



ASLAN

PROYECTO DANDELION

Diseño

- Evolución
- Dibujos CAD
- Detalles Dibujos CAD. Planos y dimensiones.
- Diseño interior
- Sistemas
- Justificación del diseño
- Avances tecnológicos

Justificación elementos diseño

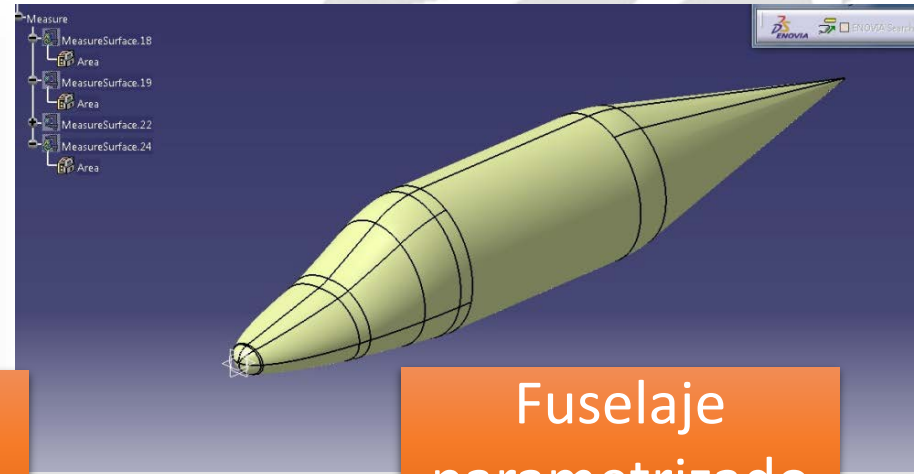
- MOTORES ELEVADOS Y HACIA ATRÁS (PUSHER)
- CANARD: a prueba de *stall* y compensa encabritado
- TIPSAILS: Winglet + Estab. Vertical
- DIÁMETRO FUSELAJE GRANDE: Confort



Evolución



Diseño
servilleta



Fuselaje
parametrizado



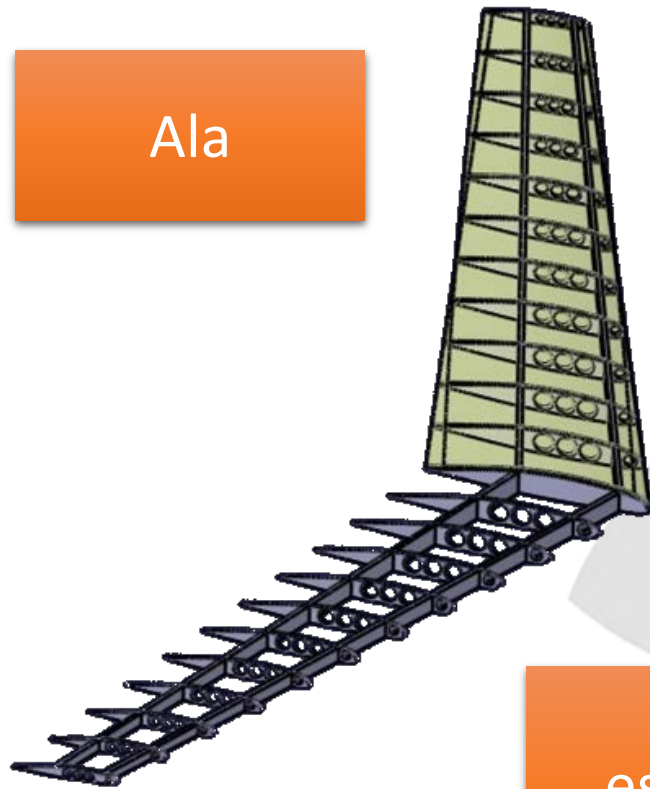
Perspectiva isométrica
versión 2



Perspectiva isométrica
versión 3

Evolución

Ala



Canard



Diseño
estructural
parametrizado

Evolución

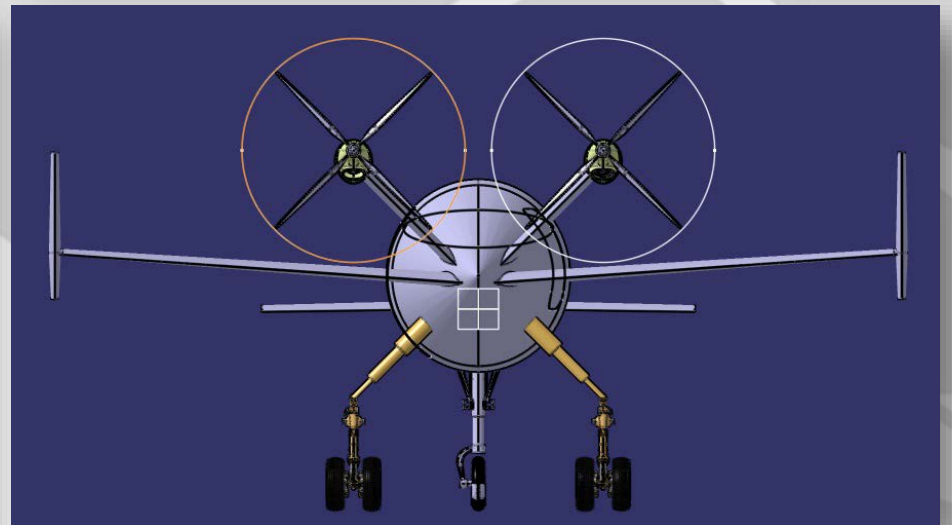
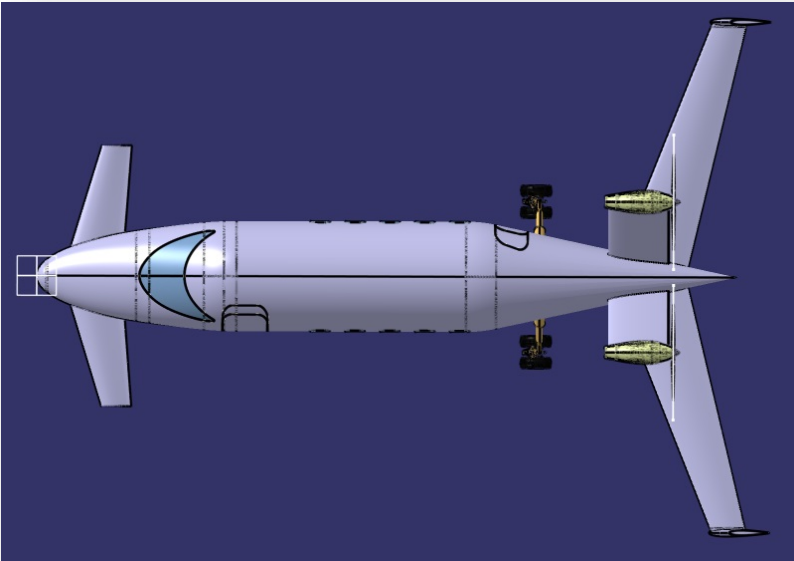
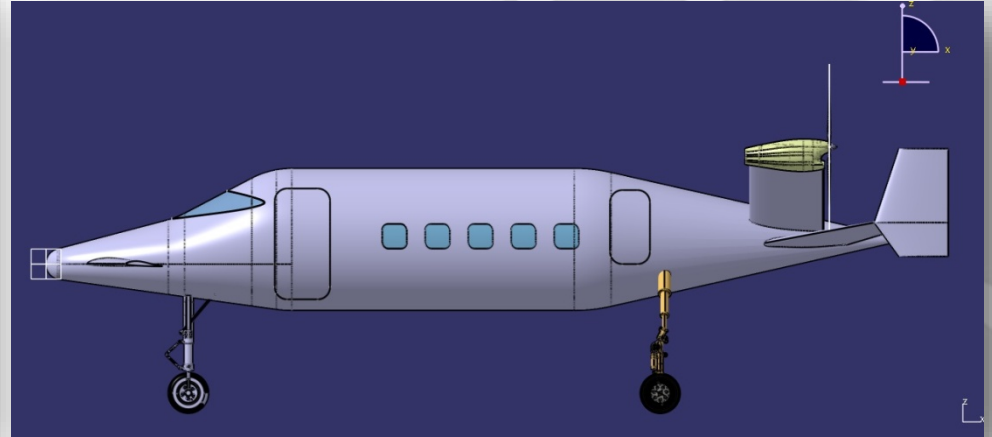
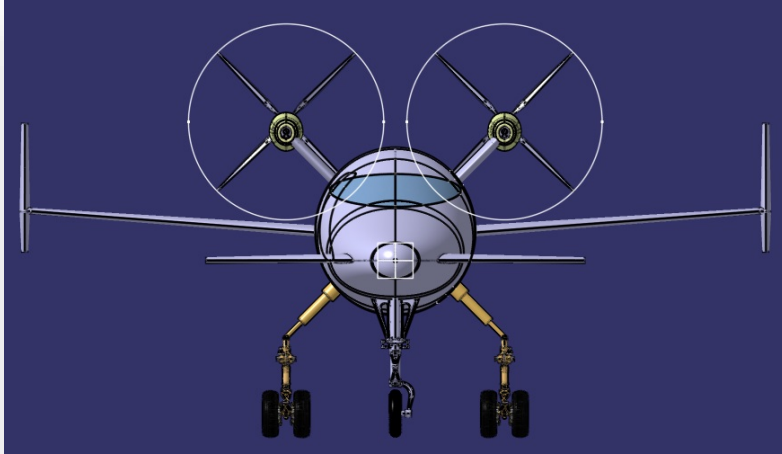


DISEÑO FINAL

ASLAN

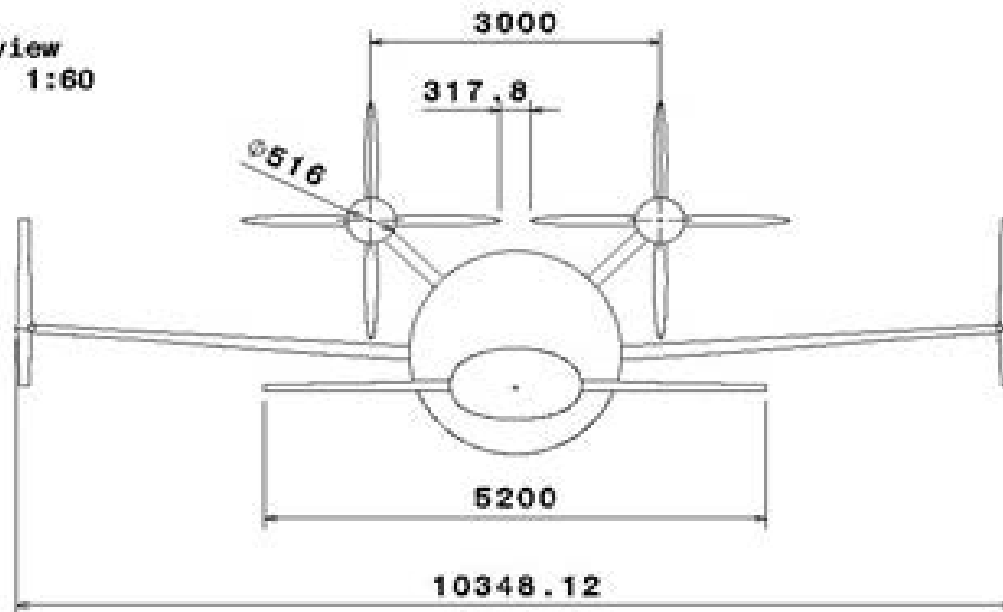
ASLAN. PROYECTO DANDELION.

Diseño final vistas

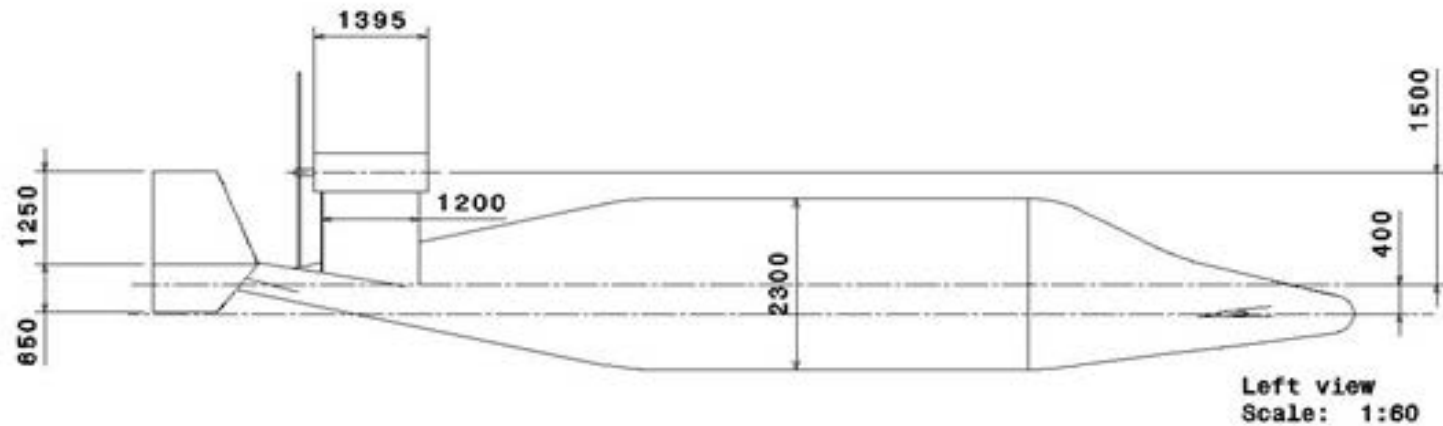


Planos/dimensiones

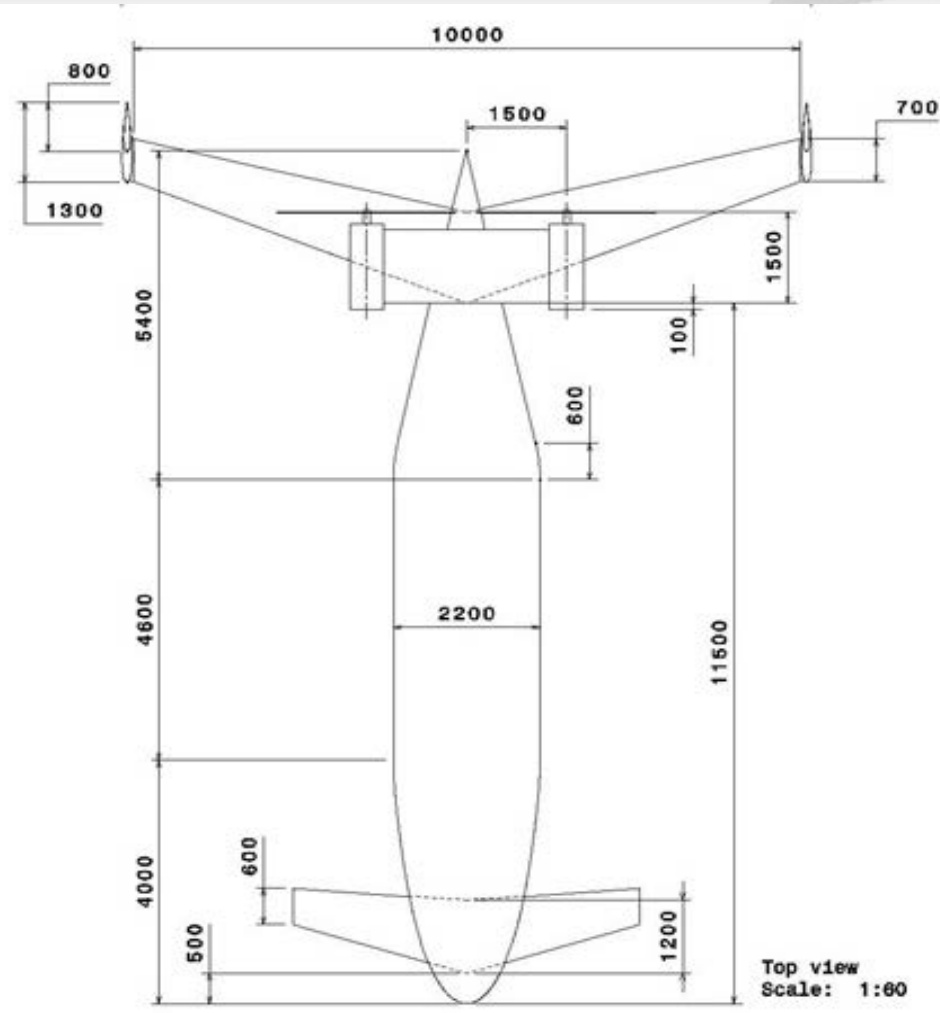
Front view
Scale: 1:60



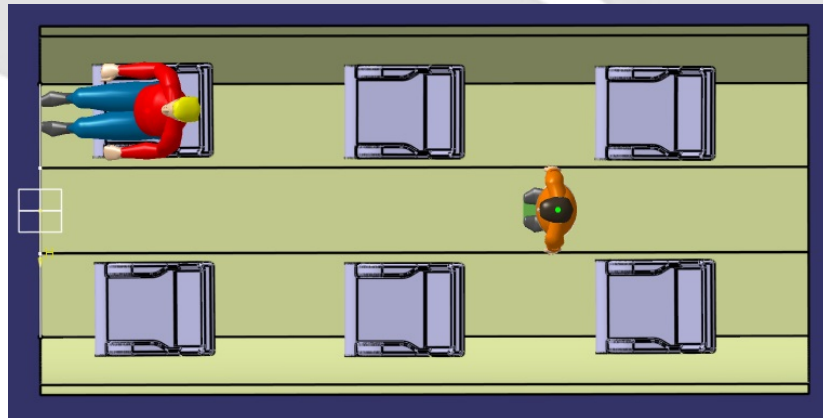
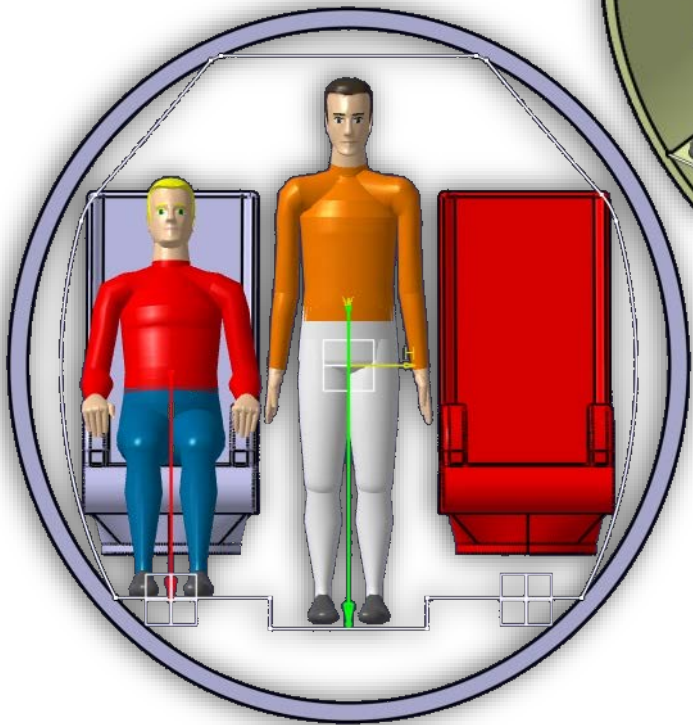
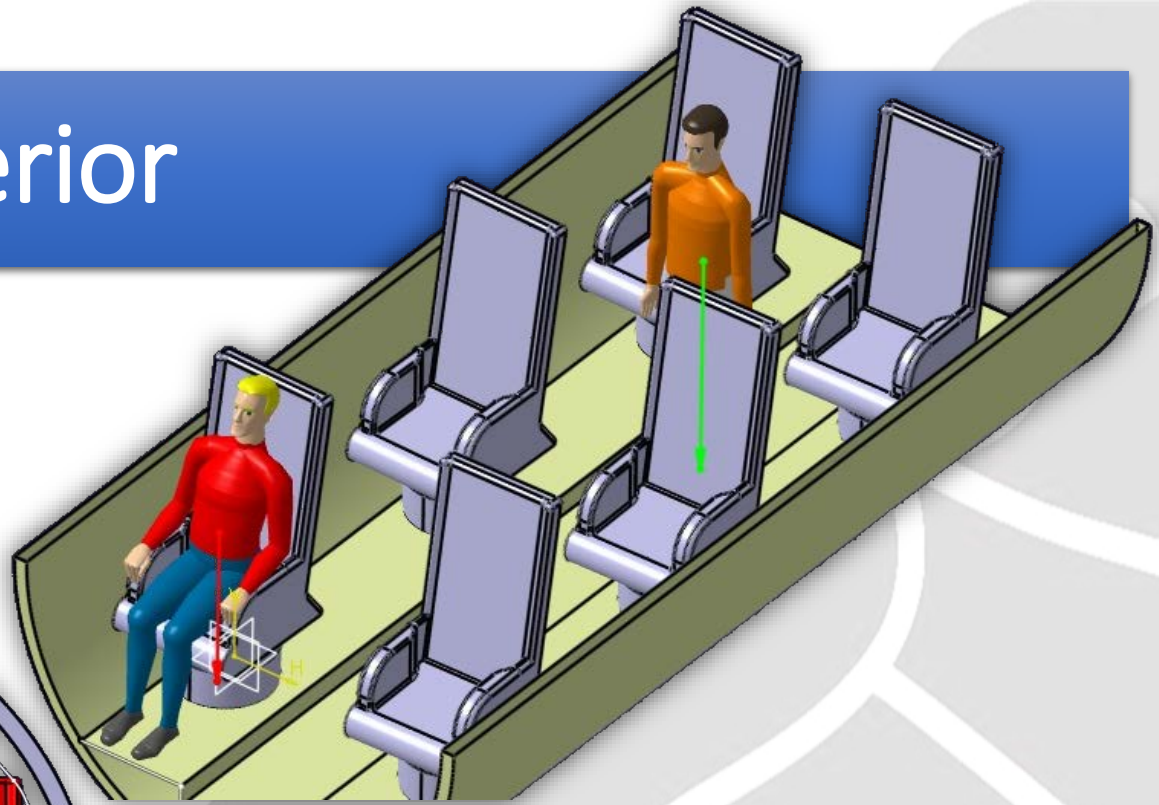
Planos/dimensiones



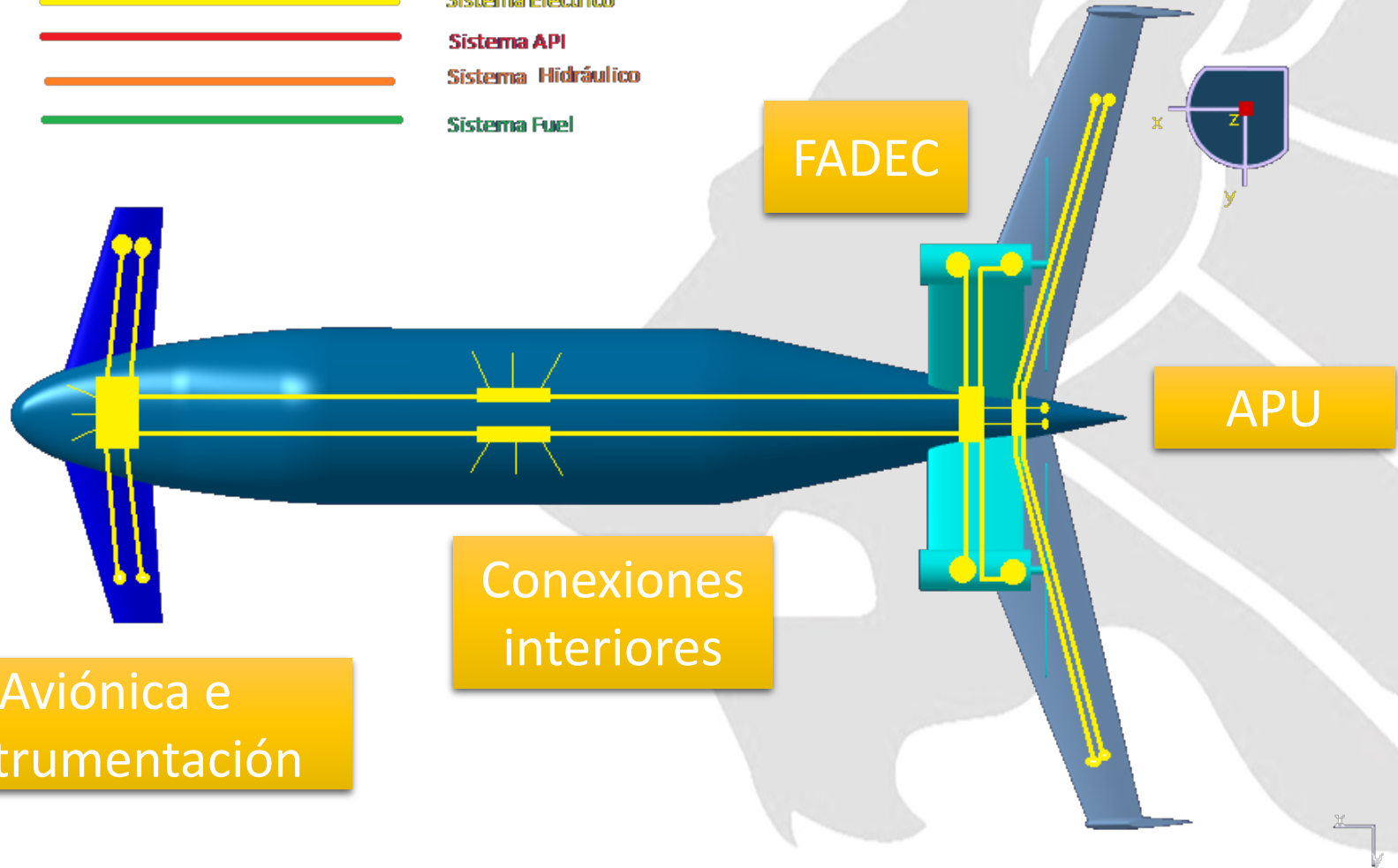
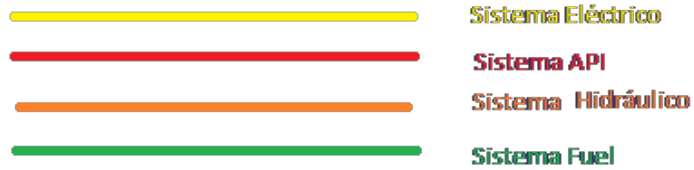
Planos/dimensiones



