



METAL FEATHER WING ENGINEERING

Water Bomber Pelican - 16

Índice

1. DISEÑO
2. ESTRUCTURAS
3. AERODINÁMICA
4. ESTABILIDAD
5. ACTUACIONES





Departamento de Diseño

David Barrero Angulo

Álvaro Díaz Campillejo

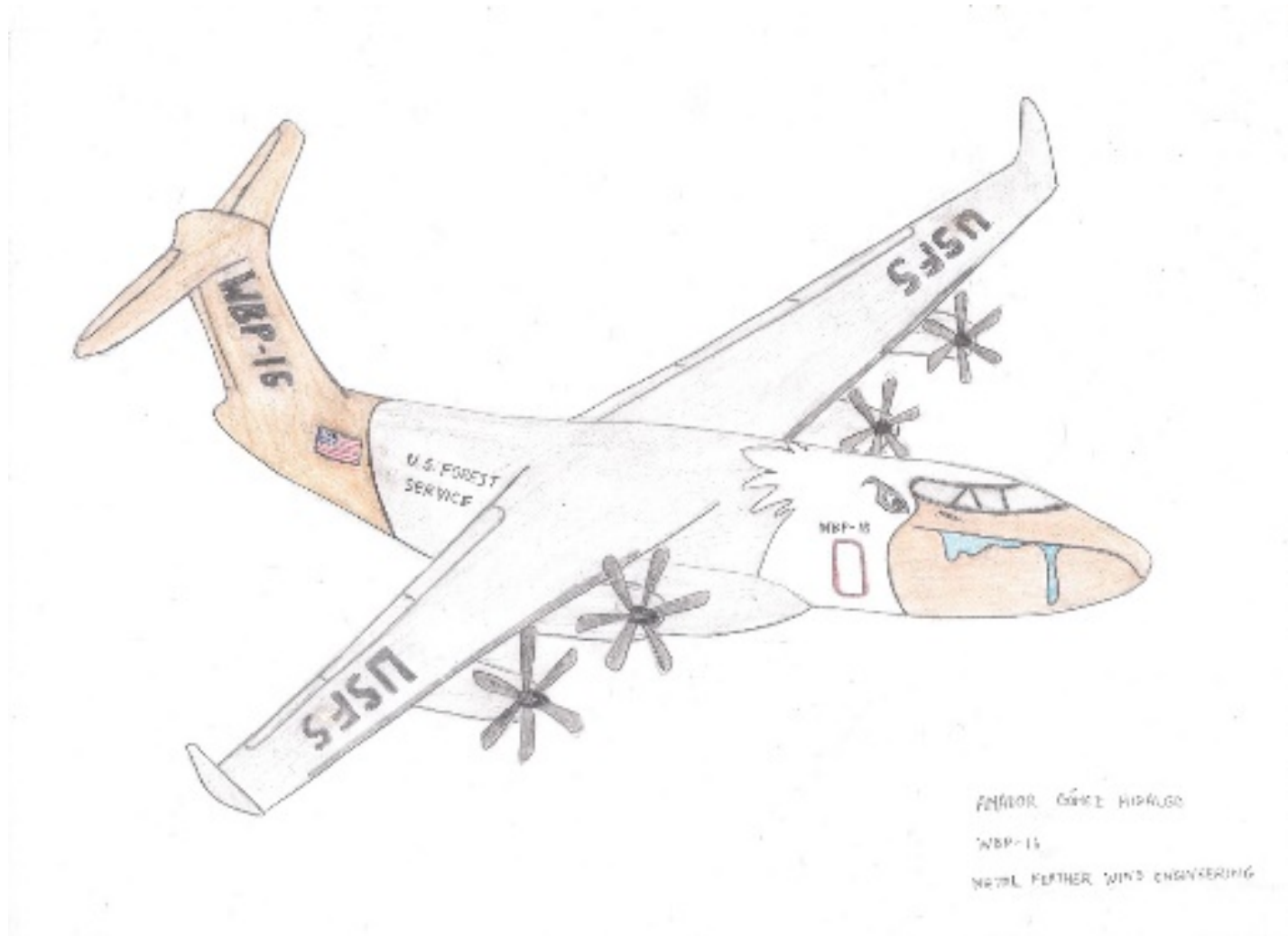
Índice

1. DATOS GEOMÉTRICOS
2. EVOLUCIÓN DEL DISEÑO
3. DISEÑO DEFINITIVO
4. DISTRIBUCIÓN INTERNA
5. PLANOS DEL WBP-16
6. SISTEMAS
7. NUEVAS TECNOLOGIAS

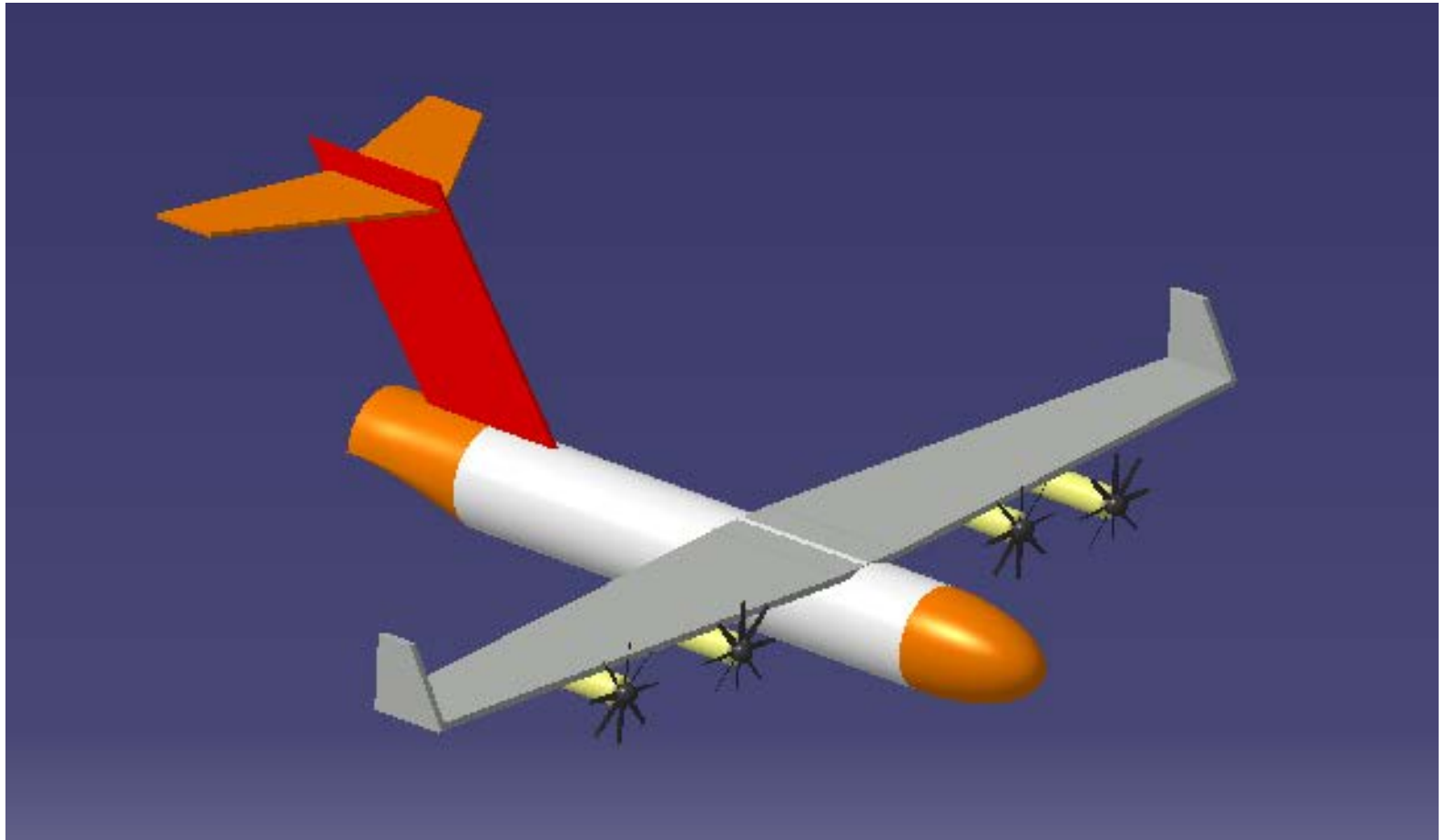
Datos geométricos

Longitud del fuselaje	18,5m
Diámetro del fuselaje	2,5m
Superficie alar	100m ²
Envergadura	30,71m
Alargamiento	9,43
Ángulo de upsweep	7,97°

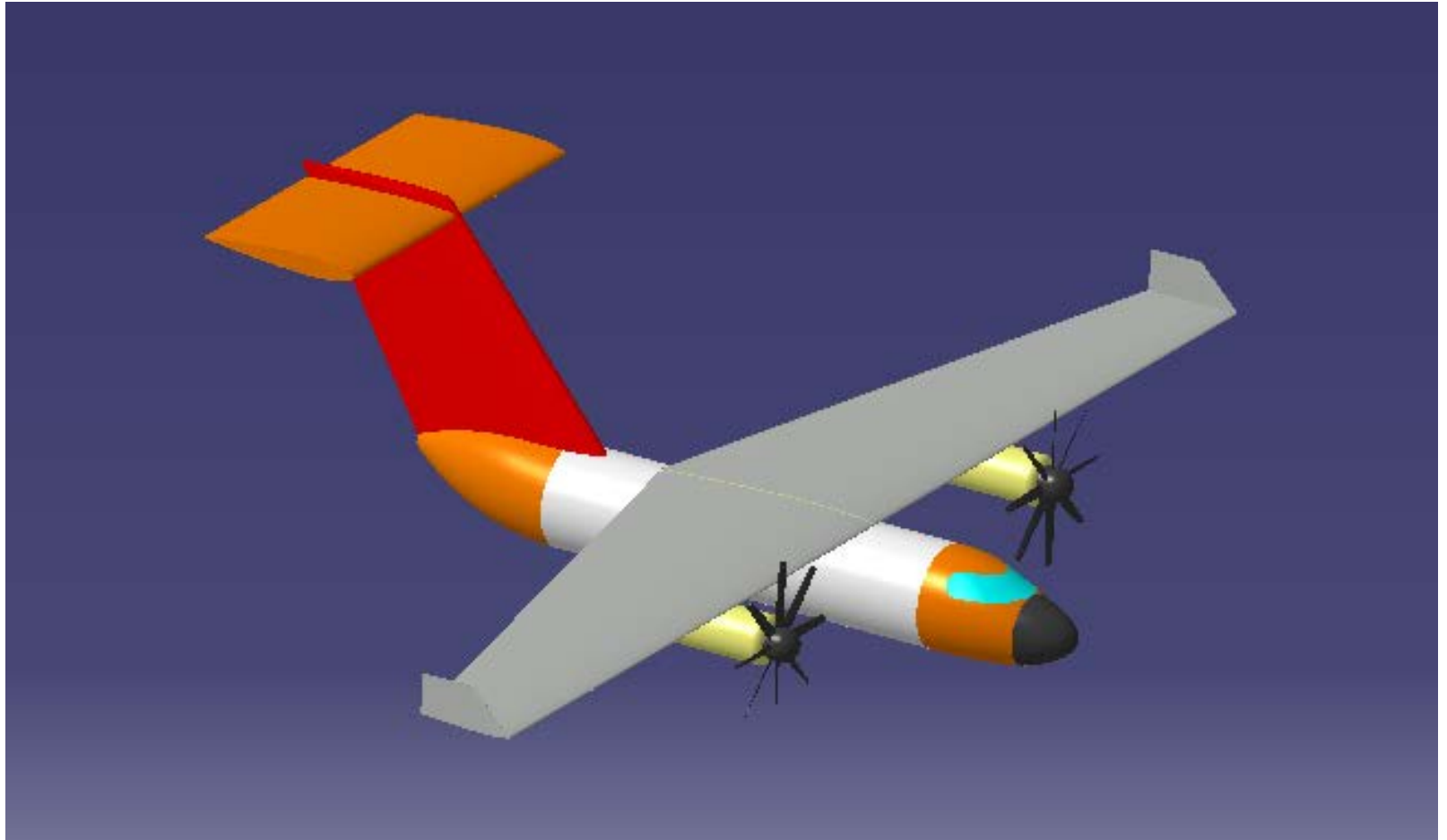
Evolución del diseño



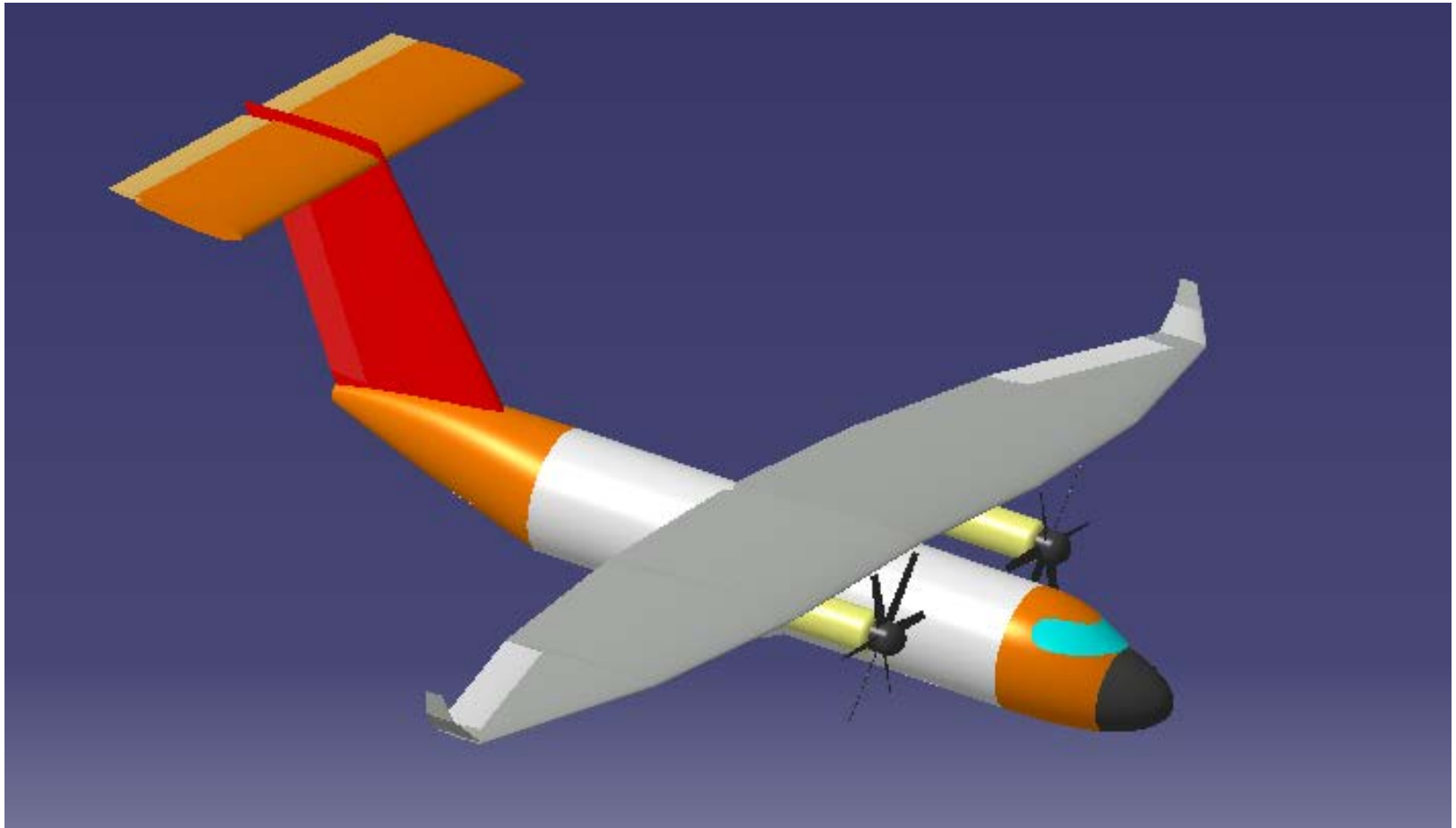
Evolución del diseño



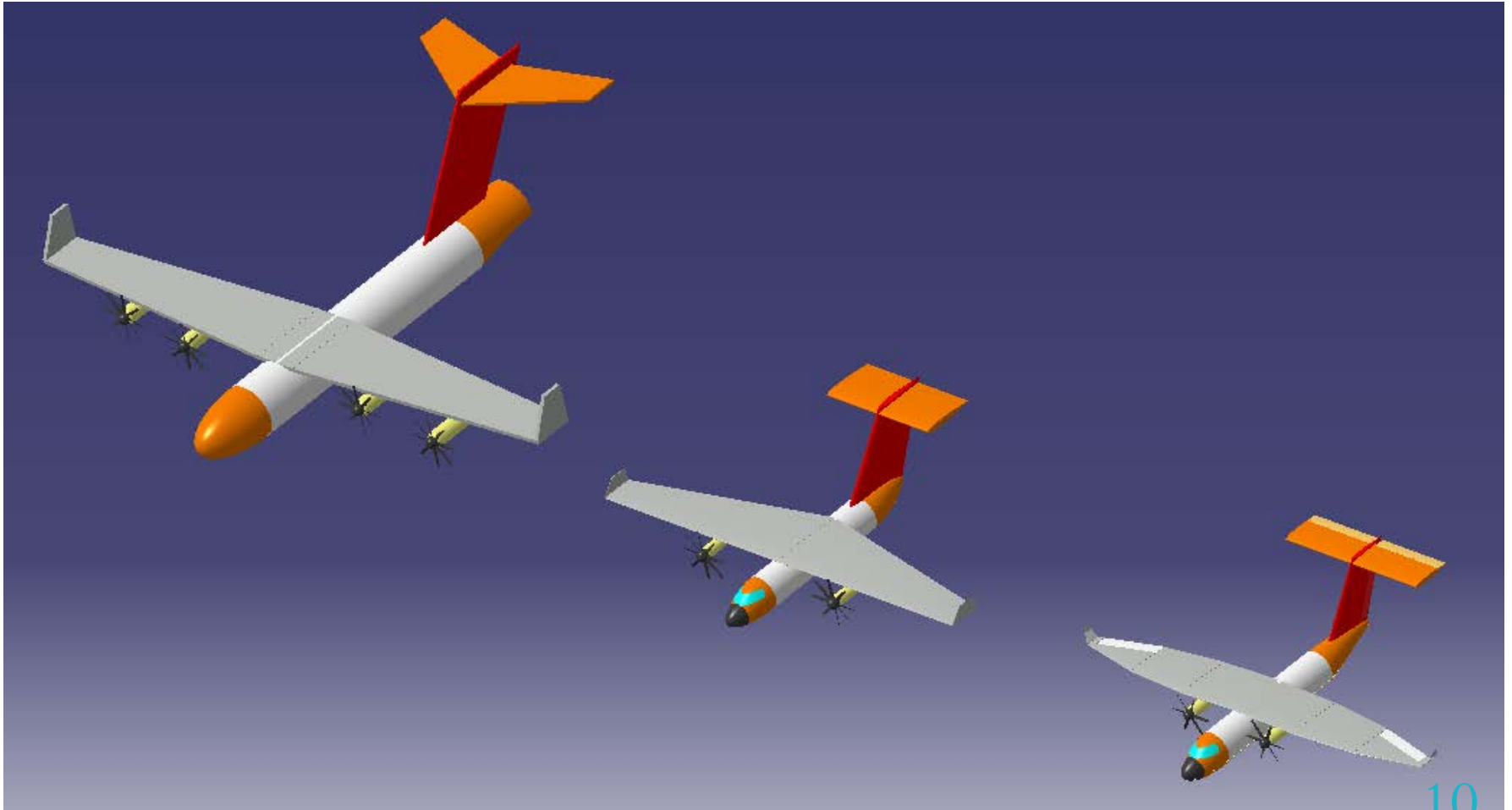
Evolución del diseño



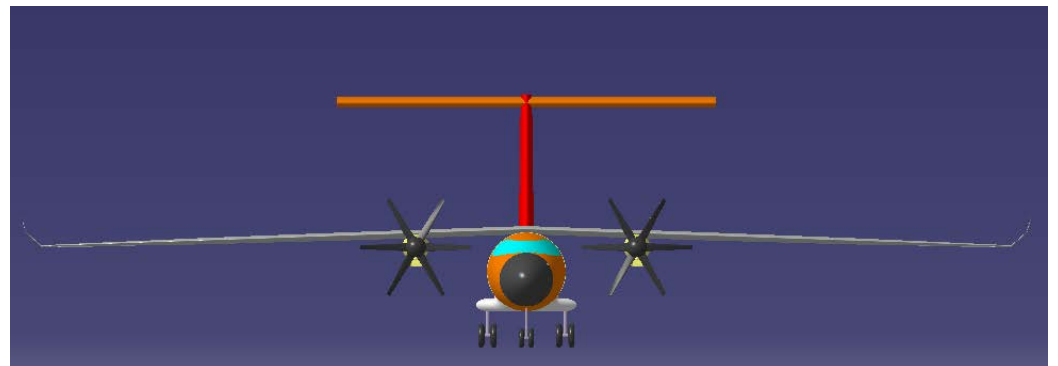
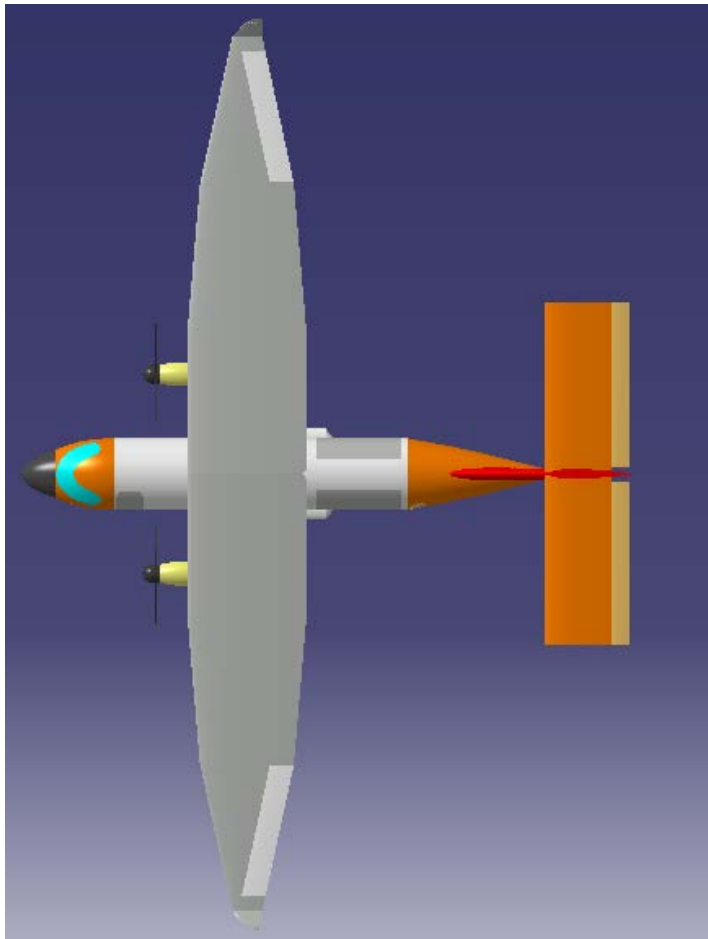
Evolución del diseño



