



# Stille TP

*Propuesta de Diseño del  
STP-3*



*¿Quiénes somos?*

2 de marzo de 2017/Sevilla | Propuesta de diseño del STP-3

*Stille*<sub>TP</sub>



# *Invertiendo en confianza*

2 de marzo de 2017, Sevilla | Propuesta de diseño del STP-3

Stille<sup>3</sup>TP



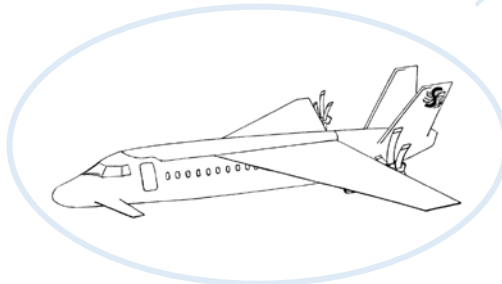
ASIENTOS

I+D+i

AISLANTE



ENSAYOS



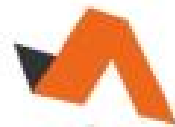
M. ELÉCTRICO



MOTORES

M. COMPUESTO

MONTAJE



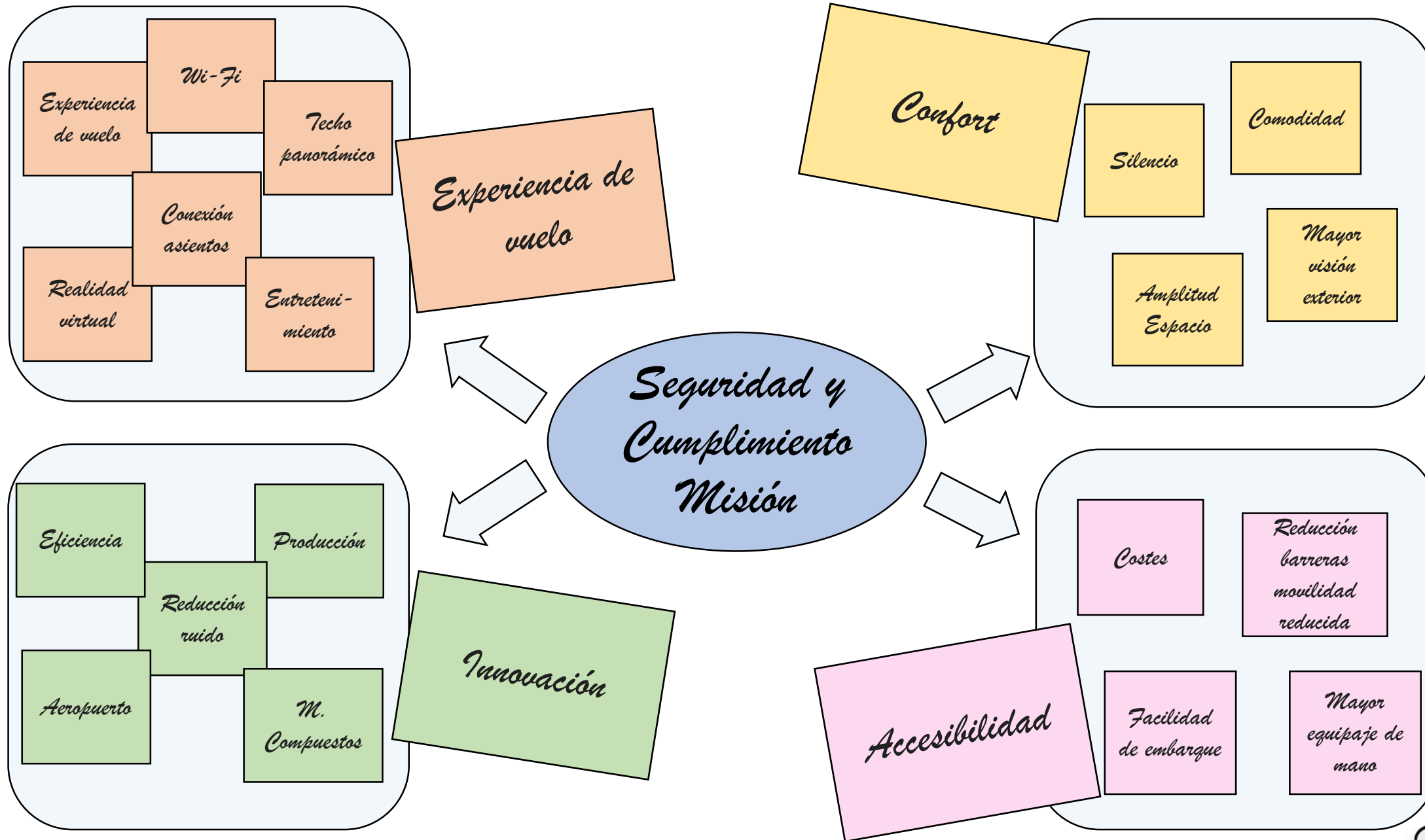
aerotecnic





# *Añadiendo valor*

2 de marzo de 2017, Sevilla | Propuesta de diseño del STP-3



# Proyecto



# DEPARTAMENTO DE DISEÑO

*Ofreciendo...*

*Innovación y comodidad*

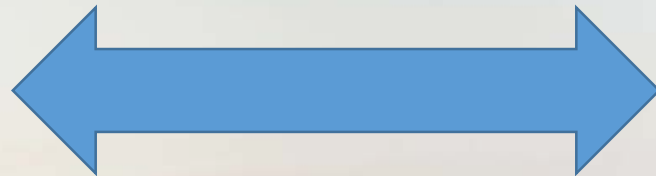


# Diseño



PIAGGIO P180

Tiene características en común  
con:



ATR-72

# Configuración del avión

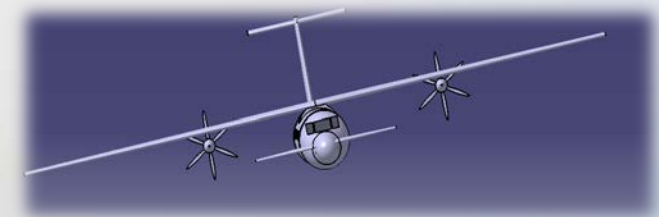
## 1. Cola en T

- Eficiencia aerodinámica
- Menor superficie → Disminución peso



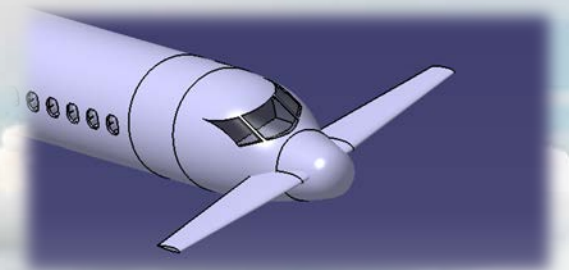
## 2. Ala alta

- Mejora efecto suelo
- Mejor amortiguamiento del balanceo holandés
- Mayor estabilidad longitudinal

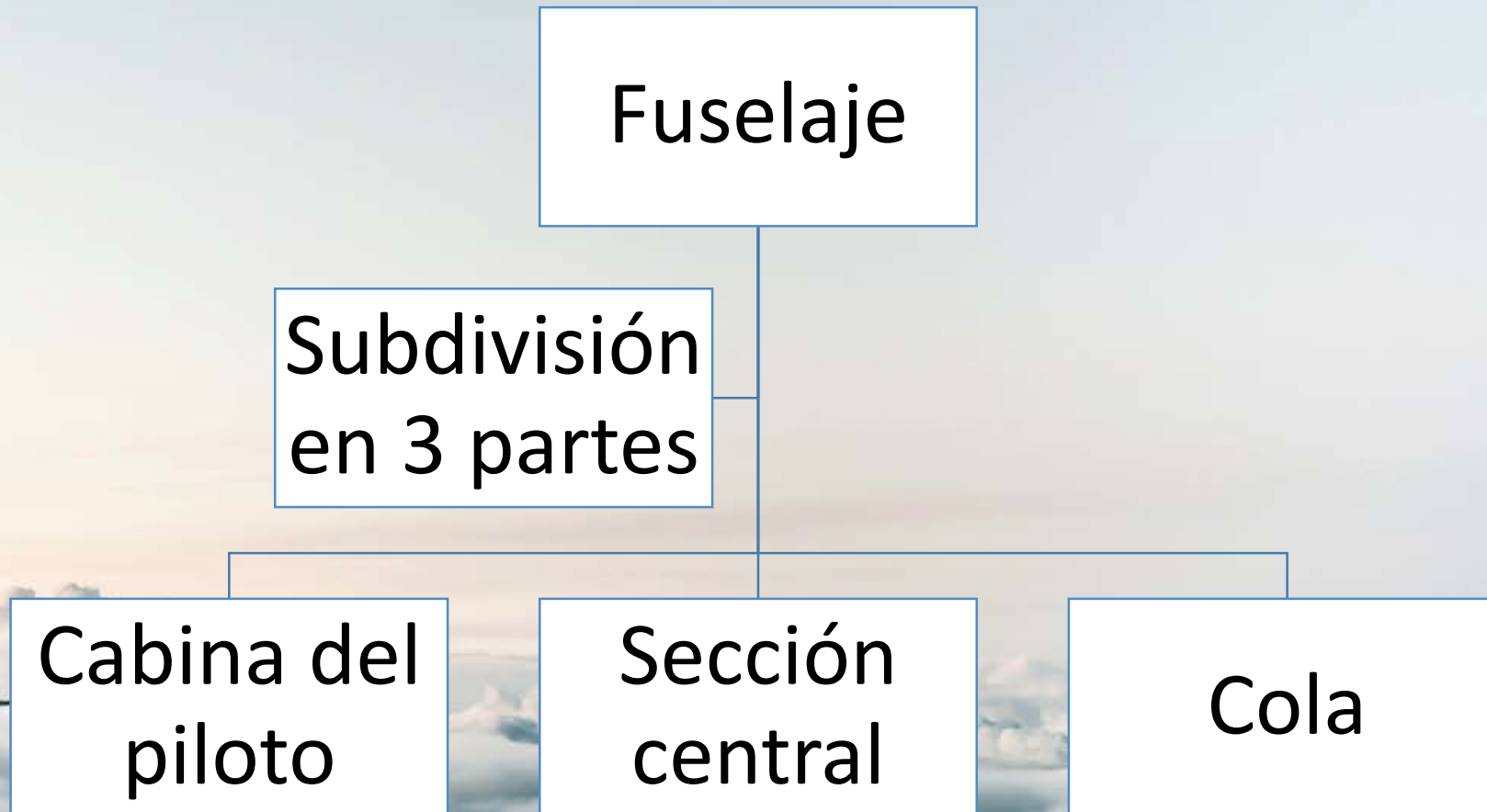


## 3. Canard

- Retrasa entrada en pérdida.
- Contribuye a la sustentación.

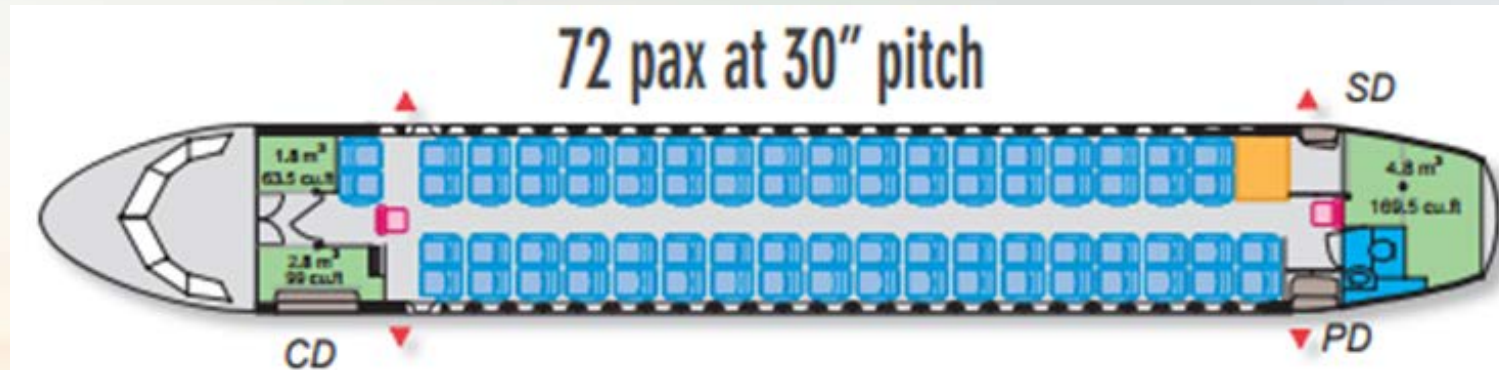


# *Diseño del fuselaje y ocupación del espacio en cabina*



# Diseño de la sección central

- Objetivo: Máxima comodidad
- Referencia: ATR-72



ATR-72:

- Pitch: 76,2 cm
- Diámetro: 2,5 m

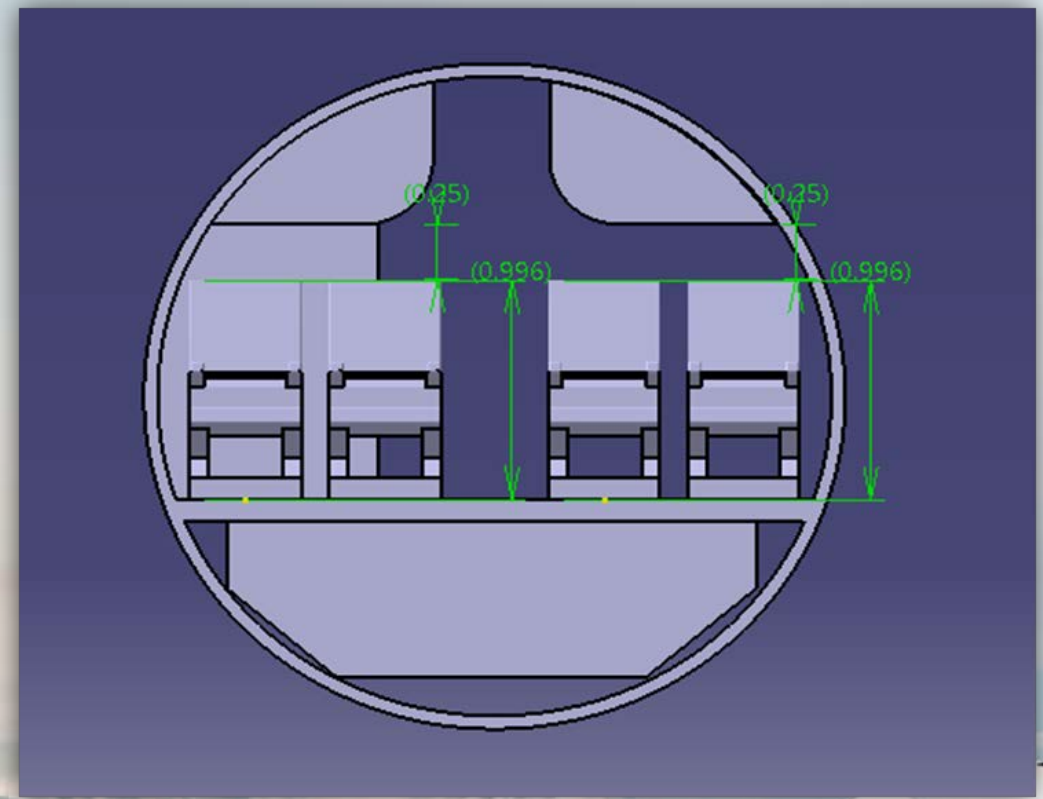
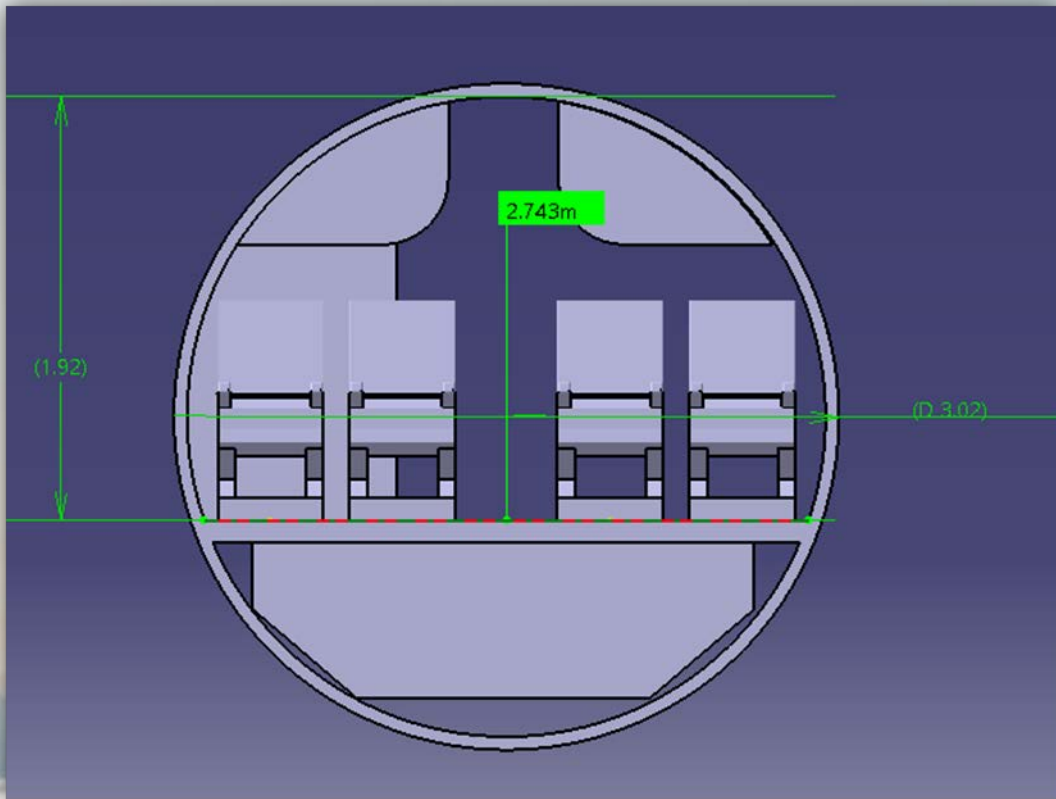
# *Diseño de la sección central*