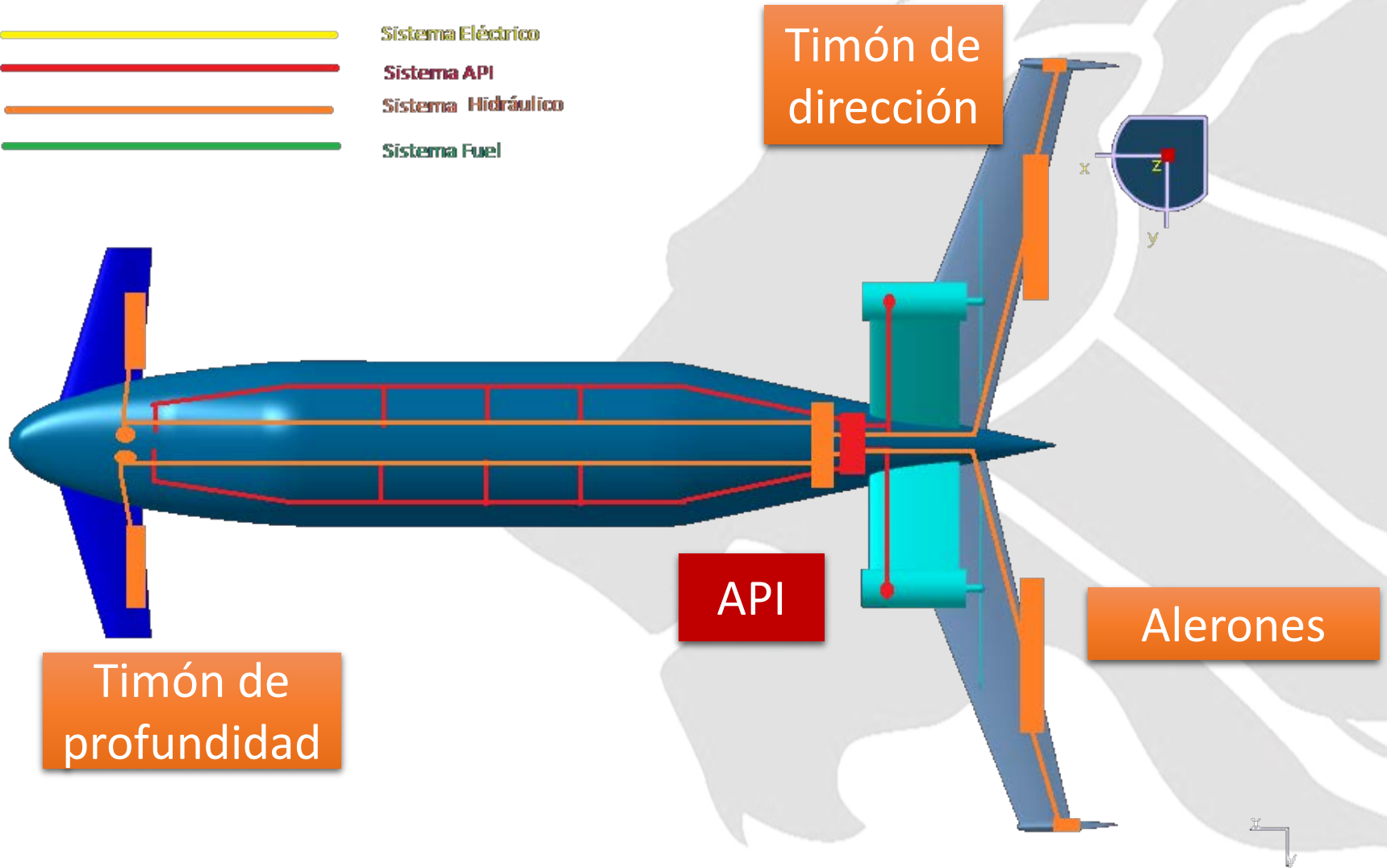
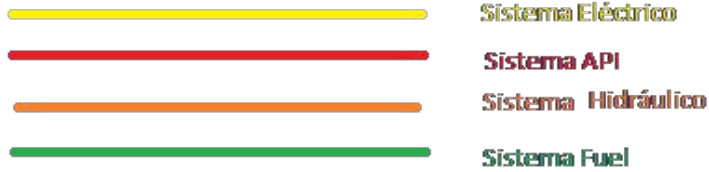
Diseño interior



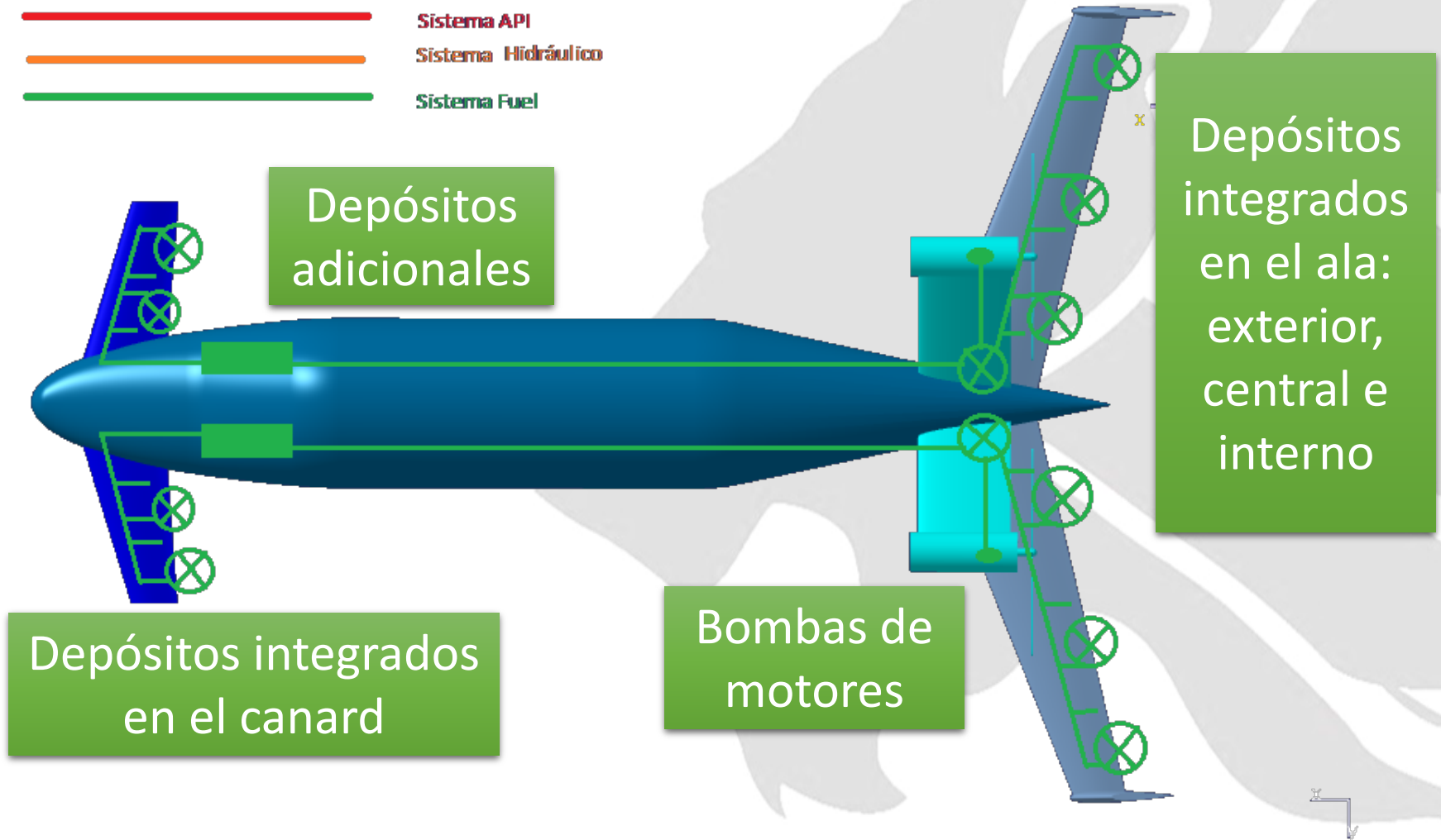
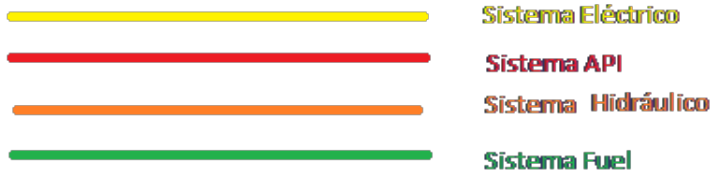
Sistemas



Sistemas



Sistemas



Avances tecnológicos

- Patente de la NASA para reducción de $Cd0$ del ala
- Riblets: retrasan desprendimiento C.L.
- ACTIVE NOISE REDUCTION

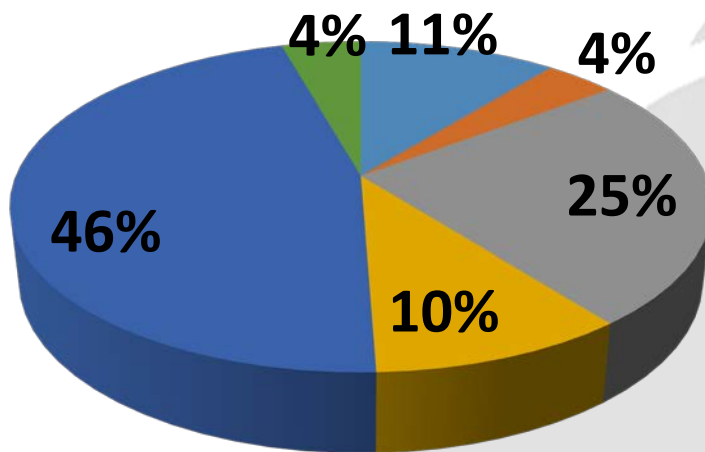


Estructuras

- Método completo.
- Evolución del peso.
- Envolverte del CDG.
- Comparación con otras aeronaves.
- Descripción estructura interna. Esfuerzos.
- Diagrama V-n. Ráfagas de viento.

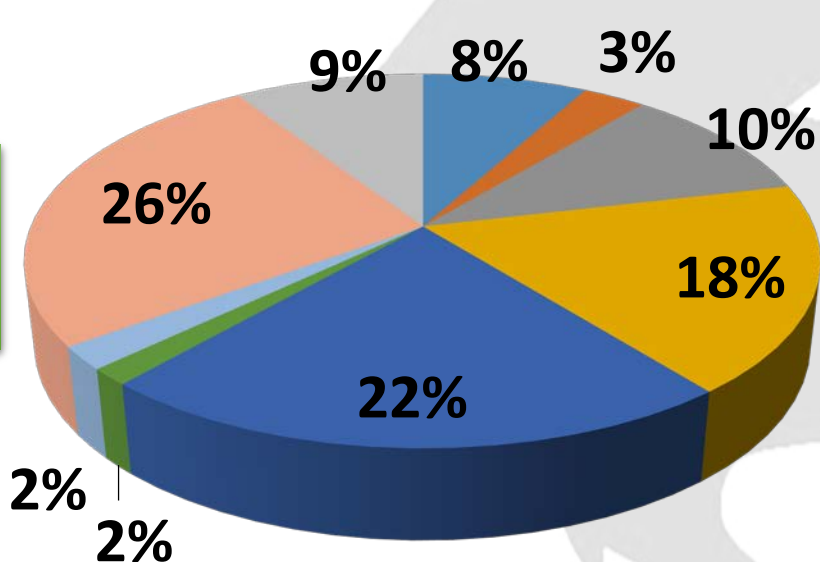
Estudio de pesos Método Completo

% Pesos Elementos Estructurales



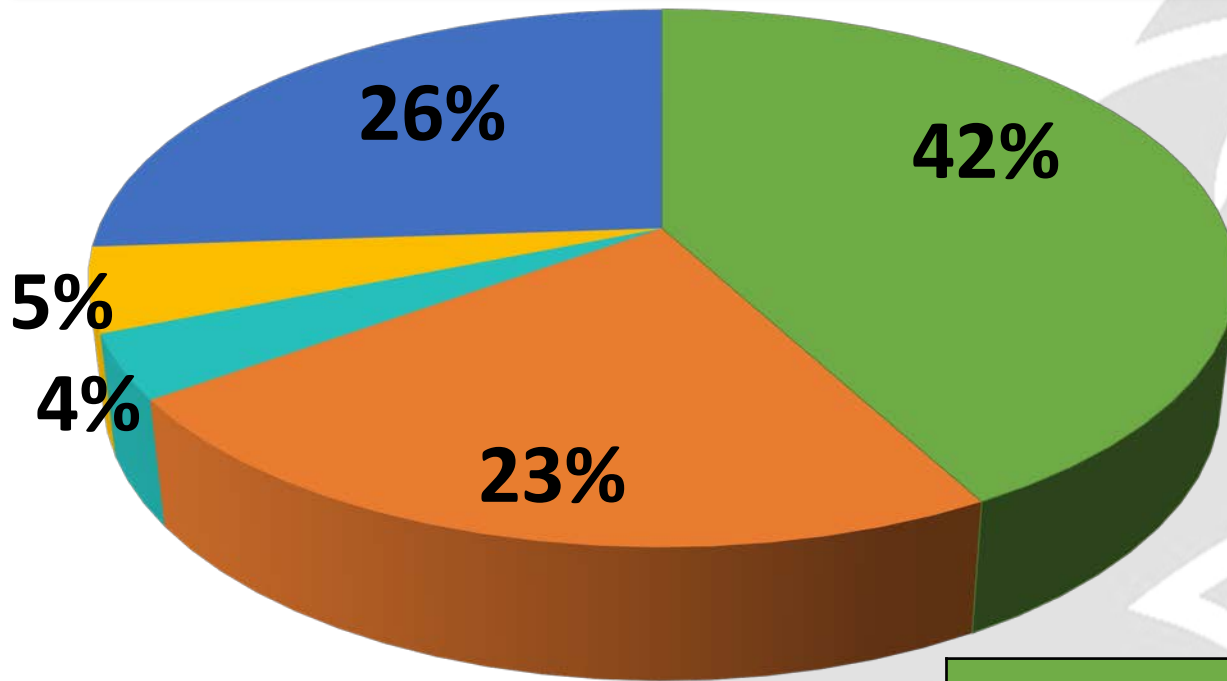
- Ala
- Vtp
- Fuselaje
- Tren de aterrizaje
- Motor
- Canard

% Pesos Sistemas



- Fly Control System
- Sistema Hidráulico
- Instrumentación
- Electricidad
- API
- Oxígeno
- APU
- Furnishing
- Opitem

Pesos globales

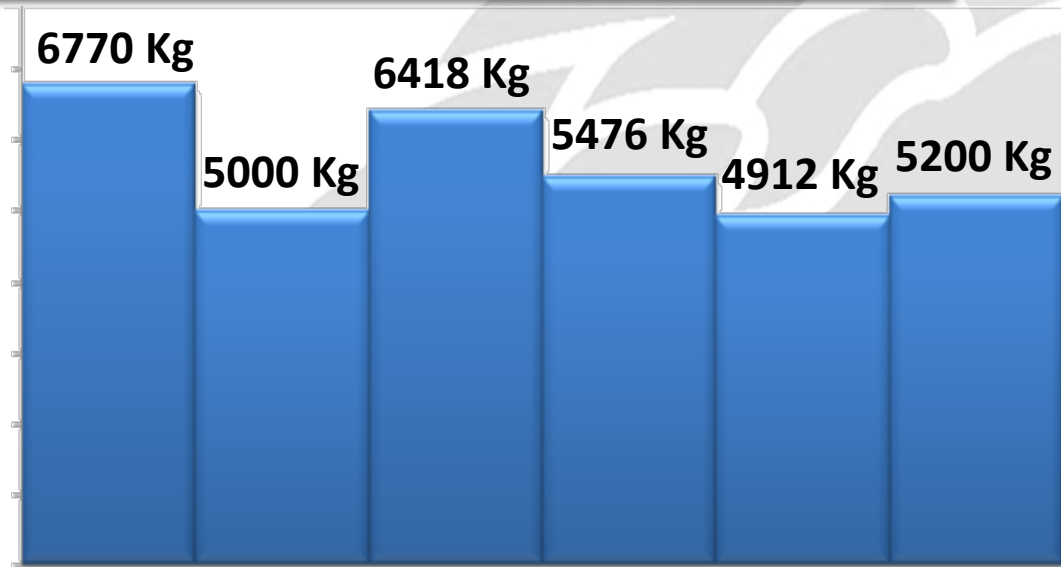


MTOW
5288 Kg

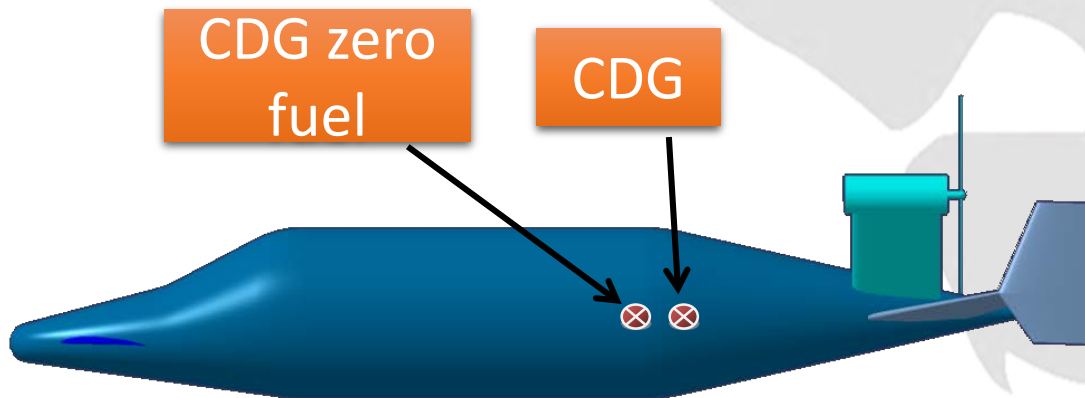
W Estructura	2098.50 kg
W Sistemas	1137.18 kg
W Refuerzos	192.19 kg
W crew	252.00 kg
W fuel	1300.00 kg

Evolución del peso

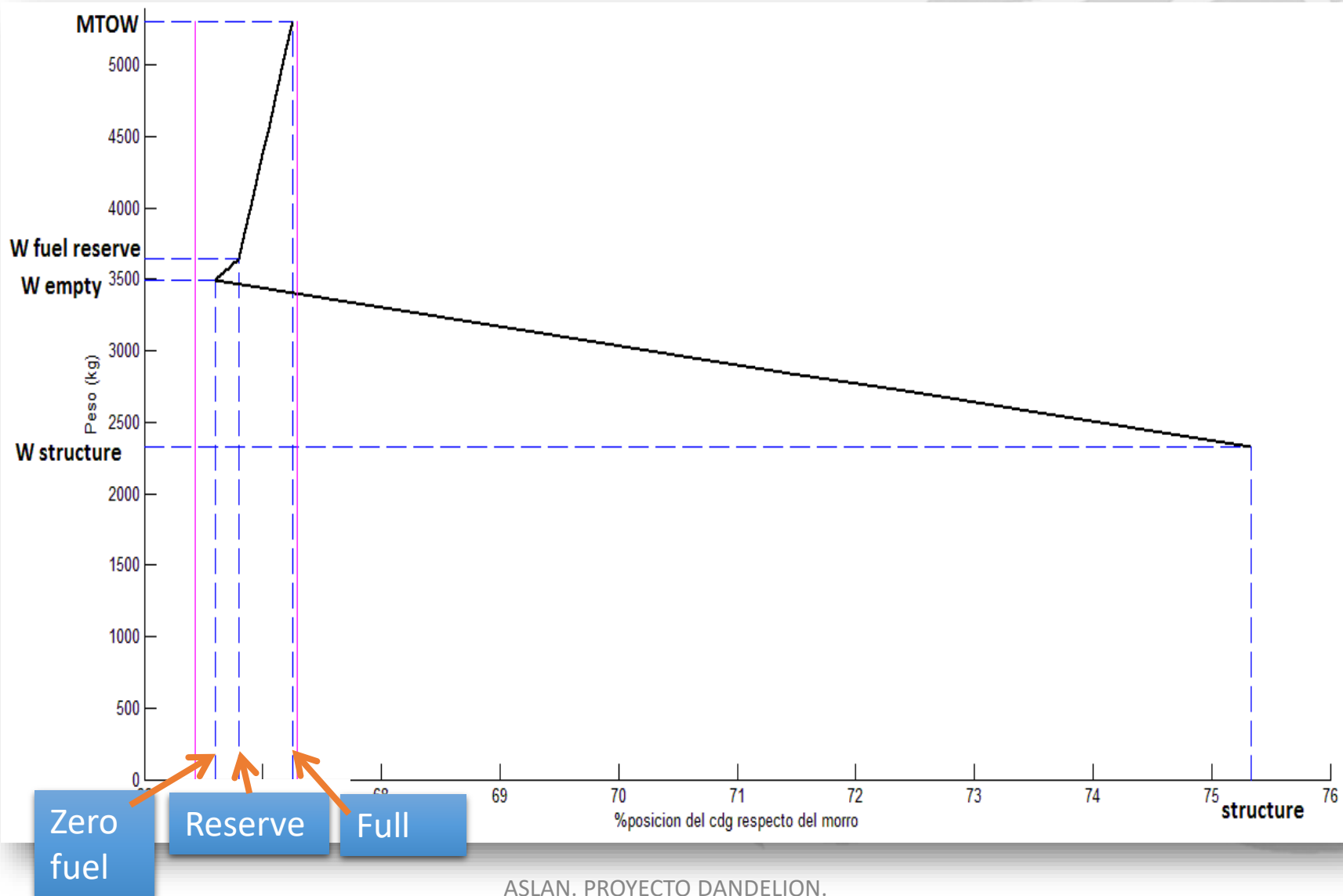
	$\%I_b$	X_{cdg} [m]
CG estructura	75.3245	10.5454
CG zero fuel	66.5974	9.32364
CG	67.2502	9.41503



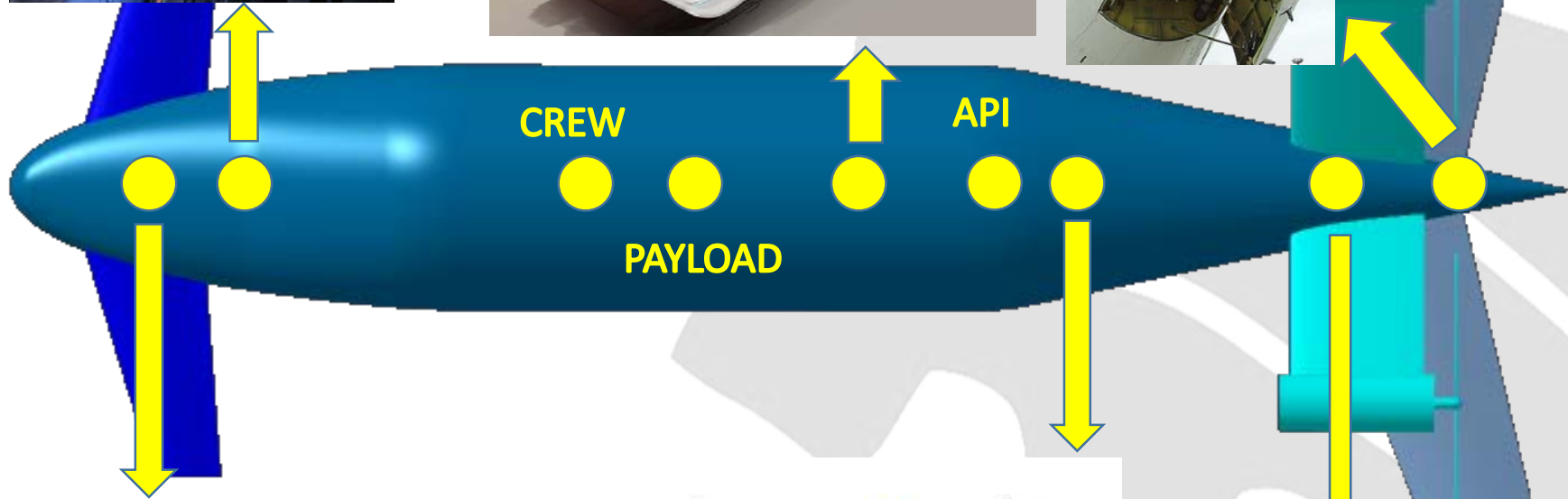
Beechcraft starship diseño preliminar factores lineales Revision3 (Método completo) Programa corregido (sobrepeso API) Final