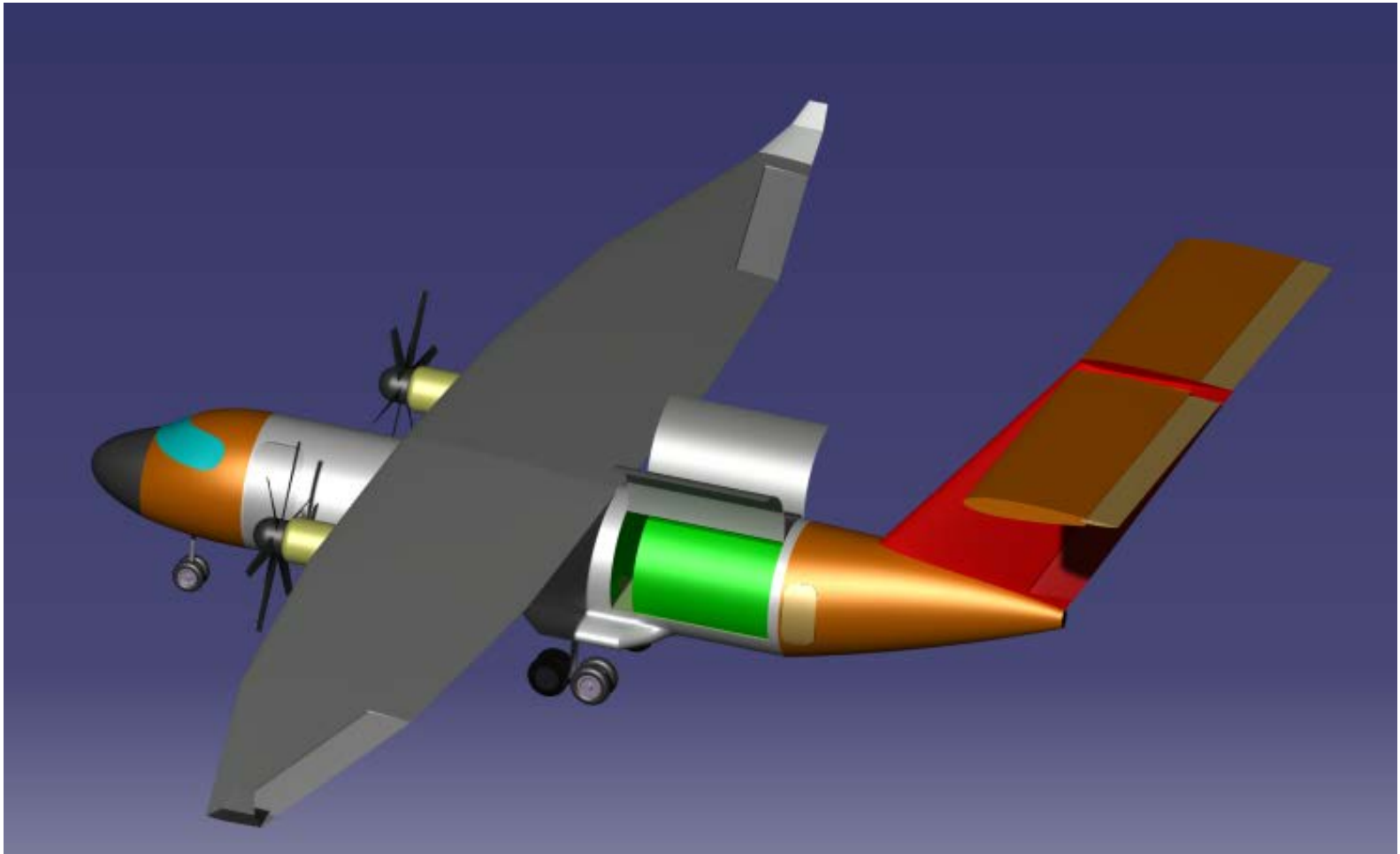
Evolución del diseño



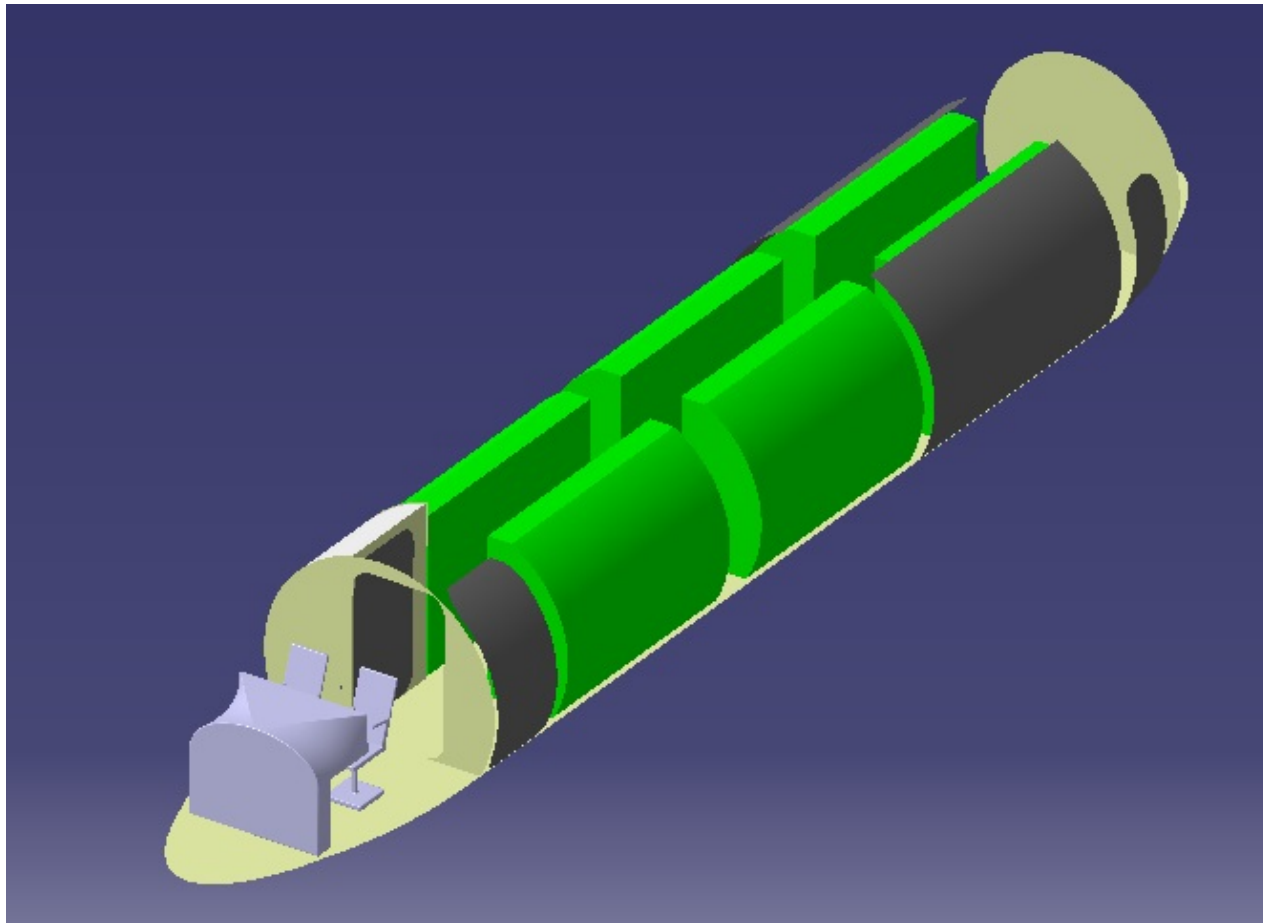
Diseño definitivo



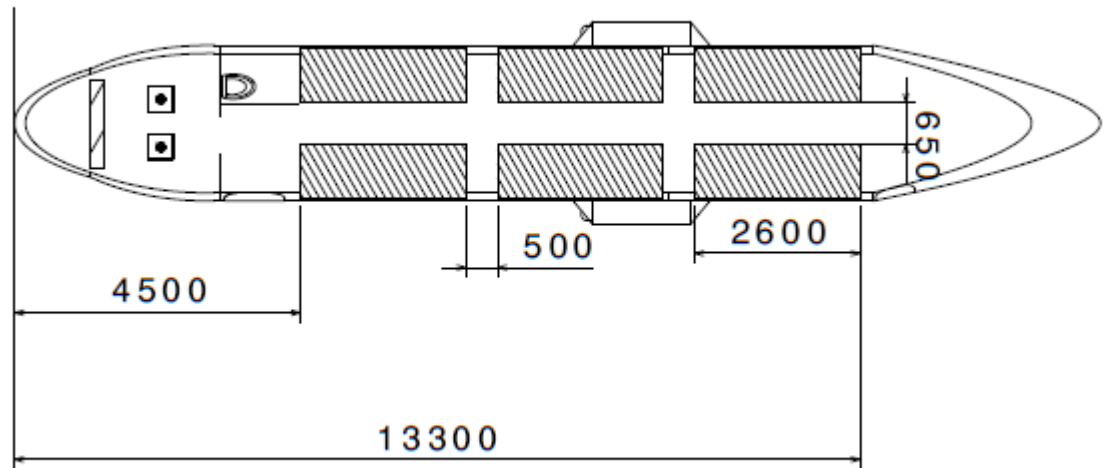
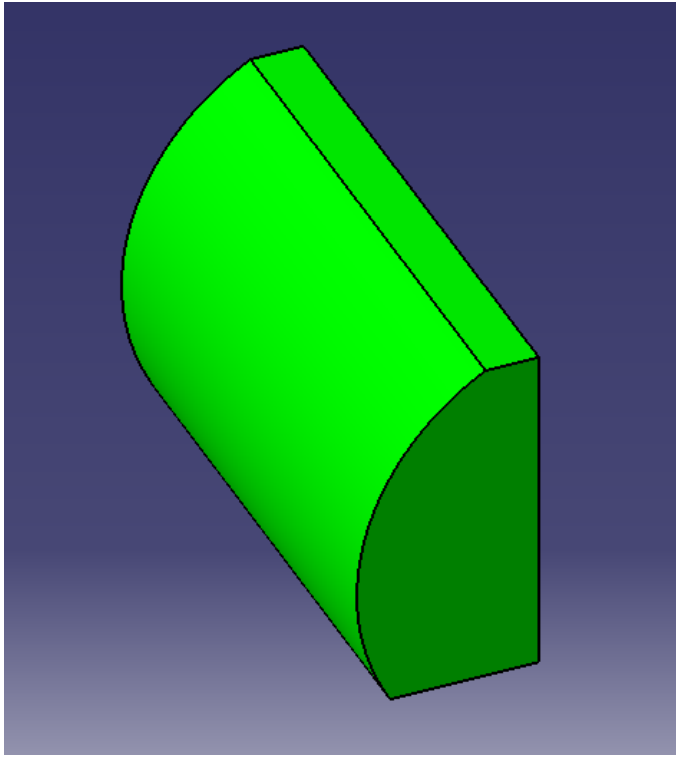
Diseño definitivo



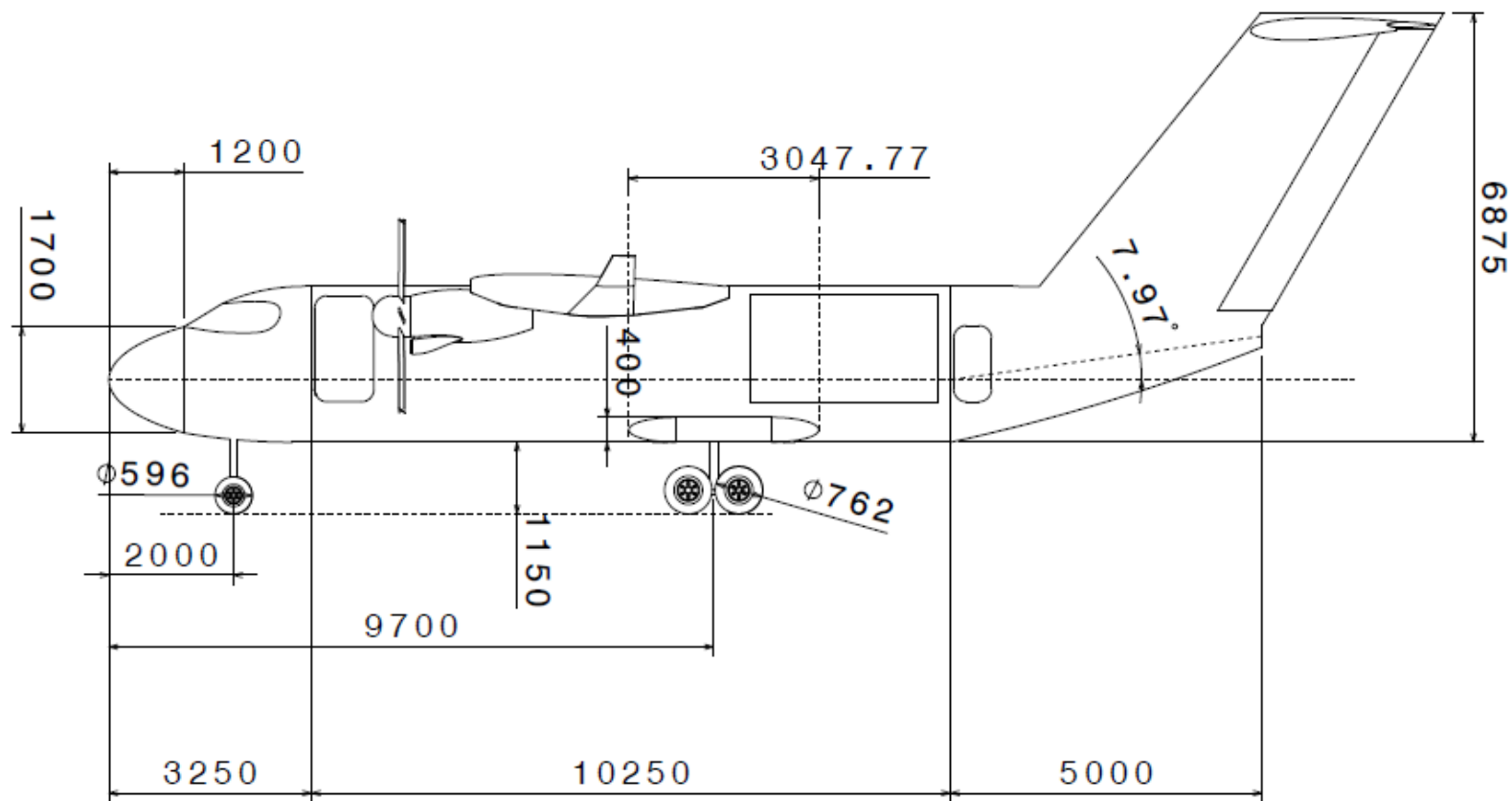
Distribución interna



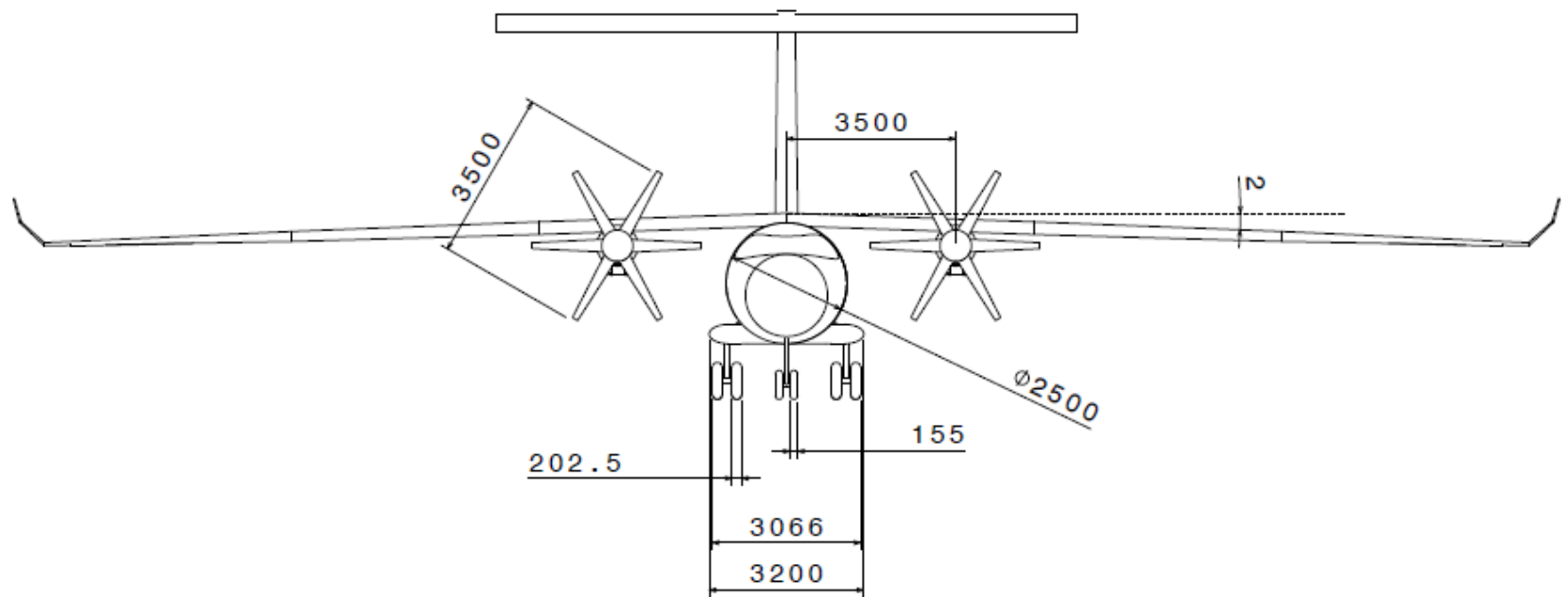
Distribución interna



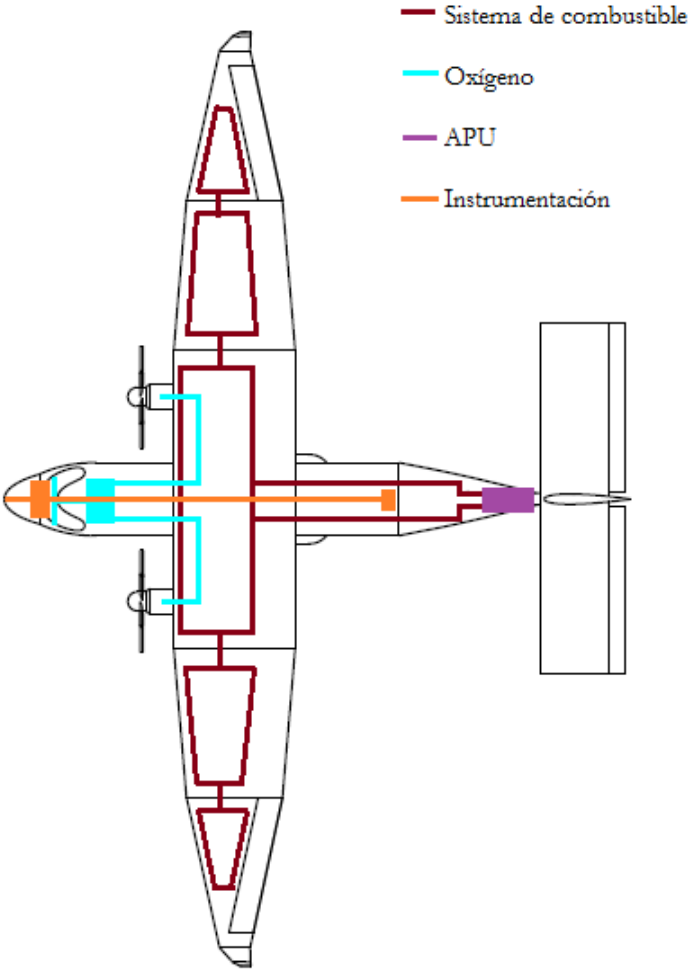
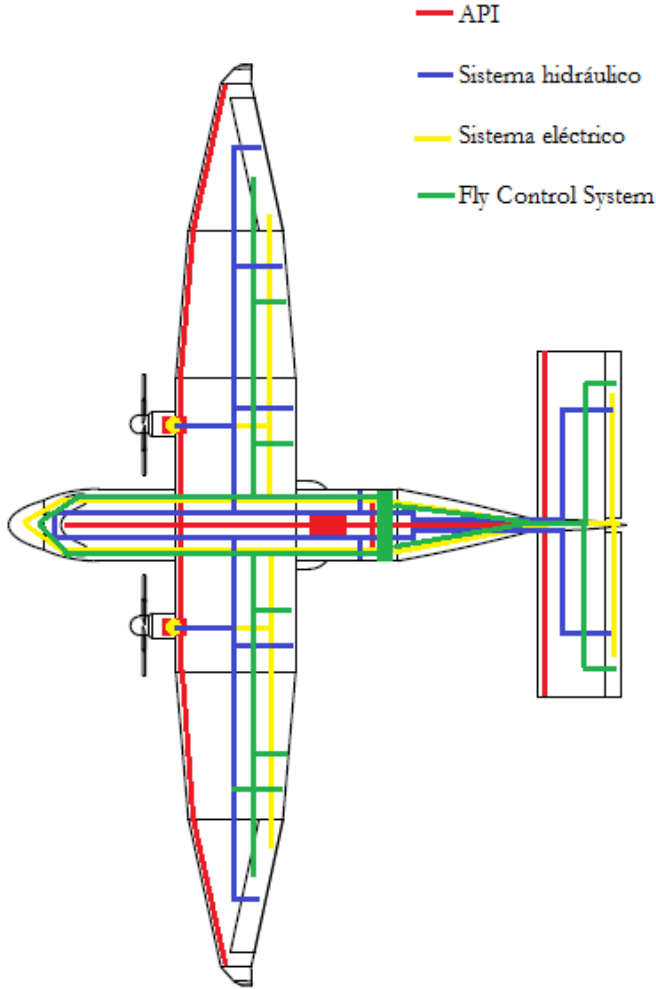
Planos WBP-16



Planos WBP-16



Sistemas







Departamento de Estructuras

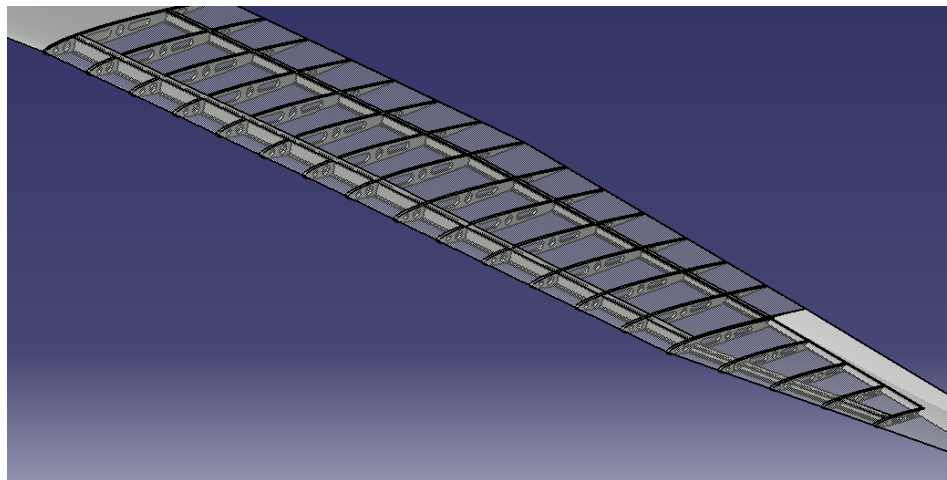
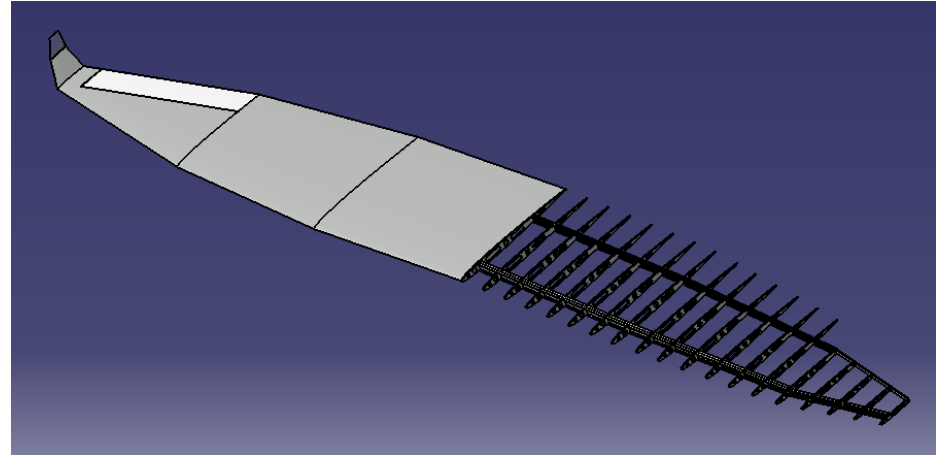
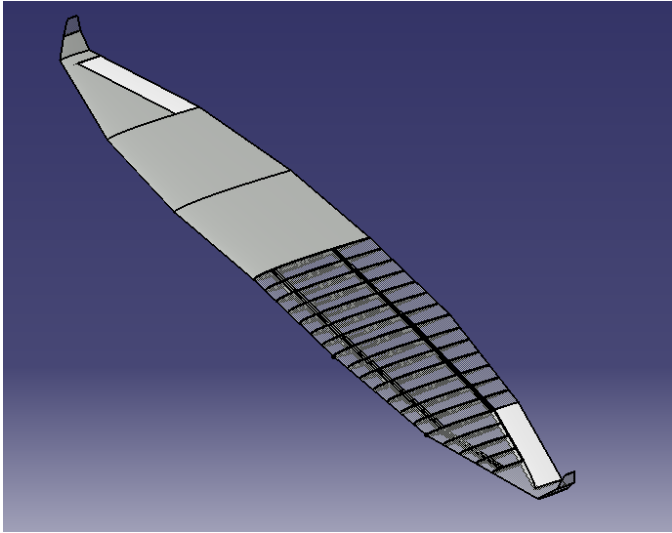
Javier Cristóbal Cámara Molina

María del Carmen de los Ángeles Rodríguez

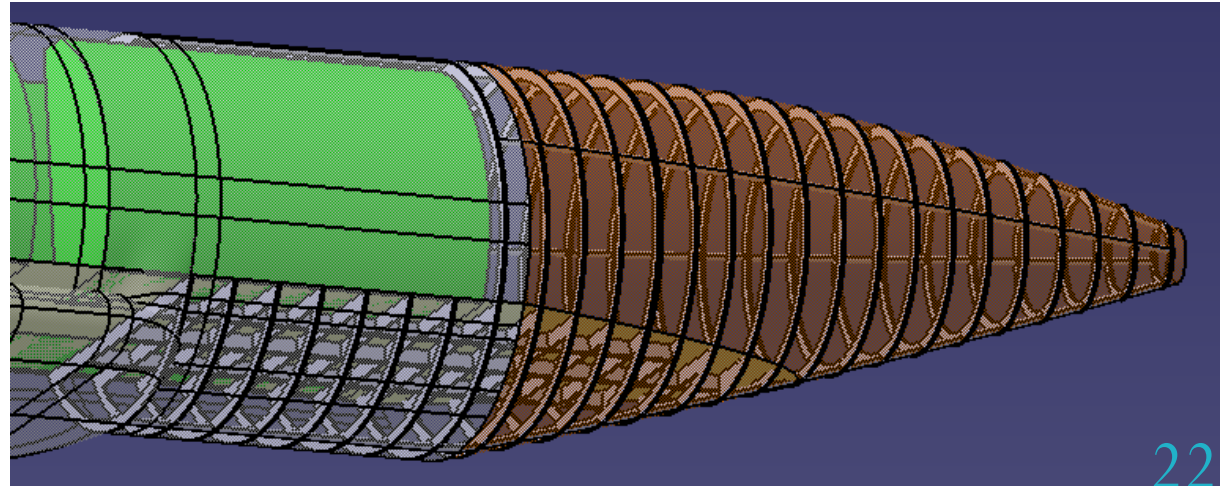
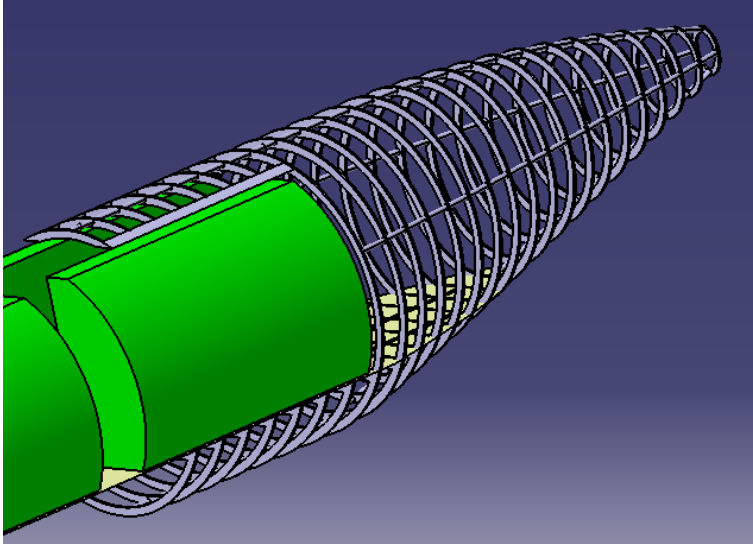
Índice

1. ESTRUCTURA INTERNA
2. ESTUDIO DE LOS PESOS
3. LÓGICA DE MATERIALES
4. COMPARATIVA DE PESOS
5. ENVOLVENTE DEL CENTRO DE GRAVEDAD
6. DIAGRAMA V-N
7. CARGAS

