

REVAER

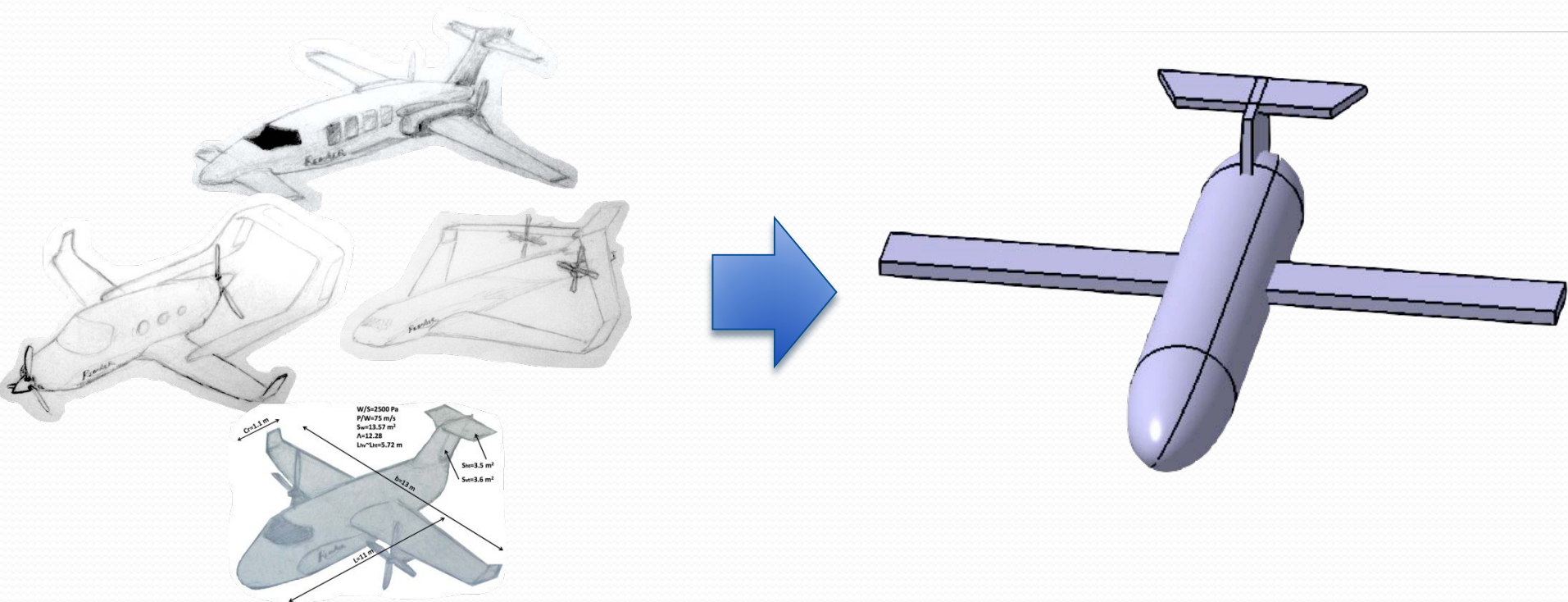
REVOLUCIONANDO LA AERONAUTICA



# DEPARTAMENTO DISEÑO

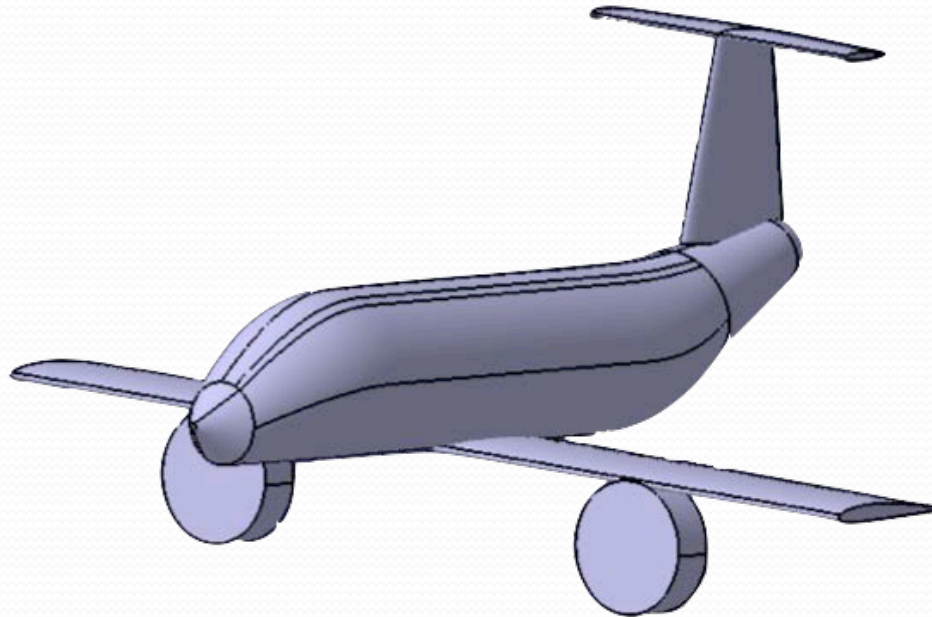
Jose María Lassaletta Fernández  
Pedro Remesal Nogales

# DISEÑO PRELIMINAR



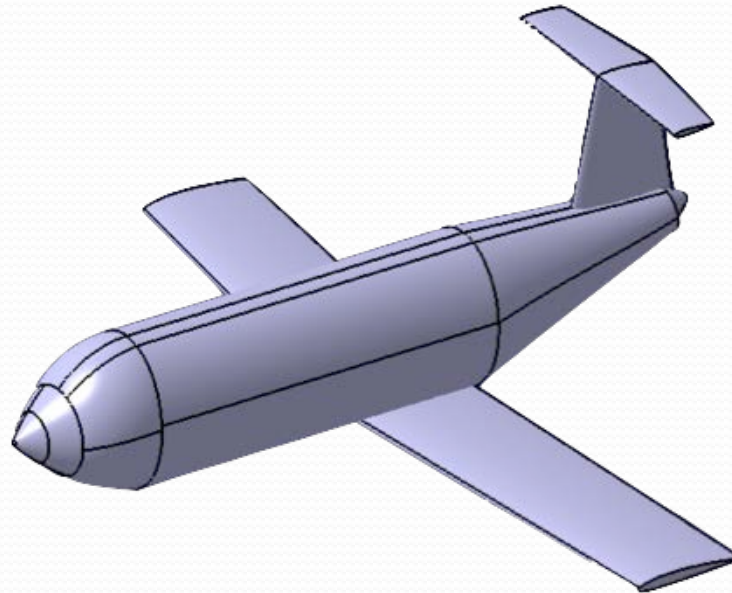
Simple y sencillo.

# PRIMER DISEÑO PARAMETRIZADO



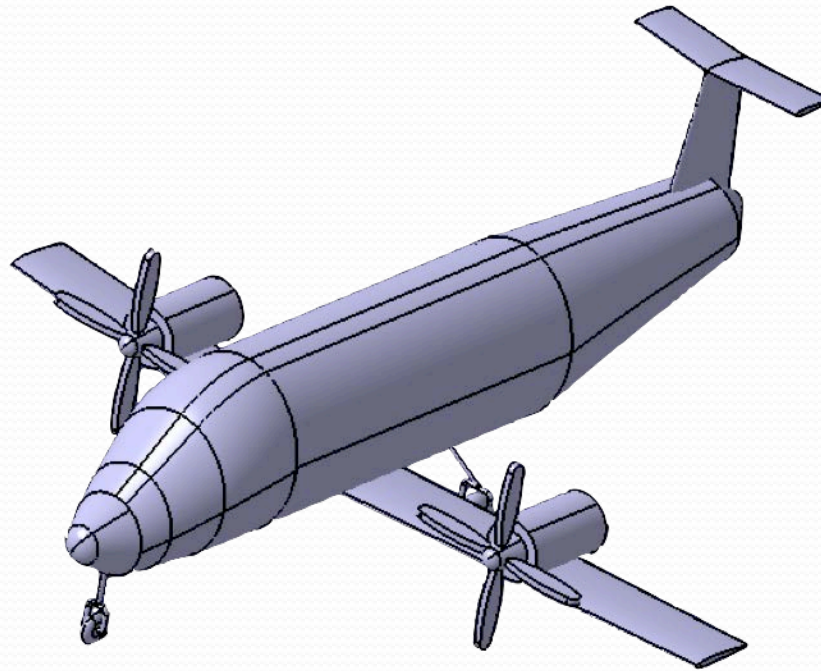
Se definen algunas características

# DISEÑO PARAMETRIZADO MODULARMENTE



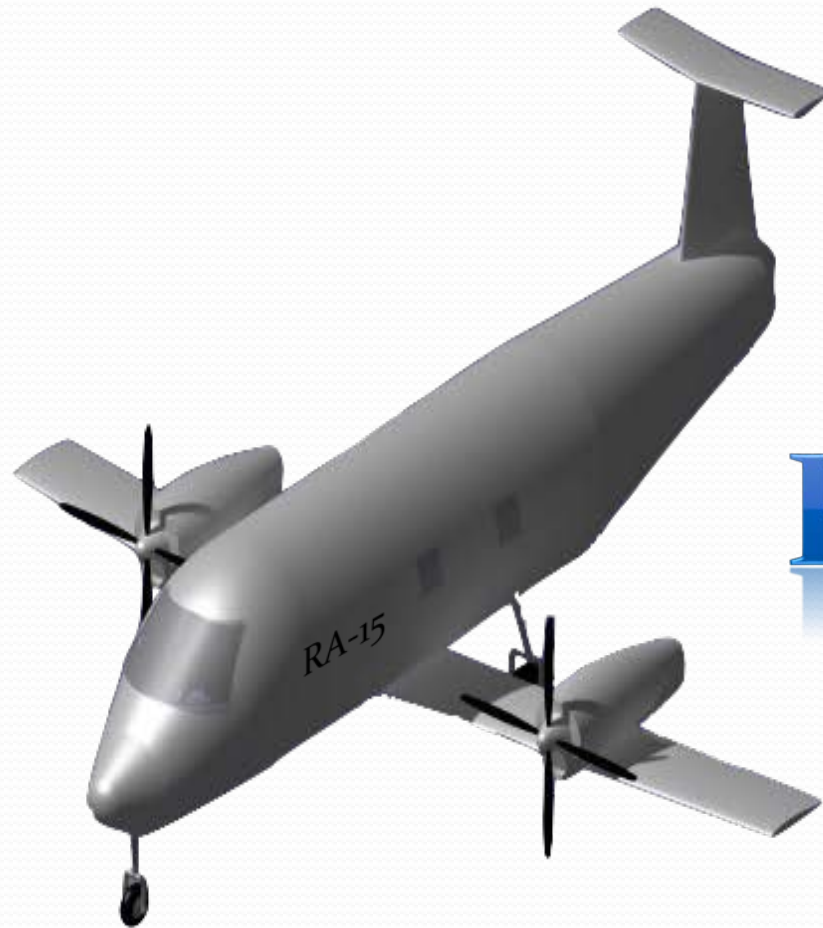
Simplifica la introducción de cambios.

