

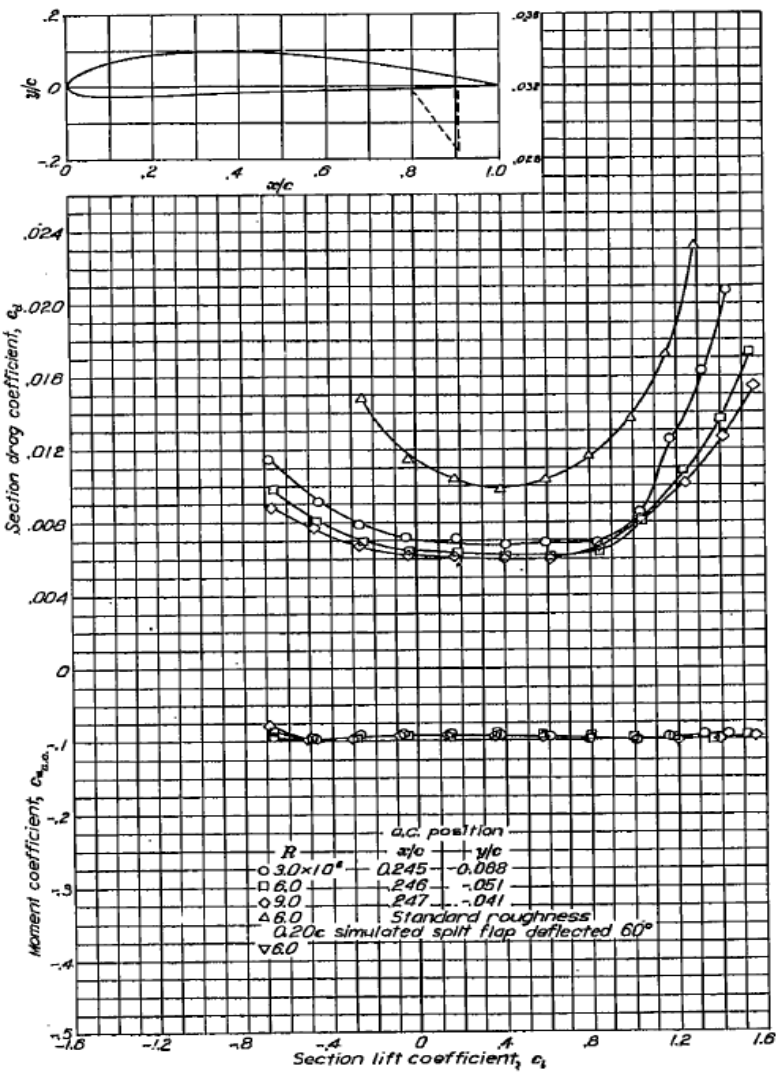
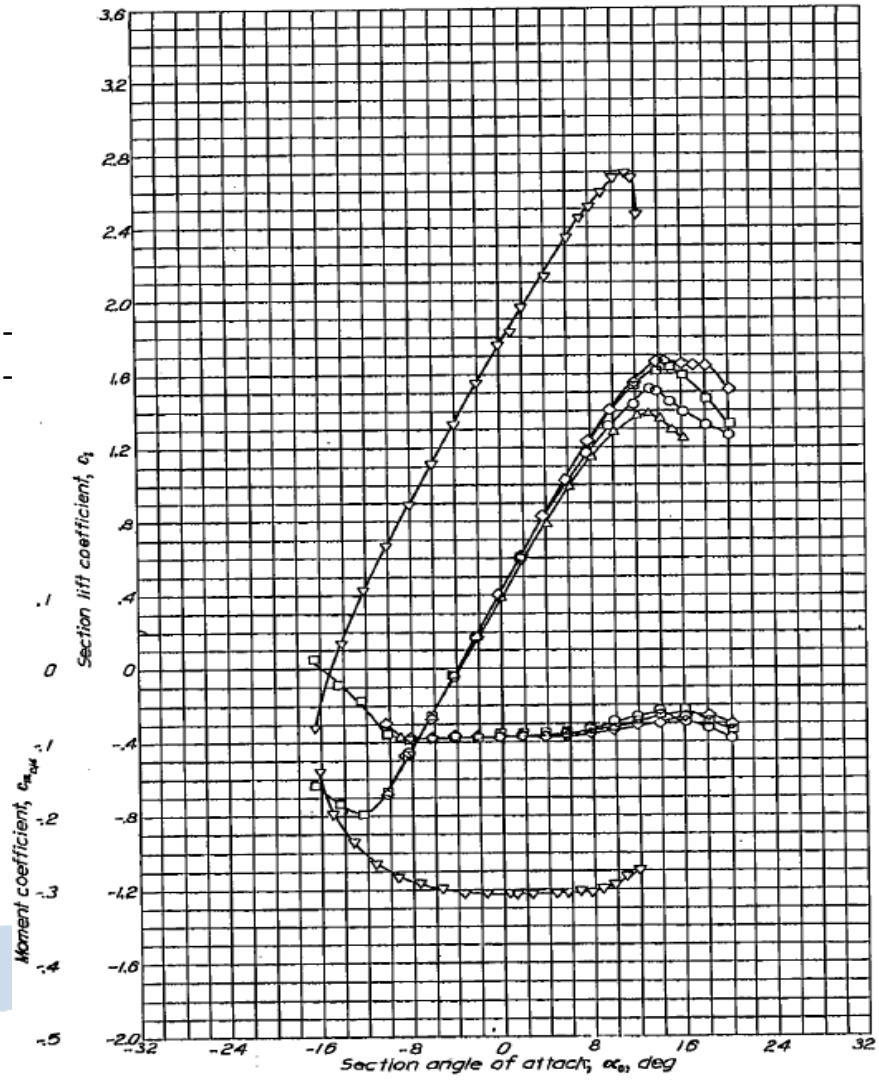
***EAGLE***

***PRESENTACIÓN FINAL***



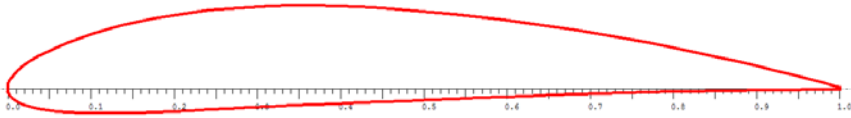
# *Aerodinámica*

A light blue silhouette of a bird in flight, positioned behind the text 'Aerodinámica'. The bird is shown from a side profile, with its wings spread wide, flying towards the right. The silhouette is semi-transparent, allowing the text to be clearly visible over it. The background is white.

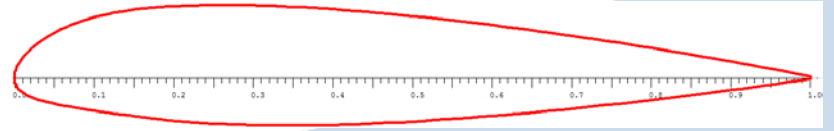


# Perfiles aerodinámicos

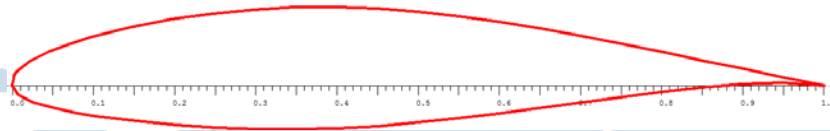
## Variables a lo largo de las envergaduras



**NACA 4412** Ala en raíz



**NACA 23015** Ala en punta, Canard en raíz



**NACA 64<sub>2</sub>-415** Canard en punta

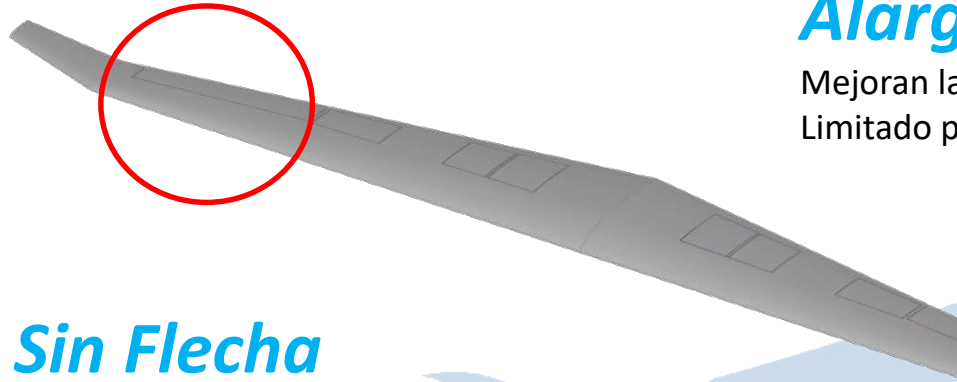
Basándonos en su rendimiento **2D** y análisis **3D** elegimos estos perfiles por:

NACA 4412 - Aumenta  $C_{L0}$

NACA 23015 - Mejora eficiencia, retrasa pérdida

NACA 64<sub>2</sub>-415 - Pérdida más suave y anterior a la del ala

# Geometría alar



## Alargamiento y estrechamiento

Mejoran la eficiencia

Limitado por espacio para combustible

## Sin Flecha

Superficies de control responden adecuadamente en pérdida - Seguridad

$$S = 9.45 \text{ m}^2$$

$$C_{L0} = 0.275$$

$$AR = 11.6$$

$$C_{L\alpha} = 5.087 \text{ rad}^{-1}$$

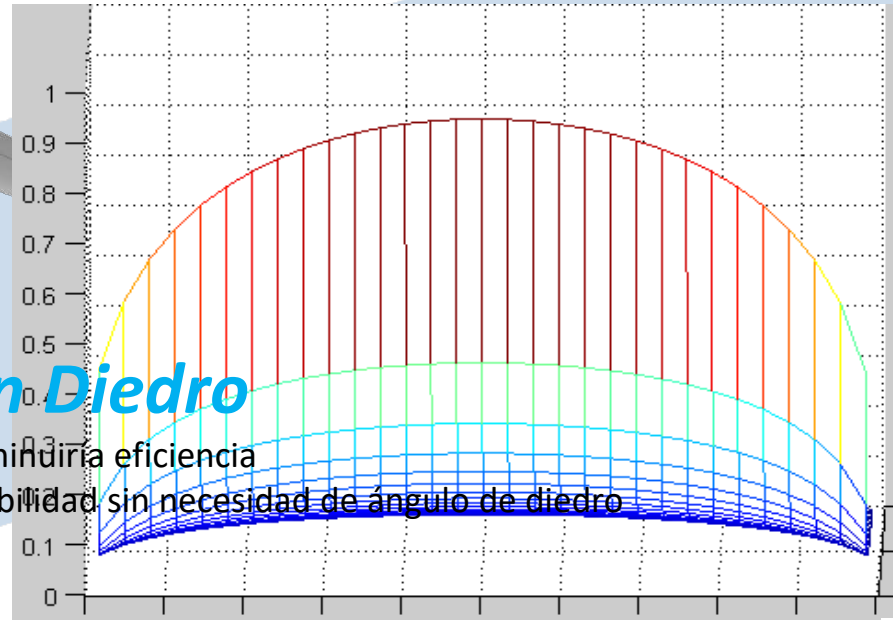
$$\lambda = 0.4$$

$$C_{L_{\max}} = 1.6$$

## Sin Diedro

Disminuiría eficiencia

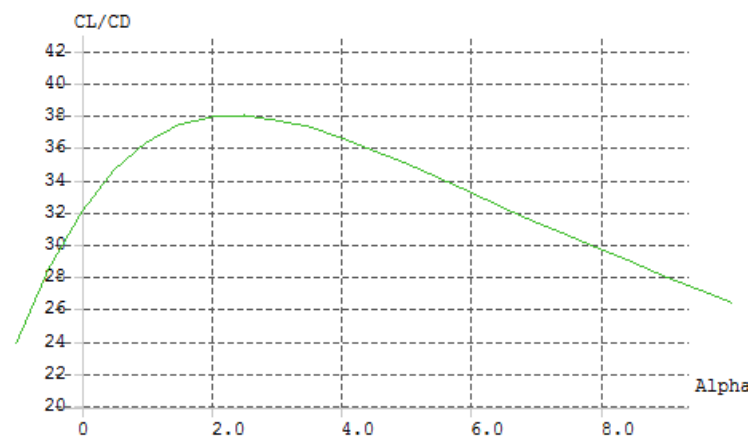
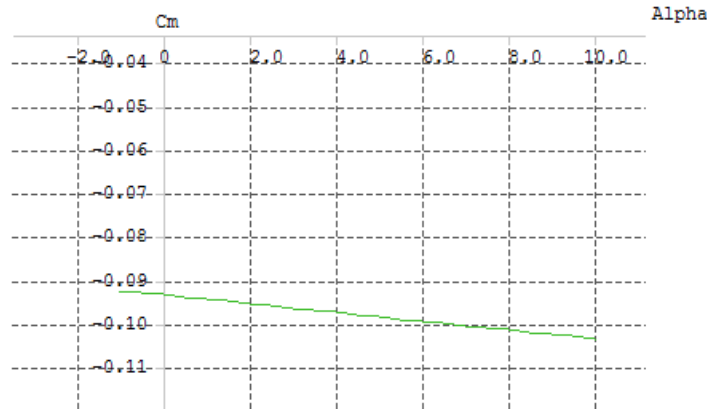
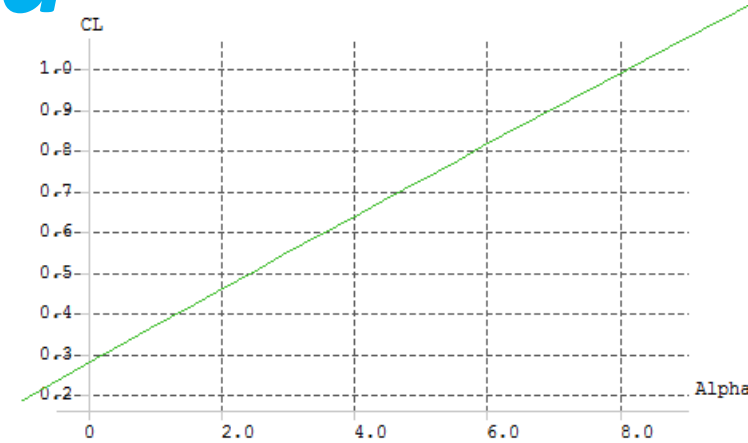
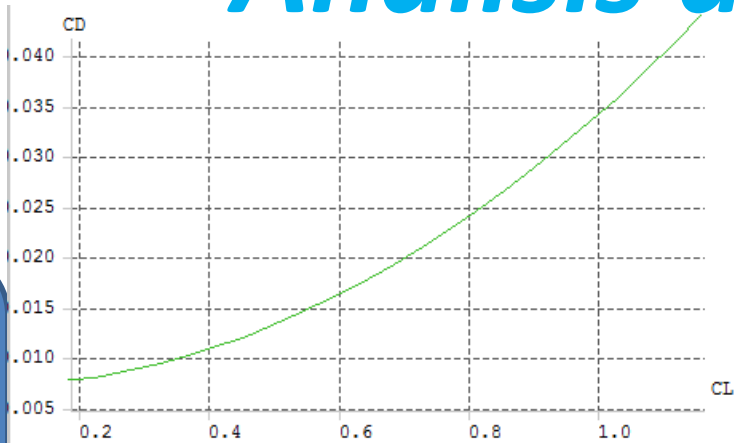
Estabilidad sin necesidad de ángulo de diedro



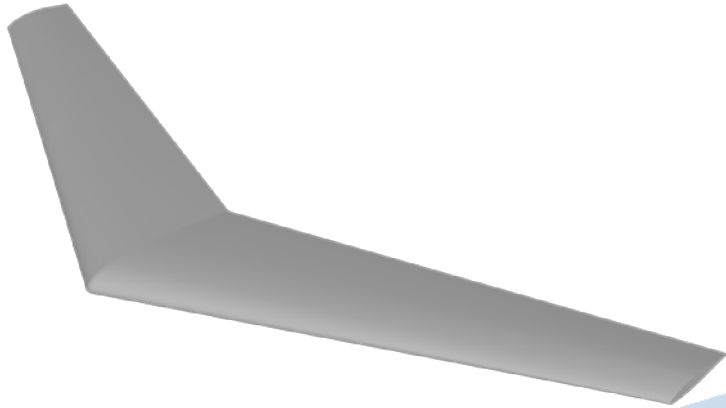
# Análisis ala

$S=9.45 \text{ m}^2$   
 $AR=11.6$   
 $\lambda=0.4$

$C_{L0}=0.275$   
 $C_{L\alpha}=5.087 \text{ rad}^{-1}$   
 $C_{Lmax}=1.6$   
 $E_{max}=38$



# Geometría Canard



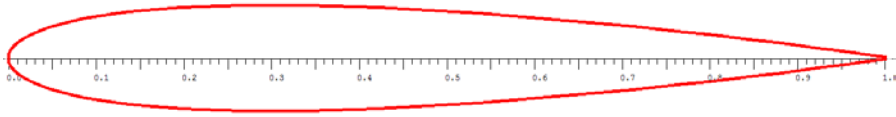
$S=4.05 \text{ m}^2$	$C_{L0}=0.121$
$AR=7$	$C_{L\alpha}=4.29 \text{ rad}^{-1}$
$\lambda=0.5$	$C_{Lmax}=1.245$

Elección de perfiles y geometría fruto de:

- Interacción con departamento de estabilidad.
- 30%  $S_{ref}$  para adelantar centro de gravedad.
- Análisis con software XFLR-5.

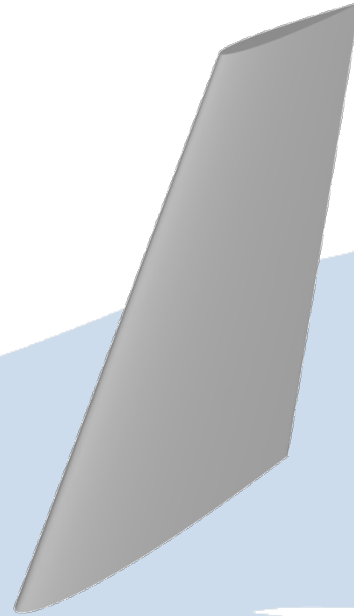
# Perfil y geometría VTP

## Perfil NACA 0012



- Simétrico

Al ser un estabilizador conviene que sea simétrico y no posea  $C_{L0}$ .



$$S=3.4 \text{ m}^2$$

$$AR=3.5$$

$$\lambda=0.5$$

$$C_{L0}=0$$

$$C_{L\alpha}=3.37 \text{ rad}^{-1}$$

De nuevo, el VTP fue diseñado de forma iterativa junto a estabilidad.



