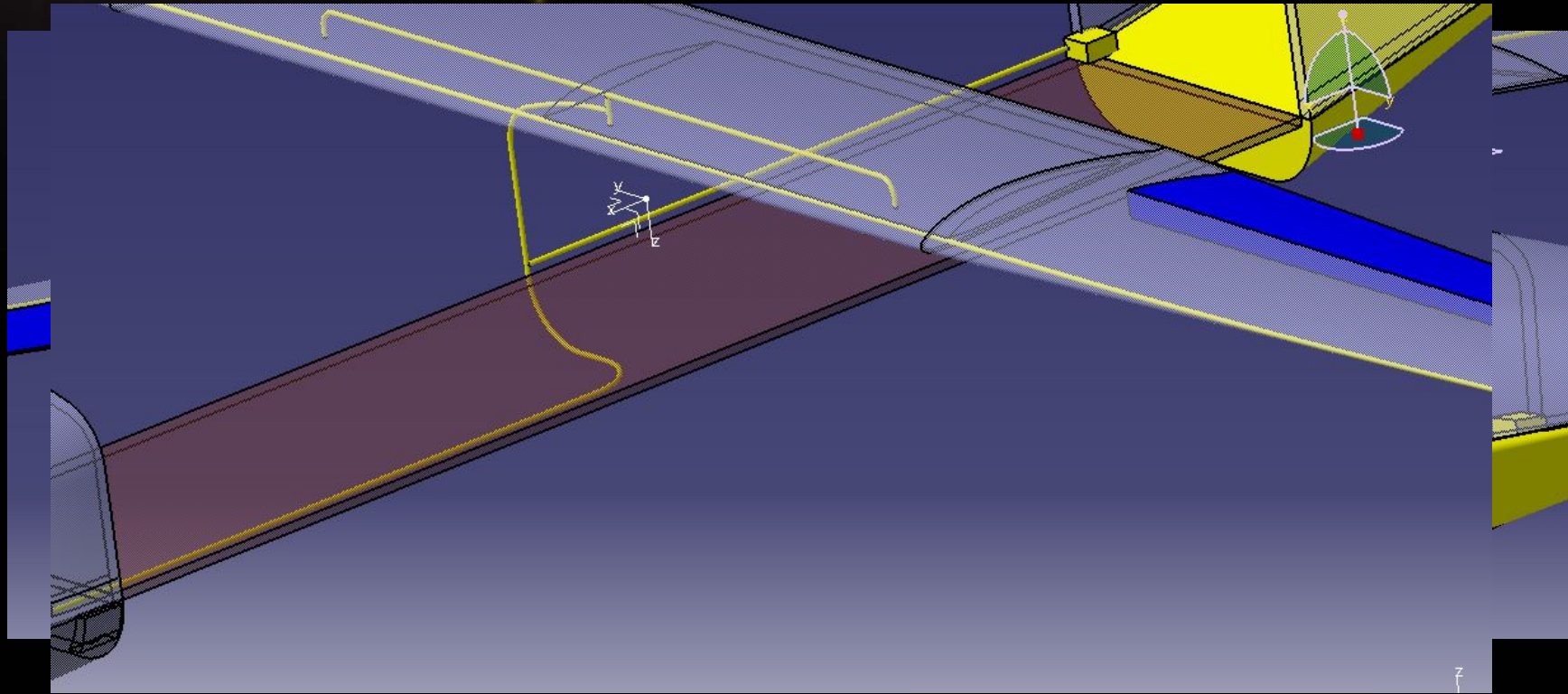
Diseño de sistemas

Sistema de potencia auxiliar



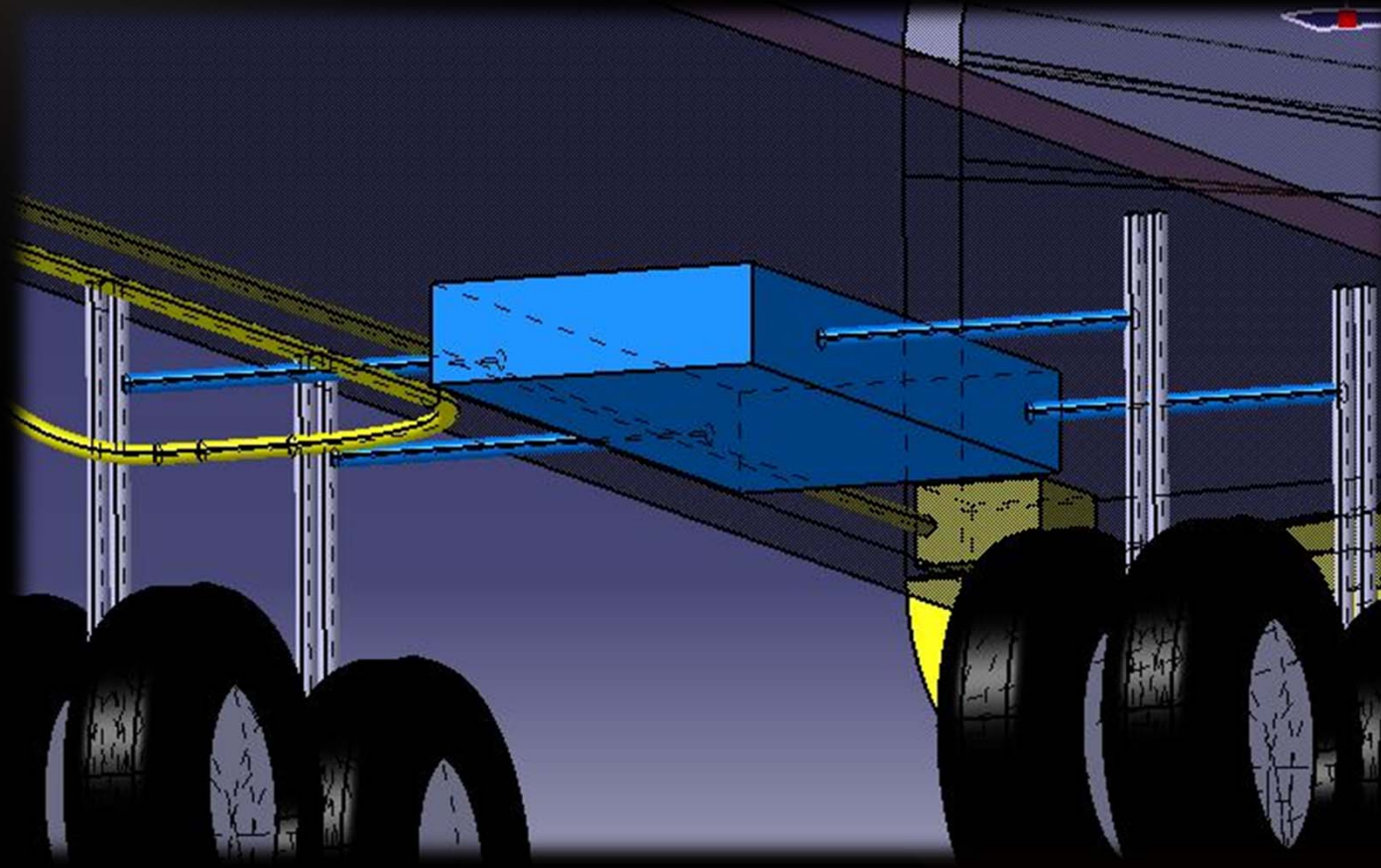
Diseño de sistemas

Sistema eléctrico



Diseño de sistemas

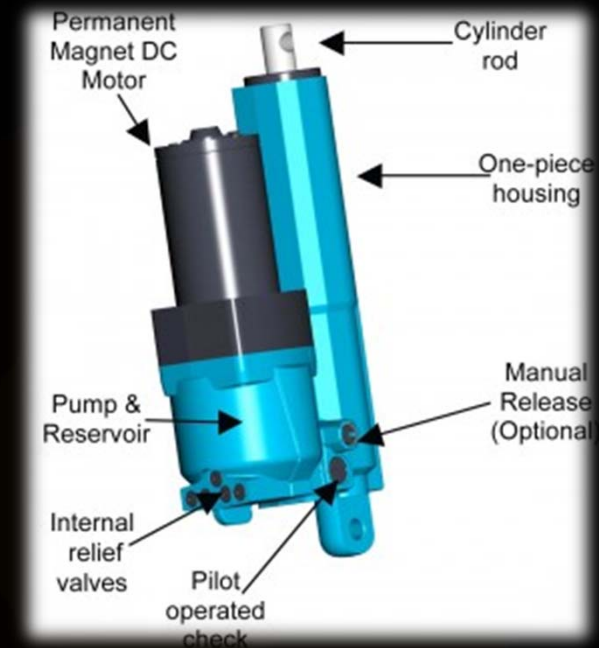
Sistema hidráulico



Avances tecnológicos empleados

Actuadores electrohidráulicos EHA

- Operados exclusivamente con energía eléctrica
- Eliminan la necesidad de bombas y tuberías de hidráulica, simplificando la distribución de la aeronave y mejorando la fiabilidad y seguridad
- En el horizonte temporal en el que se enmarca el diseño no se prevén problemas para obtener un certificado con la ausencia de sistema hidráulico.



Avances tecnológicos empleados

- Distribución de energía eléctrica con frecuencia variable.
- Fly-by-wire: *FBW*
- Sofisticada *ley activa* que permite mantener el cdg en el mismo punto durante toda la trayectoria.

Balance del diseño final

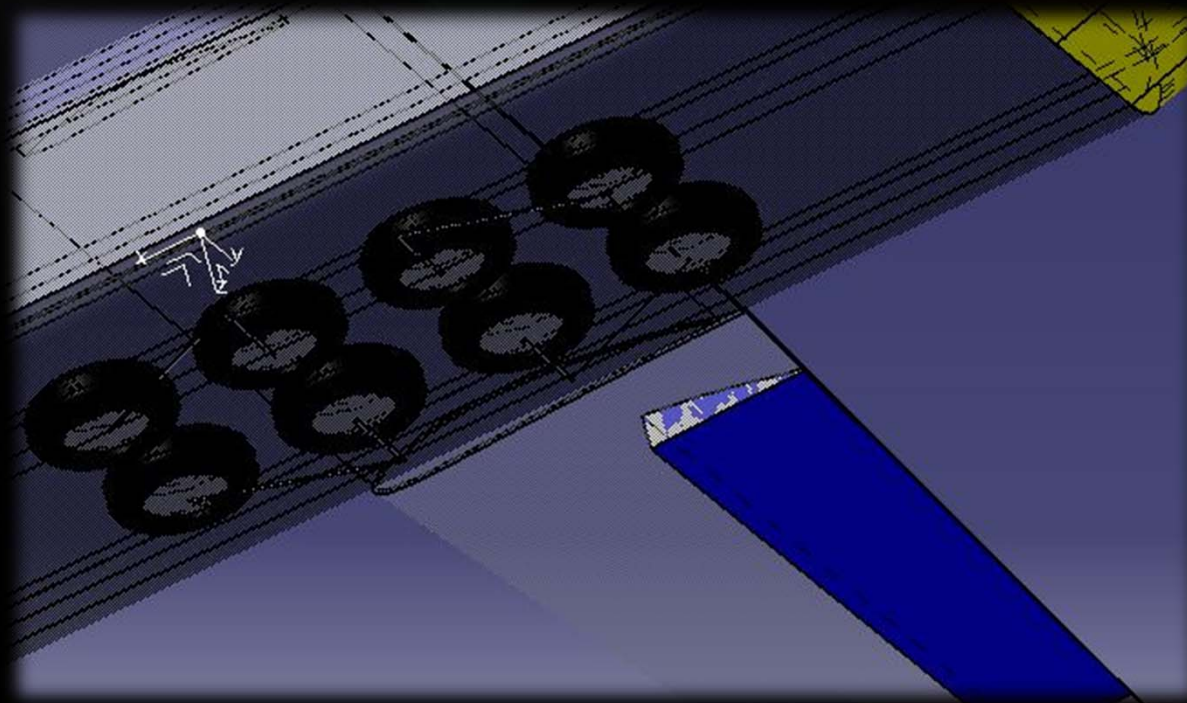
DISMINUCIÓN DE COMFORT
DIFÍCIL CERTIFICACIÓN

BAJO PESO
CONFIGURACIÓN HÍBRIDA
GRAN ALARGAMIENTO

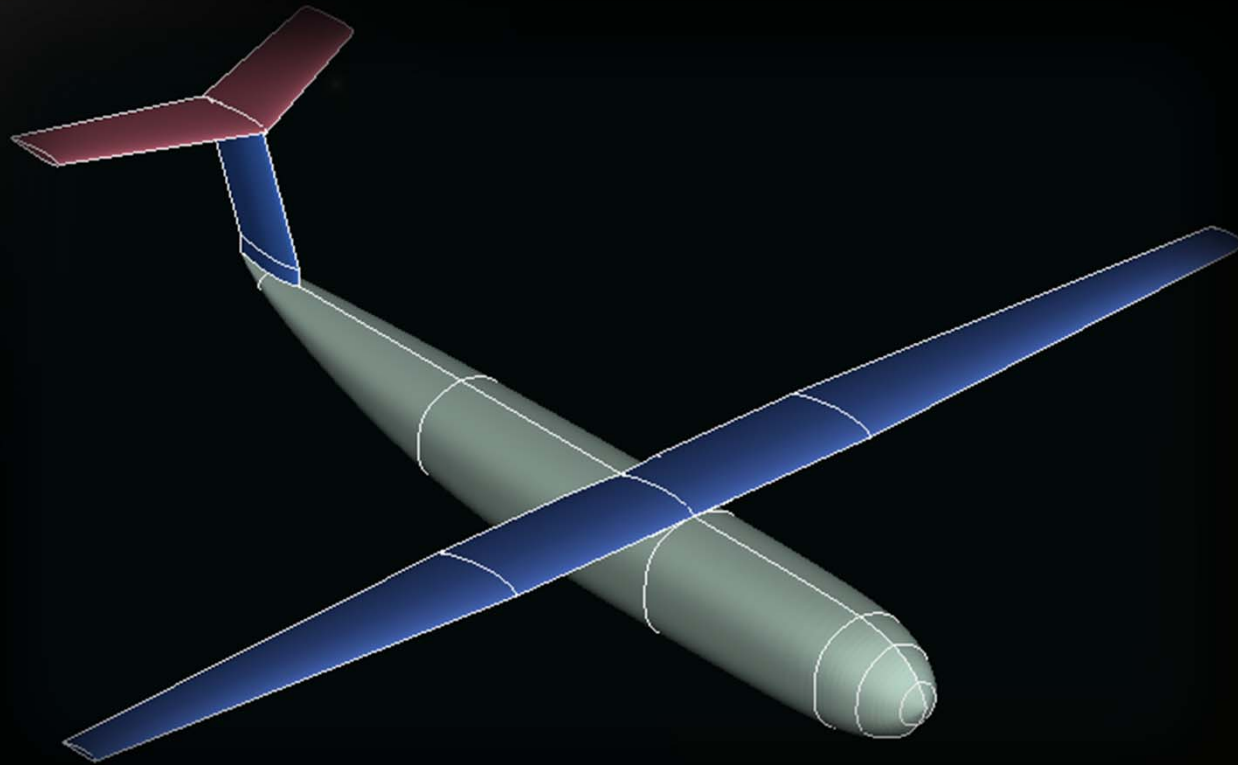


Futuras mejoras y recomendaciones

- Posición del motor
- Sistema de retracción del tren de aterrizaje

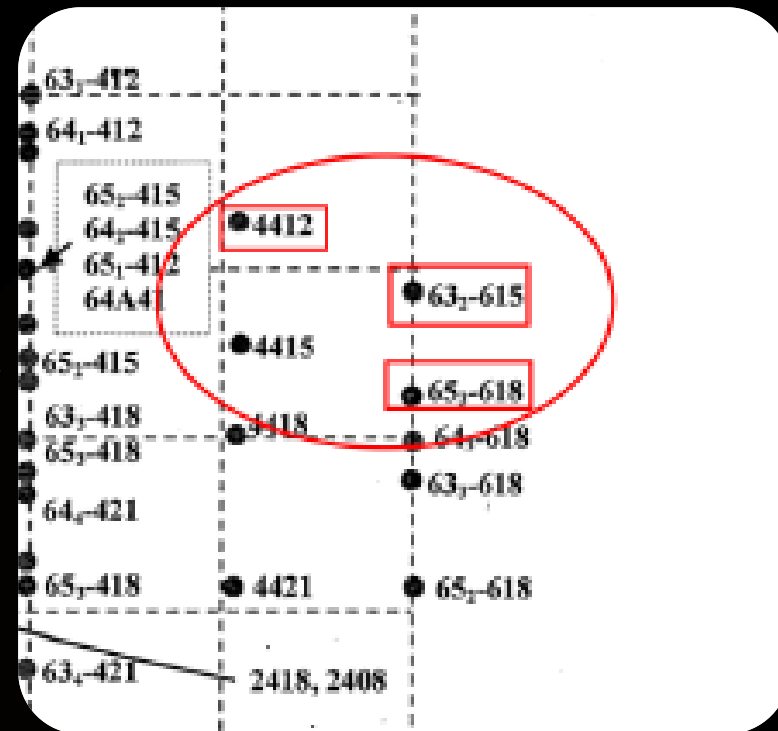
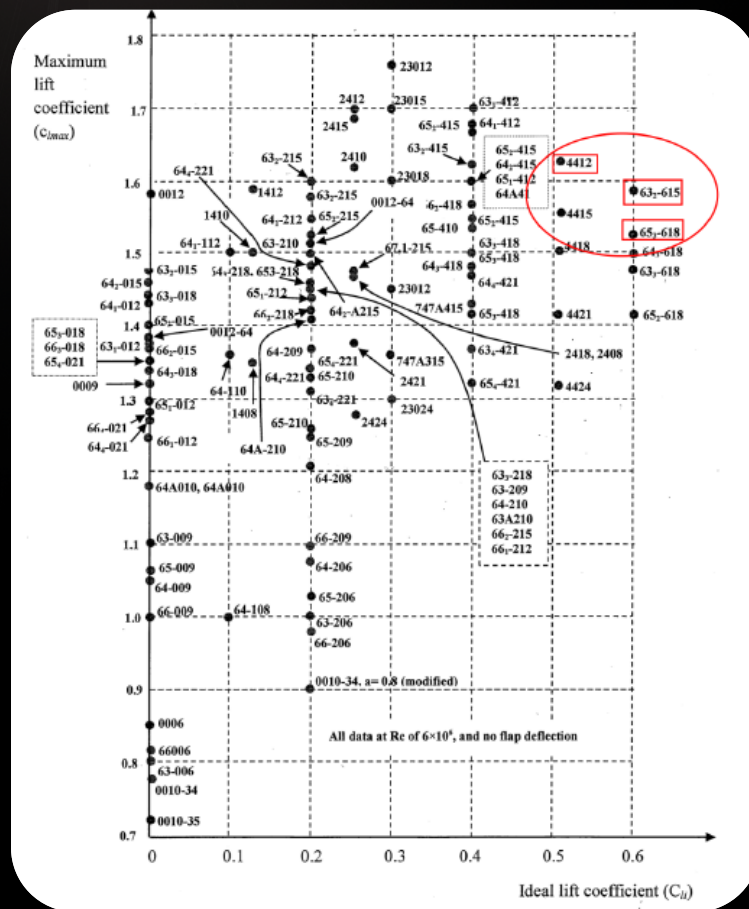