# DISEÑO AVANZADO



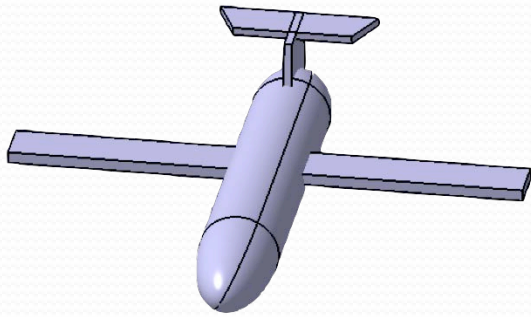
Aeronave prácticamente definida a excepción de pequeños detalles.

# DISEÑO FINAL



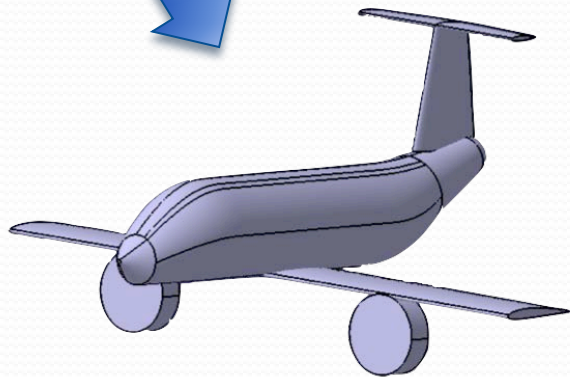
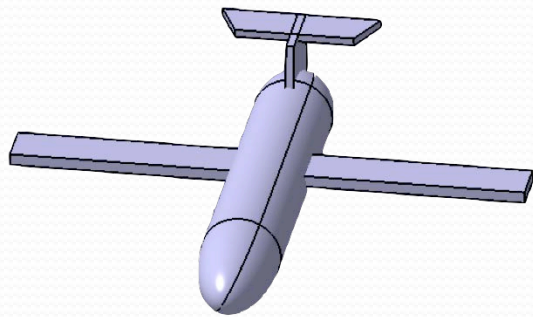
RA - 15

# EVOLUCIÓN DEL DISEÑO

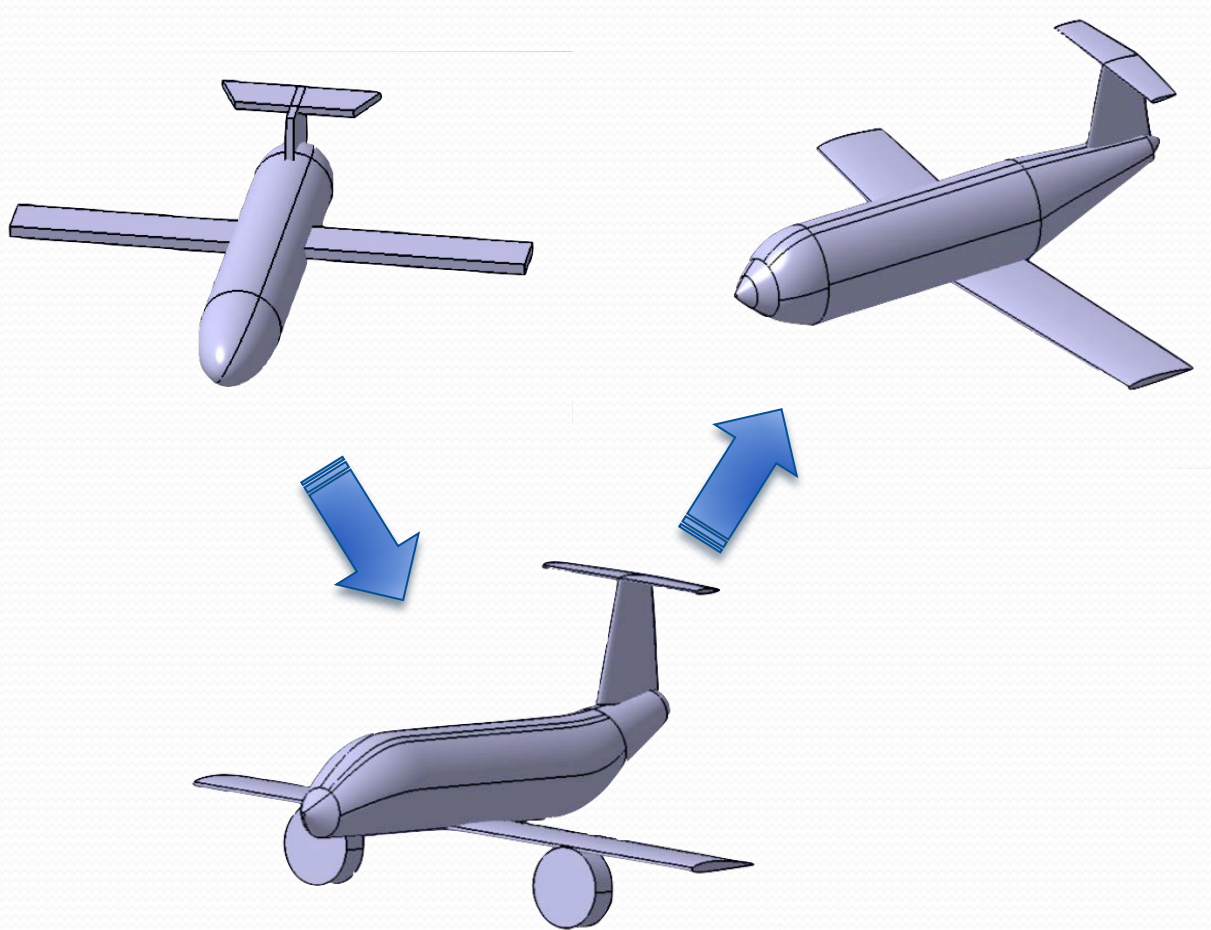




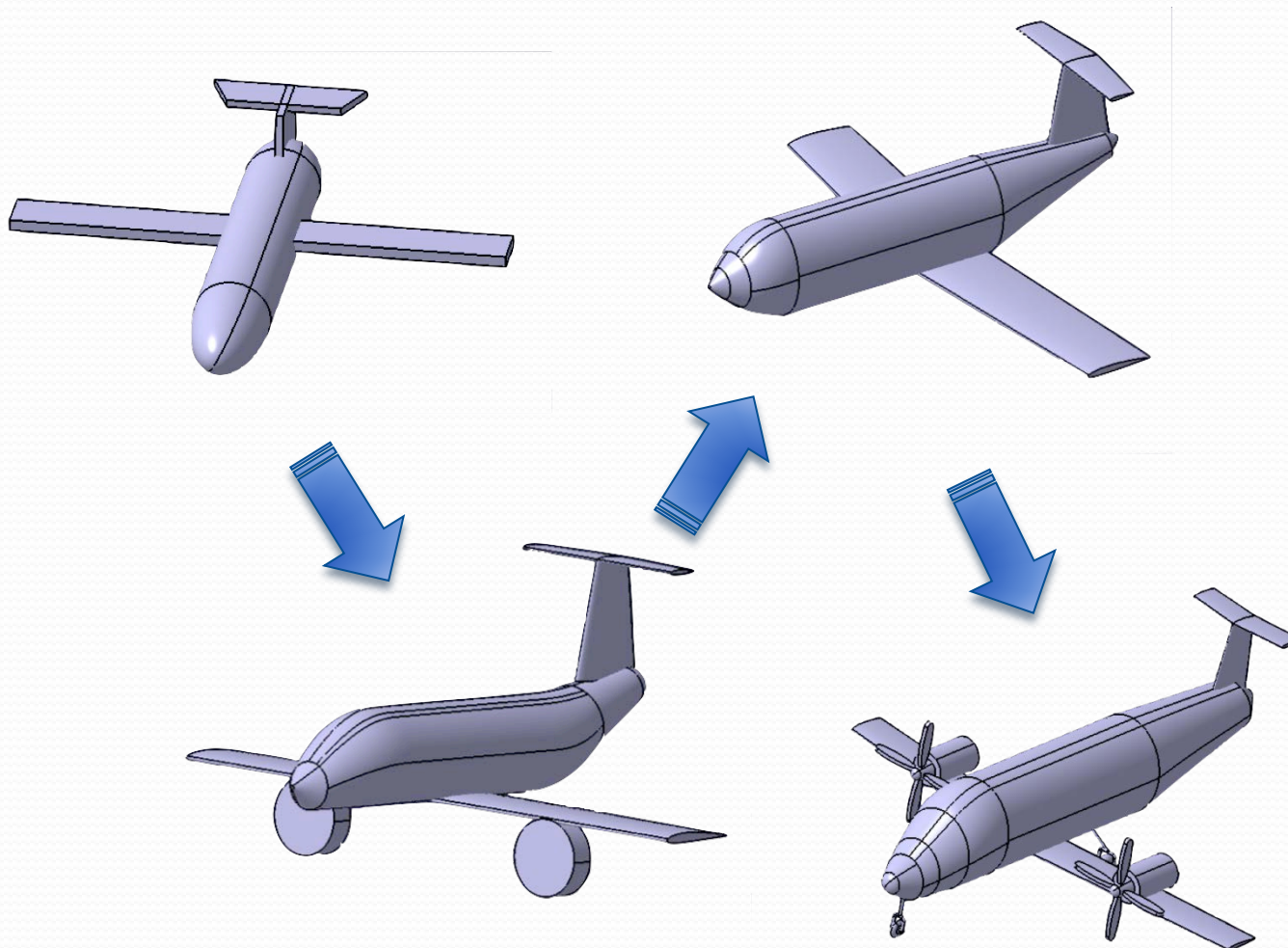
# EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



