

HAKANI

Next Generation Large Air Tanker (NGLAT)



DISEÑO Y SISTEMAS

AERODINÁMICA

ESTRUCTURAS

ESTABILIDAD Y CONTROL

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

SECTOR DISEÑO



Daniel García Guirao



Gwendolyne
Espínola Guzmán



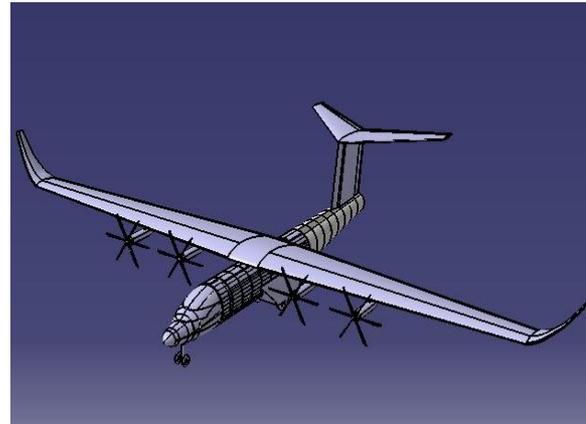
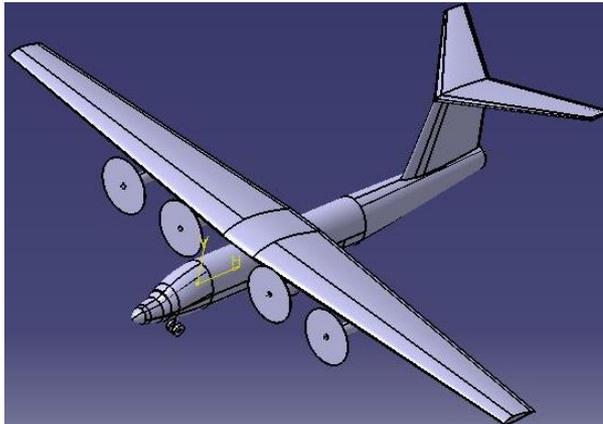
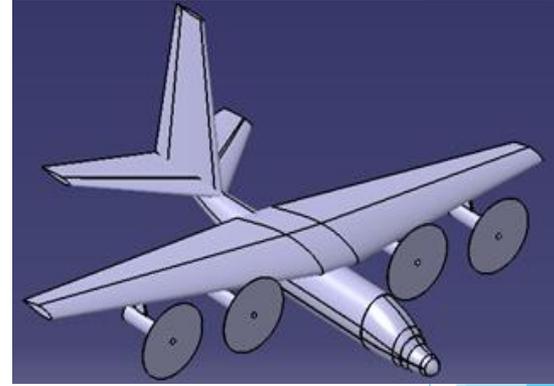
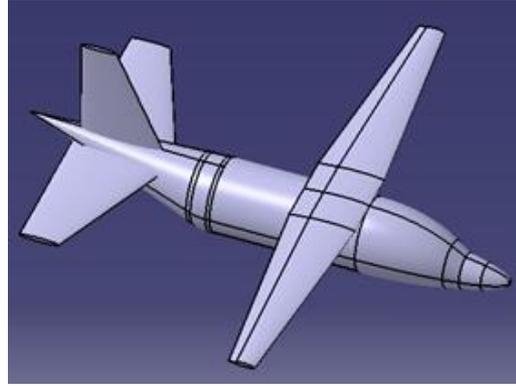
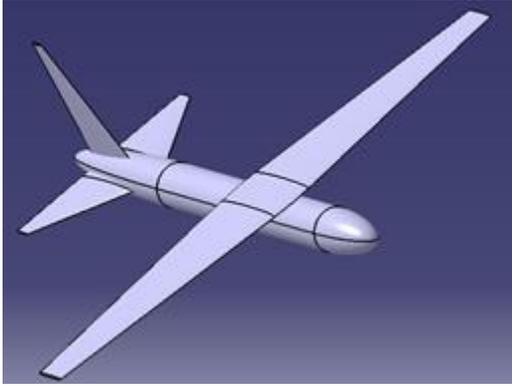
José Luis
Bocanegra Cerrada

Diseño y evolución

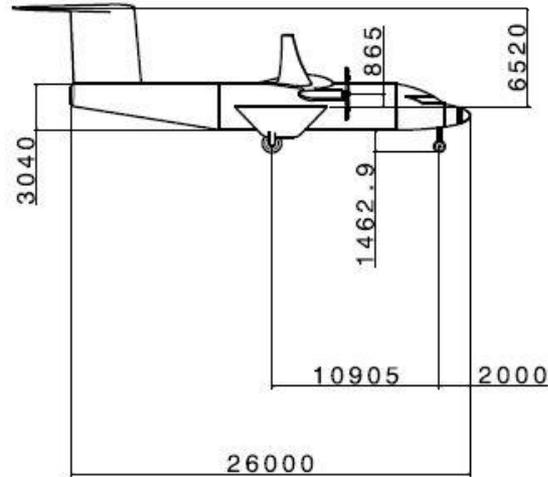
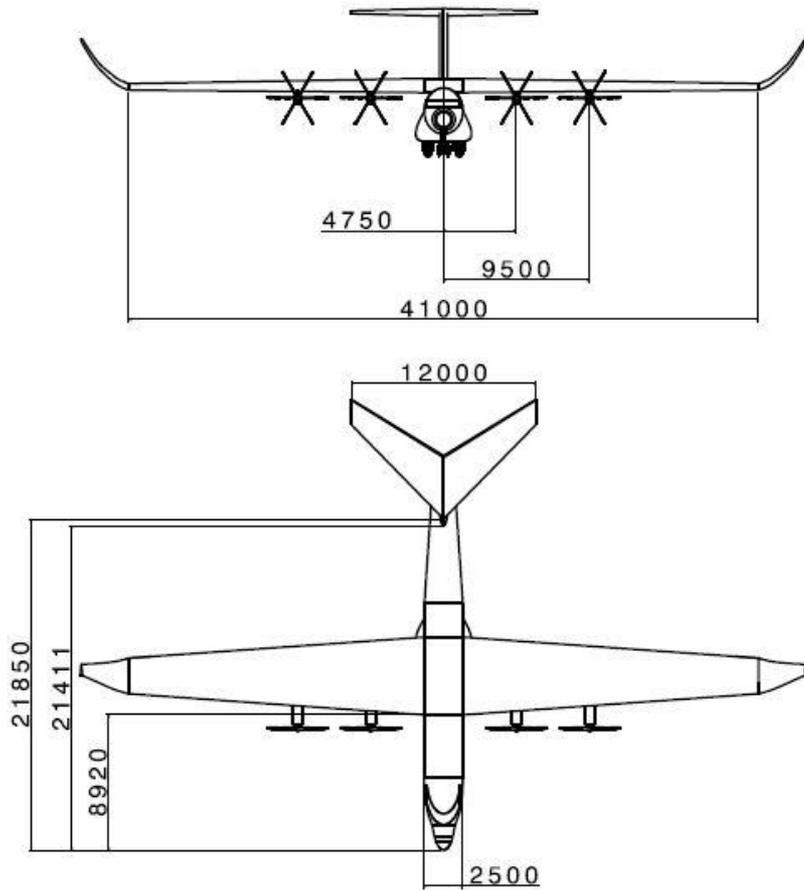
Sistemas y centros de
gravedad

Mejoras

Diseño. Evolución



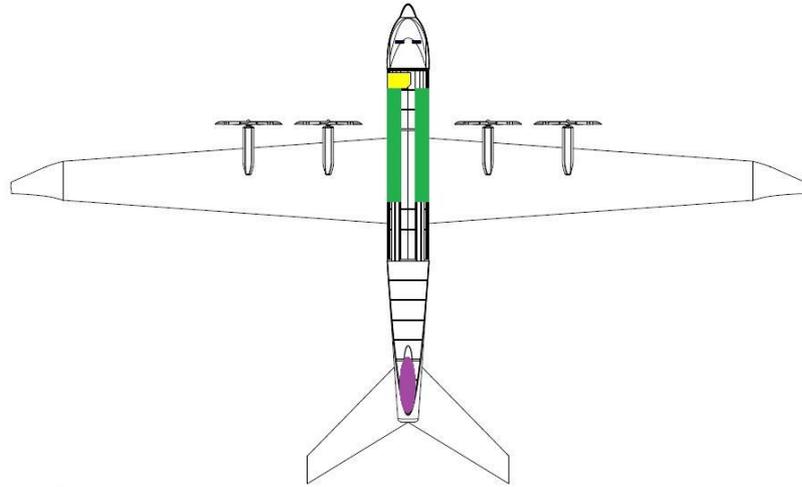
Diseño final



Superficies mojadas (m^2)

Fuselaje	164,893
Ala	343,08
Estabilizadores	115,296
Otros	66,014
Total	686,283

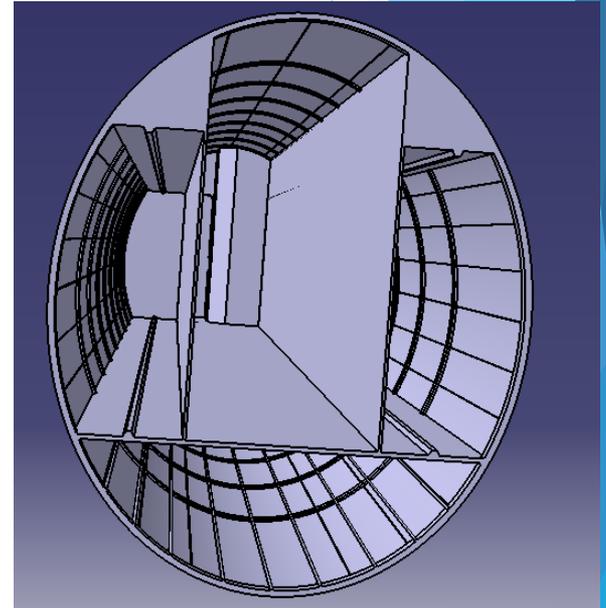
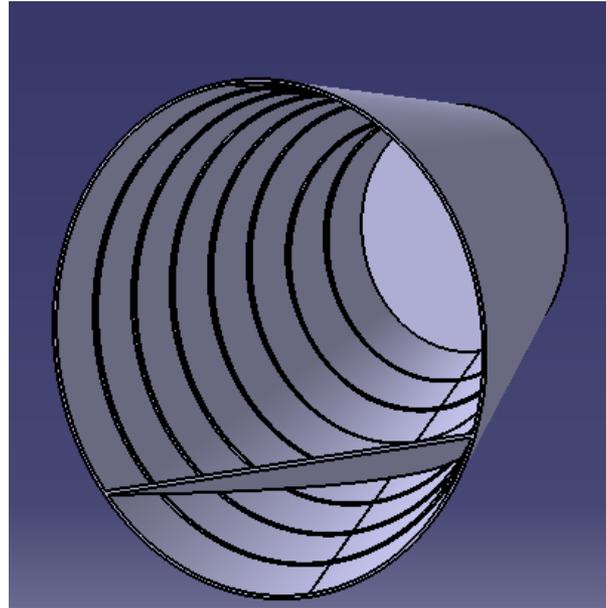
Diseño final: Fuselaje



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

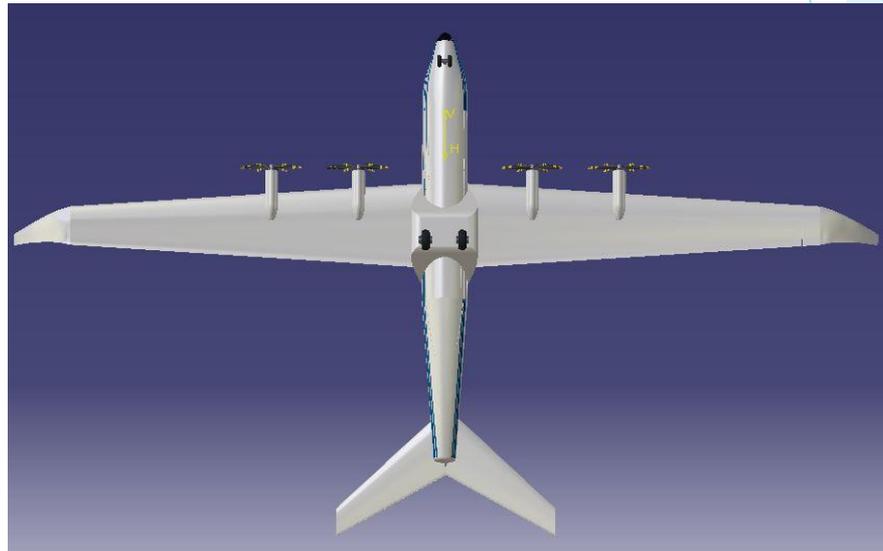
- ✓ Cuadernas
- ✓ Largueros
- ✓ Depósitos
- ✓ Raíles
- ✓ Baño
- ✓ Suelo



Tren de aterrizaje

H_f	1,4629 m
H_c	0,906 m
α_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
ϕ_{ot}	31,0553°
α_{tb}	44,6880°
$\ddot{\theta}$	4,6467 °/s ²

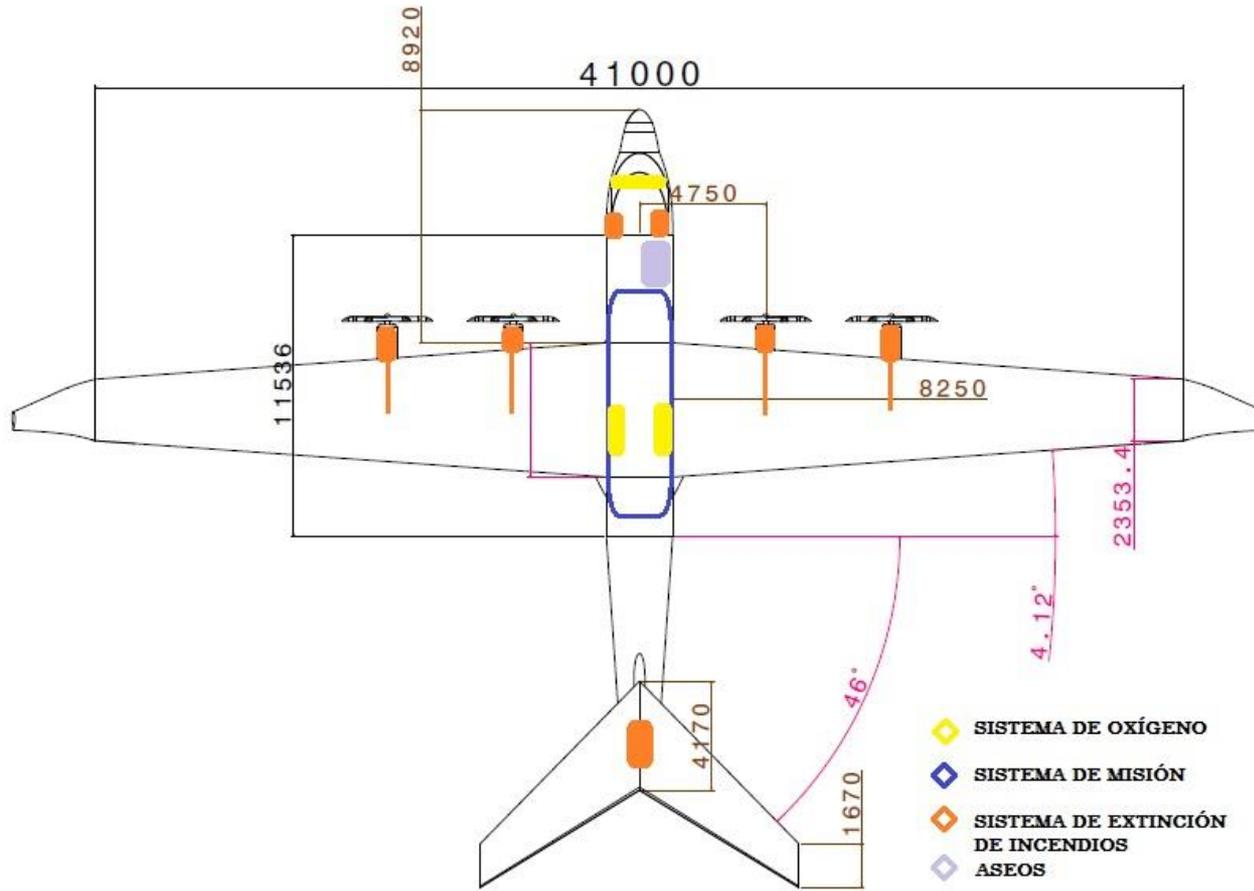
d_m	1,242 m
d_n	0,7497 m
w_m	0,472 m
w_n	0,2187 m