AERODINÁMICA



Aerodinámica

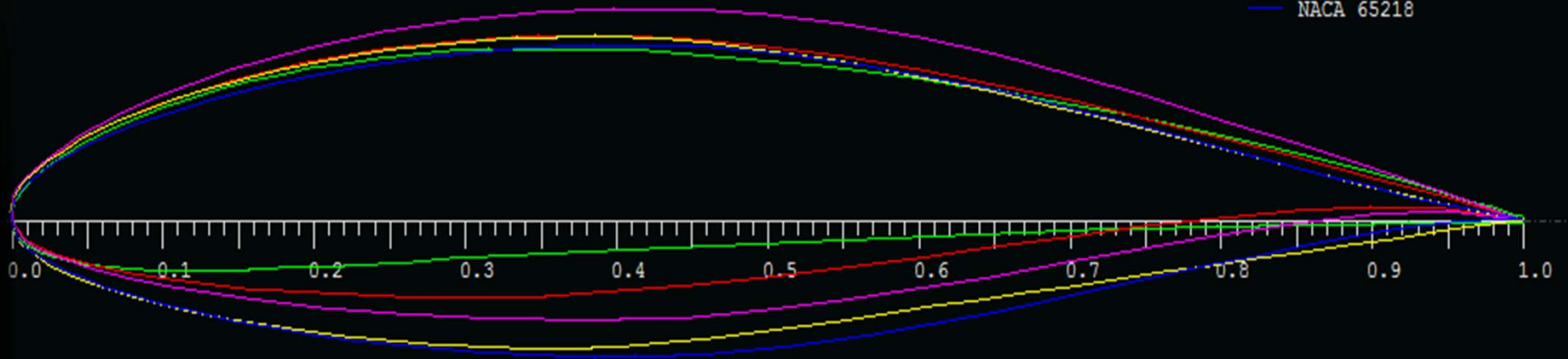
Perfil



Aerodinámica

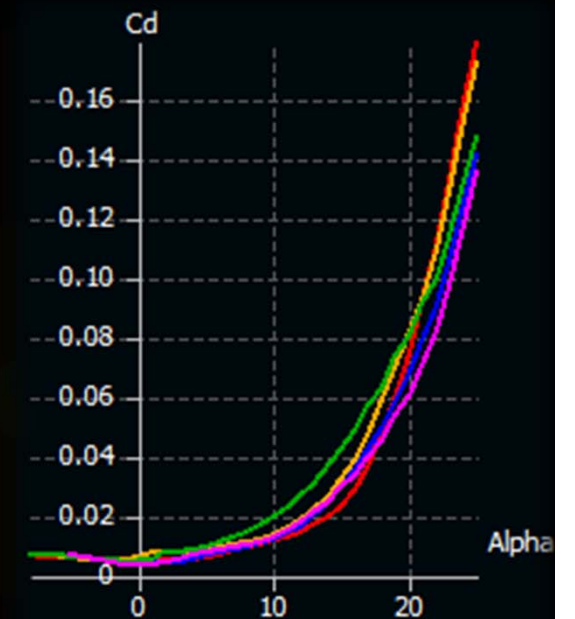
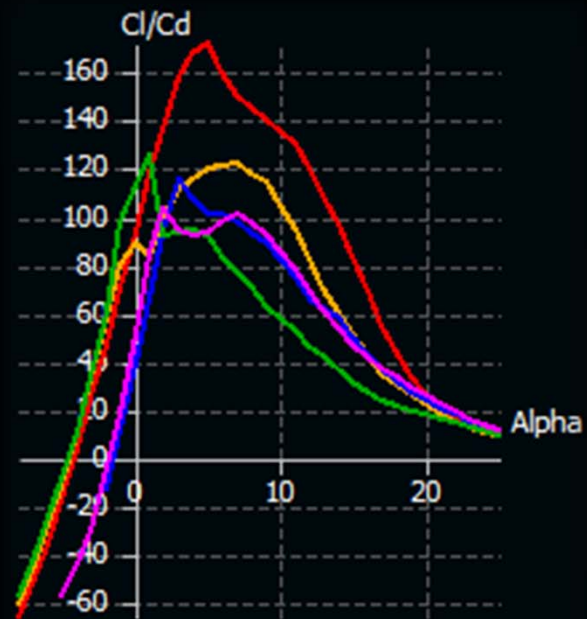
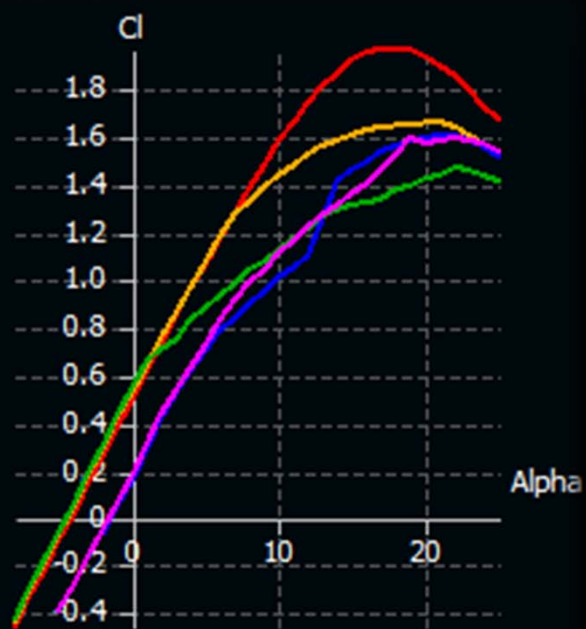
Perfil

- NACA 4412
- NACA 63(2)-615
- NACA 64A318
- NACA 65(3)-618
- NACA 65218



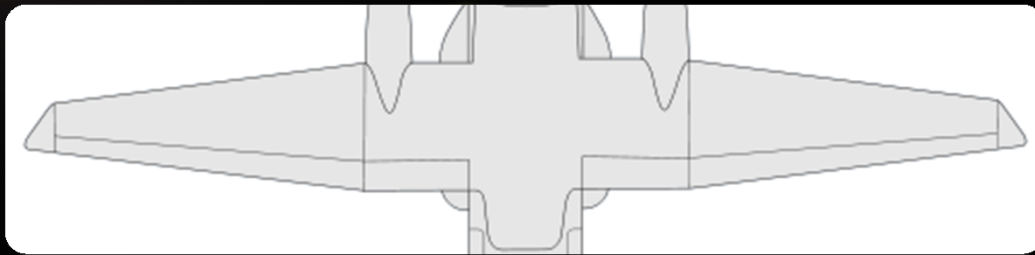
Aerodinámica

Perfil



Aerodinámica

Forma en planta



C-295



IRIS

Aerodinámica

Forma en planta



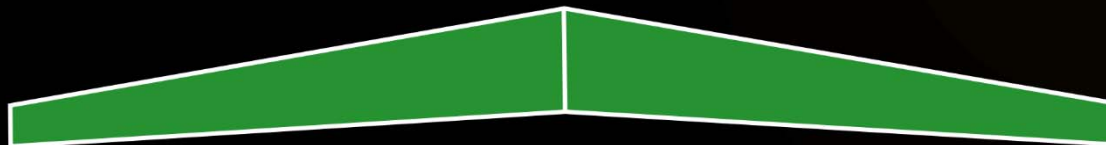
$e=0.8238$ (IRIS)



$e=0.8183$ (Rectangular)



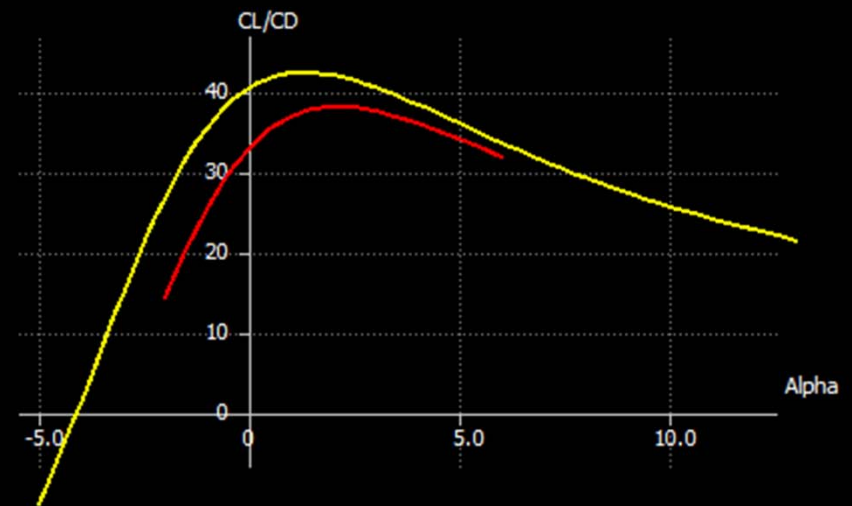
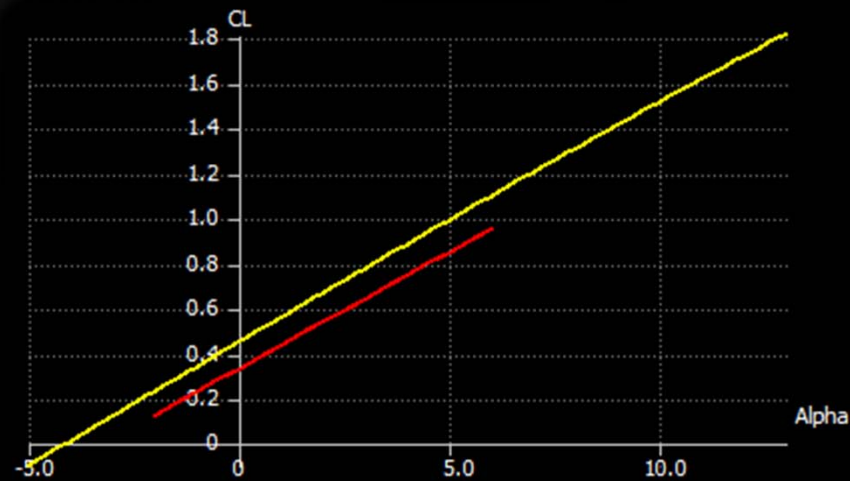
$e=0.8278$ (Hexagonal)



$e=0.8249$ (Flecha)

Aerodinámica

Comparación-alargamiento



Aerodinámica

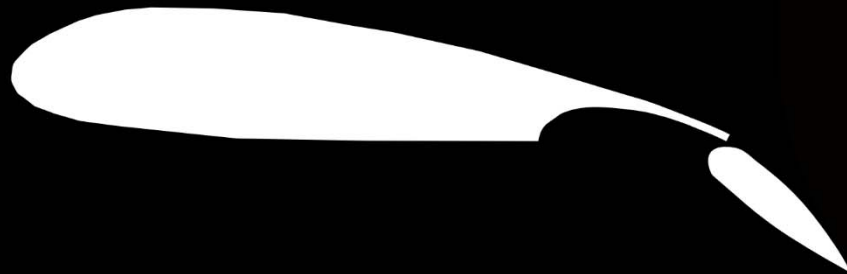
Flaps



Slotted Flap

Despegue (22.5°) $C_{l_{max}} = 1.98$

Aterrizaje (45°) $C_{l_{max}} = 2.12$



Fowler Flap

Despegue (40°) $C_{l_{max}} = 2.15$

Aterrizaje (20°) $C_{l_{max}} = 2.45$

Aerodinámica

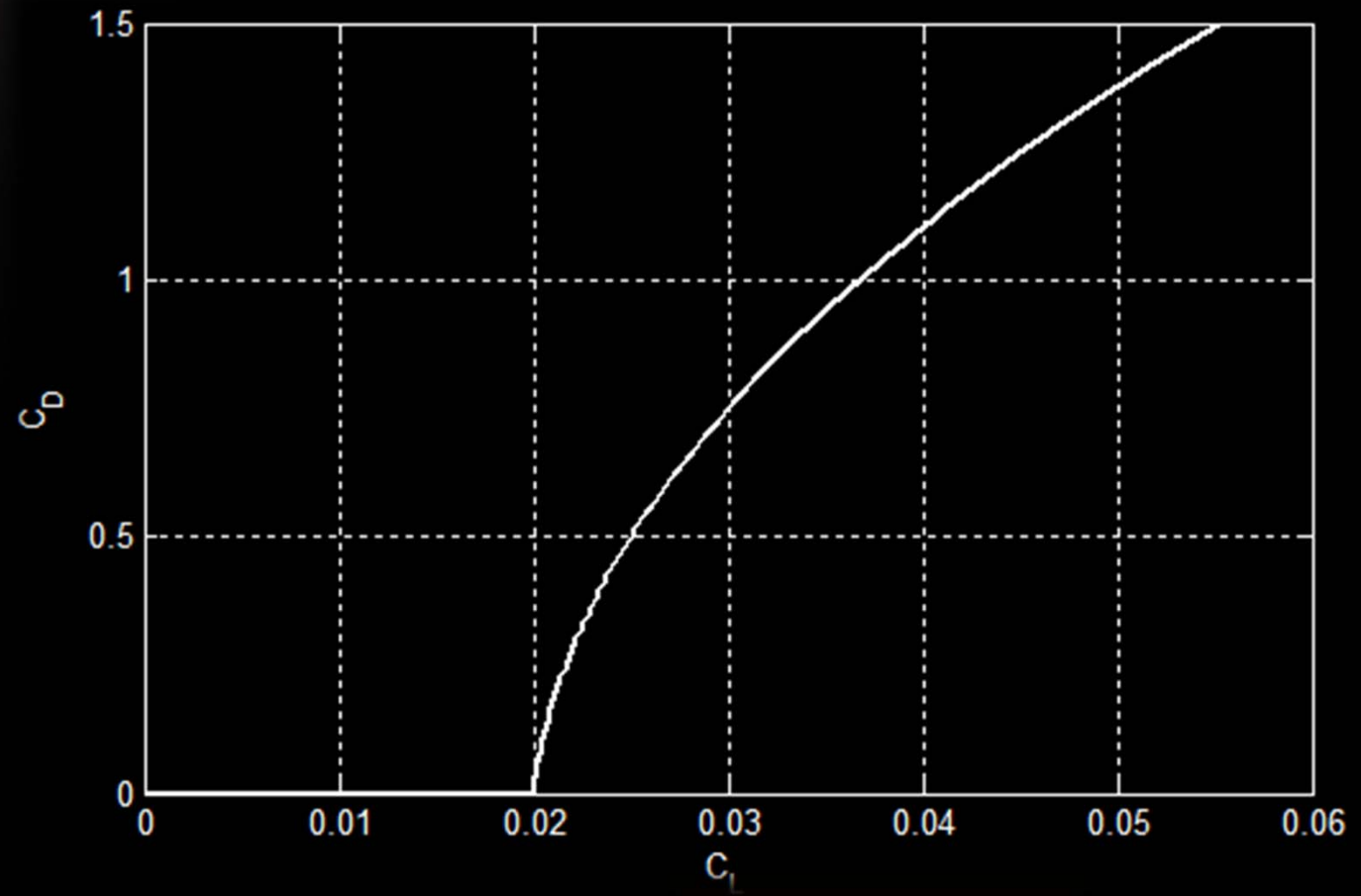
Dispositivos hipersustentadores y control

