

# HAKAN

*Next Generation Large Air Tanker (NGLAT)*



 ATLANTIS

# DISEÑO Y SISTEMAS

AERODINÁMICA

ESTRUCTURAS

ESTABILIDAD Y CONTROL

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

# SECTOR DISEÑO



Daniel García Guirao



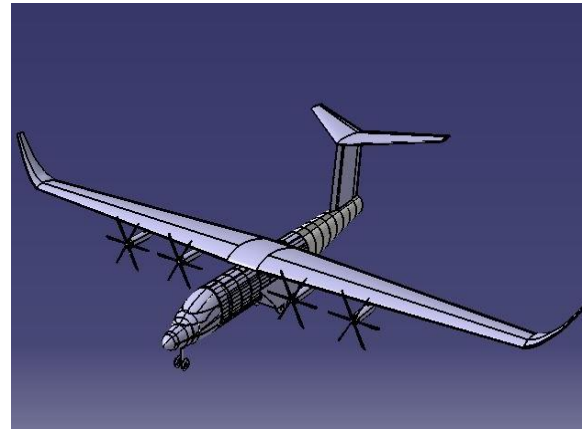
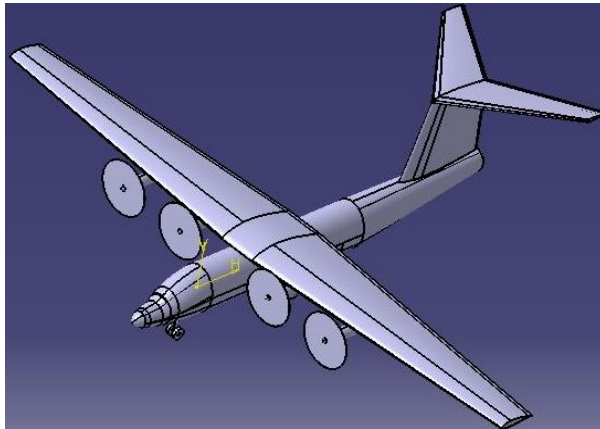
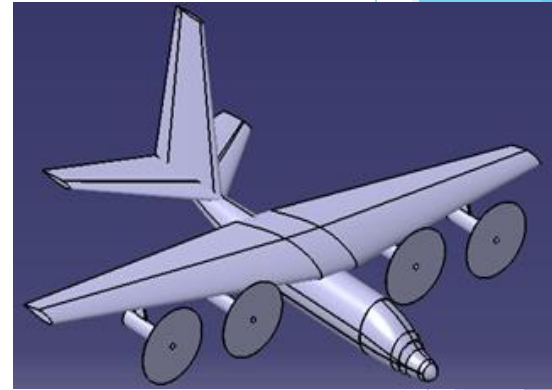
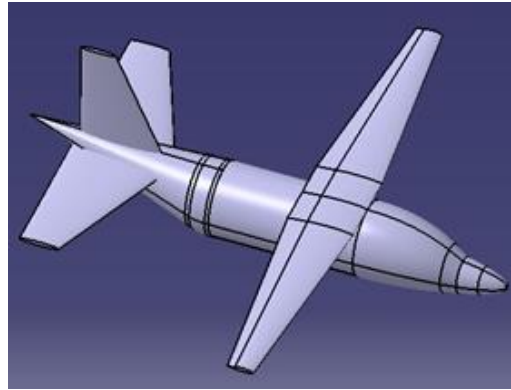
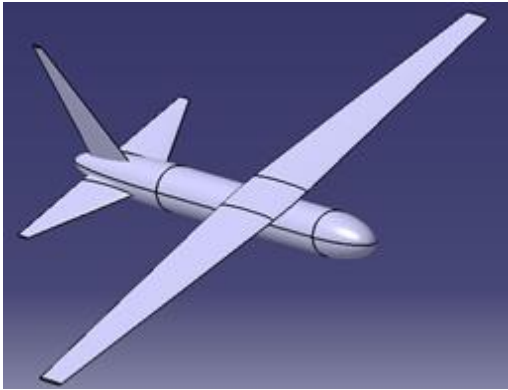
Gwendolyne  
Espínola Guzmán



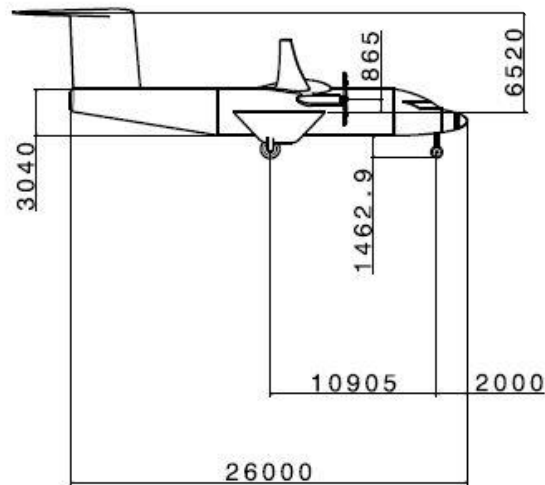
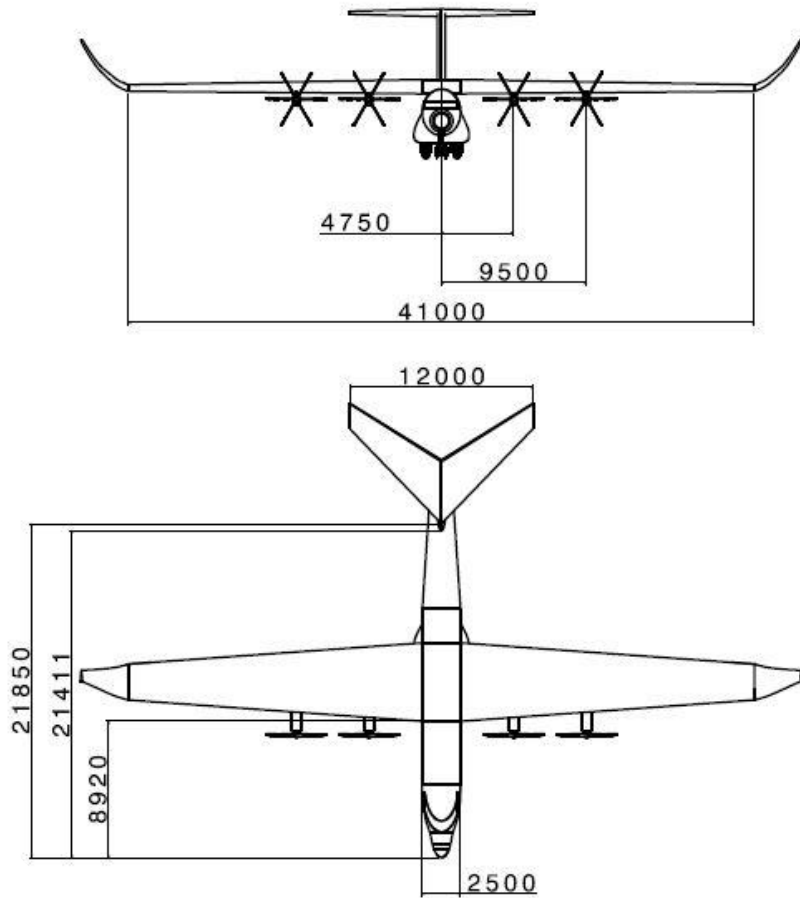
José Luis  
Bocanegra Cerrada

Diseño y evolución  
Sistemas y centros de  
gravedad  
Mejoras

# Diseño. Evolución

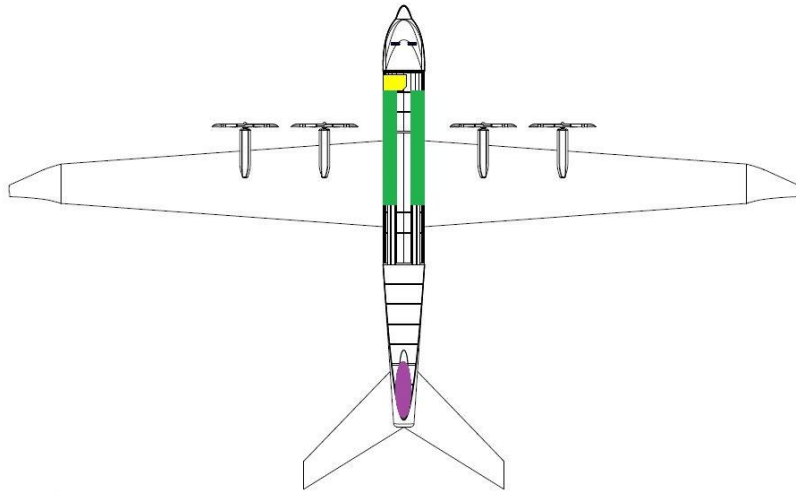


# Diseño final



Superficies mojadas ( $m^2$ )	
Fuselaje	164,893
Ala	343,08
Estabilizadores	115,296
Otros	66,014
<b>Total</b>	<b>686,283</b>

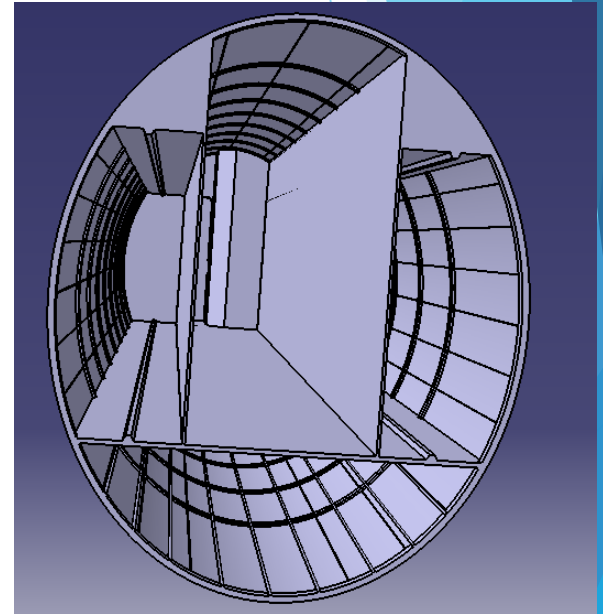
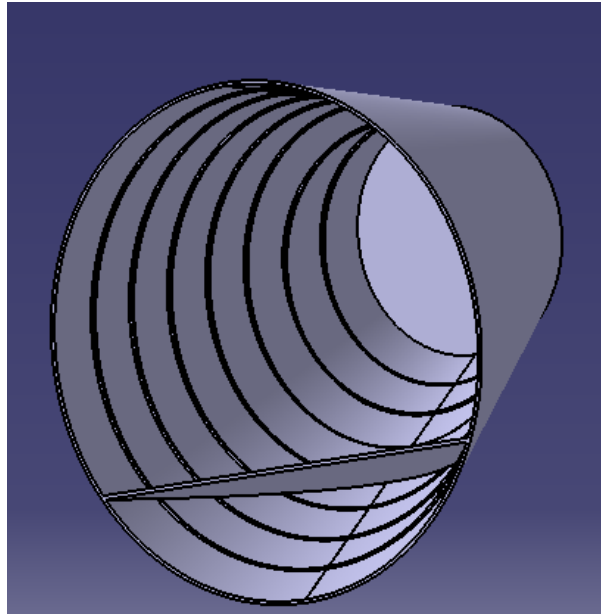
# Diseño final: Fuselaje



Parámetro	Valor
Longitud total	26 m
Longitud del morro	4,769 m
Longitud de la sección central	11,536 m
Longitud de la cola	9,695 m
Sección principal	3,04 x 2,5 m
UA	8°
CA	8°
FR	9,39

# Interiores

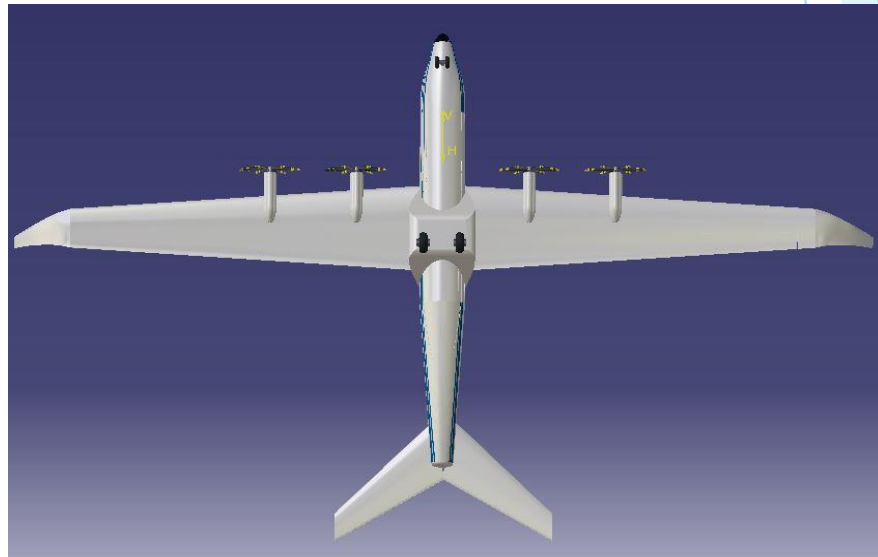
- ✓ Cuadernas
- ✓ Largueros
- ✓ Depósitos
- ✓ Raíles
- ✓ Baño
- ✓ Suelo



# Tren de aterrizaje

$H_f$	1,4629 m
$H_c$	0,906 m
$\alpha_c$	23,28°
$B_n$	9,5890 m
$B_m$	1,3160 m
$B$	10,905 m
$\frac{F_n}{W_{TO}}$	0,1372
$F_n$	87605 N
$F_m$	435060 N
$T$	2,0345 m
$\phi_{ot}$	31,0553°
$\alpha_{tb}$	44,6880°
$\ddot{\theta}$	4,6467 °/s <sup>2</sup>

$d_m$	1,242 m
$d_n$	0,7497 m
$w_m$	0,472 m
$w_n$	0,2187 m

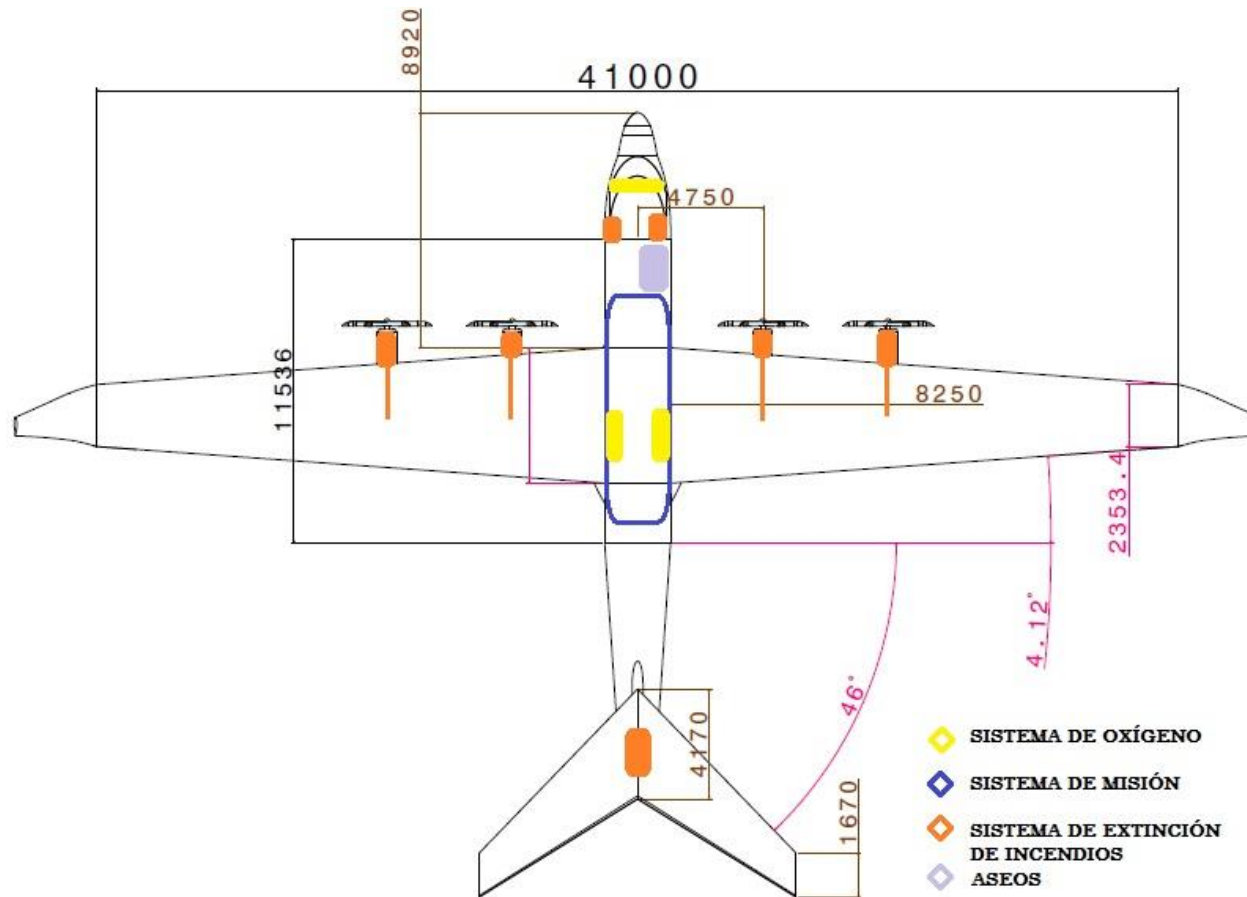


Centro de gravedad

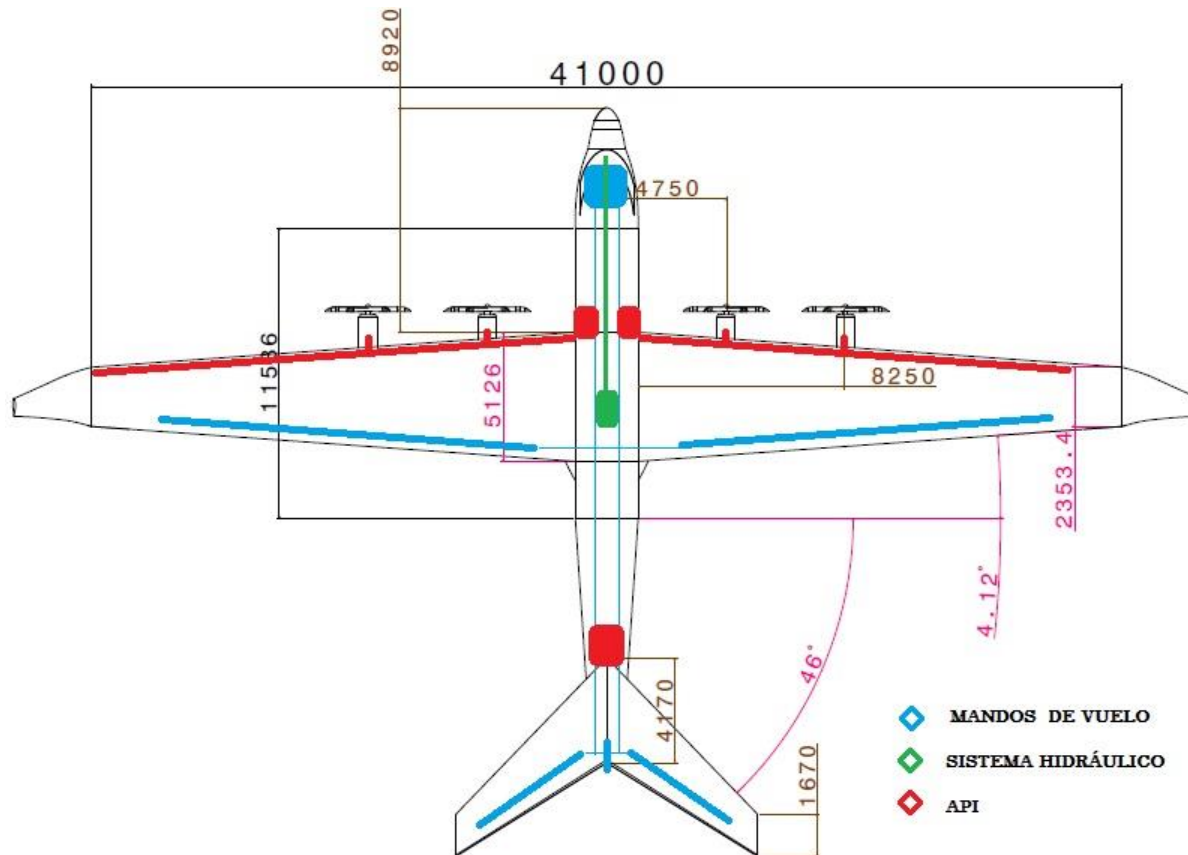
11,47 m



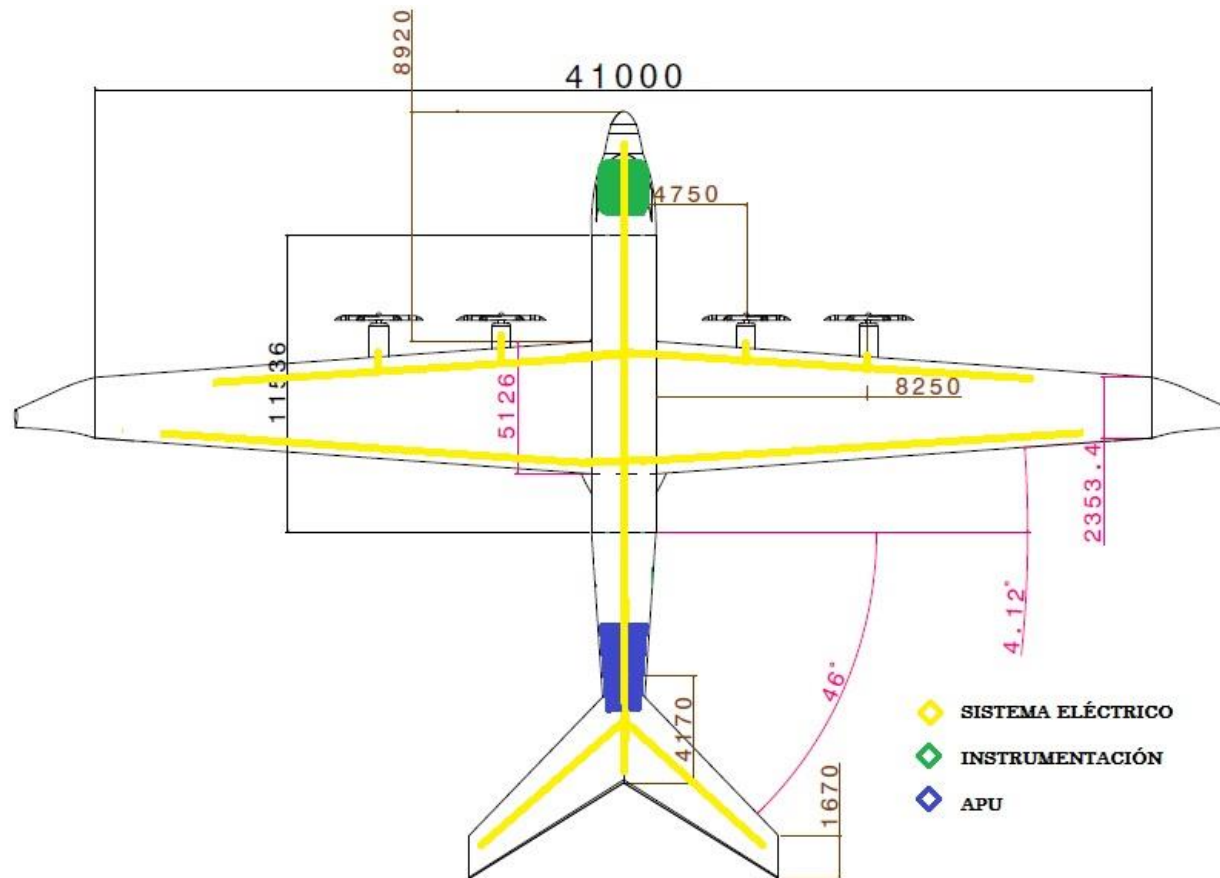
# Sistemas



# Sistemas



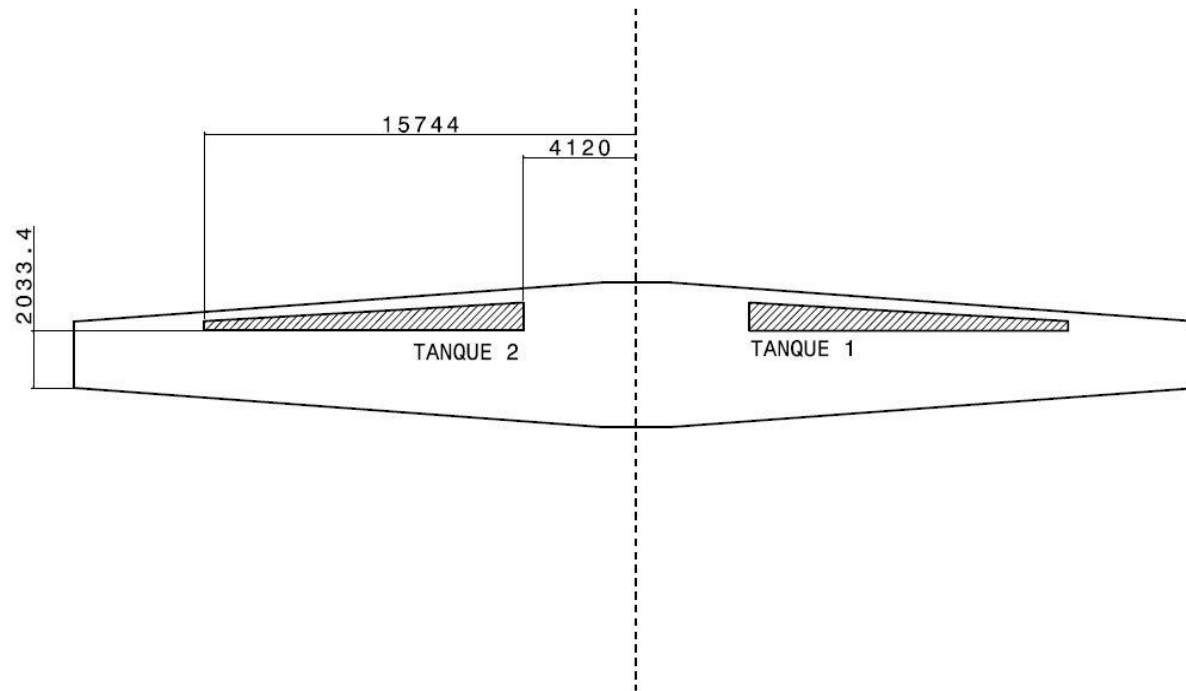
# Sistemas



# Sistemas. Centro de gravedad

Sistema	C.d.g total medido desde el morro (m)	Peso total (Kg)
Sistema eléctrico	14,81174352	484,522
Instrumentación	2,4	306,247
APU	24	198,199
Sistema de mandos de vuelo	8,858505254	861,591
Sistema hidráulico	12,07969394	330,332
API	14,4914975	638,929
Oxígeno	12	57,3233
Furnishing	7	1086,21
Baggage Cargo	15	890,114
<b>Total</b>	<b>11,0125</b>	<b>5201,3963</b>