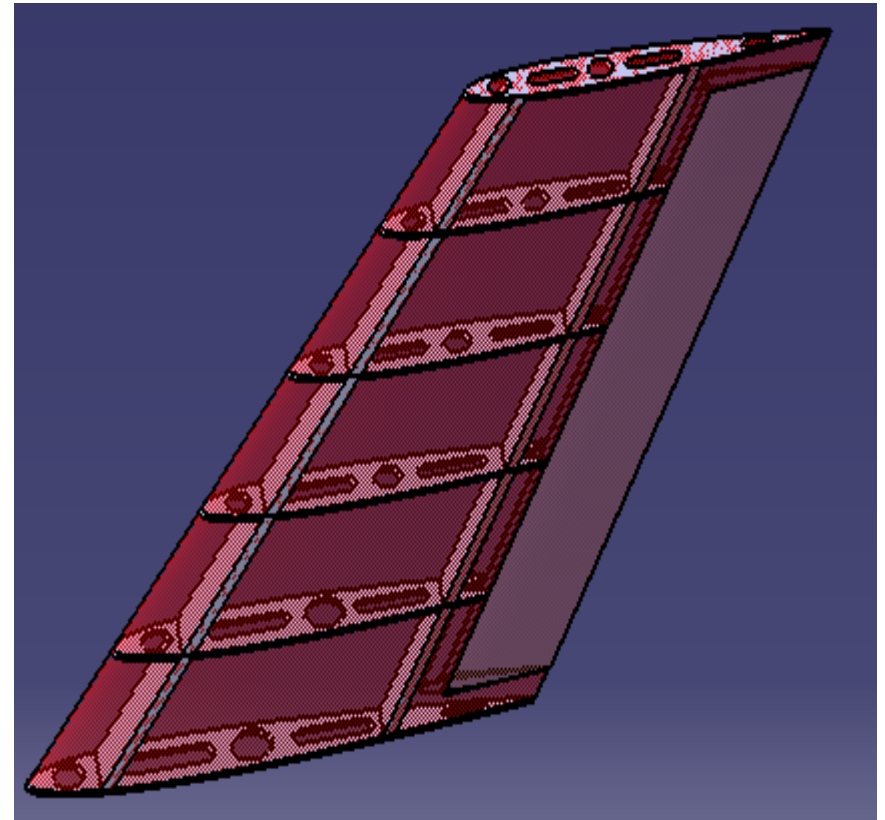
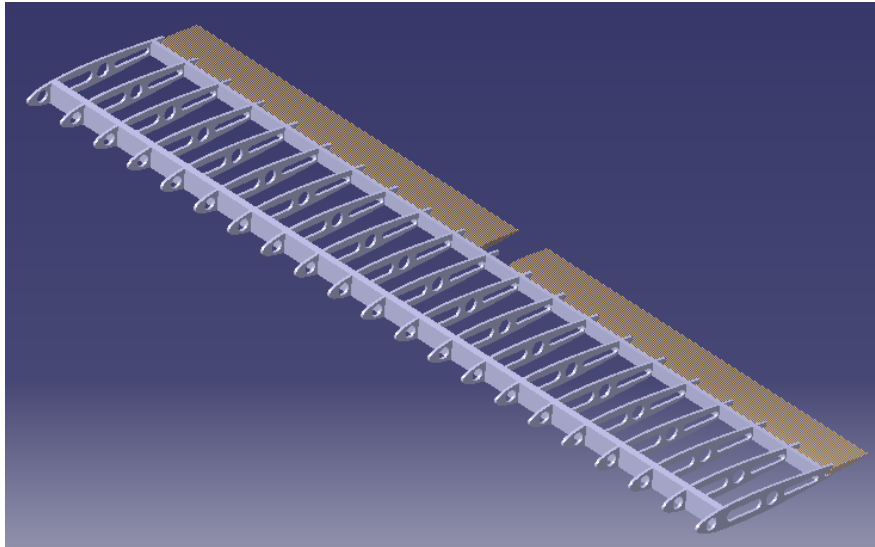
Estructura interna: Ala



Estructura interna: Fuselaje

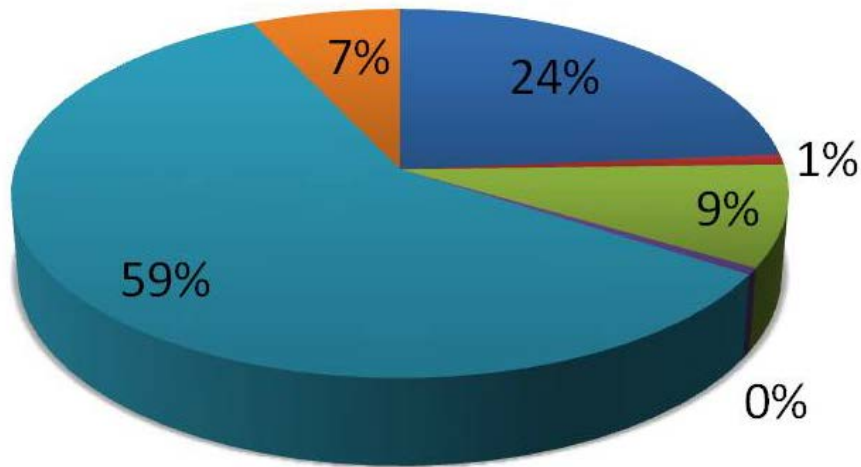


Estructura interna: HTP y VTP



Pesos Finales Primera Línea

Pesos MTOW

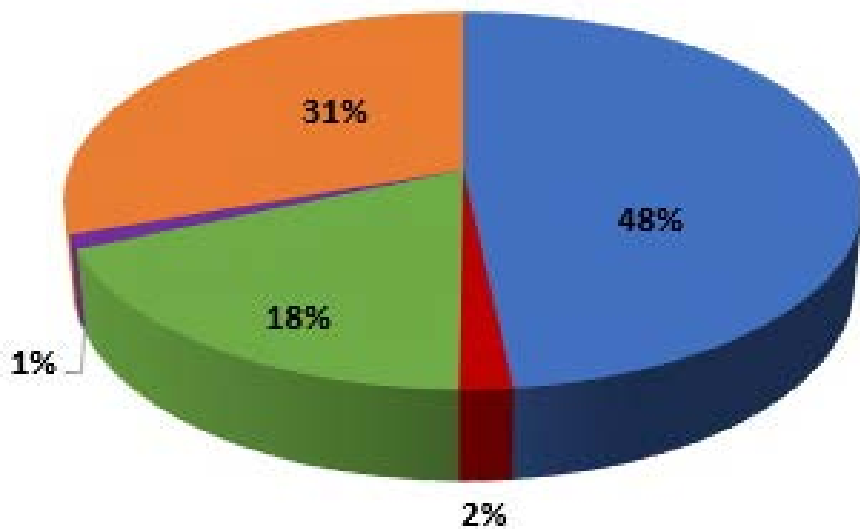


- Estructura
- Tripulación
- Refuerzos
- Carga de Pago
- Sistemas
- Combustible

Estructura	8205,4 <i>kg</i>
Refuerzos	314,47 <i>kg</i>
Sistemas	3091,22 <i>kg</i>
Tripulación	205,93 <i>kg</i>
Carga de Pago	20411,7 <i>kg</i>
Combustible 1ª Línea	2440,8 <i>kg</i>
Peso en Vacío	11611,1 <i>kg</i>
W_0 1ª Línea	34669,5 <i>kg</i>
Carga Alar	346,7 <i>kg/m²</i>
Superficie Alar	100 <i>m²</i>

Pesos Finales Ferry

Pesos Ferry

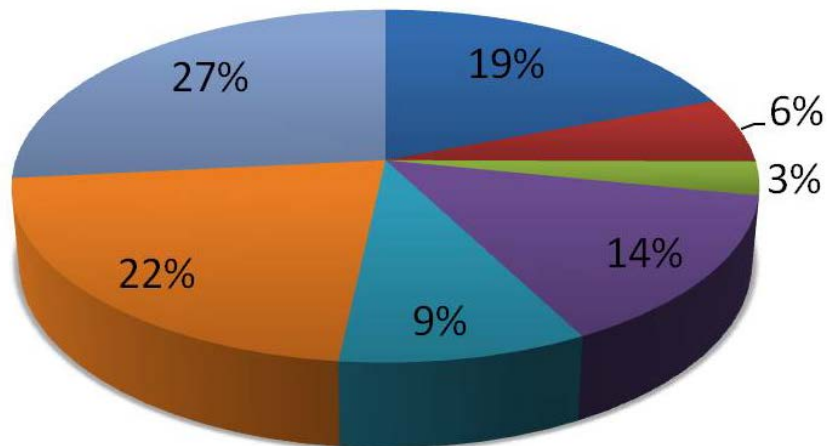


- Estructura
- Refuerzos
- Sistemas
- Tripulación
- Carga de Pago
- Combustible

Estructura	8205,4 <i>kg</i>
Refuerzos	314,47 <i>kg</i>
Sistemas	3091,22 <i>kg</i>
Tripulación	205,93 <i>kg</i>
Combustible Ferry	5170 <i>kg</i>

Peso en Vacío	11611,1 <i>kg</i>
W_0 Ferry	16987 <i>kg</i>

Pesos Estructurales



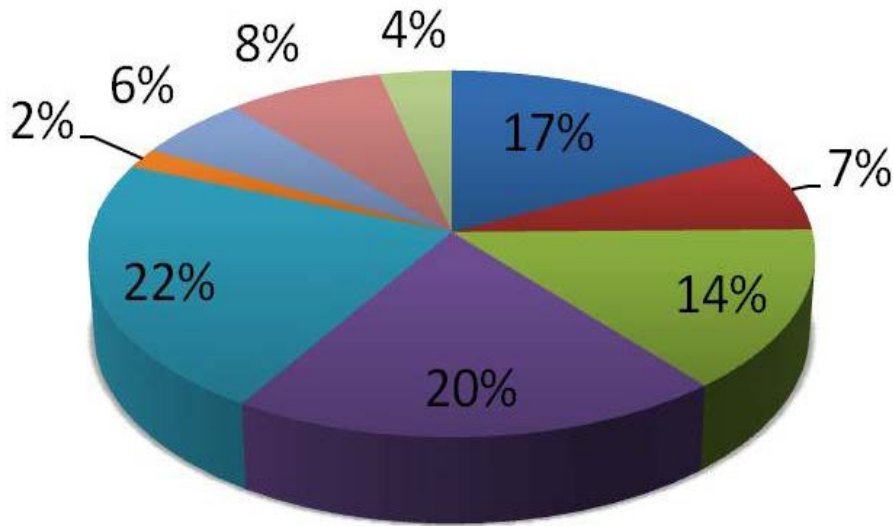
- Ala
- HTP
- VTP
- Fuselaje

- Tren
- Motores
- Sistemas

Ala	2221,42 <i>kg</i>
HTP	692,686 <i>kg</i>
VTP	359,639 <i>kg</i>
Fuselaje	1642,37 <i>kg</i>
Tren de aterrizaje	1090,92 <i>kg</i>
Motores	2512,84 <i>kg</i>
Sistemas	3091,22 <i>kg</i>

Estructura + Refuerzos	8519,87 <i>kg</i>
------------------------	-------------------

Pesos de Sistemas



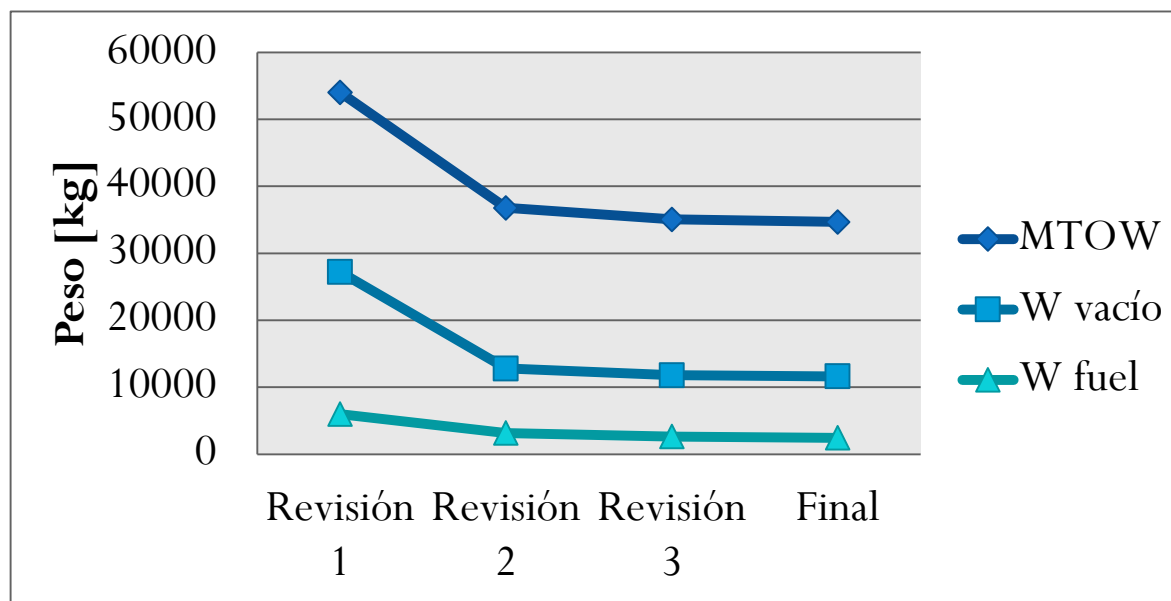
- Fly control system
- Sist. Hidráulico
- Instrumentación
- Electricidad
- API
- Oxígeno
- APU
- Sist. Específicos
- Opitem

FCS	540,357 <i>kg</i>
Sist. Hidráulico	225,355 <i>kg</i>
Instrumentación	440,679 <i>kg</i>
Electricidad	609,419 <i>kg</i>
API	692,794 <i>kg</i>
Oxígeno	54,273 <i>kg</i>
APU	173,35 <i>kg</i>
Sist. Carga de Pago	243,371 <i>kg</i>
Opitem	111,623 <i>kg</i>

Sistemas	3091,22 <i>kg</i>
----------	-------------------

Evolución del peso

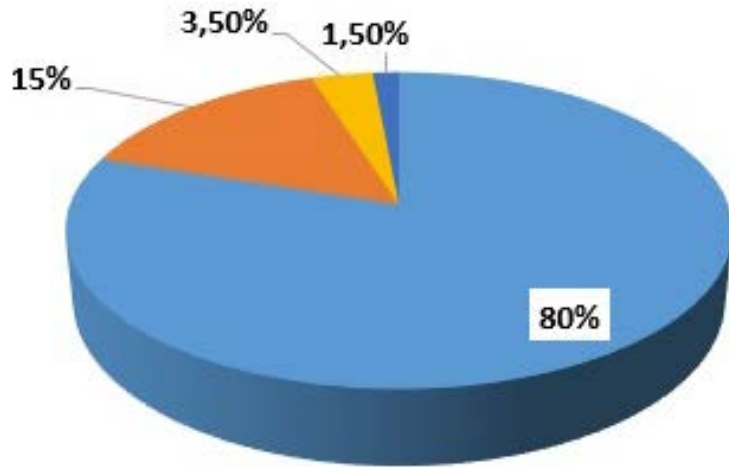
	Revisión 1	Revisión 2	Revisión 3	Final
MTOW	54000 <i>kg</i>	36782,1 <i>kg</i>	35058,6 <i>kg</i>	34669,5 <i>kg</i>
W vacío	27200 <i>kg</i>	12800,7 <i>kg</i>	11800,9 <i>kg</i>	11611,1 <i>kg</i>
W fuel	5997 <i>kg</i>	3173,7 <i>kg</i>	2640,06 <i>kg</i>	2440,8 <i>kg</i>



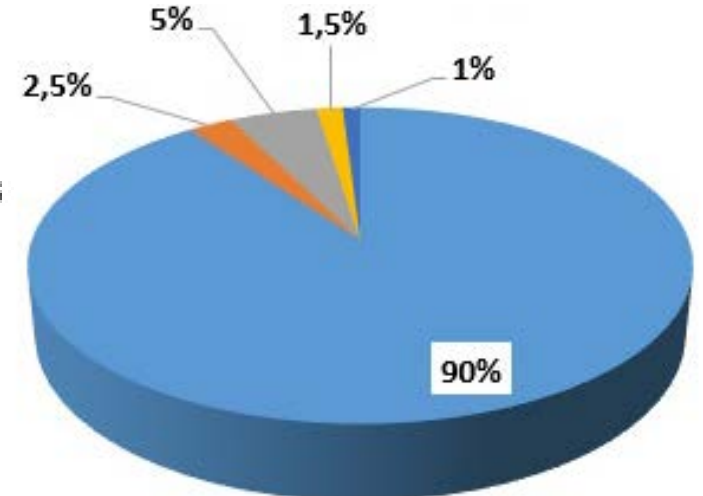
Materiales

- Materiales compuestos:
 - Fibra de Carbono
 - Fibra de Vidrio
- Metálicos
 - Aluminio 6061-T6
 - Aluminio 7075-T6
 - Titanio Ti-6Al-4V
 - Acero AISI 4130

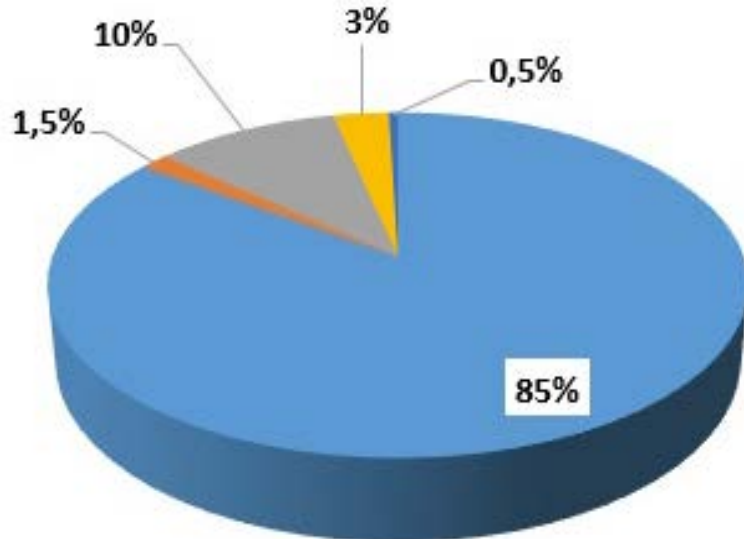
Fuselaje



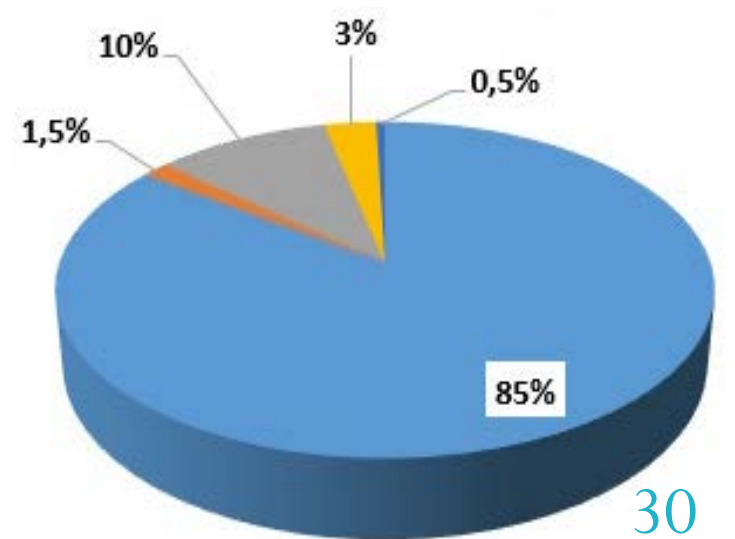
Ala



HTP



VTP



- Compuestos
- Al 6061
- Al 7075
- Ti-6Al-4V
- Acero

Comparación Pesos

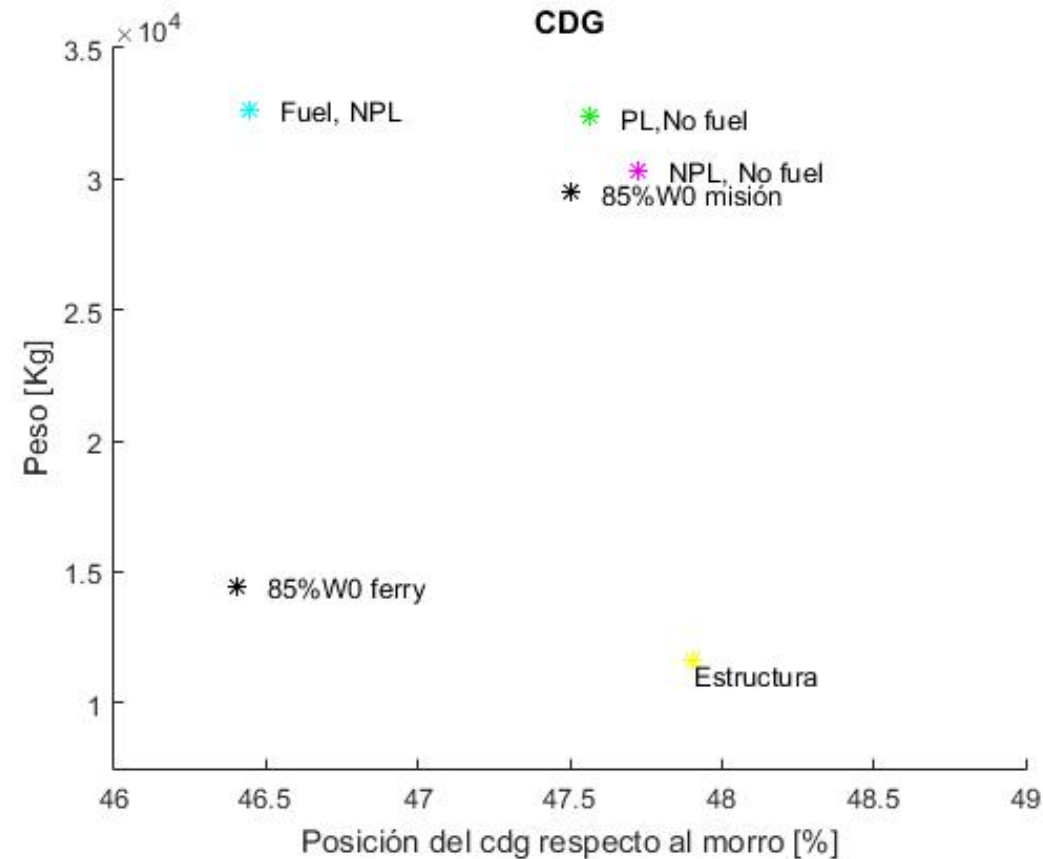
Avión	Peso en Vacío (kg)	MTOW (kg)	% MTOW
KC-10	109328	267600	40,855
KC-135-Stratotanker	44663	140000	31,902
KC-767	82377	186880	44,08
HC-130 H	34826	79379	43,873
KC-130 J	34274	79378	43,178
Lockheed Tristar (RAF)	105165	245000	42,924
Ilyushin Il-78	72000	210000	34,286
C-5	172370	348800	47,2
WBP-16	11611,1	34669,5	33,49

Comparación Pesos

	KC-135	KC-130 H	C-5	WBP-16
Estructura	20,9	25,9	36,2	24,57
Planta de Potencia	7,2	10,9	5,3	7,25
Sistemas	4,3	10,5	5,7	8,92
Peso en Vacío	31,902	43,178	47,2	33,49
Alas	8,5	9	13	6,407
Estabilizadores	1,7	2,2	1,6	3,035
Fuselaje	6,4	9,5	15,4	4,74
Tren de Aterrizaje	3,4	3,4	5	3,15

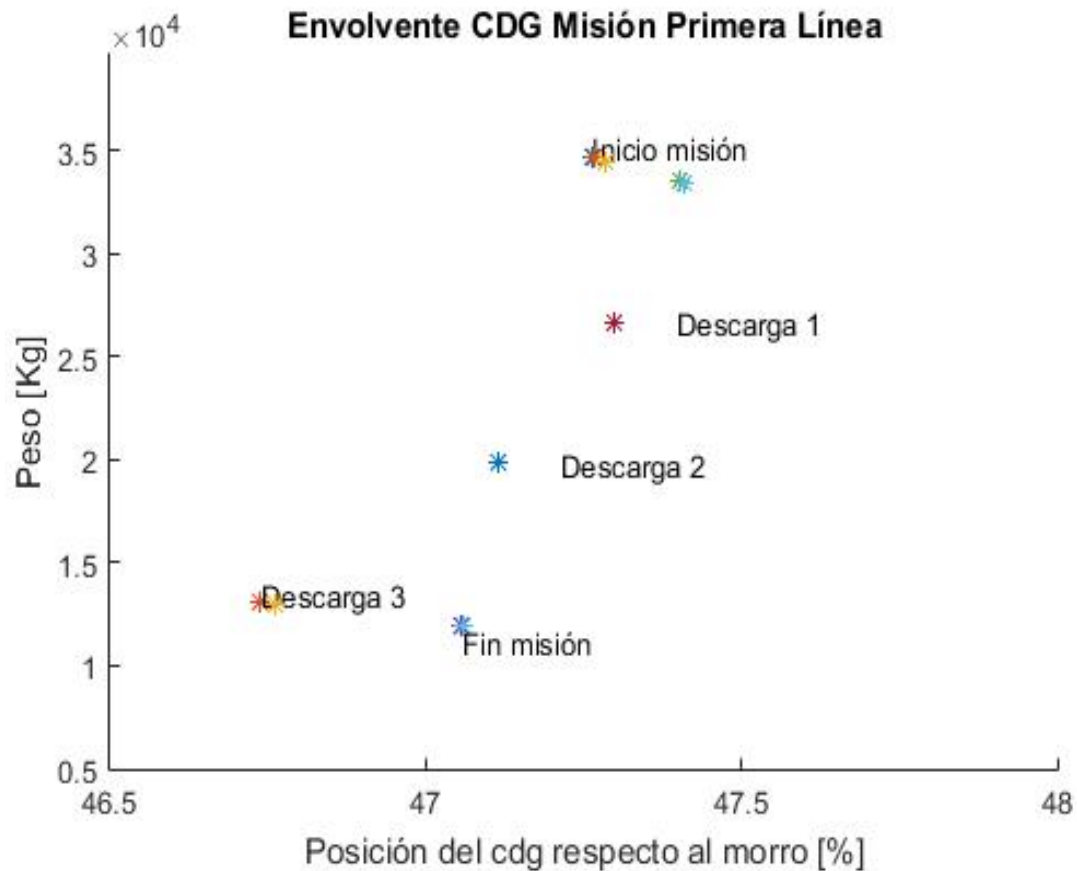
Centro De Gravedad

- Puntos de Interés



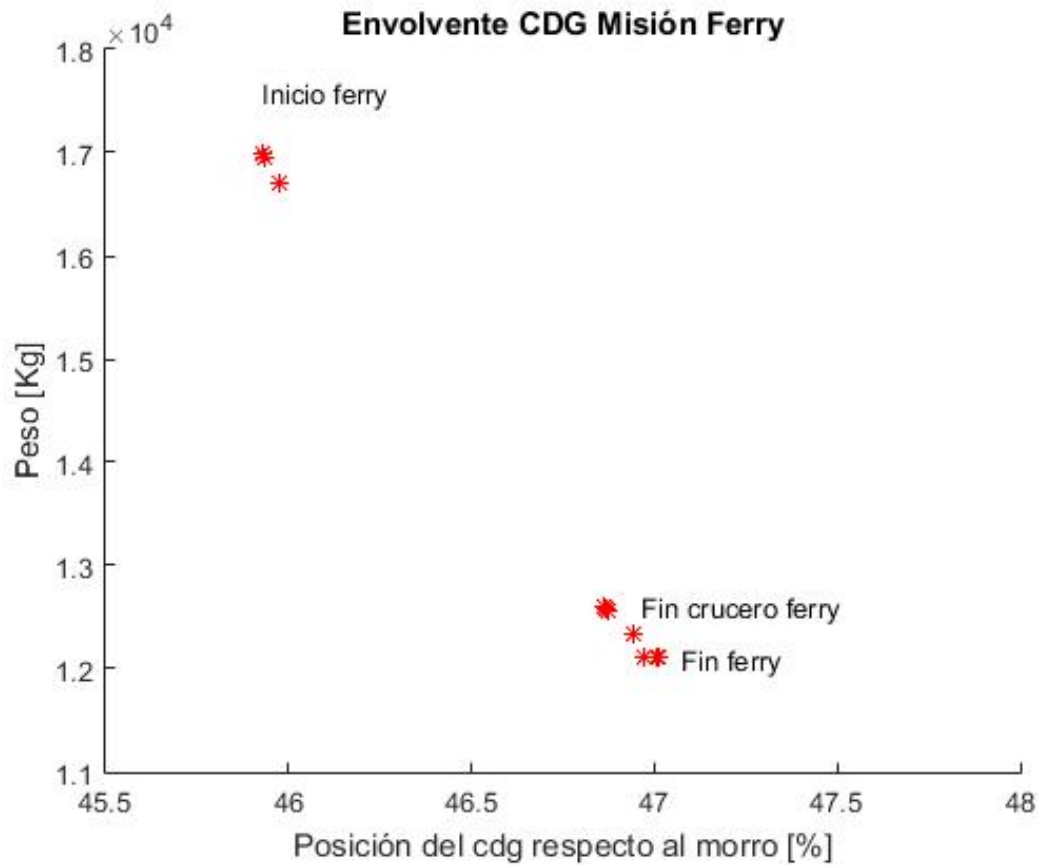
Fuel y sin PL	8,59 m	46,43%
PL y sin fuel	8,8 m	47,57%
Vacío	8,82 m	47,68%
Estructura	8,86 m	47,89%
85% W_0 Ferry	8,58 m	46,38%
85% W_0 Primera Línea	8,79 m	47,51%