IRIS



Polar del avión

$$C_{D0}=0.0200$$
$$k_1=0.01344$$
$$k_2=0.00328$$



Resultados numéricos

Crucero

$$C_{L0}=0.4466$$

$$C_{L\alpha}=6.1997$$

$$\alpha_{\max}=13^{\circ}$$

$$C_{D0}=0.0200$$

Despegue

$$C_{L0}=0.5824$$

$$C_{L\alpha}=6.1997$$

$$\alpha_{\max}=12.06^{\circ}$$

$$C_{D0}=0.0297$$

Aterrizaje

$$C_{L0}=0.7181$$

$$C_{L\alpha}=6.1997$$

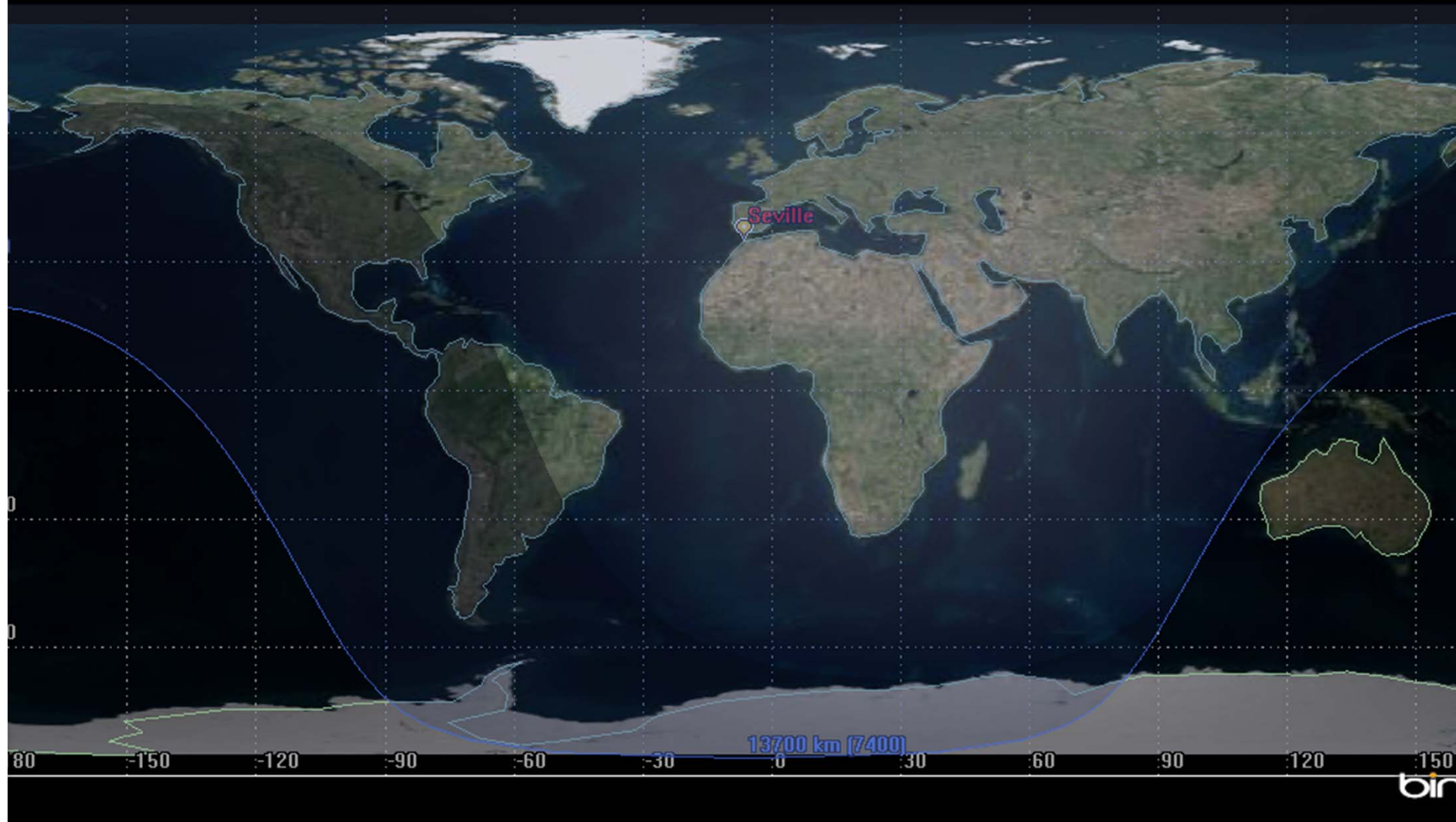
$$\alpha_{\max}=10.56^{\circ}$$

$$C_{D0}=0.0432$$



PROPULSIÓN Y ACTUACIONES

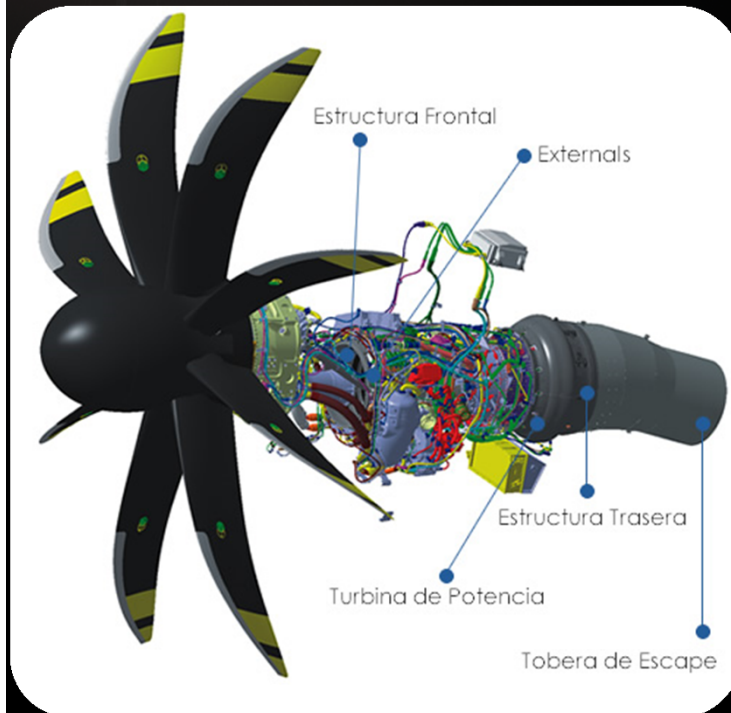
Actuaciones



Índice

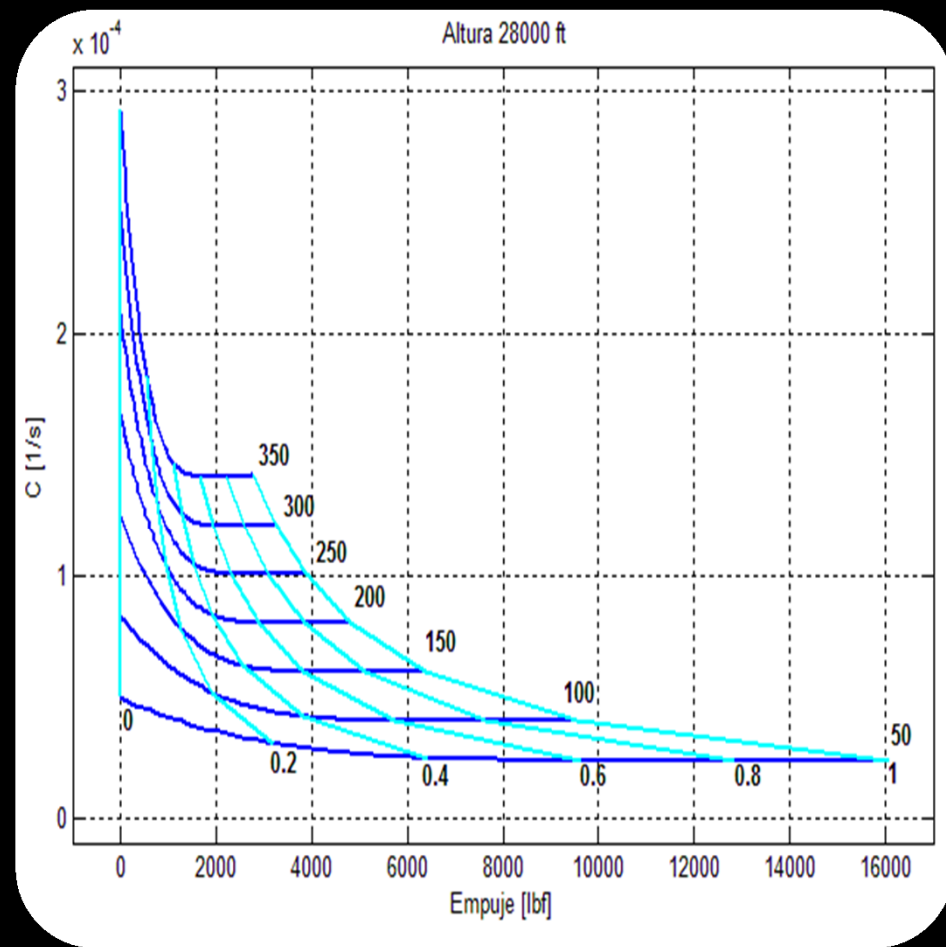
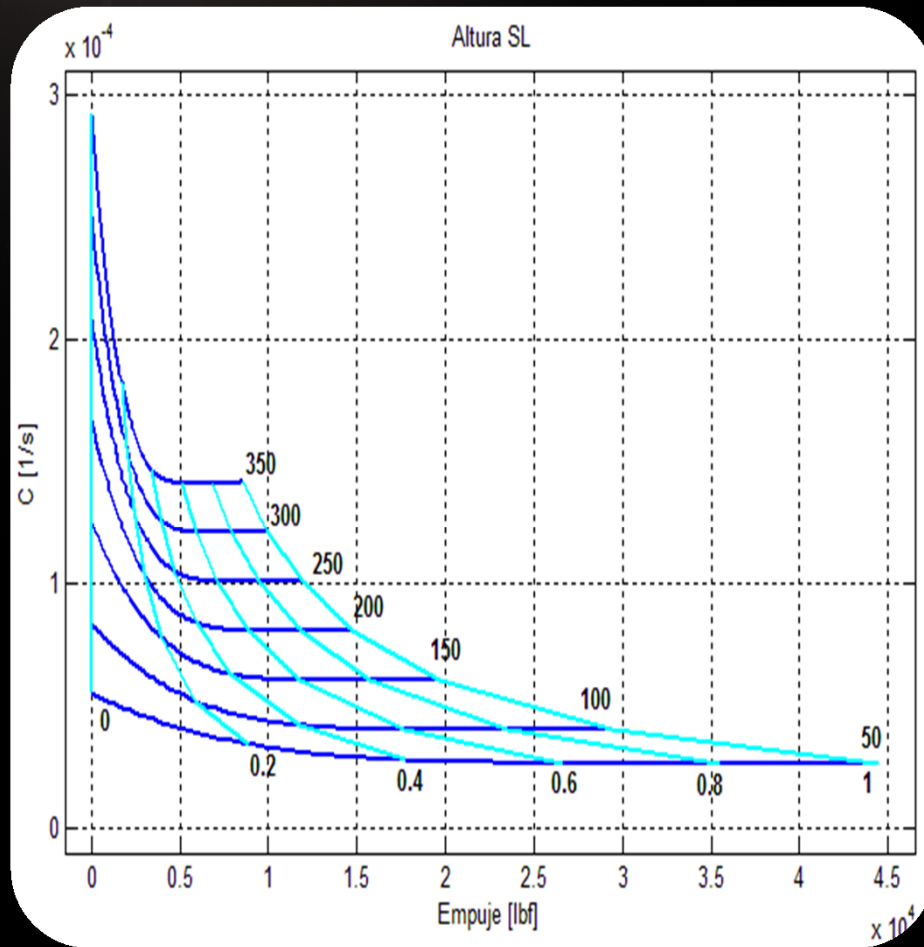
1. Planta propulsora
2. Métodos de cálculo
3. Pesos límite
4. Alcance y autonomía
5. Optimización CAPM
6. Análisis de las misiones

Planta propulsora



	TP400-D6	RR AE 2100-D3	PW127G
Potencia [hp]	11000	6000	2920
SFC [lb/hp h]	0.39	0.410	0.485
Peso en seco [kg]	1830	783	480.8

Planta propulsora



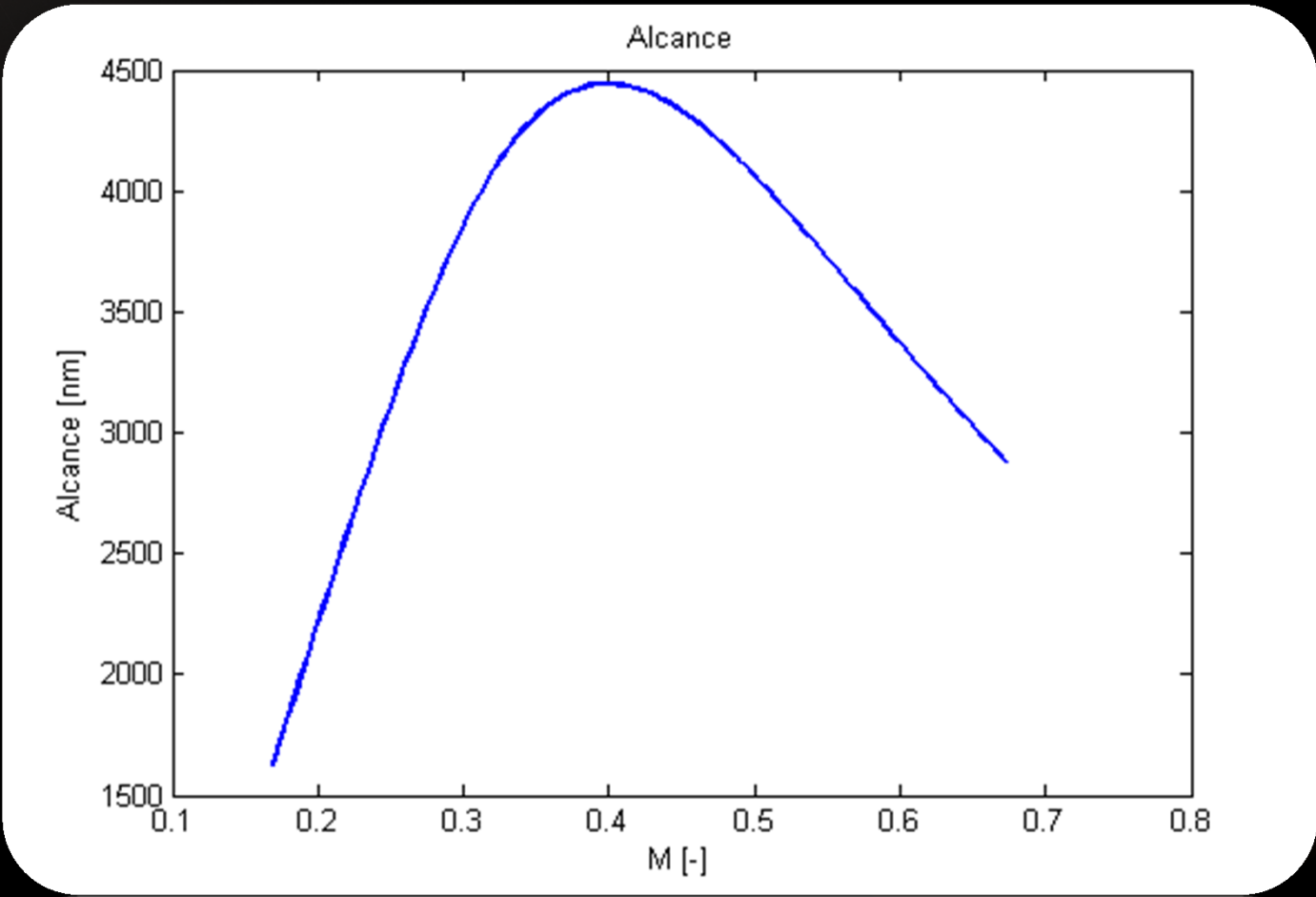
Métodos de cálculo

- Actuaciones integrales
- Polar compensada
- Optimización
- Cálculos de Alcance / Autonomía
- Optimización CASM
- Análisis de las misiones

Pesos límite

- MTOW = 48000 Kg
- MLW = 43000 Kg (> 0.8MTOW)
- MFW = 16000 Kg
- MPL = 20610 Kg

Alcance y Autonomía



Alcance y Autonomía

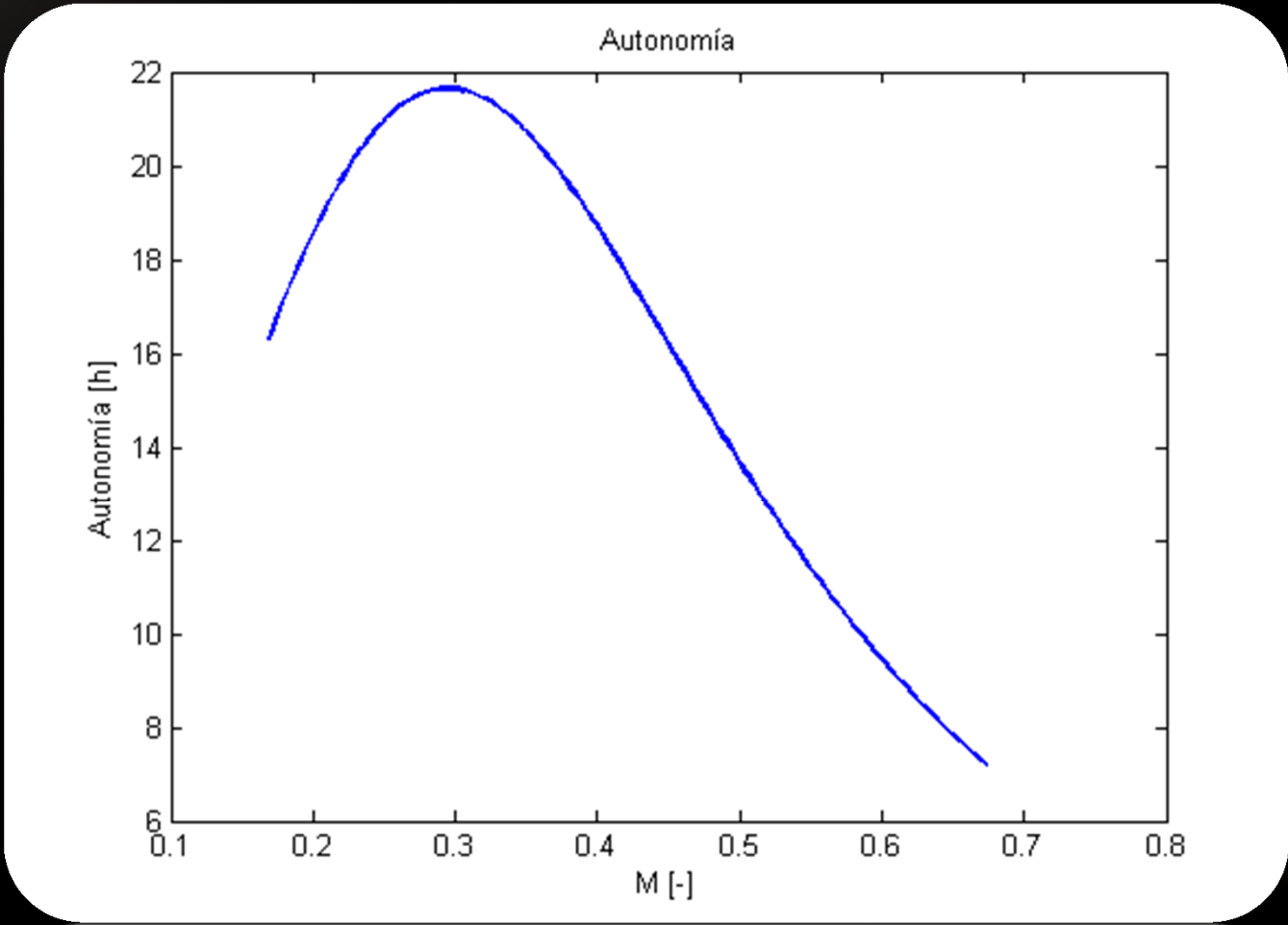
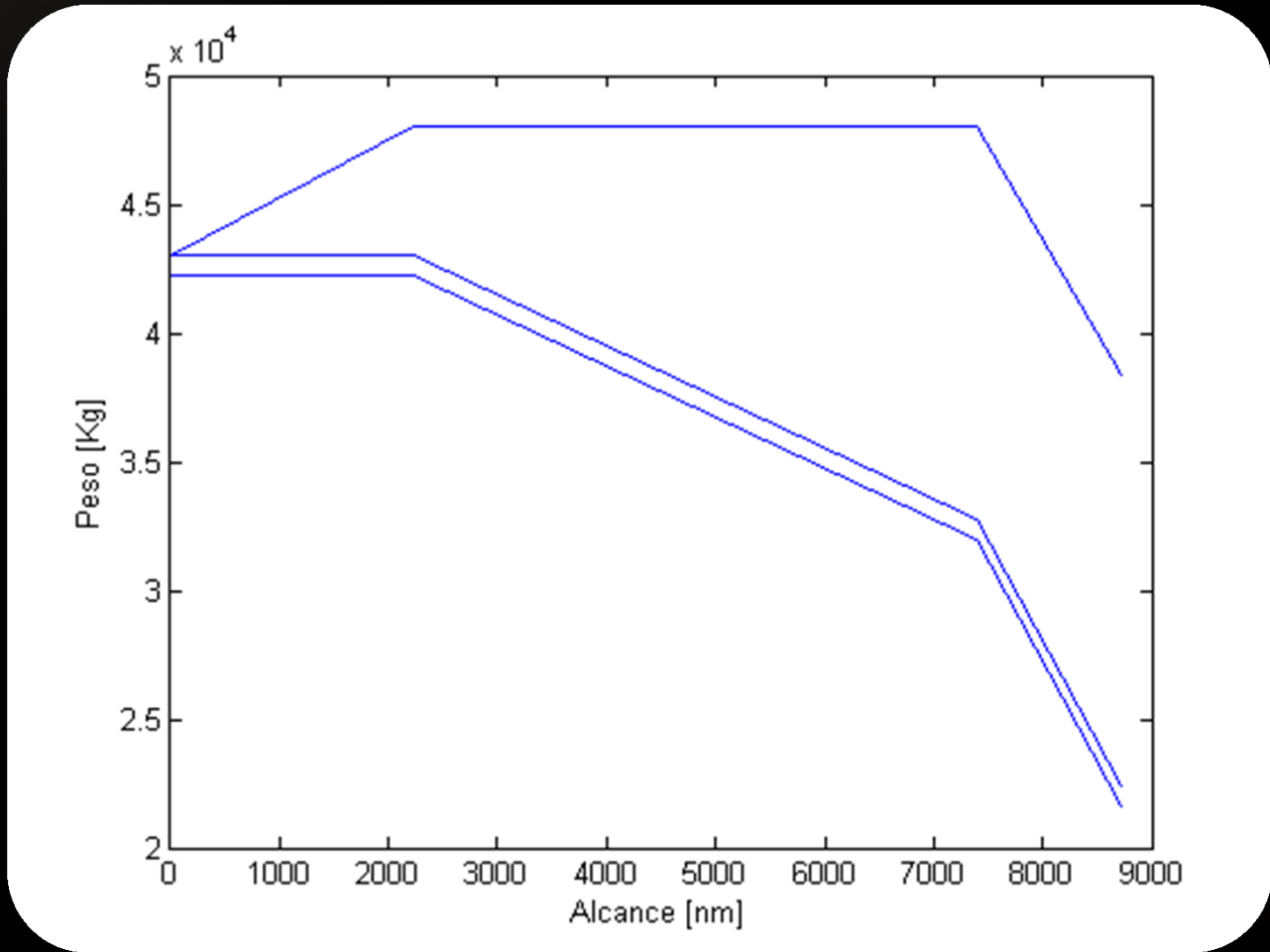
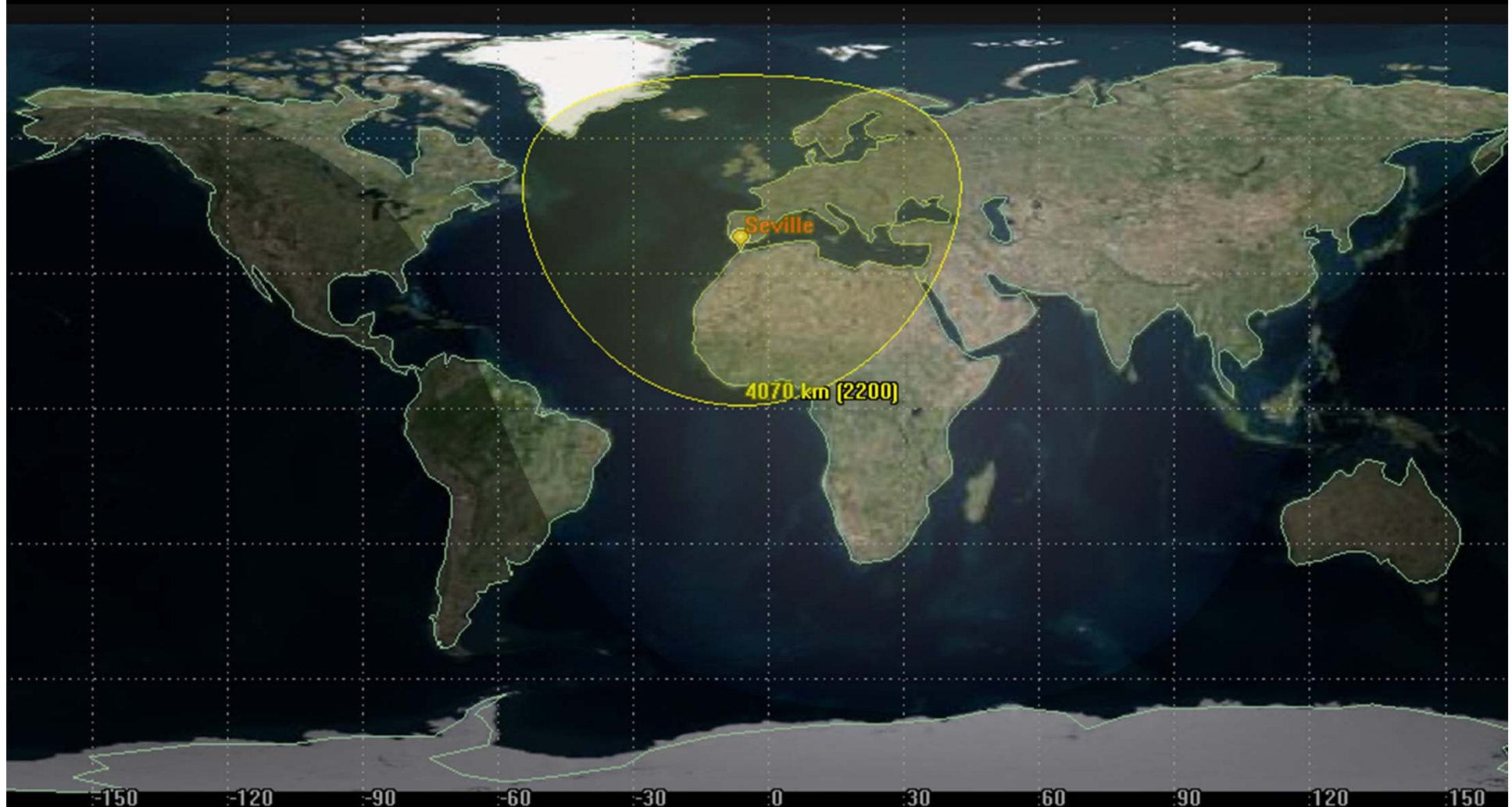