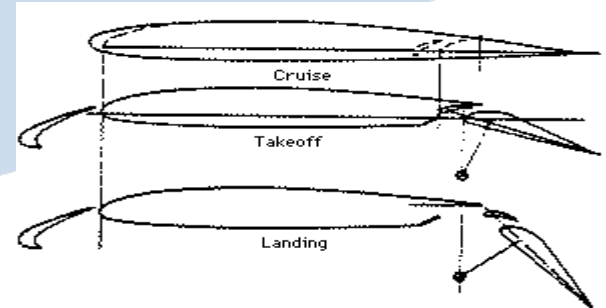
# Dispositivos hipersustentadores (I)

El HLD debe cumplir las siguientes características:

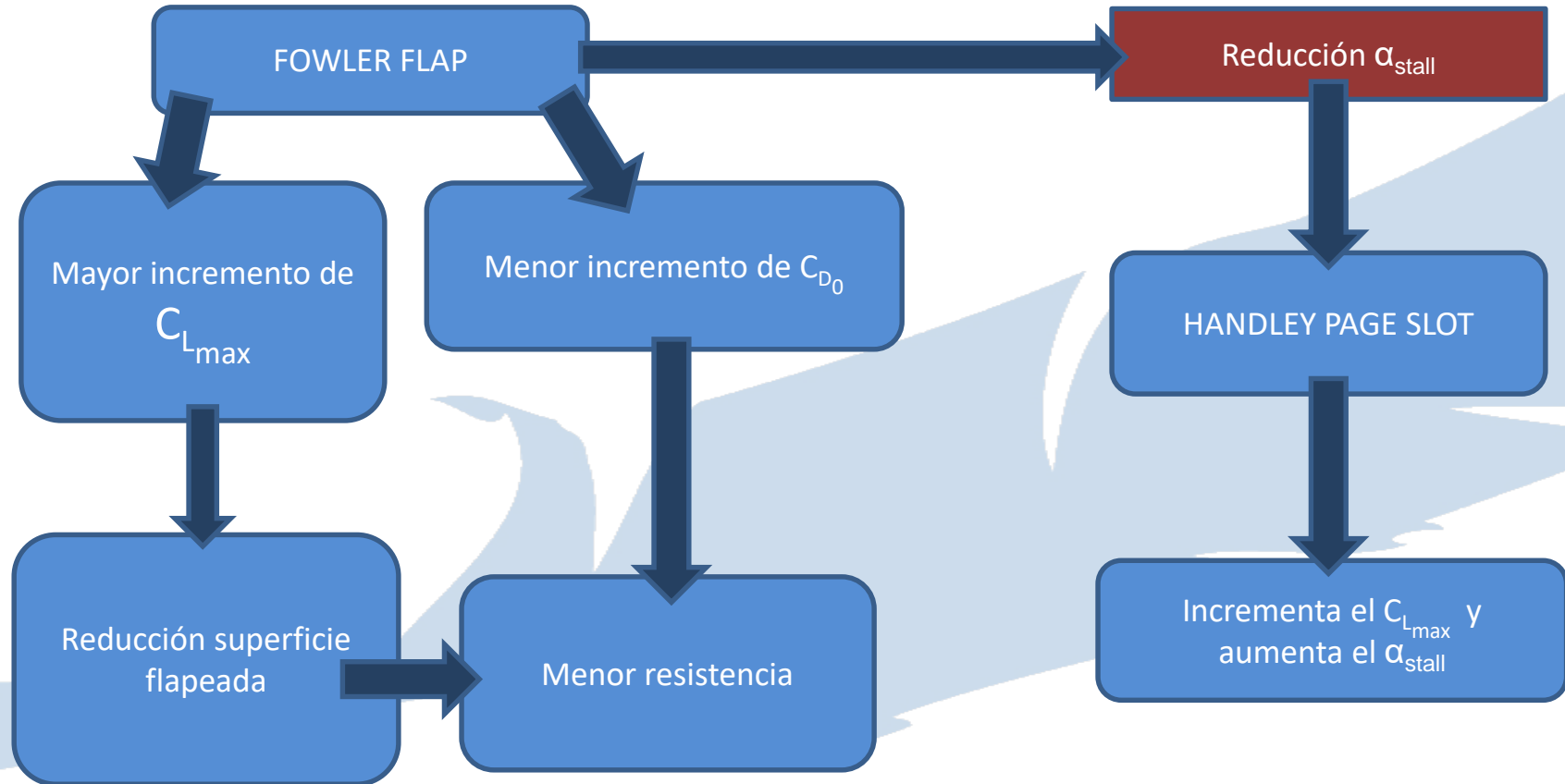
- Incremento del  $C_{D_0}$  mínimo .
- Mayor incremento de  $C_{L_{max}}$
- Retrasar la entrada en pérdida.

Tras un estudio detallado de diferentes configuraciones de HLD se decide implementar la siguiente combinación:

- Handley page slot +  $0.4 \cdot c$  Fowler flap

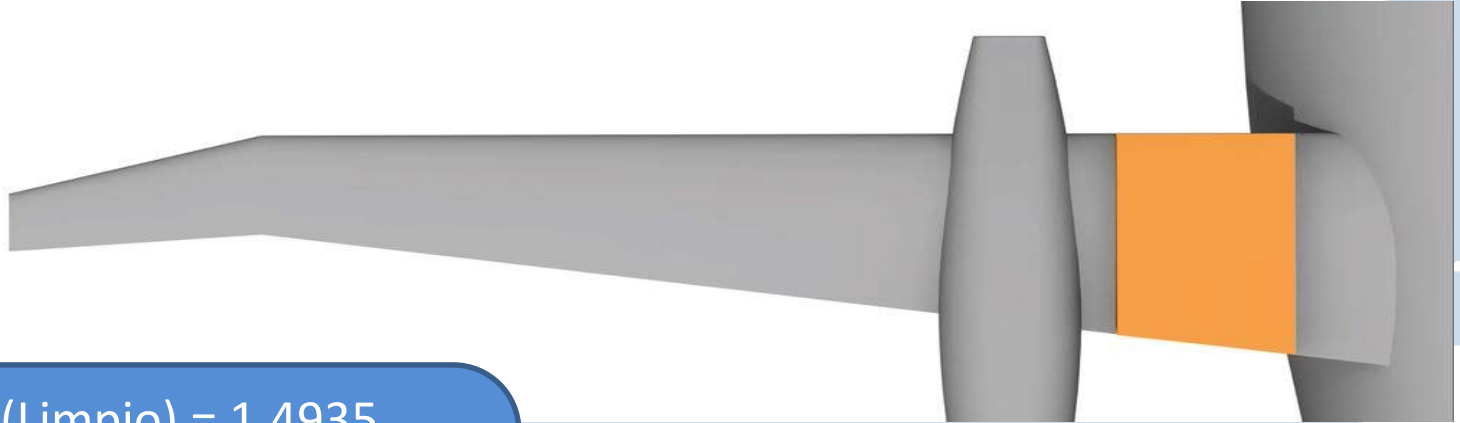


# Dispositivos hipersustentadores (II)



# Dispositivos hipersustentadores (III)

$$S_{\text{flapeada}} = 17.5 \% \text{ (semiala)}$$



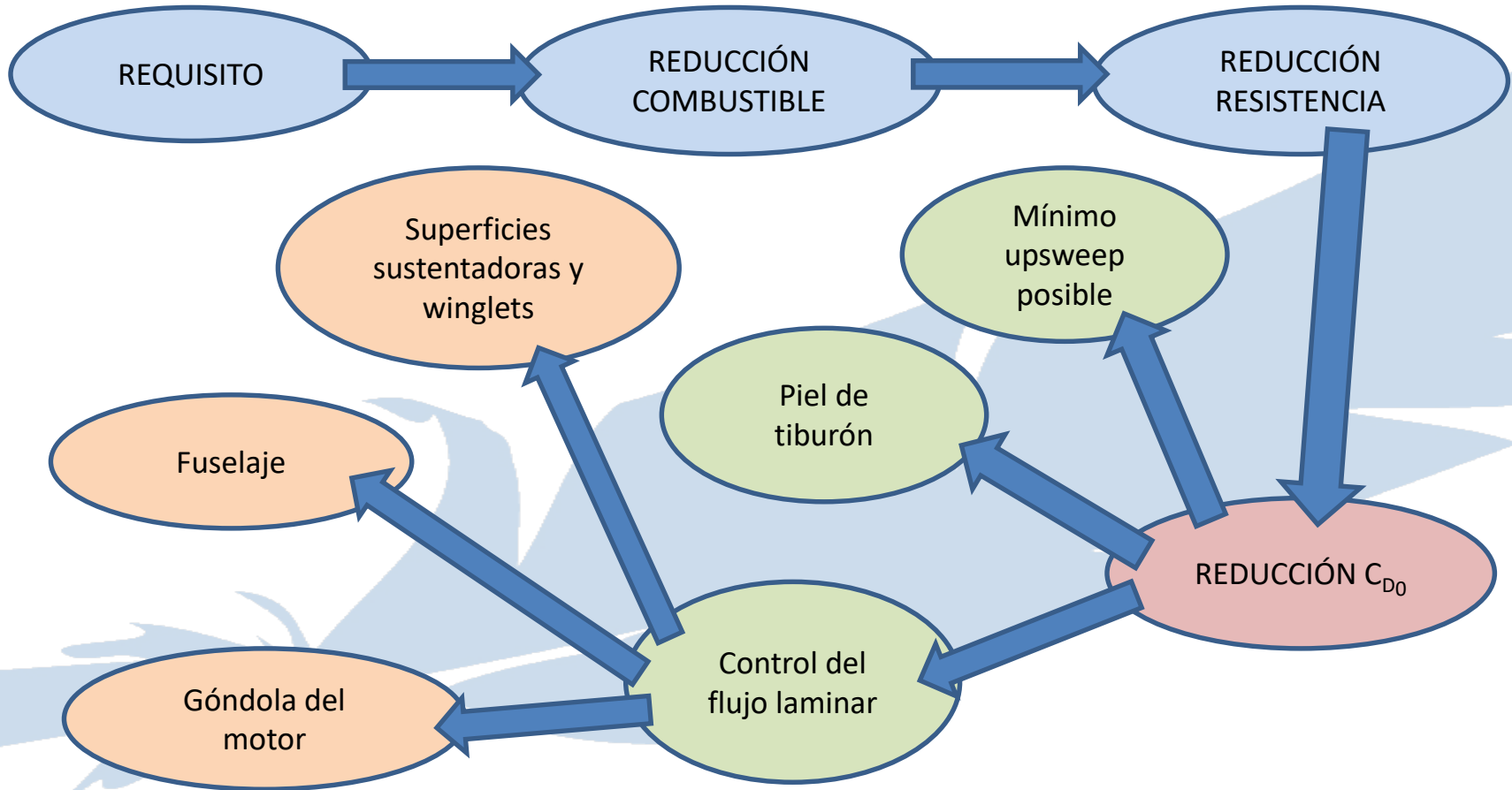
$$C_{L_{\max}} \text{ (Limpio)} = 1.4935$$

$$C_{L_{\max}} \text{ (despegue } 20^\circ) = 1.8076$$

$$C_{L_{\max}} \text{ (aterrizaje } 45^\circ) = 2.2002$$

Mayor deflexión de flaps  $\rightarrow$  mayor resistencia en el aterrizaje.

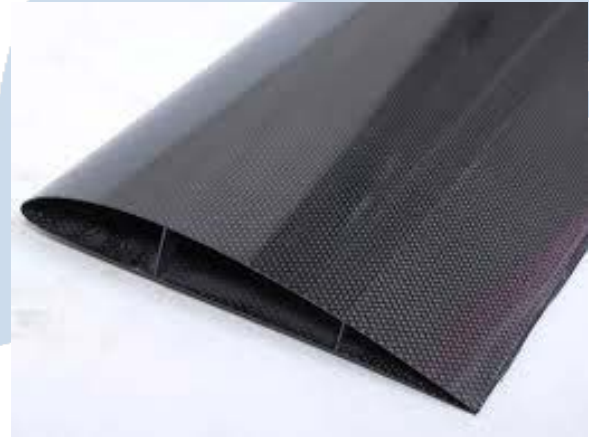
# $C_{D0}(I)$



# $C_{D0}(III)$

Superficies  
sustentadoras y  
winglets

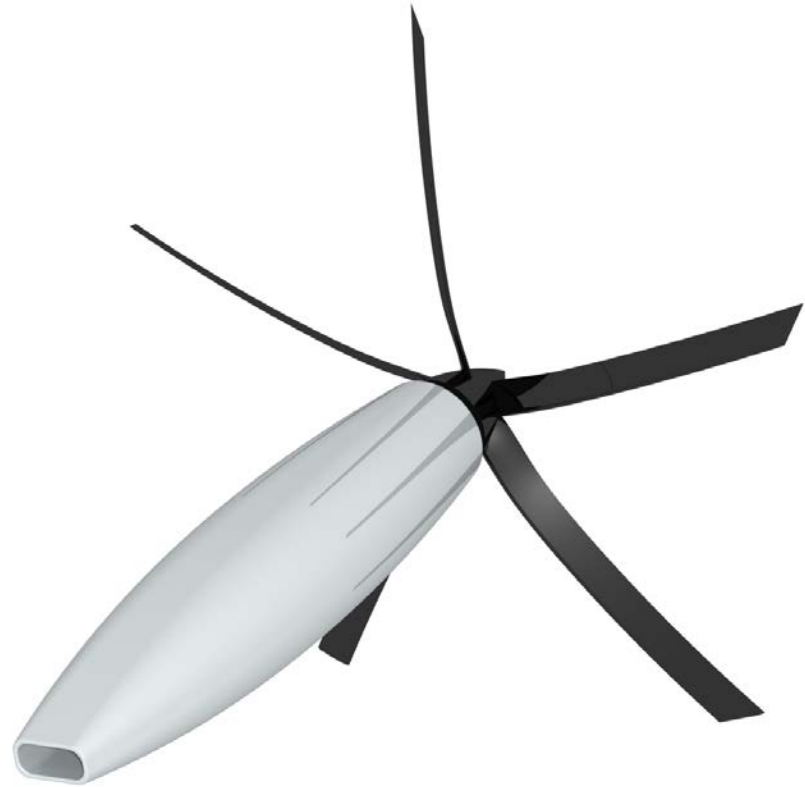
Materiales compuestos  
+  
Sistema Tiny Holes cercanos al borde de ataque (777X)  
  
= 60 % Flujo laminar



# $C_{D0}(III)$

Góndola del motor

Materiales compuestos  
+  
Diseño cuidadoso de la góndola  
+  
Efecto de succión de la hélice  
  
= 80 % Flujo laminar

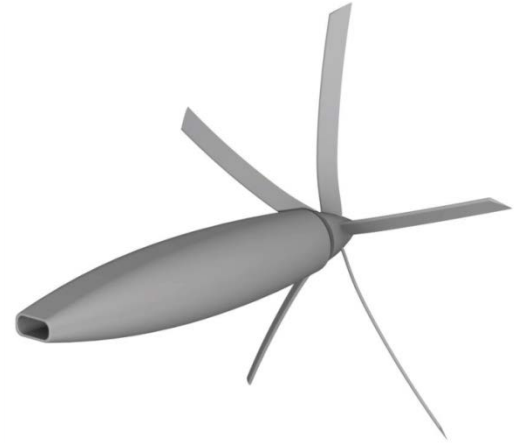
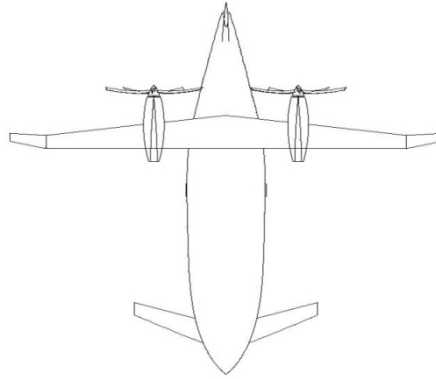




Fuselage

cabin with the least drag. Piaggio created a fuselage shape that would maintain laminar flow as far back as possible over the fuselage. That's why the windshield is blended smoothly into the nose section, and why the shape of the fuselage constantly changes over its length. To maintain laminar flow—which is air

# $C_{D0}(V)$



## COMPONENT BUILDUP METHOD

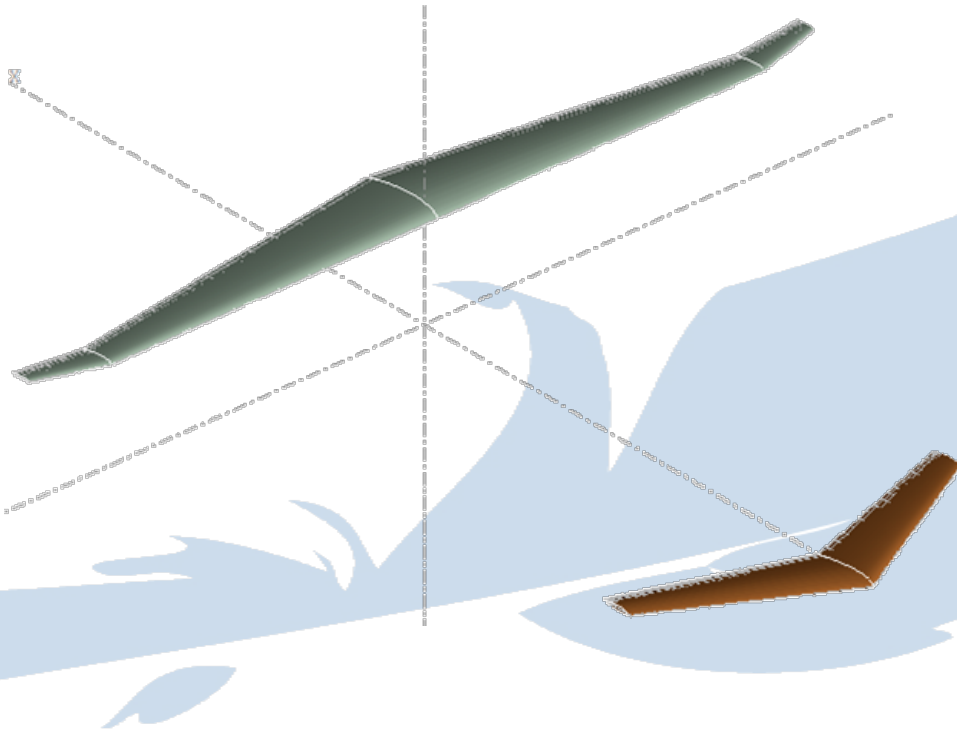
$C_{D0}$  (limpio) = 0.0151  
 $C_{D0}$  (despegue) = 0.0267  
 $C_{D0}$  (aterrizaje) = 0.0445

$S_{\text{referencia}} = 13.5 \text{ m}^2$



# Resistencia inducida

¡¡Gran influencia de la interacción entre ala y canard!!



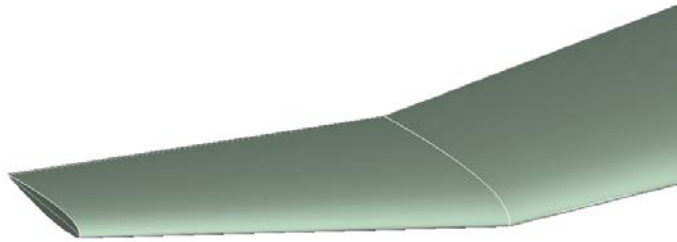
La posición de ala y canard tienen una gran influencia:

- Distancia a lo largo del eje del avión
- Elevación de ala respecto a canard

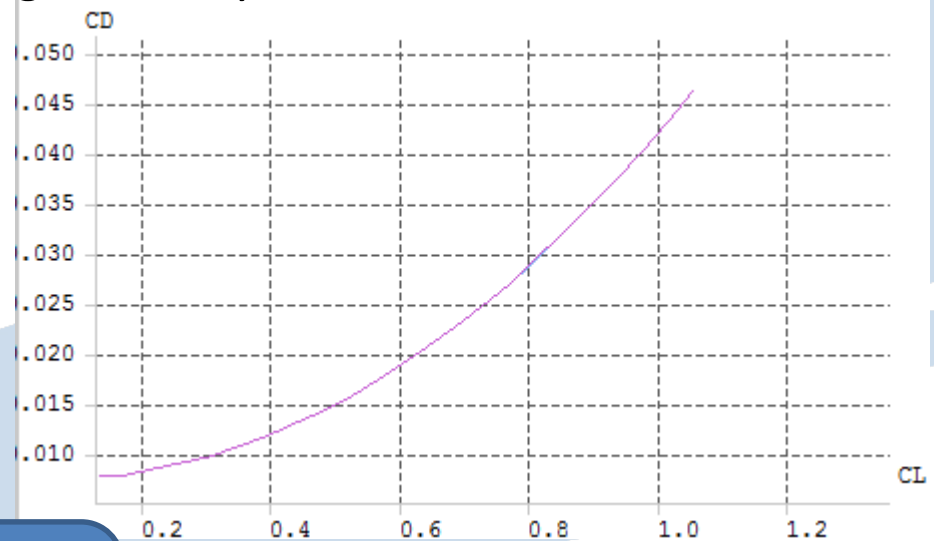
Resultado: Aumenta la resistencia como consecuencia de esta interacción

# Resistencia inducida

Adición de Winglets para aumentar alargamiento y reducir resistencia inducida.



