

P1 - Firefighter

20 – Junio - 2018



La Empresa



Protection is our legacy

Bussines Plan

Objetivo

Diseño de Aeronave
Competitiva

Características
innovadoras

Ser punta de
lanza contra el
fuego



Introducción

DISEÑO Y SISTEMAS

- Origen del desarrollo
- Evolución del diseño
- Diseño
- Sistemas
- Futuro

ESTRUCTURAS

- Evolución del peso
- Distribución de pesos
- Comparativa de pesos
- Centros de gravedad
- Diagrama V-n
- Esfuerzos
- Materiales

AERODINÁMICA

- Ala
- Estabilizadores
- HDL
- Polar del avión

PROPULSIÓN Y ACTUACIONES

- Propulsión
- Carga alar
- Actuaciones
- Combustible
- Diagrama Carga de pago- Alcance
- Posibles mejoras

ESTABILIDAD Y CONTROL

- Margen estático
- Ángulos y deflexiones
- OEI / Sideslip angle
- Diseño de superficies
- Momentos de inercia
- Estabilidad estática
- Estabilidad dinámica

Prometheus. Departamento de Diseño

Joaquín Soriano

Raúl Arenal

Fernando Moreno



Diseño y sistemas

Origen del desarrollo



Lockheed C-130 Hércules

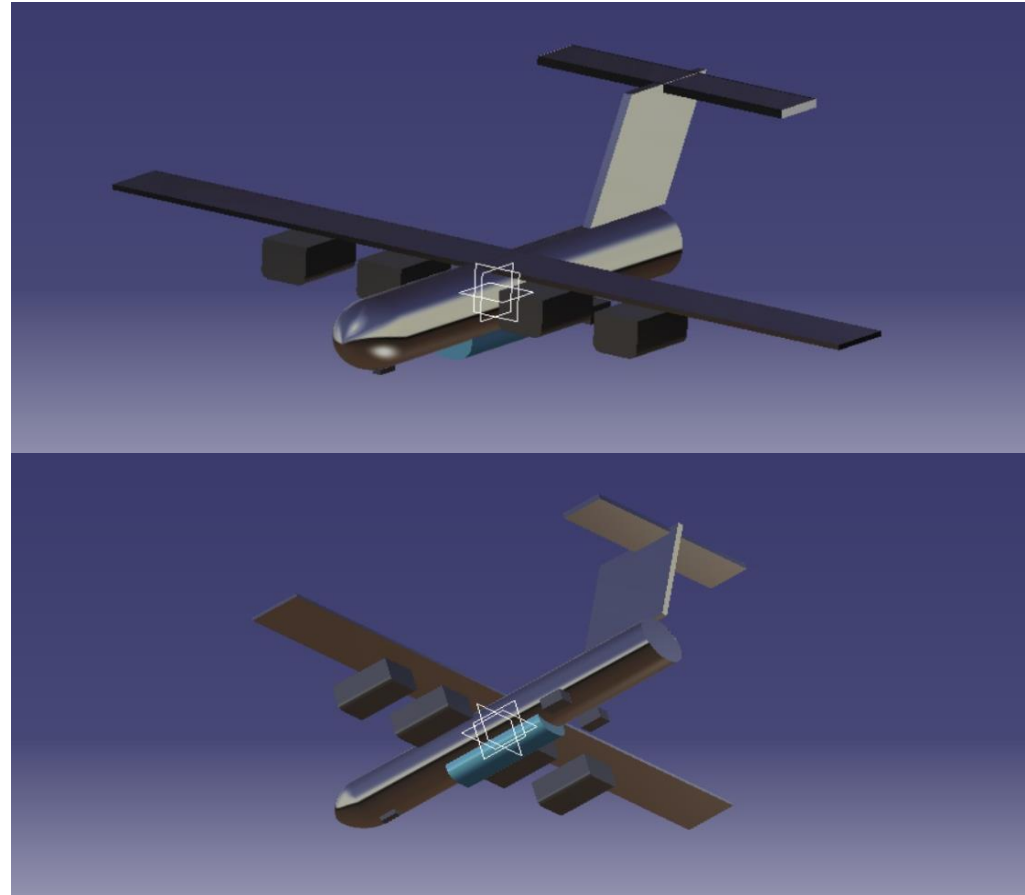
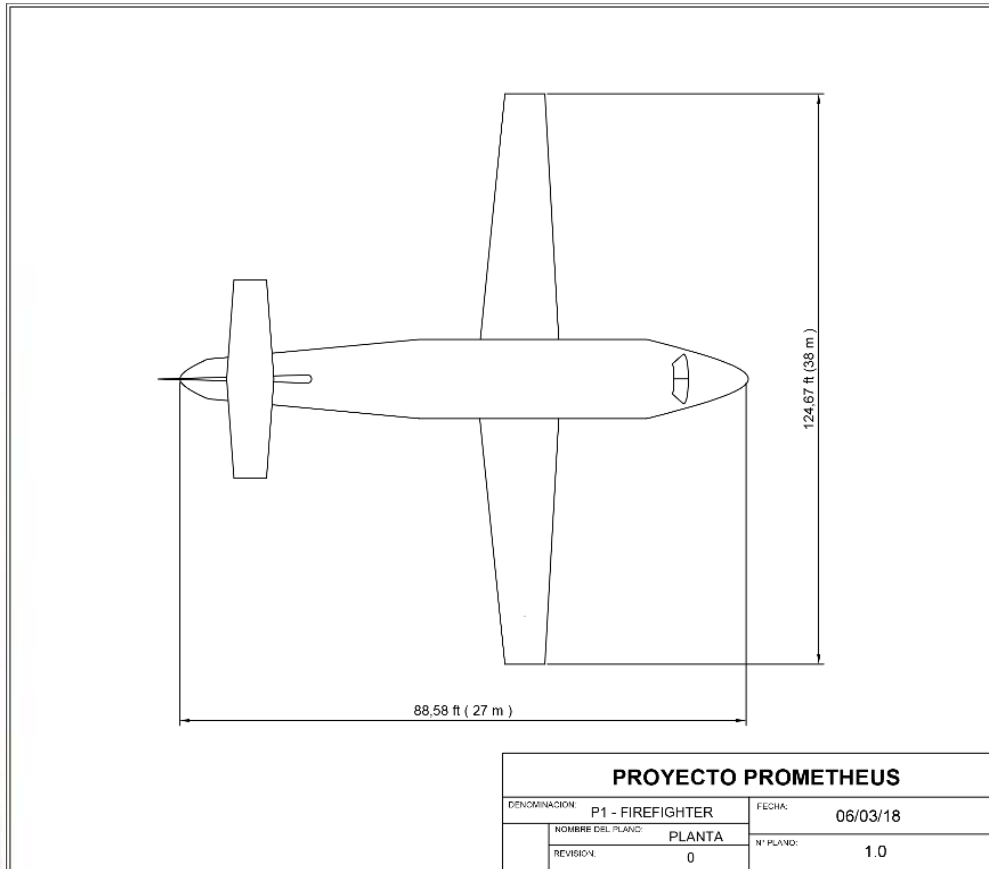
- Ala alta
- Motores en góndola
- Cola en T

Antonov An-12 Cub

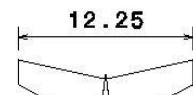
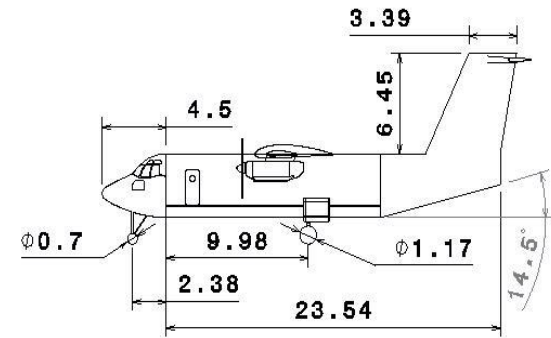
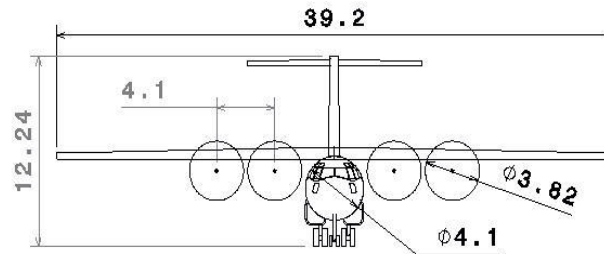
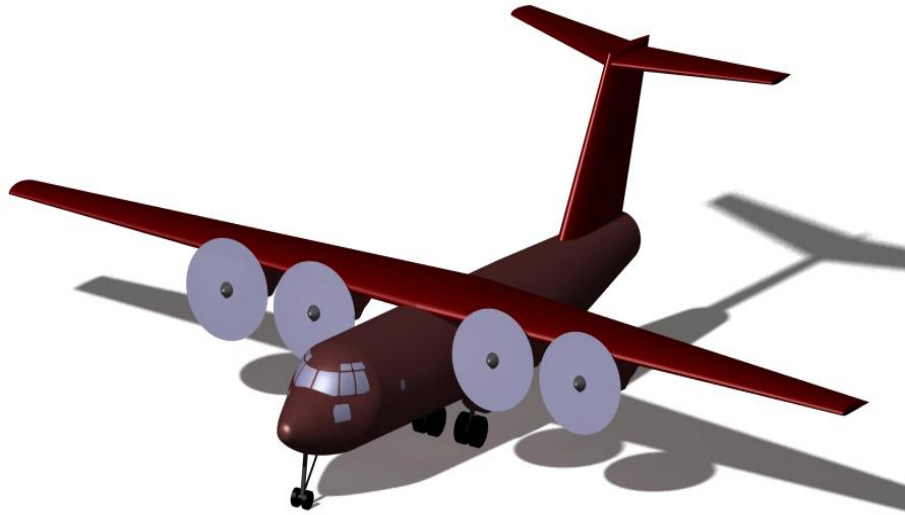


Lockheed P-3 Orion

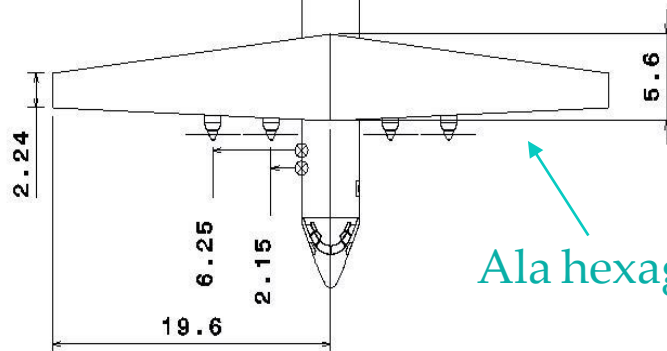
Evolución del diseño



Diseño Final

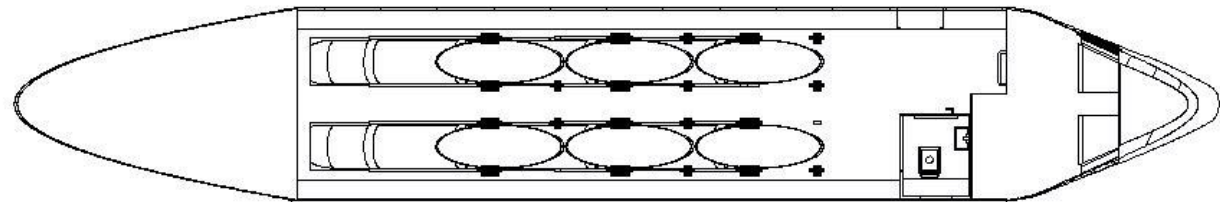
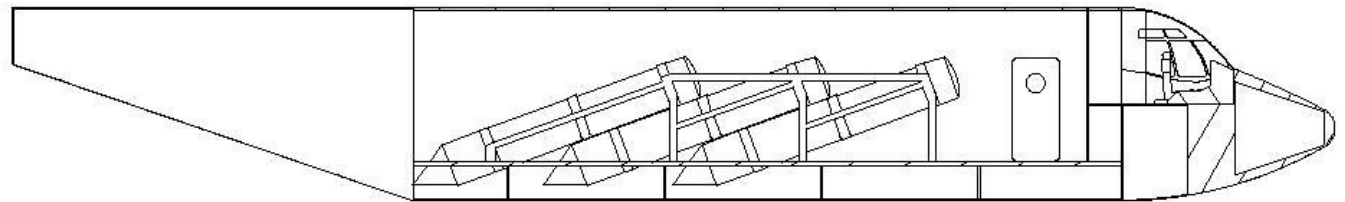
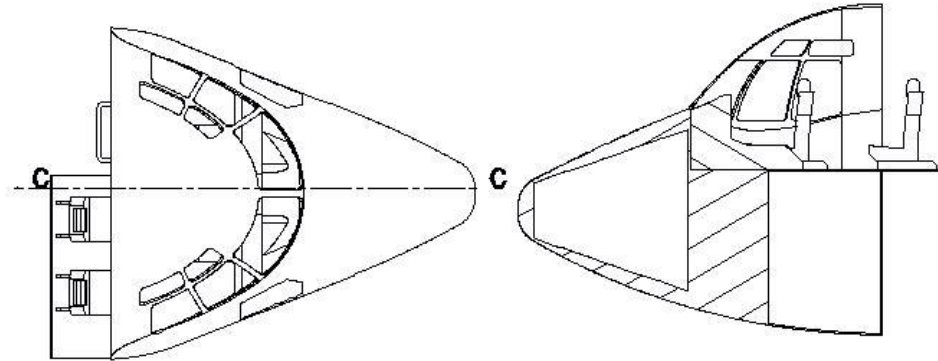
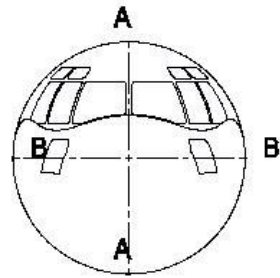
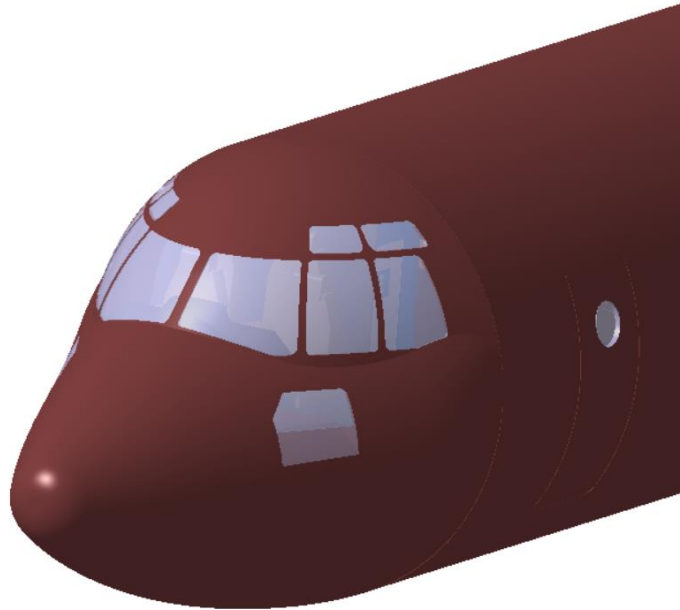


Flecha en el estabilizador

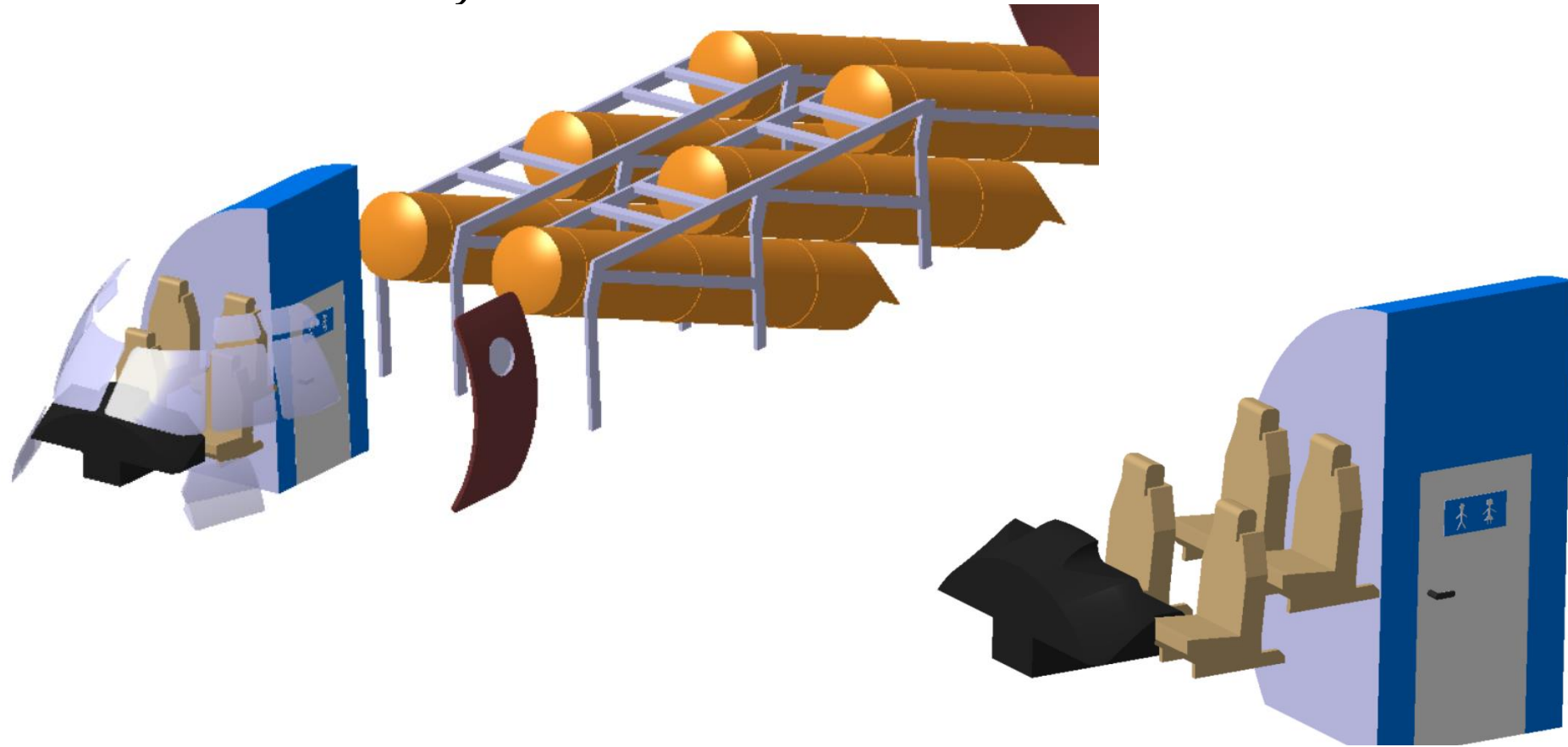


Ala hexagonal

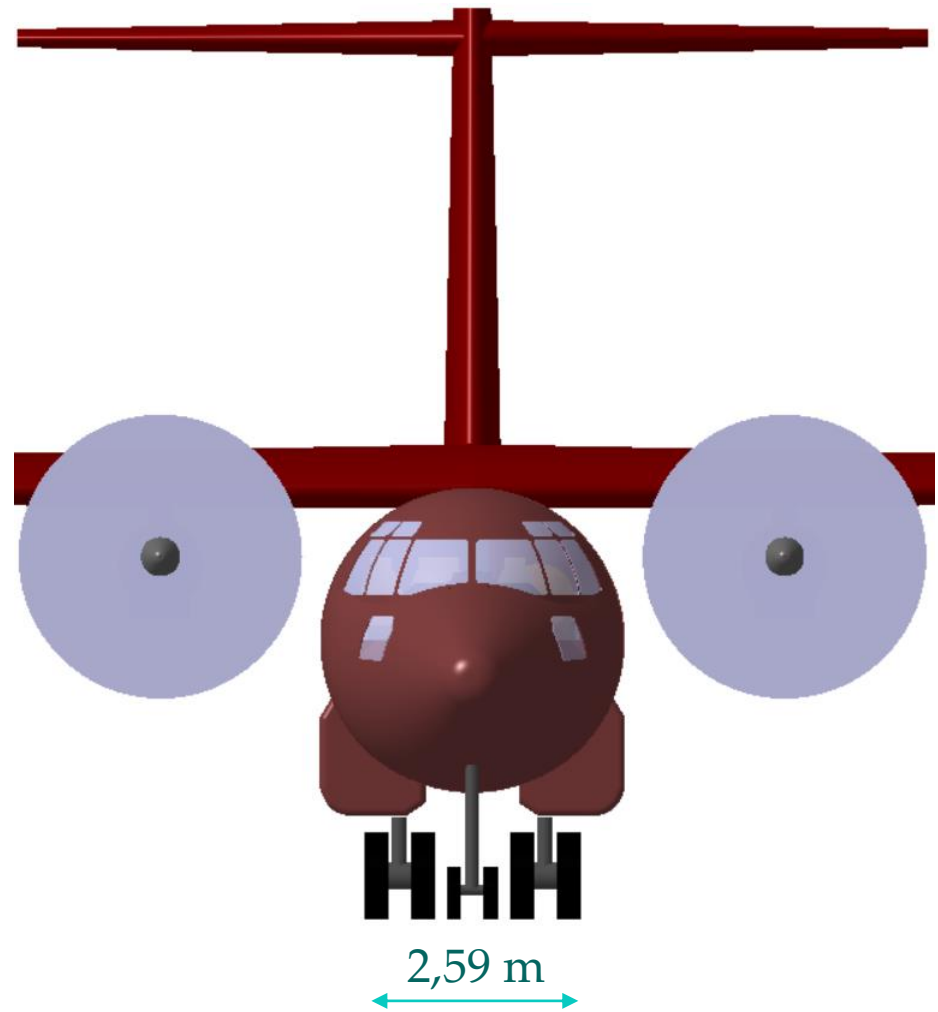
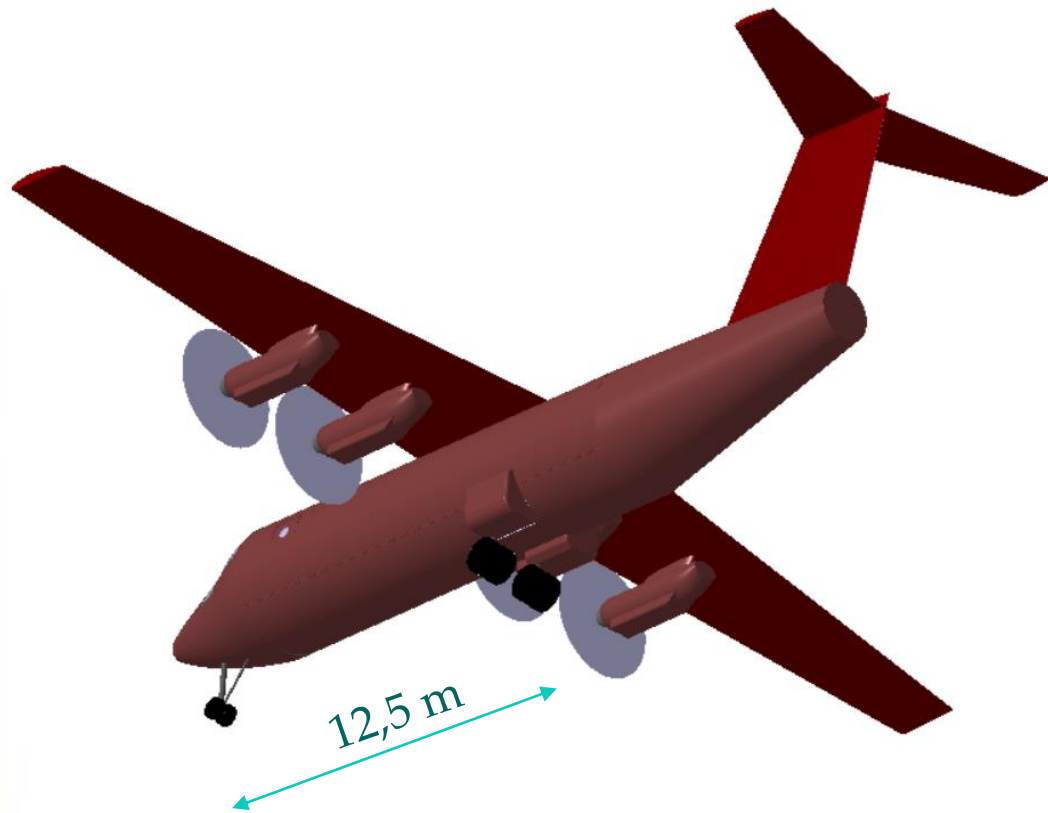
Diseño – Fuselaje