Mayor diámetro de cabina

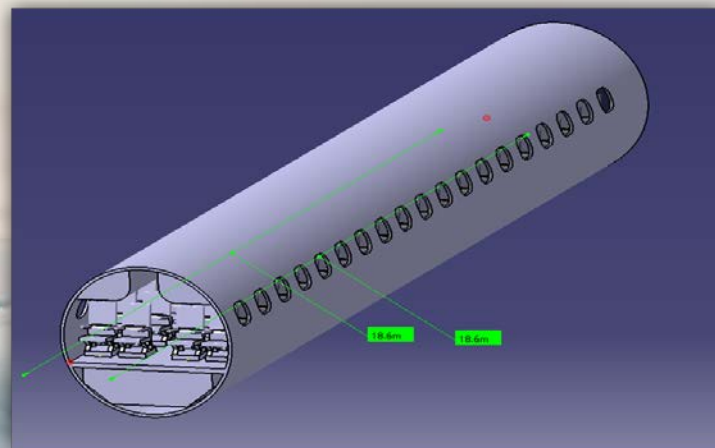
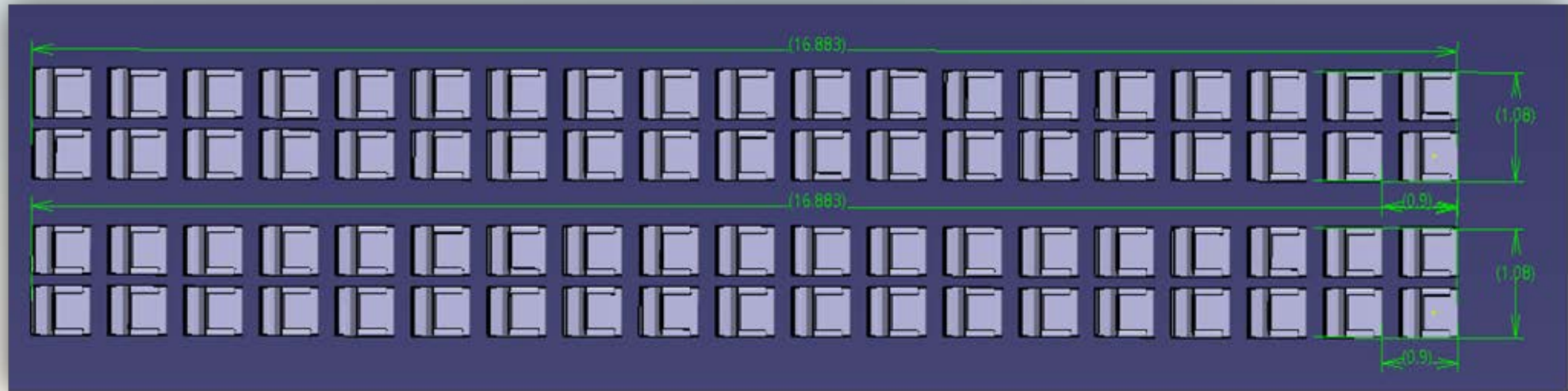
Sección central más larga con mayor pitch

Mayor volumen en la bodega

# Diseño de la sección central



# Diseño de la sección central



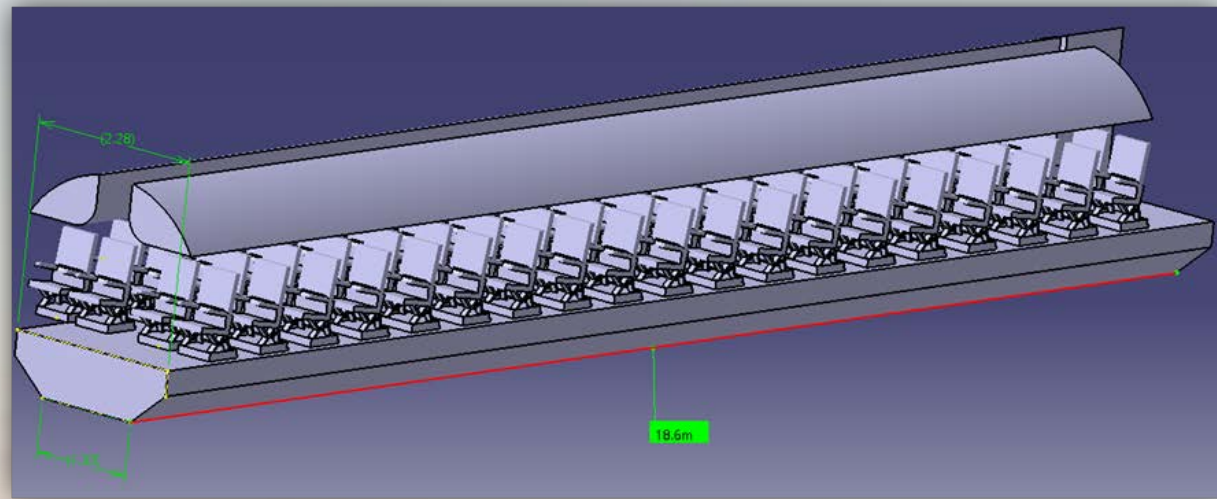
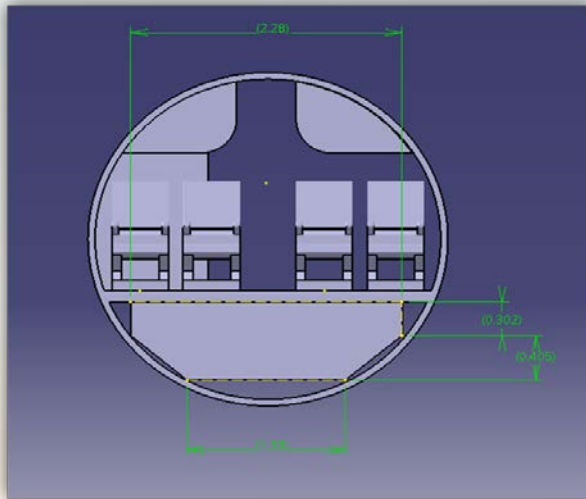
# *Diseño de la sección central*

- Confort de pasajero: 0.9m de pitch
- Reducción A-320:
  - Adición de 6 filas
  - Aumento de capacidad a 97.
- En términos económicos:
  - Compañía opera 2 vuelos al día durante 4 días a la semana.
  - Precio medio por vuelo es de 100 euros.
  - Avión lleno en todos los vuelos.
  - Diferencia de beneficio con el diseño actual: **873.600 euros**



# Diseño de la sección central

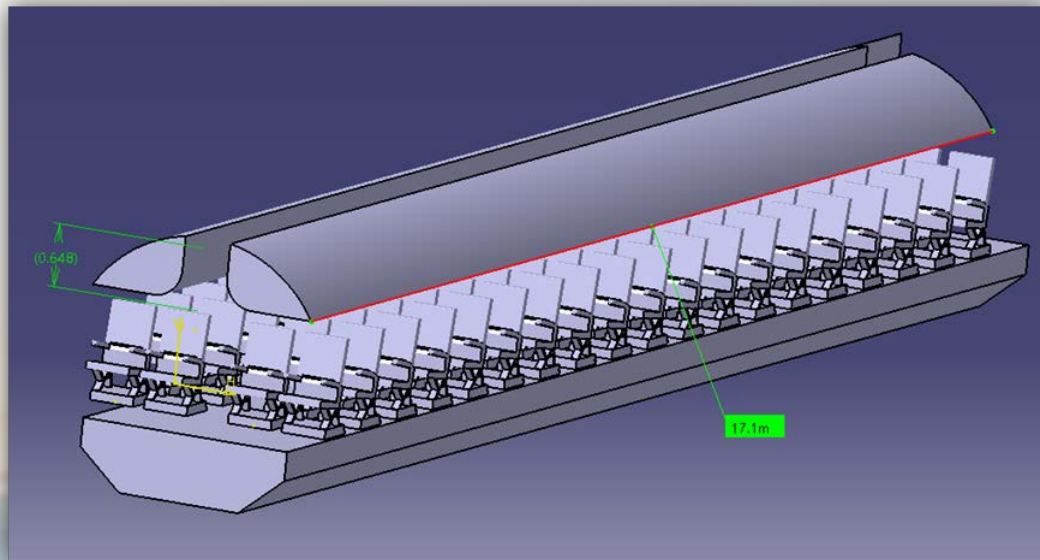
- Bodega: Carga en Palets bajo cabina con forma trapezoidal



- Volumen:  $23,73 \text{ m}^3$
- Volumen por pasajero:  $V_{\text{pax}} = 23,73 / 76 = 0,3123 \text{ m}^3 / \text{pax}$
- Capacidad de **3 maletas grandes por pasajero**

# Diseño de la sección central

- Diseño de la bodega de cabina:



- Volumen:  $13,423 \text{ m}^3$
- Volumen por pasajero:  $0.176 \text{ m}^3$
- Dos maletas pequeñas de  $0,05 \text{ m}^3$  por pasajero en la cabina

# Modelado de las superficies aerodinámicas

- Para determinación:

Inercias

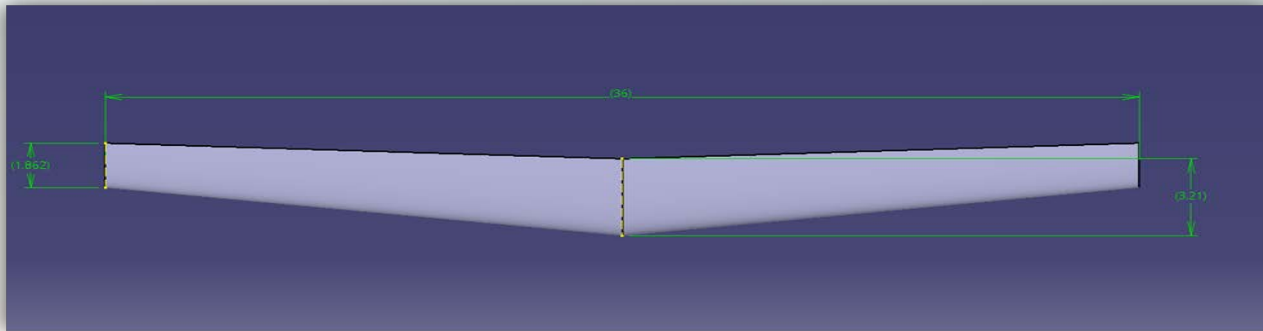
Centro de gravedad

Superficies mojadas

Volumen del depósito de combustible

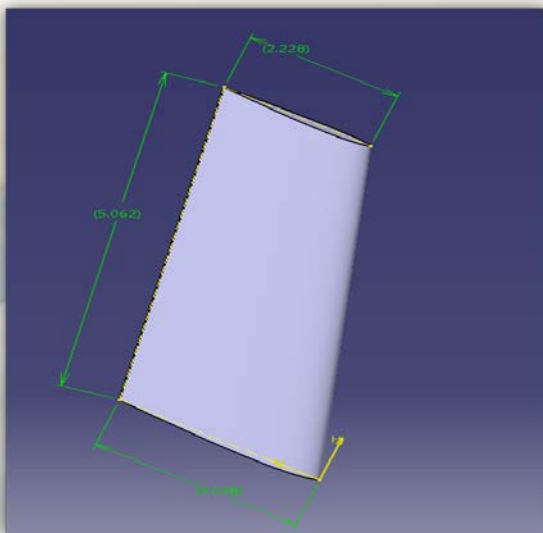
# Modelado de las superficies aerodinámicas

- Modelado del ala:



- Superficie mojada:  $192 \text{ m}^2$
- Volumen interior:  $23 \text{ m}^3$
- Combustible:  $16 \text{ m}^3$

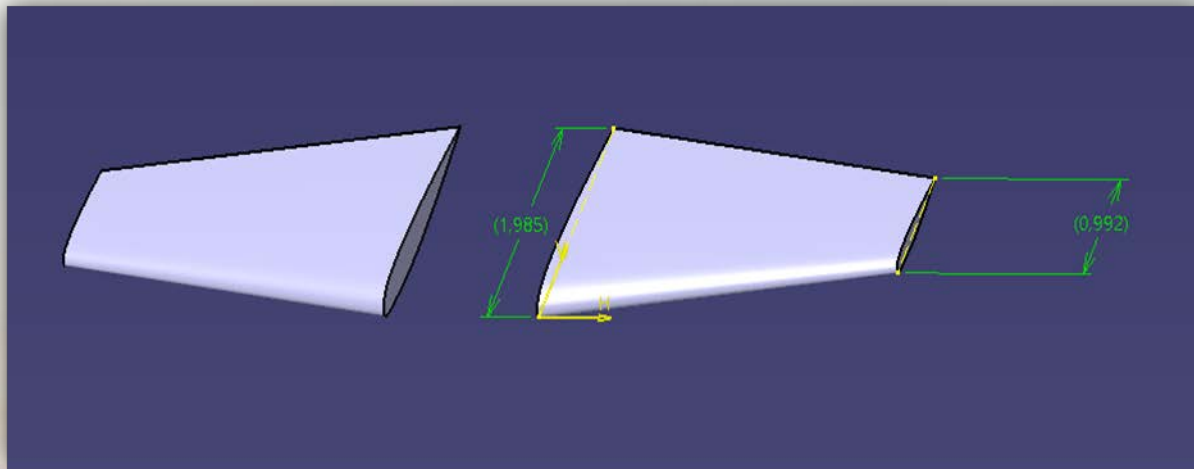
- Modelado de los estabilizadores:



- Superficie mojada del vertical:  $28,146 \text{ m}^2$
- Superficie mojada del horizontal:  $28,1 \text{ m}^2$

# Modelado de las superficies aerodinámicas

- Modelado del canard:



Superficie mojada:  $22,381 \text{ m}^2$

# Modelado 3D STP-3



2 de marzo de 2017, Sevilla | Propuesta de diseño del STP-3

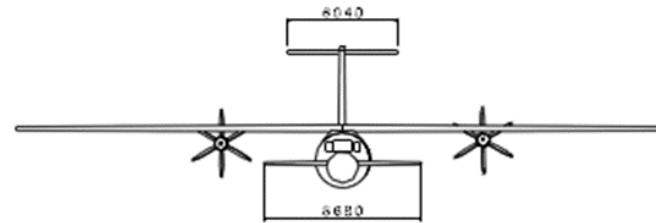
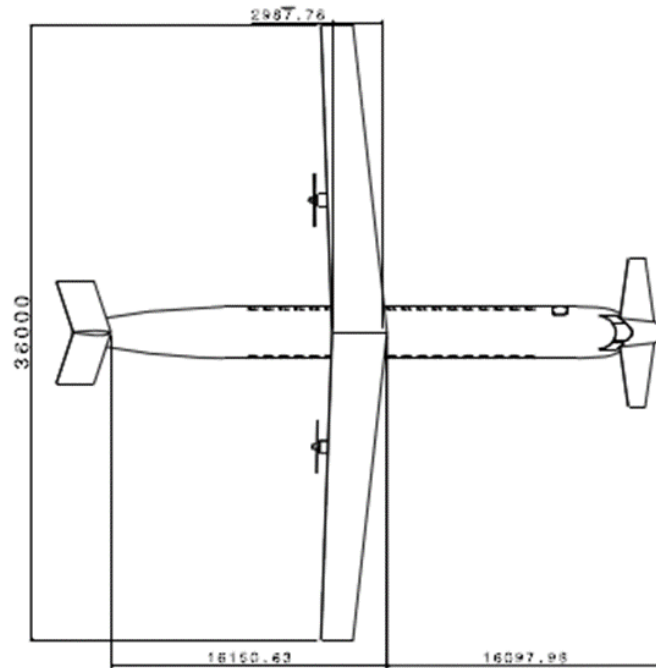
# Modelado 3D STP-3



2 de marzo de 2017, Sevilla | Propuesta de diseño del STP-3

Stille<sub>TP</sub>

# Planos generales STP-3





# Diseños con valor añadido

- Espuma sintética a base de resina de melanina BASF:
  - Propiedades anti-sonoras
    - Reducción de ruido
  - Propiedades termoaislantes
    - Reducción de temperaturas
  - Ligereza y baja densidad para los asientos
    - Reducción de peso
- Cámaras fuselaje CPI:
  - Representación exterior
  - Experiencia de vuelo



# DEPARTAMENTO DE AERODINÁMICA

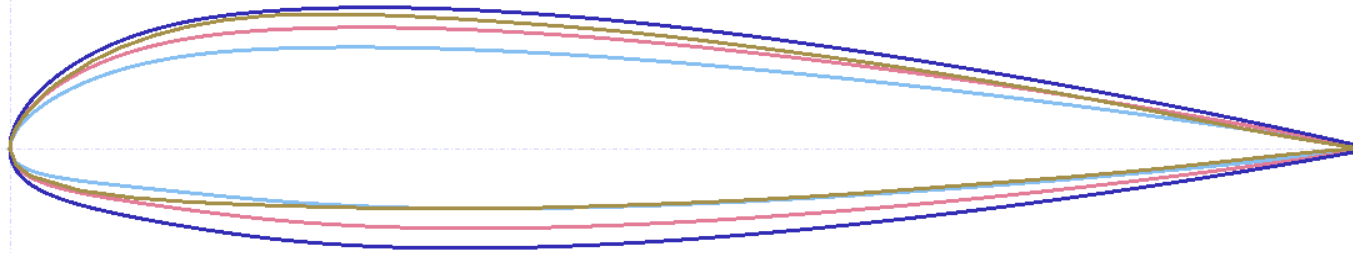
Buscando...

Eficiencia de vuelo

# Selección de Perfil del Ala

X-Scale = 1.0  
Y-Scale = 1.0  
x = 0.5889  
y = -0.0954

— NACA 23012  
— NACA 23015  
— NACA 23018  
— Smoothed ATR airfoil coordinates



Perfil	$C_{D_{min}}$	$C_{m_0}$	$\alpha_0$	$\frac{C_L}{C_{D_{max}}}$	$C_{L\alpha}$	$C_{D_0}$
<b>23015</b>	0.006	-0.008	-1.21	132	0.11114	0.006
<b>23018</b>	0.009	-0.004	-1.3	123	0.12	0.01
<b>23012</b>	0.005	-0.009	-1.2	157	0.11	0.008
<b>ATR-72</b>	0.007	-0.027	-1.8	151	0.11	0.008

# Diseño inicial del ala



$b$ [m]	$S_w$ [m <sup>2</sup> ]	$\bar{c}$ [m]	$c_r$ [m]	$c_t$ [m]	$\Lambda_{le}$ [deg]
29	87	3	2.5	3.5	0

$C_{L_{max}}$	$\alpha_{max}$ [deg]
1.26	14

# Ala final



$b$ [m]	$S_w$ [m <sup>2</sup> ]	$\bar{c}$ [m]	$c_r$ [m]	$c_t$ [m]	$\Lambda_{le}$ [deg]
36	87	2.42	3	1.85	5.43

$C_{Lmax}$	$\alpha_{max}$ [deg]
1.37	14

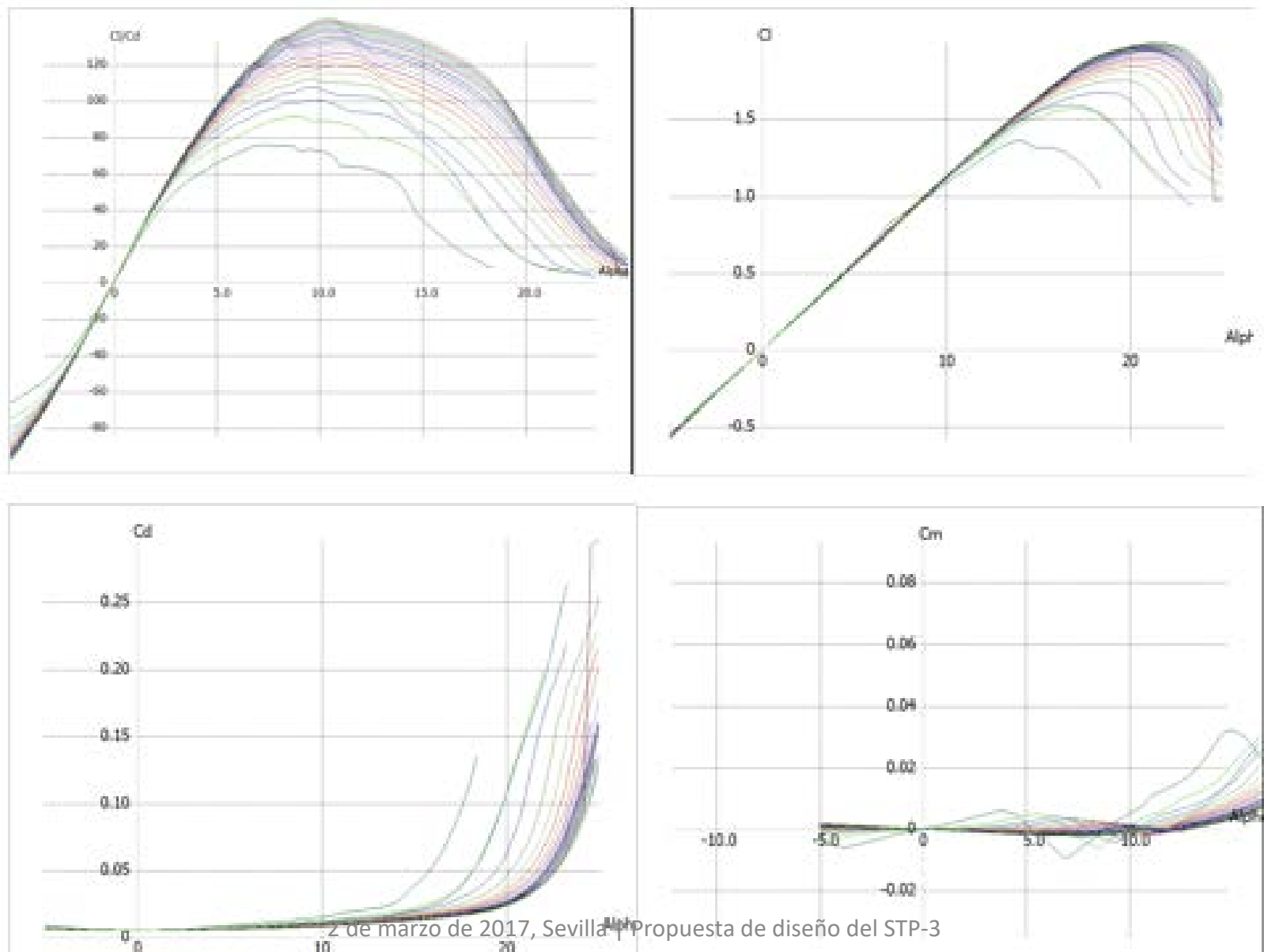
# Análisis perfil HTP y VTP

- Perfil simétrico para que no sustente.
- Baja resistencia aerodinámica.
- Análisis de varios perfiles
- Elección del perfil óptimo

Perfil	Cdmin	Cm0	alfa_S	alfa0	Cl/Cd max	Cl_alfa	Cd0	Cl0
NACA 0012	0,05	0	21	0	140	6	0,05	0
NACA 0014	0,06	0	16	0	117	6	0,06	0
NACA 0018	0,07	0	16,94	0	115	6,33	0,07	0

Reynolds: De 1E6 a 2 E 7

# Análisis NACA 0012



2 de marzo de 2017, Sevilla | Propuesta de diseño del STP-3

# Características HTP

## Parámetros Aerodinámicos HTP

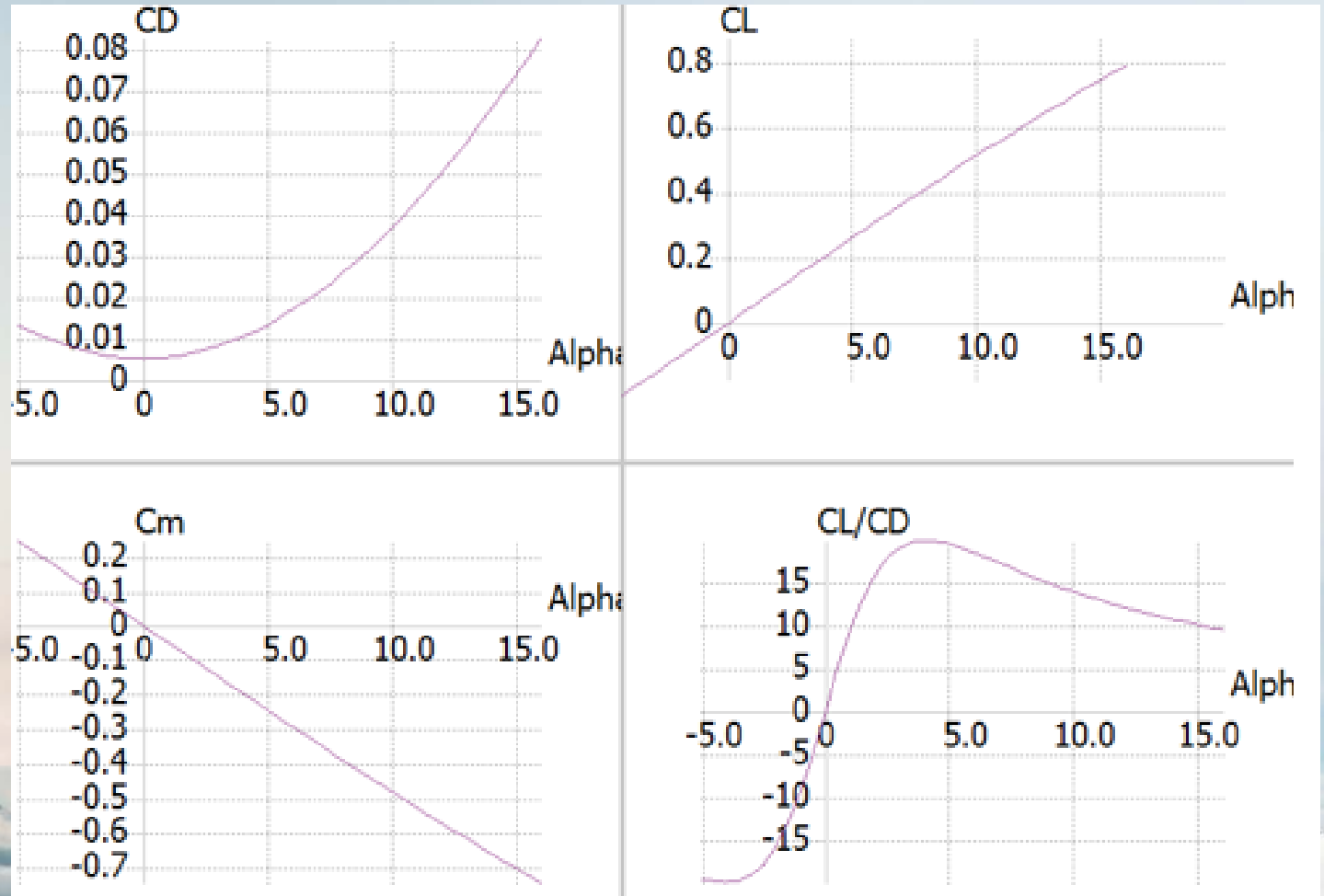
$$C_{L\alpha} = 2.91 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{L0} = 0$$