Envolvente CG



Diseño de Sistemas



Comparativa con otros aviones similares

	DANDELION	BEECHCRAFT STARSHIP	BEECHCRAFT KING AIR	PIAGGIO AVANTI
Peso en despegue (kg)	5200	6757	5669	5239
Mach crucero	0,63	0,46	0,44	0,48
Altitud crucero (m)	13636	10668	7620	9144
Envergadura (m)	10	16.61	16.46	14.02
Superficie alar (m ²)	11	26.1	28.21	15.98
Alargamiento	9.09	10.57	9.6	12.3

Peso menor

**Mach mayor
en crucero**

**Superficie alar
menor**

Material Empleado

Aluminio 2024-T3

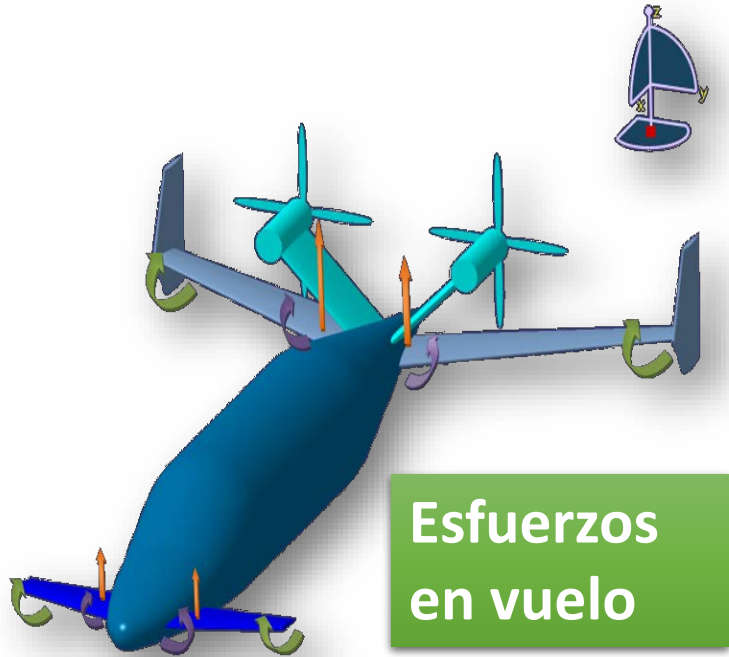
↕
ALCLAD



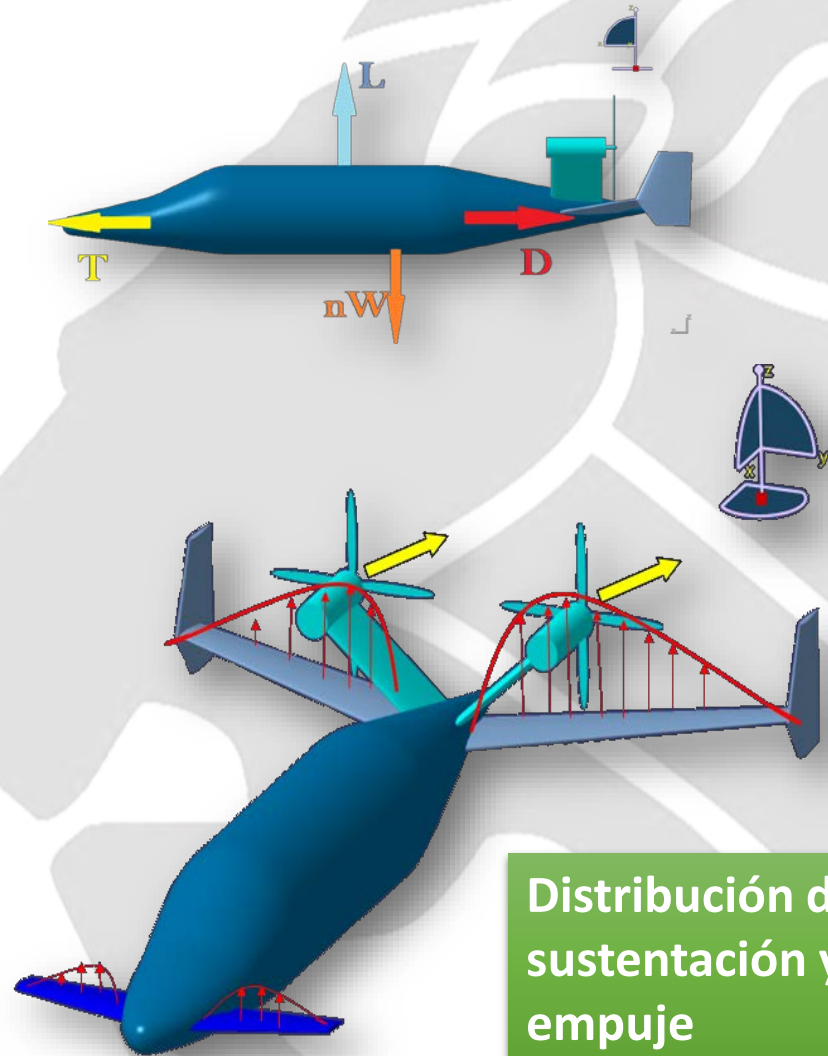
- Resistencia a la corrosión.
- Resistencia a la fatiga
(Tracción y cortadura)
- Permeabilidad magnética
(a ciertos equipos o sistemas de control)

Densidad [gr/cm ³]	2.77	Coef. De dilatación (0 a 100 °C) [°C ⁻¹ x 10 ⁶]	22.9
Rango de fusión [°C]	500 – 638	Conductividad Térmica (0 a 100 °C) [W/m °C]	Temple T3: 120
Módulo de elasticidad [MPa]	73000	Resistividad a 20 °C [μΩcm]	Temple T3: 5.7
Coefficiente de Poisson	0.33	Calor específico (0 a 100 °C)	920

Cargas Aerodinámicas y Estructurales



Esfuerzos
en vuelo



Distribución de
sustentación y
empuje

Esfuerzos en vuelo

ALA

Máximo desplazamiento en el extremo

0.661 m

Resultante de M_z en el encastre

$1.1825 \cdot 10^4 \text{ N}\cdot\text{m}$

Resultante de Q_y en el encastre

$5.7438 \cdot 10^3 \text{ N}$

Axil N_x en el encastre

$5.0077 \cdot 10^{10} \text{ N}$

Momento torsor M_x

$9.1437 \cdot 10^2 \text{ N}\cdot\text{m}$

Tensiones de von Mises en la lámina superior

$3.5610 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$

CANARD

Máximo desplazamiento en el extremo

0.030m

Resultante de M_z en el encastre

$1.777 \cdot 10^3 \text{ N}\cdot\text{m}$

Resultante de Q_y en el encastre

$1.695 \cdot 10^3 \text{ N}$

Axil N_x en el encastre

$1.4317 \cdot 10^3 \text{ N}$

Momento torsor M_x

$2.176 \cdot 10^2 \text{ N}\cdot\text{m}$

Tensiones de von Mises en la lámina superior

$8.277 \cdot 10^7 \text{ N/m}^2$

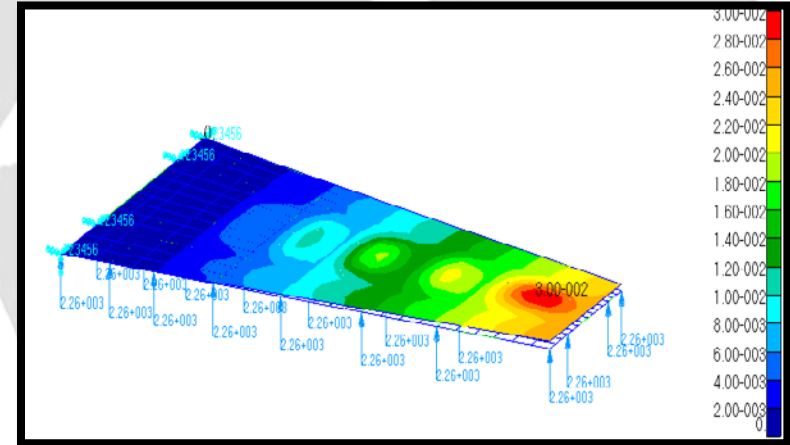
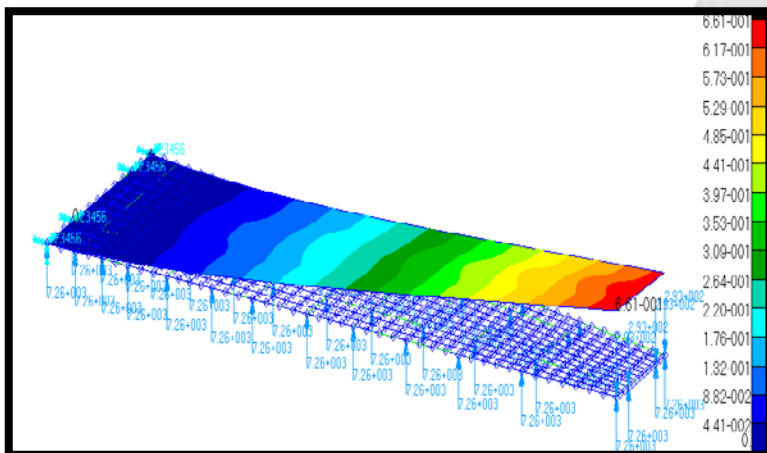
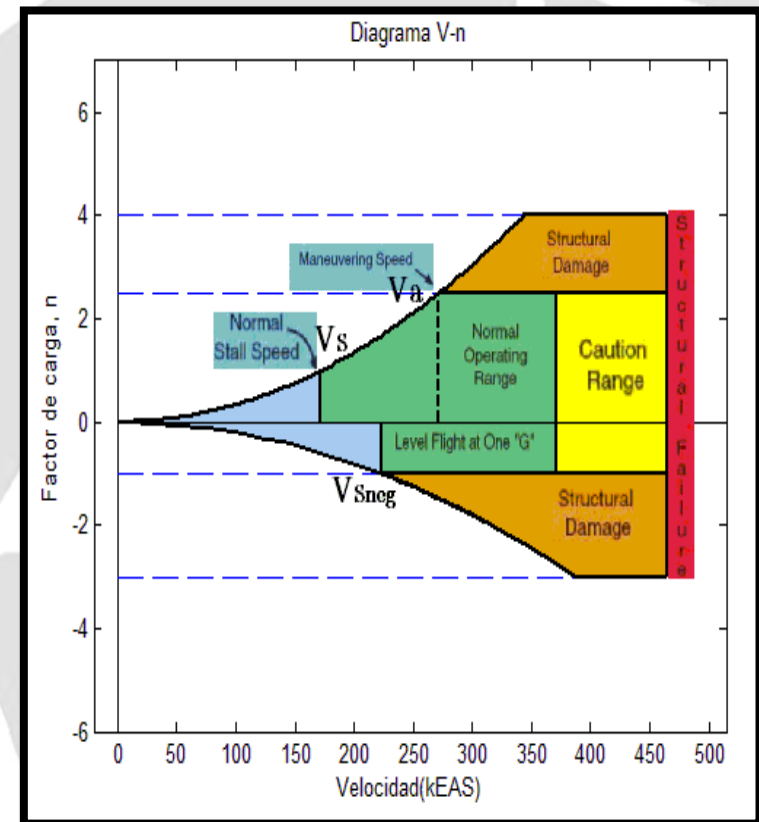
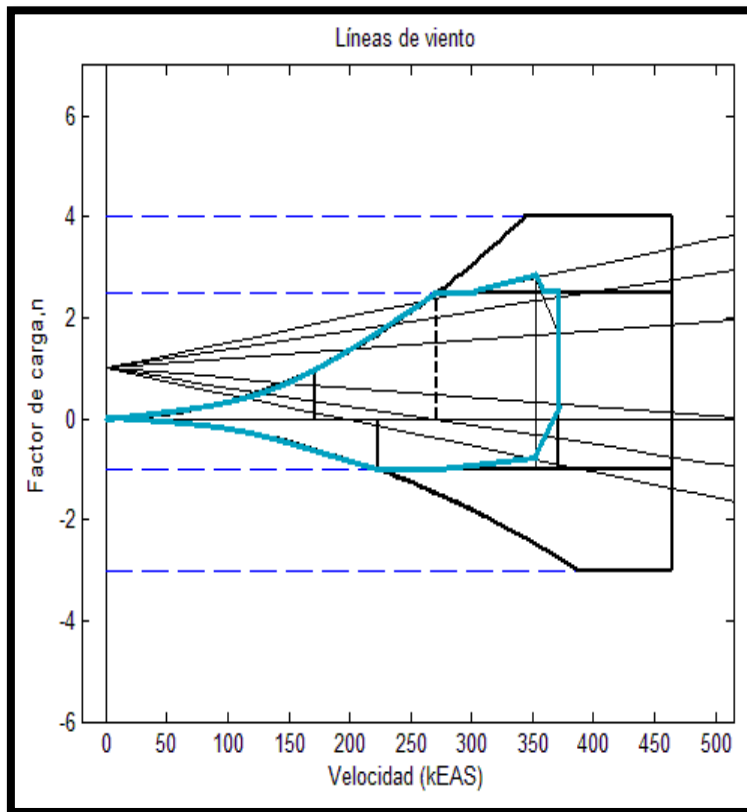


Diagrama V-n y rachas de viento

V_g	223.3981 kEAS
V_c	371.6535 kEAS
V_d	408.8189 kEAS

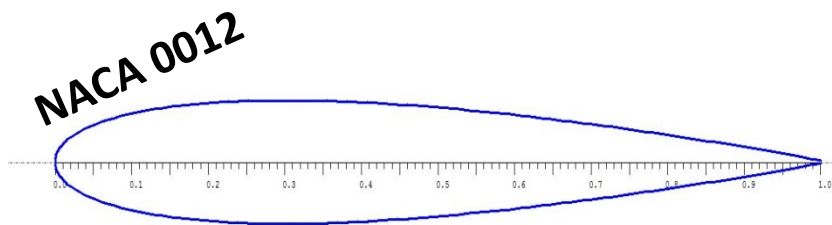
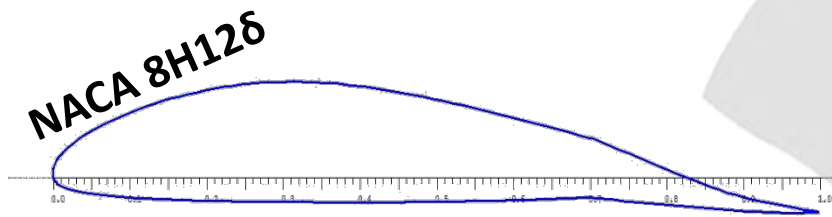
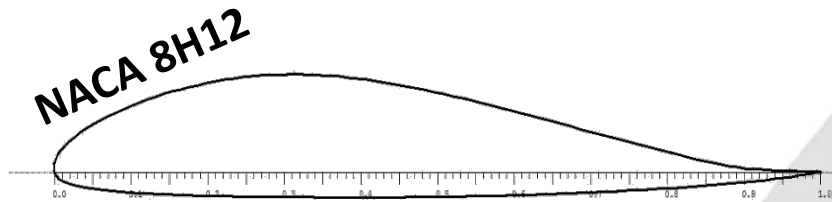
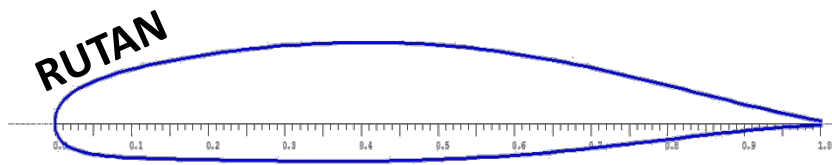
V_a	271.9115 kEAS
V_s	171.9719 kEAS
V_{sneg}	223.3981 kEAS



Aerodinámica

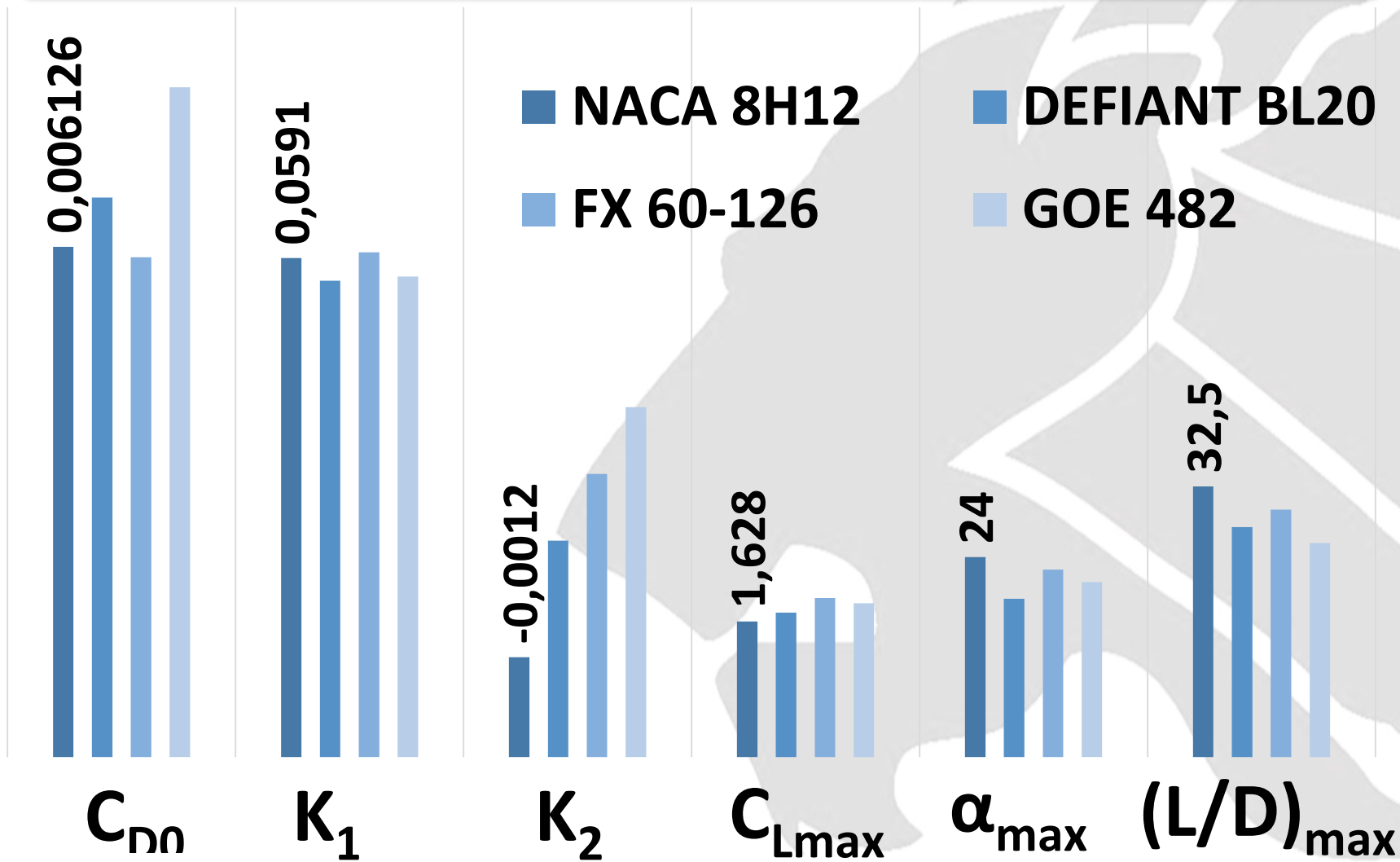
- Estudio 2D: Perfiles
- Canard: Perfiles y Evolución
- Ala : Perfiles y Evolución
- Tip Sails
- C_{D0}
- Polar

Perfiles

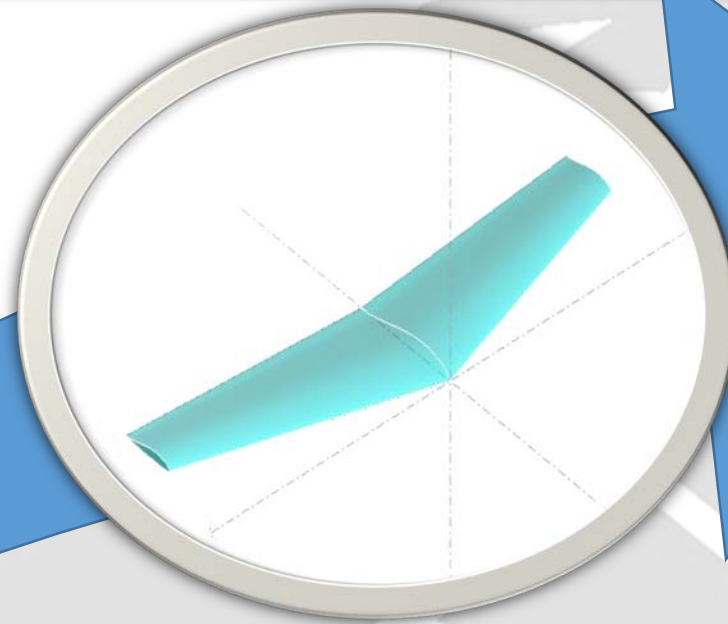
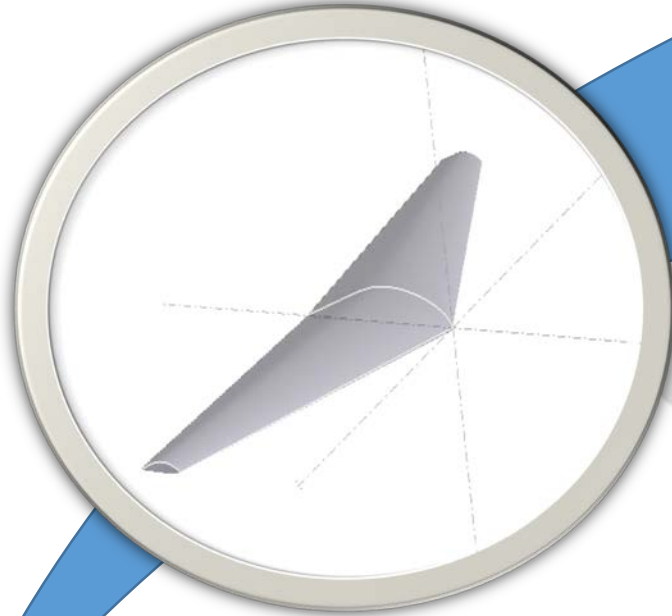


C_{D0}	C_{LMAX}	α_{MAX}	$(L/D)_{MAX}$	C_{LOPT}
0.005826	1.969	21	119.1	1.236
0.006449	1.588	18	158.0	0.733
0.006833	1.725	16	159.6	1.006
0.005089	1.752	19	110.1	1.129

Canard: Comparación perfiles

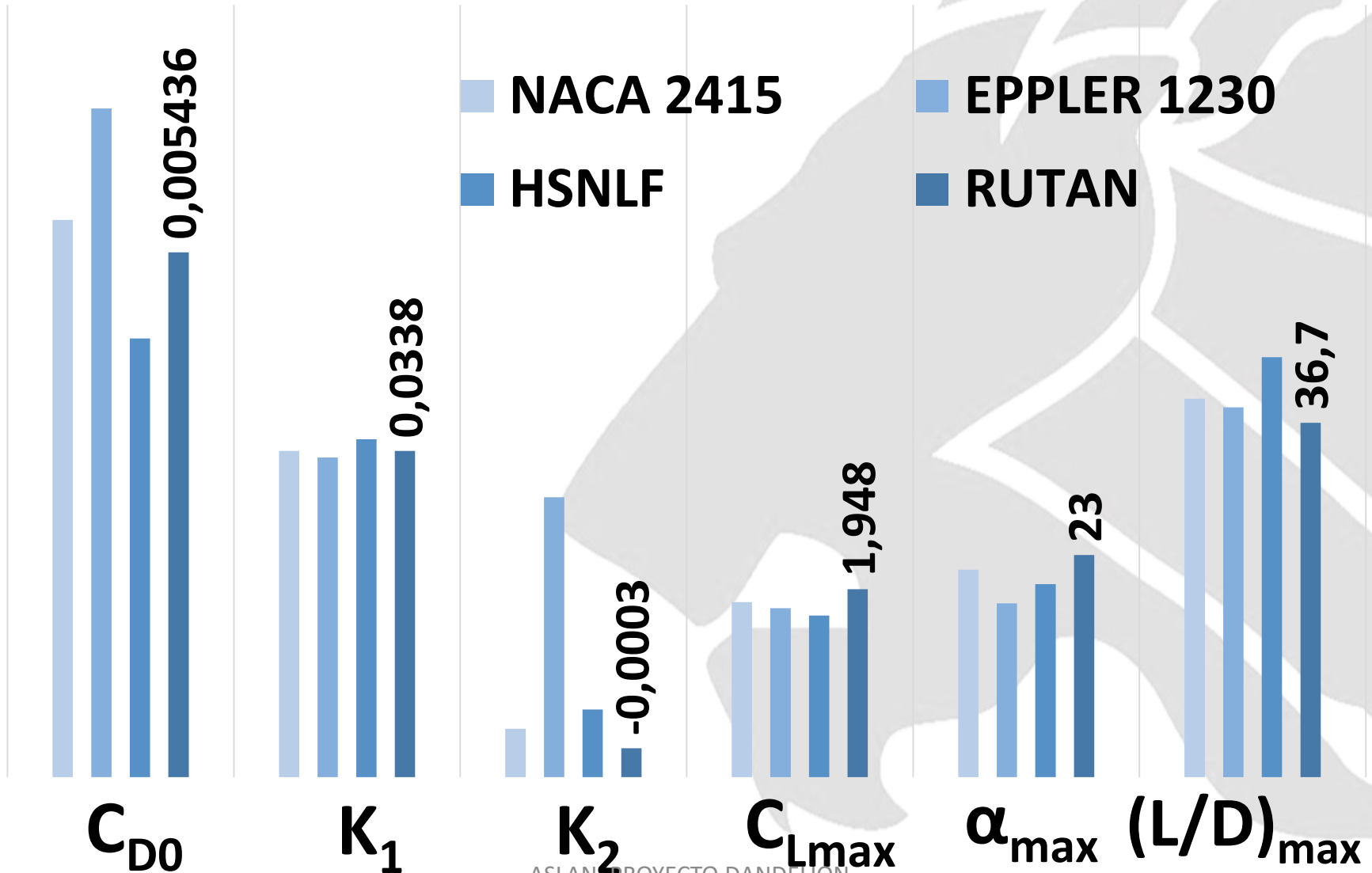


Canard: Evolución

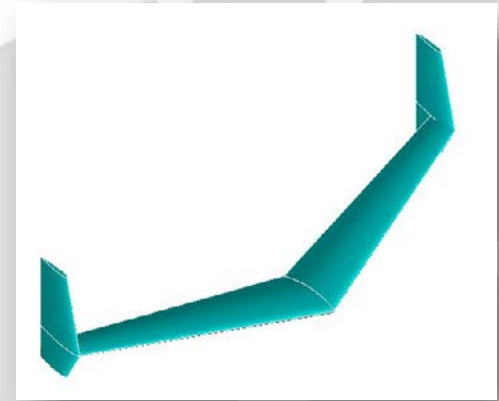
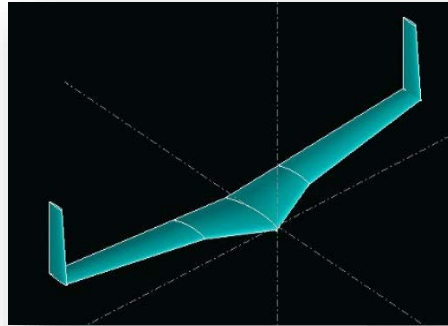
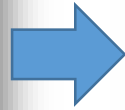
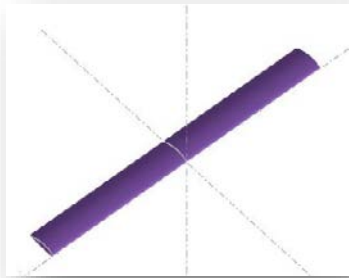


