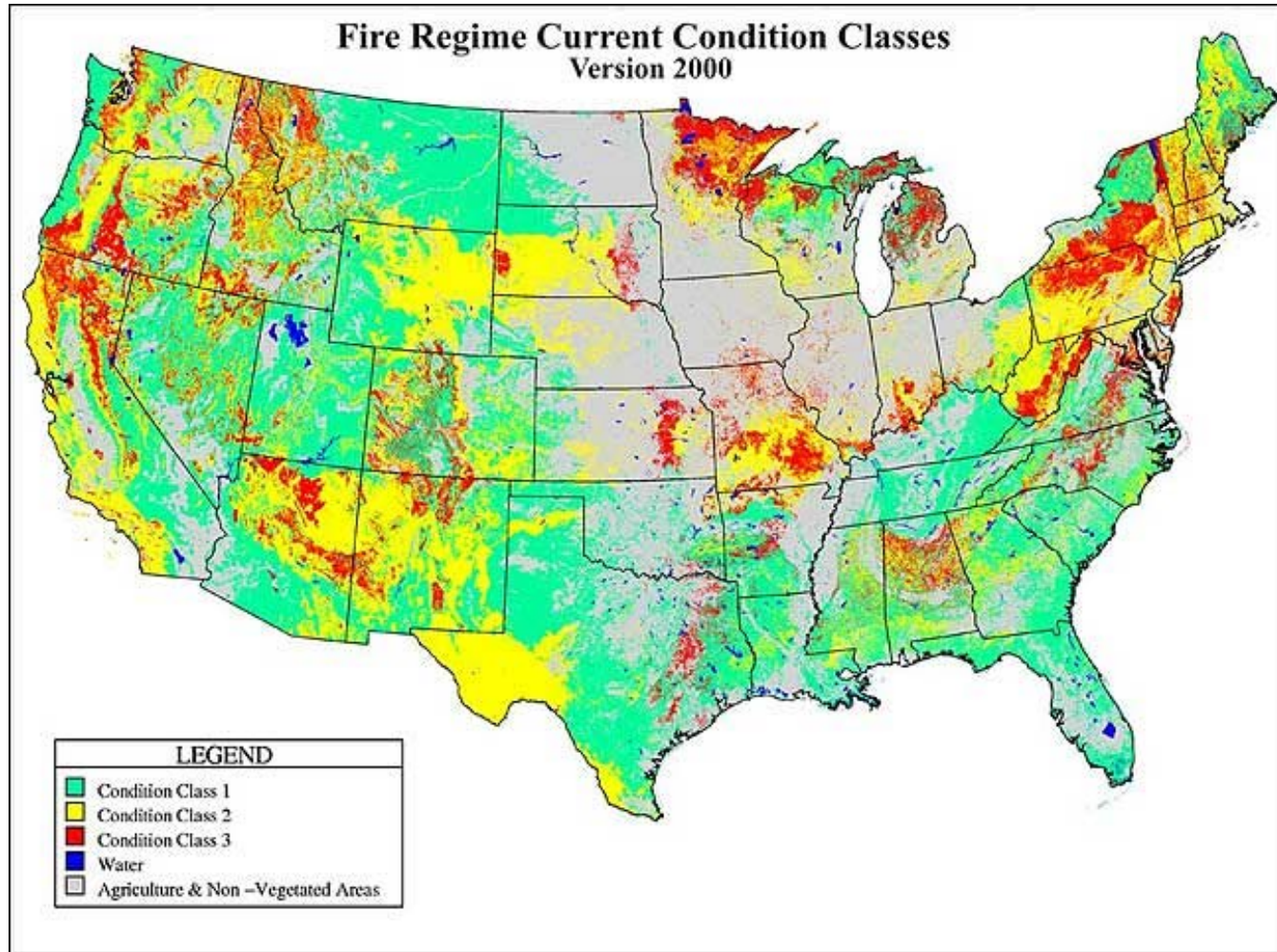




**ESAD**

Group

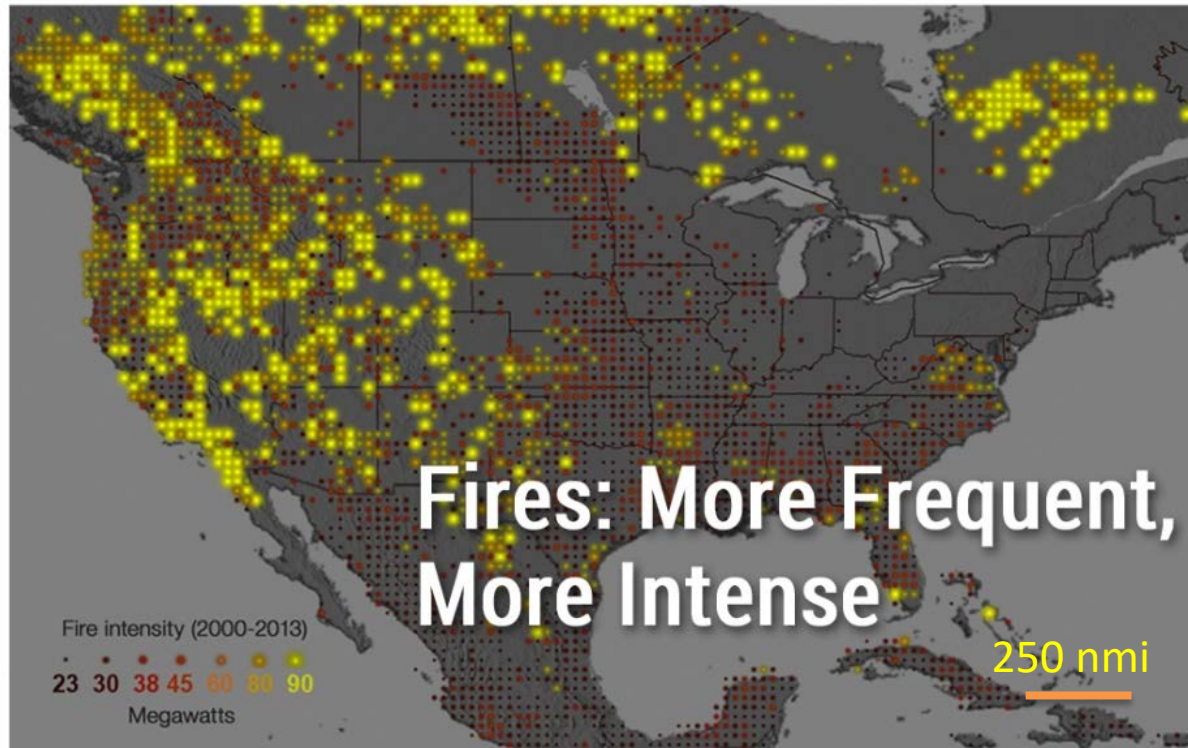
# El problema



Fuente: Fire Sciences Laboratory, Rocky Mountain Research Station, USDA Forest Service

# El problema

National Climate Assessment: Vulnerable Forests



Projected climate changes suggest that western U.S. forests will be increasingly affected by larger and more intense fires throughout the 21st century, according to the National Climate Assessment.



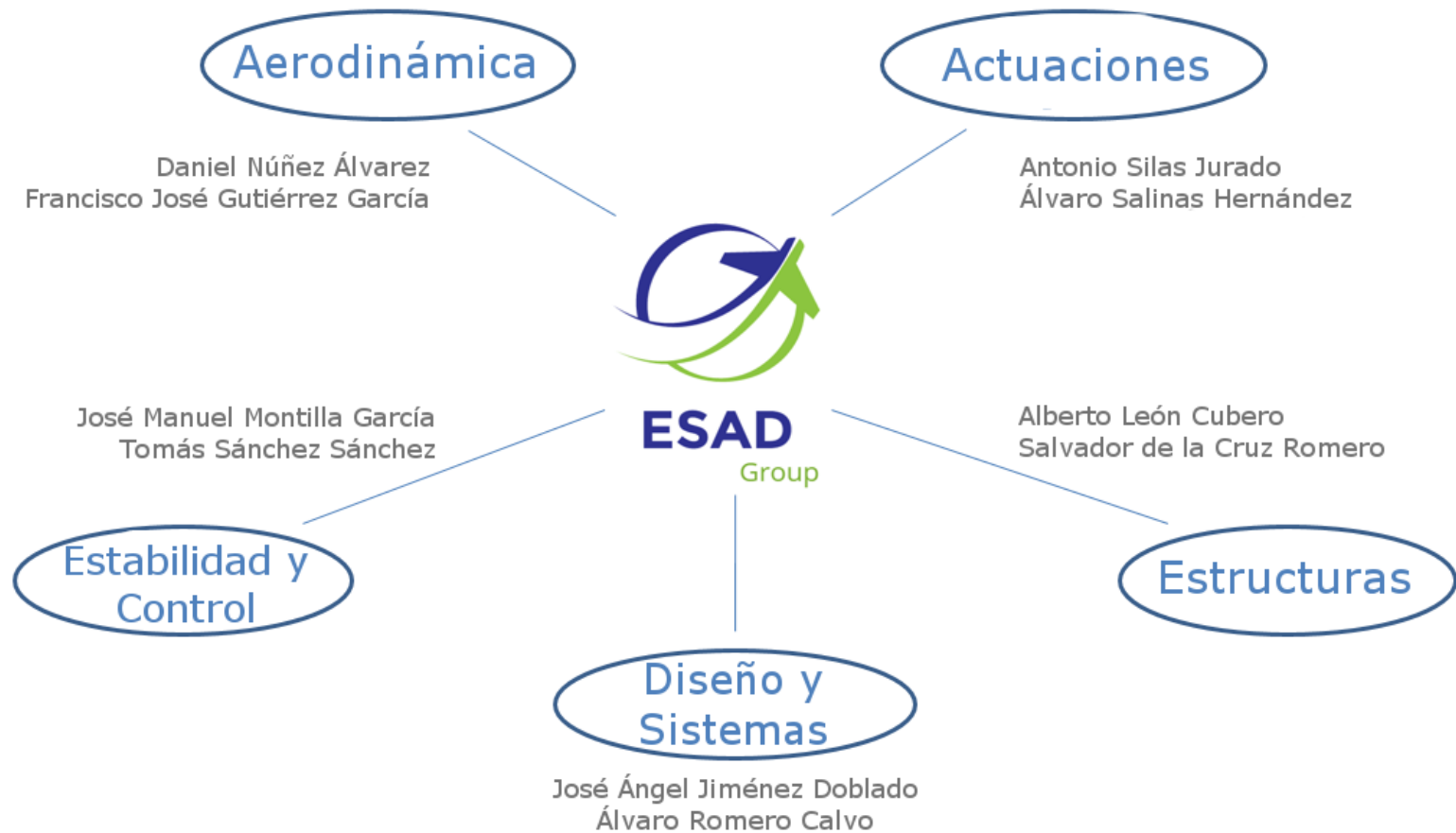
**EARTH RIGHT NOW**

[www.nasa.gov/earthrightnow](http://www.nasa.gov/earthrightnow)

# Request For Proposal (RFP)

Concepto	Valor	Concepto	Valor
Tripulación	2 pasajeros (450 lb)	$V_{stall}$	90 kts
Carga de pago	45000 lb	$V_{desc}^{m\acute{a}x}$	150 kts
Radio de operación	200 nmi	$H_{desc}^{m\acute{a}x}$	300 ft
Alcance Ferry	2500 nmi	$V_{m\acute{a}x}$ (Vuelta Ferry) >	300 kts
TOFL (a 5000 ft)	5000 ft	Tiempo de recarga	10 min

# ESAD Group

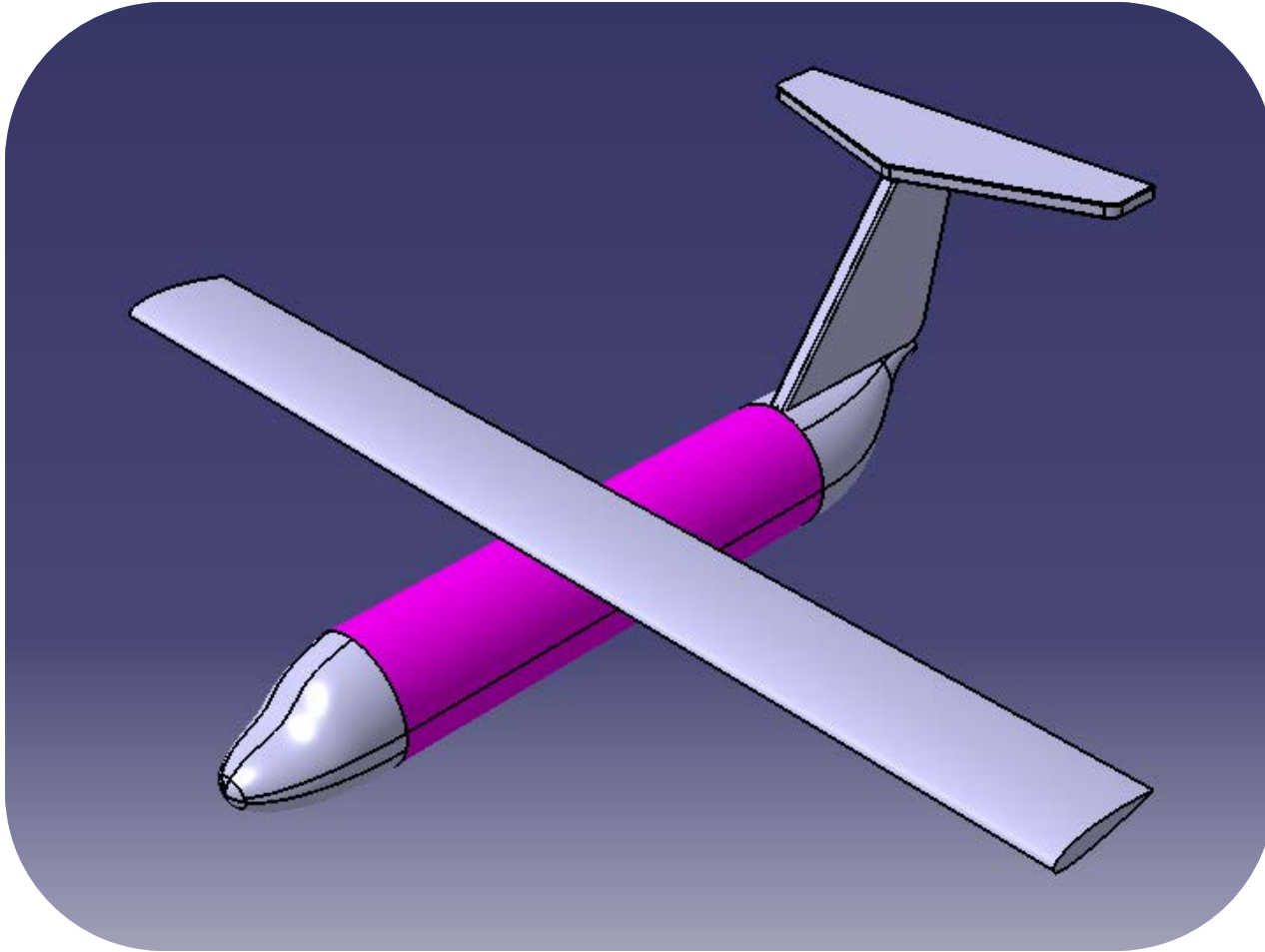


# Índice

1. Diseño y Sistemas
2. Estructuras
3. Aerodinámica
4. Estabilidad
5. Actuaciones
6. Conclusiones

# 1. Diseño y Sistemas

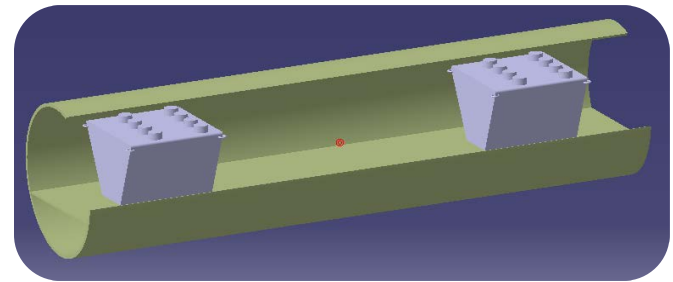
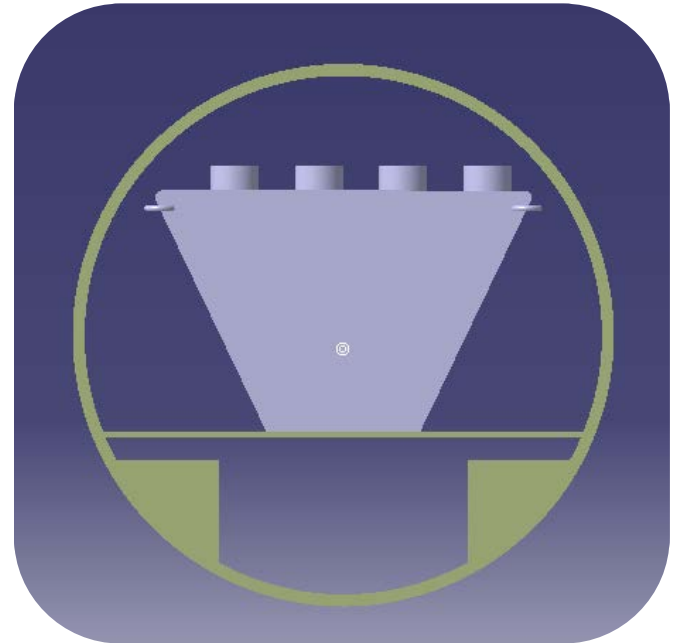
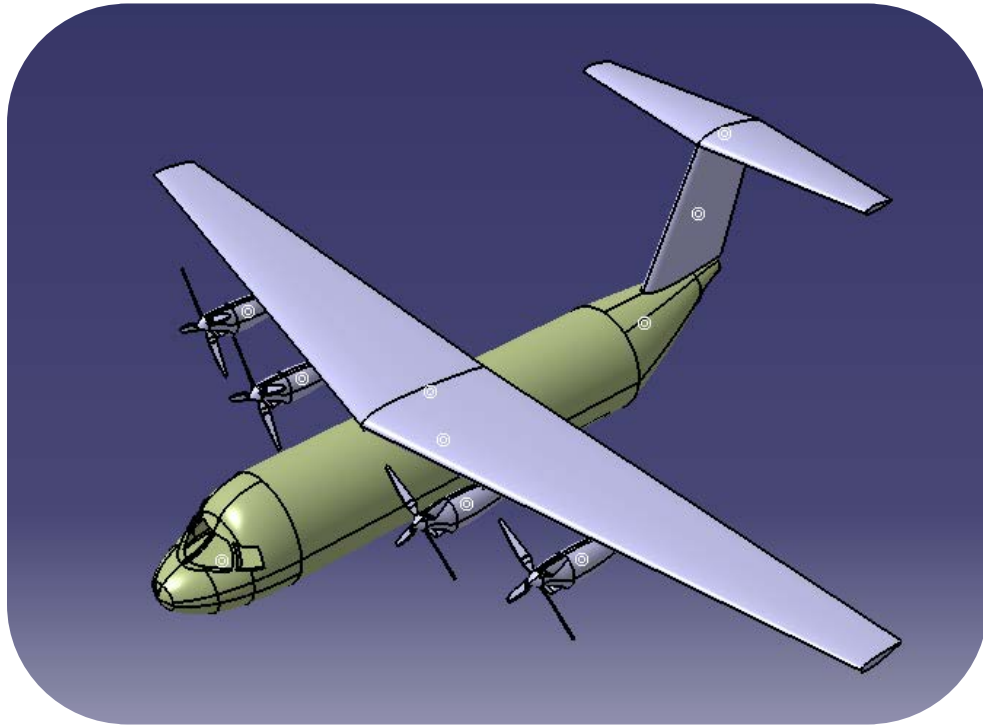
# Diseño. Diseño Preliminar



$$S_{ref} = 178,74 \text{ m}^2 \quad W_0 = 68496 \text{ kg} \quad W_e = 37790 \text{ kg}$$

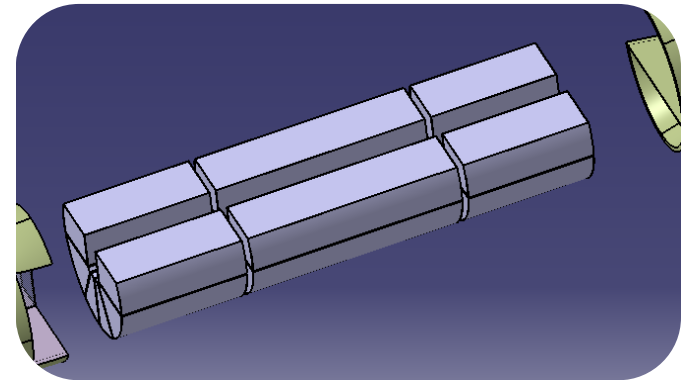
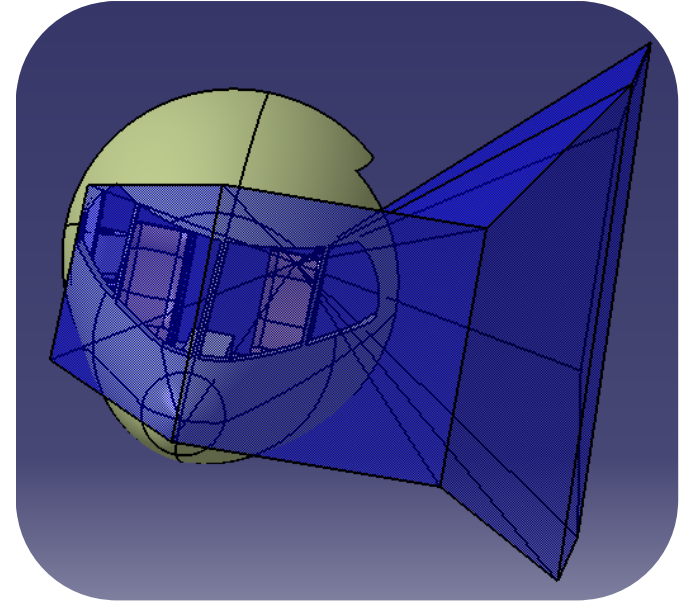
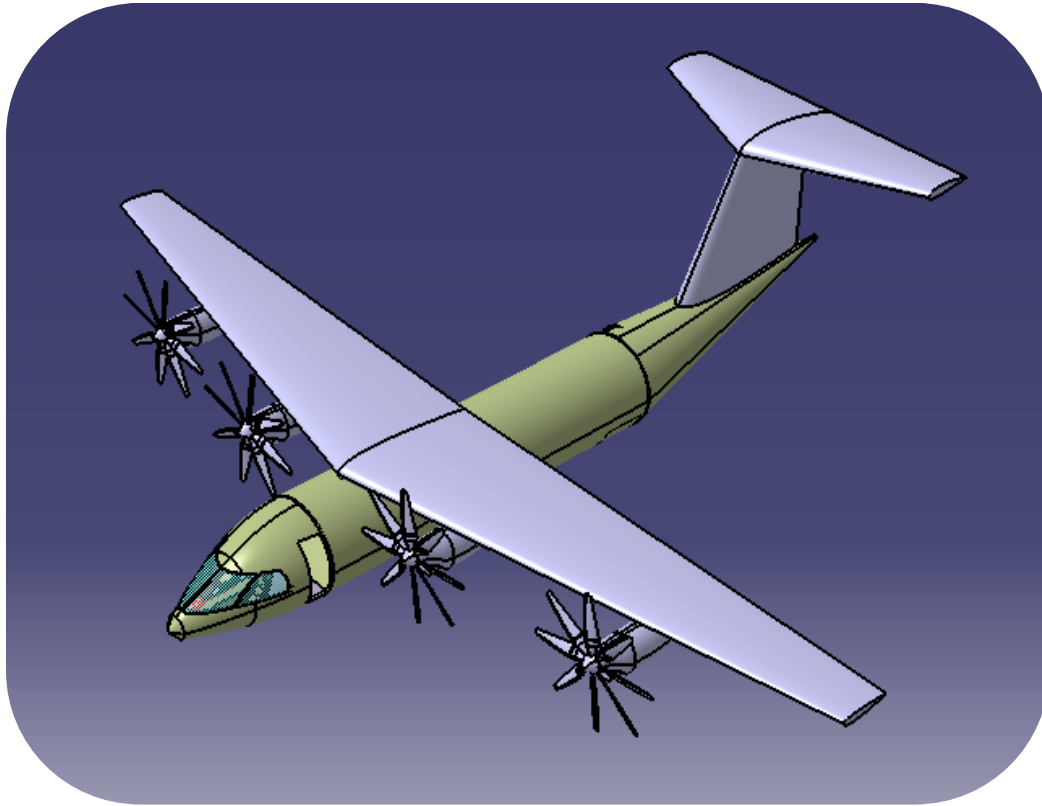


# Diseño. Iteración II



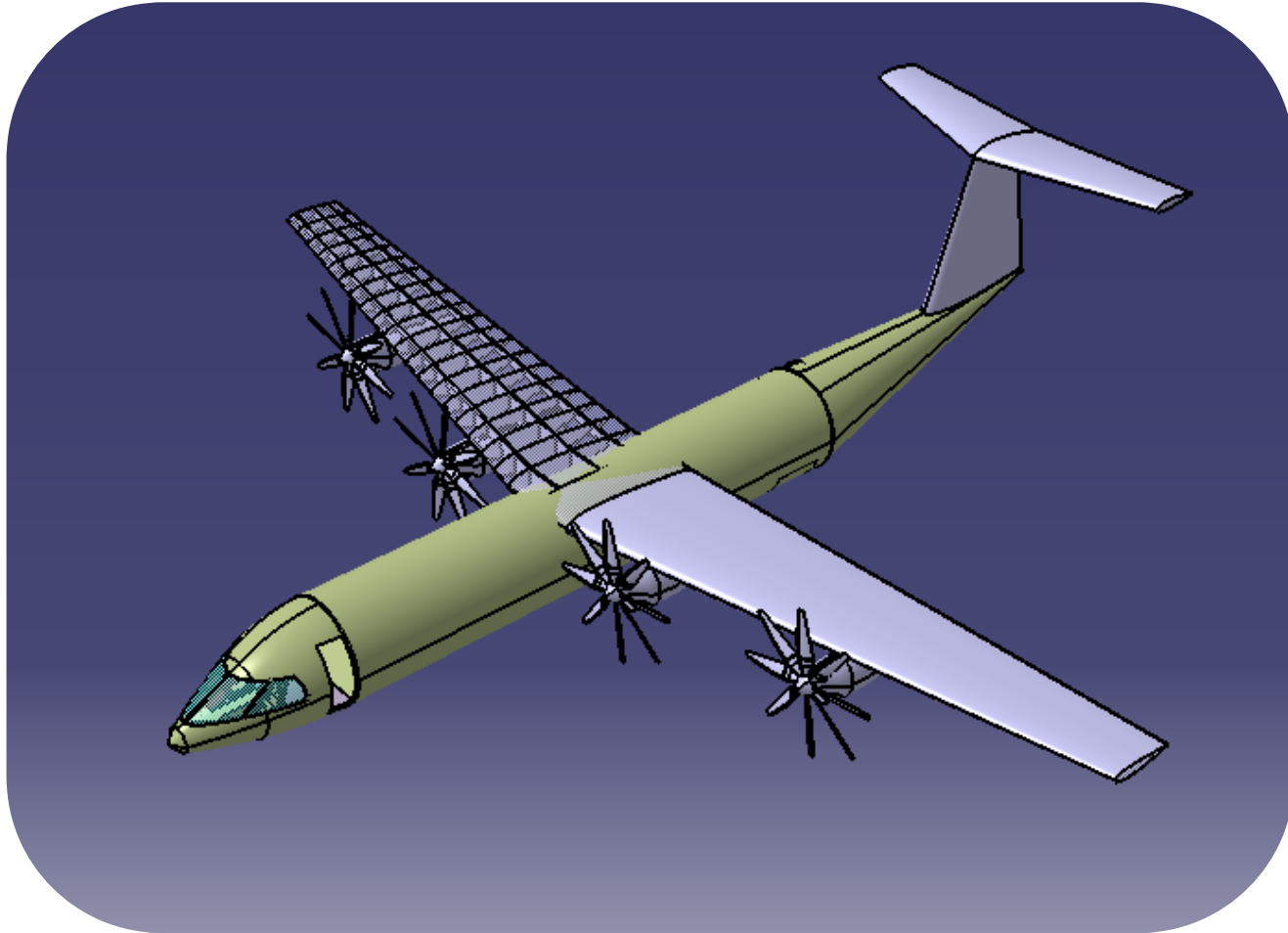
$$S_{ref} = 164,48 \text{ m}^2 \quad W_0 = 63003 \text{ kg} \quad W_e = 32297 \text{ kg}$$