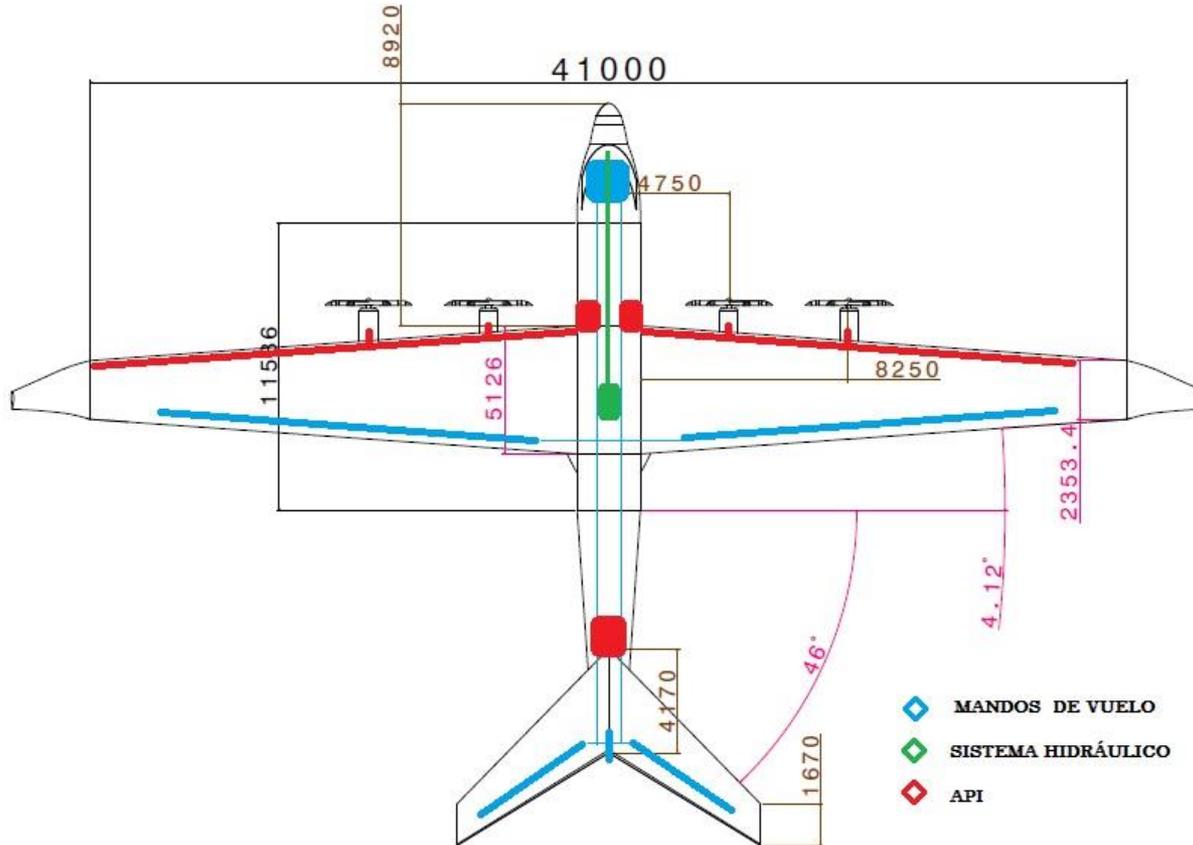
Centro de gravedad

11,47 m

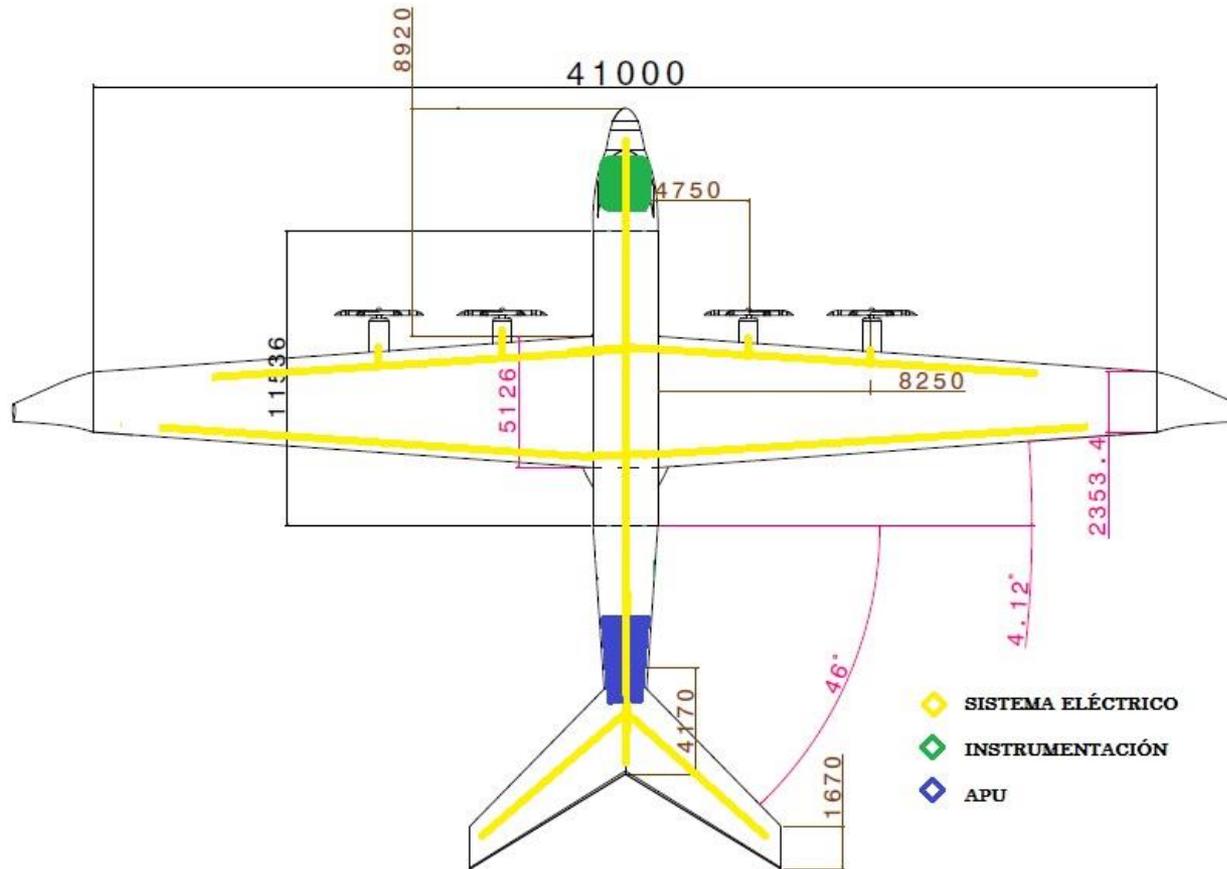
Sistemas



Sistemas



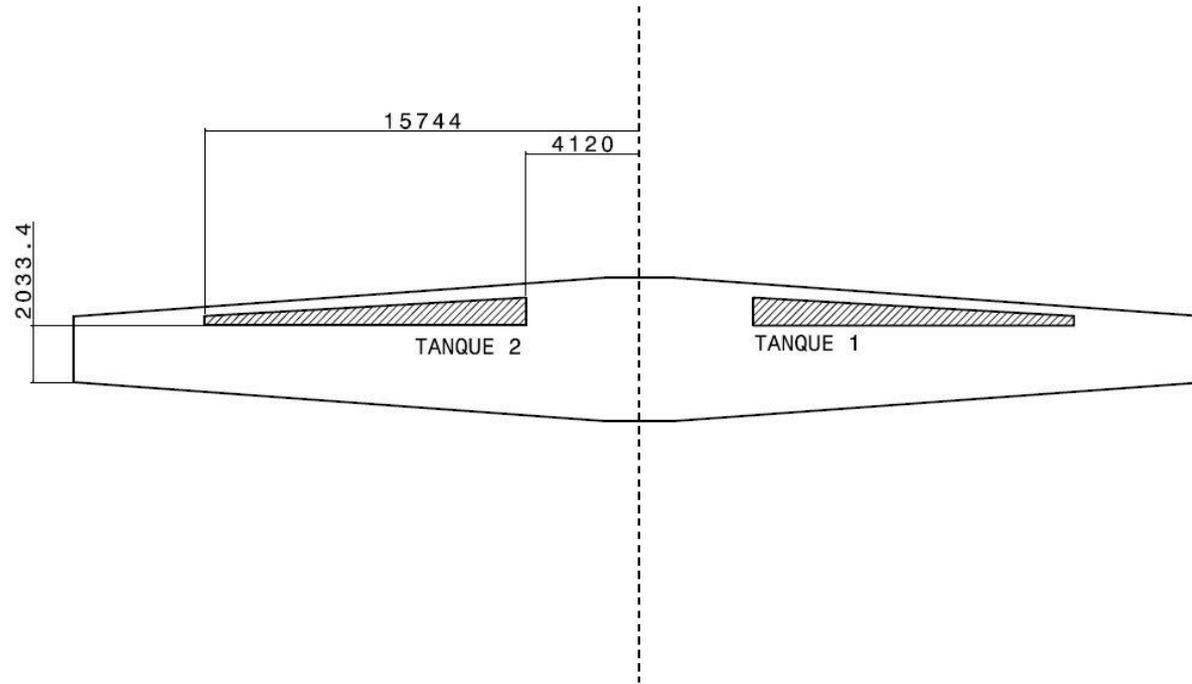
Sistemas



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
Total	11,0125	5201,3963

Sistemas

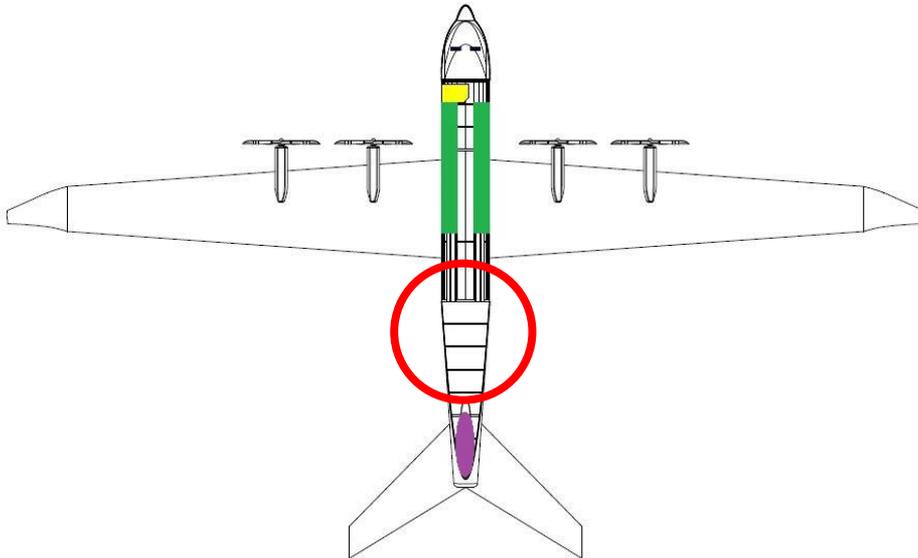


Centro de gravedad

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



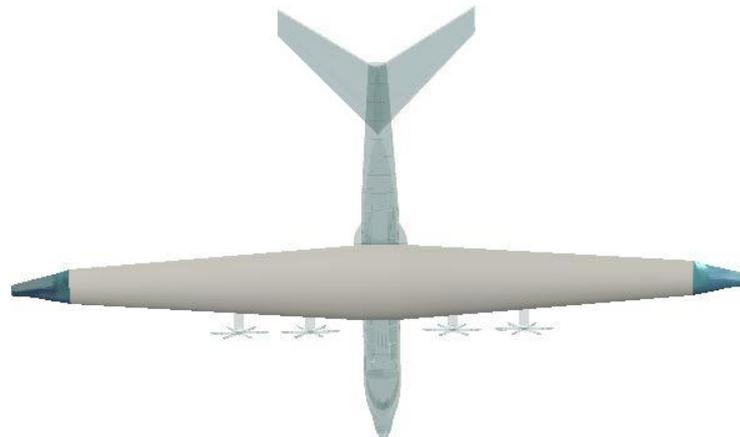
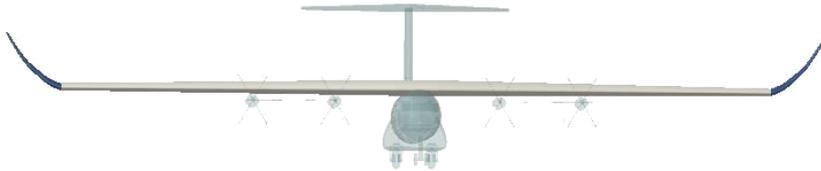
Juan Antonio
Cabrera González

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

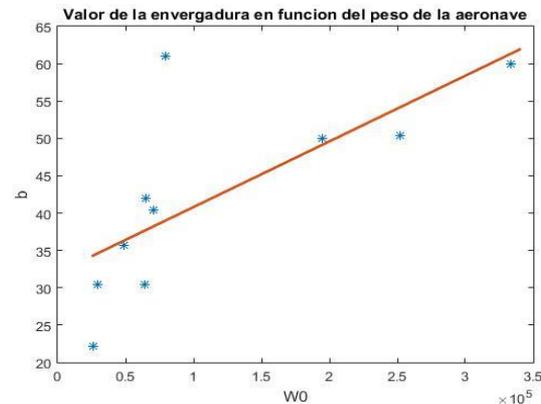
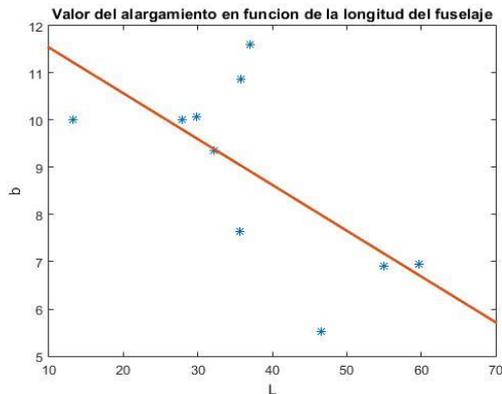
Dimensionamiento del ala

- ▶ **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 ²	10,98	41 m

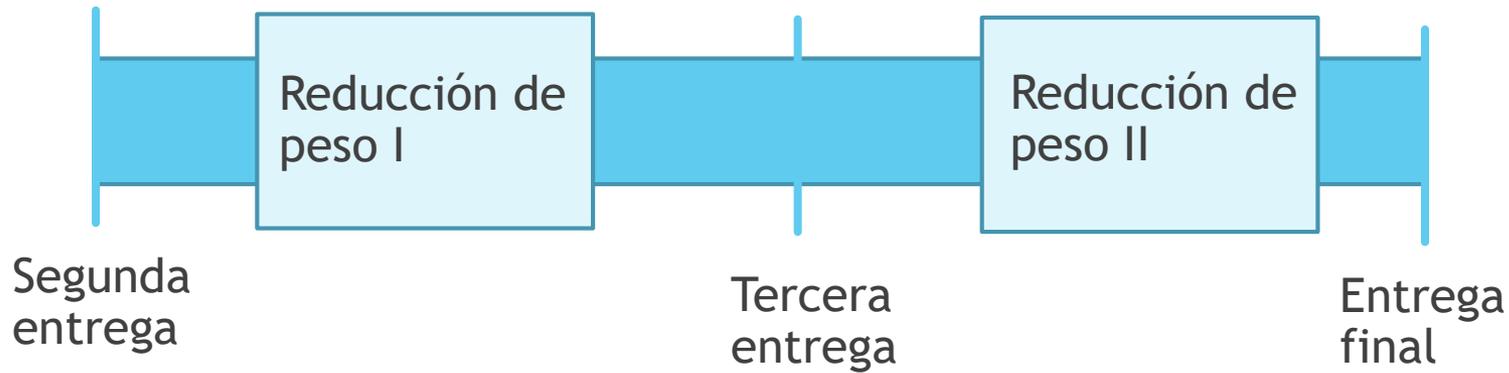
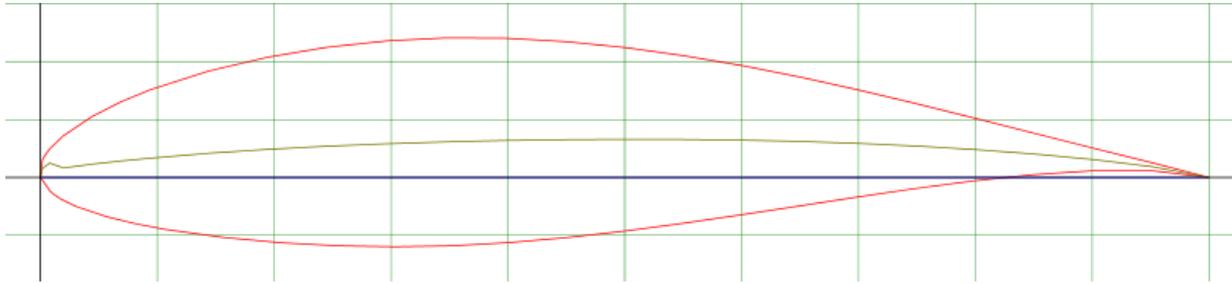
Regresiones

Eficiencia



AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

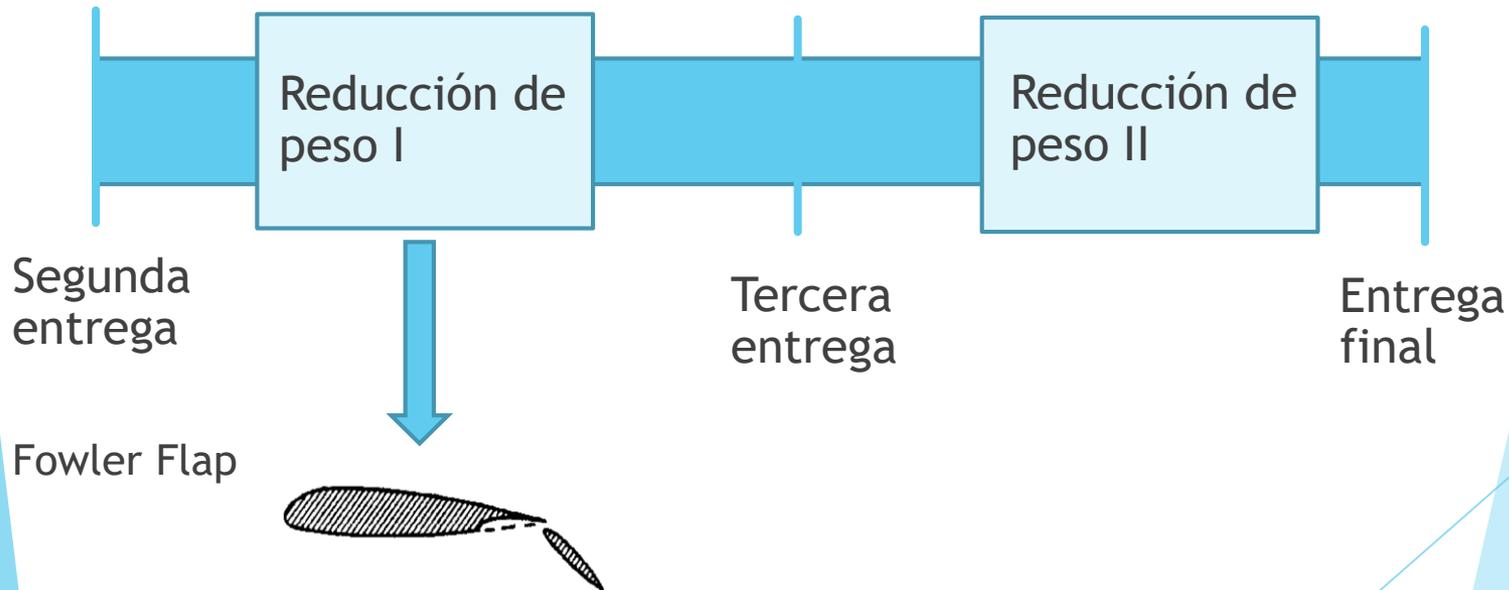
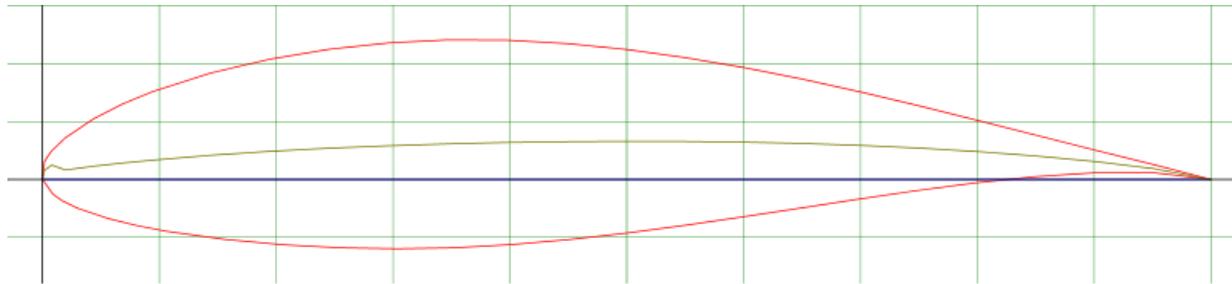
Elección de perfiles



AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

Elección de perfiles

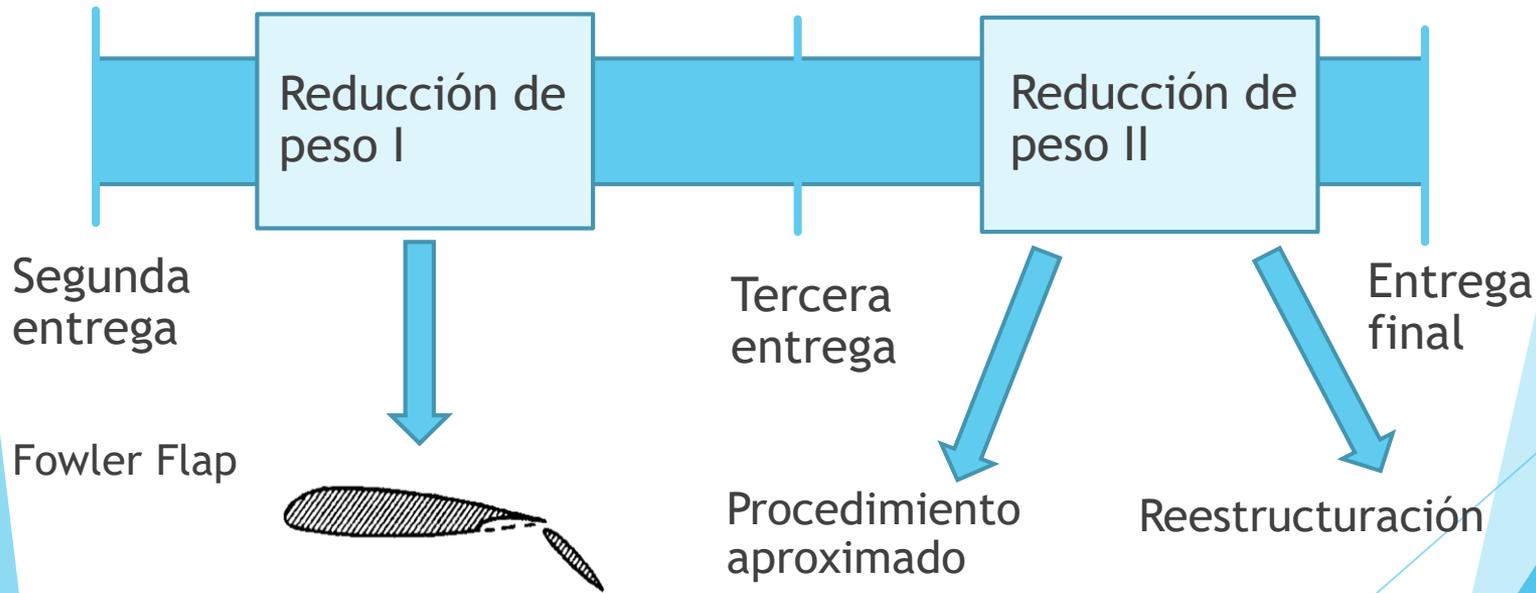
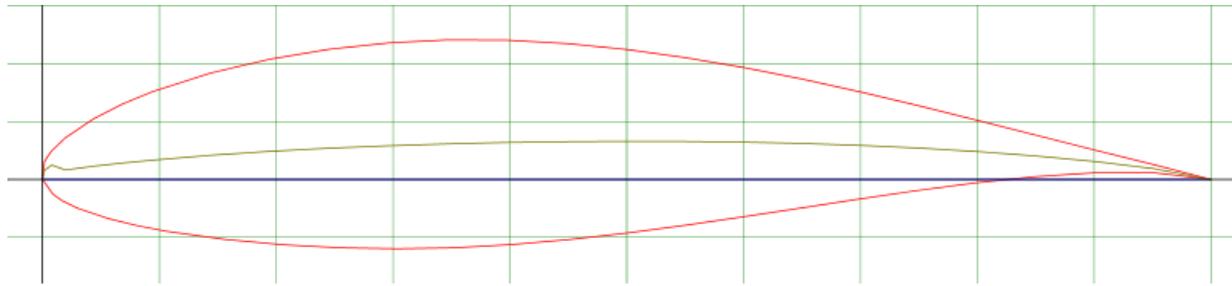
63(3)-618



AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

Elección de perfiles

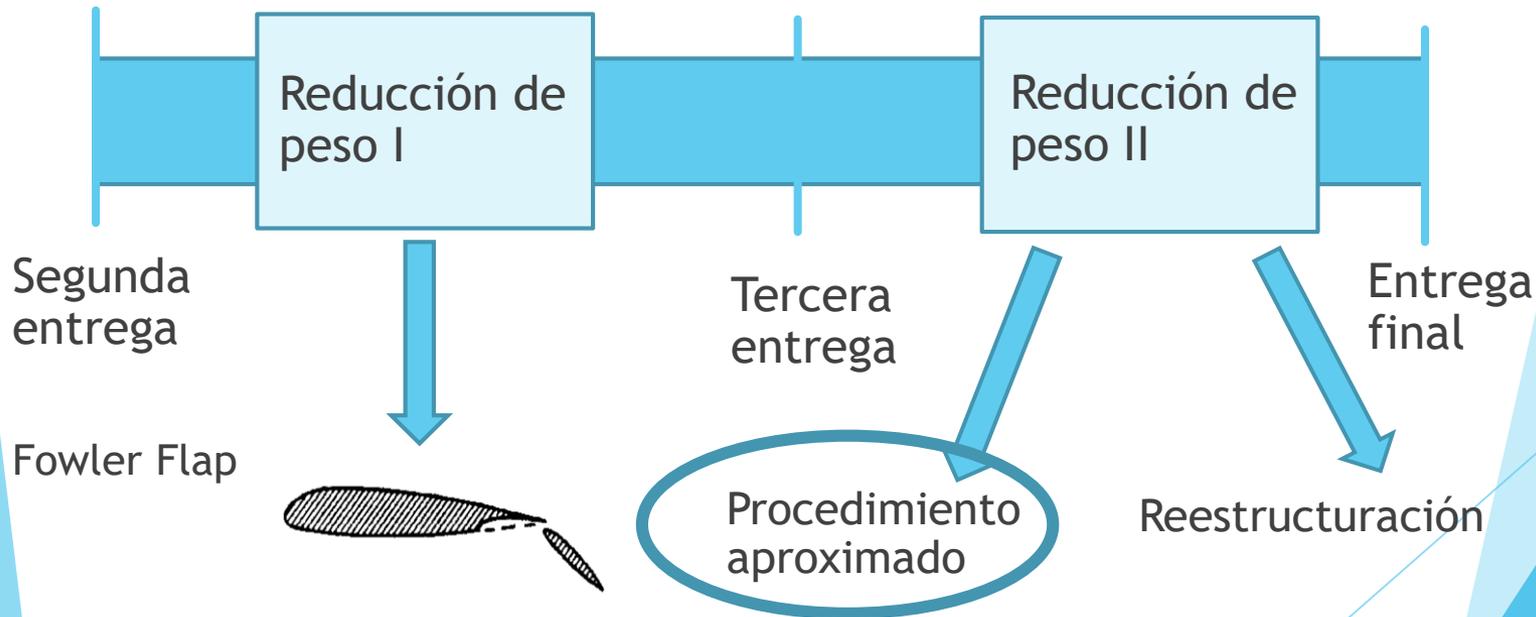
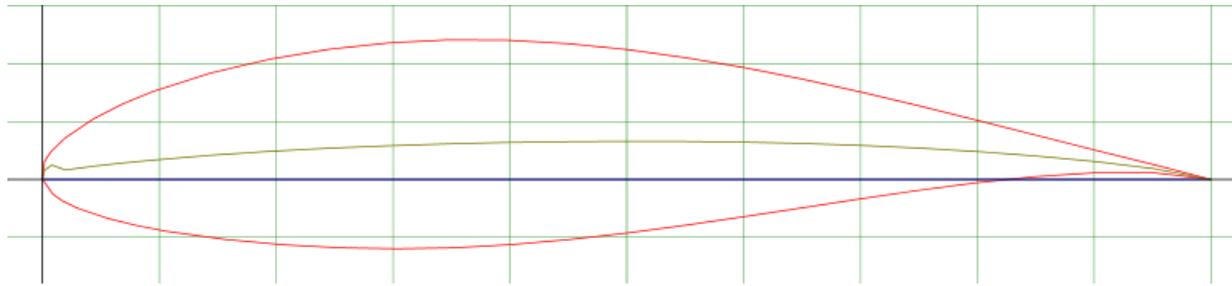
63(3)-618



AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

Elección de perfiles

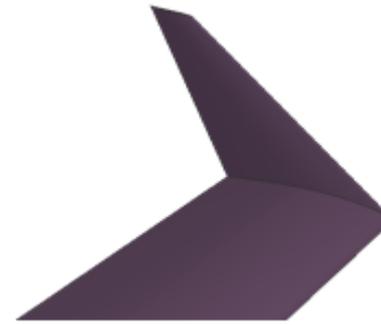
63(3)-618



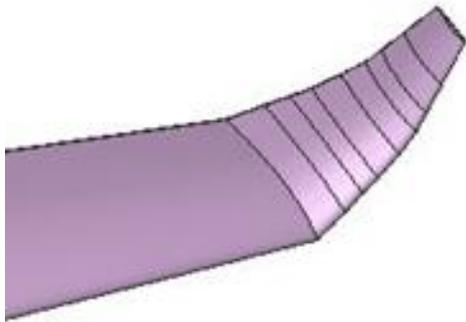
AERODINÁMICA. Aspectos geométricos

Winglets

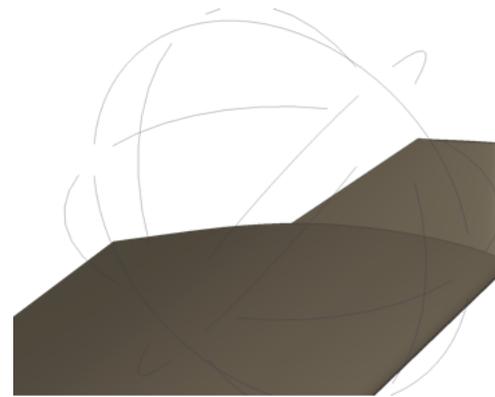
- ▶ Misión principal es la reducir la resistencia inducida, lo cual mejora la eficiencia aerodinámica.
- ▶ Reduce el consumo de combustible.
- ▶ Reduce las emisiones de gases.
- ▶ Reduce el ruido que produce.