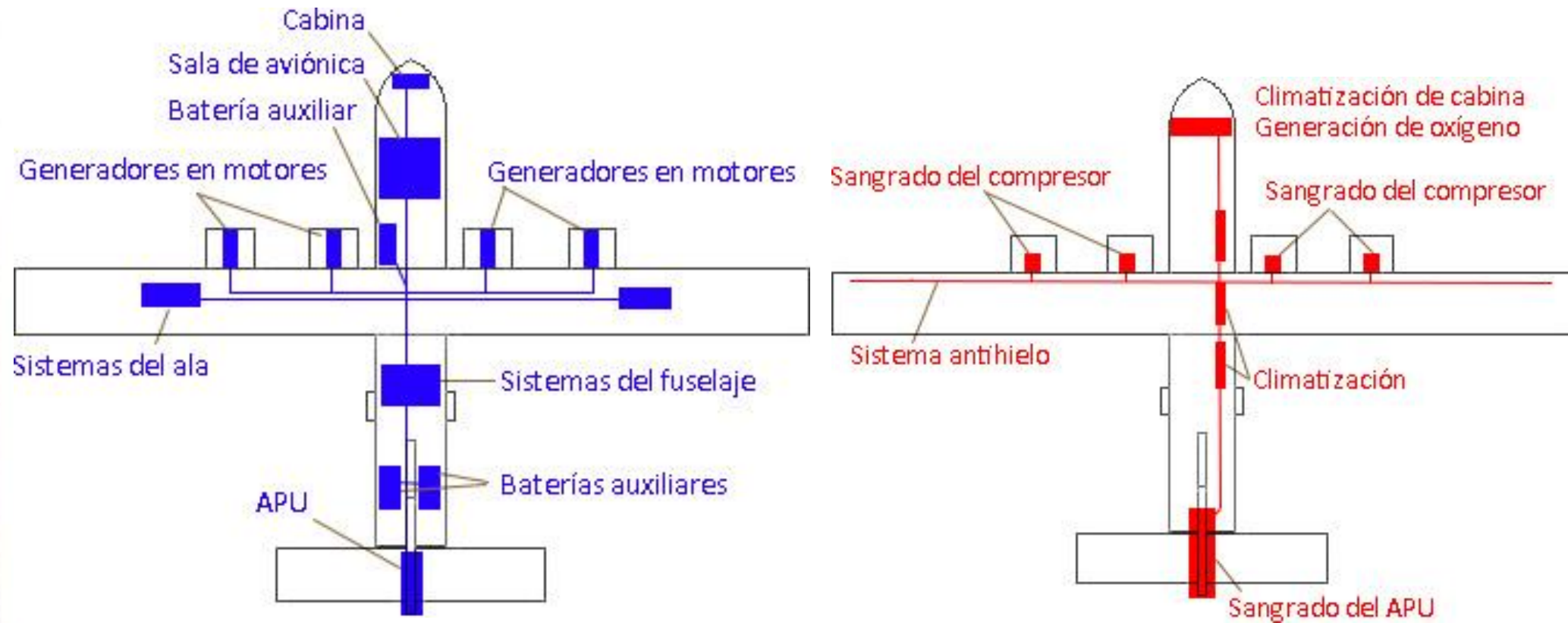
Diseño – Fuselaje



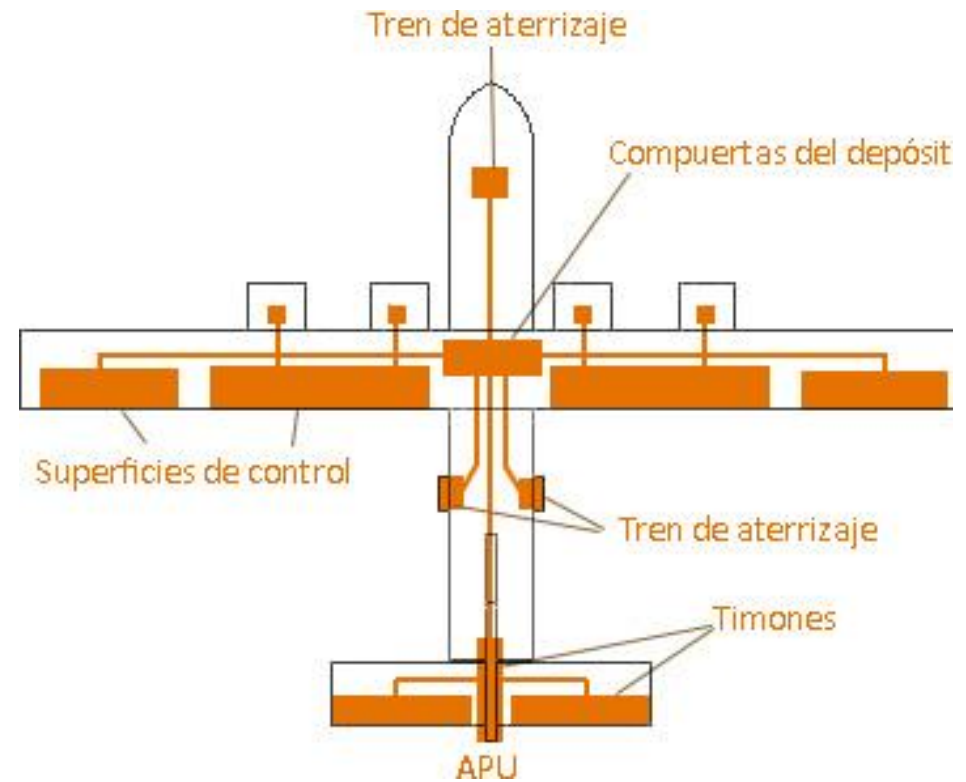
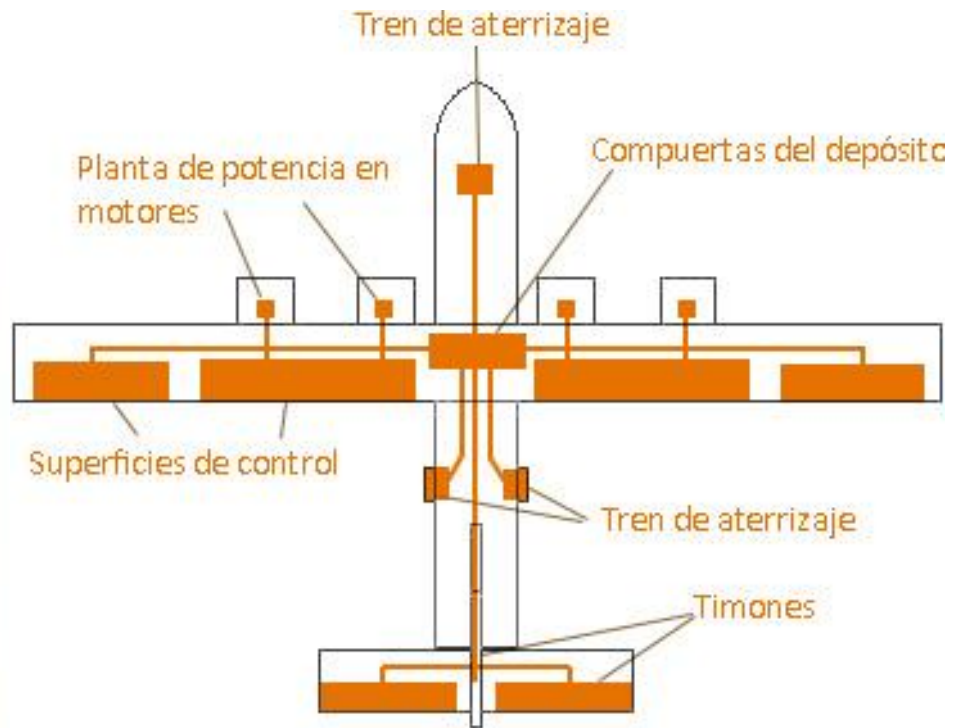
Diseño – Tren de aterrizaje



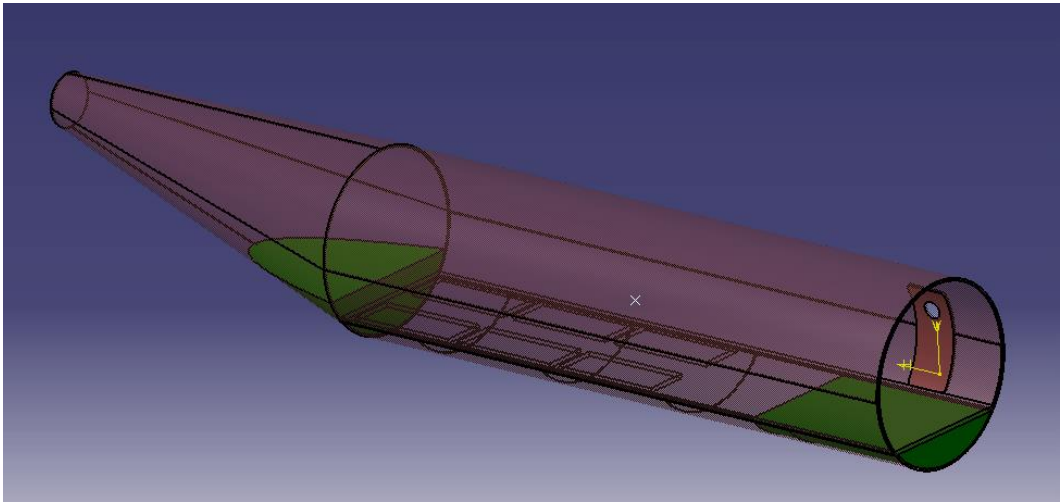
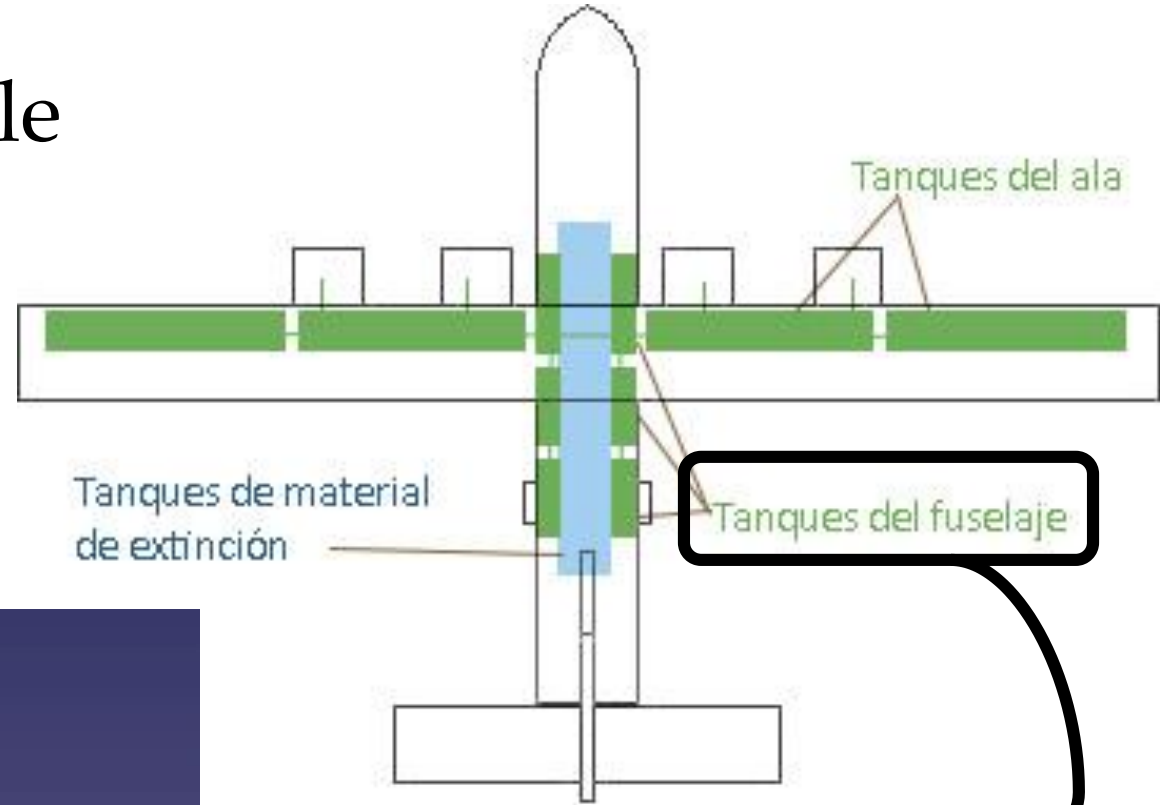
Sistemas – Eléctrico y neumático



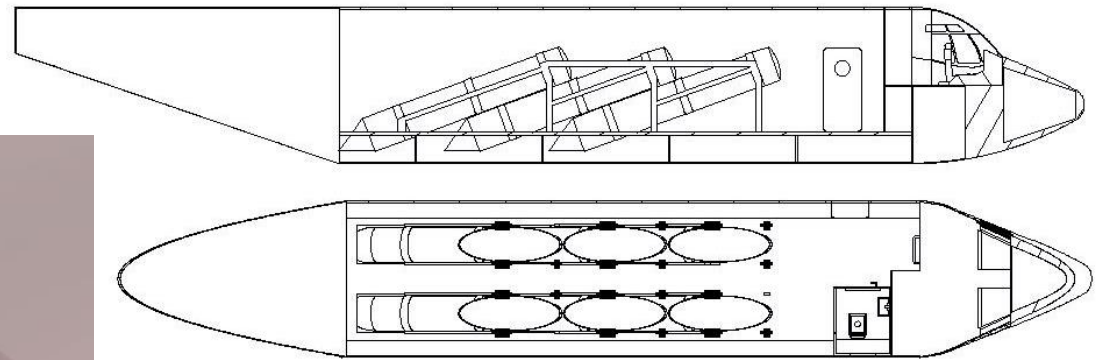
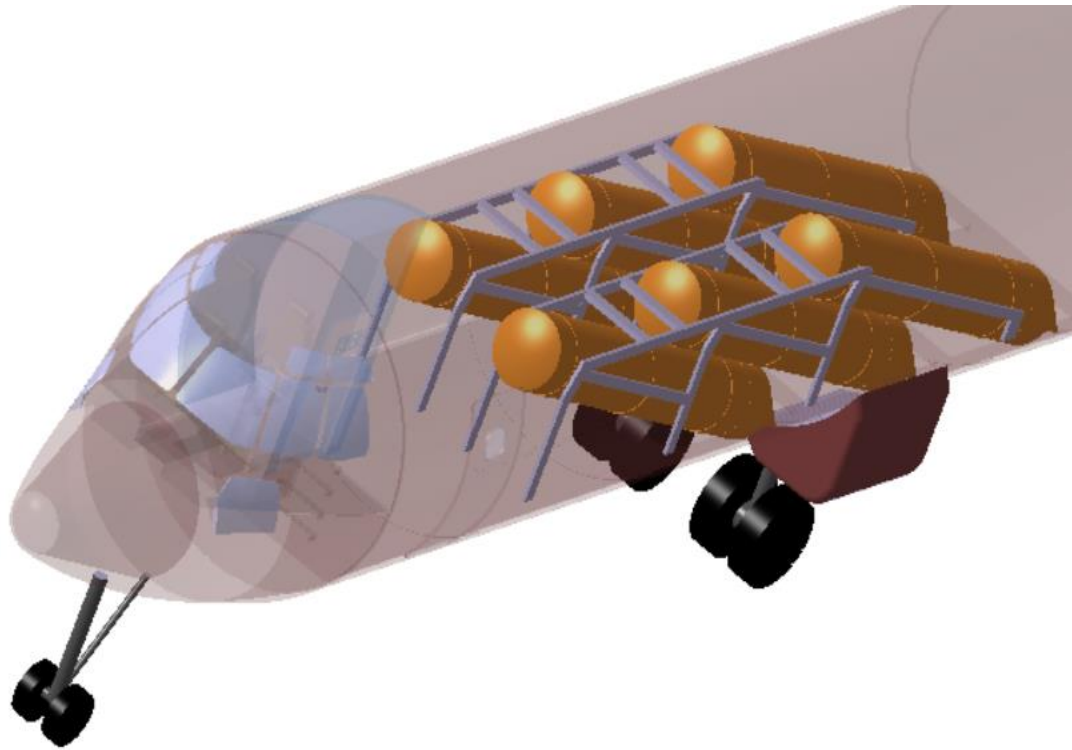
Sistemas – Hidráulico (principal y auxiliar)



Sistemas – Combustible



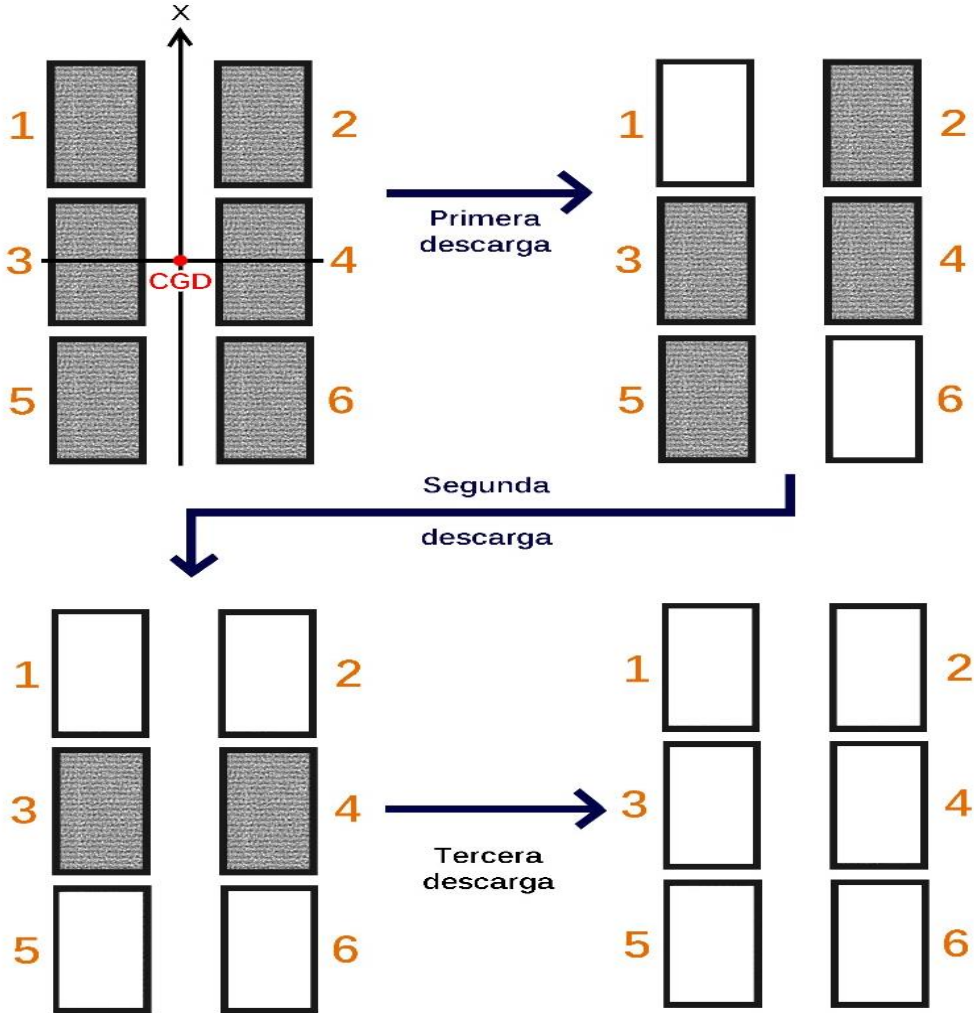
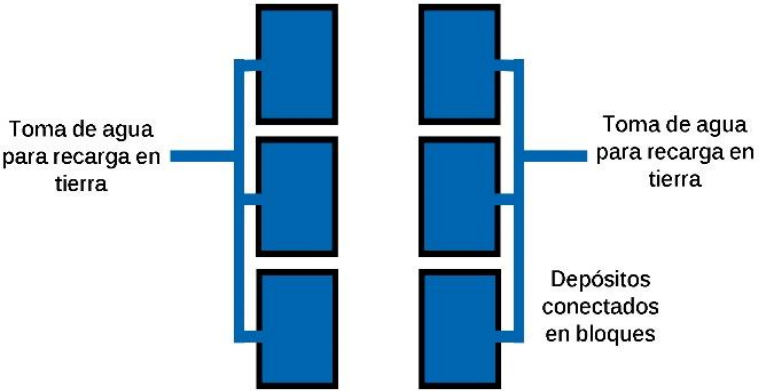
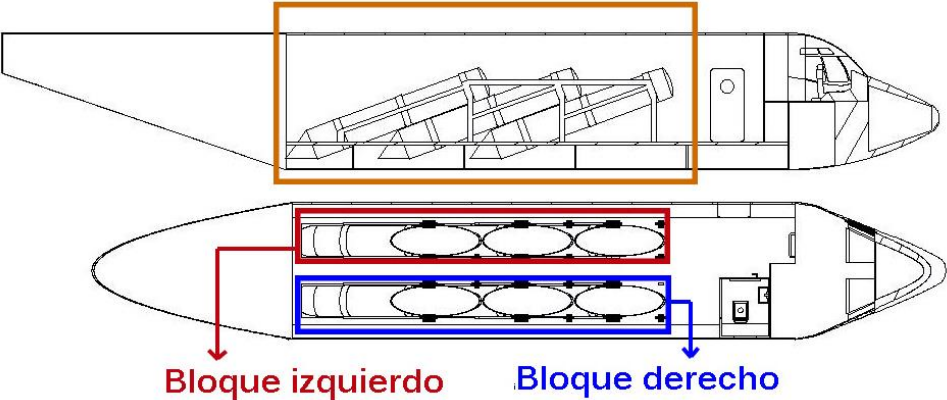
Sistemas – Carga