# Diseño. Iteración III



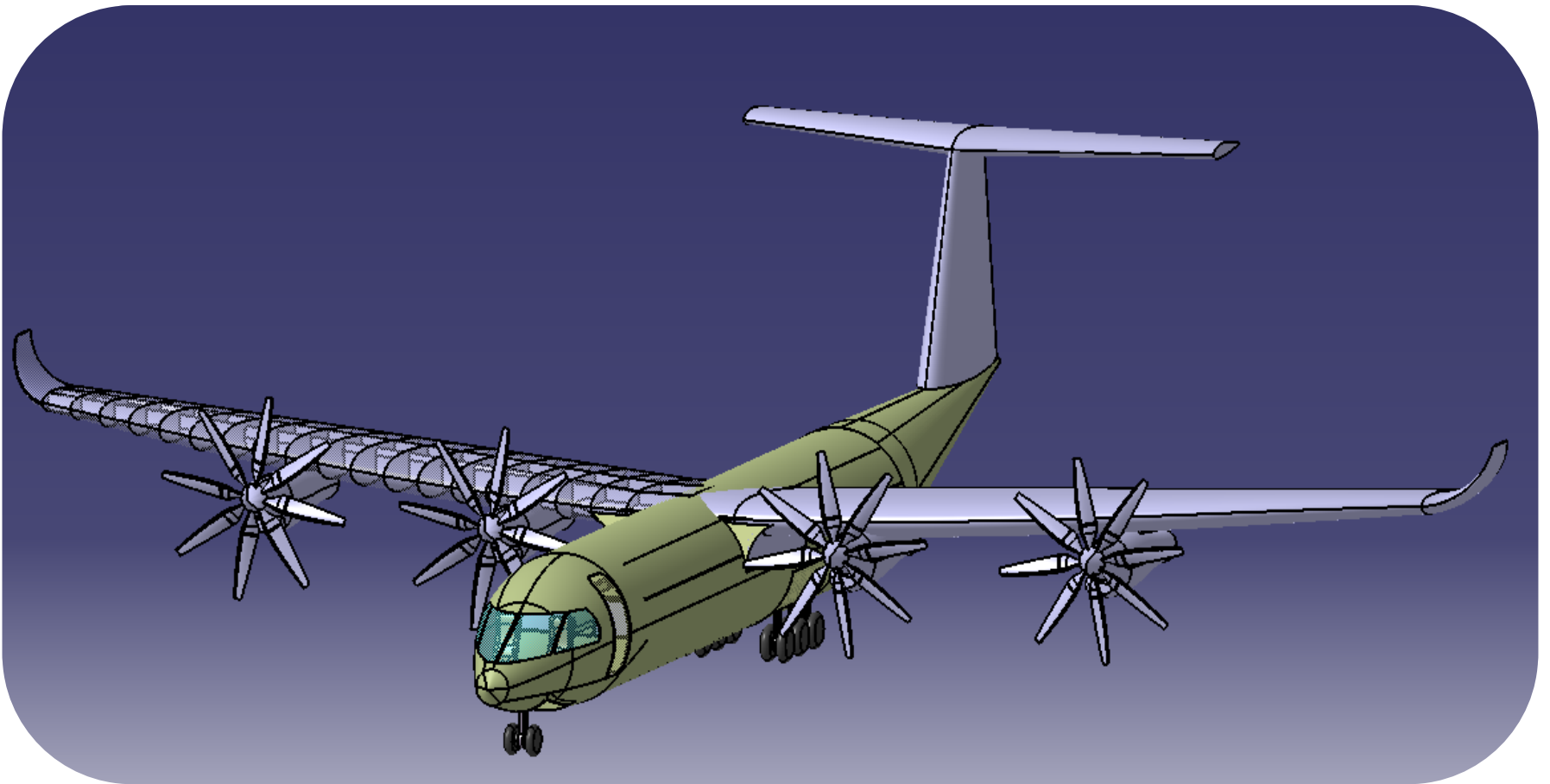
$$S_{ref} = 136 \text{ m}^2 \quad W_0 = 52107 \text{ kg} \quad W_e = 24401 \text{ kg}$$

# Diseño. Iteración IV



$$S_{ref} = 65,27 \text{ m}^2 \quad W_0 = 35500 \text{ kg} \quad W_e = 11341 \text{ kg}$$

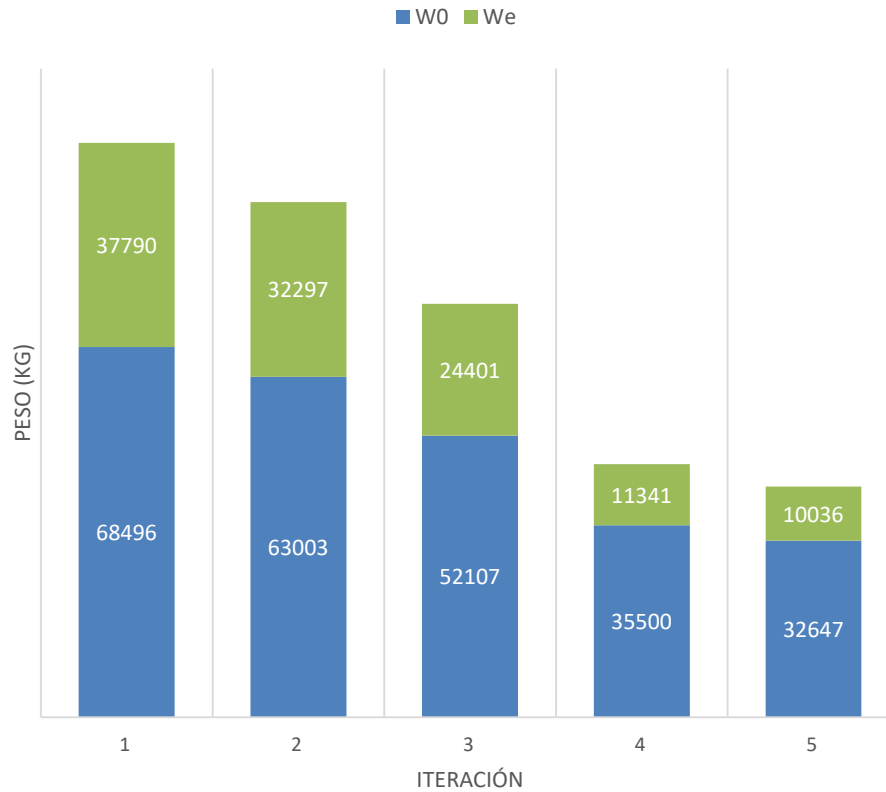
# Diseño. Diseño Final



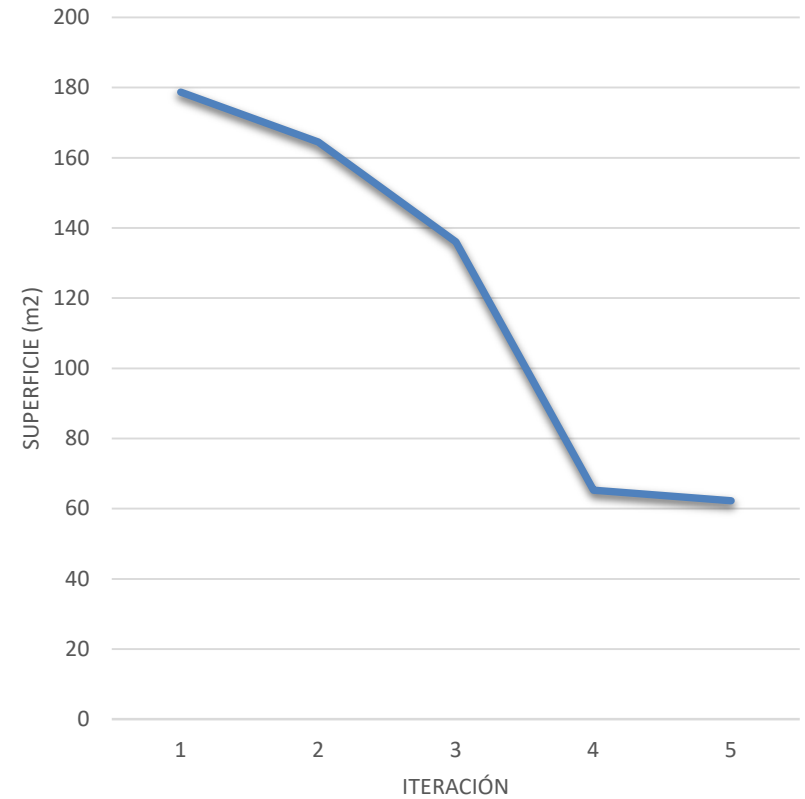
$$S_{ref} = 62,24 \text{ m}^2 \quad W_0 = 32647 \text{ kg} \quad W_e = 10036 \text{ kg}$$

# Diseño. Evolución del diseño

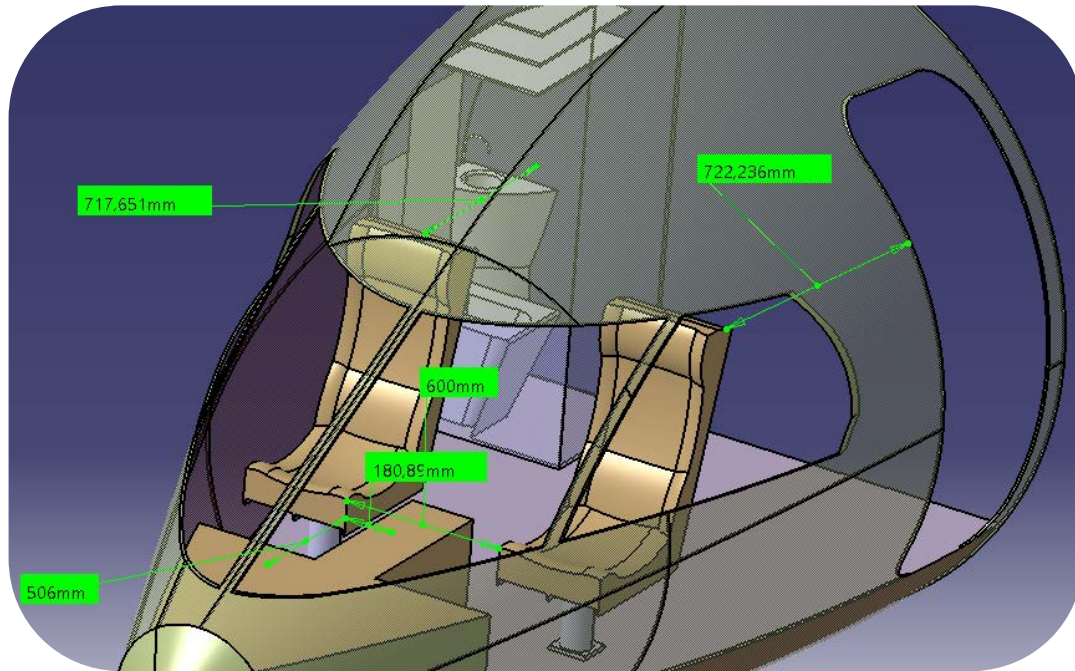
## EVOLUCIÓN DE PESOS



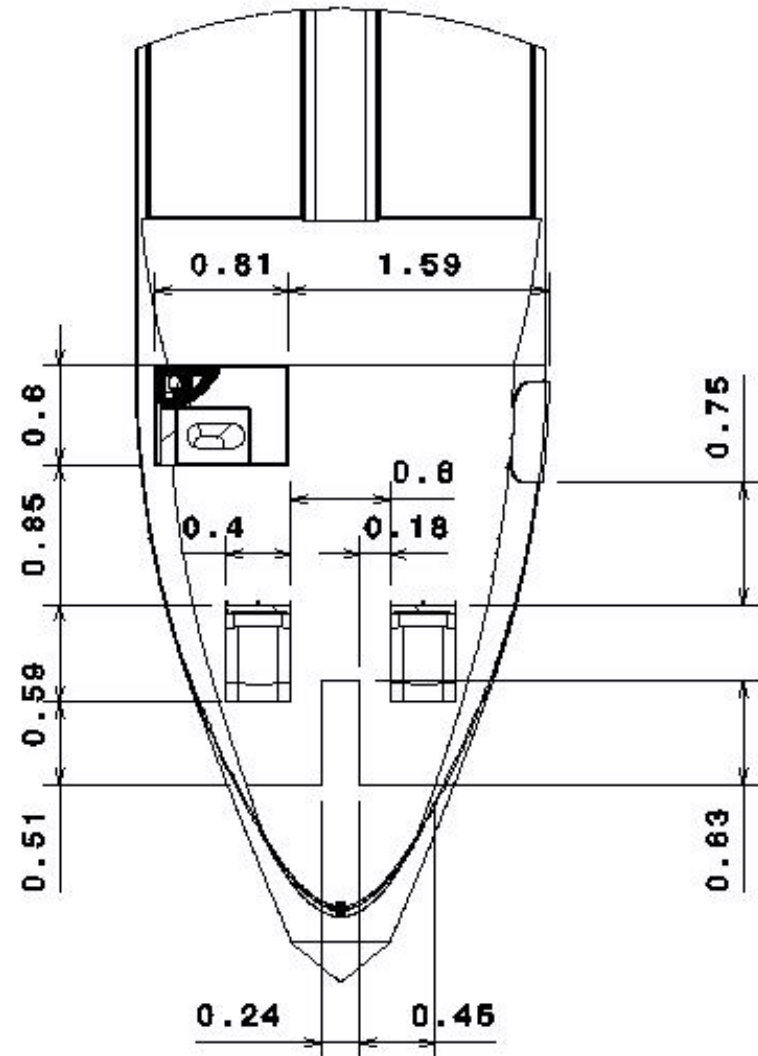
## EVOLUCIÓN DE LA SUPERFICIE ALAR



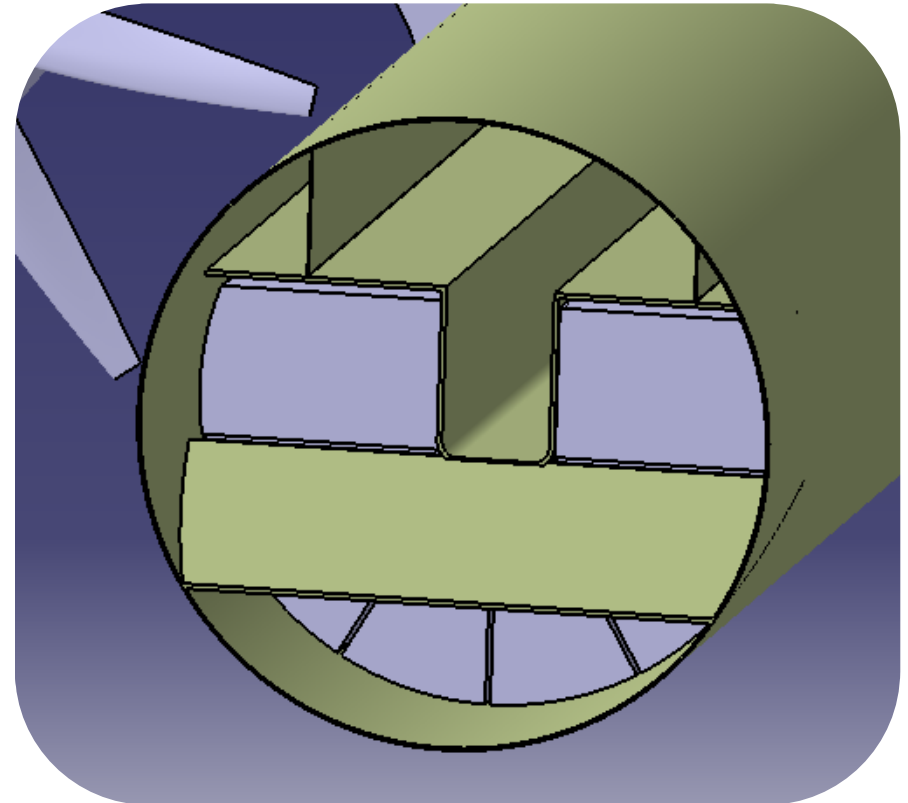
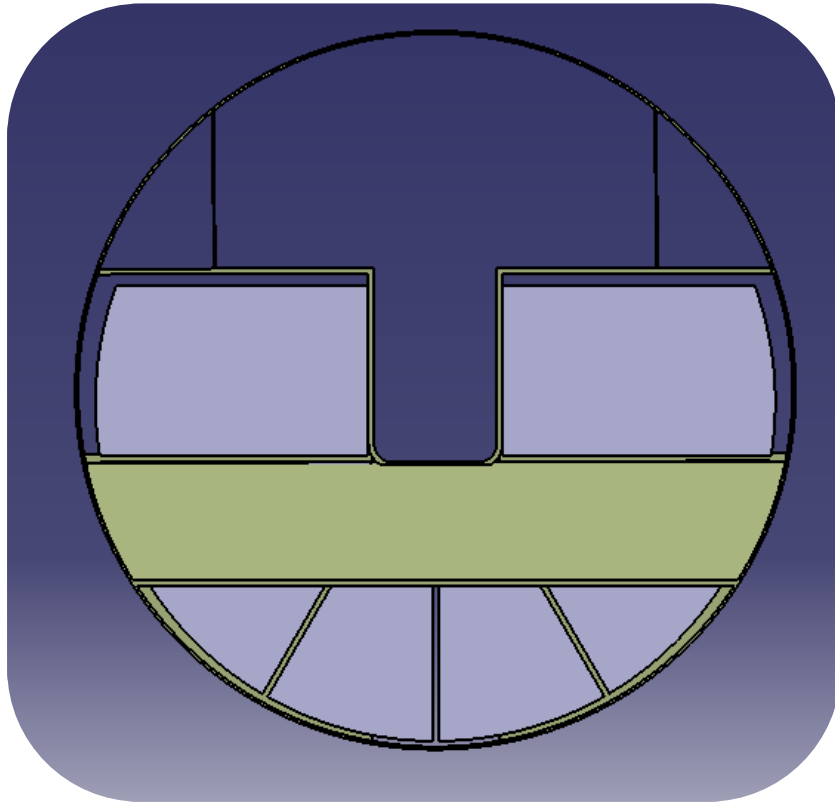
# Diseño. Cabina



Altura máxima: 1'9 m



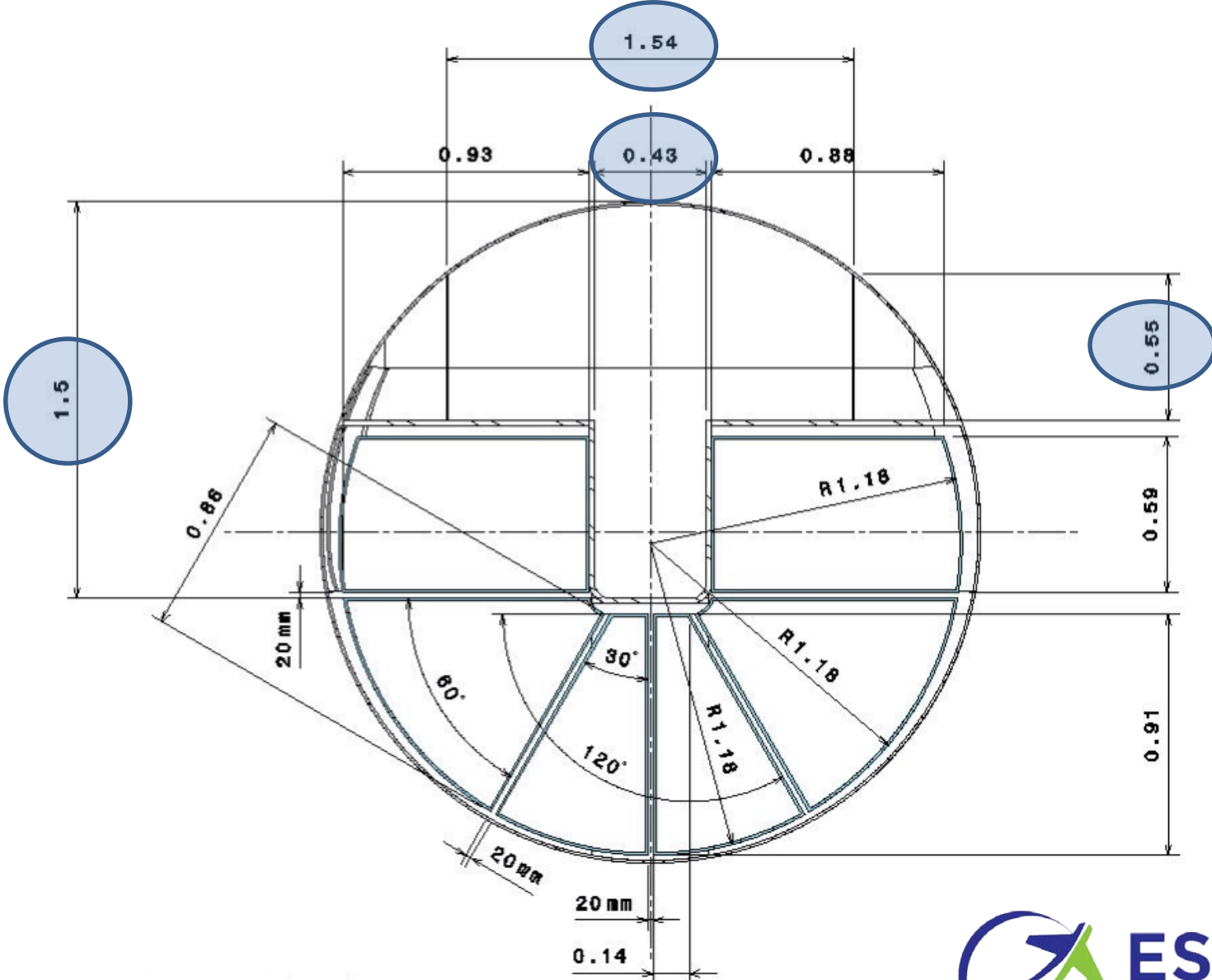
# Diseño. Fuselaje y depósitos



Volumen de almacenamiento: 23'87 m<sup>3</sup>

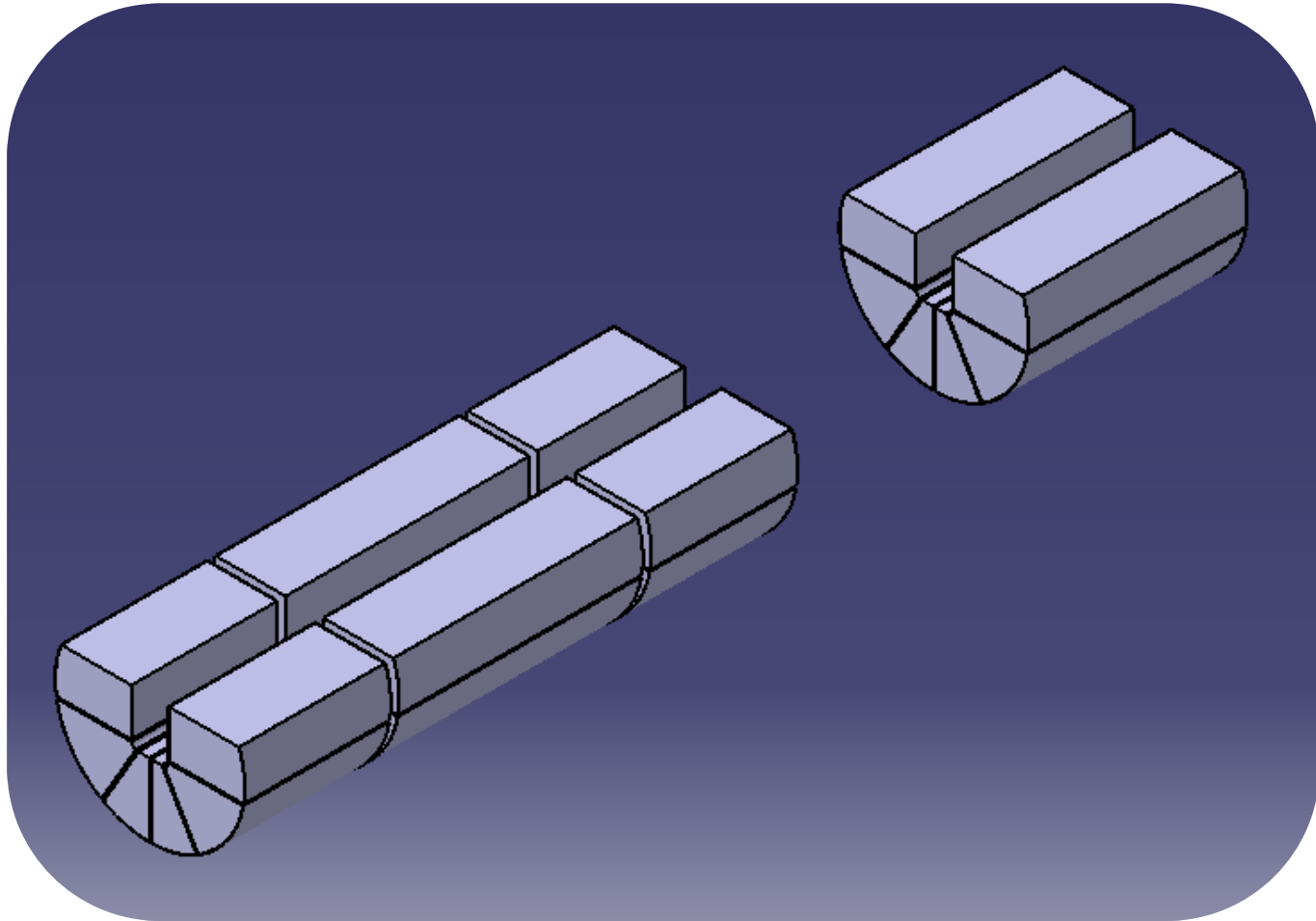
Longitud total: 9'415m

# Diseño. Fuselaje y depósitos

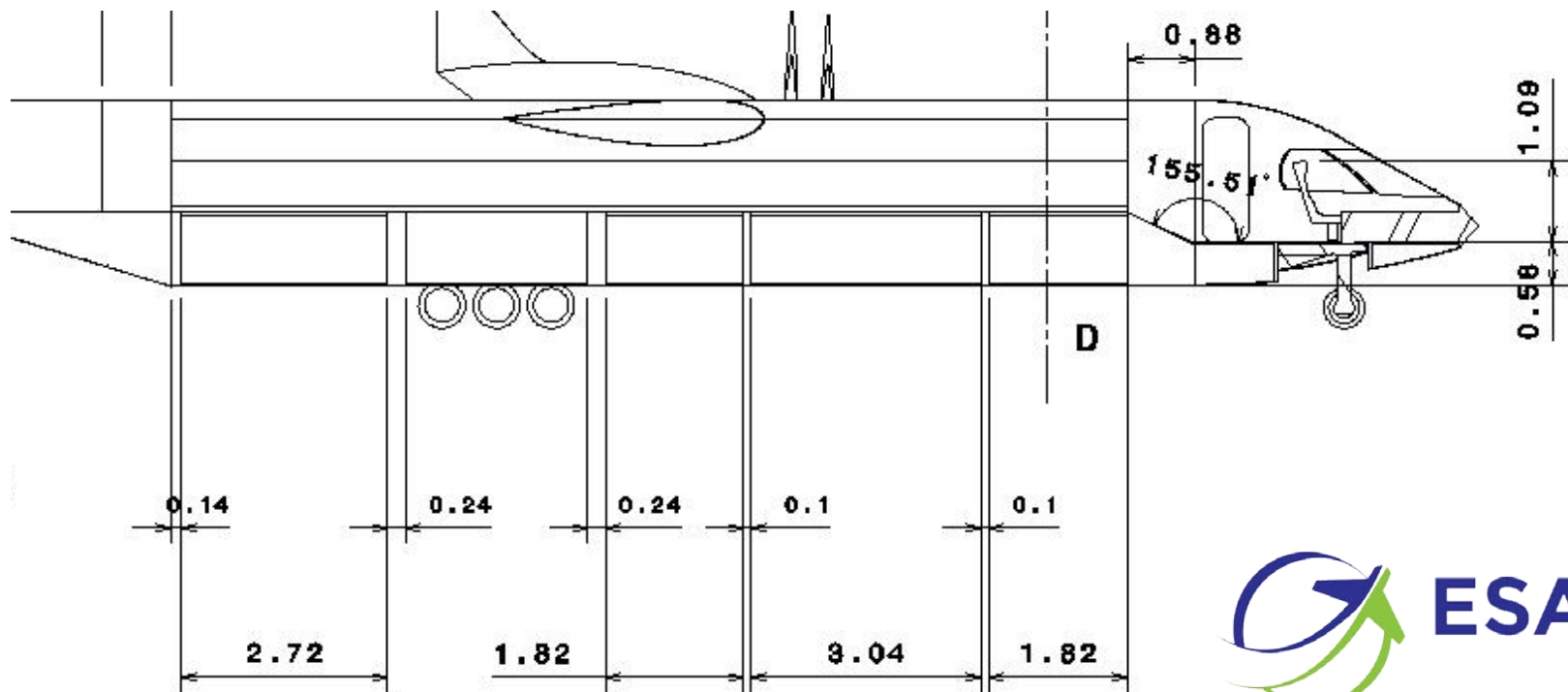
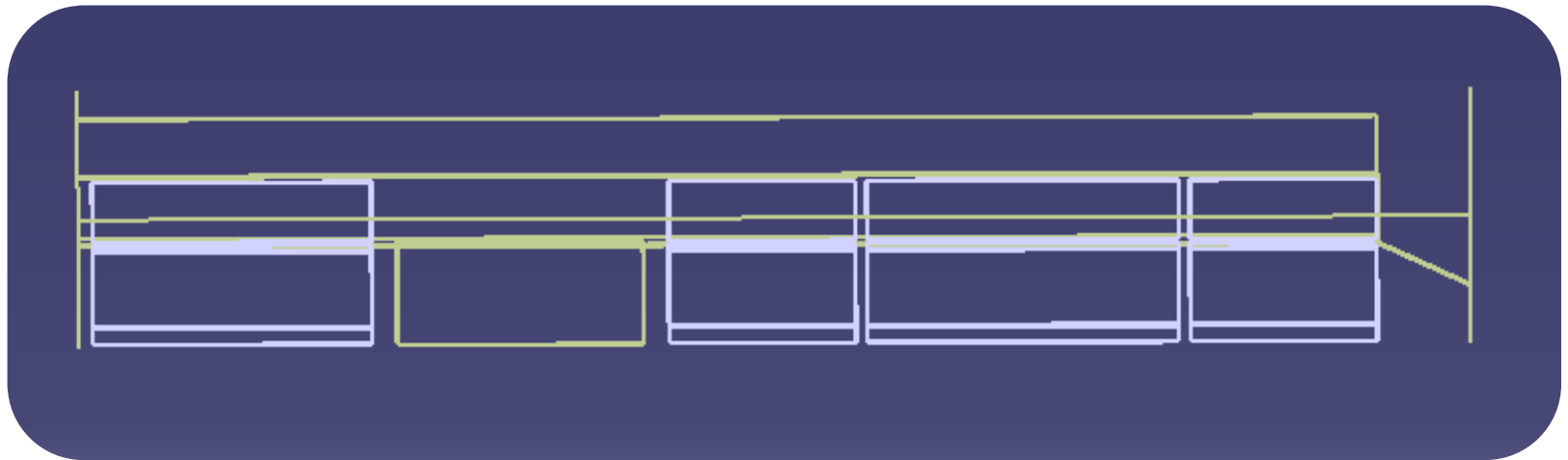