Extended winglet



Blended winglets



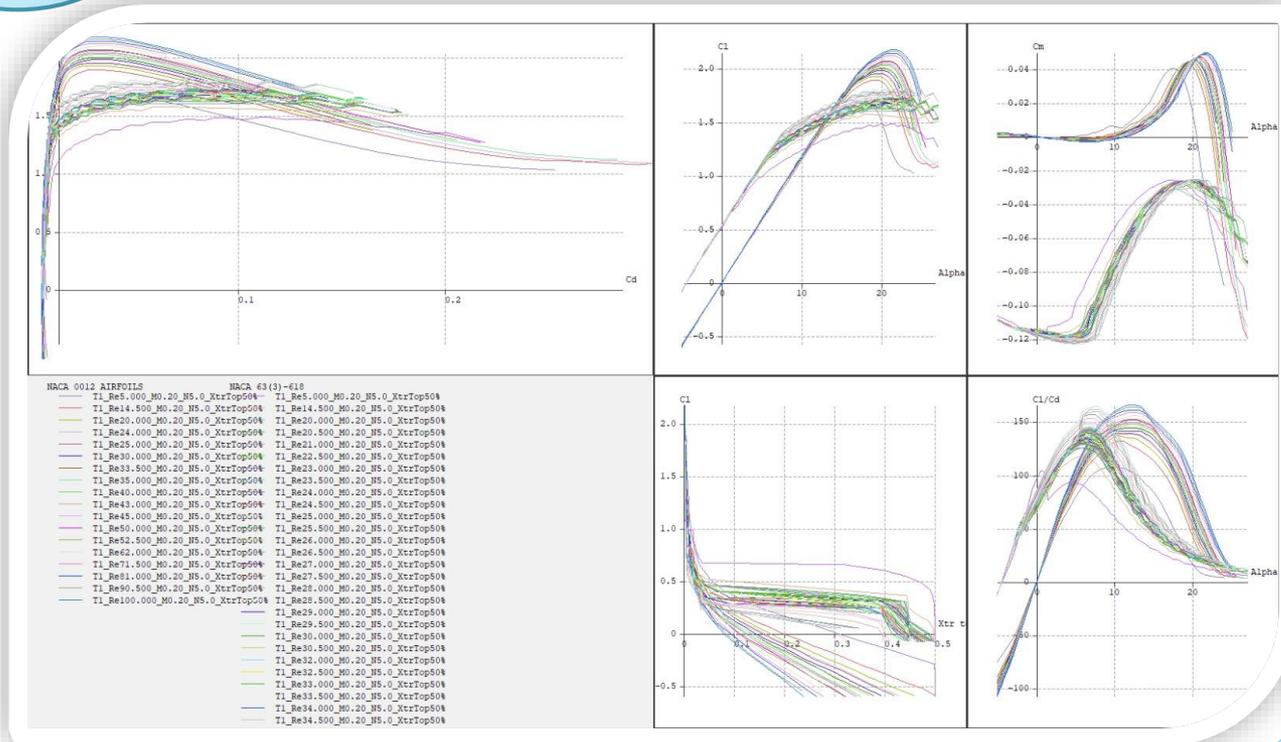
KC-135

AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

General

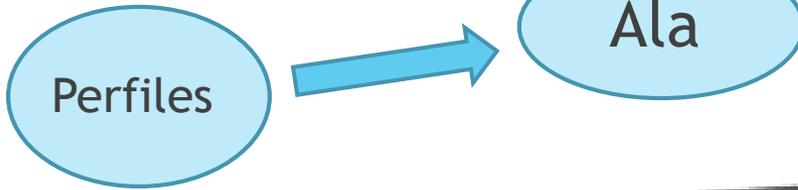
Perfiles

Gráficas de perfiles de estabilizadores y ala

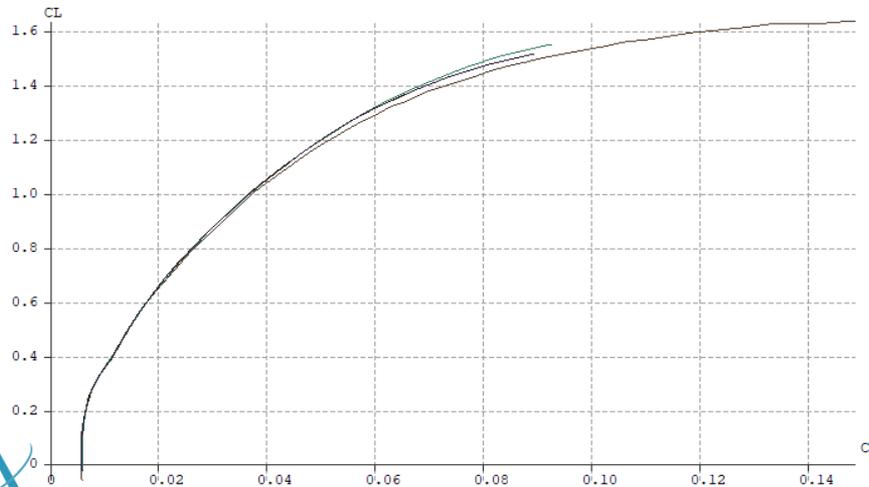


AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

Ala **sin** winglets



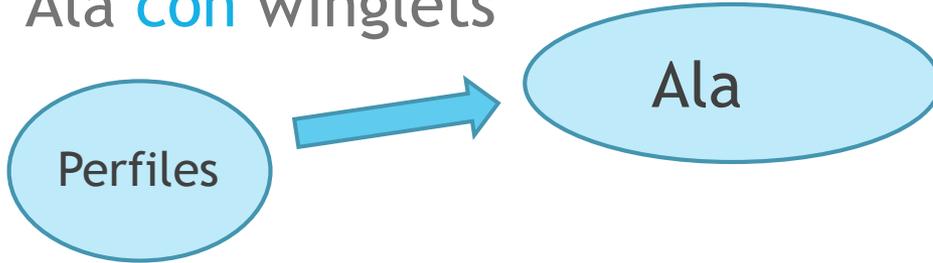
$C_{L\alpha}$	C_{L_0}	C_{D_0}	$C_{L_{max}}$	α_{stall}	C_{m_0}	X_{ca}
4,98	0.38	0.01097	1,6132	22,5	-0.12436	1,55 m



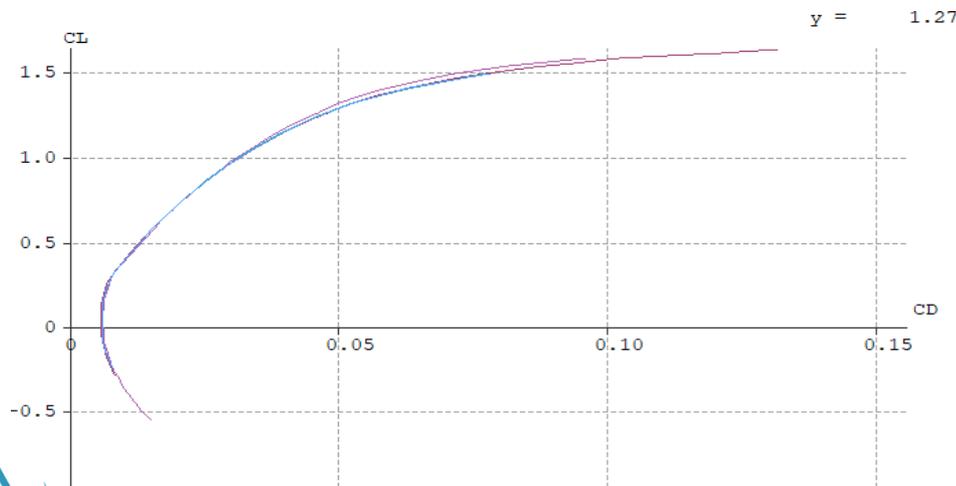
► Se ha analizado el ala con winglets en el programa XFLR5.

AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

Ala con winglets



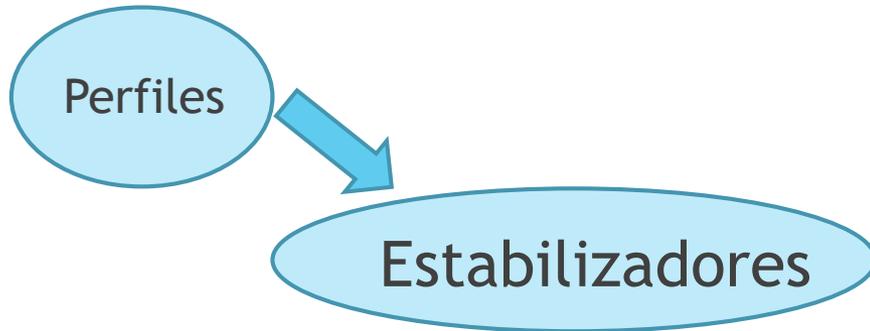
$C_{L\alpha}$	C_{L_0}	C_{D_0}	$C_{L_{max}}$	α_{stall}	C_{m_0}	X_{ca}
5,22	0,428	0,00588	1.6219	21	-0,1247	1,6 m



- ▶ 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.

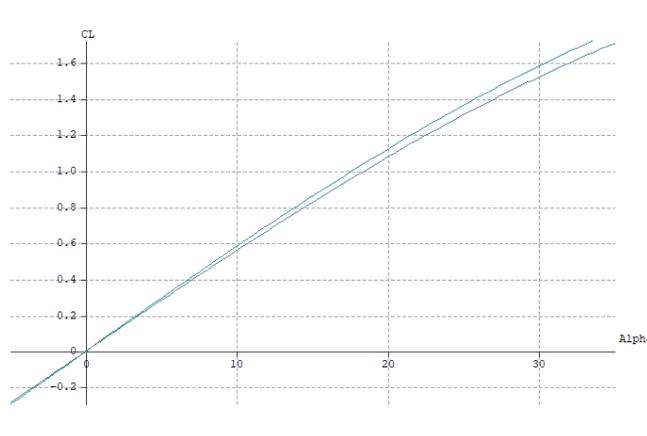
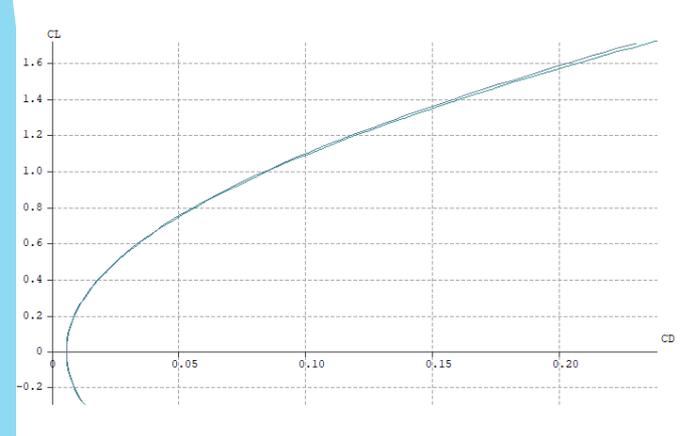
AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

Estabilizador horizontal



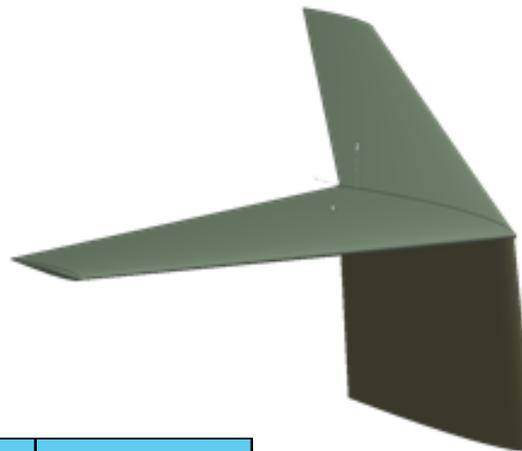
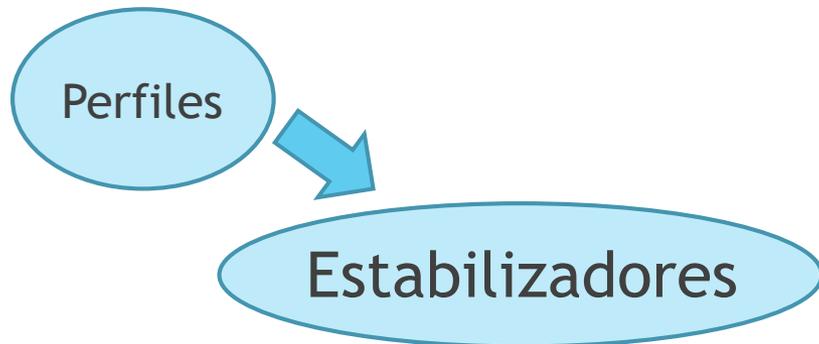
$C_{L\alpha}$	C_{L0}	C_{Lmax}	α_{stall}	C_{m0}	X_{ca}
3,5356	0	1,8	25	0	3.87

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



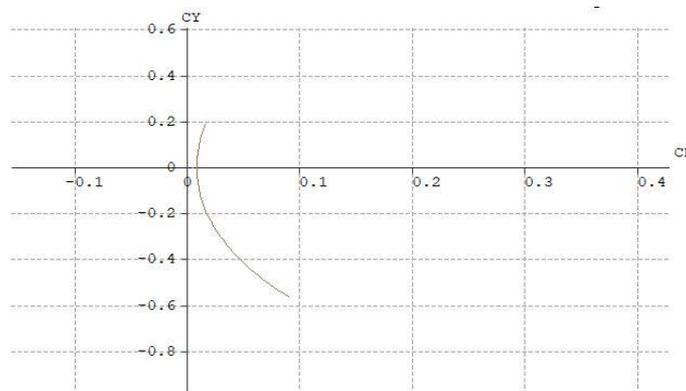
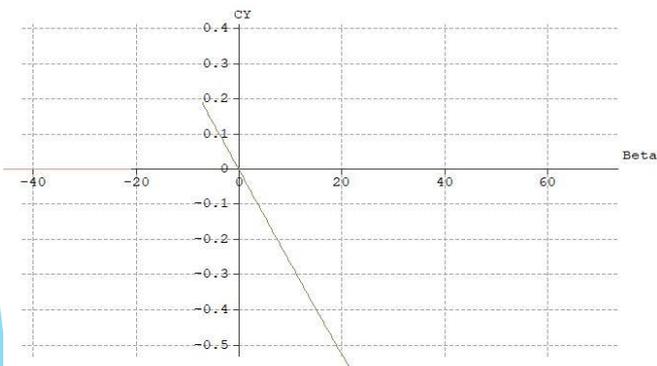
AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

Estabilizador vertical



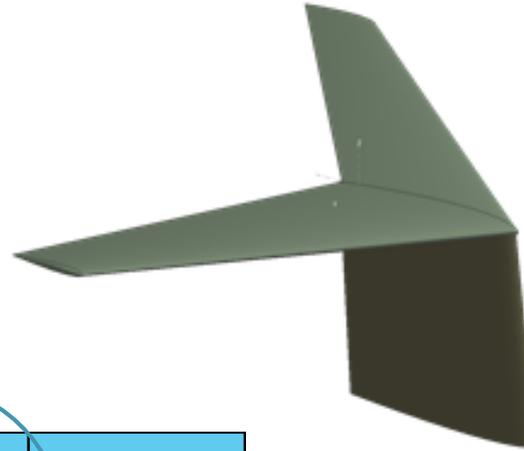
$C_{L\alpha}$	C_{L_0}	$C_{L_{max}}$	α_{stall}	C_{m_0}
3.5	0	0,654	25	0

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



AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

Estabilizador vertical



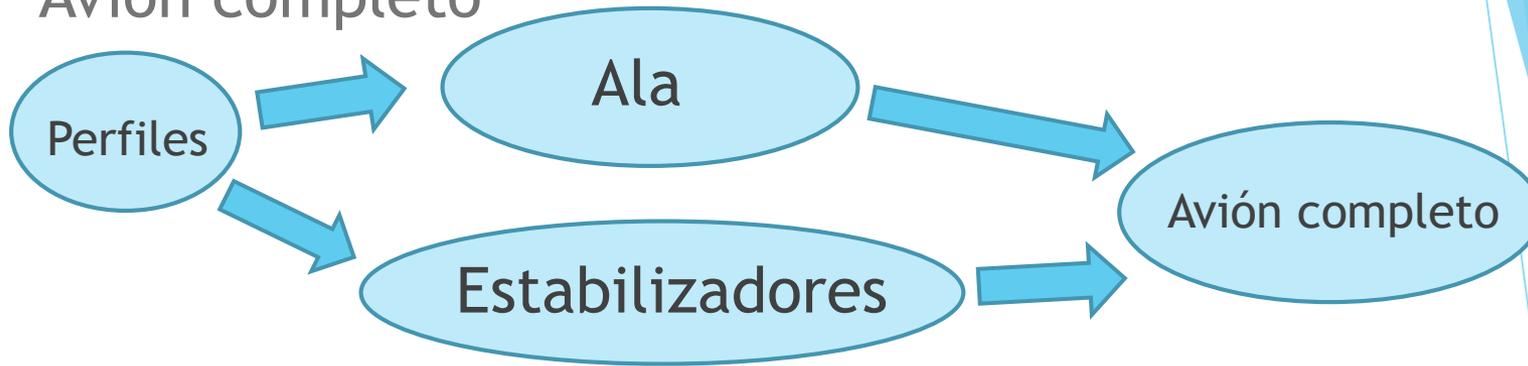
$C_{L\alpha}$	C_{L_0}	$C_{L_{max}}$	α_{stall}	C_{m0}
3.5	0	0,654	25	0

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

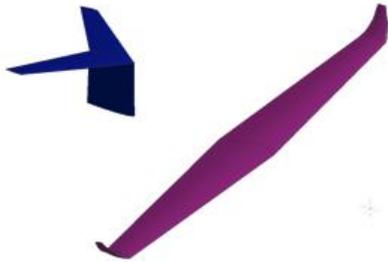
Hipótesis

AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

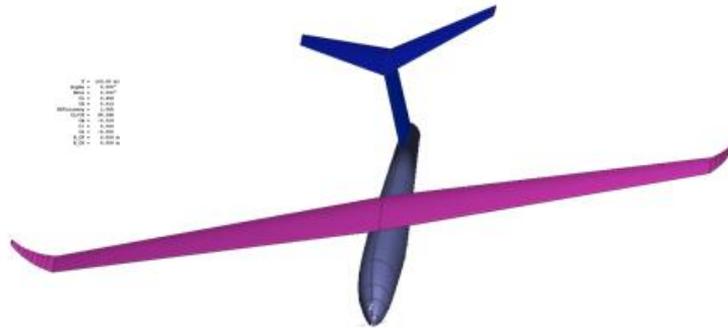
Avión completo



Estudios realizados

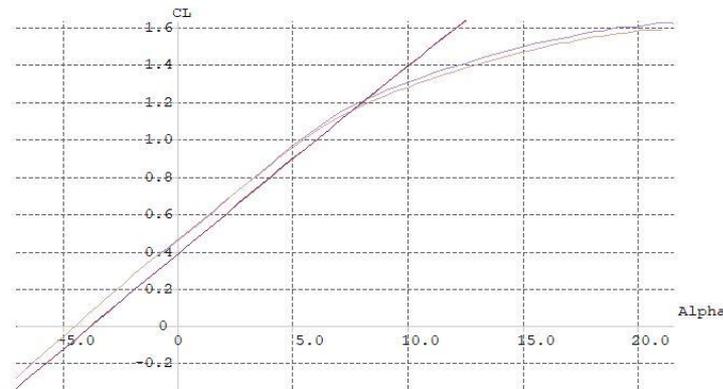
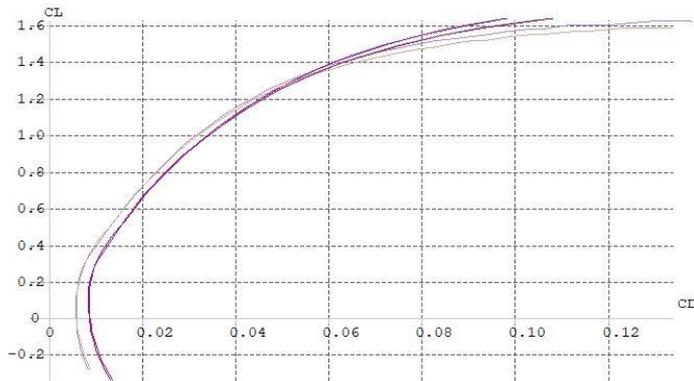
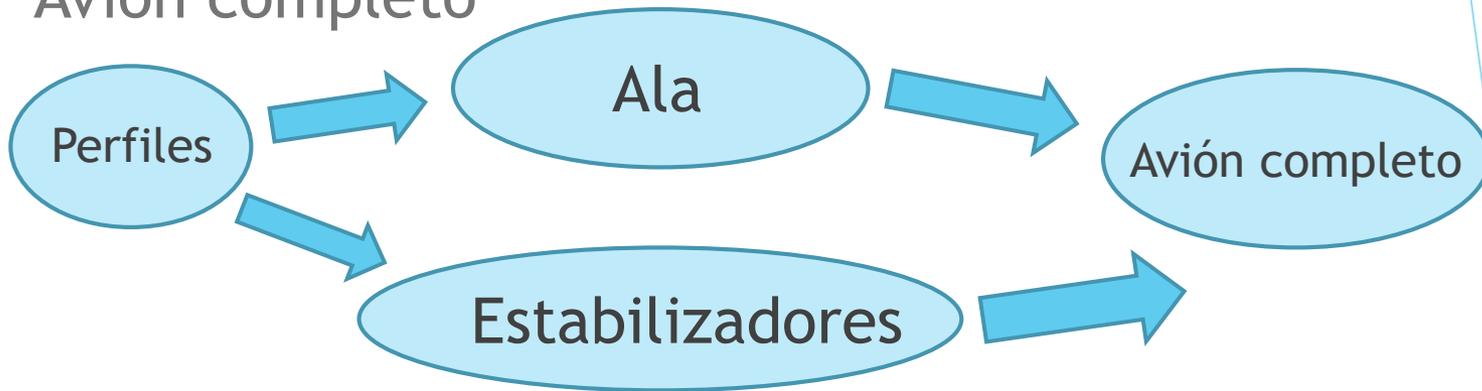


Estudios futuros



AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

Avión completo



AERODINÁMICA. Estudios aerodinámicos

Polar del avión-Análisis XFLR5

Estimación inicial



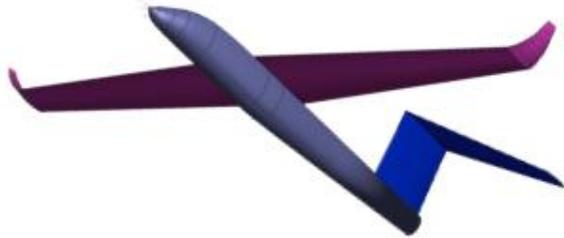
CBM+XFLR5



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 ₀	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.