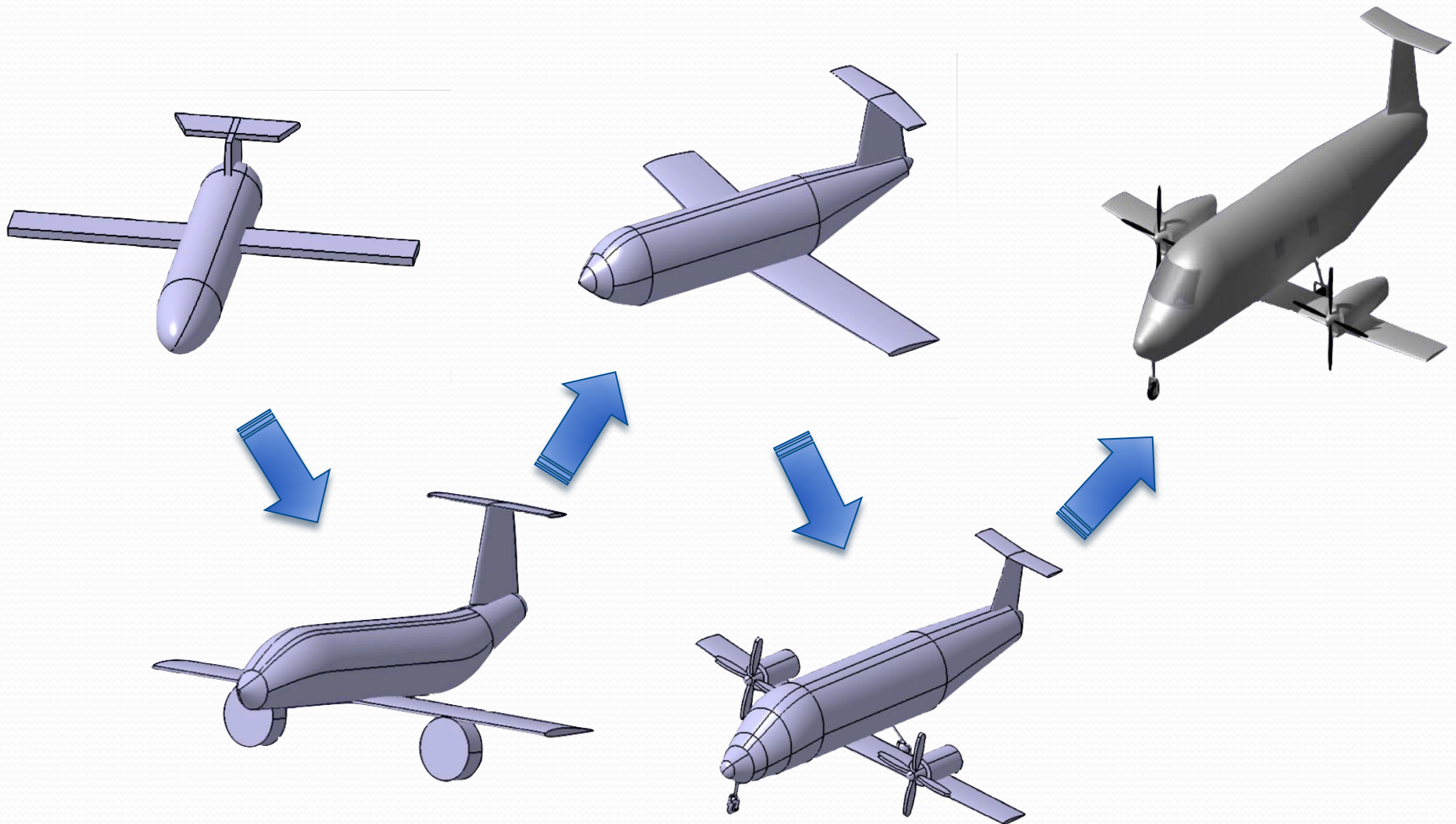
# EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



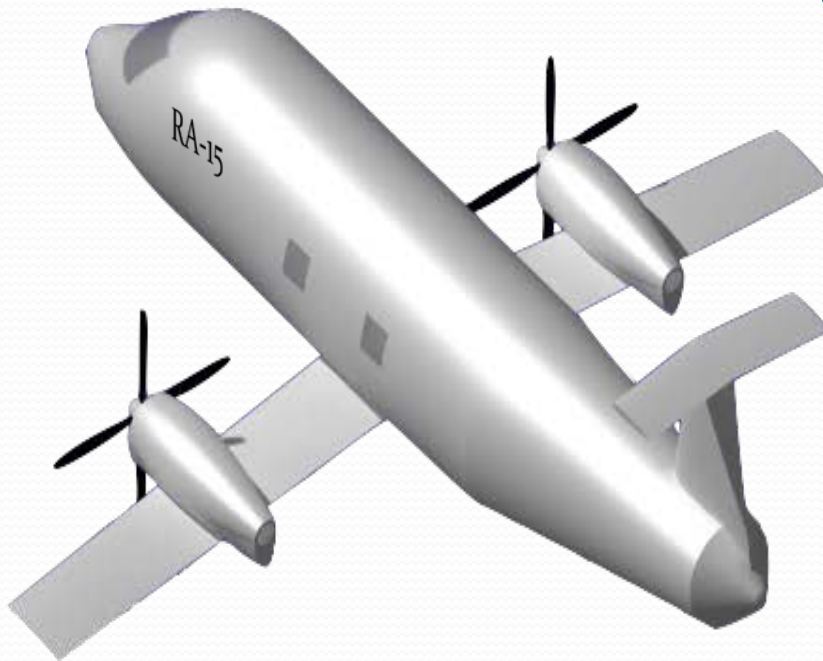
# EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



# EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



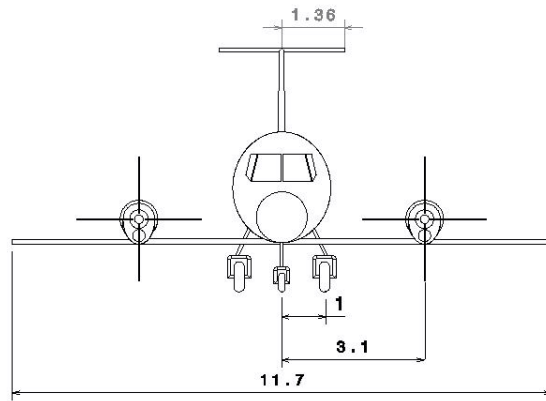
# DISEÑO FINAL



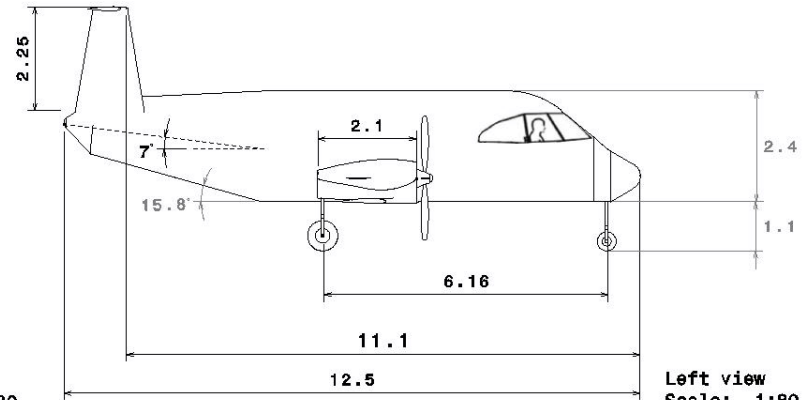
## Características Generales:

- Plano bajo (Mayor espacio de cabina)
- Ala en flecha.
- Motores sobre el ala.
- Tren triciclo retráctil.
- Cola en T.
- Fuselaje elíptico.