$$C_{M0} = 0$$

$$C_{LMax} = 0.78$$

$$\alpha_{Max} = 16$$





# Características VTP

## Parámetros Aerodinámicos VTP

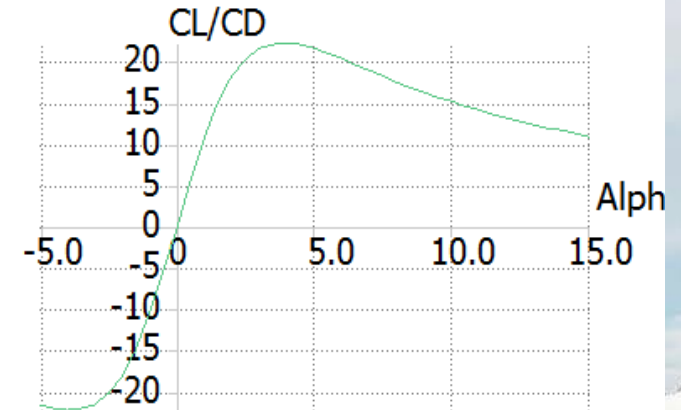
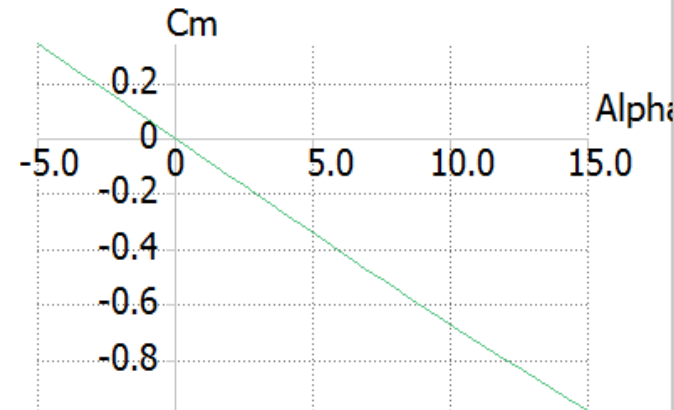
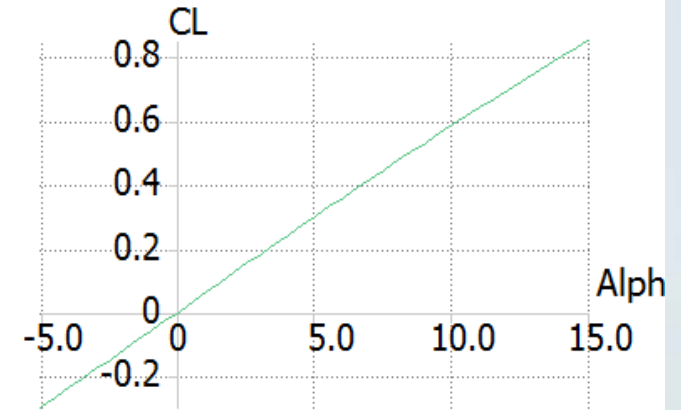
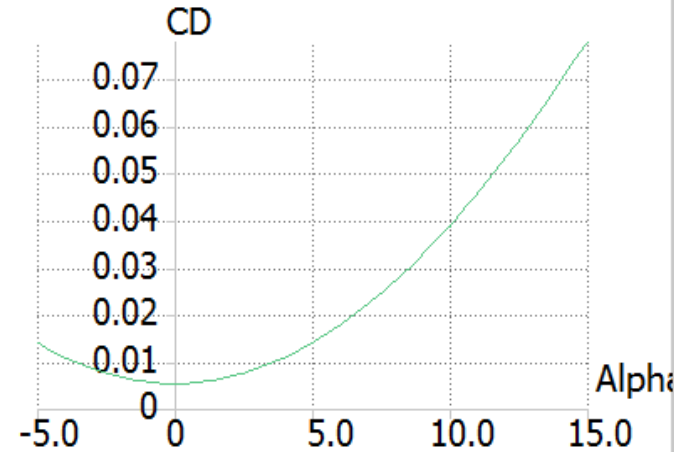
$$C_{L\alpha} \quad 3.20 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{L0} \quad 0$$

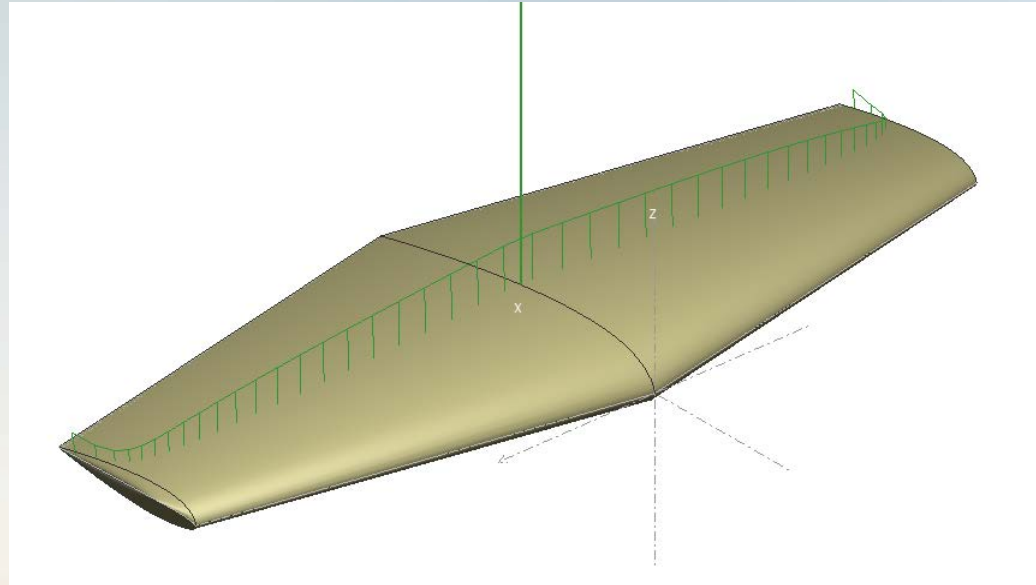
$$C_{M0} \quad 0$$

$$C_{LMax} \quad 0.847$$

$$\alpha_{Max} \quad 15$$

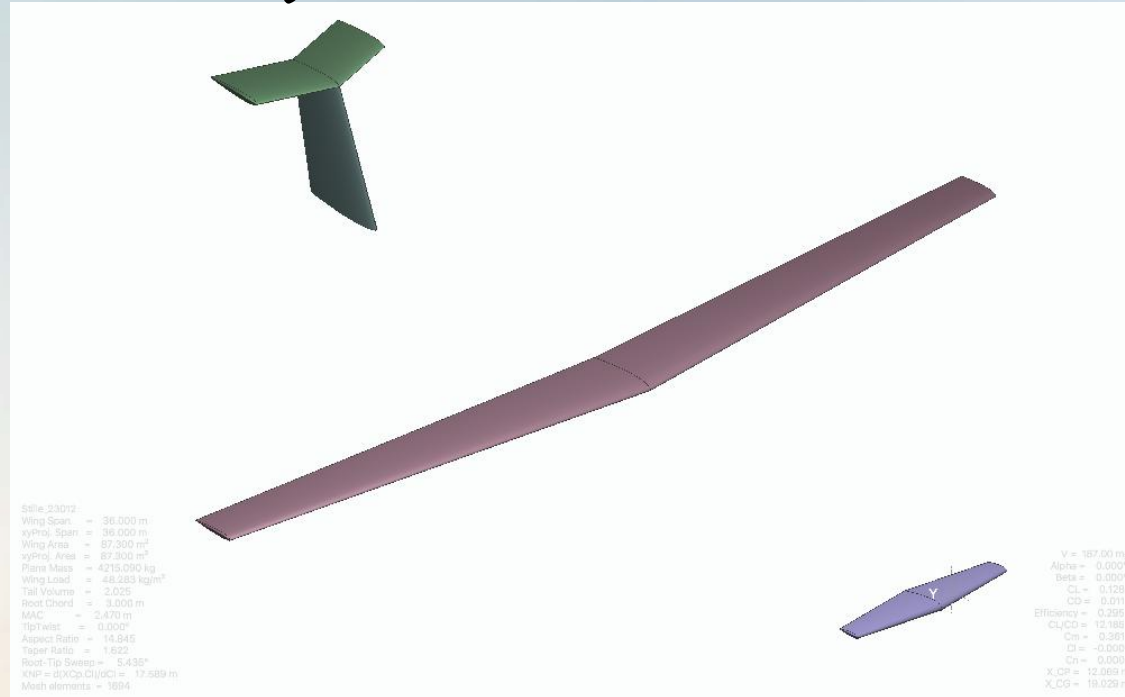


# Canard



<b>Canard</b>	<b><math>b[m]</math></b>	<b><math>S[m^2]</math></b>	<b><math>c_r[m]</math></b>	<b><math>c_t[m]</math></b>	<b><math>\Lambda_{le} [deg]</math></b>	<b><math>\Lambda_{te} [deg]</math></b>		
	7	10.5	2	1	$4.086^\circ$	$4.086^\circ$		
<b>Canard</b>	<b><math>C_{d0}</math></b>	<b><math>C_{dmin}</math></b>	<b><math>C_{m0}</math></b>	<b><math>\alpha_0[deg]</math></b>	<b><math>(C_l/C_d)_{max}</math></b>	<b><math>C_{l\alpha}</math></b>	<b><math>K</math></b>	<b><math>K_1</math></b>
	0.008	0.008	-0.040	$-1.1^\circ$	19.5	0.068	0.105	-0.0066

# Sistemas de superficies



Limpio	$C_{Lmax}$	$\alpha_{max}$ [deg]	$C_{L0}$	$C_{m0}$	$k$	$k_1$	$C_{D0}$	$C_{D0}^*$
	1.43	13.5	0.12	0.18	0.027	-0.001	0.008	0.016
Flaps	$C_{Lmax}$	$\alpha_{max}$ [deg]	$C_{L0}$	$C_{m0}$	$k$	$k_1$	$C_{D0}$	$C_{D0}^*$
10	1.78	12	0.61	0.67	0.029	-0.009	0.012	0.020
Flaps	$C_{Lmax}$	$\alpha_{max}$ [deg]	$C_{L0}$	$C_{m0}$	$k$	$k_1$	$C_{D0}$	$C_{D0}^*$
25	1.87	6	1.32	0.67	0.031	-0.018	0.041	0.049

# DEPARTAMENTO DE ESTRUCTURAS

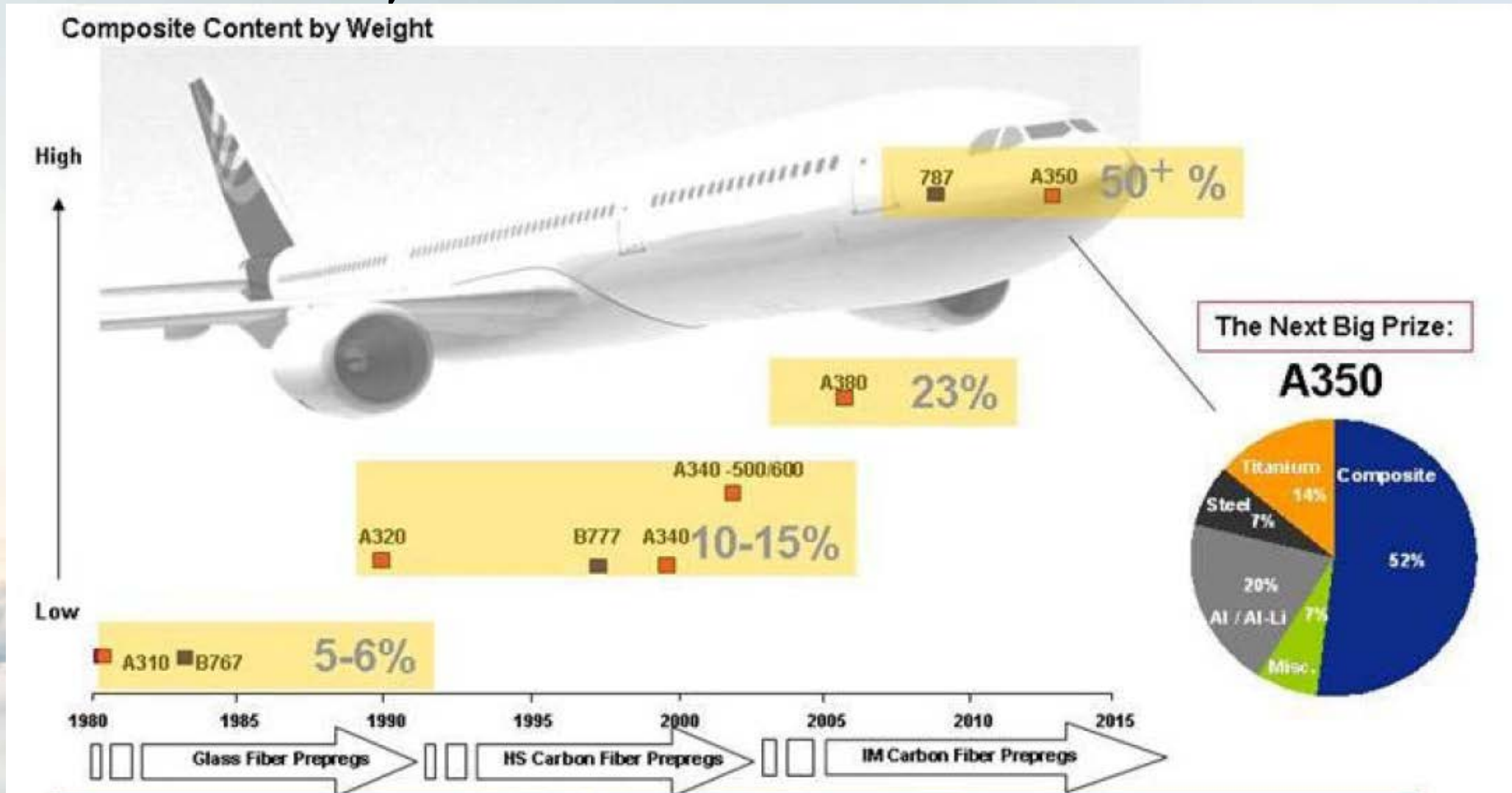
*Distribuyendo...*

*Y disminuyendo pesos*

# Envolvente del centro de gravedad

	Posición CG		Peso
	Distancia [m]	%	[kg]
<b>Payload+Fuel</b>	16.74	49.25	31676
<b>Payload</b>	16.92	49.77	23954
<b>Fuel</b>	16.98	49.95	25576
<b>-</b>	17.32	50.94	17854

# Materiales compuestos,

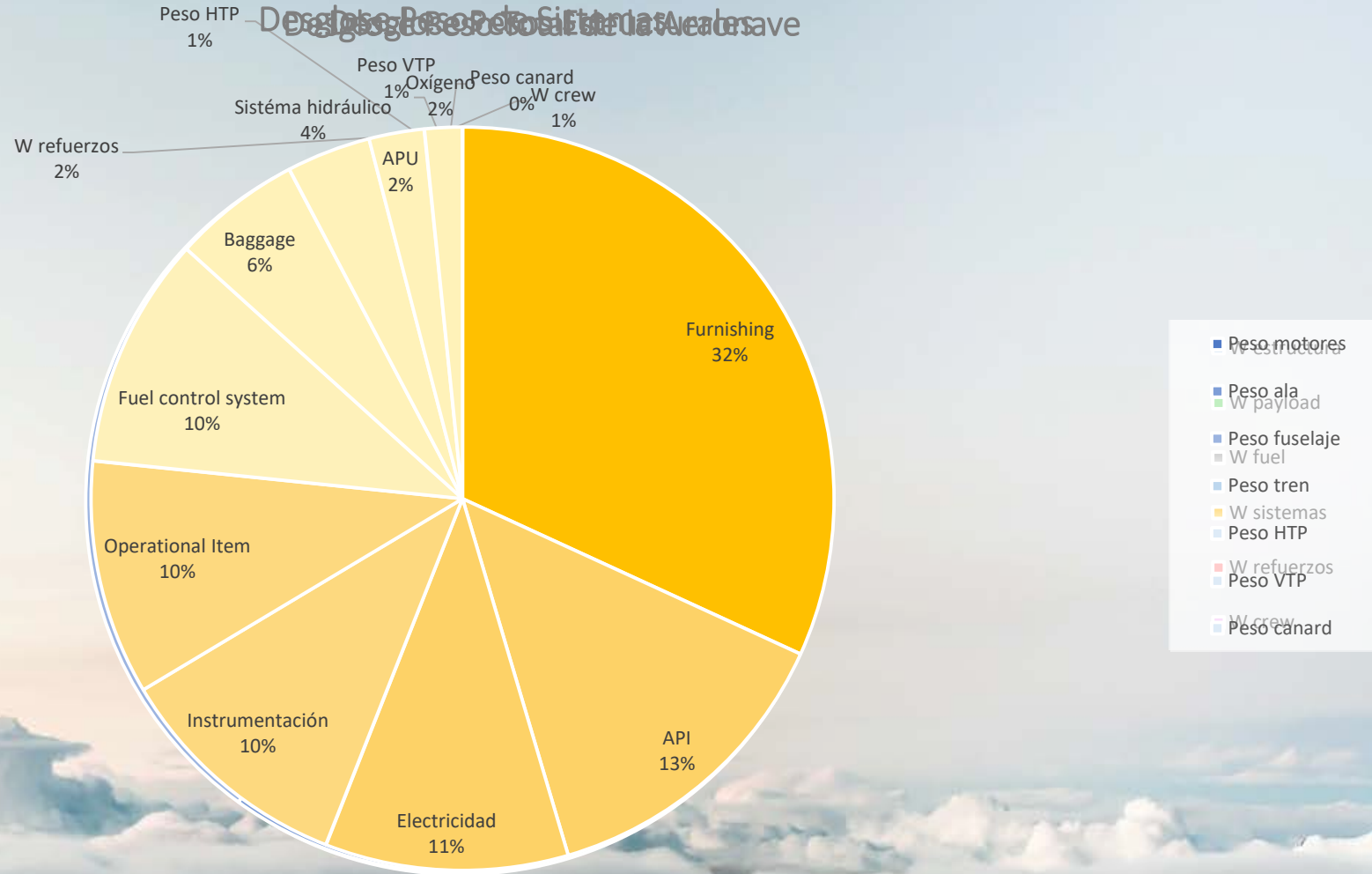


# Reducciones de peso



	% de reducción	
Ala	30	%
Htp	30	%
Vtp	30	%
Fuselaje	10	%
Tren de aterrizaje	0	%
Motores	0	%
Canard	30	%