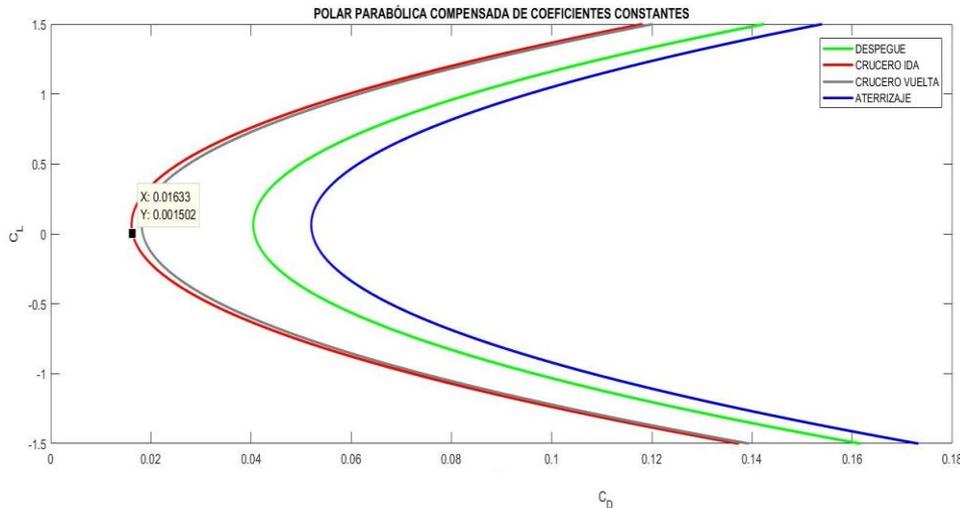
$$C_D = C_{D0} + K_1 C_L^2 - K_2 C_L$$

	C_{Dmin}	C_{LDmin}	C_{D0} (ALA+VTP+HT P)	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
α_{stall}	21	21	21

AERODINÁMICA. Otros aspectos

Estudio a diferentes altitudes y velocidades

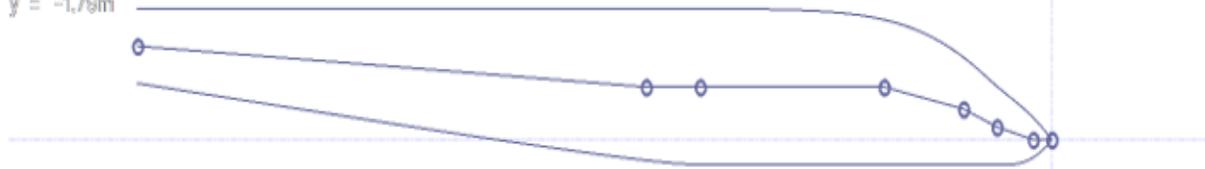
- ▶ Se han realizado tres análisis para verificar que todos los parámetros se pueden asimilar como constantes dependiendo de la velocidad y de la altura:
 - ▶ PRIMER ANALISIS: Análisis a 103 m/s y a 4000m.
 - ▶ SEGUNDO ANALISIS: Análisis a 115 m/s y a 4000m.
 - ▶ TERCER ANALISIS: Análisis a 115 m/s y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

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

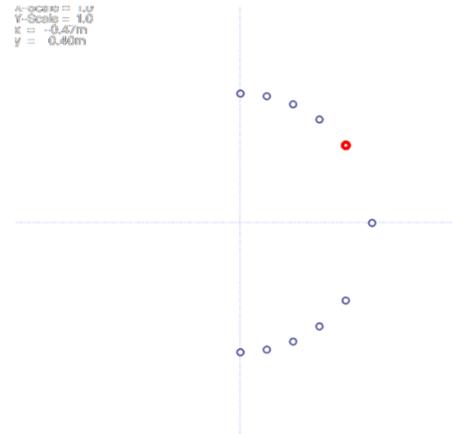
AERODINÁMICA. Otros aspectos

Nube de puntos del fuselaje

X-Scale = 0.9
Y-Scale = 0.9
x = -6.04m
y = -1.79m



X-Scale = 1.0
Y-Scale = 1.0
x = -0.67m
y = 0.40m



DISEÑO Y SISTEMAS

AERODINÁMICA

ESTRUCTURAS

ESTABILIDAD Y CONTROL

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

SECTOR ESTRUCTURAS



Diego Gómez Jerez



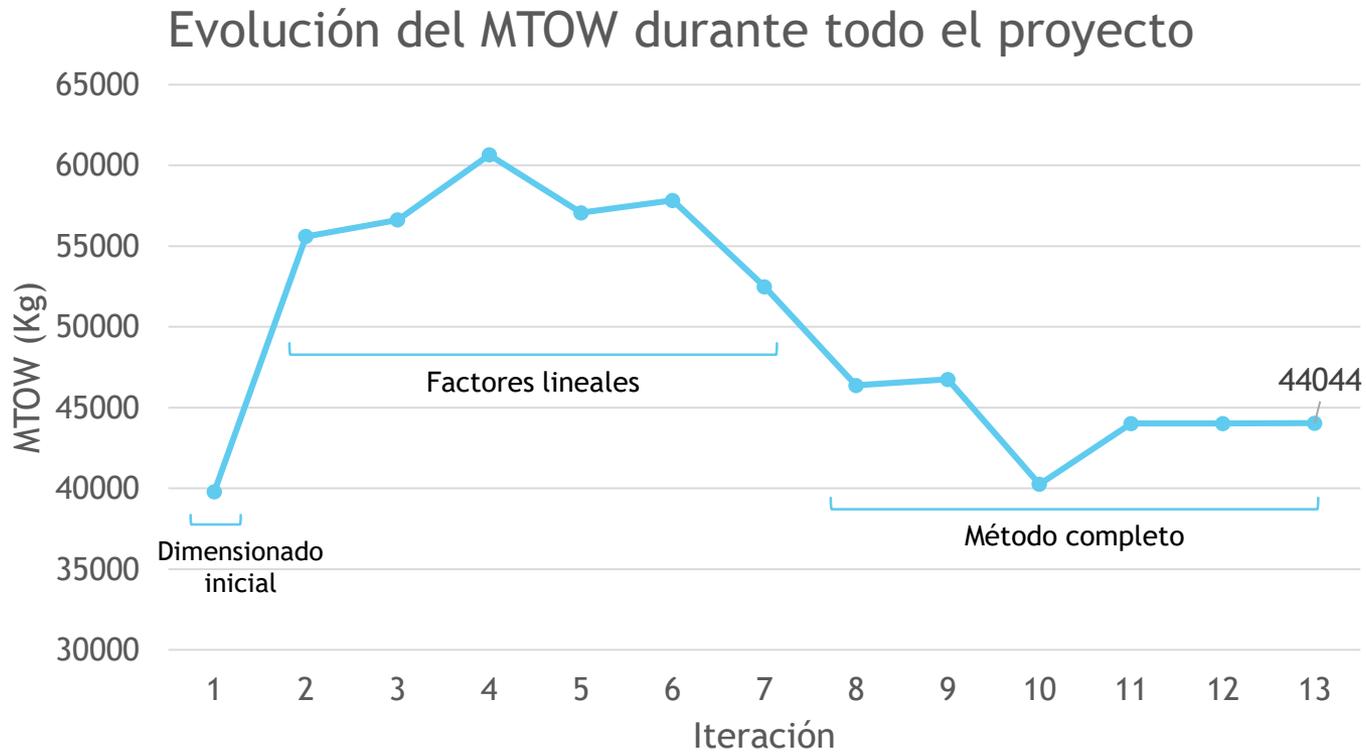
Jaime González de la
Hera



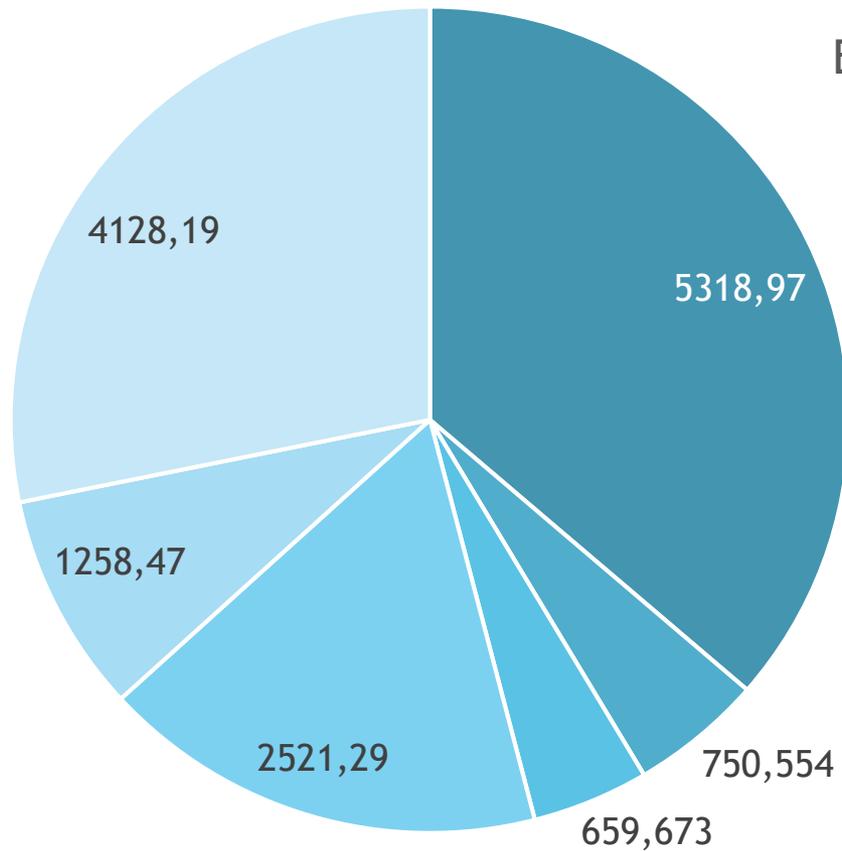
Mario Espejo Arco

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

Evolución de Pesos



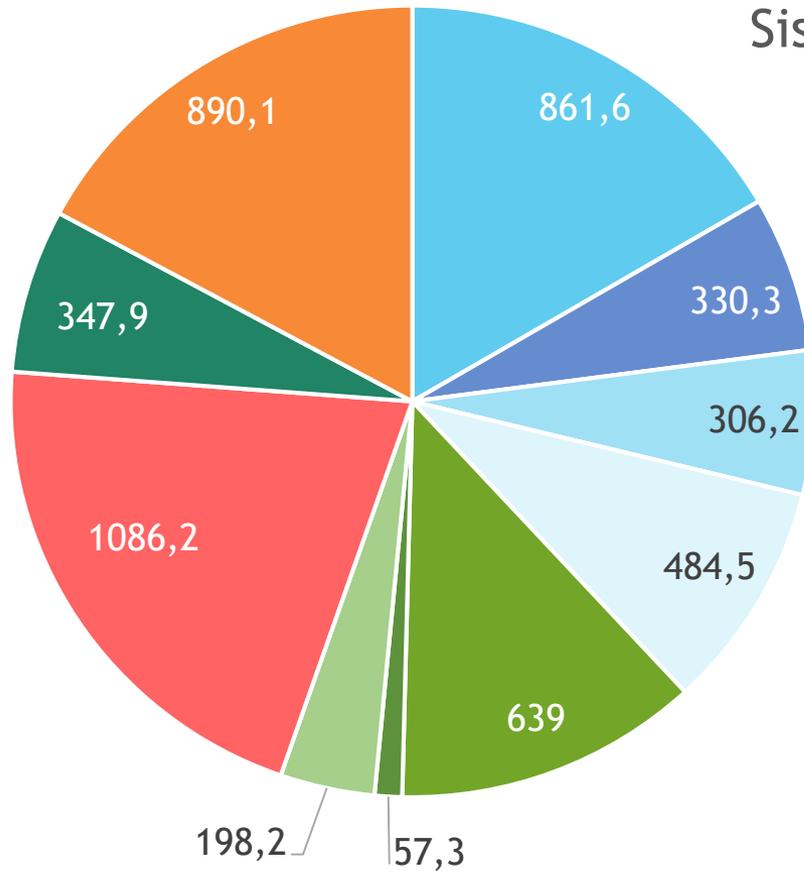
Evolución de Pesos



Elementos estructurales del avión (Kg)

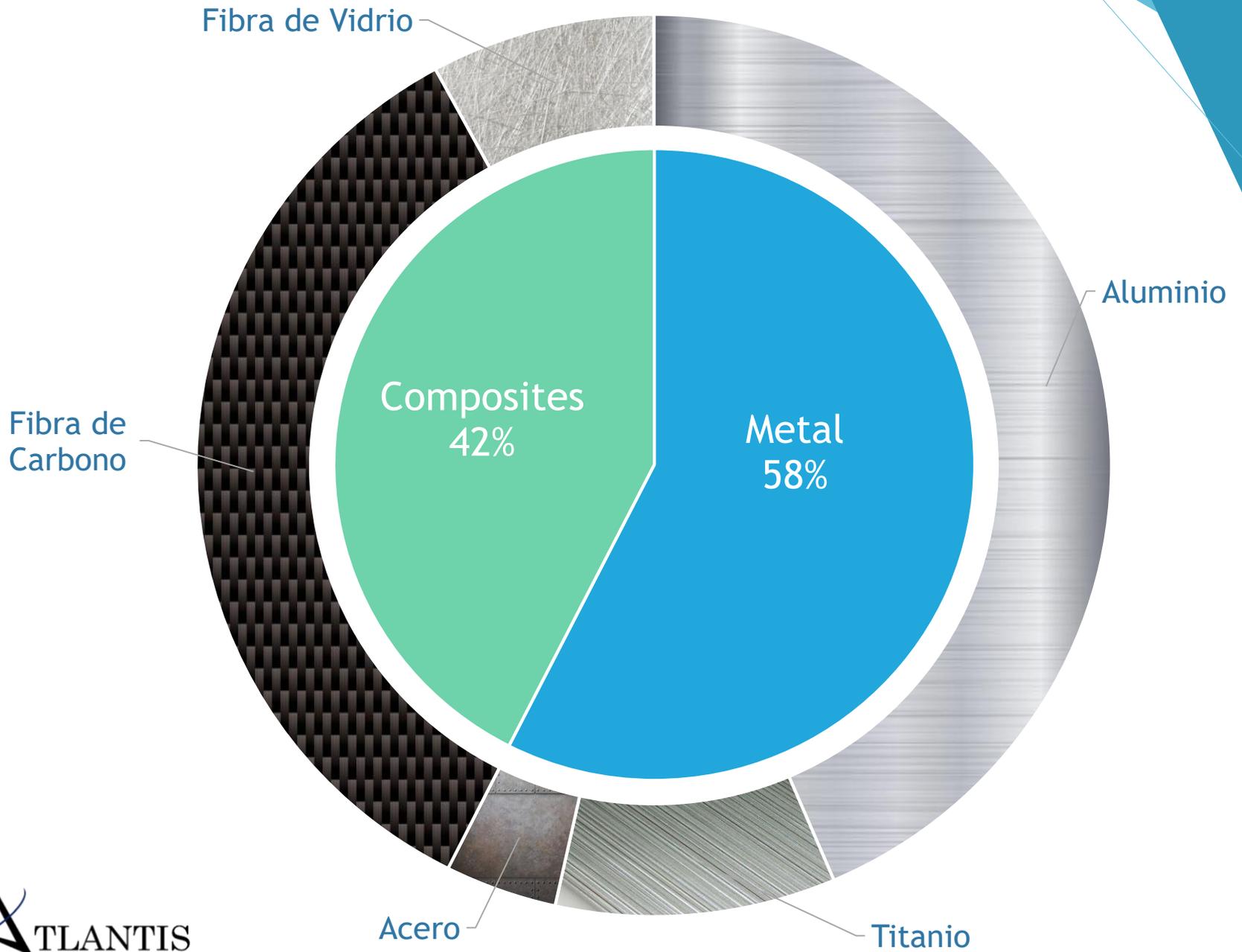
- Ala
- HTP
- VTP
- Fuselaje
- Tren
- Motor

Evolución de Pesos

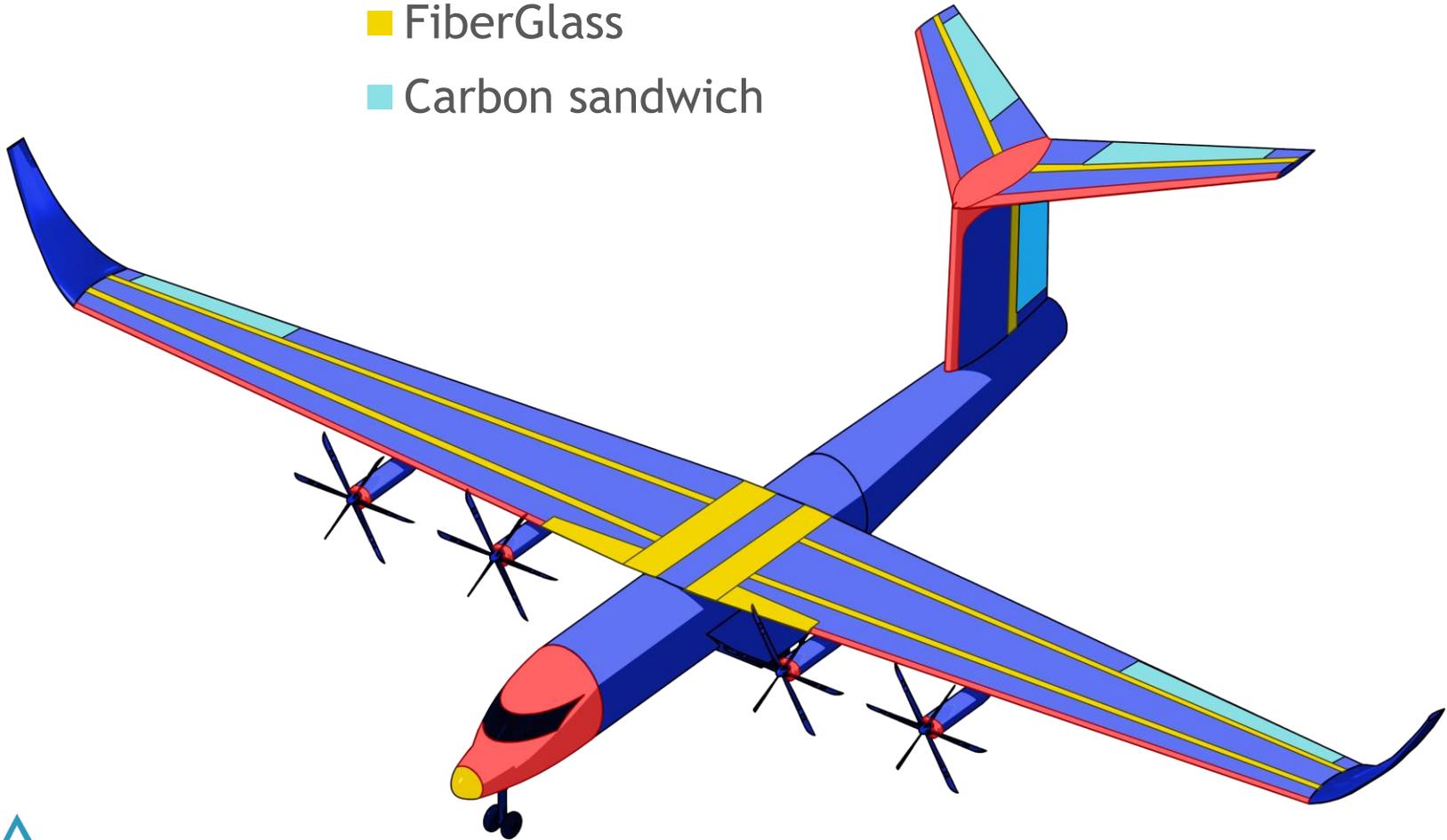


Sistemas del avión (Kg)

- Flight Control System
- Hydraulic System
- Instrumentation
- Electrical System
- ECS
- Oxygen System
- APU
- Furnishing
- Baggage cargo
- Op. items