$S=0.4345 \text{ m}^2$   
Envergadura =1.065 m  
Flecha=15.7°  
Cuerda raíz=0.516m  
Cuerda punta=0.3m



$$K_1 = 0.0382$$

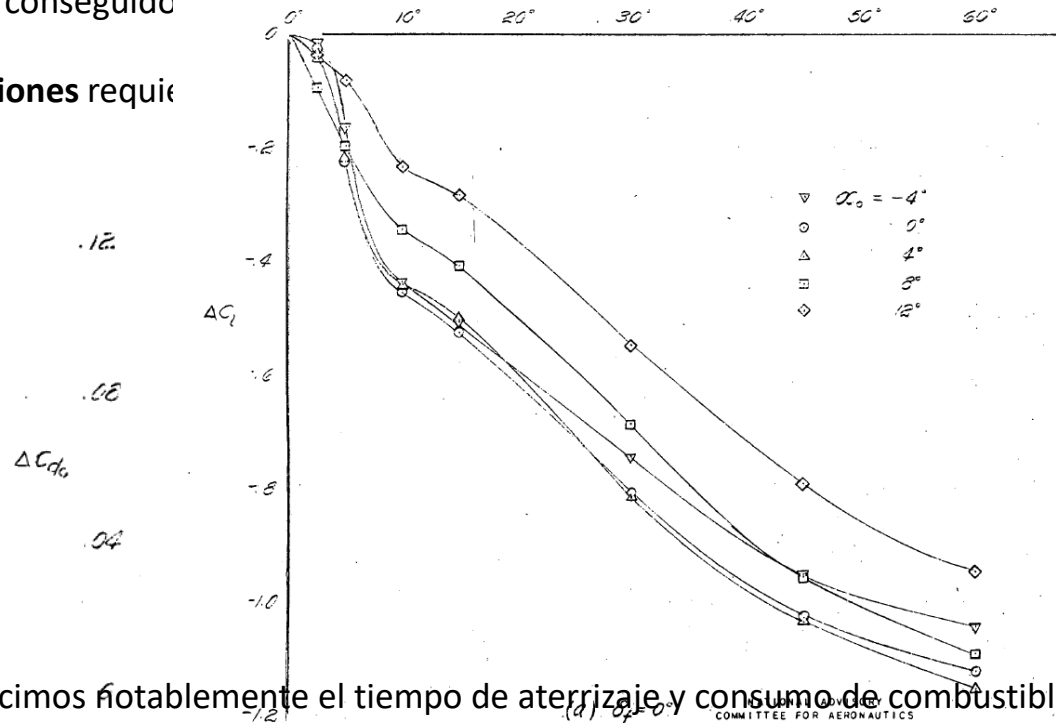
$$K_2 = -0.0039$$

Análisis de avión completo:  
XFLR-5

# Spoilers

Hemos conseguido una aerodinámica eficiente y reducir la resistencia del avión

Actuaciones requie



Extrapolamos datos 2D a 3D

Variaciones serían ajustables con deflexiones mayores

Reducimos notablemente el tiempo de aterrizaje y consumo de combustible

EFFECT OF THE UPPER-SURFACE SPOILER ON THE SECTION CHARACTERISTICS OF THE NACA 66,2-216 ( $\alpha=0.6$ ) AIRFOIL EQUIPPED WITH THE 0.25-CHORD SLOTTED FLAP.

# *Optimización y mejora de eficiencia*

- Selección de perfiles y combinación entre raíz y punta
- Estudio y comparativas de geometría alar
- Reducción del  $C_{D0}$
- Empleo de winglets

## **IMPORTANTE:**

No sólo buscamos la eficiencia. A veces estamos condicionados por necesidades de otros departamentos. Siguiendo el concepto de ingeniería concurrente hemos de alcanzar una relación de compromiso.

***Estabilidad***



# Estabilidad Longitudinal

Diseño Final del *Eagle*:

## Configuración Alar

- $S_w = 9.45 \text{ m}^2$
- $c_w = 0.9568 \text{ m}$

## Configuración Canard

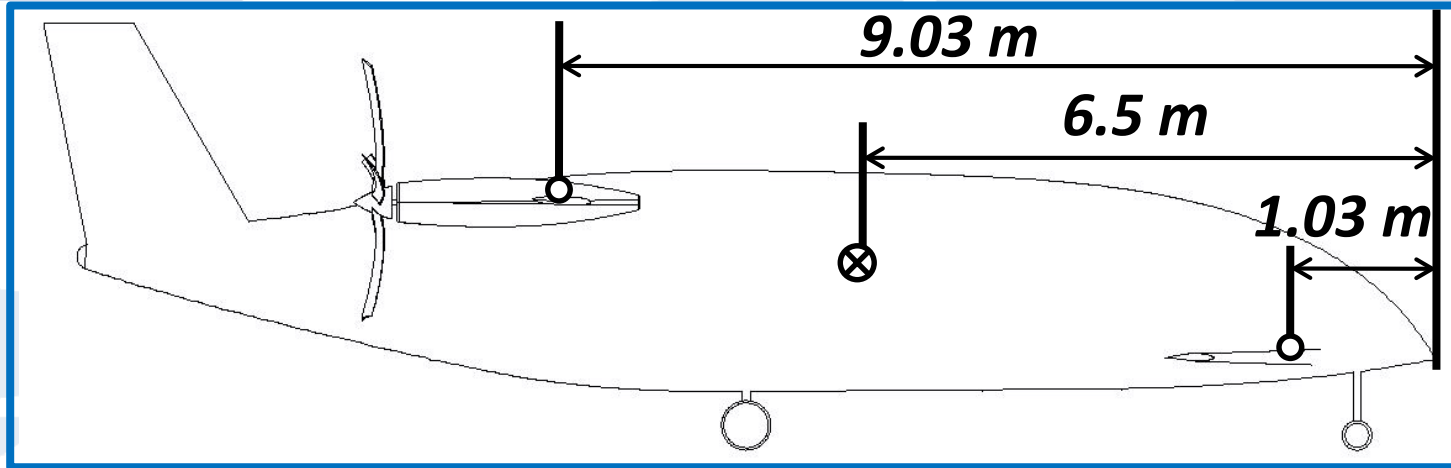
- $S_c = 4.05 \text{ m}^2$
- $c_c = 0.7888 \text{ m}$

## Aerodinámica Ala

- $C_{L_\alpha} = 5.087 \text{ rad}^{-1}$
- $C_{L_0} = 0.275$
- $C_{M_0} = -0.1$

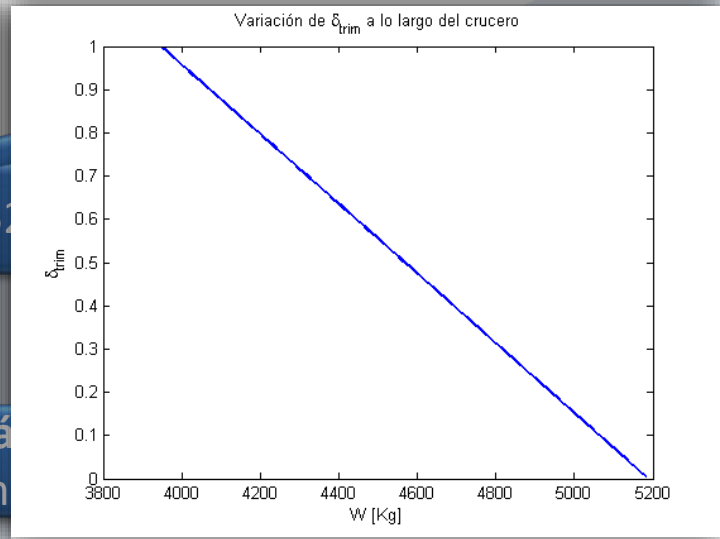
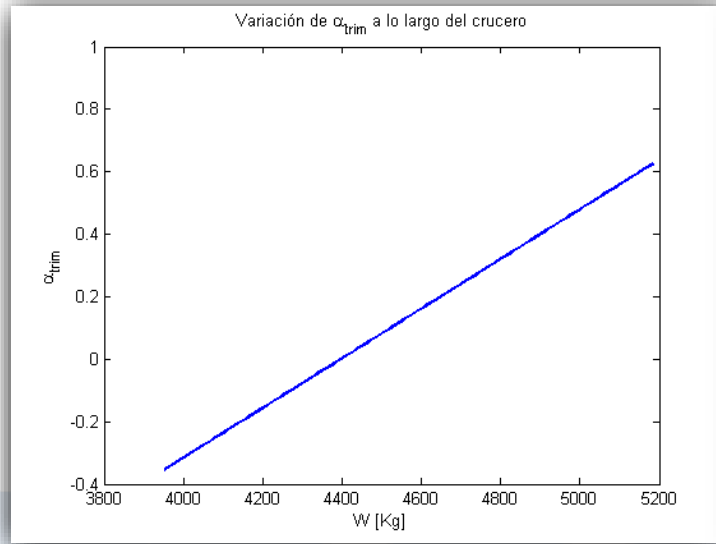
## Aerodinámica Canard

- $C_{L_\alpha} = 4.29 \text{ rad}^{-1}$
- $C_{L_0} = 0.121$
- $C_{M_0} = -0.04$



# Estabilidad Longitudinal

Con esta configuración obtenemos las siguientes prestaciones durante el **crucero**:



# Estabilidad Lateral-Direccional

Derivadas de estabilidad  
extraídas del *Academic Stability*

				Resultados			
	Actuaciones	Diseño	Normativa	$\delta_r$	$\delta_a$	$\phi$	$\beta$
Fallo de motor	<ul style="list-style-type: none"><li>Potencia: 743.61 kW</li><li><math>V1=58 \frac{m}{s}</math></li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>Distancia motor-línea media: 2.1 m</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li><math>\phi &lt; 5^\circ</math></li><li><math>\delta_r, \delta_a &lt; 20^\circ</math></li></ul>	13.8	3.8	-4.5	0
Viento Lateral	-	-	<ul style="list-style-type: none"><li>Viento a <math>15^\circ</math></li><li><math>\phi &lt; 5^\circ</math></li><li><math>\delta_r, \delta_a &lt; 20^\circ</math></li></ul>	5,02	2,75	4,85	0
Viraje Estacionario	<ul style="list-style-type: none"><li>Alaeo de <math>30^\circ</math></li></ul>	-	-	-0,7	-0,2	30	-0,05



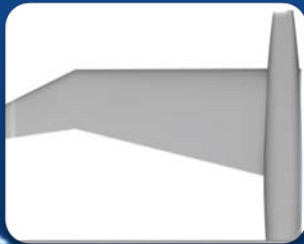
# Estabilidad Lateral-Direccional

- Resultados en el diseño de las Superficies de Control:



## VTP

- Superficie:  $3.4 \text{ m}^2$
- Superficie Rudder:  $2.3 \text{ m}^2$



## Alerones

- Superficie:  $1.08 \text{ m}^2$
- Longitud:  $1.6 \text{ m}$

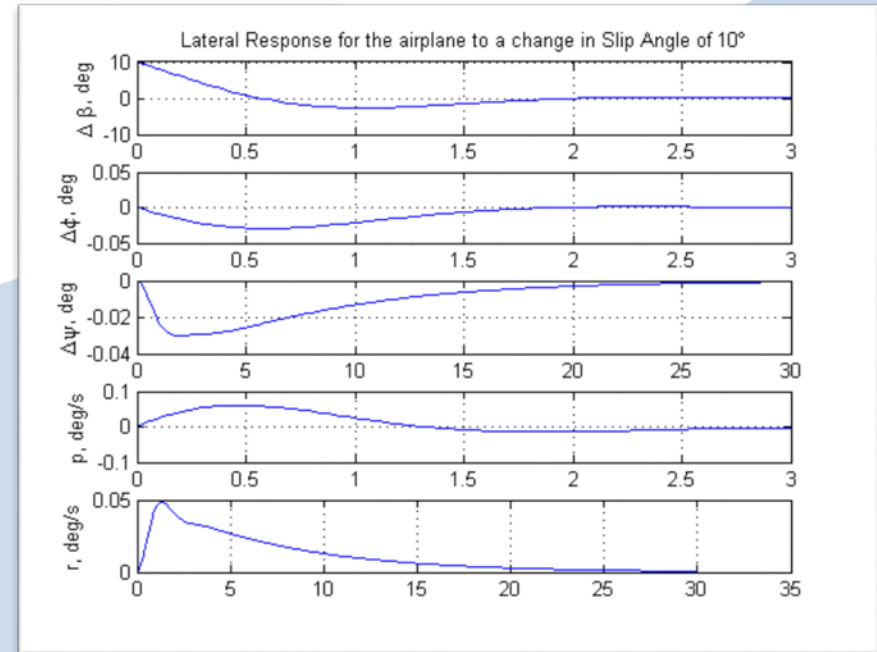
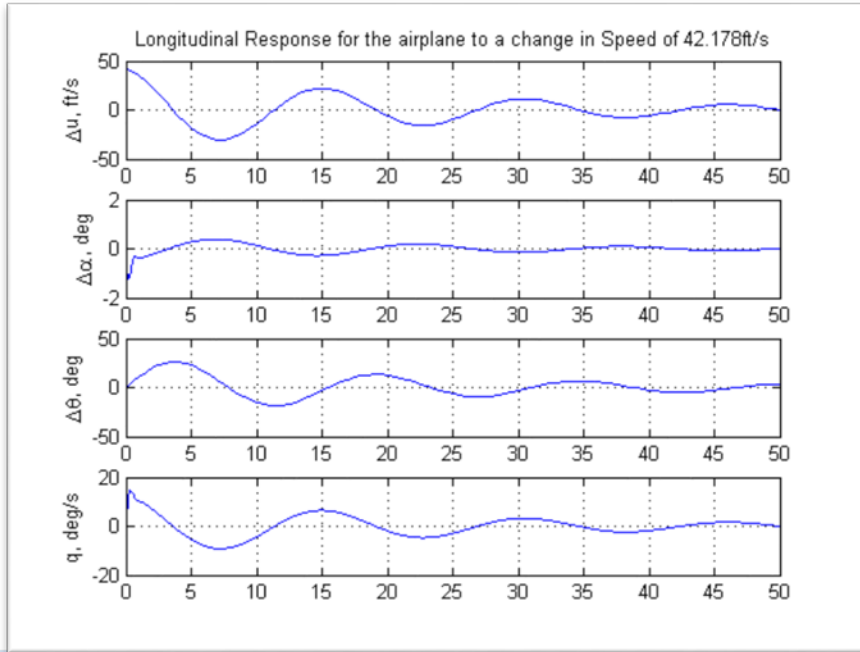
# Estabilidad Dinámica

• **Resultados** obtenidos del comportamiento dinámico:

	Modos de Vuelo	$\lambda$	$T(s)$	$\zeta$	$t_{\frac{1}{2}}(s)$
Longitudinal	Corto Periodo	$-3.6234 \pm 6.2087i$	15.3201	0.1074	15.8202
	Fugoide	$-0.00438 \pm 0.405i$	0.7549	0.5040	0.1913
Lateral-Direccional	Balanceo Holandés	$-1.2550 \pm 2.2836i$	2.063	0.4742	0.5451
	Espiral	-0.1493	-	-	1.819
	Convergencia en balance	-0.5922	-	-	1.6224

# Estabilidad Dinámica

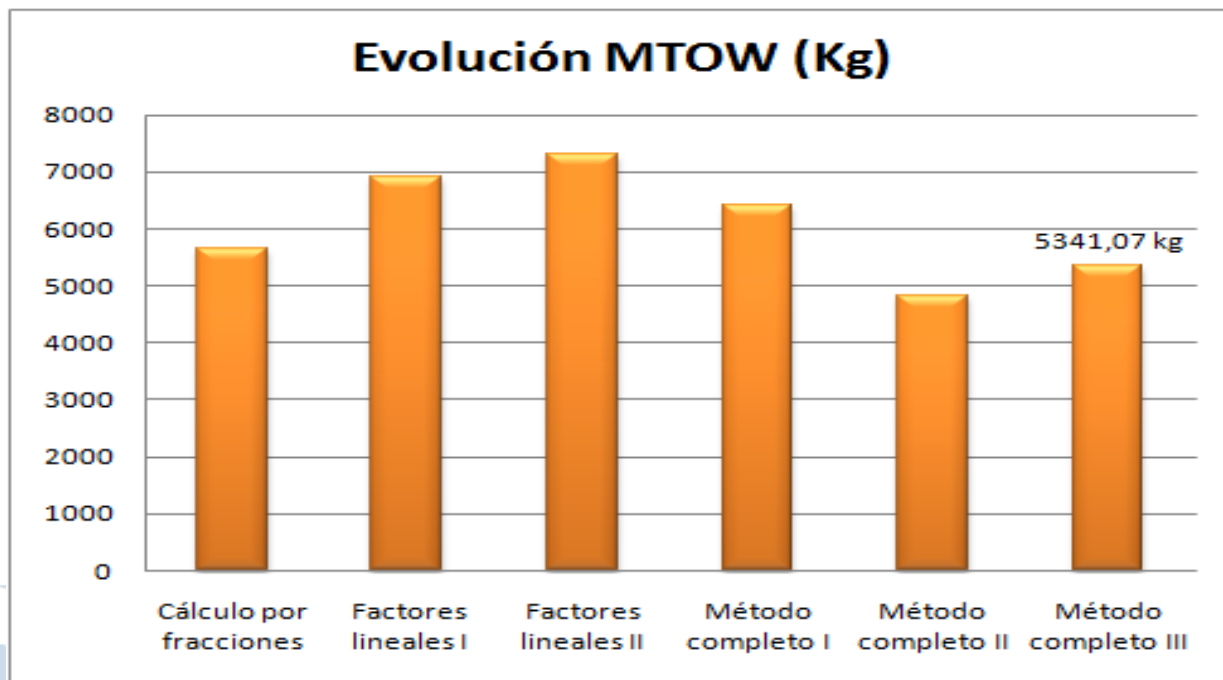
- Respuestas frente a perturbaciones:



# *Estructuras*

A stylized, light blue graphic element resembling a large, flowing shape or a stylized letter 'E' that curves from the bottom left towards the top right, serving as a background for the text.

## *Evolución de los pesos*



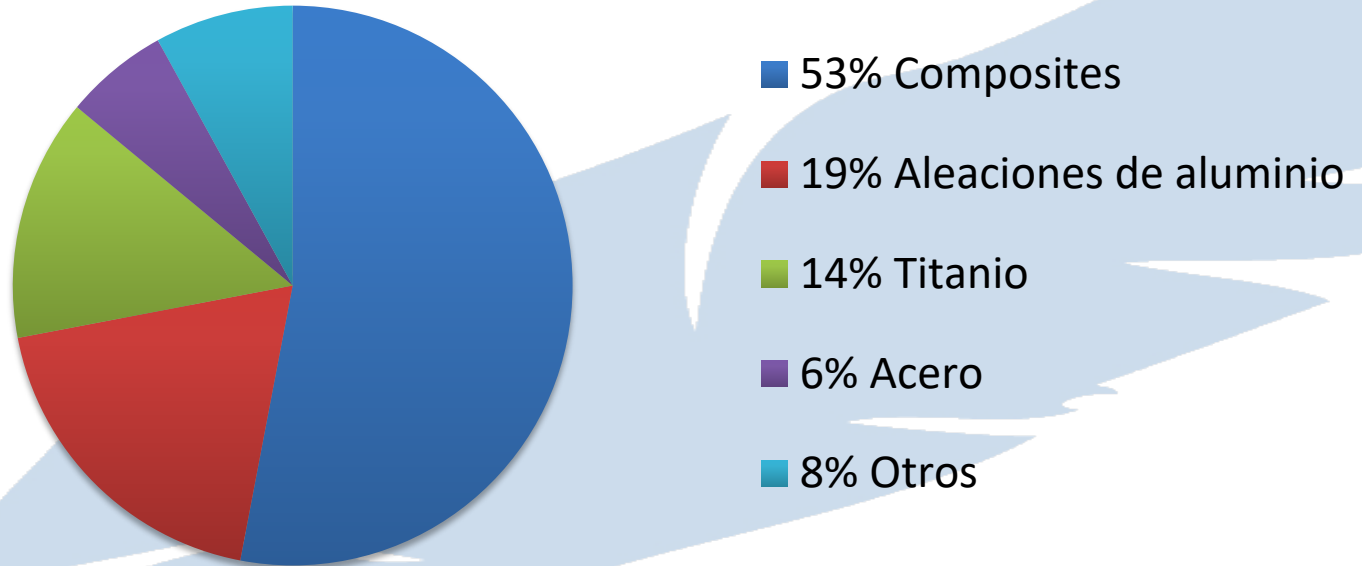
## *Materiales empleados*

- En general en toda la estructura, costillas, cuadernas y largueros hechos de aleación de aluminio, y paneles y larguerillos hechos de CFRP.