# Desglose de pesos.





# DEPARTAMENTO DE PROPULSIÓN

*Proporcionando...*

*Potencia silenciosa*

# Elección de la planta propulsora

# Elección de las hélices



~~A7R72~~

~~BOMBARDIER~~

**STILLE ENGINE**

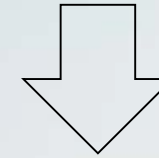
ENGINE	POWER (shp)	SFC (lb/hp hr)
PW127F	2132	0.459
ENGINE	POWER (shp)	SFC (lb/hp hr)
PW150	3947	0.433
STILLE	6000	0.449

A7R72

BOMBARDIER

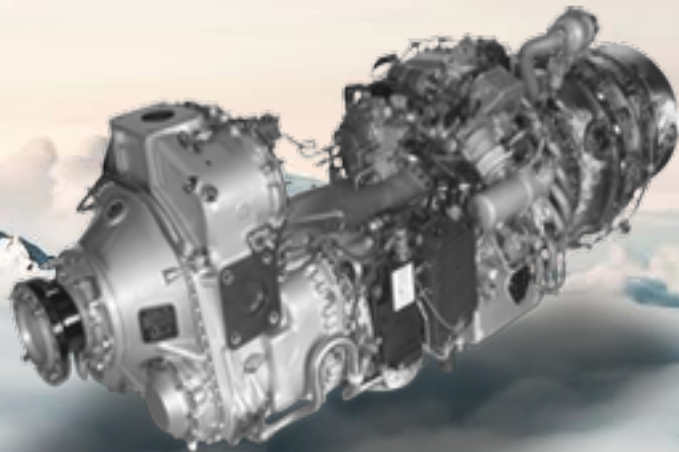
687 Hamilton Standard  
3.93 m

6 palas Dowty R408  
4.11 m



**STILLE**

6 palas de 1240 RPM de 4.19 m

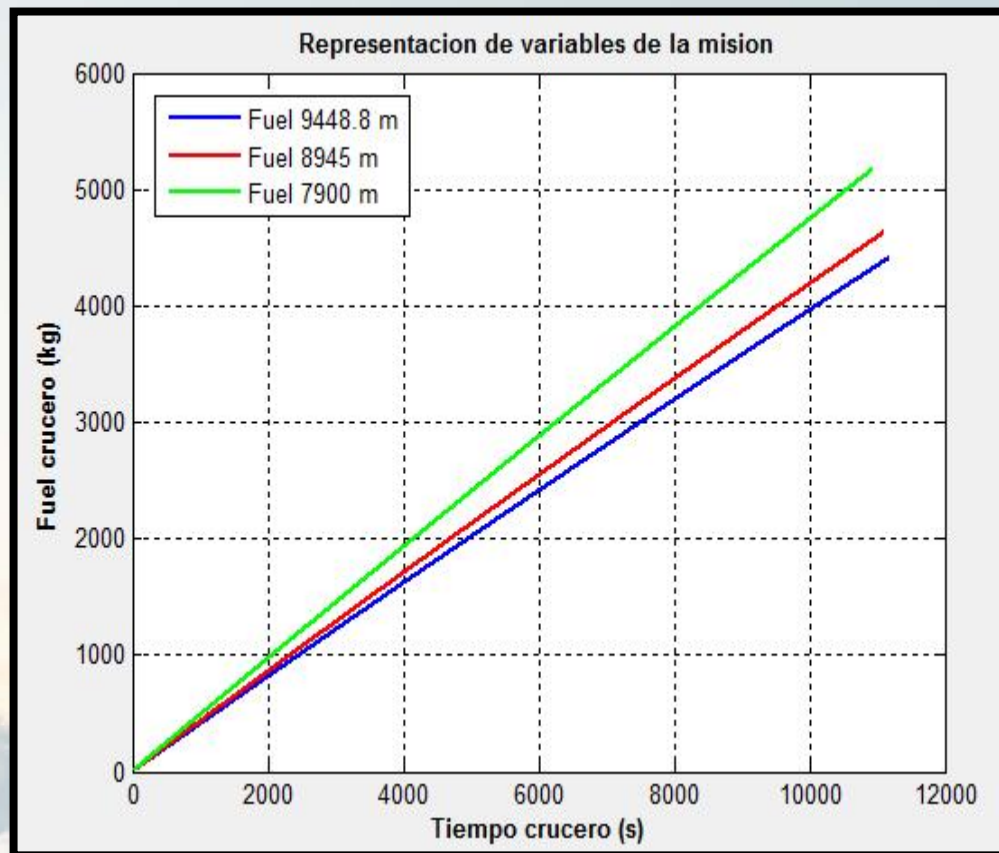


# DEPARTAMENTO DE ACTUACIONES

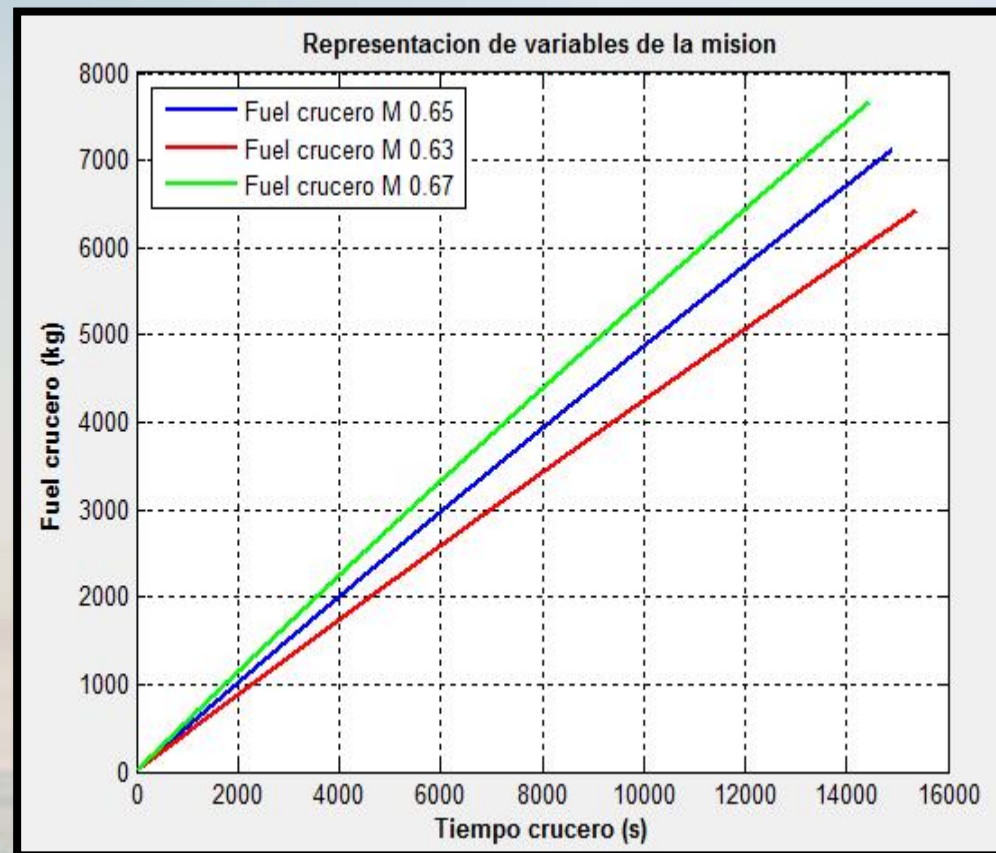
*Analizando...*

*Viabilidad de Misión*

# Estudio de viabilidad



*Altitudes*



*Velocidades*

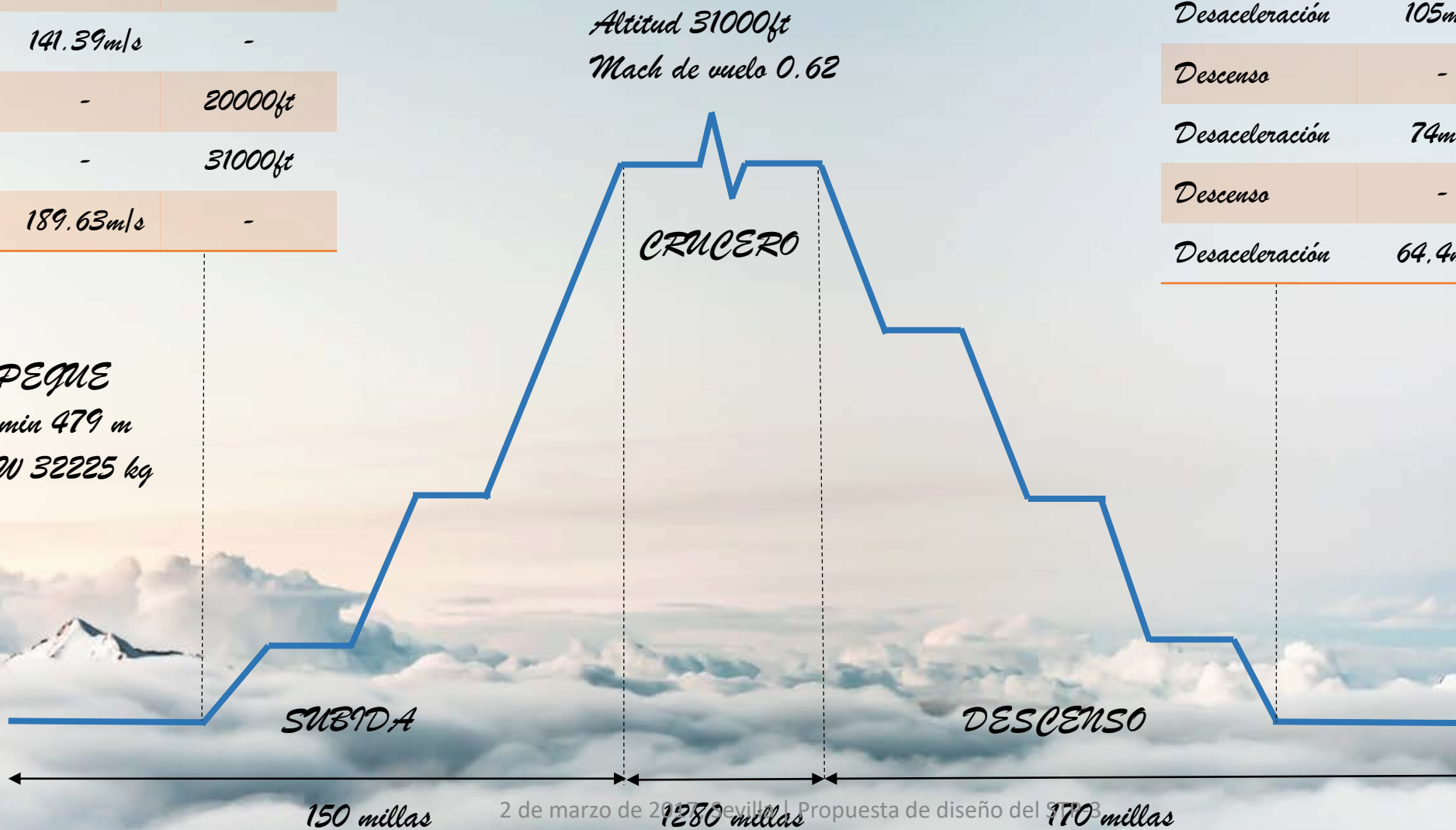
TIPO	Velocidad	Altitud
Ascenso	64.4 m/s	1500 ft
Aceleración	105.5m/s	-
Ascenso	-	10000ft
Aceleración	141.39m/s	-
Ascenso	-	20000ft
Ascenso	-	31000ft
Aceleración	189.63m/s	-

# Segmentos de misión: Misión de diseño

TIPO	Velocidad	Altitud
Descenso	189.63m/s	20000ft
Desaceleración	141.39m/s	-
Descenso	-	10000ft
Desaceleración	105m/s	-
Descenso	-	15000ft
Desaceleración	74m/s	-
Descenso	-	35ft
Desaceleración	64.4m/s	-

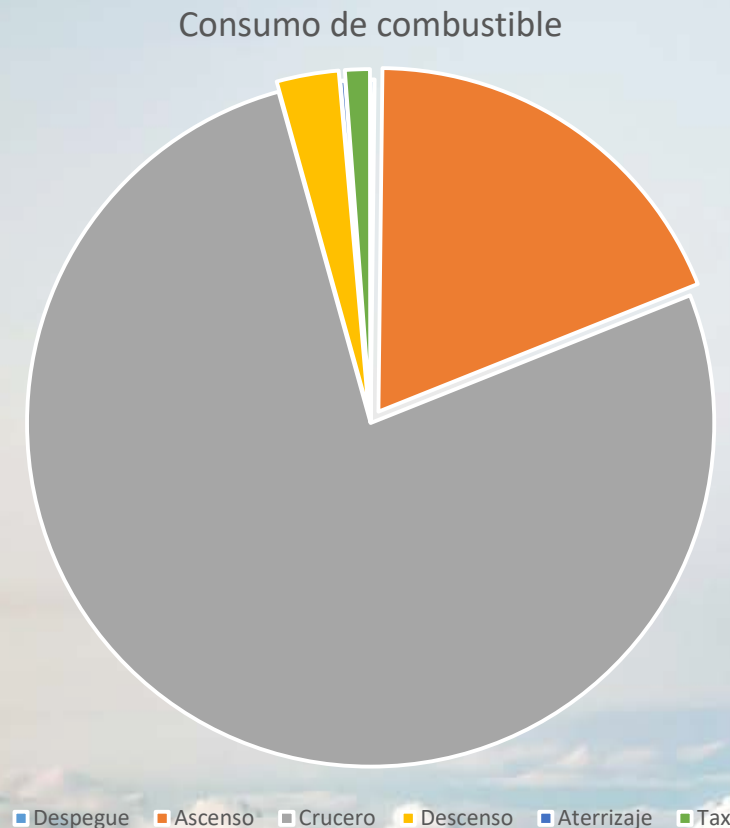
**DESPEQUE**  
Pista min 479 m  
MTOW 32225 kg