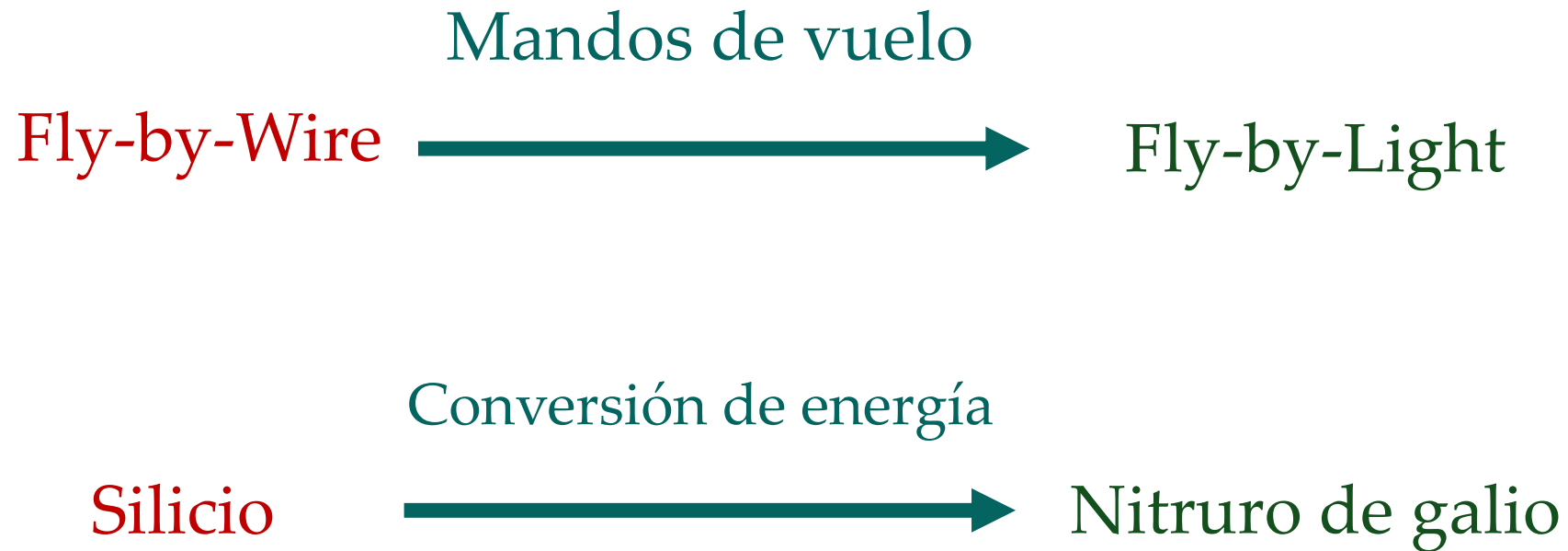
- 6 depósitos
- Expulsión selectiva en cada pasada

Sistemas – Carga

Perfil de los depósitos, conjuntos de 3 en cada bloque



Posibles nuevas tecnologías en el futuro





Prometheus. Departamento de Estructuras

Inmaculada Tortolero

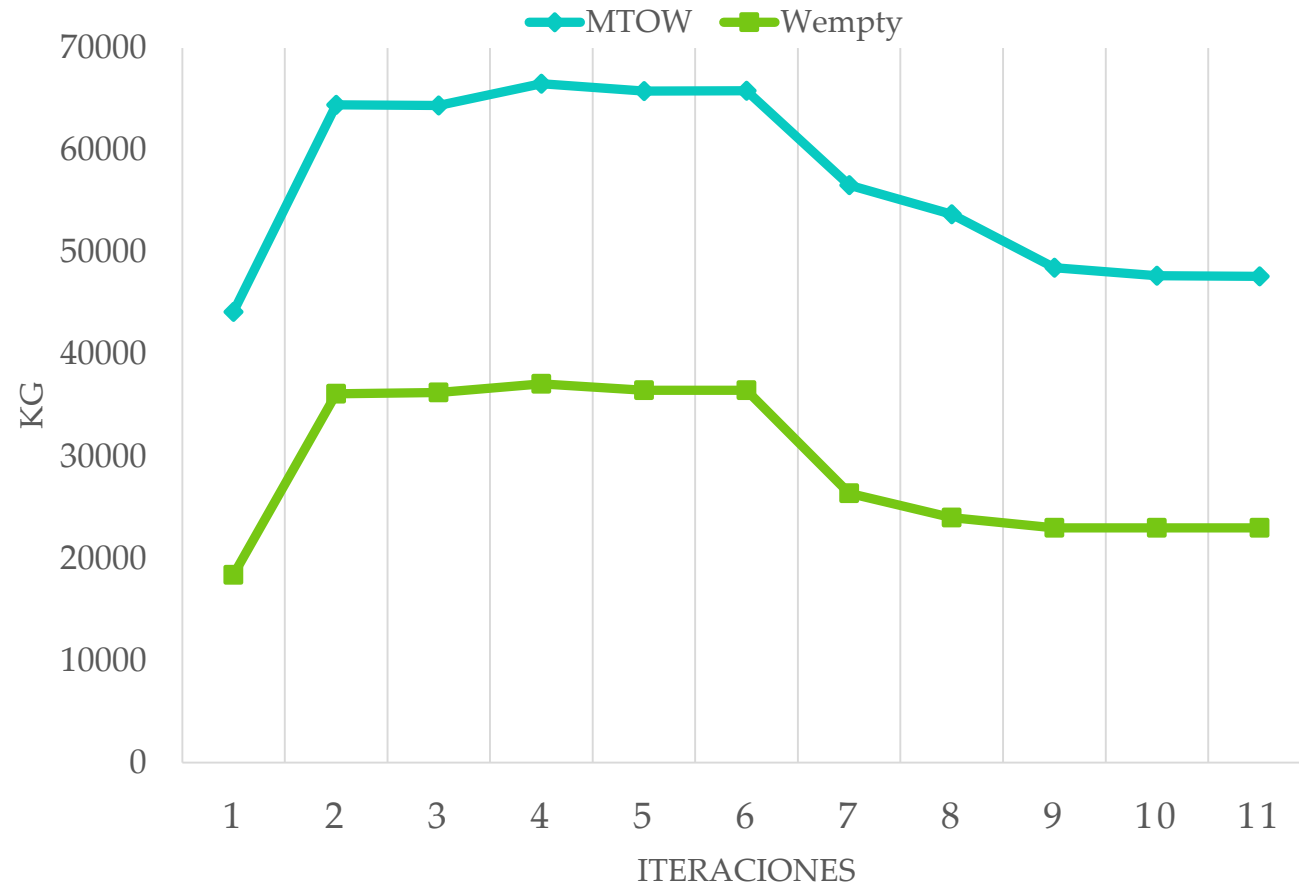
Ignacio Rosales

Rocío Fontecha



Estructuras

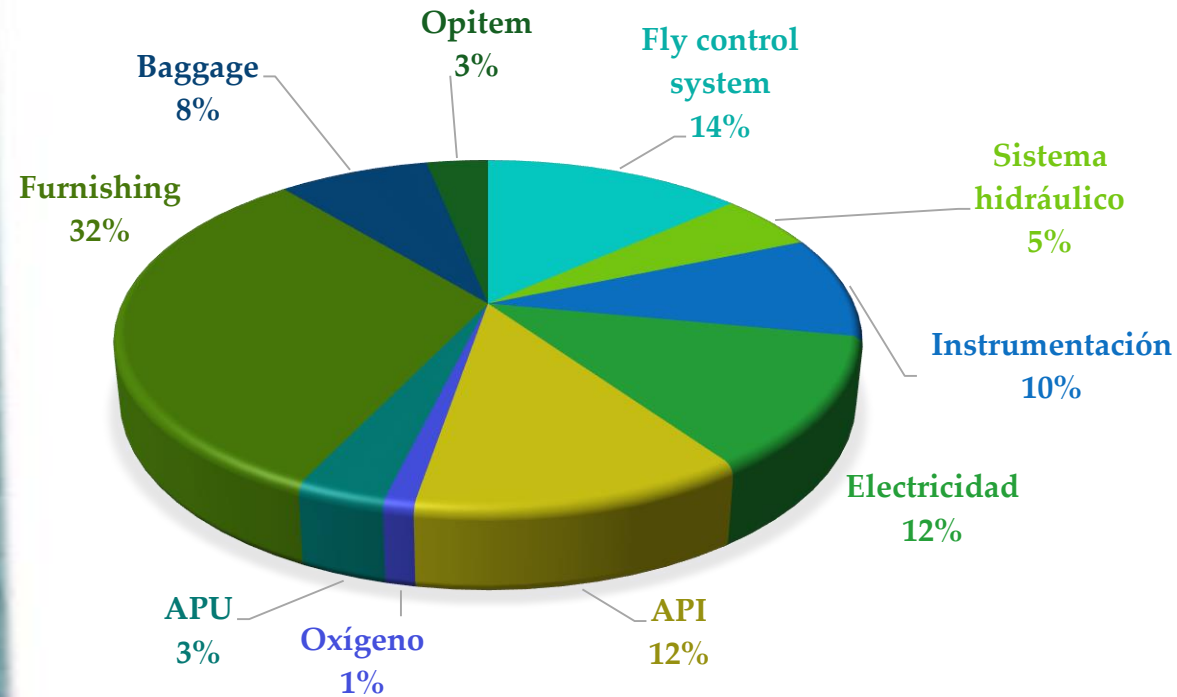
Evolución del peso



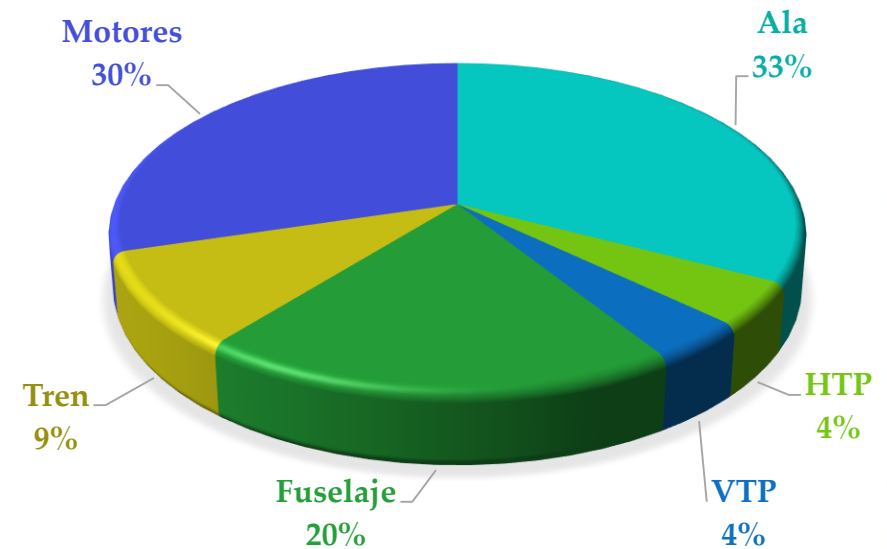
Distribución de pesos

Estructura	15886,10 kg
Refuerzos	688,551 kg

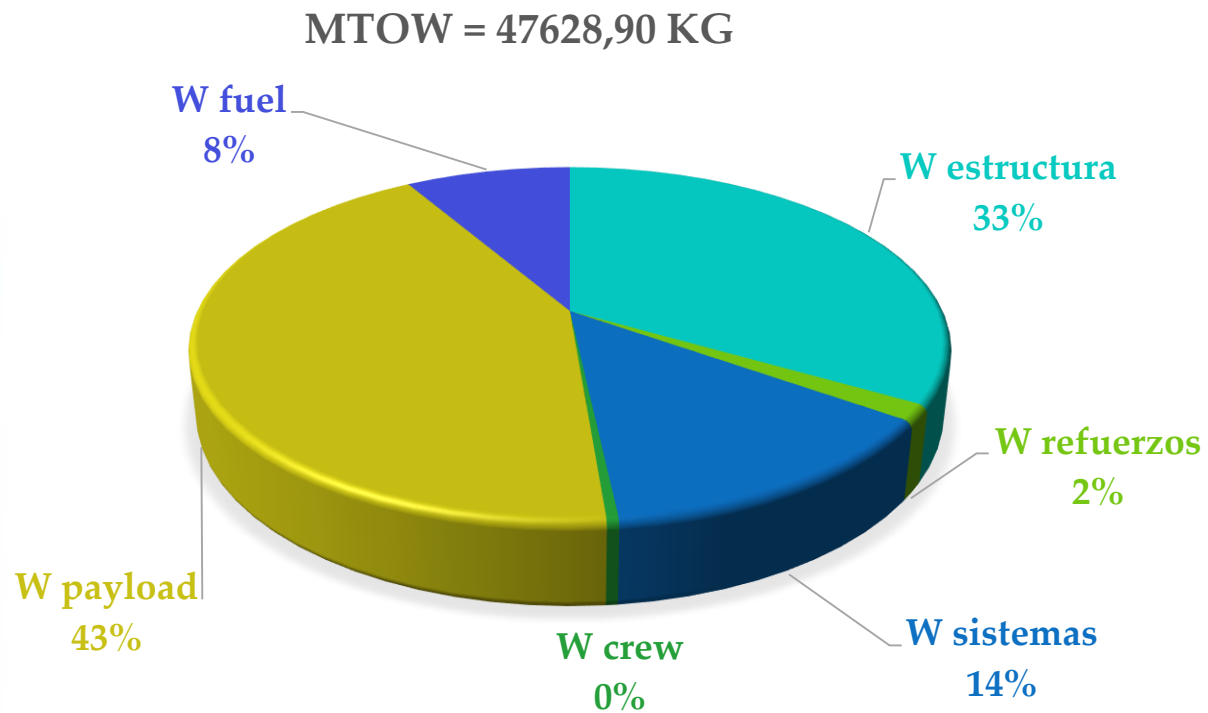
PESOS SISTEMAS = 6419,50 KG



PESO ESTRUCTURA = 16574,62 KG

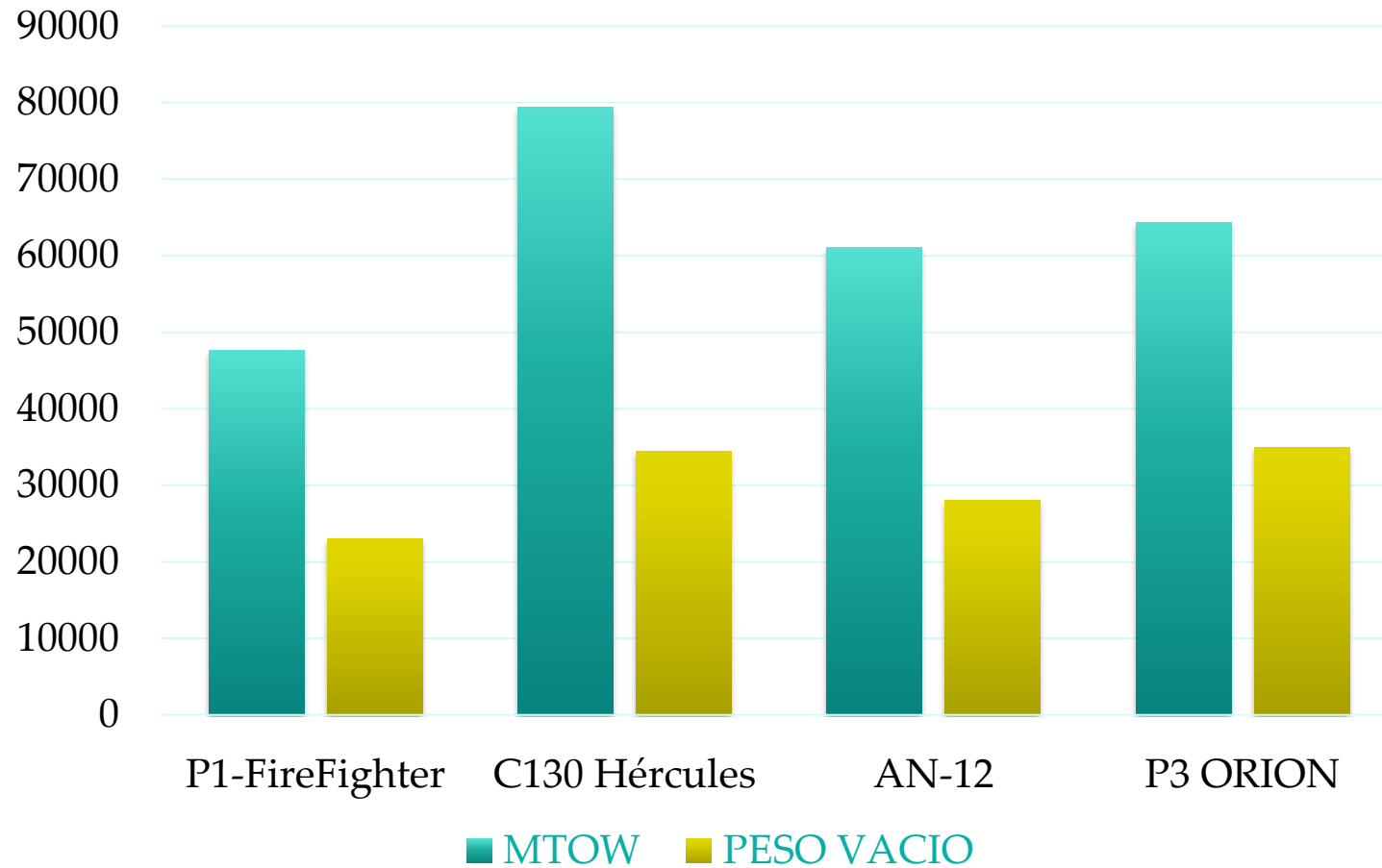


Distribución de pesos



Pesos Parciales	Valor (kg)
W_{EMPTY}	22994,10
W_{PL}	20.411,70
W_{CREW}	205,92
$W_{FUEL} + W_{reserva}$	4017,13
MTOW	47628,90

Comparativa con aviones similares

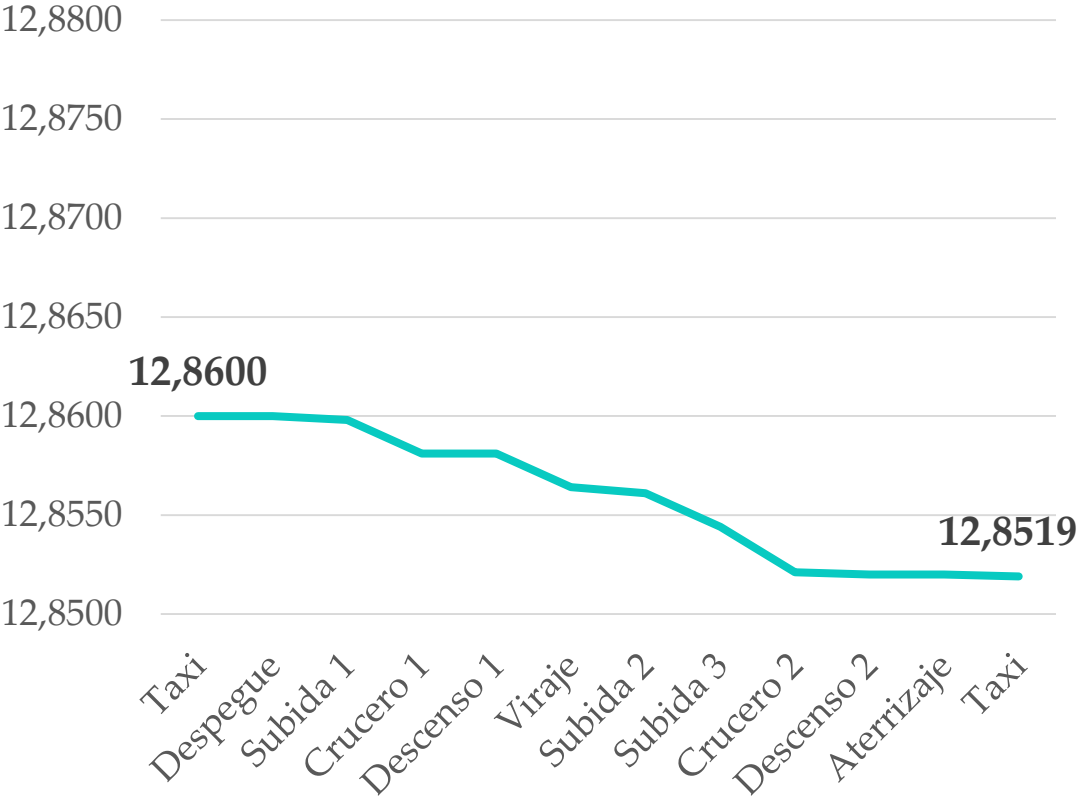


Centros de gravedad

	PRIMERA LÍNEA		FERRY	
	CG (m)	CG (%)	CG (m)	CG (%)
CG Estructura	13.6555	48.7697	=	=
CG vacío	12.9487	46.2455	=	=
CG Zero fuel	12.8555	45.9125	12.8515	45.8983
CG Sin payload	12.8598	45.9279	-	-
CG TOTAL	12.8599	45.8599	12.8750	45.9820