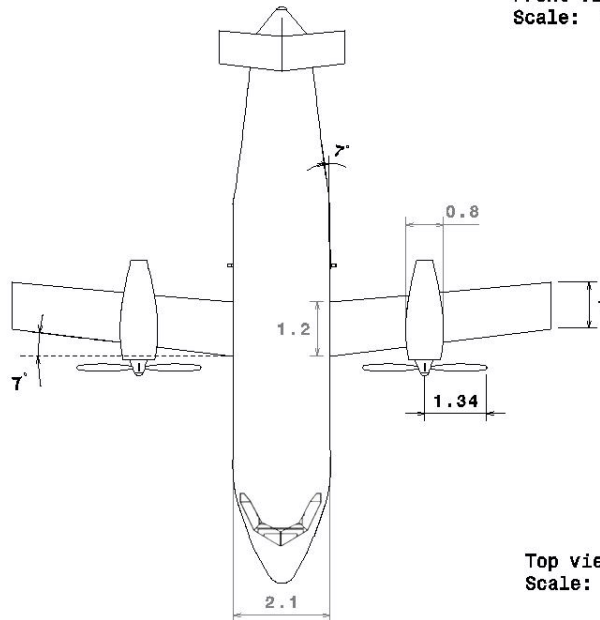
# PLANOS DE LA AERONAVE



Front view  
 Scale: 1:80

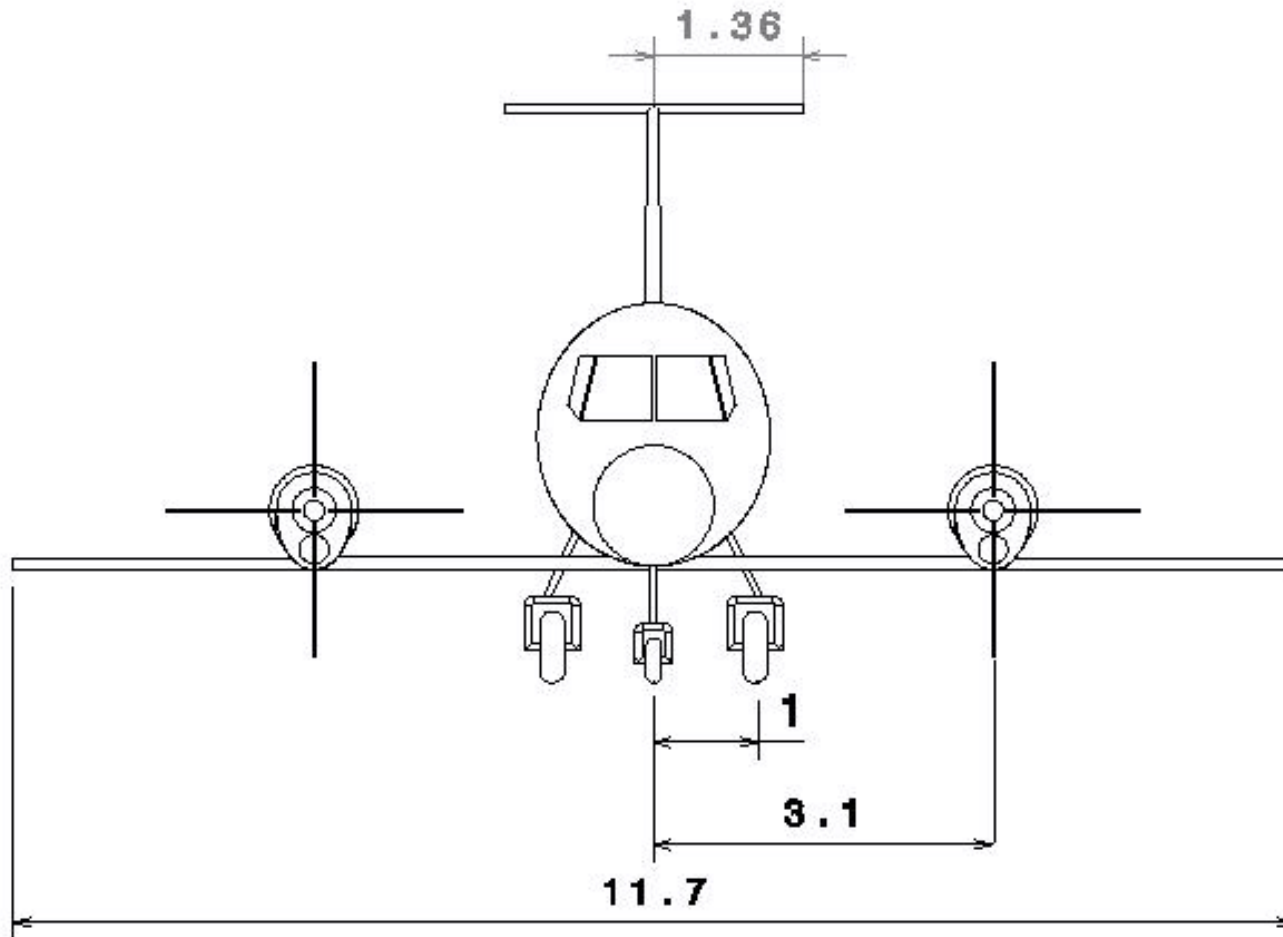


Left view  
 Scale: 1:80



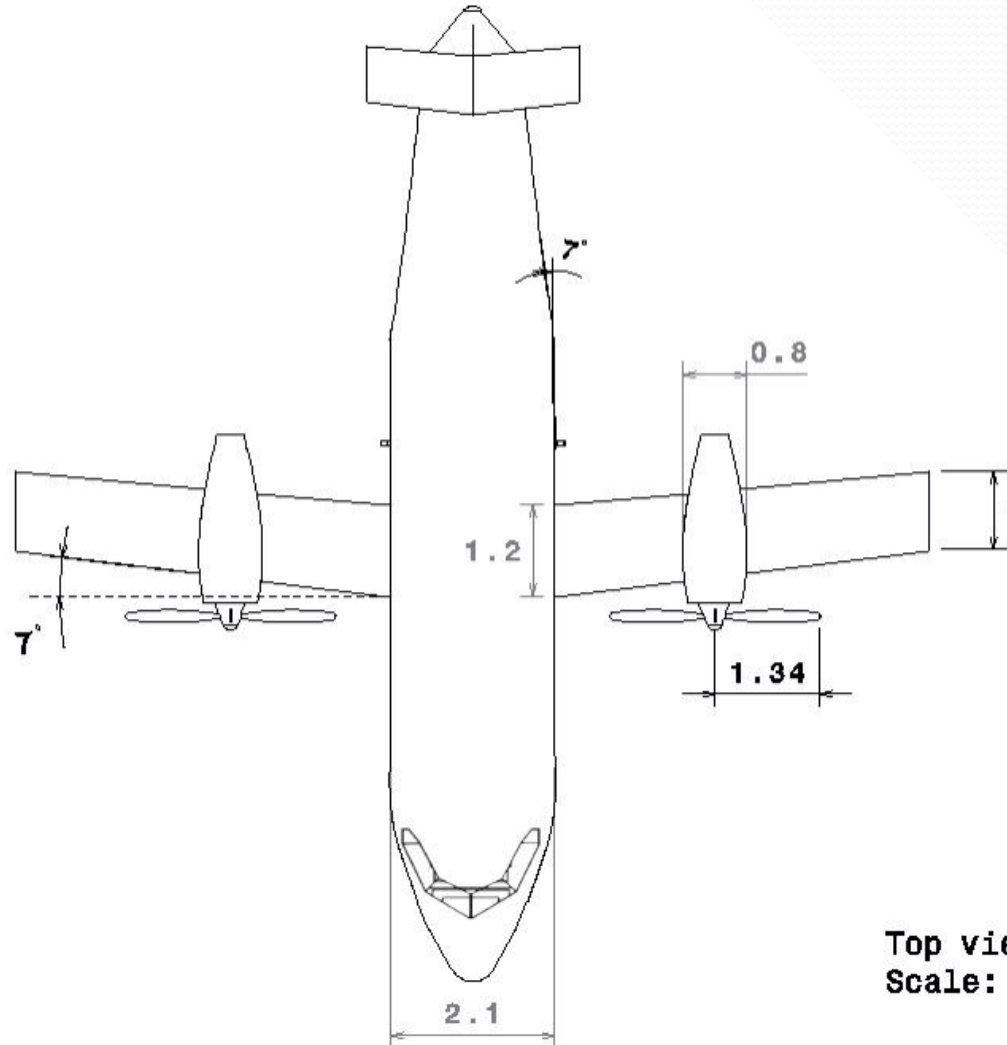
Top view  
 Scale: 1:80

# PLANOS DE LA AERONAVE



Front view

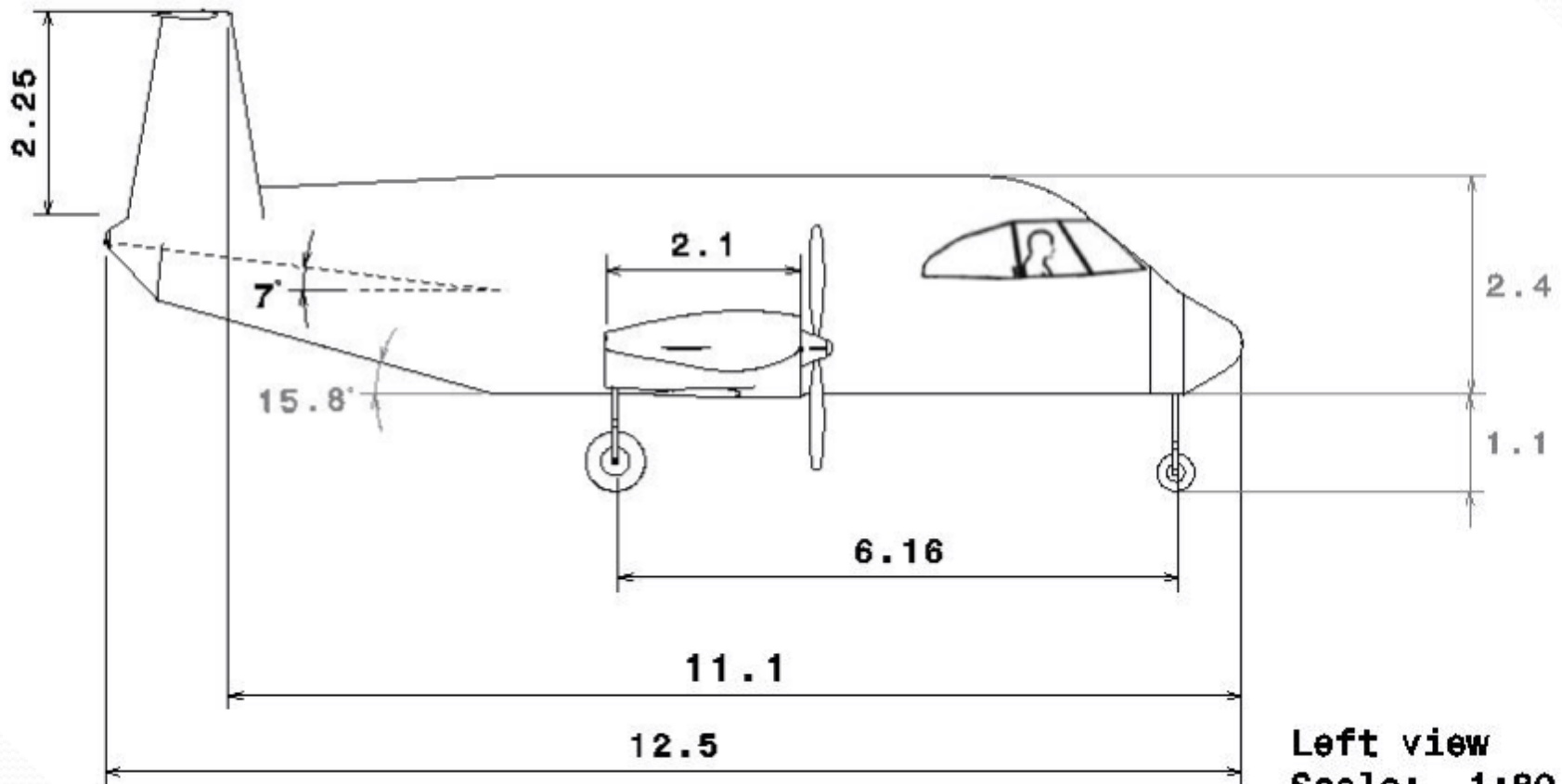
# PLANOS DE LA AERONAVE



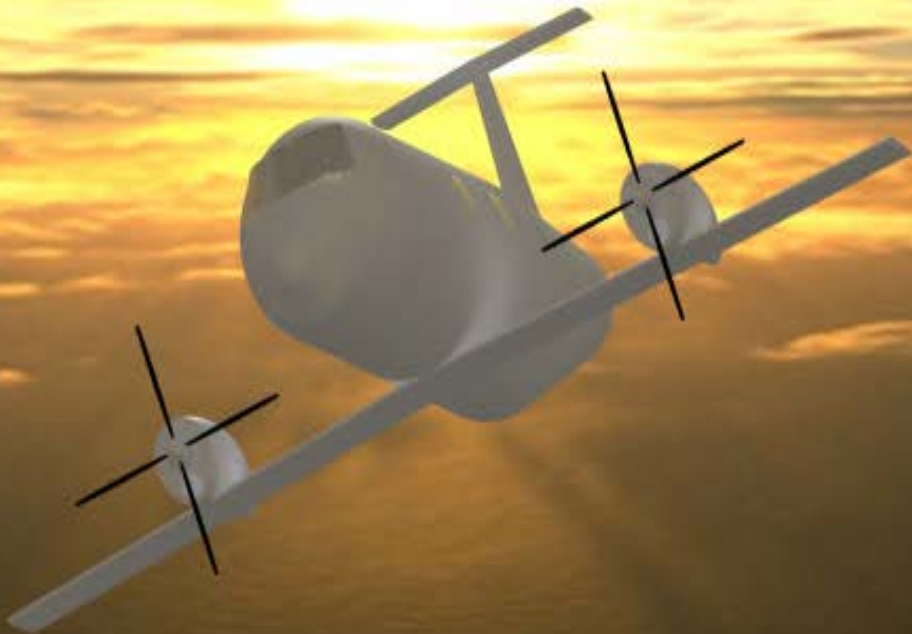
Top view  