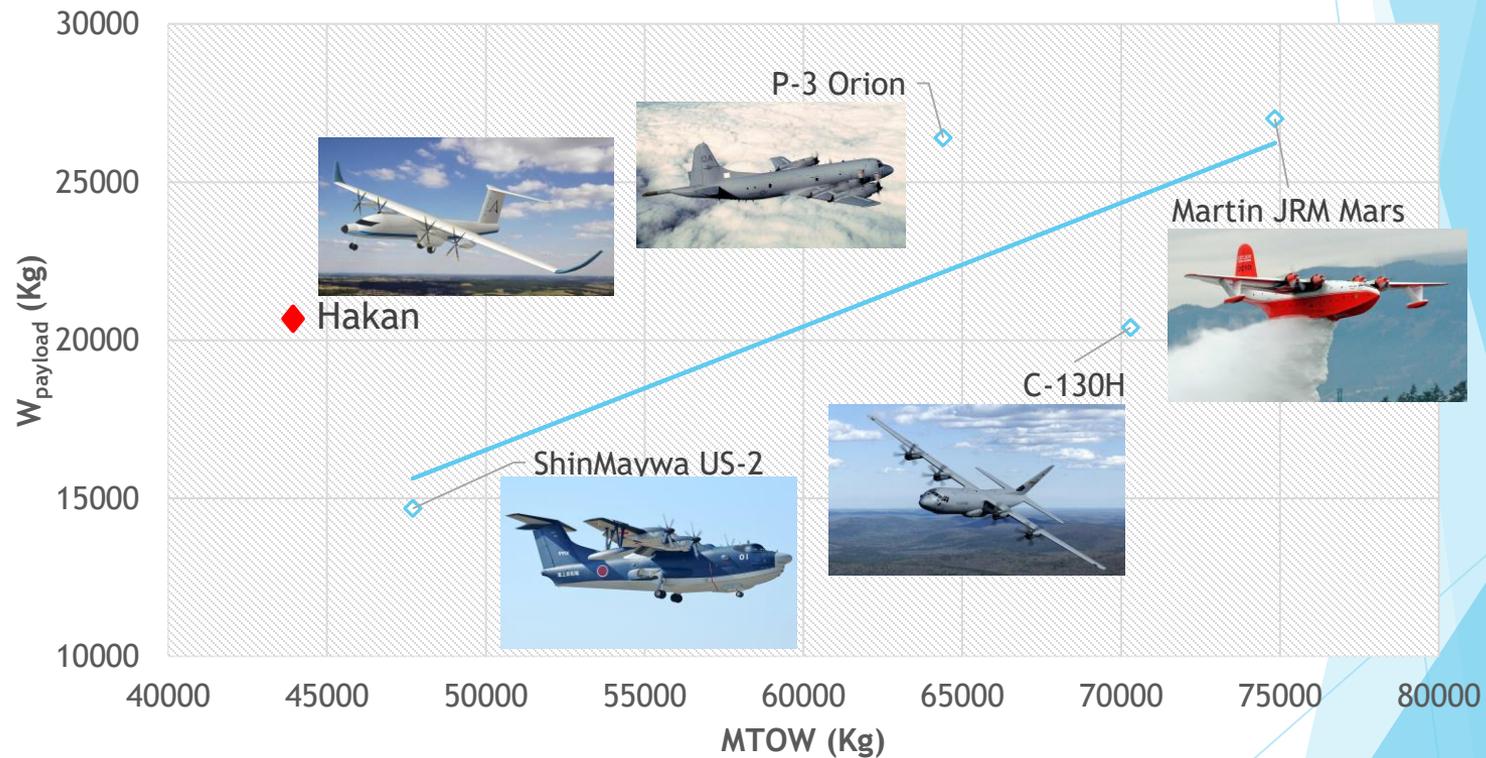


- Carbon Laminate
- Aluminum Alloy
- FiberGlass
- Carbon sandwich



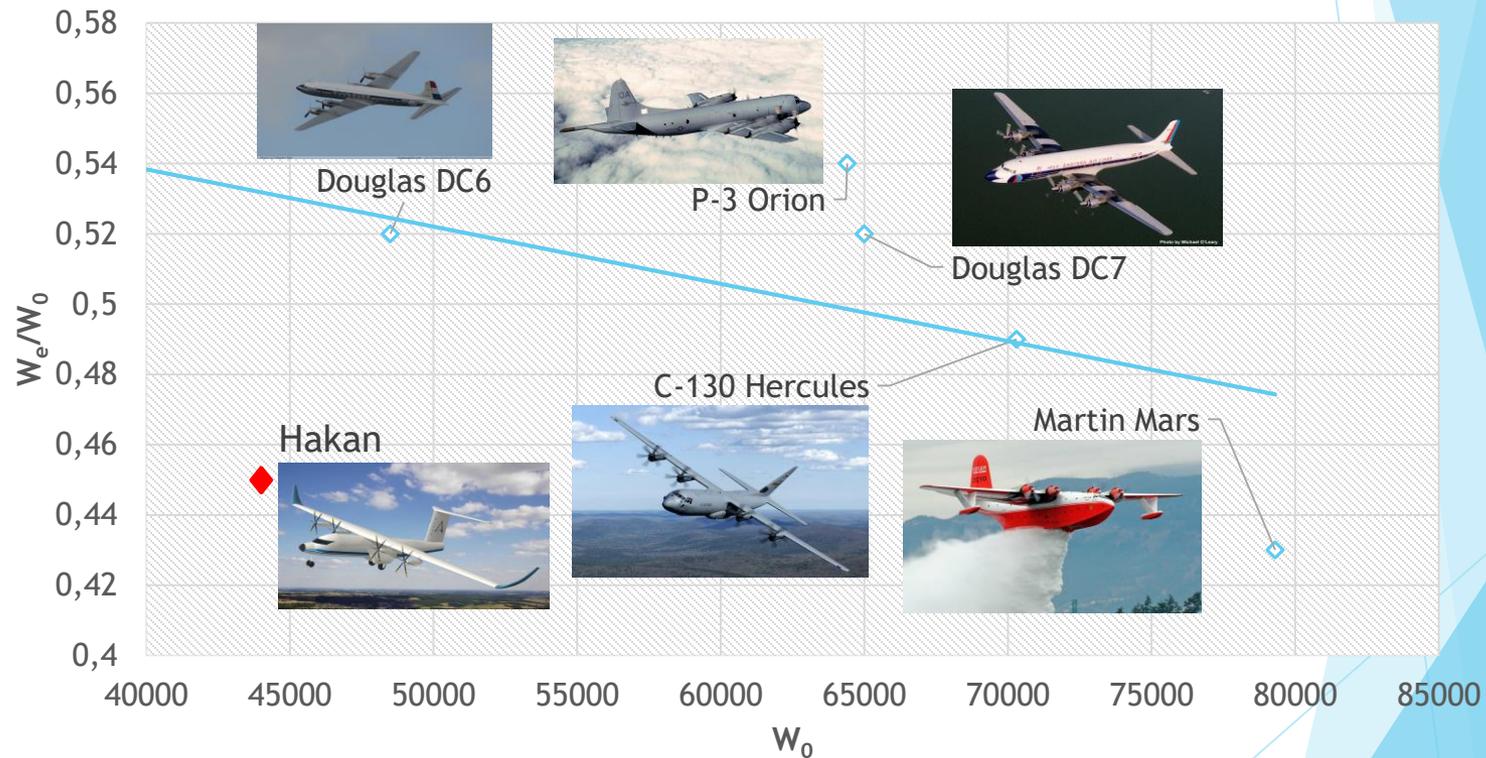
Comparación con aeronaves similares

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

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

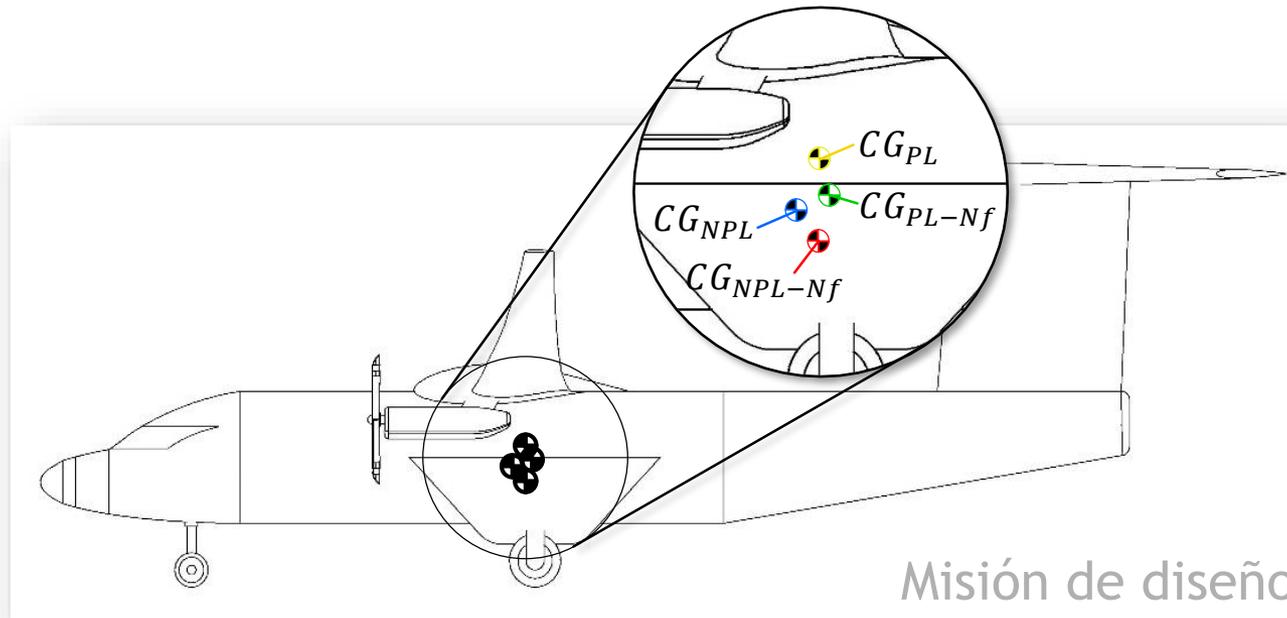
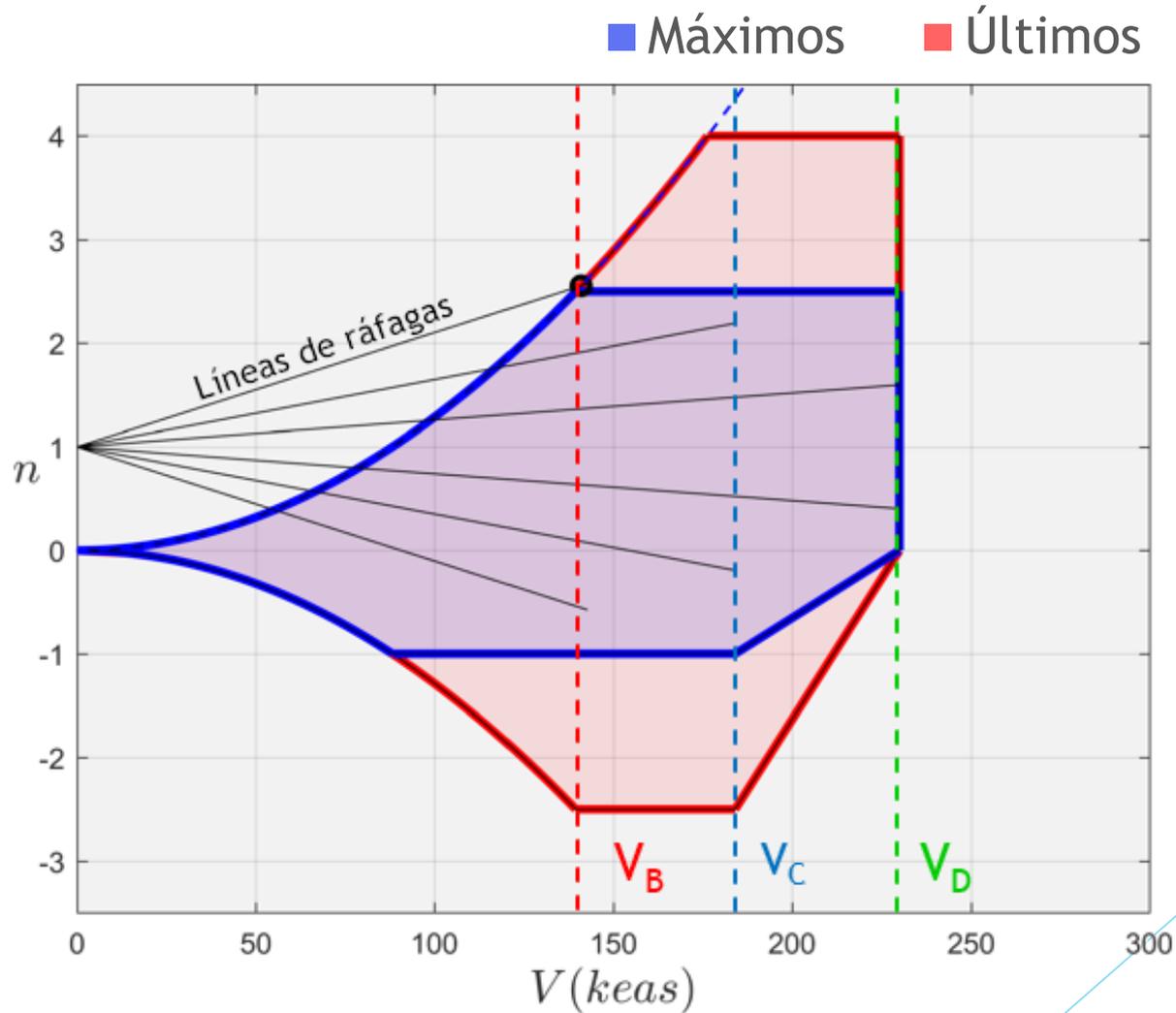
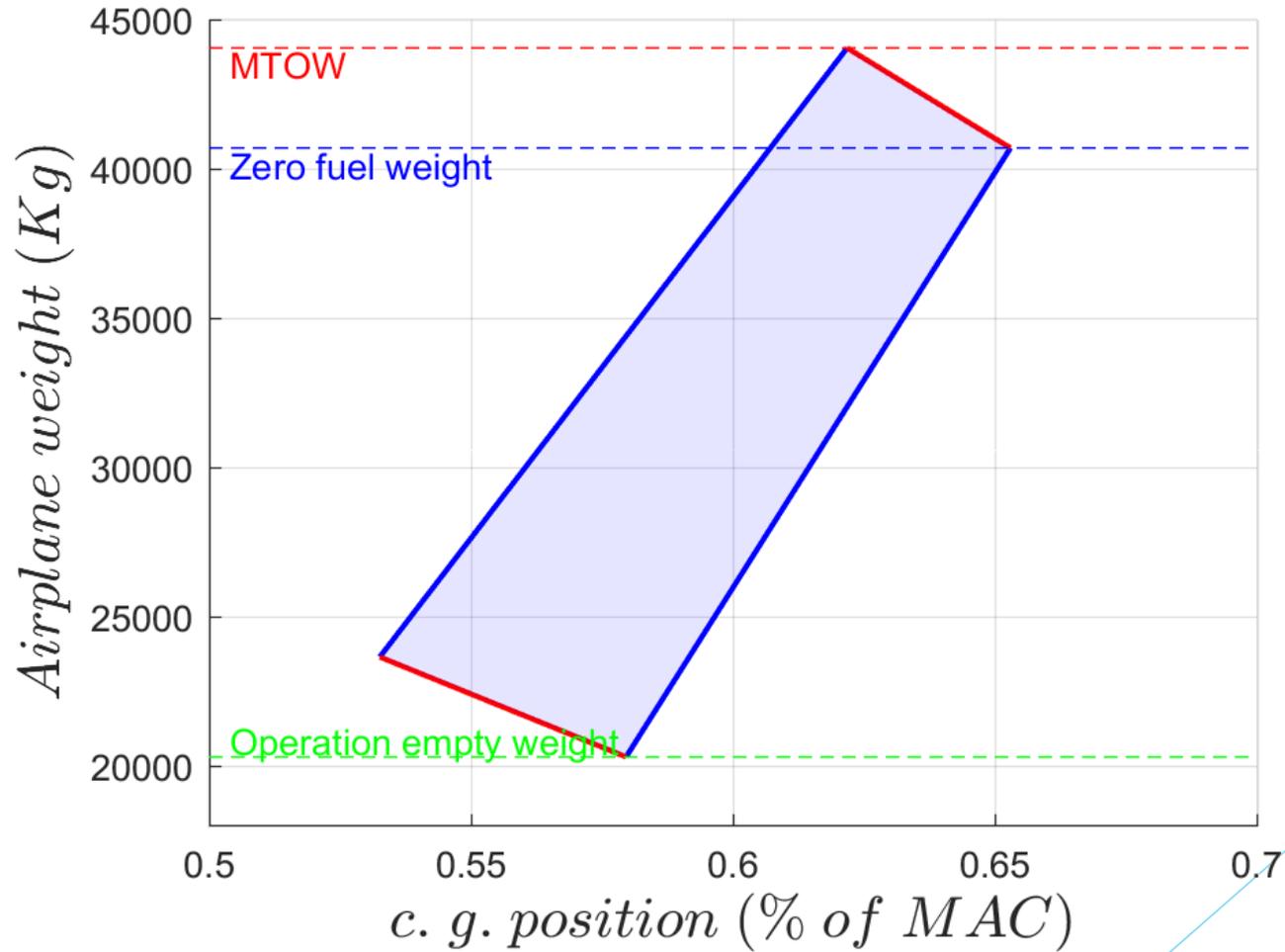


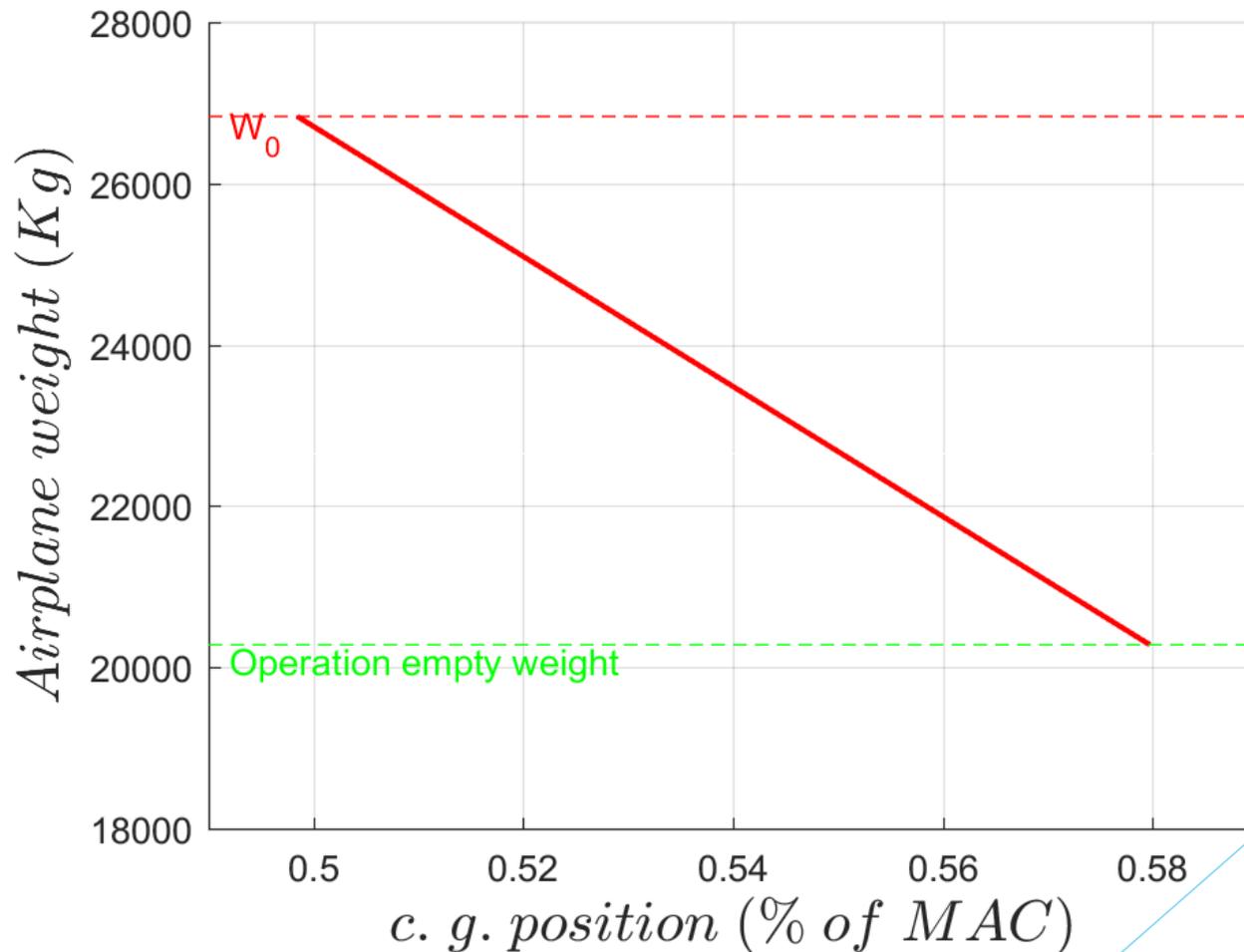
Diagrama V-n



Envolvente del centro de gravedad

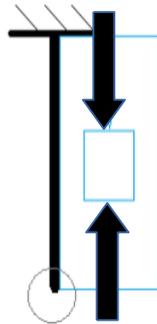
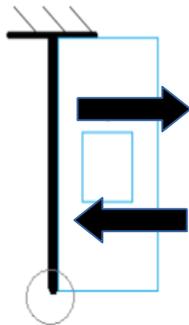
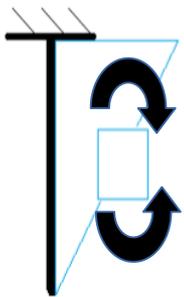
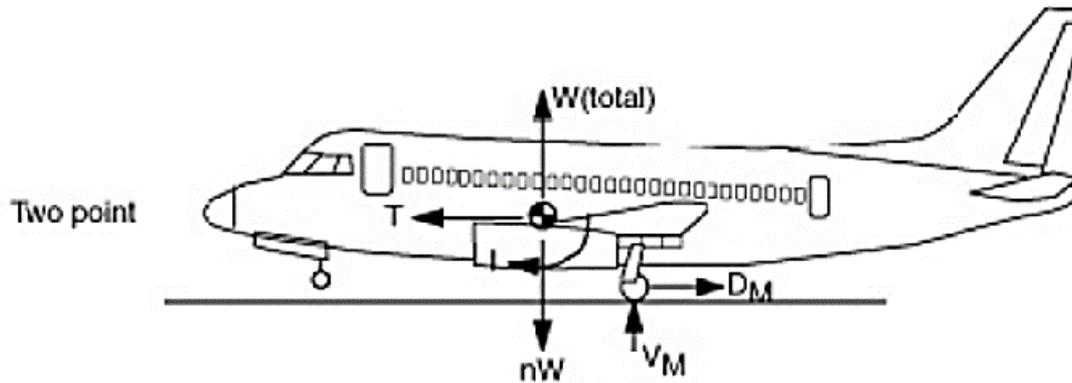


Envolvente del centro de gravedad



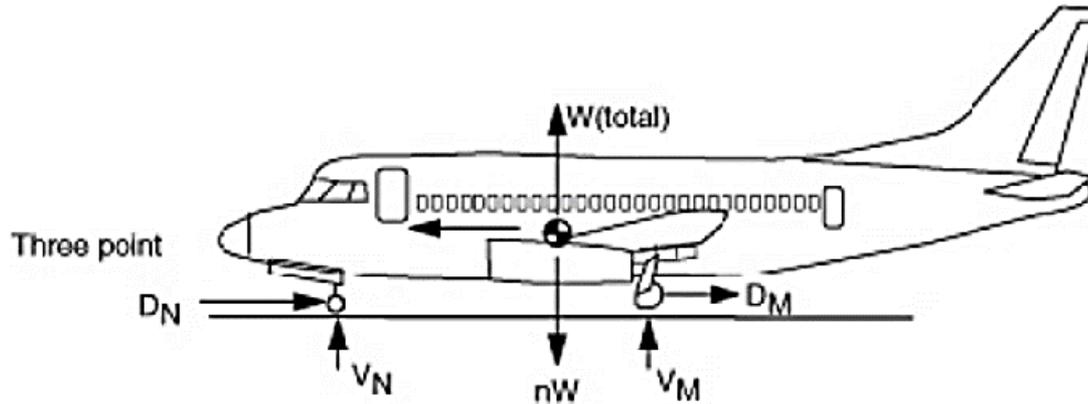


Aterrizaje nivelado (2 puntos)