**ATERRIZAJE**  
Pista min 609 m  
C fuel tot 5565 kg

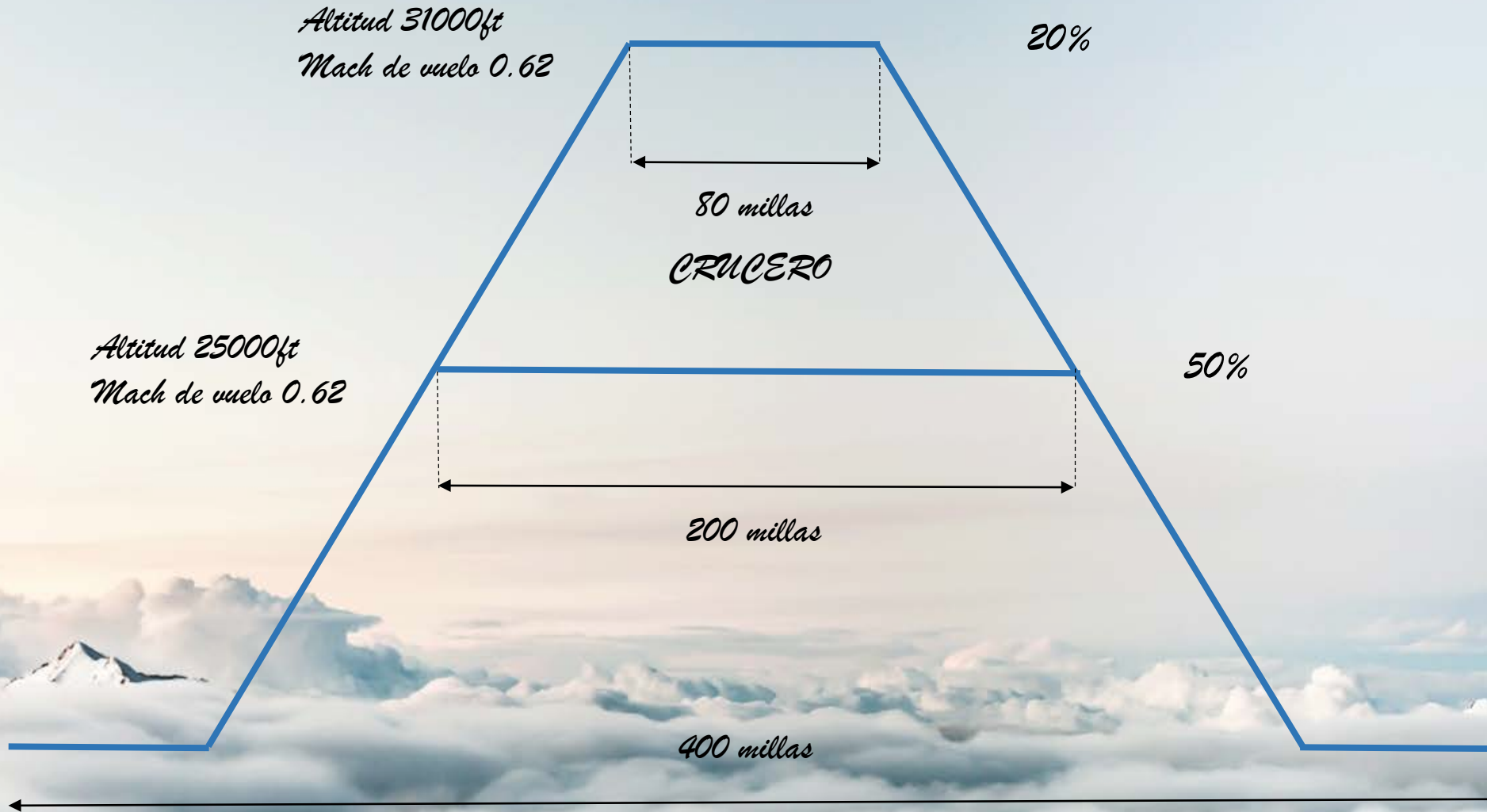


# Resultados generales

- *Tiempo total de vuelo = 4 horas, 18 minutos.*
- *Consumo total de combustible = 5565.57 kg.*
- *CASM = 18.76 cents de \$*



# Segmentos de misión: Misión económica



# Loiter – Reservas de combustible

**Fuel total: 867 Kg**

- Subida: 28,3%
- Crucero: 35%
- Descenso: 16,4%
- Loiter: 15,75%
- Descenso: 2,7%
- Aterrizaje: 1,85%

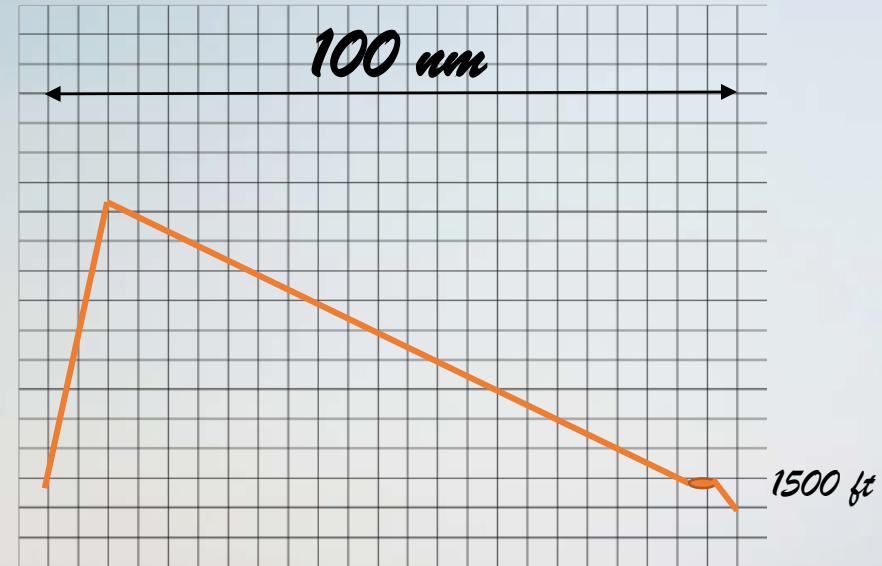


4 alternativas



**Loiter:**

- $V$ : 67,2 m/s
- $R$ : 2016 m
- $n$ : 1,023
- Fuel: 136,6 Kg



**Fuel total: 467 Kg**

- Subida: 37,3%
- Descenso: 25,7%
- Loiter: 29,3%
- Descenso: 5,1%
- Aterrizaje: 2,6%

**467 kg, 9% misión de diseño**



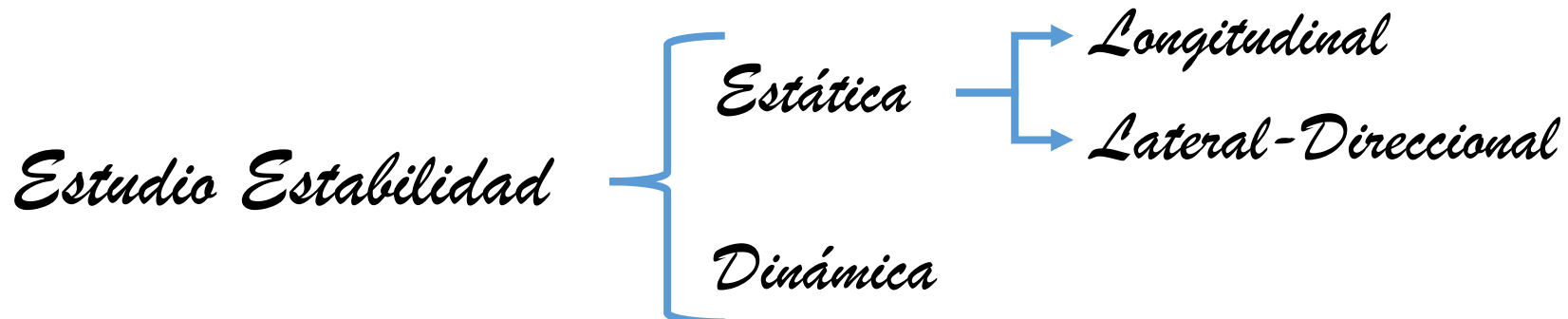
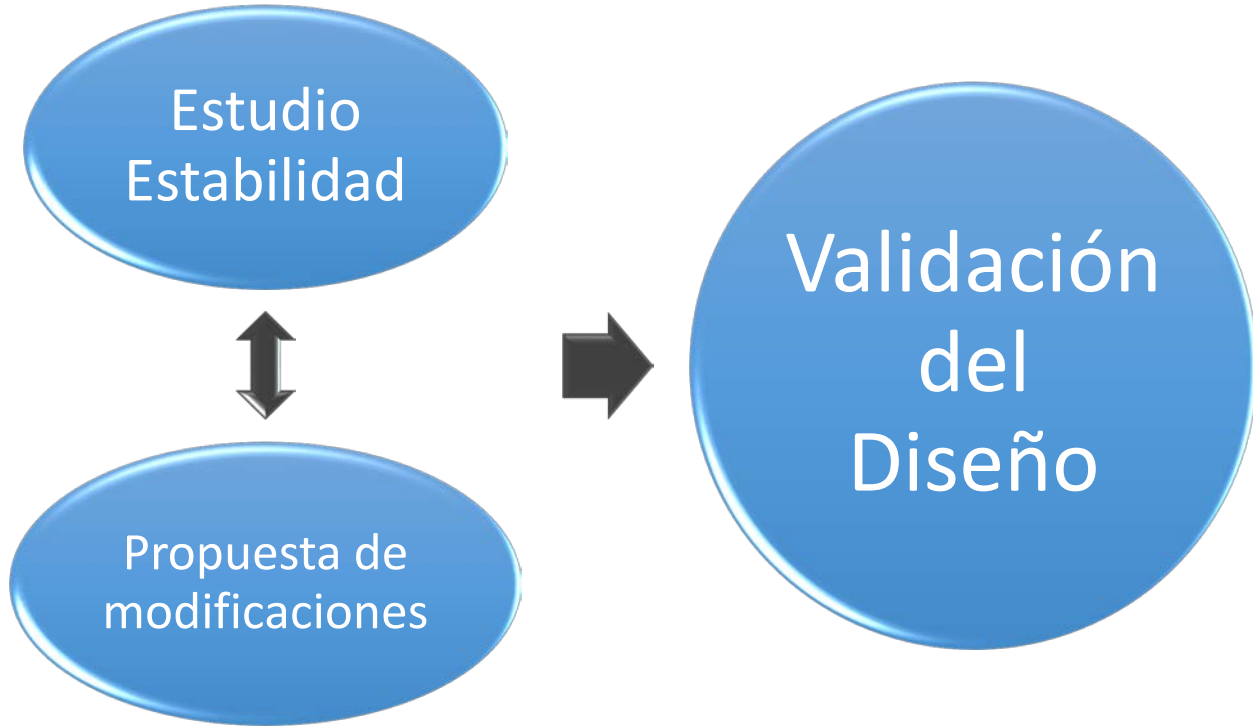
# DEPARTAMENTO DE ESTABILIDAD