Diagrama Peso/PL - Alcance

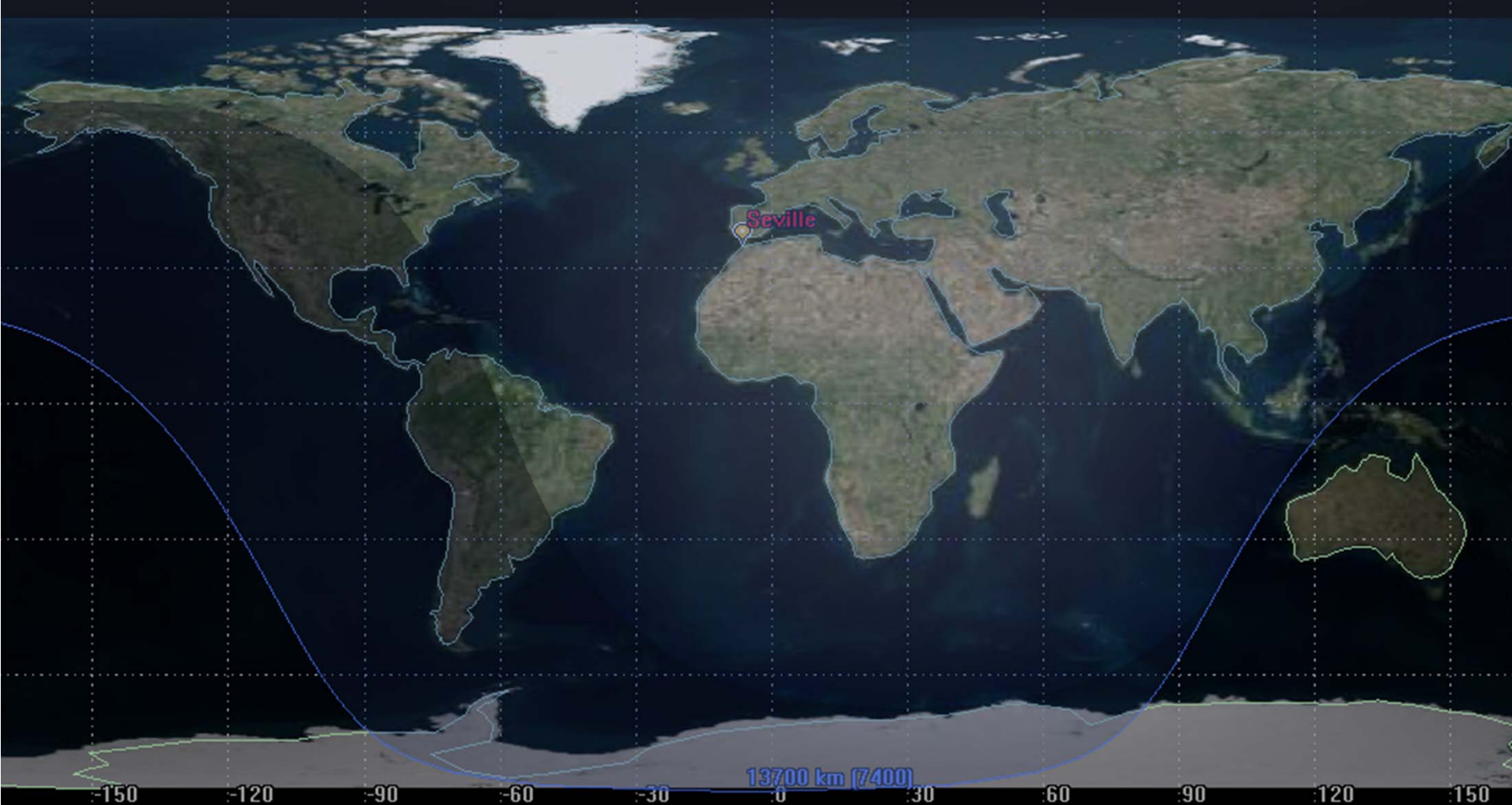


Alcance [nm]

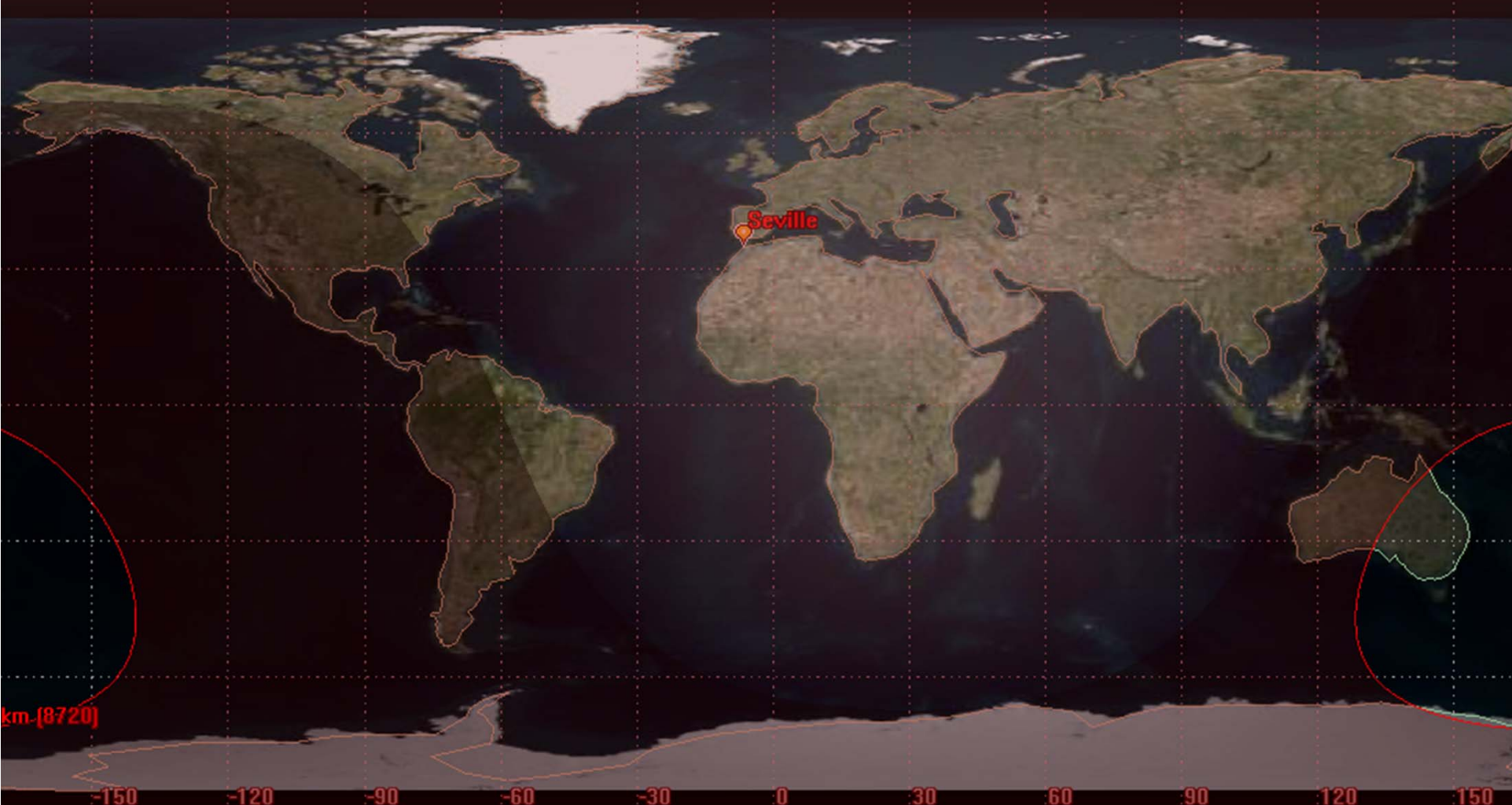
Alcance MPL



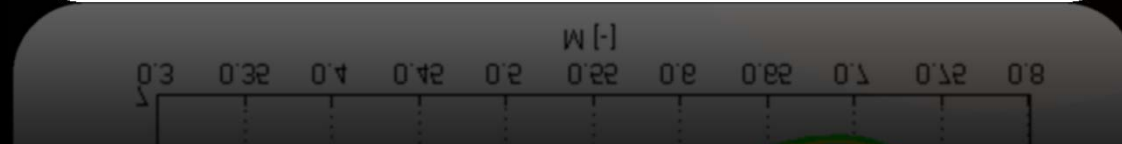
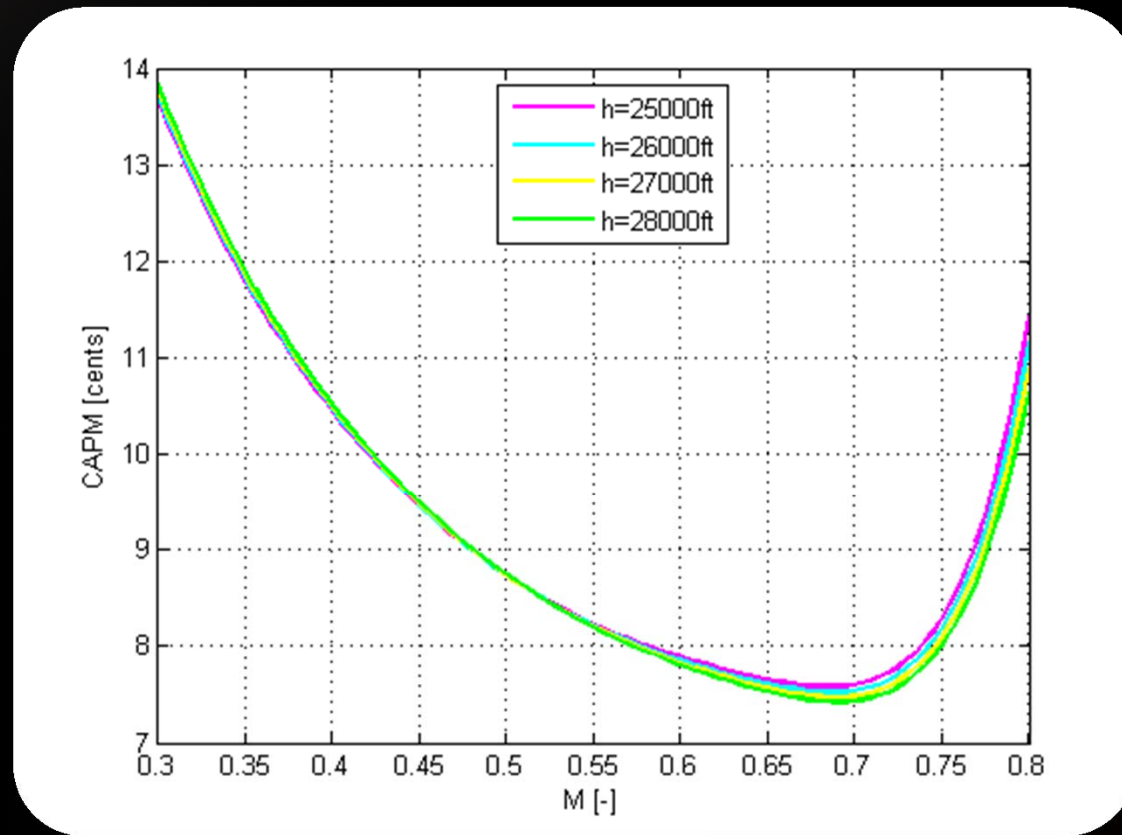
Alcance MFW