# Diseño. Fuselaje y depósitos

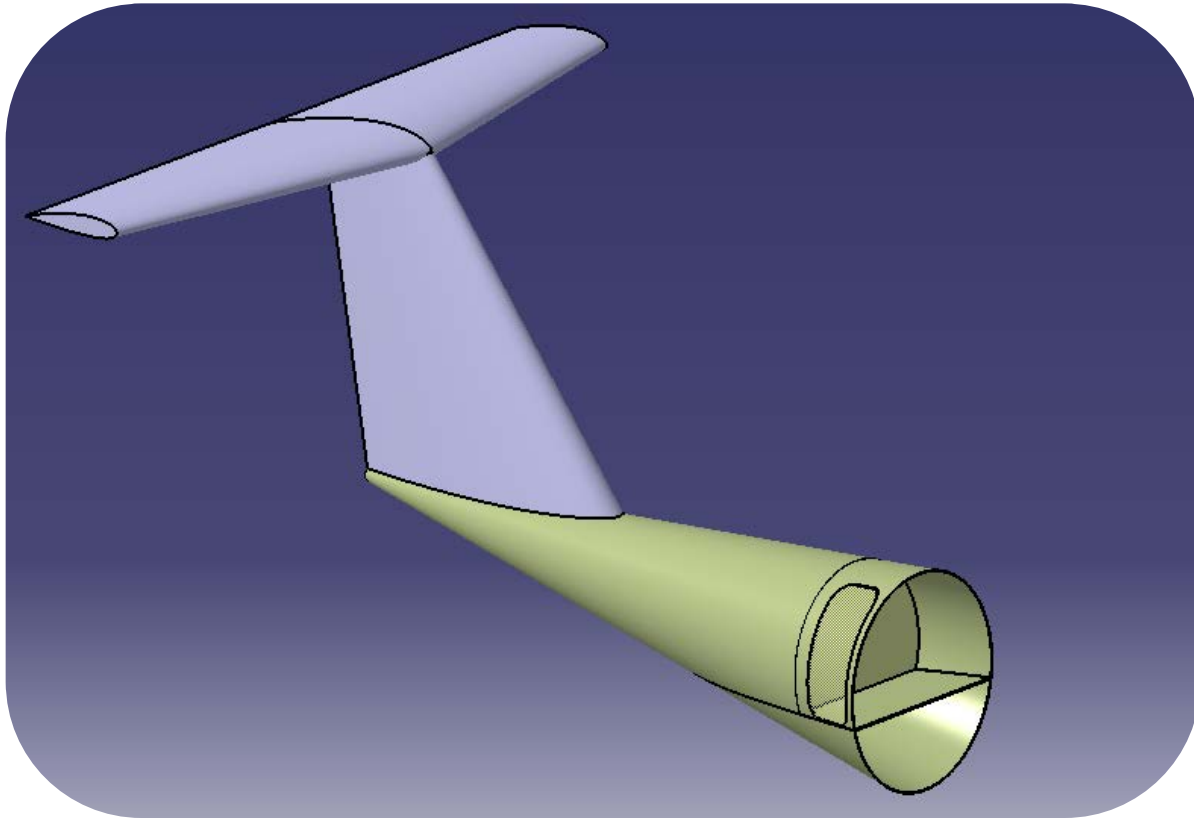


# Diseño: Fuselaje y depósitos



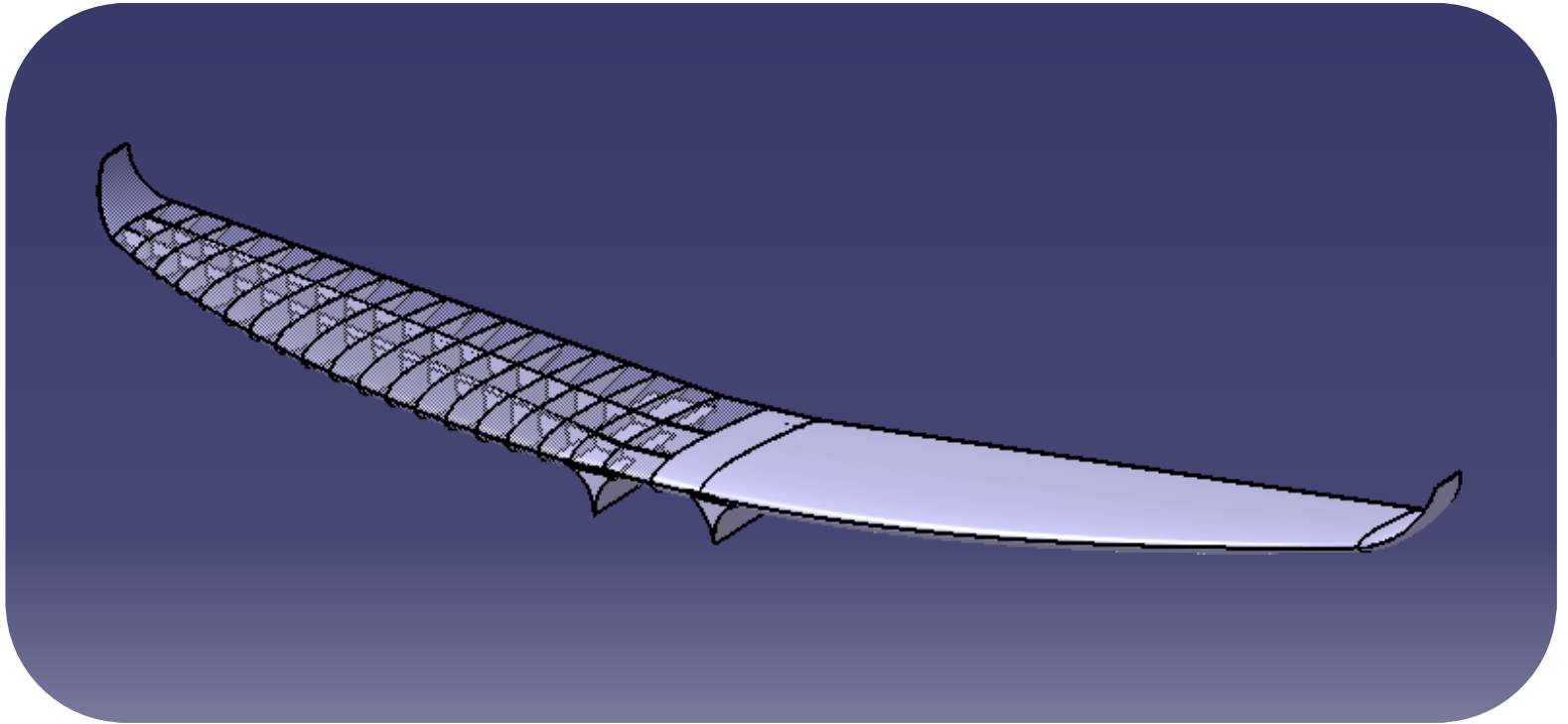
# Diseño. Cono de cola y estabilizadores

- Upsweep:  $8'1^\circ$
- Ángulo de guarda longitudinal:  $17^\circ$



- Puertas de tipo I.
- S. Mojada horizontal:  $32\text{m}^2$
- S.Mojada vertical:  $20'45\text{m}^2$

# Diseño. Ala



- S. Mojada ala: 168,08 m<sup>2</sup>
- Diedro: 3<sup>0</sup>

# Diseño. Ala y motores

- Clearances:

- Hélices contiguas:

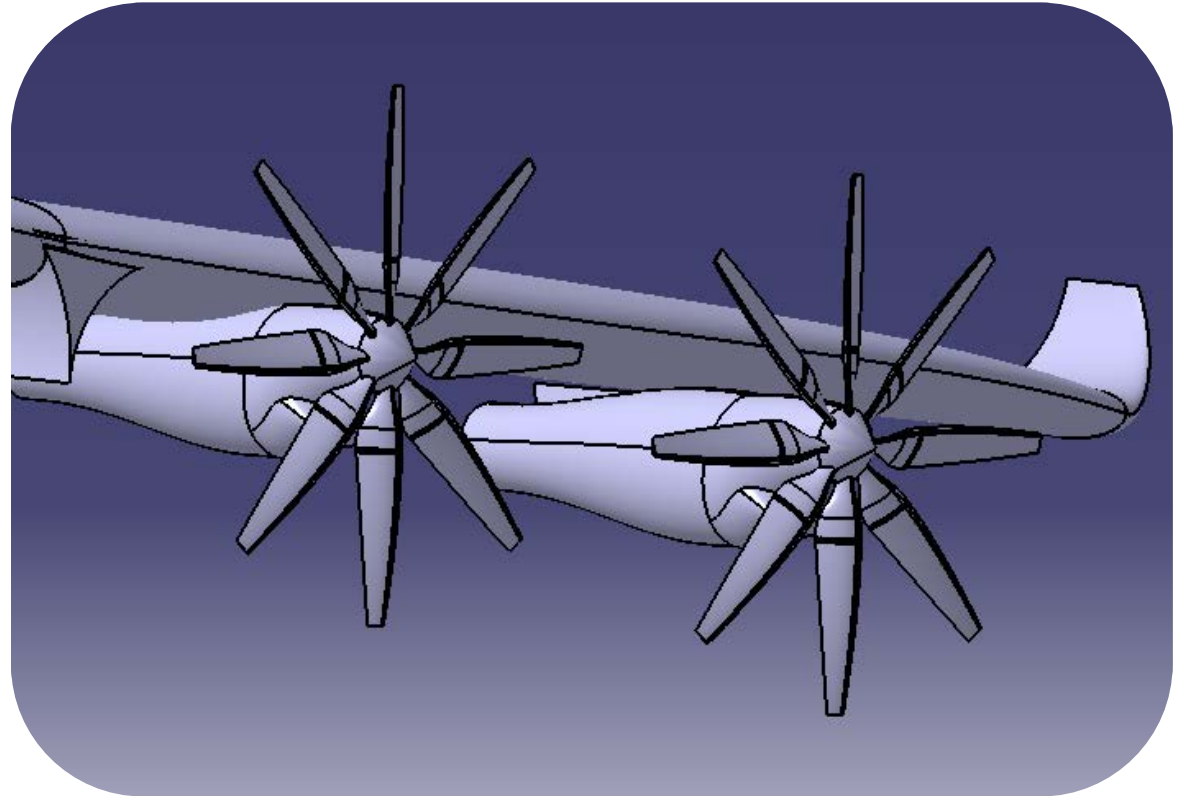
1,18 m

- Hélice-suelo:

0,75 m

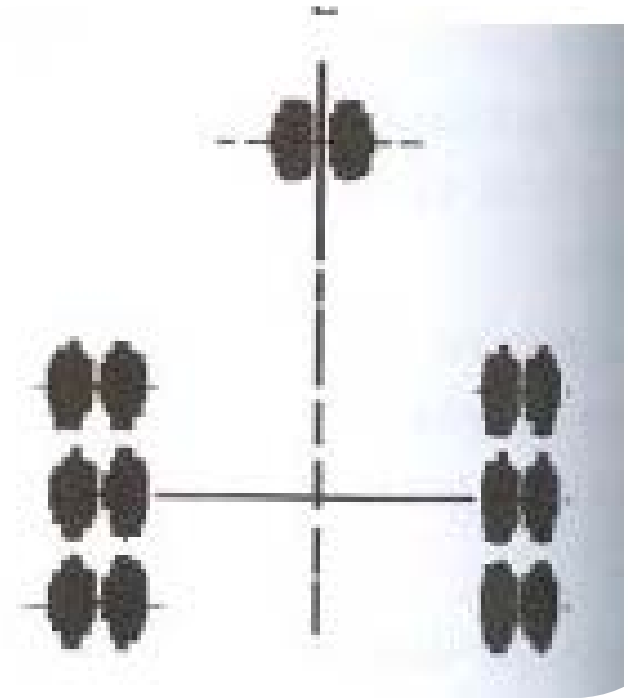
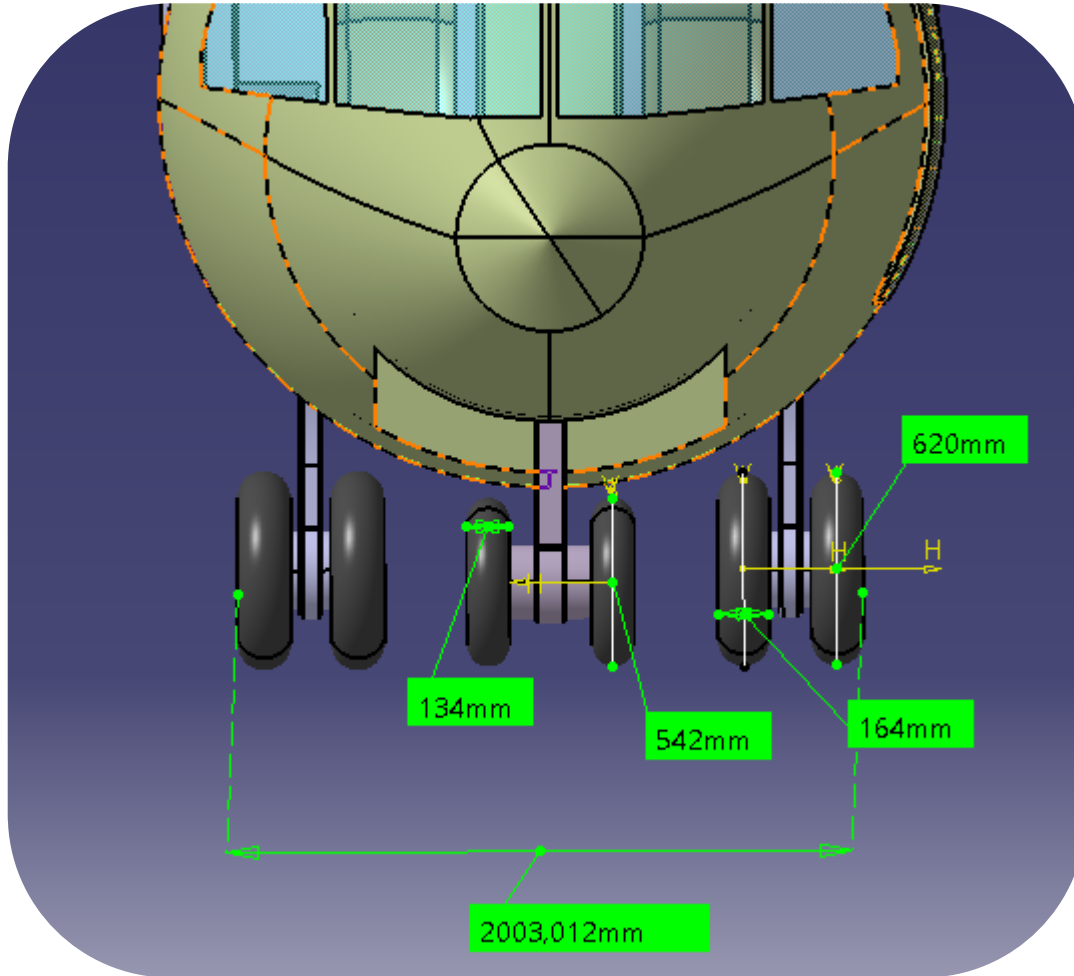
- Hélice-fuselaje:

0'25 m



- S.mojada:~ 11 m<sup>2</sup>

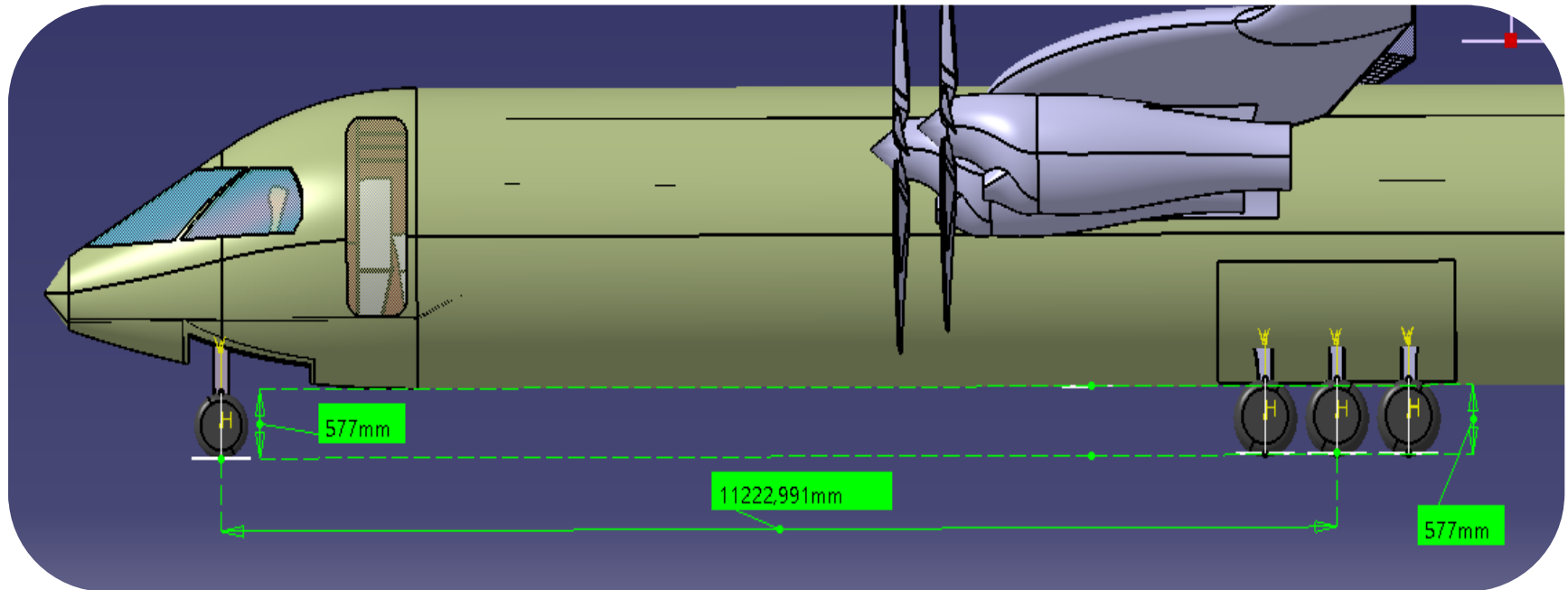
# Diseño. Tren de aterrizaje



Overturn:  $28,69^{\circ}$

Sin Pods

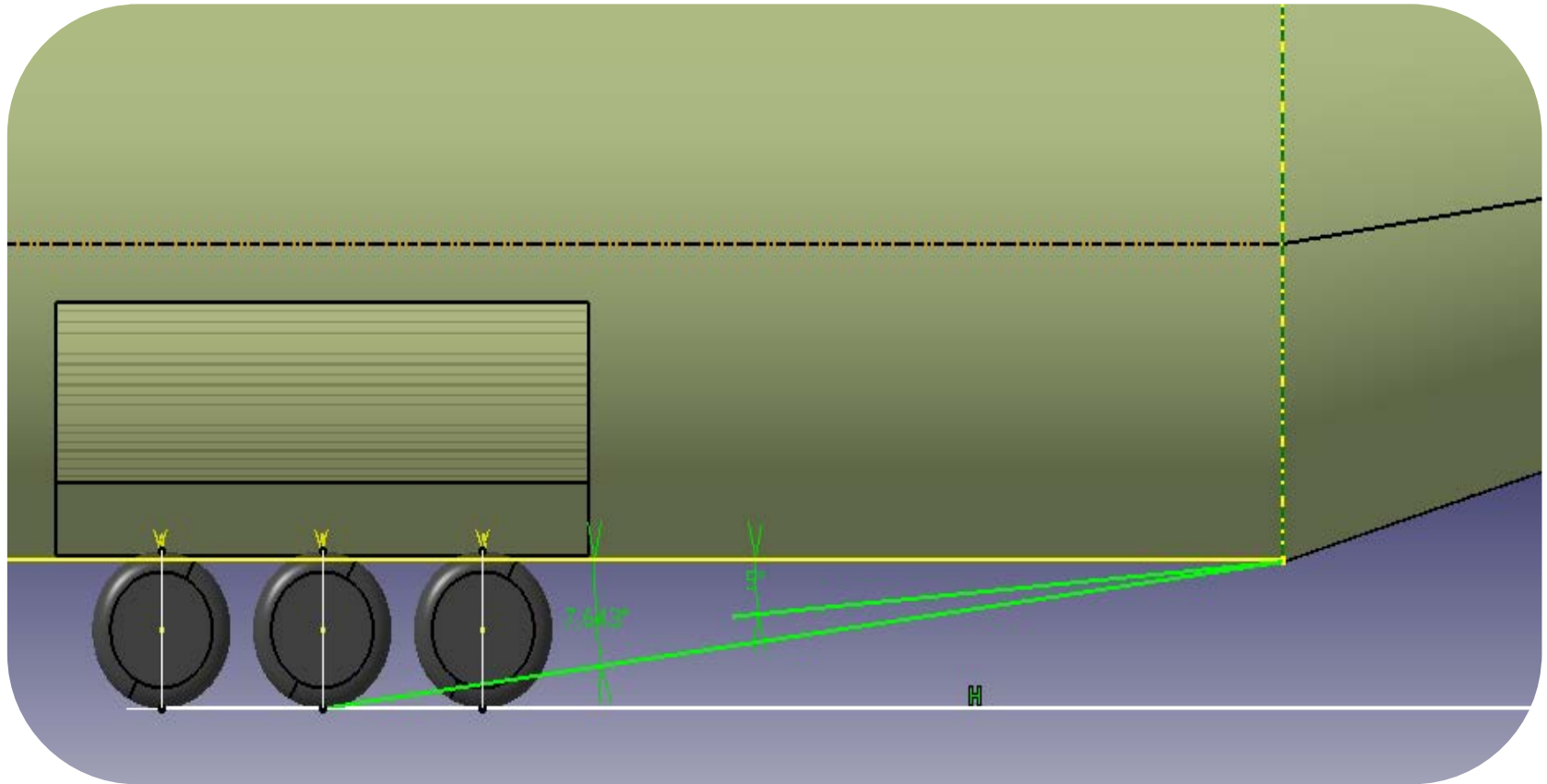
# Diseño. Tren de aterrizaje



Posición tren principal: 12,981 m

Posición tren auxiliar: 1,781 m

# Diseño. Tren de aterrizaje

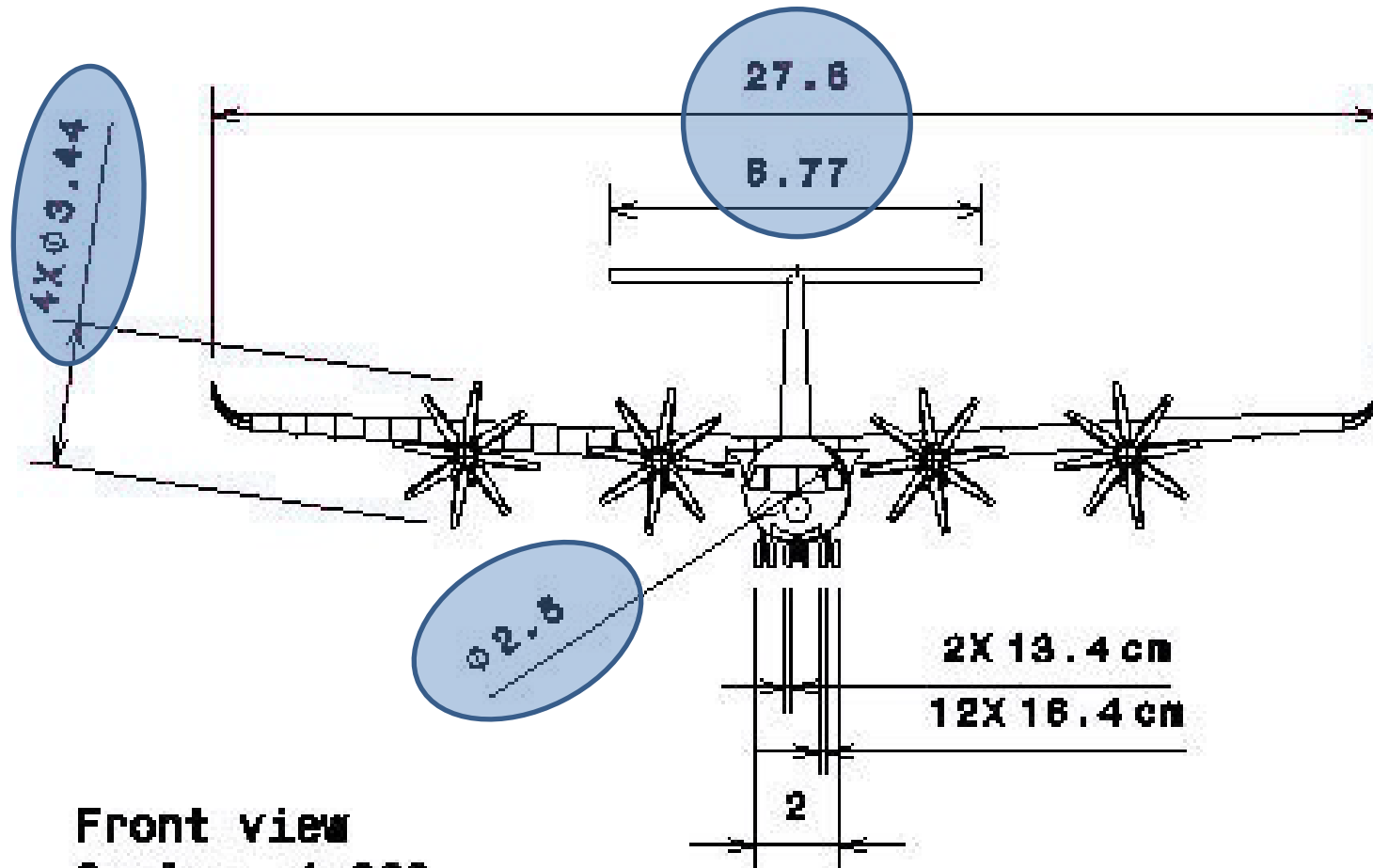


$H_c=20\text{ cm}$

$AB=4,3\text{ m}$

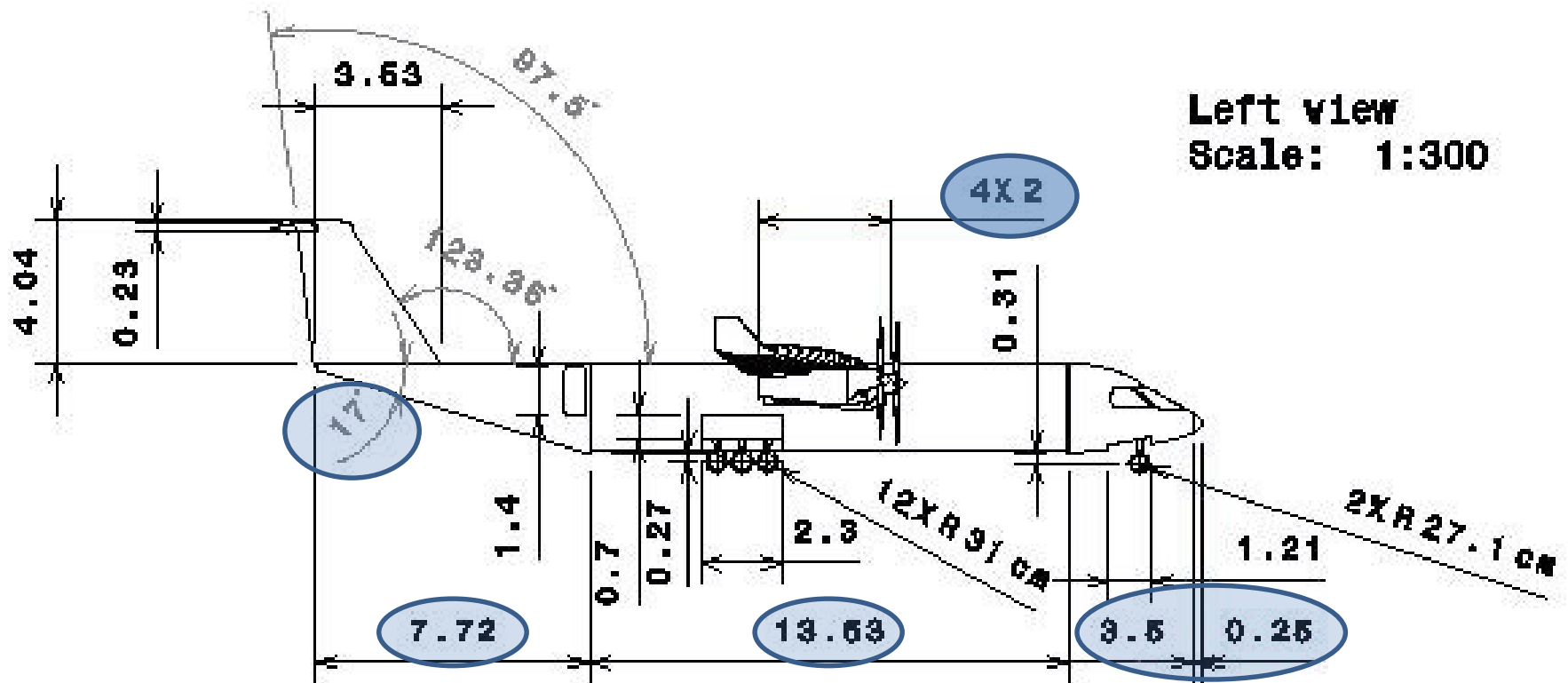


# Diseño. Planos generales

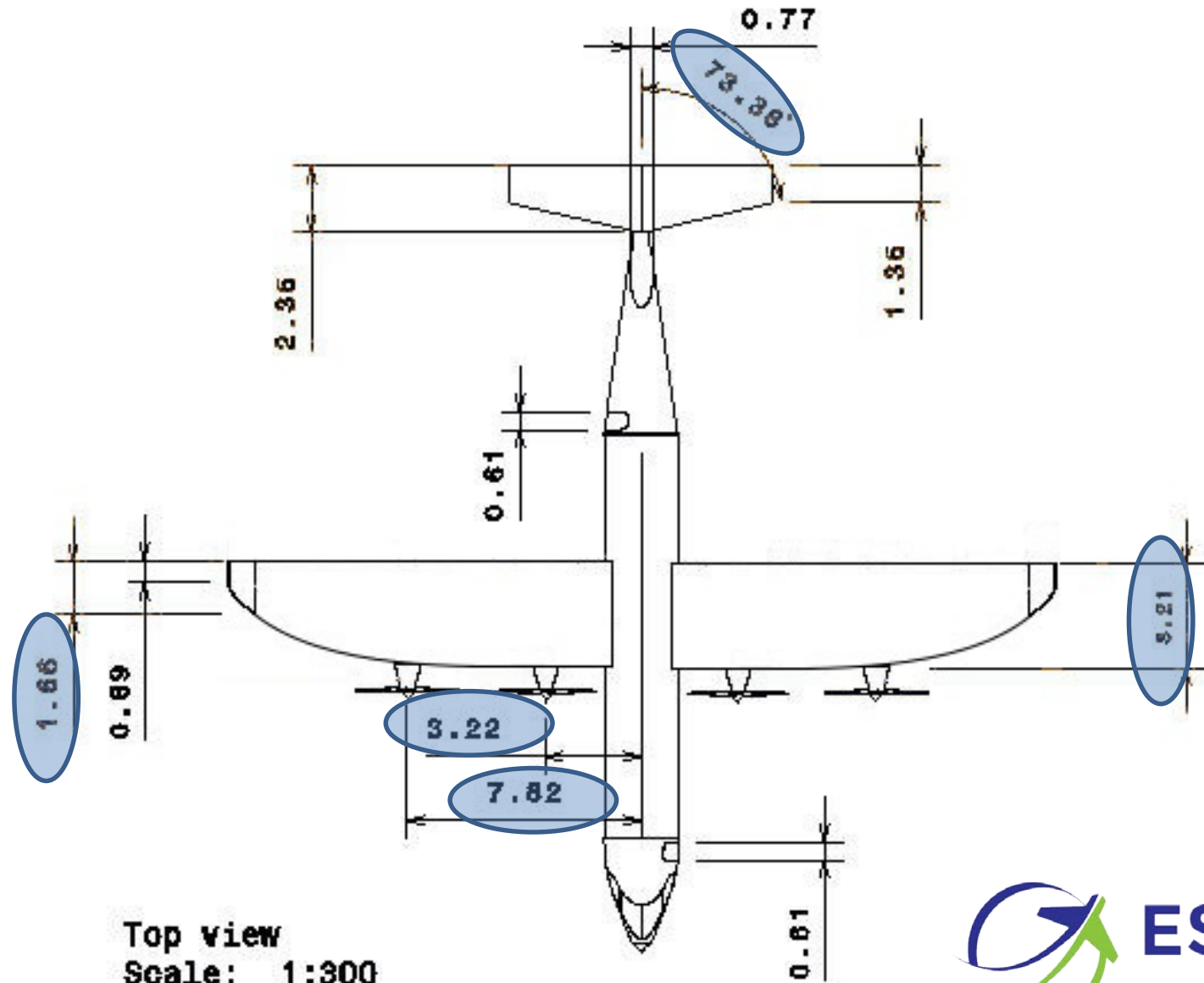


Front view  
Scale: 1:300

# Diseño. Planos generales

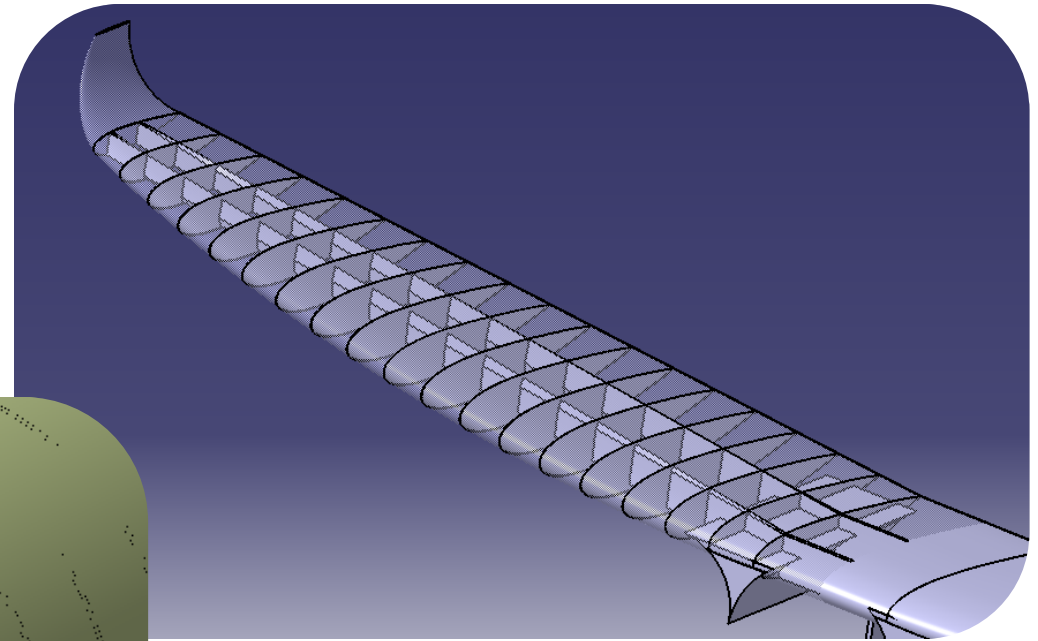
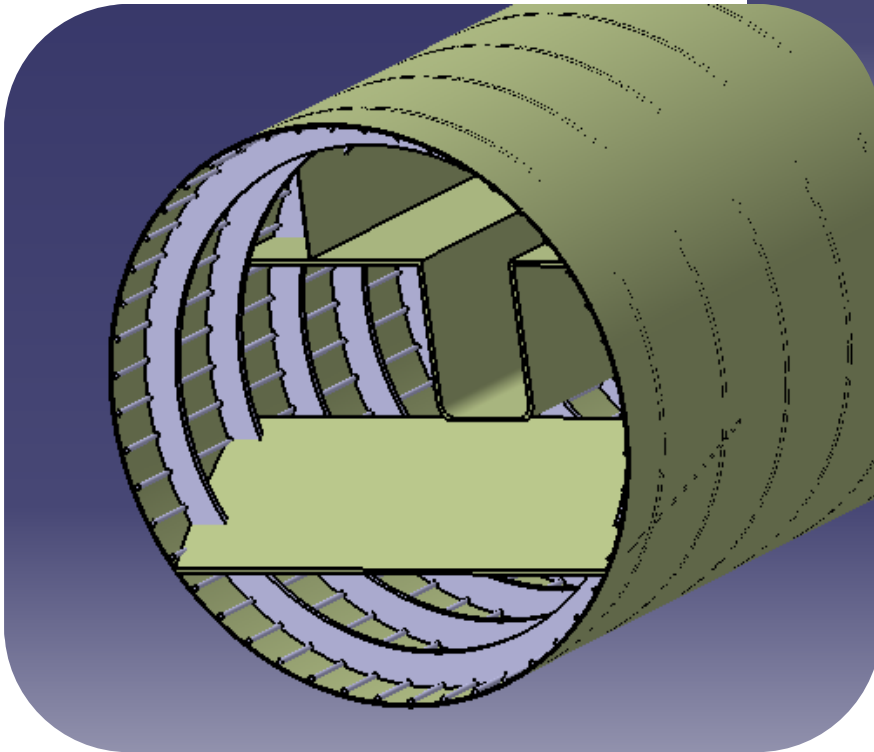


# Diseño. Planos generales



# Diseño. Estructura interna

- N° largueros: 2
- N° costillas: 36



- Cuadernas: cada 0,5 m
- Larguerillos: cada 7,5°

# Sistemas. Visión general



MOTW C295 = 23000 kg



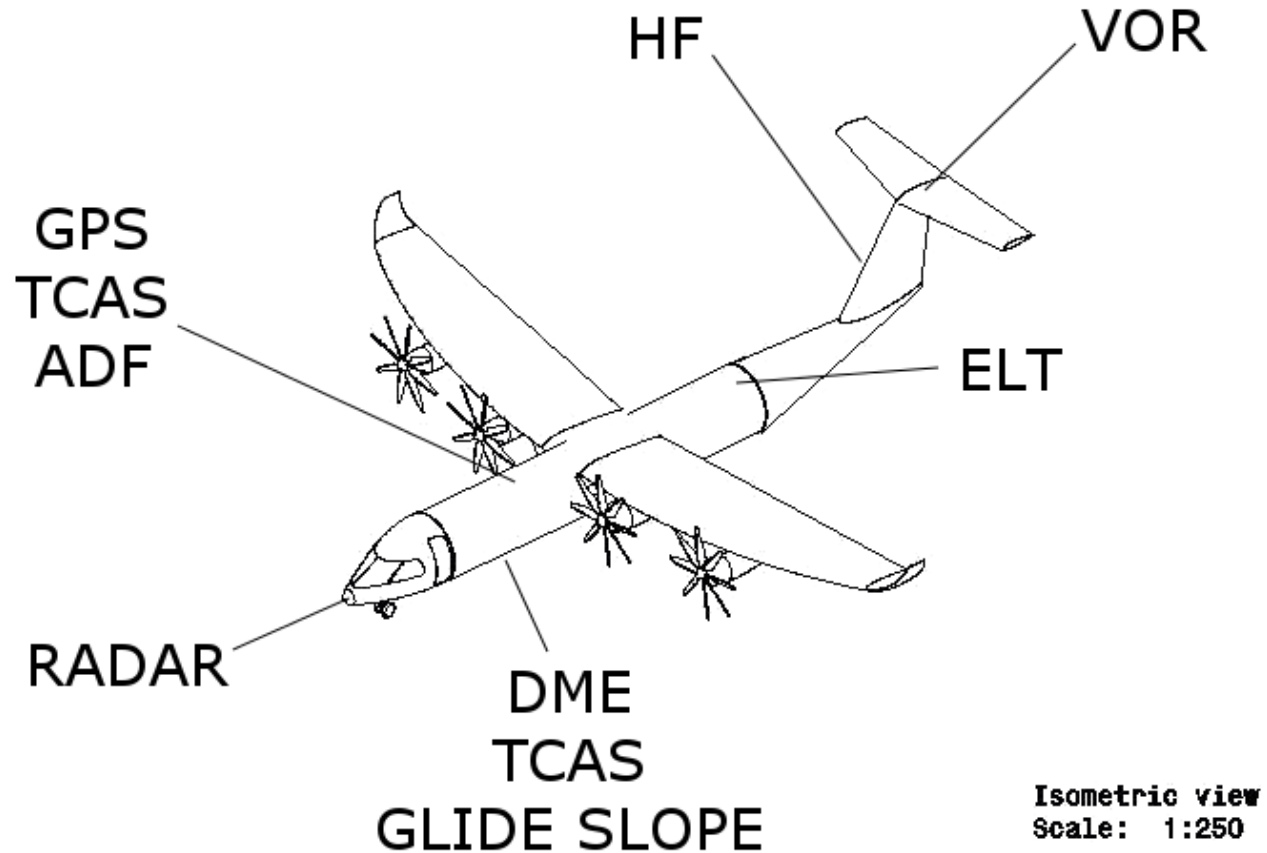
# Sistemas. Cabina



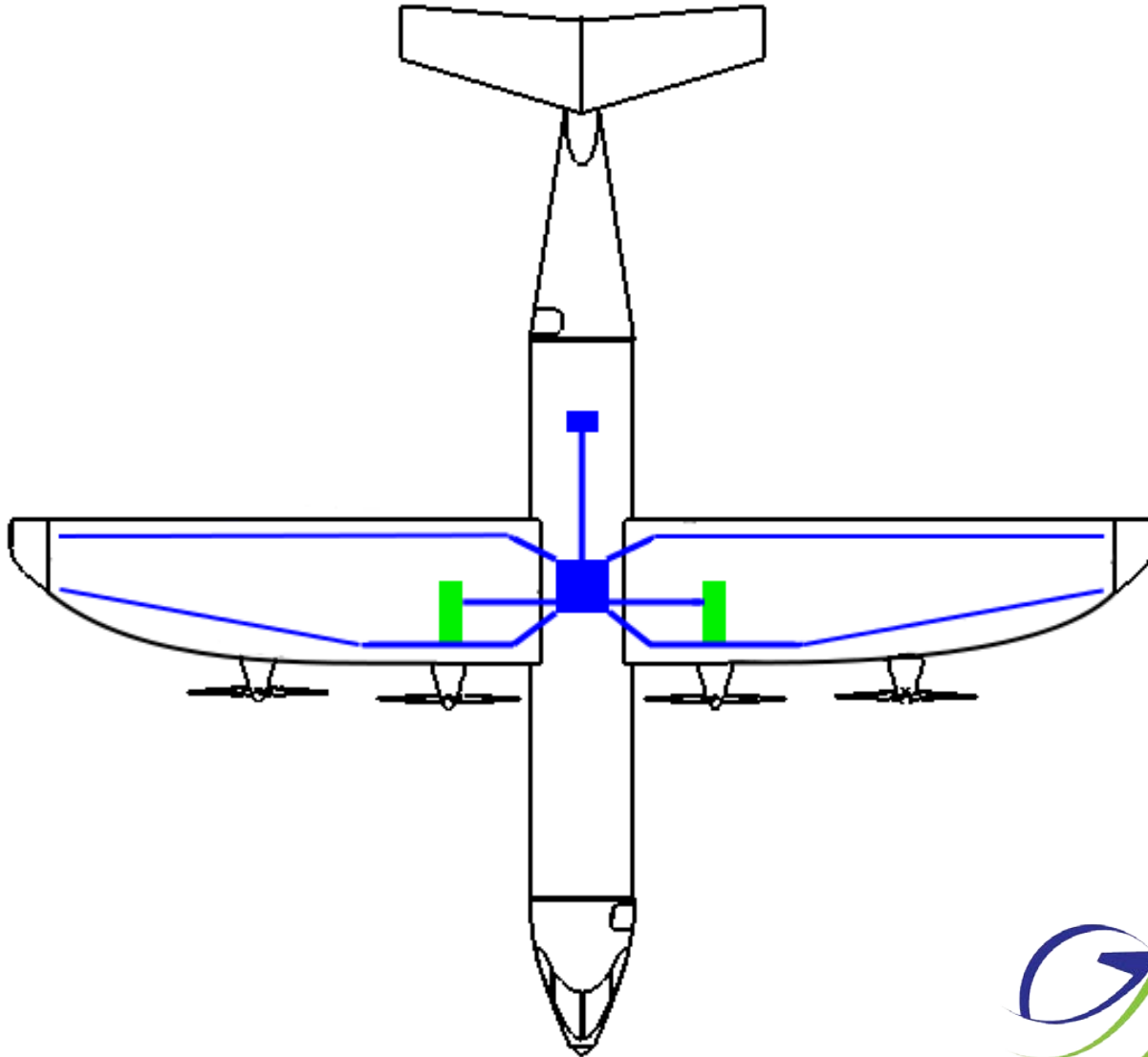
© AIRBUS MILITARY 2010 - A400M cockpit



# Sistemas. Antenas

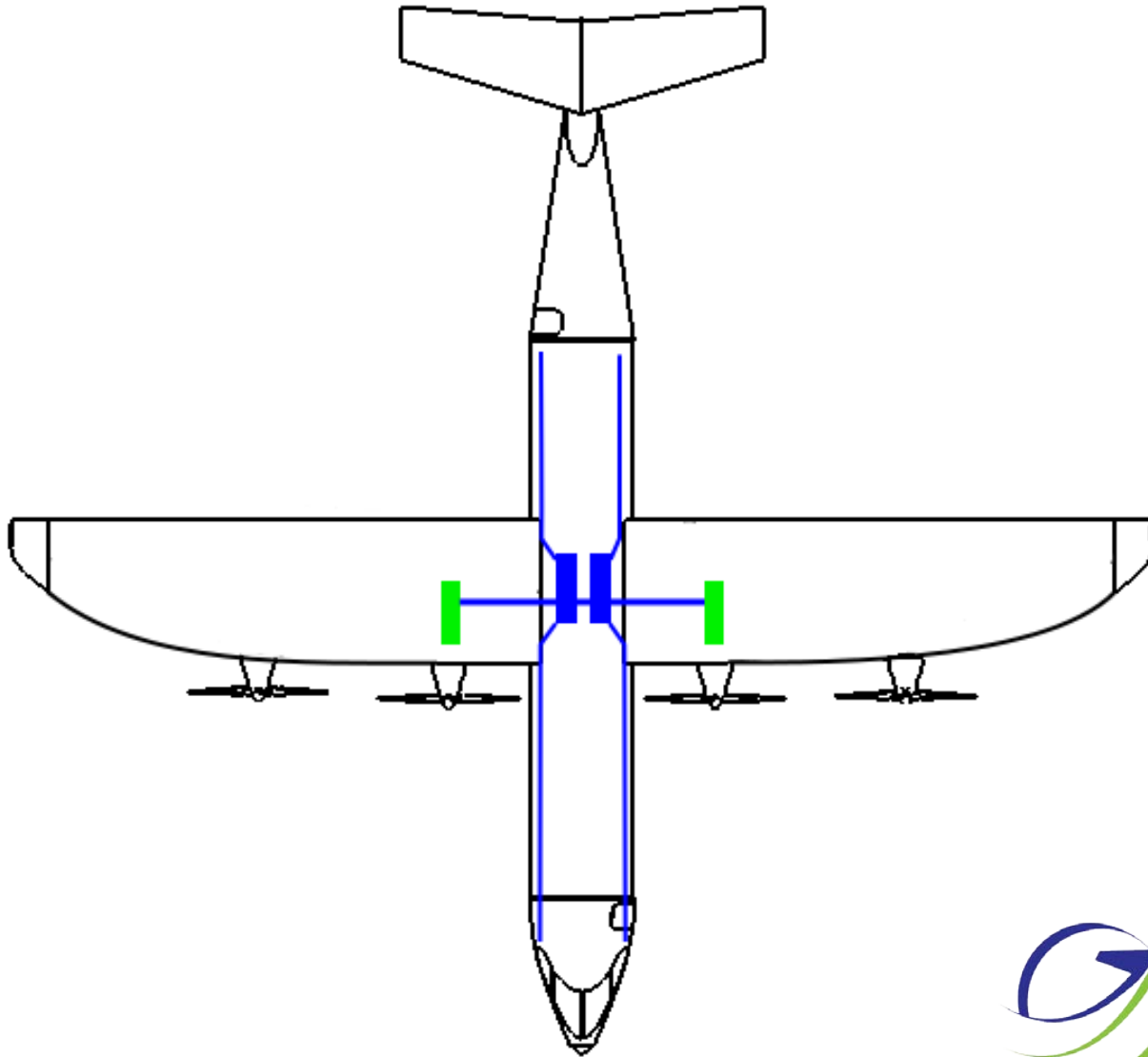


# Sistemas. S. Hidráulico

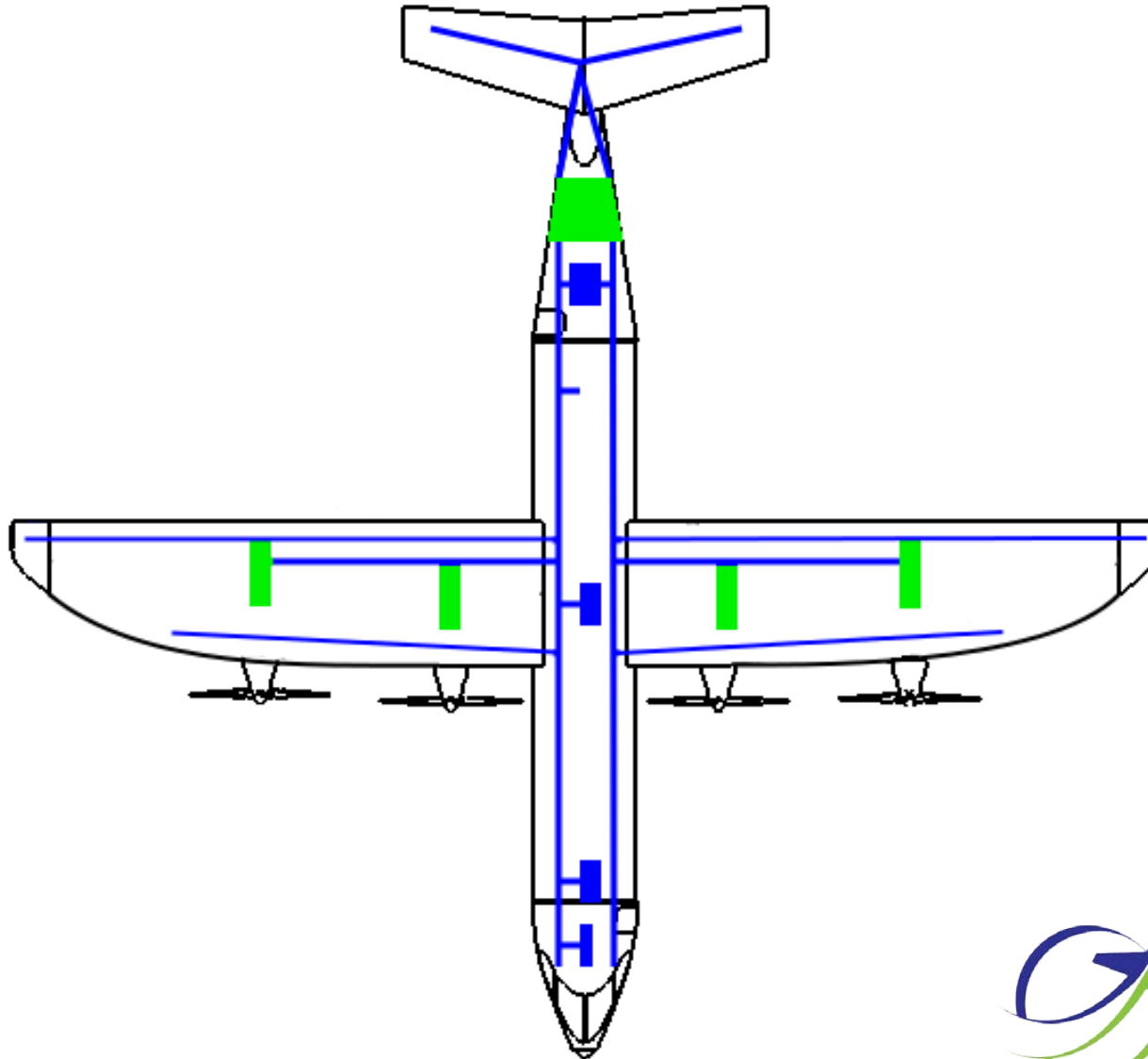




# Sistemas. S. Neumático



# Sistemas. S. Eléctrico



# 2. Estructuras

# Pesos

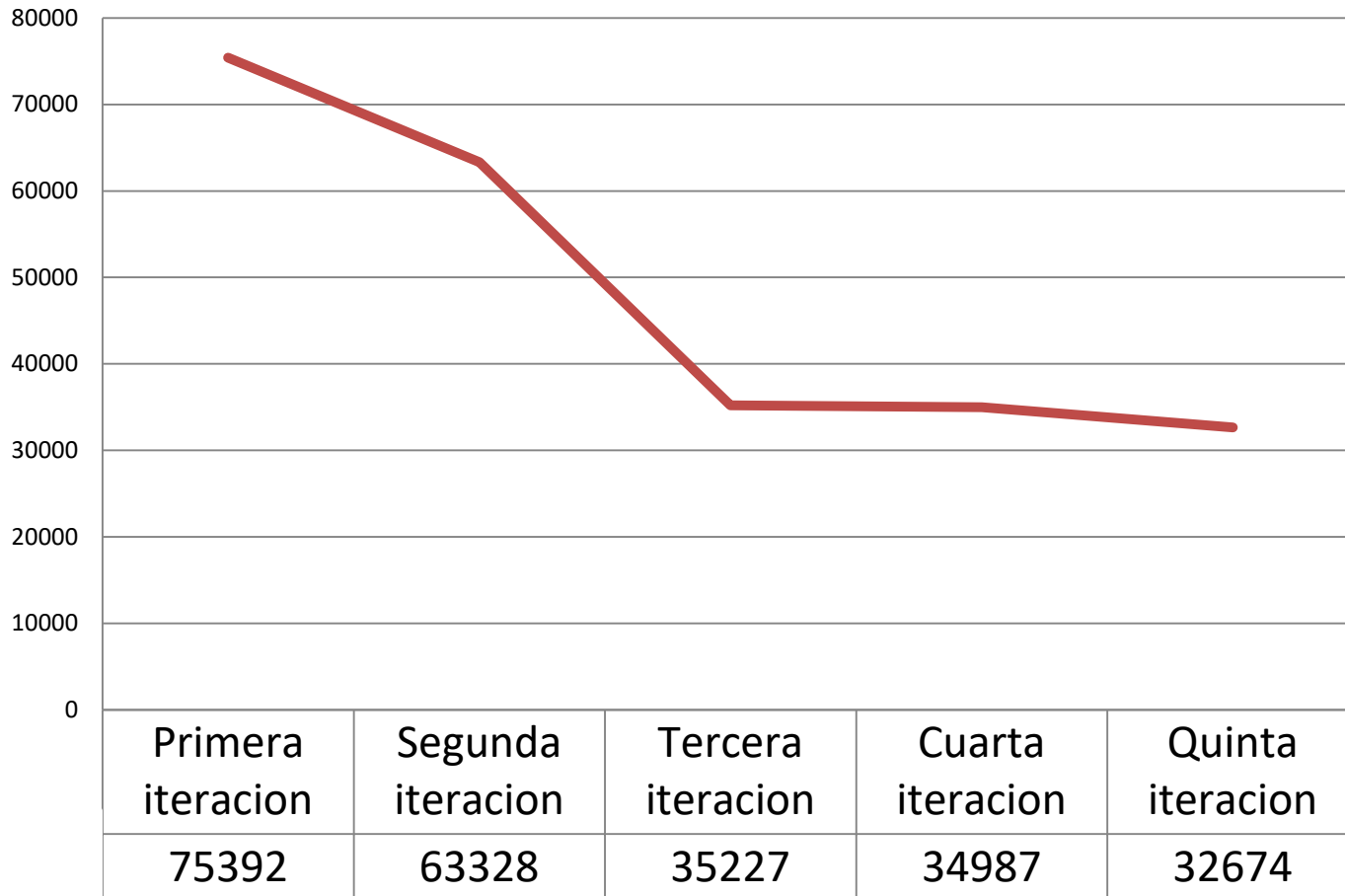
MTOW	S	W/S
32674 kg	62.23 m <sup>2</sup>	530 kg/m <sup>2</sup>



- W estructura 6512 kg
- W refuerzos 359 kg
- W sistemas 3166 kg
- W fuel 2020 kg
- W payload 20412 kg
- W crew 206 kg