*Garantizando...*

*Seguridad en vuelo*

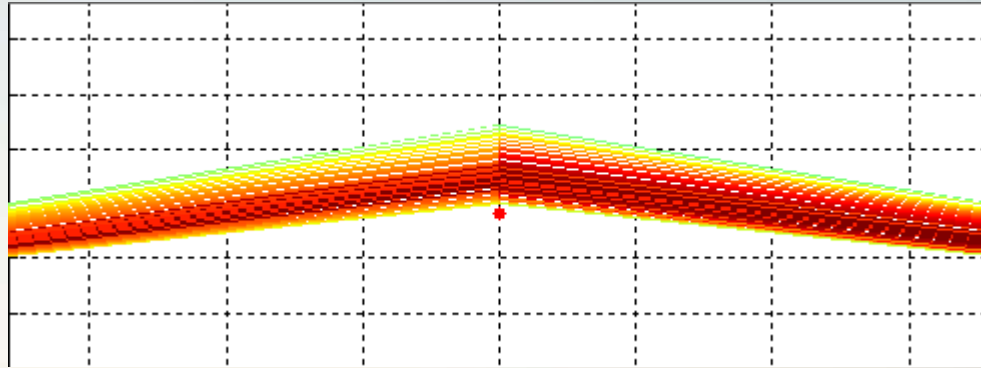
# Estabilidad

*Función Principal*



# Superficies aerodinámicas

## Ala



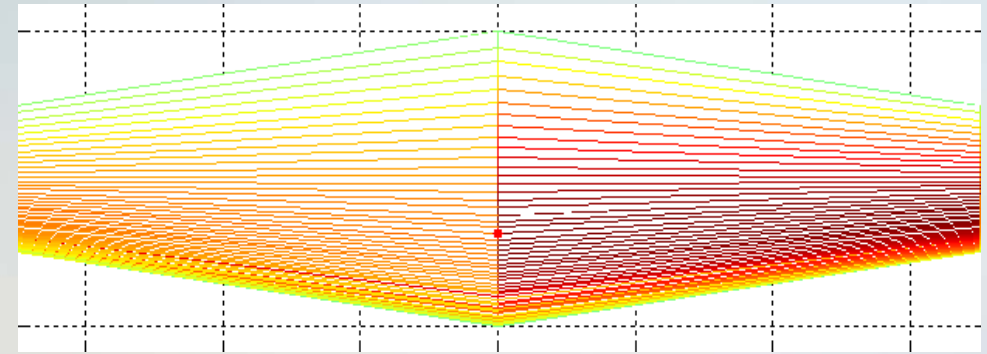
### Incidencia y ubicación

$i(^{\circ})$	$X_{CA}$ (m)	$Z_{CA}$ (m)
4	17.3	1.5

### Superficie de control (Alerones)

$c_A/c$	$y_0/(b/2)$	$y_1/(b/2)$
0.3	0.7	0.97

## Canard

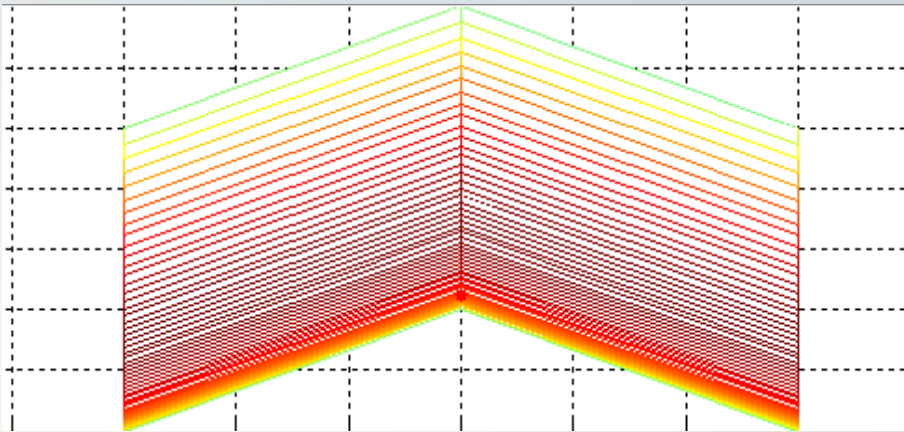


### Incidencia y ubicación

$i(^{\circ})$	$X_{CA}$ (m)	$Z_{CA}$ (m)
4	1	0

# Superficies aerodinámicas

## Estabilizador horizontal



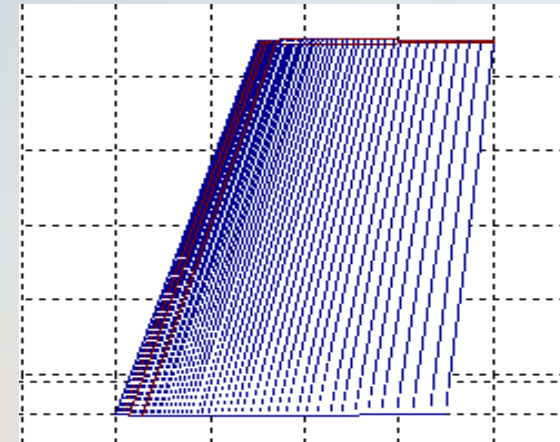
### Incidencia y ubicación

$i(^{\circ})$	$X_{CA}$ (m)	$Z_{CA}$ (m)
0	32.9	6.5

### Superficie de control (Elevator)

$c_A/c$	$y_0/(b/2)$	$y_1/(b/2)$
0.3	0	1

## Estabilizador vertical



### Incidencia y ubicación

$i(^{\circ})$	$X_{CA}$ (m)	$Z_{CA}$ (m)
0	31.6	3.5

### Superficie de control (Rudder)

$c_A/c$	$y_0/(b/2)$	$y_1/(b/2)$
0.32	0	1

# Modelo longitudinal estático

*Analizado en un punto intermedio del crucero*

## Centro de Gravedad

- $X_{cg} = 16.46$  m

## Posiciones superficies aerodinámicas

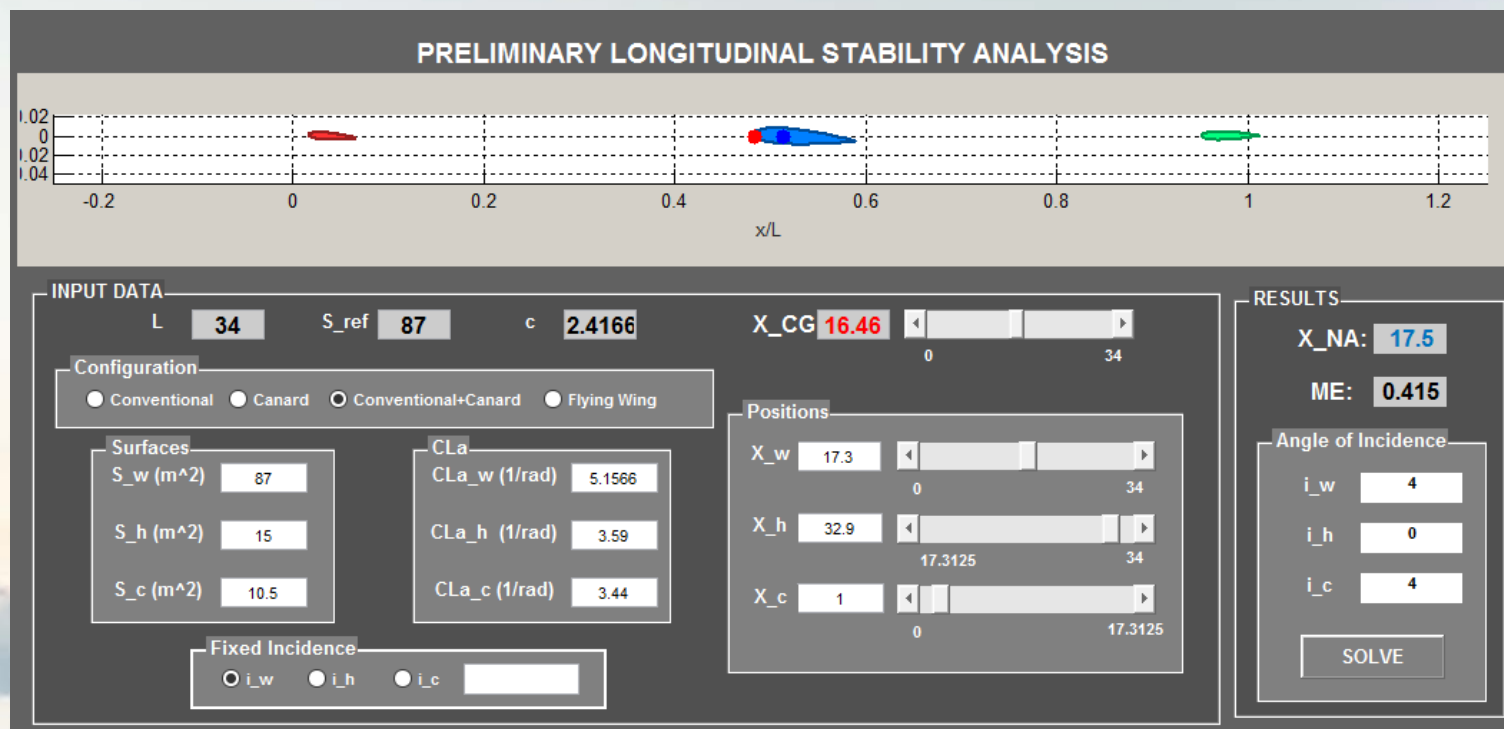
- Canard = 1 m
- Ala = 17.3 m
- HTP = 32.9 m

## Centro Aerodinámico

- $X_{ac} = 17.50$  m

## Margen estático

- $SM = 0.415$



# Posiciones límite del Centro de Gravedad

- Estudio de diferentes posiciones del CDG

	Payload	Fuel	Peso Total	Posición Xcg	SM
Caso 1	7722.41	6100	32176.4	16.46	0.415
Caso 2	7722.41	0	25576.4	16.6	0.357
Caso 3	0	6100	24454	16.87	0.245
Caso 4	0	0	17854	17.38	0.034

# Posiciones límite del Centro de Gravedad

## ▪ Límite delantero

Máximo valor de ángulo de ataque  
Máxima deflexión negativa del elevator

-  $X_{CG} = 15.6 \text{ metros}$

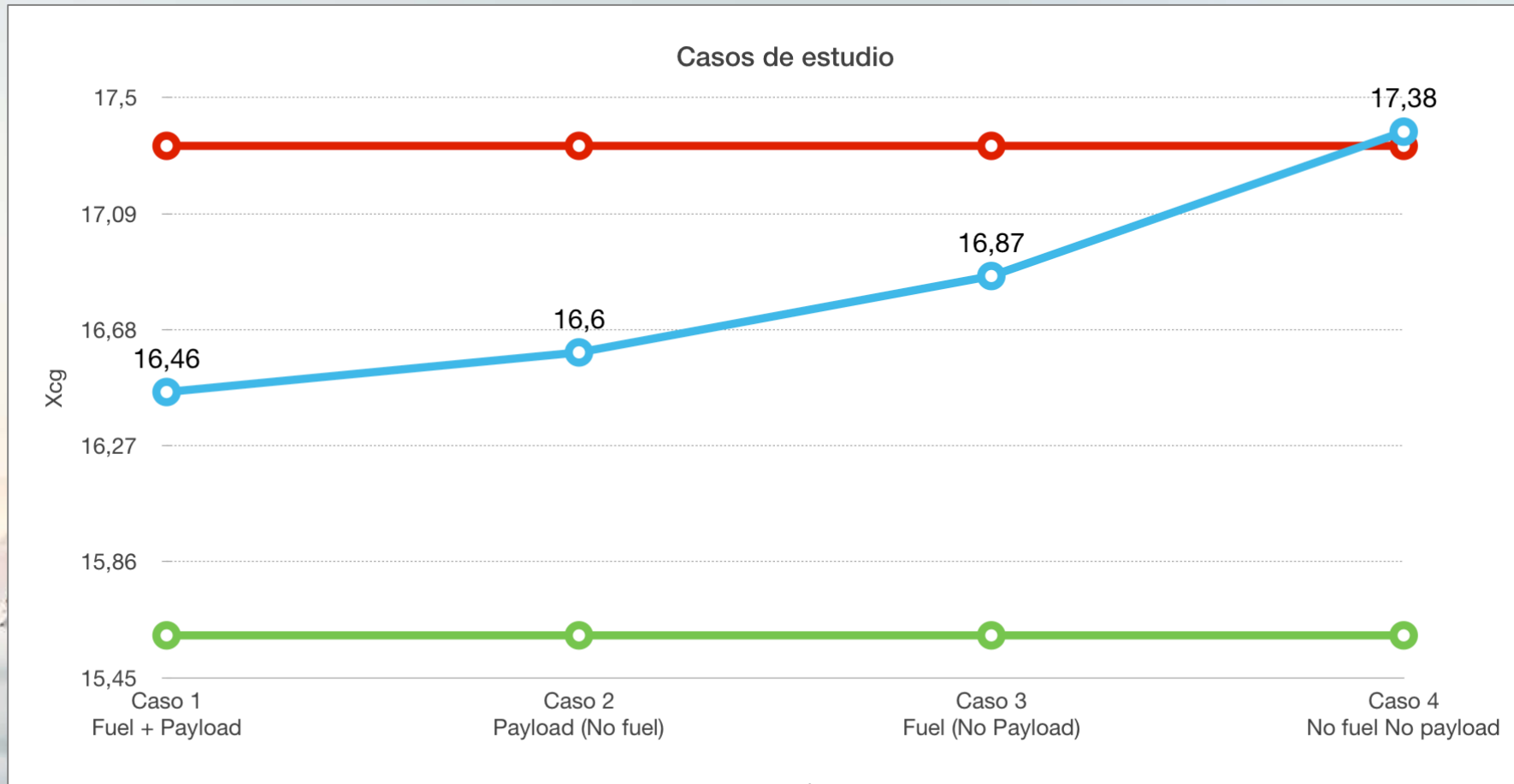
## ▪ Límite trasero

Margen estático positivo. Por seguridad se impone margen estático > 7%

-  $X_{CG} = 17.33 \text{ metros}$

# Posiciones límite del Centro de Gravedad

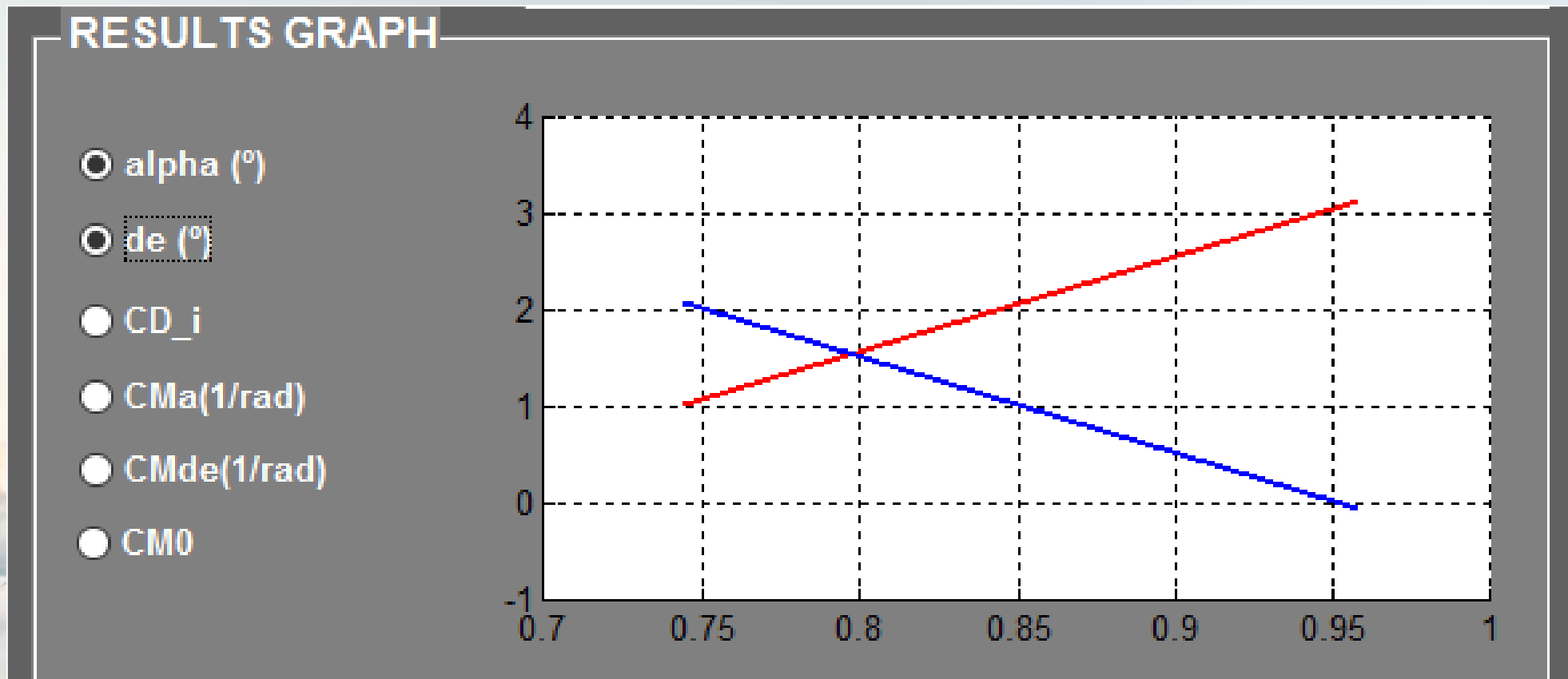
## ■ Límites vs casos estudiados





# Trimado longitudinal

- En el punto inicial y final del crucero



# Estabilidad Lateral - Direccional

## Normativa:

- Fallo de motor
- Resbalamiento  $15^\circ$  con una velocidad un 30% mayor
- Balanceo  $40^\circ$  en 1.4 segundos

## Índices de estabilidad:

- Lateral:  $C_{l\beta} < 0 \longrightarrow C_{l\beta} = -0.0902$
- Direccional:  $C_{n\beta} > 0 \longrightarrow C_{n\beta} = 0.1770$

# Análisis de fallo de motor. Dimensión timón de dirección.

Available Cn\_dr Estimation

S\_v (m2) 15 S\_rud/S\_v 0.32  
l\_v (m) 15.5 eta\_v 1

Lift Slope Estimation

b\_v (m) 5 Cla (1/rad) 6.3  
cr\_v (m) 3.5  
TR\_v 0.714 Vertical Conf.  
LAM\_v(°) 17  Convencional  
 Twin-vertical  
S\_hor (m2) 15 Estimate CLa\_v  
z\_hor (m) 5  
Dfus\_v (m) 2.5 CLa\_v (1/rad) 4.0653

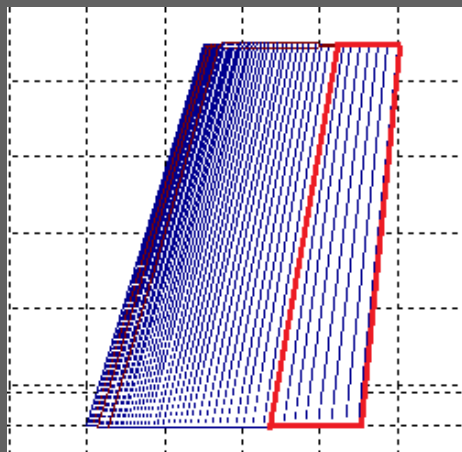
Calculate Cn\_dr (1/rad) -0.16354

OEI Required Cn\_dr

P\_inop\_eng (kW) 4413 d\_inop\_eng (m) 5.5  
dr\_max (°) 20 eta\_prop 0.85

Propeller Type  
 Fixed-Pitch  
 Variable-Pitch

Calcular (Cn\_dr)\_OEI -0.15487



Potencia de control requerida:

$$C_{n\delta_r} = -0.15487$$

Potencia de control disponible:

$$C_{n\delta_r} = -0.16354$$

Superficie de timón de dirección:

$$S_{rud} = 32\%$$

# Análisis acoplado lateral-direccional

ONE ENGINE INOPERATIVE AND SIDESLIP ANGLE ANALYSIS

$$\begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\delta_a} & C_{Y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-(mg\sin(\phi)\cos(\gamma) + F_{Y_{T_1}})}{qS_{ref}} \\ \frac{-L_{T_1}}{qS_{ref}b} \\ \frac{-(N_{T_1} + \Delta N_{D_1})}{qS_{ref}b} \end{bmatrix}$$