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

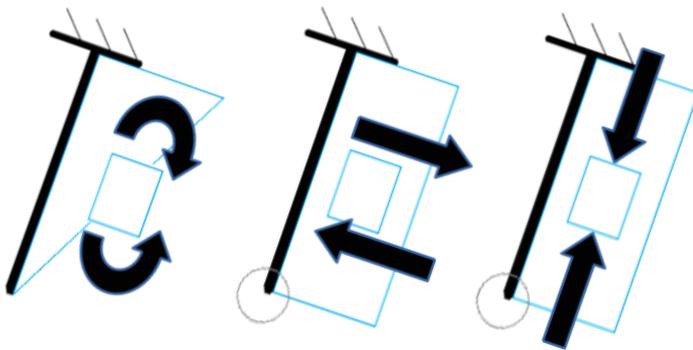
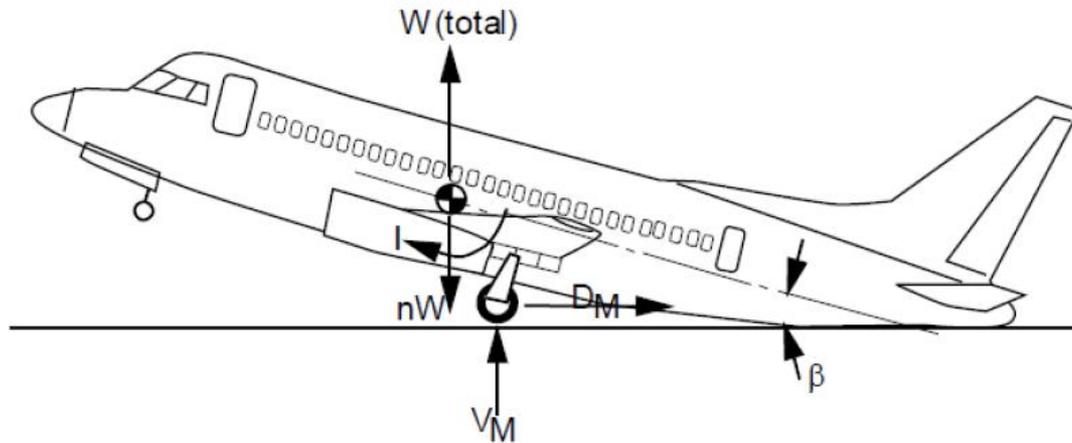
Aterrizaje nivelado (3 puntos)



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

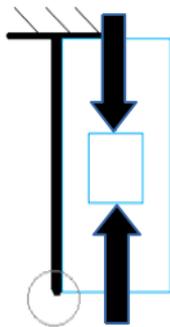
N_M (KN)	241,802
V_{yM} (KN)	12,049
M_{zM} (KN * m)	17,669

Aterrizaje taildown



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

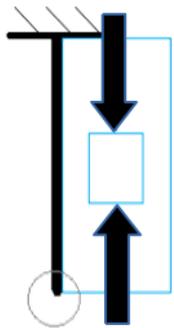
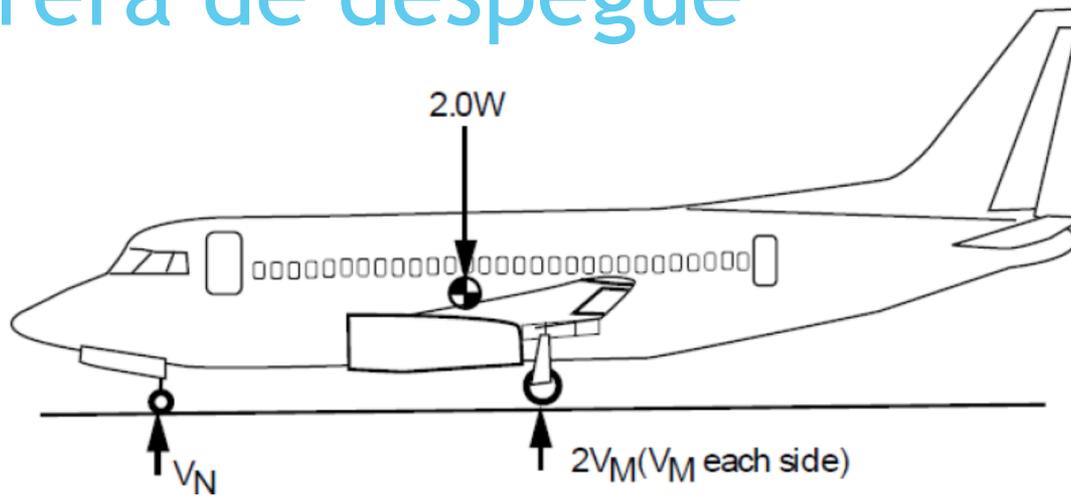
Aterrizaje One Wheel



N_M (KN)

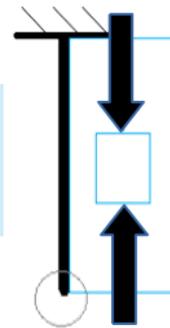
254,710

Carrera de despegue



N_N (KN)

68,749

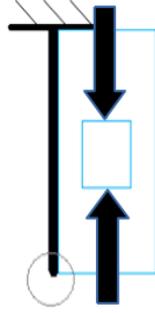
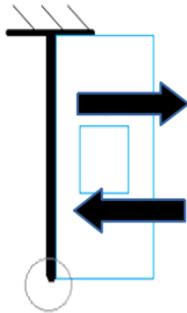
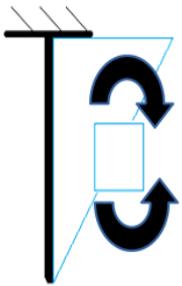


N_M (KN)

424,23

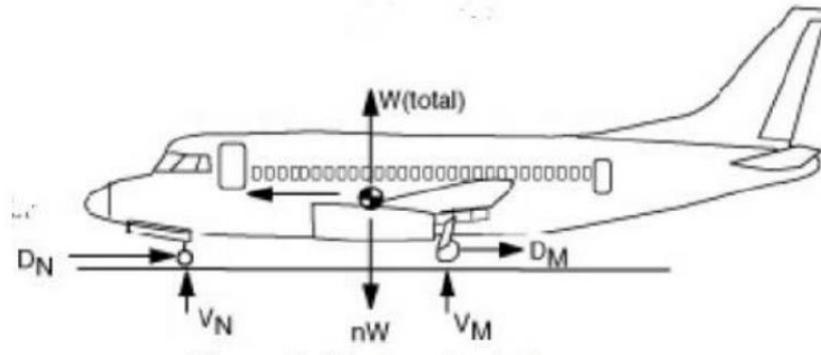
Despegue nivelado (2 puntos)

- 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

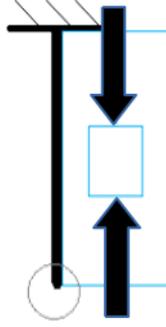
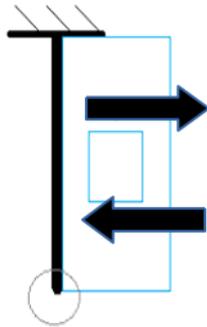
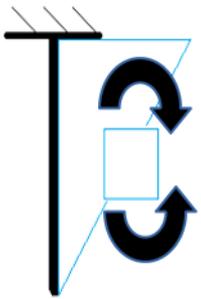
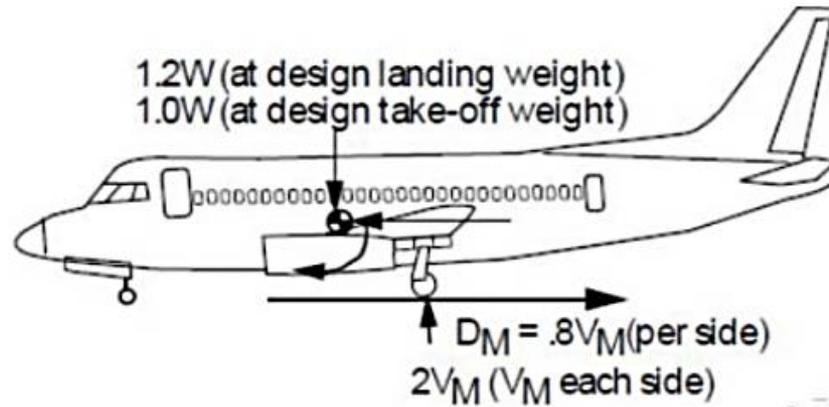
Despegue nivelado (3 puntos)



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

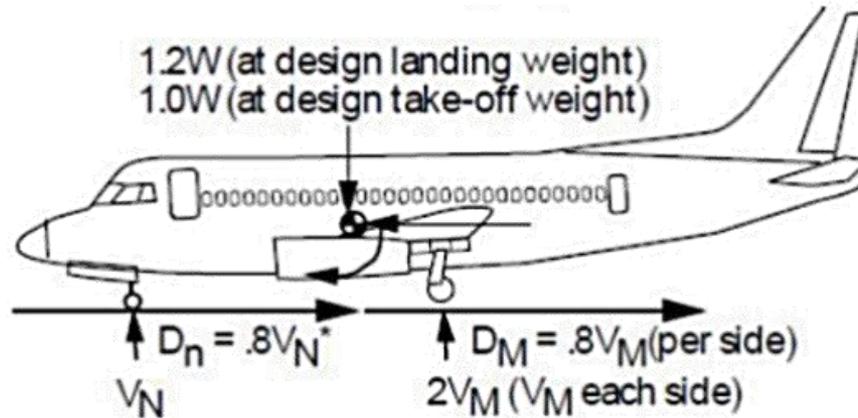
N_M (KN)	394,120
V_{yM} (KN)	12,624
M_{zM} (KN * m)	18,936

Balance de Frenado (2 puntos)



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

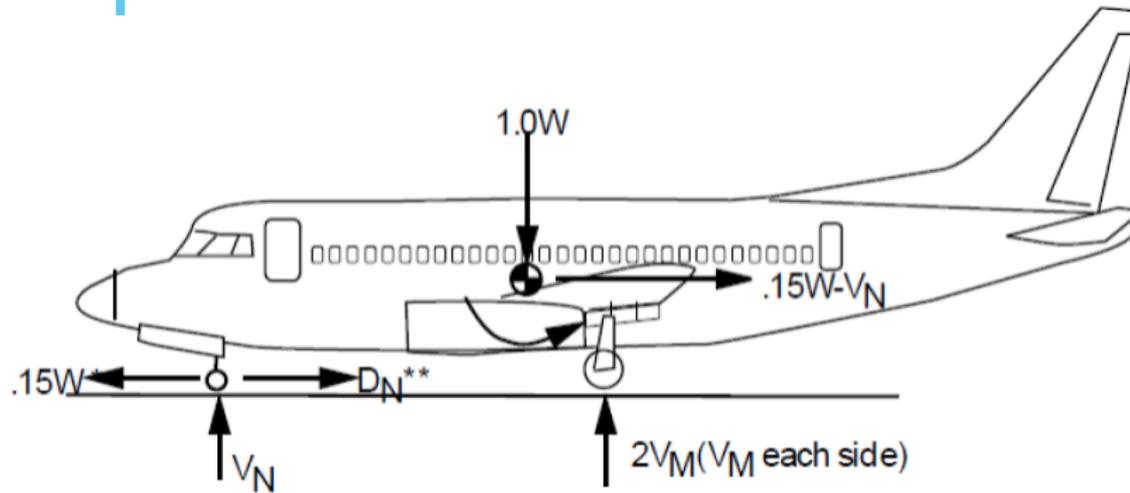
Balance de Frenado (3 puntos)



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

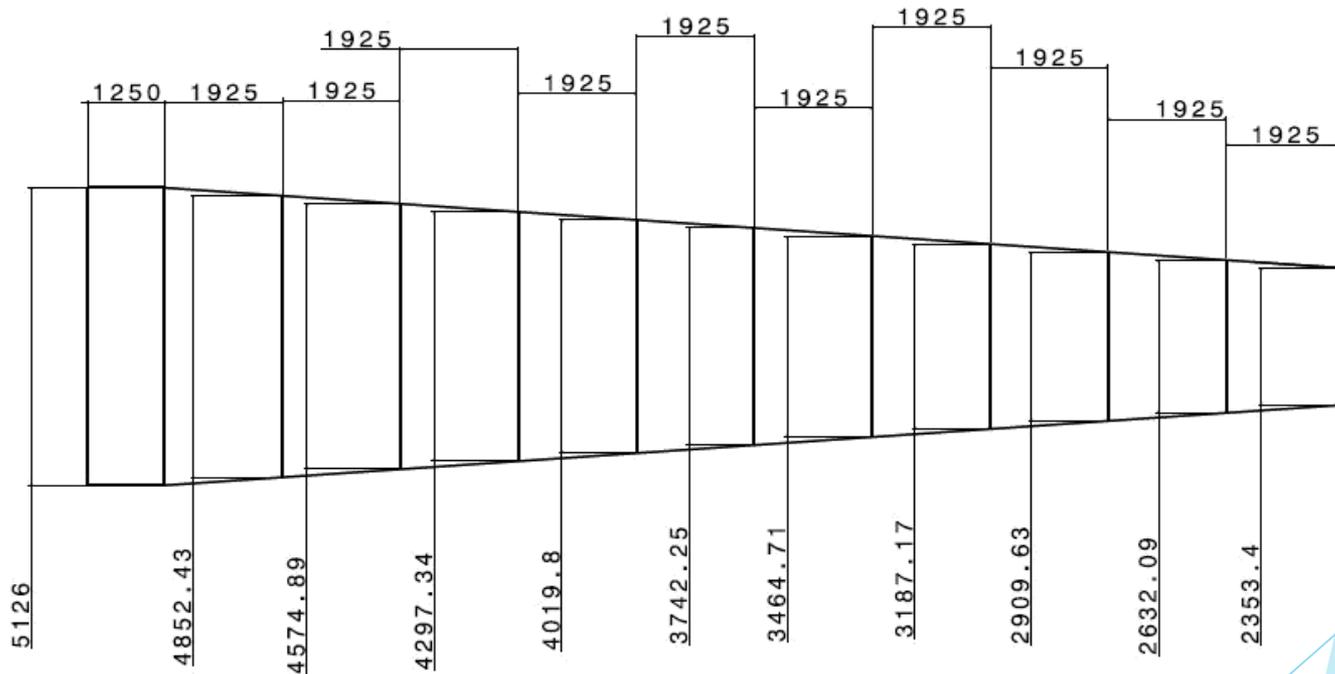


N_N (KN)	58,671
V_{yN} (KN)	-10,119
M_{zN} (KN * m)	-15,179

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

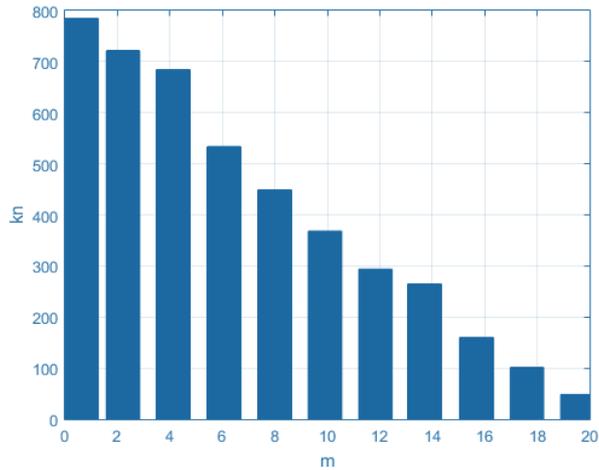
Cargas aerodinámicas

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

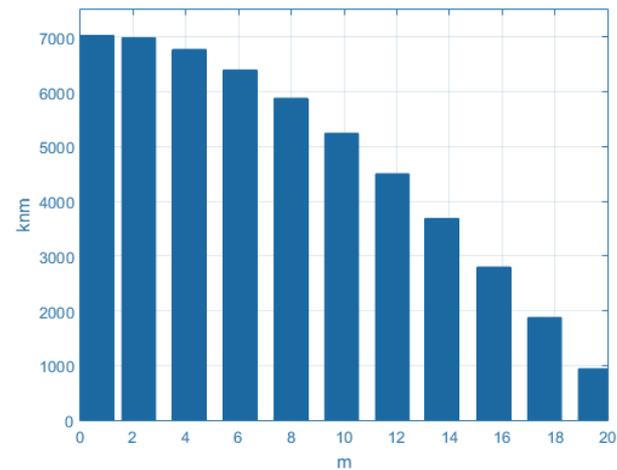


Cargas aerodinámicas

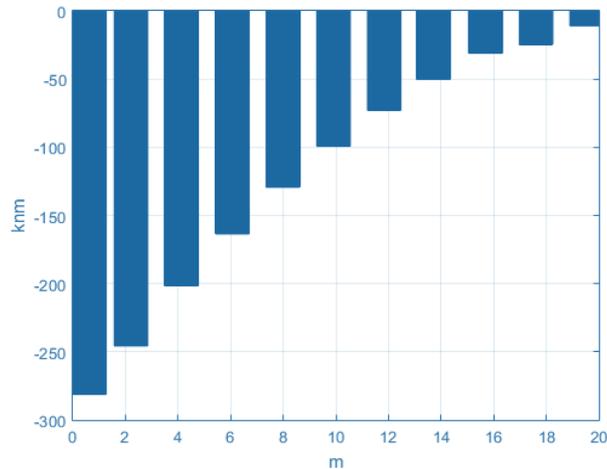
CORTANTE



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



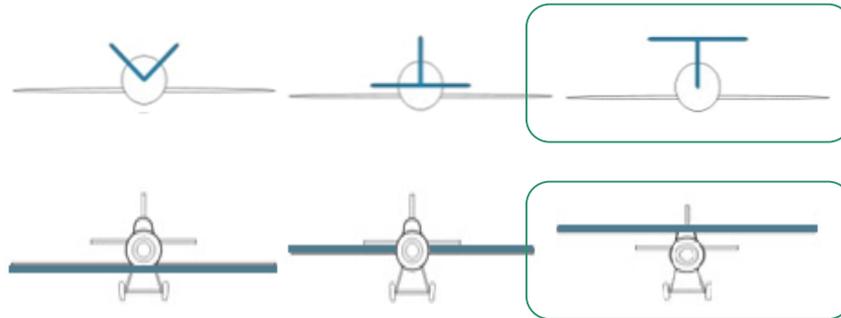
Rocío Zabalo
Liébanas



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)

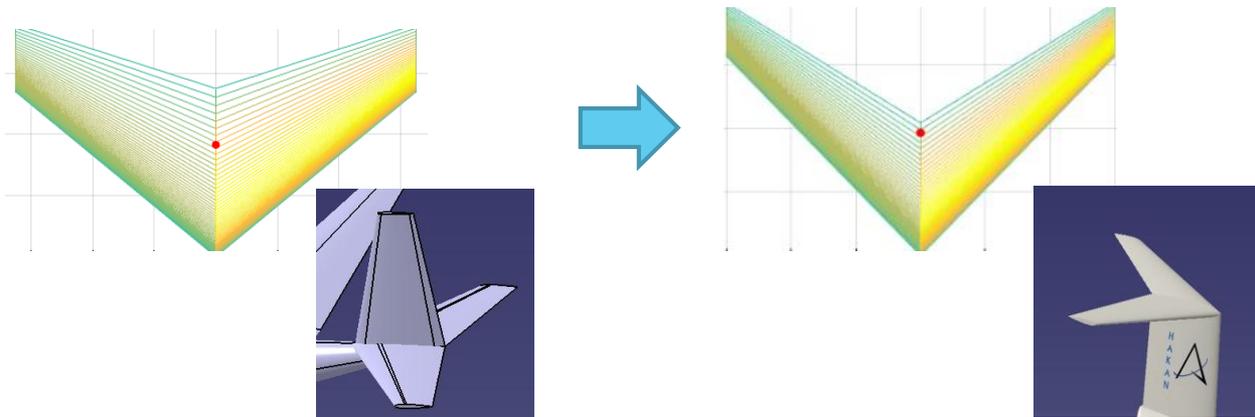
Buena estabilidad y mayor espacio disponible



Estabilidad longitudinal: HTP

Evolución del diseño

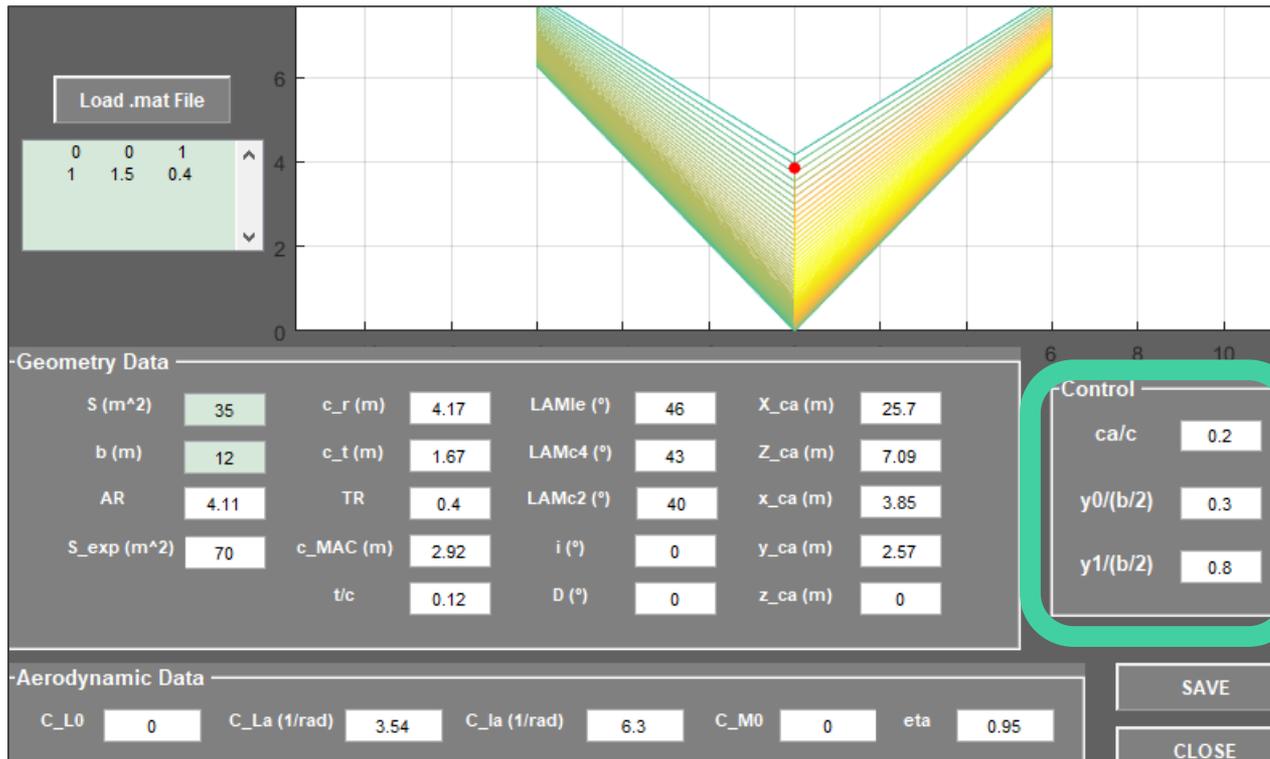
Parámetro	Primer diseño	Diseño final
Superficie (m^2)	40	35
Envergadura (m)	13	12
Estrechamiento (-)	0.4	0.4
Flecha en el borde de ataque ($^\circ$)	40	46



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

Estabilidad longitudinal: HTP

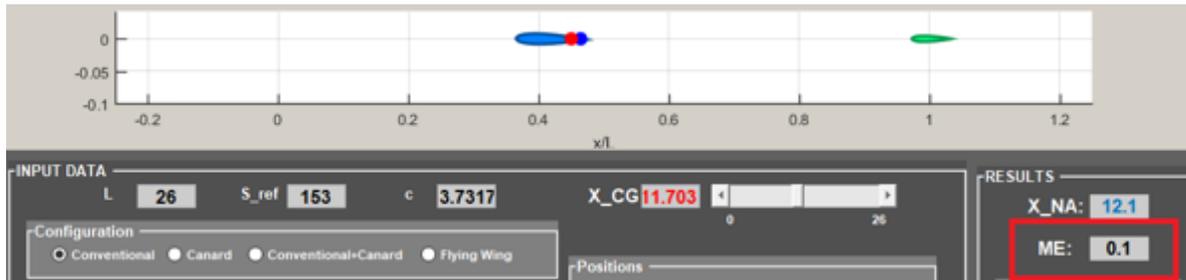
Diseño final



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

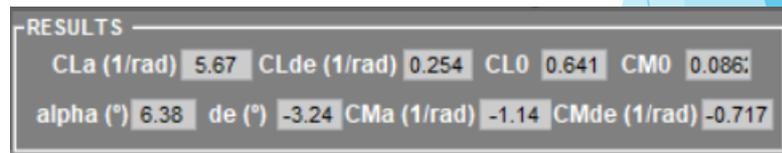
Estudio posiciones C.G.