# Evolución MTOW Pe-16

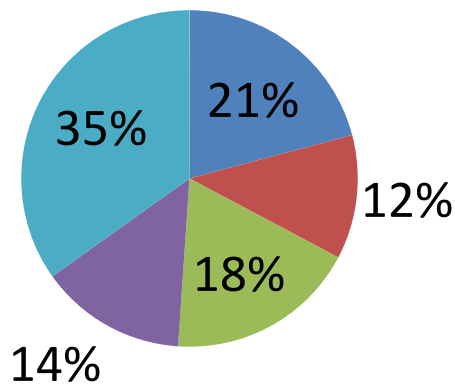
**MTOW**



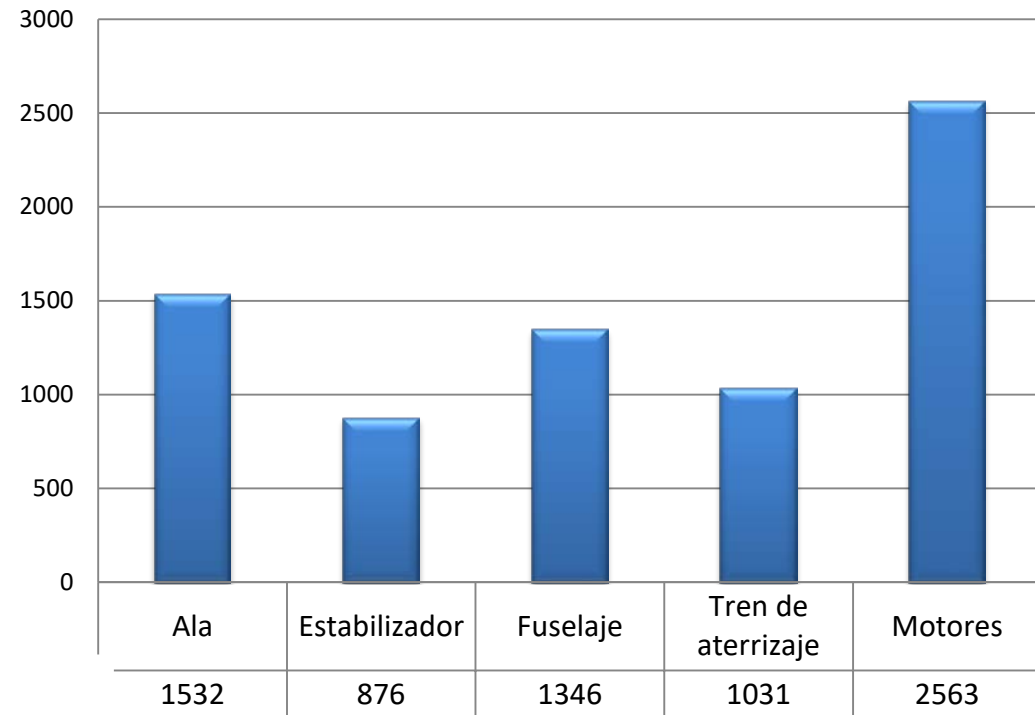
# Desglose de pesos estructurales

## Porcentaje pesos estructurales

- Ala
- Estabilizador
- Fuselaje
- Tren de aterrizaje
- Motores



## Pesos estructurales



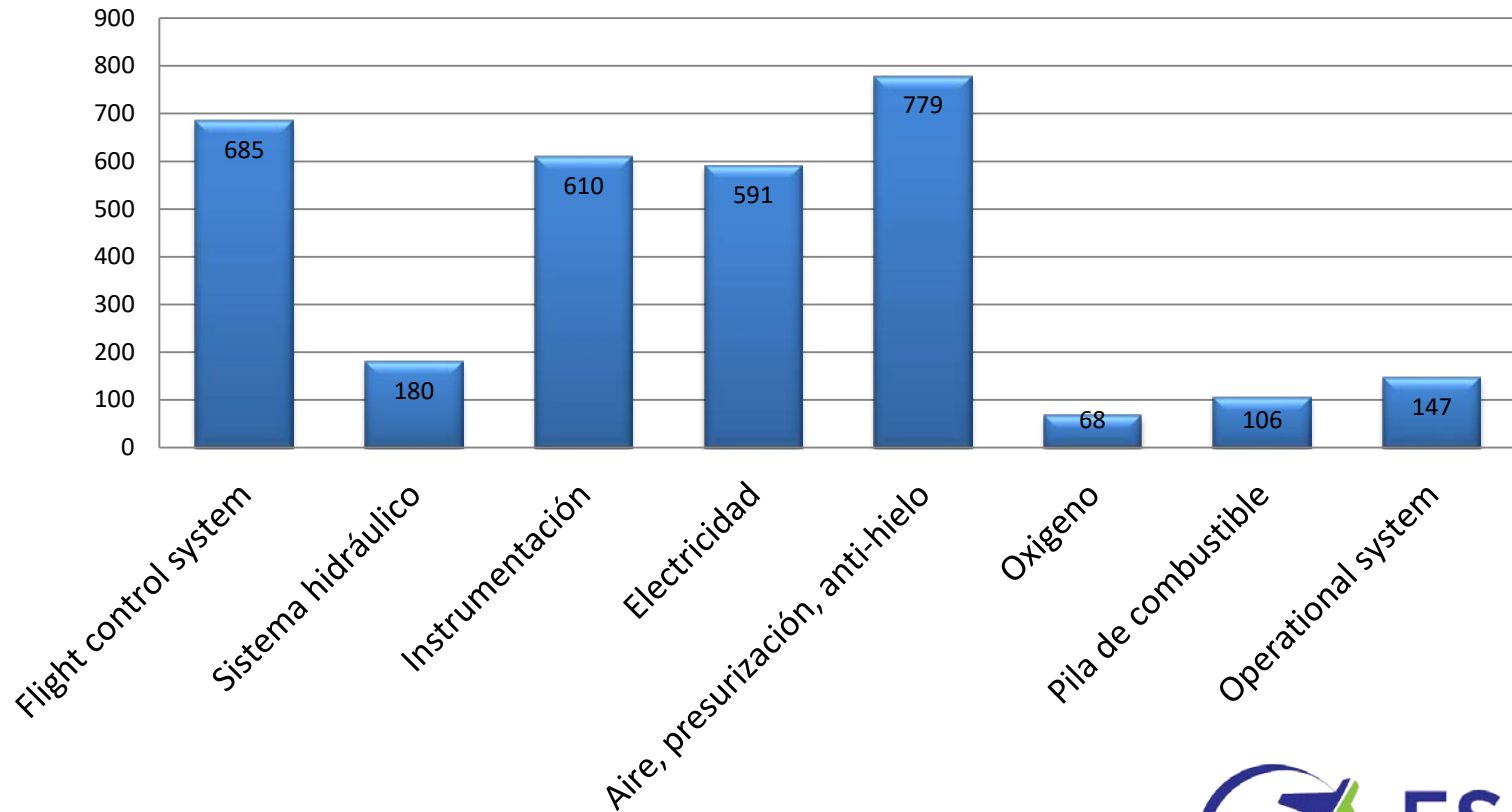
# Pesos sistemas

Peso total de sistemas

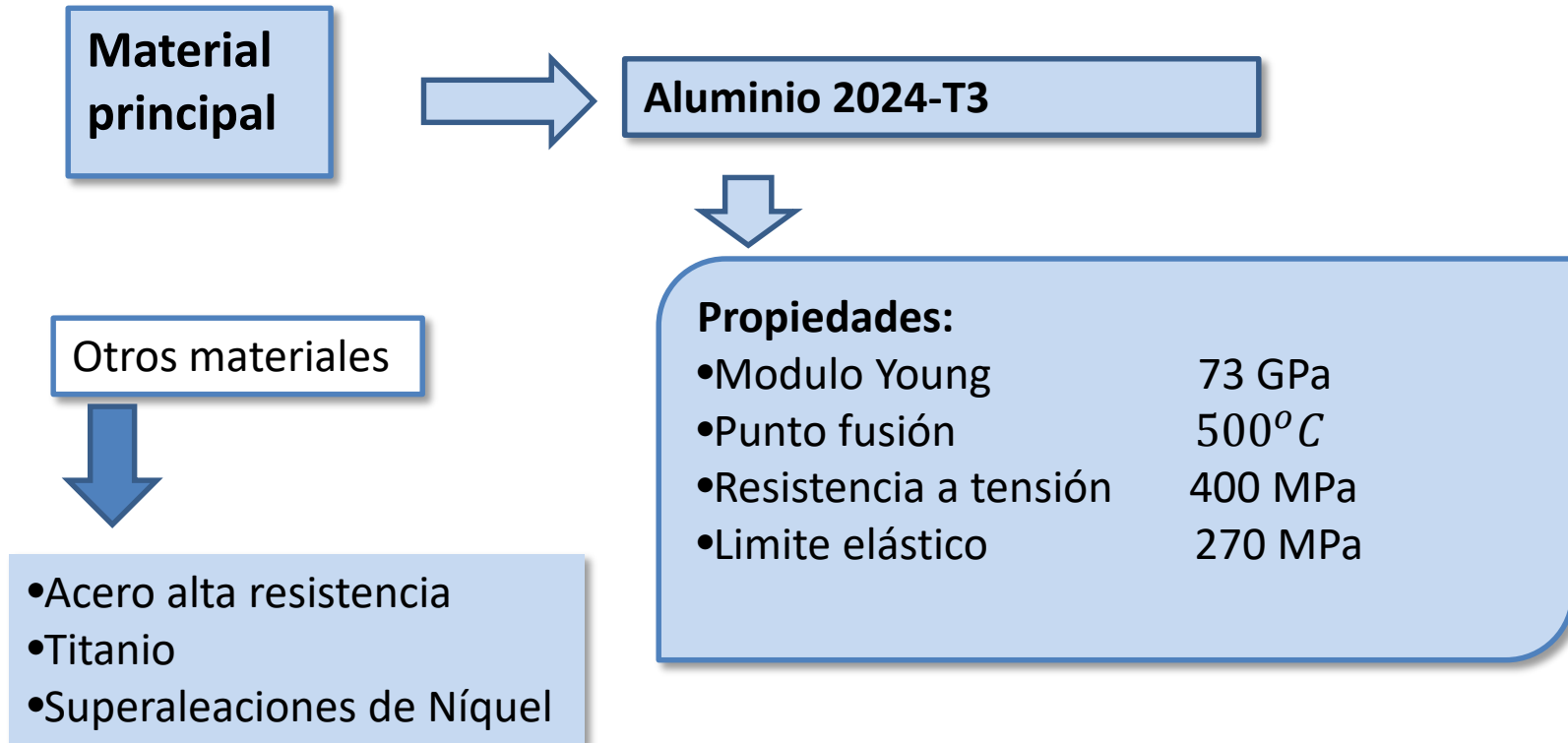


3165 kg

Pesos sistemas



# Materiales





# Materiales compuestos

## Materiales compuestos utilizados



- Polyether ether ketone (PEEK)
- Fibra de carbono
- Fibra de vidrio
- Kevlar

### Polyether ether ketone (PEEK)

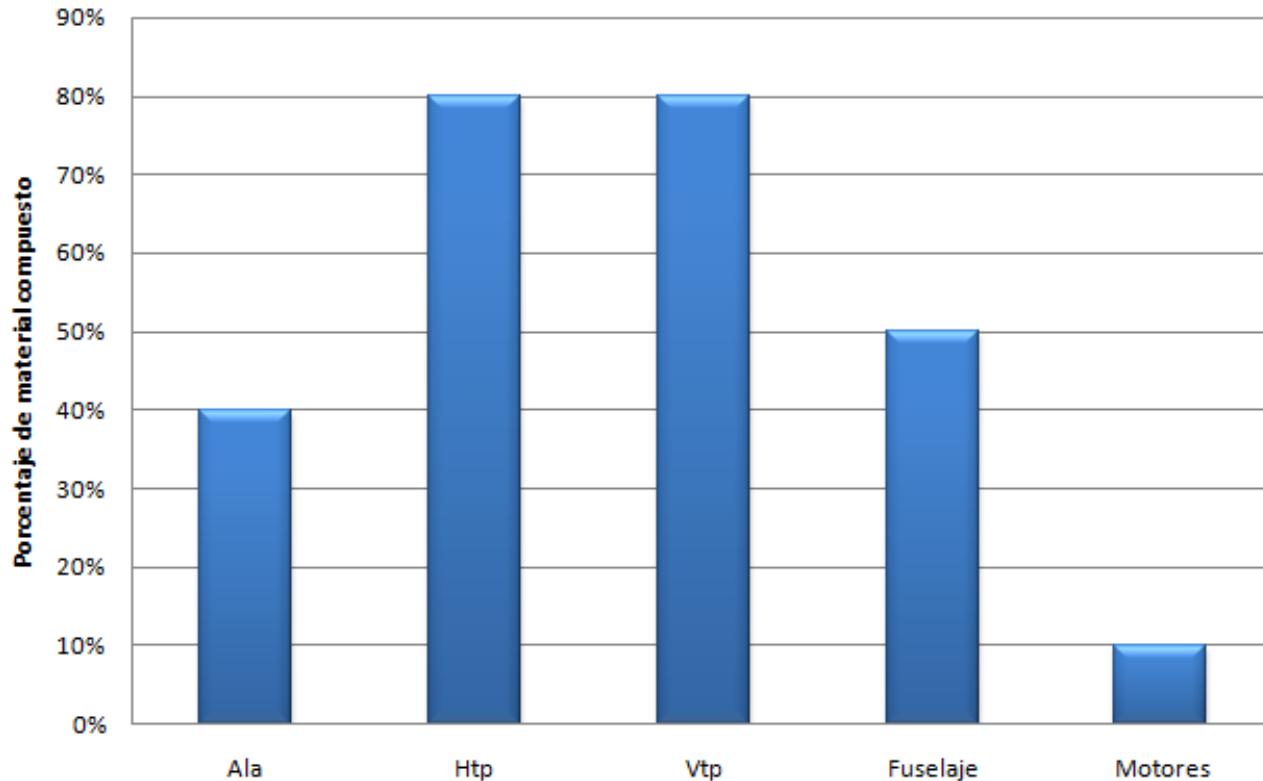
Densidad  $1320 \text{ kg/m}^3$  y modulo de Young 3.6 GPa  
Temperatura de cristalización  $143^\circ \text{C}$



RESISTENCIA A ALTAS  
TEMPERATURAS EN  
LOS INCENDIOS  
 $60^\circ \text{C} + \text{RADIACION}$

# Materiales compuestos

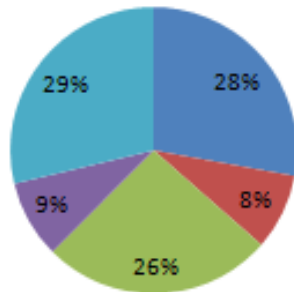
## Materiales compuestos Pe-16



# Comparación pesos

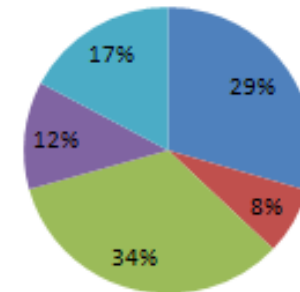
## Gulfstream GII

■ Ala ■ Estabilizador ■ Fuselaje ■ Tren de aterrizaje ■ Motores



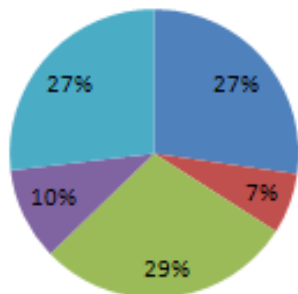
## Boeing 737-200

■ Ala ■ Estabilizador ■ Fuselaje ■ Tren de aterrizaje ■ Motores



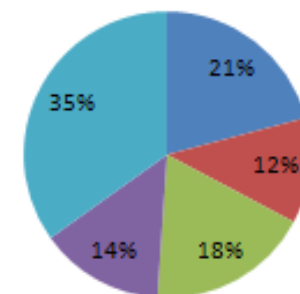
## Hercules C-130

■ Ala ■ Estabilizador ■ Fuselaje ■ Tren de aterrizaje ■ Motores



## Pe-16

■ Ala ■ Estabilizador ■ Fuselaje ■ Tren de aterrizaje ■ Motores



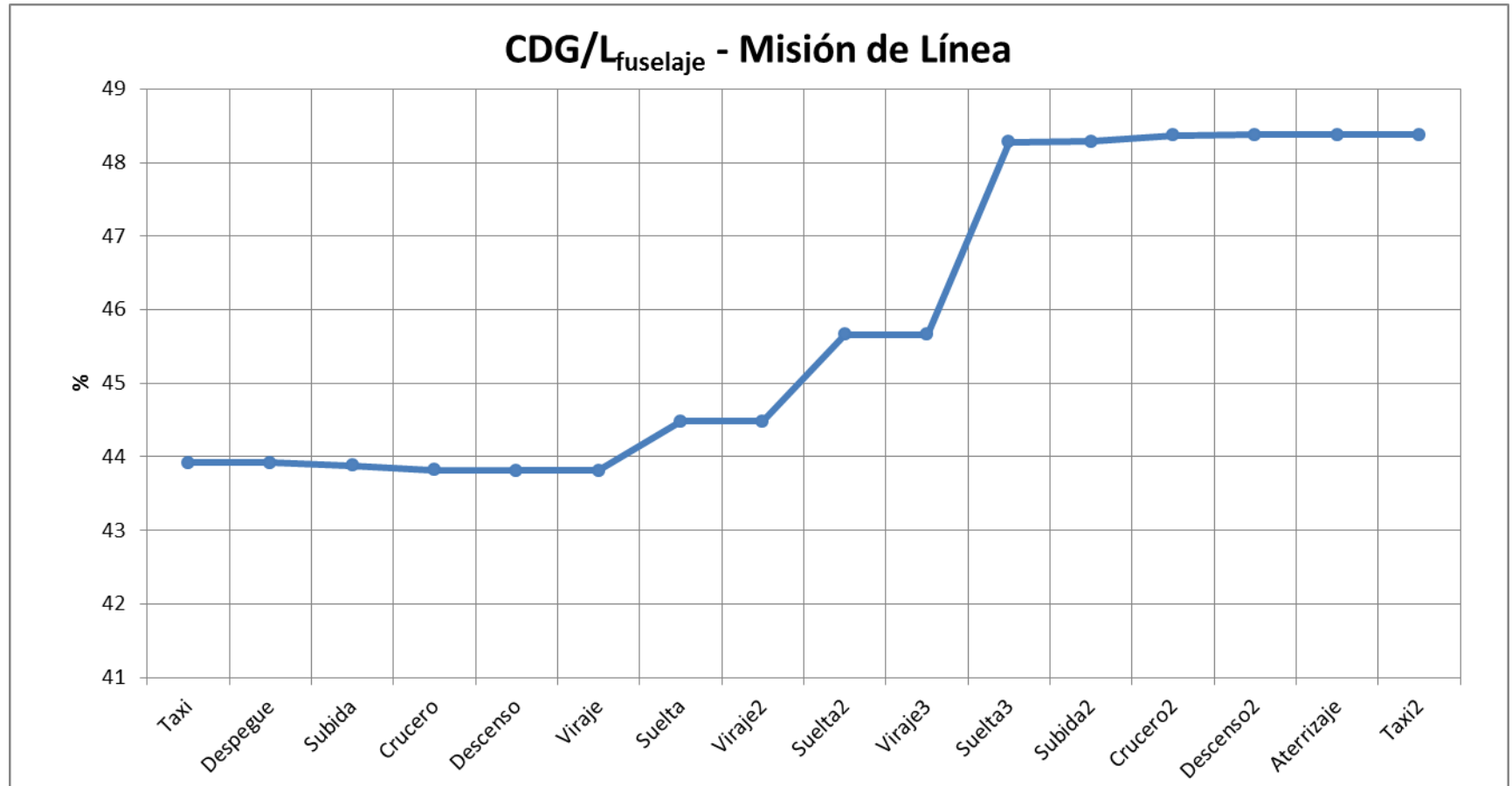
# Cargas

		TREN PRINCIPAL			TREN DE MORRO		
		AXIL (N)	CORTANTE (N)	FLECTOR (Nm)	AXIL (N)	CORTANTE (N)	FLECTOR (Nm)
ATERRIZAJE NIVELADO	ATERRIZAJE 2 PUNTOS	639881	383928	222678,2	0	0	0
	ATERRIZAJE 3 PUNTOS	604287	362572	210291,7	35593	21356	12386,4
TAIL DOWN LANDING		685253	295425	171346,5	0	0	0
ATERRIZAJE EN 1 RUEDA		319940,6	191964,3	111339,32	0	0	0
CARRERA DESPEGUE	ATERRIZAJE 2 PUNTOS	639881	1919,4	1113,2	0	0	0
	ATERRIZAJE 3 PUNTOS	585399	17562	10185,9	54481	1634	947,7
BALANCE FRENADO	SOLO TREN PRINCIPAL	159970,3	127976,2	74226,2	0	0	0
	TREN MORRO Y PRINCIPAL	271331	217064,8	125897,5	48609	38887,2	22554,5
REMOLQUE	TREN MORRO Y PRINCIPAL	292202	8766	5084,3	27737	832,1	482,6