Scale: 1:80



# PLANOS DE LA AERONAVE

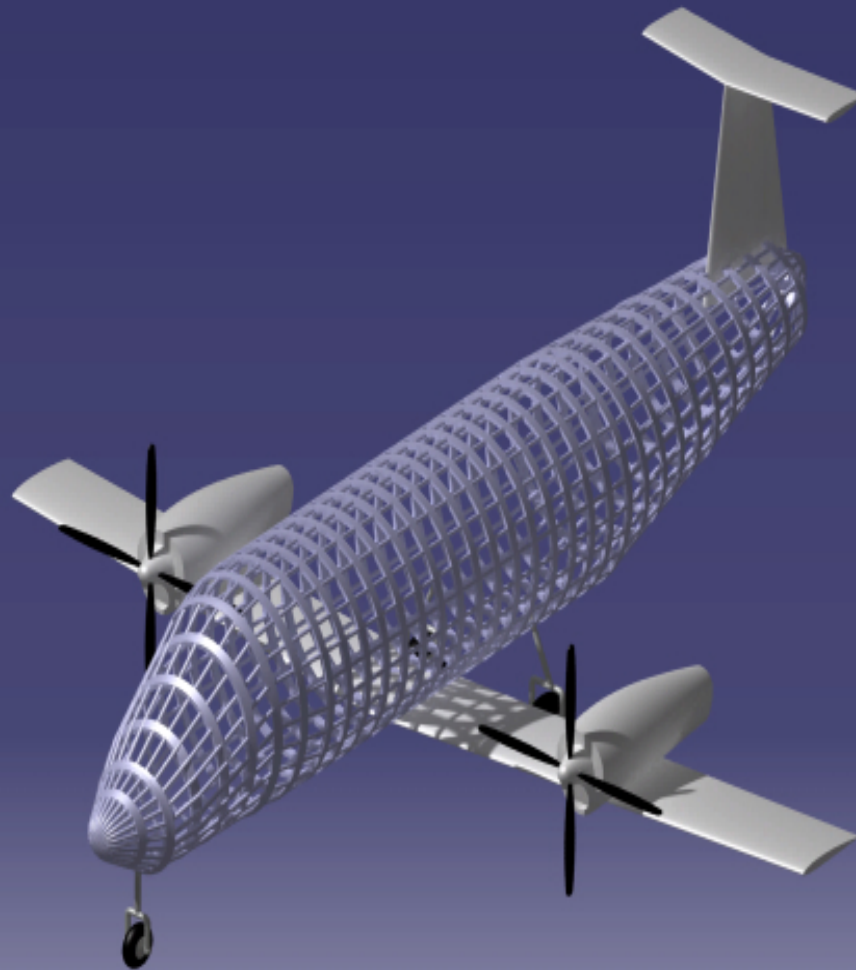


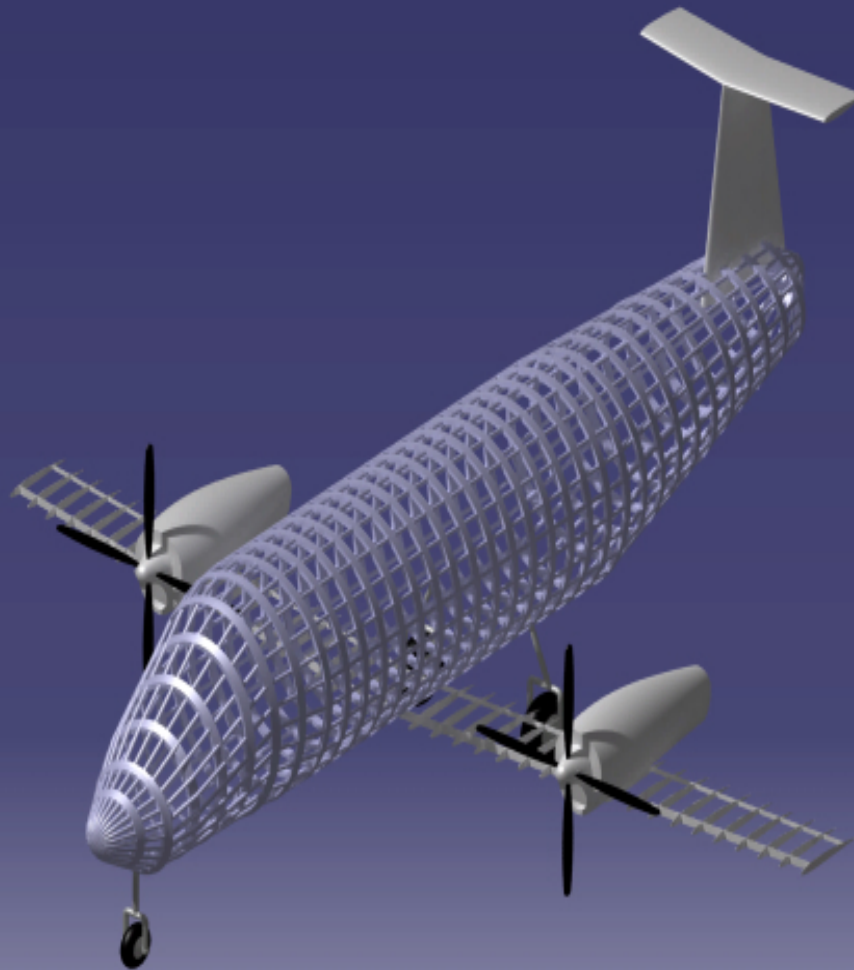
Left view  
Scale: 1:80

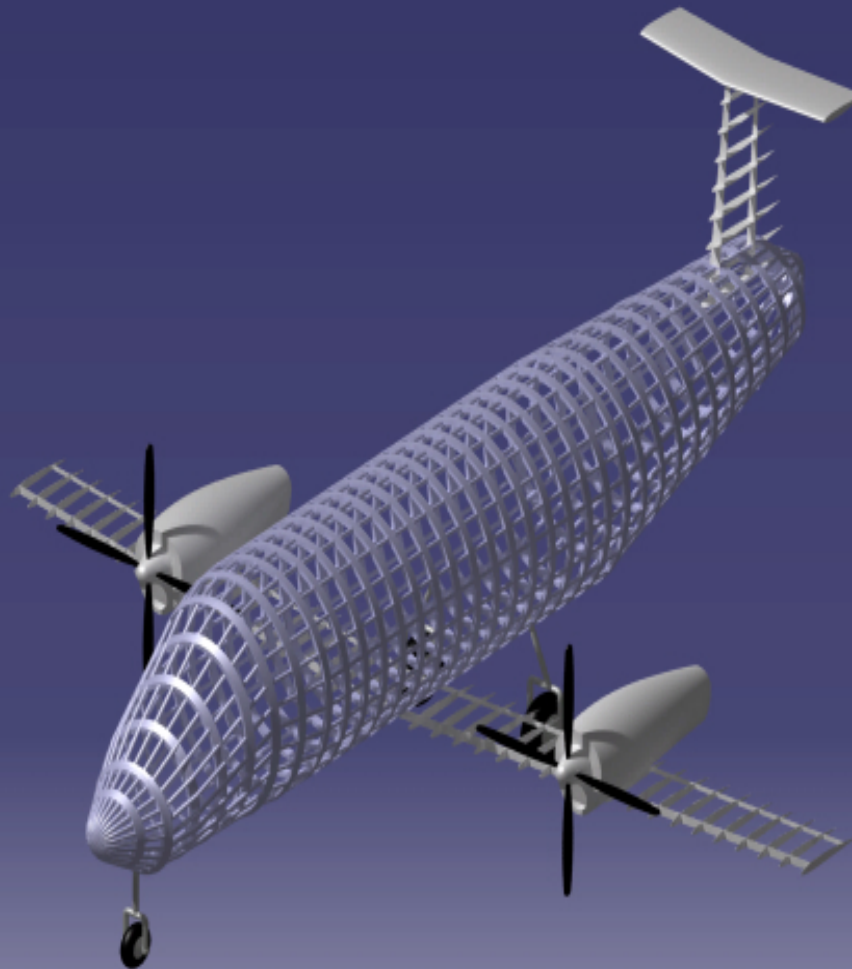


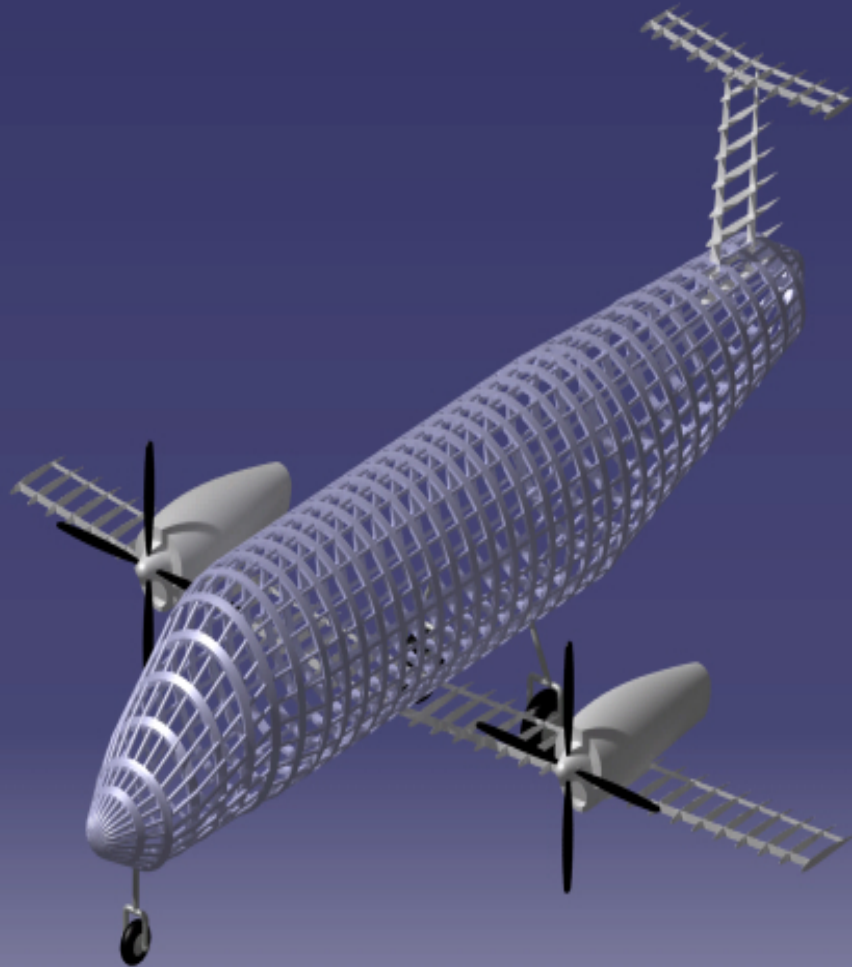
# ESTRUCTURA INTERNA



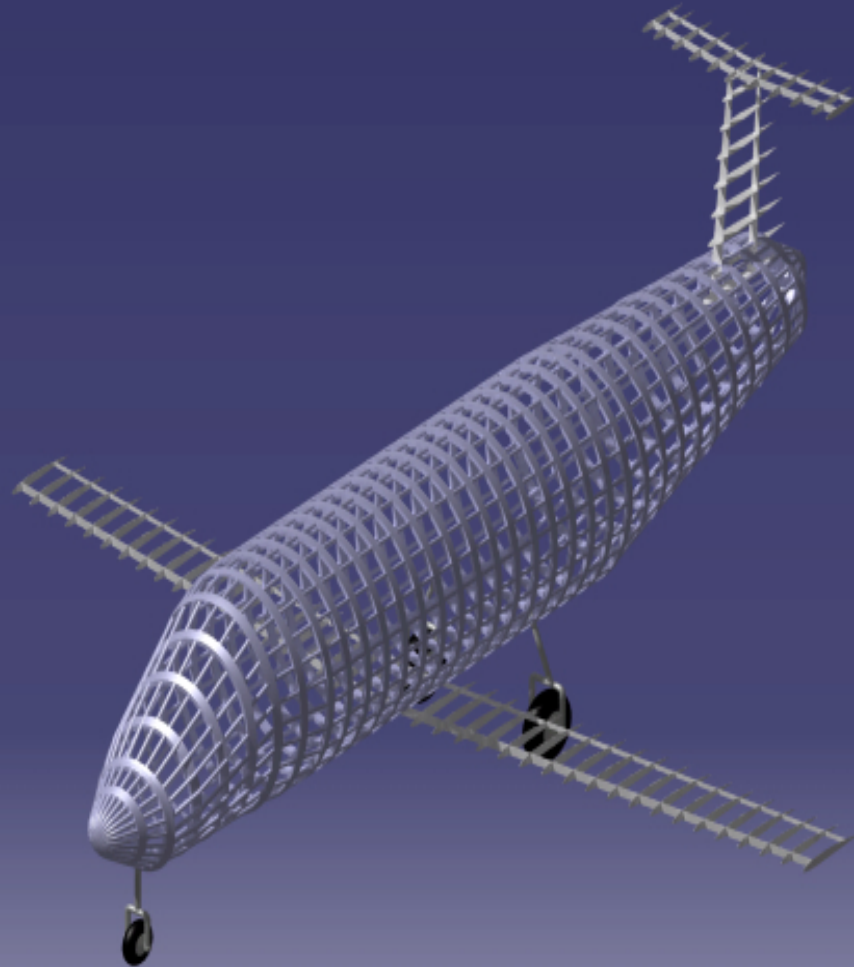




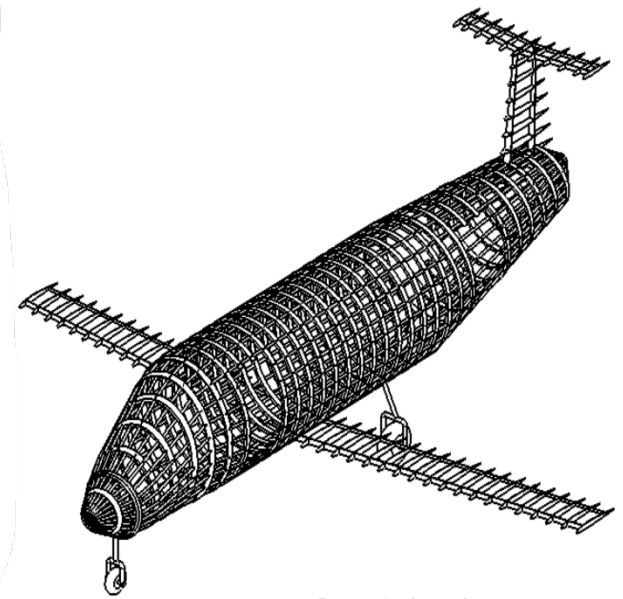
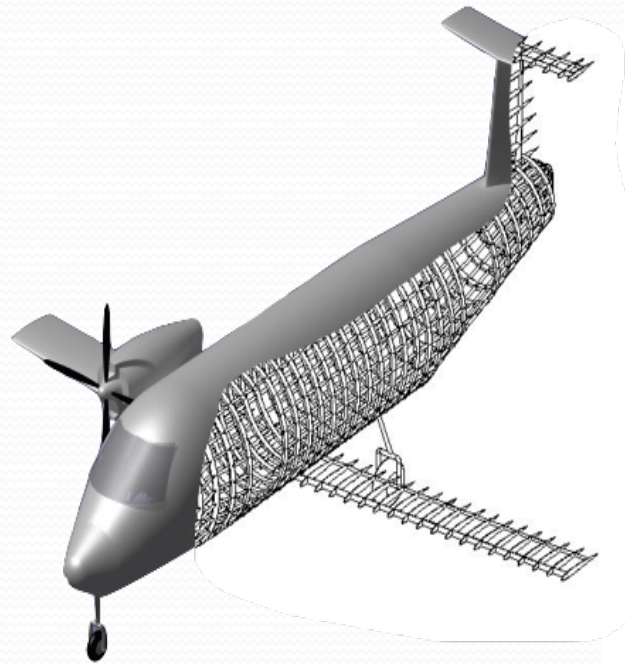