- Menor espesor
 - Menor sustentación
 - Menor C_{D0}
- Posición más adelantada

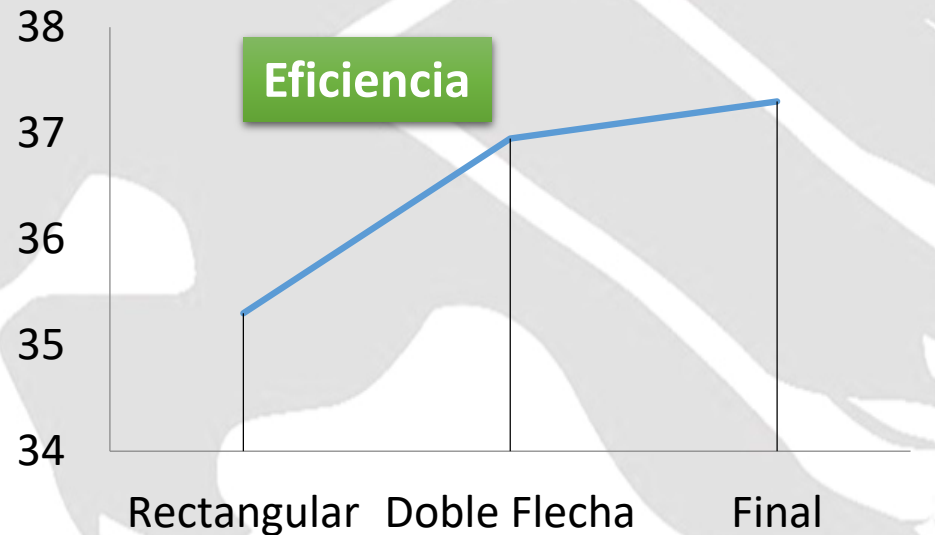
Ala: Comparación perfiles



Ala: Evolución

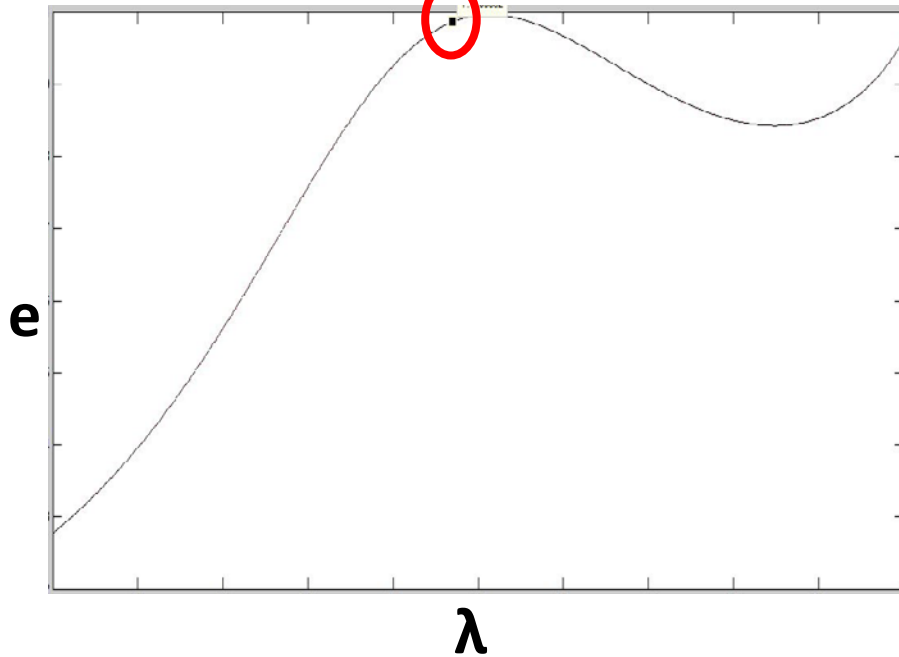


	Modelo 1	Modelo 2	Modelo Final
α_{\max}	24.5	22.5	25
L/D	35.3	36.95	37.3
$C_{L\max}$	1.931	1.920	1.984



Eficiencia de Oswald

Optimización
para diseño



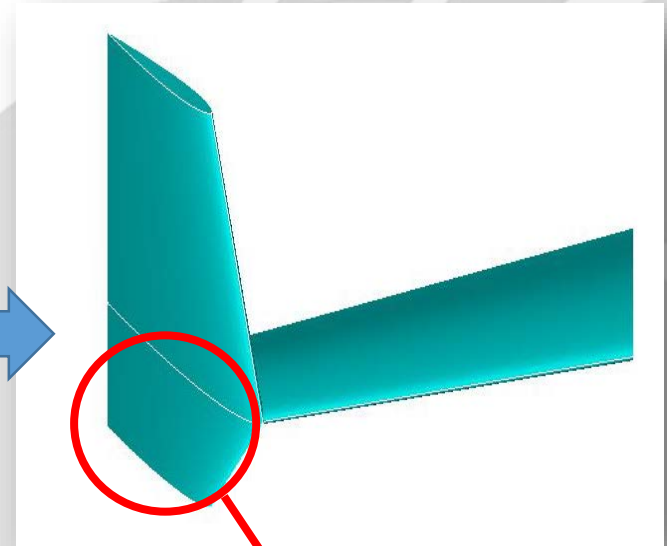
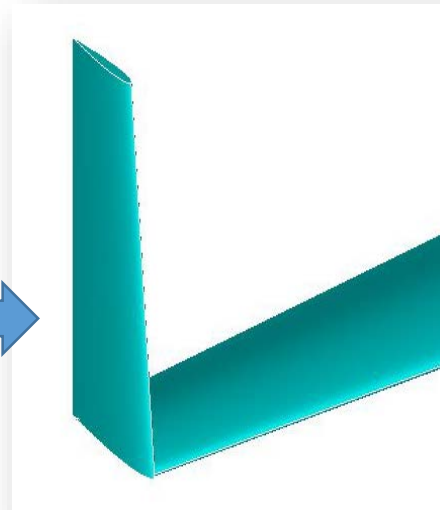
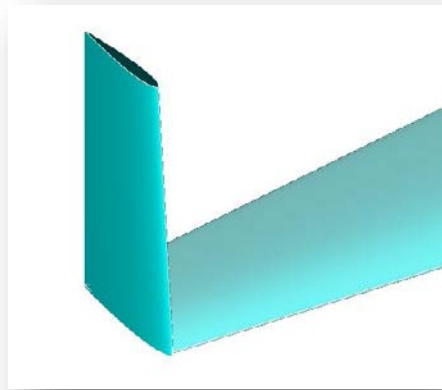
Dato realista