- 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) ✓

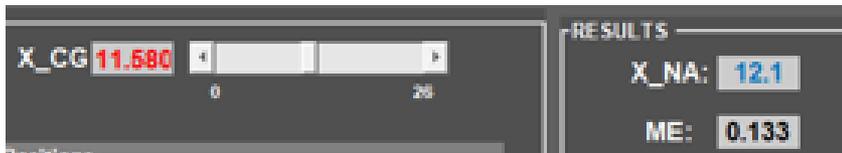
(4) Aterrizaje primera línea > 11.409 m (diapositiva anterior) ✓

El resto de configuraciones tienen un mayor margen y se cumplen

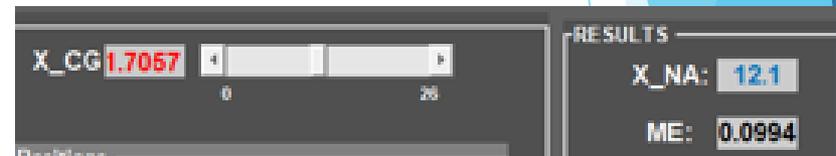
Posiciones finales C.G.

Para las posiciones anteriores, los márgenes estáticos son:

Con carga y combustible

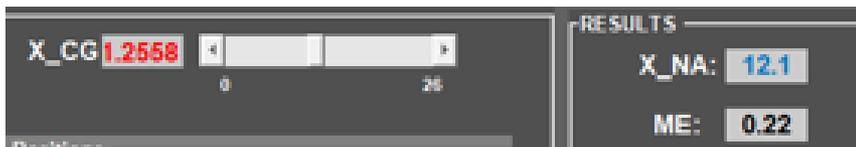


Con carga y sin combustible

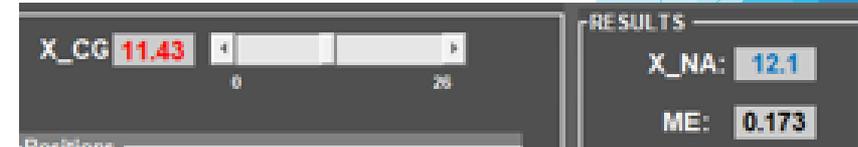


$ME < 0.1$: descargar una parte del retardante en misión de primera línea sin descarga en incendio

Sin carga y con combustible



Sin carga y sin combustible



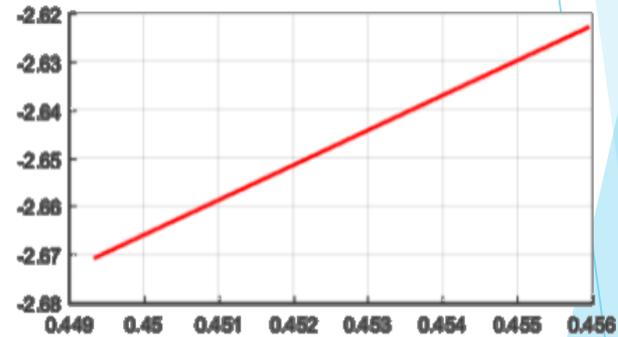
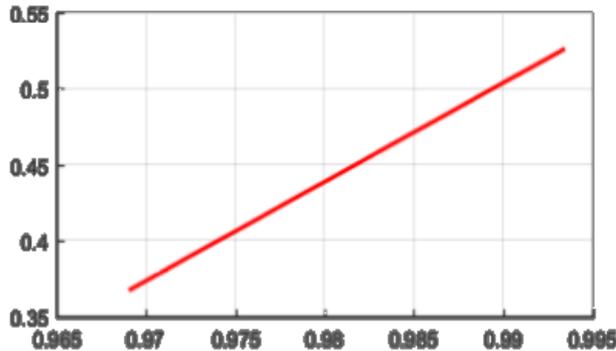
Trimado longitudinal de cruceros

Interesa C_{L0} cercano a la zona de descarga

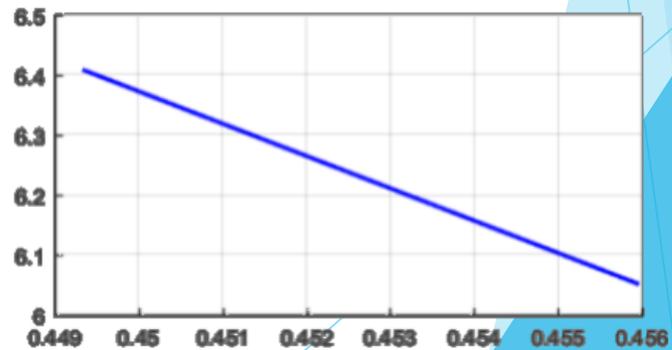
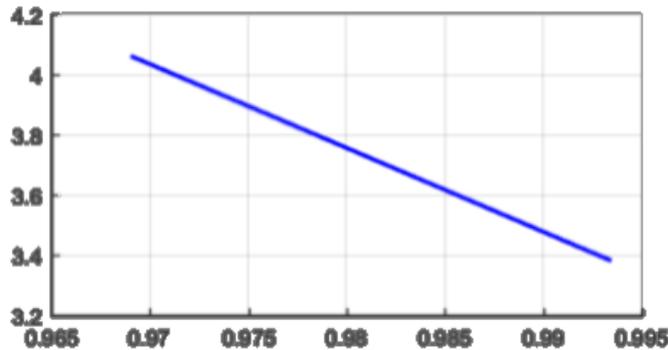
Incidencias

- Ala: 1°
- HTP: 0°

Alpha ($^\circ$)

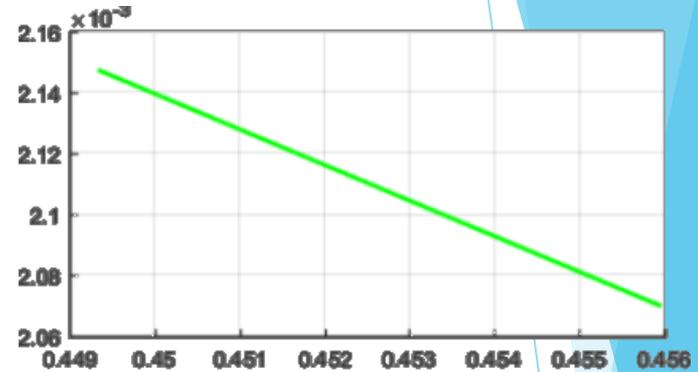
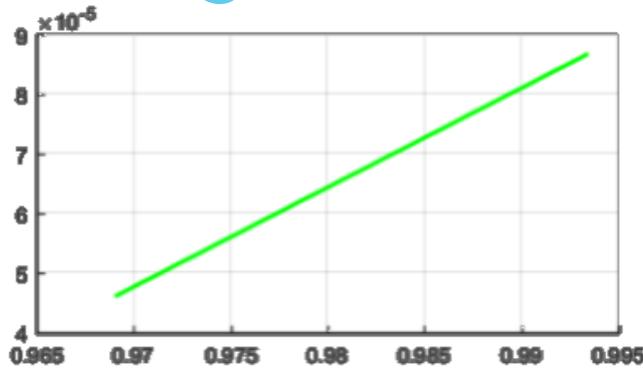


de ($^\circ$)

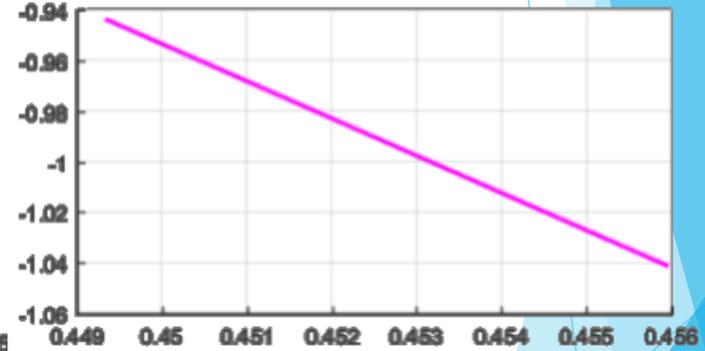
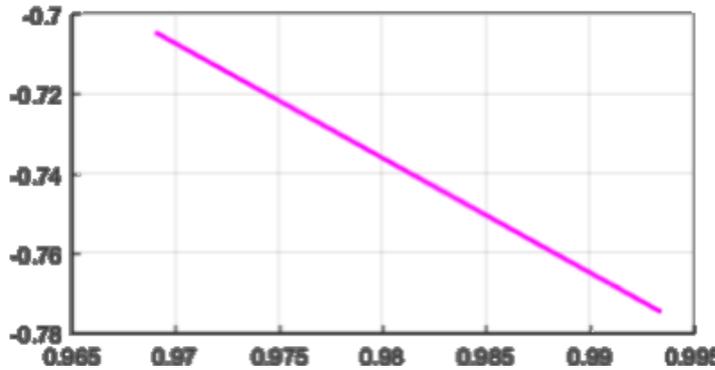


Trimado longitudinal de cruceros

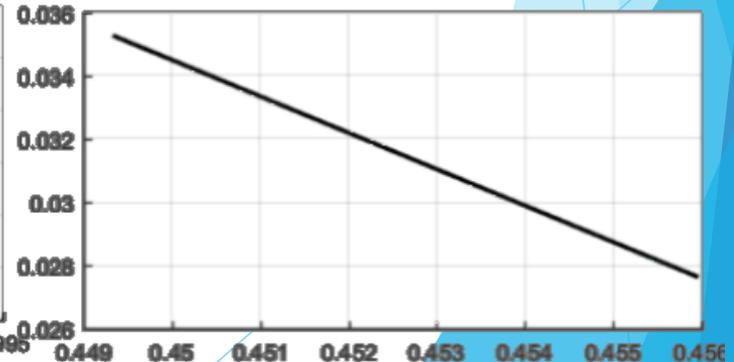
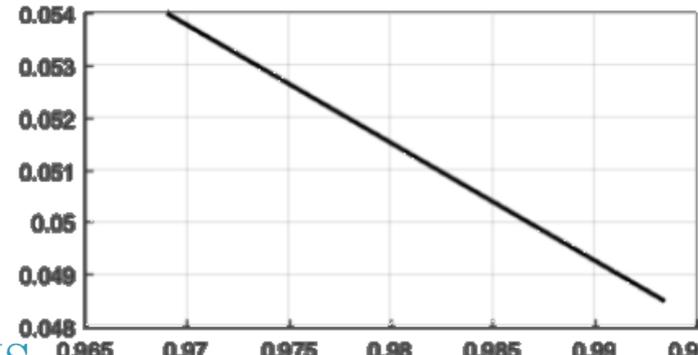
CD_i



C_{Ma}
(1/rad)

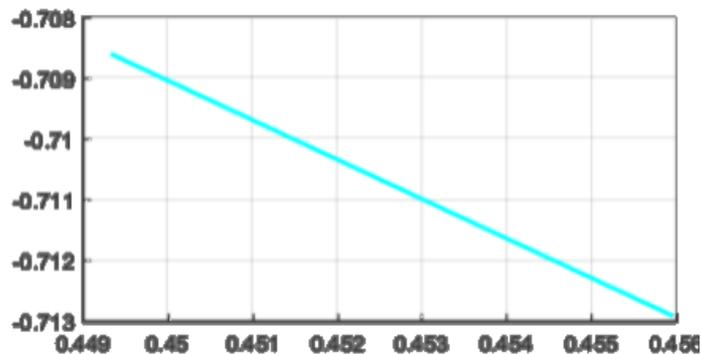
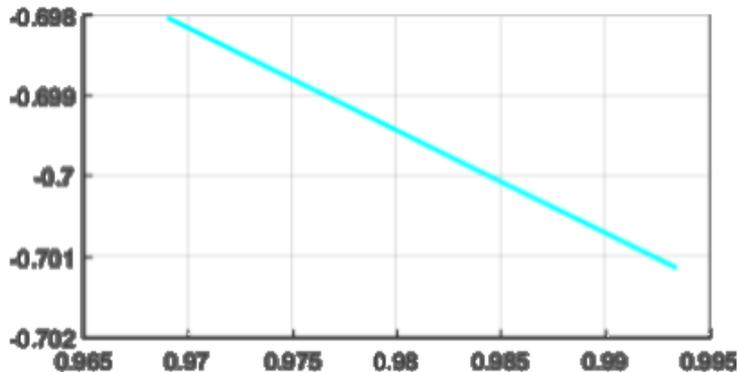


C_{M0}



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:

$$(C_{m\alpha} < 0 \text{ y } C_{m0} > 0).$$



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

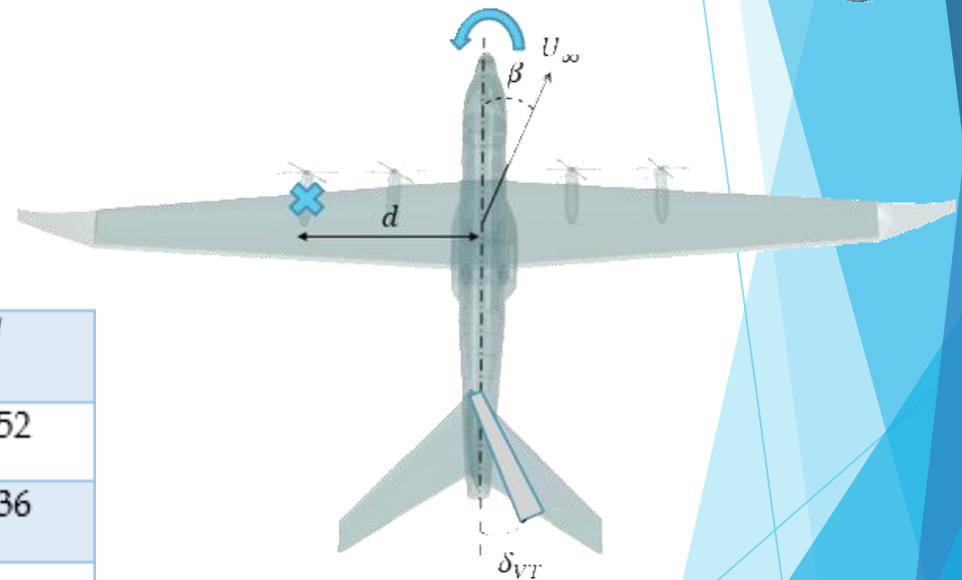
$T = 2803,83 \text{ kW}$

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

$\delta_r = 20^\circ$

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

	$Cn_{\delta_r}^{disp}$	$Cn_{\delta_r}^{req}$
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 $\text{Phi} < 5^\circ$ y deflexiones $< 20^\circ$

Estabilidad estática en cruceros

Longitudinal

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

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

Lateral - direccional

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

	Cy	Cl	Cn
beta	-0.3537	-0.0624	0.0905
p	-0.0556	-0.6205	-0.0489
r	0.2026	0.0943	-0.0740
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



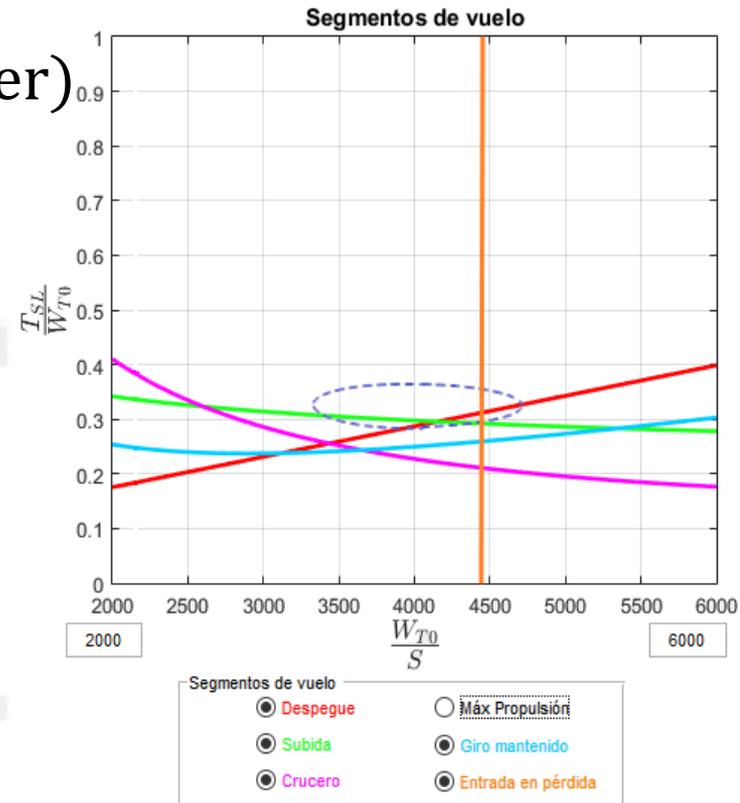
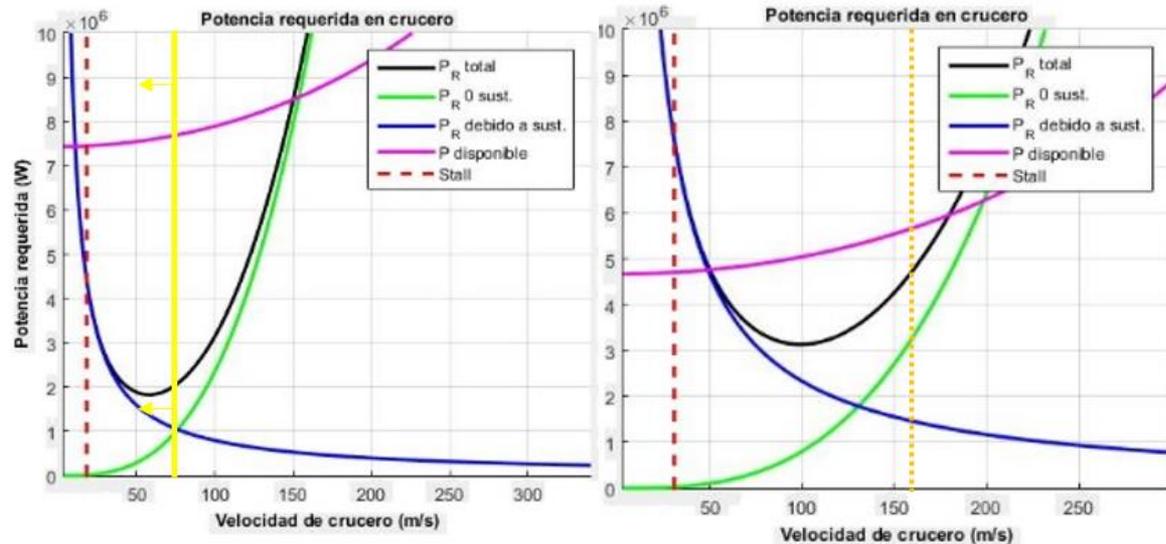
Antonio González
Carvajal

Estimaciones iniciales

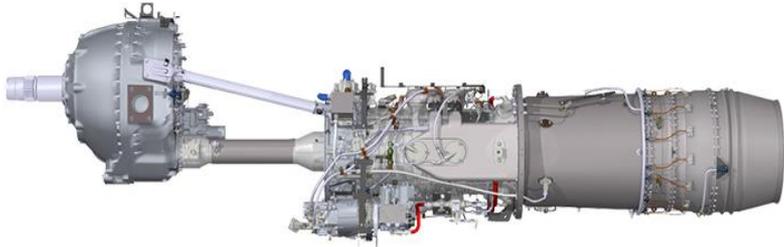
Estimación de carga alar

Estudio de requisitos de potencia. Velocidades

- Carga alar inicial $\approx 4000 \text{ N/m}^2$
- Ratio Potencia-Peso $\approx 0,25$ (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