# Sistemas

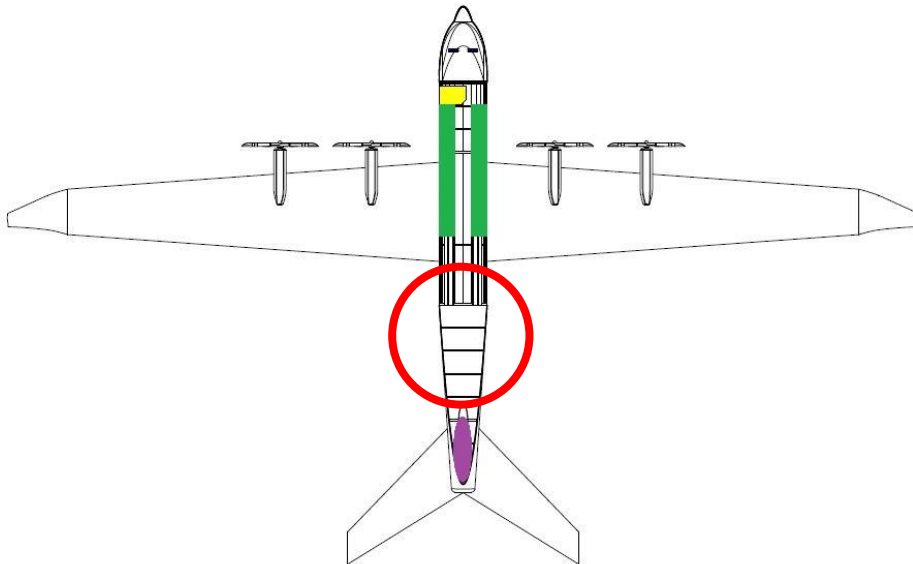


Centro de gravedad

10,275 m del morro

# Futuras mejoras

- ▶ Aprovechamiento del espacio sobrante
- ▶ APU con células de combustible



DISEÑO Y SISTEMAS

# AERODINÁMICA

ESTRUCTURAS

ESTABILIDAD Y CONTROL

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

# SECTOR AERODINÁMICA



Antonio Checa  
Cañadas



Sara Jiménez  
Alfaro



Juan Antonio  
Cabrera González

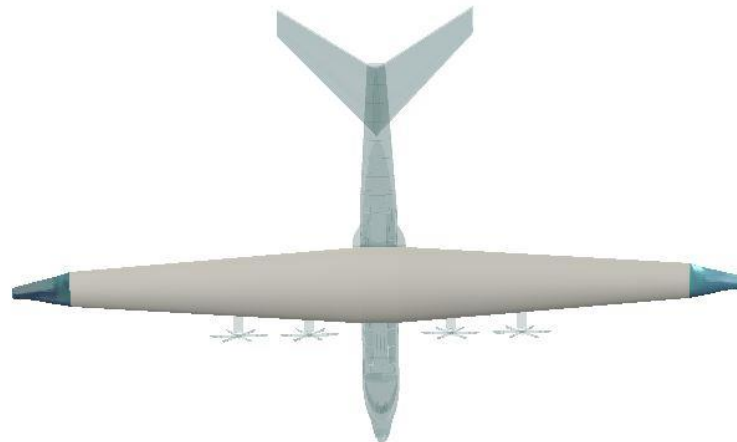
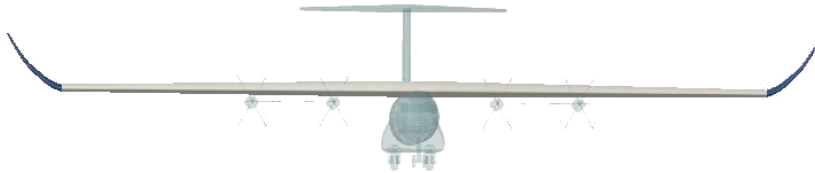
Aspectos geométricos  
Estudios Aerodinámicos  
Otros aspectos



# AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

## Dimensionamiento del ala

- ▶ **Ala tipo hexagonal**, puesto que es la más eficiente para velocidades de misión bajas.
- ▶ **Ala alta**, siendo las ventajas de esta configuración las más adecuadas para las necesidades de la aeronave.



# AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

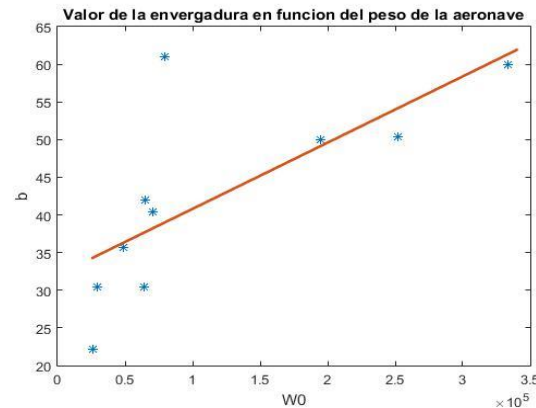
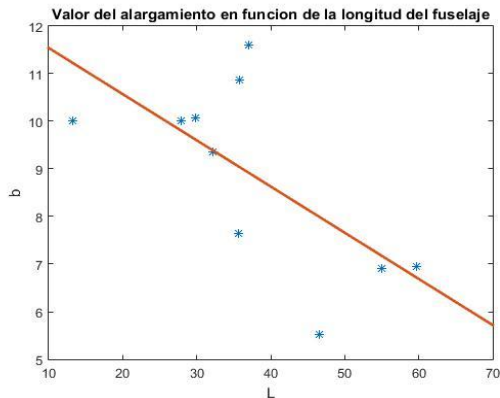
## Dimensionamiento del ala

- ▶ Ala tipo hexagonal, puesto que es la más eficiente para velocidades de misión bajas.
- ▶ Ala alta, siendo las ventajas de esta configuración las más adecuadas para las necesidades de la aeronave.

Superficie	Alargamiento	Envergadura
153 m <sup>2</sup>	10,98	41 m

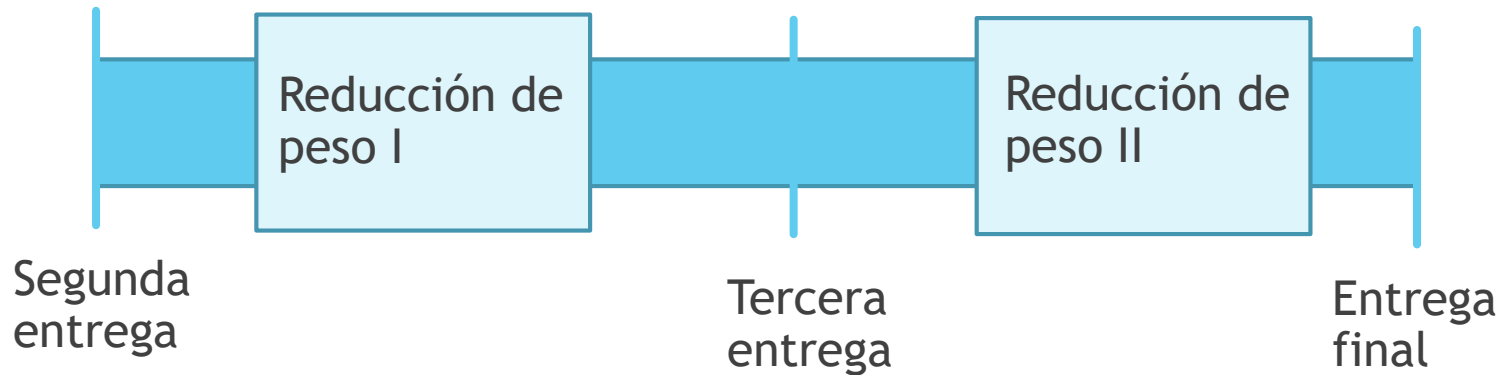
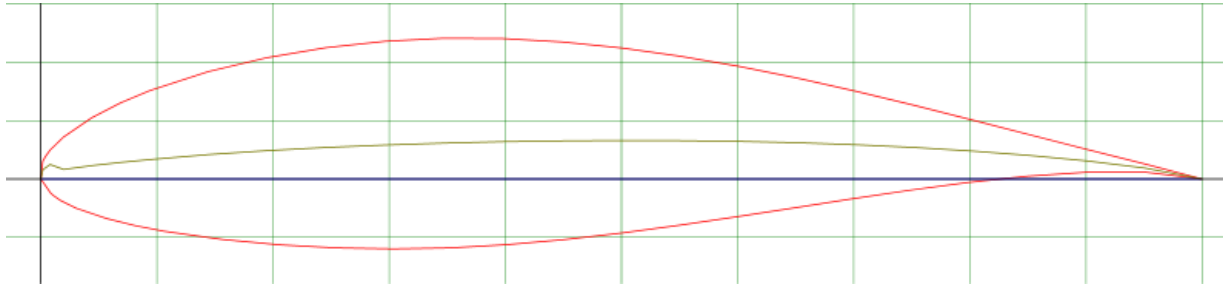
Regresiones

Eficiencia



# AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

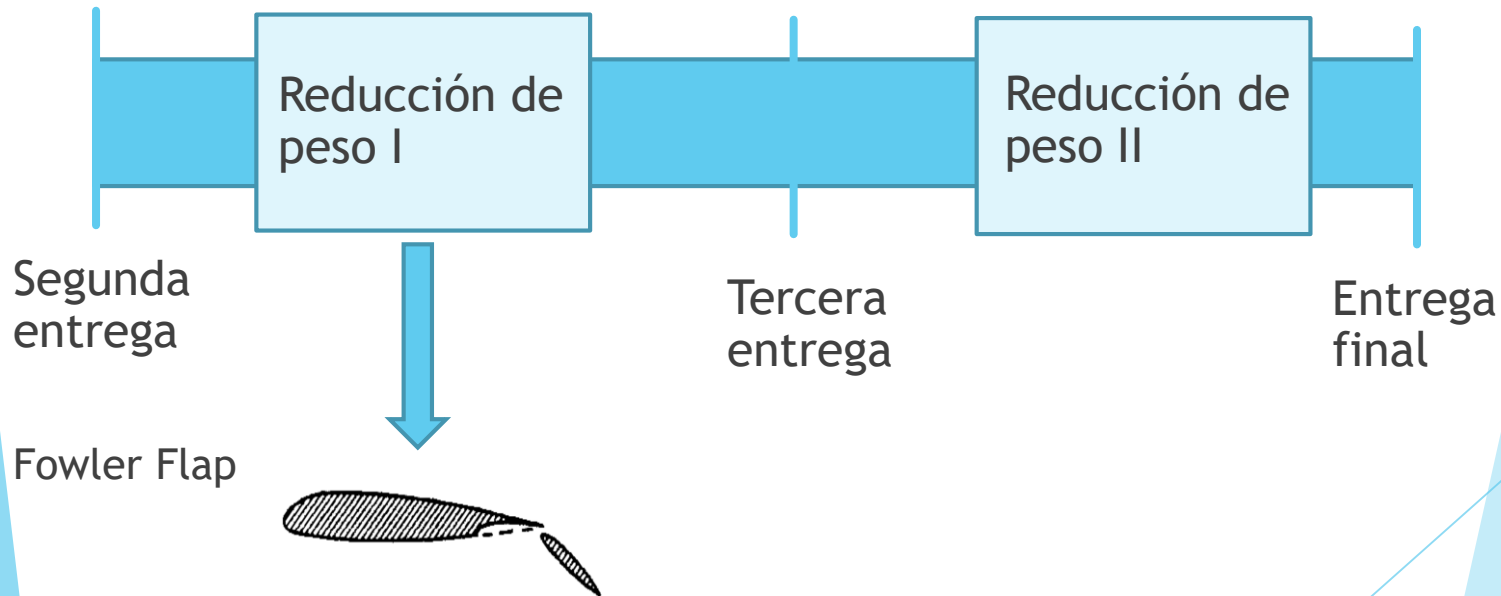
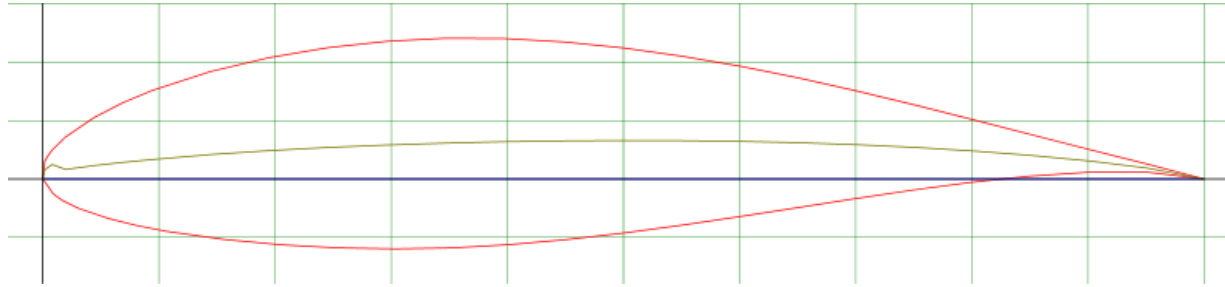
## Elección de perfiles



# AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

## Elección de perfiles

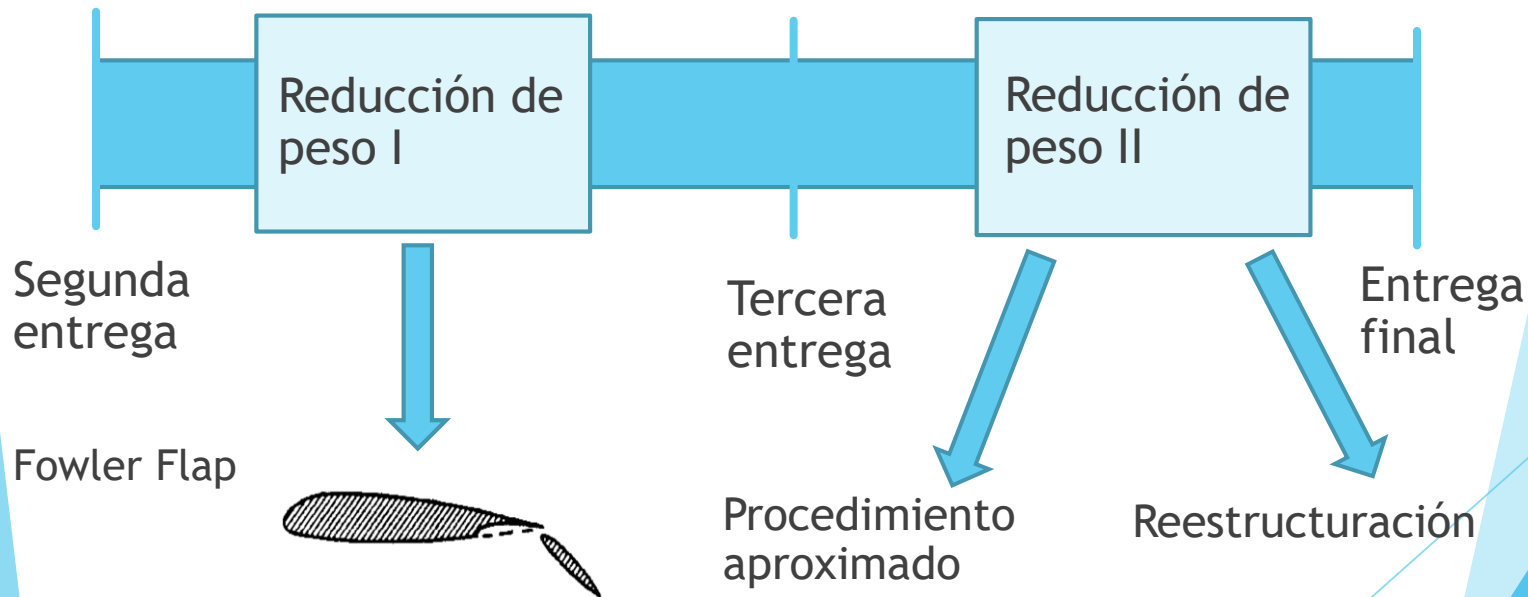
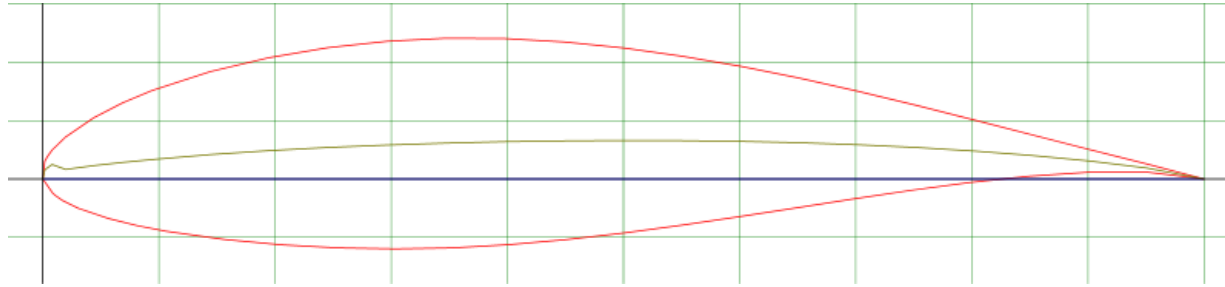
63(3)-618



# AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

## Elección de perfiles

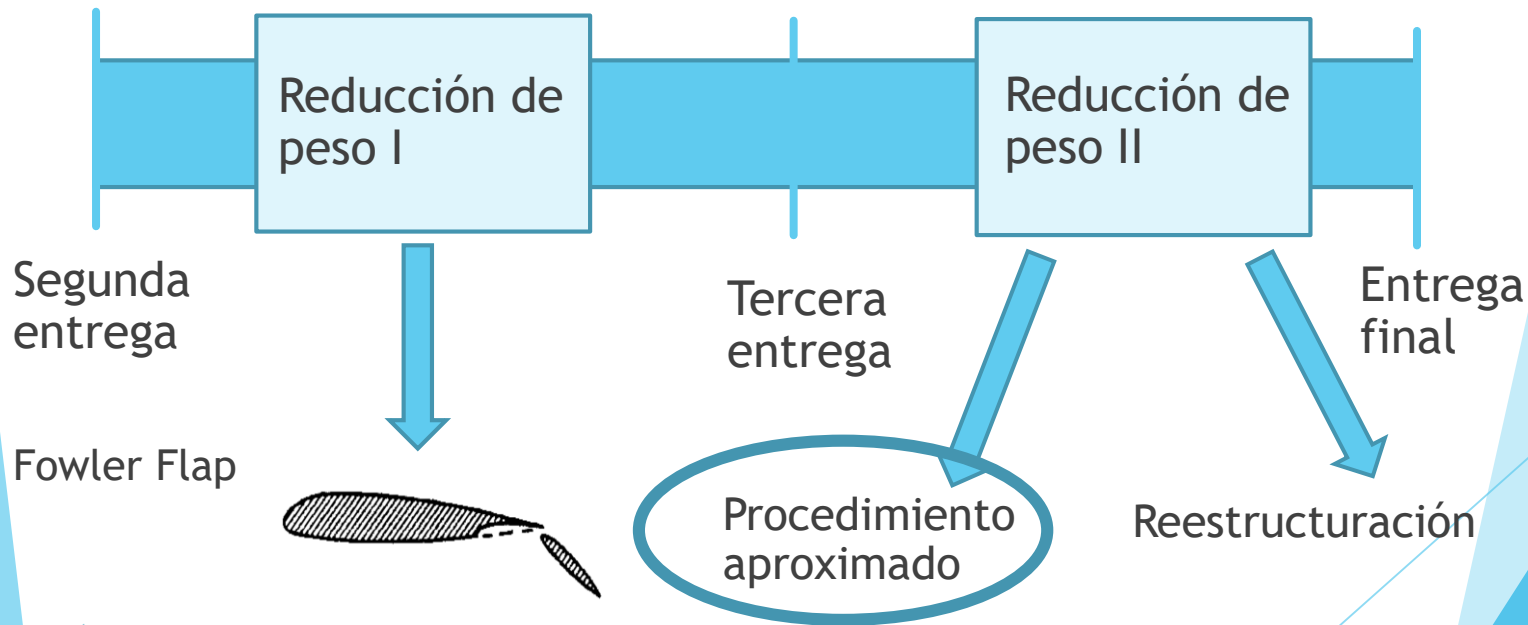
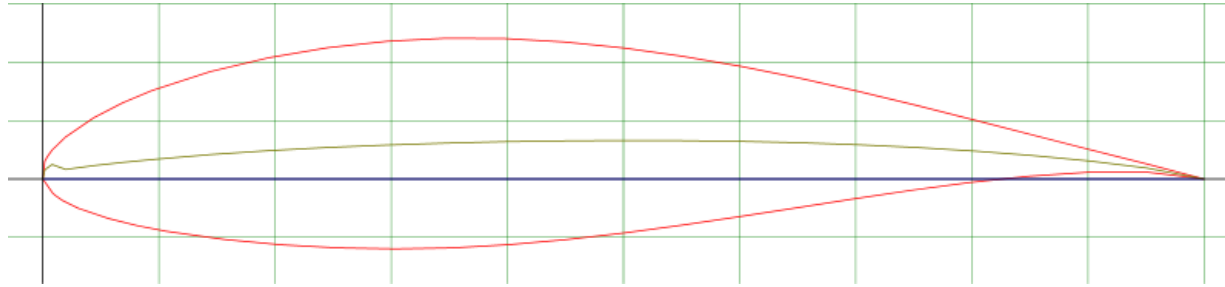
63(3)-618



# AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

## Elección de perfiles

63(3)-618



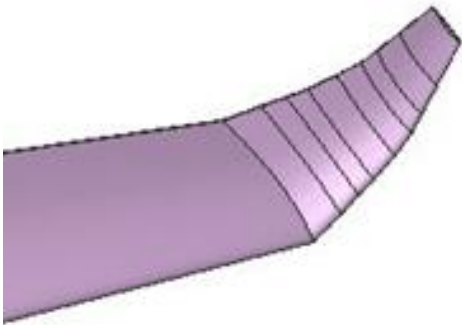
# AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

## Winglets

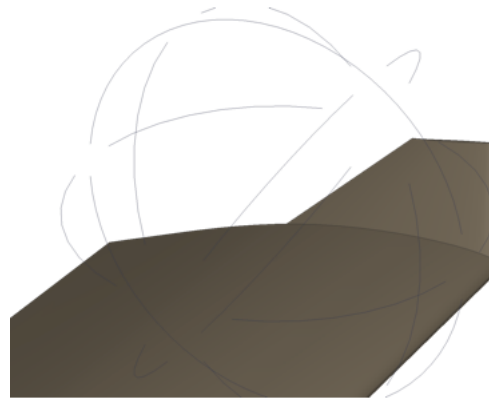
- ▶ Misión principal es la reducir la resistencia inducida, lo cual mejora la eficiencia aerodinámica.
- ▶ Reduce el consumo de combustible.
- ▶ Reduce las emisiones de gases.
- ▶ Reduce el ruido que produce.