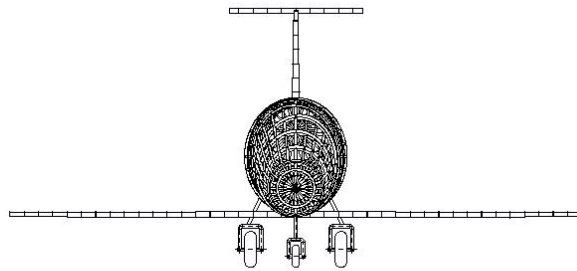


# ESTRUCTURA INTERNA

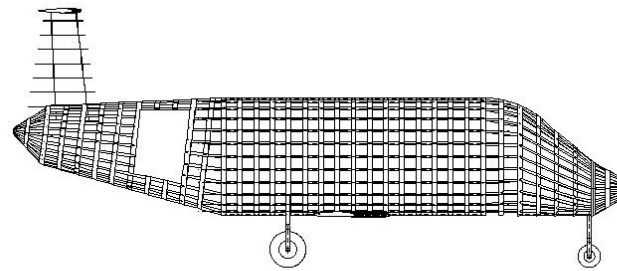


Isometric view  
Scale: 1:70

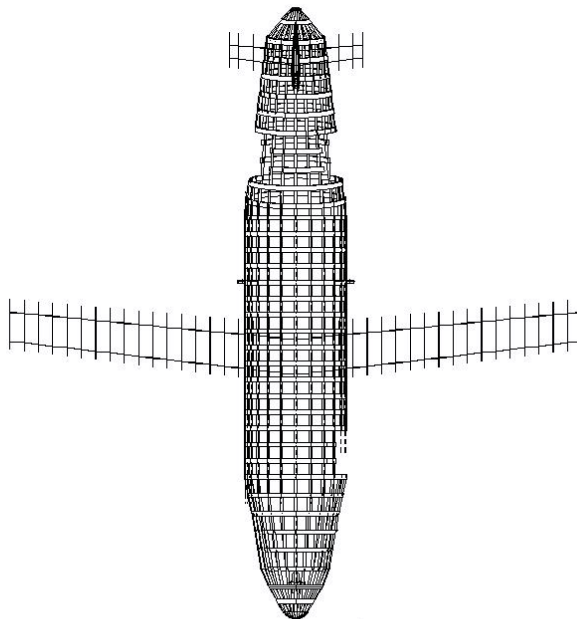
# ESTRUCTURA INTERNA



Front view  
Scale: 1:80

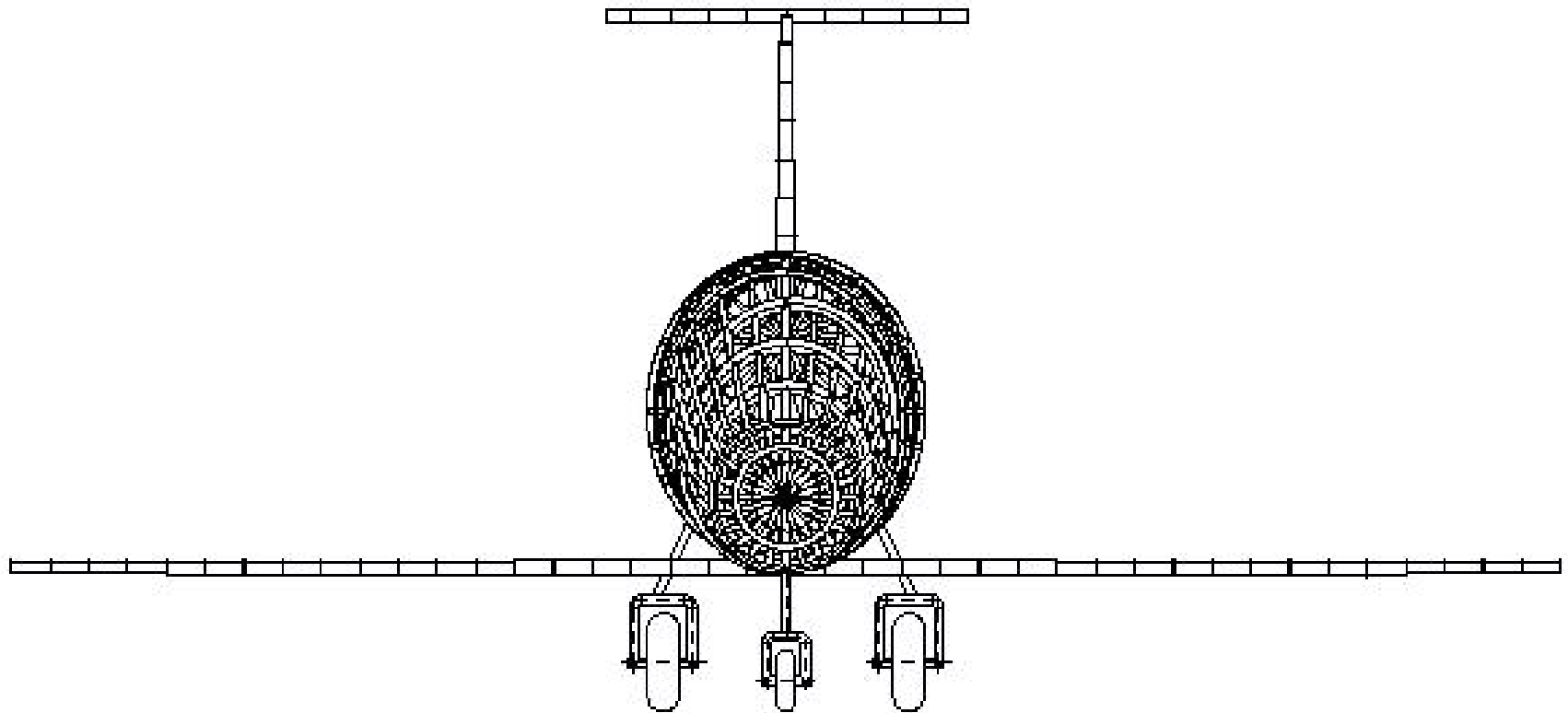


Left view  
Scale: 1:80



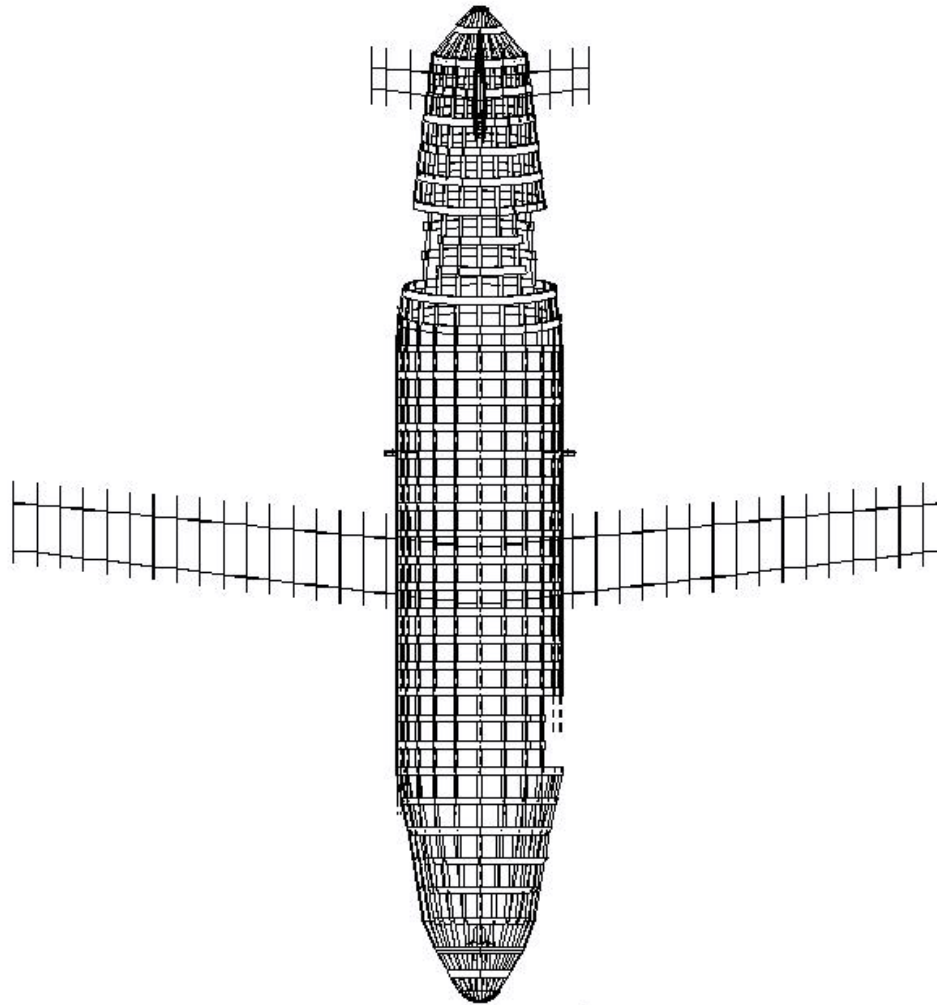
Top view  