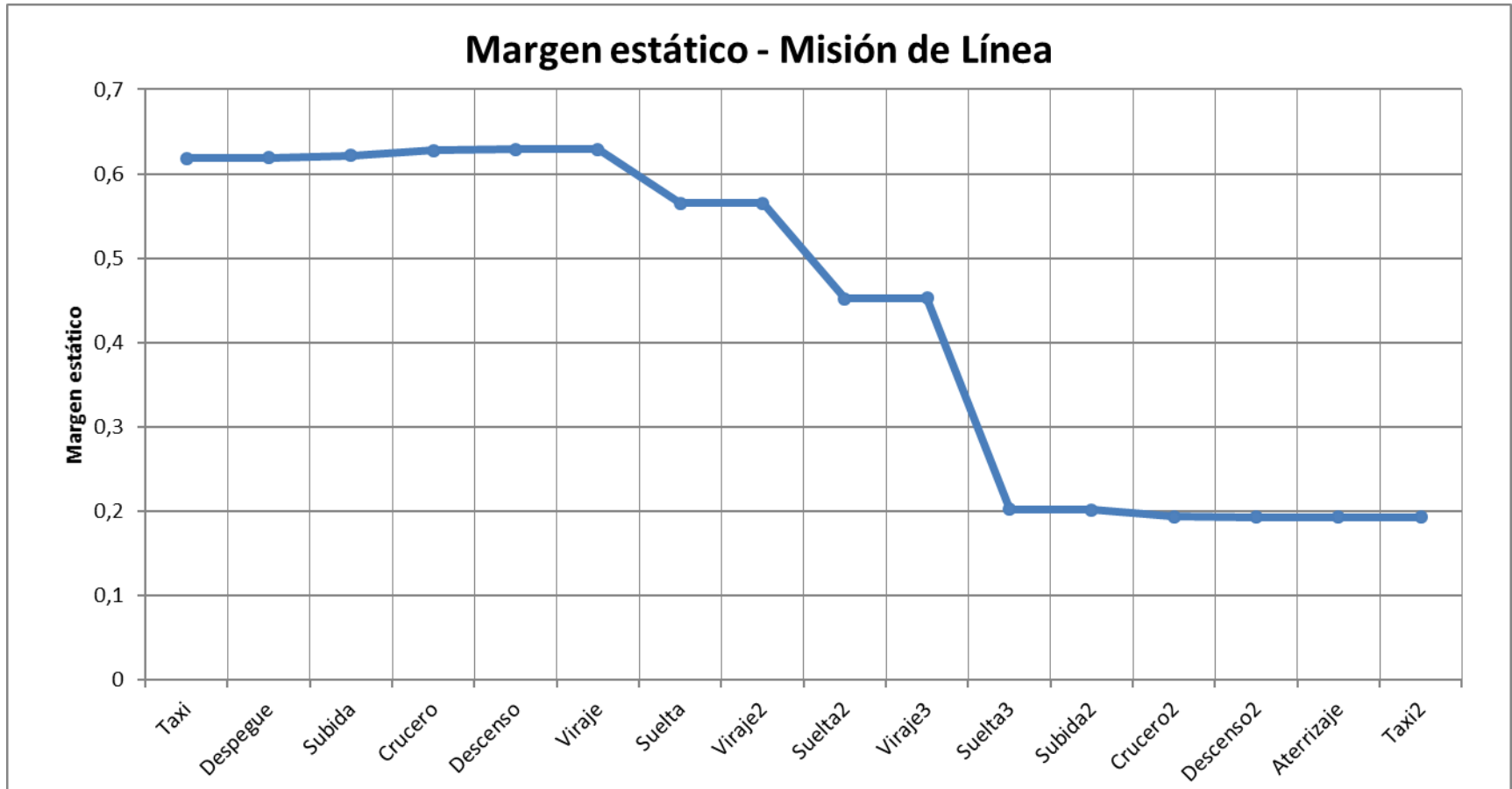
# Posición CDG



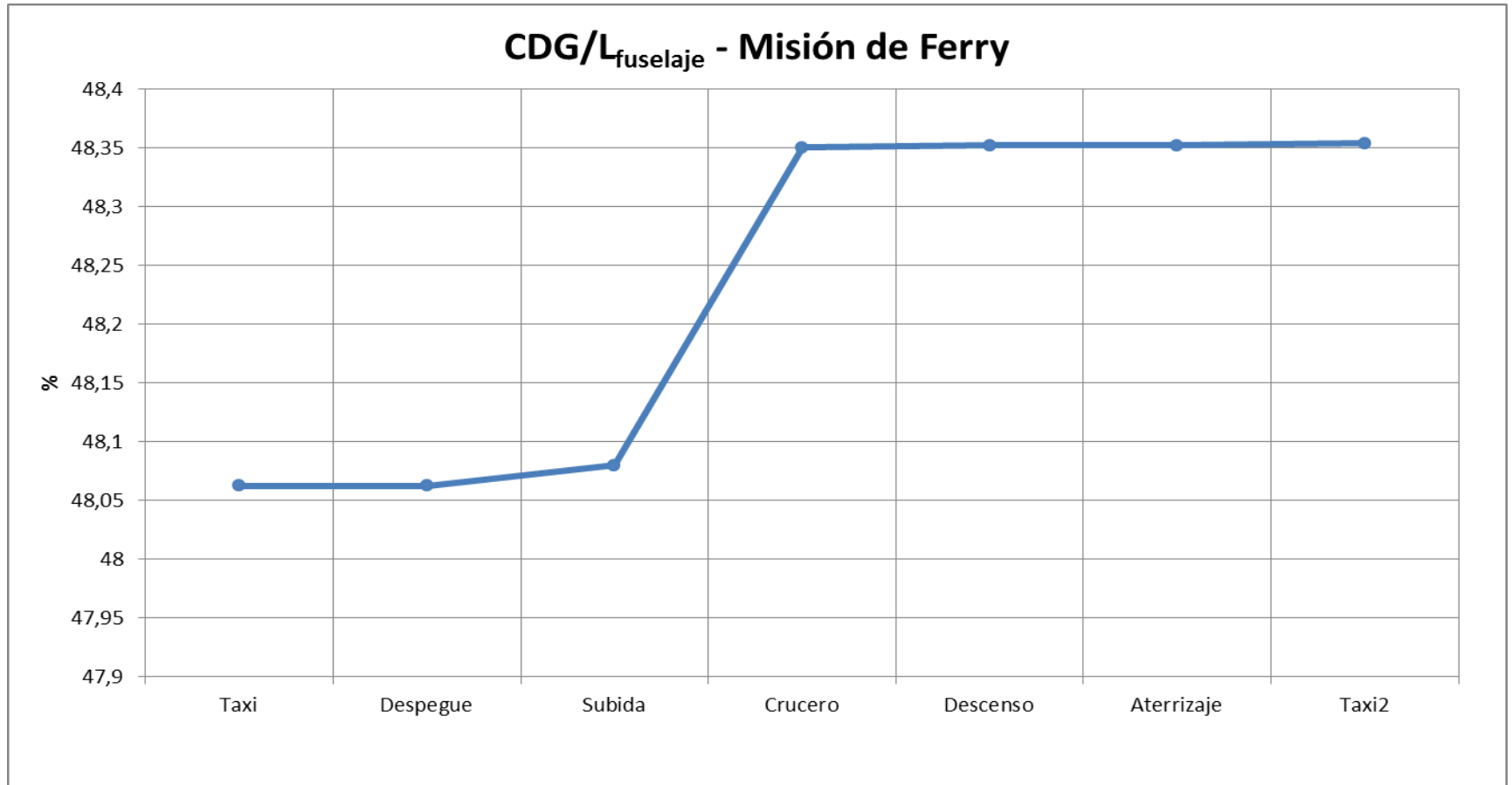
# Evolución CDG



# Evolución CDG

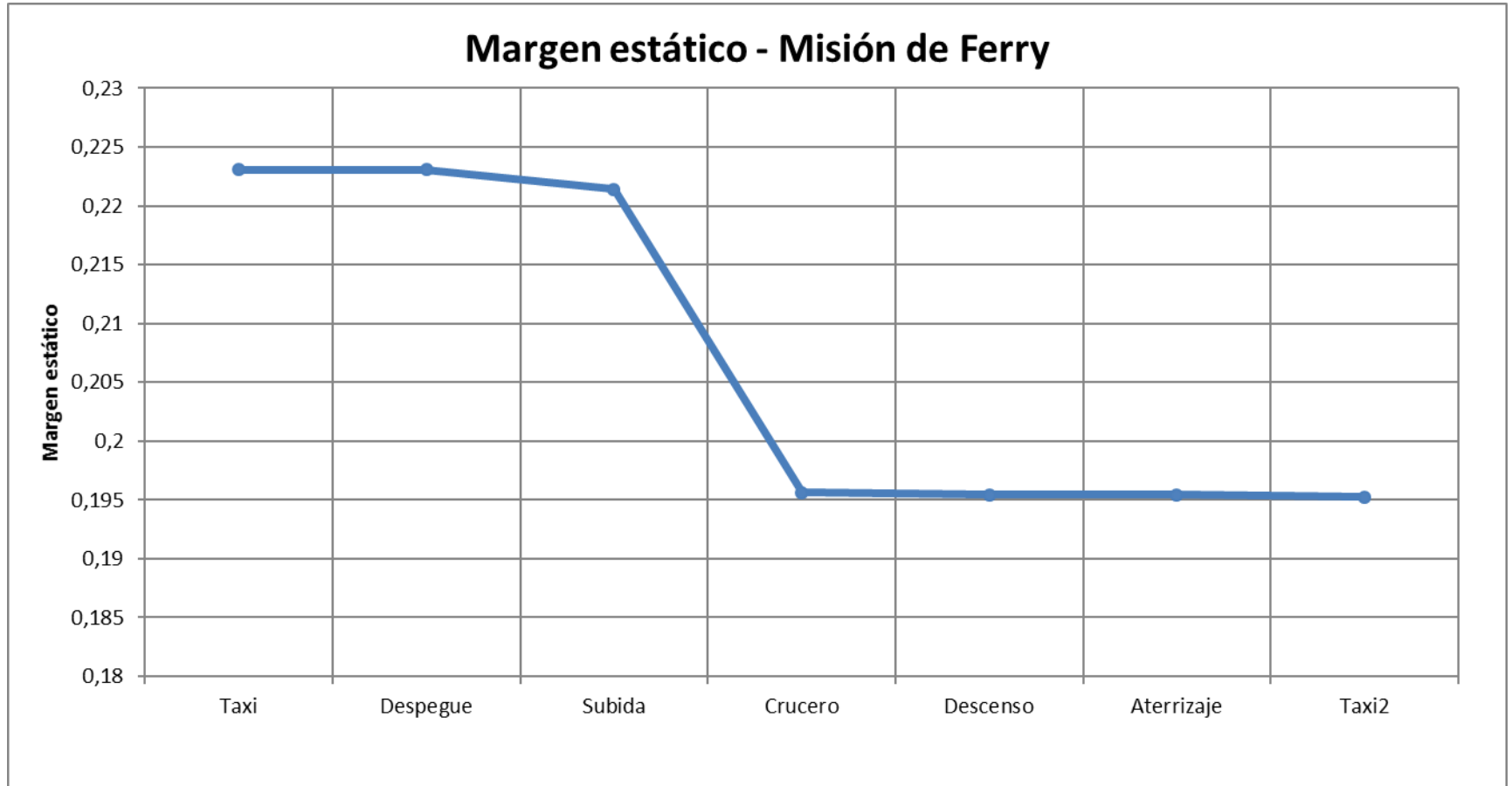


# Evolución CDG

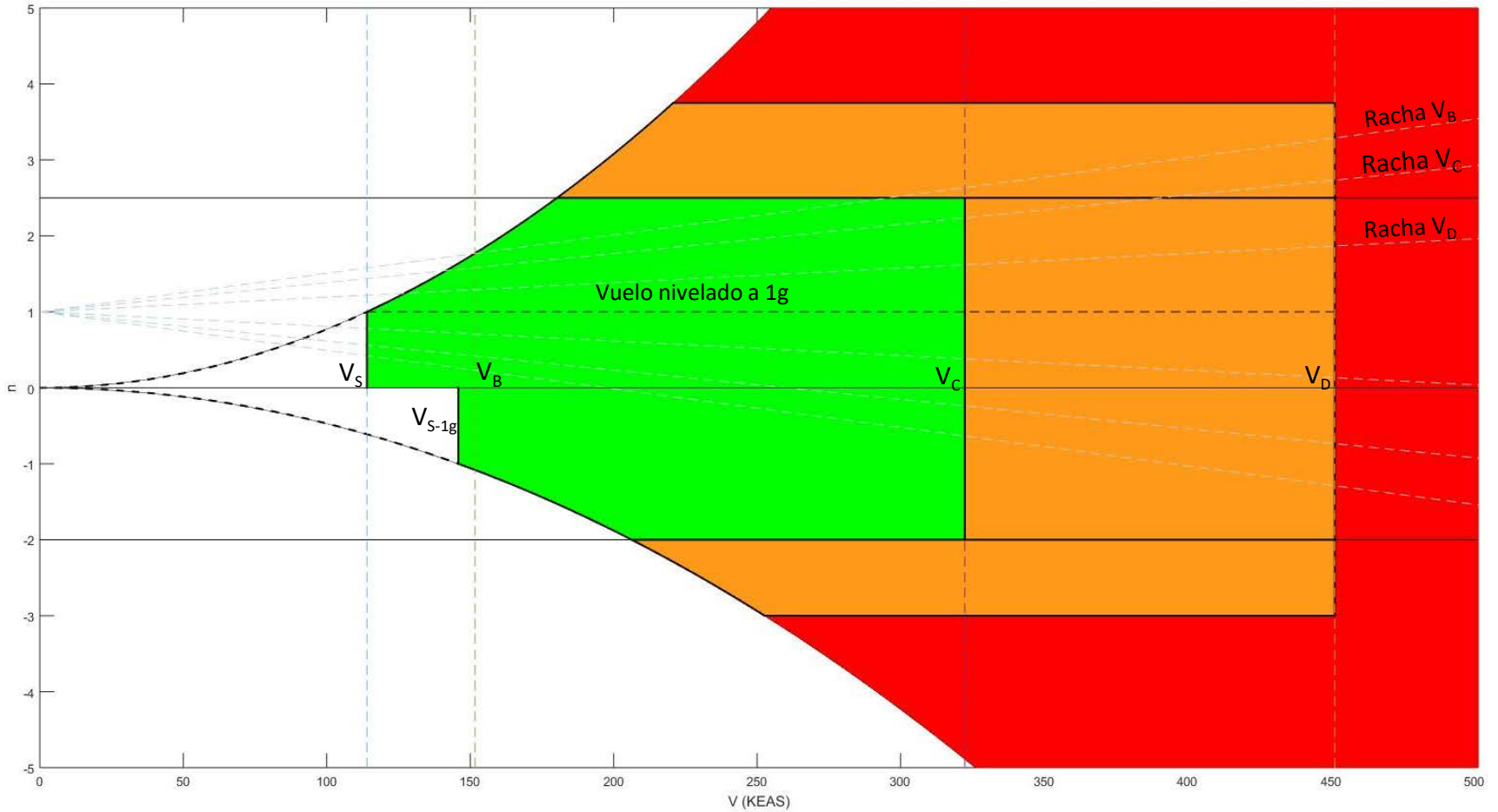






# Evolución CDG




# Diagrama V-n

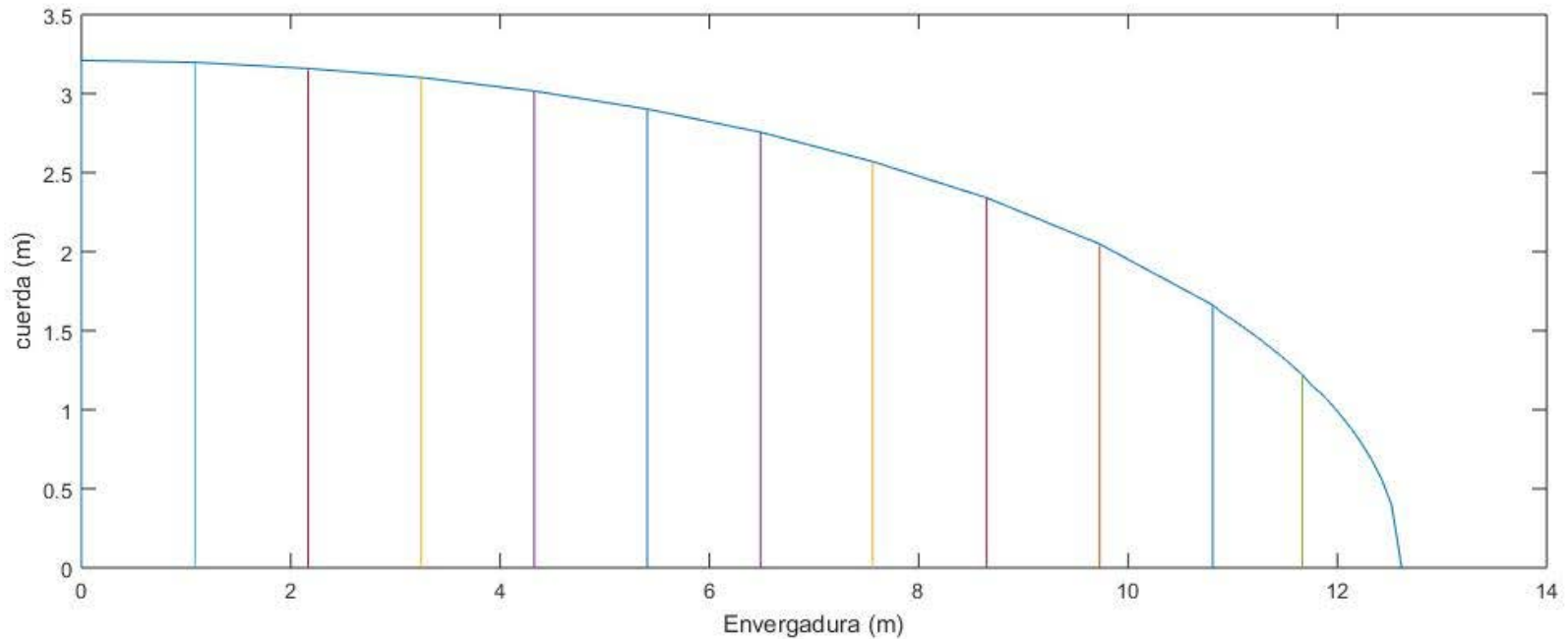


 Rango de operación normal

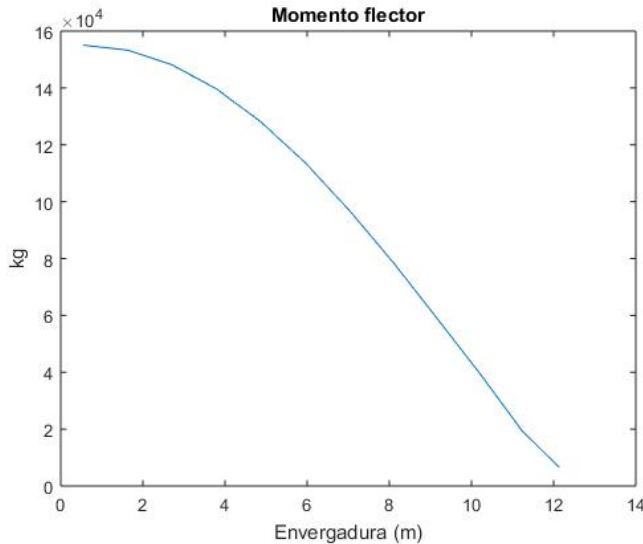
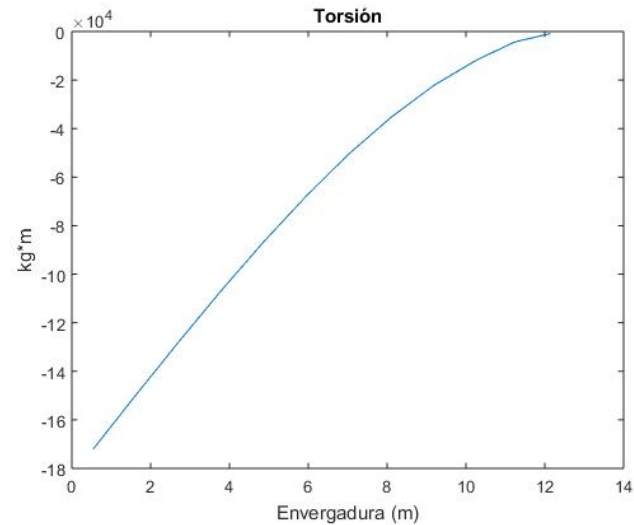
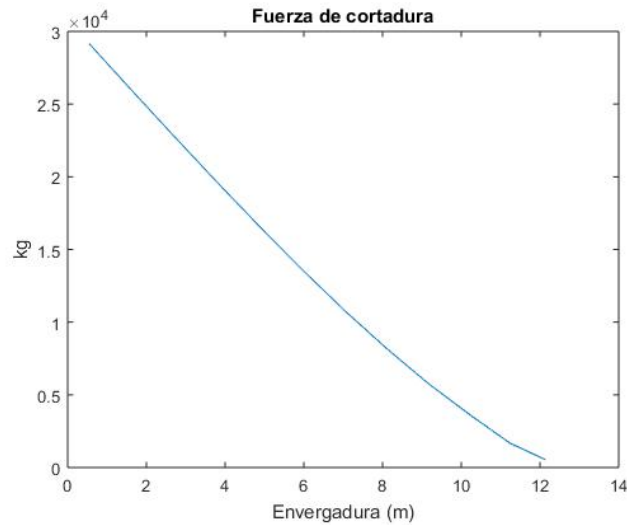
 Zona de precaución

 Fallo estructural

# Cargas aerodinámicas



# Cargas aerodinámicas



Esfuerzos en el encastre:

Cortante:  $2,9161 \cdot 10^4$  kg

Flector:  $1,5506 \cdot 10^5$  kg

Torsor:  $-1,7204 \cdot 10^5$  kg·m

# 3. Aerodinámica

# Aerodinámica

## Justificación de perfiles

### Análisis de perfiles

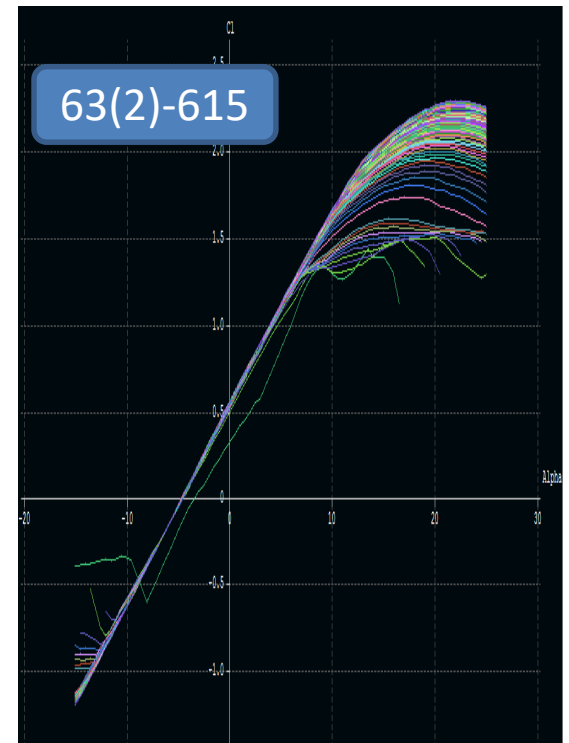
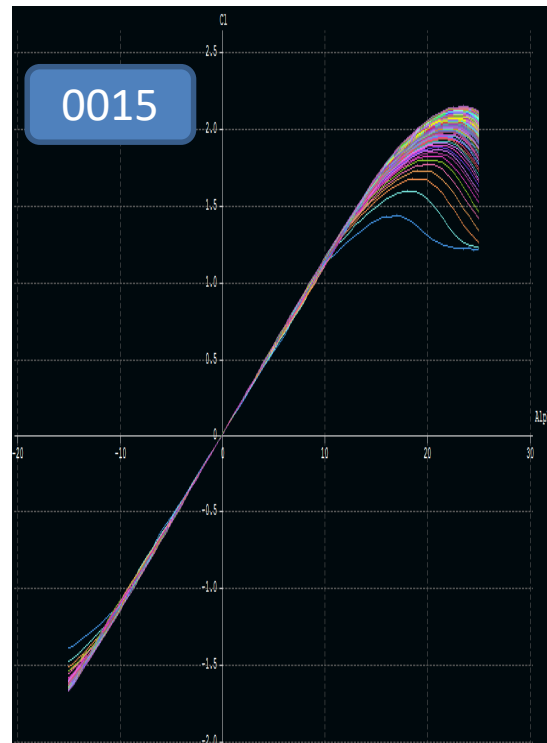
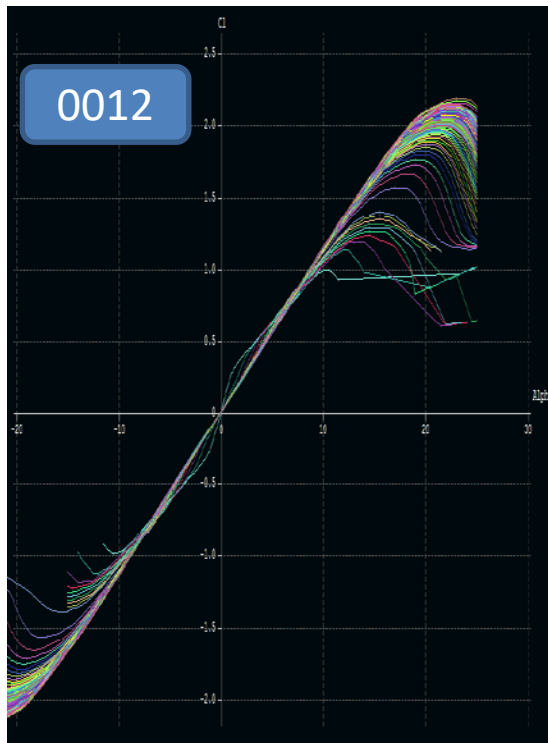
NACA	$C_{dmin}$	$C_{m0}$	$\alpha_s$	$\alpha_0$	$C_{l0}$	$C_{l\alpha}$	$C_{lmax}$	$(C_l/C_d)_{max}$	Comparación
<b>0012</b>	0,00502	0	22	0	0	6,5128	2,065	155,5	19,589895
<b>0015</b>	0,00519	0	22,5	0	0	6,5564	2,065	154,5	19,5671175
<b>63(2)-615</b>	0,00481	-0,1165	21,5	-4,4875	0,516	6,3687	1,87025	155,184	19,90331318

## Otros perfiles estudiados

23018, 2415, 2418  
63(3)-218, 63(3)-618, 63(3)-418  
64(2)-215, 64(2)-415, 64(3)-218, 64(3)-418  
62(2)-215, 65(3)-618  
66(2)-215, 66(2)-415, 66(3)-218, 66(3)-418

# Aerodinámica

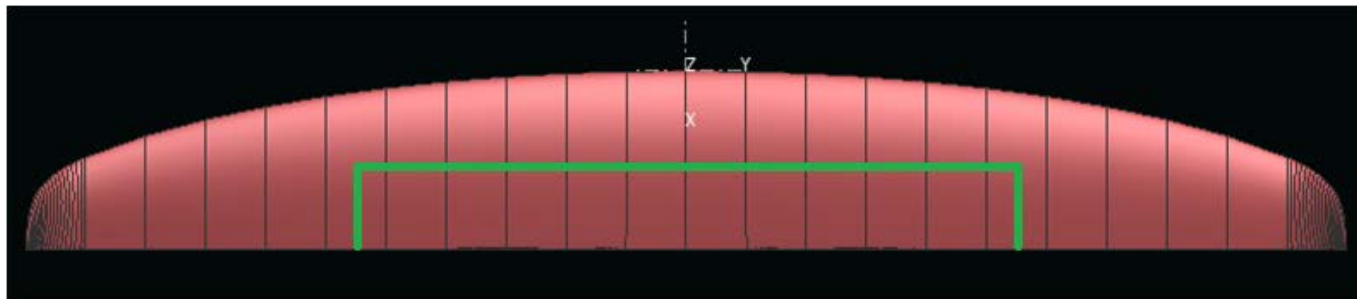
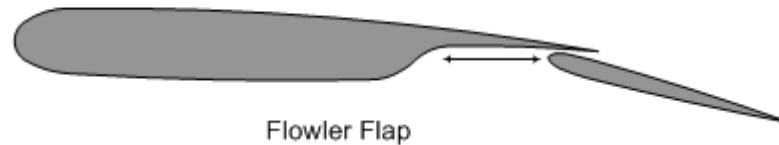
## Análisis de perfiles



# Aerodinámica

## Superficies hipersustentadoras

Dispositivos hipersustentadores		
HLD	$\Delta C_{Lmax}$	$\Delta \alpha_s$
Flap fowler a 40° (0,4c)	2,3953	0,933

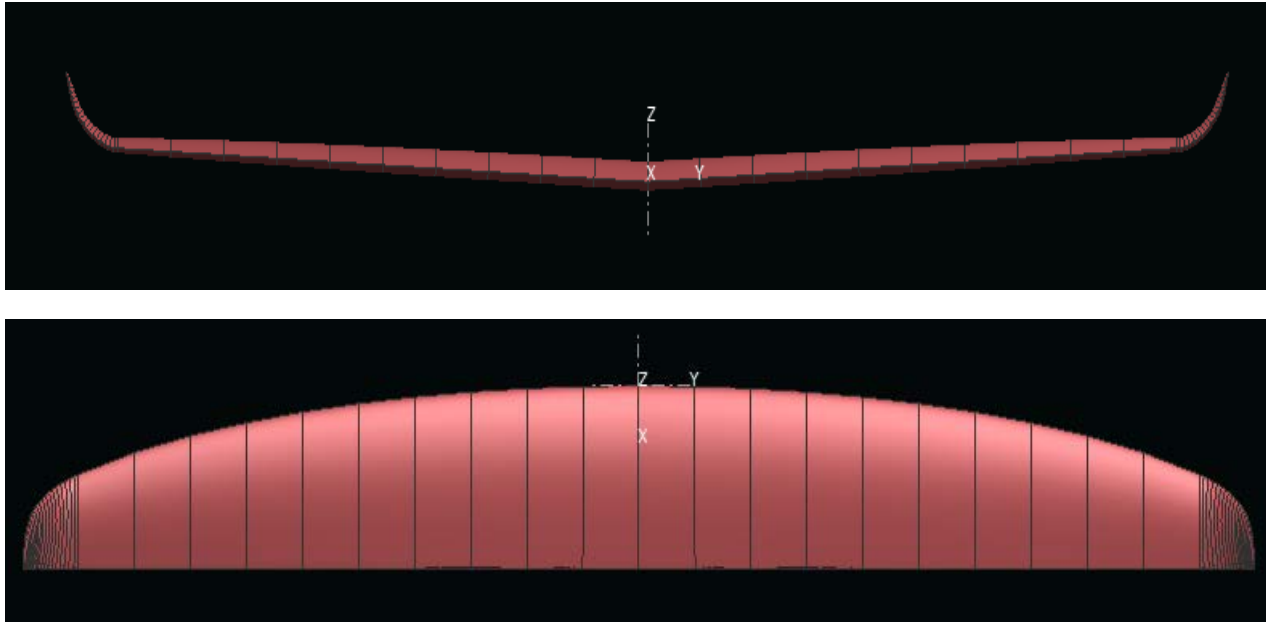






# Aerodinámica

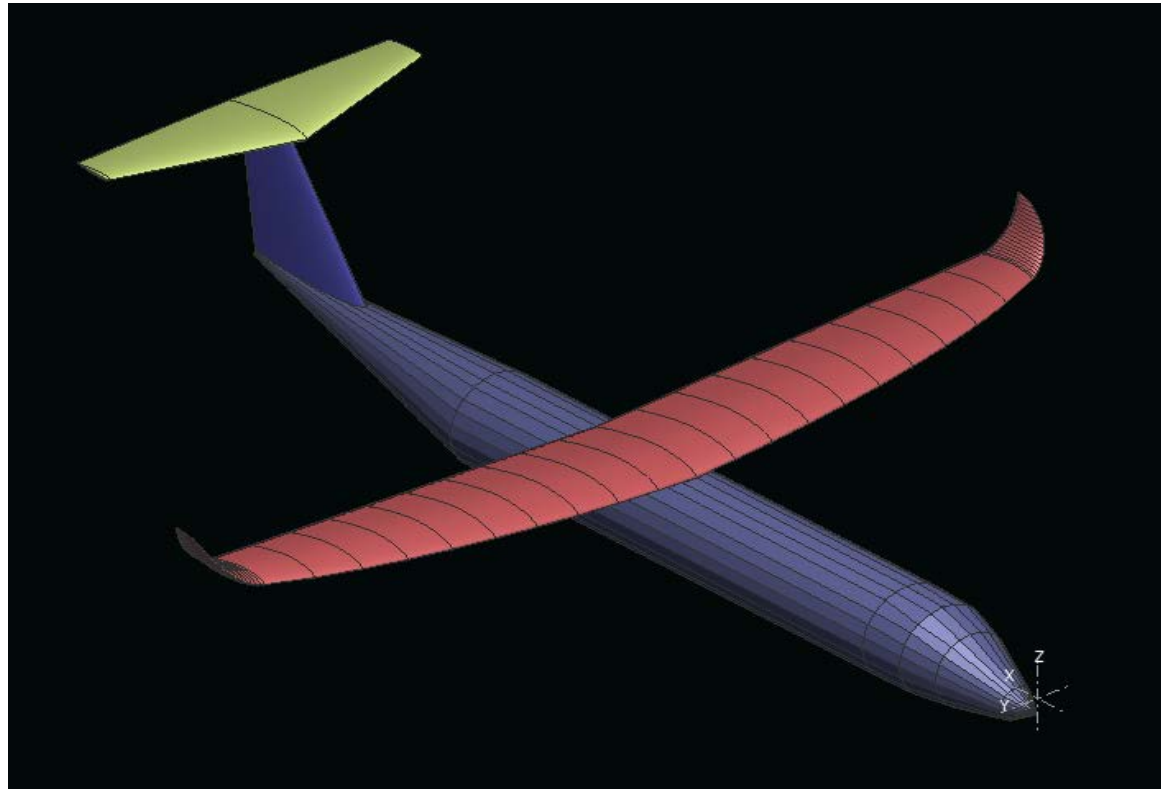
## Ala elíptica





# Aerodinámica

## Avión completo



# Aerodinámica

## Análisis aerodinámico

Análisis aerodinámico				
Elemento	$C_{Lmax}$	$\alpha_s$	$C_{L\alpha}$	$C_{L0}$
Ala	1.993	18.5	5.0248	0.388
HTP	1.47	19	4.3086	0
VTP	2.135	17	6.8755	0
Avión	2.21	18.5	5.7935	0.36

# Aerodinámica

## Polar parabólica

Polar parabólica (Misión de línea)			
Configuración	$CD_0$	$K_1$	$K_2$
Despegue	0.1060	0.0349	0.0044
Subida 1	0.0160	0.0345	0.0039
Crucero 1	0.0153	0.0347	0.0033
Descenso 1	0.0157	0.0347	0.0038
Viraje 1	0.0420	0.0343	0.0041
Viraje 2	0.0243	0.0343	0.0041
Viraje 3	0.0176	0.0343	0.0041

# Aerodinámica

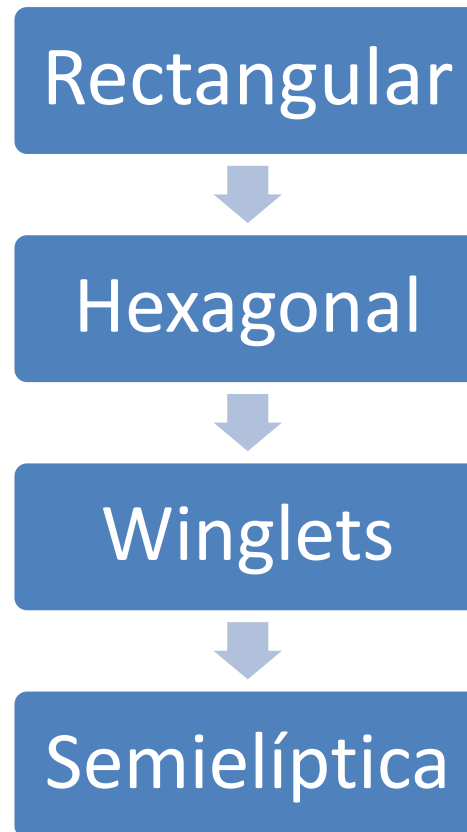
## Polar parabólica

Polar parabólica (Misión de línea) (cont.)			
Configuración	$CD_0$	$k_1$	$k_2$
Subida 2	0.0157	0.0345	0.0038
Crucero 2	0.0151	0.0347	0.0033
Descenso 2	0.0159	0.0347	0.0038
Aterrizaje	0.1060	0.0349	0.0044

Polar parabólica (Misión de Ferry)			
Configuración	$CD_0$	$k_1$	$k_2$
Crucero	0.0161	0.0348	0.0039