Centros de gravedad – Evolución en vuelo

Misión de Primera Línea



Misión de Ferry

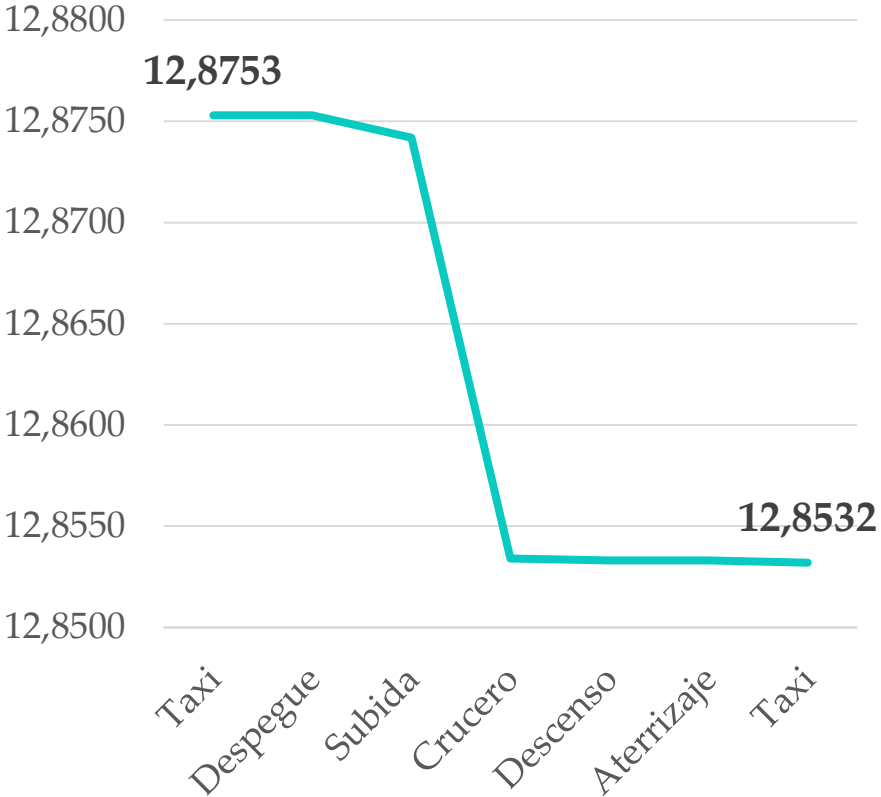
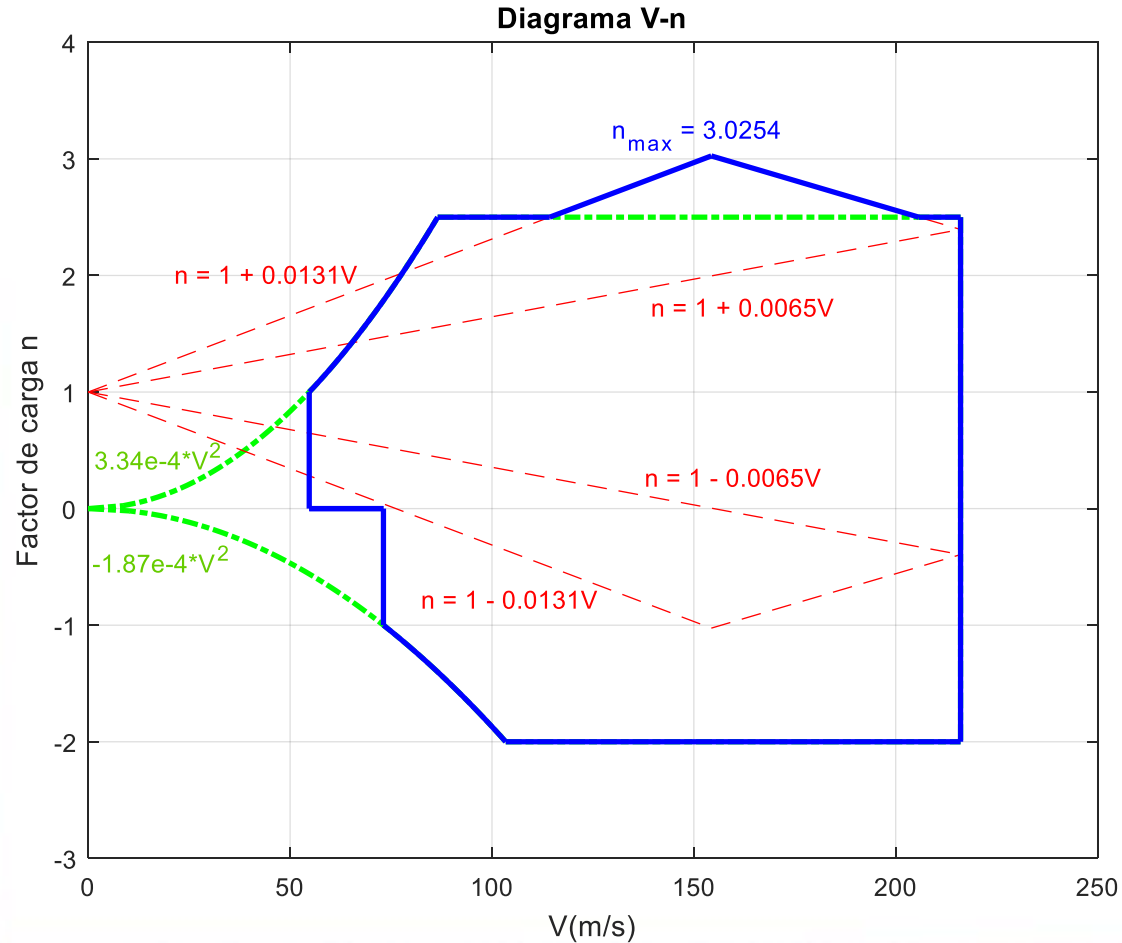


Diagrama V-n



$$n_{max} = 3,0254$$

Líneas rojas:

- Diagrama V-n con ráfagas

Líneas verdes:

- Diagrama V-n

Líneas azules:

- Diagrama V-n combinado

Esfuerzos – Tren de Aterrizaje

Aterrizaje:

- Nivelado de 2 puntos
- Nivelado de 2 puntos + brake
- Nivelado de 3 puntos
- Nivelado de 3 puntos + brake
- Tail down landing
- One-Wheel landing

Despegue:

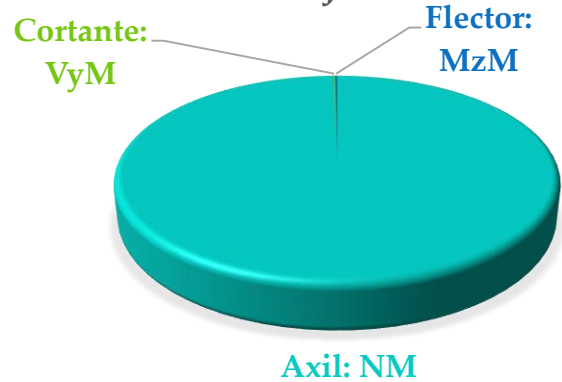
- Carrera de despegue
- Nivelado de 2 puntos
- Nivelado de 2 puntos + brake
- Nivelado de 3 puntos
- Nivelado de 3 puntos + brake