Parte	Material compuesto (%)	Factor de corrección	Reducción por material
Ala	60%	0,85	9,0%
Canard	60%	0,85	9,0%
Vtp	50%	0,83	8,5%
Fuselaje	50%	0,9	5,0%

# *Materiales empleados*

**Proporción aproximada de materiales en la aeronave**



# Estudio de los pesos

PESOS GLOBALES		
Componente	Peso (kg)	%MTOW
Estructura	2149,05	40,24
Refuerzos	231,39	4,33
Sistemas	1169,86	21,9
<b>Peso en vacío</b>	<b>3550,3</b>	<b>66,47</b>
Tripulación	251,75	4,71
Carga de pago	308,9	5,78
Combustible	1230,11	23,03
<b>MTOW</b>	<b>5341,07</b>	<b>100</b>

MISIÓN DE DISEÑO

PESOS GLOBALES		
Componente	Peso (kg)	%MTOW
Estructura	2149,05	42,39
Refuerzos	231,39	4,56
Sistemas	1169,86	23,08
<b>Peso en vacío</b>	<b>3550,3</b>	<b>70,03</b>
Tripulación	251,75	4,97
Carga de pago	617,79	12,19
Combustible	649,35	12,81
<b>MTOW</b>	<b>5069,19</b>	<b>100</b>

MISIÓN ECONÓMICA



# Estudio de los pesos

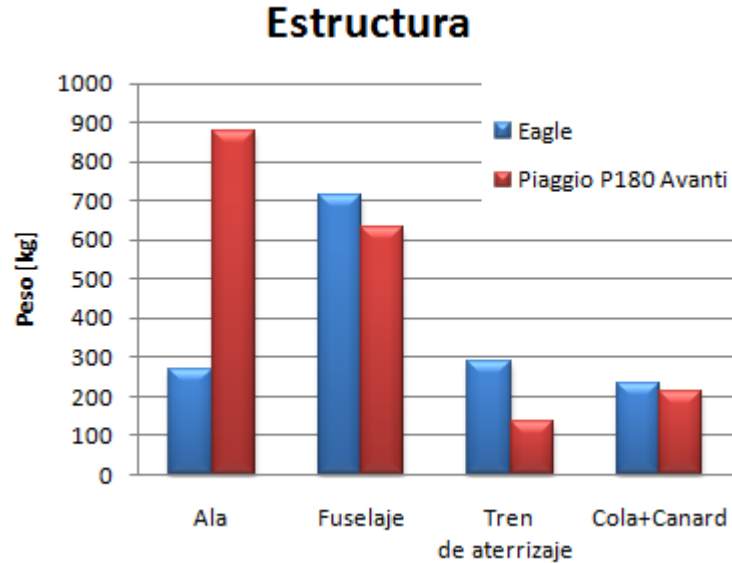
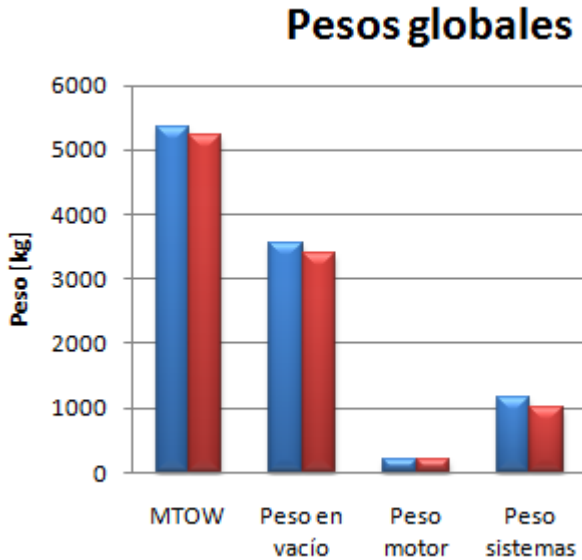
SISTEMAS		
Sistema	Peso (kg)	% Sistemas
Fuel control	71,15	6,08
Hidráulico	34,72	2,97
Instrumentación	93,76	8,01
Electricidad	228,79	19,56
Api	252,72	21,6
Oxígeno	16,73	1,43
Furnishing	269,61	23,05
Baggage	111,14	9,5
Opitem	91,25	7,8
<b>Total sistemas</b>	<b>1169,86</b>	<b>100</b>

ESTRUCTURA		
Partes	Peso (kg)	% Estructura
Ala	270,77	11,38
VTP	74,3	3,12
Fuselaje	716,21	30,09
Tren	290,72	12,21
Motores	867,93	36,46
Canard	160,5	6,74
<b>Total Estructura</b>	<b>2380,44</b>	<b>100</b>

Superficie Total	Carga alar
13,5 m <sup>2</sup>	395,67 kg/m <sup>2</sup>

# Comparativa de pesos

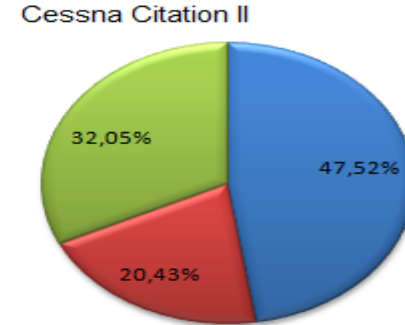
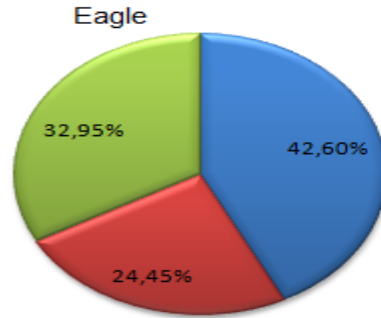
- Piaggio P180 Avanti



# Comparativa de pesos

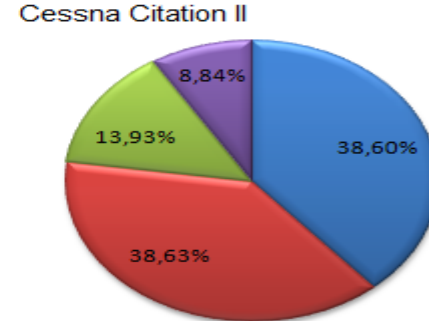
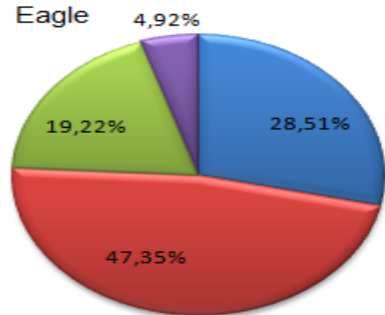
- Cessna Citation II

## Peso en vacío



- Estructura
- Planta motora
- Sistemas

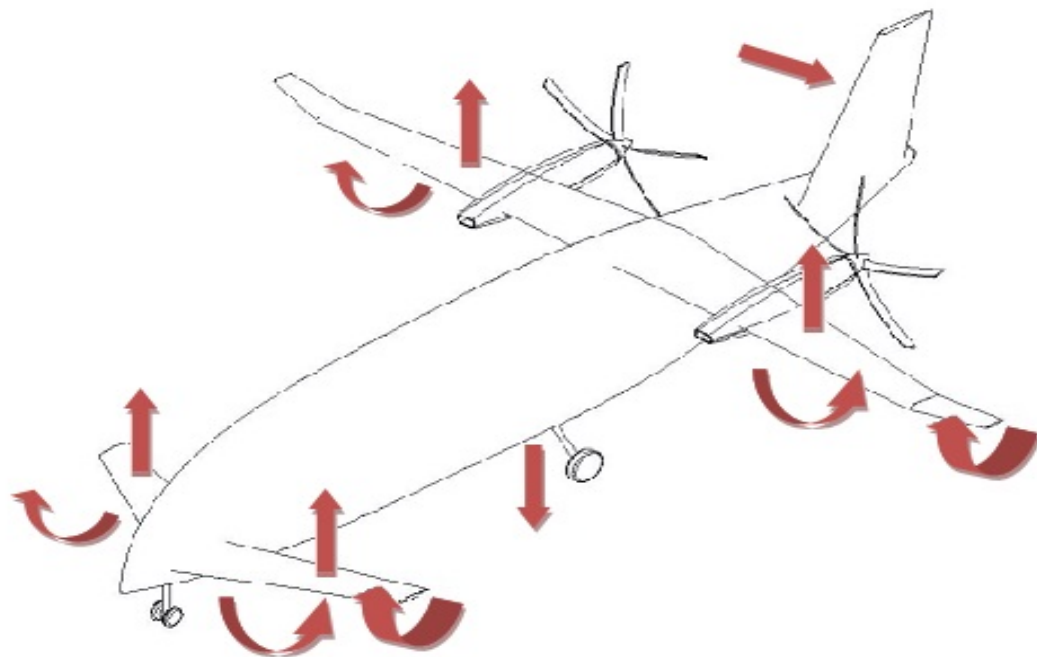
## Estructura



- Ala+Canard/Ala
- Fuselaje
- Tren de aterrizaje
- Estabilizadores

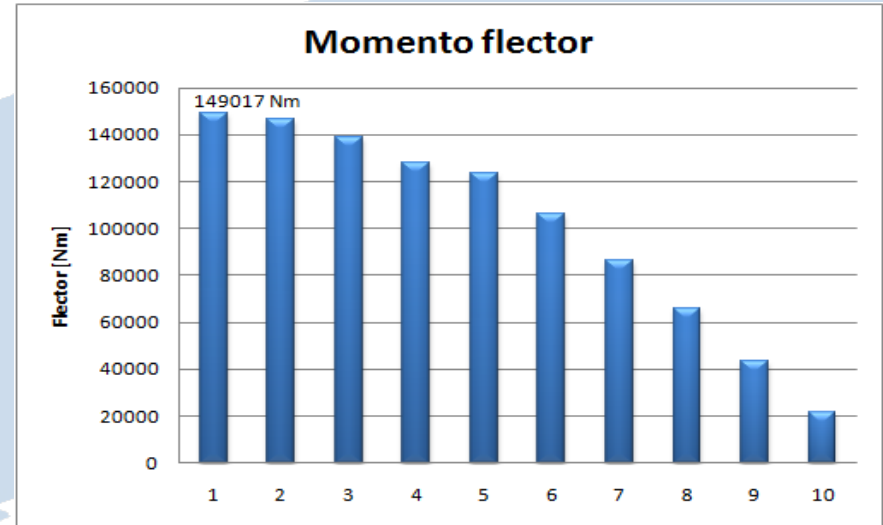
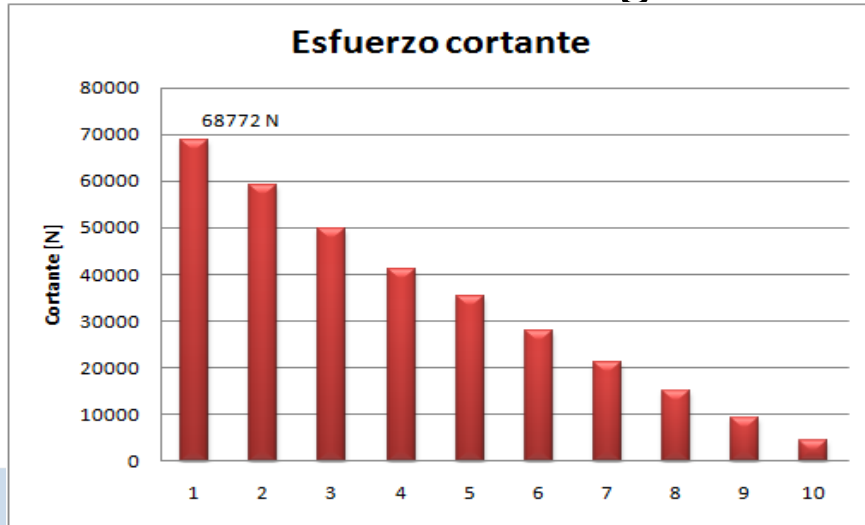
# *Estudio de las cargas*

Esfuerzos en crucero



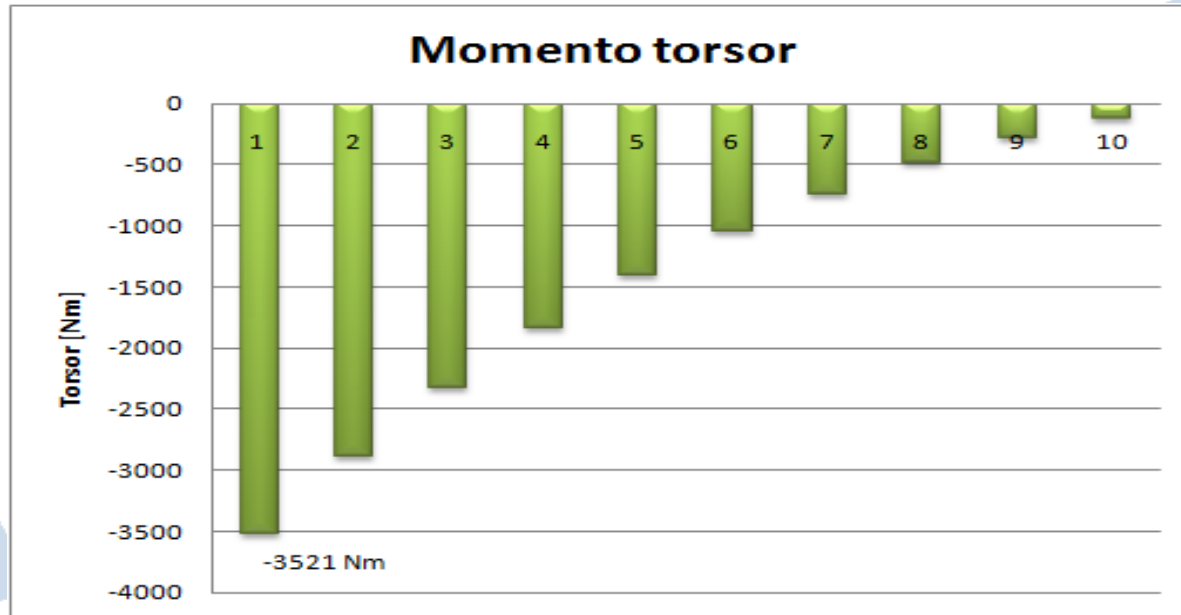
# Estudio de las cargas: ala

- Ala → 70% sustentación
- Peso ala + combustible: 135 + 125 kg
- Peso motor: 207 kg



# Estudio de las cargas: ala

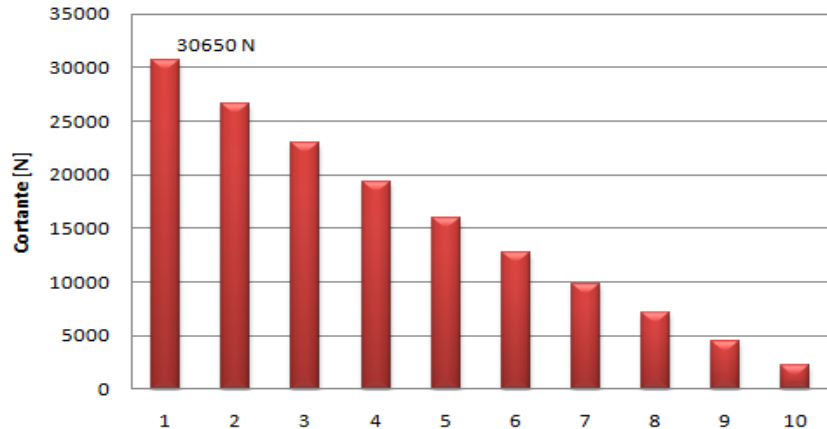
- $C_{m0} \text{ ala} = -0.1$



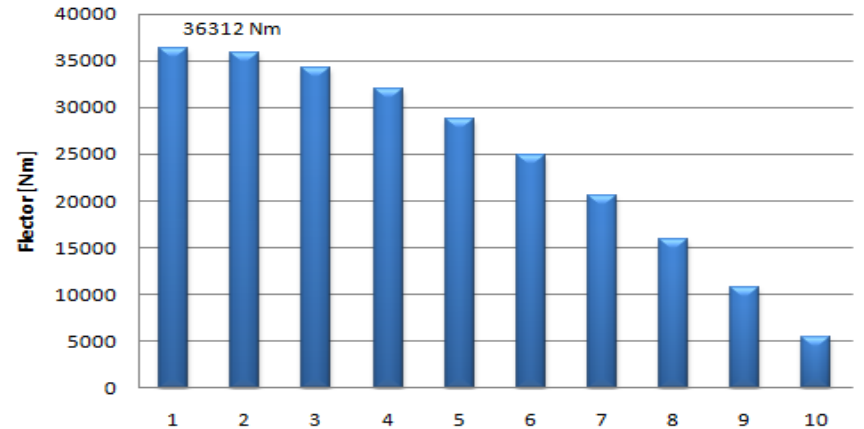
# Estudio de las cargas: canard

- Canard → 30% sustentación
- Peso canard: 80 kg

## Esfuerzo cortante

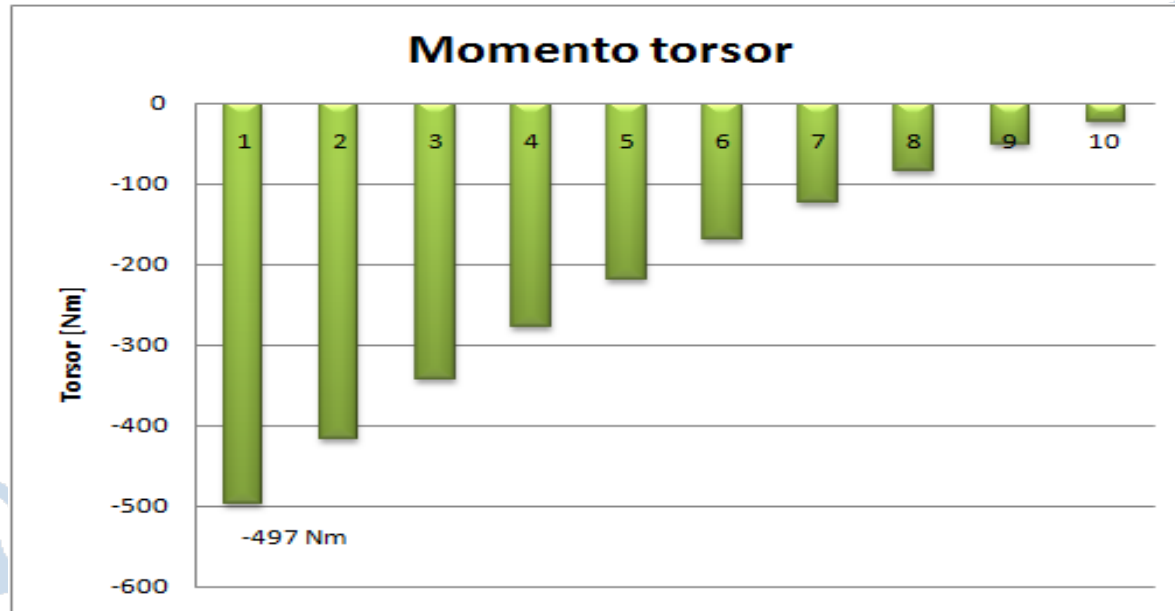


## Momento flector



# *Estudio de las cargas: canard*

- $C_{m0}$  canard = -0.04





# Estudio de las cargas: tren

Aterrizaje 2 puntos		
Axial MG [N]	Cortante MG [N]	Flector MG [Nm]
44537	1781,5	1068,9