- Misión de Primera Línea



Inicio Misión	8,74 m	47,24%
Descarga 1	8,75 m	47,3%
Descarga 2	8,72 m	47,11%
Descarga 3	8,65 m	46,74%
Fin Misión	8,71 m	47,06%

● Misión Ferry



Inicio Misión	8,506 m	45,98%
Inicio Crucero	8,52 m	46,03%
Fin Crucero	8,67 m	45,86%
Fin Misión	8,7 m	47,03%

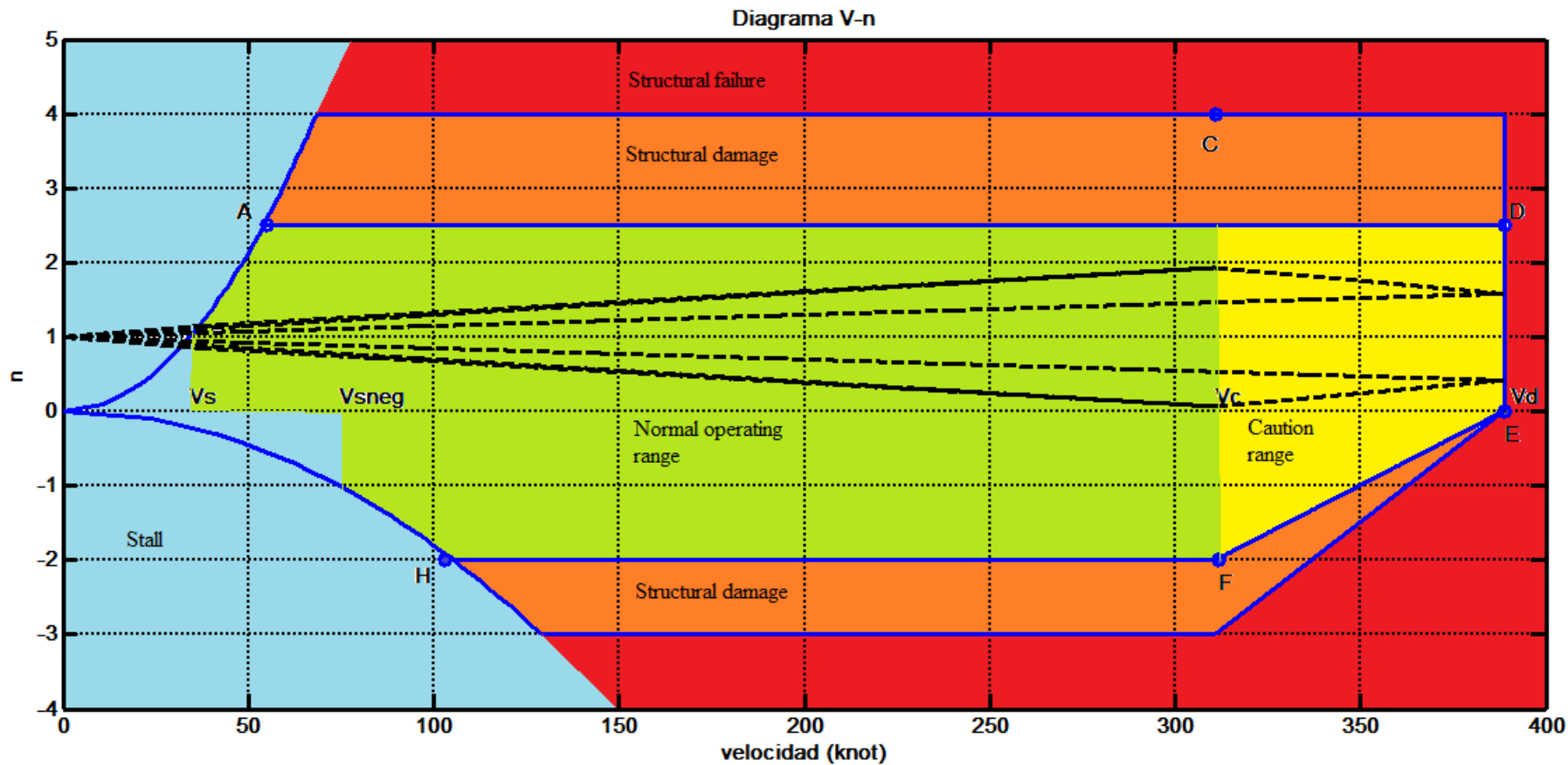
Diagrama V-N

Dato	Valor [S.I.]	Valor [Imperial]
Peso	33574,5 <i>kg</i>	74019,014 <i>lb</i>
Superficie	100 <i>m</i> ²	968,75 <i>ft</i> ²
Densidad	0,9 <i>kg/m</i> ³	0,0562 <i>lb/ft</i> ³
C_{Lmax}	1,9	
$C_{Lmaxnegativo}$	-0,4	

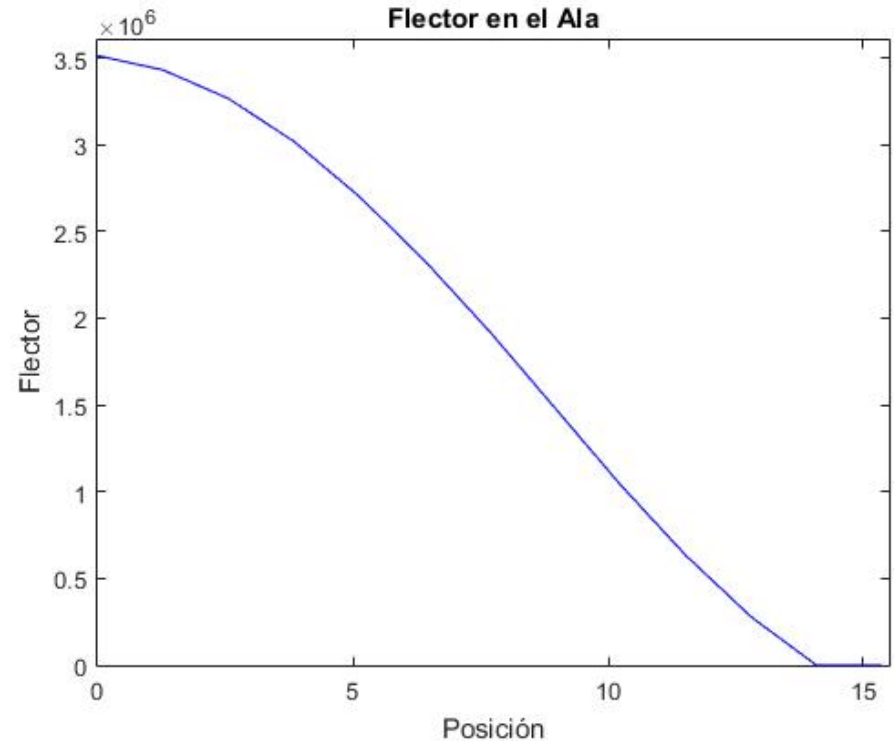
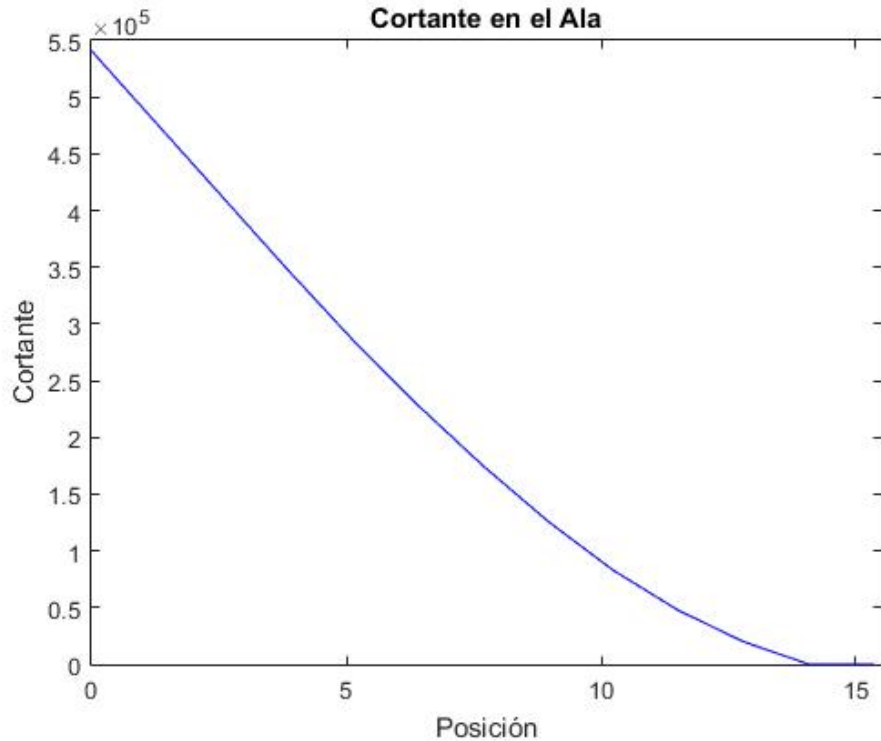
Velocidad	Valor
V_S	36,07 keas
V_A	57,04 keas
V_C	311,01 keas
V_D	388,77 keas
$V_{Snegativa}$	78,62 keas

	Positivo	Negativo
n_{lim}	2,5	-2
n_{ult}	4	-3

Diagrama V-N



Cargas en el Ala



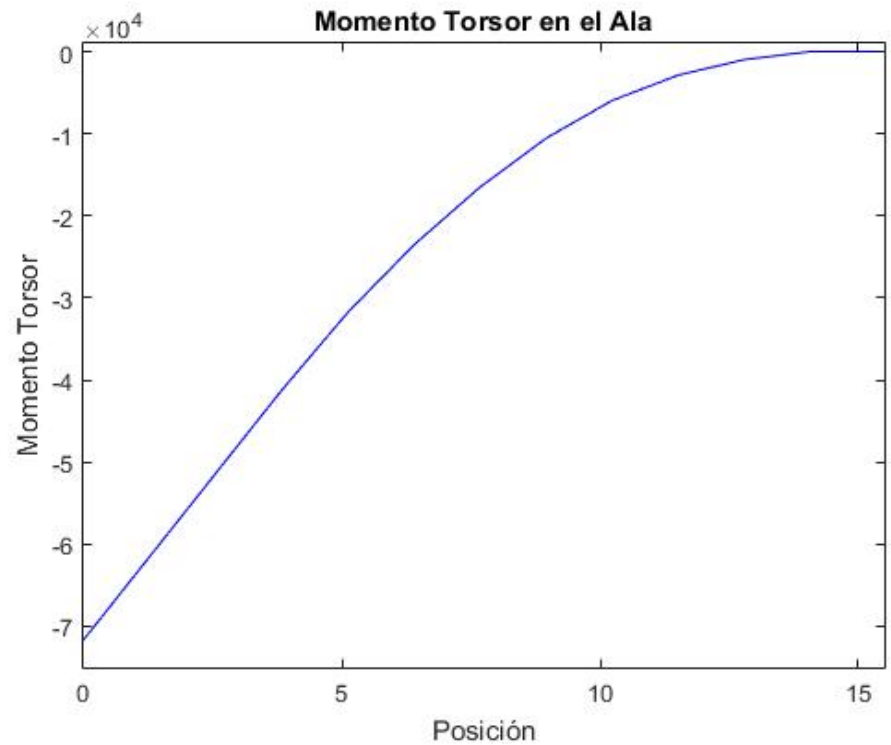
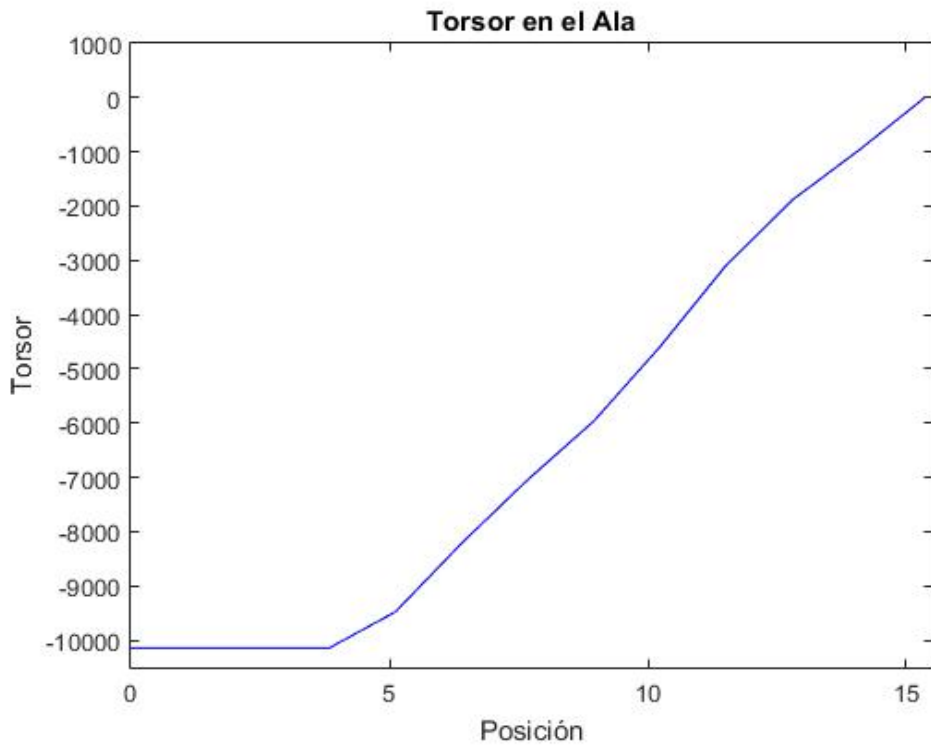
Cortante Máximo

540,756 KN

Flector Máximo

3512,123 KNm

Cargas en el Ala



Torsor Máximo

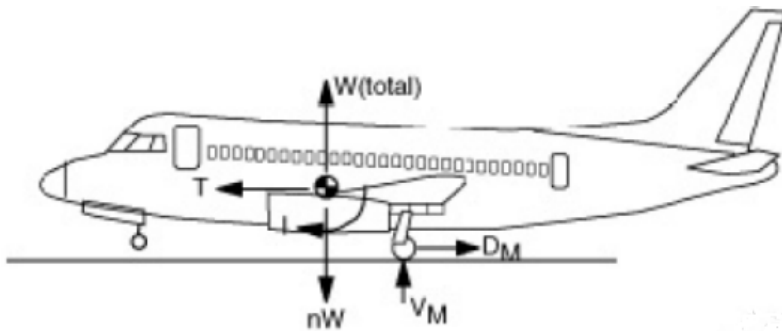
10,143 KN

Momento Torsor Máximo

71,668 KNm

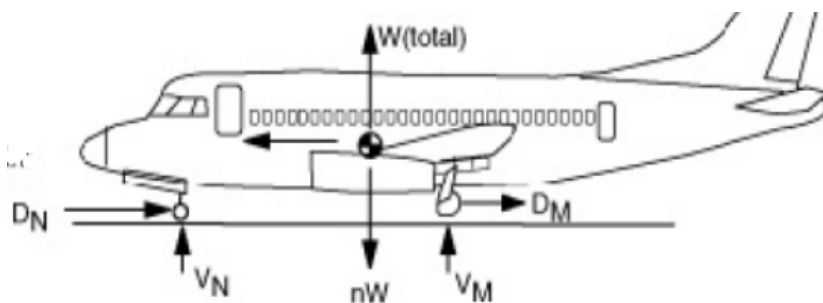
Cargas en el Tren de Aterrizaje

- Aterrizaje Nivelado
 - Dos Puntos



	Tren Principal
Axil	289,09 KN
Cortante	1,5 KN
Flector	1,725 KNm

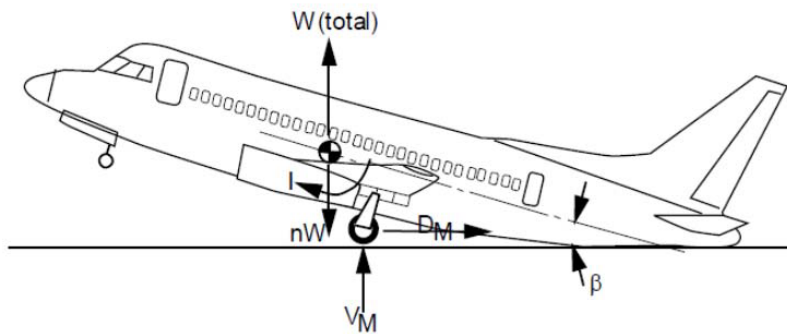
- Tres Puntos



	Tren Principal	Tren de Morro
Axil	253,68 KN	70,83 KN
Cortante	1,32 KN	0,367 KN
Flector	1,51 KNm	0,422 KNm

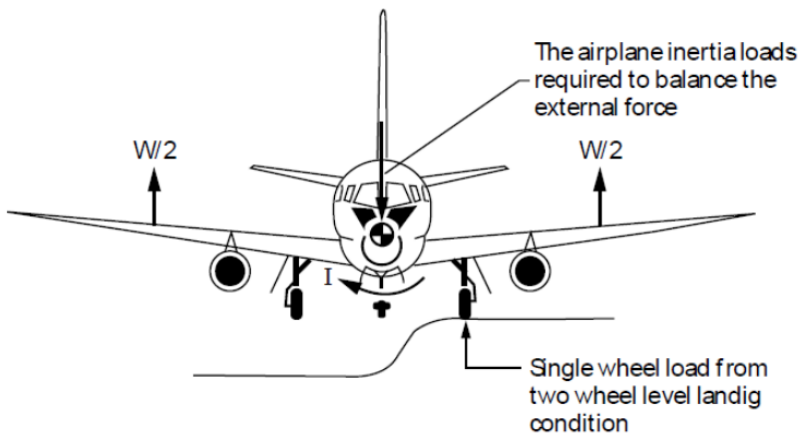
Cargas en el Tren de Aterrizaje

- Tail Down Landing



	Tren Principal
Axil	277,42 KN
Cortante	81,32 KN
Flector	93,52 KNm

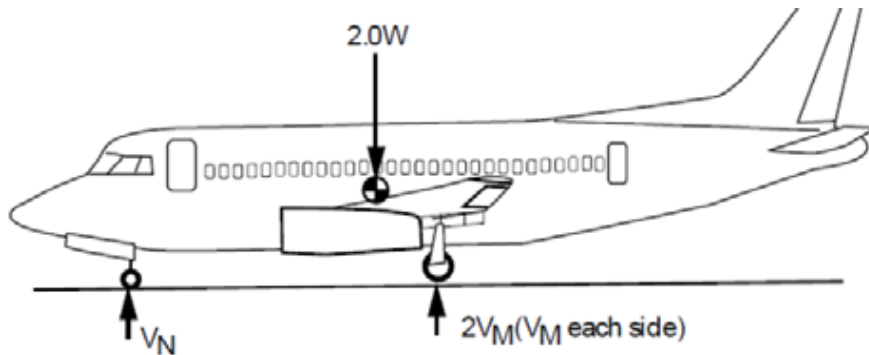
- One Wheel Landing



	Tren Principal
Axil	289,091 KN

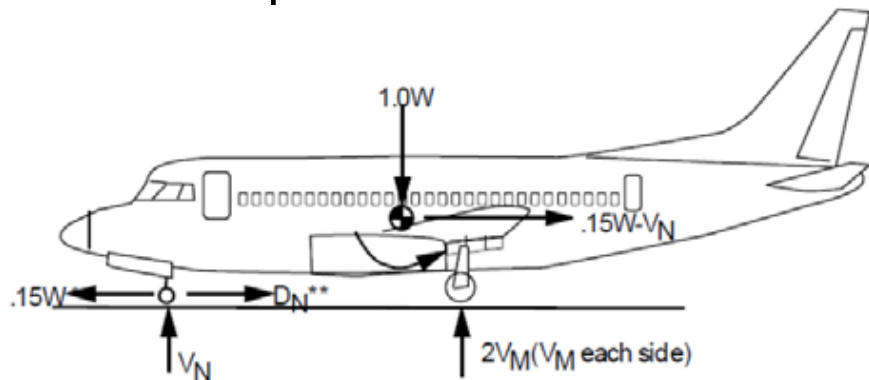
Cargas en el Tren de Aterrizaje

- Carrera de despegue



	Tren Principal	Tren de Morro
Axil	297,88 KN	84,46 KN

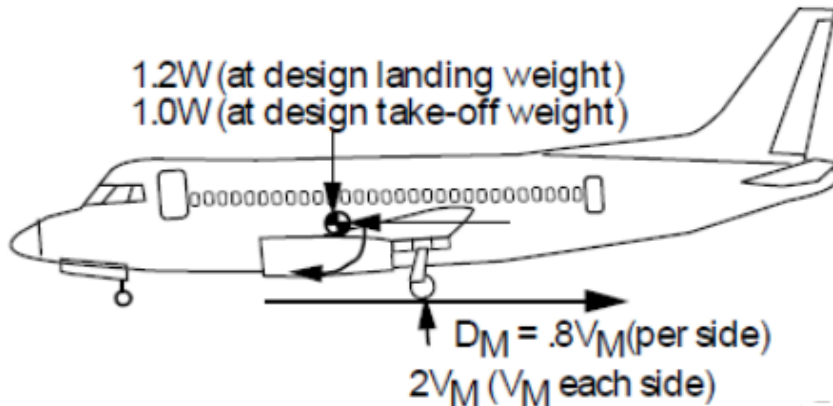
- Remolque



	Tren Principal	Tren de Morro
Axil	128,33 KN	32,42 KN
Cortante	-	18,59 KN
Flector	-	21,38 KNm

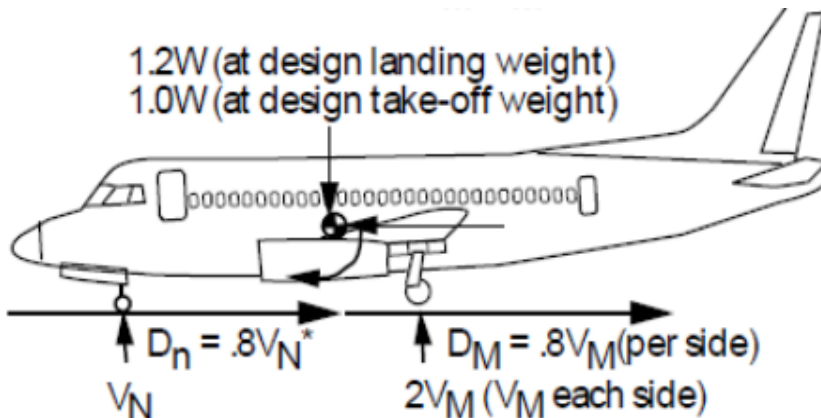
Cargas en el Tren de Aterrizaje

- Balance de Frenado Aterrizaje (Sólo Tren Principal)



	Tren Principal
Axil	173,46 KN
Cortante	138,763 KN
Flector	159,58 KNm

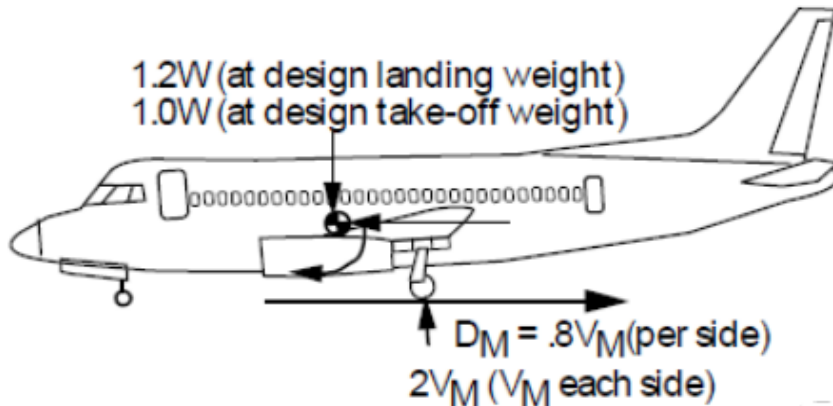
- Balance de Frenado Aterrizaje



	Tren Principal	Tren de Morro
Axil	151,59 KN	43,73 KN
Cortante	121,27 KN	34,98 KN
Flector	139,47 KNm	40,23 KNm