Alcance PL=0



Optimización CAPM



Misión 1

Actualizaciones

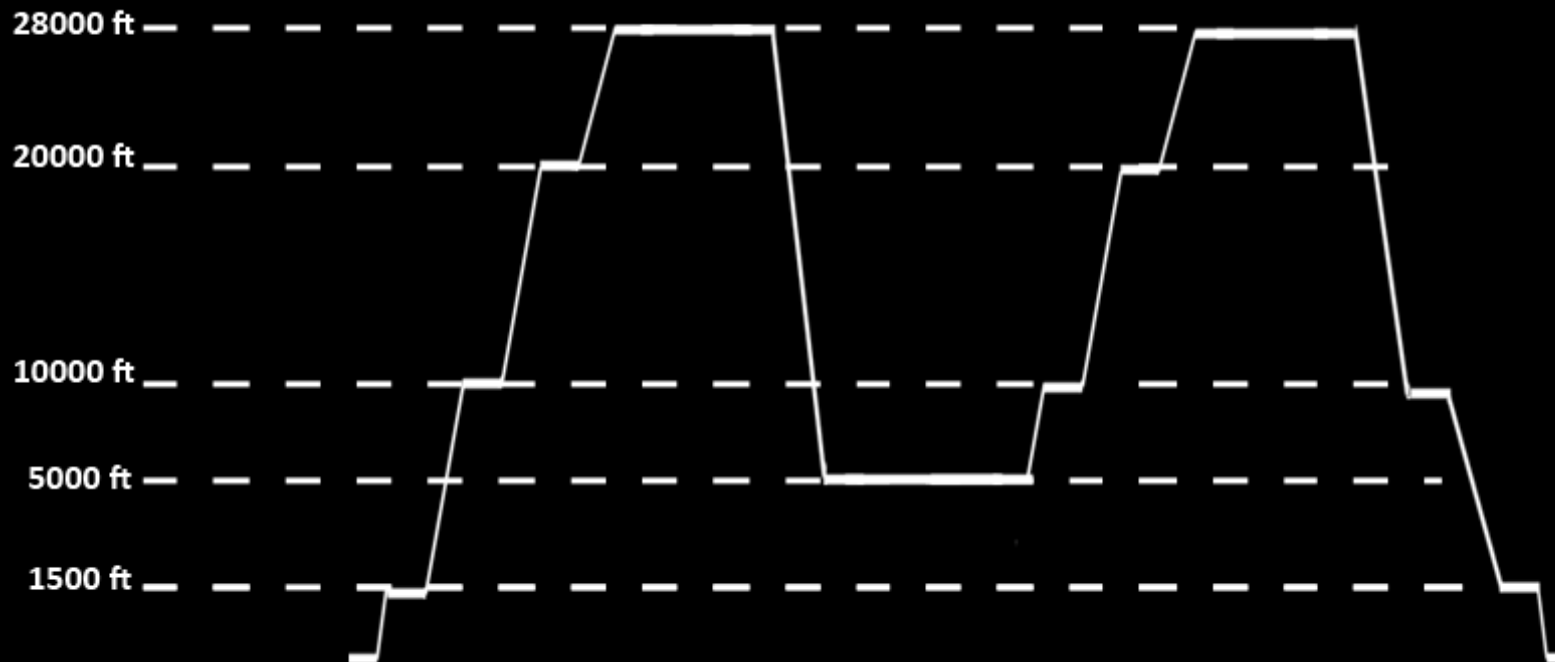
Distancia : 7256 Km

Tiempo : 17.02 h

Combustible Empleado : 11610 Kg

DOC : 70305 \$

CAPM : 0.2962 \$



Misión 2

Actualizaciones

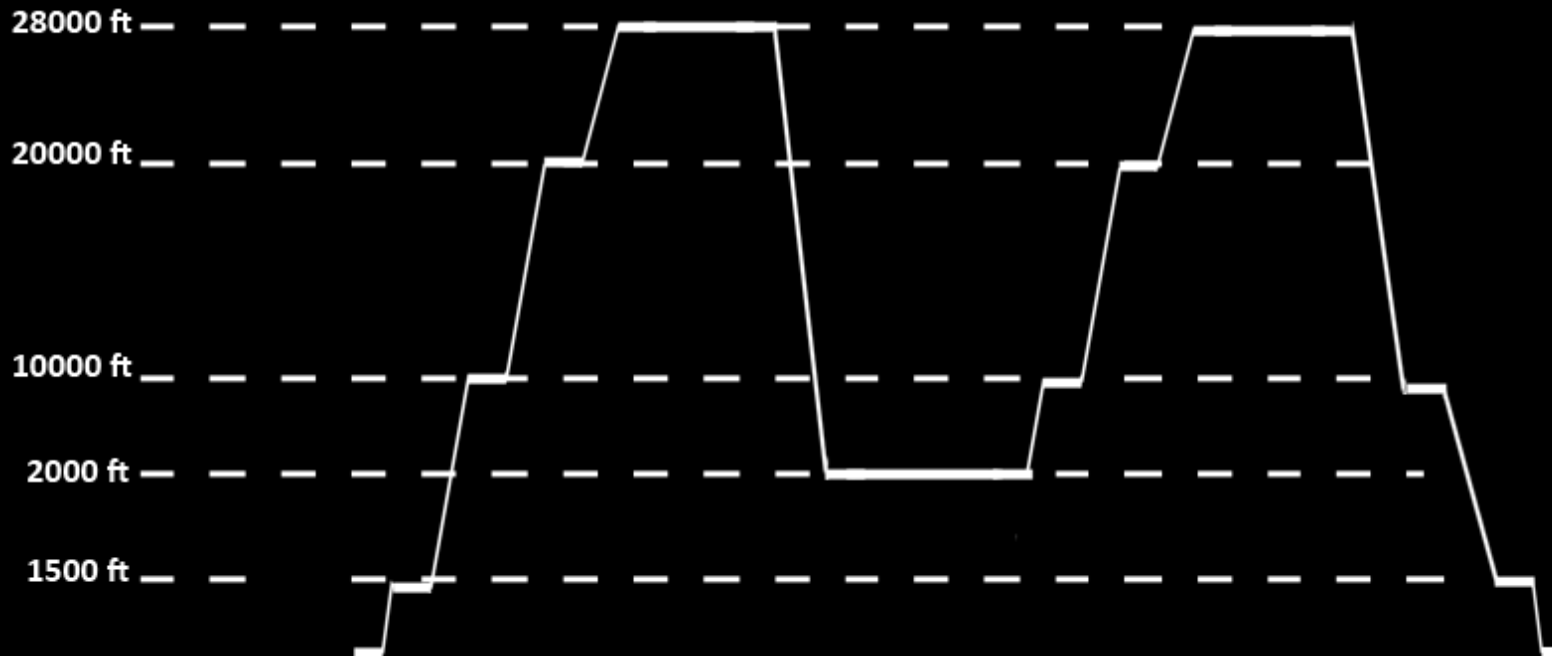
Distancia : 3980 Km

Tiempo : 8.67 h

Combustible Empleado : 7450 Kg

DOC : 37518.8 \$

CAPM : 0.2566 \$



Misión 3

Actualizaciones

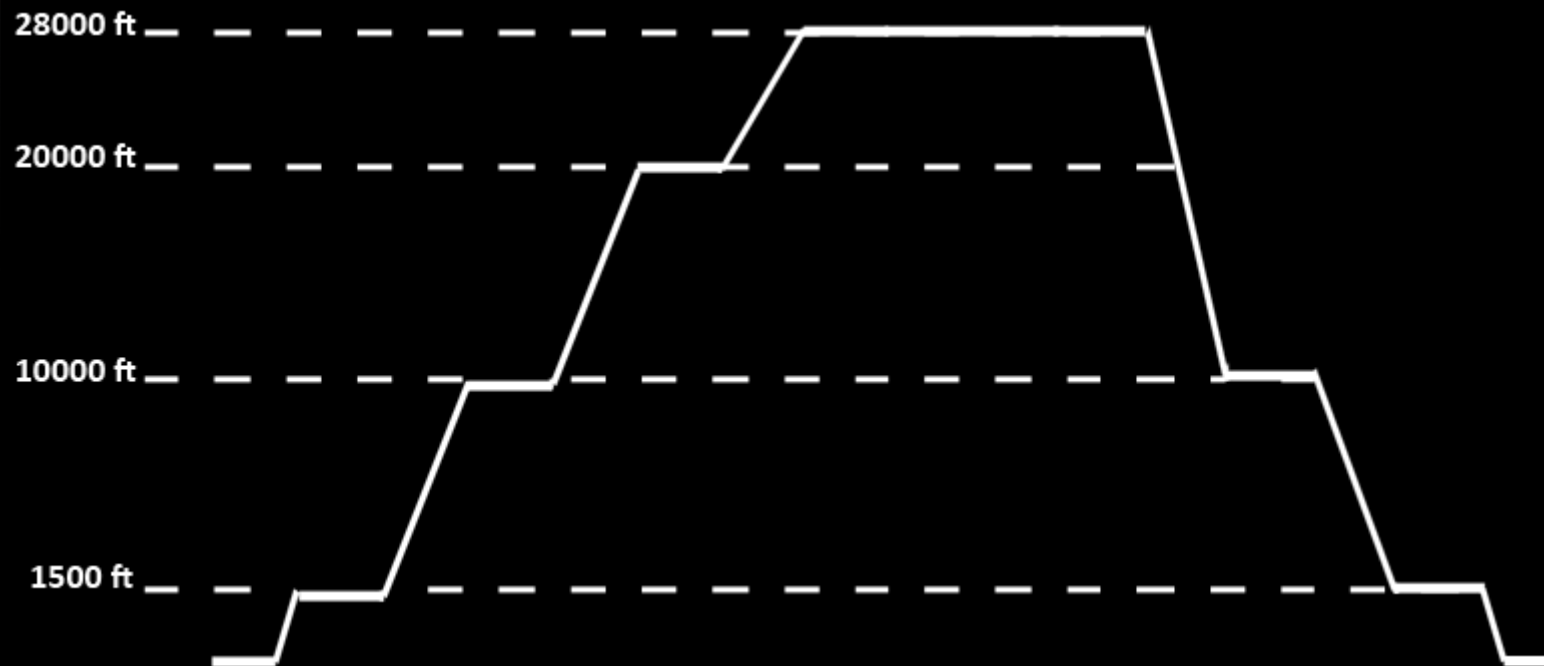
Distancia : 6086 Km

Tiempo : 9.63h

Combustible Empleado : 9850Kg

DOC : 43181 \$

CAPM : 0.8211 \$



Misión 4: Transporte Personas

Actualizaciones

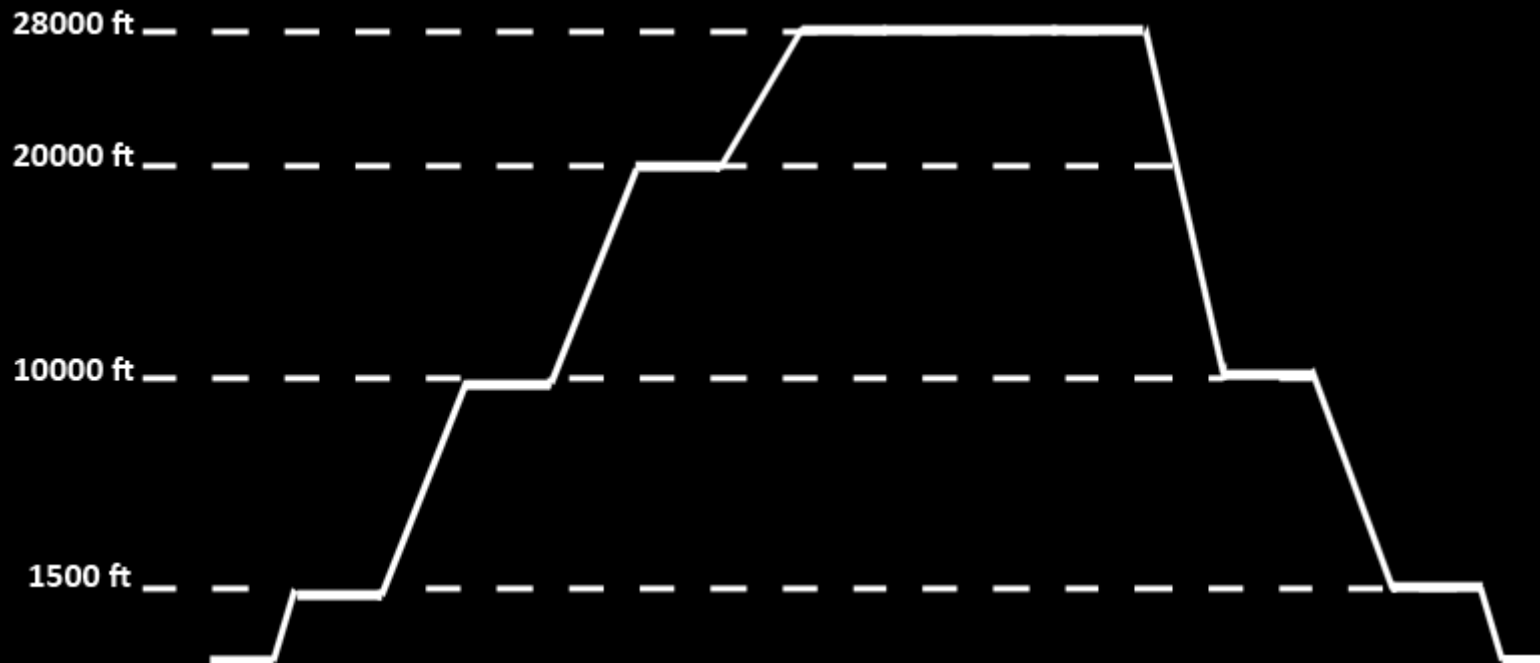
Distancia : 9879 Km

Tiempo : 15.5 h

Combustible Empleado : 15955 Kg

DOC : 69277 \$

CASM : 0.1528 \$



Misión 4: Evacuación Médica

Actuaciones

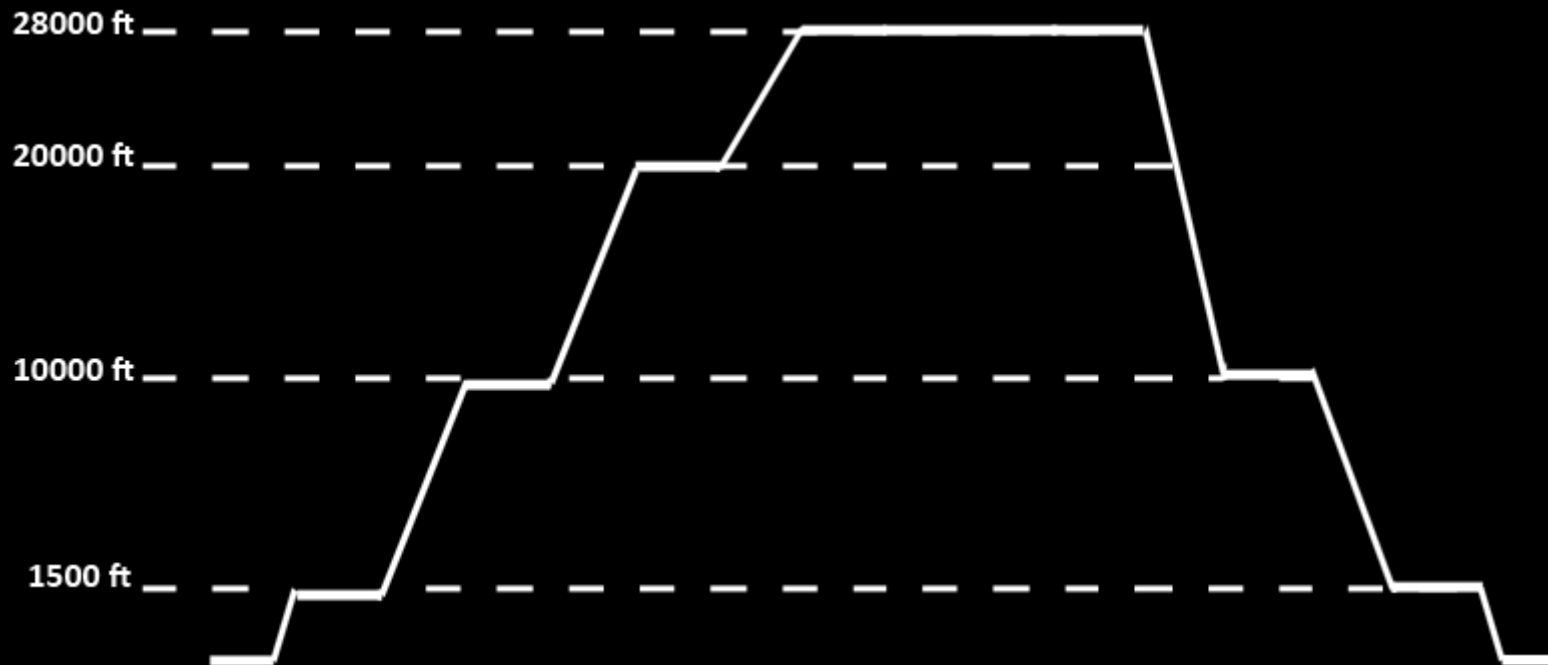
Distancia : 10185 Km

Tiempo : 16 h

Combustible Empleado : 16000 Kg

DOC : 71572 \$

CASM : 0.3615 \$



ESTRUCTURAS

Evolución pesos

1.1 - Fracciones de pesos. Estimación inicial.

Crucero: Misión 3. Autonomía de 5h.

Fracción de peso en crucero: 0.77

Resto fracciones de peso: histórico

Resultado: 40000Kg

Evolución pesos

1.2 - Multiplicadores lineales.

Método iterativo.

Carga alar inicial: 4700 N/m^2

Resultado: 45000 Kg

Superficie alar $\rightarrow 94 \text{ m}^2$

Evolución pesos

1.3 - Método de Raymer.

MTOW=48000Kg

Resultado: 48000Kg

$FW_{\text{Misión3}} = 10000\text{Kg}$

Actuaciones-> EW=21450Kg

Materiales y refuerzos

Materiales

- Composites – Factores 0.85-0.9
Alta presencia de composites

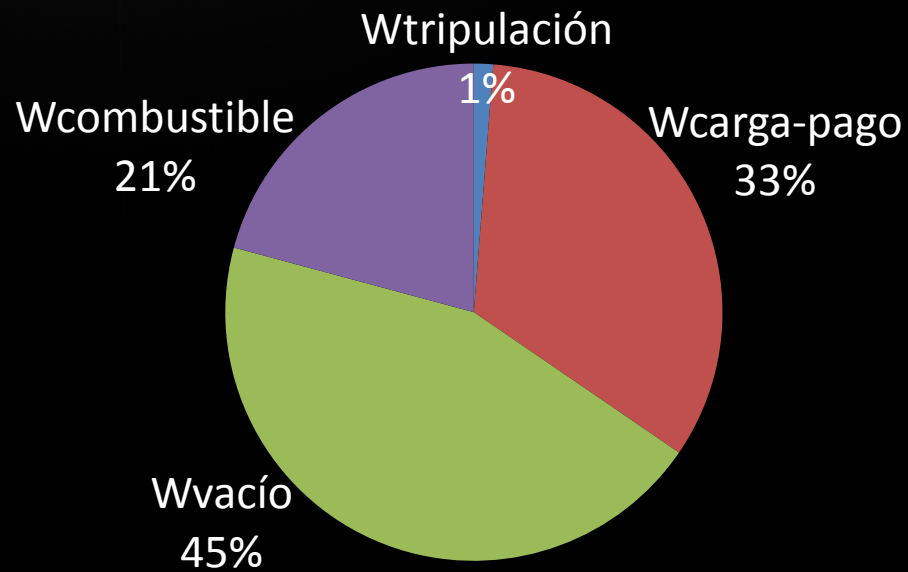
Refuerzos

- Alas, fuselaje y cola
Refuerzos del 10-20% del elemento
Incremento por refuerzo 20%

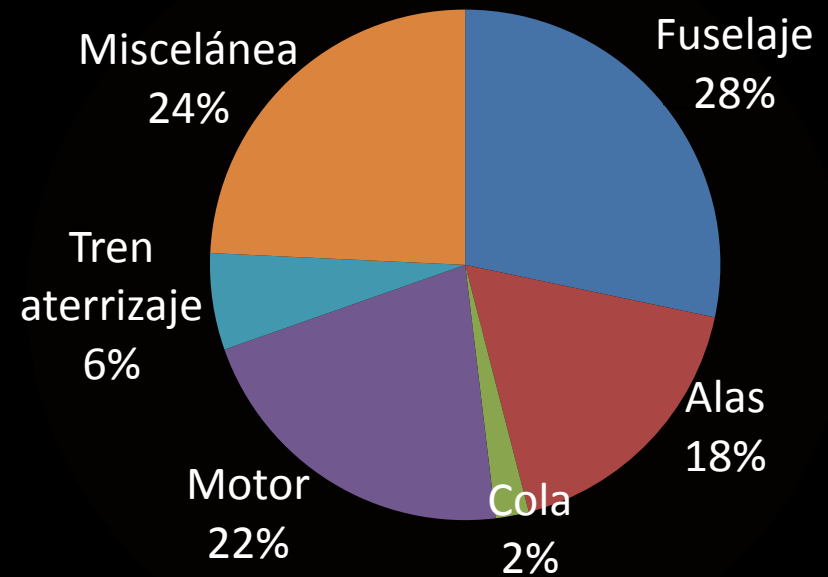


Resultados

DISTRIBUCIÓN DE PESOS TOTALES



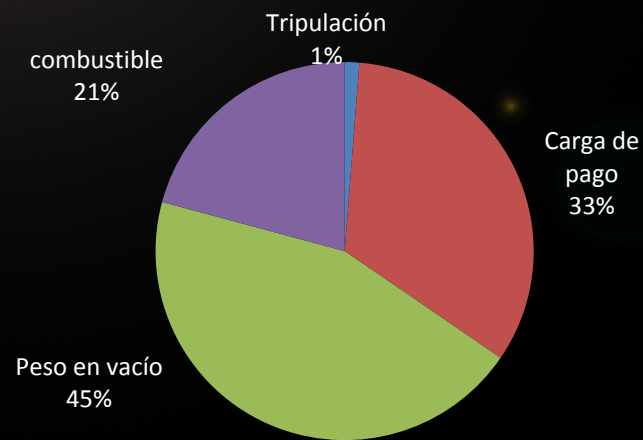
DISTRIBUCIÓN DE PESOS EN VACÍO



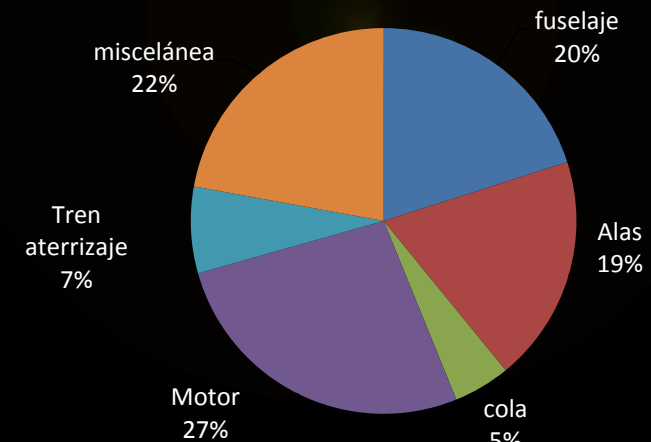
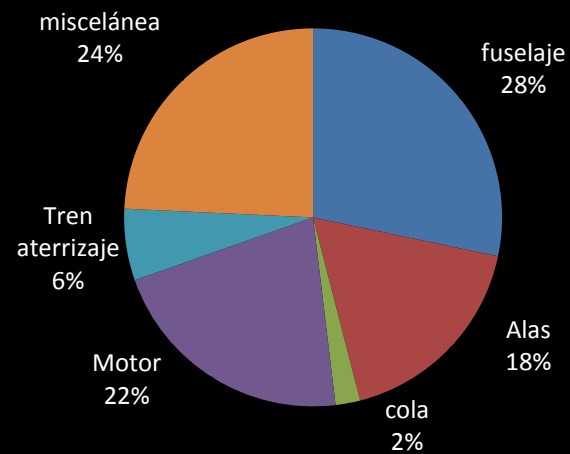
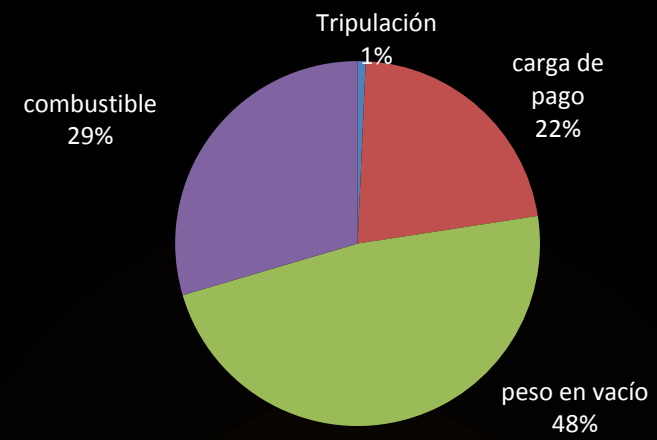
Estructuras