Towing - remolque

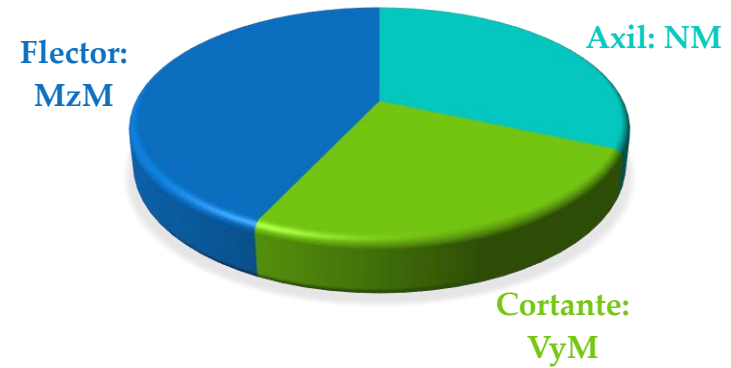


Aterrizaje

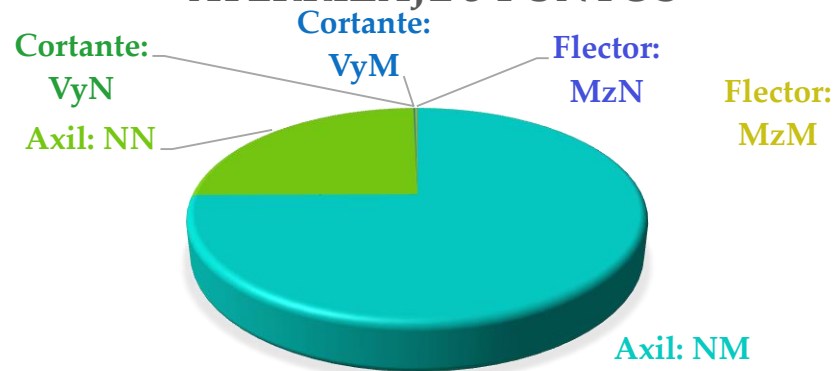
ATERRIZAJE 2 PUNTOS



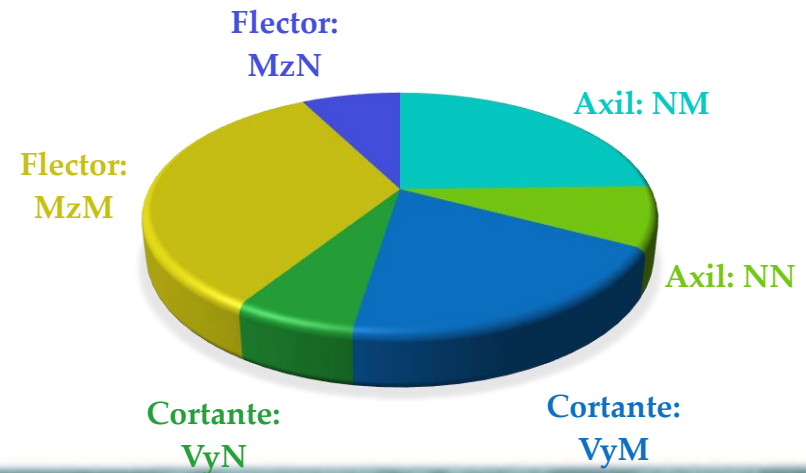
ATERRIZAJE 2 PUNTOS + BRAKE



ATERRIZAJE 3 PUNTOS

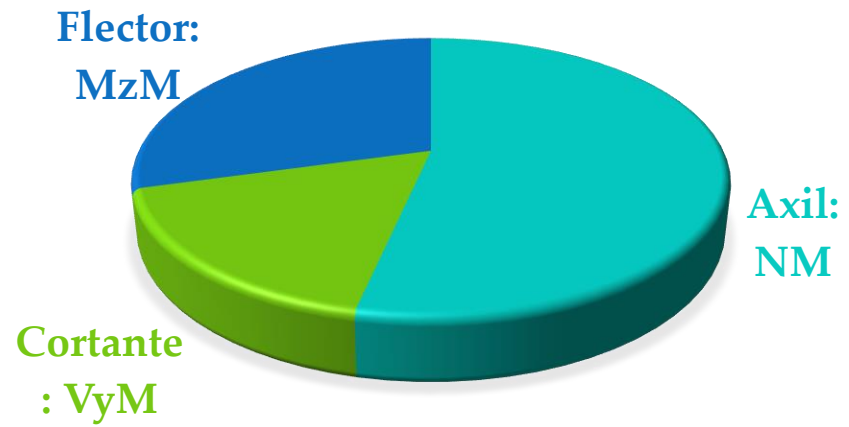


ATERRIZAJE 3 PUNTOS + BRAKE

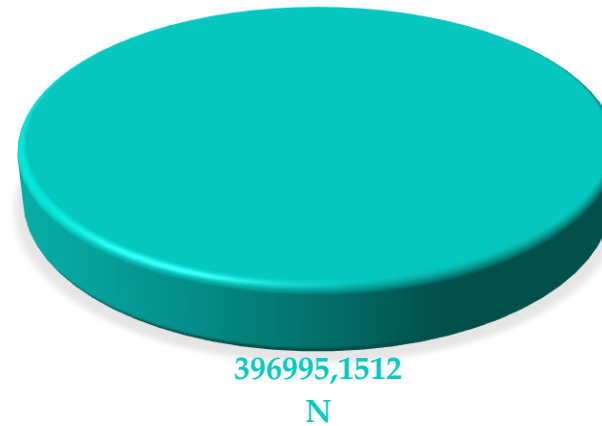


Aterrizaje

ATERRIZAJE CON PARTE TRASERA

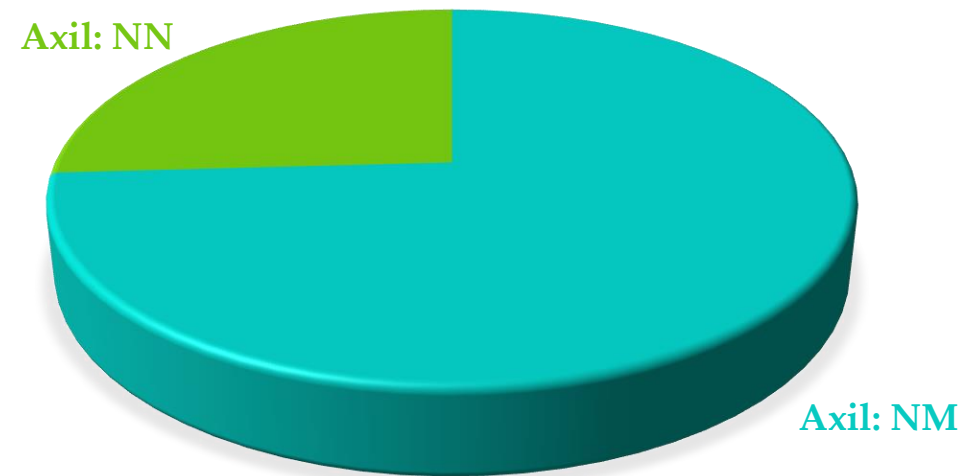


ATERRIZAJE CON UNA RUEDA : AXIL



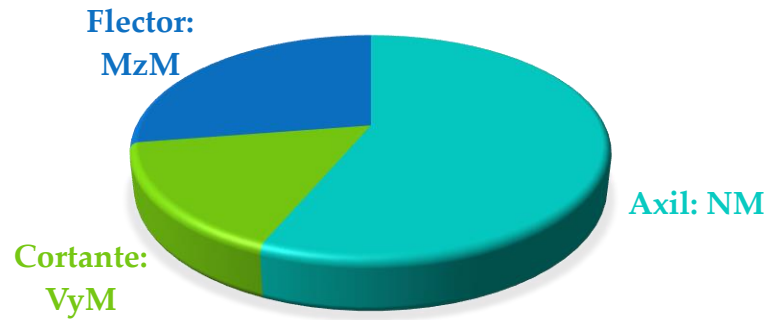
Carrera de despegue

CARRERA DE DESPEGUE

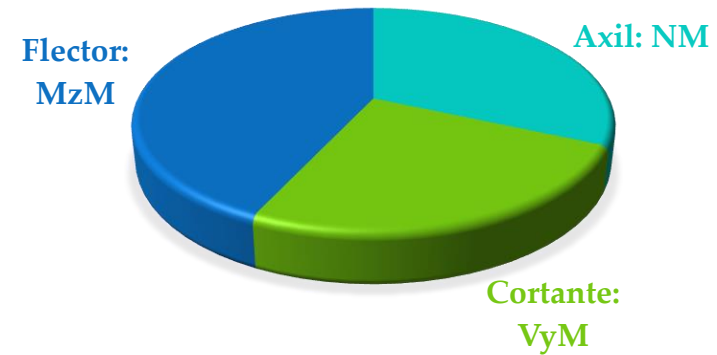


Despegue

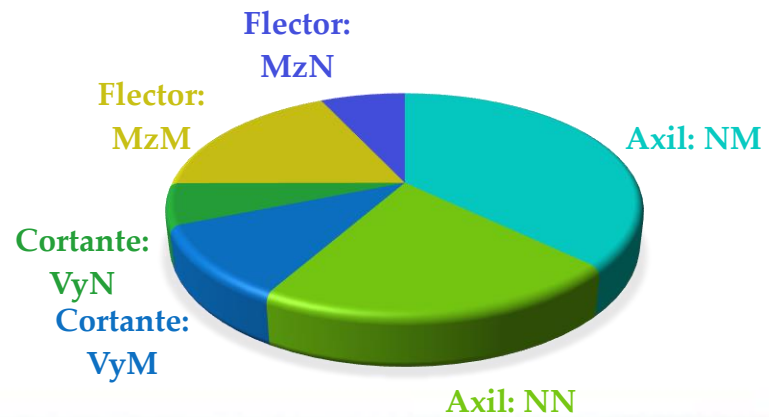
DESPEGUE 2 PUNTOS



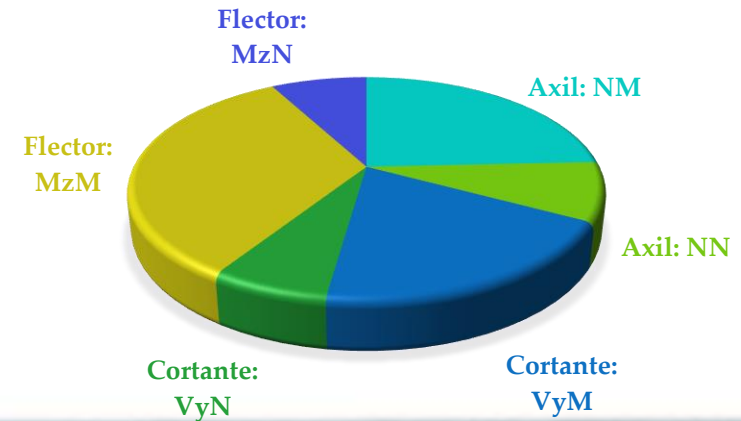
DESPEGUE 2 PUNTOS + BRAKE



DESPEGUE 3 PUNTOS

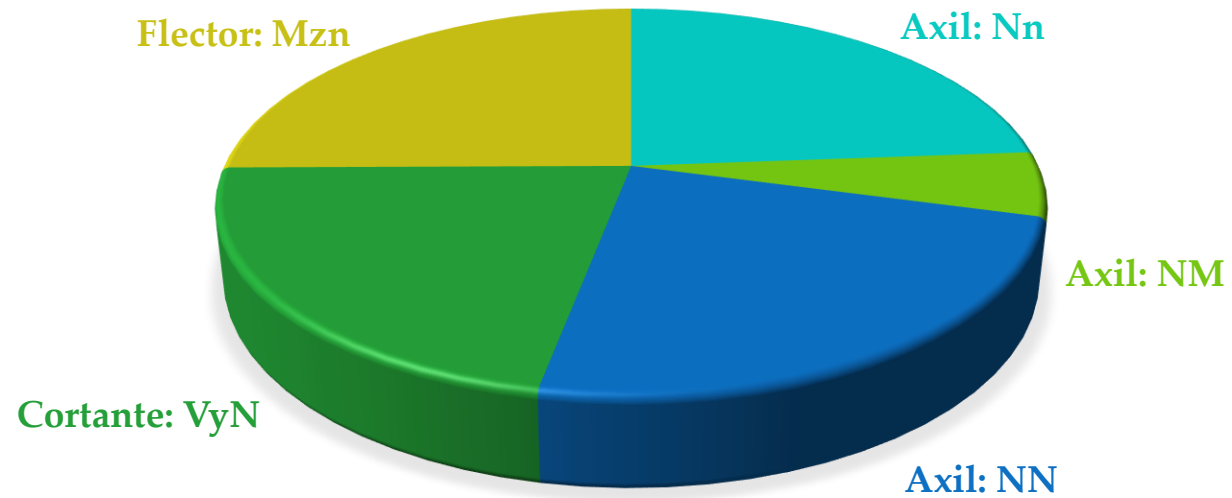


DESPEGUE 3 PUNTOS + BRAKE

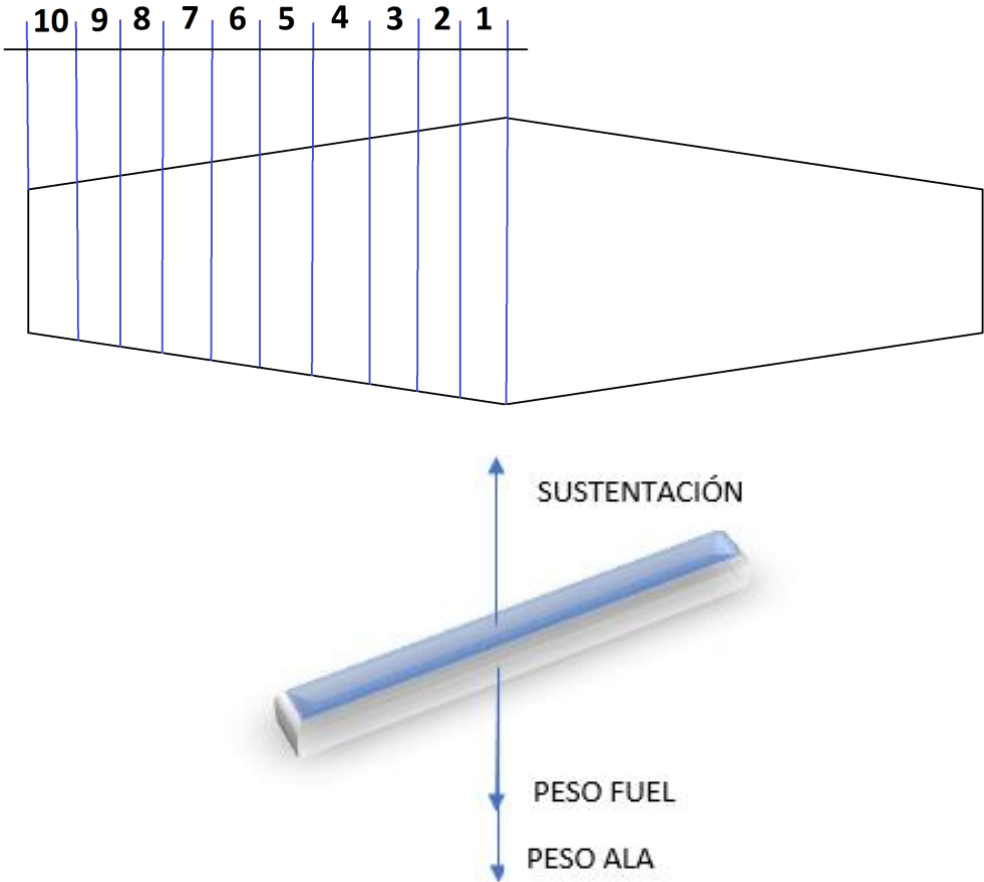


Remolque

REMOLQUE



Esfuerzos – Alas

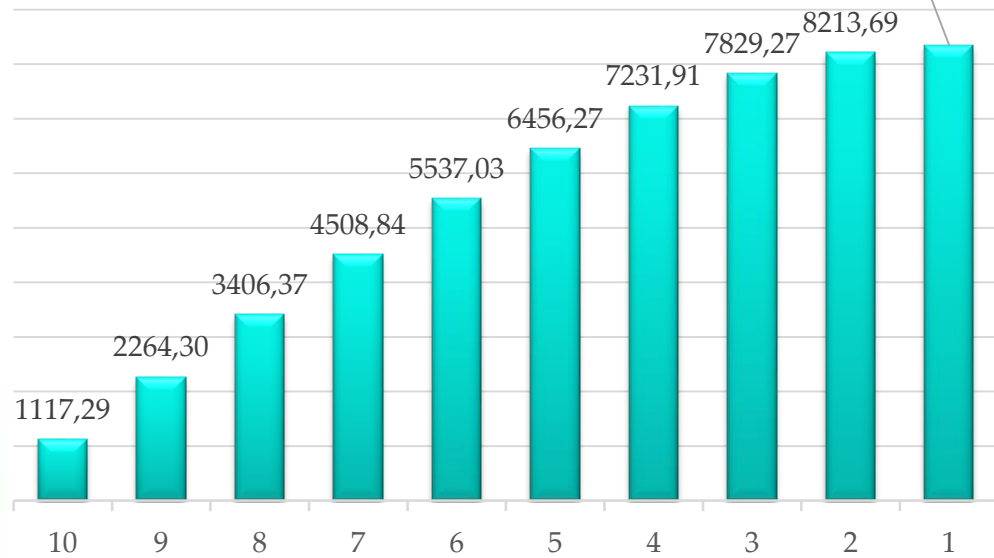


Cortante

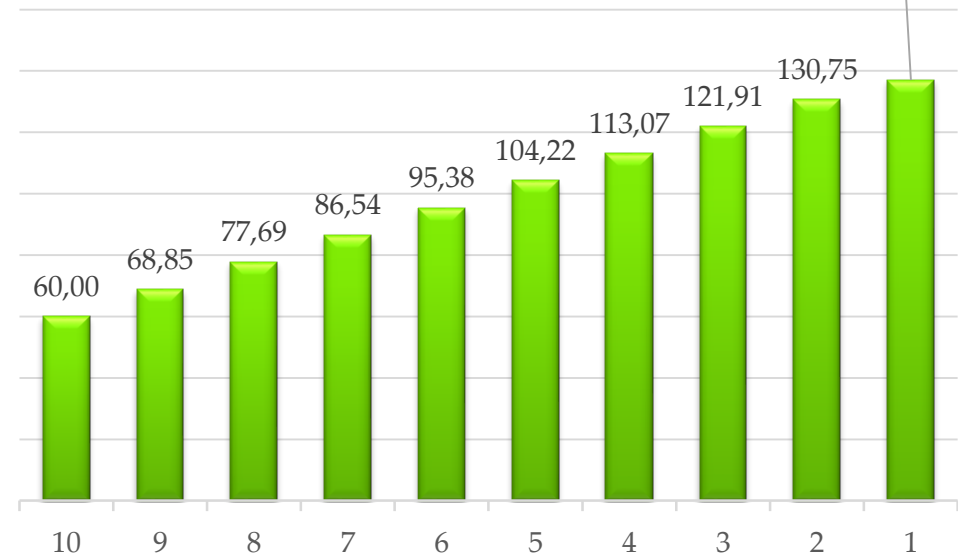
Momento Flector

Momento Torsor

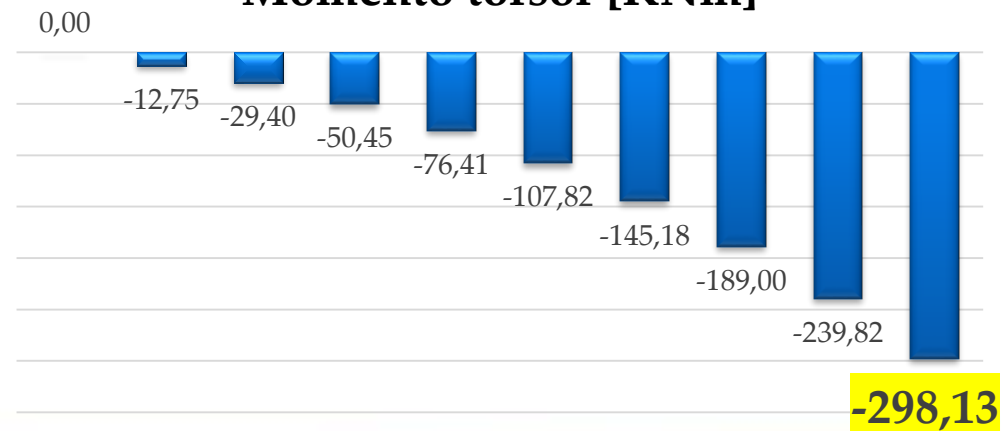
Momento flector [KNm] **8348,01**



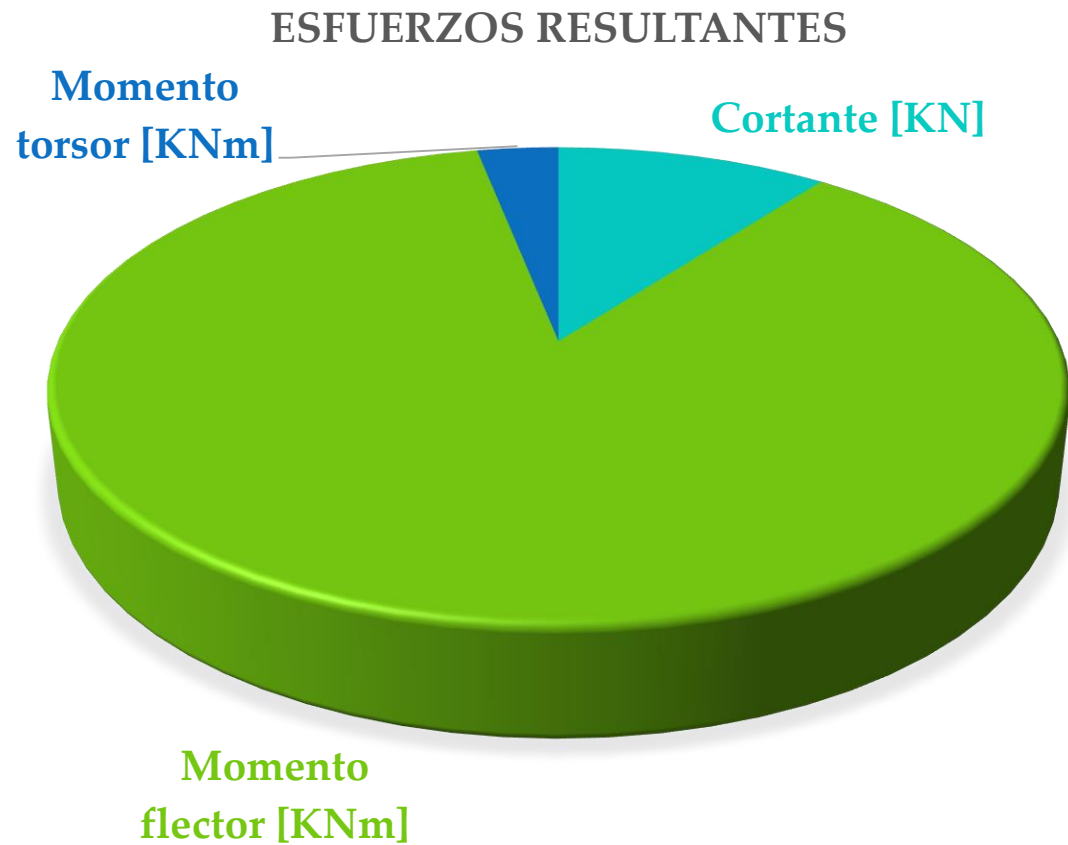
Fuerza total [KN] **137,07**



Momento torsor [KNm]



Esfuerzos resultantes



Materiales empleados






Materiales principales:

- Fibra de carbono
- Fibra de vidrio
- Aleaciones de aluminio y titanio

Otros materiales:

- Aleaciones de níquel
- Acero inoxidable
- Fibra de para-aramida



-  Carbono laminado
-  Sandwich de carbono
-  Fibra de vidrio
-  Aluminio
-  Postes de aluminio y titanio

Prometheus. Departamento de Aerodinámica

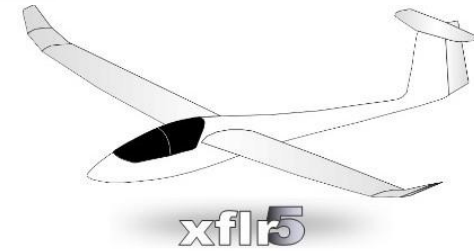
Antonio Castro

Pablo Gracia



Aerodinámica

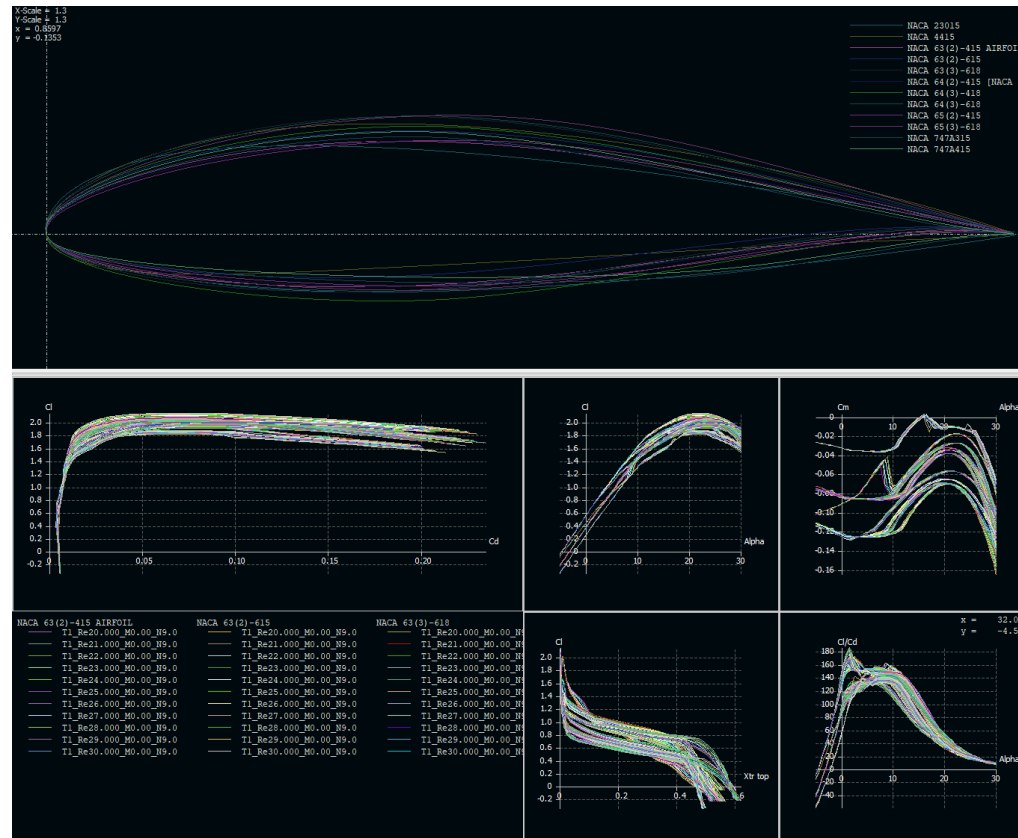
Análisis y selección del perfil del ala



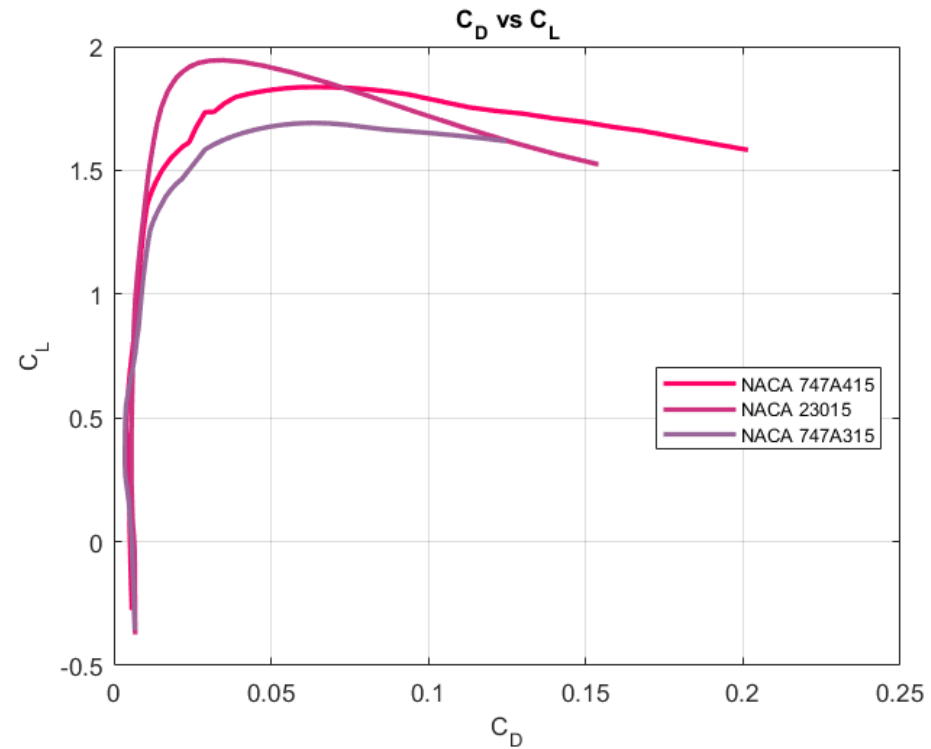
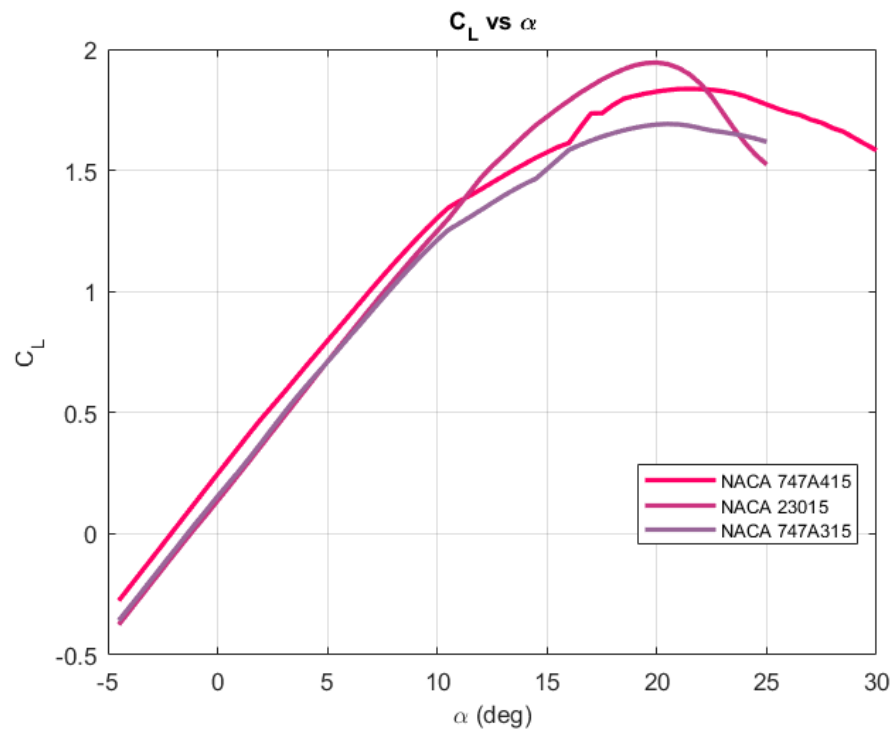
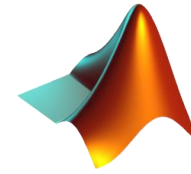
NACA	
1	63(2)415
2	64(3)618
3	63(3)618
4	64(2)415
5	64(3)418
6	63(2)615
7	65(2)415
8	65(3)618
9	4415
10	747A415
11	23015
12	747A315



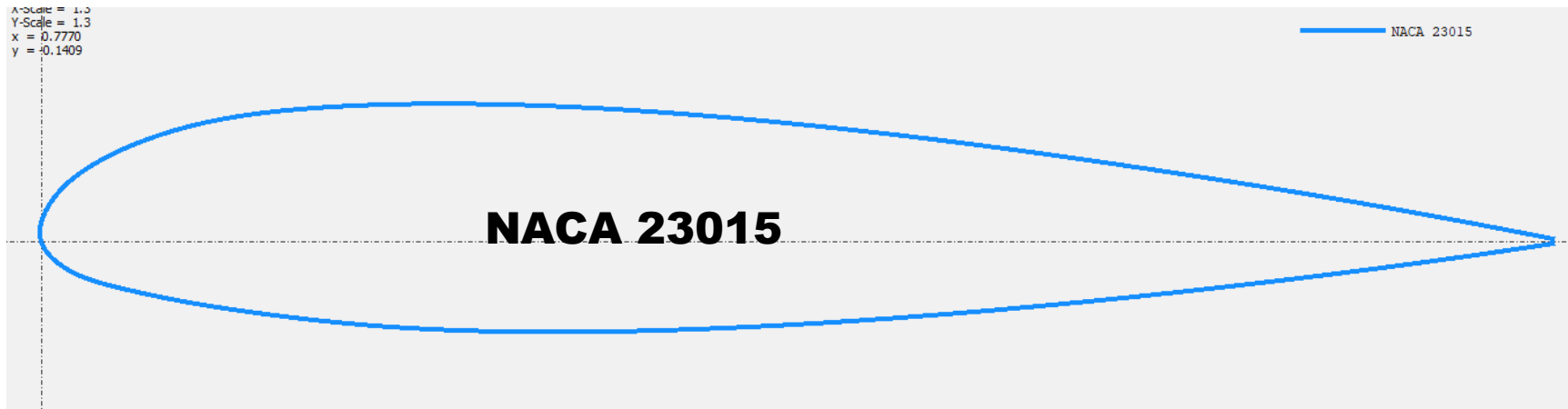
- C_D
- C_{Lmax}
- C_{m_0}
- Stall
- $CL\alpha$
- E_{max}



Análisis y selección del perfil del ala



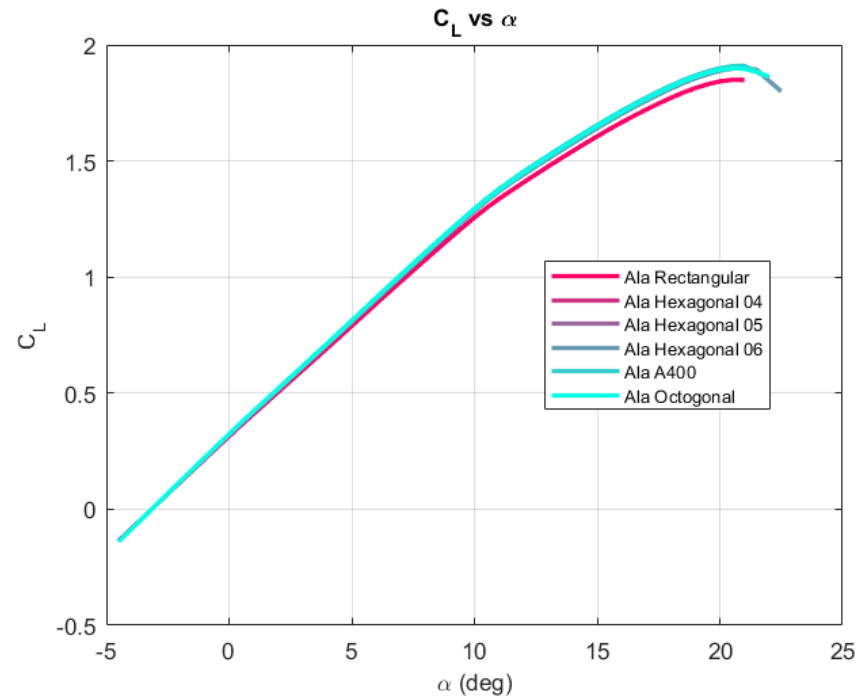
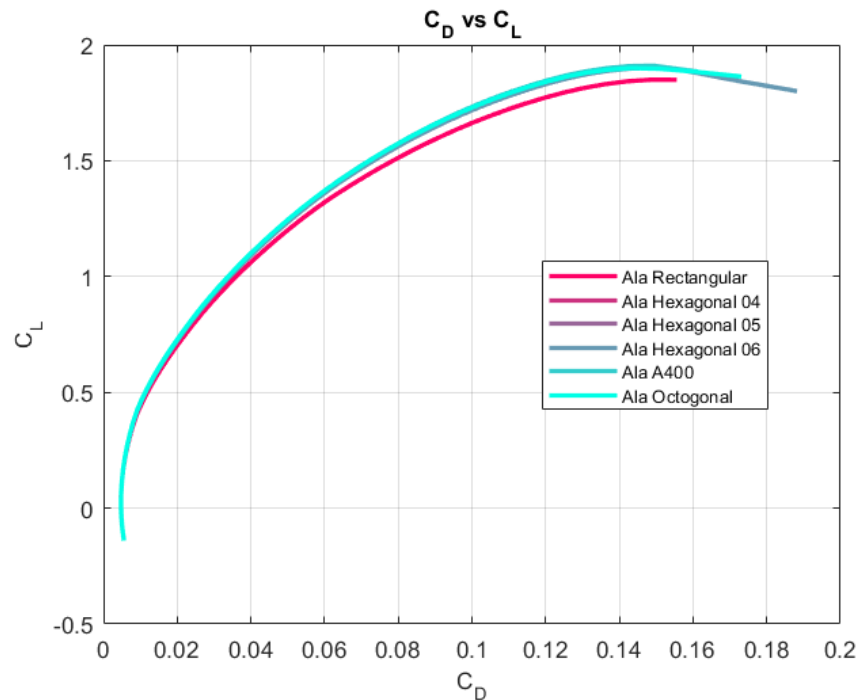
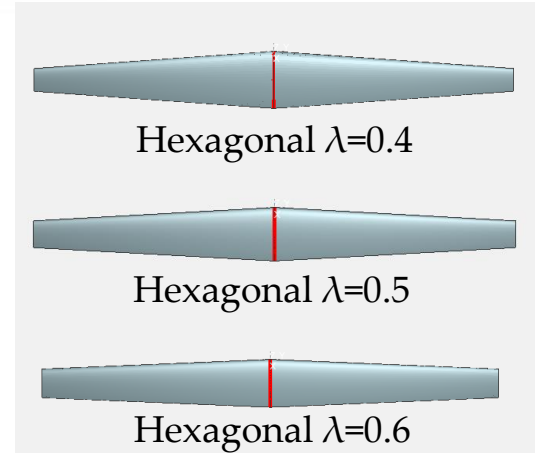
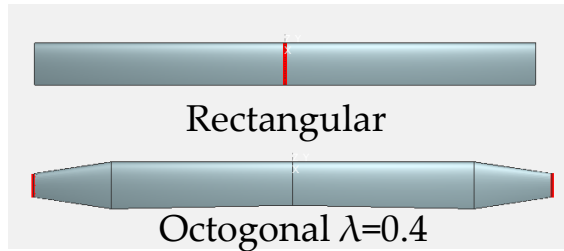
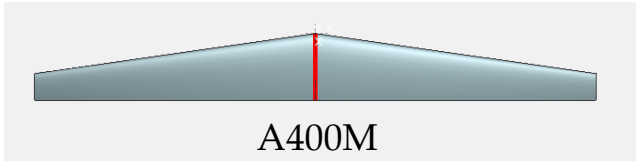
Análisis y selección del perfil del ala



C_{Li}	C_{L0}	C_{Lmax}	C_{Dmin}	C_{Dida}	$C_{Dvuelta}$	E_{max}	C_{m0}	$C_{L\alpha}$ (1/rad)	α_{CLmax} (°)	α_{CL0} (°)	Stall
0,3059	0,1362	1,9446	0,0056	0,0059	0,0056	143,8154	-0,0072	6,3932	20	-1,2345	Ok