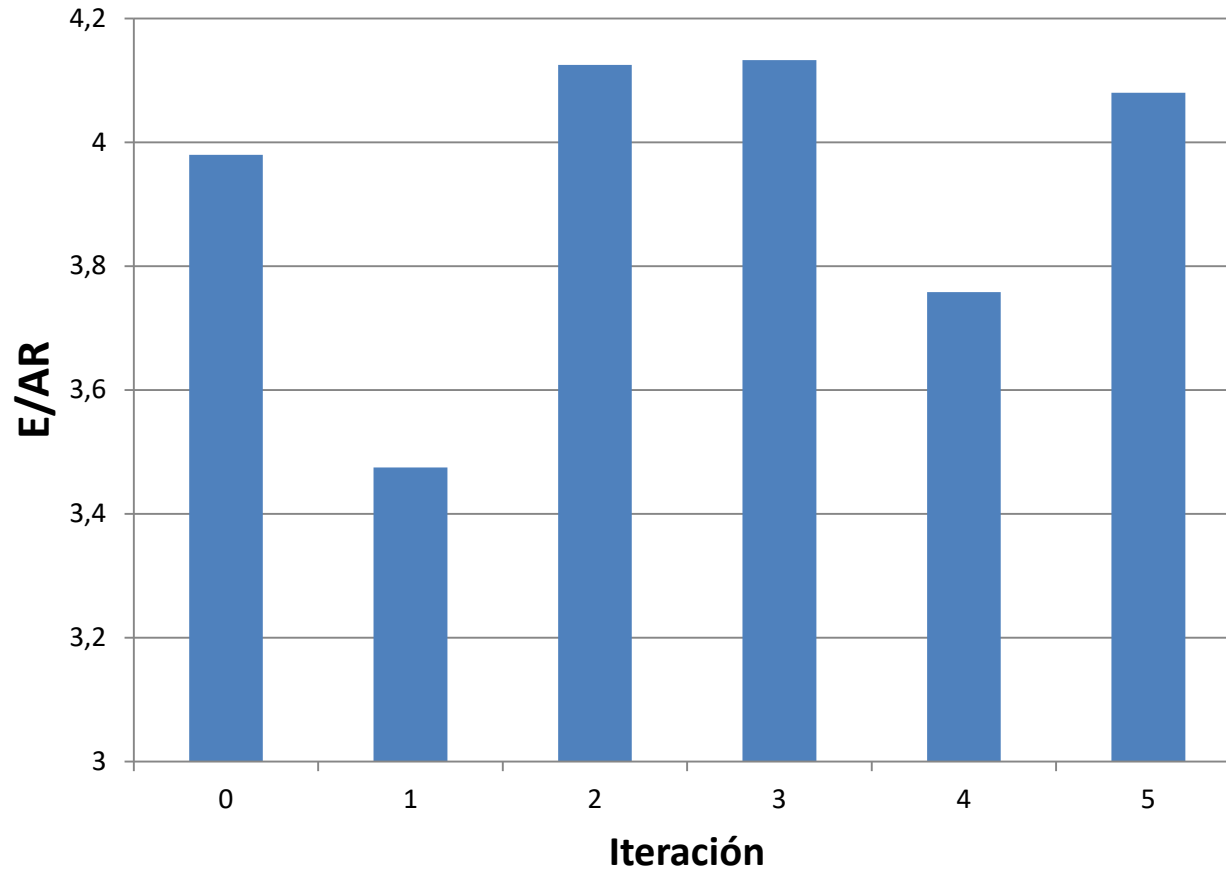
# Aerodinámica

## Evolución del ala



# Aerodinámica

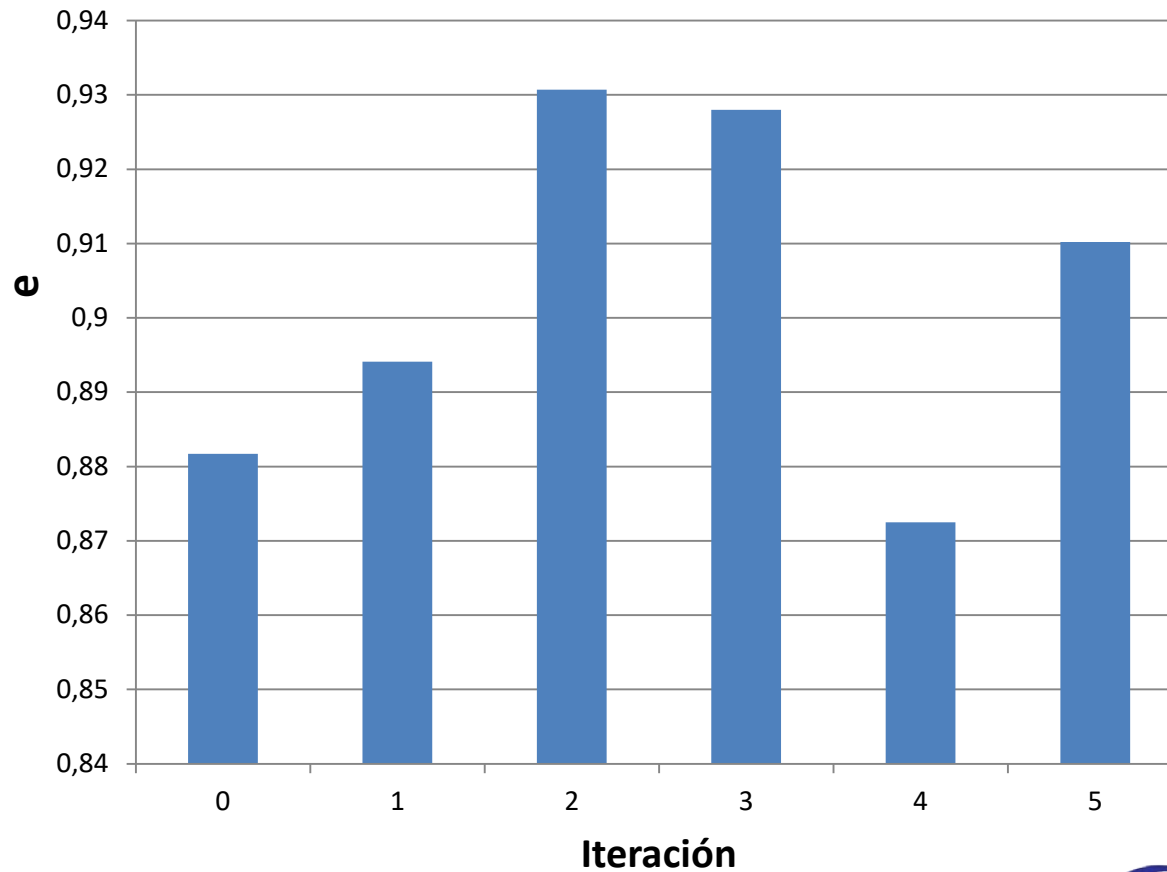
## Eficiencia aerodinámica





# Aerodinámica

## Coeficiente de eficiencia de Oswald

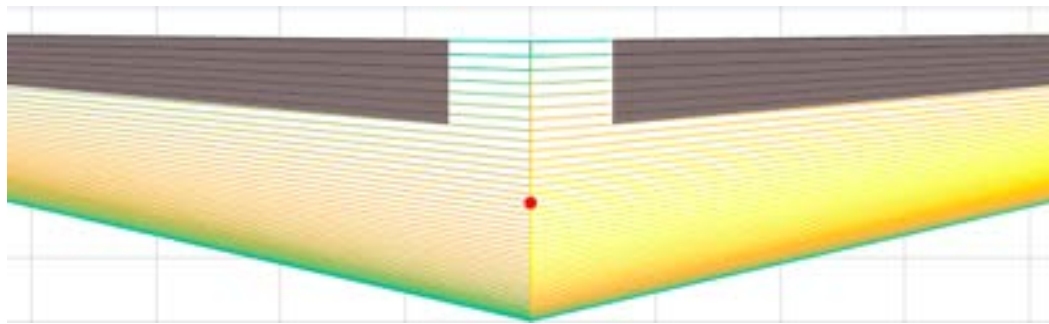




# 4. Estabilidad y Control

# Estabilidad y control

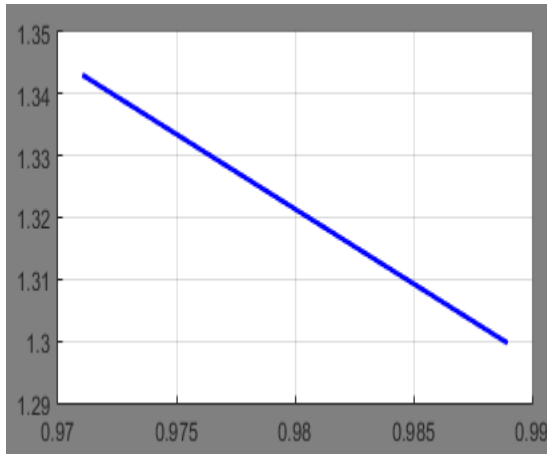
Superficie de control longitudinal



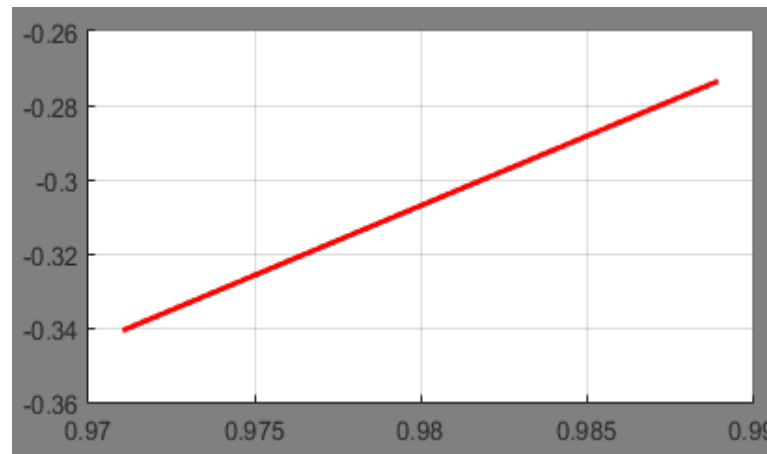
Variable	$\frac{C_a}{C}$	$y_0/\left(\frac{b}{2}\right)$	$y_1/\left(\frac{b}{2}\right)$	$\frac{S_E}{S_H}$
Magnitud	0,3	0,1	1	0,27

# Estabilidad y control

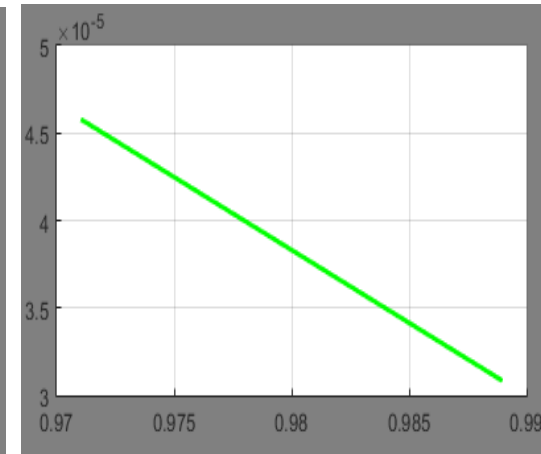
Trimado longitudinal estático, tramo de ida



$\delta_e(^{\circ})$



AOA( $^{\circ}$ )



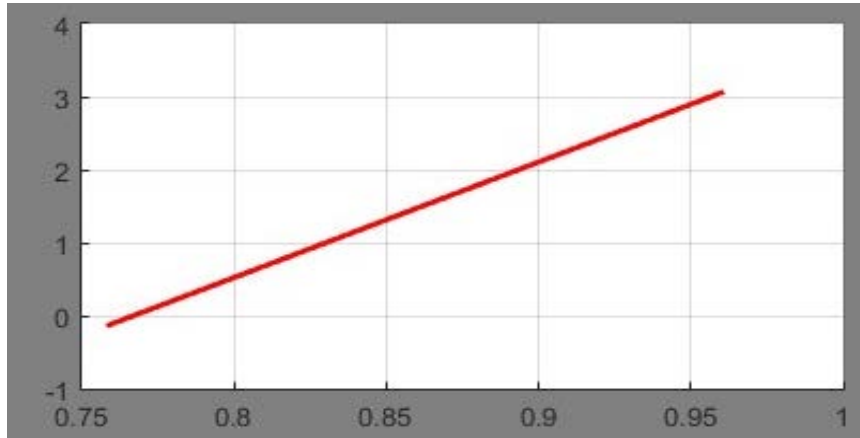
$CD_i$

Mach	h (ft)	$\frac{W}{W_0}$	$\frac{X_{cdg}}{L_{fus}}$	$CL_{\alpha}$	$CL_0$	$CM_0$	$CM_{\delta e}$	$CL_{\delta e}$	$CM_{\alpha}$
0,56	10000	0,988	0,4388	5,61	0,343	0,052	-3,05	0,731	-3,53
		-	-						
		0,9711	0,4381						

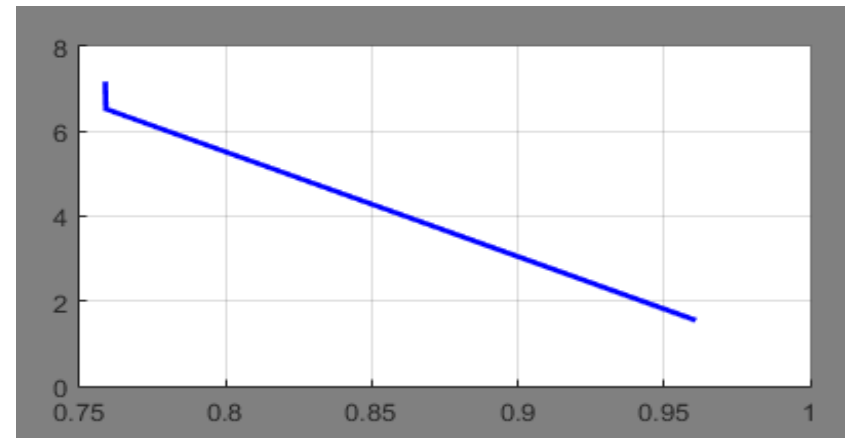
# Estabilidad y control

Trimado longitudinal estático, 1ª suelta de carga

Flaps 30°



AOA(°)



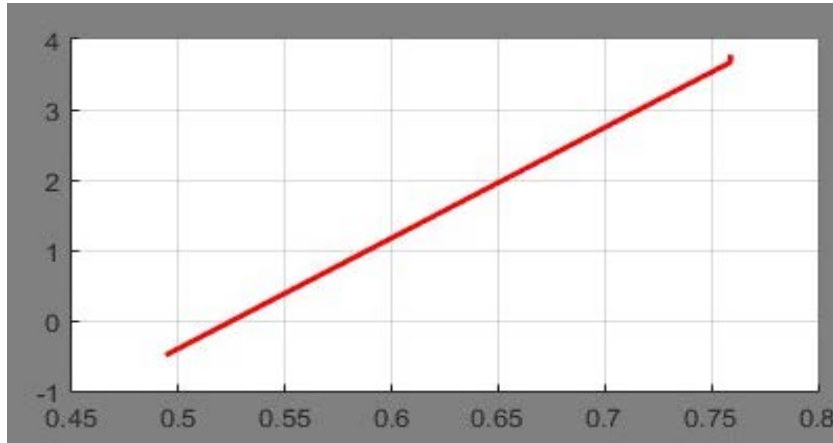
$\delta_e(^{\circ})$

Mach	h (ft)	$\frac{W}{W_0}$	$\frac{X_{cdg}}{L_{fus}}$	$CL_{\alpha}$	$CL_0$	$CM_0$	$CM_{\delta e}$	$CL_{\delta e}$	$CM_{\alpha}$
0,228 (77 $\frac{m}{s}$ )	300	0,96 - 0,7588	0,438 - 0,448	5,9	0,932	0,306	-2,88	0,731	-3,32

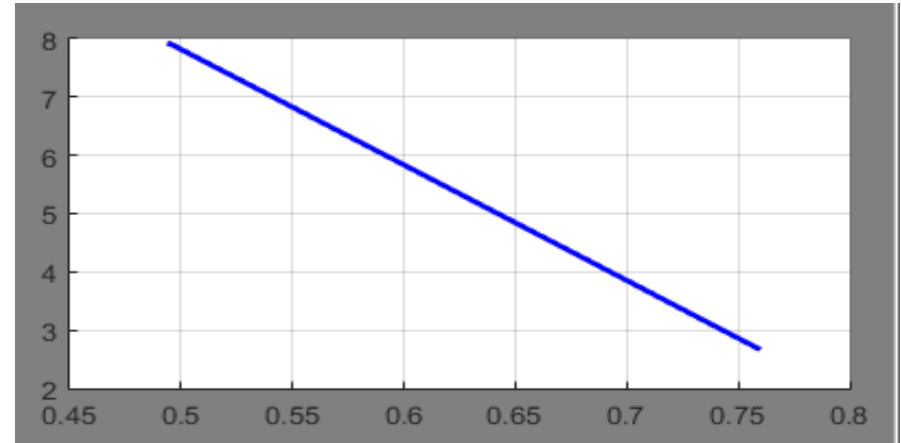
# Estabilidad y control

Trimado longitudinal estático, 2ª suelta de carga

Flaps 15°



AOA(°)



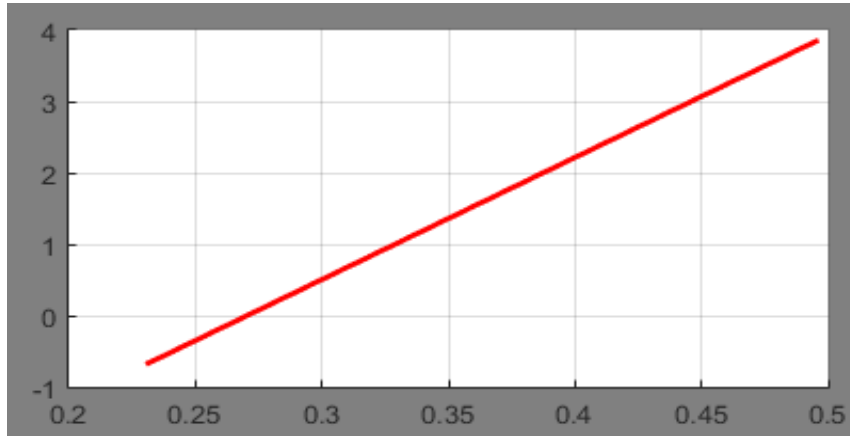
$\delta_e(^{\circ})$

Mach	h (ft)	$\frac{W}{W_0}$	$\frac{X_{cdg}}{L_{fus}}$	$CL_{\alpha}$	$CL_0$	$CM_0$	$CM_{\delta e}$	$CL_{\delta e}$	$CM_{\alpha}$
0,228 (77 $\frac{m}{s}$ )	300	0,758 - 0,495	0,448 - 0,4566	5,8	0,746	0,274	-2,83	0,731	-2,88

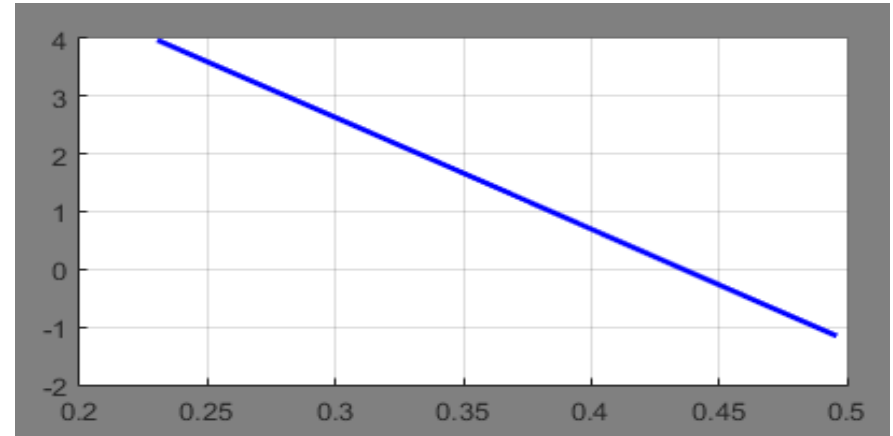
# Estabilidad y control

Trimado longitudinal estático, 3ª suelta de carga

SIN FLAPS



AOA(°)

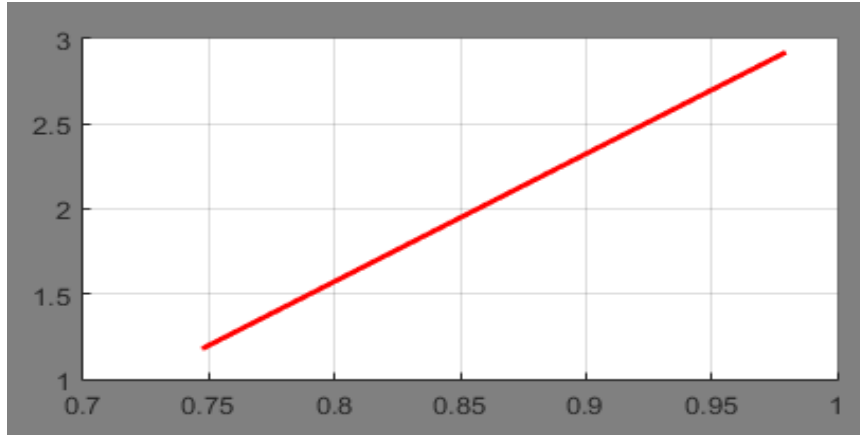


$\delta_e(^{\circ})$

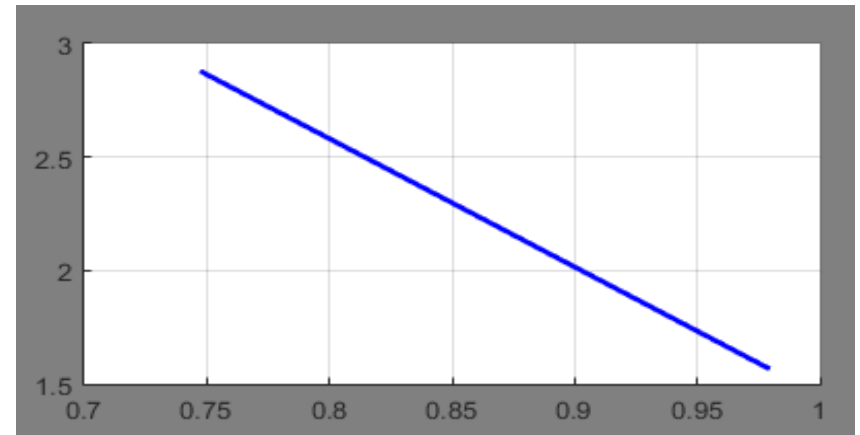
Mach	h (ft)	$\frac{W}{W_0}$	$\frac{X_{cdg}}{L_{fus}}$	$CL_{\alpha}$	$CL_0$	$CM_0$	$CM_{\delta_e}$	$CL_{\delta_e}$	$CM_{\alpha}$
0,228 (77 $\frac{m}{s}$ )	300	0,495 - 0,231	0,4566 - 0,4828	5,61	0,343	0,099	-2,95	0,731	-2,73

# Estabilidad y control

Ferry



AOA(°)



$\delta_e(^{\circ})$

Mach	h (ft)	$\frac{W}{W_0}$	$\frac{X_{cdg}}{L_{fus}}$	$CL_{\alpha}$	$CL_0$	$CM_0$	$CM_{\delta_e}$	$CL_{\delta_e}$	$CM_{\alpha}$
0,3	25000	0,9786	0,48	5,61	0,343	0,162	-2,82	0,731	-1,67
		-	-						
		0,748	0,4835						

# Estabilidad y control

Cálculo posición más adelantada  $X_{cg}$

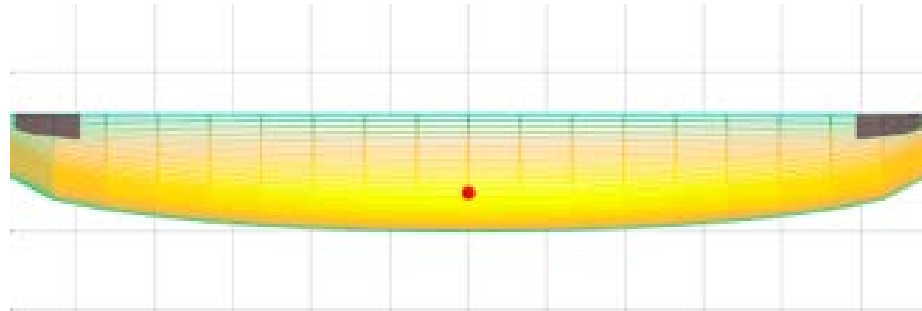
- $X_{cg} \rightarrow \delta_e = 20^\circ$
- Avión estable  $\rightarrow Cm_0 > 0$
- $\left. \frac{X_{cdg}}{L_{fus}} \right|_{min} = 0,387$

$$\left. \frac{X_{cdg}}{L_{fus}} \right|_{min} < \left. \frac{X_{cdg}}{L_{fus}} \right|_{min \text{ real}} = 0,4388$$



# Estabilidad y control

Estabilidad estática lateral-direccional, alerones



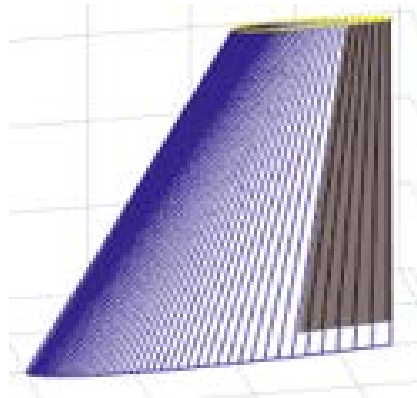
Variable	$\frac{C_a}{C}$	$y_0/(\frac{b}{2})$	$y_1/(\frac{b}{2})$	$\frac{S_E}{S_H}$
Magnitud	0,2	0,8	0,94	0,025

Ratio de giro en viraje  $\left\{ \begin{array}{l} RFP \rightarrow 0,124 \text{ rad/s} \\ Normativa \rightarrow 0,3 \text{ rad/s} \end{array} \right.$

$$Cl_{\delta a} = 0,069 > Cl_{\delta a} \text{ requerido} = 0,0645$$

# Estabilidad y control

## Superficie de control lateral-direccional



Variable	$\frac{C_a}{C}$	$y_0/\left(\frac{b}{2}\right)$	$y_1/\left(\frac{b}{2}\right)$	$\frac{S_R}{S_H}$
Magnitud	0,3	0,08	1	0,27

$Cn_{\delta r} = 0,3 > Cn_{\delta r} \text{ requerido} = 0,1312 \rightarrow$  Pérdida de motor

# Estabilidad y control

## Estabilidad estática lateral-direccional

Pérdida de motor { Despegue → Etapa más restrictiva  
Crucero

	Despegue	Crucero
$\beta$	$2^{\circ}$	$0^{\circ}$
$\phi$	$-5,3784^{\circ}$	$-1,763^{\circ}$
$\delta_r$	$17,5095^{\circ}$	$0,63294^{\circ}$
$\delta_a$	$20,3013^{\circ}$	$0,64297^{\circ}$

Viento cruzado { Despegue  
Crucero

$\beta=11,5^{\circ}$   
*Normativa*

	Despegue	Crucero
$\beta$	$15^{\circ}$	$15^{\circ}$
$\phi$	$0,79748^{\circ}$	$6,8^{\circ}$
$\delta_r$	$11,9957^{\circ}$	$4,1492^{\circ}$
$\delta_a$	$8,0805^{\circ}$	$12,1204^{\circ}$

# Estabilidad y control

Derivadas de estabilidad, tramo de línea, ida

	CL	CD	CM
a	5.75	0.3461	-3.5095
u	0.1506	0.004	0
q	16.2987	0	-57.5883
aDot	6.9380	0	-13.5826

	$\delta_e$
CL	0,7307
CD	0,0197
CM	-3,8451

	Cy	Cl	Cn
$\beta$	-0,3436	-0,0240	0,1249
p	-0,0203	-0,6175	-0,0230
r	0,3188	0,0130	-0,1943
$\beta$ dot	-0,1090	0,0145	0,0639

	$\delta_r$	$\delta_a$
Cy	0,3051	0
Cl	-0,0405	0,1283
Cn	-0,1789	0,0134

# Estabilidad y control

Dinámica longitudinal, tramo de línea, ida

	Parte real	Parte imaginaria
S1	-2.5992	4,4577
S2	-2.5992	-4,4577
S3	-0.027135	0,070779
S4	-0.027135	-0,070779

Corto periodo

Frecuencia natural (rad/s)	5,1601
Amortiguamiento	0,50372
Periodo (s)	1,4095
Tiempo medio (s)	0,26662

Fugoide

Frecuencia natural (rad/s)	0,075802
Amortiguamiento	0,35797
Periodo (s)	88,772
Tiempo medio (s)	25,5389

# Estabilidad y control

Dinámica lateral-direccional, tramo de línea, ida

	Parte real	Parte imaginaria
S1	0	-
S2	-2,367	-
S3	0,0021021	-
S4	-0,24129	1,9866
S5	-0,24129	-1,9866

## Balaceo Holandés

Frecuencia natural (rad/s)	2,0012
Amortiguamiento	0,12057
Periodo (s)	3,1628
Tiempo medio (s)	2,8721

# 5. Actuaciones y Propulsión

# Actuaciones. Carga alar.

$$\left. \frac{W}{S} \right|_{max} = \{V_S (90 \text{ knots}), C_{Lmax}^{clean}\} = 445 \text{ kg/m}^2$$

$$\rightarrow \left. \frac{W}{S} \right|_{clean} = 530 \text{ kg/m}^2 \rightarrow V_S = 125 \text{ knots}$$

$$\rightarrow \left. \frac{W}{S} \right|_{dirty} = 440 \text{ kg/m}^2 \rightarrow V_S = 89 \text{ knots}$$

Optimizada por Equipo Aerodinámica.