$$e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.64$$



$$e = 0.7807$$

Tip Sails: Evolución

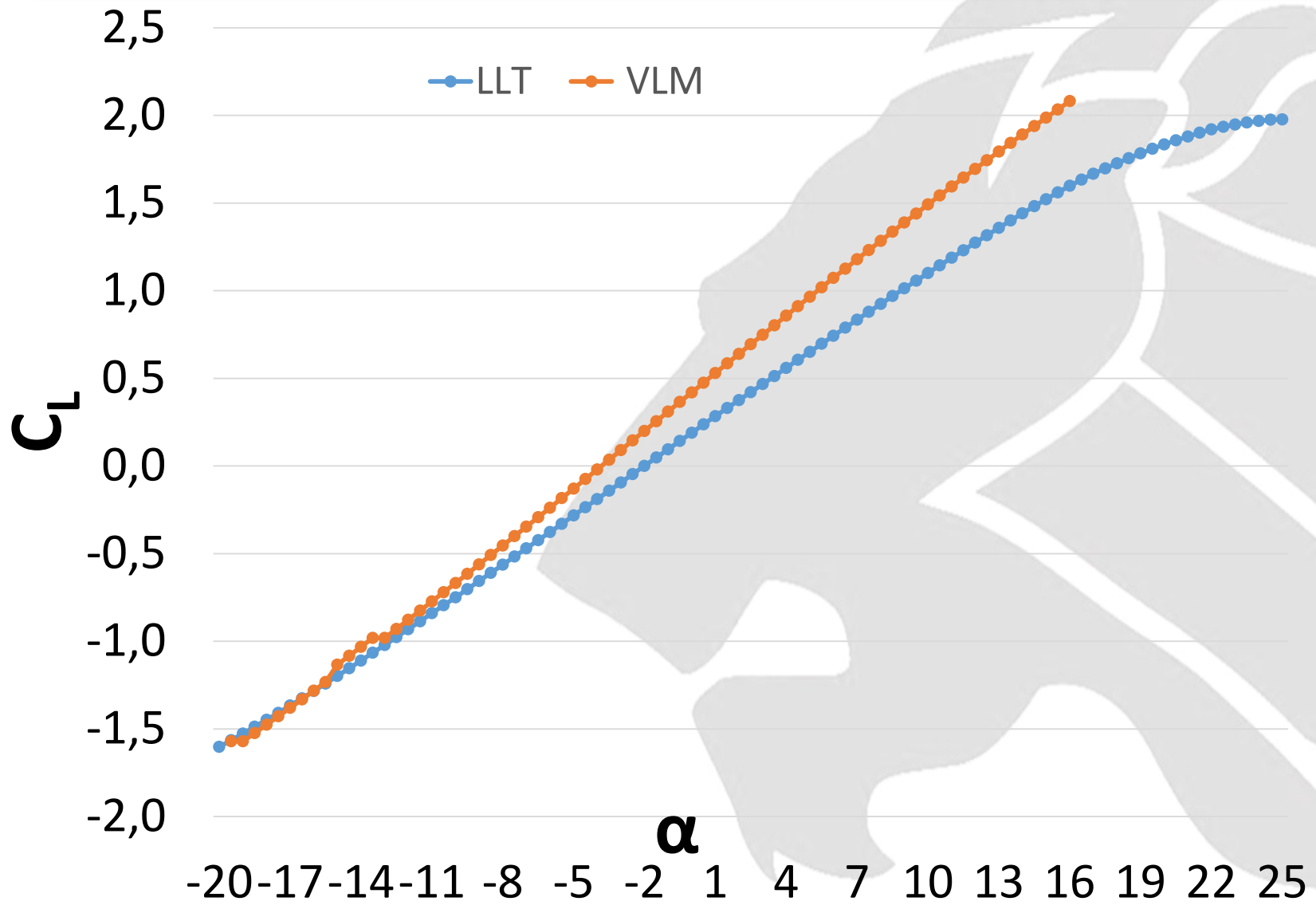


Winglet

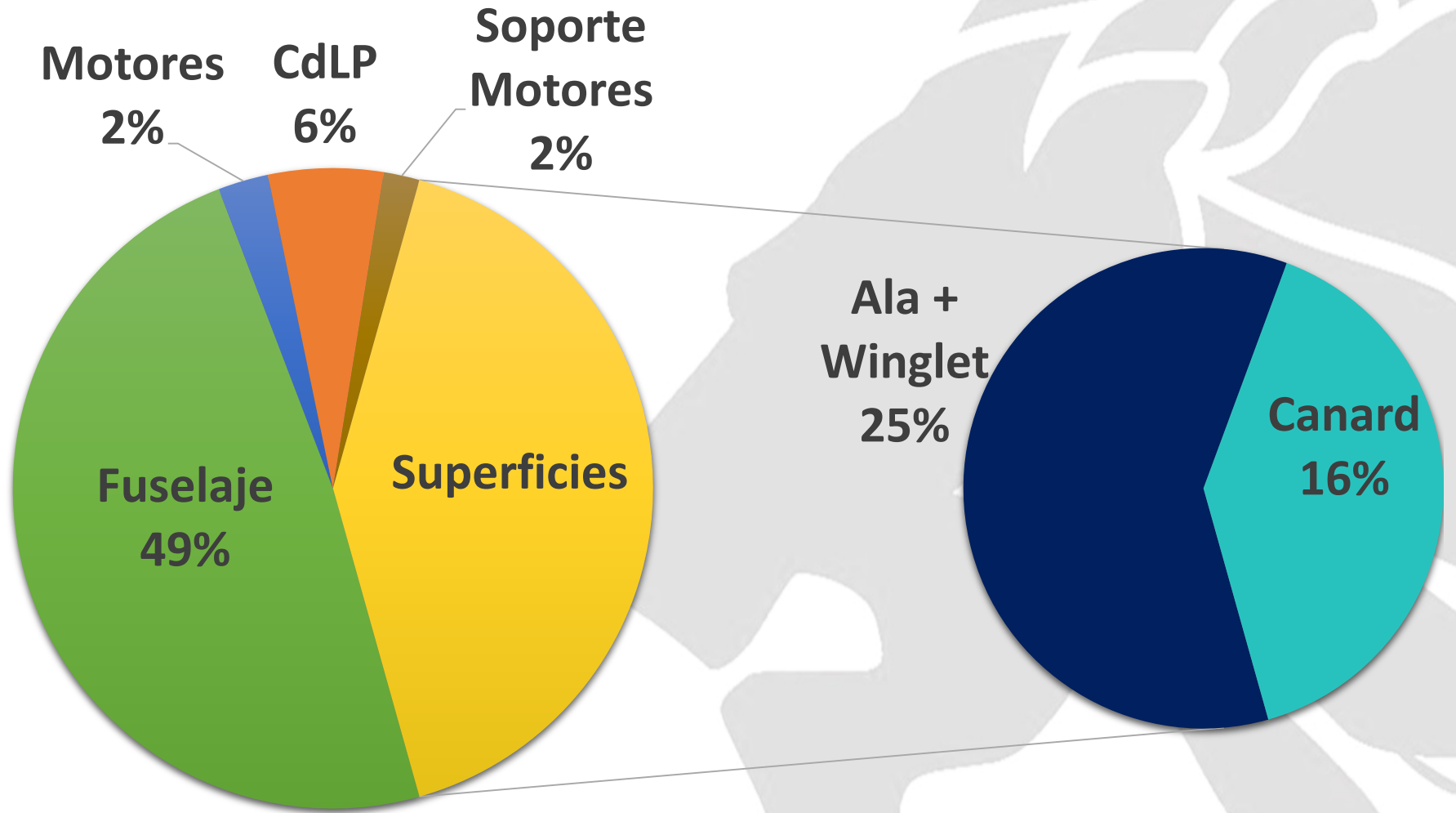
S_v
estabilidad

Drag: -8%

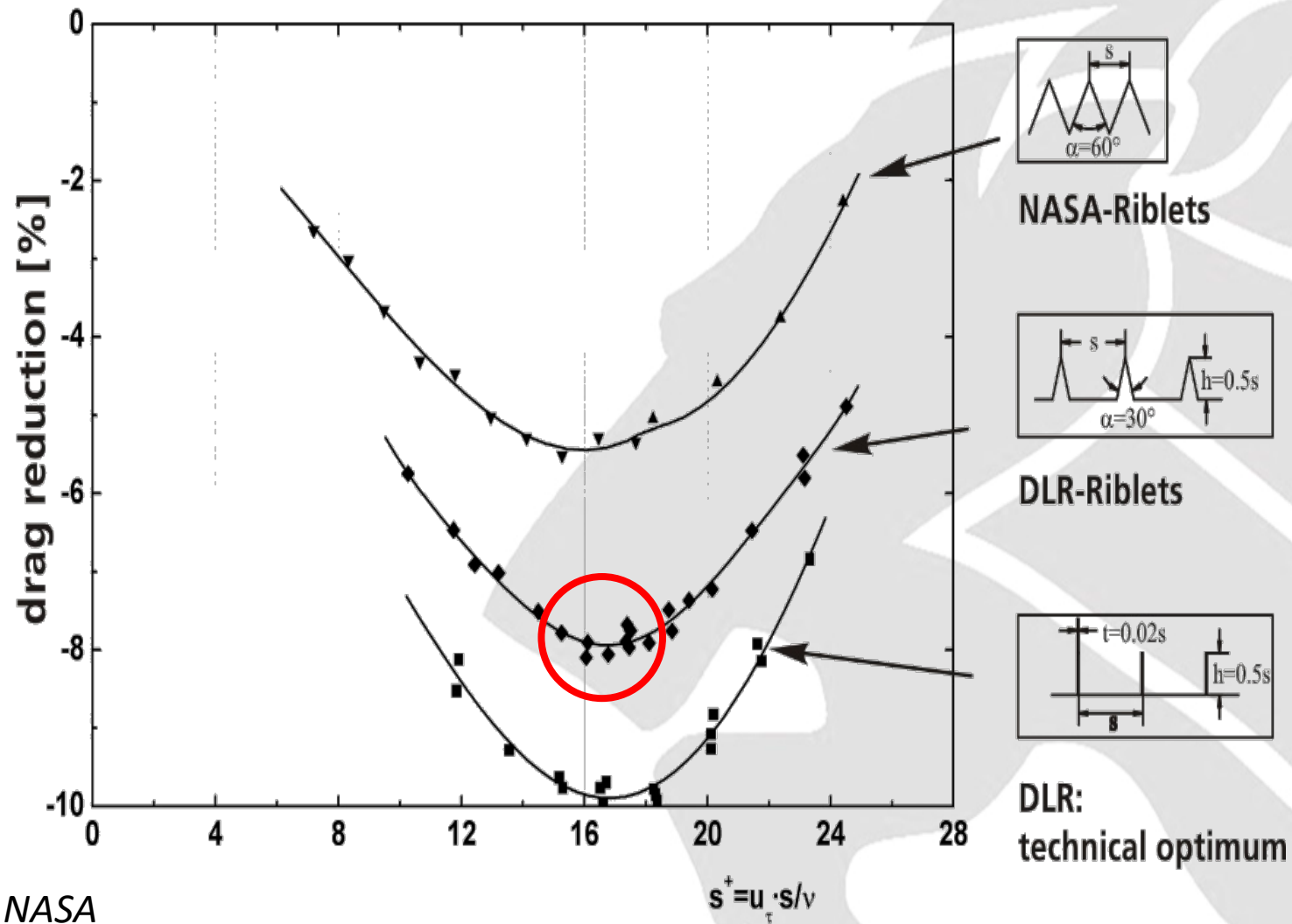
Grafica $C_L(\alpha)$



$C_{D0Clean} = 0,0241$

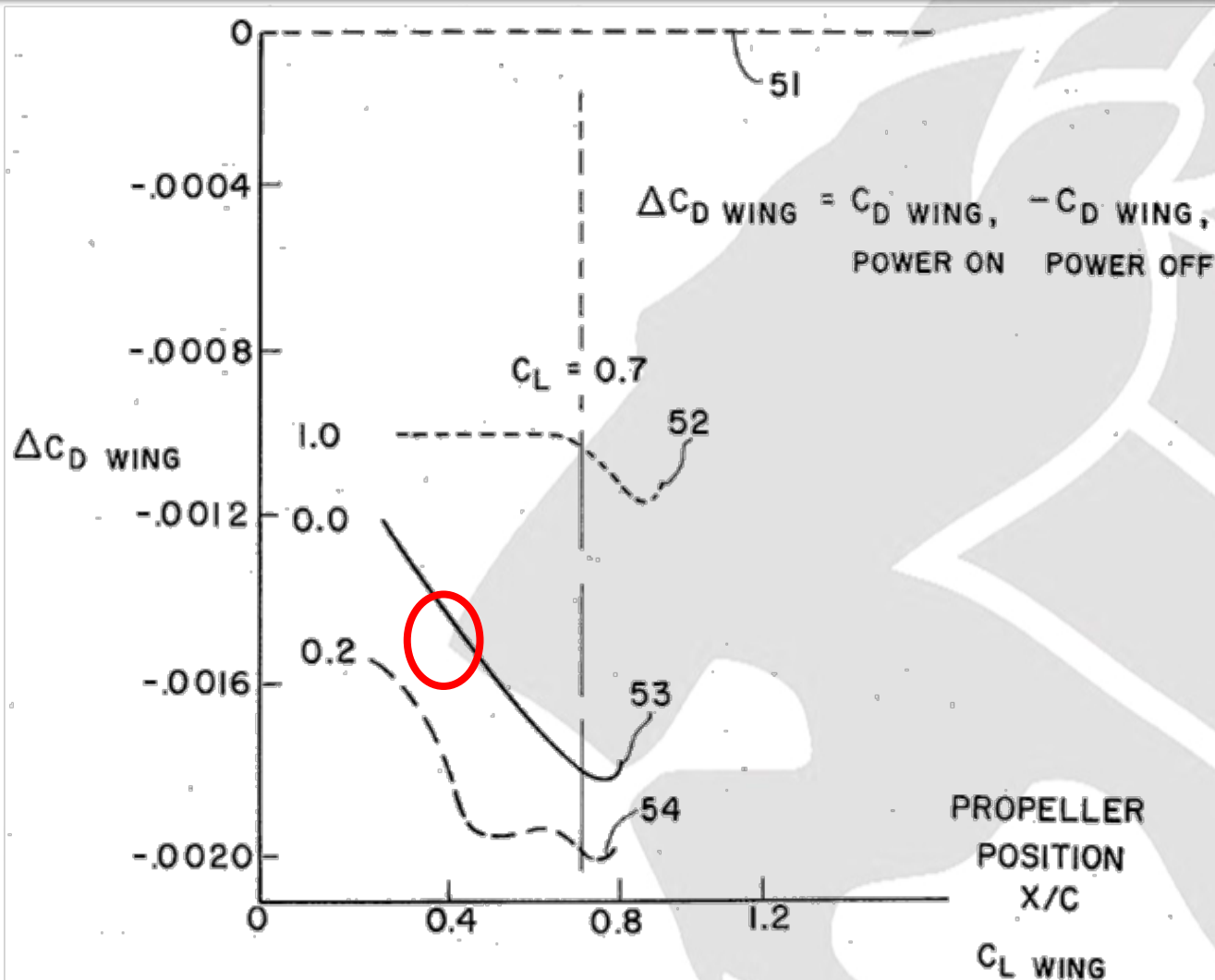


Reducción C_{D0} : Riblets



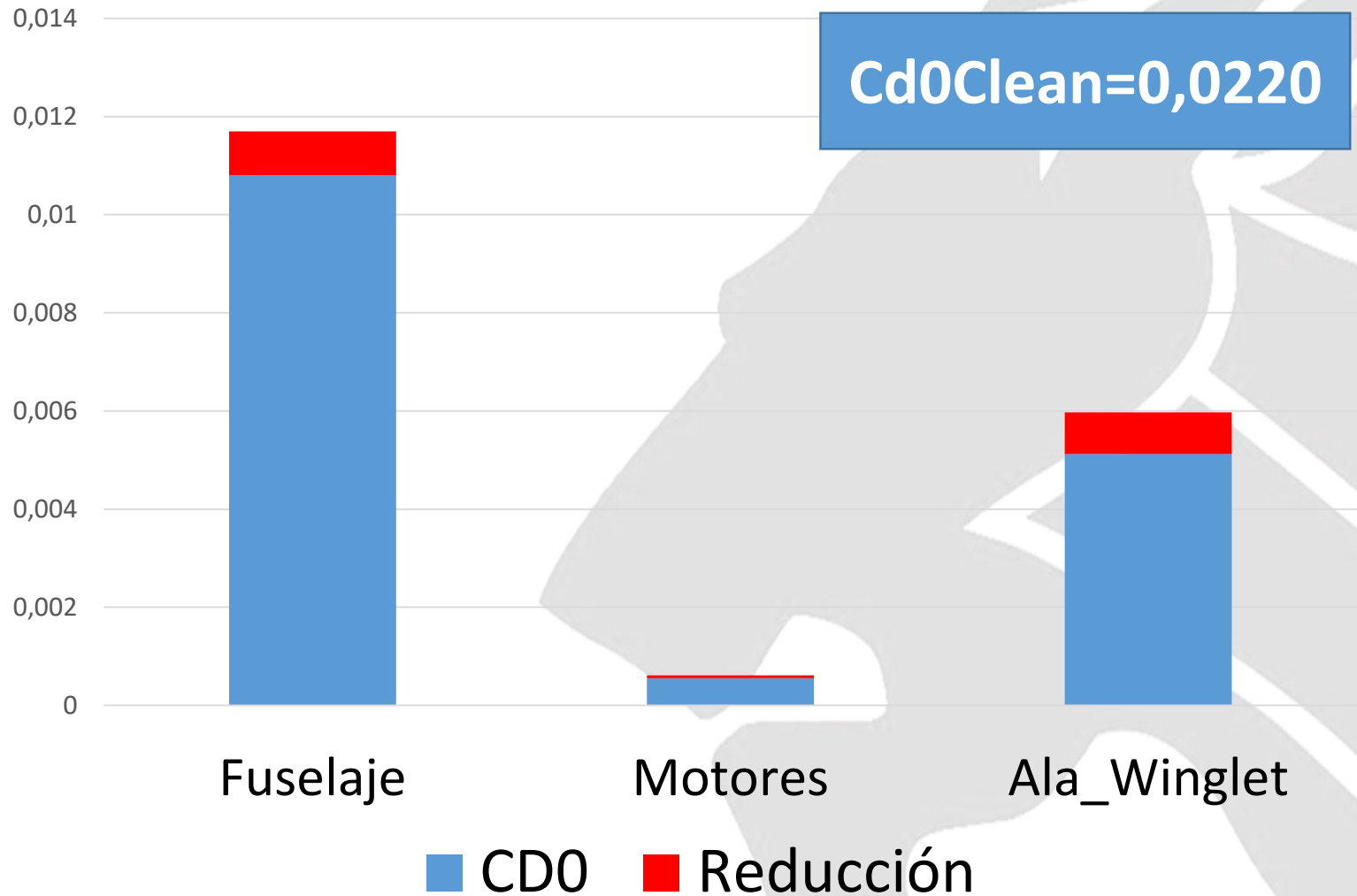
Fuente: NASA

Reducción C_{D0} : Efecto del Turboprop



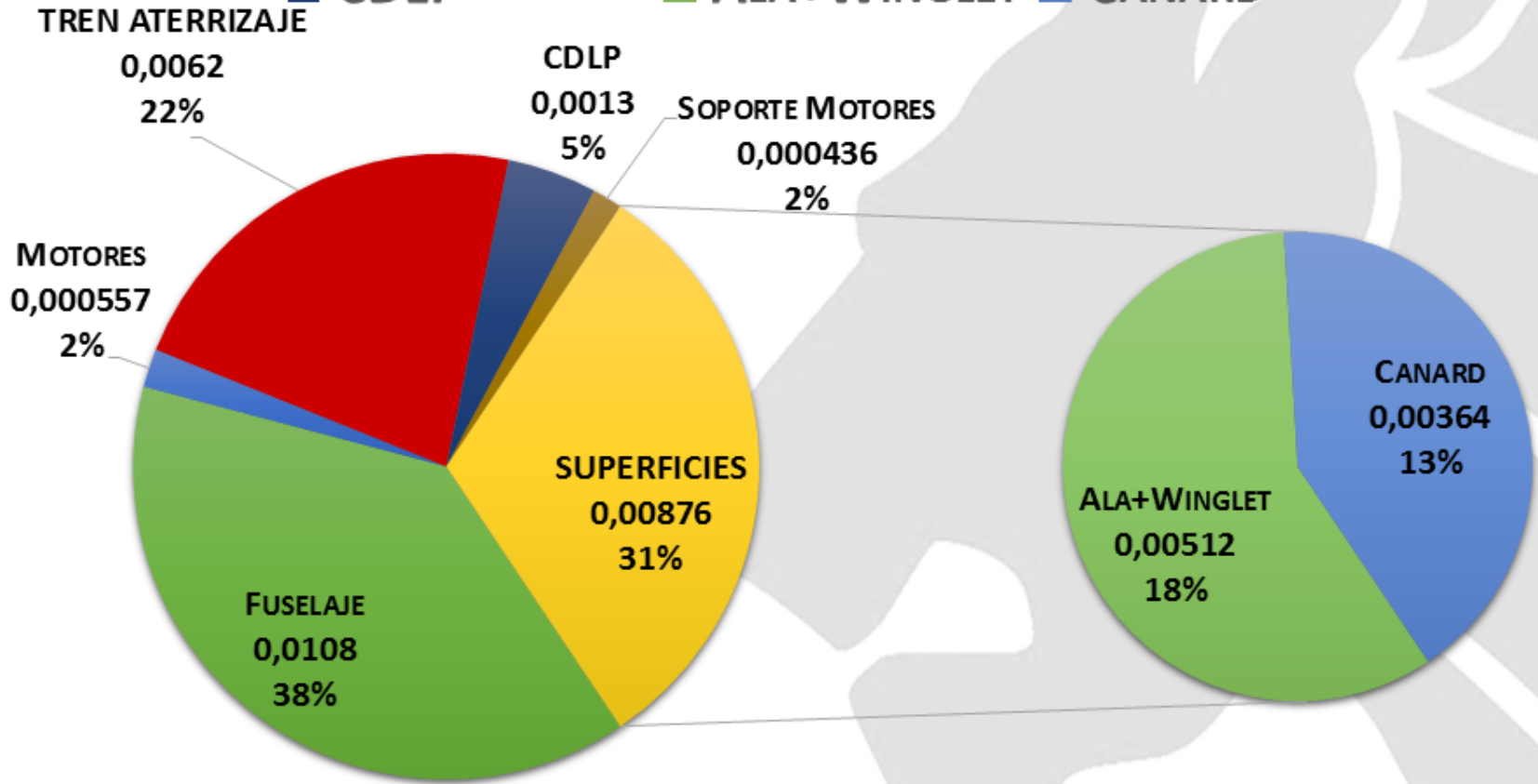
Fuente: Patente US4629147

Reducción del C_{D0}

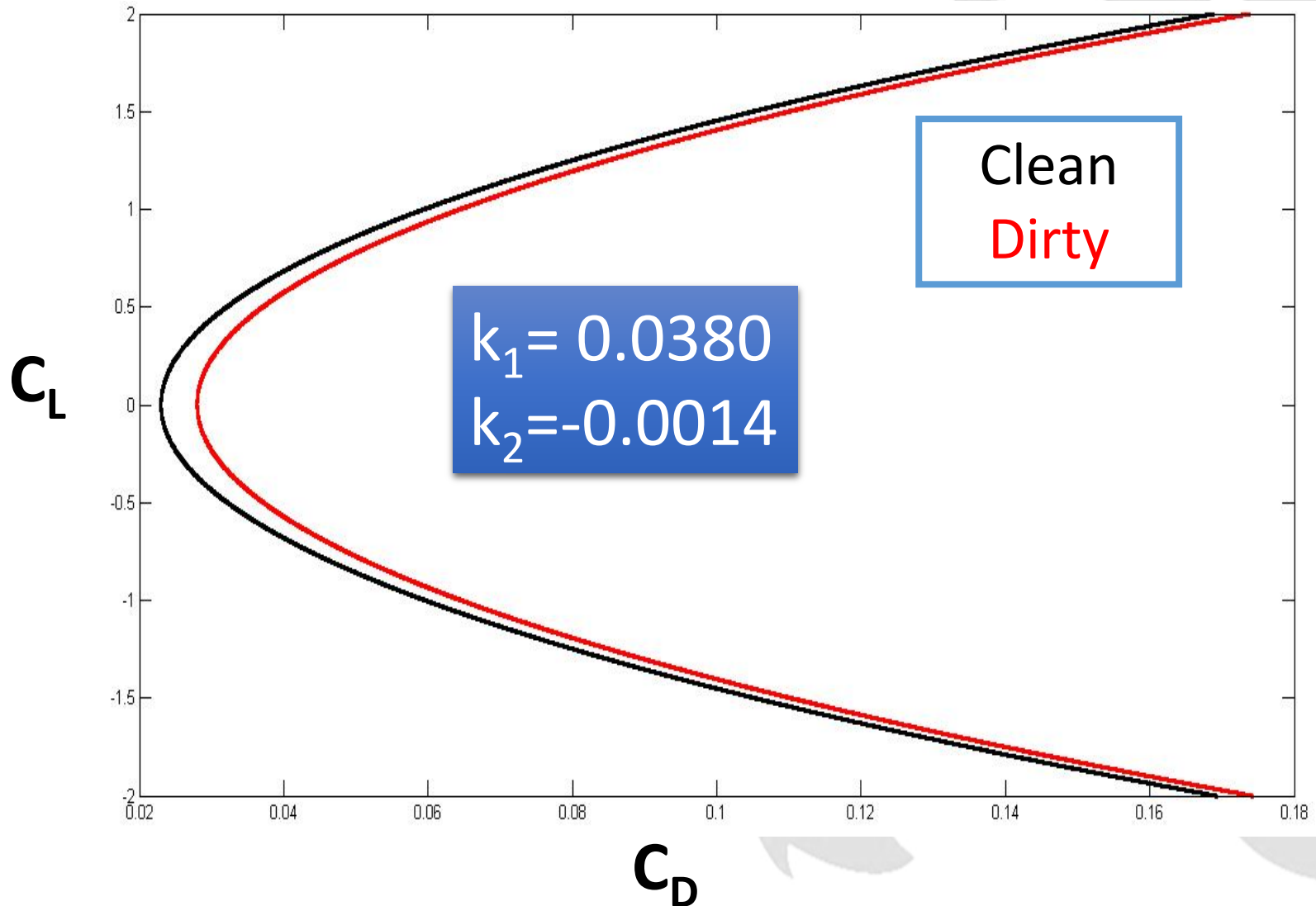


$$C_{D0dirty} = 0.0285$$

- FUSELAJE
- MOTORES
- SUPERFICIES
- CDLP
- ALA+WINGLET
- CANARD



Polar





Estabilidad y control

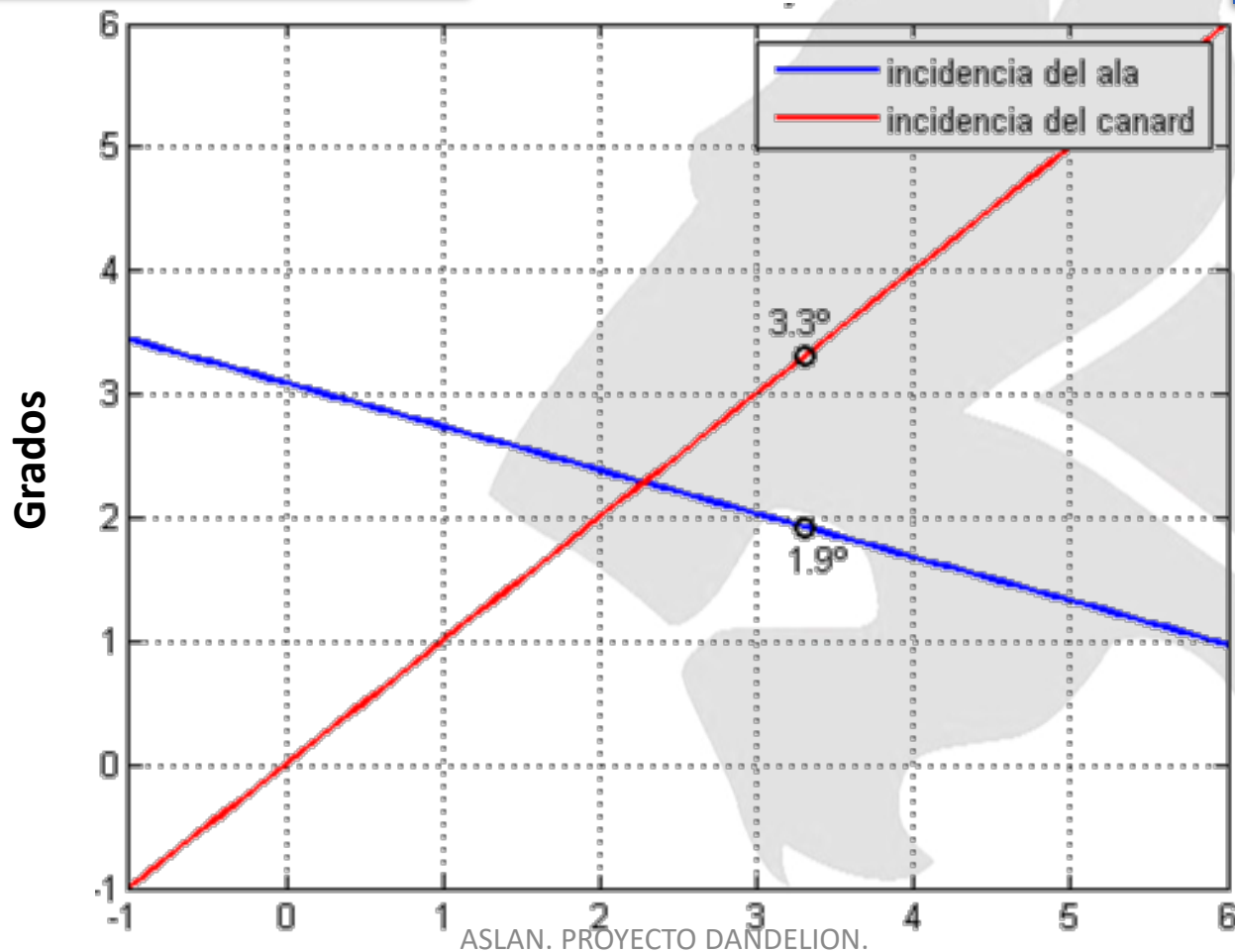
- Estabilidad estática longitudinal.
 - Calculo de incidencias.
 - Centrado del avión. Margen estático.
 - Trimado Longitudinal.
- Estabilidad estática lateral-direccional.
 - Estimación de alerones y timón de dirección.
 - Fallo de motor.
 - Viento cruzado.
 - Viraje estacionario.
- Estabilidad Dinámica.

Cálculo de las incidencias

Balance vertical de fuerza
 $L=W$

$$\alpha=0^\circ \quad \delta_c=0^\circ \quad C_L=C_{Lopt}$$

$$i_w=1.9^\circ$$
$$i_c=3.3^\circ$$

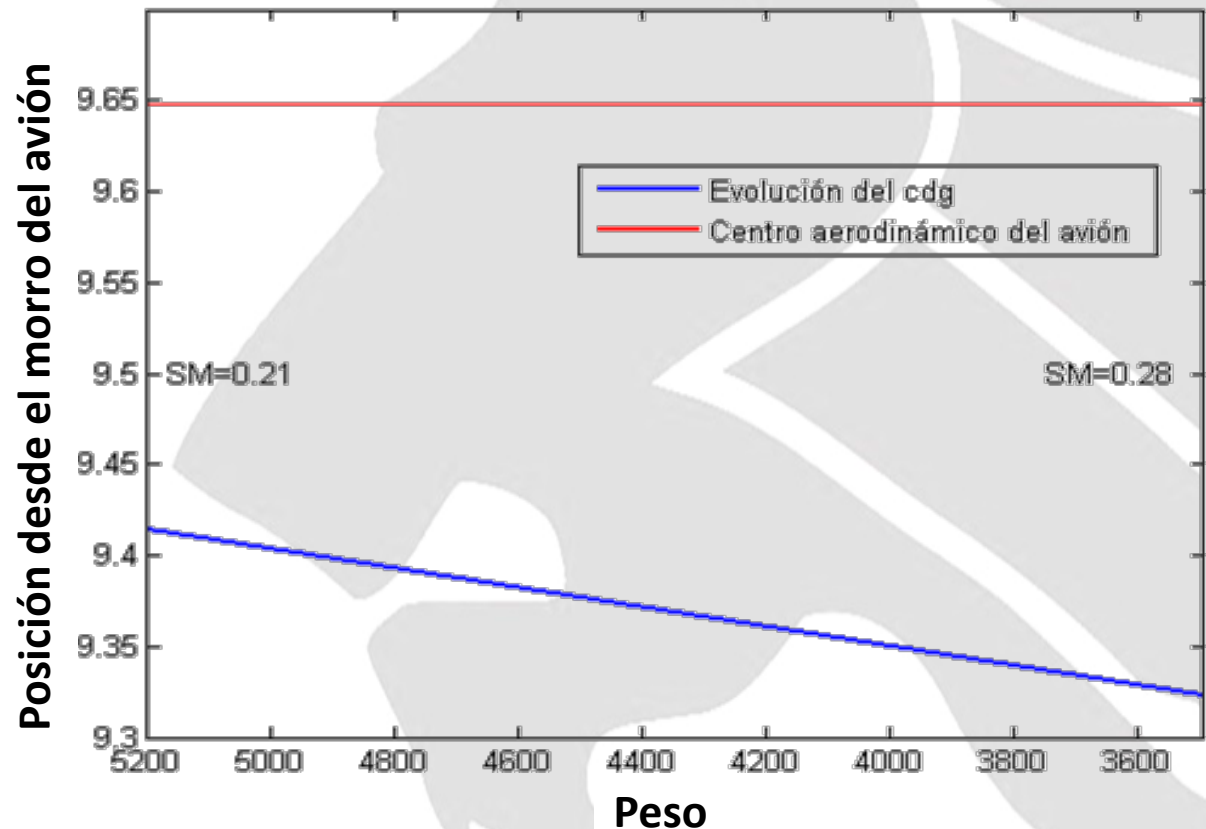


Variación del margen estático

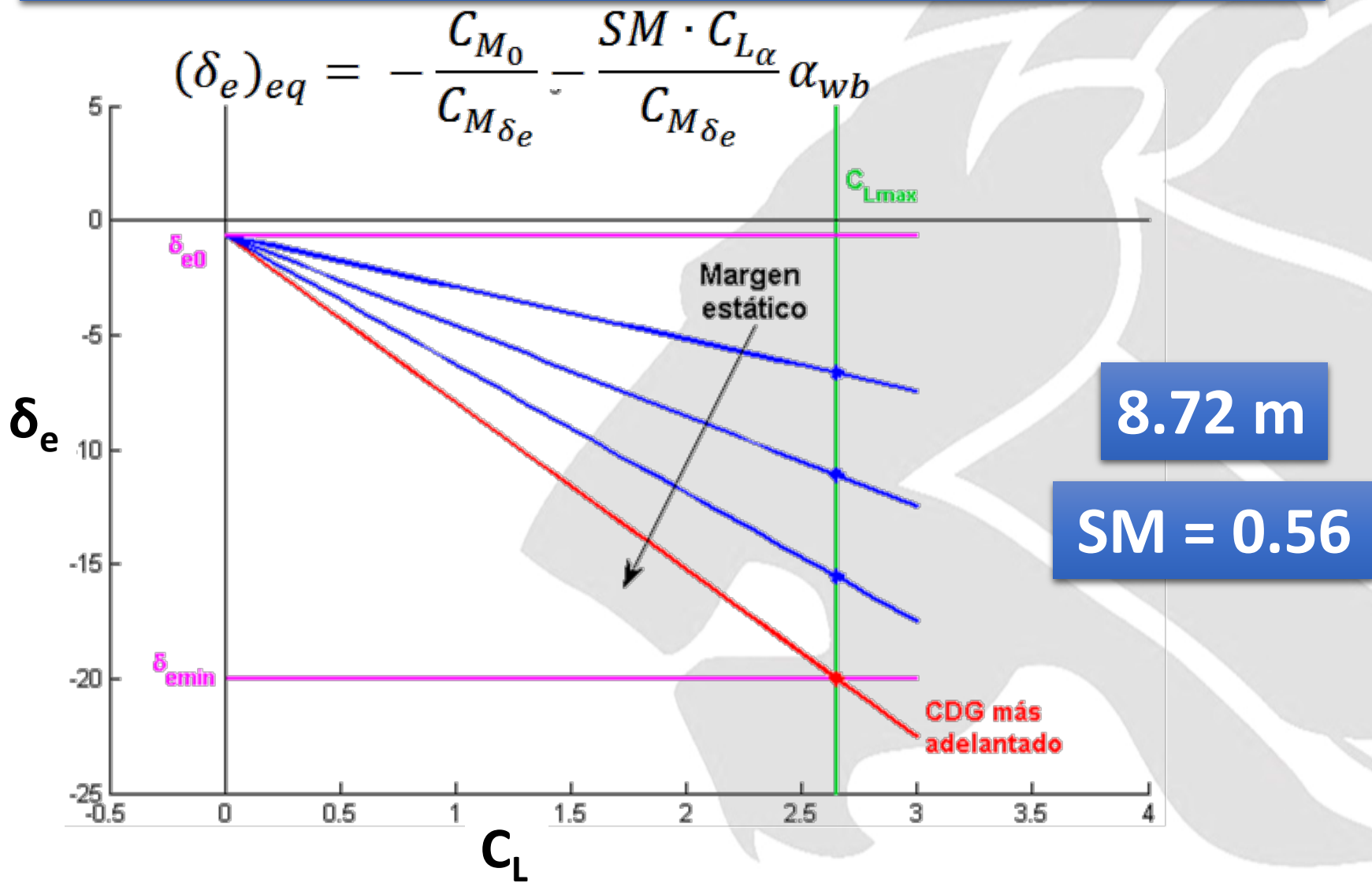
PN = 9.648 m

$(SM)_{TO}$: 0.21
 $(SM)_E$: 0.28

	CDG	SM
con PL con fuel	9.42m	0.21
con PL sin fuel	9.32m	0.28
sin PL con fuel	9.51m	0.12
sin PL sin fuel	9.44m	0.17



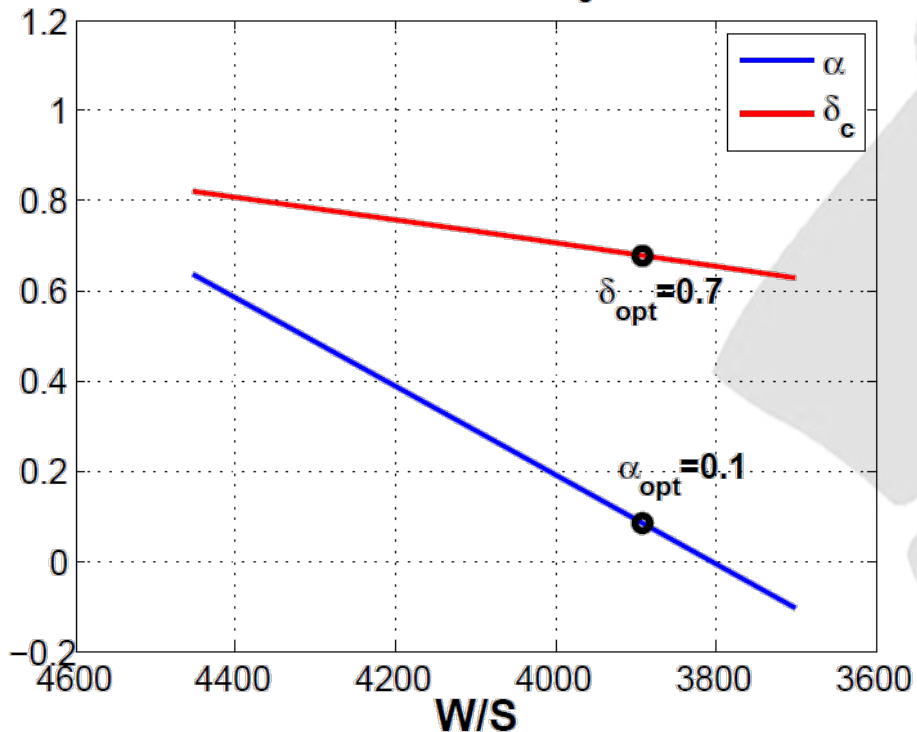
Centro de gravedad más adelantado



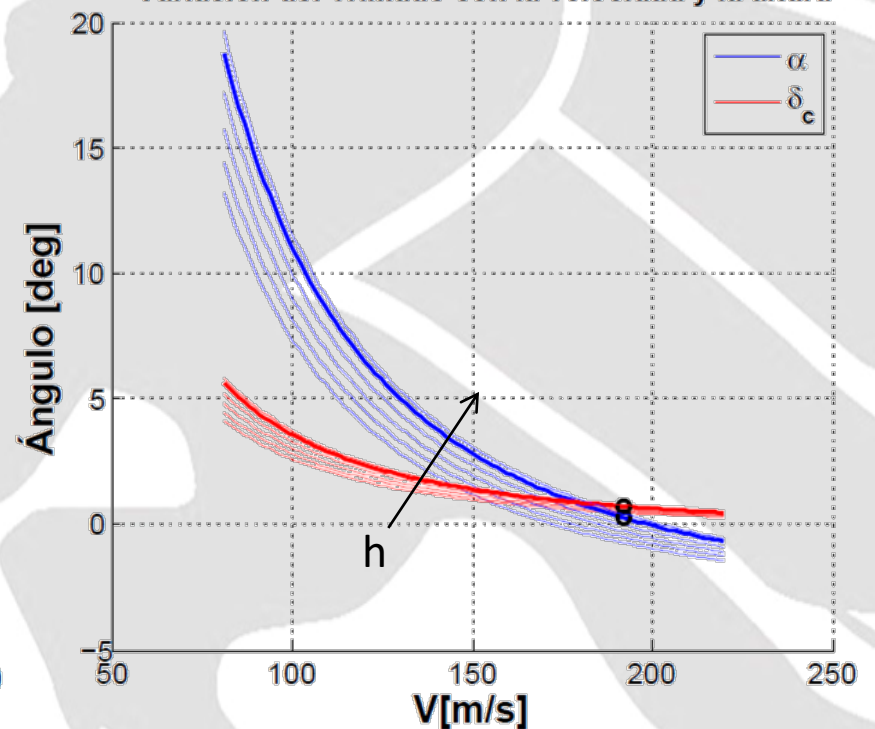
Trimado longitudinal

	α	δ_c	C_{Dtrim}	C_{Dtrim}/C_{D0}
Inicio Crucero	0,6°	0,8°	2,66E-04	0,012
Punto Medio	0,3°	0,7°	7,66E-05	0,0035
Final Crucero	-0,1°	0,6°	3,44E-05	0,0016