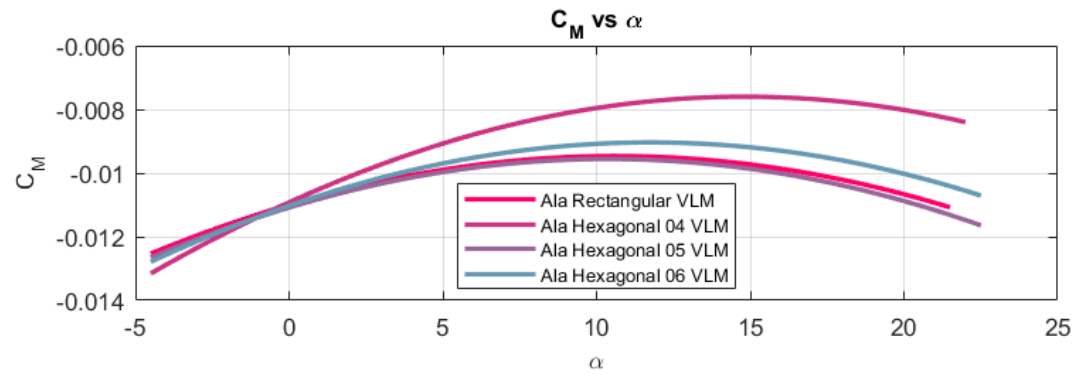
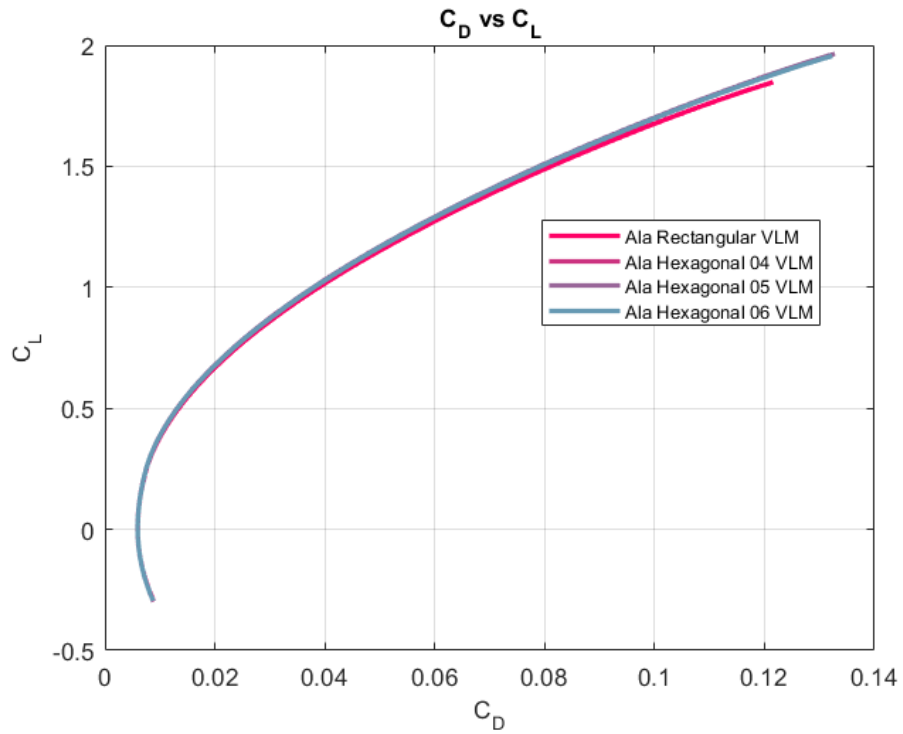
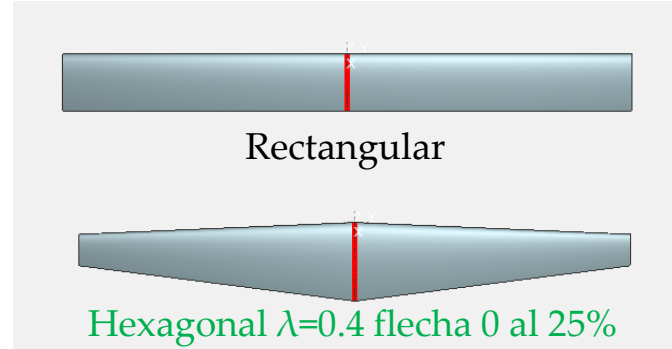
Análisis del ala

AR=12

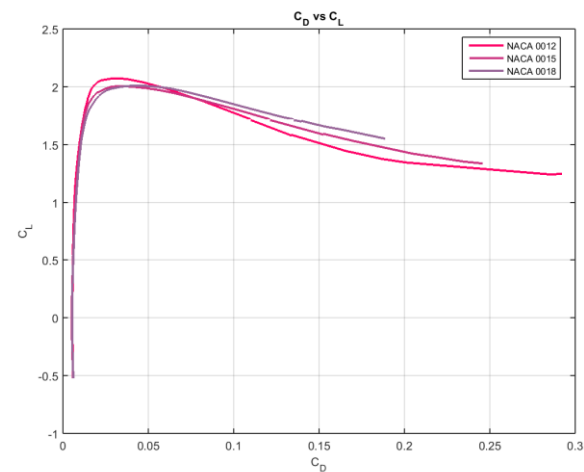
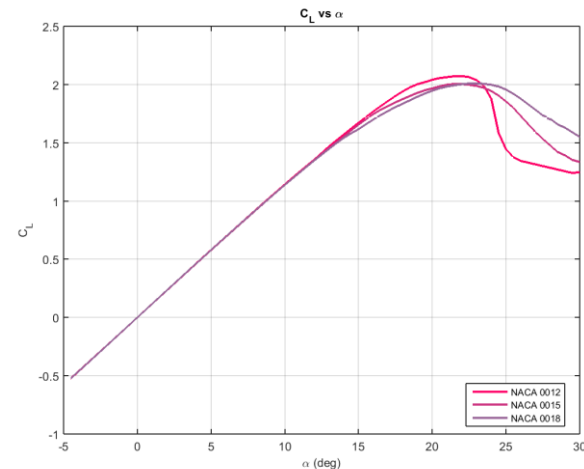
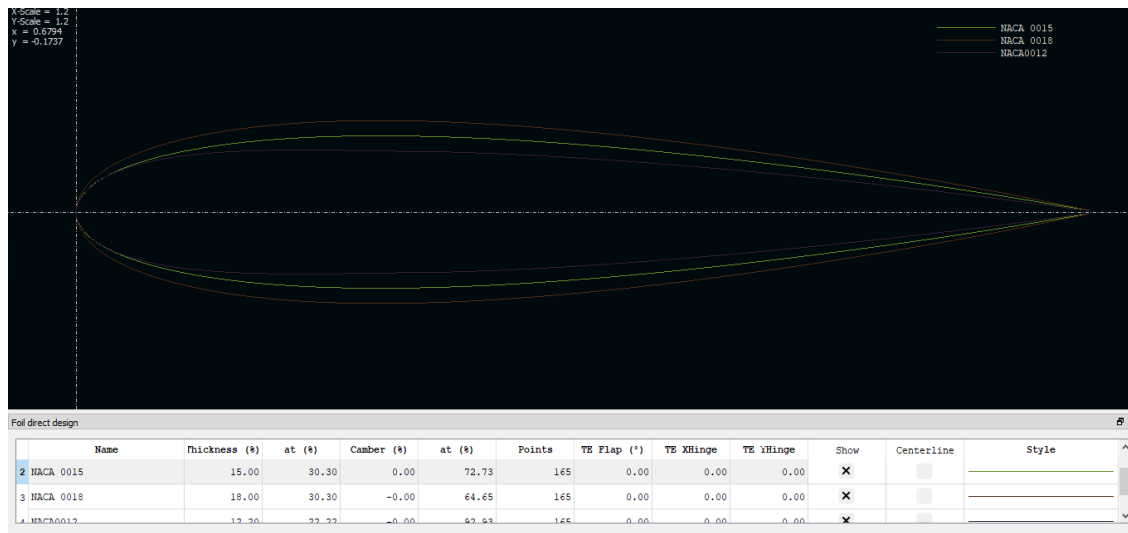


Análisis del ala

AR=10



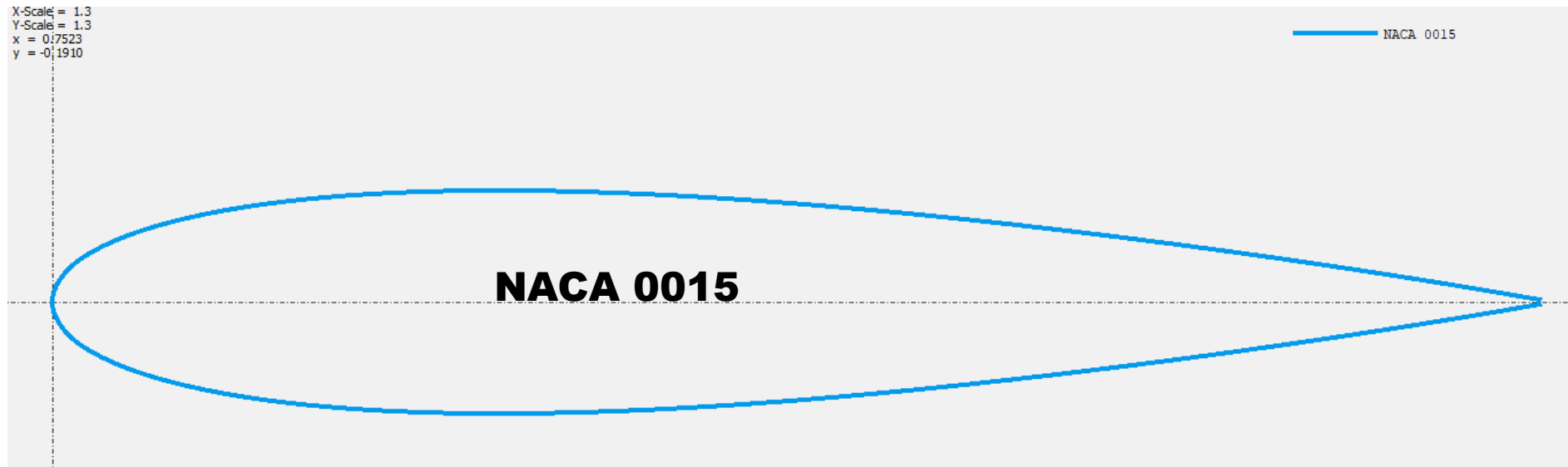
Selección y análisis del perfil de estabilizadores



- $C_{L\alpha}$
- Stall
- C_{Lmax}
- C_D
- E_{max}

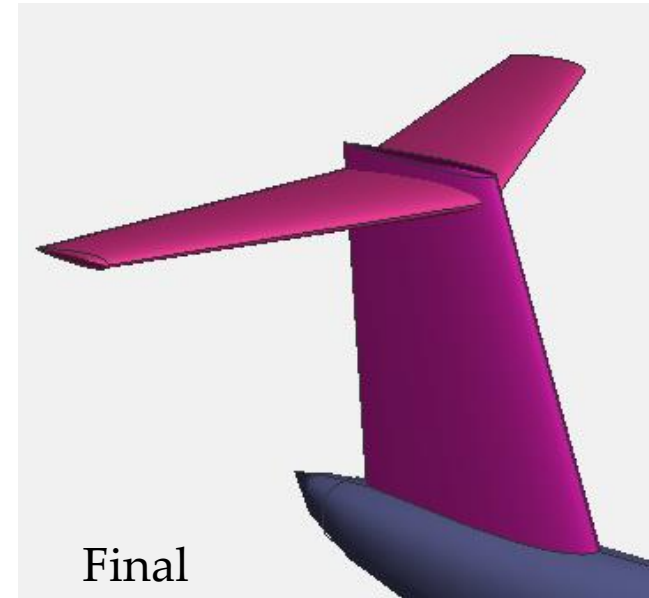


Selección y análisis del perfil de estabilizadores



C_{Li}	C_{L0}	C_{Lmax}	C_{Dmin}	C_{Dida}	$C_{Dvuelta}$	E_{max}	C_{m0}	$C_{L\alpha}$ (1/rad)	α_{CLmax} (°)	α_{CL0} (°)	Stall
0	0	2.0047	0.0053	0.00617	0.00537	151.7825	0	6.4947	21.5	0	Ok

Análisis de los estabilizadores



	AR	Λ	λ	Cl_α
HTP	5	25°	1	3.72
VTP	1.2	25°	1	2.30

	AR	Λ	λ	Cl_α
HTP	5	25°	0.5	3.94
VTP	1.5	25°	0.65	2.90

Dispositivos hipersustentadores

$$\Delta C_{D0_{flap}} = F_{flap} \left(\frac{C_f}{C} \right) \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) (\delta_{flap} - 10)$$

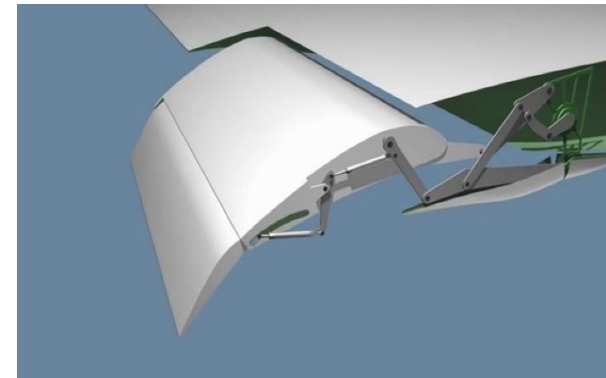
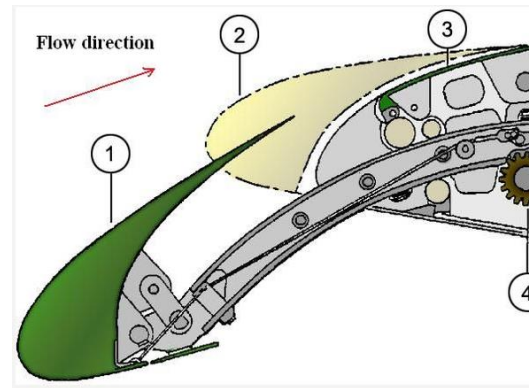
$\delta_{flap} \Rightarrow$ in degrees

$F_{flap} = 0.0144 \Rightarrow$ plain flaps

$F_{flap} = 0.0074 \Rightarrow$ slotted flaps



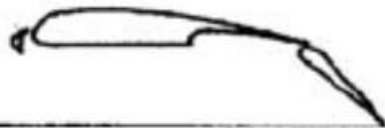
$C_f =$ chord length of flap

$$\Delta C_{L_{max}} = \frac{\Delta C_{L_{max0}}}{40 * 1.4} * \delta_f * \frac{c'}{c} * \frac{b_f}{b_w} * K$$



Tramo	δ_f	$\Delta C_{L_{max}}$	ΔC_{D0}	$\Delta \alpha_{CL_{max}}$	c'/c	b_f/b_w
Despegue	15°	0.5513	0.0083	~ 0°	1.3	0.55
Aterrizaje	40°	1.4702	0.0381	-0.5°		

Dispositivos hipersustentadores

			degrees			
Basic aerofoll Clark Y		1.29	15	7.5	-.085	TN 459
						
Handley Page slot and .40c Fowler flap deflected 40°		3.36	16	3.7	-0.740	TN 459

Estimación de la polar del avión

CBM

Elemento	L. Caract. (m)	Swet (m ²)	Cf	FF	Q	CD0
FUSELAJE	28	351.8584	0.0013	1.1924	1.0	0.0036
MOTORES	2.413	28.4972	0.0020	1.1363	1.5	0.000628
CARENAS DEL TREN	1.7	24.526	0.0021	1.3443	1.3	0.000591
UPSWEEP	-	-	-	-	-	0.01009
TREN DE ATERRIZAJE	-	-	-	-	-	0.023935
PÉRDIDAS Y PROTUBERANCIAS	-	-	-	-	-	0.00017

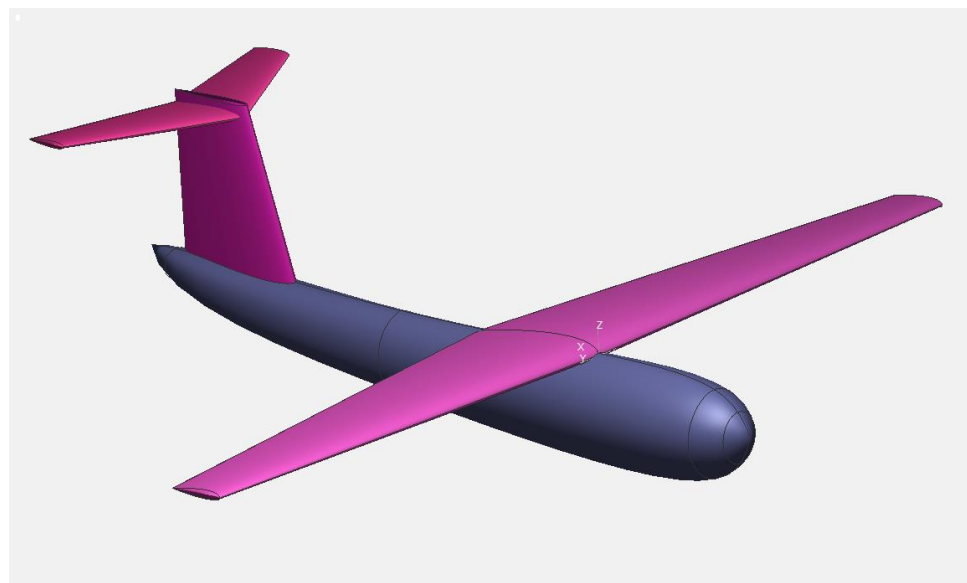
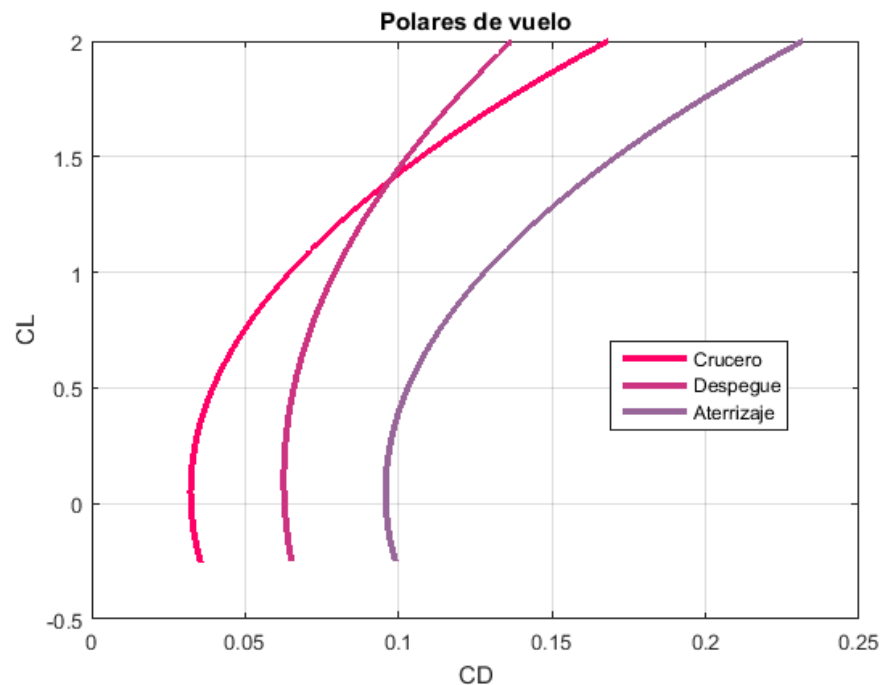
Hipersustentadores

Tramo	Deflexión	ΔCD_{0flap}
Despegue	15	0.0083
Aterrizaje	40	0.0381

XFLR5

Elementos	CD _{0,s}
HTP, VTP y ala	0.0080

Estimación de la polar del avión



Polar	Tramo	CD0	CD0_Superficies Ala, HTP, VTP, hipersustentadores	CD0_Fuselaje	CD0_Misc Motores, Carenas, Upsweep, L&P	k1	k2
Conf. Limpia	Crucero	0,0231	0,0080	0,0036	0,0115	0,0431	-0,0038
Conf. Sucia	Despegue 15°	0,0537	0,0147	0,0036	0,0115	0,0314	-0,0043
	Aterrizaje 40°	0,0855	0,0465	0,0036	0,0115	0,0436	-0,0042

Prometheus. Departamento de Propulsión y Actuaciones

Marta Rallo

Álvaro Parody

Elena Gómez



Propulsión y actuaciones

Propulsión – Análisis de plantas de potencia

	Allison T56-A-422	Pratt & Whitney Canada PW150	Rolls Royce Tyne RTy.11 Mk 512
Potencia	4910 <i>hp</i> → 14645.545 <i>KW</i>	5064 <i>hp</i> → 15104.897 <i>KW</i>	5075 <i>hp</i> → 15137.707 <i>KW</i>
Consumo específico	0.3163 <i>kg/kWh</i>	0.298 <i>kg/kWh</i>	0.31 <i>kg/kWh</i>
Peso/motor	835.06 <i>kg</i>	1006 <i>kg</i>	716.9 <i>kg</i>
Altura	1.13281 <i>m</i>	1.4 <i>m</i>	1.1176 <i>m</i>
Ancho	1.13284 <i>m</i>	1.4 <i>m</i>	0.762 <i>m</i>
Largo	3.71094 <i>m</i>	2.762 <i>m</i>	2.3368 <i>m</i>

Propulsión – Planta de potencia seleccionada



Motor Pratt & Whitney Canada PW150

Potencia de 5.075 cv

Planta propulsora de 20.200 cv, lo cual equivale a 15063.137 KW

Peso de cada motor: 716.9 kg

Medidas: Altura → 1.1176 m

 Ancho → 0.762 m

 Largo → 2.3368 m

Propulsión – Escalado y ajuste

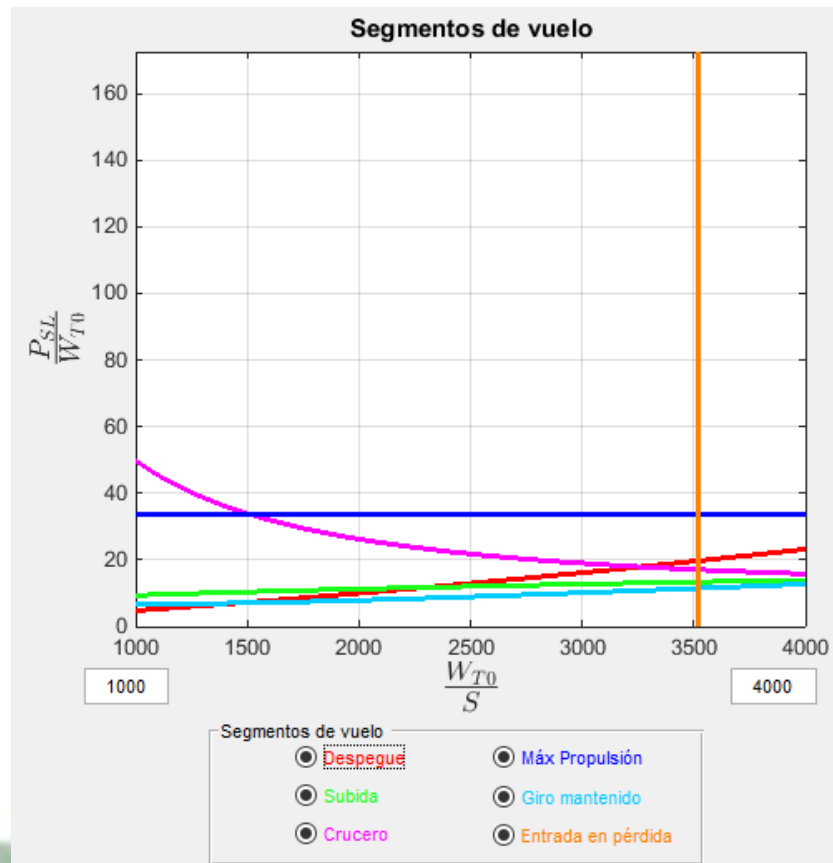
El motor se escala con un factor de escalado 1, por lo que las dimensiones son las mismas que las del motor base.