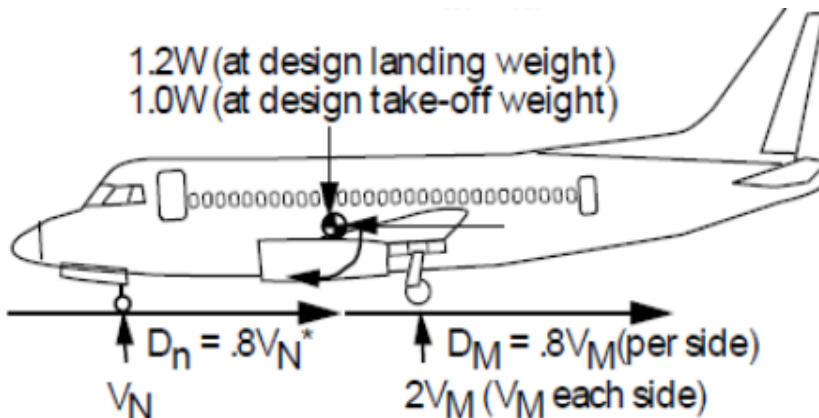
Cargas en el Tren de Aterrizaje

- Balance de Frenado Despegue (Sólo Tren Principal)



	Tren Principal
Axil	170,05 KN
Cortante	136,04 KN
Flector	156,45 KNm

- Balance de Frenado Despegue



	Tren Principal	Tren de Morro
Axil	148,62 KN	42,87 KN
Cortante	118,9 KN	34,29 KN
Flector	136,73 KNm	39,44 KNm



Departamento de Aerodinámica

Jason Wander Cóndor Romero

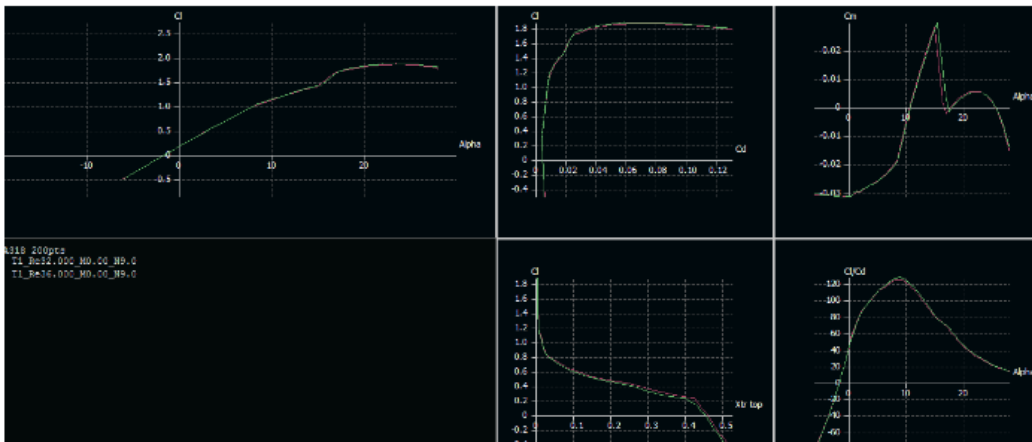
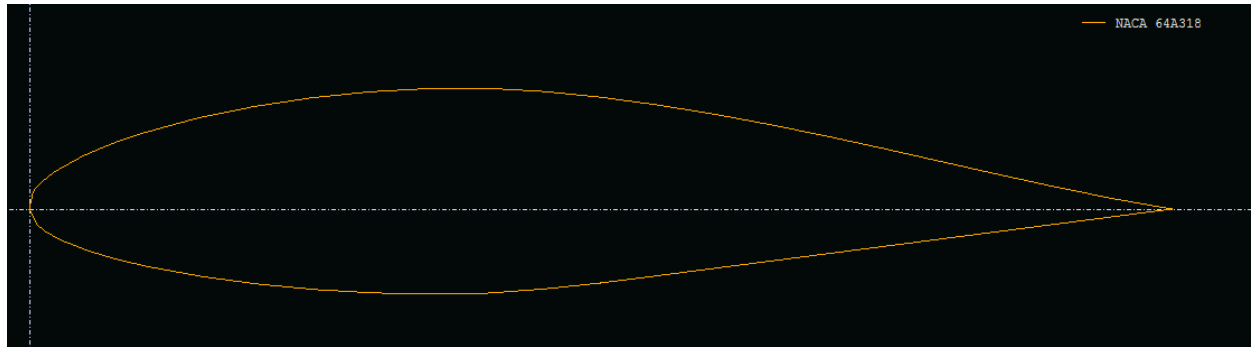
Amador Gómez Hidalgo

Índice

1. ESTUDIO DE PERFILES
2. SELECCIÓN CONFIGURACIÓN ALAR
3. ESTABILIZADORES (HTP Y VTP)
4. DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES (HLD)
5. POLARES DE LA AERONAVE
6. MEJORAS DE LA EFICIENCIA AERODINÁMICA

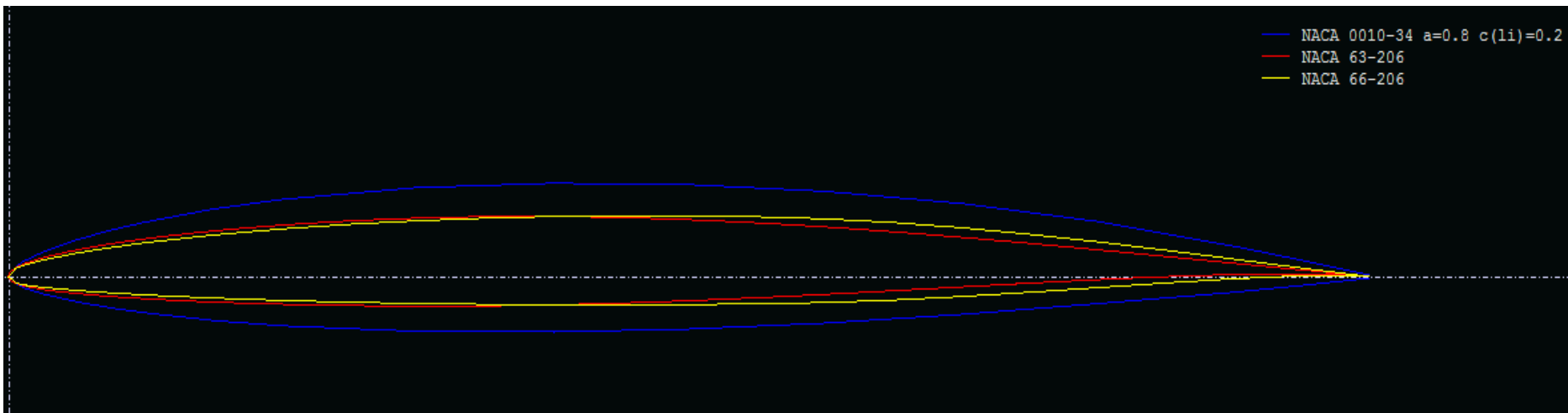
Estudio de perfiles

Análisis inicial del perfil montado en C-130 Hercules



Estudio de perfiles

Comparación de tres perfiles NACA

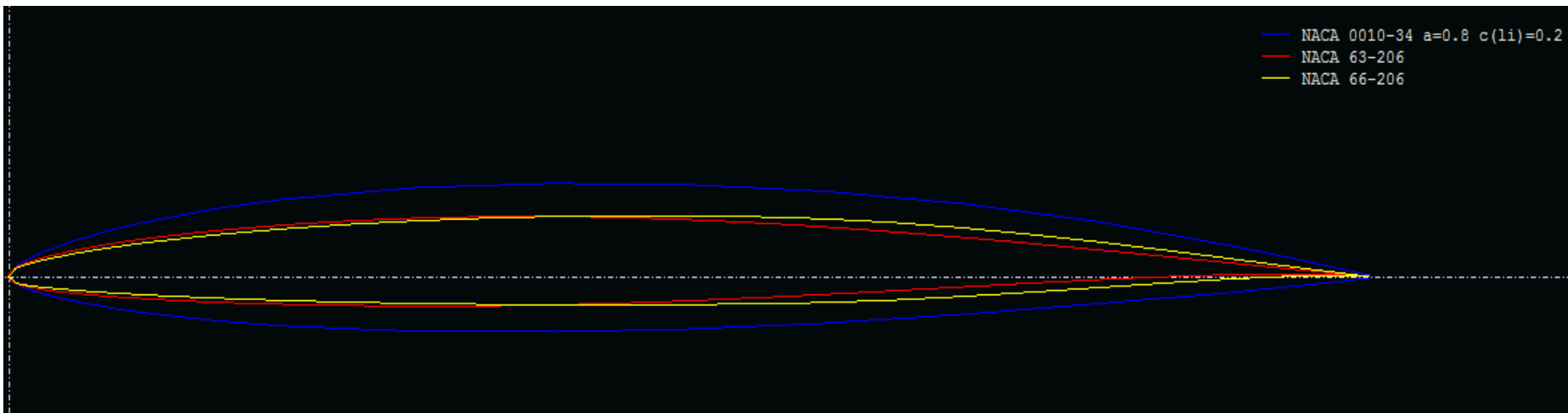


NACA	C_{l0}	C_{lmax}	α_{stall}	Stall q**	$C_{l\alpha}$	C_{m0}	C_{dmin}	$C_l/C_d _{max}$	esp*
0010-34	0.1812	1.8107	19°	mod	0.1091	-0.0429	0.00443	145.247	hig
63-206	0.1739	1.8346	17°	mod-	0.1106	-0.0419	0.00435	145.97	me
66-206	0.1724	1.6979	15.75°	mod-	0.1090	-0.0422	0.00429	143.417	me

*espacio interior; **stall quality(mod: moderate)

Estudio de perfiles

Comparación de tres perfiles NACA



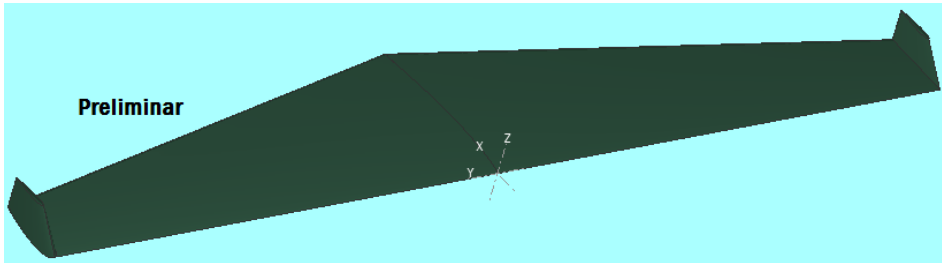
NACA	C_{l0}	C_{lmax}	α_{stall}	Stall q^{**}	$C_{l\alpha}$	C_{m0}	C_{dmin}	$C_l/C_d _{max}$	esp*
0010-34	0.1812	1.8107	19°	mod	0.1091	-0.0429	0.00443	145.247	hig
63-206	0.1739	1.8346	17°	mod-	0.1106	-0.0419	0.00435	145.97	me
66-206	0.1724	1.6979	15.75°	mod-	0.1090	-0.0422	0.00429	143.417	me

*espacio interior; **stall quality(mod: moderate)

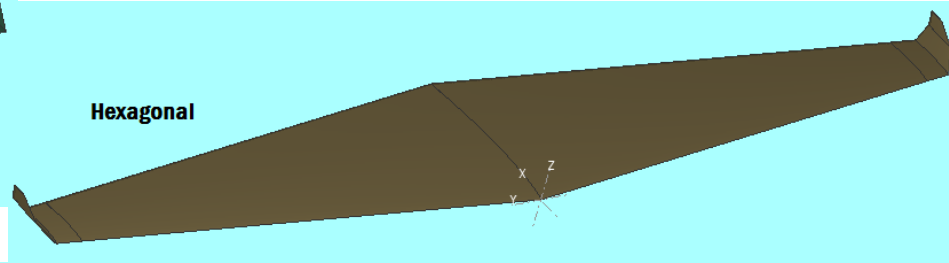
Selección configuración alar

Comparación de distintas configuraciones alares

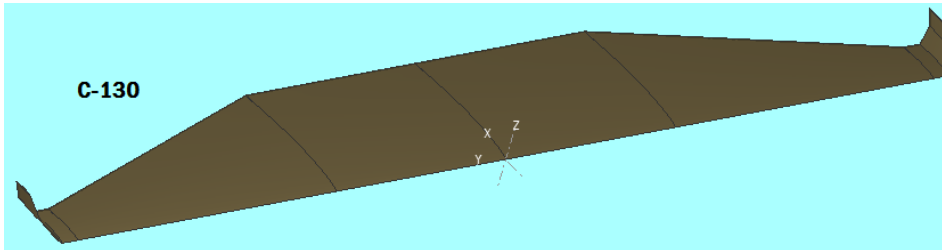
Preliminar



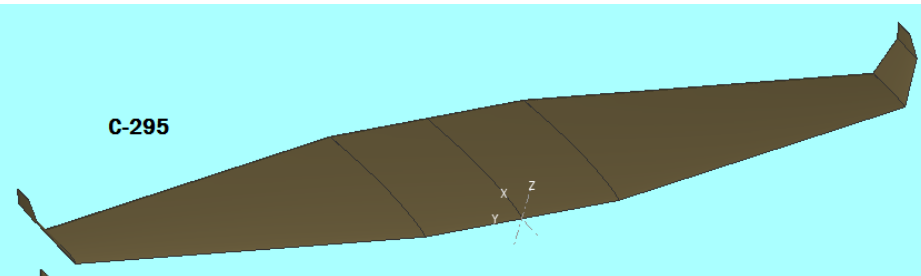
Hexagonal



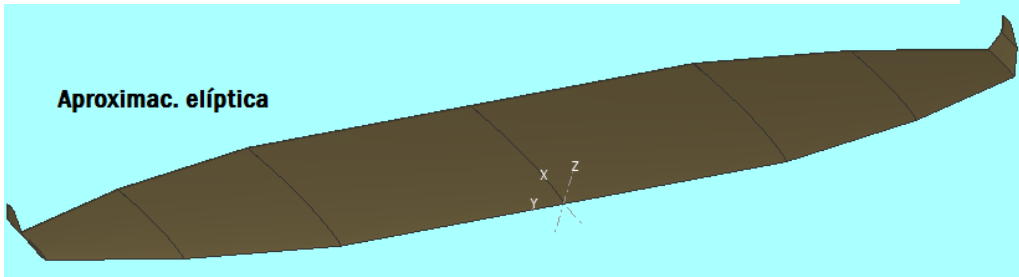
C-130



C-295

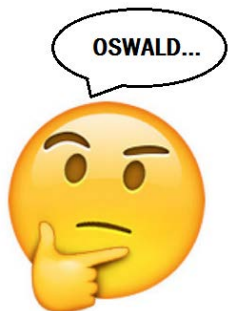


Aproximac. elíptica



Selección configuración alar

S=110 AR=9,43	Preliminar	C-130 Hercules	C-295	Hexagonal E=0.335	Aproximación Elíptica
CL_0	0.1232	0,1234	0,1245	0.1253	0.1258
CL_α	4.7928	4.81	4,804	4.828	4.855
α_{Stall} [°]	16.5	14,5	16	16.5	14.2
E_{Max}	38.876	38.813	38.785	38.9	39



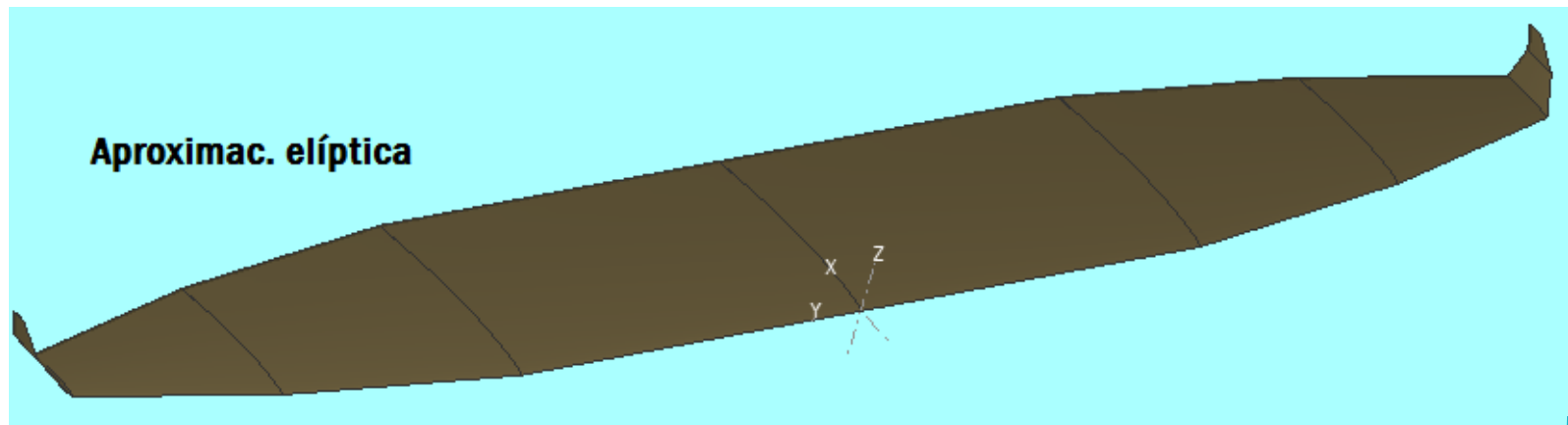
$$e = \frac{1}{1 + \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{a_n}{a_1}\right)^2}$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \Lambda e}$$

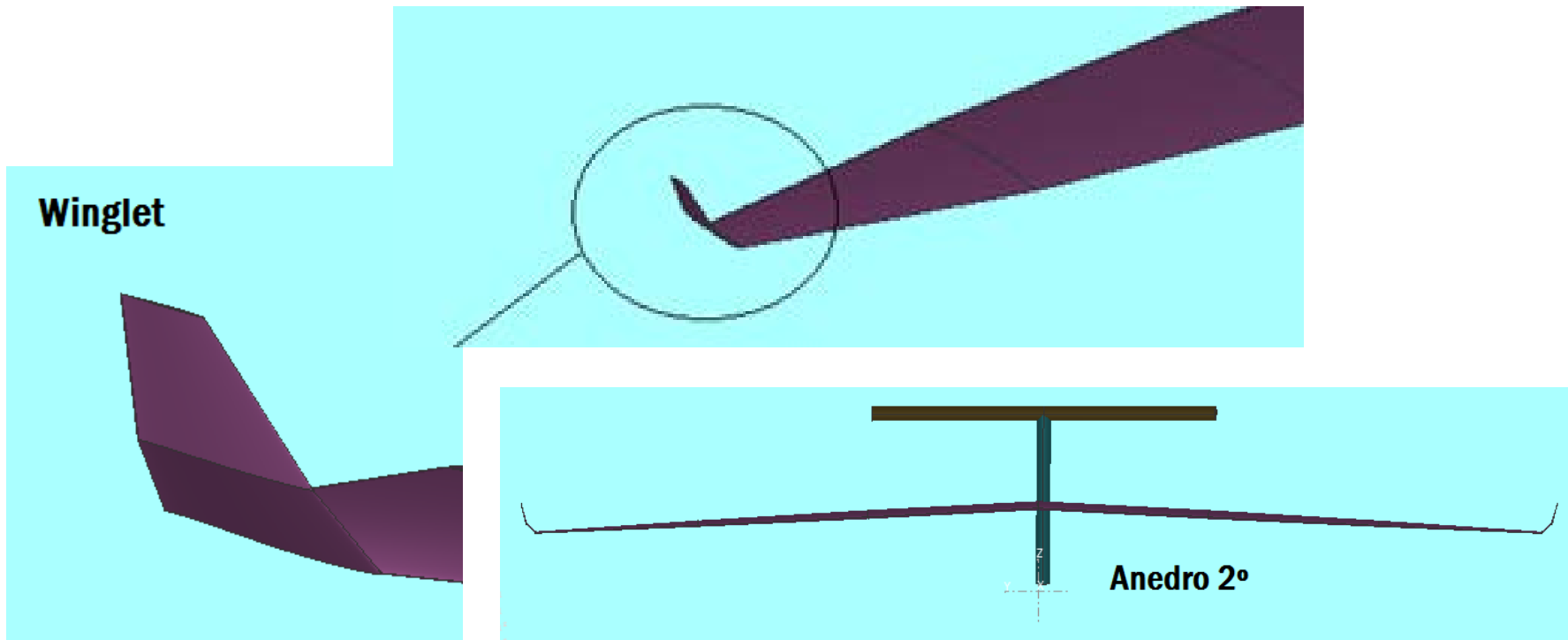


Selección configuración alar

S=110 AR=9,43	Preliminar	C-130 Hercules	C-295	Hexagonal E=0.335	Aproximación Elíptica
CL_0	0.1232	0,1234	0,1245	0.1253	0.1258
CL_α	4.7928	4.81	4,804	4.828	4.855
α_{Stall} [°]	16.5	14,5	16	16.5	14.2
E_{Max}	38.876	38.813	38.785	38.9	39



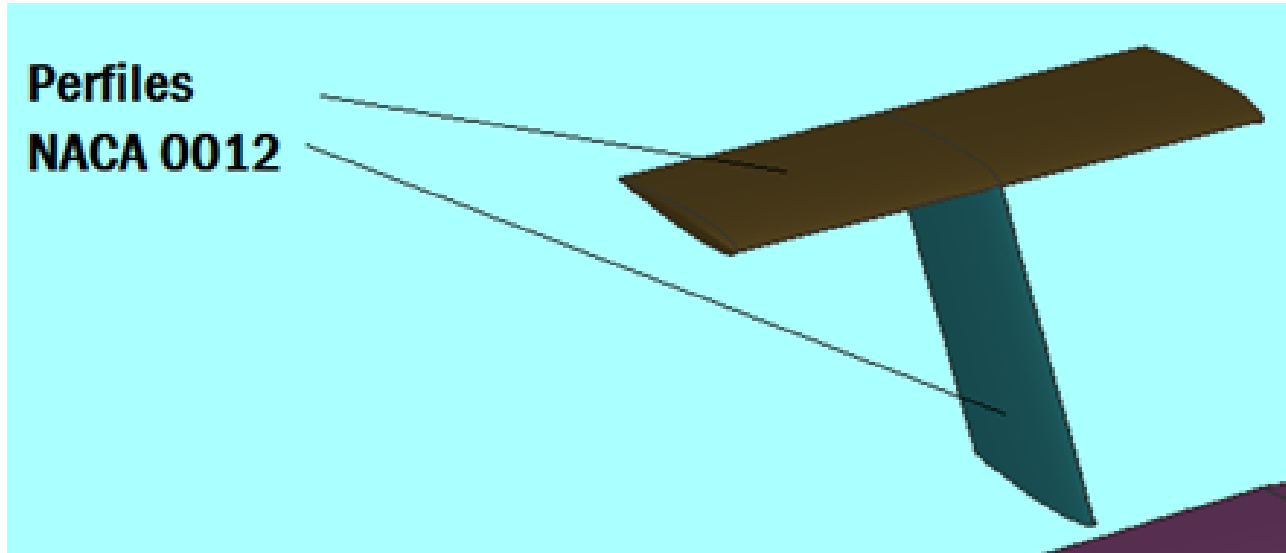
Selección configuración alar



Configuración definitiva:
 $S=100\text{m}^2$
 $AR=9.43$

CL_0	CL_α	$CL_{max}(clean)$	$\alpha_{stall}(clean)$
0.13	4.97	1.36	14.6°

Estabilizadores (VTP Y HTP)



	CL_0	CL_α	$CL_{max}(clean)$	$\alpha_{stall}(clean)$
HTP ($S=35m^2$, $AR=4.11$, $Est=1$)	0	3.7	1.68	27.3°
VTP ($S=17.5m^2$, $AR=1.43$, $Est=0.73$)	0	1.53	0.65	32.1°

Dispositivos hipersustentadores (HLD)

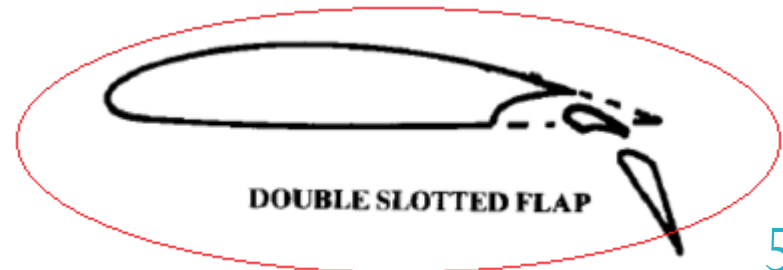
1ª ELECCIÓN: Handley Page Slot and 0.40c Fowler flap, sin embargo estaba sobredimensionado para nuestra aeronave.

TENIENDO FLAP EN TODA LA ENVERGADURA DISPONIBLE DEL ALA $\approx 65\%$ ->
 $\Delta\delta_{(flap_LNDG)} \ll 20^\circ$

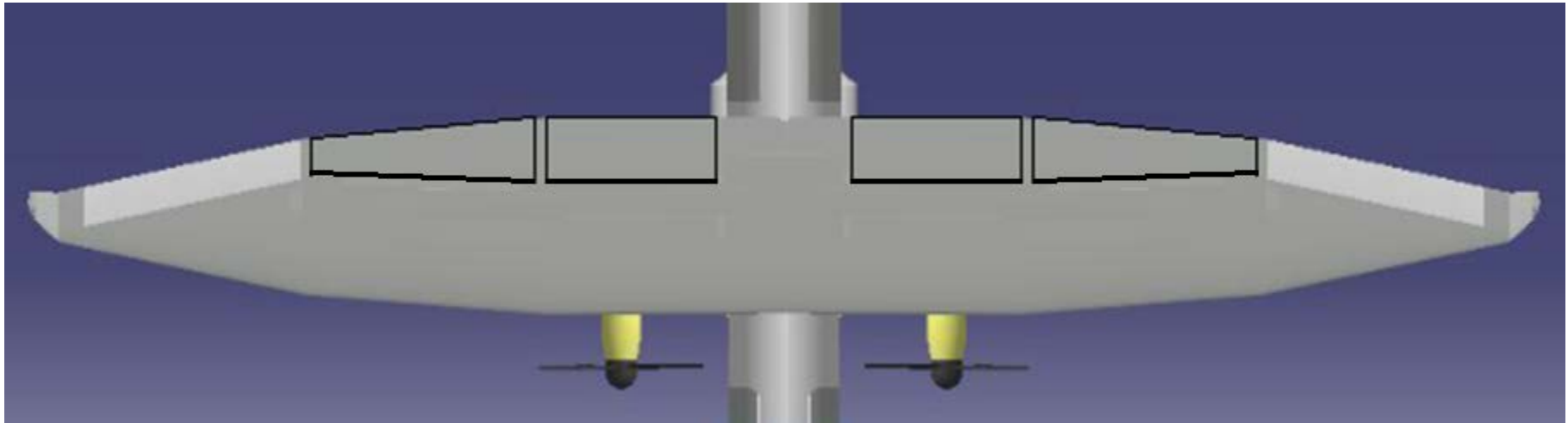


2ª ELECCIÓN: **Double-slotted 0.3c flap** se adecúa mejor a nuestro avión. Con esta configuración se obtienen valores de deflexión coherentes y óptimos.