Variación del Trimado a lo largo del crucero

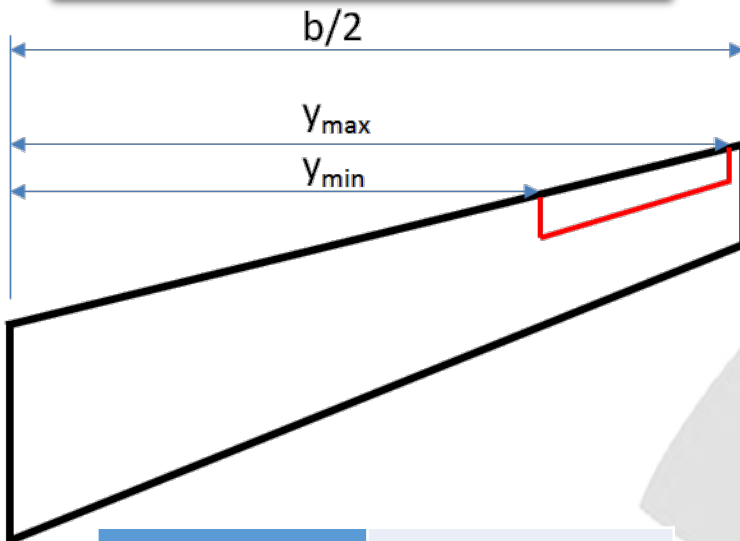


Variación del Trimado con la velocidad y la altura



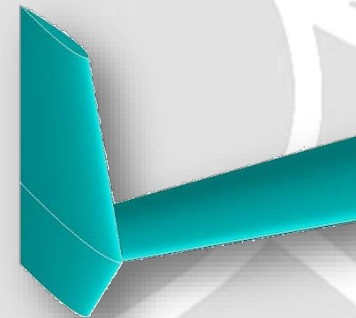
Superficies de control lateral-direccional

Alerones



c_f/c	0,3
y_{min}	3,6 m
y_{max}	4,9 m
S_a	0.32 m ²
P	0,695 rad/s

Tip Sails



S_v	3.5 m ²
S_r	1.05 m ² (0.3 * S_v)

Soporte
Motores



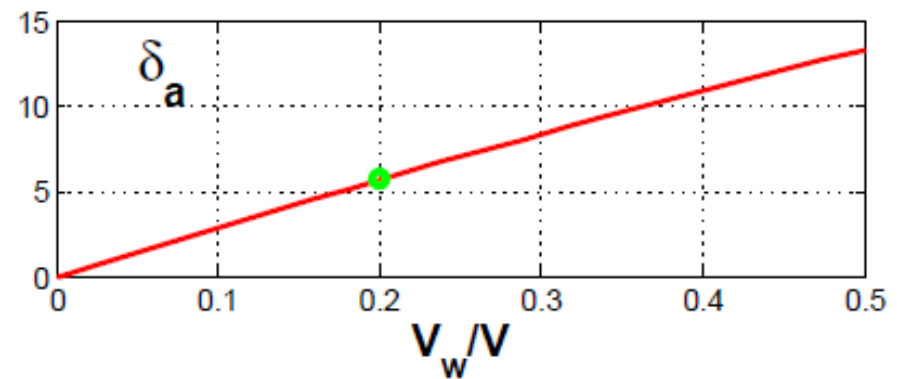
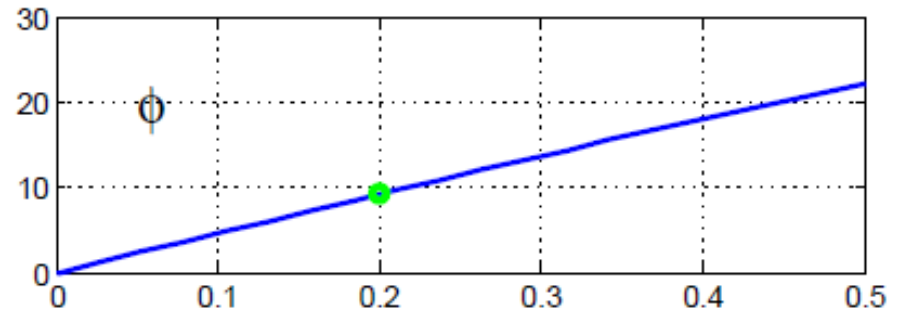
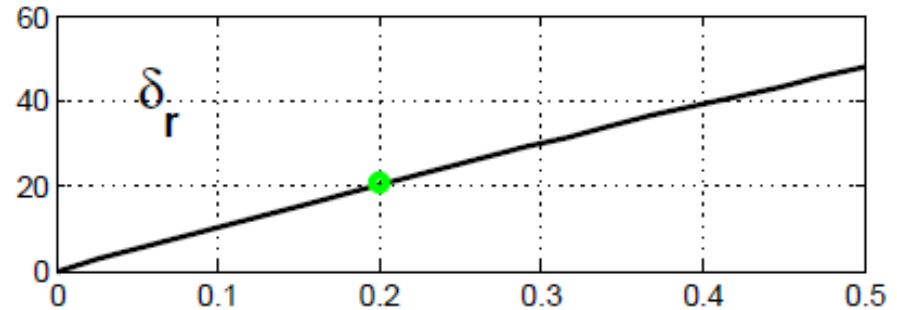
Se suma a S_v
el área
proyectada
(0.97 m²)

Trimado Lateral. Viento Cruzado

β	11.5°
ϕ	9.4°
δ_a	5.8°
δ_r	20.7°

$C_{y\beta}$ -2.58	$C_{y\delta_a}$ 0	$C_{y\delta_r}$ 0.61
$C_{l\beta}$ -0.16	$C_{l\delta_a}$ 0.38	$C_{l\delta_r}$ -0.02
$C_{n\beta}$ 0.56	$C_{n\delta_a}$ -0.15	$C_{n\delta_r}$ -0.27

$$\beta = \text{atan} \frac{V_w}{V}$$

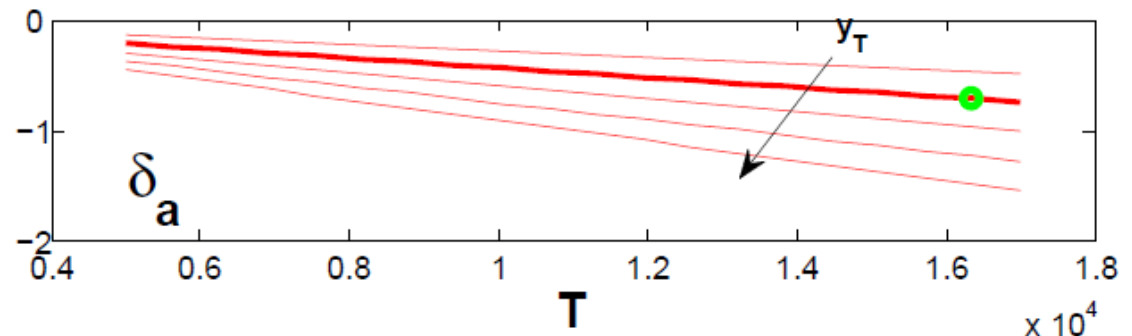
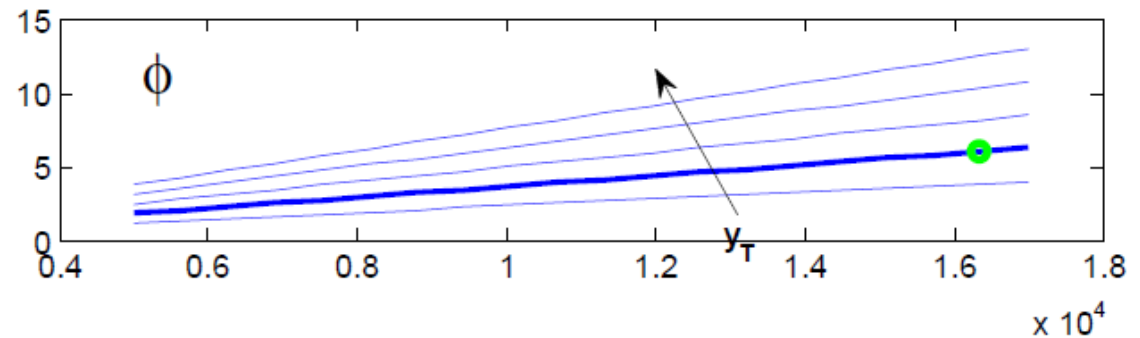
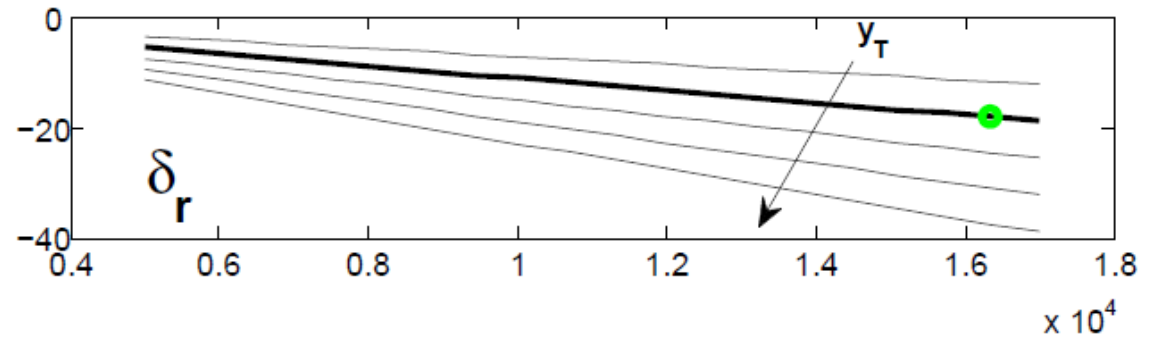


Trimado Lateral. Fallo de Motor

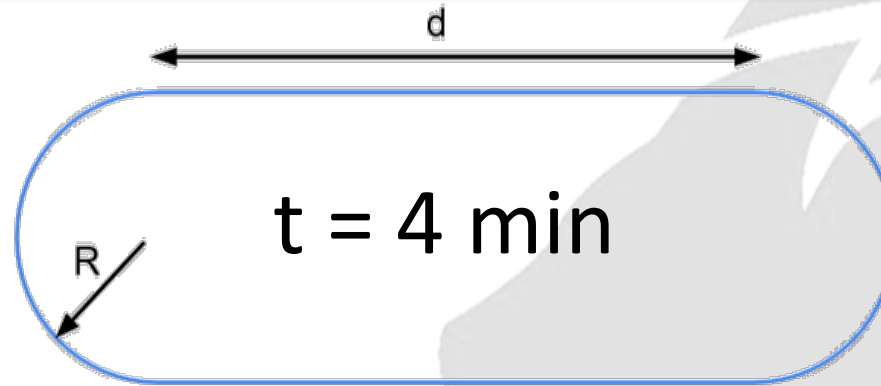
y_T	1.5 m
T	32670/2 N
β	0°



ϕ	6°
δ_a	-0.7°
δ_r	-18°



Viraje estacionario. Holding

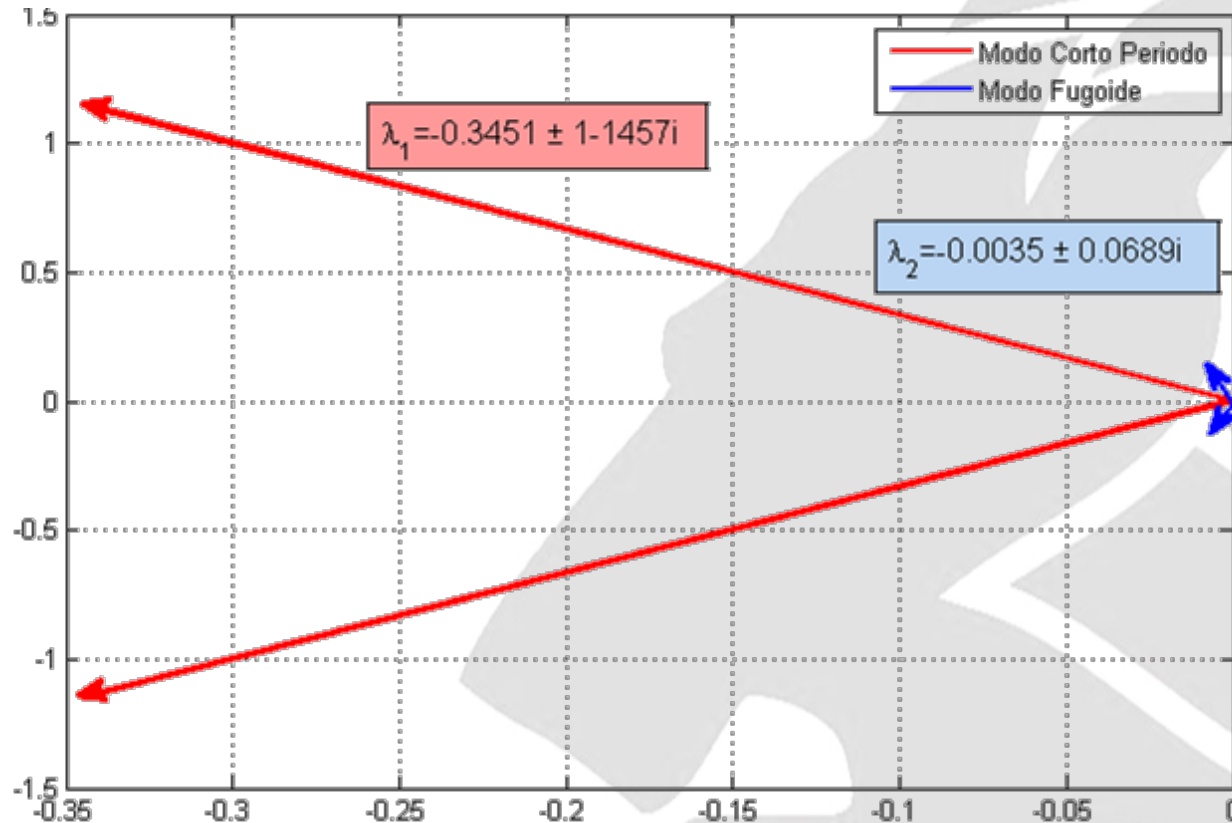


U	103 m/s (200kts)
ϕ	28.8°
R	1.96 km
d	6.17 km

$C_{y\beta}$	$C_{y\delta a}$	$C_{y\delta r}$	C_{yr}
-2.58	0	0.61	1.81
$C_{l\beta}$	$C_{l\delta a}$	$C_{l\delta r}$	C_{lr}
-0.05	0.38	-0.02	0.13
$C_{n\beta}$	$C_{n\delta a}$	$C_{n\delta r}$	C_{nr}
0.49	-0.04	-0.27	-0.85

β	-0.0059°
δ_a	-0.0597°
δ_r	-0.4042°

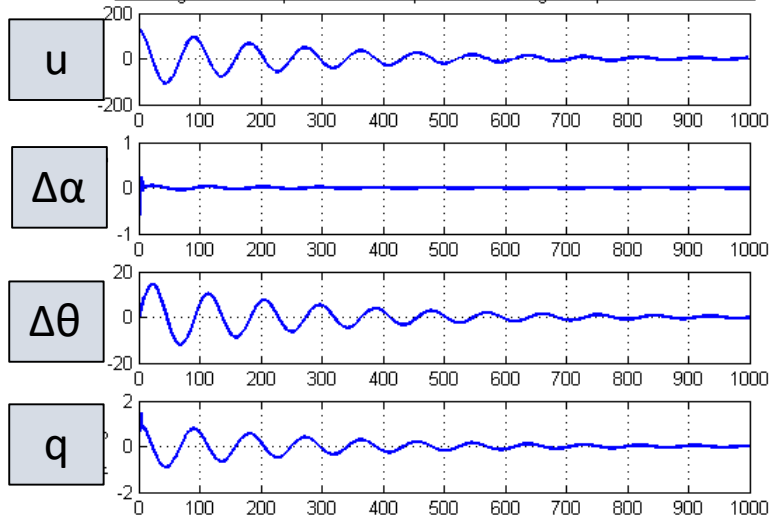
Estabilidad dinámica Longitudinal



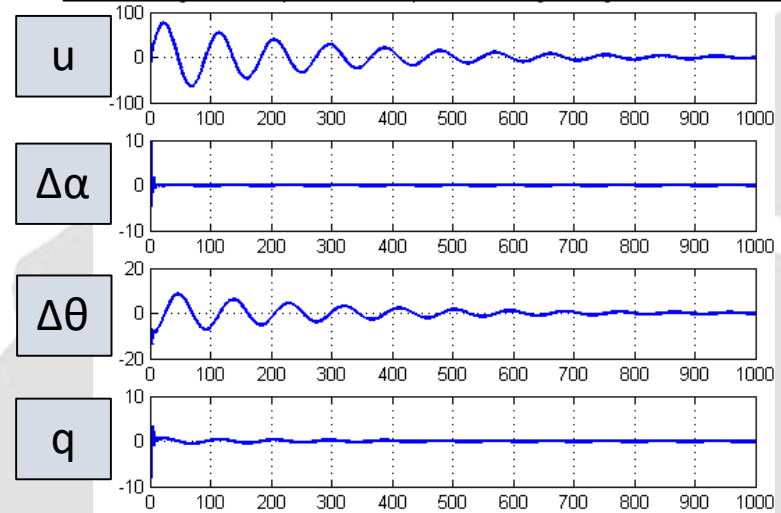
	CORTO PERIODO	FUGOIDE
Amortiguamiento (ξ)	0.29	0.051
Frecuencia natural (ω_n)	1.1965	0.069

Curvas Estabilidad Dinámica Longitudinal

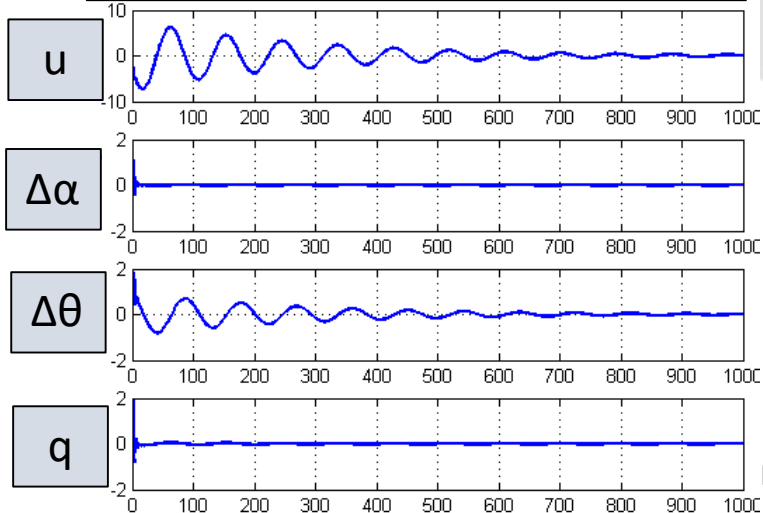
Perturbación en velocidad de 1.2V



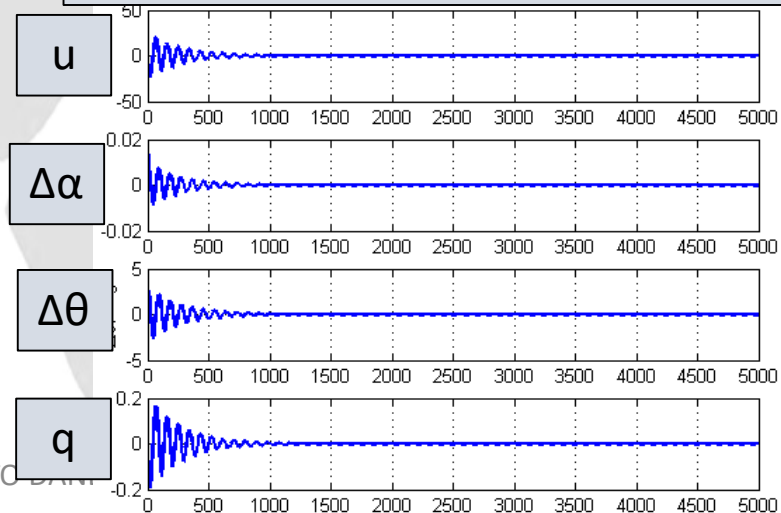
Perturbación de ángulo de ataque en 10°



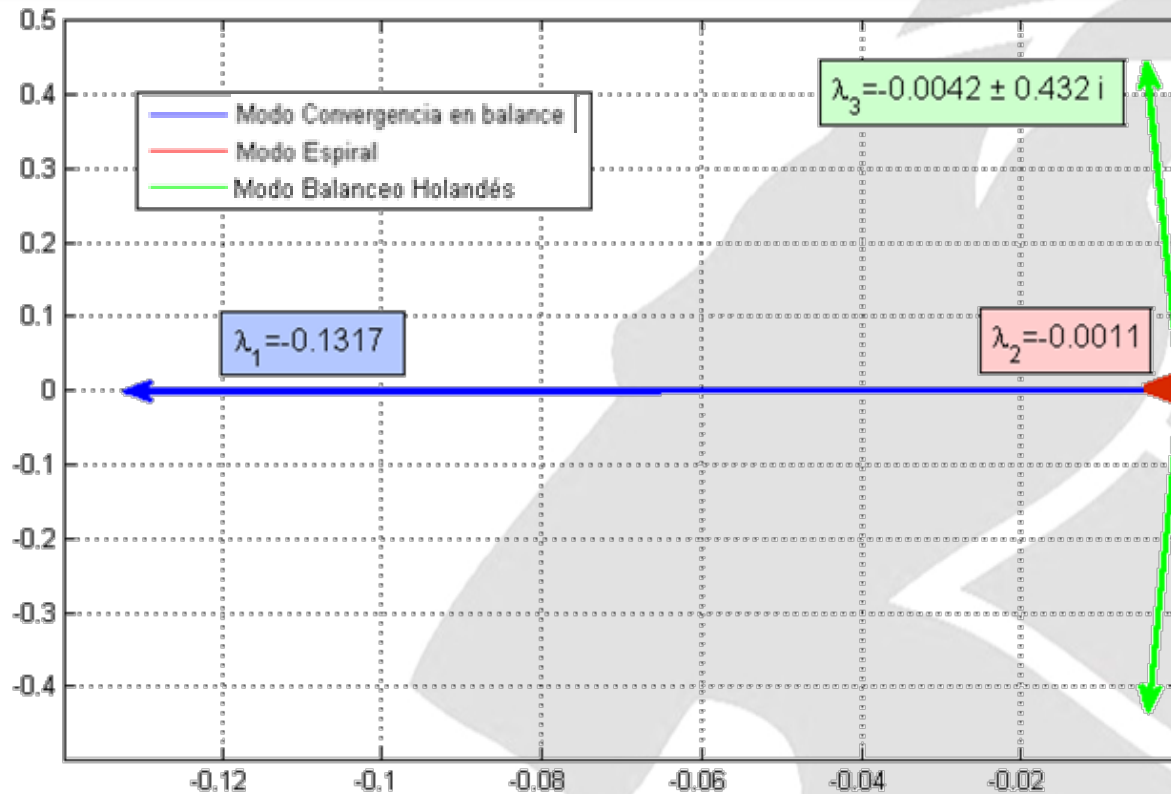
Perturbación en pitch rate de 2°/s



Perturbación en ángulo de cabeceo de 2°



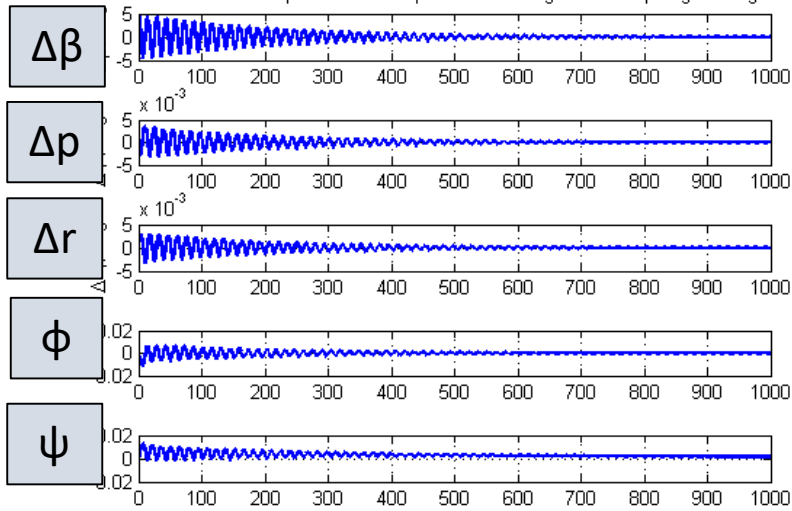
Estabilidad dinámica Lateral-Direccional