Aterrizaje 3 puntos					
Axial MG [N]	Cortante MG [N]	Flector MG [Nm]	Axial NG [N]	Cortante NG [N]	Flector NG [Nm]
40719	1628,8	977,26	7634,8	305,39	183,24

Tail down landing		
Axial MG [N]	Cortante MG [N]	Flector MG [Nm]
44537	1781,5	1068,9

1 rueda
Axial MG
89073

Despegue 2 puntos		
Axial MG [N]	Cortante MG [N]	Flector MG [Nm]
52396	2095,8	1257,5

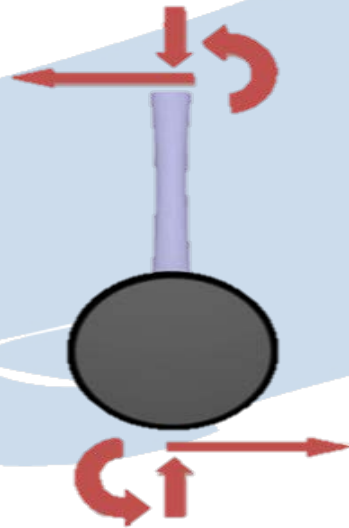
Despegue 3 puntos		
Axial MG [N]	Cortante MG [Nm]	Flector MG [Nm]
47905	1916,2	1149,7

Frenado Solo Tren Principal		
Axial MG [N]	Cortante MG [N]	Flector MG [Nm]
48990	39192	23515

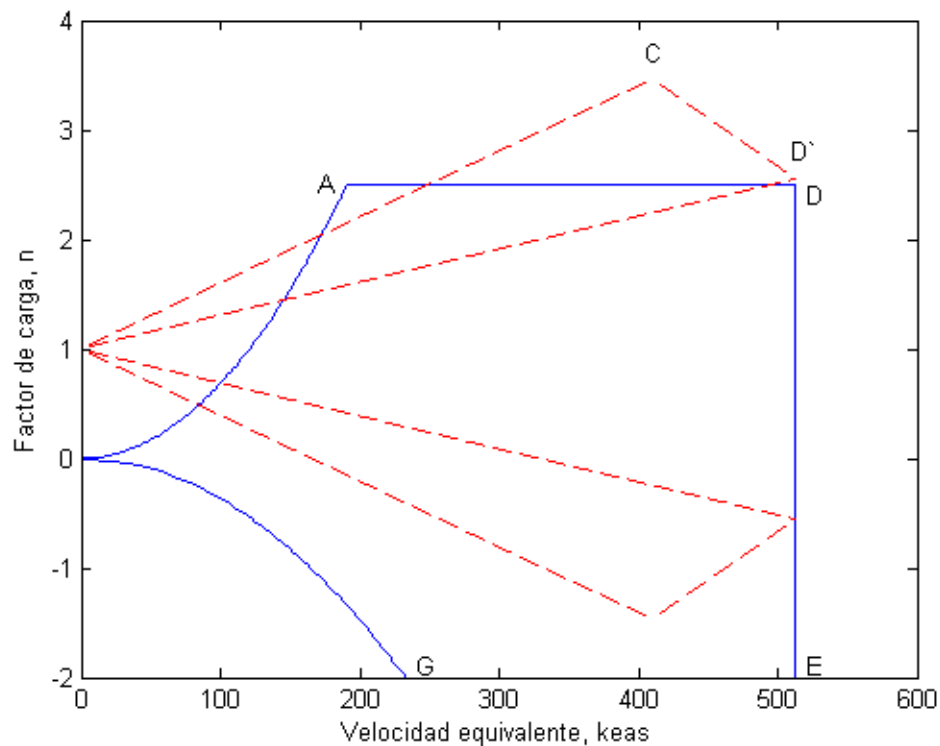
# Estudio de las cargas: tren

Frenado Tren de Morro + Tren Principal					
Axial MG [N]	Cortante MG [N]	Flector MG [Nm]	Axial NG [N]	Cortante NG [N]	Flector NG [Nm]
24431	19545	11727	4580,9	3664,7	2198,8

Remolque					
Axial MG [N]	Cortante MG [N]	Flector MG [Nm]	Axial NG [N]	Cortante NG [N]	Flector NG [Nm]
23952	958	574,86	4491,1	7859,4	4715,6



## Diagrama V-n

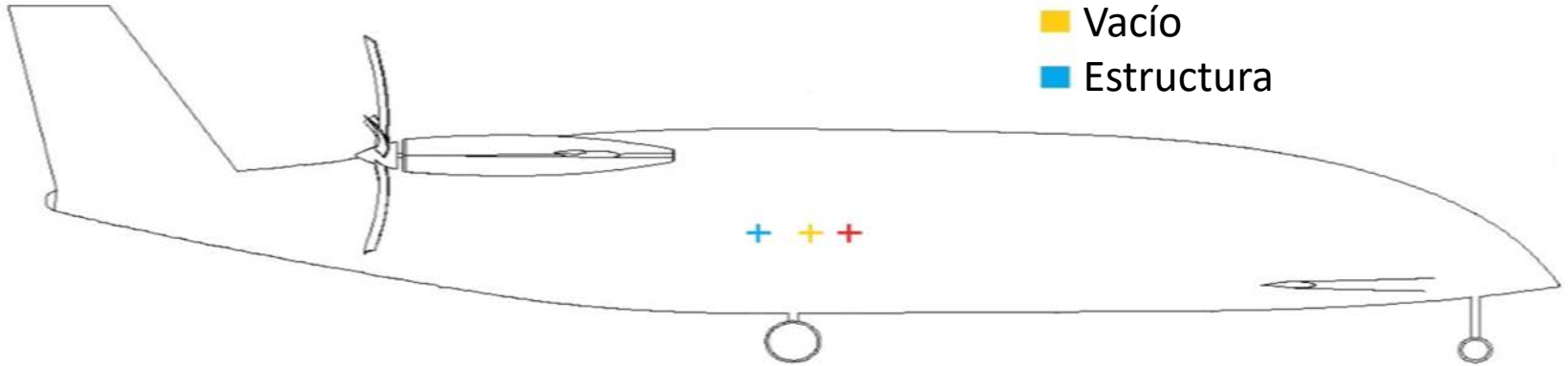


Punto	Velocidad (keas)	Factor de carga (n)
A	190,6	2,5
C	410	3,47
D	512,5	2,5
D'	512,5	2,55
E	512,5	-2
G	232,9	-2

# Estudio centro de gravedad

CG	Posición (m)	% Fuselaje
Estructura	7,42	52,98
Vacío	6,91	49,34
Zero Fuel	6,54	46,71
Más retrasado (MTOW)	6,58	47,03

- Más retrasado ~ Zero fuel
- Vacío
- Estructura



*Actualizaciones*

A large, light blue shadow of a hand holding a pen, positioned behind the text 'Actualizaciones'. The shadow is rendered in a semi-transparent blue color and is oriented as if the hand is writing from left to right. The background is white.

# *Planta Motora*

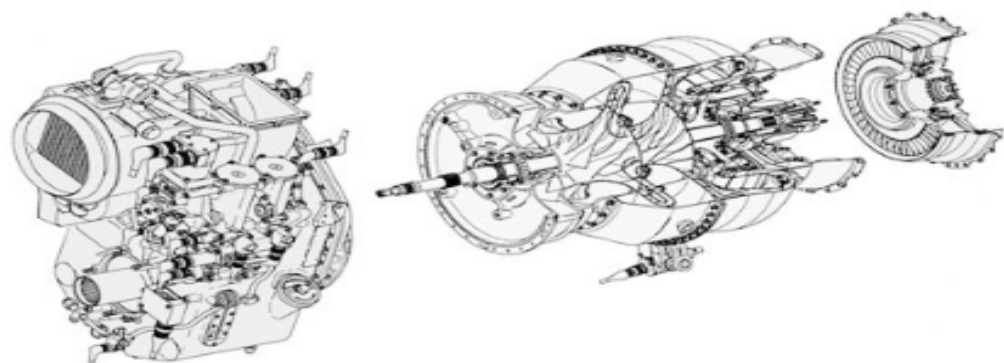


## T700-401C/-701C

turboshaft engines



1,600-1,900 shp class



AH-64 Longbow Apache

### Performance Specifications (Sea level/standard day)

Ratings	SHP	(kW)	SFC
Contingency (2.5 min. OEI)	1,940	(1,447)	-
Maximum (10 min.)	1,890	(1,409)	0.462 (78.1)
Intermediate (30 min.)	1,800	(1,342)	0.460 (77.7)
Maximum continuous	1,662	(1,239)	0.459 (77.6)
Length	46 in (117 cm)		
Nominal diameter	15.6 in (39.6 cm)		
Weight	458 lb (208 kg)/456 lb (207 kg)		

SHP – Shaft Horsepower

OEI – One Engine Inoperative

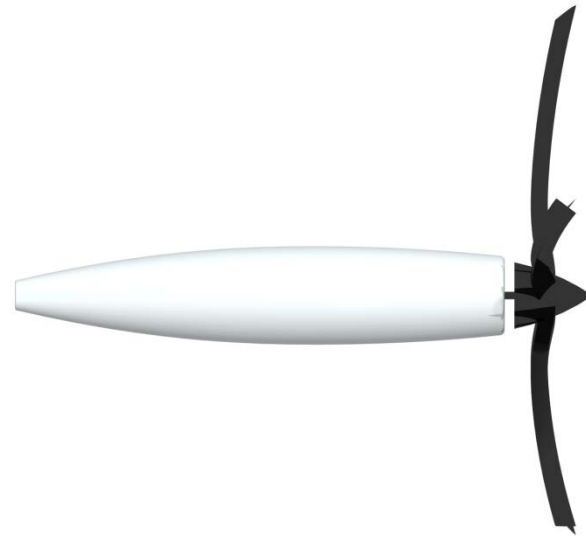
SFC – Specific Fuel Consumption in lb/SHP-hr ( $\mu\text{g}/\text{J}$ )

# Hélices

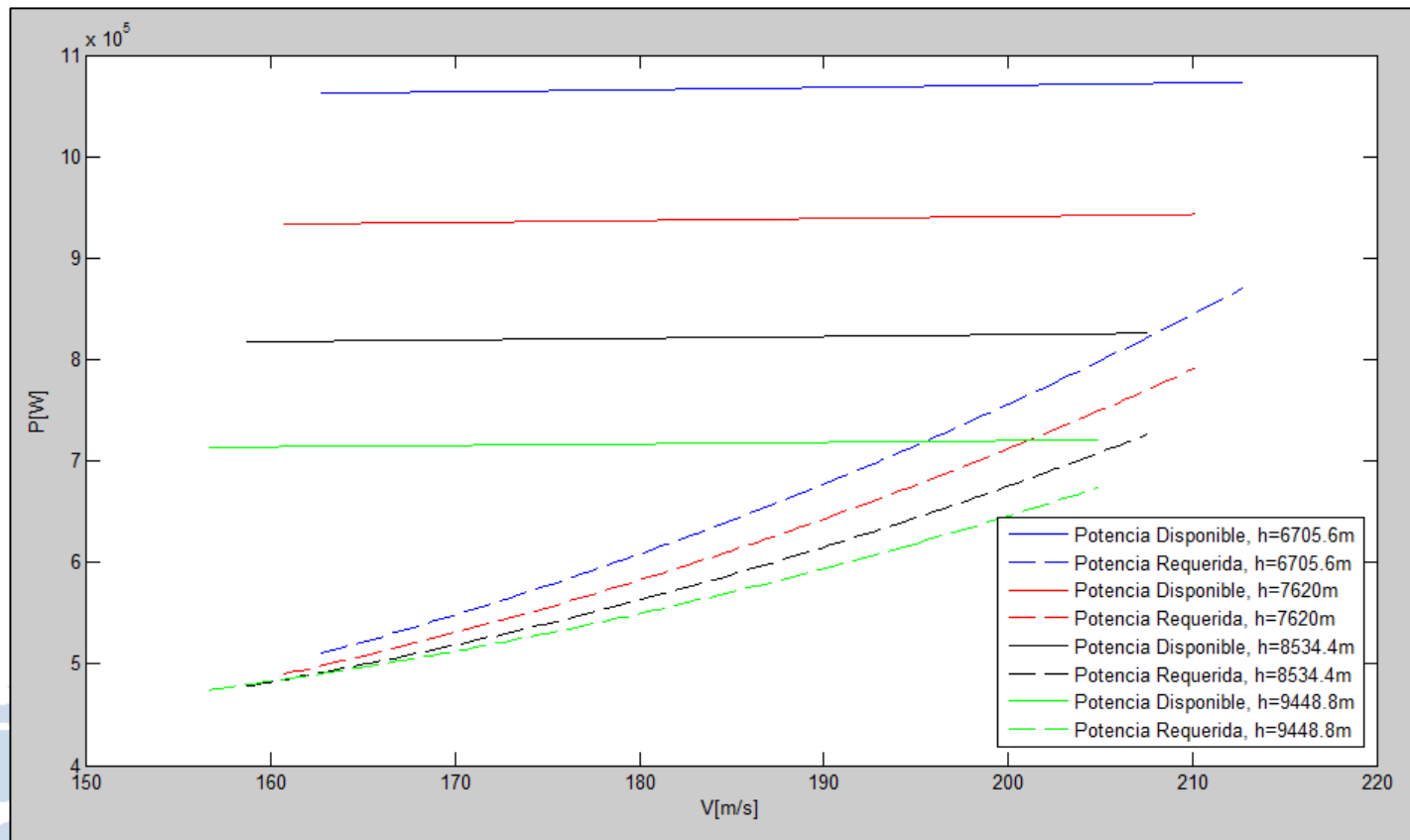
- Las hélices en forma de cimitarra del Piaggio P-180 Avanti EVO reducen el ruido externo en 5dBA (68%) y el ruido de cabina en 1dBA respecto al modelo anterior, el Avanti II.
- Hélices HARTZELL HC-E5N con 5 palas y 2,2m de diámetro.
- Los motores del Avanti EVO son de una potencia menor a la que tendrá nuestra aeronave por lo que será necesario construir una hélice nueva con las mismas características de reducción de ruido pero con un diámetro mayor para que no se disparen las revoluciones y con ello el ruido.
- Observando aeronaves con un motor de potencia similar y mismo número de palas (Jetstream 41) se ha decidido que el diámetro sea de 2,9m.



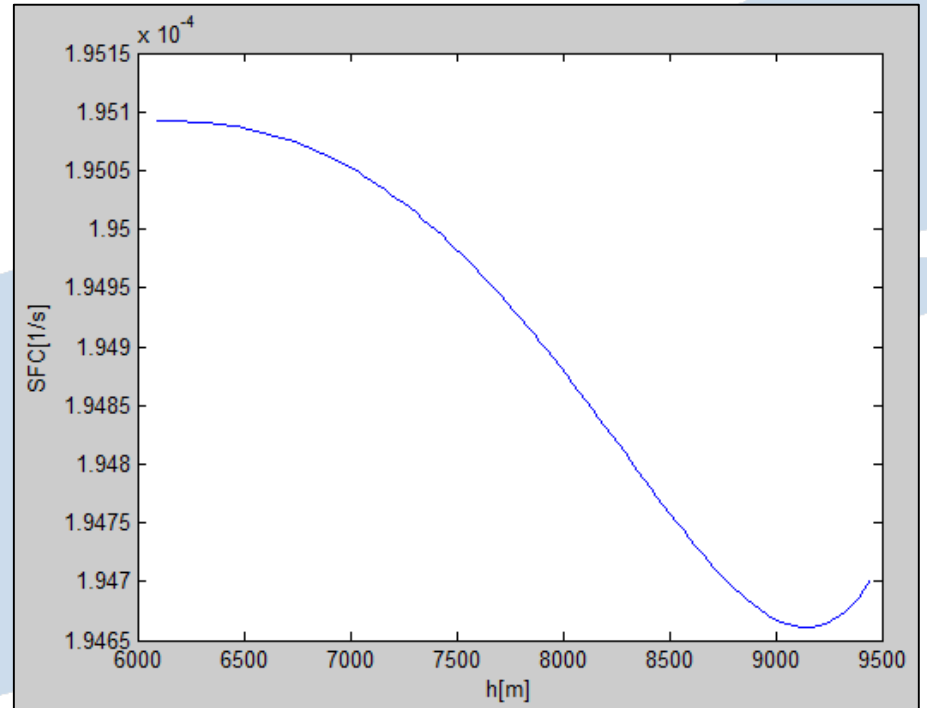
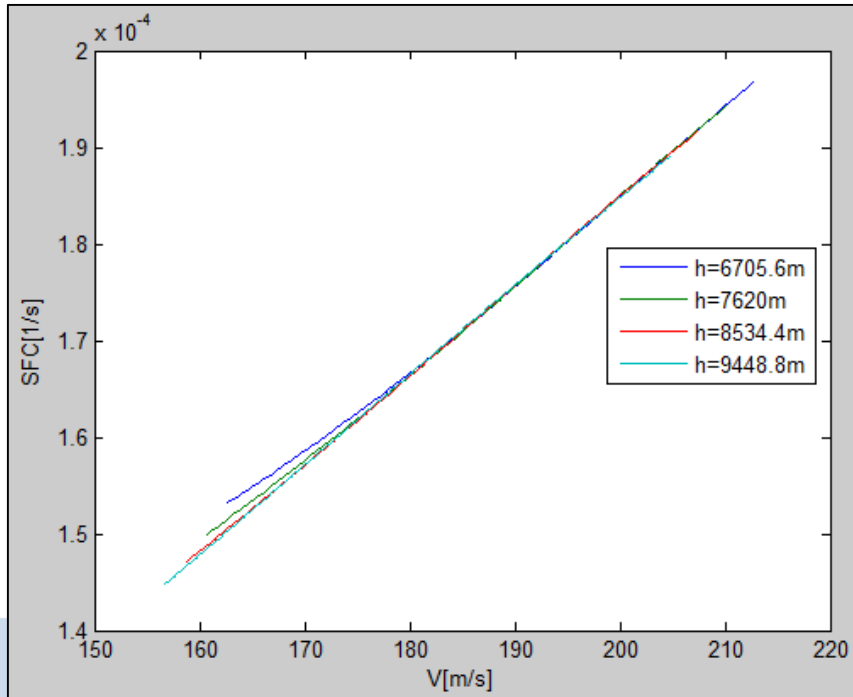
*!!! Reducción del  
20% en ruido!!!*