Extended winglet



Blended winglets



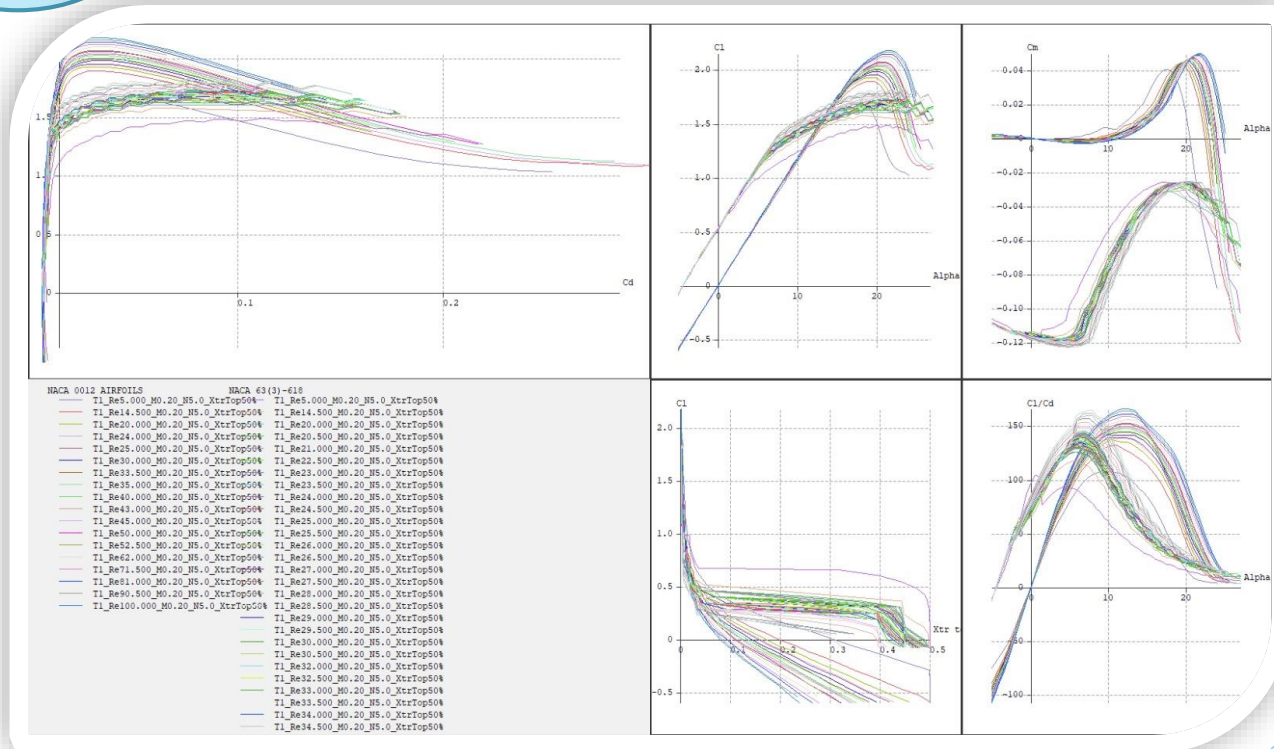
KC-135

# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## General

### Perfiles

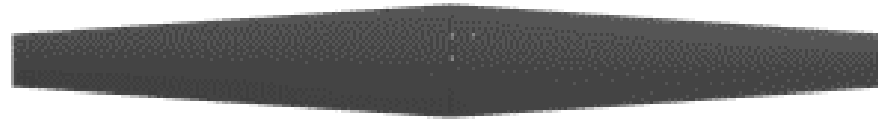
### Gráficas de perfiles de estabilizadores y ala



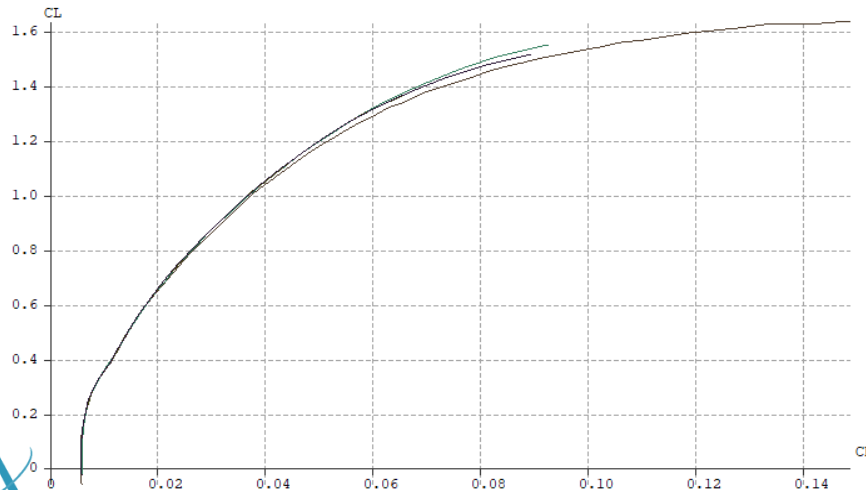


# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

Ala **sin** winglets



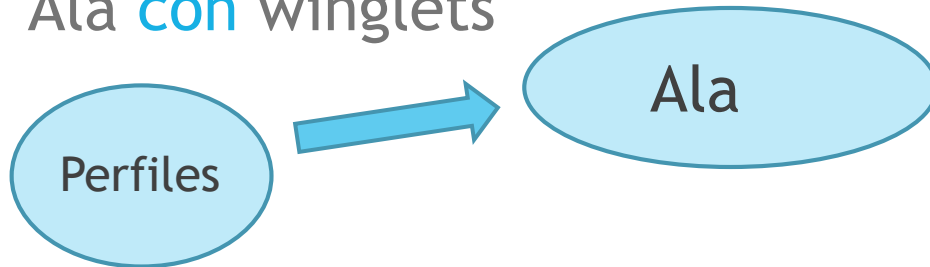
$C_{L\alpha}$	$C_{L_0}$	$C_{D_0}$	$C_{L_{\max}}$	$\alpha_{stall}$	$C_{m0}$	$X_{ca}$
4,98	0.38	0.01097	1,6132	22,5	-0.12436	1,55 m



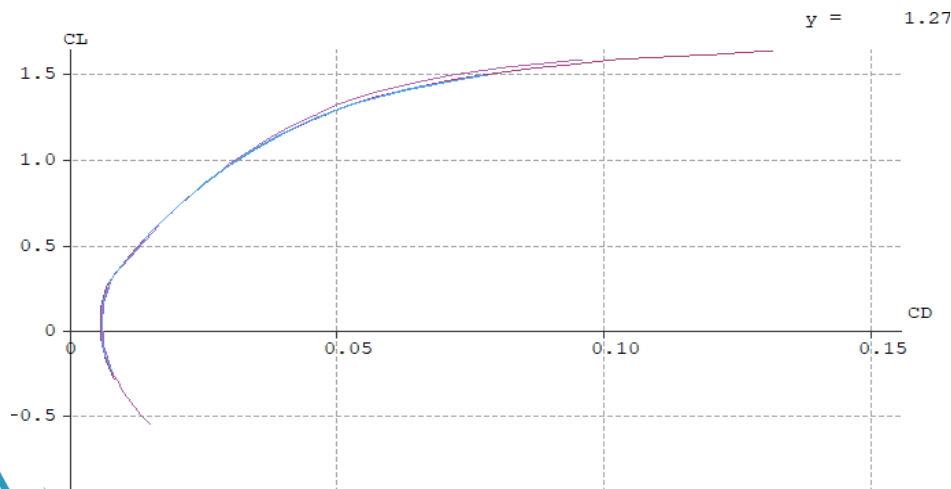
► Se ha analizado el ala con winglets en el programa XFLR5.

# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## Ala con winglets



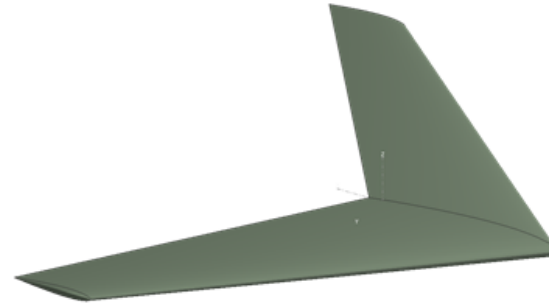
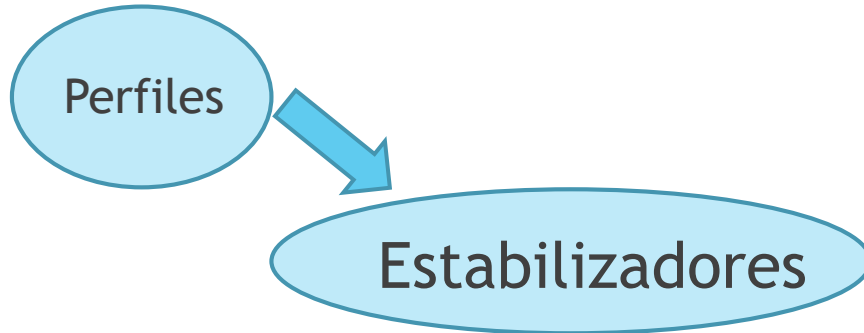
$C_{L\alpha}$	$C_{L_0}$	$C_{D_0}$	$C_{L_{\max}}$	$\alpha_{stall}$	$C_{m0}$	$X_{ca}$
5,22	0,428	0,00588	1.6219	21	-0,1247	1,6 m



- ▶ Se ha analizado el ala con winglets en el programa XFLR5.
- ▶ Tener en cuenta no meter dos veces el efecto del winglets.
- ▶ Datos en crucero.

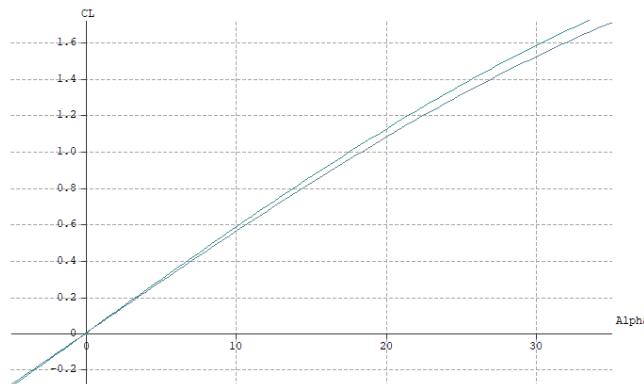
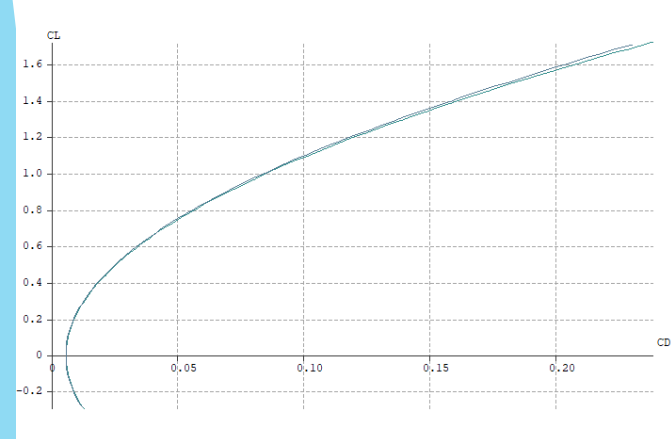
# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## Estabilizador horizontal



$C_{L\alpha}$	$C_{L_0}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{stall}$	$C_{m0}$	$X_{ca}$
3,5356	0	1,8	25	0	3.87

- ▶ Se ha analizado el estabilizador horizontal en el programa XFLR5.
- ▶ Se ha seleccionado como “ala”.

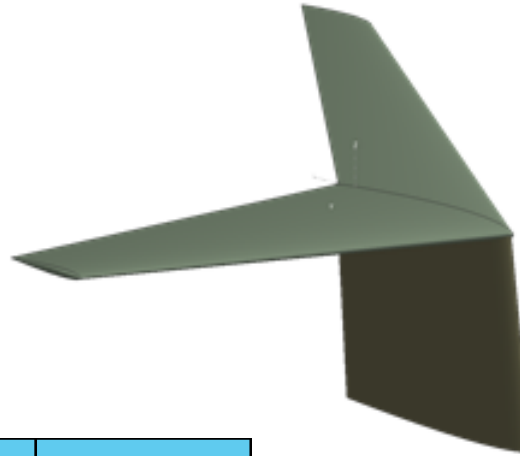


# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## Estabilizador vertical

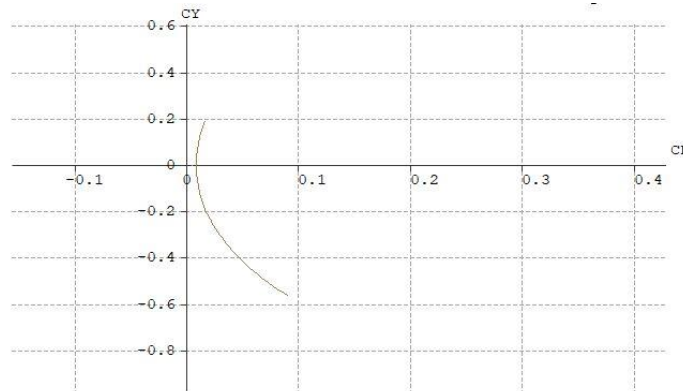
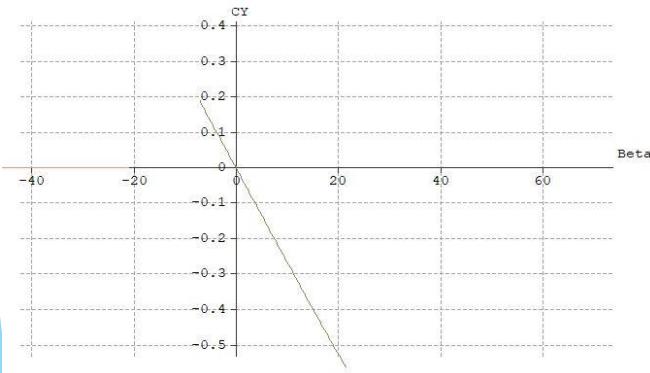
Perfiles

Estabilizadores



$C_{L\alpha}$	$C_{L_0}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{stall}$	$C_{m0}$
3.5	0	0,654	25	0

Se ha analizado el estabilizador vertical junto con el horizontal en el programa XFLR5.

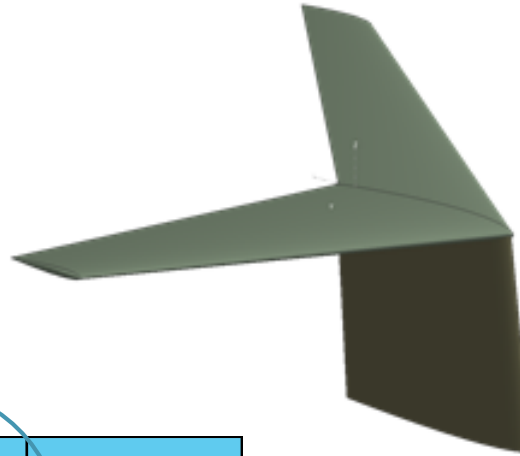


# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## Estabilizador vertical

Perfiles

Estabilizadores



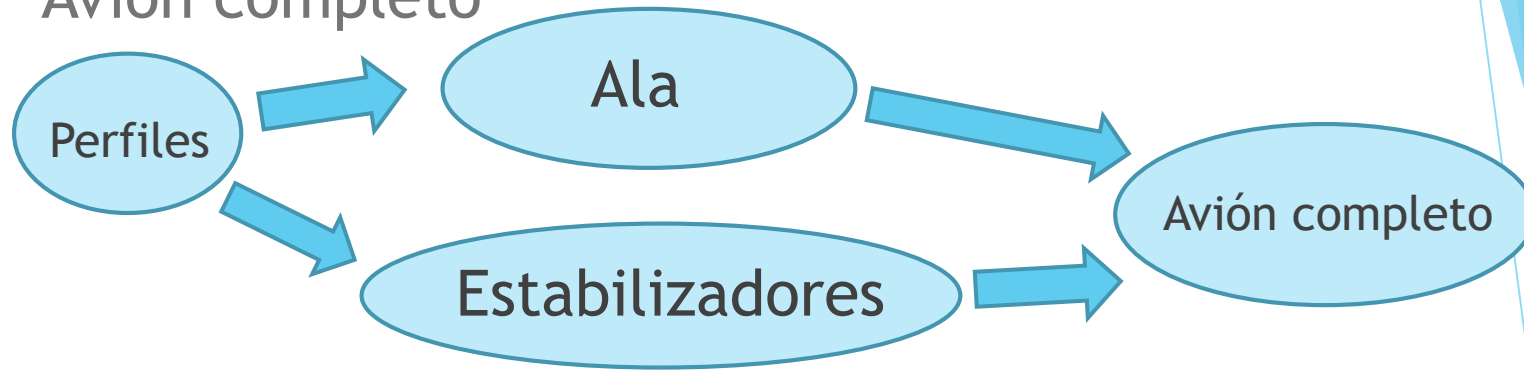
$C_{L\alpha}$	$C_{L_0}$	$C_{L_{\max}}$	$\alpha_{stall}$	$C_{m0}$
3.5	0	0,654	25	0

Se ha analizado el estabilizador vertical junto con el horizontal en el programa XFLR5.

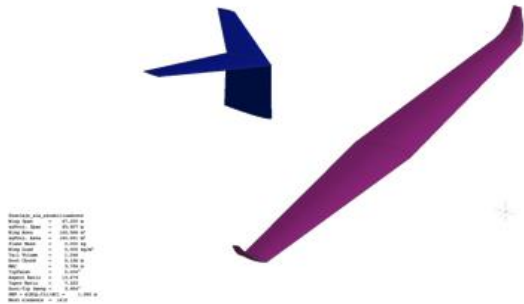
Hipótesis

# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

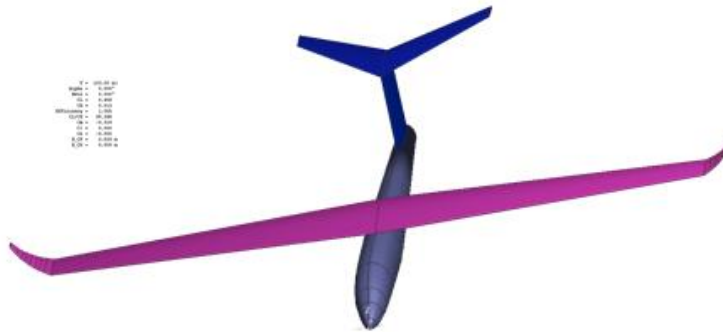
Avión completo



Estudios realizados

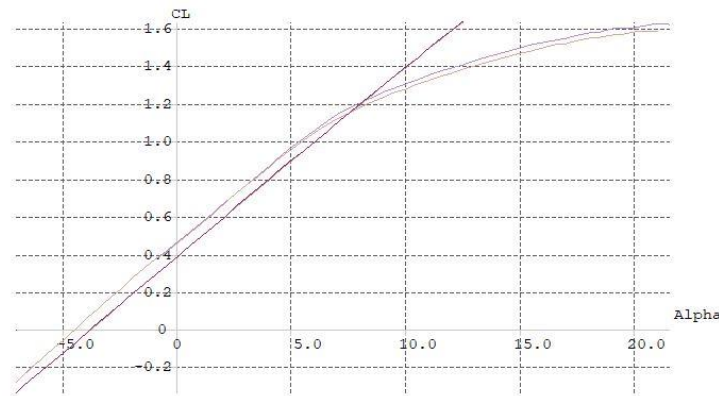
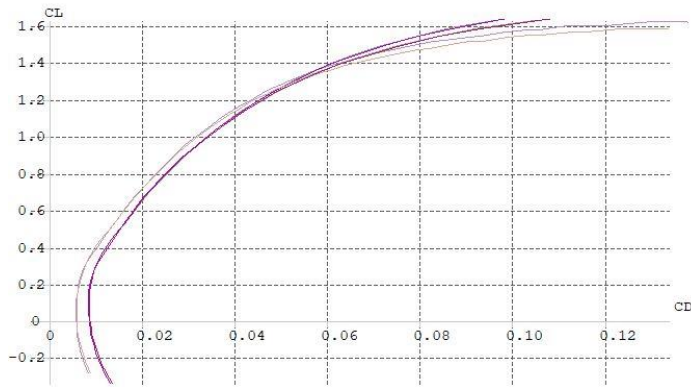
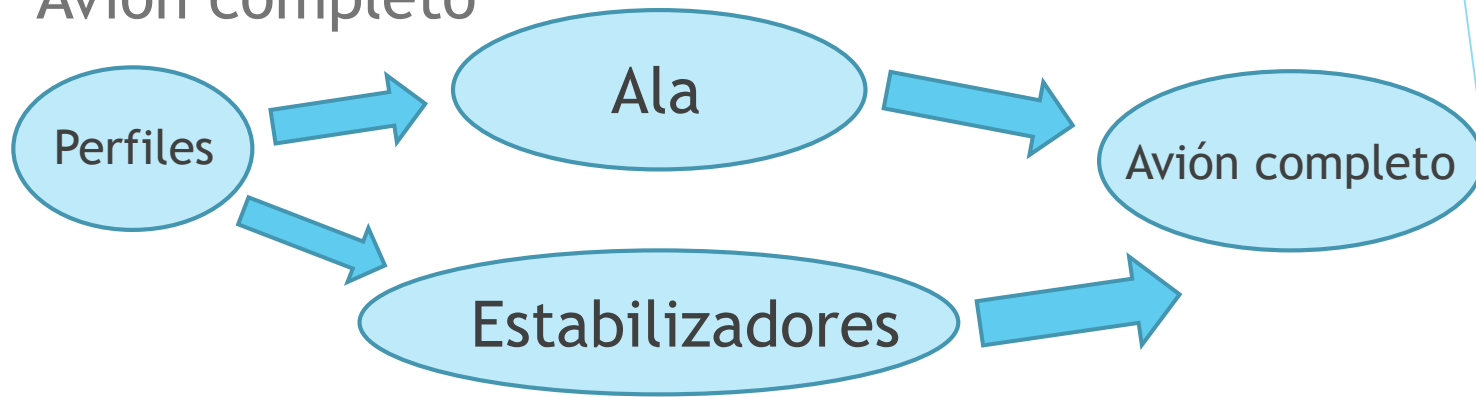


Estudios futuros



# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

Avión completo



# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## Polar del avión-Análisis XFLR5

Estimación inicial



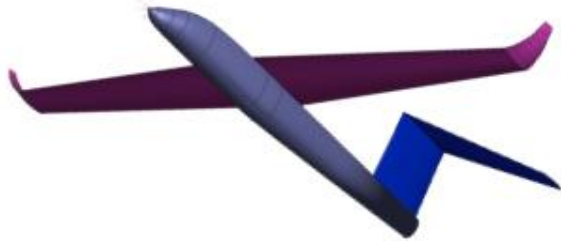
CBM+XFLR5



Polar compensada



Reiteración: mejorar  
aproximaciones del  
cálculo





# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## Polar del avión-Component Build and Method

- Para ser más conservadores a la hora del cálculo de los parámetros se ha considerado que a pesar de que algunos elementos tendrían materiales compuestos el régimen del fluido que se tiene es totalmente turbulento.

ELEMENTO	DESPEGUE	CRUCERO	ATERRIZAJE
ALA+HTP+VTP	0.0079	0.0077	0.0079
UPSWEEP	0.0013	0.0013	0.0013
LEAKAGES & PROTUBERANCES	0.002874	0.00114	0.00364
PODS	0.0029	0.0027	0.0029
GONDOLA	0.000899	0.000833	0.000899
TREN	0.0177	0	0.0177
FLAPS	0.0044	0	0.0133
FUSELAJE	0.0026	0.0026	0.0026
CD <sub>0</sub>	0.040573	0.016273	0.0501

# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## Polar del avión compensada

- ▶ Se han analizado en el programa XFLR5 y se ha obtenido la polar de todos los elementos que presentan perfiles HTP, VTP y ALA.
- ▶ Esto permite sacar la polar compensada de coeficientes constantes.

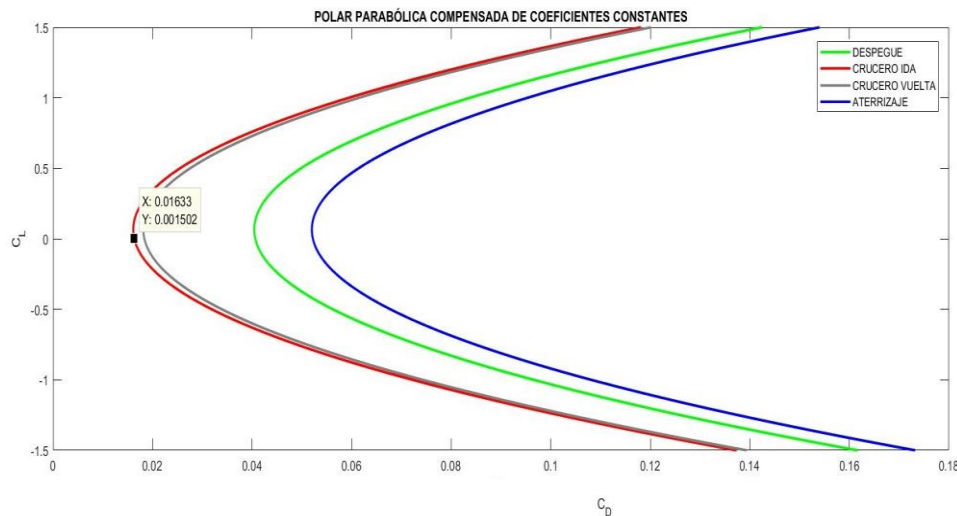
$$C_D = C_{D0} + K_1 C_L^2 - K_2 C_L$$

	$C_{Dmin}$	$C_{L_{Dmin}}$	$C_{D0}$ (ALA+VTP+HTP)	$K_2$	$K_1$
DATOS SIN WINGLETS	0,009055	0,051797	0,009185	0,005	0,0486
DATOS CON WINGLETS	0,00773	0,06427	0,0079	0,0064	0,0495

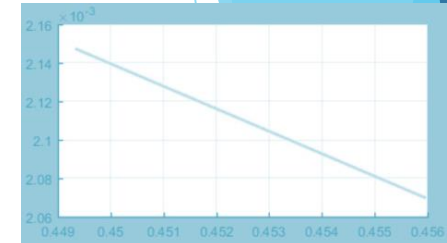
# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## Polar del avión-Mejora de la precisión

Se introduce la resistencia de trimado para ser más realistas:



CRUCERO DE IDA



CRUCERO DE VUELTA



El coeficiente de resistencia parásita cambia:

DESPEGUE	CRUCERO IDA	CRUCERO VUELTA	ATERRIZAJE
0,04065	0,01634	0,01837	0,05222

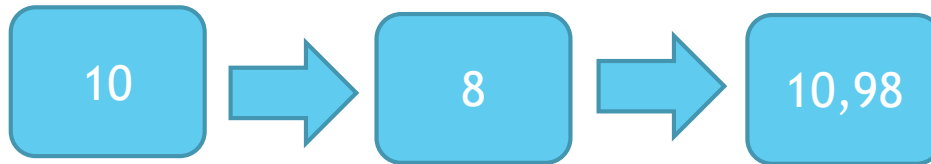
# AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

## Eficiencia aerodinámica

- ▶ La eficiencia se determina con la ecuación:

$$E_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{d0} * K}}$$

- ▶ Para mejorarla se procede a hacer cambio en el alargamiento.



- ▶ Se incluyen winglets para mejorar la eficiencia:

PRIMERA ITERACIÓN	SEGUNDA ITERACIÓN	TERCERA ITERACIÓN	CUARTA ITERACIÓN
16,53	15,618	17,348	17,58

- ▶ Los distintos valores de la eficiencia máxima en los tramos de la misión quedan recogidos a continuación

DESPEGUE	CRUCERO DE IDA	CRUCERO DE VUELTA	ATERRIAJE
11,146	17,58	16,58	9,83

# AERODINÁMICA. Otros aspectos

## Estudio a diferentes altitudes y velocidades

- ▶ Se han realizado tres análisis para verificar que todos los parámetros se pueden asimilar como constantes dependiendo de la velocidad y de la altura:
  - ▶ PRIMER ANALISIS: Análisis a 103 m/s y a 4000m.
  - ▶ SEGUNDO ANALISIS: Análisis a 115 m/s y a 4000m.
  - ▶ TERCER ANALISIS: Análisis a 115 m/s y a 8000m.