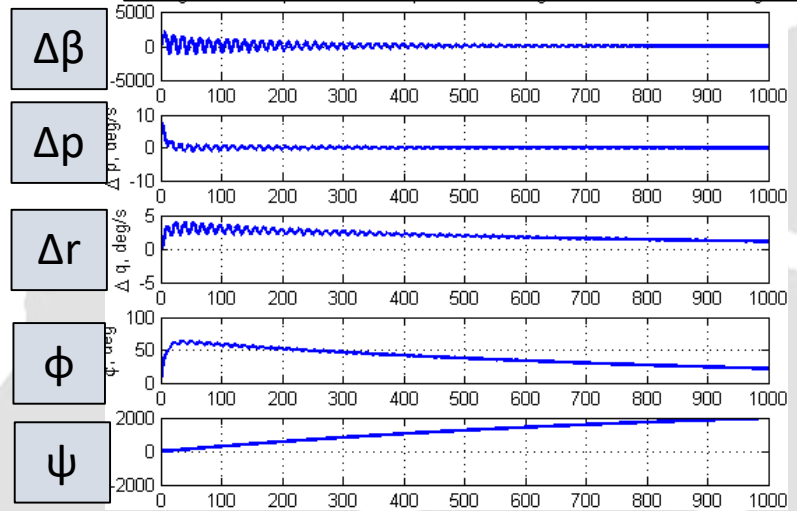
	CONV EN BALANCE	ESPIRAL	BALANCEO HOLANDÉS
Amortiguamiento (ξ)	1	1	0.0097
Frecuencia natural (ω_n)	0.13	0.0011	0.43

Curvas Estabilidad Dinámica Lateral

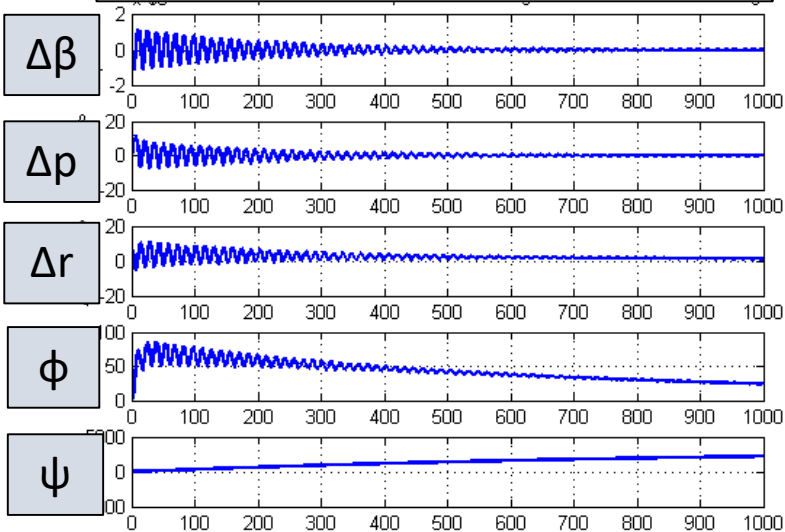
Perturbación en ángulo de resbalamiento de 5°



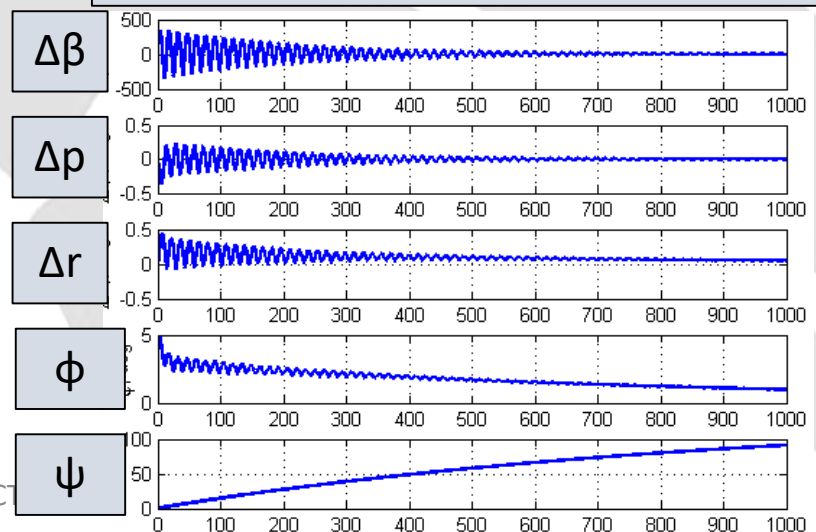
Perturbación en Roll Rate de 8.5°/s



Perturbación en Yaw Rate de 8.5°/s



Perturbación en ángulo de alabeo de 5°



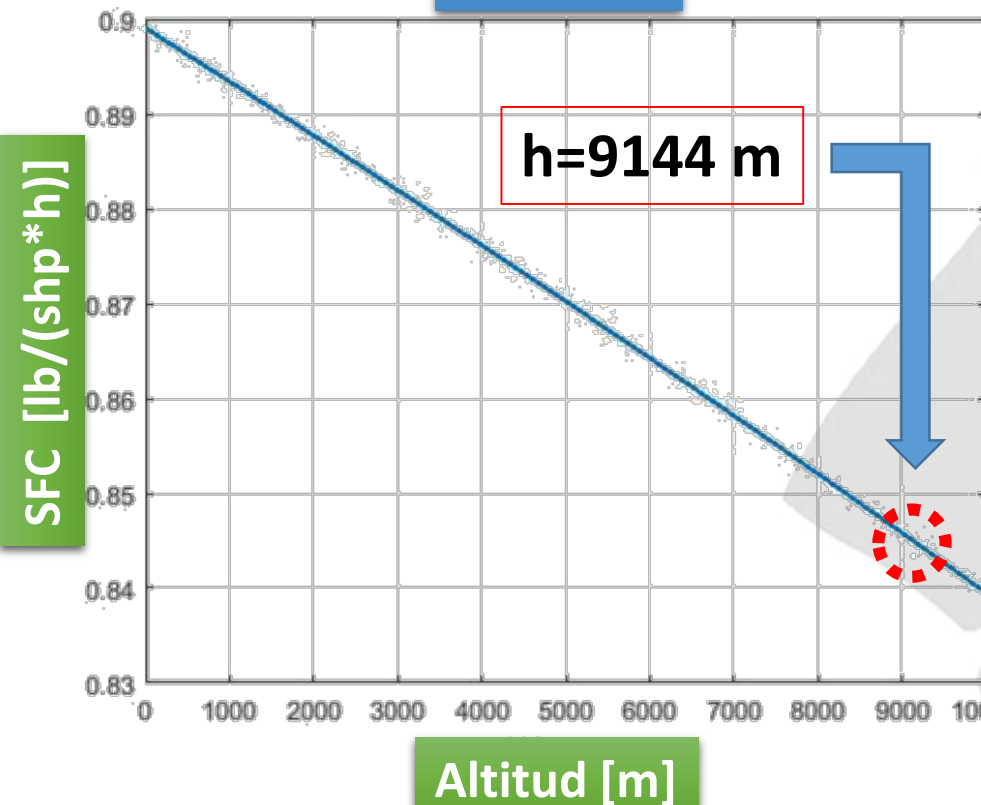


Actuaciones y propulsión

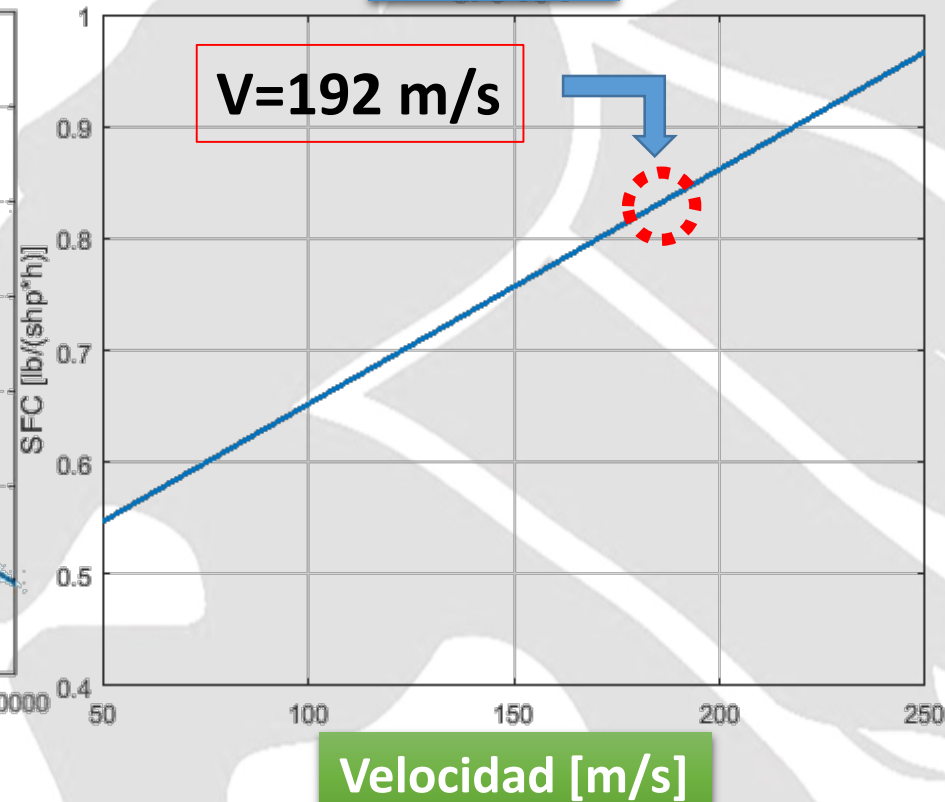
- Propulsión.
 - Curvas de actuaciones.
 - Planta de potencia.
 - Adaptación.
- Actuaciones
 - Carga alar.
 - Descripción misiones.
 - Segmentos de vuelo.
 - Vuelo en espera.
 - Fallo de motor y aterrizaje de emergencia.
 - Estudio consumo combustibles.
 - CASM y tiempos de vuelo.
 - Diagrama pesos – alcance.

Optimización crucero. Consumo.

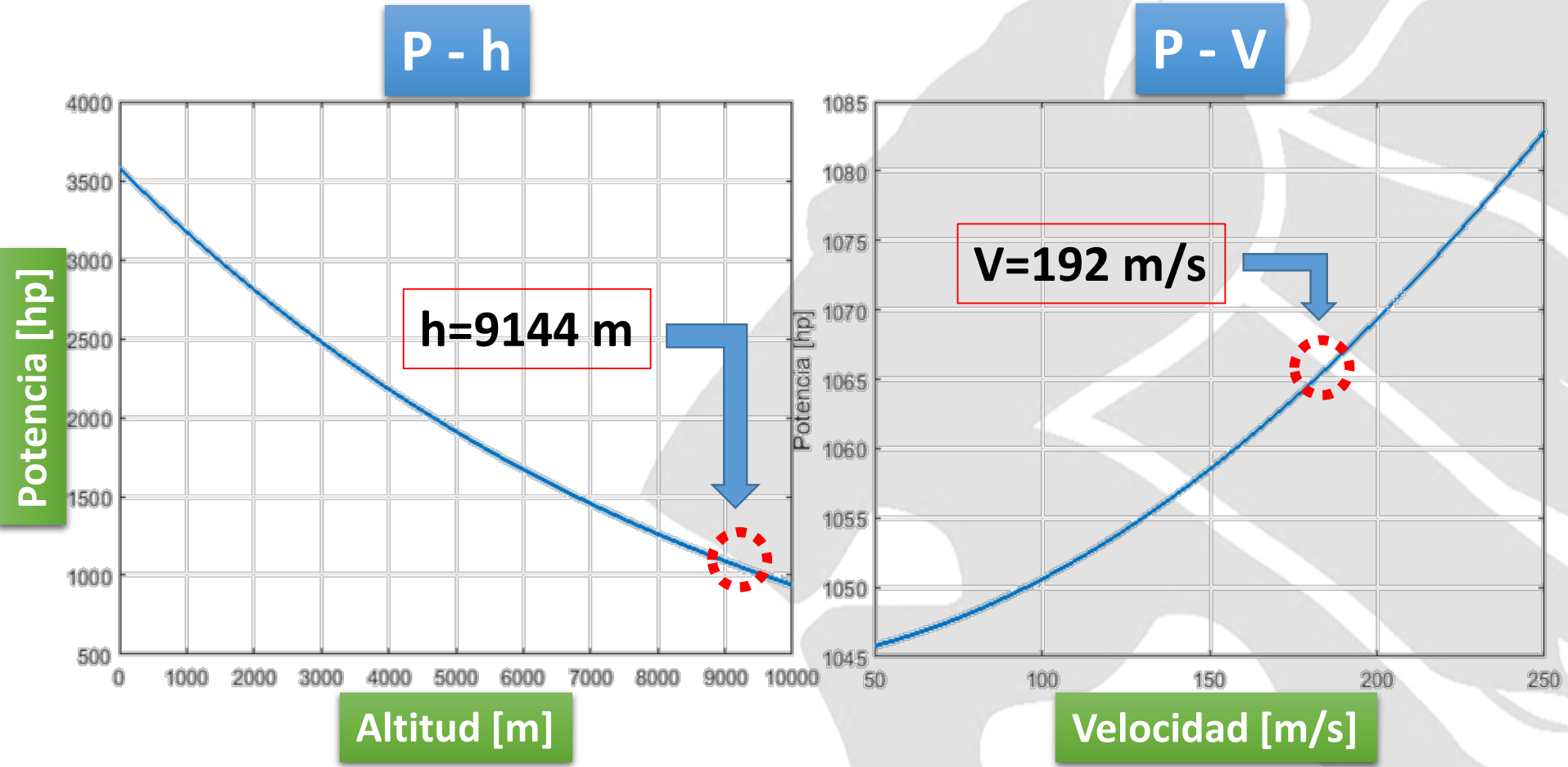
SFC - h



SFC - V



Optimización crucero. Potencia.



Planta de potencia

Nº palas: 4

Nº motores: 2



Turbomeca Makila 1A

$P_{sl} = 1757 \text{ hp}$

$SFC = 0.496 \text{ lb}/(\text{shp}\cdot\text{h})$

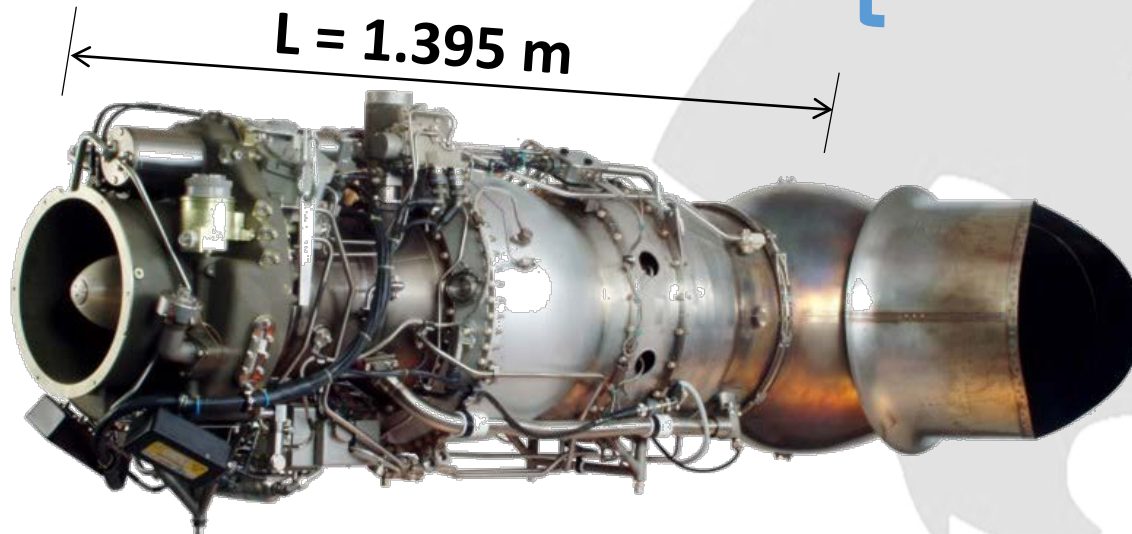
$W = 242.67 \text{ kg}$

$L = 1.395 \text{ m}$

Motor helicóptero

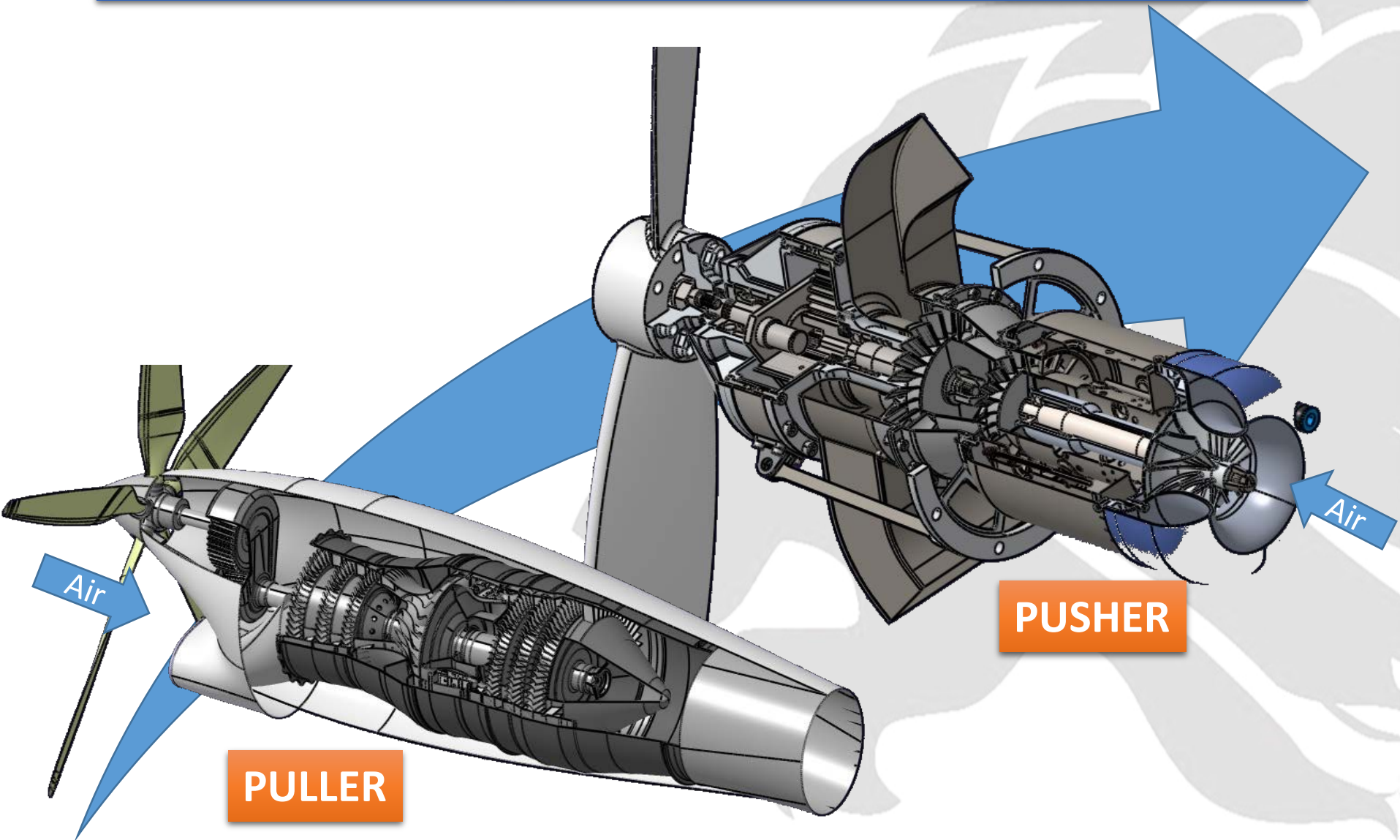


Adaptación

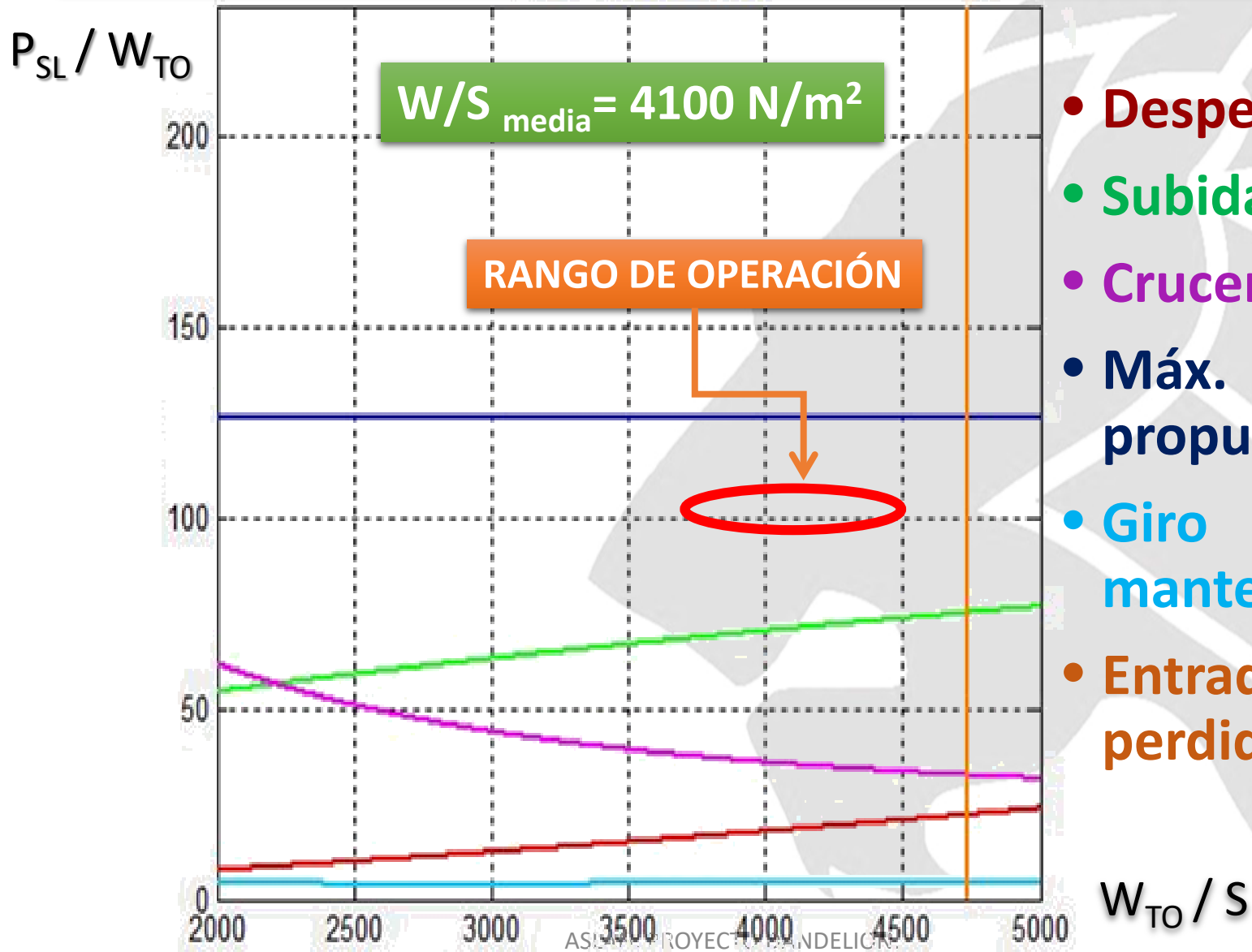


$\varnothing = 0.516\text{m}$

Adaptación Motor



Carga alar



- **Despegue**
- **Subida**
- **Crucero**
- **Máx. propulsión**
- **Giro mantenido**
- **Entrada en pérdidas**

MISIÓN DE DISEÑO

- ➔ Payload: 3 pasajeros
- ➔ Alcance: 2222.4 km
- ➔ Velocidad: 192 m/s
- ➔ Altitud: 9144 m

MISIÓN ECONÓMICA

- ➔ Payload: 6 pasajeros
- ➔ Alcance: 926 km
- ➔ Velocidad: 192 m/s
- ➔ Altitud: 9144 m