TENIENDO FLAP EN TODA LA ENVERGADURA DISPONIBLE DEL ALA $\approx 65\%$ ->
 $\Delta\delta_{(flap_TO)} < 38^\circ < \Delta\delta_{(flap_LNDG)}$



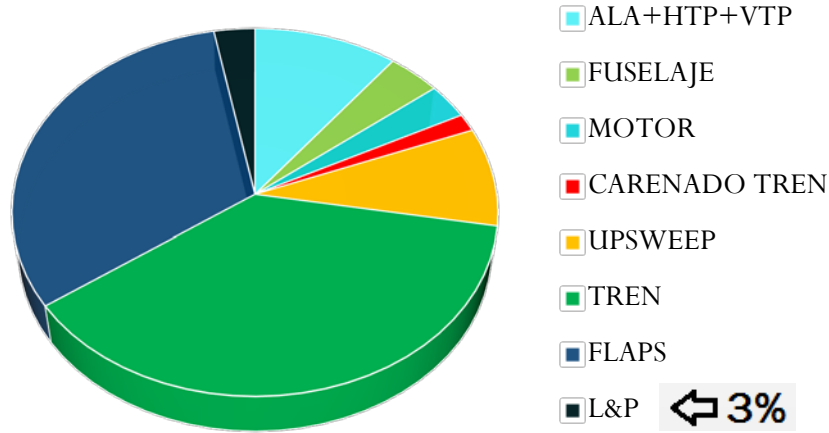
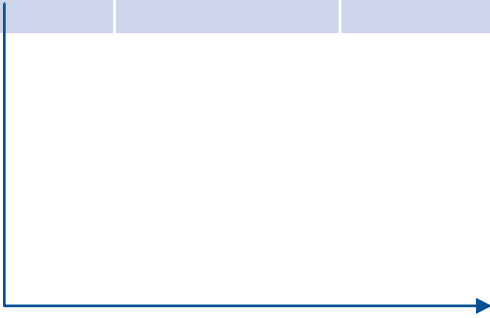
Dispositivos hipersustentadores (HLD)



0,68x(b/2)	DESPEGUE	DESCARGA	ATERRIZAJE
$\Delta\delta_{flap}$	36.9°	15.8°	39.1°

Coeficiente de resistencia parasitaria

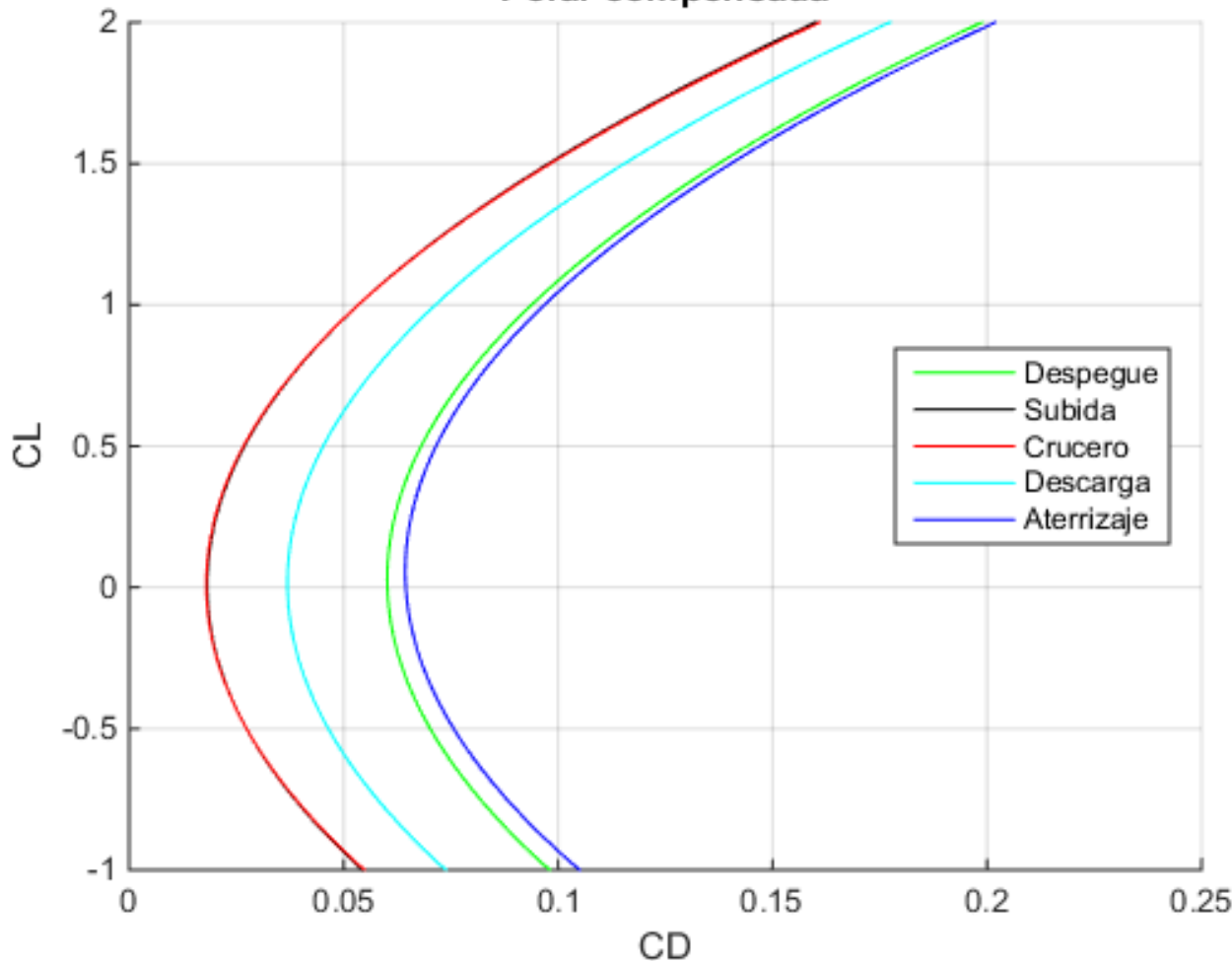
C_{Do}	ALA+HTP+VTP	FUSELAJE	MOTOR	CARENADO DE TREN	TREN	UPSWEEP	FLAPS	TOTAL
Despegue	0.0068	0.0025	0.002	0.001	0.0242	0.0056	0.0167	0.0602
Subida	0.0067	0.0025	0.0019	0.001	0	0.0056	0	0.0182
Crucero 1/2	0.0067	0.0024	0.0018	0.001	0	0.0056	0	0.0180
Descarga	0.0068	0.0025	0.0019	0.001	0	0.0056	0.018	0.0369
<u>Aterrizaje</u>	0.0068	0.0025	0.002	0.001	0.0242	0.0056	0.0205	0.0645



Polares de la aeronave

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

Polar compensada



DESPEGUE

CD0=0.0602

K1=0.0357

K2=-0.0021

CRUCERO

CD0=0.018

K1=0.0361

K2=-0.0007

ATERRIZAJE

CD0=0.0645

K1=0.0364

K2=-0.0041

Mejoras de la eficiencia aerodinámica

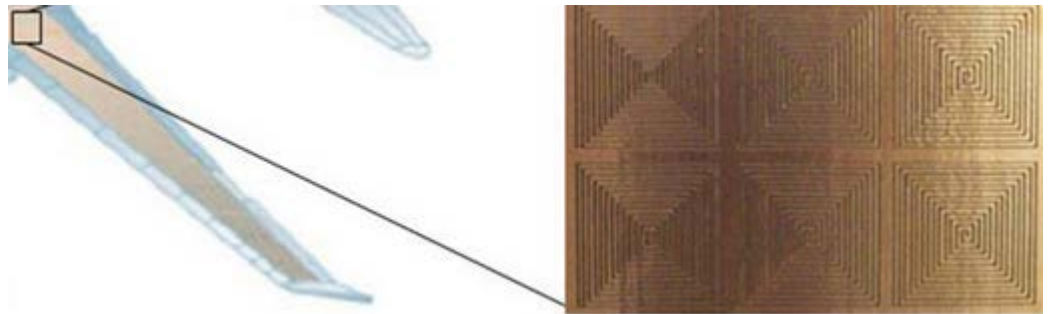


Winglet

Se modifica estela del ala provocando una **reducción de la resistencia inducida del ala del 5%**

Smooth molded composite

Con este tipo de revestimiento **reducción de la resistencia parasitaria del 5.56%**





Departamento de Estabilidad

Juan José Blasco Burguillos

Alberto Gómez Alonso

Índice

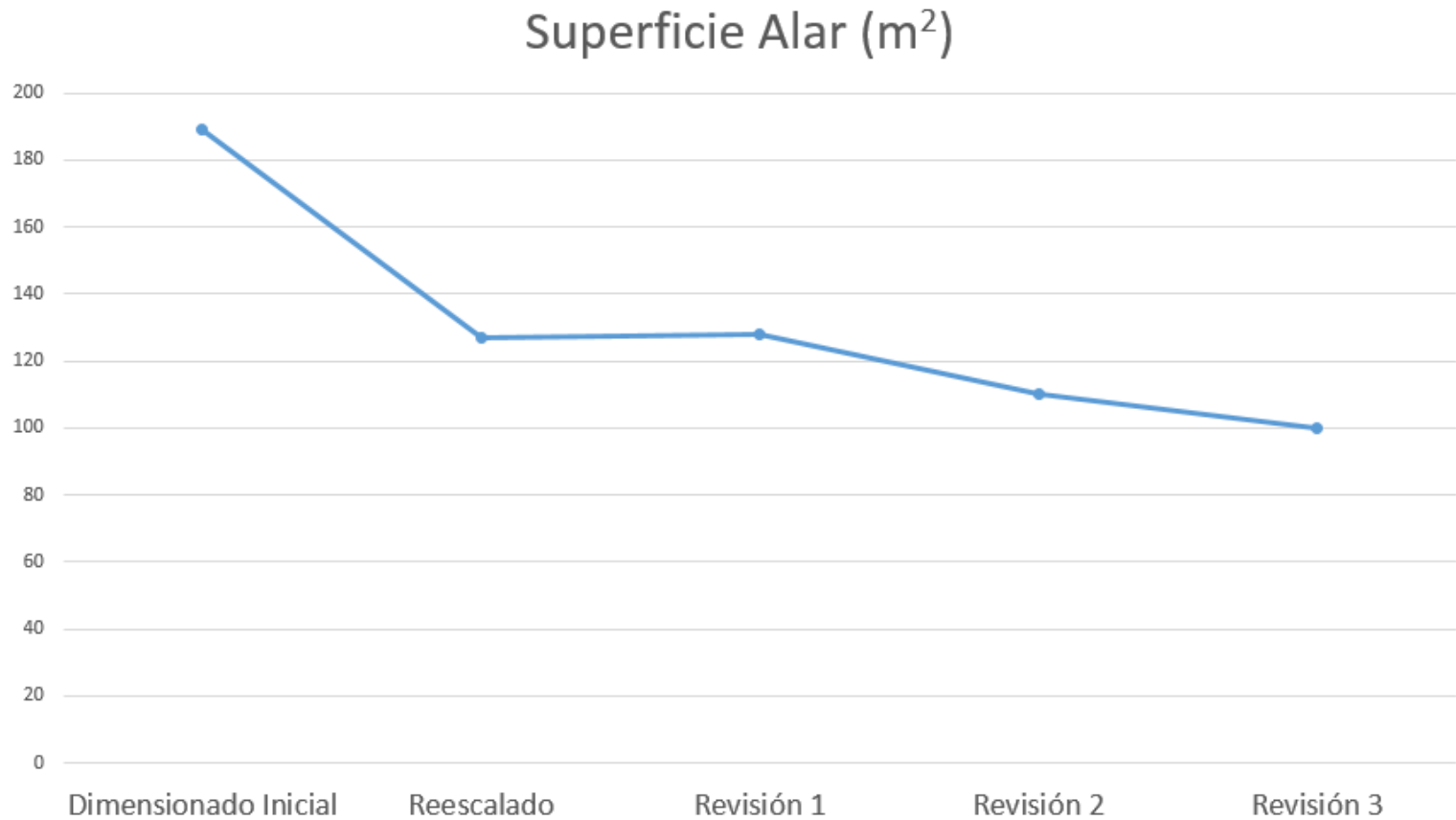
1. ESTABILIDAD ESTÁTICA
 1. LONGITUDINAL
 2. LATERAL-DIRECCIONAL

2. ESTABILIDAD DINÁMICA
 1. LONGITUDINAL
 2. LATERAL-DIRECCIONAL

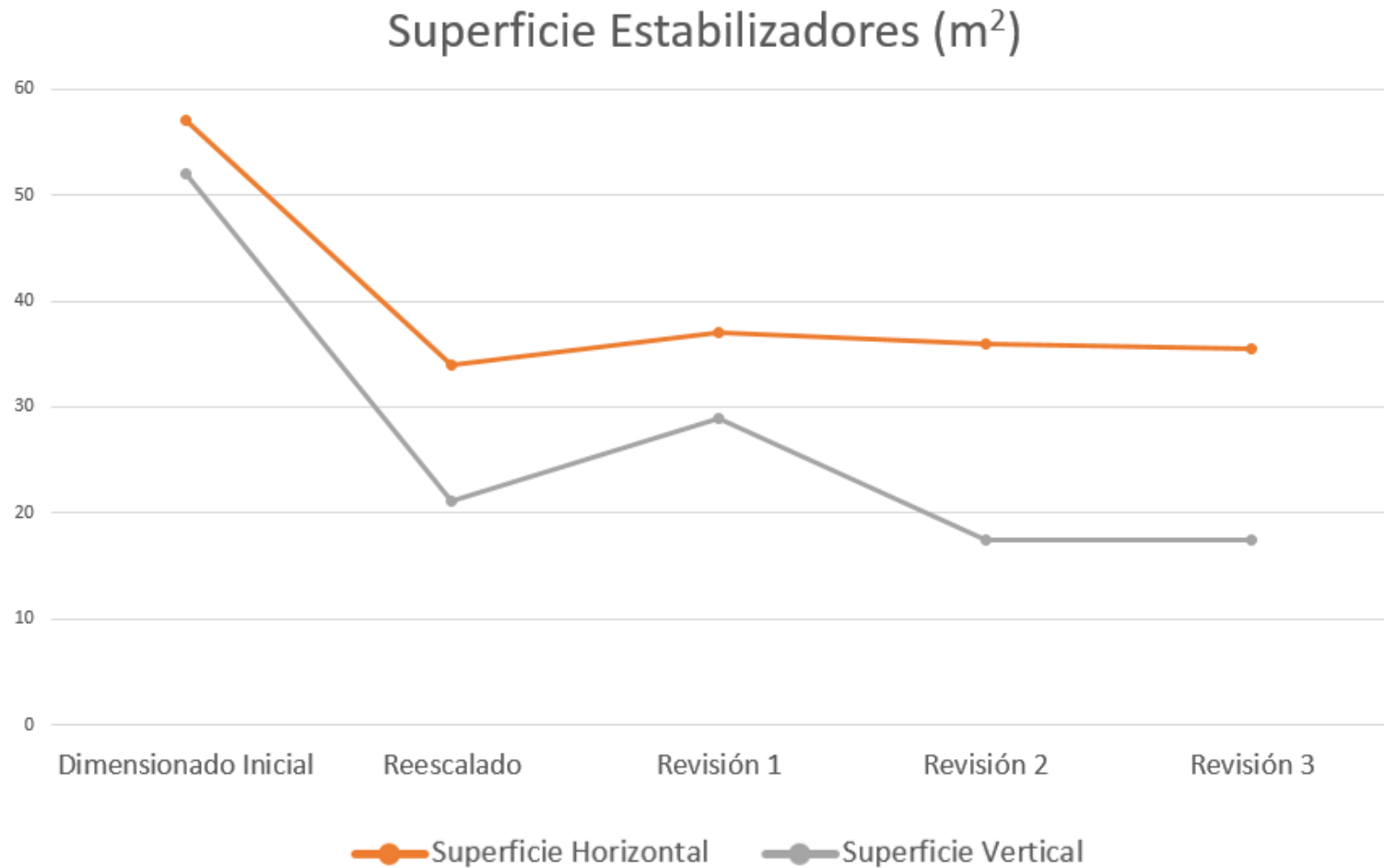
Objetivos

- Ofrecer soluciones que aseguren una aeronave estable en las diferentes fase de la misión.
- Optimizar superficie alar y superficies estabilizadoras.
- Optimizar ángulo de ataque durante el vuelo.

Análisis del progreso



Análisis del progreso



Estabilidad Longitudinal

- Estudio para los diferentes centros de gravedad
 - Equilibrio estático de momentos en el eje longitudinal.
 - Margen estático superior al 15%

SM_{PL}	SM_{PL-NF}	SM_{NPL}	SM_{NPL-NF}	$SM_{NPL-FFERRY}$
17.38%	15.63%	22.13%	15%	24.83%

Estabilidad Longitudinal

- Centro de gravedad más adelantado:

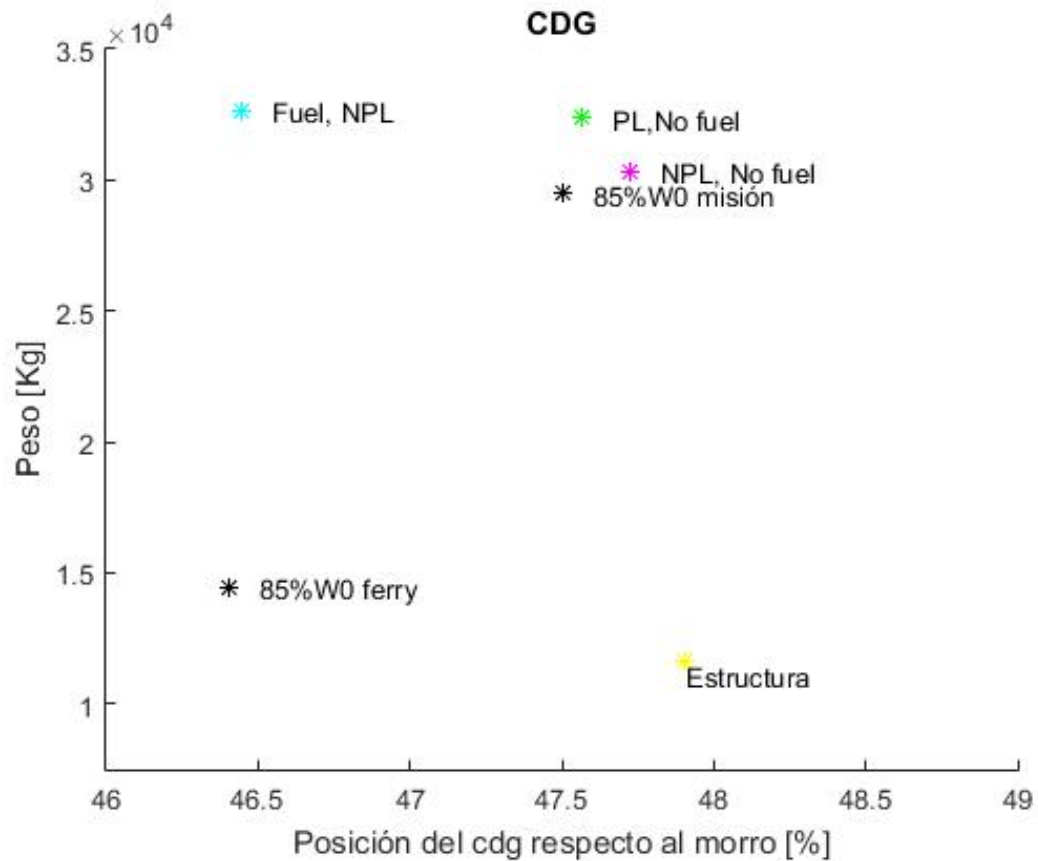
Misión	Distancia respecto al morro	Distancia respecto al morro adimensionalizada
Primera Línea	8.506 m	45.97 %
Ferry	8.497 m	45.93 %

- Centro de gravedad más atrasado

Misión	Distancia respecto al morro	Distancia respecto al morro adimensionalizada
Primera Línea	9.177 m	49.61%
Ferry	9.184 m	49.64 %

Estabilidad Longitudinal

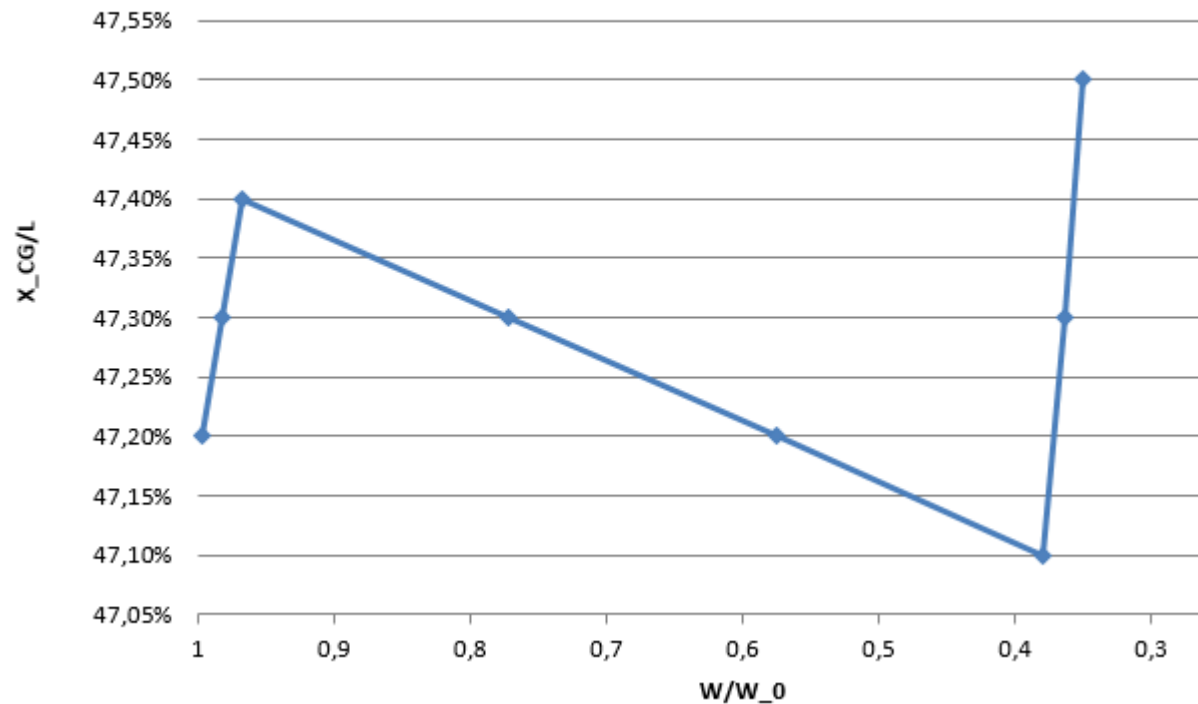
- Evolución del CG



Estabilidad Longitudinal

- Misión Descarga

Evolución del CG



Estabilidad Longitudinal

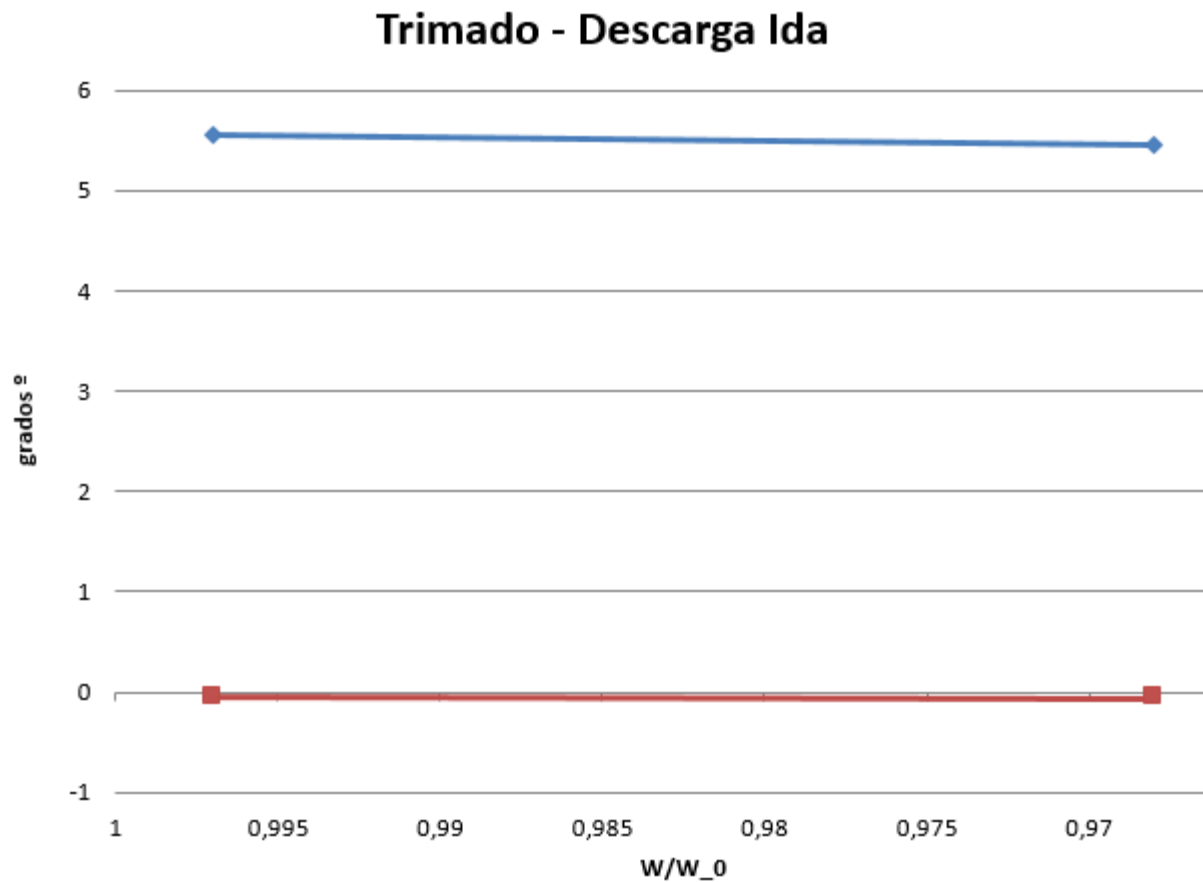
- Geometría del Estabilizador Horizontal