Resultados

IRIS



C-130H



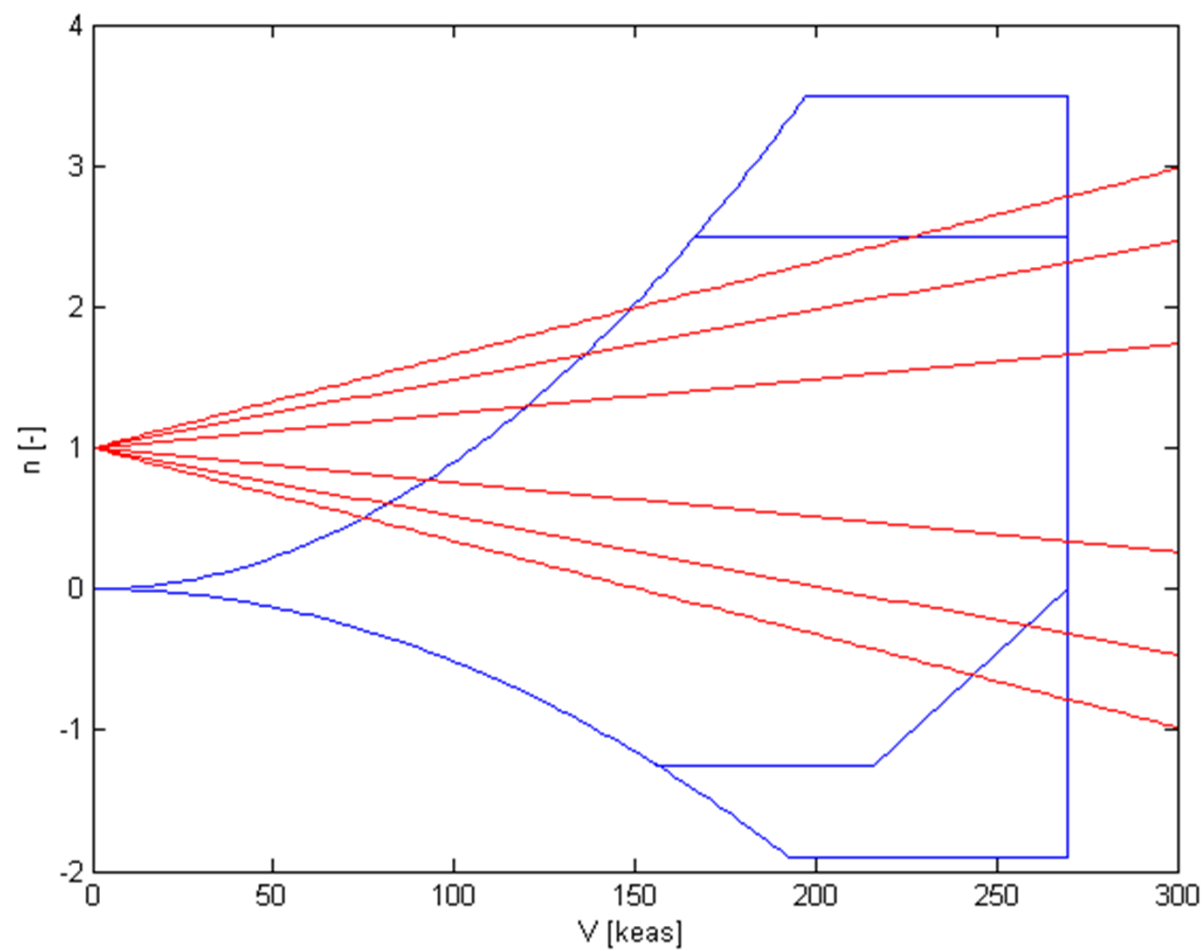
Centro de gravedad

Peso en vacío: cg aprox. 11.13m

Sistema de combustible: cg dentro Margen Estático.
Leyes de consumo

Avión con carga: SM elevado -> cg ok.

Diagrama V-n



ESTABILIDAD Y CONTROL

Estabilidad Longitudinal



```
graph TD; A[Estabilidad Longitudinal] --> B[Estática]; A --> C[Dinámica]; B --> D[Trimado Longitudinal]; C --> E[Modos y comprobación con normativa];
```

The diagram illustrates the classification of Longitudinal Stability. It starts with the main title 'Estabilidad Longitudinal' at the top. Two arrows point downwards from this title to two categories: 'Estática' (Static) and 'Dinámica' (Dynamic). From 'Estática', an arrow points to 'Trimado Longitudinal' (Longitudinal Trim). From 'Dinámica', an arrow points to 'Modos y comprobación con normativa' (Modes and compliance with standards).

Estática

Dinámica

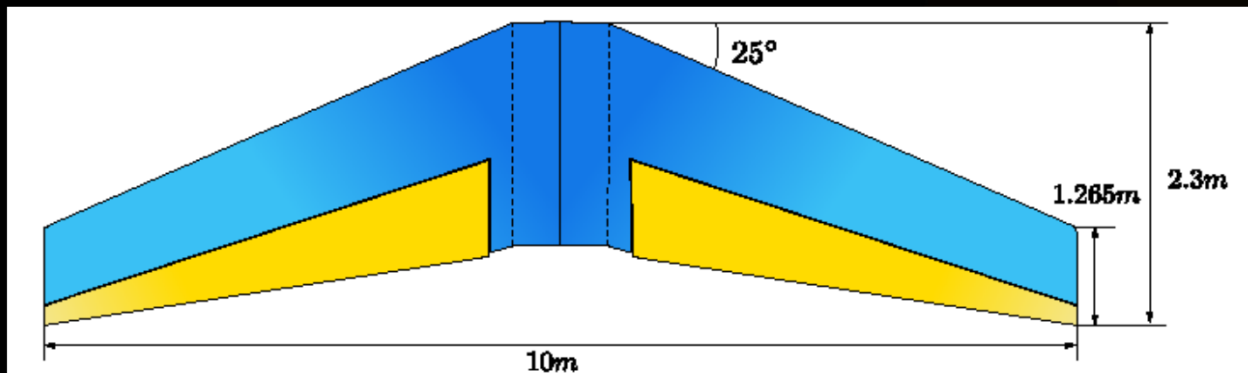
Trimado Longitudinal

Modos y
comprobación
con normativa

Dimensionado estabilizador

Timón de profundidad	
Localizacion	Cajon 2 (10->100%)
Envergadura [m]	8,55
Cuerda [m]	0,7969
Superficie [m2]	6,82
Sr/Sv	0,386
tau	0,6

Estabilizador horizontal	
cr [m]	2,3
ct [m]	1,265
Envergadura [m]	10
Estrechamiento	0,55
Perfil	NACA 0012
Cl_alpha [1/rad]	4,3487
Superficie [m2]	17,75
X_ac [m]	26,8
Z_ac [m]	6
Flecha (°)	25°
Incidencia (°)	1
Cajón 1	0->5%
Cajón 2	5->10%



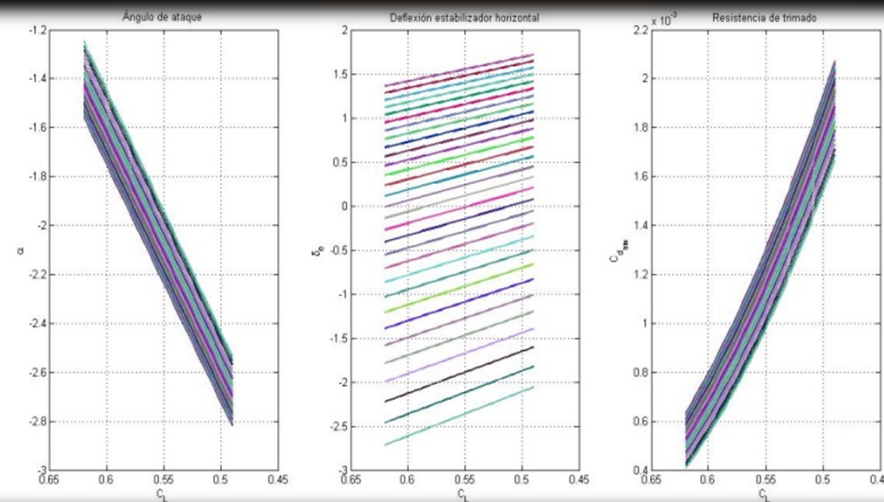
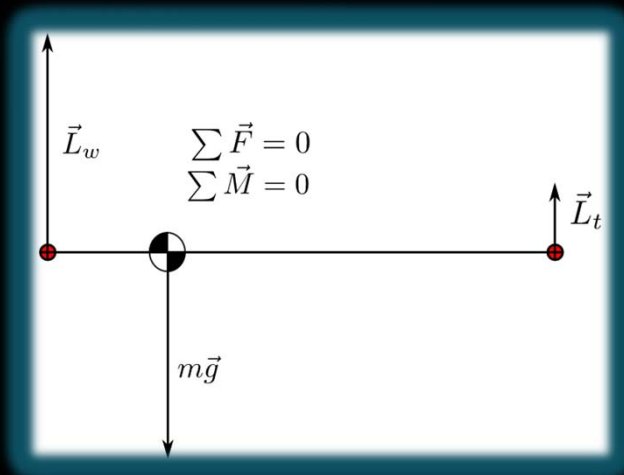
Trimado Longitudinal

Objetivo: Mínimo CD_{trim}

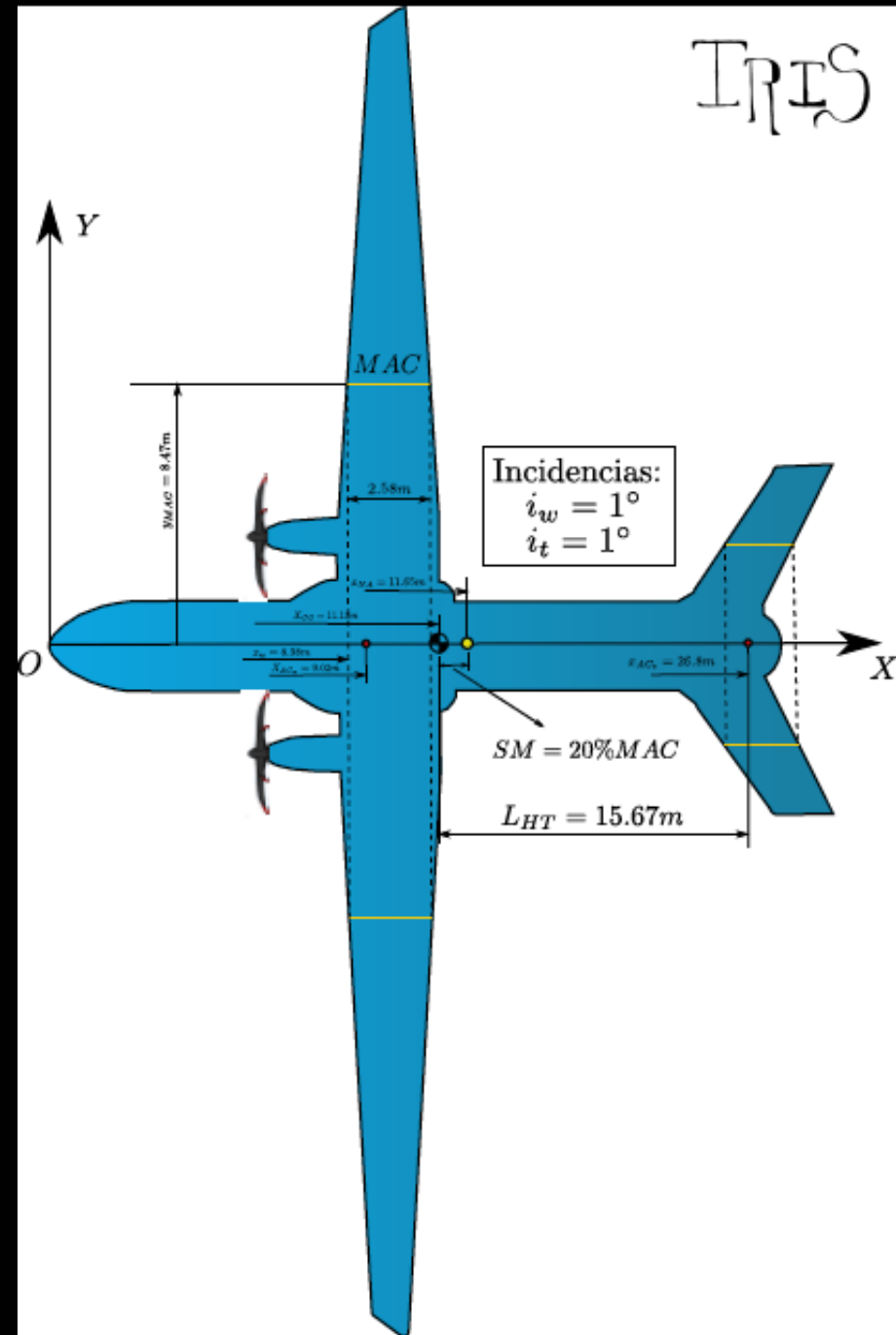
Optimización:

Cumplir:

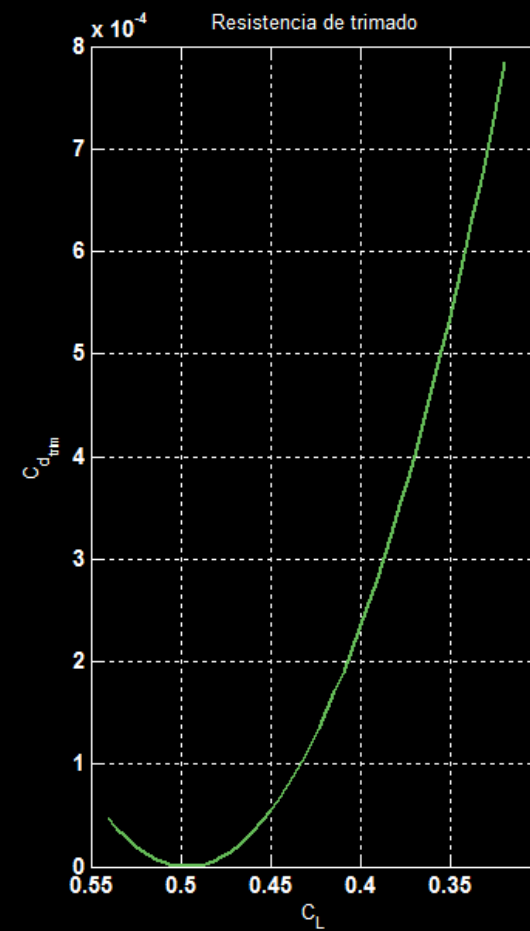
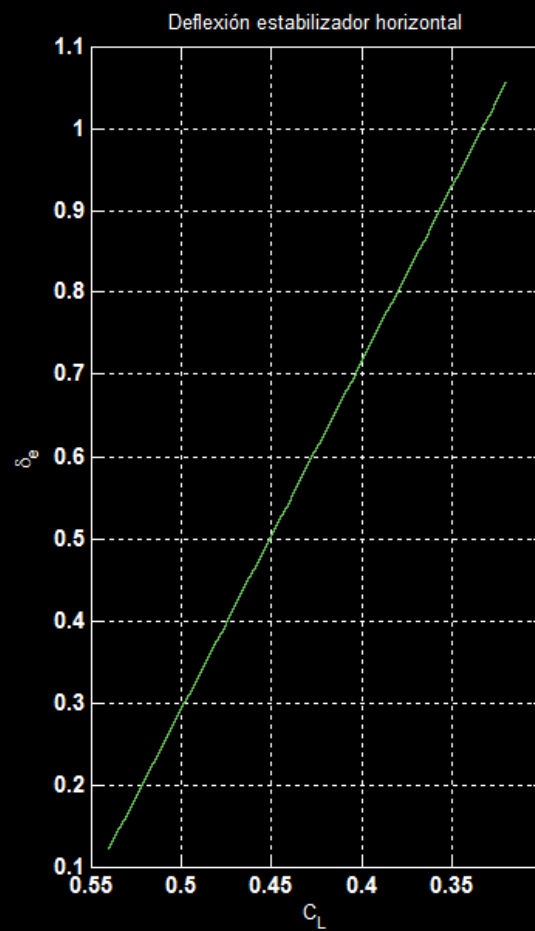
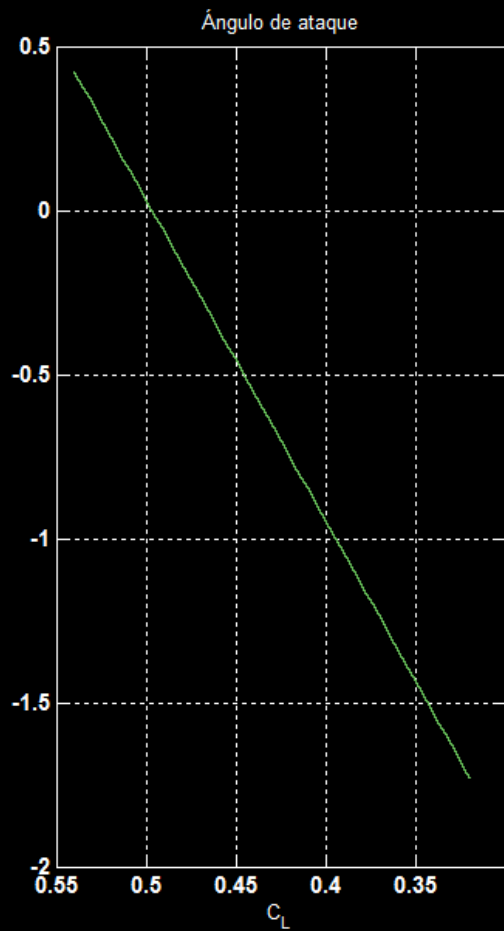
- $CM_0 > 0$, $CM_\alpha < 0$
- Ángulos pequeños
- $SM < SM_{m\acute{a}x}$