# Actuaciones. Despegue/Aterrizaje.

$$L_{PISTA} = 1524 \text{ m}$$

Despegue:

$$d_{TO}(\text{Línea}) = 866 \text{ m}$$

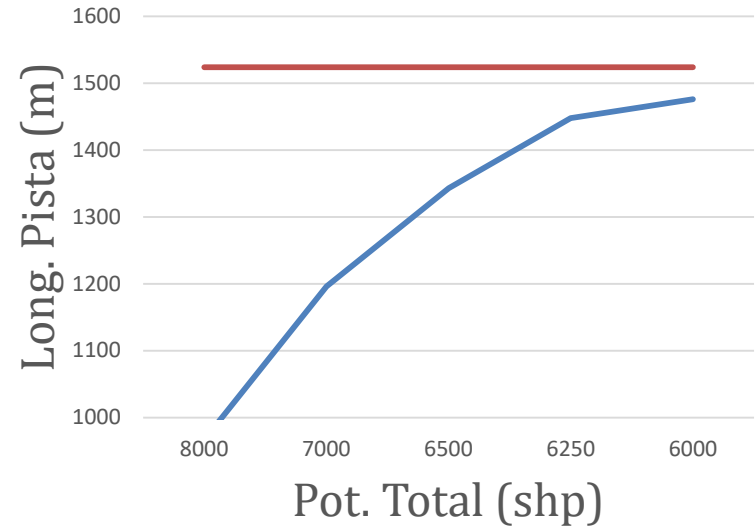
$$d_{TO}(\text{Ferry}) = 156 \text{ m}$$

$$d_{TO}(\text{Línea, FM}) = 1476 \text{ m}$$

Aterrizaje:

$$d_{LD}(\text{Línea}) = 662 \text{ m}$$

$$d_{LD}(\text{Ferry}) = 439 \text{ m}$$



3 motores → 6000 shp



4 motores → 8000 shp

# Propulsión. Planta motora.

Pratt & Whitney Canada PW123B



Havilland Canada  
DASH 8



Bombardier Q Series  
(Sistema ANVS)



+1000 unidades  
(desde 1982)



**Pratt & Whitney Canada**

A United Technologies Company



# Propulsión. Planta motora.

Pratt & Whitney Canada PW123B (0.8)



$$P_{SL} = 2000 \text{ shp (x4)}$$

$$C_{bhp} = 0.463 \frac{\text{lb}}{\text{hp} \cdot \text{h}}$$

$$W_{ENG} = 360 \text{ kg}$$

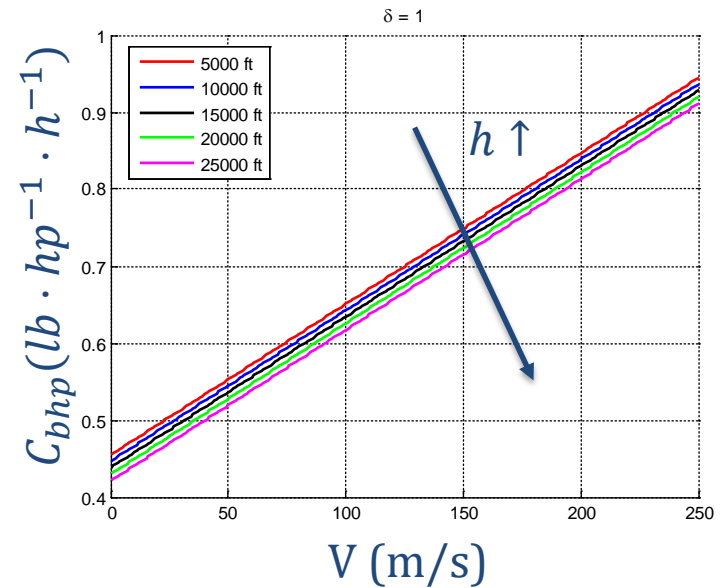
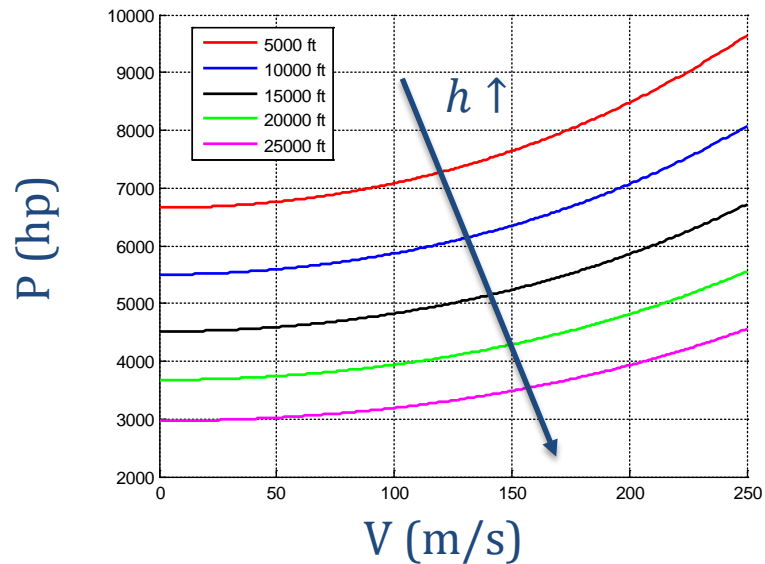


**Pratt & Whitney Canada**  
A United Technologies Company



# Propulsión. Planta motora: Potencia

Pratt & Whitney Canada PW123B (0.8)



# Propulsión. Planta propulsora.

C295→Hamilton Standard 568F-5



Motor PW127G:

$$P_{SL} = 2645 \text{ shp}$$

Hélice: 6 palas

$$D_{pala} = 3.89 \text{ m}$$



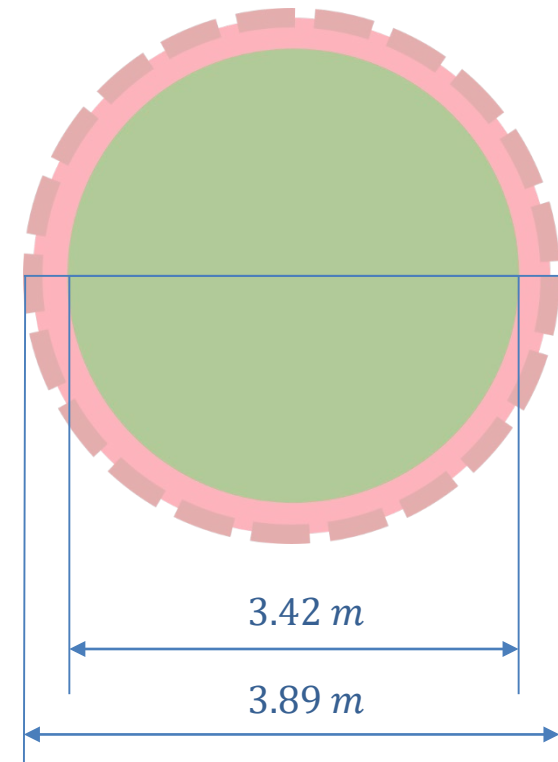
# Propulsión. Planta propulsora.

Adaptación y modernización

$$D_{8palas} = 3.42 \text{ m}$$

Pistas no preparadas: Kevlar

Hélice paso variable:  $\eta_p \approx 0.82$



$$d_{encastre} \Rightarrow -12\%$$

# Actuaciones. Consideraciones generales.

Subida:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Gradiente:} \quad \gamma \geq 3.2 \% \\ \\ h \leq 10000 \text{ ft:} \quad M_{min} = 1.2 \cdot M_s = 0.285 \\ \quad \quad \quad \quad \quad M_{max} = (250 \text{ knots}) = 0.35 \end{array} \right.$$

Suelta de carga:  $h \simeq 300 \text{ ft} , V \simeq 150 \text{ knots}$

$$W_{Payload} = 20412 \text{ kg}$$

$$A = 300 \text{ acres} \Rightarrow r_{giro} = 621 \text{ m}$$

# Actuaciones. Misión Línea.

Crucero Ida:  $M = 0.56$  (357 knots),  $h = 10$  kft

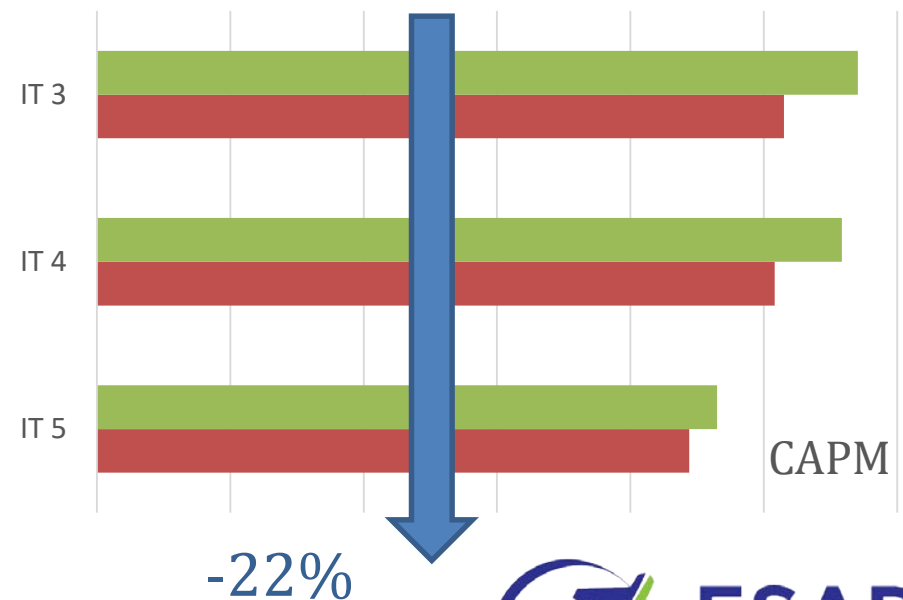
Crucero Vuelta:  $M = 0.59$  (376 knots),  $h = 10$  kft

Total:

$W_{fuel} \approx 1998$  kg

$T_{misión} \approx 1h 32$  min

**CAPM = \$ 8.88 cents**





# Actuaciones. Misión Ferry.

Crucero:  $C_L = C_{Lopt}$  ( $\sim 194$  knots)  
 $h = 25000$  ft

Total:

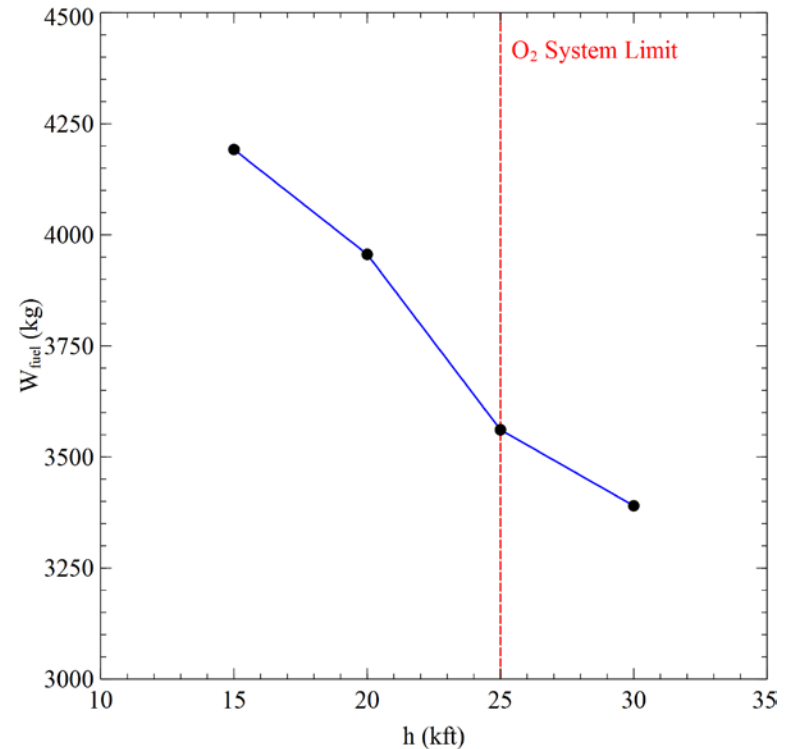
$$W_{fuel} \approx 3601 \text{ kg}$$

$$T_{misión} \approx 12h 55min$$

$$\frac{R}{W_{TO}} = 0.1822 \frac{km}{kg}$$

$$C_{misión} = \$ 4140$$

(enero 2016)



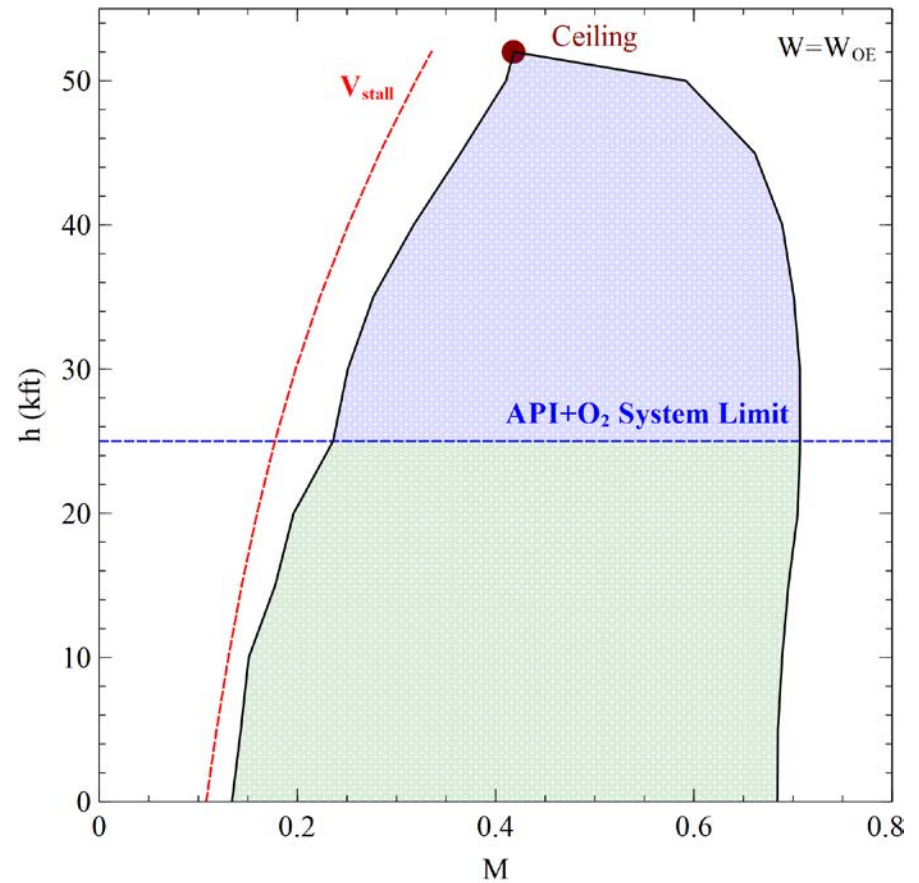
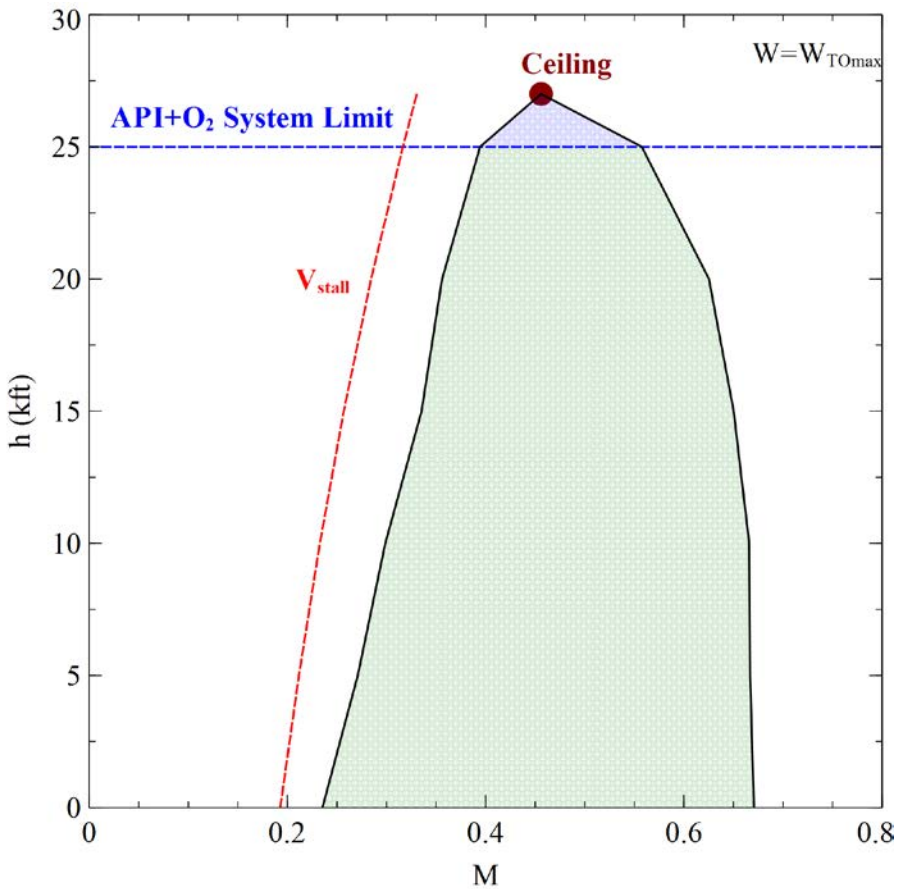
# Actuaciones. Aeropuerto alternativo.

Loiter:  $h = 1500 \text{ ft}, C_L = C_{Lopt}$

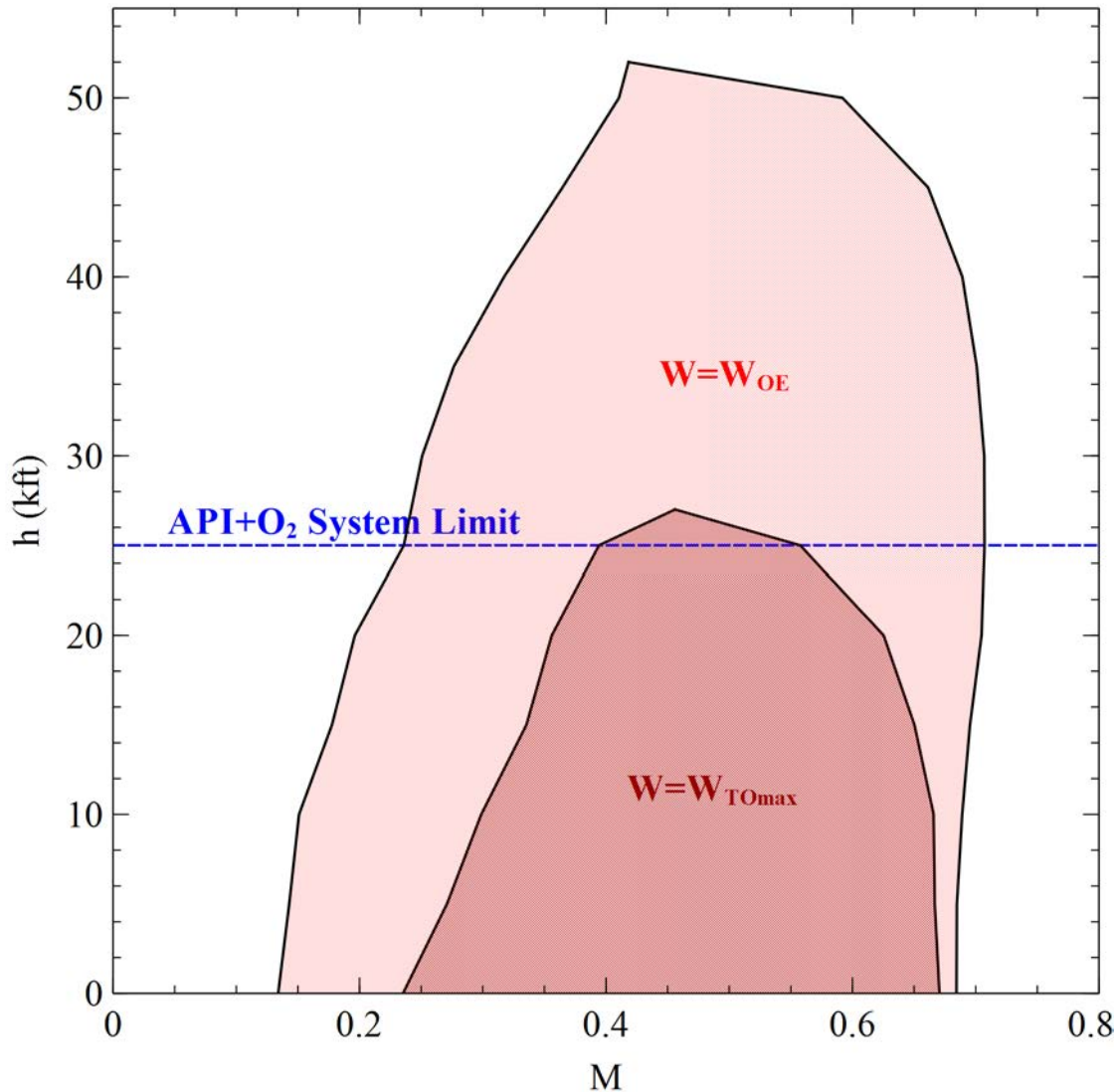
Vuelo Espera:  $h = 1500 \text{ ft}, \begin{cases} V = V_{min} \\ n = n_{max} \end{cases} \Rightarrow r_{min} = 235 \text{ m}$

Total:  $W_{fuel} \simeq 340 \text{ kg} \Rightarrow \boxed{9.5\% W_{fuelFerry}}$

# Actuaciones. Diagrama $h - M$ .



# Actuaciones. Diagrama $h - M$ .



CLIENTE  
(otra función)

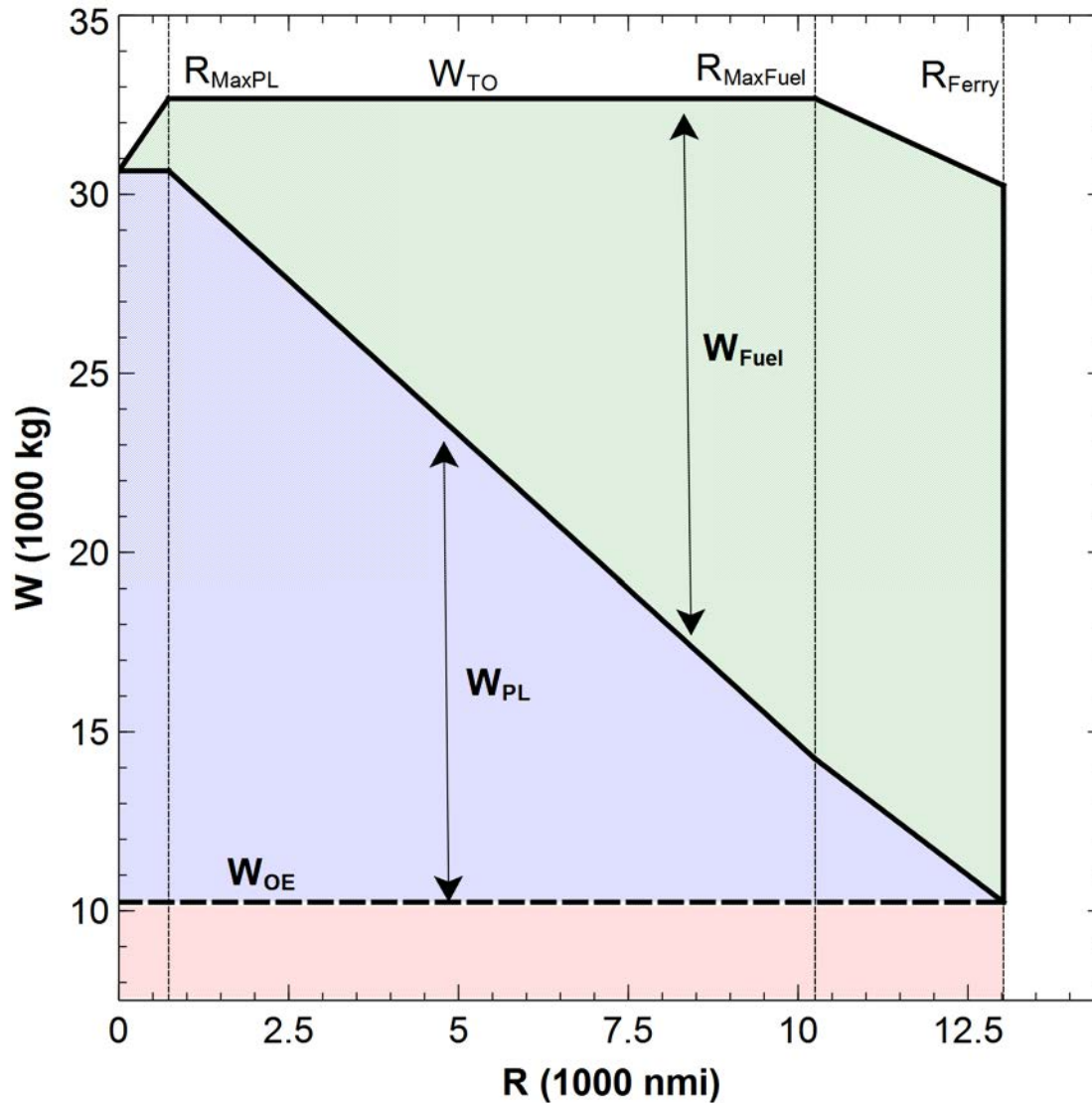
↓

Ampliación  
Envolvente Vuelo

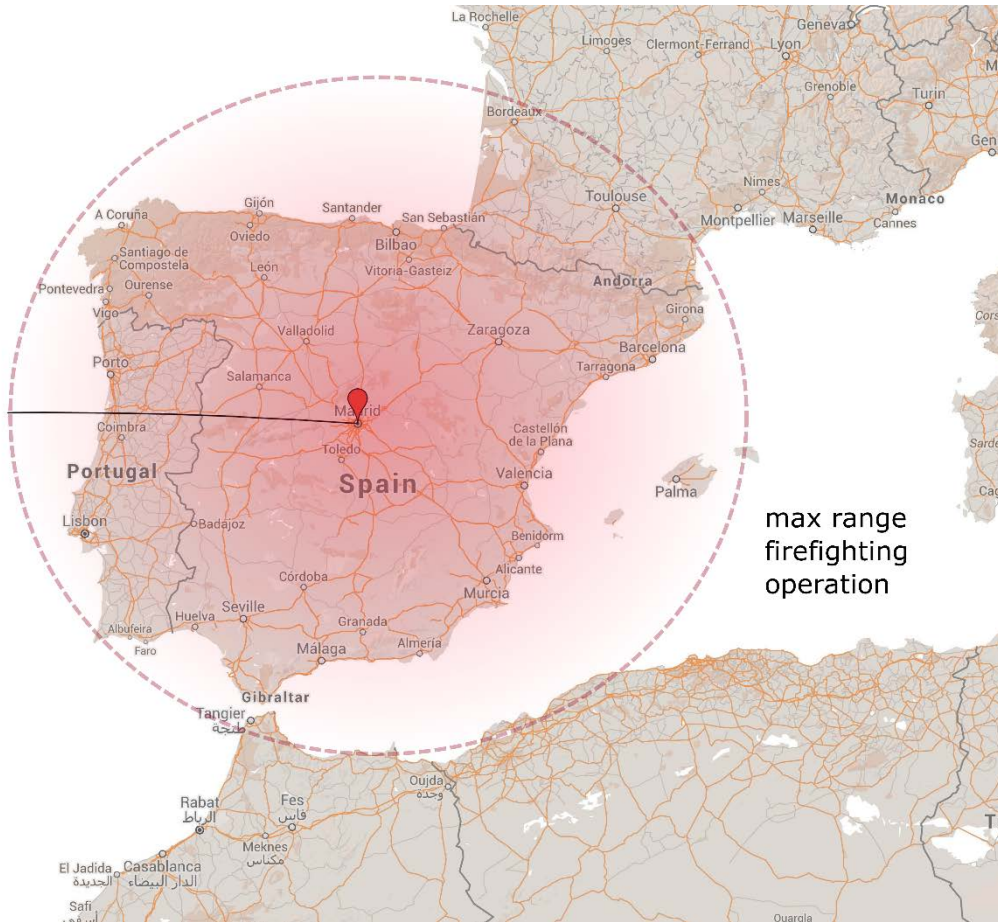
↓

API + Sistema  $O_2$   
(Poco peso añadido)

# Actuaciones. Diagrama $W_{PL} - R$ .



# Actuaciones. Alcance operativo.



$$R_{MaxPL} = 732 \text{ nmi}$$

Ida y Vuelta

# 6. Conclusiones

# Conclusiones

Concepto	Valor
$W_e$	10036 kg
$W_0$	32647 kg
$W_f$ (línea)	1998 kg
$W_f$ (ferry)	3601 kg
$W_f$ (máx)	18400 kg
CAPM	\$8,88 cents
$V_{max}$ (vuelta Ferry)	408 knots

Concepto RFP	Valor
Radio de operación	200 nmi
Alcance Ferry	2500 nmi
TOFL (a 5000 ft)	5000 ft





**ESAD**

Group