Scale: 1:80

# ESTRUCTURA INTERNA



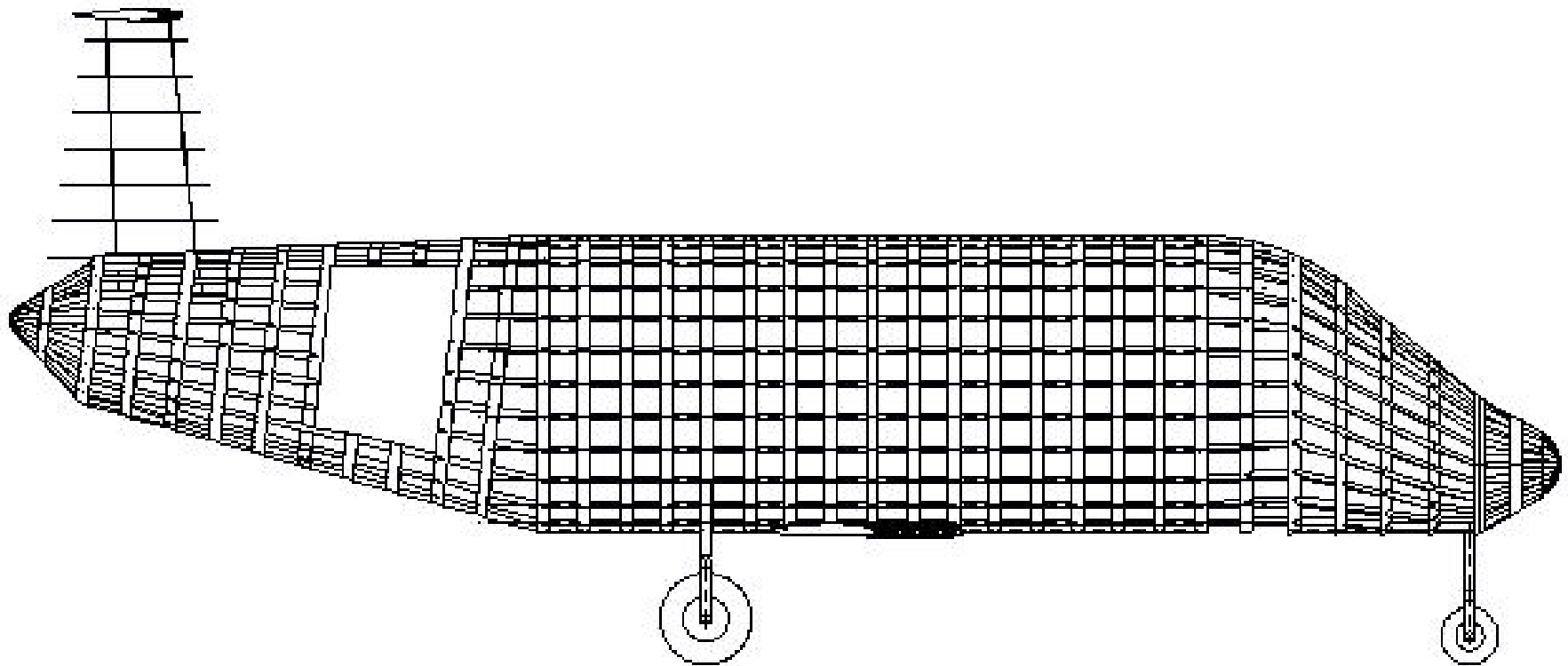
Front view  
Scale: 1:80

# ESTRUCTURA INTERNA



Top view  
Scale: 1:80

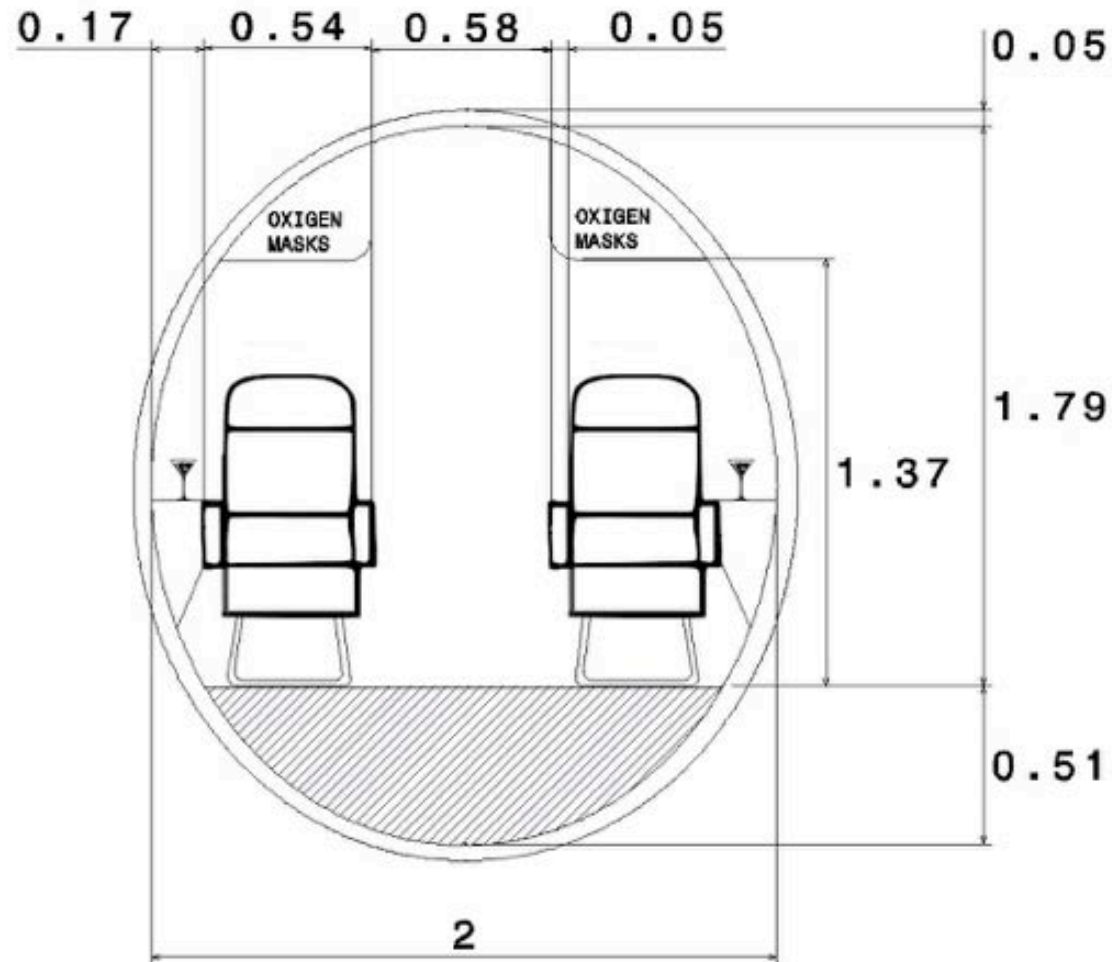
# ESTRUCTURA INTERNA



Left view  
Scale: 1:80

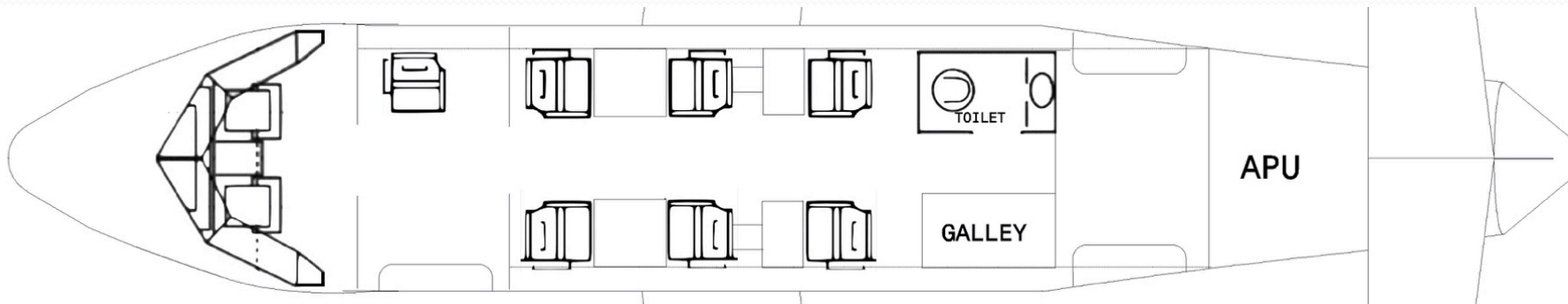
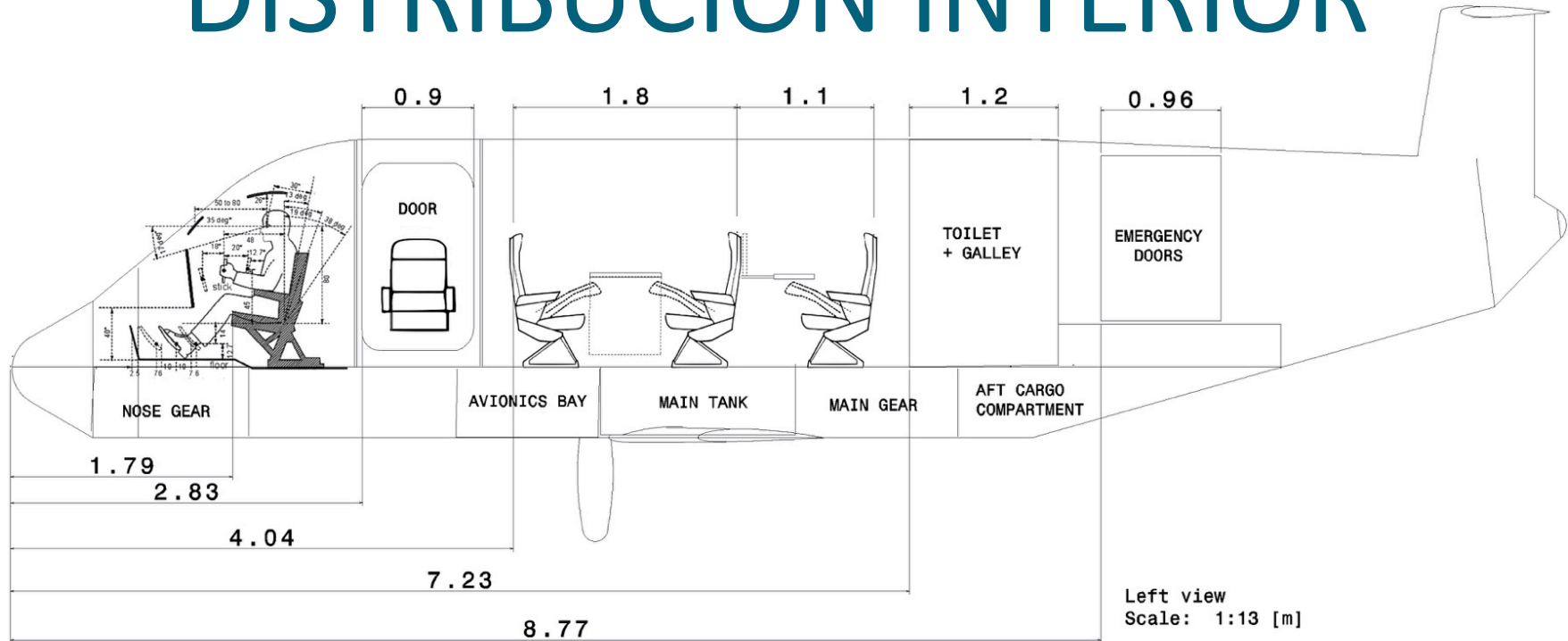
# DISTRIBUCIÓN INTERIOR DE LA AERONAVE