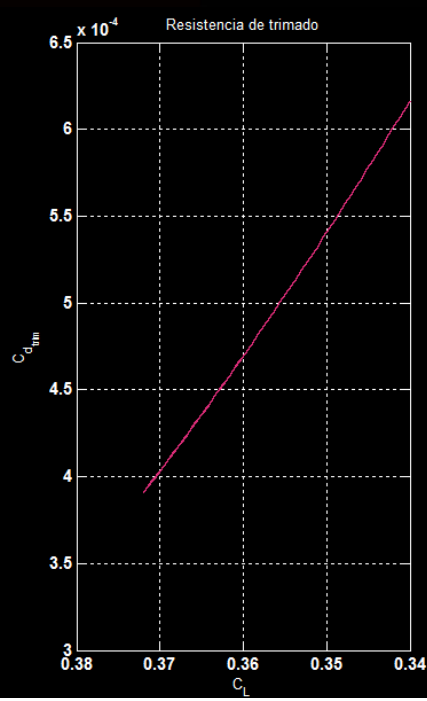
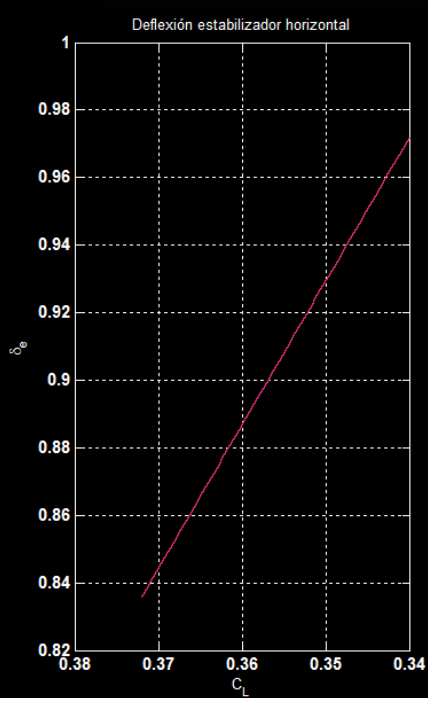
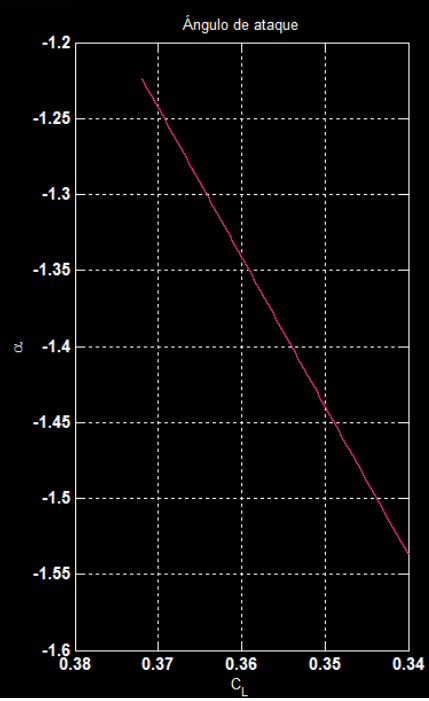
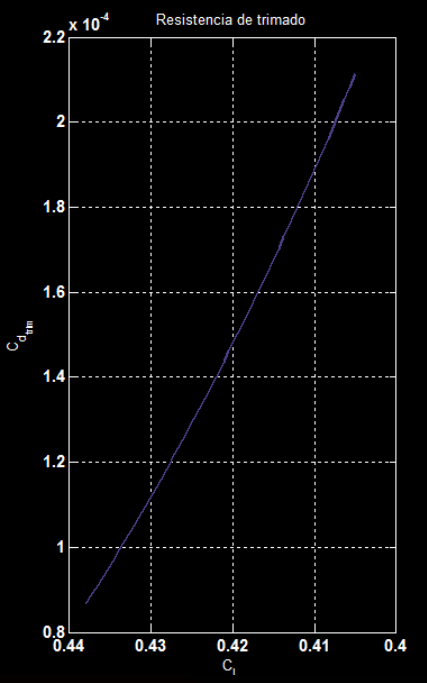
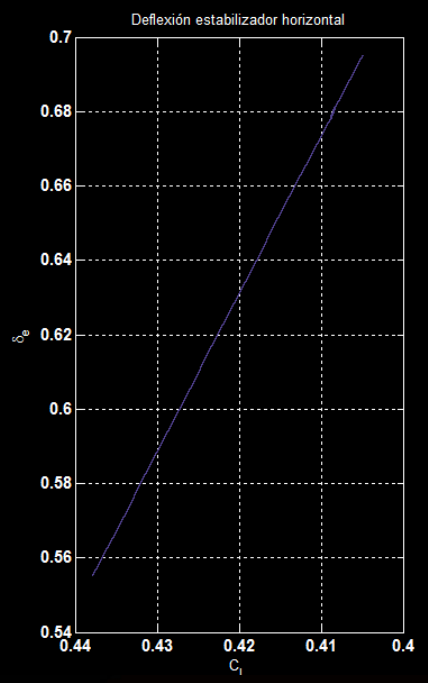
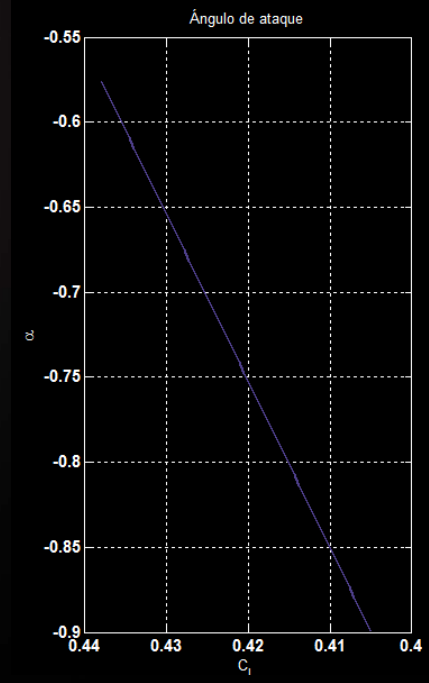
Distancias



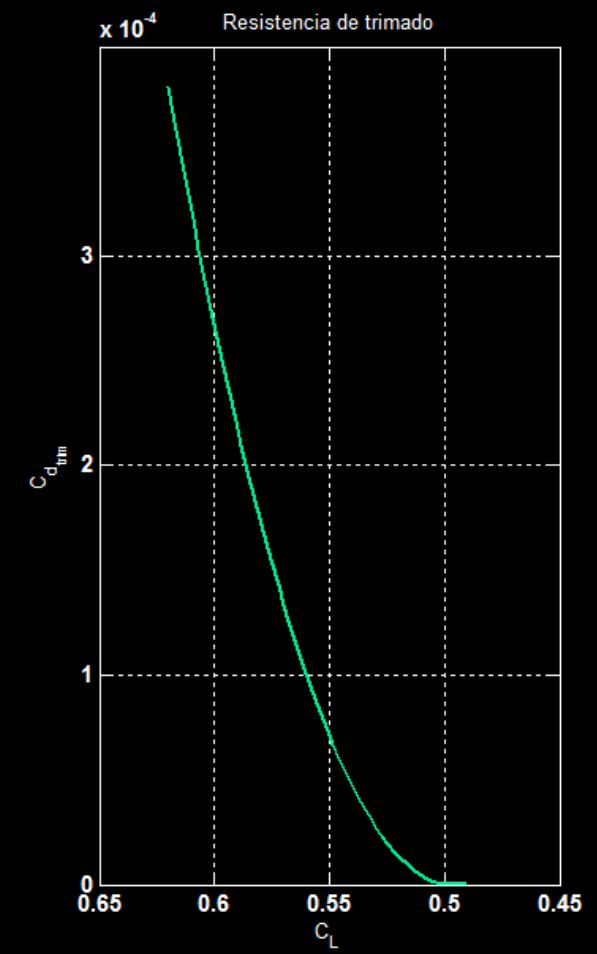
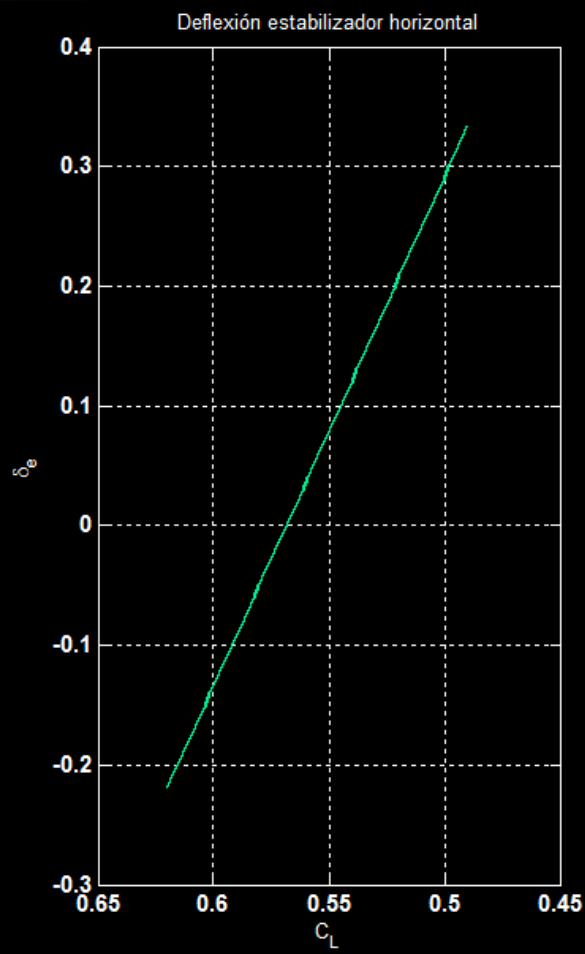
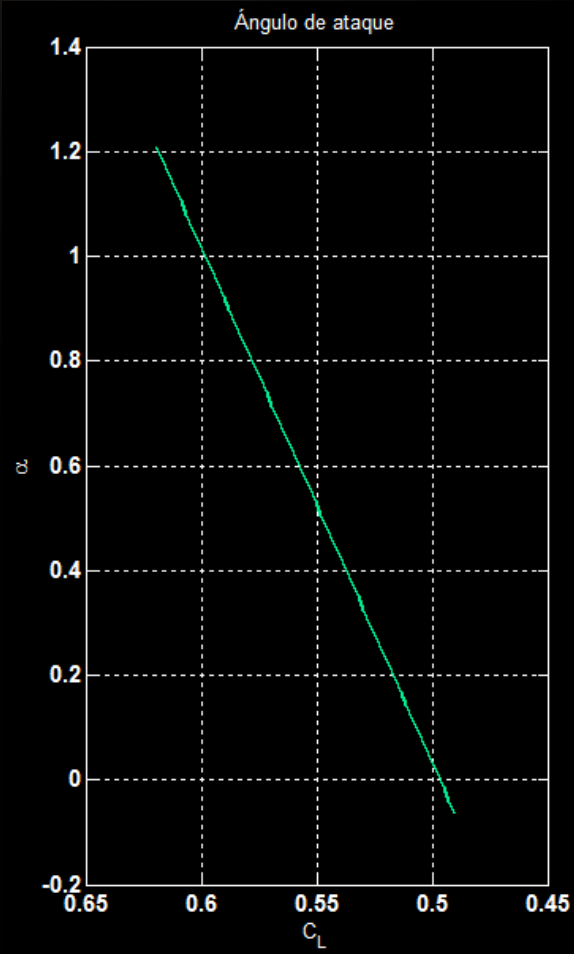
MISIÓN 1



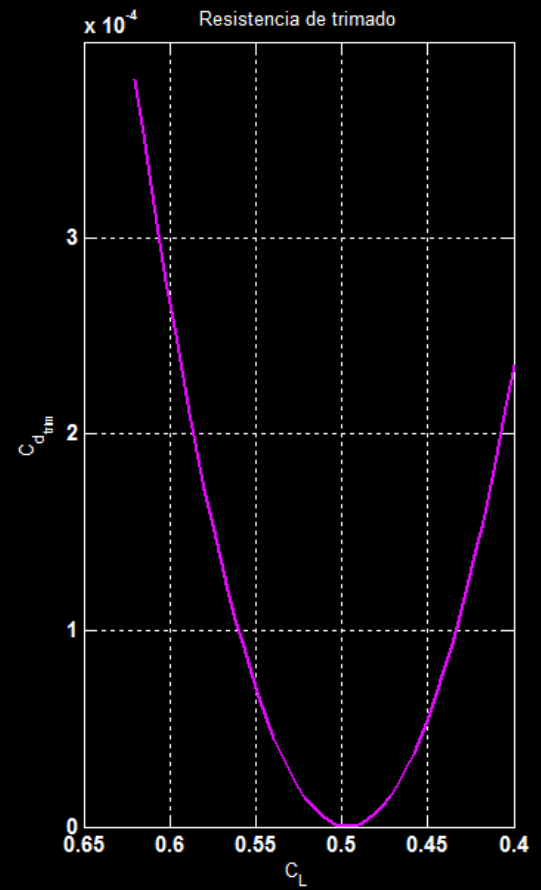
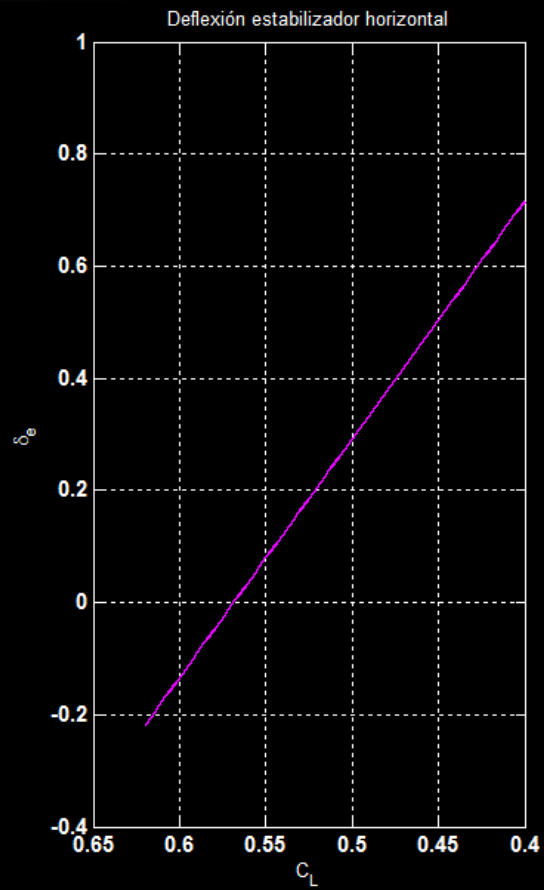
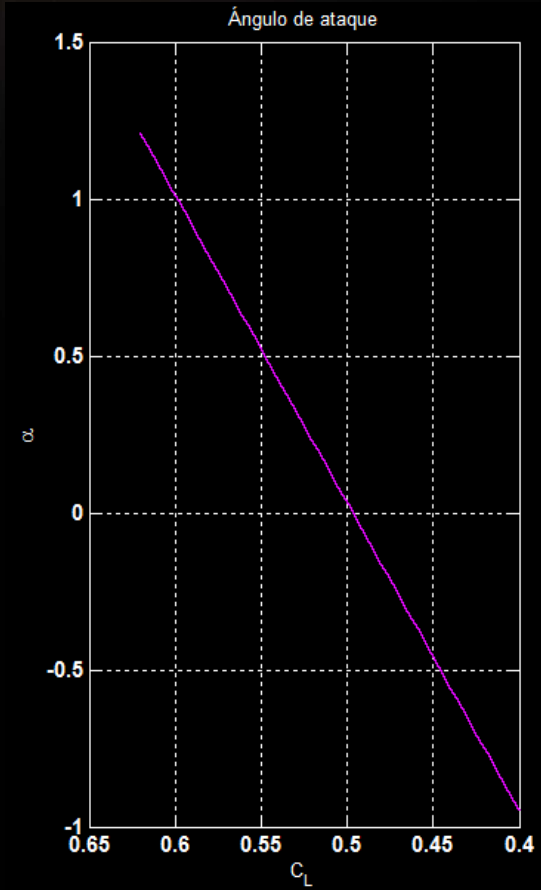
MISIÓN 2



MISIÓN 3



MISIÓN 4



Derivadas estabilidad y control

Derivadas de estabilidad	
CM_{α}	-1,218 < 0

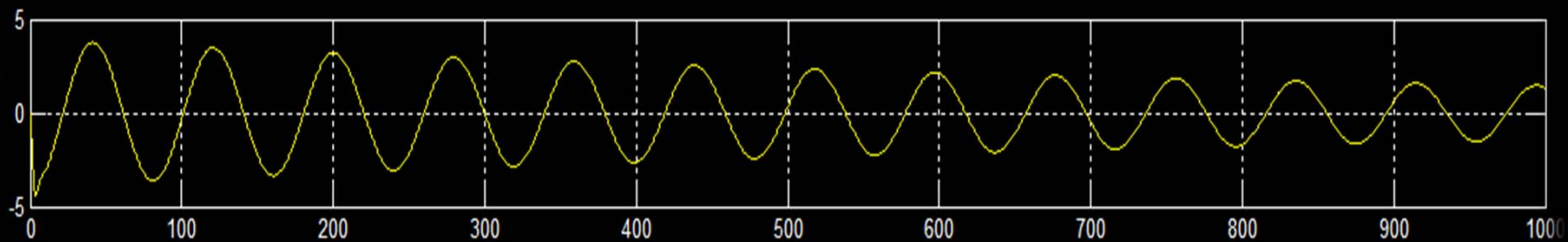
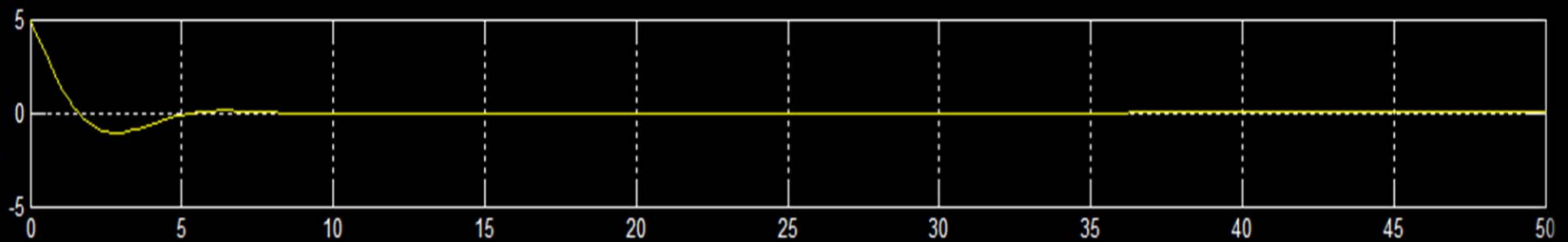
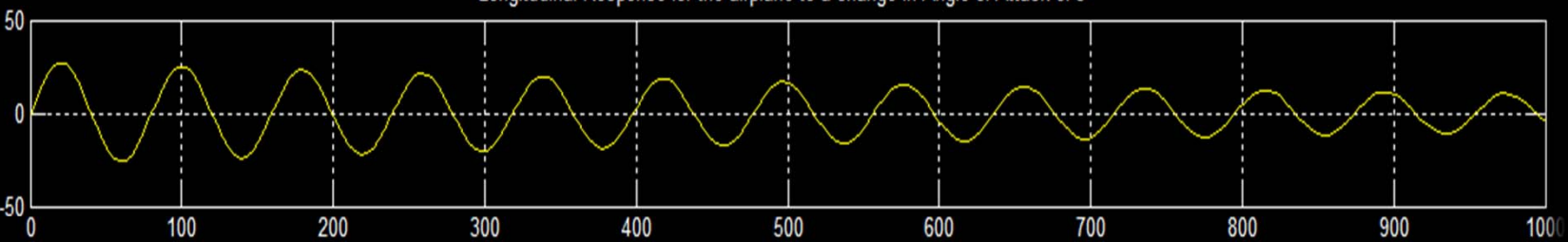
Derivadas de control longitudinal	
$C_{L\delta e}$	2,6092
$C_{M\delta e}$	-15,8477