Las hélices se escalan para pasar de una hélice de 6 palas a una de 8 palas.

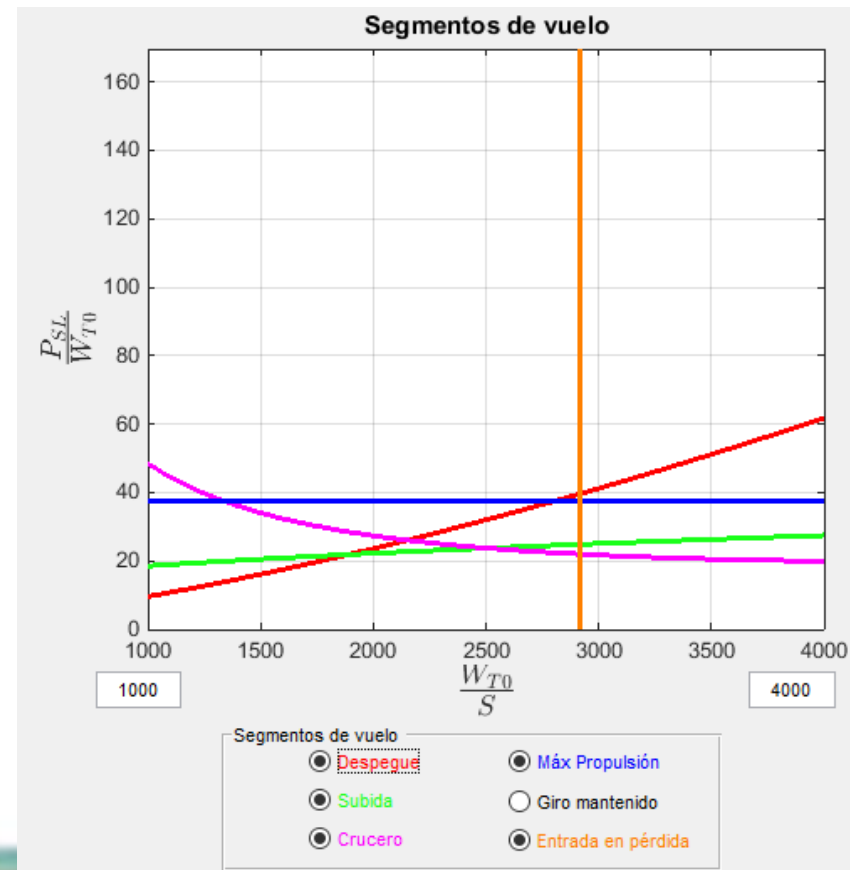
$$D_6 = 4.1 \text{ m} \rightarrow D_8 = 3.815 \text{ m}$$

Selección de carga alar (W/S)

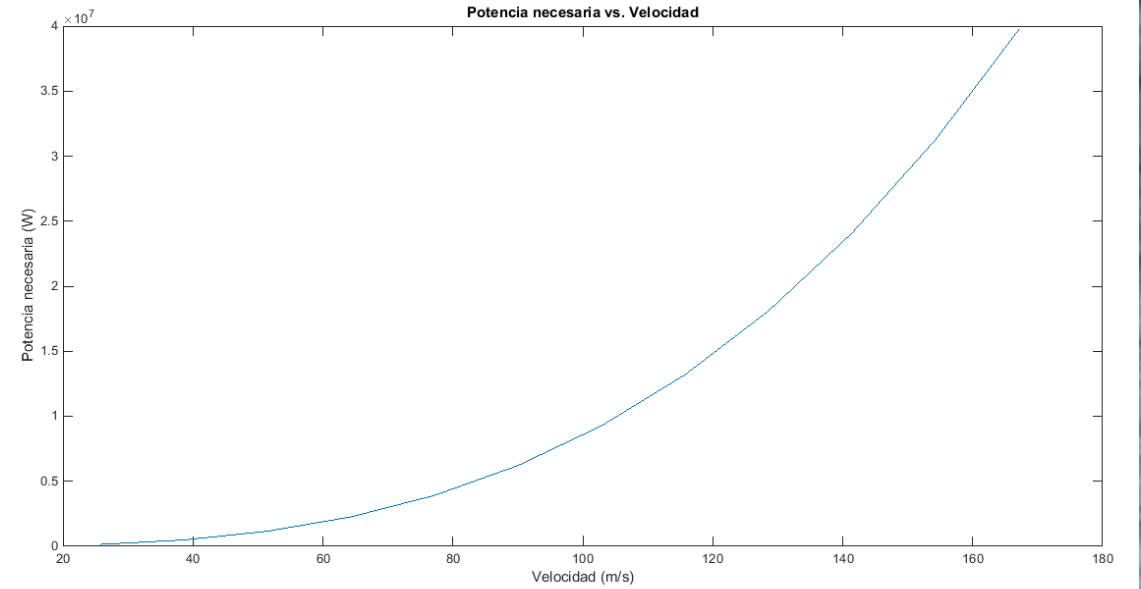
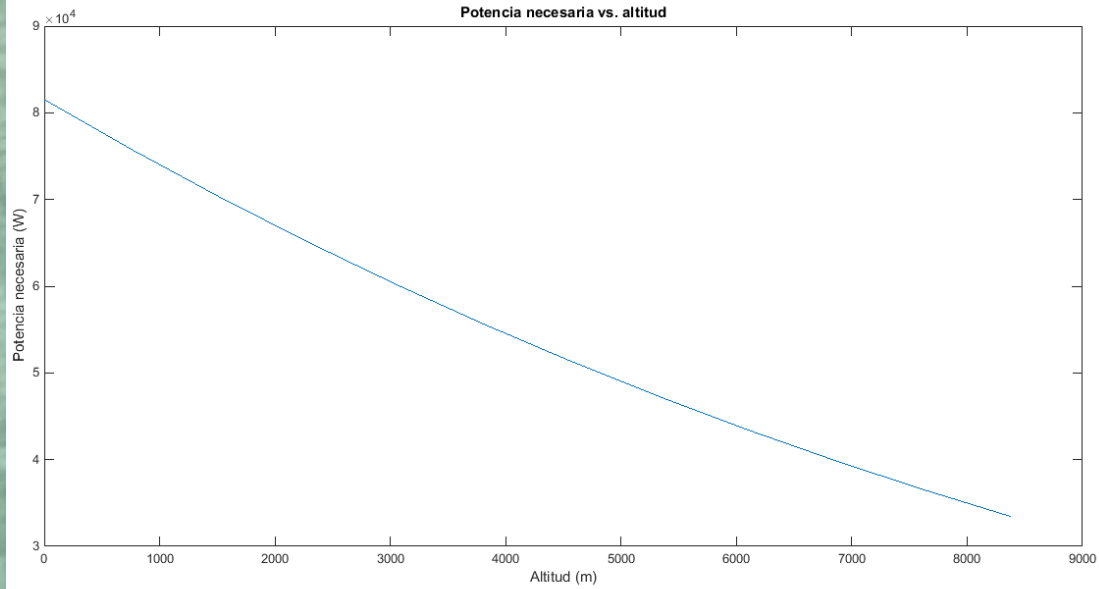
Misión de primera línea



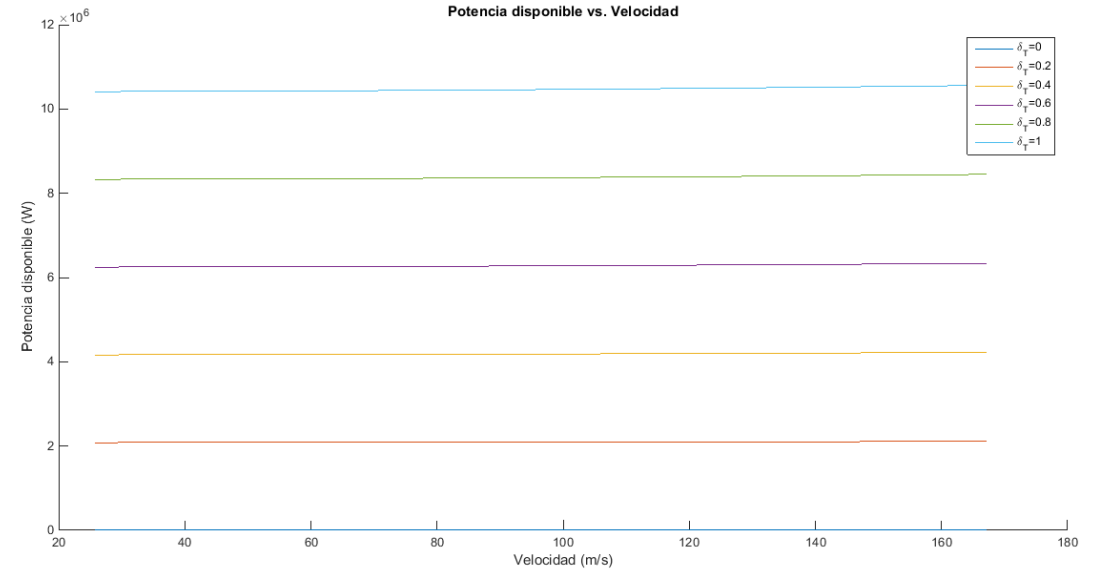
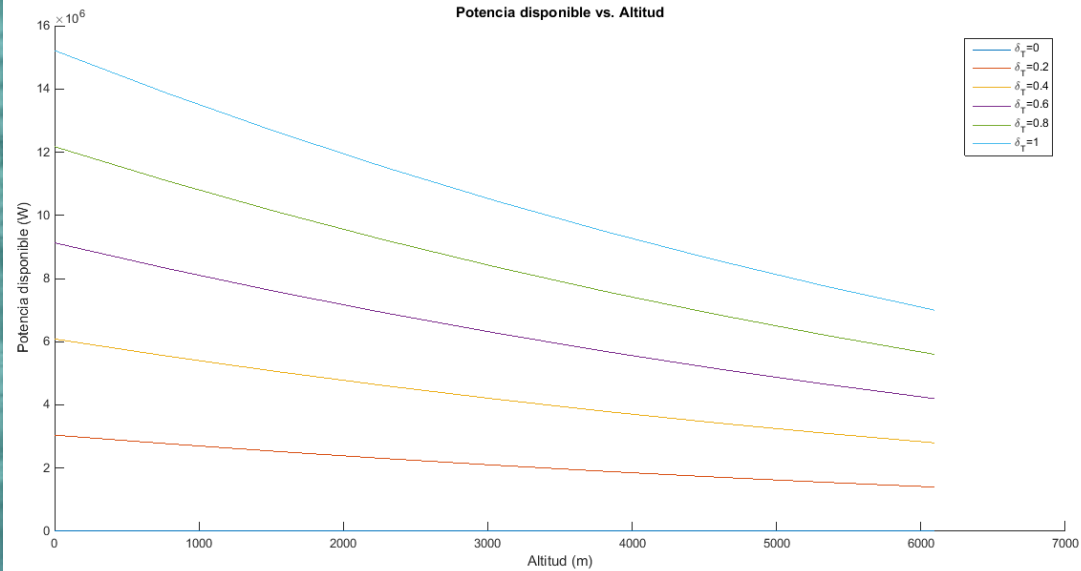
Misión ferry



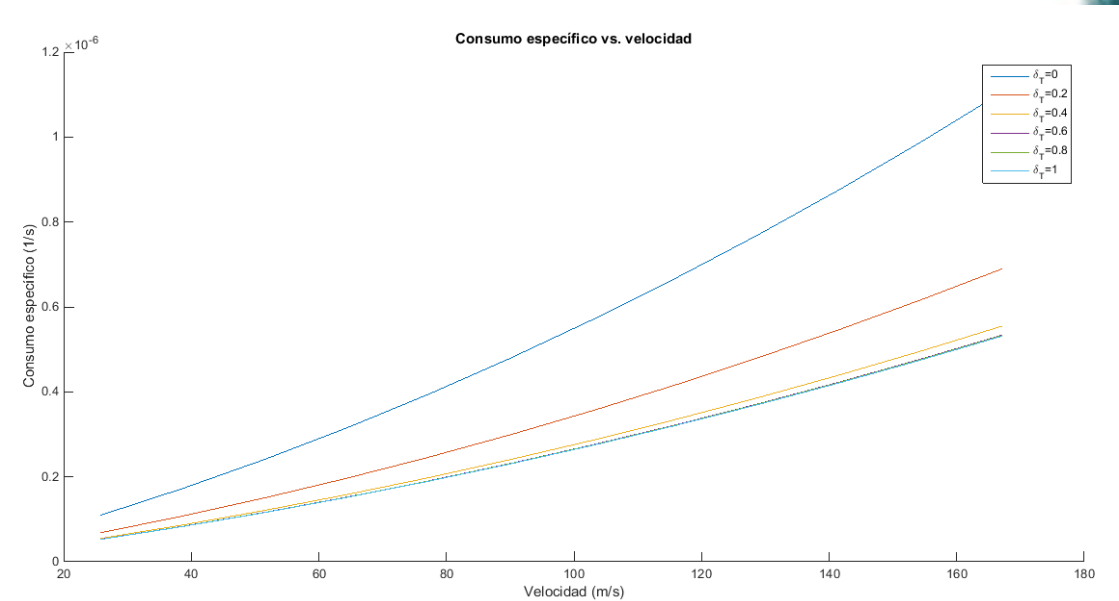
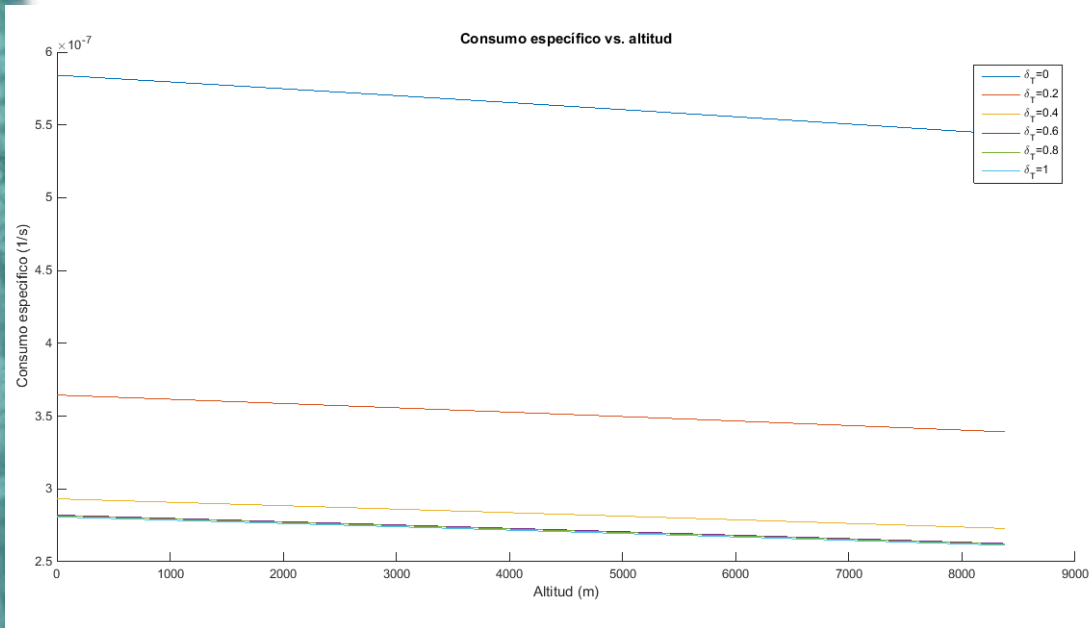
Curvas de actuaciones – P necesaria vs. h and V



Curvas de actuaciones – P disponible vs. h and V



Curvas de actuaciones – SFC vs. h and V



Actuaciones – Despegue

	Misión primera línea	Misión ferry
Temperatura local	307 K	307 K
Altura local	1524 m	1524 m
Presión local	84307 K	84307 K
Coeficiente de fricción	0.05	0.05
Palanca de gases	0.9	0.7
Velocidad	58.59 m/s	56.52 m/s
Distancia despegue	377.97 m	390.7642 m

Actuaciones – Subida

	Misión primera línea	Misión ferry
Altura inicial	1600 m	1600 m
Altura final	2438.4 m	8229.6 m
Velocidad inicial	58.59 m/s	56.52 m/s
Velocidad final	123.467 m/s	133.756 m/s
Gamma de subida	0.032	0.032

Actuaciones – Crucero

	Misión primera línea		Misión ferry
	Crucero de ida	Crucero de vuelta	
Altura inicial	2438.4 m	4572 m	8229.6 m
Distancia final	304412 m	168317.8 m	4124935.02 m
Mach de vuelo	0.3738	0.4796	0.4356

Actuaciones – Viraje de descarga

	Misión primera línea
Altura inicial	76.2 m
Tiempo final	190.954 s
Velocidad de viraje	61.5 m/s
Radio de giro	621.649 m
Factor de carga	1.8969

Se lanzan 6803.887 kg, un total de 3 veces, siendo la secuencia:

Giro – Descarga

Alcanzando un total de

20411.66 kg

Actuaciones – Descenso

	Misión primera línea	Misión ferry
Altura inicial	4572 m	8229.6 m
Altura final	1539.24 m	1539.24 m
Velocidad inicial	154.333 m/s	133.756 m/s
Velocidad final	36.0139 m/s	36.5255 m/s
Ángulo de descenso	0.0593	0.0593

Actuaciones – Aterrizaje

	Misión primera línea	Misión ferry
Temperatura local	307 K	307 K
Altura local	1524 m	1524 m
Presión local	84307 Pa	84307 Pa
Coeficiente de fricción	0.05	0.05
Palanca de reversa	0.8	0.8
Velocidad aterrizaje	36.0139 m/s	36.5255 m/s
Tiempo en activar frenos	7s	7s
Distancia aterrizaje	500.6304 m	511.0241 m

Optimización de las operaciones

Despegue: $V_{TO} = 1.2 \cdot V_{STALL}$

$$V_{primera\ línea} = 58.59\ m/s$$

$$V_{ferry} = 53.3720\ m/s$$

Subida: Mínimo ángulo de subida

→ 0.017 hasta 1500 ft

→ 0.032 a partir de 1500 ft

Crucero: V_{max} admitida

Descenso: $\gamma_{min} \rightarrow 0.0593$

Viraje:

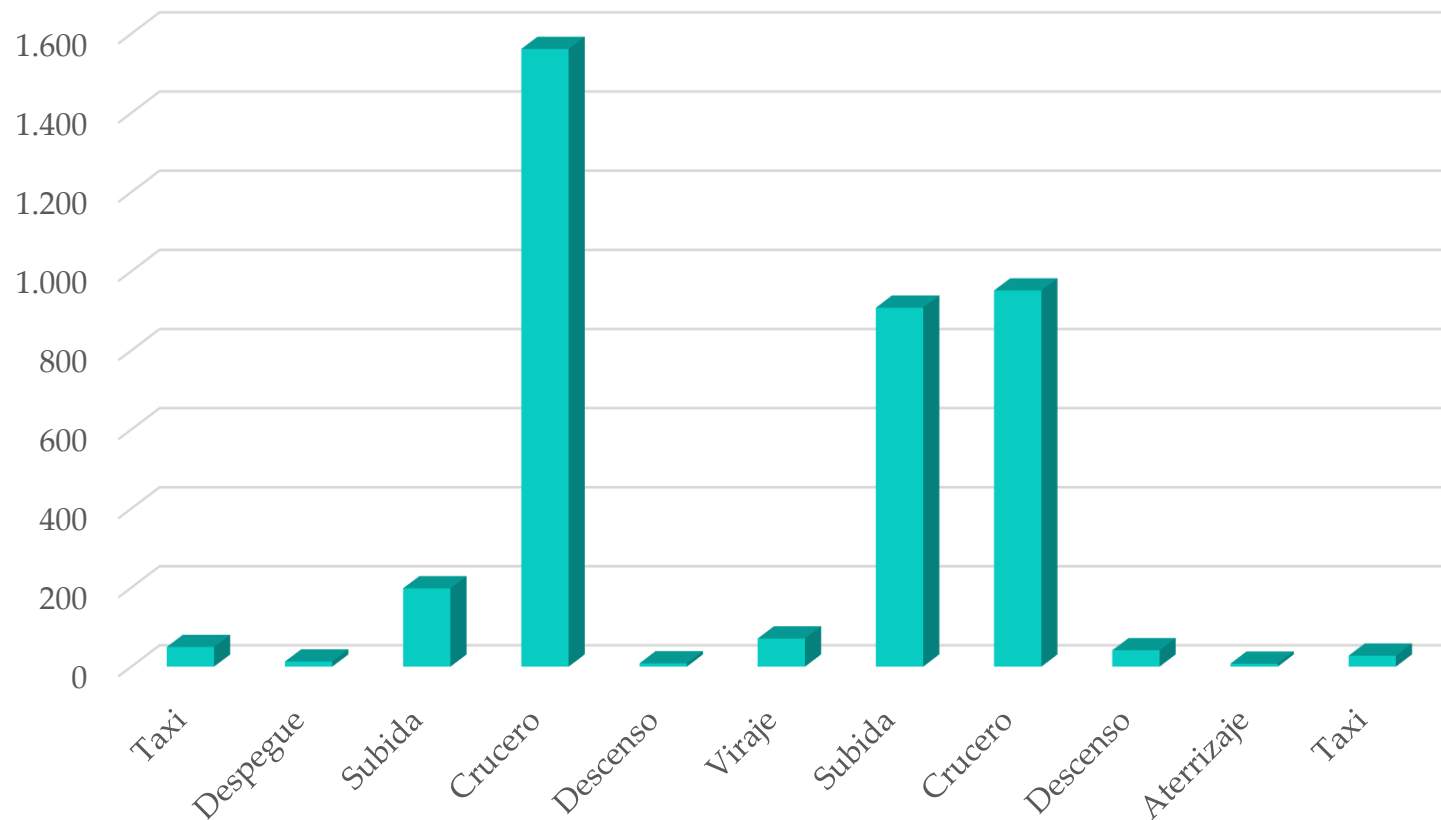
$$V_{min\ drag} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{3C_{D0}}}} \rightarrow 61.5\ m/s$$