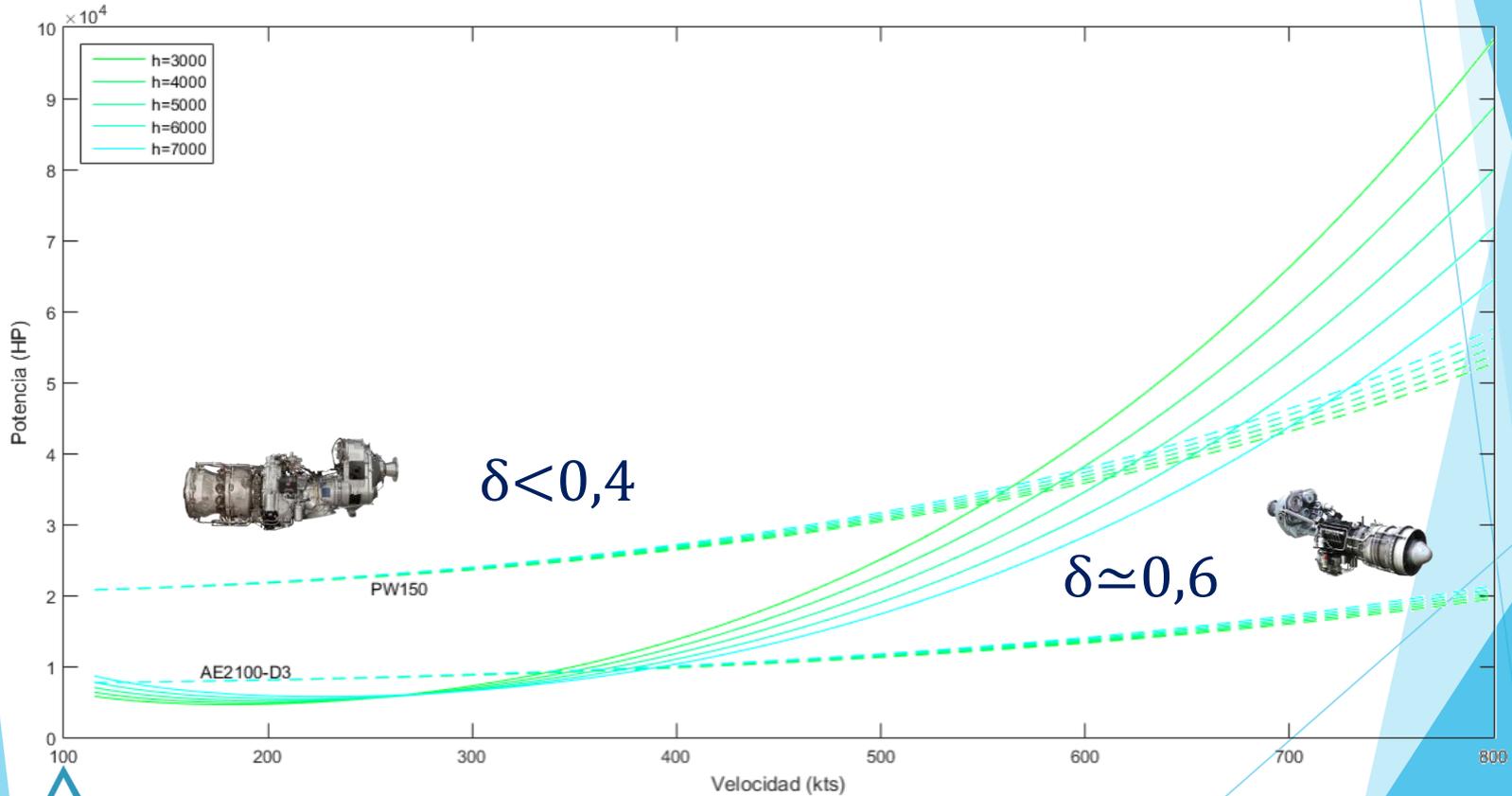
3760 shp ; 0,41 sfc

698,4 kg

2,924 m x 0,677 m

Planta Motora

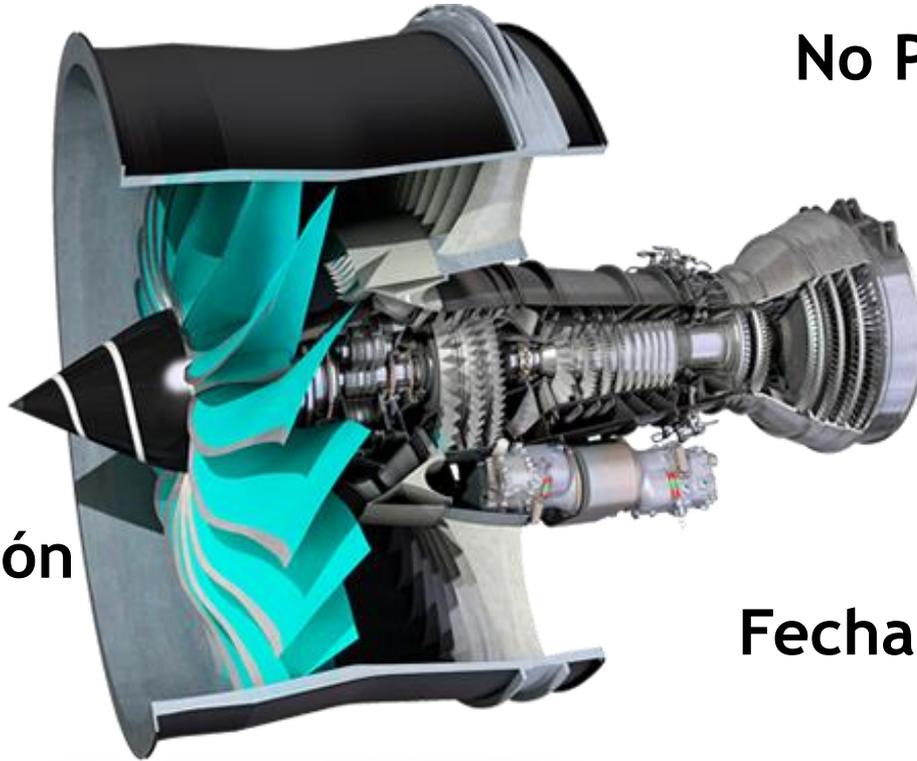
Estudio de velocidades en crucero



Planta Motora

“Advanced Ultrafan”

Reducción
consumo
30%



No Peso

No
Thrust

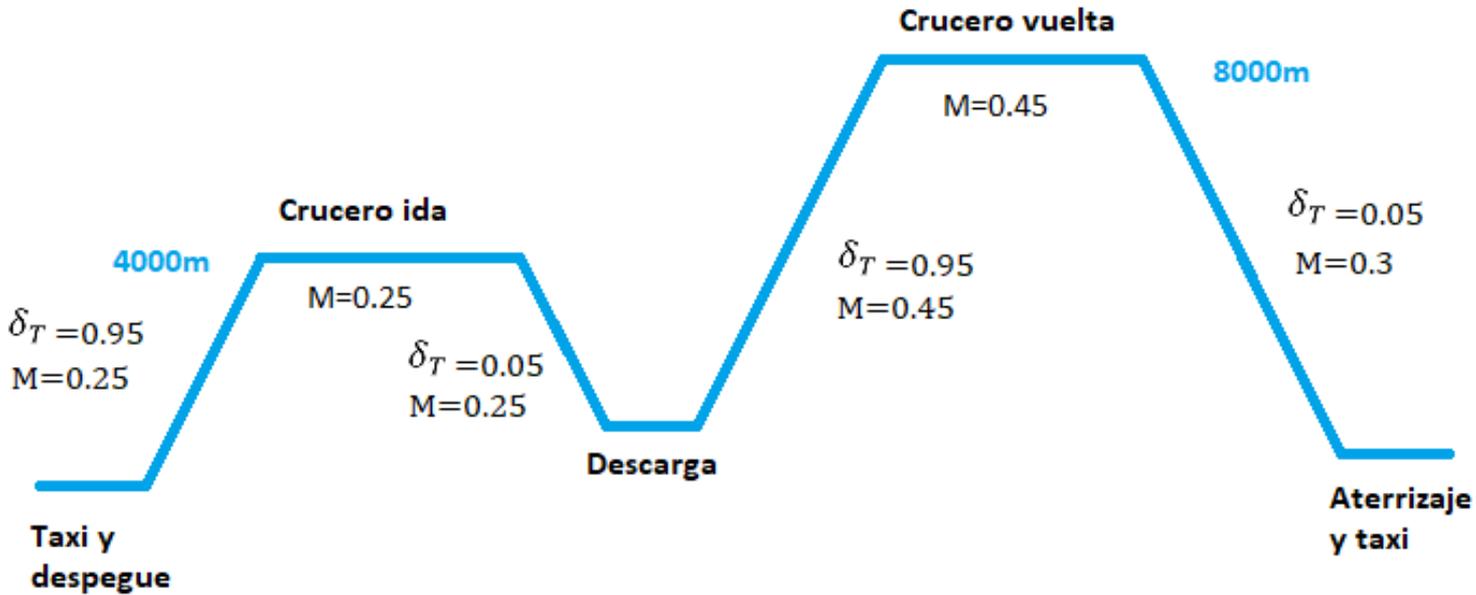
No SFC

Fecha 2025

Contaminación
acústica
↓ 65%

Misión de Primera Línea

Perfil de Misión



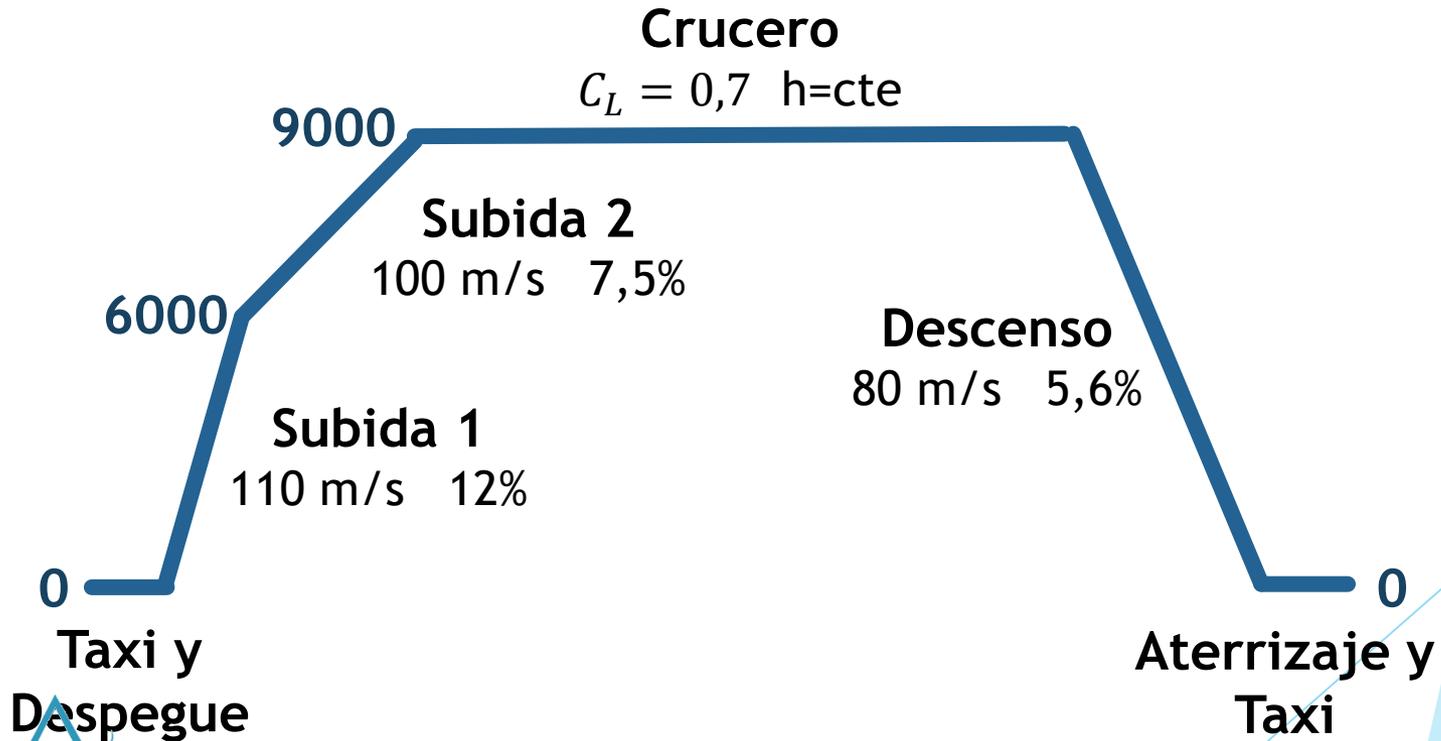
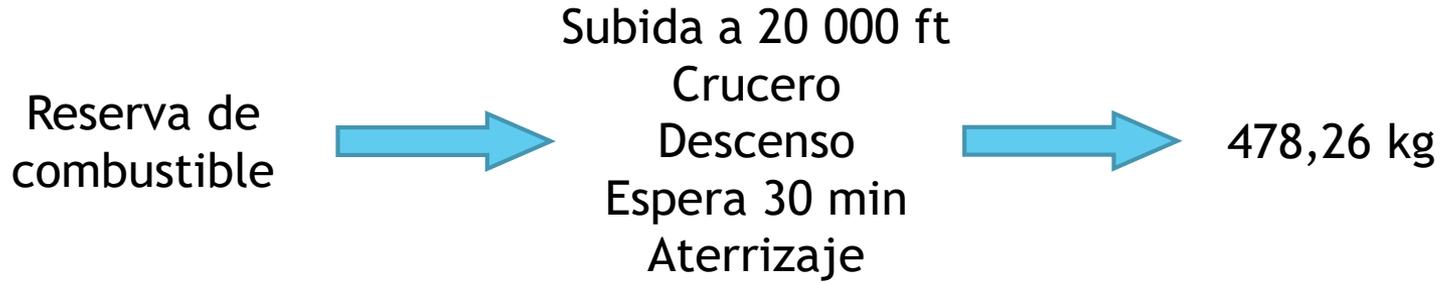
Misión de Primera Línea

	Despegue	Subida 1	Crucero ida	Descenso 1
δ_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
δ_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 \$)
TOTALES	1884.97	1.62	12.8

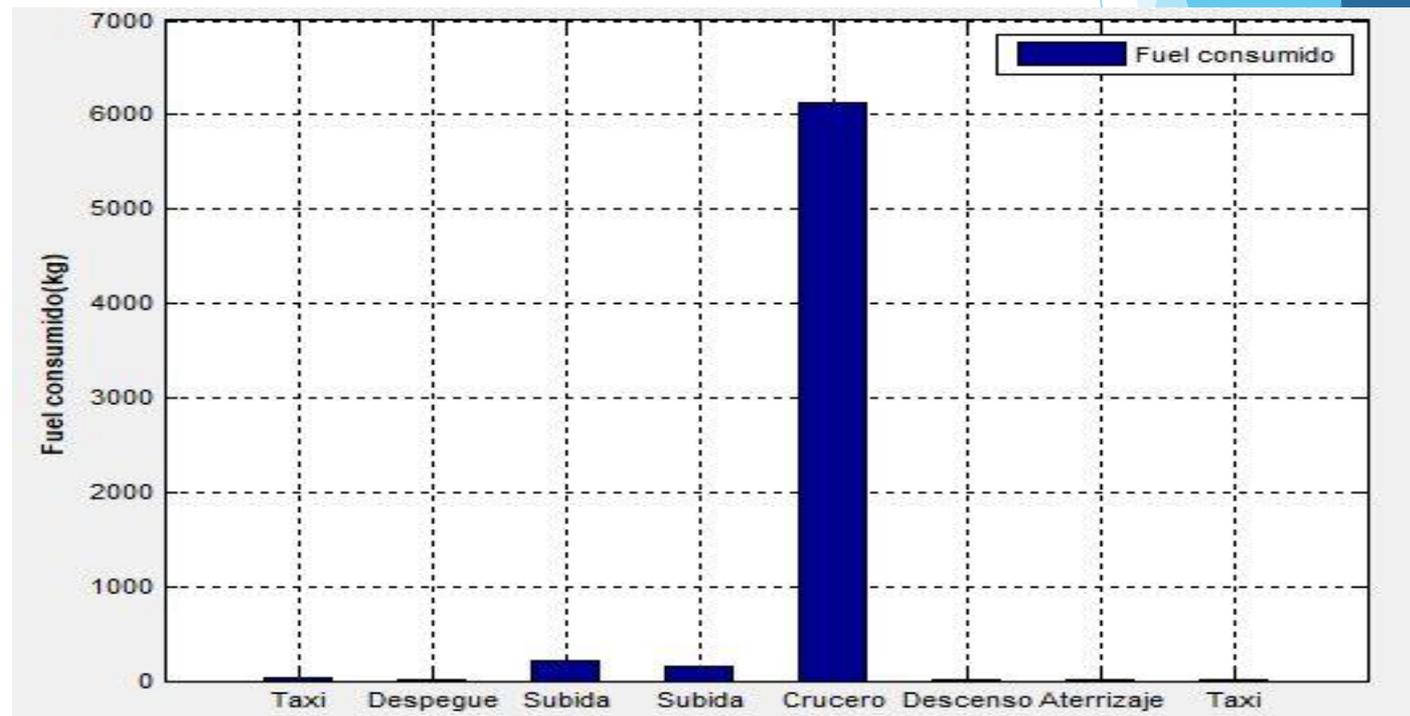
Misión de Ferry



Misión de Ferry

	Despegue	Subida 1	Subida 2	Crucero	Descenso	Aterrizaje
δ_T (%)	100.00	81.14	91.51	40.38	0.05	≈ 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	≈ 0	≈ 0

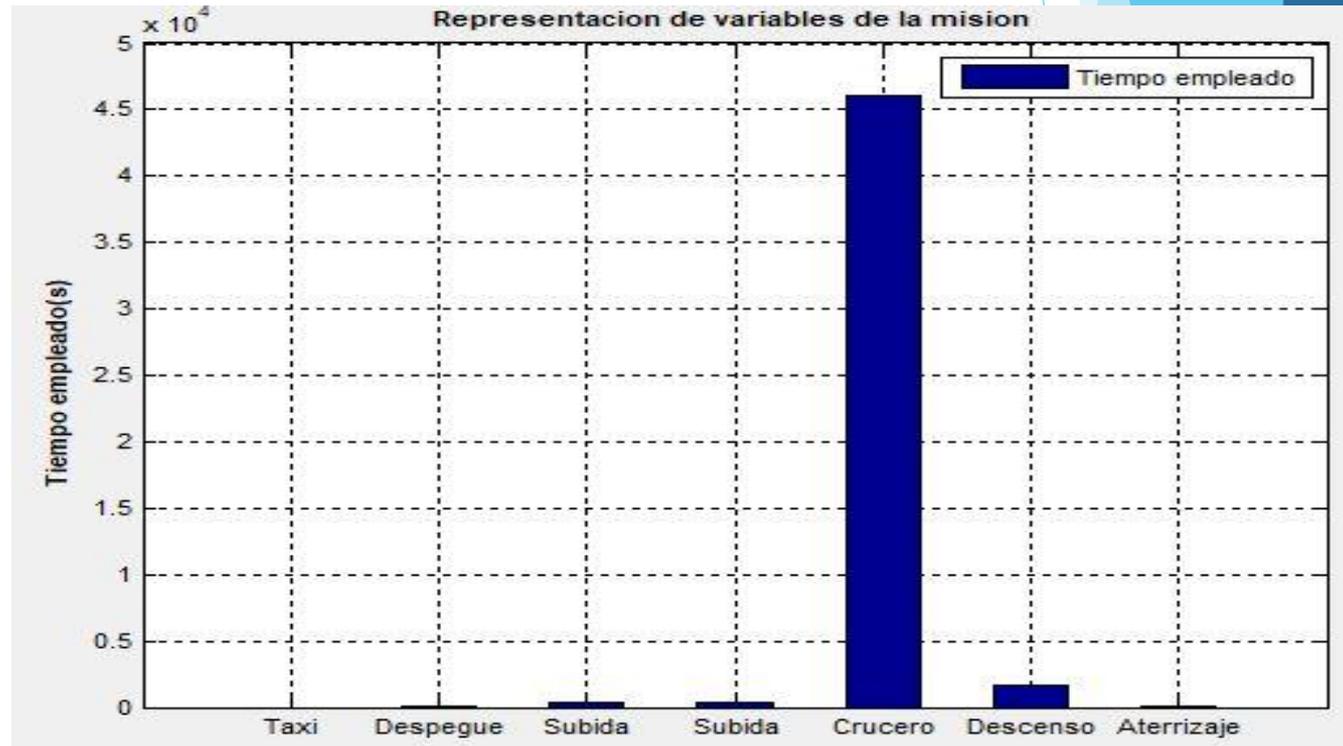
Fuel por tramo



Misión de Ferry

	Despegue	Subida 1	Subida 2	Crucero	Descenso	Aterrizaje
δ_T (%)	100.00	81.14	91.51	40.38	0.05	≈ 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	≈ 0	≈ 0

Tiempo por tramo



Misión de Ferry

	Despegue	Subida 1	Subida 2	Crucero	Descenso	Aterrizaje
δ_T (%)	100.00	81.14	91.51	40.38	0.05	≈ 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	≈ 0	≈ 0

Evolución:

18 228 kg → 11 350 kg → 7031 kg → 6552 kg

3048 m → 6000 m → 11 000 m → 9000 m

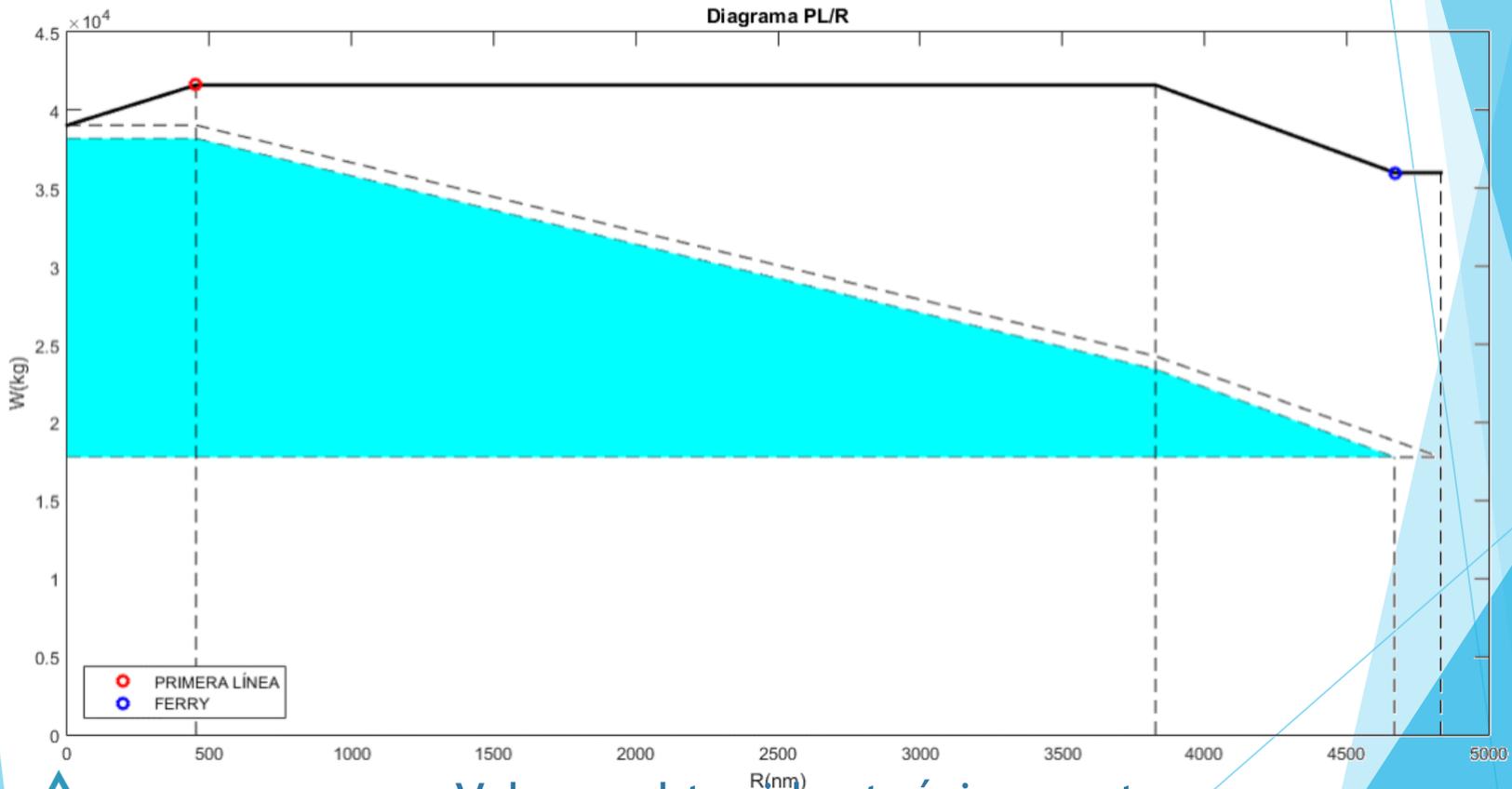
W_0	$W_{f_{total}}$	V crucero media	Tiempo total	Distancia de Despegue	Distancia de Aterrizaje
27 114 kg	6 552 kg	96.04 m/s	13.45 horas	232.46 m	632.68 m

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