Estabilizador horizontal	
Superficie	35 m ²
Cuerda en la raíz	2.92 m
Cuerda en la punta	2.92 m
Alargamiento	4.11
Posición del c.a. desde el morro	16.34 m

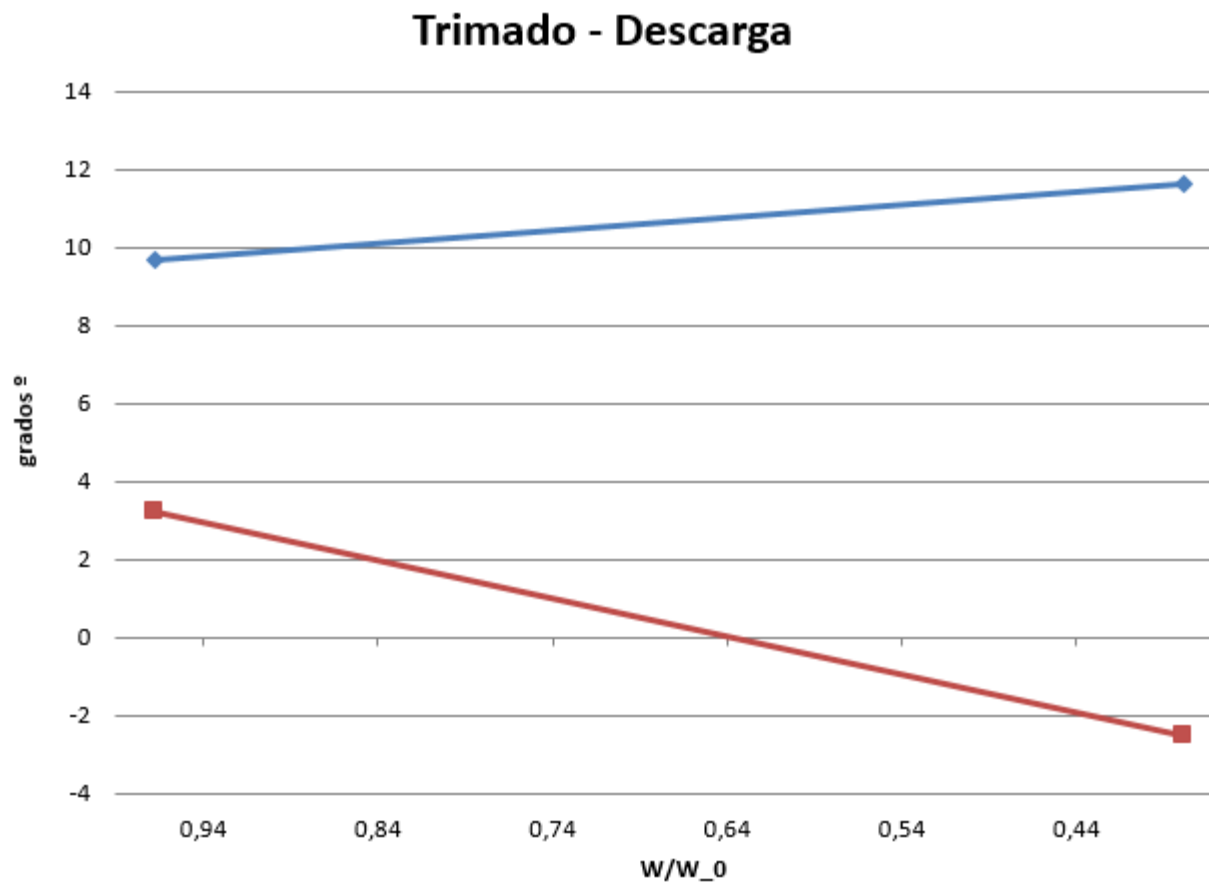
Elevador	
Superficie	10.28 m ²
S_e/S_H	0.29
c_e/c_H	0.3
$y_0/(b/2)$	0.02
$y_f/(b/2)$	1



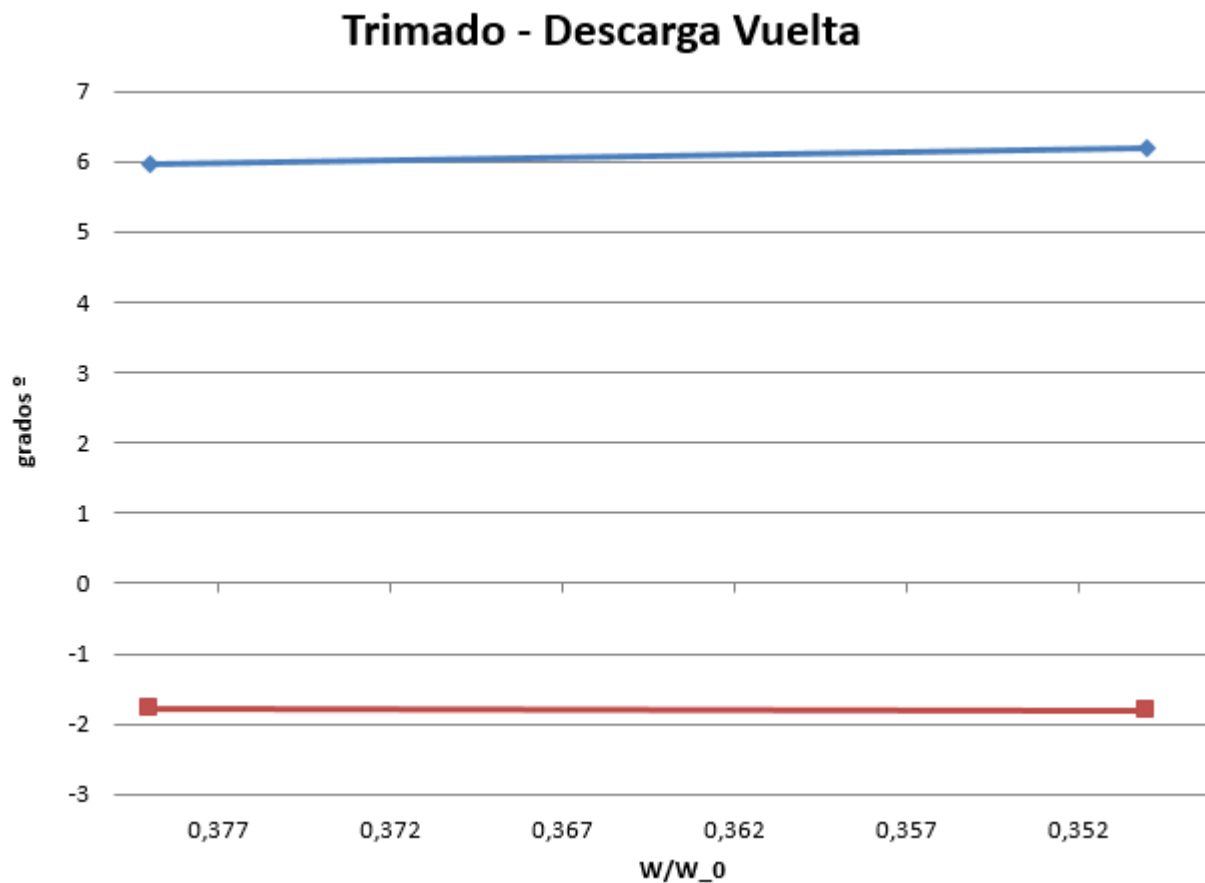
Estabilidad Longitudinal



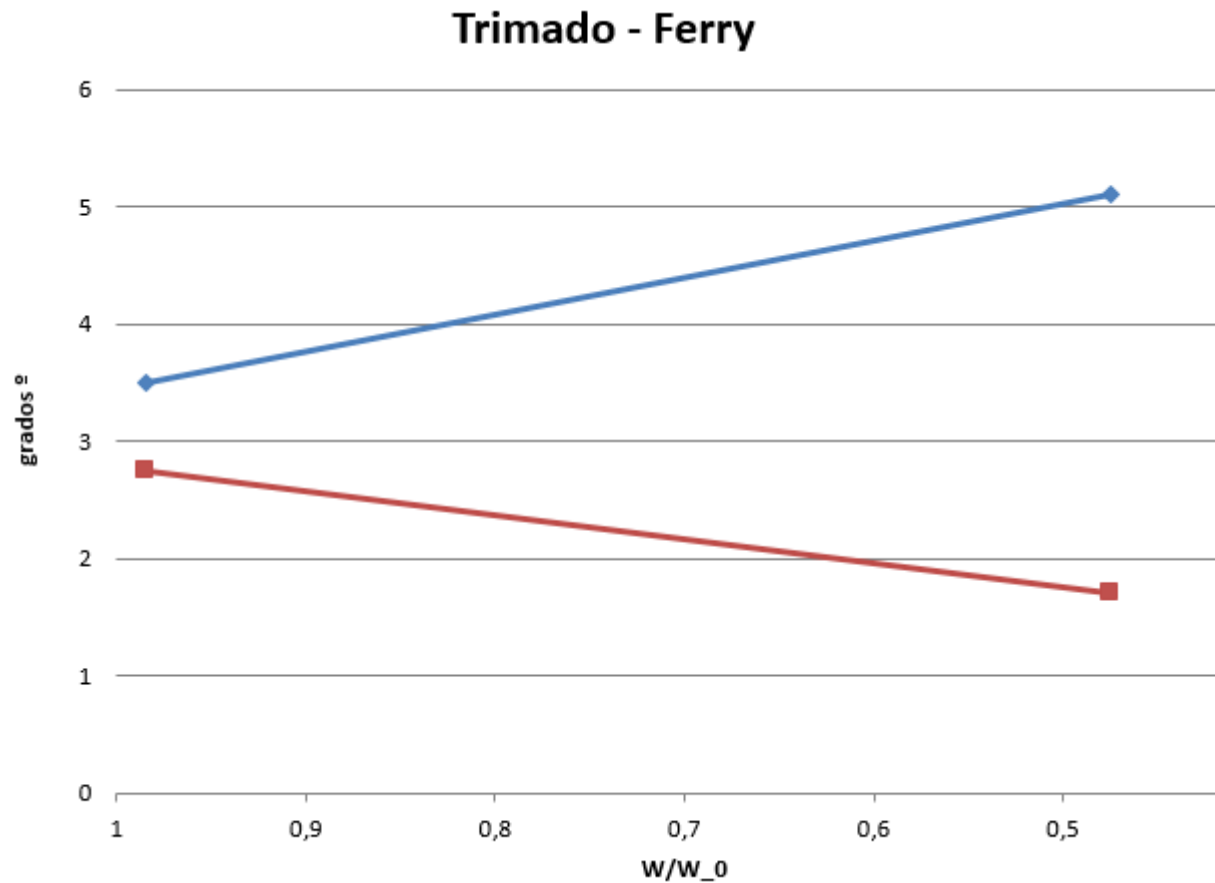
Estabilidad Longitudinal



Estabilidad Longitudinal



Estabilidad Longitudinal



Estabilidad Longitudinal

- Derivadas de Estabilidad Longitudinal

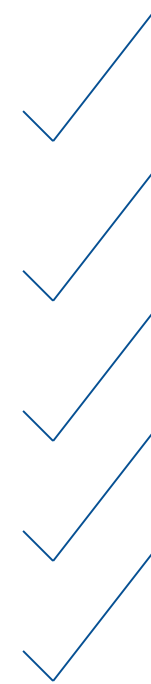
$$C_{T_{xu}} < C_{D_u} \longrightarrow \begin{cases} C_{T_{xu}} = -0.0640 \\ C_{D_u} = 0.0021 \end{cases}$$

$$C_{L_\alpha} > 0 \longrightarrow C_{L_\alpha} = 6.3713$$

$$C_{M_\alpha} < 0 \longrightarrow C_{M_\alpha} = -1.1063$$

$$C_{M_q} < 0 \longrightarrow C_{M_q} = -25.4664$$

$$C_{M_u} \geq 0 \longrightarrow C_{M_u} = 0$$



Estabilidad Lateral-Direccional

- Alerones
 - 45° en 1.4 segundos (clase II)

Alerones	
Superficie	2.99 m ²
c_a/c_w	0.3
$y_0/(b/2)$	0.67
$y_f/(b/2)$	0.97



Estabilidad Lateral-Direccional

- Geometría del estabilizador vertical

Estabilizador vertical	
Superficie	17.5 m ²
Cuerda en la raíz	4.08 m
Cuerda en la punta	2.92 m
Alargamiento	1.43
Flecha en el b.a.	39°
Flecha en el b.s.	30°
Posición del c.a. desde el morro	16.5 m

Rudder	
Superficie	4.73 m ²
c_r/c_v	0.3
$z_0/(b/2)$	0.05
$z_f/(b/2)$	0.95

Estabilidad Lateral-Direccional

- Geometría del estabilizador vertical



Estabilidad Lateral-Direccional

- Fallo de motor

Fallo de motor	
phi	-3.9141
da	-1.7148
dr	8.6505

- Ángulo de resbalamiento

Ángulo de resbalamiento	
phi	0.6673
da	-0.9735
dr	11.092

Estabilidad Lateral-Direccional

- Derivadas de Estabilidad Lateral-Direccional

$$C_{y\beta} < 0 \longrightarrow C_{y\beta} = -0.7082$$

$$C_{n\beta} > 0 \longrightarrow C_{n\beta} = 0.1792$$

$$C_{lp} < 0 \longrightarrow C_{lp} = -0.5433$$

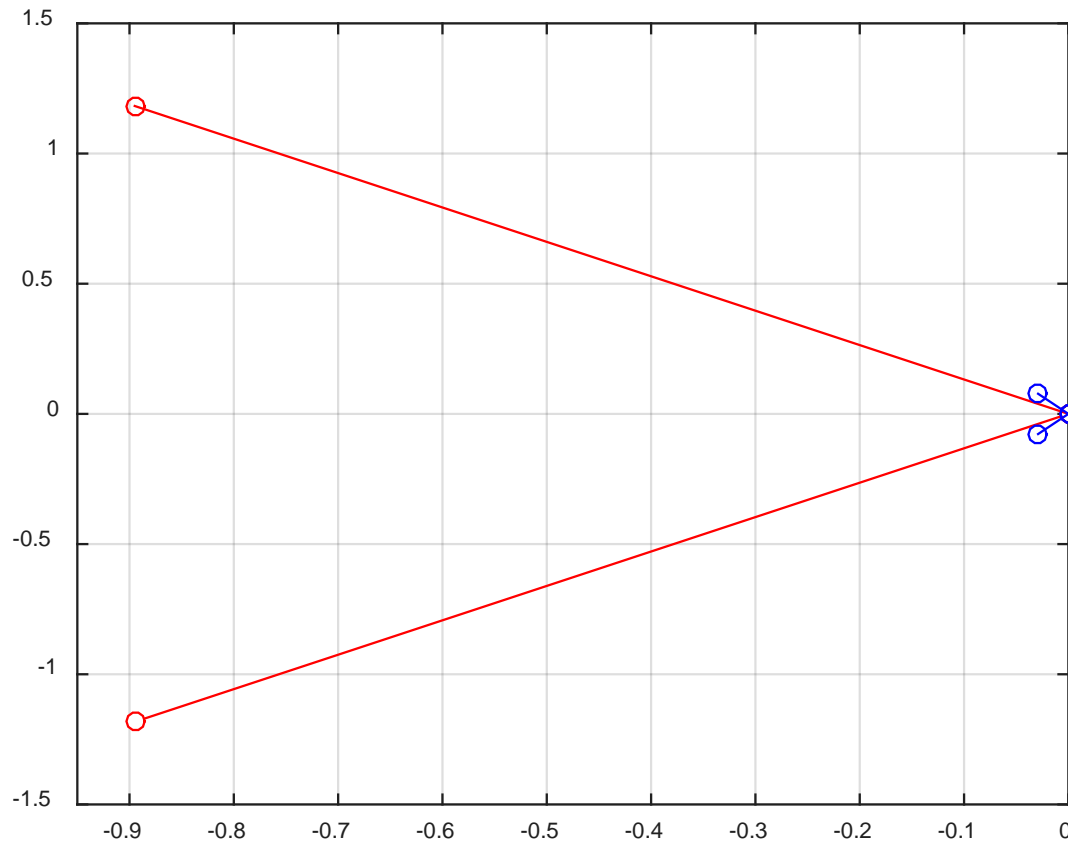
$$C_{l\beta} < 0 \longrightarrow C_{l\beta} = -0.0267$$

$$C_{nr} < 0 \longrightarrow C_{nr} = -0.1064$$



Estabilidad Dinámica

- Autovalores Dinámica Longitudinal



Estabilidad Dinámica

Nivel II
Categoría B

- Fugóide

Frecuencia Natural	Amortiguamiento	Periodo	Tiempo Mitad
0.0826 rad/s	0.351	81.18 s	23.85 s

Normativa	MIL-F-8785C	FAR 25
Amortiguamiento	≥ 0	Sin requerimientos

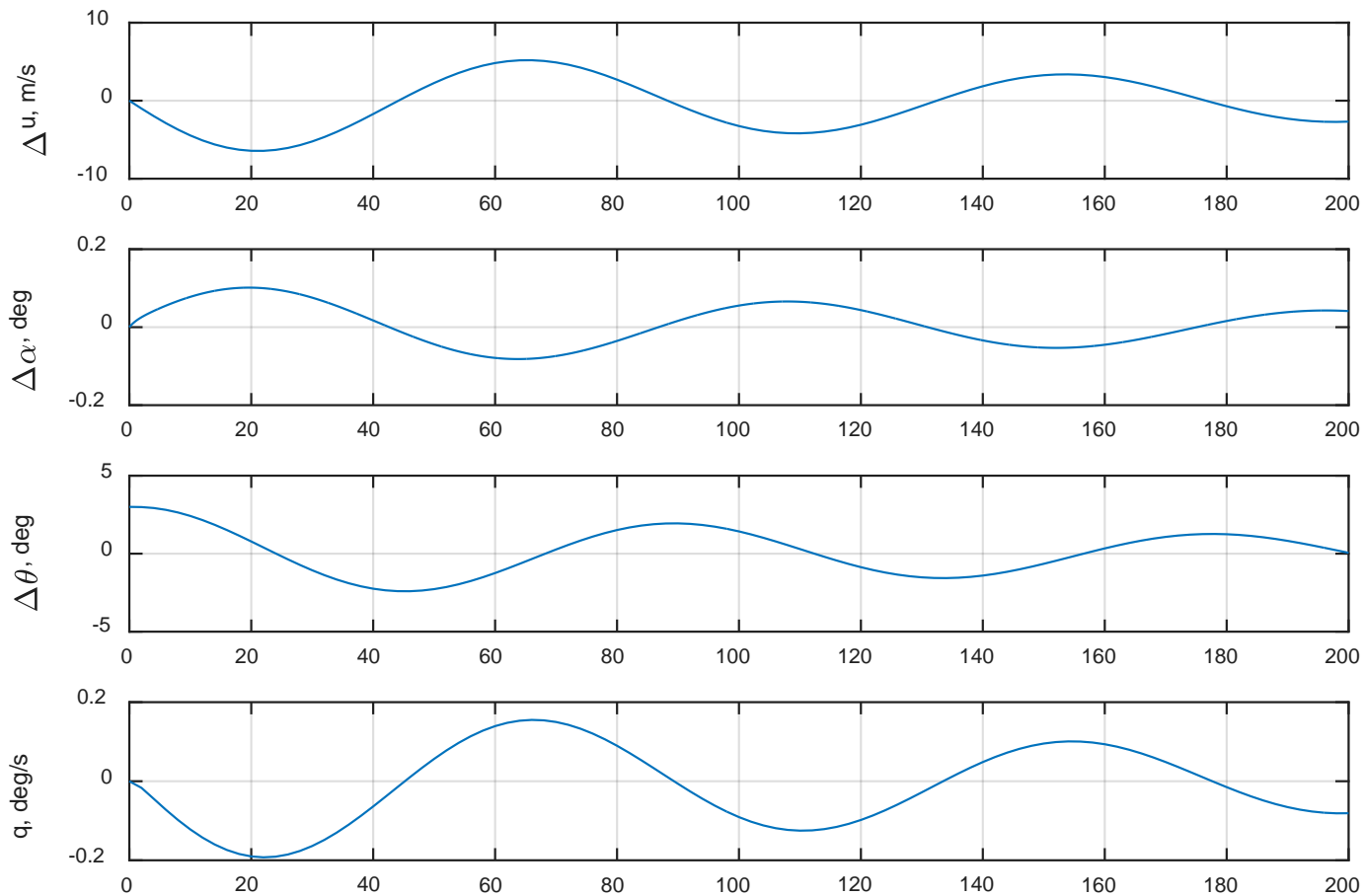
- Corto Periodo

Frecuencia Natural	Amortiguamiento	Periodo	Tiempo Mitad
1.483 rad/s	0.60347	5.3132 s	0.77432 s

Normativa	MIL-F-8785C	FAR 25
Amortiguamiento	$0.2 \leq \xi \leq 2$	Debe ser muy amortiguado

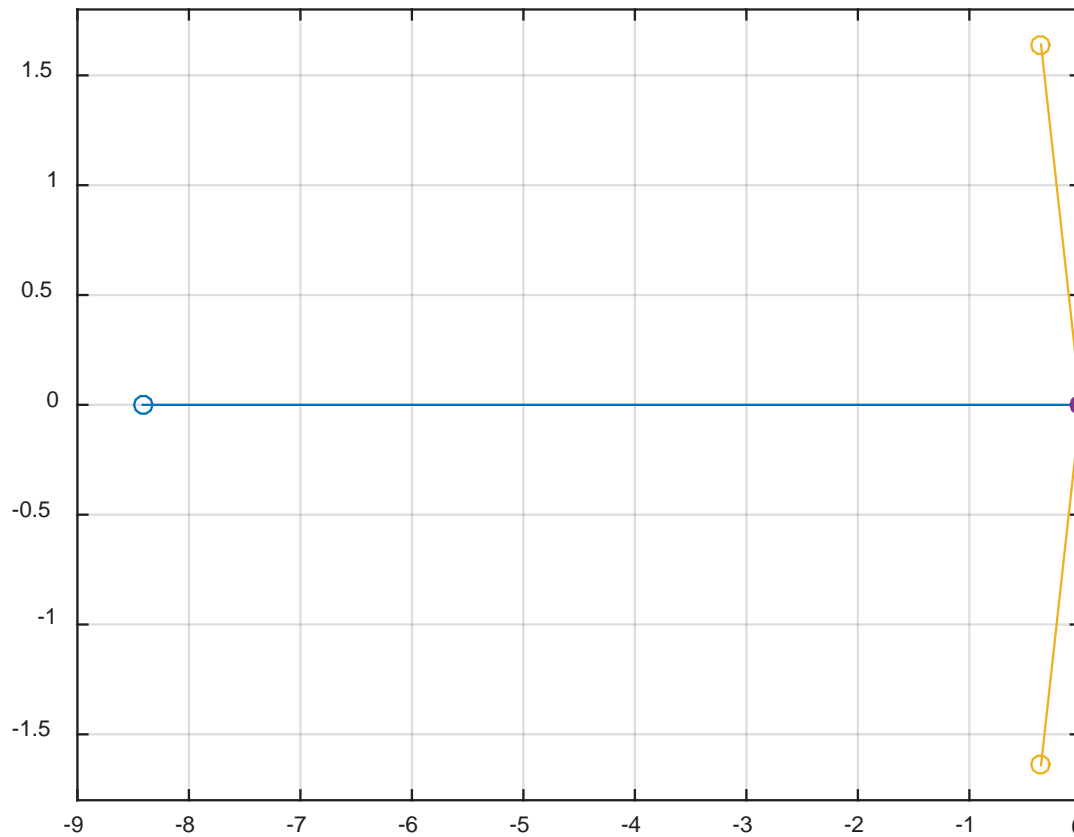
Estabilidad Dinámica

Respuesta Dinámica Longitudinal ante un Pitch Angle de 3



Estabilidad Dinámica

- Autovalores Dinámica Lateral-Direccional



Estabilidad Dinámica

Nivel II
Categoría B

- Balanceo Holandes

Frecuencia Natural	Amortiguamiento	Periodo	Tiempo Mitad
1.6792 rad/s	0.2127	3.8295 s	1.9404 s

Normativa	MIL-F-8785C	FAR 25
Amortiguamiento	≥ 0.02	> 0
Frecuencia Natural	≥ 0.4	Sin requerimientos
Amortiguamiento*Frecuencia Natural	≥ 0.05	Sin requerimientos