Derivadas estabilidad dinámica	
C_{L_u}	0,1677
C_{d_u}	0
$C_{D\alpha}$	0,1655
$C_{t_{xu}}$	-0,06
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	0,2626
$C_{M_{\dot{\alpha}}}$	-1,5949
C_{L_q}	9,8425
C_{M_q}	-58,1481

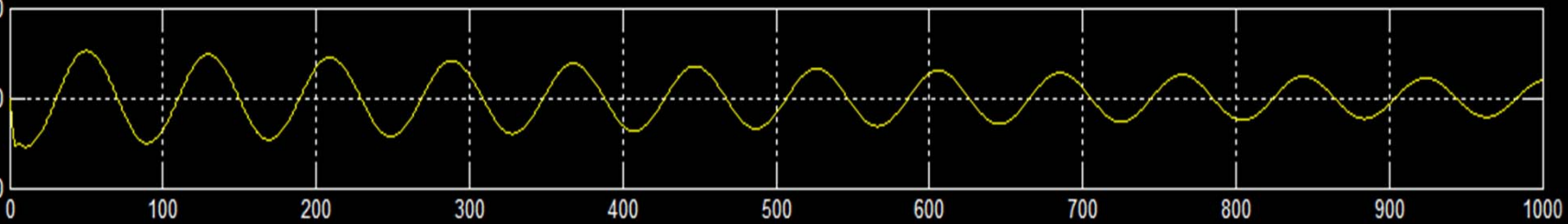
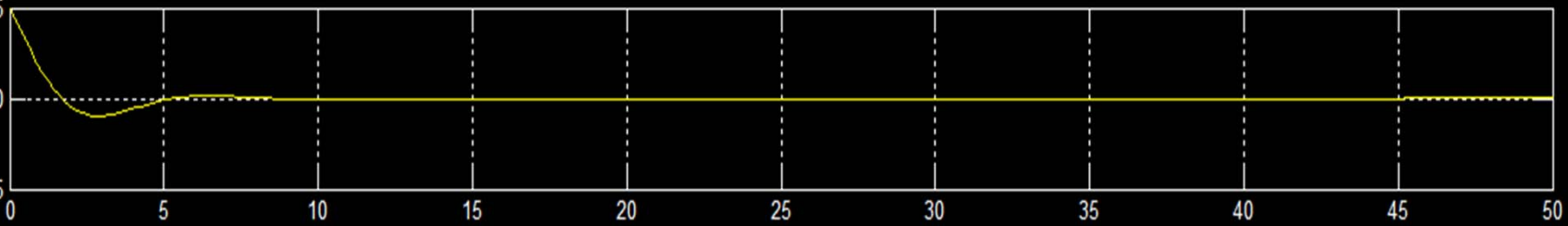
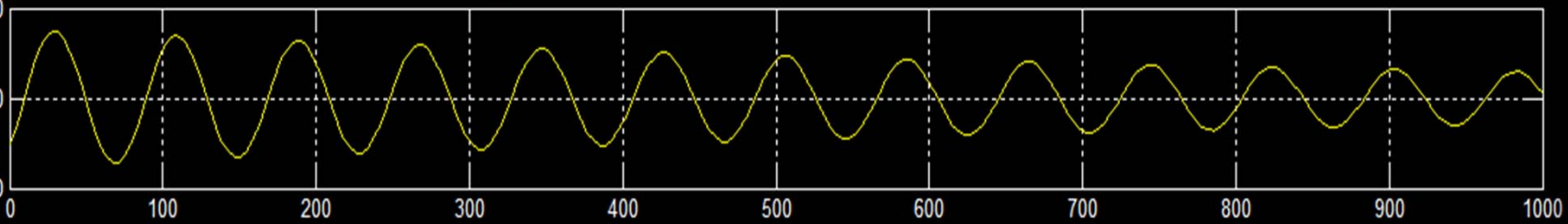
Estabilidad dinámica

	Autovalor		w_n	ξ	T2	Cumple
	n	w				
Fugoide	-0,001	0,0791	0,0791	0,0124	703,635	L2 y L3
Corto período	0,5143	0,8553	0,998	0,5153	1,3474	L1, L2 y L3

Longitudinal Response for the airplane to a change in Angle of Attack of 5°



Longitudinal Response for the airplane to a $\Delta u = -25.0747 \text{ ft/s}$ and a $\Delta \alpha = 5^\circ$



Estabilidad lateral-direccional

Dimensionado del estabilizador vertical

Seguridad ante fallo de motor

Permitir vuelo con resbalamiento

Garantizar la estabilidad dinámica

MINIMIZAR SUPERFICIE

Estabilidad lateral-direccional

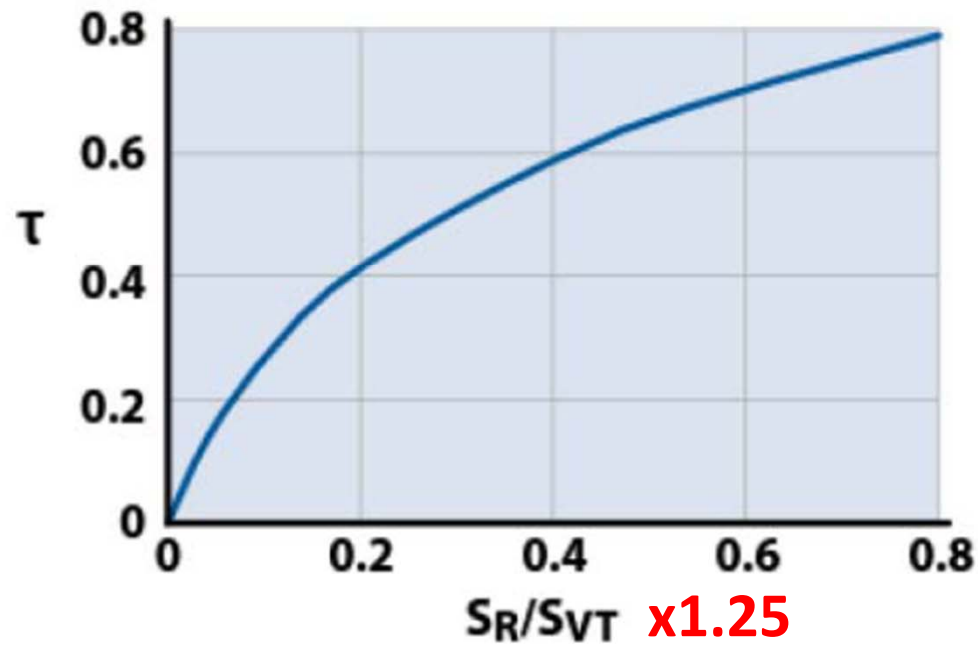
Solución

Sistema de soplado

- Reducción de superficie del 20%
- Alimentado por APU
- Sólo activo a bajas velocidades

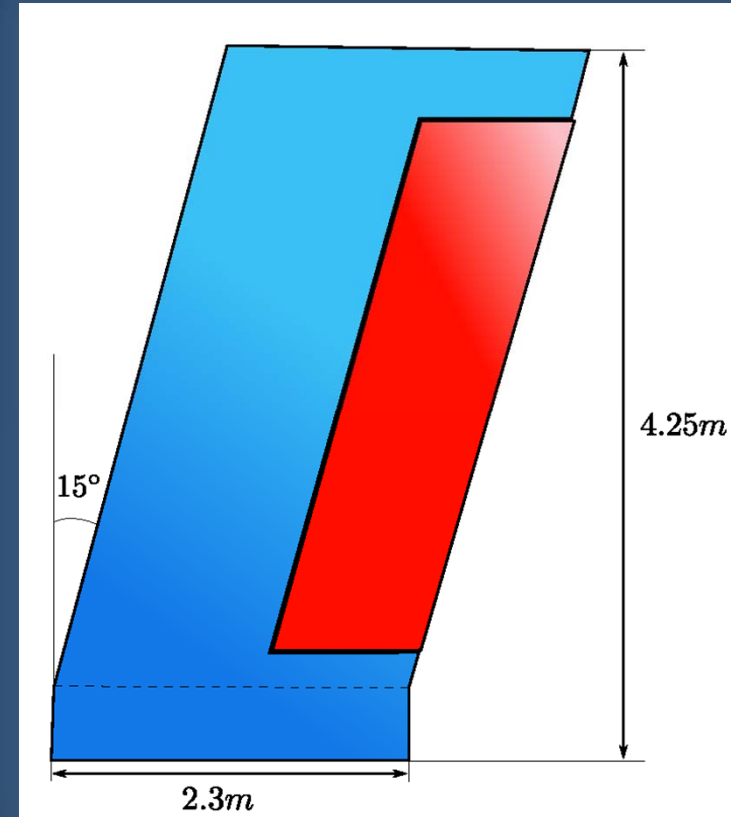
Estabilidad lateral-direccional

Modelo del soplado

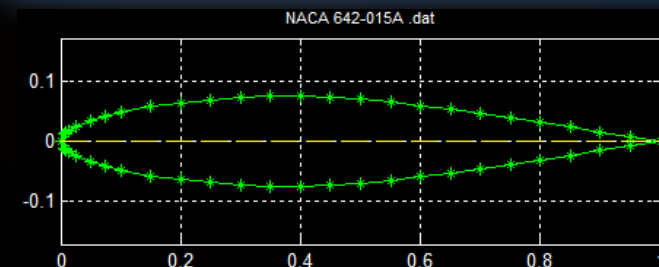


Estabilidad lateral-direccional

Geometría del vertical	
Cuerda raiz [m]	2,3
Cuerda tip [m]	2,3
Envergadura [m]	4,25
Estrechamiento	1
Perfil	NACA 642-015A
Pendiente Sust [1/rad]	3,186
Superficie [m ²]	9,775
Xac [m]	25,95
Zac [m]	4,25
Flecha [deg]	15



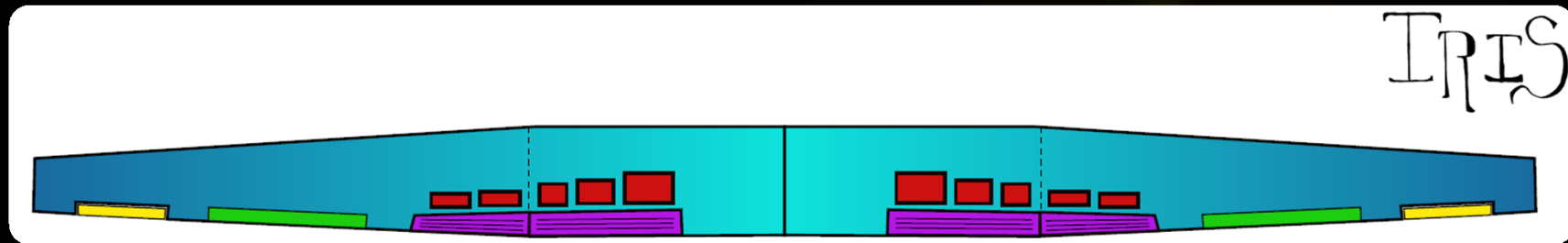
GeometriaRudder	
Envergadura [m]	3,2513
Cuerda [m]	1,035
Superficie [m ²]	3,365
Sr/Sv	0,3442
τ	0,5553
τ_{soplado}	0,6189
Coef. Soplado	1,25



Estabilidad lateral-direccional

Alerones Alta Velocidad	
Localización	Cajón 2
Outboard Span [m]	14,5
Inboard Span [m]	10,2
Charnela [%c(y)]	85

Alerones Baja Velocidad	
Localización	Cajón 2
Outboard Span [m]	18,135 (90%)
Inboard Span [m]	15,4 (70%)
Charnela [%c(y)]	85
Cuerda [m]	0,387
c_al/c	0,15
S_al (x1) [m ²]	1,05
K1	1,05
K2	0,065
Coef Verde	0,78
Coef Azul	0,88



Estabilidad lateral-direccional

$$\begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\delta a} & C_{Y\delta r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta a} & C_{\delta r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta a} & C_{n\delta r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,7178 & 0 & 0,2126 \\ -0,0432 & 0,1452 & 0,0232 \\ 0,1149 & -0,0081 & -0,0888 \end{bmatrix}$$

Necesidad de imponer diedro positivo

Elevada potencia de control en balance

Alerones de alta y baja velocidad

CRITERIOS DE ESTABILIDAD ✓

C_{lp}	-0,608
C_{Yp}	-0,3542
C_{np}	-0,1244
C_{lr}	-0,0917
C_{Yr}	0,3418
C_{nr}	-0,0237

Estabilidad lateral-direccional

Fallo Motor en despegue				✓
	Solucion para:	[deg]		
Imponiendo	δ_r	δ_a	Φ	β
$\beta=0$	19,73	-3,1484	2,2	
$\beta=-5$	13,3	-3,609	3,375	
$\beta=-10$	6,8728	-4,0696	4,5372	
$\Phi=-2$	18,1029	0,7167		-1,26
$\Phi=-5$	4,3577	-4,24		-11,95

Vuelo con Resbalamiento	14,7878	1,06	1,34	✓
--------------------------------	---------	------	------	---

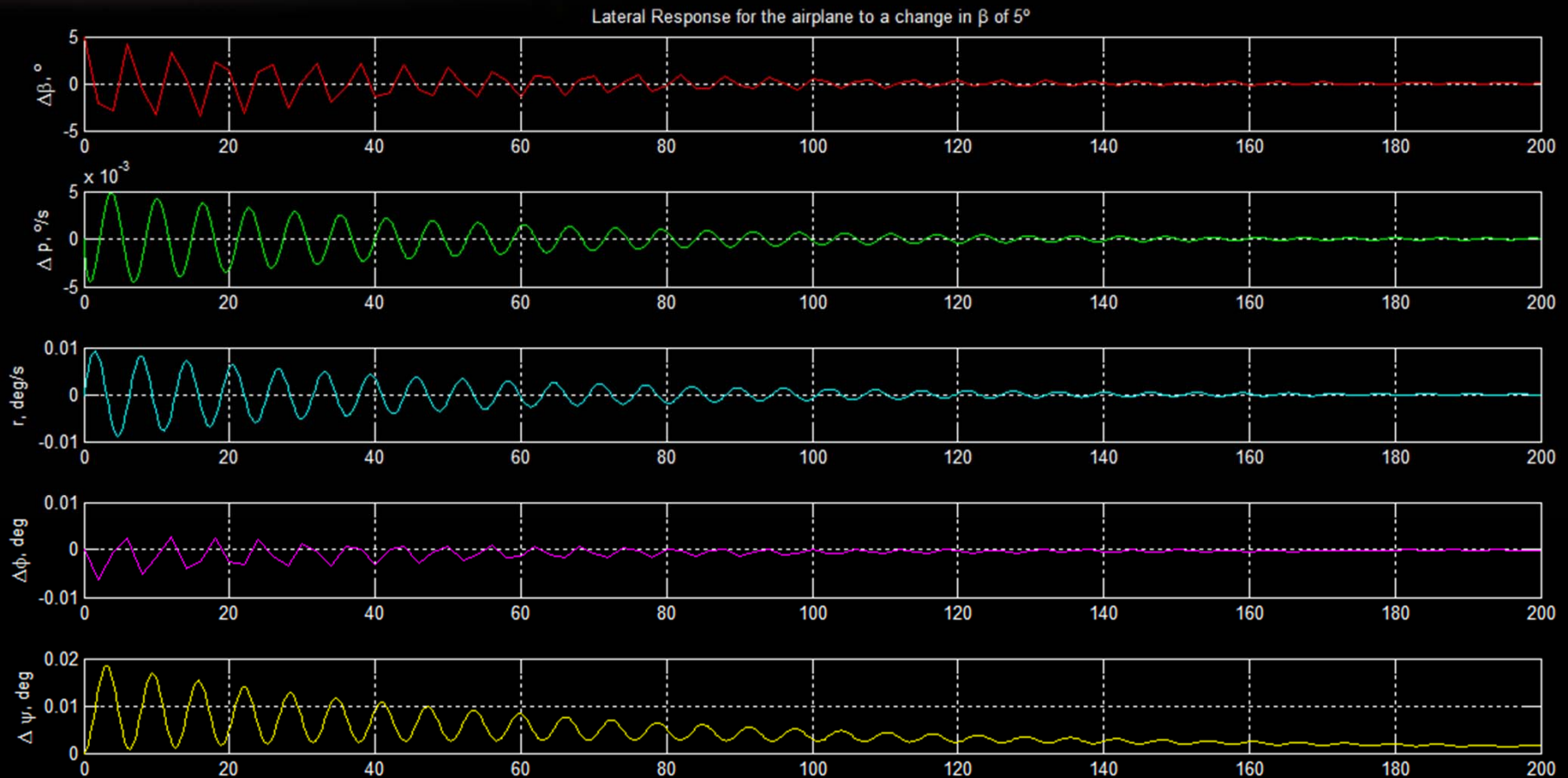
Estabilidad lateral-direccional

Estudio Dinámico

AUTOVALORES Y MODOS						
	Autovalor		ω_n	ξ	Tdoble/mitad [s]	Cumple:
	n (Re)	w (Im)				
Spiral	-0,0096	0	0,0096	1	72,1875	L1,L2y L3
Roll Mode	-2,4263	0	2,4263	1	0,2858	L1,L2 y L3
Dutch Roll	-0,0207	0,9975	0,9976	0,0207	33,4709	L2 y L3

Estabilidad lateral-direccional

Estudio Dinámico





IRIS



INTERNATIONAL RESEARCH & INNOVATION SOCIETY

Gracias por su atención