MATRIX

-0.77903	0	0.4707
-0.093334	0.24321	0.045762
0.27183	-0.04228	-0.20872

RESTORE INITIAL VALUES

---

ONE ENGINE INOPERATIVE

h (ft) 31000  Estudio de condiciones

beta (°) 0

V/Vstall 1.3

P/Pmax 0.5

SOLVE

phi -3.6834 da -4.5668 dr 24.2703

---

SIDESLIP ANGLE

h (ft) 31000  Estudio de condiciones

beta (°) 15

V/Vstall 1.3

SOLVE

phi 0.86875 da 2.163 dr 19.0977

Ángulo de resbalamiento:

$$\delta_r = 19.098^\circ \quad \checkmark$$

Motor inoperativo:

$$\delta_r = 24.27^\circ \quad \times$$

$$|\phi| < 5^\circ \quad \checkmark$$

# Diseño de alerones

Available  $C_{l\delta_a}$  Estimation

ca/c  Cla

t/c

y\_0 (m)  y\_1 (m)

$C_{l\delta_a}$

Required  $C_{l\delta_a}$  Calculation

P (rad/s)  da\_max (°)

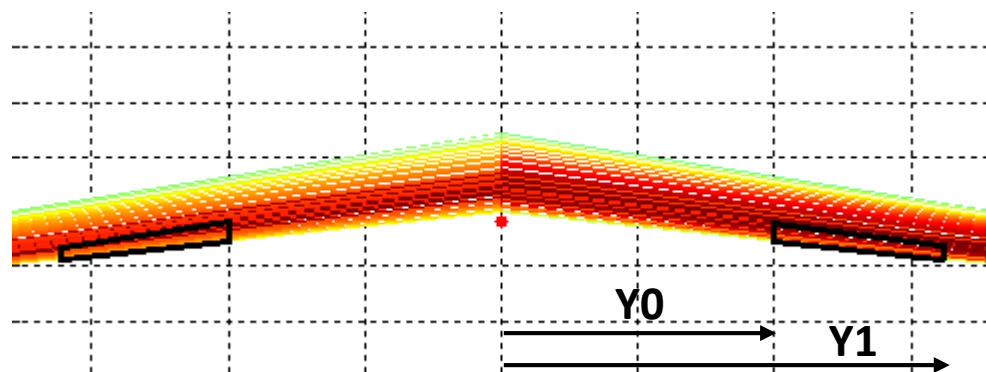
( $C_{l\delta_a}$ )\_req

Potencia de control requerida:

$$|C_{l\delta_a}| = 0.186$$

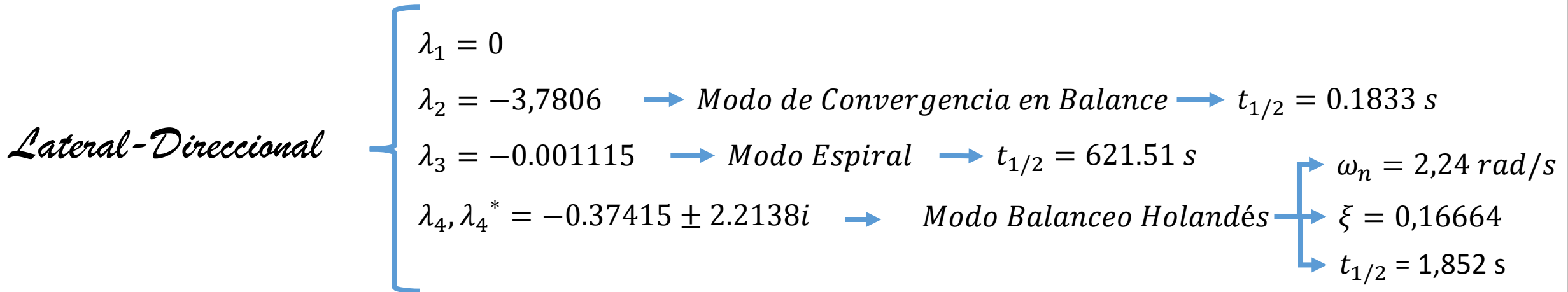
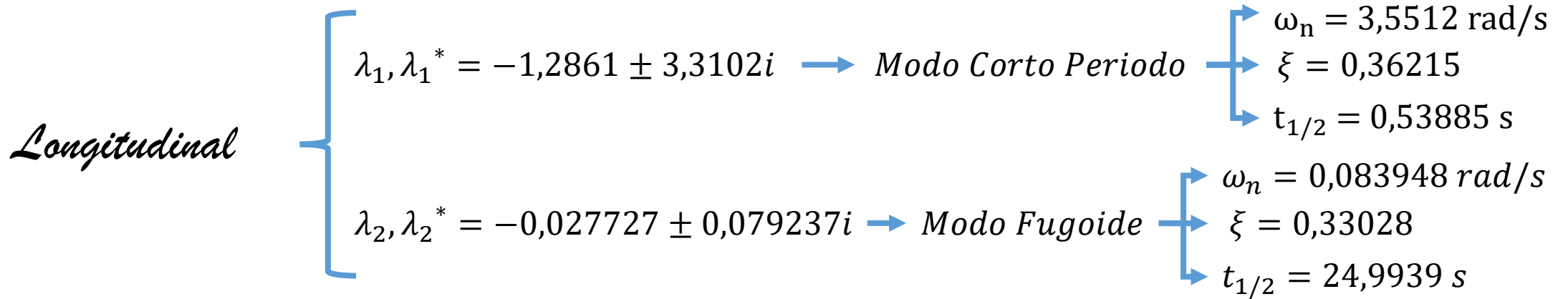
Potencia de control disponible:

$$|C_{l\delta_a}| = 0.195$$



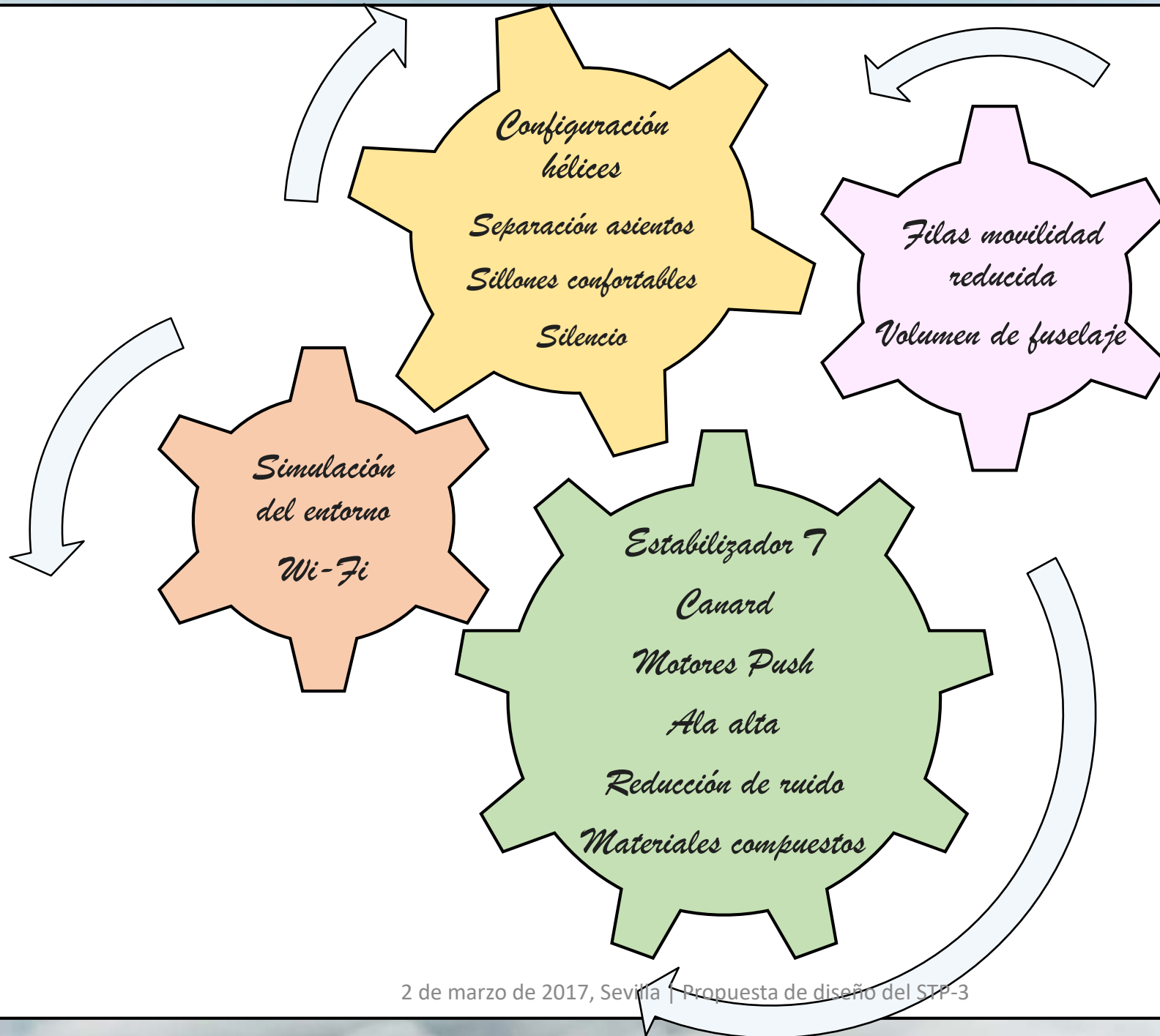
Cuerda respecto al ala	Y0(m)	Y1(m)
0.3	12.6	17.46

# Estabilidad Dinámica



***¡Estable Dinámicamente!***

# Cumpliendo Objetivos





# *Realidad*



*Vive, Viaja, Vuela.*



*Stille*  
TP

# Estructuras

**RESULTADOS**

Modelo      STP1

**Peso en vacío**

Media+Refuerzos    Media

Estructura		
Peso ala	3418.95	Kg
Peso HTP	150.221	Kg
Peso VTP	69.5483	Kg
Peso fuselaje	3119.87	Kg
Peso Tren	1289.52	Kg
Peso motores	3610.66	Kg
Peso Canard	58.7393	Kg
Westructura	11717.5	Kg
W Sistemas	5716.45	Kg
Wempty	17434	Kg

Sistemas		
Fuel control s.	575.586	Kg
Sist hidraulico	209.47	Kg
Instrumentación	596.515	Kg
electricidad	604.699	Kg
api	774.809	Kg
oxigeno	94.0879	Kg
Apu	136.961	Kg
Furnishing	1821	Kg
baggage	319.801	Kg
Opitem	583.52	Kg

**Peso total**

Resultado

Westructura	10994.5	Kg
W refuerzos	723.033	Kg
W sistemas	5716.45	Kg
W crew	420	Kg
W payload	7722.41	Kg
Wfuel	6649	Kg
MTOW	32225.4	Kg
S	80.5654	m <sup>2</sup>
W/S	400	Kg/m <sup>2</sup>

Superficie y peso en funcion de W/S

400	80.5654	m <sup>2</sup>	32225.4	Kg
-----	---------	----------------	---------	----

# Estructuras

## Elementos de la aeronave

	Peso (Kg)	Posición CG(m)
Ala	3418.95	18
HTP	150.221	33.5
VTP	69.5483	2.5
Fuselaje	3119.87	17
Tren aterrizaje	1289.52	18
Motores	3610.66	18
Canard	58.7393	2
Crew	420	17
Payload	7722.41	16
Fuel	6100	16

## PAYLOAD + FUEL

### Resultados CG

#### CG estructura

17.4915 m

51.4455 %

#### CG vacio

17.3303 m

50.9716 %

#### CG zero fuel

16.9232 m

49.7742 %

#### CG

16.7454 m

49.2513 %

31676.4 Kg

## FUEL

### Resultados CG

#### CG estructura

17.4915 m

51.4455 %

#### CG vacio

17.3303 m

50.9716 %

#### CG zero fuel

17.3226 m

50.9487 %

#### CG

16.9858 m

49.9581 %

23954 Kg

## PAYLOAD

### Resultados CG

#### CG estructura

17.4915 m

51.4455 %

#### CG vacio

17.3303 m

50.9716 %

#### CG zero fuel

16.9232 m

49.7742 %

#### CG

16.9232 m

49.7742 %

25576.4 Kg

### Resultados CG

#### CG estructura

17.4915 m

51.4455 %

#### CG vacio

17.3303 m

50.9716 %

#### CG zero fuel

17.3226 m

50.9487 %

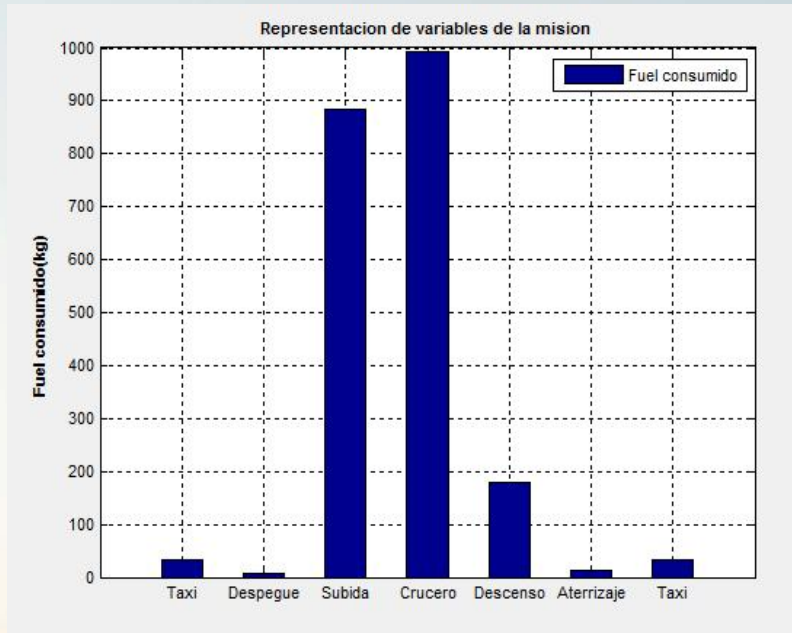
#### CG

17.3226 m

50.9487 %

17854 Kg

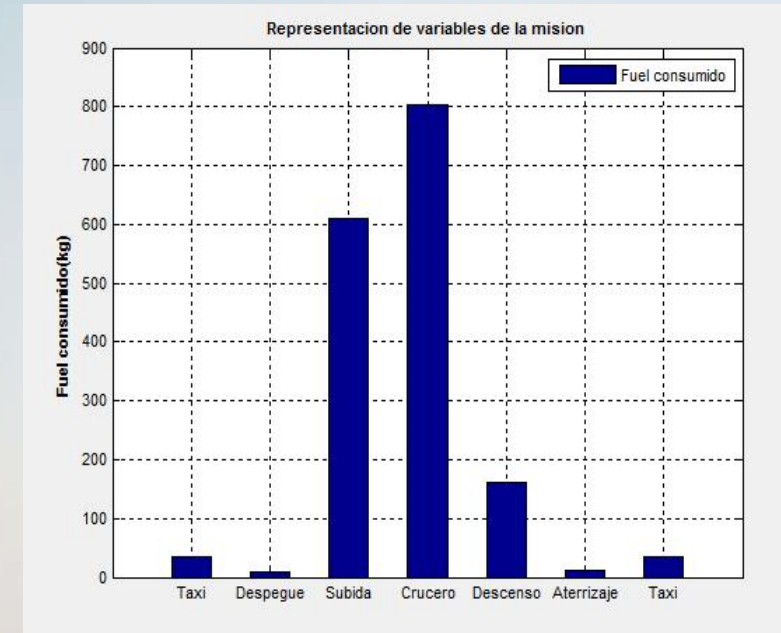
# Actuaciones: Comparativa de consumos Misión Económica



- $h=31000ft$   
*Tiempo de vuelo: 1hora, 20min*  
*Consumo de combustible: 1264 kg*  
*CASM: 22.28 cent de \$*

- $h=25000ft$   
*Tiempo de vuelo: 1hora, 24min*  
*Consumo de combustible: 1660 kg*  
*CASM: 21.88 cent de \$*

*Consumible consumido:*  
 $h=31000ft$



*Consumible consumido:*  
 $h=25000ft$

# Estabilidad: Trimado longitudinal

- Resistencia de trimado