Estabilidad Dinámica

Nivel II
Categoría B

- Modo Espiral

Tiempo Mitad
104.0844 s

Normativa	MIL-F-8785C	FAR 25
Tiempo Doble	≥ 8 s	Sin requerimientos

- Modo Convergencia en Balance

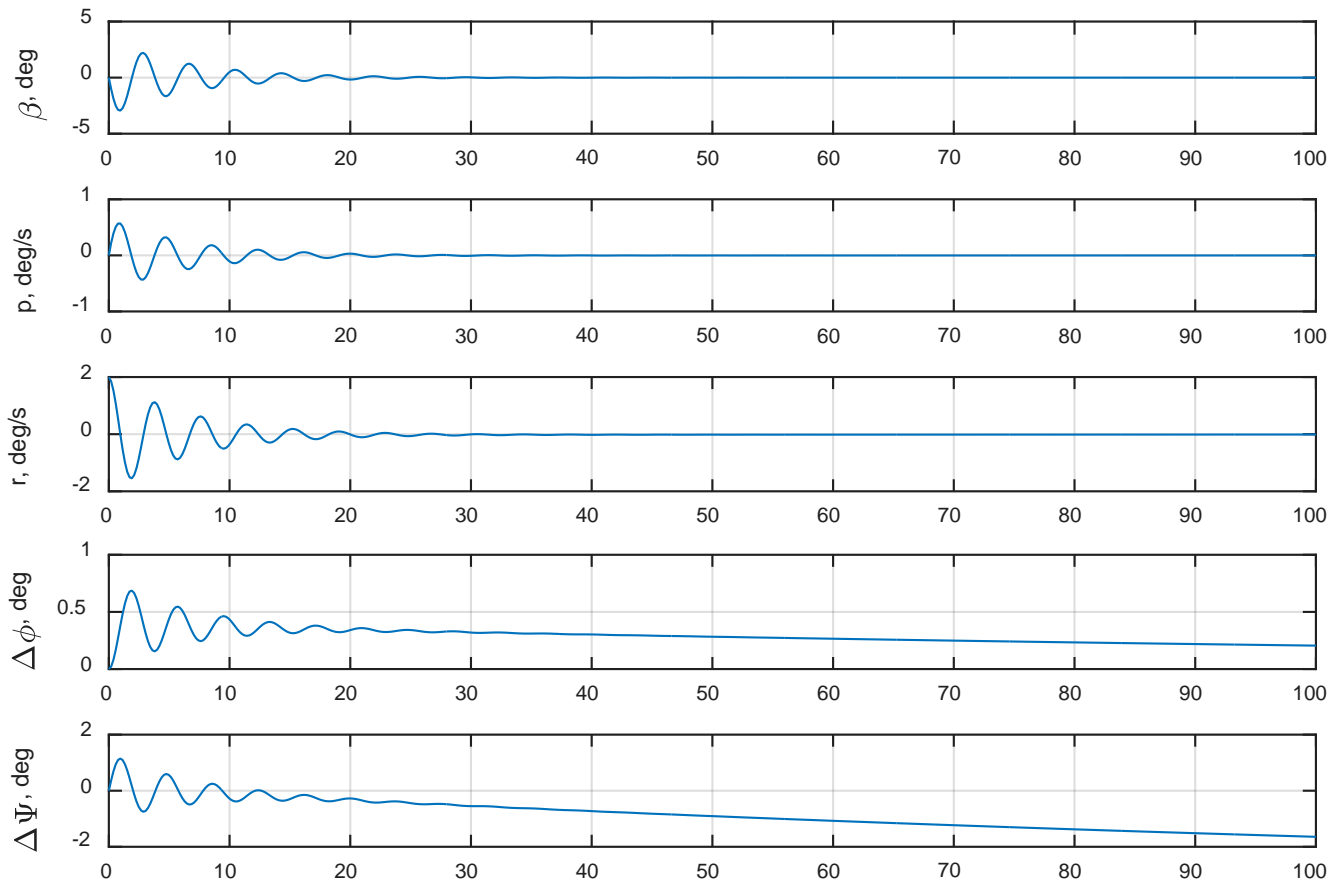
Tiempo Mitad
0.082362 s

Normativa	MIL-F-8785C	FAR 25
Tiempo Roll	≤ 3 s	Sin requerimientos

Estabilidad Dinámica

Respuesta Dinámica Lateral-Direccional ante un Yaw Rate de 2

$^{\circ}/\text{sec}$





Departamento de Actuaciones

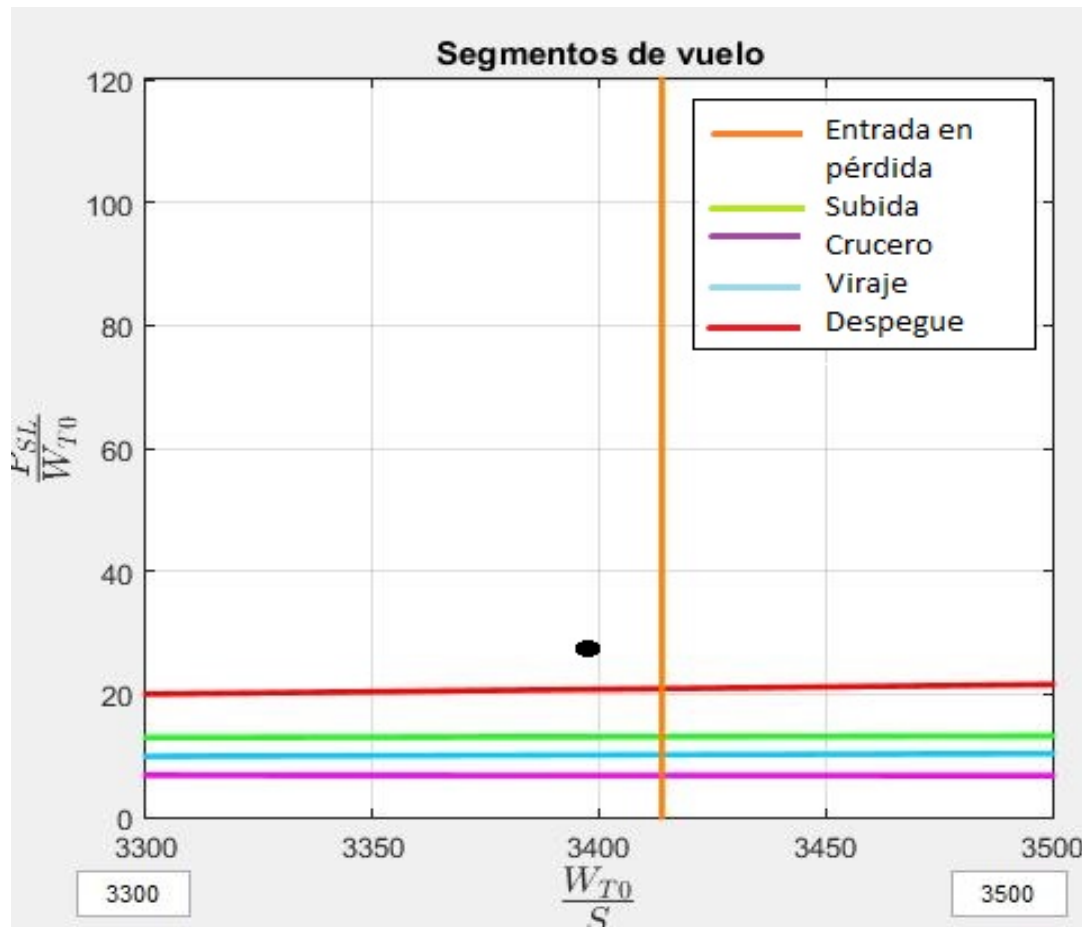
Gerardo Aguilar Hidalgo

José Luis Jiménez Galiano

Índice

1. SELECCIÓN CARGA ALAR
2. PLANTA PROPULSORA
3. CURVAS POTENCIA(V,H) Y SFC(V,H)
4. ANÁLISIS DE MISIONES: PRIMERA LÍNEA
5. ESTUDIOS PARAMÉTRICOS V,H CTES
6. ESTUDIOS PARAMÉTRICOS CL,H CTES
7. ANÁLISIS DE MISIONES: FERRY
8. DIAGRAMA CARGA DE PAGO-ALCANCE

Selección de carga alar



$$\frac{P_{SL}}{W_{T0}} = 27$$

$$\frac{W_{T0}}{S} = 3397 \text{ N/m}^2$$

Planta propulsora

El motor elegido es: AE 1107C-Liberty (T406-AD-400)

➤ $P_{SL} = 6150 \text{ shp}$

➤ $SFC = 0.426$

➤ $Longitud = 1.95m$

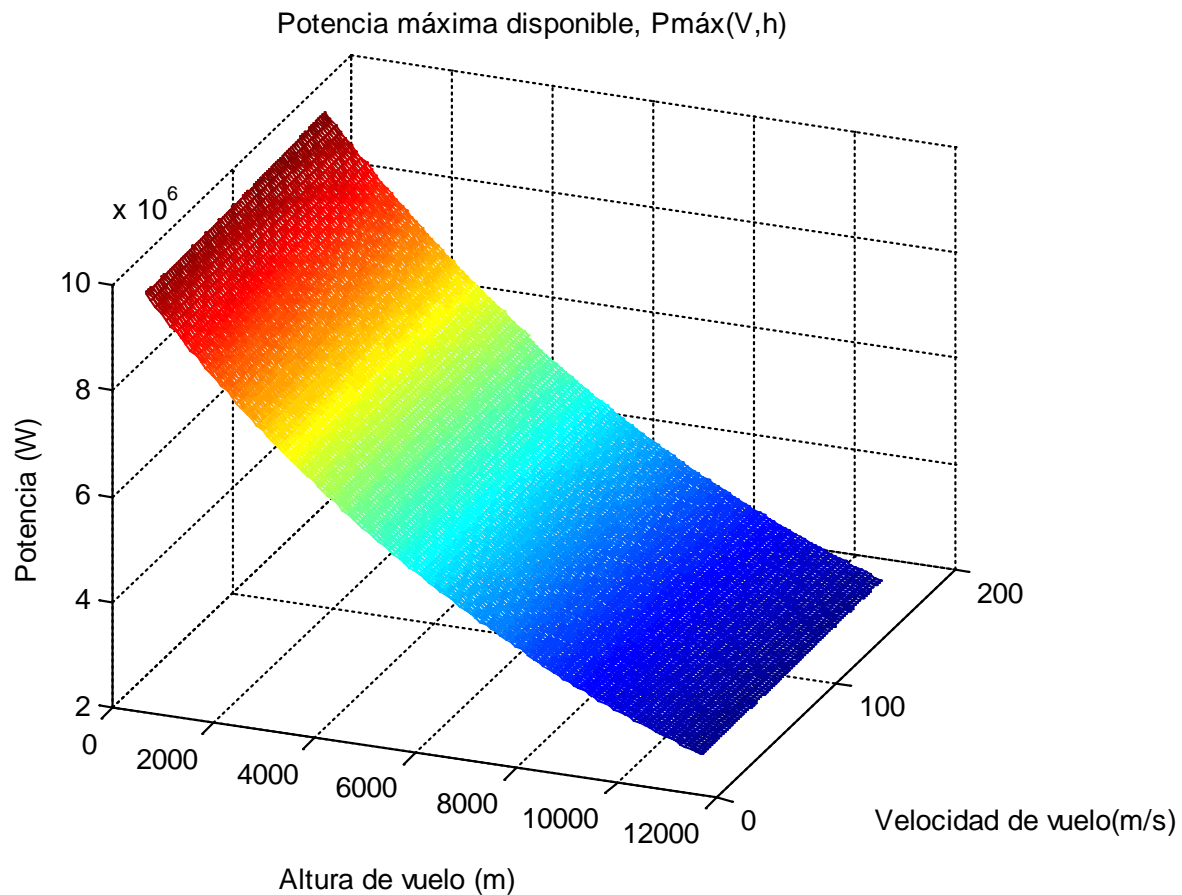
➤ $Diámetro = 0.85m$

➤ $Peso = 663 \text{ Kg}$

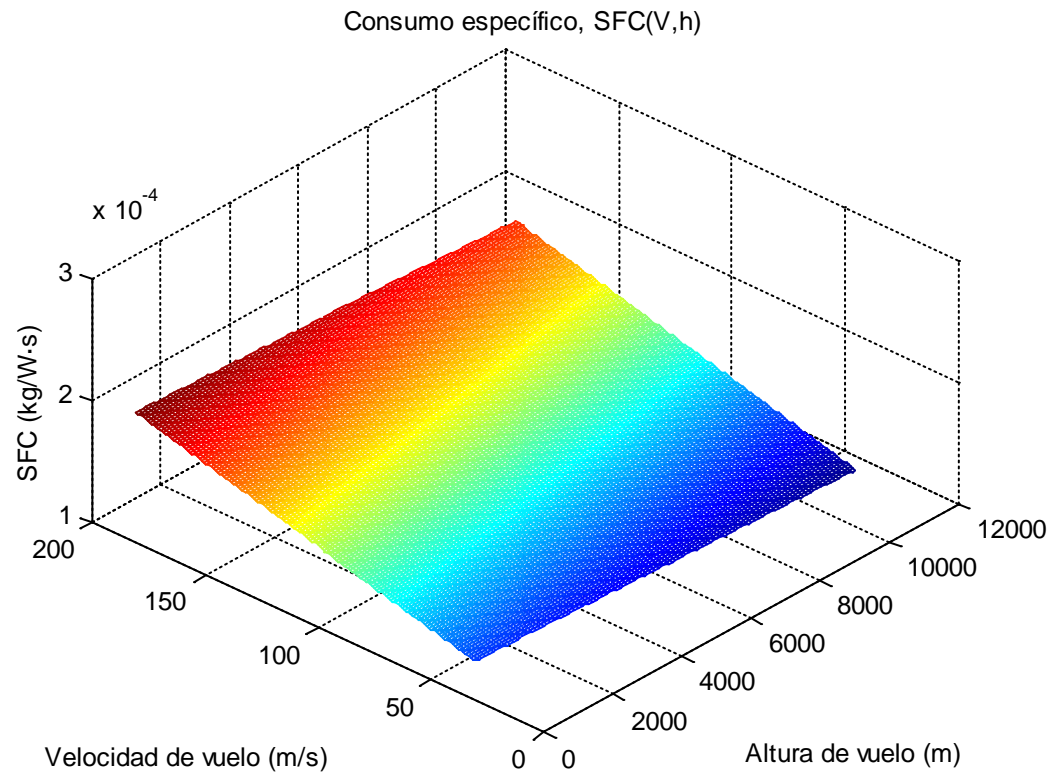
Nota: El peso es teniendo en cuenta la hélice y caja reductora



Potencia disponible



Consumo específico



Análisis de misiones: primera línea

- Criterio de optimización: mínimo coste de operación
 - Indicador: CAPM

$$CAPM = \frac{(t \cdot CI + M_{fuel}) \cdot cost_{fuel}}{D \cdot PL/100}, \quad CI = 1, \quad cost_{fuel} = 0,97 \text{ \$/kg}$$

- Objetivo: minimizar suma de combustible y tiempo empleado

Análisis de misiones: primera línea

- Optimización por tramos:
 - Despegue
 - Palanca de gases al máximo para acortar carrera y tiempo de despegue
 - Subidas
 - Palanca de gases al máximo continuo
 - Velocidad de subida de 250 nudos (máximo permitido por FAR, para $h < 10000$ ft)
 - Descensos
 - Motor a ralenti
 - Velocidad de descenso de 250 nudos (máximo permitido por FAR , para $h < 10000$ ft)

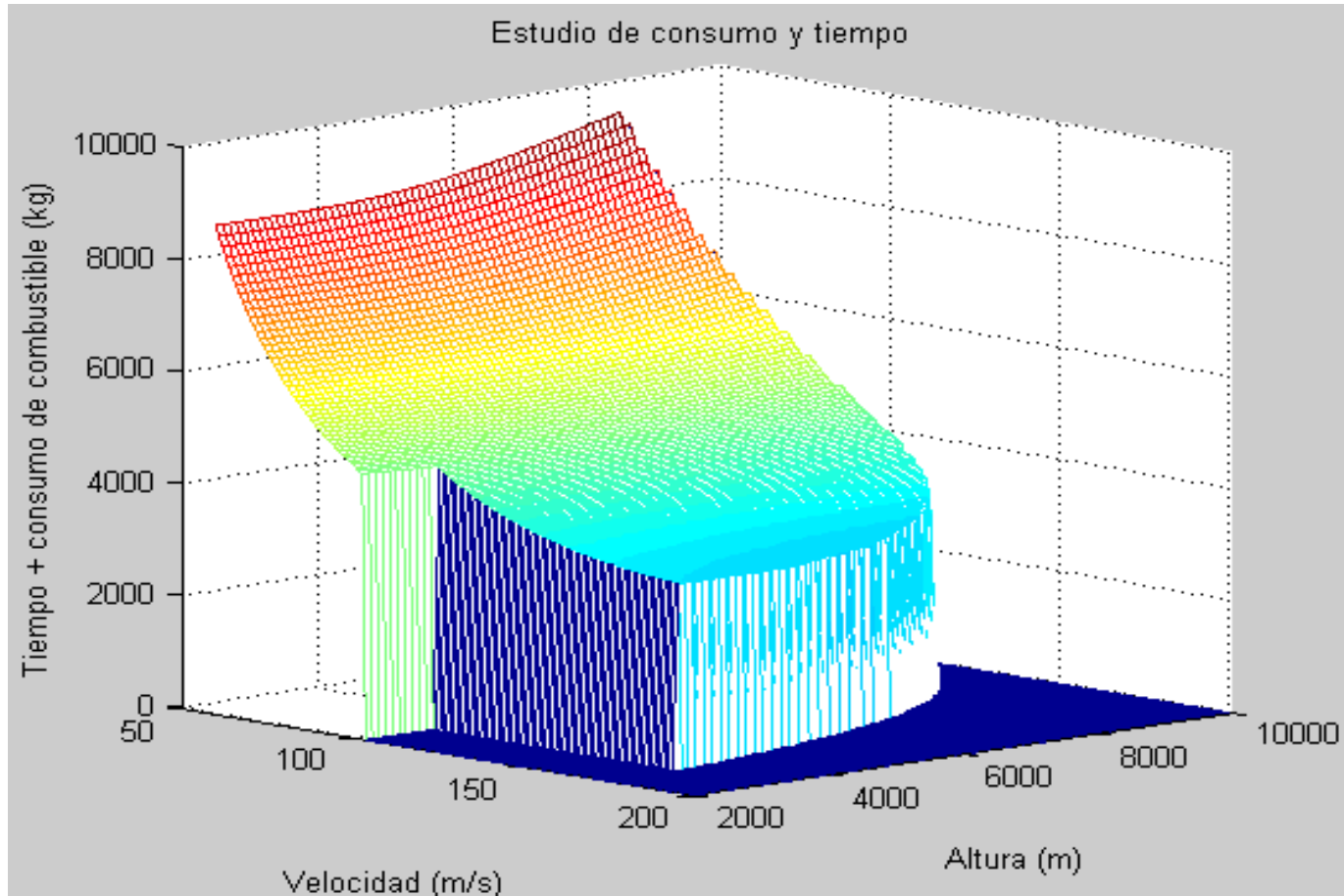
Análisis de misiones: primera línea

- Optimización por tramos:
 - Suelta de carga:
 - Modelada como 3 virajes consecutivos seguidos de la suelta de carga de pago
 - Radio de viraje: 622 m, correspondiente a una circunferencia de 300 acres de área
 - Velocidad de viraje: 75 m/s
 - Aterrizaje:
 - Motor a ralentí para acortar distancia de aterrizaje

Análisis de misiones: primera línea

- Optimización por tramos:
 - Crucero:
 - Velocidad de crucero mayor de 250 nudos, necesidad de tramos de aceleración y frenado
 - Distancia de crucero reducida por subidas, descensos y tramos de aceleración
 - Necesidad de estudios que muestren la influencia de altura y velocidad de crucero en el CAPM

Estudios paramétricos, V,h cte



Análisis de misiones: primera línea

- Conclusiones del estudio:
 - Baja influencia de la altitud
 - Velocidades de crucero de 150 m/s
- Resultados de simulación:
 - Consumo de combustible: 2311 kg
 - Tiempo empleado: 5085 s = 1h 24' 30"
 - CAPM: 8.76 cents \$

Análisis de misiones: ferry

- Criterio de optimización:
 - Dada una distancia, consumir lo mínimo
 - Configuración de máximo alcance en todos los tramos
 - Altitud de crucero principal de 10000 m
 - Altitud de crucero de desvío de 1500 m
- Resultados de simulación:
 - Consumo de combustible: 4877 kg
 - Tiempo empleado: 45646 s = 12h 40'

Diagrama carga de pago-Alcance

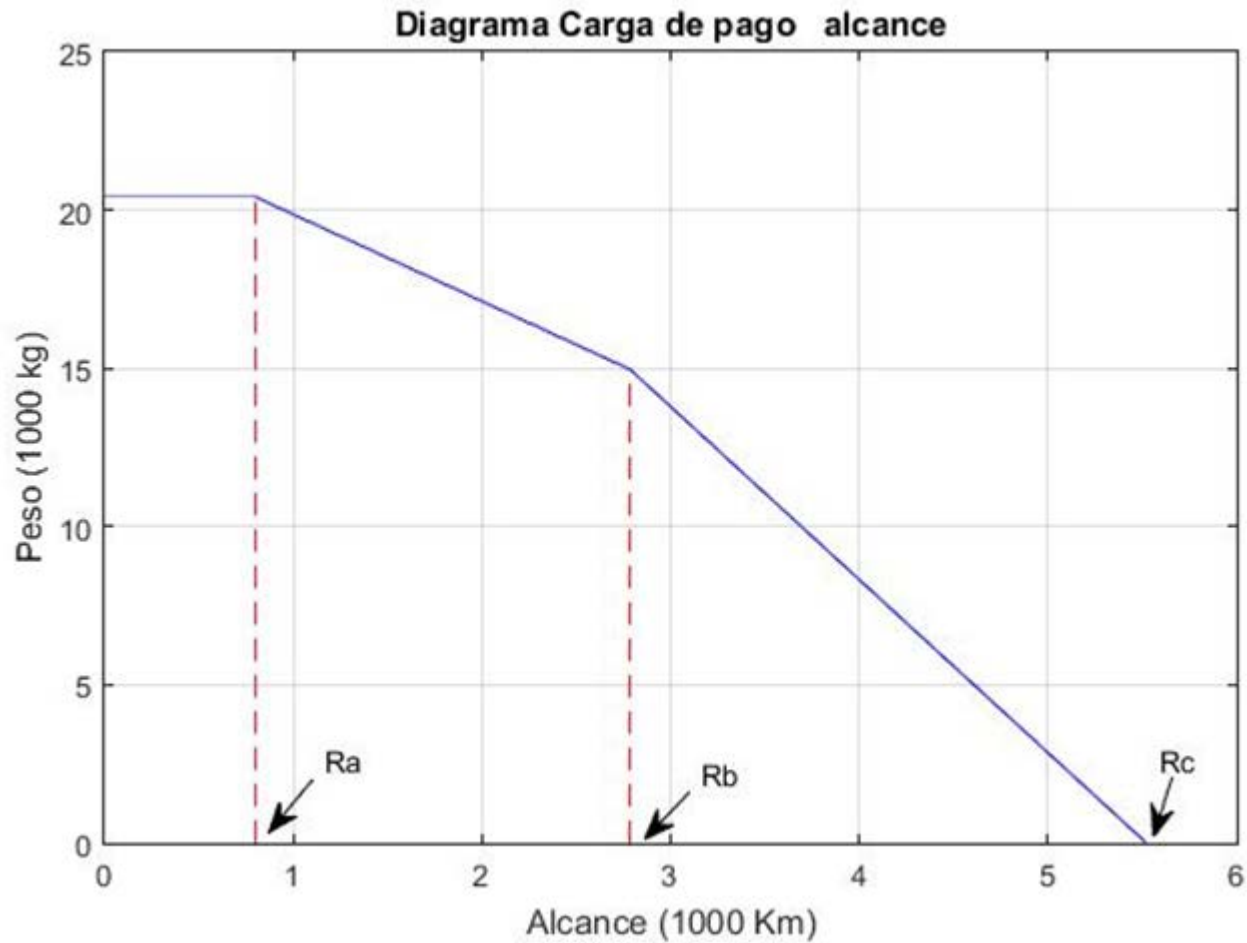
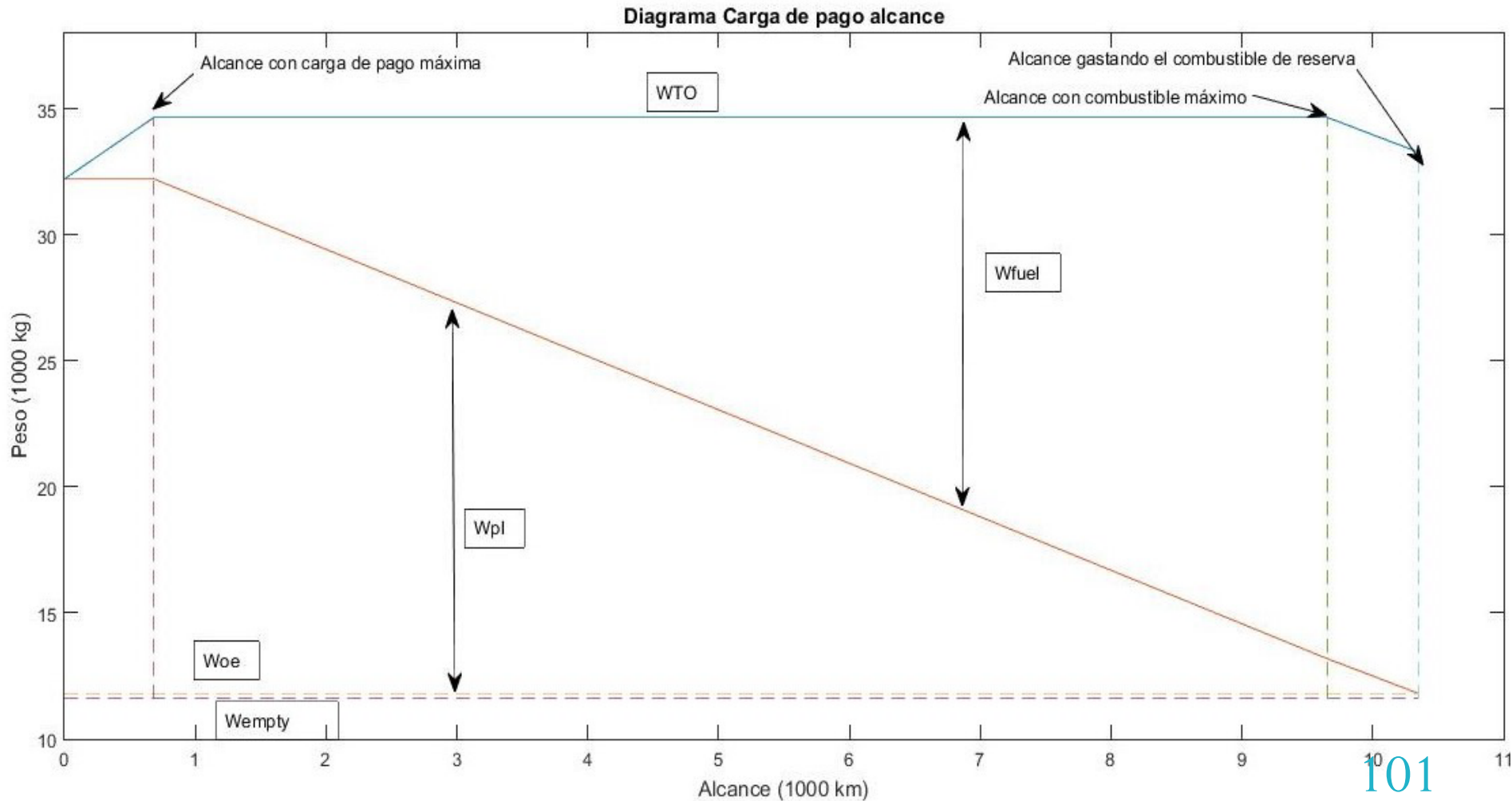


Diagrama carga de pago-Alcance





METAL FEATHER WING ENGINEERING

Gracias por su atención