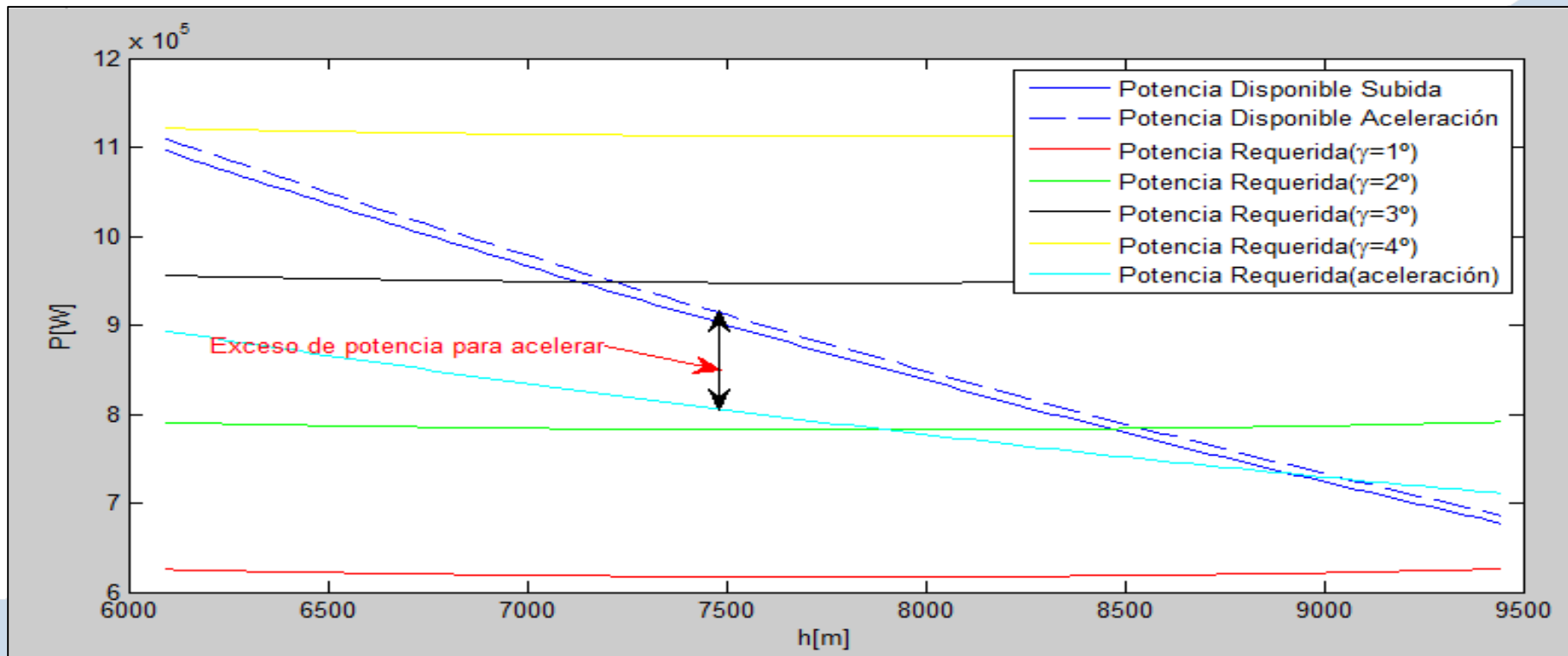
# P vs V



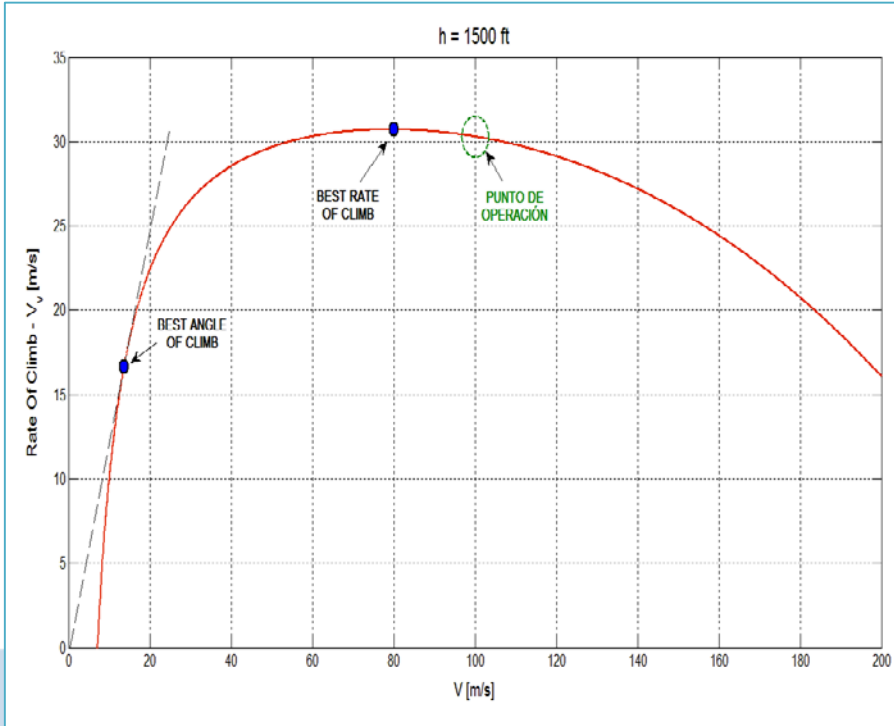
# SFC



# Selección Altura Crucero



# Optimización: Subida (I)



## Perfil de subida (I)

$1,2v_s$  m/s  $\rightarrow$  100m/s

h = 1.500ft



$v_2$  m/s  $\rightarrow$   $1,2v_s$  m/s

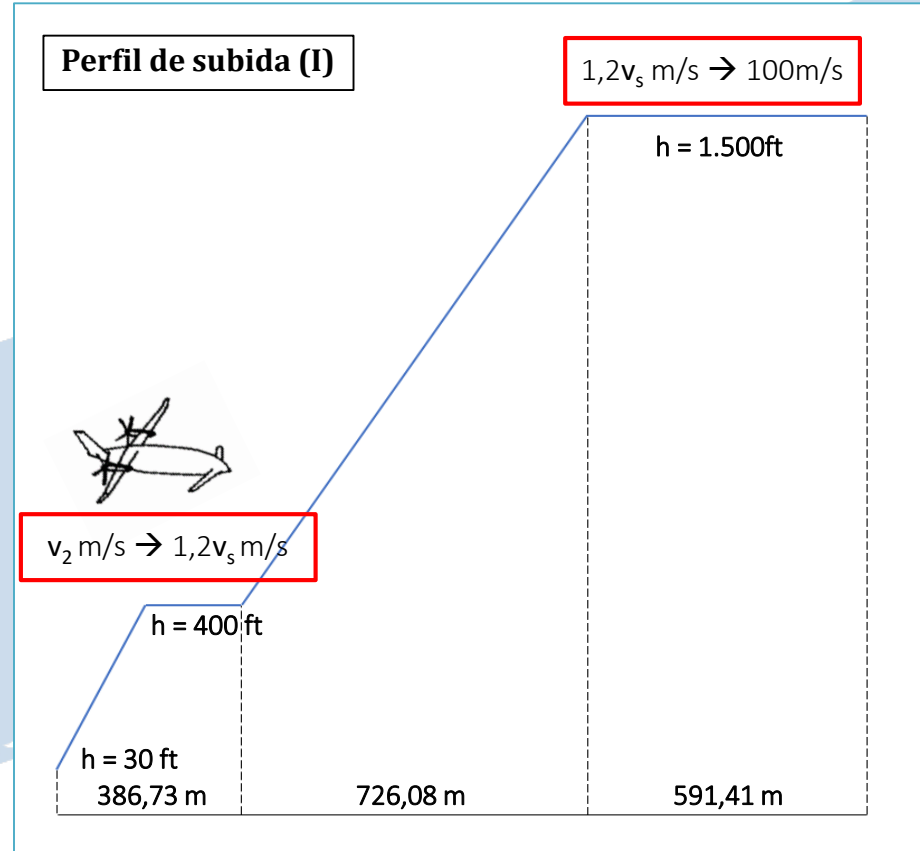
h = 400ft

h = 30 ft

386,73 m

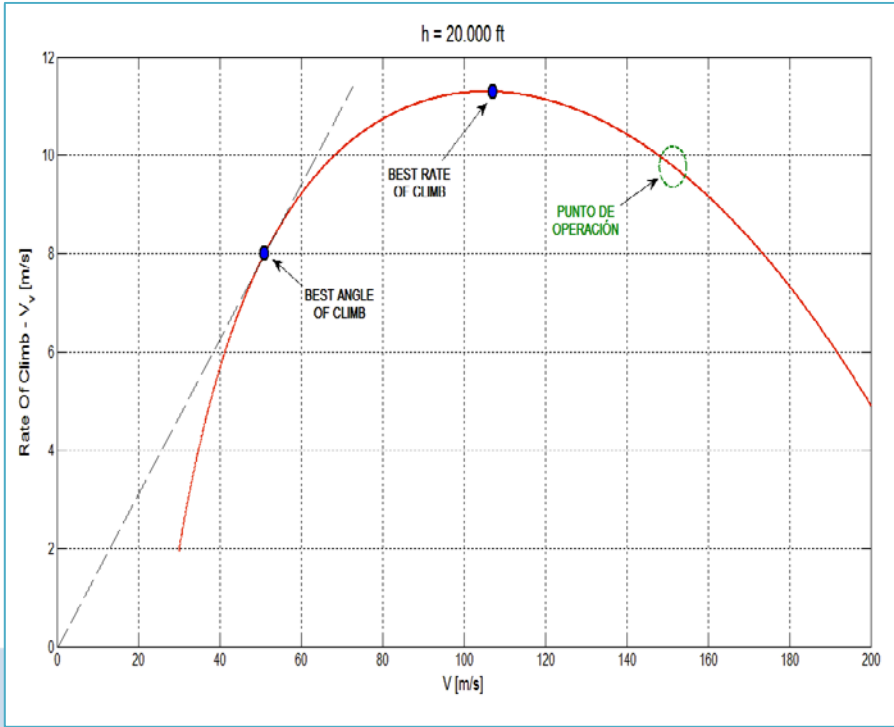
726,08 m

591,41 m

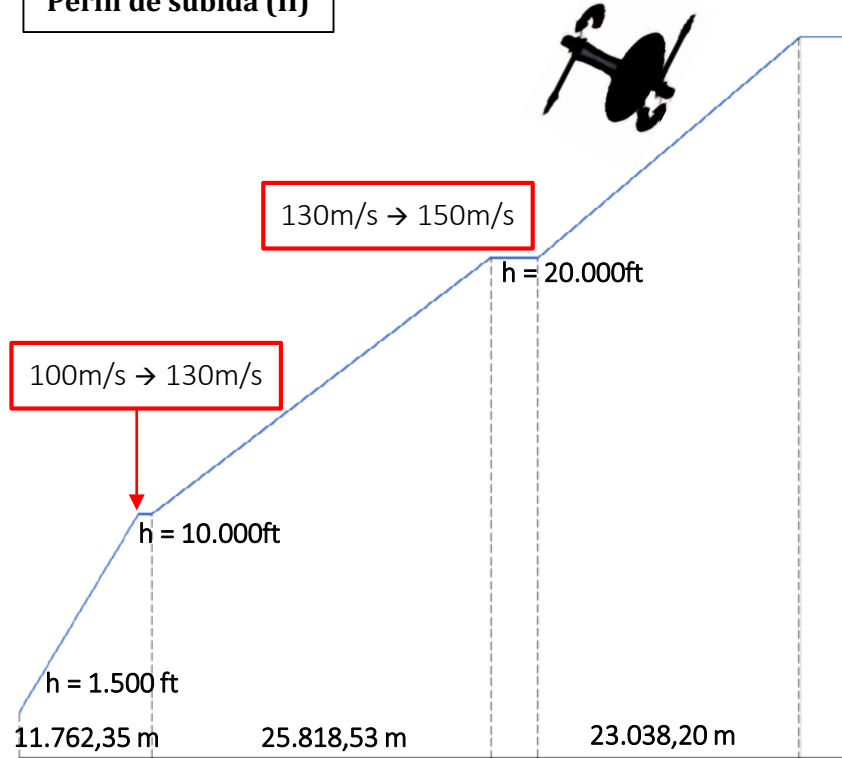


# Optimización: Subida (II)

$$M_{\text{cruise}} = 0,68 \quad ; \quad h_{\text{cruise}} = 7500\text{m} (24606,3\text{ft})$$

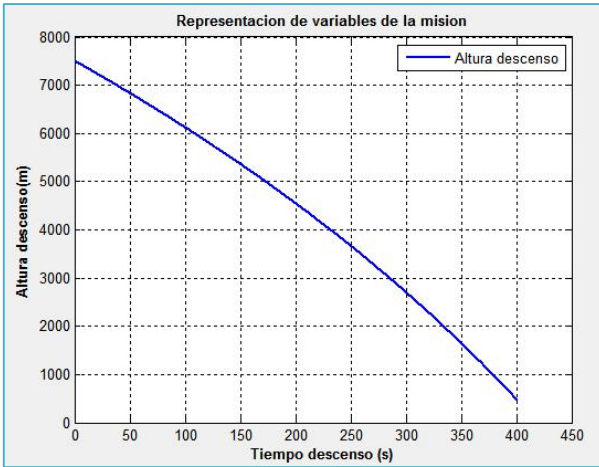


Perfil de subida (II)



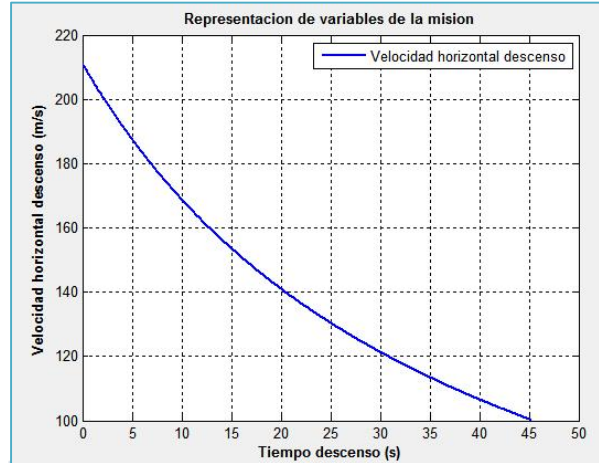
# Optimización: Descenso

## Perfil de descenso



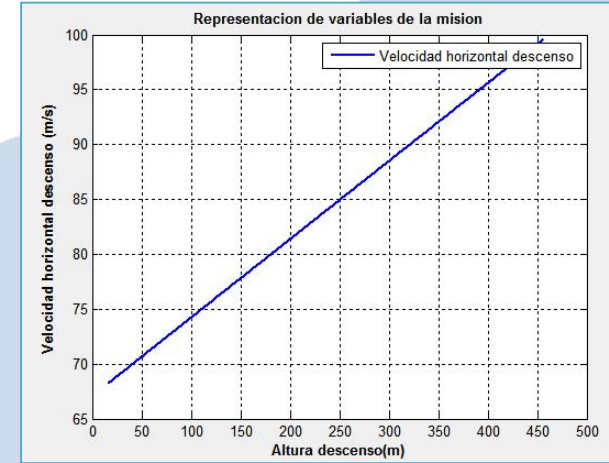
### Tramo 1

- TAS constante
- Motor en ralentí



### Tramo 2

- Altura constante
- Frenado con spoilers
- Motor en ralentí

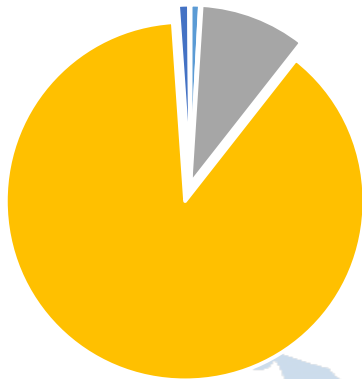


### Tramo 3

- Descenso y frenado
- Uso de spoilers y flaps
- Motor en ralentí

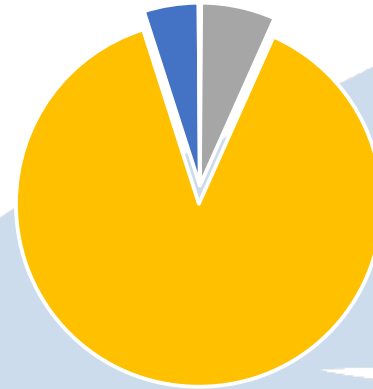
# Misión de Diseño

## Consumo de combustible



- Taxi (0,85%)
- Despegue (0,15%)
- Subida (9,57%)
- Crucero (88,33%)
- Descenso (0,98%)
- Aterrizaje (0,11%)

## Tiempo



- Taxi (N/A)
- Despegue (0,11%)
- Subida (6,56%)
- Crucero (88,38%)
- Descenso (4,83%)
- Aterrizaje (0,11%)

Consumo total de combustible : 1105,42 kg

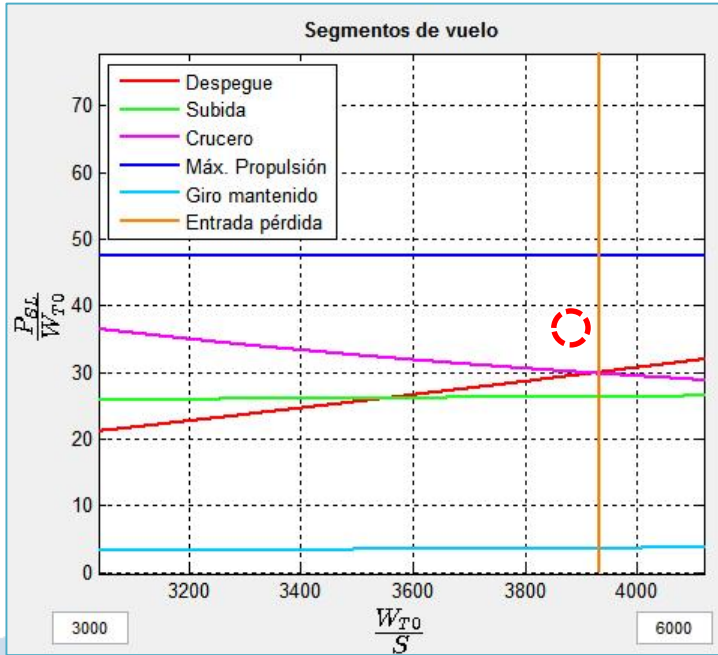
Tiempo total de vuelo : 3h 1min 23s

Reserva de combustible : 11,29%

**CASM = 322,05 cents.**



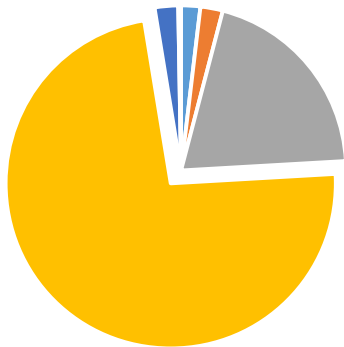
# Misión de Diseño (cont.)