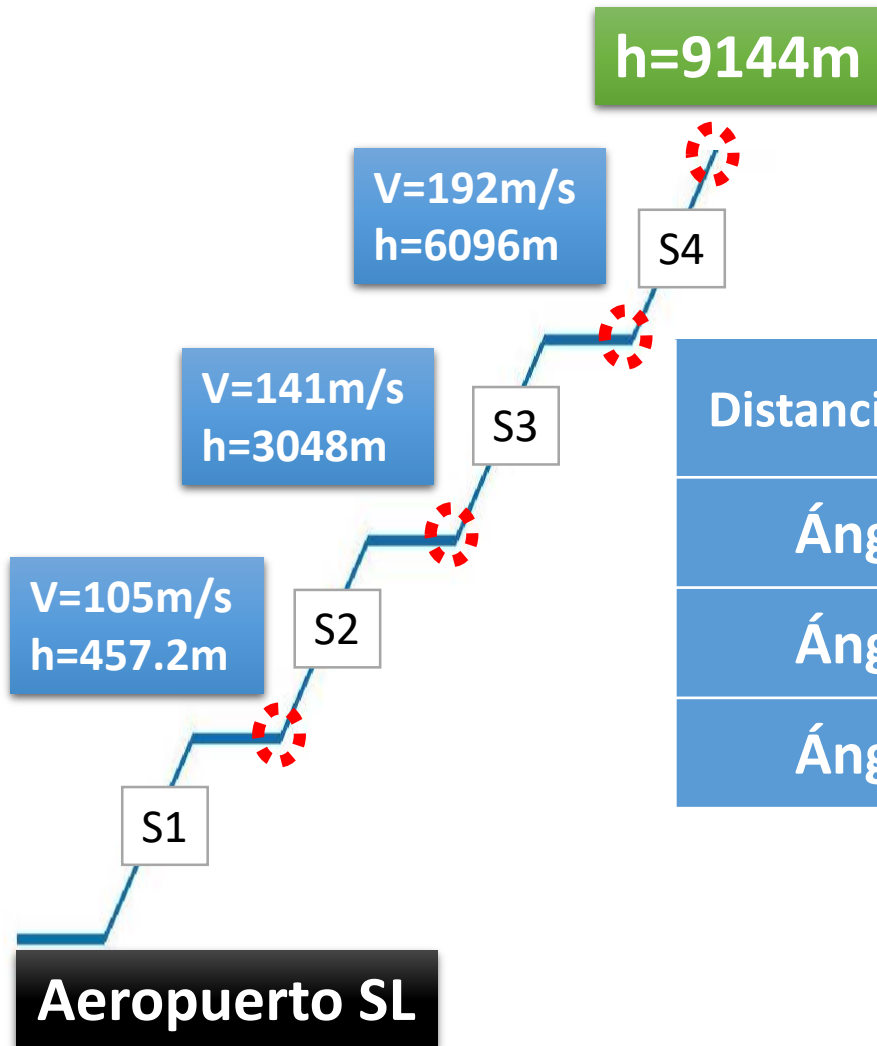
ESQUEMA MISIÓN NOMINAL



ESQUEMA MISIÓN HIGH-HOT



Despegue y subida nominal

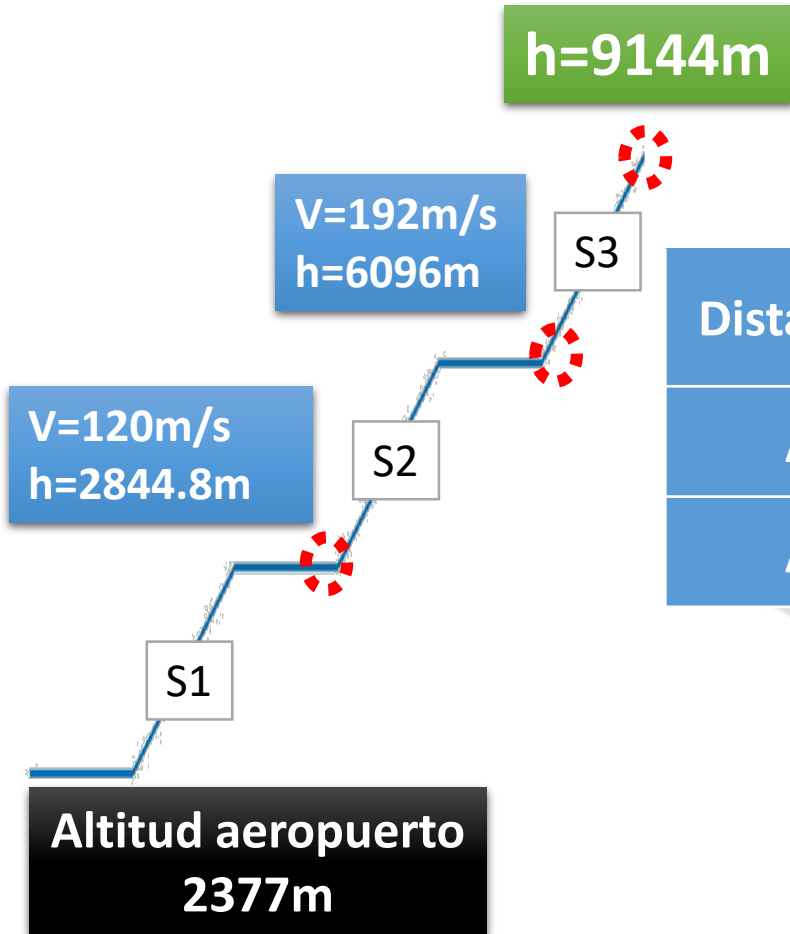


	DISEÑO	ECONÓMICA
Distancia despegue	212.72 m	184.96 m
Ángulo S1	32.25°	37.26°
Ángulo S2	12.15°	13.30°
Ángulo S3	4.40°	4.93°

Distancia Despegue < 1371m ✓

Cumplimiento FAR 25.211 ✓

Despegue y subida high-hot



	DISEÑO	ECONÓMICA
Distancia despegue	359.56 m	314.78 m
Ángulo S1	18.84°	21.48°
Ángulo S2	5.69°	6.36°

Distancia Despegue < 2438m ✓

Cumplimiento FAR 25.211 ✓

Crucero

Requisitos RFP

Mach

0.52 - 0.68



0.6332 ✓

Altitud

6705.6 – 9448.8 m



9144 m ✓

Posición de palanca



~83%

Velocidad de crucero



192 m/s

Descenso y aterrizaje

$h=9144\text{m}$

$V=192\text{m/s}$
 $h=6096\text{m}$

$V=141\text{m/s}$
 $h=3048\text{m}$

$V=105\text{m/s}$
 $h=2392.2\text{m}$

Desvío
aeropuerto
alternativo.

$V=70\text{m/s}$
 $h=2392.2\text{m}$

Aeropuerto
SL

Aterrizaje en $< 455\text{m}$

$h=9144\text{m}$

$V=192\text{m/s}$
 $h=6096\text{m}$

$V=120\text{m/s}$
 $h=2844.8\text{m}$

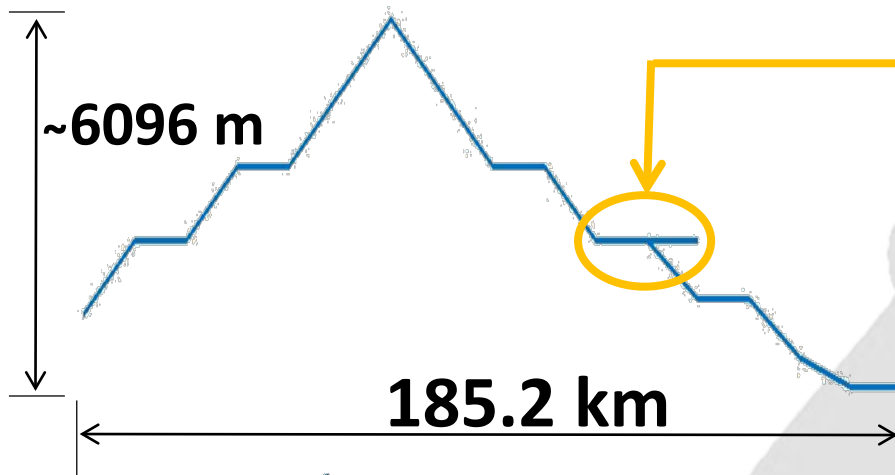
$V=70\text{m/s}$
 $h=2392.2\text{m}$

Desvío
aeropuerto
alternativo.

Altitud Aeropuerto
2377m

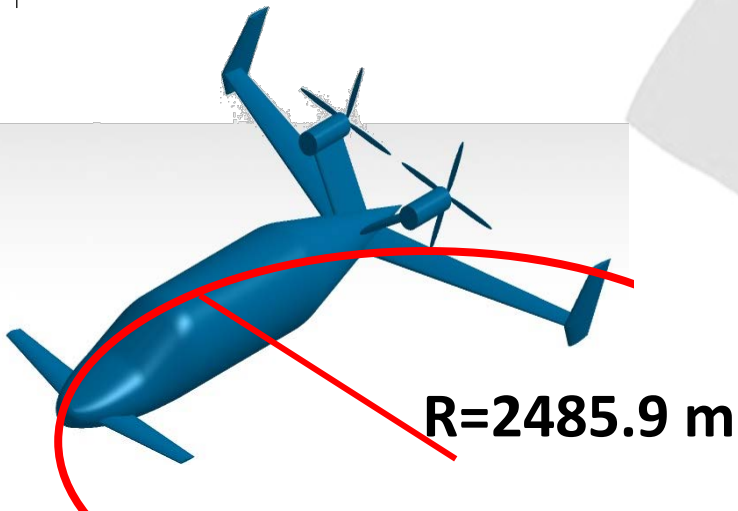
Aterrizaje en $< 575\text{m}$

Desvío aeropuerto alternativo



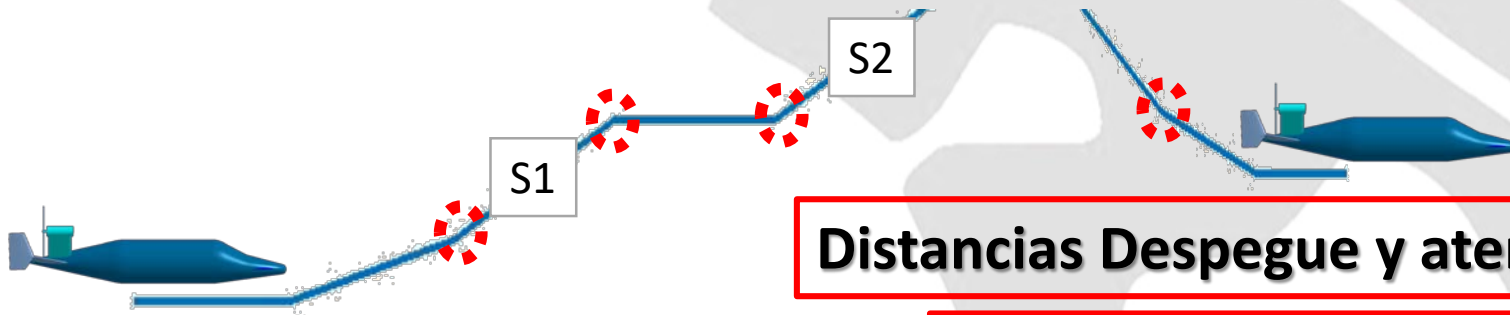
Vuelo en espera

- ➔ Altitud: 457.2m
- ➔ Velocidad: 70m/s
- ➔ Tiempo espera: 30 min
- ➔ Factor de carga: 1.02
- ➔ Nº vueltas: 8



Fallo de motor y aterrizaje de emergencia

	Diseño nominal	Diseño high-hot
Distancia despegue FM	455.84 m	748.43 m
Ángulo S1	14.46°	8.33°
Ángulo S2	13.12°	7.43°
Aterrizaje 80% MTOW	434.46 m	547.3 m

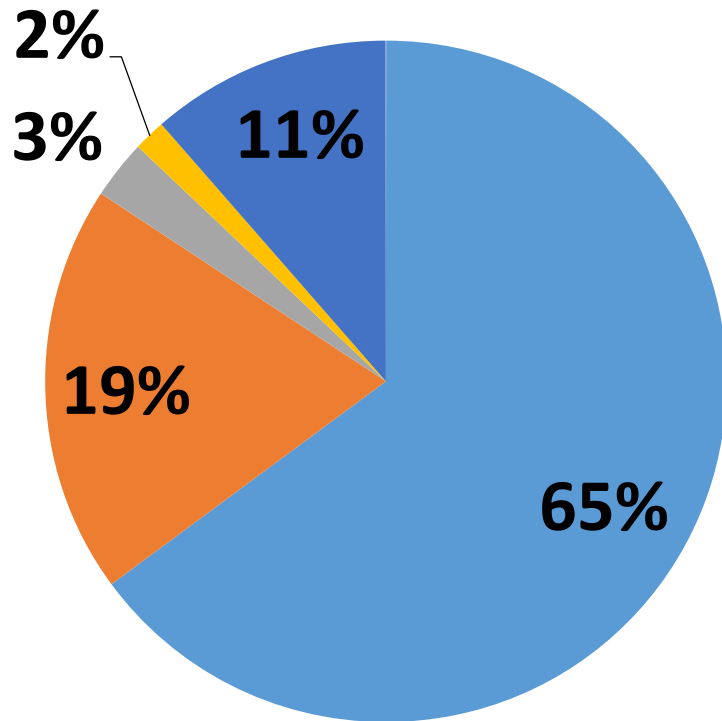


Distancias Despegue y aterrizaje ✓

Cumplimiento FAR 25 ✓

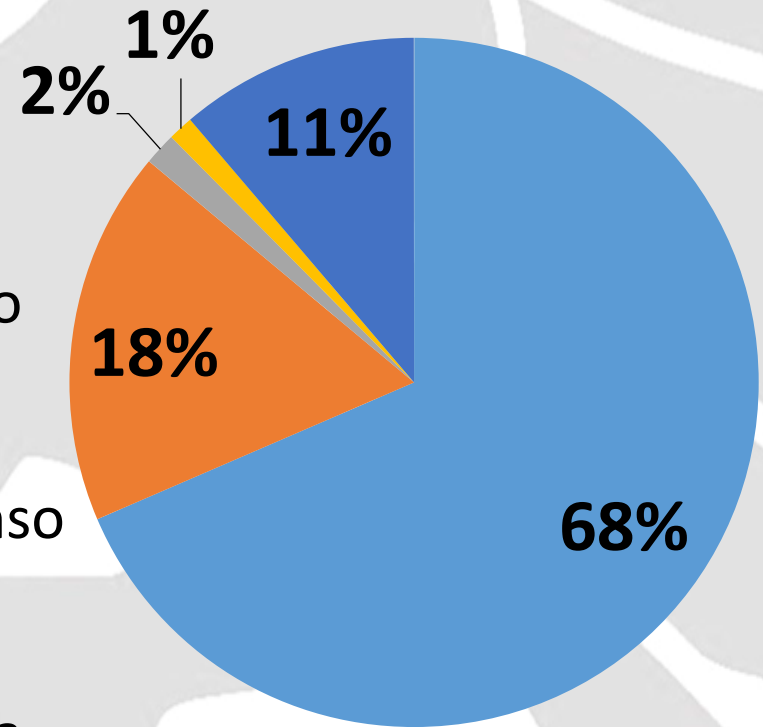
Consumo combustible. Misión Diseño.

Diseño nominal



Fuel Misión: 1156.86 kg
Fuel Reserva: 149.20 kg

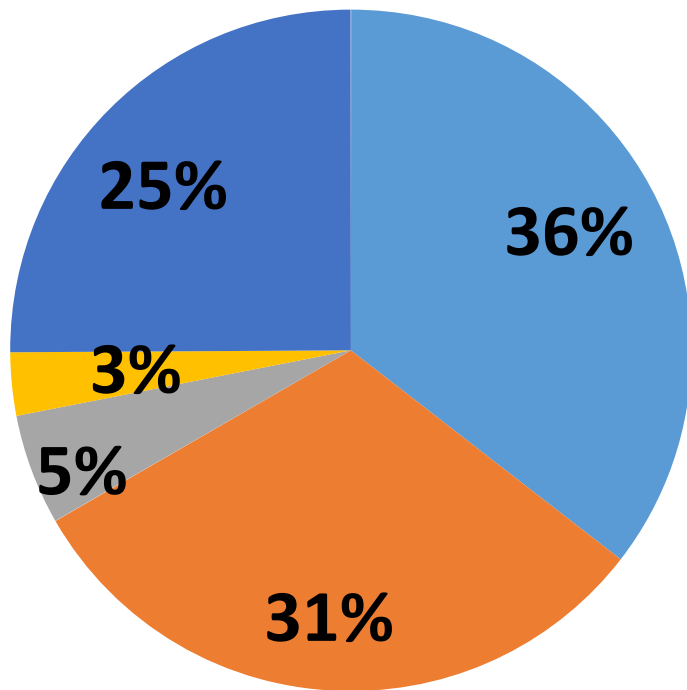
Diseño high-hot



Fuel Misión: 1137.85 kg
Fuel Reserva: 147.83 kg

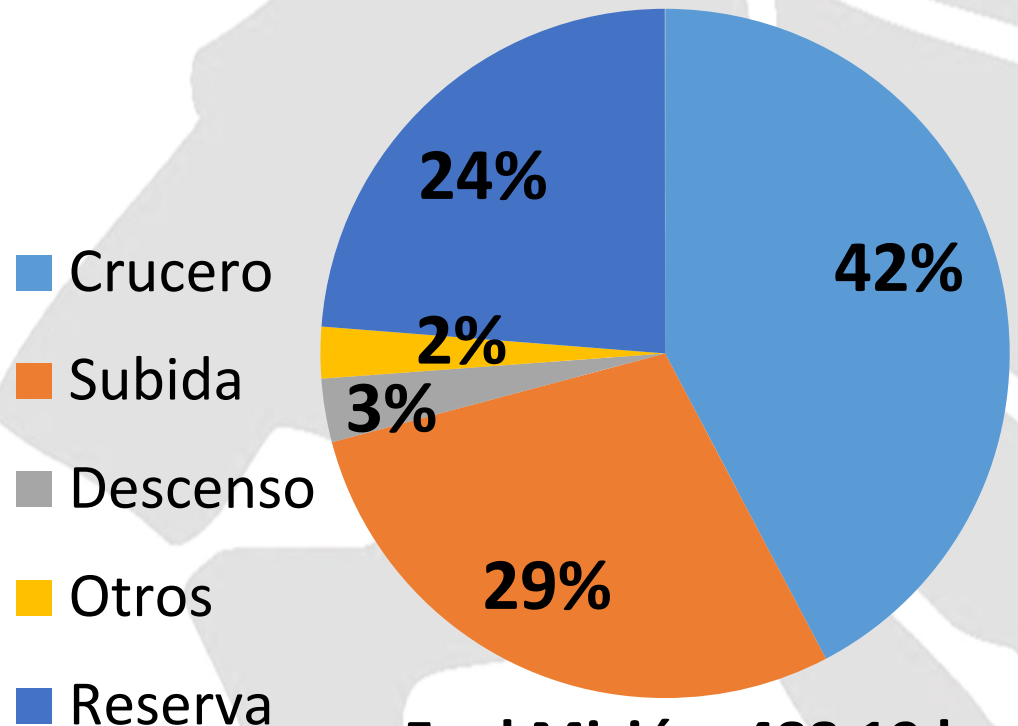
Consumo combustible. Misión Económica.

Diseño nominal



Fuel Misión: 496.83 kg
Fuel Reserva: 166.31 kg

Diseño high-hot

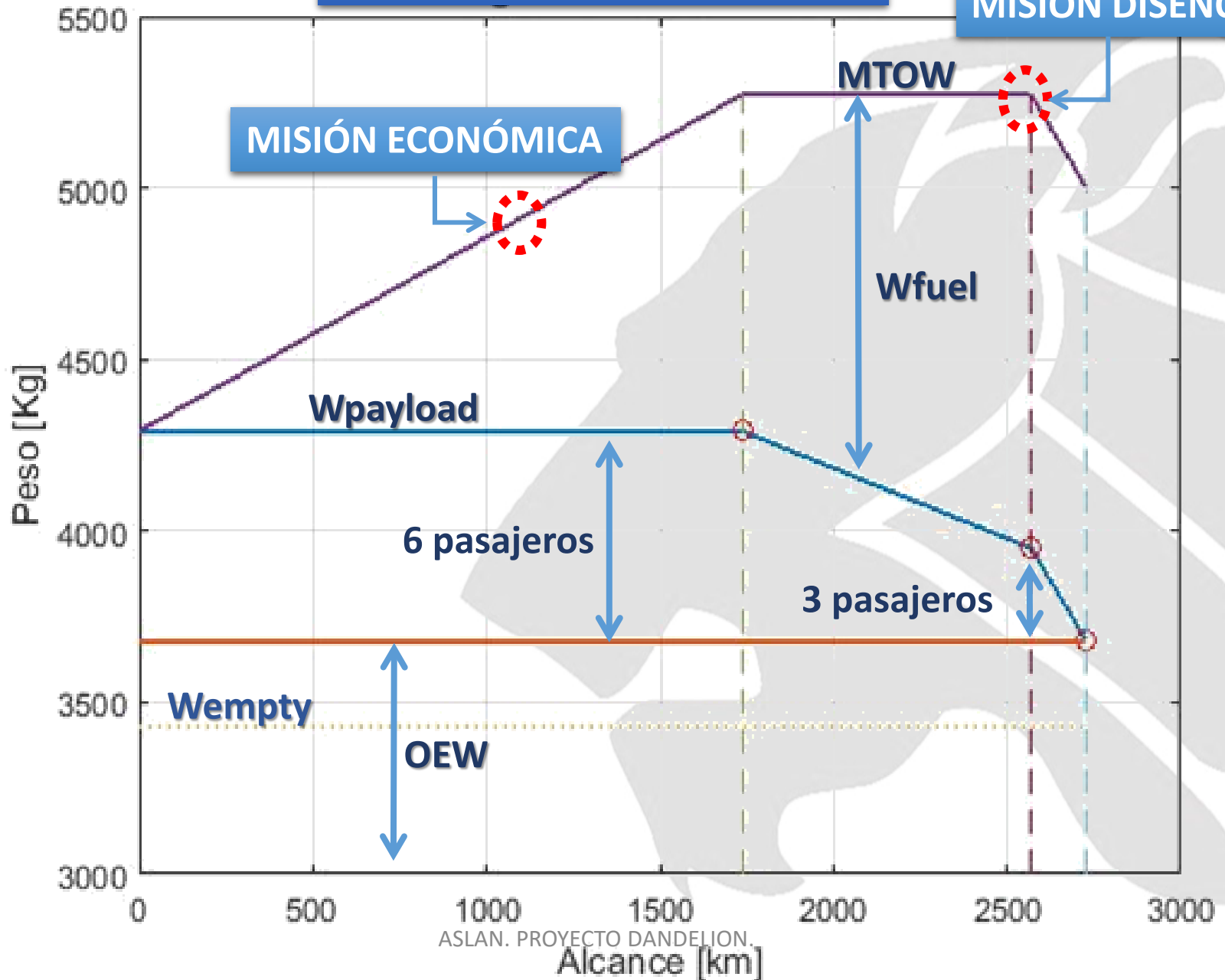


Fuel Misión: 488.19 kg
Fuel Reserva: 152.07 kg

CASM y tiempo

	Diseño nominal	Diseño high-hot	Económica nominal	Diseño high-hot
CASM (cent \$)	364.2	356.53	195.98	188.01
Tiempo (h)	3.46	3.37	1.56	1.49

PESOS - ALCANCE

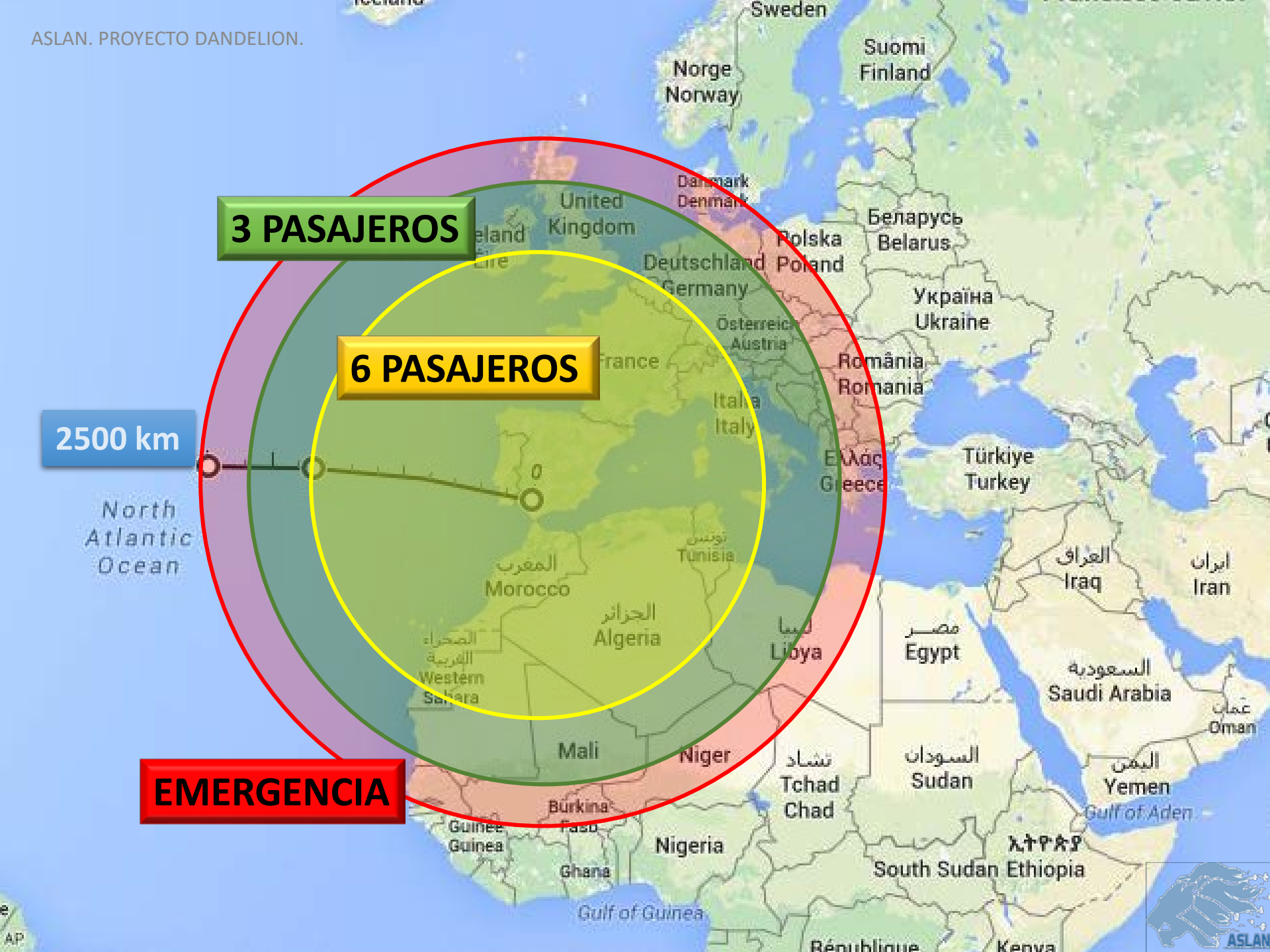


3 PASAJEROS

6 PASAJEROS

2500 km

EMERGENCIA





Muchas gracias por su atención.