Aterrizaje: $V_{LND} = 1.23 \cdot V_{STALL}$

$$V_{primera\ línea} = 49.2698\ m/s$$

$$V_{ferry} = 36.5255\ m/s$$

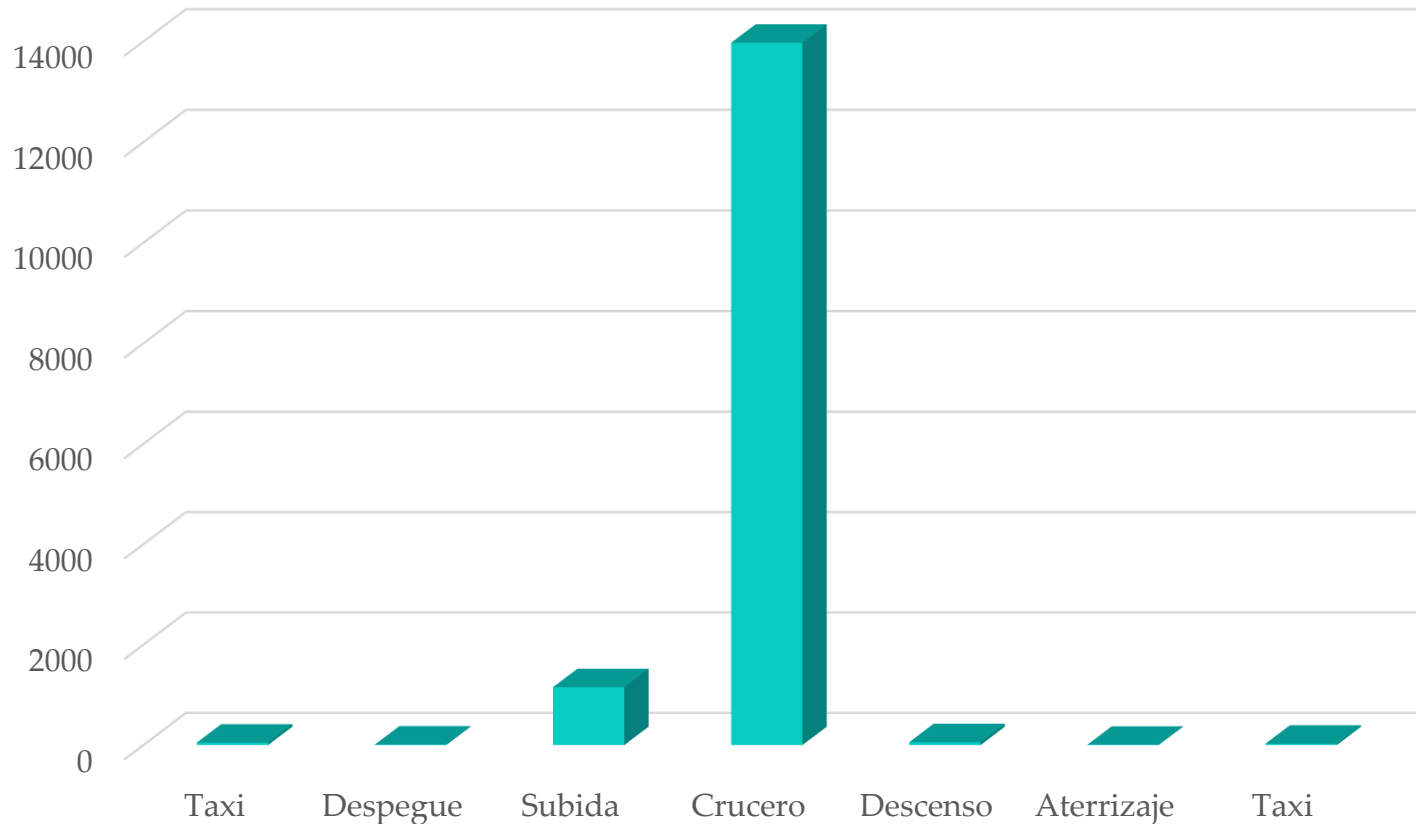
Estudio de consumo de combustible – Misión primera línea



El consumo total es
de 3838.3545 kg
+
4.7 % de reserva

$$W_{fuel} = 4017.13 \text{ kg}$$

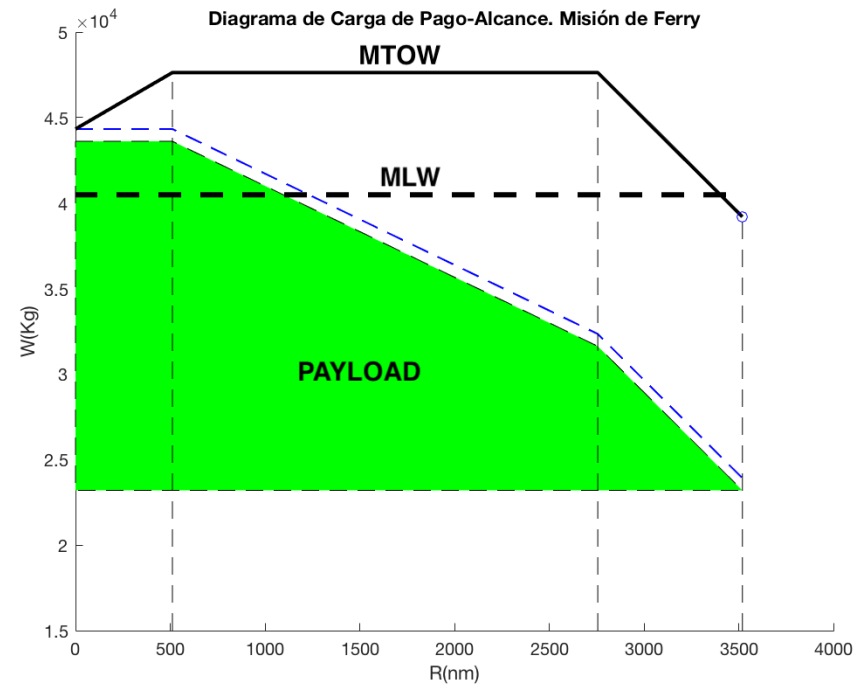
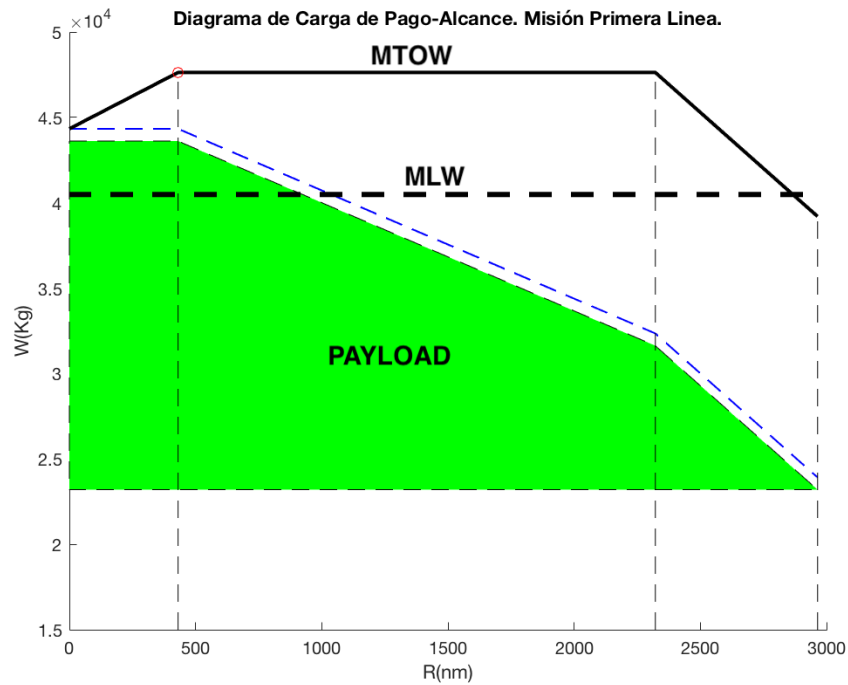
Estudio de consumo de combustible – Misión ferry



El consumo total es
de 15282.4576 kg
+
4.7 % de reserva

$$W_{fuel} = 16001.24 \text{ kg}$$

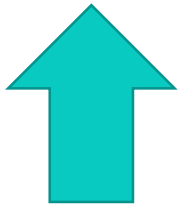
Diagramas carga de pago-Alcance



Posibles mejoras



Velocidad en crucero



Altitud en crucero



Tiempo



Recursos

Hasta alcanzar una posición
de palanca de gases de
aproximadamente
0.85

Prometheus. Departamento de Estabilidad y Control

Julio Fernández

Víctor López



Estabilidad y Control

ME, Centro de gravedad e incidencia

Centro de gravedad (m)	
CG más adelantado	12.22
CG más atrasado	13,8

Incidencia	
Ala	0,75°
Estabilizador	0,25°

Margen estático

	Payload Fuel	Payload No Fuel	No Payload Fuel	No Payload No Fuel
Xcg (morro)	12.86	12.856	12.86	12.949
SM (%)	23.8	23.9	23.8	21.5
% MAC	44.39	44.29	44.39	46.66

Ángulos y Deflexiones

Misión Primera Línea		Principio	Final
Ida	α	2,045°	1,915°
	δ	-1,02°	-0,89°
Vuelta	α	0,088°	0,01°
	δ	0,995°	1.075°

Ferry		Principio	Final
	α	3,2°	1,3°
	δ	-2,15°	-0,25°

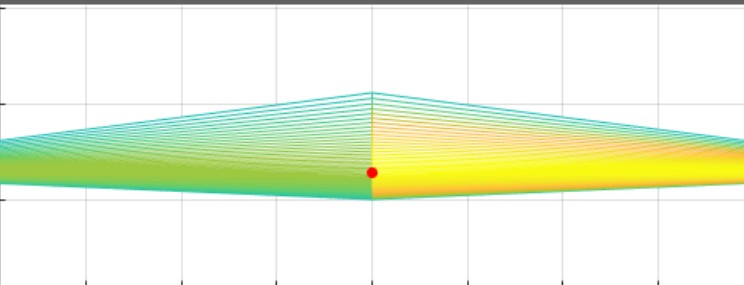
Diseño de Superficies – Ala

WING PROPERTIES EDITION

LOAD .MAT FILE

```
0 0 1
1 0.15 0.4
```

Red Point represents the Aerodynamic Center of the Wing



Geometry Data

Basic

S (m ²)	154	AR	10	c_r (m)	5.6	LAMle (°)	2.4
b (m)	39.2	TR	0.4	c_t (m)	2.24	X_ca (m)	12.1

Advanced

D (°)	0	LAMc4 (°)	0	LAMc2 (°)	-2.4	Z_ca (m)	-2
c_MAC (m)	3.92	x_ca (m)	1.4	y_ca (m)	8.41	z_ca (m)	0
i (°)	0.75	t/c	0.15	S_exp (m ²)	150		

Control

ca/c	0.2
y0/(b/2)	0.59
y1/(b/2)	1

SAVE ? CLOSE

Aerodynamic Data

C_L0	0.12	C_La (1/rad)	5.68	C_la (1/rad)	6.39	C_M0	-0.009	eta	1
------	------	--------------	------	--------------	------	------	--------	-----	---

Diseño de Superficies – Alerones

AILERONS DESIGN

b (m)	<input type="text" value="39.2"/>	S (m ²)	<input type="text" value="154"/>	LAM (°)	<input type="text" value="2.45"/>	V_cor (m/s)	<input type="text" value="48"/>
h (m)	<input type="text" value="5000"/>	c_r (m)	<input type="text" value="5.6"/>	c_t (m)	<input type="text" value="2.24"/>		

Available $C_{l_{da}}$ Estimation

ca/c	<input type="text" value="0.2"/>	Cla	<input type="text" value="5.68"/>
t/c	<input type="text" value="0.15"/>		
y_0 (m)	<input type="text" value="11.6"/>	y_1 (m)	<input type="text" value="19.6"/>

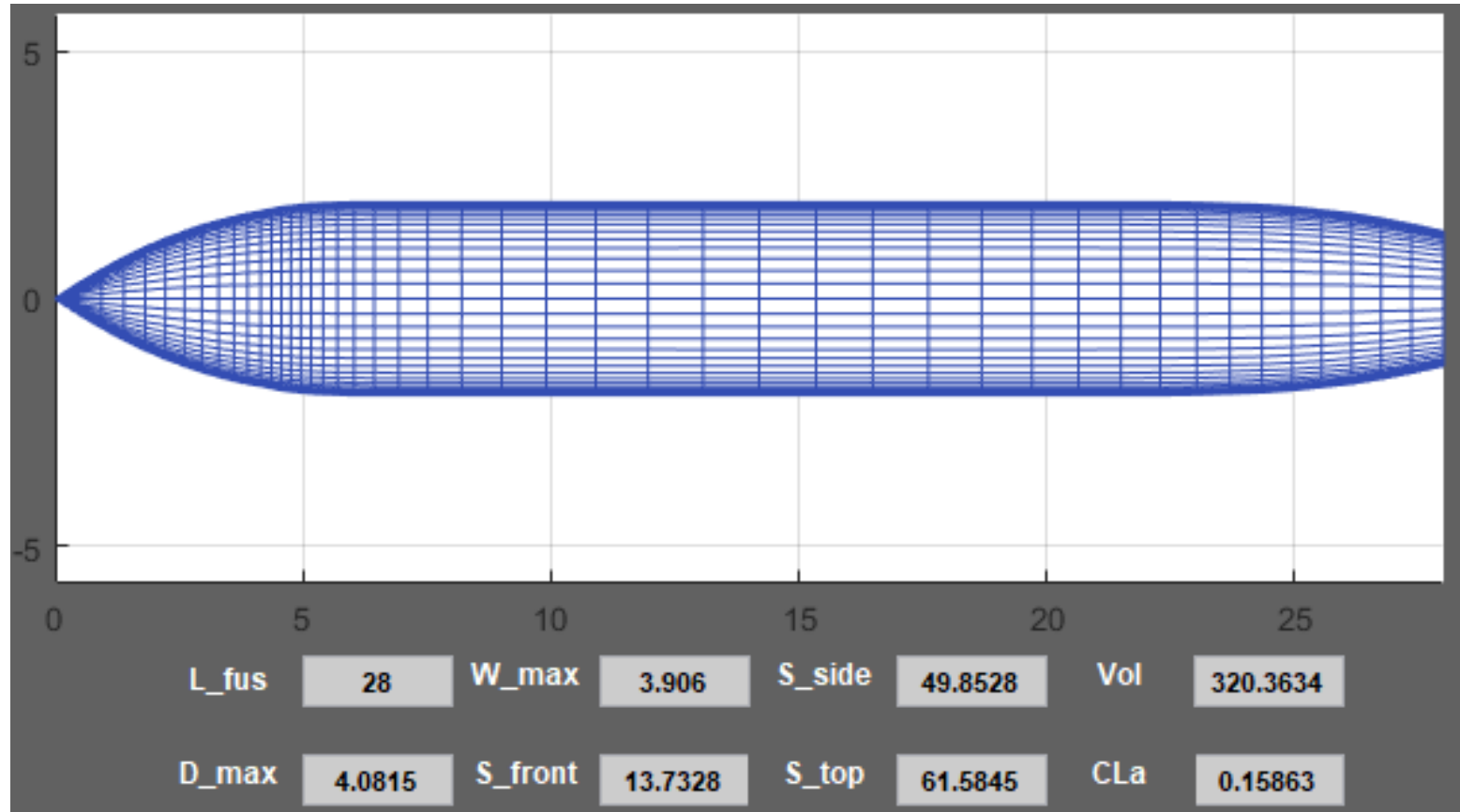
$C_{l_{da}}$

Required $C_{l_{da}}$ Calculation

P (rad/s)	<input type="text" value="0.35"/>	da_max (°)	<input type="text" value="20"/>
-----------	-----------------------------------	------------	---------------------------------

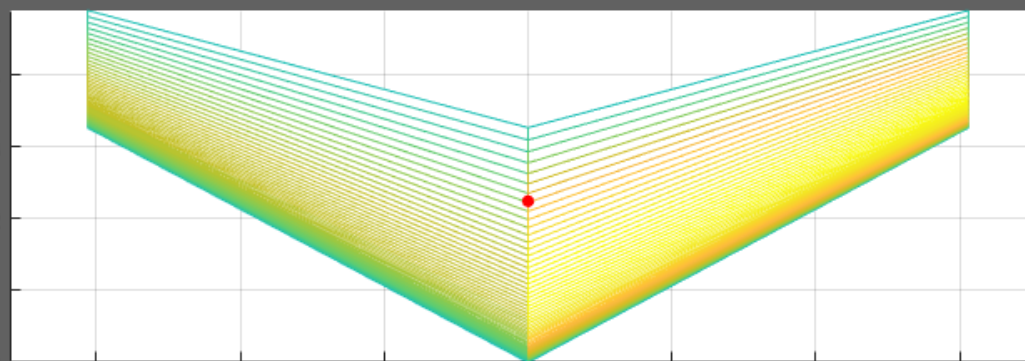
($C_{l_{da}}$)_req

Diseño de Superficies – Fuselaje



Diseño de Superficies – Estabilizador Horizontal

HORIZONTAL STABILIZER EDITION



Load .mat File

0	0	1
1	0.999	0.5

Geometry Data

S (m ²)	30	c_r (m)	3.27	LAMle (°)	28	X_ca (m)	28.5
b (m)	12.2	c_t (m)	1.63	LAMc4 (°)	25	Z_ca (m)	8.44
AR	5	TR	0.5	LAMc2 (°)	22	x_ca (m)	2.24
S_exp (m ²)	30	c_MAC (m)	2.45	i (°)	0.25	y_ca (m)	2.72
		t/c	0.15	D (°)	0	z_ca (m)	0

Control

ca/c	0.25
y0/(b/2)	0.1
y1/(b/2)	1

Aerodynamic Data

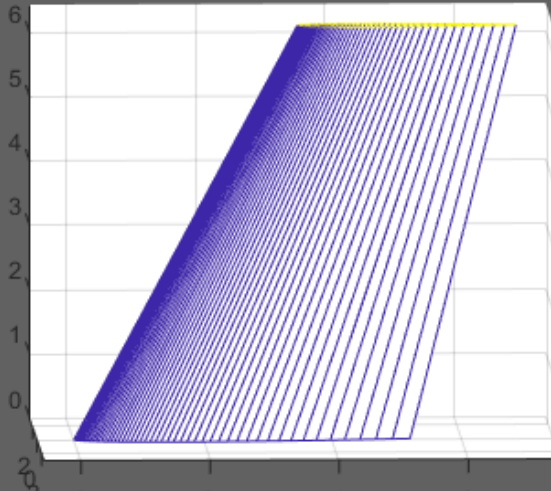
C_L0	0	C_La (1/rad)	3.94	C_la (1/rad)	6.37	C_M0	0	eta	0.95
------	---	--------------	------	--------------	------	------	---	-----	------

SAVE

CLOSE

Diseño de Superficies – Estabilizador Vertical

VERTICAL STABILIZER PROPERTIES EDITION



Control Data

cr/c	0.41
y0/(b/2)	0
y1/(b/2)	1

Aerodynamic Data

C _{La} (1/rad)	2.9
C _{la} (1/rad)	6.37

Geometry Data

S (m ²)	27.7	c _r (m)	5.21	LAMle (°)	28	X _{ca} (m)	25.6
b (m)	6.45	c _t (m)	3.39	c _{MAC} (m)	4.3	Z _{ca} (m)	5
AR	1.5	TR	0.65	t/c	0.15	eta	0.95

0 0 1
1 0.665 0.65

Load .mat File

CLOSE ? SAVE

Diseño de Superficies – Estabilizador Vertical

Fallo Motor

Requisitos	
Altitud (ft)	5000
Velocidad max (m/s)	44,48
Dist Motor (m)	8,3
Deflexion max (°)	20



Cn_dr

-0,08172

Cn_dr

-0,098327



Operativo	
Brazo Palanca(m)	12,7
Cla	2,9
Sr/Sv	0,41

Sideslip Angle & OEI Crucero

Motor Inoperativo	Condicion critica	Aterrizaje
	V/Vstall	1.2
	P/Pmax	0.25
	β (°)	0



φ (°)	δa (°)	δr (°)
-4.8121	-3.8808	17.7967

φ (°)	δa (°)	δr (°)
0.8745	2.9872	9.2431



Sideslip Angle	Condicion critica	Aterrizaje
	V/Vstal	1
	β (°)	15

OEI Ferry



φ (°)	δa (°)	δr (°)
-4.9882	-4.3217	19.8184

Motor Inoperativo	Condicion critica	Aterrizaje
	V (m/s)	56,52
	P/Pmax	0.25
	β (°)	0

Momentos de Inercia

	Combustible [Kg]	I_{xx} [Kg*m ²]	I_{yy} [Kg*m ²]	I_{zz} [Kg*m ²]	I_{xz} [Kg*m ²]
Crucero Ida	2975.5 (+ Payload)	1193000	2024000	1965000	189912.985
Crucero Vuelta	730.85	610125.937	1036000	1005000	97144.786
Ferry comienzo	14777.21	971344.293	1649000	1600000	154658.289
Ferry final	803.42	612001.556	1039000	1008000	97443.424

Estabilidad Estática – Crucero

LONGITUDINAL		CL	CD	CM
	a	7.5441	0.2331	-0.9151
	u	0.0655	0.0020	0
	q	6.9881	0	-23.8650
	aDot	2.6424	0	-3.8167

CONTROL DERIVATIVES		CL	CD	CM
	de	0.4426	0.0137	-1.7673
	dc	0	0	0

LAT-DIREC		Cy	Cl	Cn
	beta	-0.5293	-0.0969	0.1343
	p	-0.0462	-0.5859	-0.0464
	r	0.2905	0.0949	-0.1051
	betaDot	-0.0215	-0.0025	0.0071

CONTROL DERIVATIVES		Cy	Cl	Cn
	dr	0.5578	0.0647	-0.1835
	da	0	0.2682	-0.0296

Estabilidad Dinámica - Crucero

Autovalores Longitudinal	Parte Real				Parte imaginaria			
	S1	S2	S3	S4	S1	S2	S3	S4
	-1.2119	-1.2219	-0.03197	-0.03197	1.2768	1.2768	0.08784	-0.08784

Fugoida	Corto Periodo			
	ξ_{PH}	ω_{PH}	ξ_{SP}	ω_{SP}
Requisitos	>0,04	-	0.3 < ξ_{SP} < 2	-
Resultados	0.3420	0.0935	0.6884	1.7604

	Balanceo holandés		Espiral	Alabeo
	ξ_{DR}	ω_{DR}	T/2(s)	
Requisitos	>0,08	>0,4	>20	<1,4
Resultados	0.1119	1.7614	268.2	0.2

Autovalores Lat-dir	Parte Real					Parte imaginaria				
	S1	S2	S3	S4	S5	S1	S2	S3	S4	S5
	0	-3.465	-0.1971	-0.1971	-0.0025	0	0	1.7503	-1.7503	0