	Distancias (m)	
	Despegue	Aterrizaje
Condiciones Normales	483,80	513,78
Condiciones High-Hot	539,57	602,11

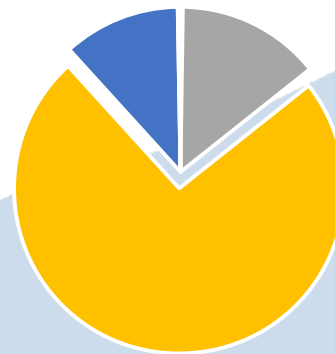
# Misión Económica

## Consumo de combustible



- Taxi (1,89%)
- Despegue (2,19%)
- Subida (20%)
- Crucero (73,35%)
- Descenso (2,30%)
- Aterrizaje (0,27%)

## Tiempo



- Taxi (N/A)
- Despegue (0,23%)
- Subida (14,08%)
- Crucero (79,96%)
- Descenso (11,47%)
- Aterrizaje (0,27%)

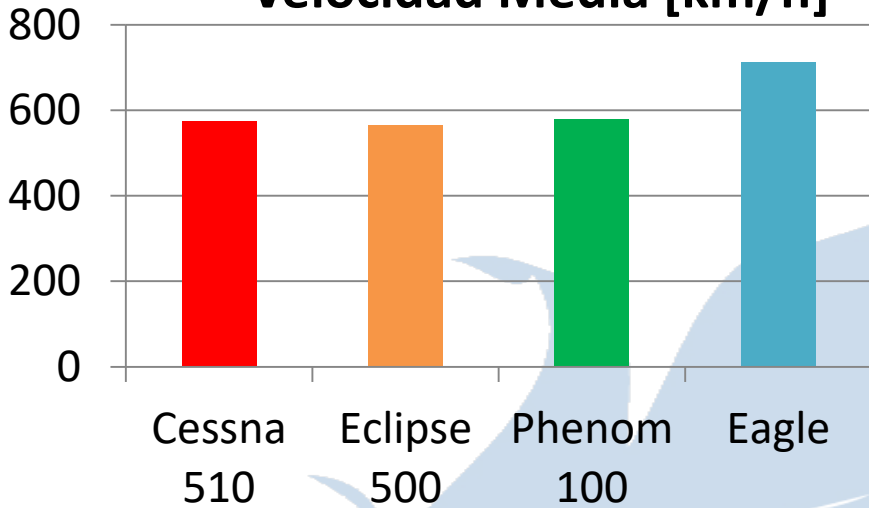
Consumo total de combustible : 490,13 kg

Tiempo total de vuelo : 1h 21min

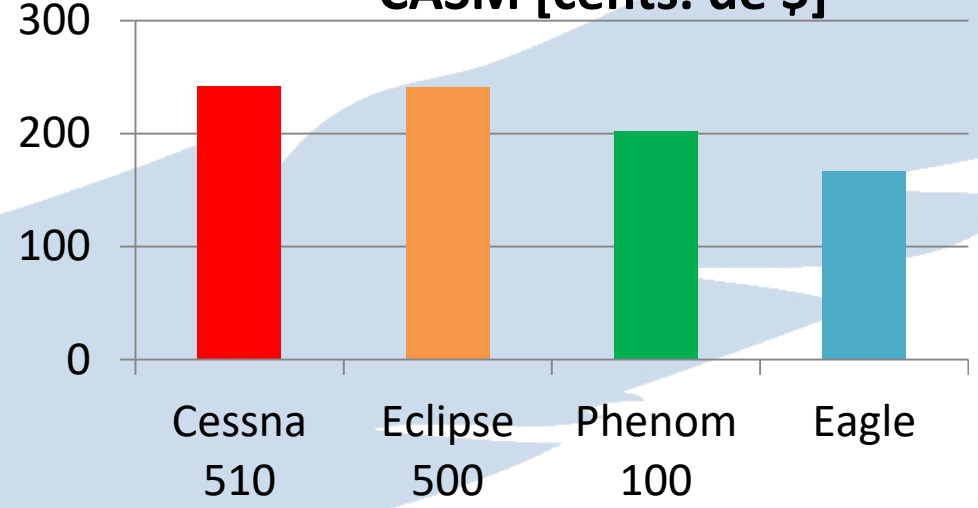
**CASM = 166,64 cents.**

# Comparación con VLJs

## Velocidad Media [km/h]



## CASM [cents. de \$]



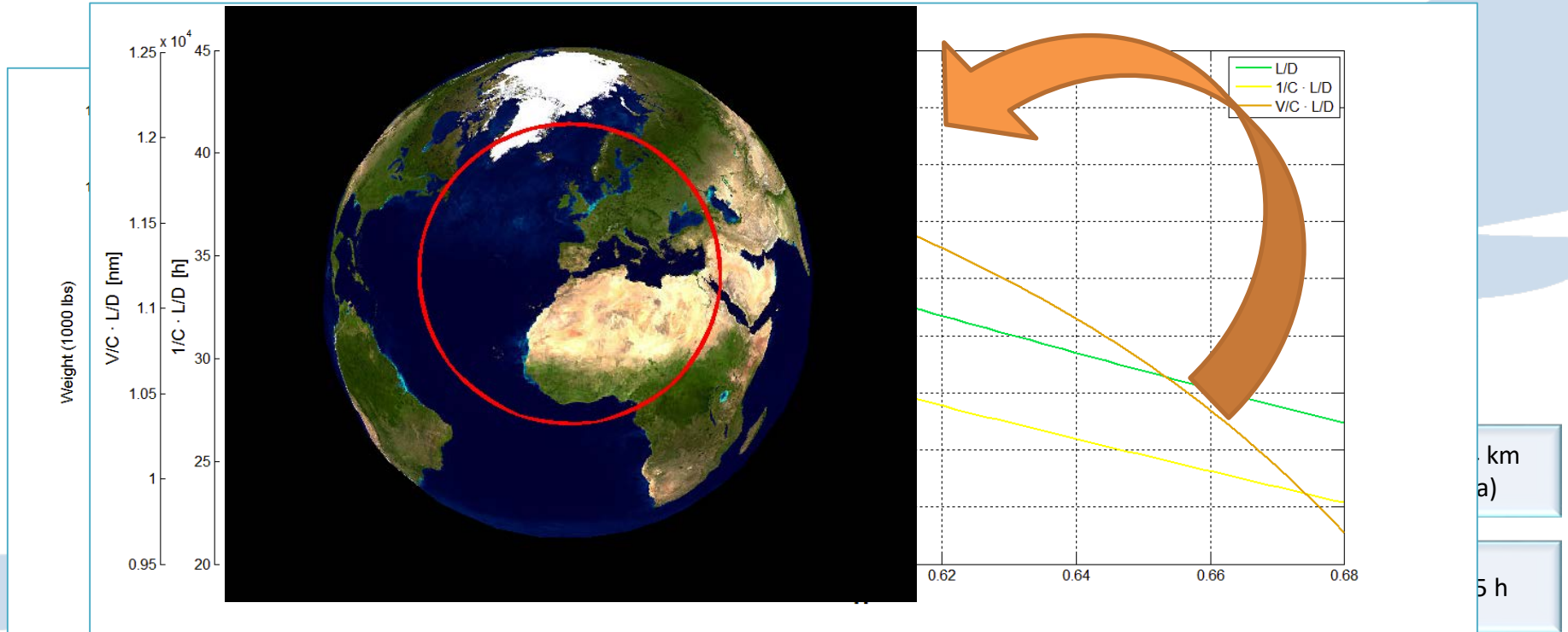
# Viraje

Viraje	
Tiempo empleado:	1800 (s)
Fuel consumido:	54.7319 (kg)
Peso final:	40424.6792 (N)
Nº de vueltas:	10.0861 (-)
Velocidad media:	68.8265 (m/s)
Velocidad guiñada media:	0.035207 (rad/s)
Angulo de alabeo medio:	0.24218 (rad)
Factor de carga medio:	1.0302 (-)
Radio de giro medio:	1963.6155 (m)
Palanca media:	0.077478 (-)
Empuje medio:	2171.8454 (N)
L/D medio:	19.3022 (-)
Altura:	457 (m)

Ángulo de  $13.87^\circ$  para buscar la mayor comodidad del pasaje

Coefficiente de Sustentación de mínima potencia

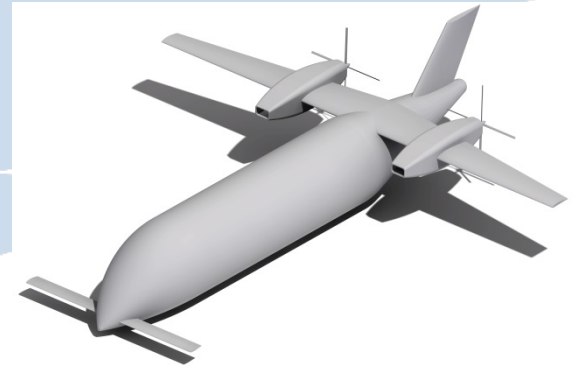
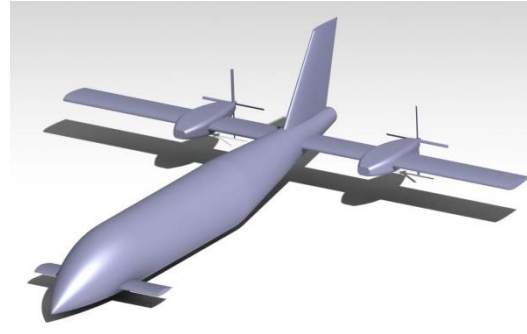
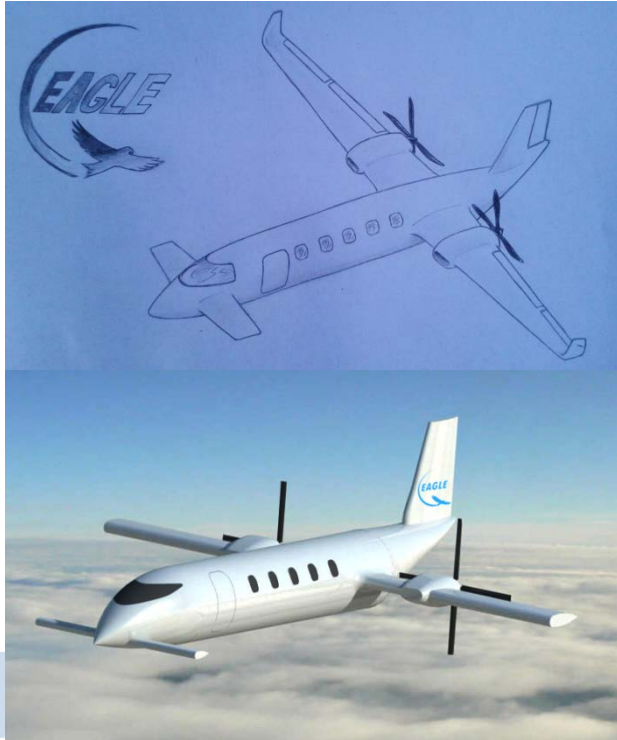
# Diagrama Carga de Pago – Alcance



*Diseño*

A light blue, stylized shadow of a hand holding a pen, positioned behind the word 'Diseño'. The shadow is rendered in a soft, semi-transparent blue and appears to be cast from the right side, creating a sense of depth and movement. The hand is shown in profile, with the pen held between the fingers, ready to write. The overall aesthetic is clean and modern, with a focus on the word 'Diseño' (Design) in a bold, italicized font.

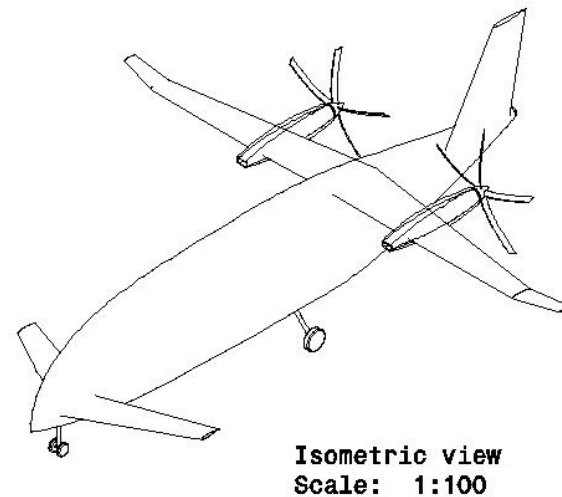
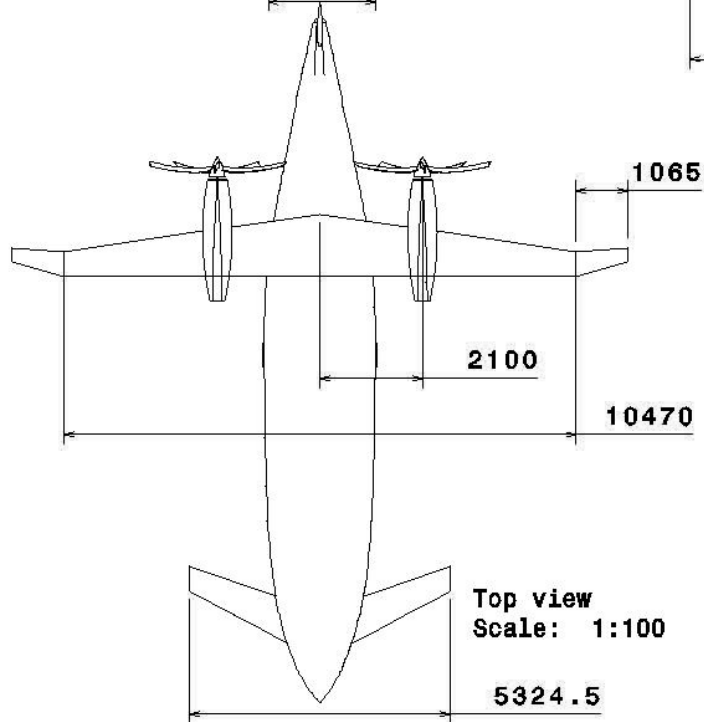
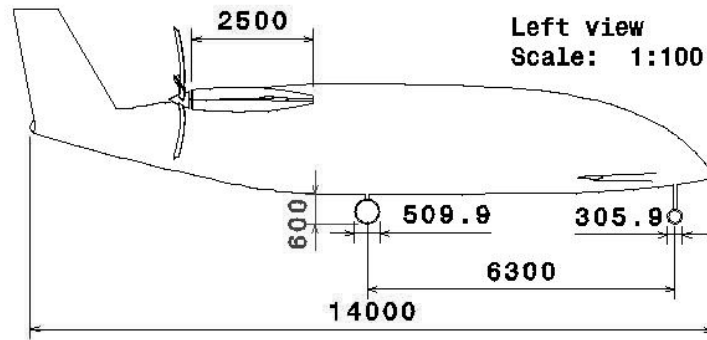
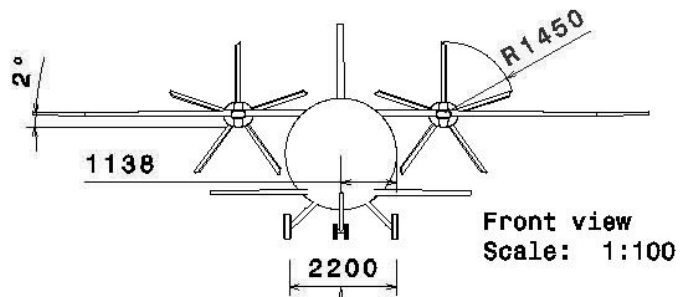
# *Evolución del diseño*



## *Diseño Final*

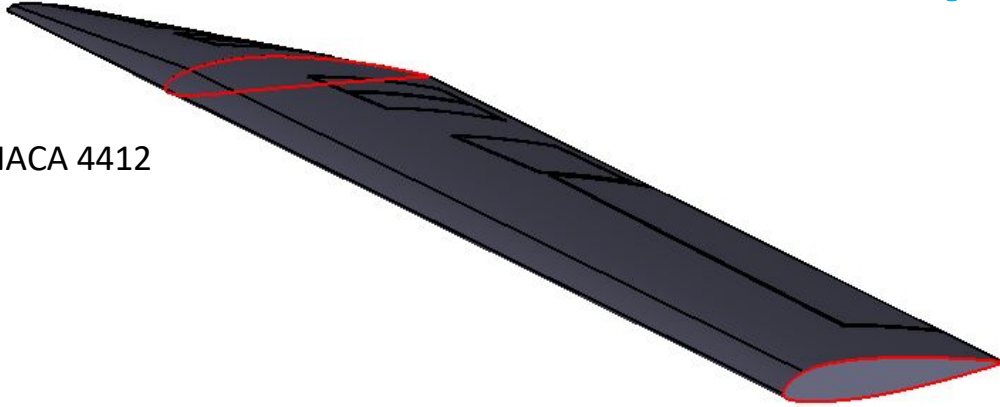




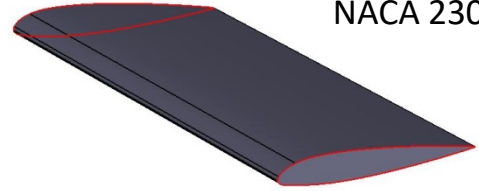


# *Diseño con perfiles*

NACA 4412

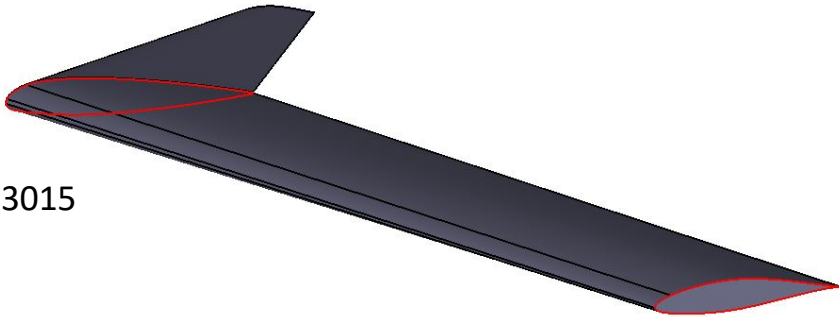


NACA 23015

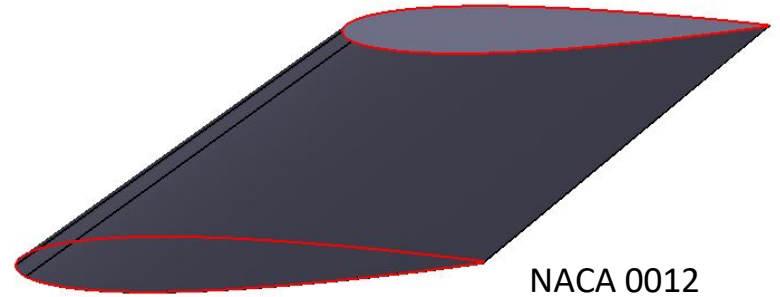


NACA 23015

NACA 23015



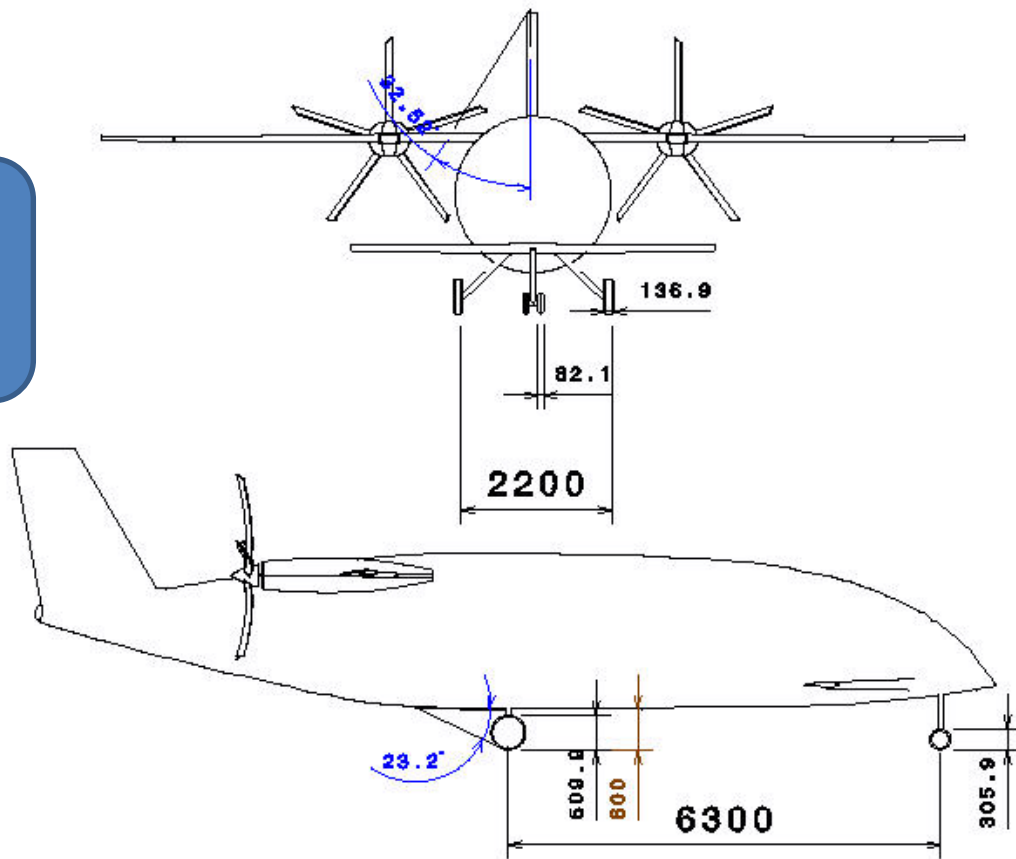
NACA 65(2)-415



NACA 0012

# Tren de aterrizaje

Tren triciclo con doble  
rueda delantera



# Combustible

-10% borde ataque  
-40% borde salida  
-10% costillas  
Vol. restante: 0,3123 m<sup>3</sup>