	PRIMER ANÁLISIS	SEGUNDO ANÁLISIS	TERCER ANÁLISIS
$C_{L\alpha}$	5,22	5,27	5,26
$C_{L_0}$	0,428	0,4319	0,432
$C_{D_0}$	0,00588	0,0059	0,00596
$C_{L_{\max}}$ (ala)	1,6219	1,59	1,57
$\alpha_{stall}$	21	21	21

# AERODINÁMICA. Otros aspectos

## Estudio a diferentes altitudes y velocidades

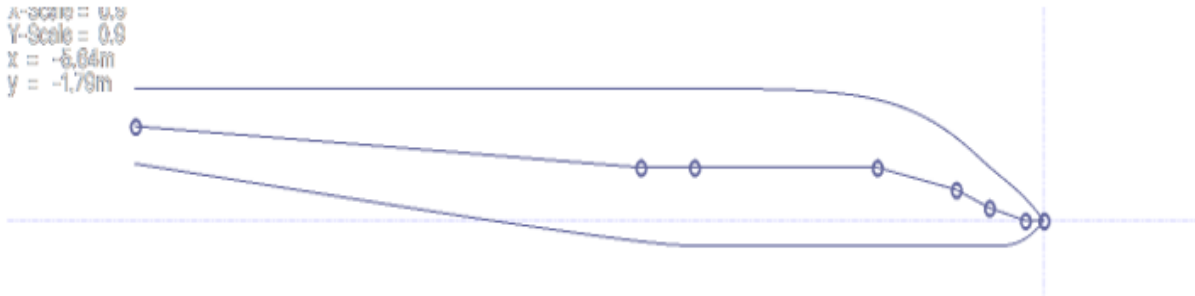
- ▶ Se han realizado tres análisis para verificar que todos los parámetros se pueden asimilar como constantes dependiendo de la velocidad y de la altura:
  - ▶ PRIMER ANALISIS: Análisis a 103 m/s y a 4000m.
  - ▶ SEGUNDO ANALISIS: Análisis a 115 m/s y a 4000m.
  - ▶ TERCER ANALISIS: Análisis a 115 m/s y a 8000m.

**Conclusión: los datos aerodinámicos no varían excesivamente en un rango cercano**

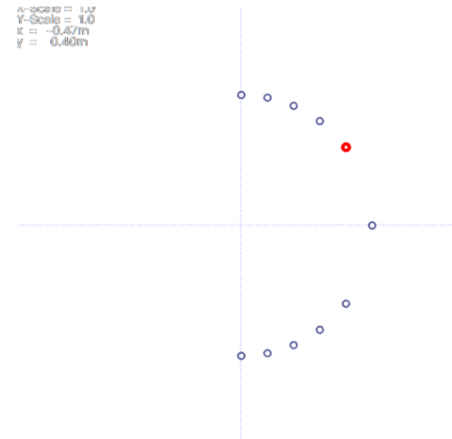
# AERODINÁMICA. Otros aspectos

## Nube de puntos del fuselaje

X-Scale = 0.9  
Y-Scale = 0.9  
x = -8.04m  
y = -1.79m



X-Scale = 1.0  
Y-Scale = 1.0  
x = -0.87m  
y = 0.40m



DISEÑO Y SISTEMAS

AERODINÁMICA

# ESTRUCTURAS

ESTABILIDAD Y CONTROL

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN



# SECTOR ESTRUCTURAS



Diego Gómez Jerez



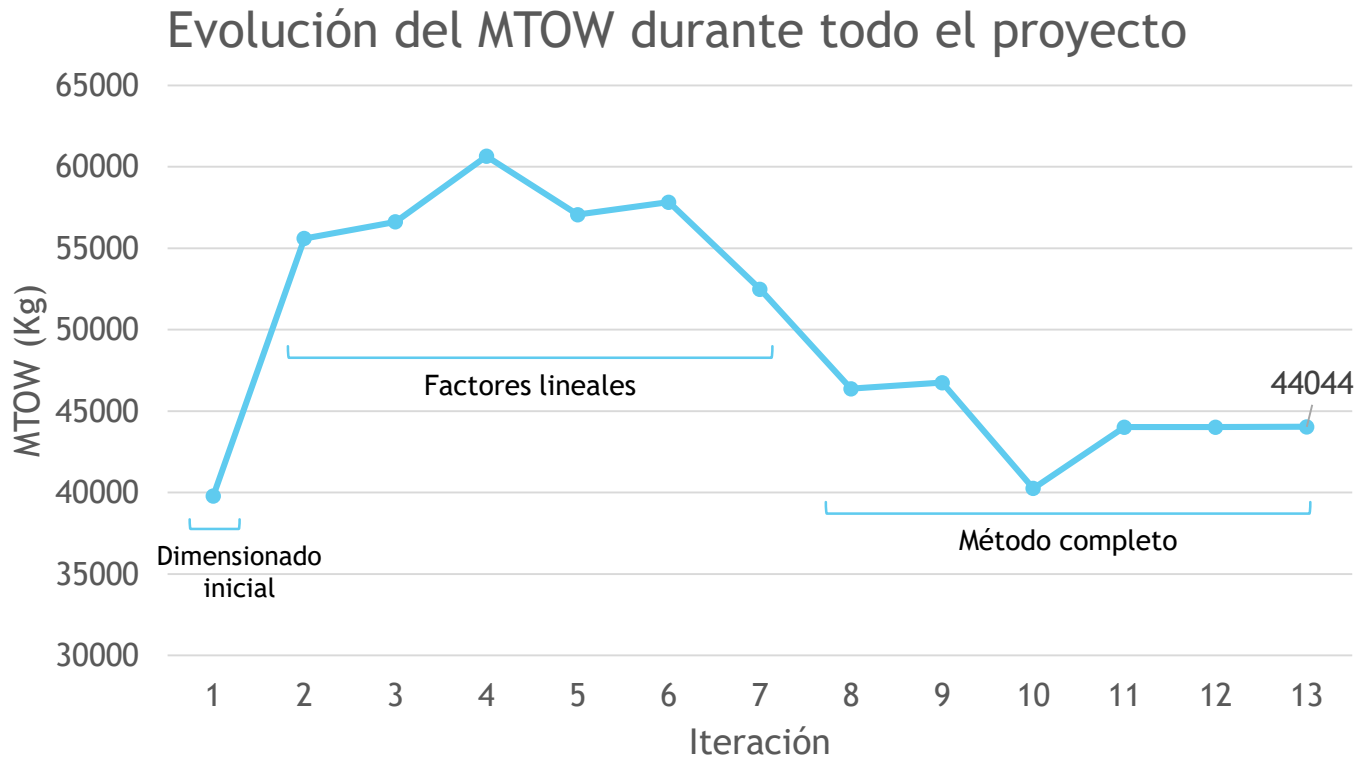
Jaime González de la  
Hera



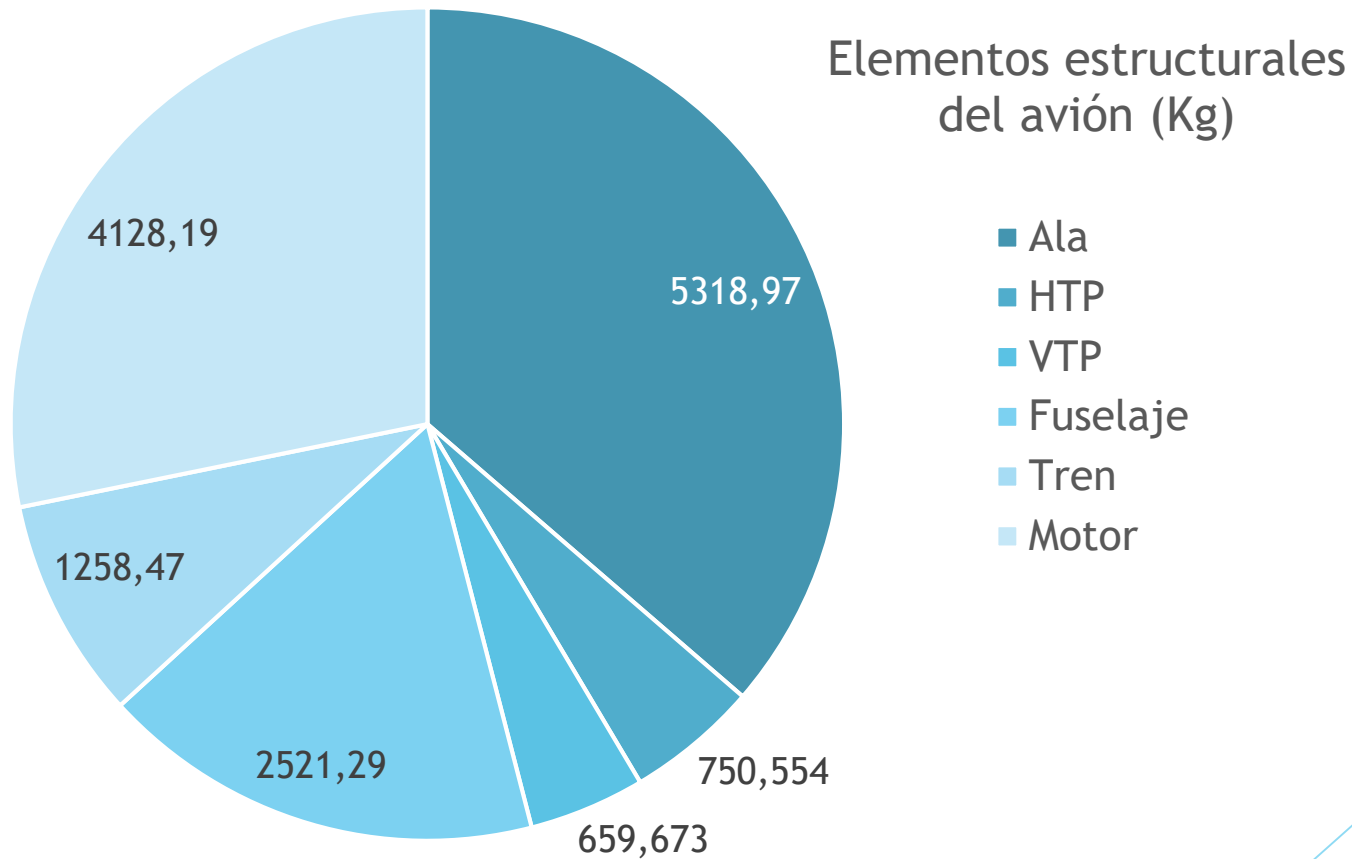
Mario Espejo Arco

Peso de la aeronave y de sistemas  
Centros de gravedad  
Esfuerzos y cargas  
Materiales