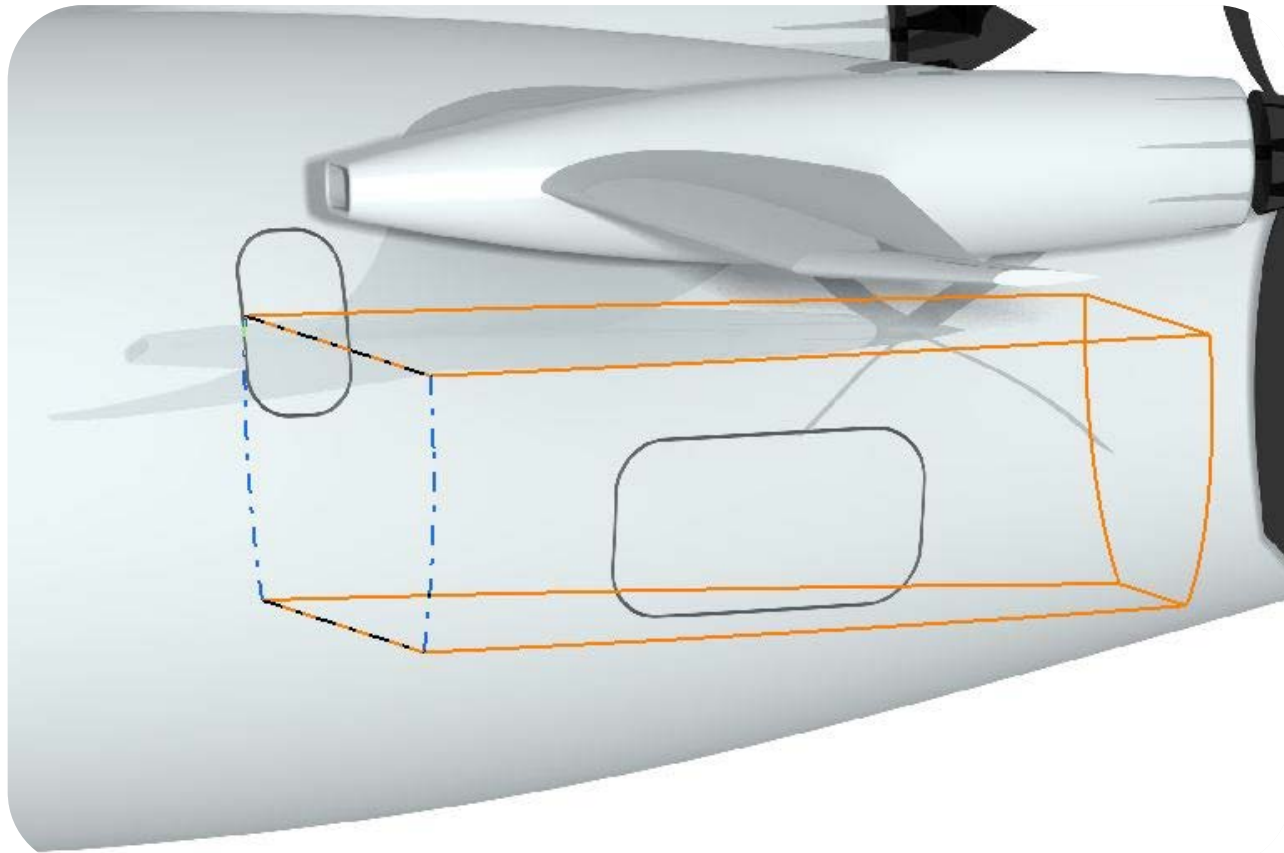
-30% por refuerzos de ala y depósito  
Vol. restante: 1,058 m<sup>3</sup>

-10% por estructura depósito  
Vol. restante: 0,738 m<sup>3</sup>



Combustible necesario: 1230 kg  
Capacidad extra para:  
456 kg > 309 kg

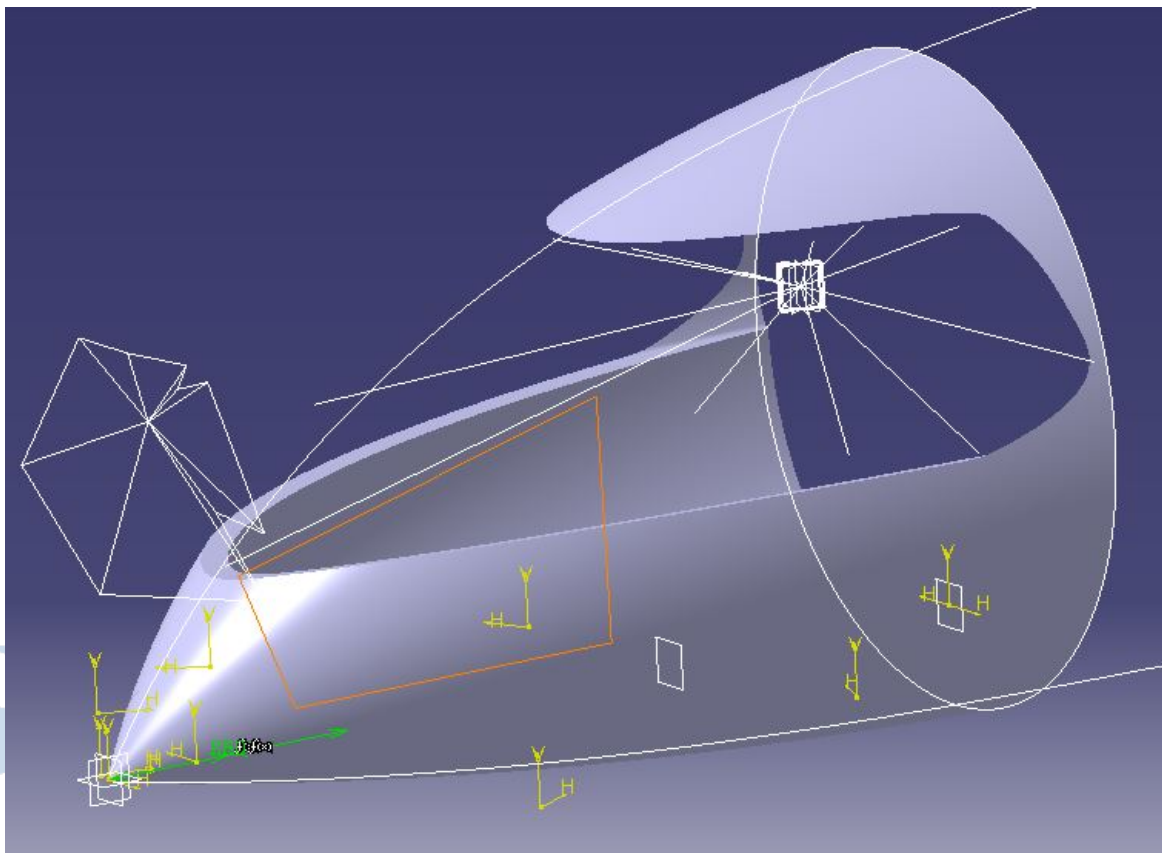
# Bodega



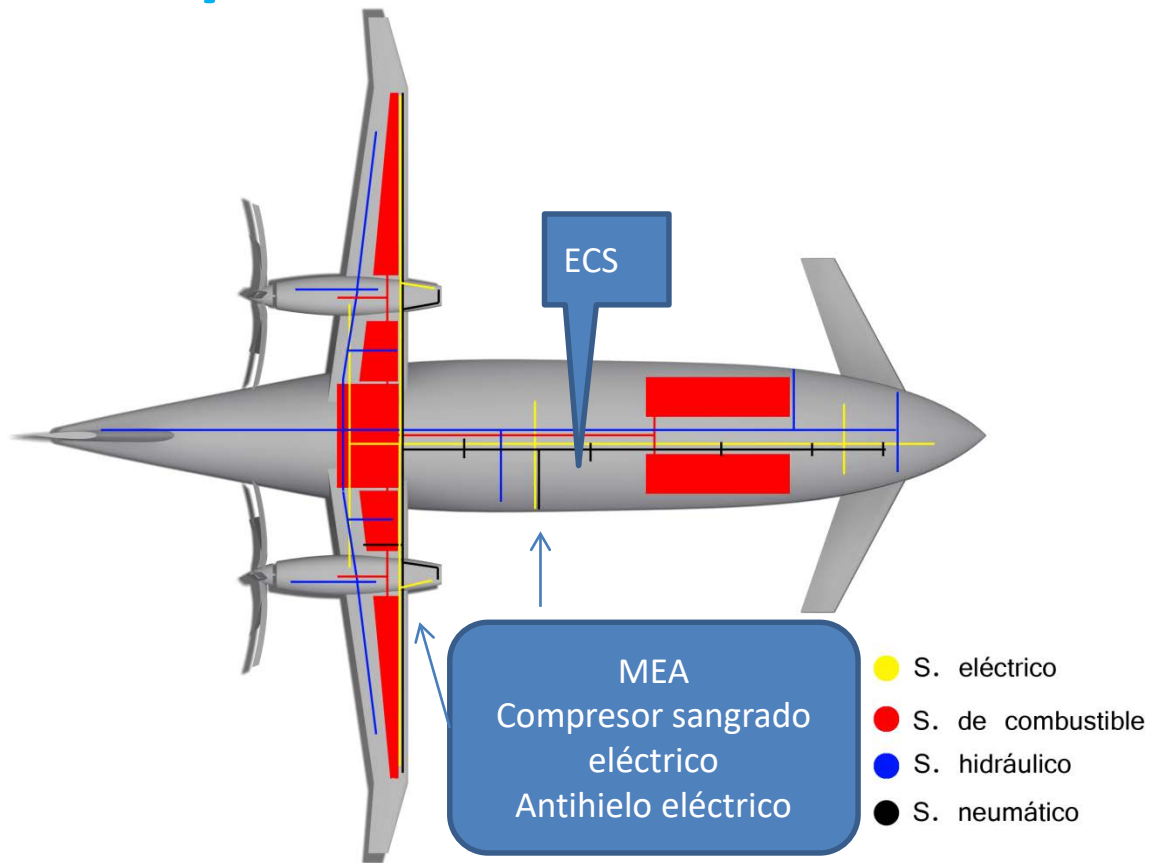
Volúmen tras reducción del  
10% por algunas paredes:

$$2,7 \text{ m}^3 > 1.53 \text{ m}^3 \text{ (RFP)}$$

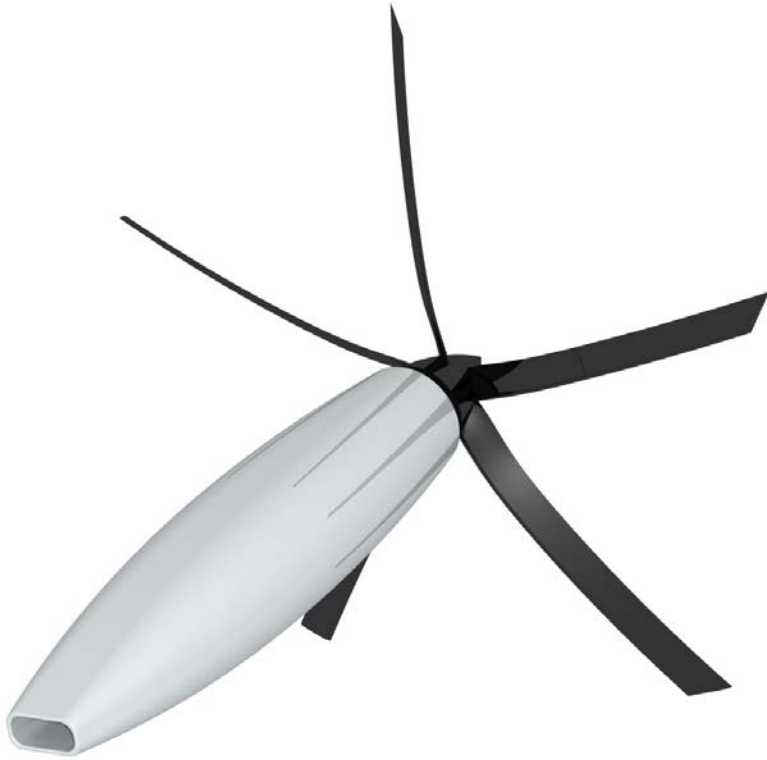
# *Visión pilotos*



# Esquema básico de sistemas



# *Motor y hélices*

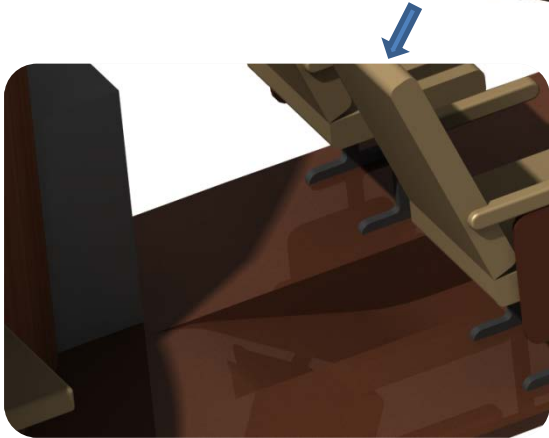
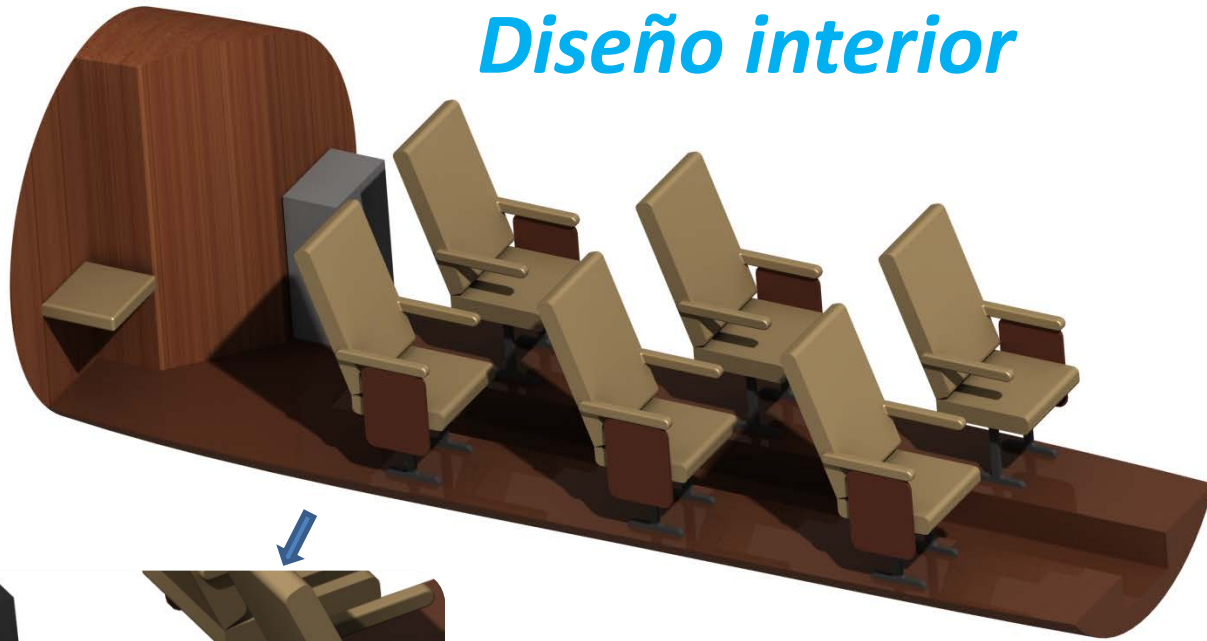


Reducción de ruido en  
cabina:

Motor atrasado  
Hélices con curvatura



## *Diseño interior*

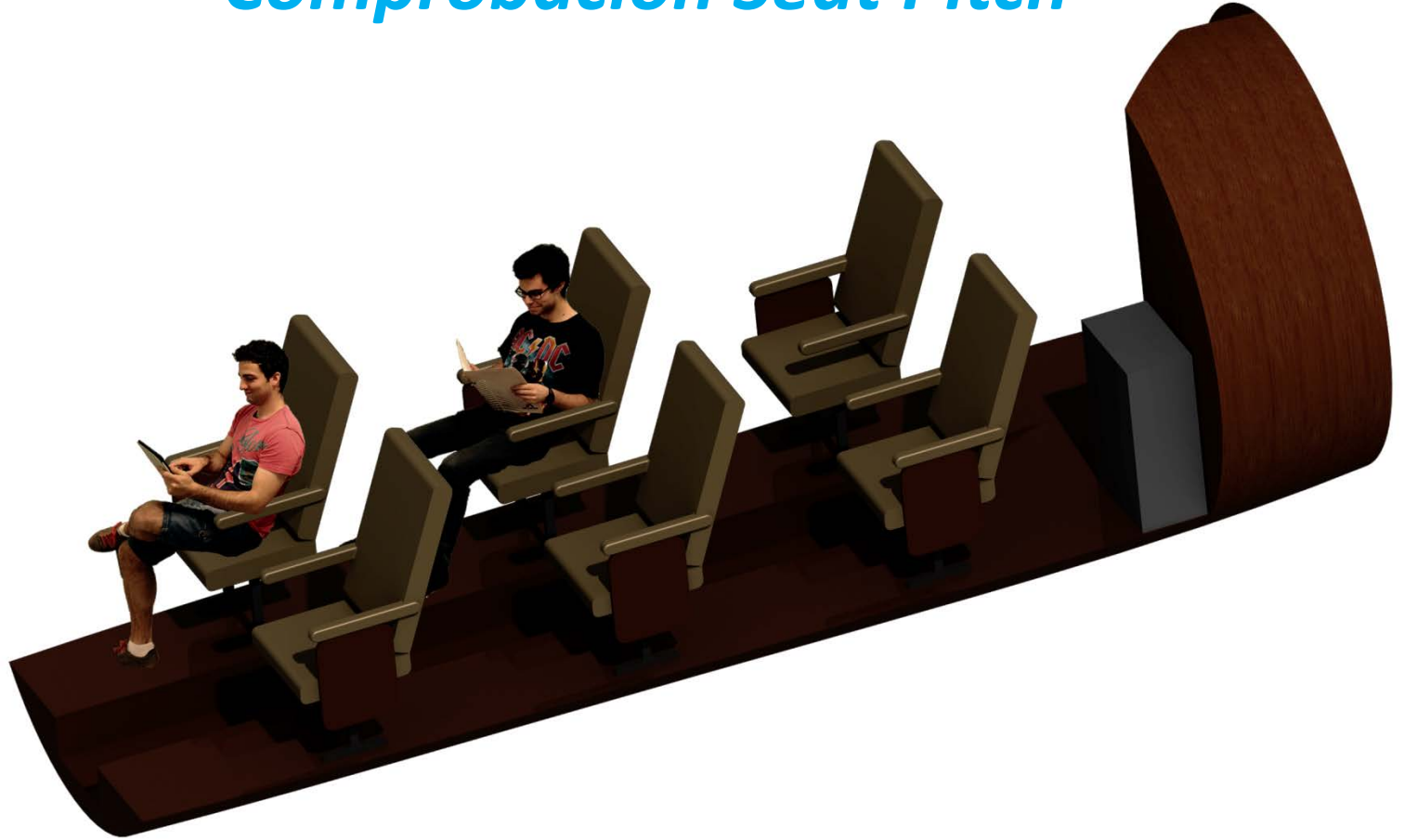


Seat Pitch: 1.35  
Asientos girables  
de 53 cm de anchura  
Mesa plegable

# Comprobación Seat Pitch



# *Comprobación Seat Pitch*



# *Comprobación de alturas*



# *Puertas y ventanas*





***GRACIAS POR SU ATENCIÓN***