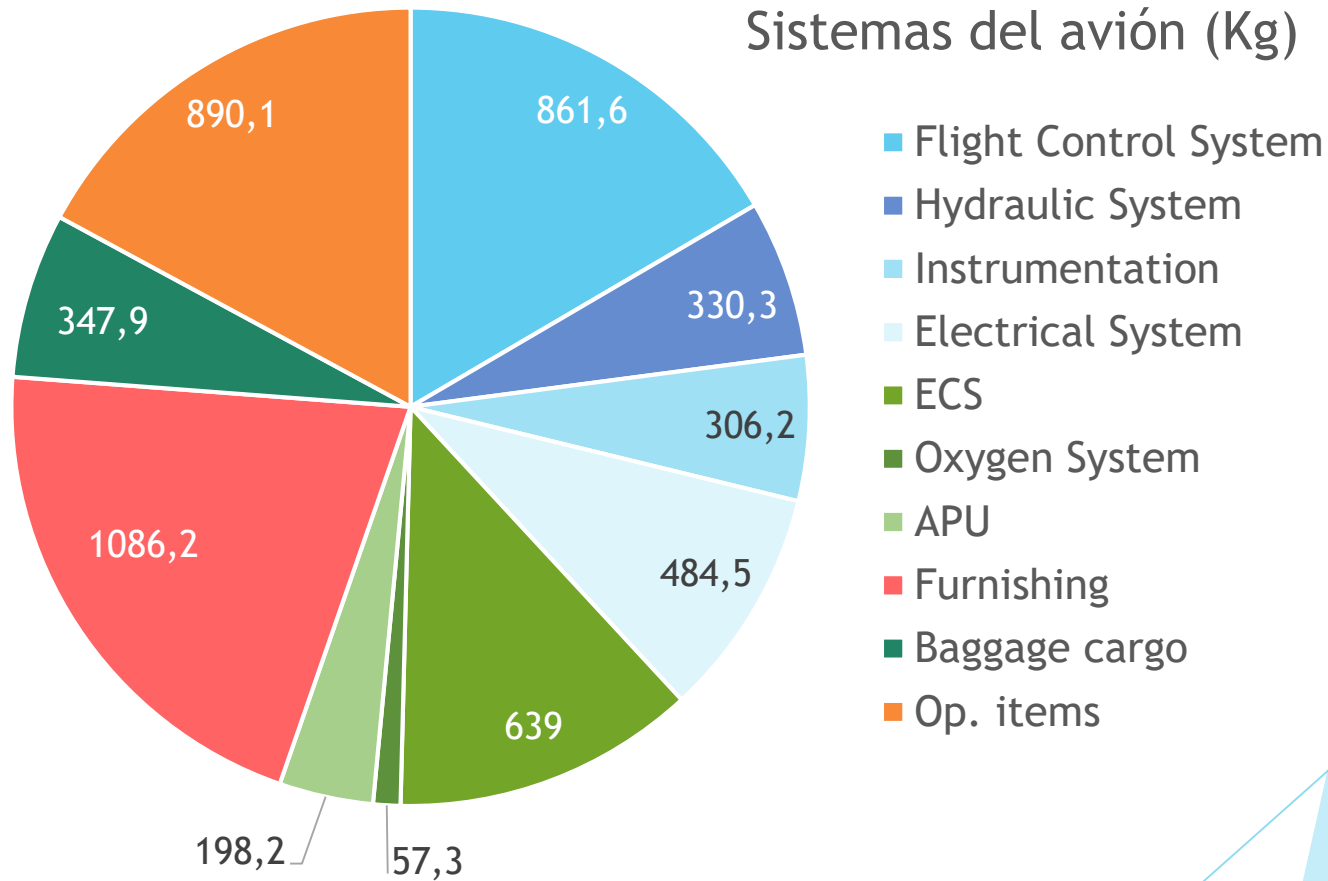
# Evolución de Pesos

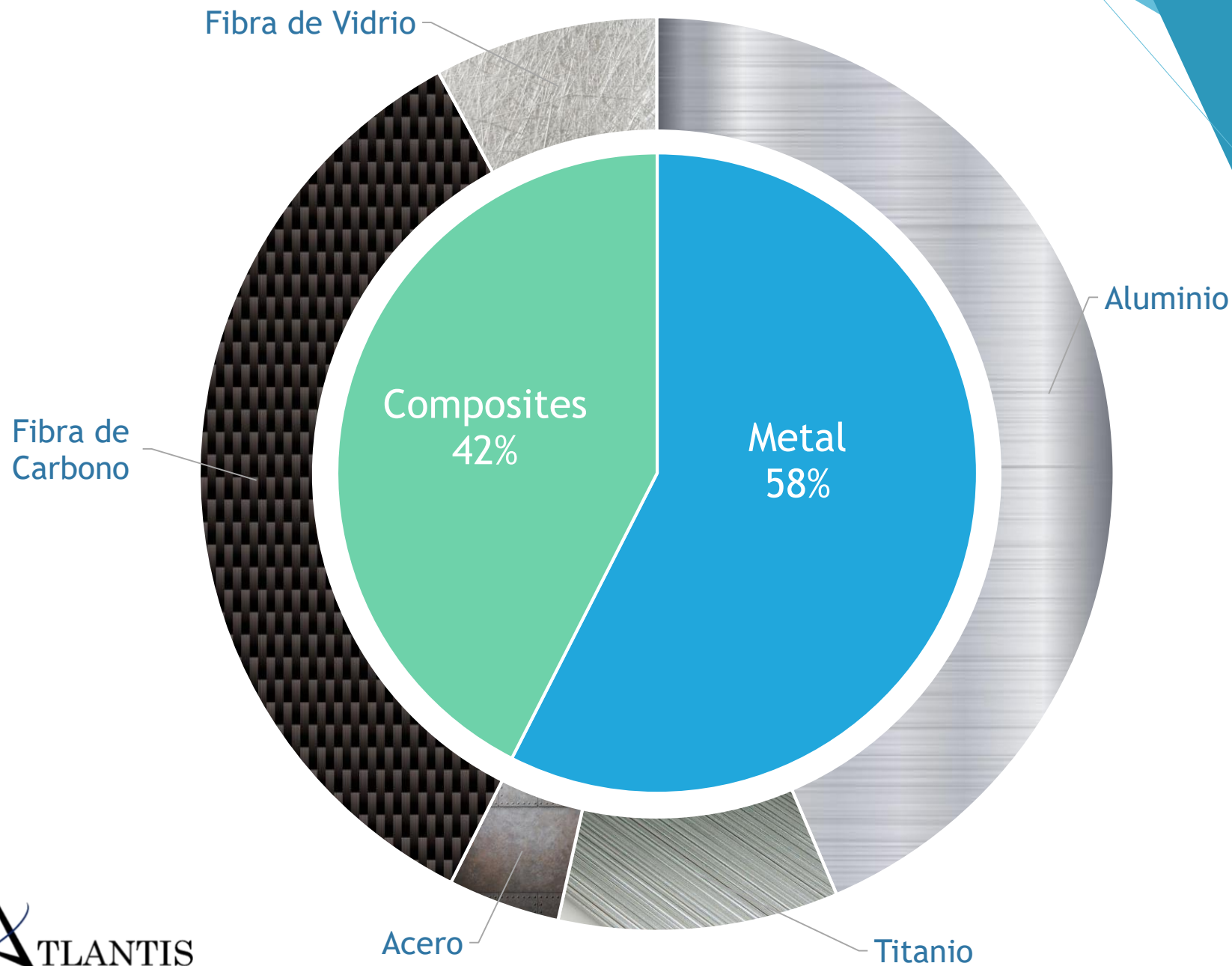


# Evolución de Pesos

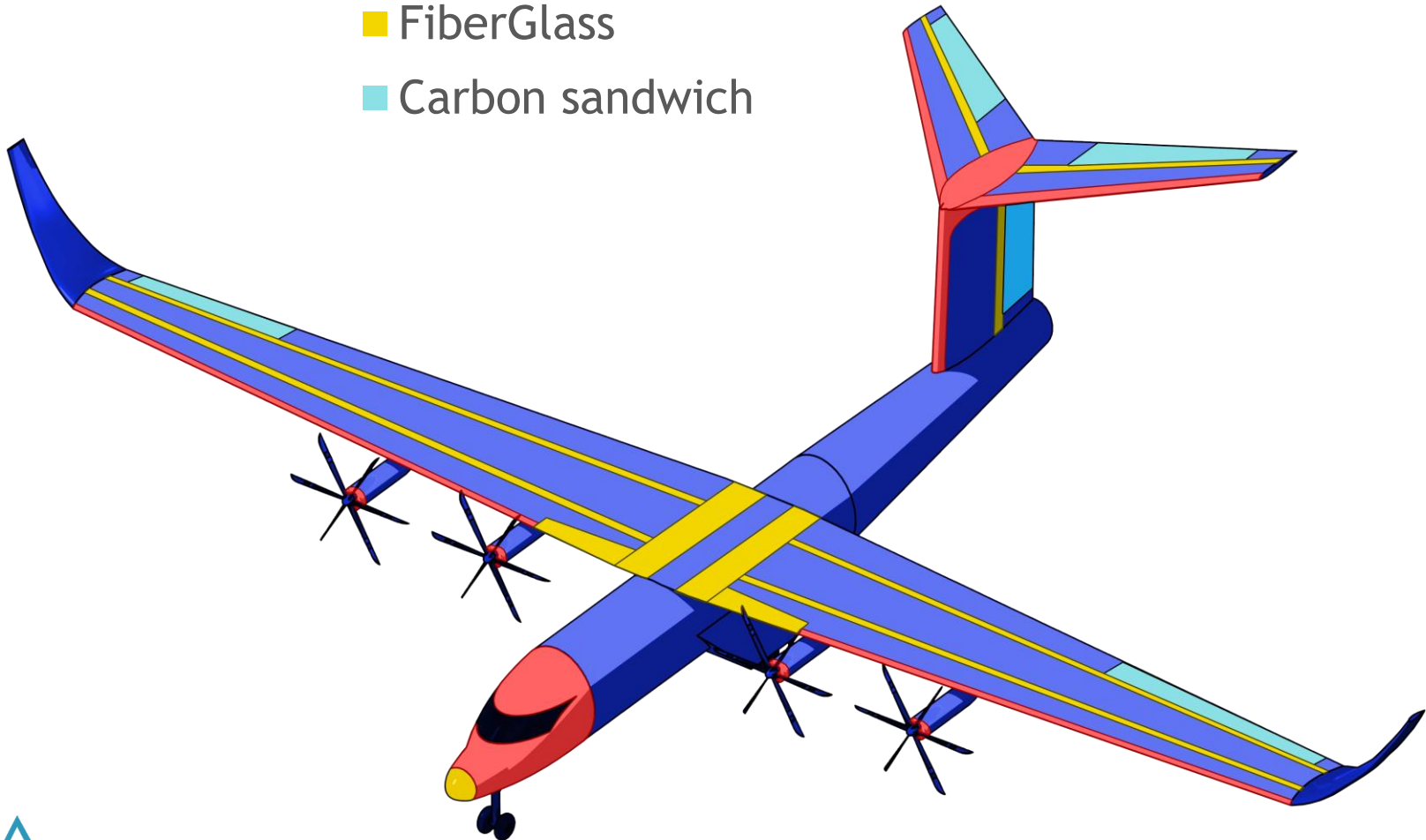


# Evolución de Pesos



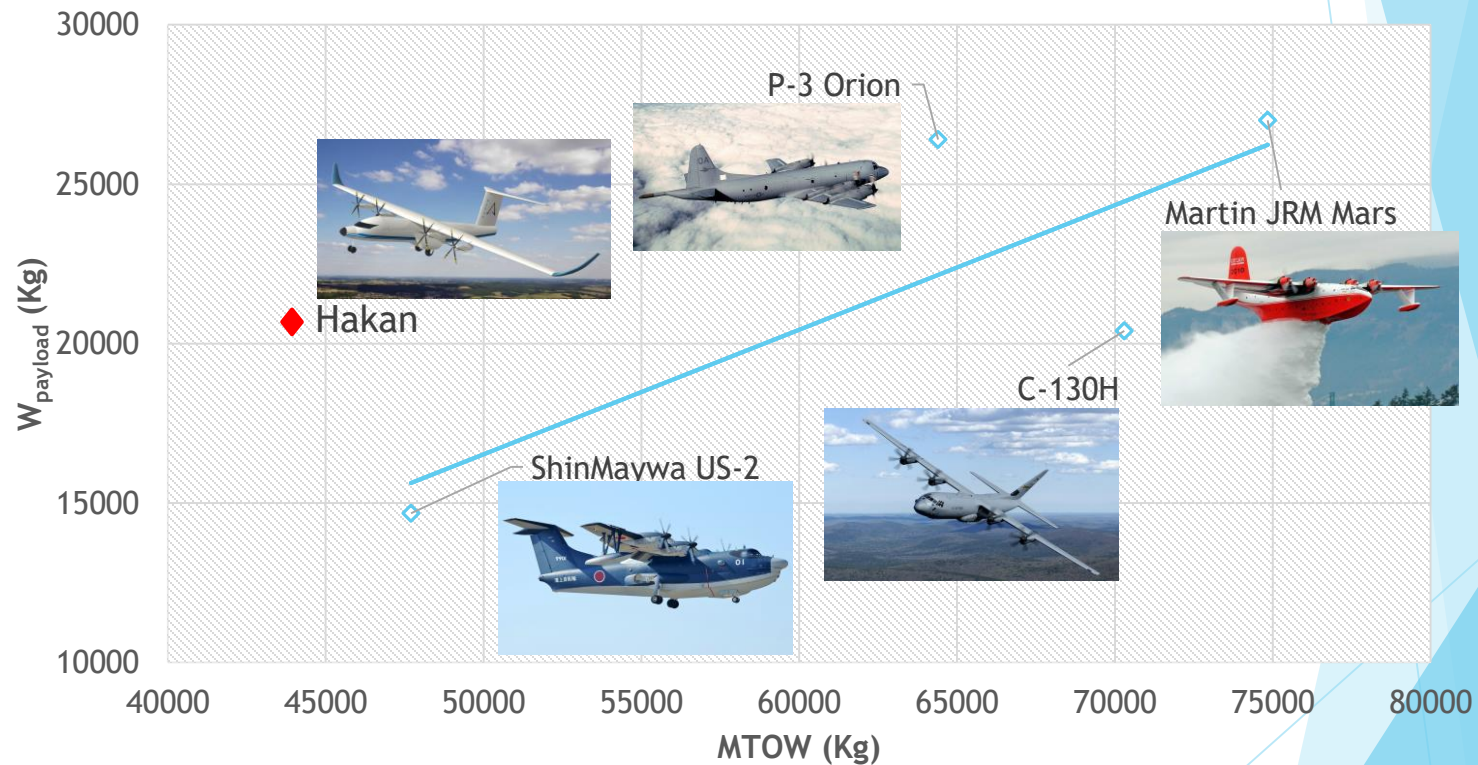


- Carbon Laminate
- Aluminum Alloy
- FiberGlass
- Carbon sandwich



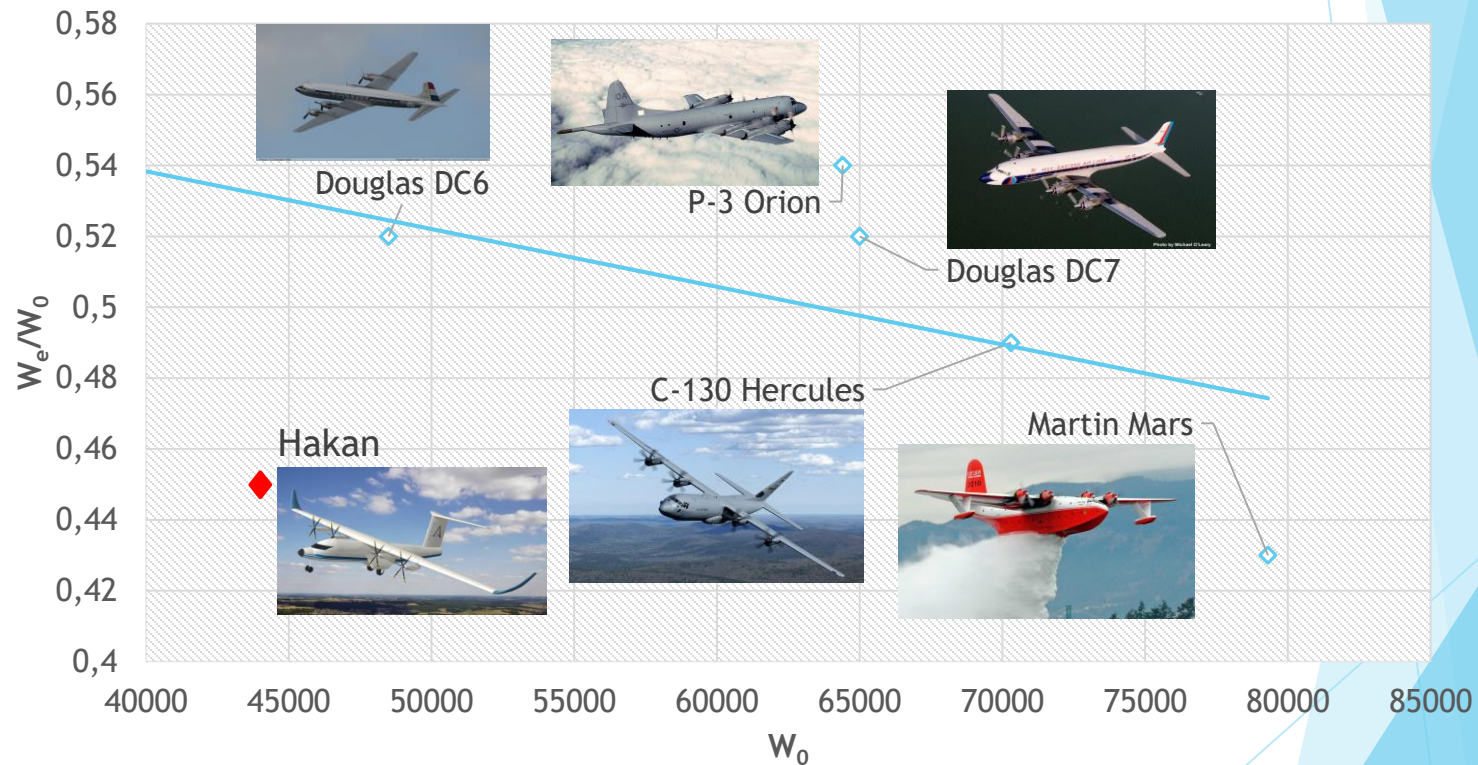
# Comparación con aeronaves similares

## PAYLOAD VS MTOW



# Comparación con aeronaves similares

Fracción de peso estructural vs  $W_0$





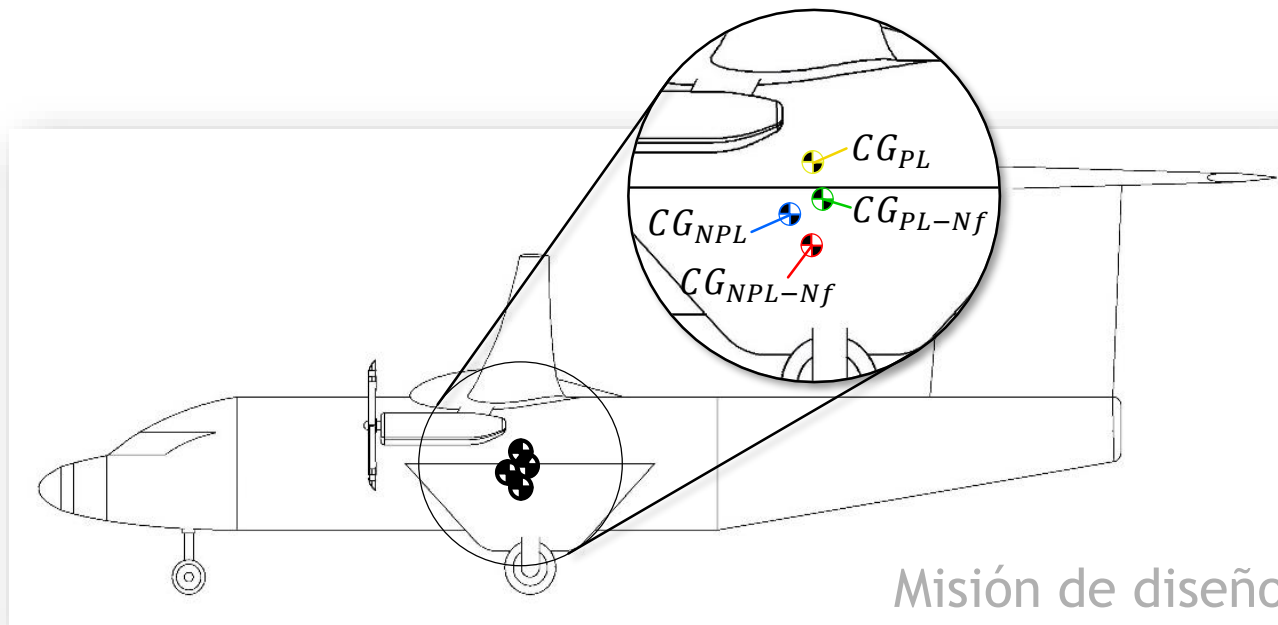
# Centros de gravedad

## Misión de diseño

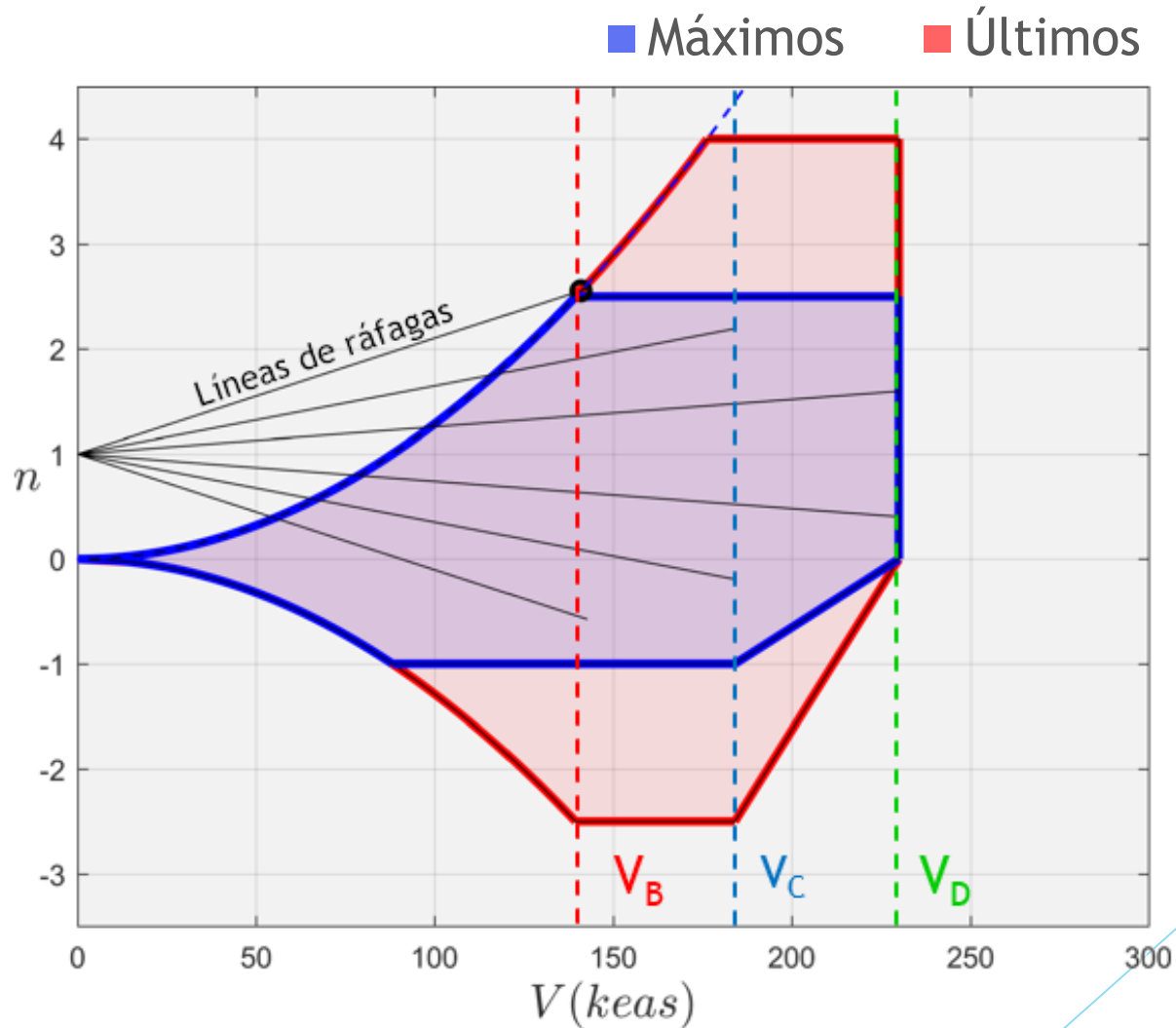
$X_{cg_{PL}} = 11,5893 \text{ m}$	$Z_{cg_{PL}} = 1,6893 \text{ m}$
$X_{cg_{PL-Nf}} = 11,7058 \text{ m}$	$Z_{cg_{PL-Nf}} = 1,4368 \text{ m}$
$X_{cg_{NPL}} = 11,2561 \text{ m}$	$Z_{cg_{NPL}} = 1,2513 \text{ m}$
$X_{cg_{NPL-Nf}} = 11,4317 \text{ m}$	$Z_{cg_{NPL-Nf}} = 0,9988 \text{ m}$

## Misión de ferry

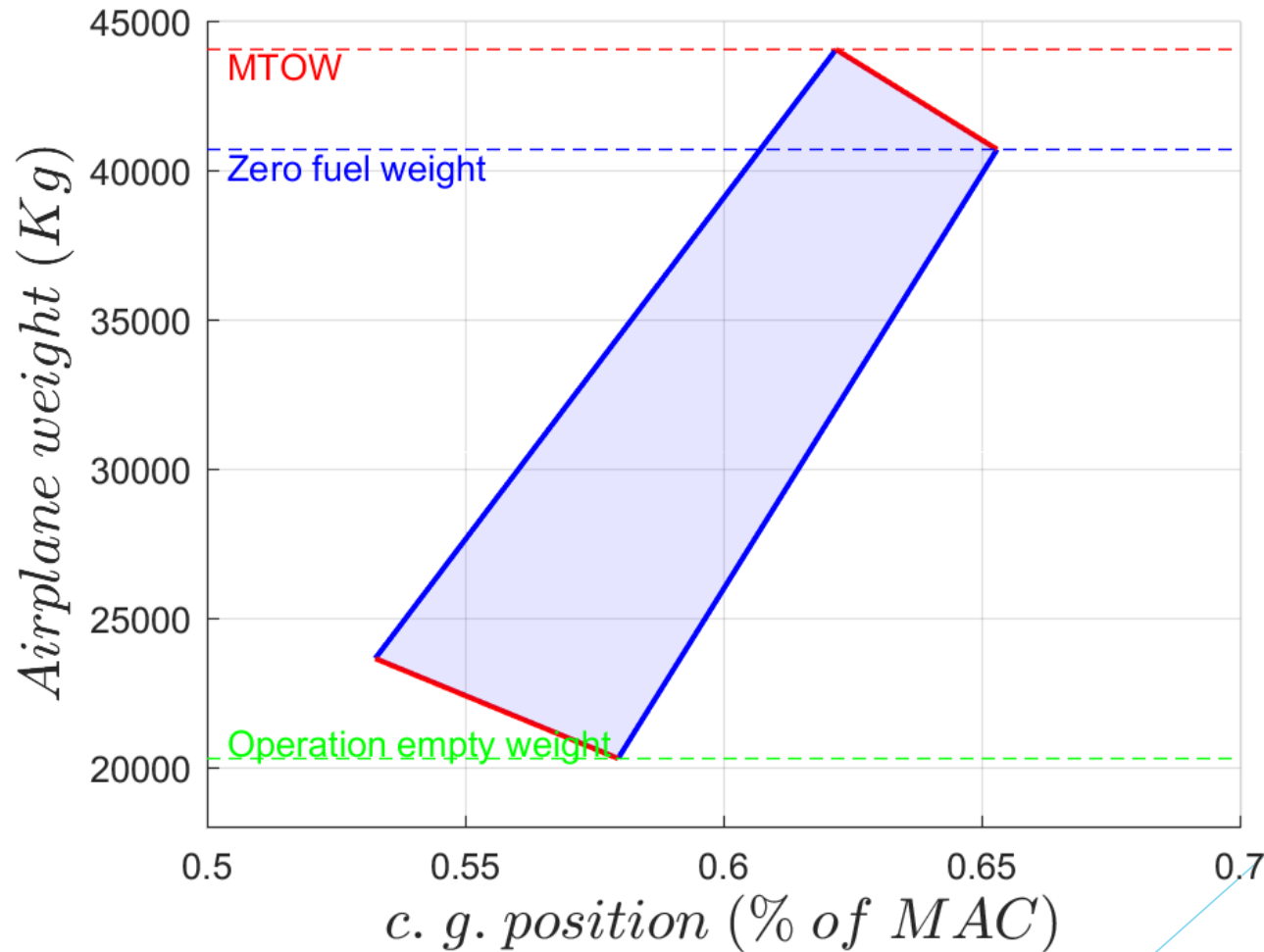
$X_{cg_{PL}} = 11,1286 \text{ m}$
$X_{cg_{PL-Nf}} = 11,4322 \text{ m}$



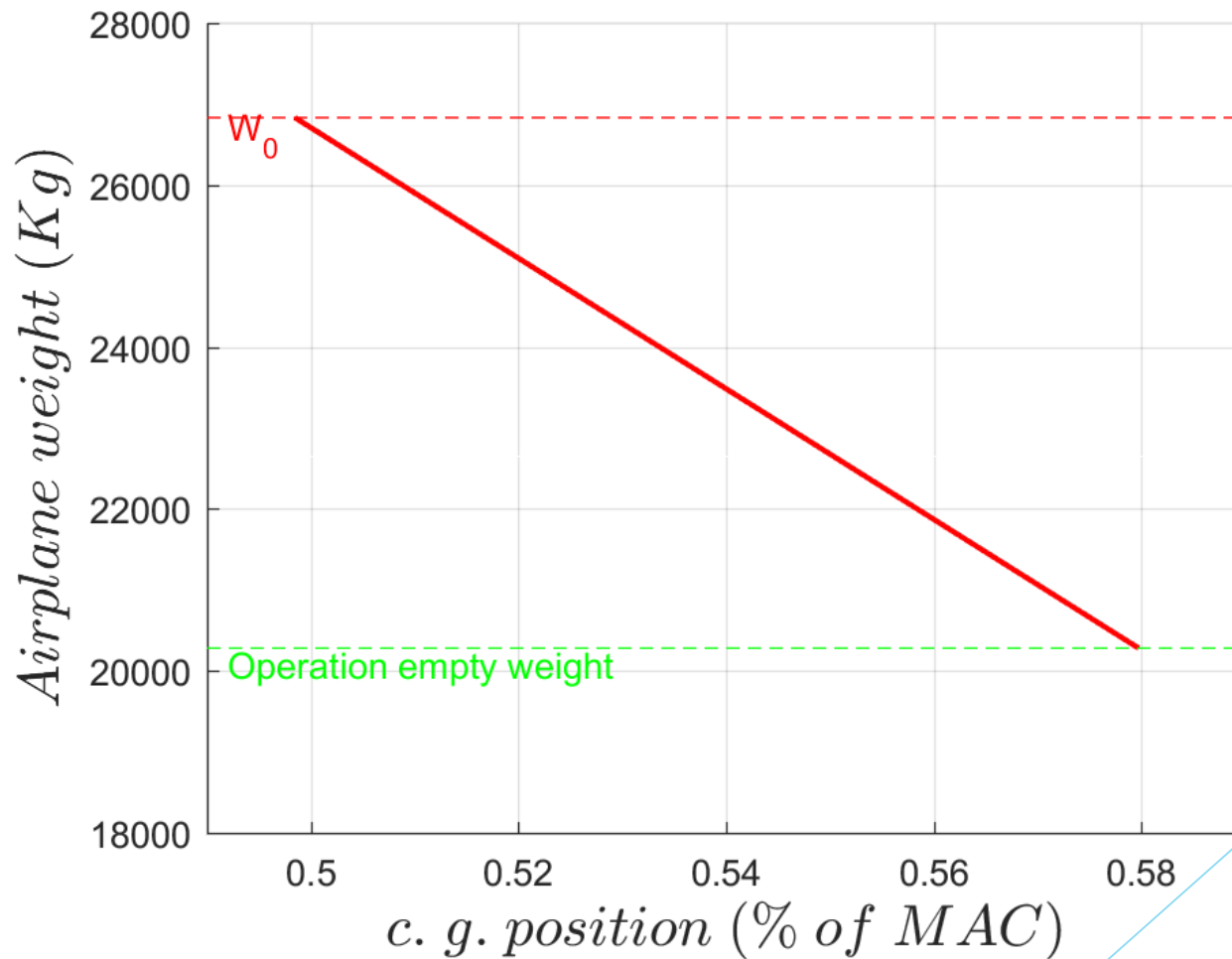
# Diagrama V-n



# Envolvente del centro de gravedad

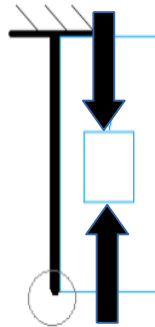
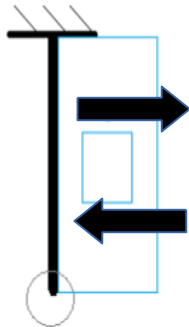
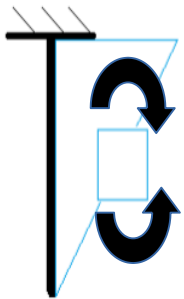
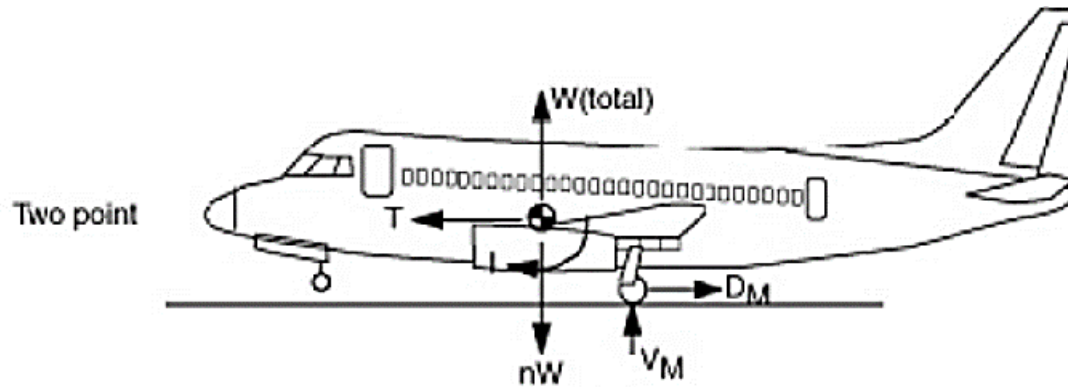


# Envolvente del centro de gravedad



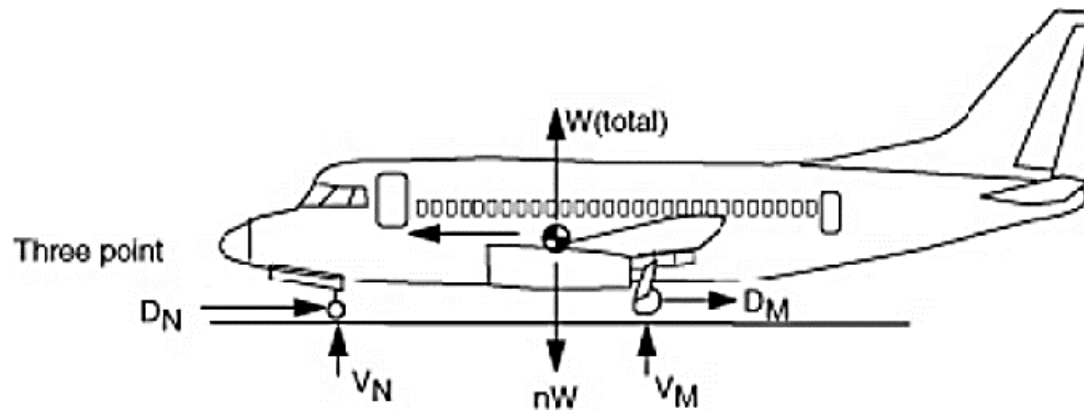


# Aterrizaje nivelado (2 puntos)



$N_M$ (KN )	254,710
$V_{yM}$ (KN)	153
$M_{zM}$ (KN * m)	305,5

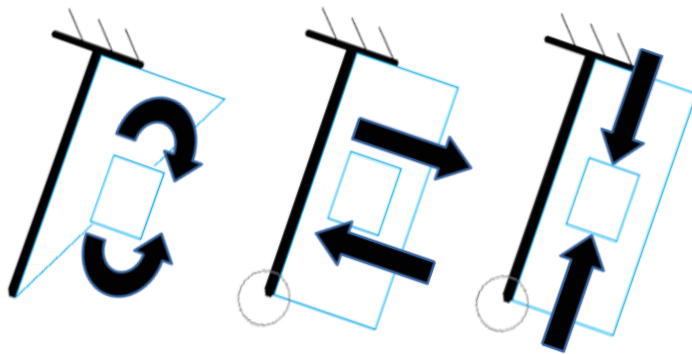
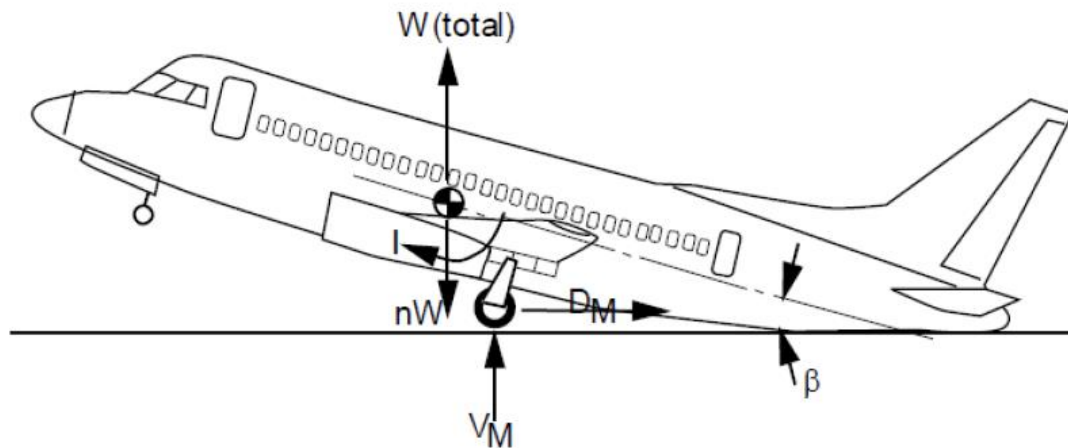
# Aterrizaje nivelado (3 puntos)



$N_N(\text{KN})$	25,826
$V_{yN}(\text{KN})$	3,3499
$M_{zN}(\text{KN} * \text{m})$	4,9112

$N_M(\text{KN})$	241,802
$V_{yM}(\text{KN})$	12,049
$M_{zM}(\text{KN} * \text{m})$	17,669

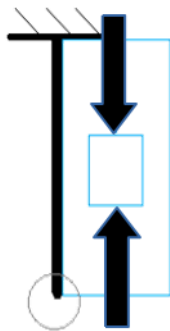
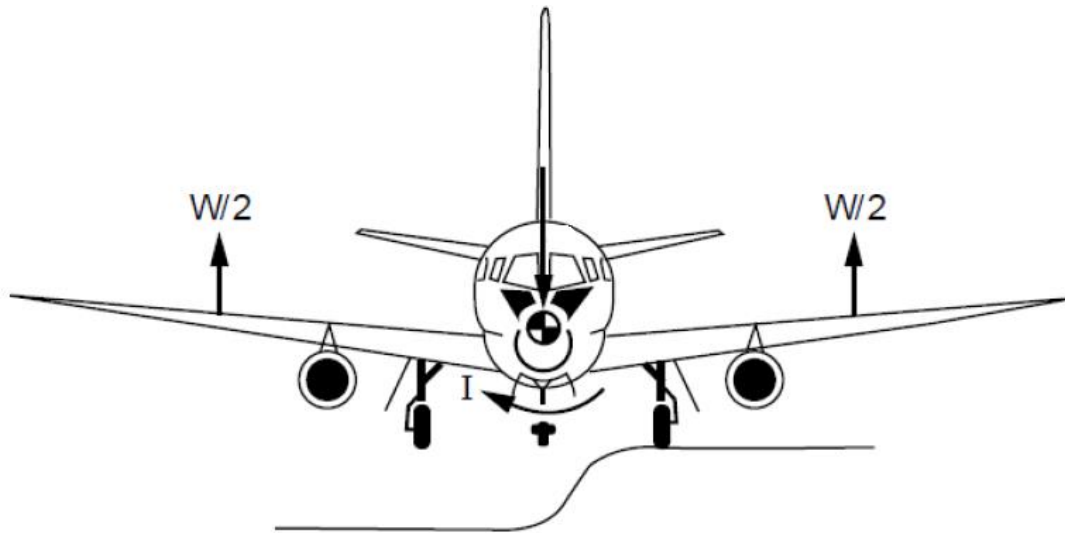
# Aterrizaje taildown



$N_M$ (KN )	252,23
$V_{yM}$ (KN)	35,449
$M_{zM}$ (KN * m)	51,986



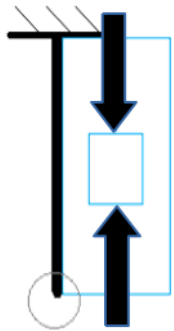
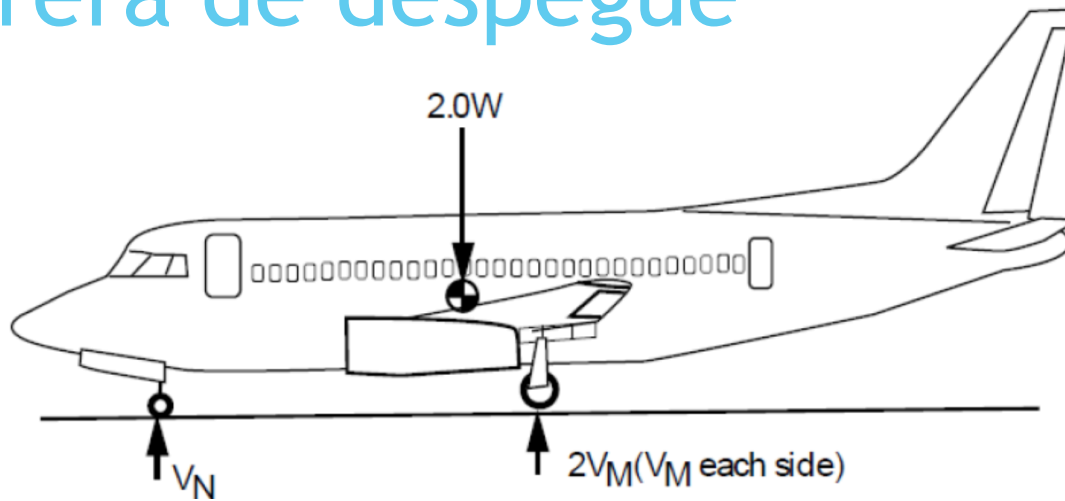
# Aterrizaje One Wheel



$N_M(\text{KN})$

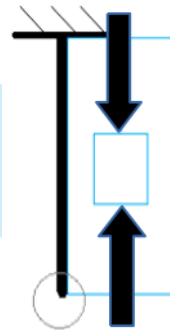
254,710

# Carrera de despegue



$N_N$  (KN )

68,749

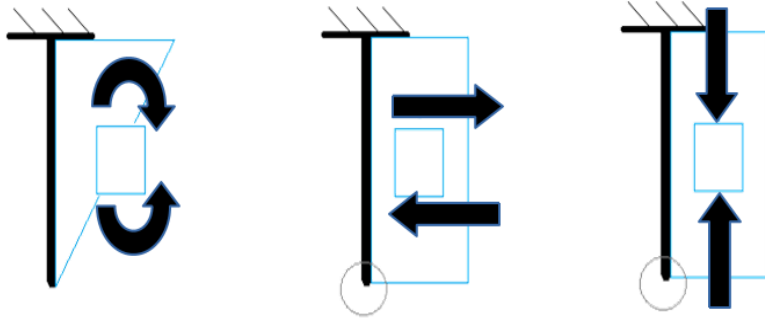


$N_M$  (KN )

424,23

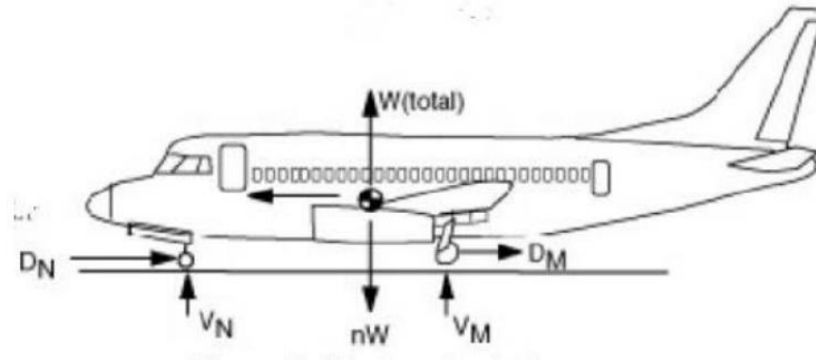
# Despegue nivelado (2 puntos)

- Se varía el empuje respecto al análisis del caso de aterrizaje nivelado



$N_M$ (KN )	458,60
$V_{yM}$ (KN)	13,723
$M_{zM}$ (KN * m)	20,125

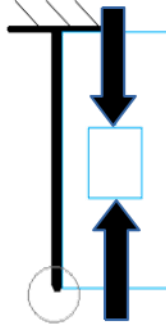
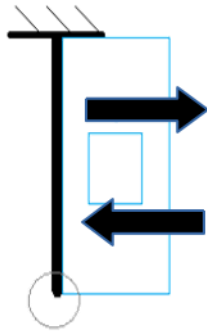
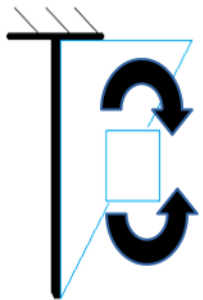
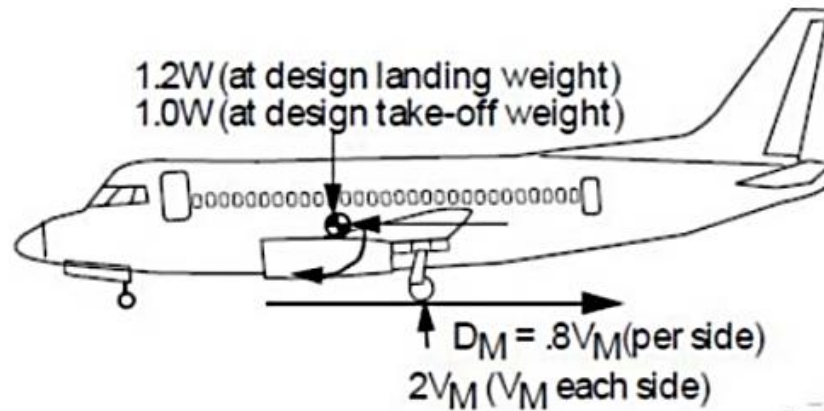
# Despegue nivelado (3 puntos)



$N_N(\text{KN})$	129,901
$V_{yN}(\text{KN})$	2,1991
$M_{zN}(\text{KN} * m)$	3,2987

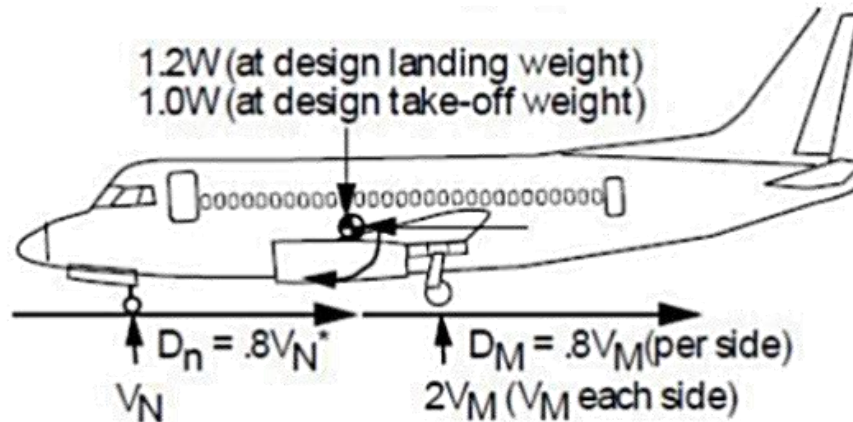
$N_M(\text{KN})$	394,120
$V_{yM}(\text{KN})$	12,624
$M_{zM}(\text{KN} * m)$	18,936

## Balance de Frenado (2 puntos)



$N_M(\text{KN})$	275,160
$V_{yM}(\text{KN})$	220,130
$M_{zM}(\text{KN} * m)$	330,190

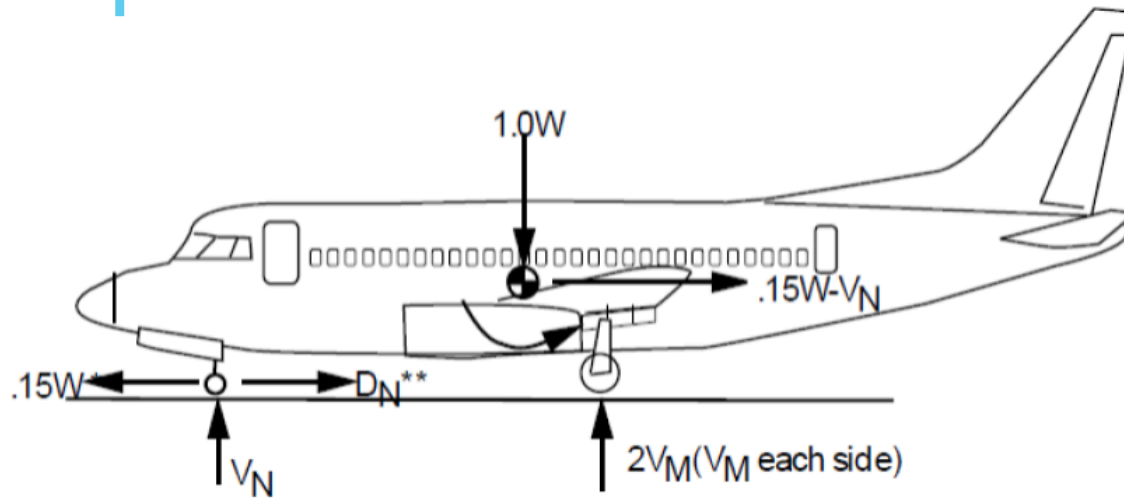
# Balance de Frenado (3 puntos)



$N_N$ (KN )	39,309
$V_{yN}$ (KN)	31,447
$M_{zN}$ (KN * m)	47,171

$N_M$ (KN )	255,510
$V_{yM}$ (KN)	204,410
$M_{zM}$ (KN * m)	306,610

# Remolque

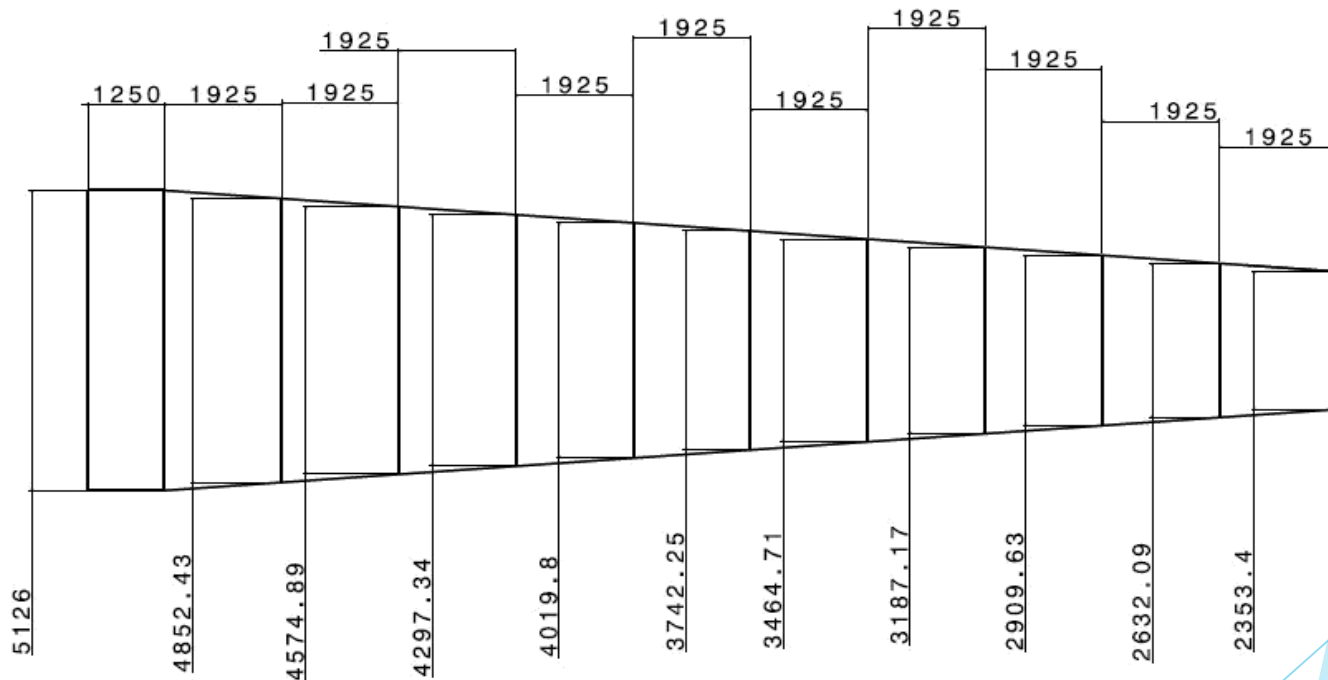


$N_N$ (KN )	58,671
$V_{yN}$ (KN)	-10,119
$M_{zN}$ (KN * m)	-15,179

$N_M$ (KN )	199,970
-------------	---------

# Cargas aerodinámicas

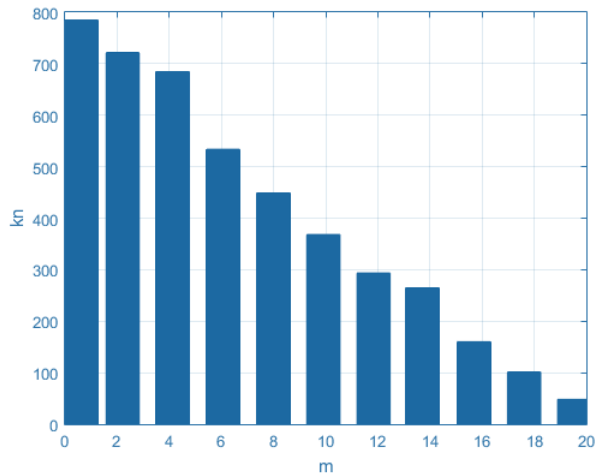
Para el correcto cálculo y representación de los esfuerzos y del ala, esta se divide en 10 partes, a partir de las cuales, como sumatorios, se obtienen: cortante, flector y torsor



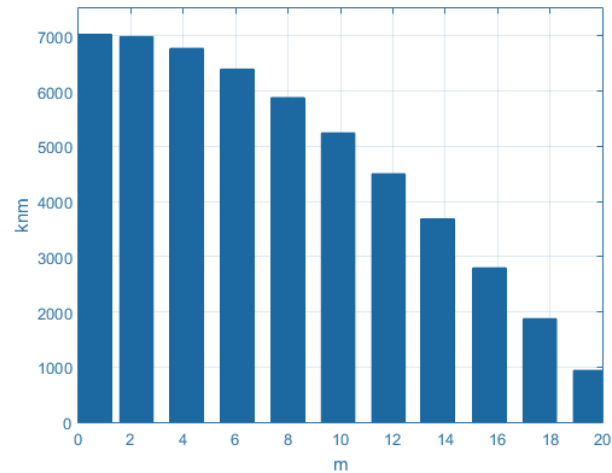


# Cargas aerodinámicas

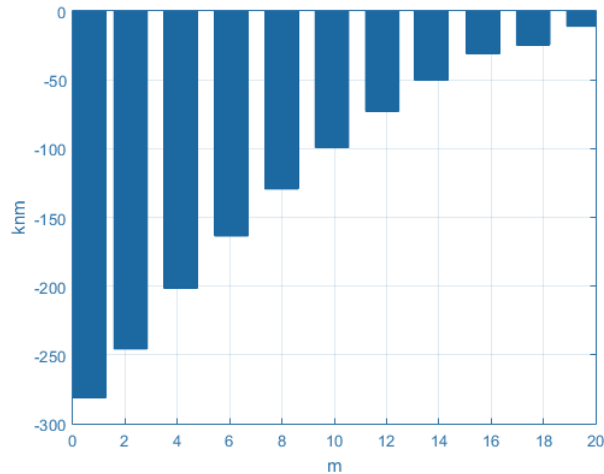
## CORTANTE



## FLECTOR



## TORSOR



Esf	Valor
SH	784.89 KN
BM	7028.1 KN·m
T	-283.98 KN·m

DISEÑO Y SISTEMAS

AERODINÁMICA

ESTRUCTURAS

# ESTABILIDAD Y CONTROL

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

# SECTOR ESTABILIDAD



Alejandro Montero  
Miñán



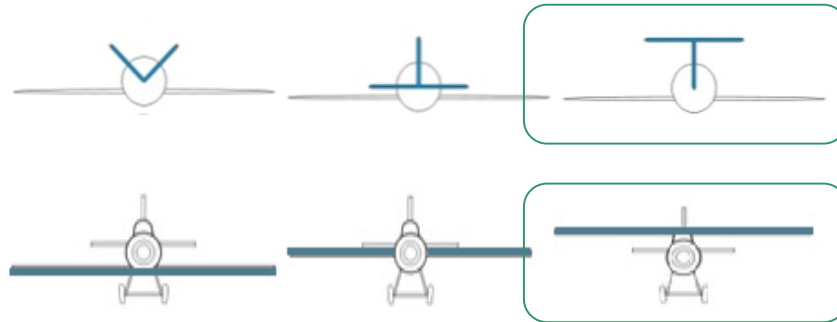
Rocío Zabalo  
Liébanas



Luis Manuel García-  
Baquero Corredera

Estabilizadores y superficies de control  
Centros de gravedad  
Estabilidad estática y dinámica

# Estudio preliminar



Menor altura HTP (flujo no perturbado)

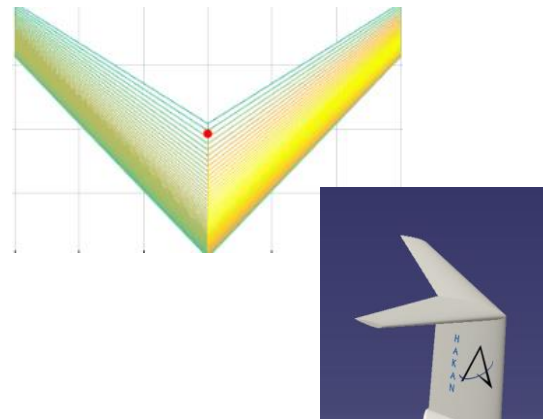
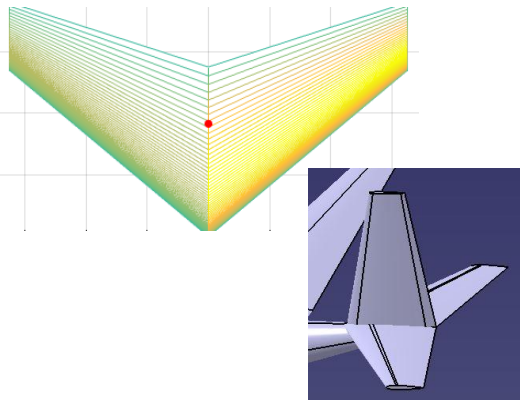
Buena estabilidad y mayor espacio disponible



# Estabilidad longitudinal: HTP

## Evolución del diseño

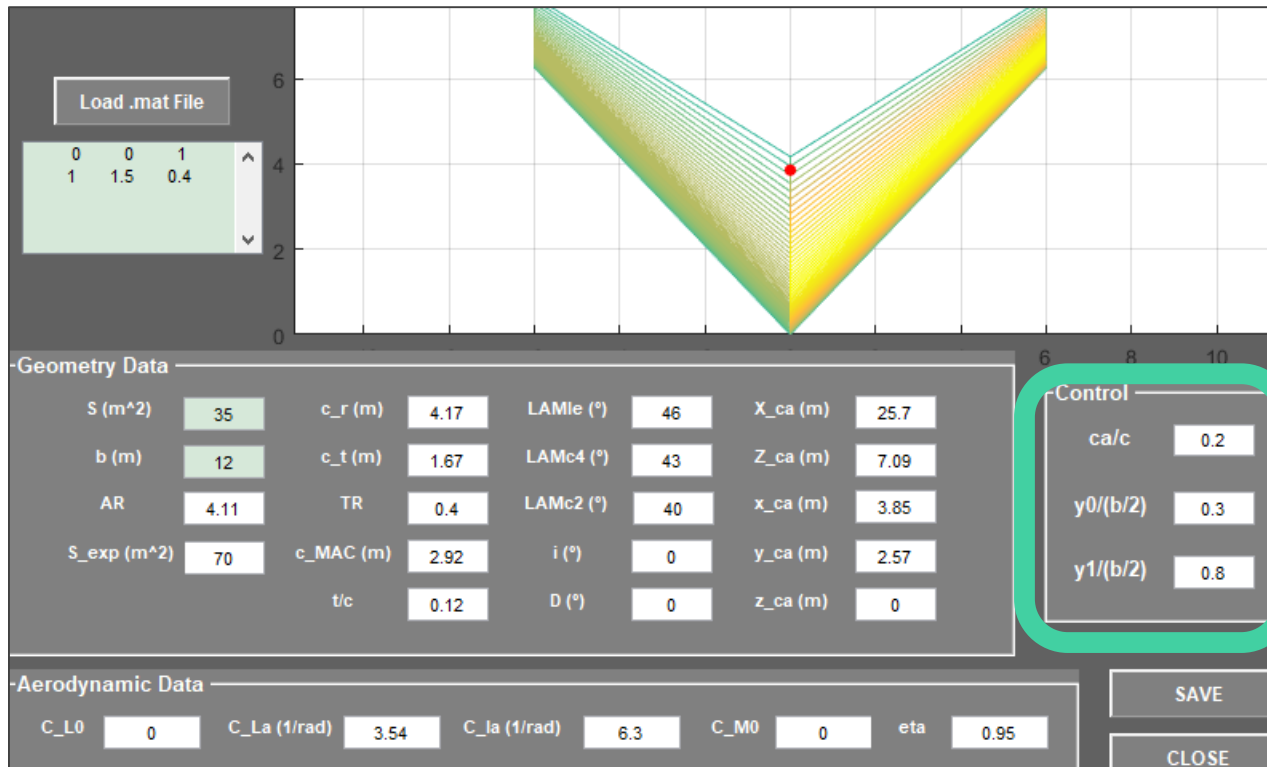
Parámetro	Primer diseño	Diseño final
Superficie ( $m^2$ )	40	35
Envergadura (m)	13	12
Estrechamiento (-)	0.4	0.4
Flecha en el borde de ataque ( $^\circ$ )	40	46



Diseño inicial con coeficientes de cola y diseño final muy similares.

# Estabilidad longitudinal: HTP

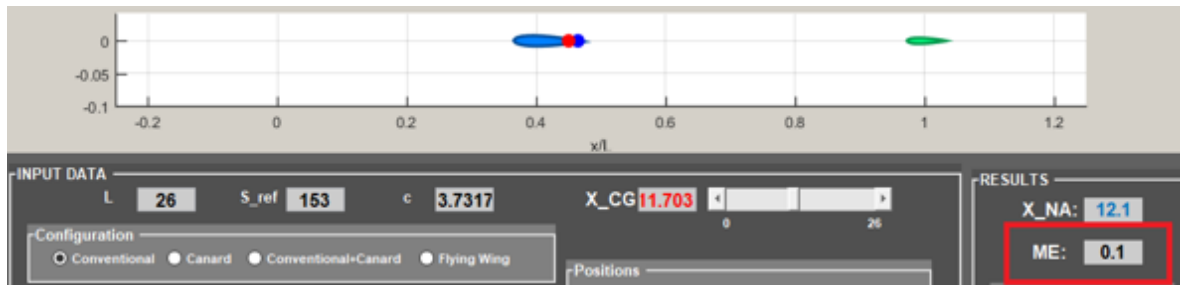
Diseño final



Relación  $c_e/c_{HTP}$  y  $S_e/S_{HTP}$  similar a aeronaves actuales

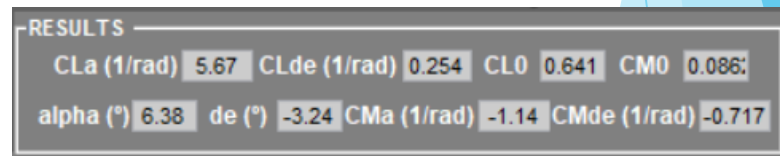
# Estudio posiciones C.G.

- C.G. más atrasado tal que ME = 10%  $\longrightarrow$  11.703 m
- Posición más adelantada: según sea despegue o aterrizaje



Más desfavorable: despegue en ferry (15°) y aterrizaje en primera línea (20°)

Misión	C.G. más adelantado (m)
Despegue ferry	11,234
Aterrizaje primera línea	11,409



# Posiciones finales C.G.

Diseño y Sistemas y Estructuras ajustan los centros de gravedad a los requisitos de Estabilidad y Control

Configuración	Posición C.G. (m desde morro)
(1) Con payload y fuel	11,58
(2) Con payload y sin fuel	11,706
(3) Sin payload y con fuel	11,256
(4) Sin payload y sin fuel	11,43

(3) Despegue en ferry > 11.234 m (diapositiva anterior) ✓

(4) Aterrizaje primera línea > 11.409 m (diapositiva anterior) ✓

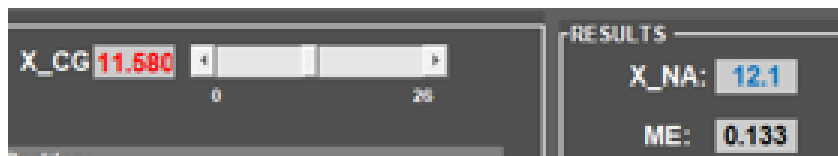
El resto de configuraciones tienen un mayor margen y se cumplen



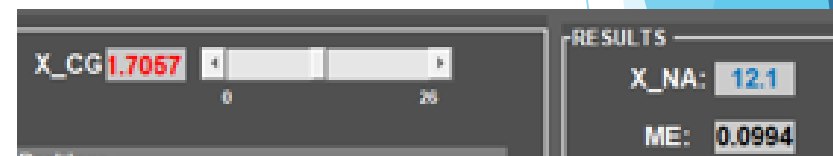
# Posiciones finales C.G.

Para las posiciones anteriores, los márgenes estáticos son:

Con carga y combustible

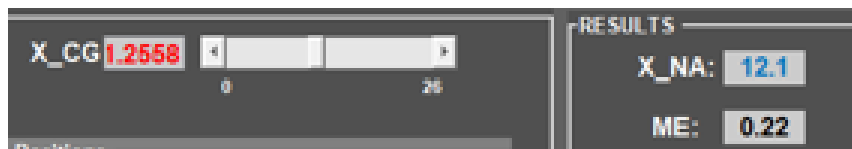


Con carga y sin combustible

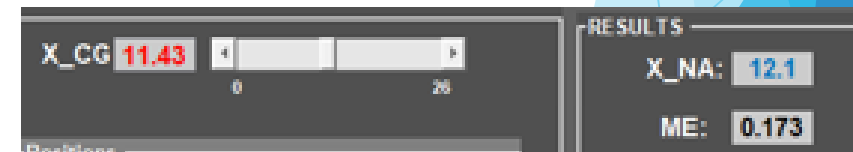


$ME < 0.1$ : descargar una parte del retardante en misión de primera línea sin descarga en incendio

Sin carga y con combustible



Sin carga y sin combustible



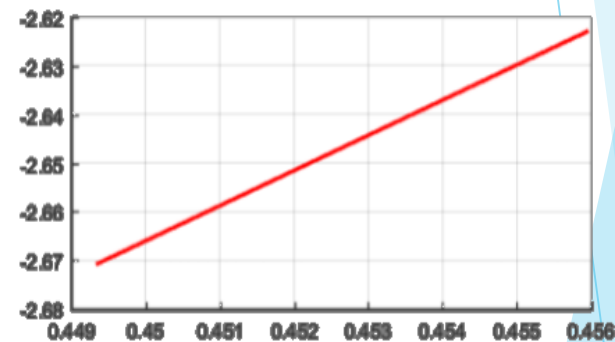
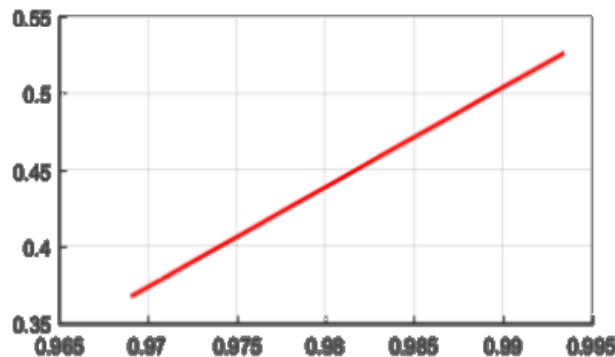
# Trimado longitudinal de cruceros

Interesa  $C_{L0}$  cercano a la zona de descarga

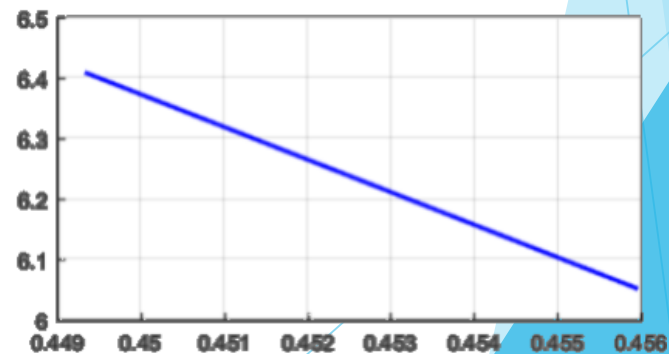
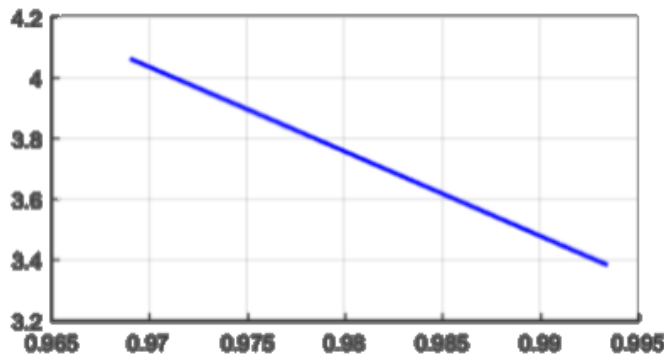
Incidencias

- Ala:  $1^\circ$
- HTP:  $0^\circ$

Alpha ( $^\circ$ )

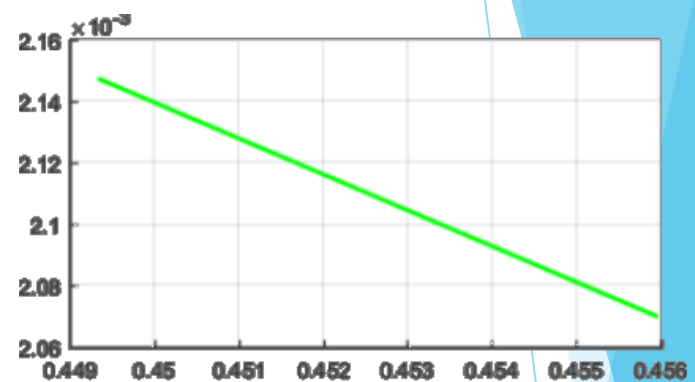
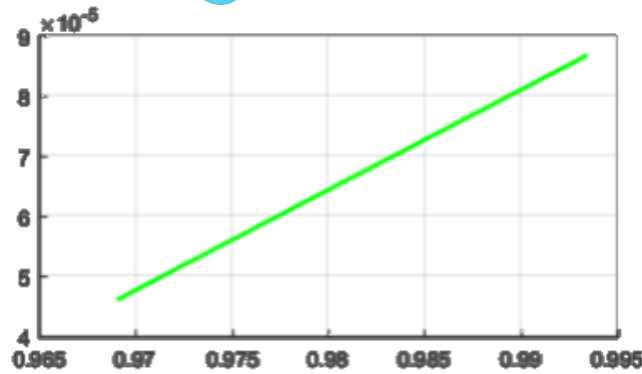


de ( $^\circ$ )

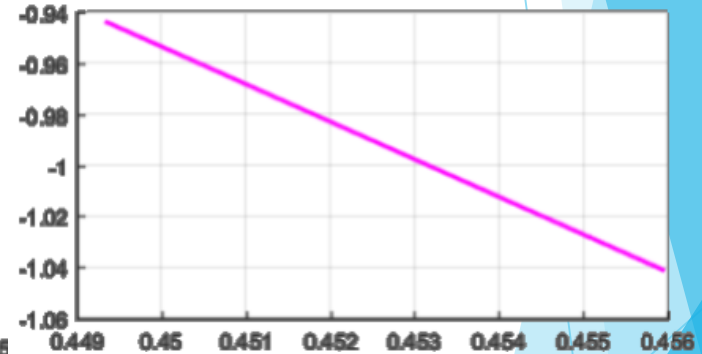
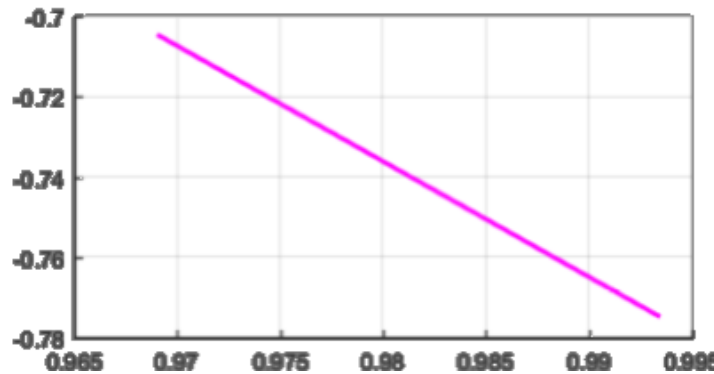


# Trimado longitudinal de cruceros

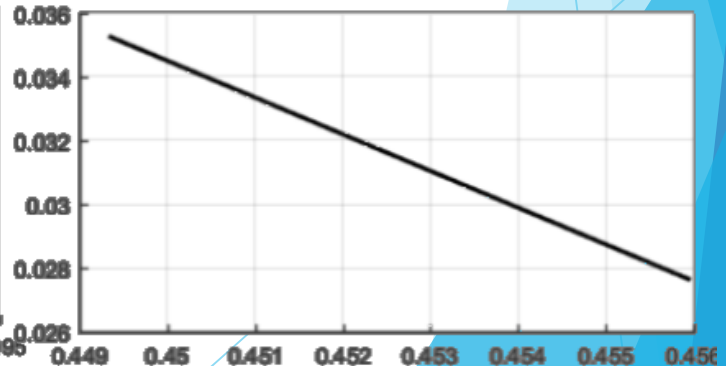
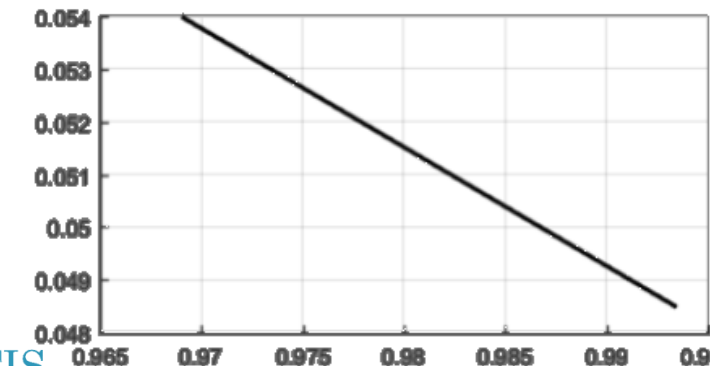
CD<sub>i</sub>



C<sub>Ma</sub>  
(1/rad)

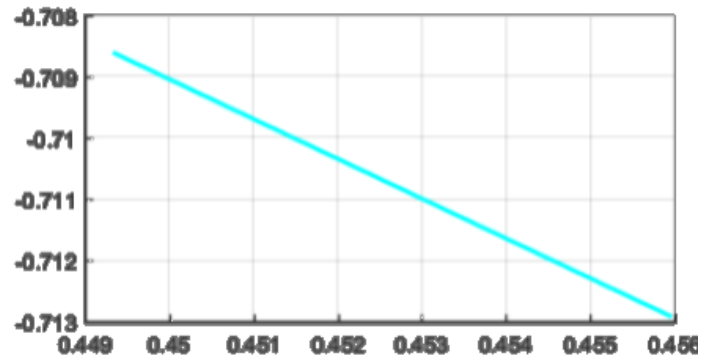
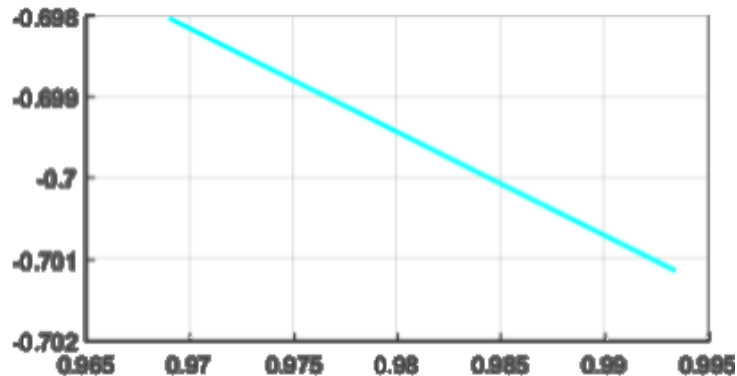


CM<sub>0</sub>



# Trimado longitudinal de cruceros

CMdc (1/rad)



- Ángulo de ataque

Cercano a cero o  $< 0$ : Redimensionado de ala, cambio de condiciones de vuelo o ambas

- Deflexión del timón de profundidad

Rango de deflexión muy pequeño:  
Redimensionado o cambio de geometría para aumentar este rango y facilitar el control.

- Resistencia asociada al trimado despreciable con respecto a la parásita proporcionada por  
**Aerodinámica:  $CD_0=0.01628$**

- Coeficientes de momentos cumplen los requisitos de estabilidad estática:  
(  $C_{m\alpha} < 0$  y  $C_{m0} > 0$  ).

# Estabilidad direccional: VTP

$S(m^2)$	$b(m)$	$C_r(m)$	$C_t(m)$	$AR$	$\varphi(rad)$	$E$	$X_{ca}(m)$	$Z_{ca}(m)$
21,4	5	4,39	4,17	1,1682	5,0177	0,95	23,766	4,523

## Fallo de motor

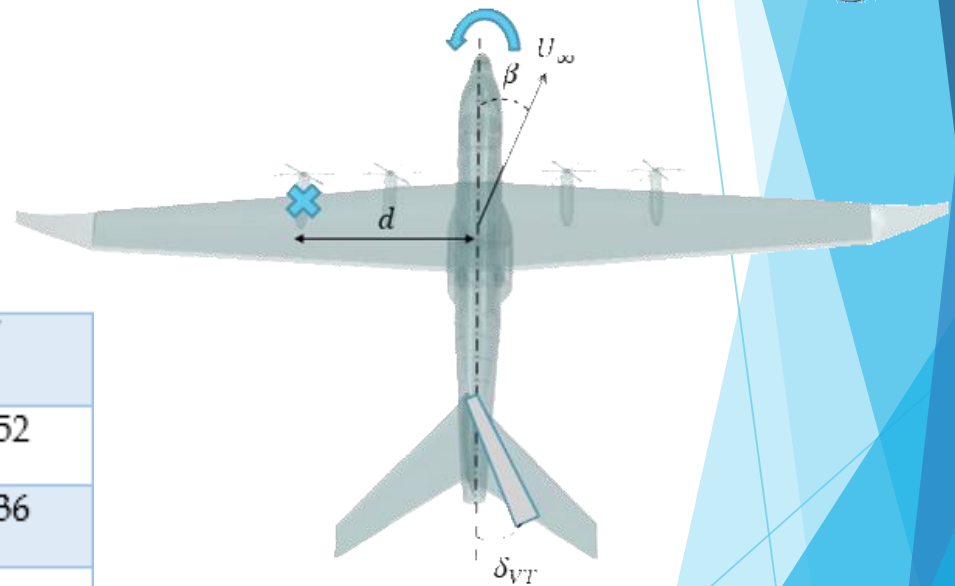
$T = 2803,83 \text{ kW}$

$d = 9,5 \text{ m}$

$\delta_r = 20^\circ$

$S_{rud}/S_{VTP} = 0,3$

	$Cn_{\delta_r}^{disp}$	$Cn_{\delta_r}^{req}$
Despegue	-0,06924	-0,038152
Crucero de ida	-0,068684	-0,037436
Crucero de vuelta	-0,070337	-0,05839



# Estabilidad lateral: alerones



Clase	Avión	Roll performance
I	Pequeño o ligero	60° en 1,3 s
II	Peso medio, maniobrabilidad media o baja (de carga o tanquero...)	45° en 1,4 s
III	Grande, pesado (de carga pesada, bombardero...)	30° en 1,5 s

$c_a/c_w$	$t/c$	$y_0$ (m)	$y_1$ (m)	$\delta_a^{max} (^\circ)$
0,4	0,18	12,2 (59,51%)	19,5 (95,12%)	30

$|Cl_{\delta a}^{disp}| > |Cl_{\delta a}^{req}|$  en despegue, crucero de ida y vuelta, y aterrizaje

# Verificación OEI en despegue

Normativa para controlar un fallo de motor en despegue (crítico)

Despegue: 5000 ft, 0° resbalamiento, deflexión rudder a 20° (máximo)

OEI Despegue	
Vs (m/s)	54.02
1.1 Vs (m/s)	61.04
Vmc (m/s)	55.91
Phi (°)	-4.7

FAR 25



$V_{mc} < 1,13V_{stall}$   
 $\phi < 5^\circ$

# Verificación OEI / Side slip en los cruceros

## ► Crucero ida:

OEI (Beta=15°)	
da (°)	1.35
dr (°)	13.546
Phi (°)	0.758

Resbalamiento (Beta=15°)	
da (°)	1.619
dr (°)	11.297
Phi (°)	2.5139

## ► Crucero vuelta:

OEI (Beta=15°)	
da (°)	1.303
dr (°)	12.926
Phi (°)	1.434

Resbalamiento (Beta=15°)	
da (°)	1.461
dr (°)	11.511
Phi (°)	2.7104

## ► Se cumple en todo $\Phi < 5^\circ$ y deflexiones $< 20^\circ$



# Estabilidad estática en cruceros

## Longitudinal

	CL	CD	CM
a	<b>6.3625</b>	0.3548	<b>-0.2516</b>
u	0.0703	0.0039	0
q	4.3276	0	<b>-22.934</b>
aDot	2.2476	0	-3.5169
de	<b>0.2543</b>	0.0142	<b>-0.9580</b>
dc	0	0	0

	CL	CD	CM
a	<b>6.3625</b>	0.3507	<b>-0.6145</b>
u	0.1366	0.0075	0
q	5.0561	0	<b>-23.428</b>
aDot	2.2569	0	-3.5350
de	<b>0.2543</b>	0.0140	<b>-0.9726</b>
dc	0	0	0

## Lateral - direccional

	Cy	Cl	Cn
beta	<b>-0.3458</b>	<b>-0.0623</b>	<b>0.0861</b>
p	-0.0629	-0.5795	-0.0557
r	0.1944	0.0969	<b>-0.0715</b>
betaDot	0	0	0
dr	0.3258	0.0359	-0.0963
da	0	0.3380	-0.0454

	Cy	Cl	Cn
beta	<b>-0.3537</b>	<b>-0.0624</b>	<b>0.0905</b>
p	-0.0556	-0.6205	-0.0489
r	0.2026	0.0943	<b>-0.0740</b>
betaDot	0	0	0
dr	0.3337	0.0368	-0.1004
da	0	0.3618	-0.0436

# Estabilidad dinámica en cruceros

		Modo	Autovalores	T (s)	Damping	T1/2 (s)
IDA	Longitudinal	Corto Periodo	$-0.866 \mp 0.433i$	14.48	0.894	0.799
		Fugoide	$-0.0246 \mp 0.0740i$	84.88	0.315	28.141
	Lateral - Direccional	Balanceo Holandés	$-0.0868 \mp 0.678i$	9.26	0.127	7.98
		Espiral	-0.00705	-	-	98.30
		Convergencia balance	-0.733	-	-	0.944
VUELTA	Longitudinal	Corto Periodo	$-0.728 \mp 0.910i$	6.90	0.625	0.952
		Fugoide	$-0.0300 \mp 0.0788i$	79.69	0.356	23.071
	Lateral - Direccional	Balanceo Holandés	$-0.0517 \mp 0.715i$	8.78	0.0721	13.391
		Espiral	-0.00472	-	-	146.92
		Convergencia balance	-0.702	-	-	0.987

Parte real de autovalores  $< 0$  

# Futuras mejoras

- ▶ Falta de tiempo: estabilizadores y trimado no es el óptimo.
- ▶ Mejora de diseño de timón de profundidad y dirección (reducir tamaño, resistencia y consumo).
- ▶ Reducción ala, reducción velocidad o aumento de altura.
- ▶ Reducción HTP para mayores deflexiones del elevador.

DISEÑO Y SISTEMAS

AERODINÁMICA

ESTRUCTURAS

ESTABILIDAD Y CONTROL

PROPULSIÓN Y ACTUACIONES

# SECTOR PROPULSIÓN Y ACTUACIONES



Pablo Comesaña  
Sánchez



Adrián García  
López



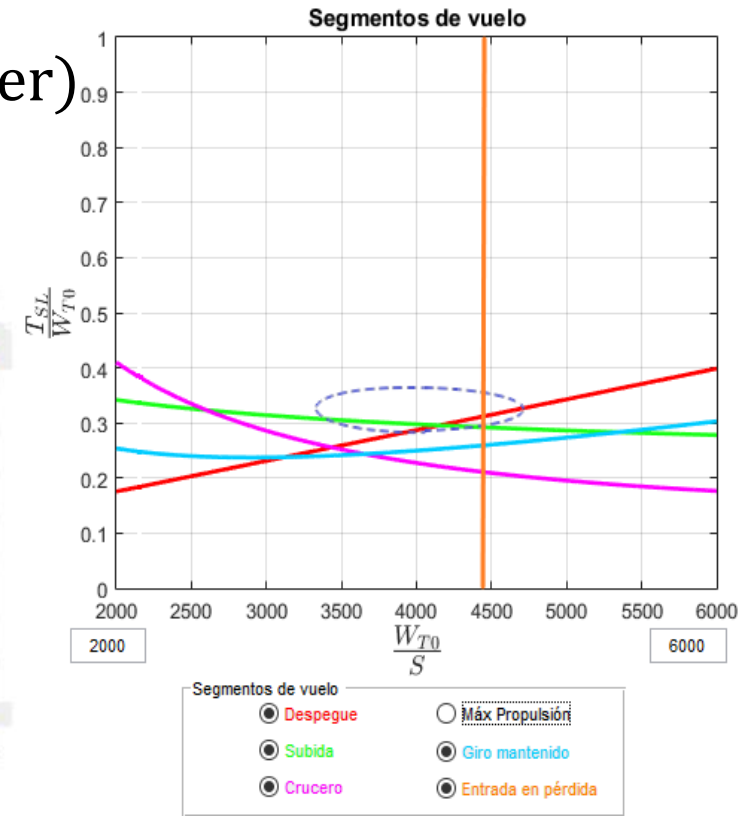
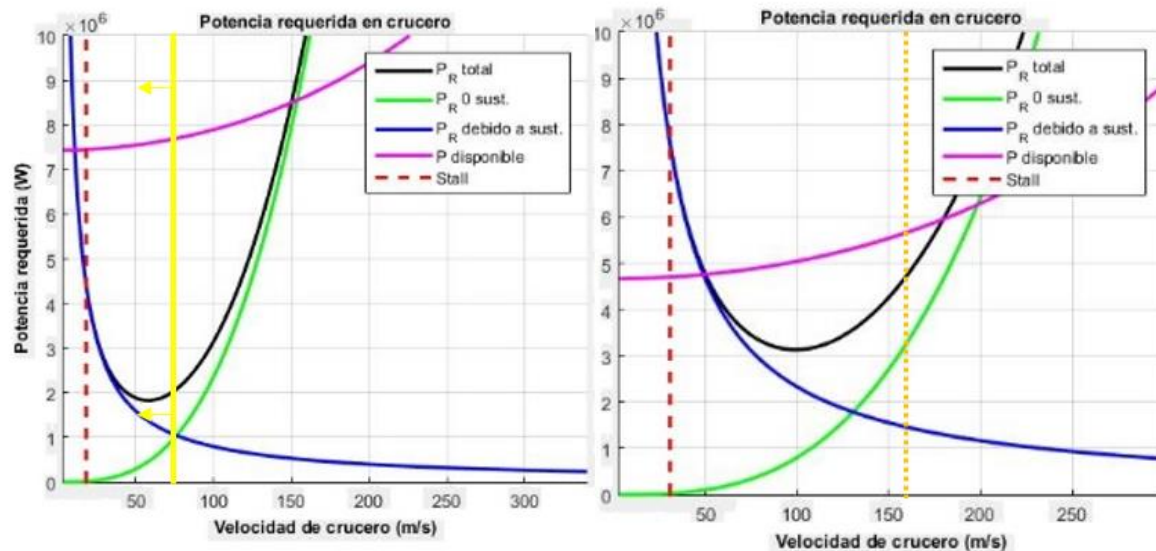
Antonio González  
Carvajal

# Estimaciones iniciales

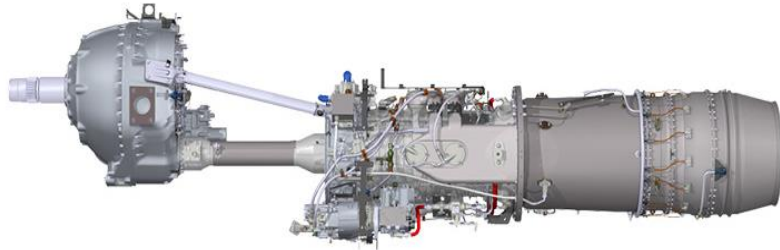
Estimación de carga alar

Estudio de requisitos de potencia. Velocidades

- Carga alar inicial  $\simeq 4000 \text{ N/m}^2$
- Ratio Potencia-Peso  $\simeq 0,25$  (D. Raymer)



# Planta Motora



Motor provisional:

**Allison T56-A-427**

5250 shp ; 0.47 sfc

## Opciones estudiadas

**PW 150 x4**

5071 shp ; 0.433 sfc

**AE2100-D3 x4**

4700 shp ; 0.41 sfc

**NK-12 M x2**

14 795 shp ; 0.36 sfc

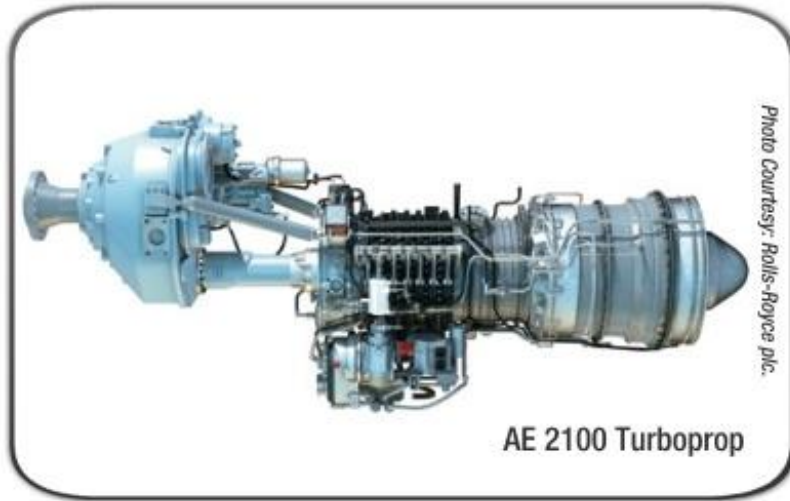
**TP400-D6 x2**

11 000 shp ; 0.39 sfc

**T406-AD x4**

6150 shp ; 0.426 sfc

# Planta Motora



## AE 2100-D3

4700 shp ; 0,41 sfc

873 kg

3,15 m x 0,73 m

**Cambios en el peso  
y resistencias**

**Bajada de consumo**



**Motor ligeramente  
sobredimensionado:  
Palancas demasiado  
bajas**

## Escalado al 0.8

3760 shp ; 0,41 sfc

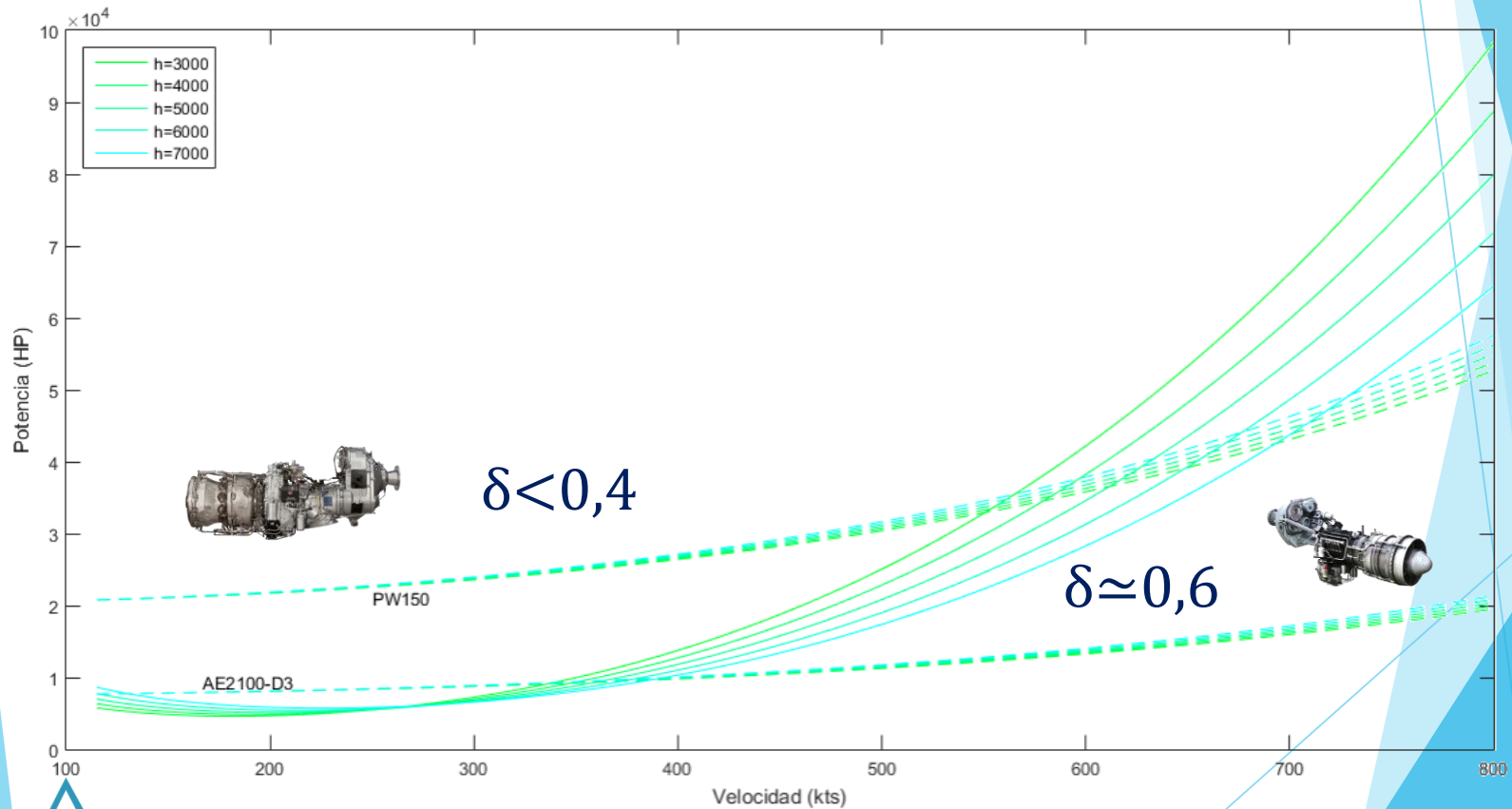
698,4 kg

2,924 m x 0,677 m



# Planta Motora

## Estudio de velocidades en crucero



# Planta Motora

## “Advanced Ultrafan”

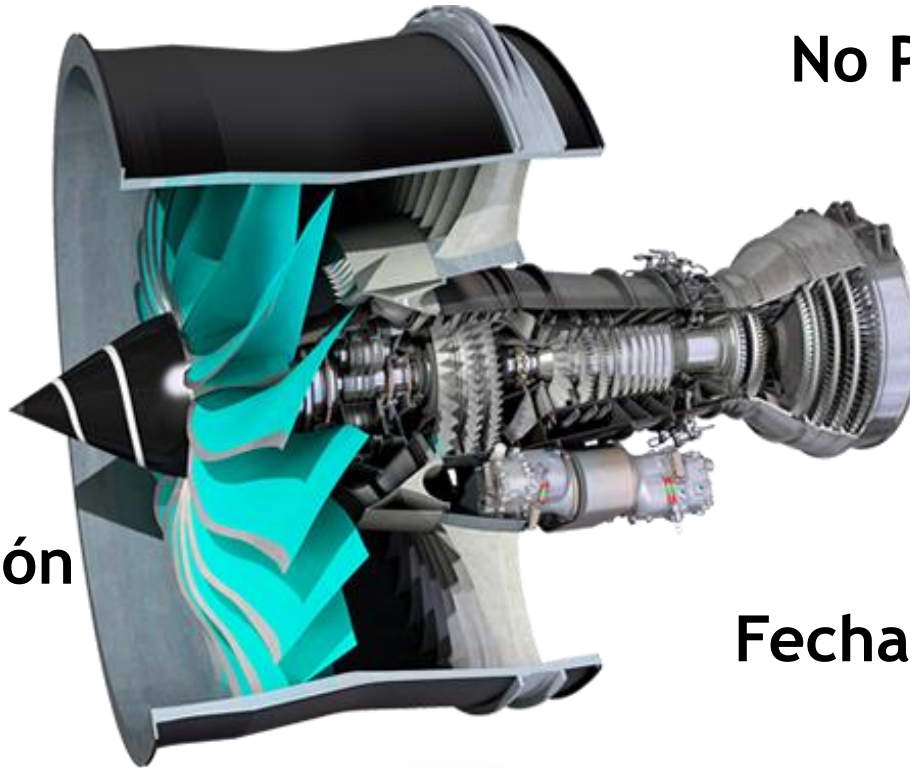
Reducción  
consumo  
30%

No Peso

No  
Thrust

No SFC

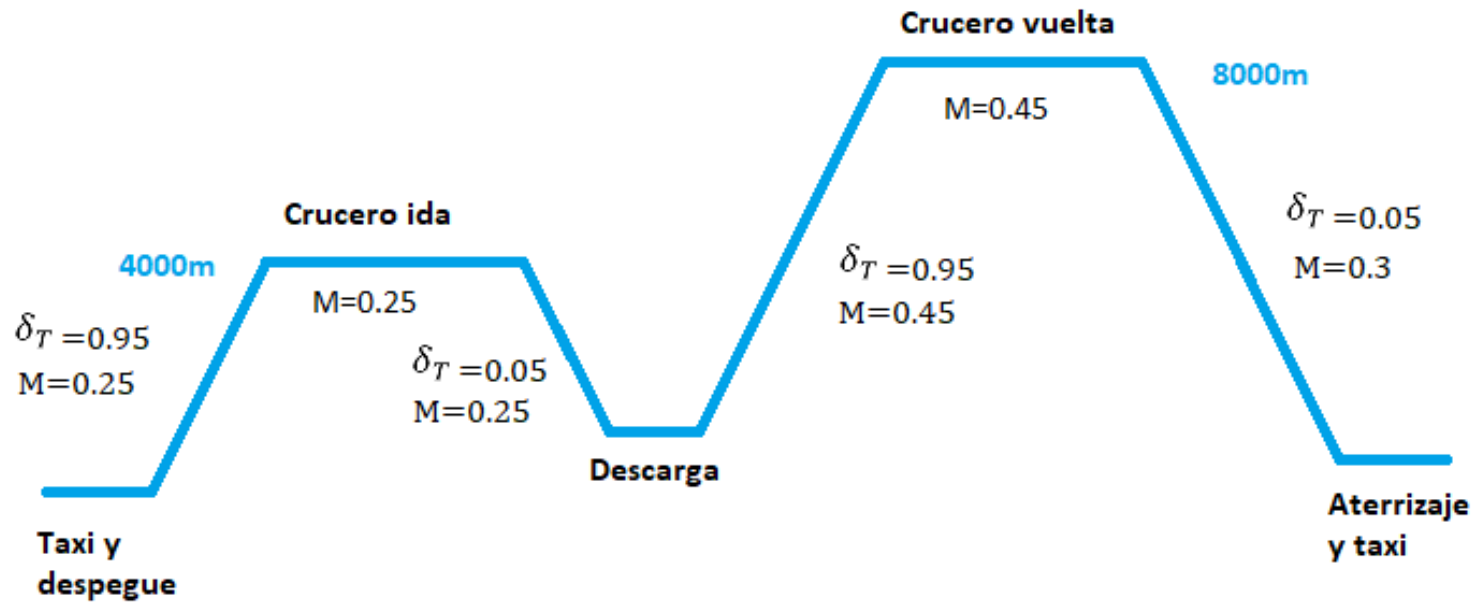
Fecha 2025



Contaminación  
acústica  
↓ 65%

# Misión de Primera Línea

## Perfil de Misión



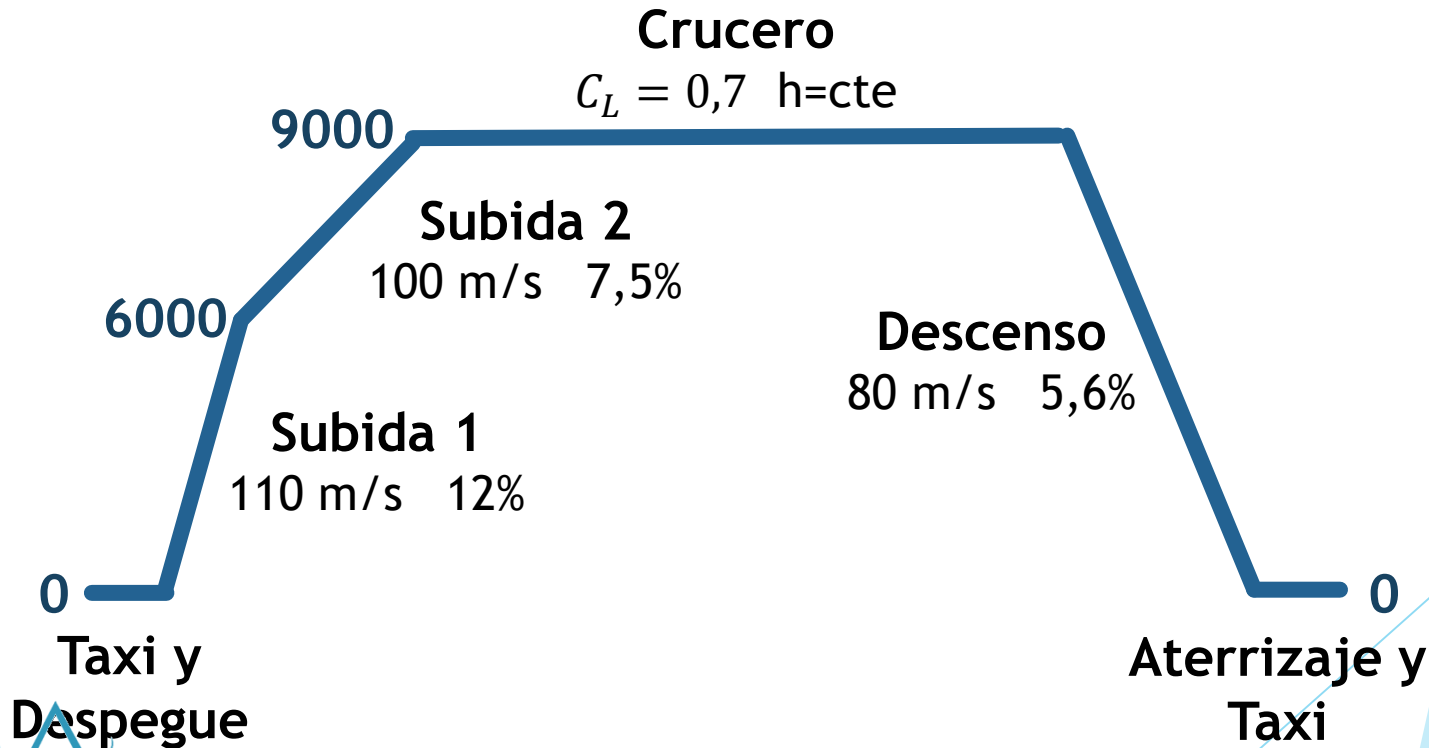
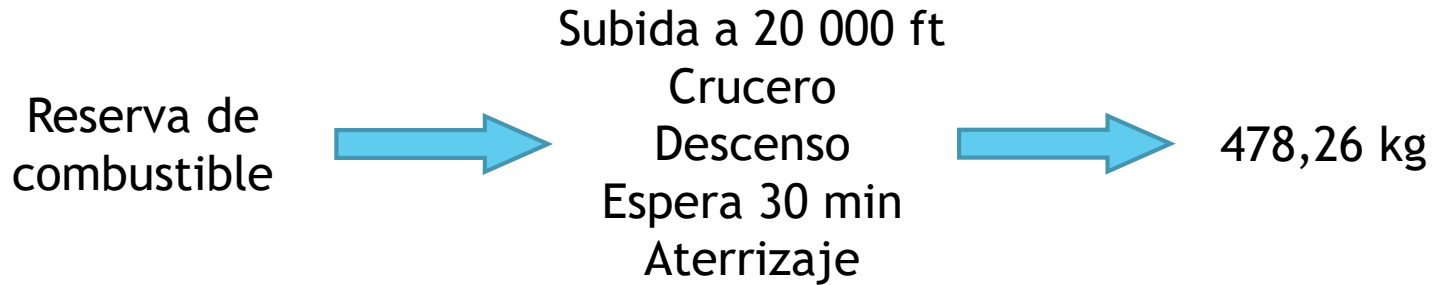
# Misión de Primera Línea

	Despegue	Subida 1	Crucero ida	Descenso 1
$\delta_T$ (%)	100.00	95.00	0.5	5.00
$W_f$ (kg)	11.77	202.20	986.86	58.37
t (s)	15.79	249.3	2530.4	679.55

	Subida 2	Crucero vuelta	Descenso 2	Aterrizaje
$\delta_T$ (%)	95.00	0.7	5.00	N/A
$W_f$ (kg)	243.43	267.5	75.68	2.714
t (s)	380.17	777.48	1186.17	15.7691

	$W_f$ (kg)	t (h)	CASM (cts de \$)
<b>TOTALES</b>	1884.97	1.62	12.8

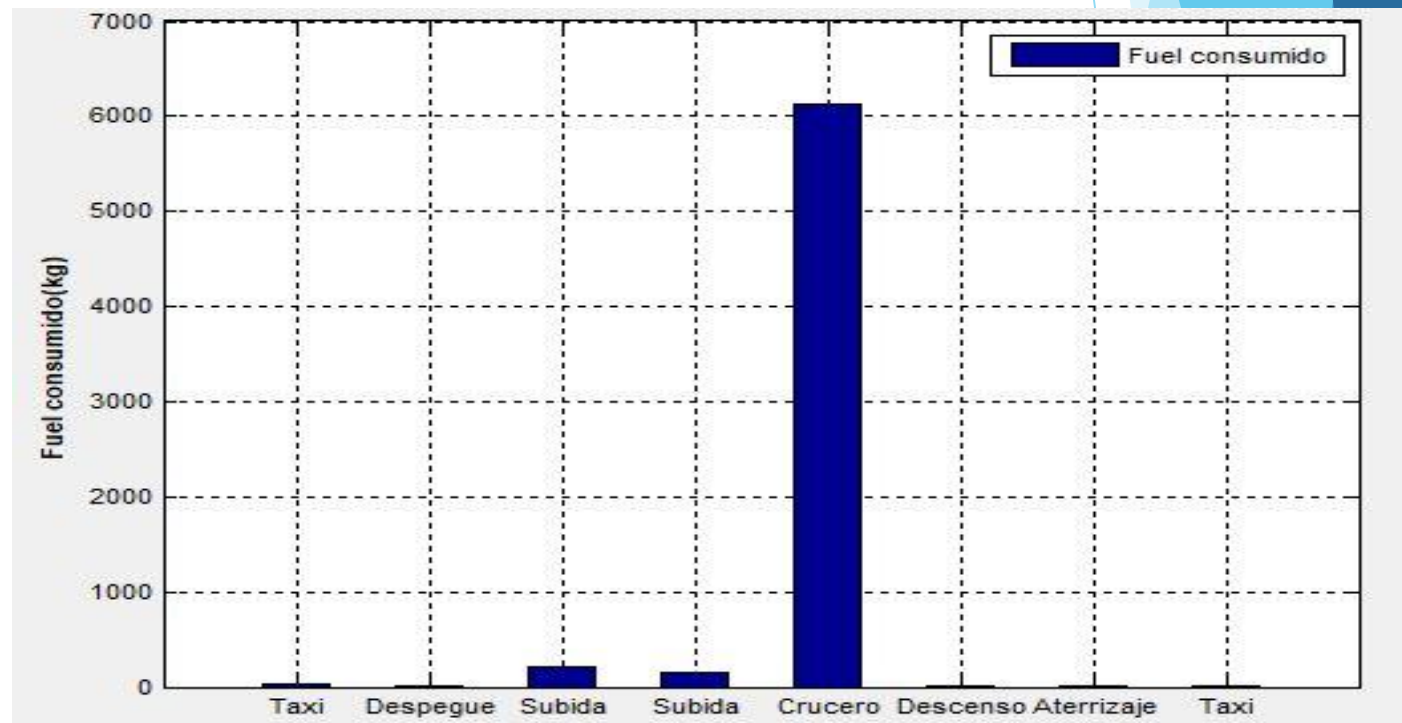
# Misión de Ferry



# Misión de Ferry

	Despegue	Subida 1	Subida 2	Crucero	Descenso	Aterrizaje
$\delta_T$ (%)	100.00	81.14	91.51	40.38	0.05	$\approx 0$
$W_f$ (kg)	5.13	301.25	153.04	6060.64	5.26	1.13
t (s)	5.89	455.64	400.37	45609.59	2009.98	21.96
P (hp)	3760	2655	1633	578.85	$\approx 0$	$\approx 0$

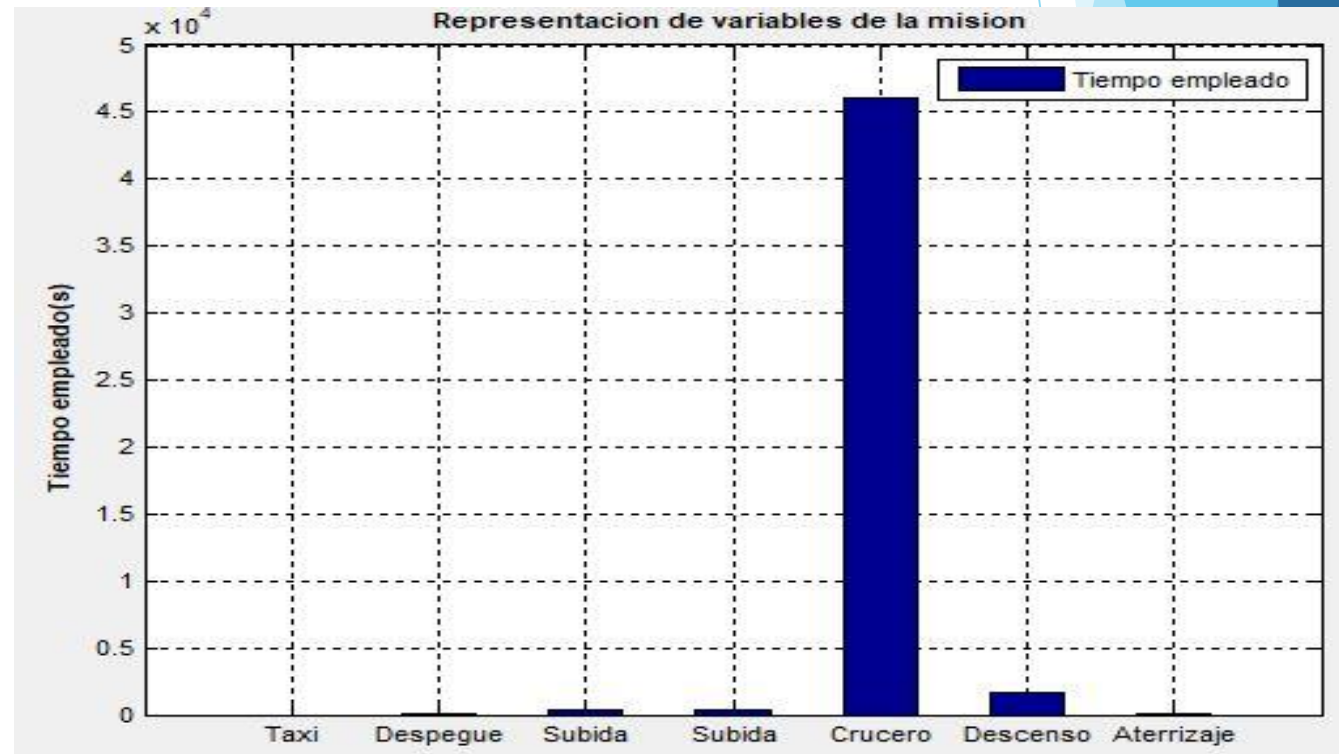
## Fuel por tramo



# Misión de Ferry

	Despegue	Subida 1	Subida 2	Crucero	Descenso	Aterrizaje
$\delta_T$ (%)	100.00	81.14	91.51	40.38	0.05	$\approx 0$
$W_f$ (kg)	5.13	301.25	153.04	6060.64	5.26	1.13
t (s)	5.89	455.64	400.37	45609.59	2009.98	21.96
P (hp)	3760	2655	1633	578.85	$\approx 0$	$\approx 0$

**Tiempo por tramo**



# Misión de Ferry

	Despegue	Subida 1	Subida 2	Crucero	Descenso	Aterrizaje
$\delta_T$ (%)	100.00	81.14	91.51	40.38	0.05	$\approx 0$
$W_f$ (kg)	5.13	301.25	153.04	6060.64	5.26	1.13
t (s)	5.89	455.64	400.37	45609.59	2009.98	21.96
P (hp)	3760	2655	1633	578.85	$\approx 0$	$\approx 0$

## Evolución:

**18 228 kg  $\rightarrow$  11 350 kg  $\rightarrow$  7031 kg  $\rightarrow$  6552 kg**  
**3048 m  $\rightarrow$  6000 m  $\rightarrow$  11 000 m  $\rightarrow$  9000 m**

$W_0$	$W_{f_{total}}$	V crucero media	Tiempo total	Distancia de Despegue	Distancia de Aterrizaje
27 114 kg	6 552 kg	96.04 m/s	13.45 horas	232.46 m	632.68 m

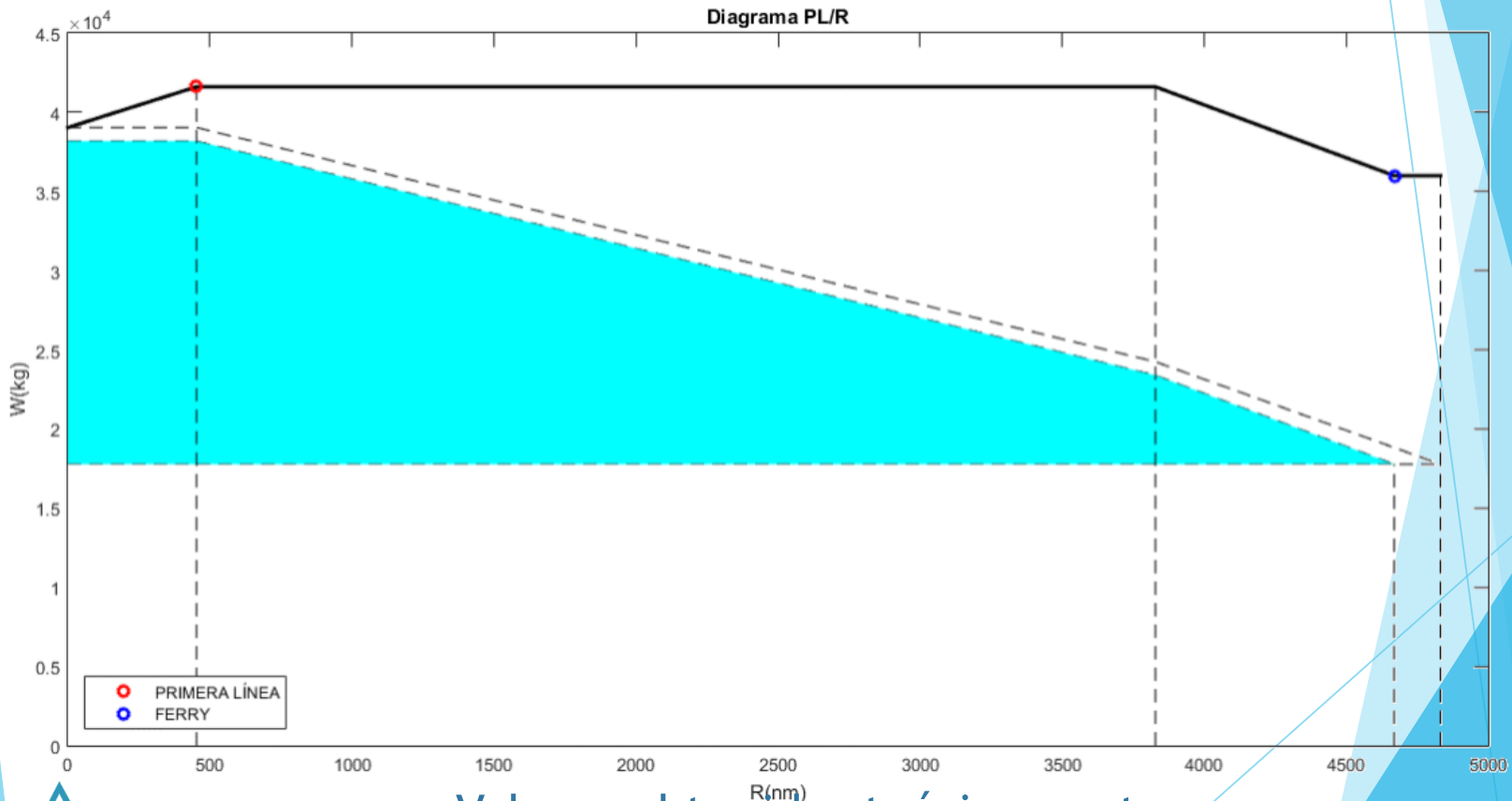


# DIAGRAMA CARGA DE PAGO-ALCANCE

Alcances teóricos

Situación de cada misión en el diagrama

Modificaciones



- Valores obtenidos teóricamente se aproximan a los alcances prácticos

# DIAGRAMA CARGA DE PAGO-ALCANCE

Alcances teóricos

Situación de cada misión en el diagrama

Modificaciones