# DISTRIBUCIÓN INTERIOR

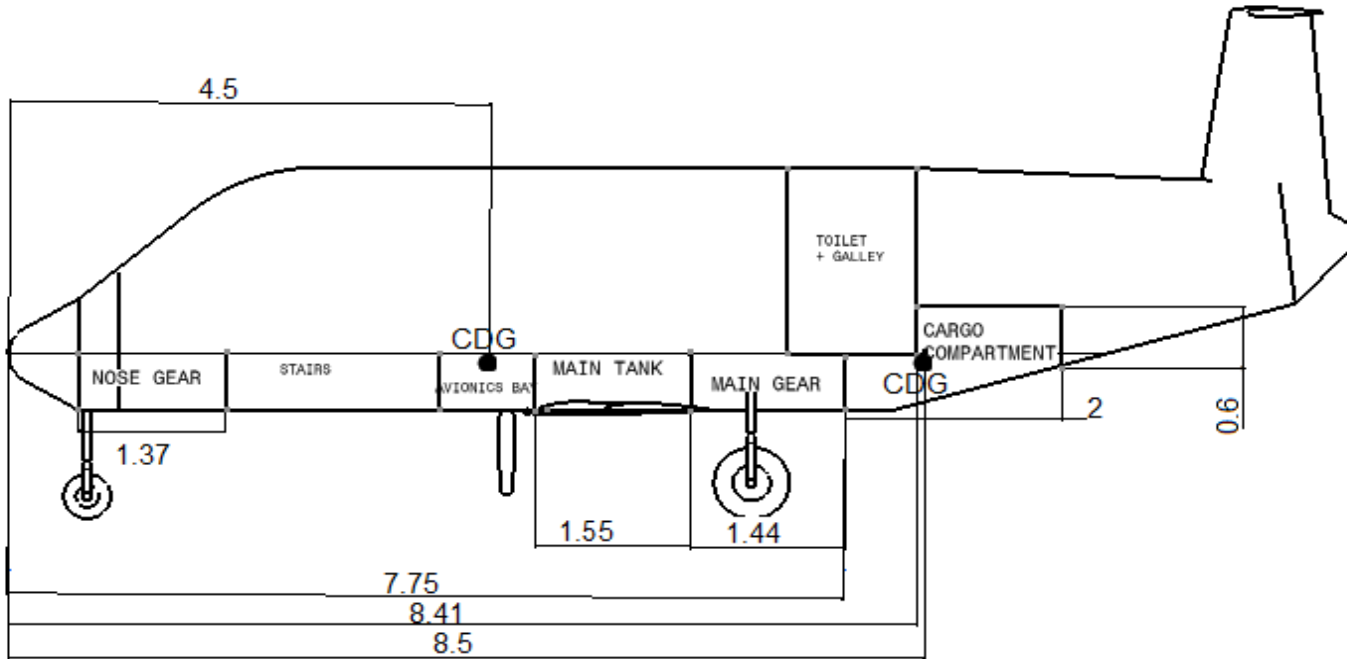




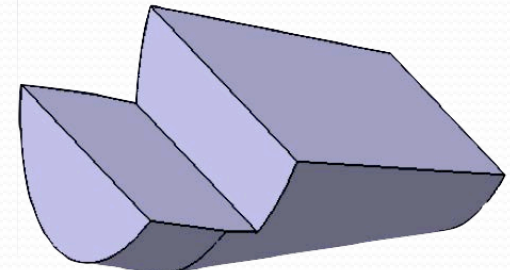
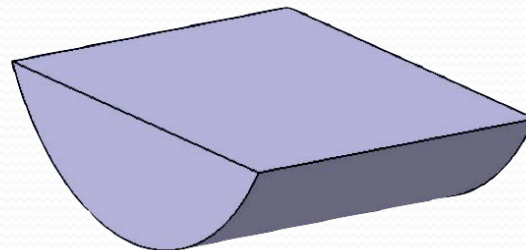
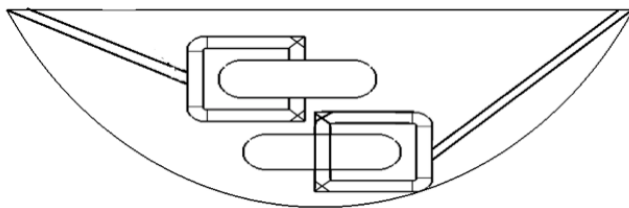
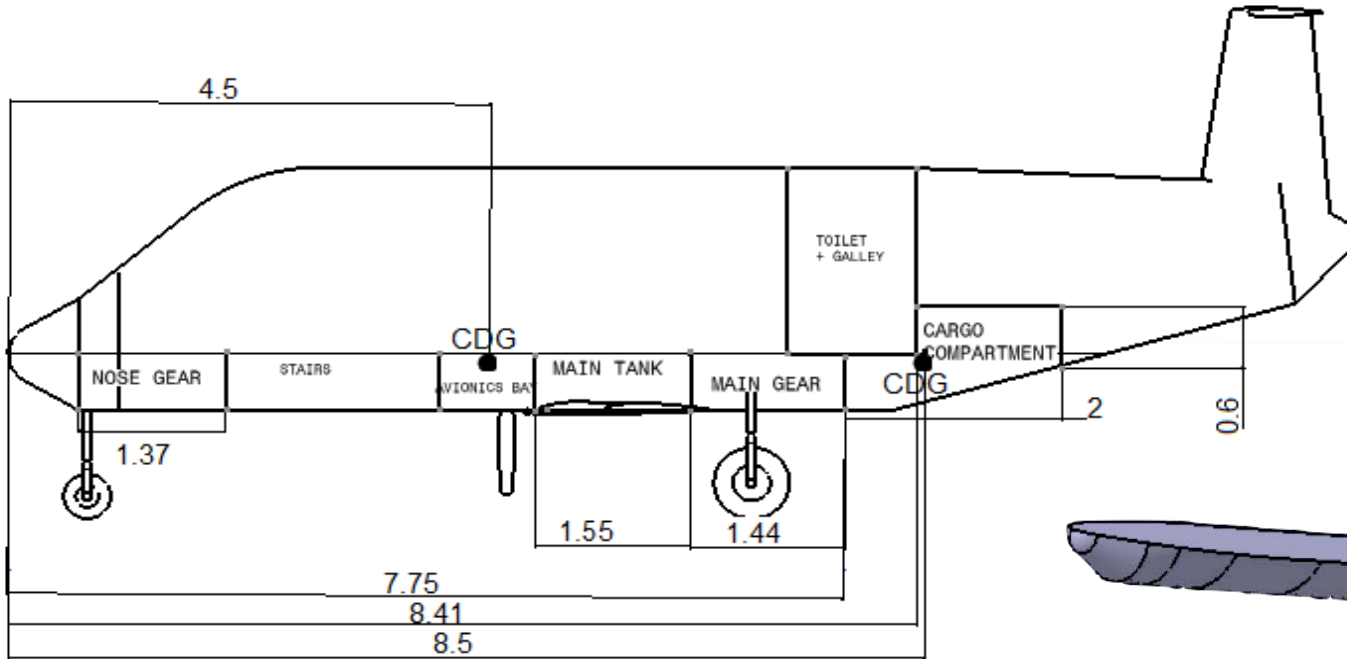
# DISTRIBUCIÓN INTERIOR



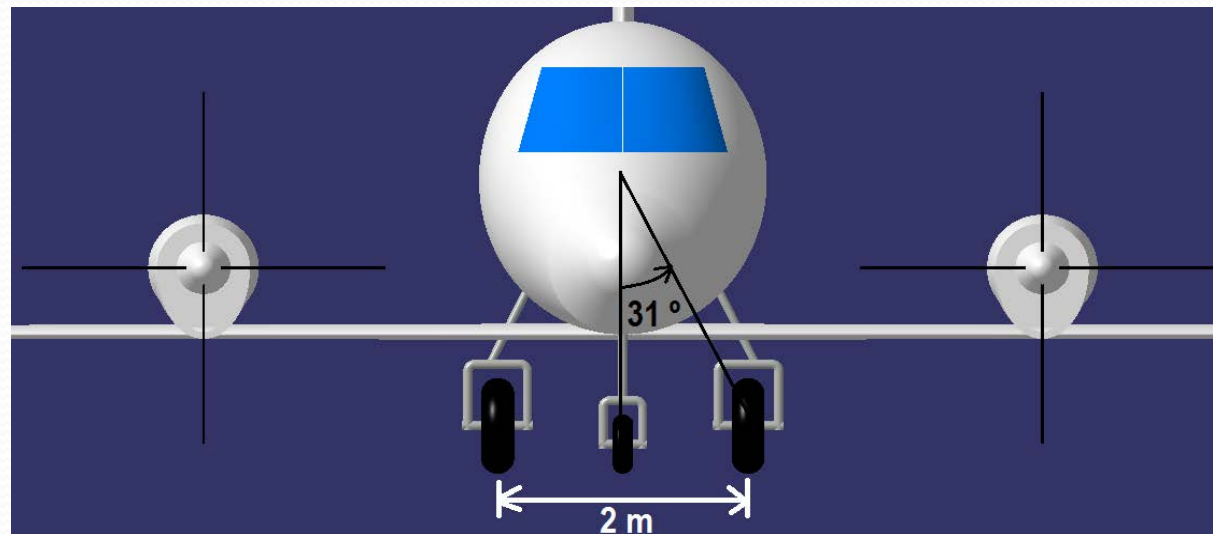
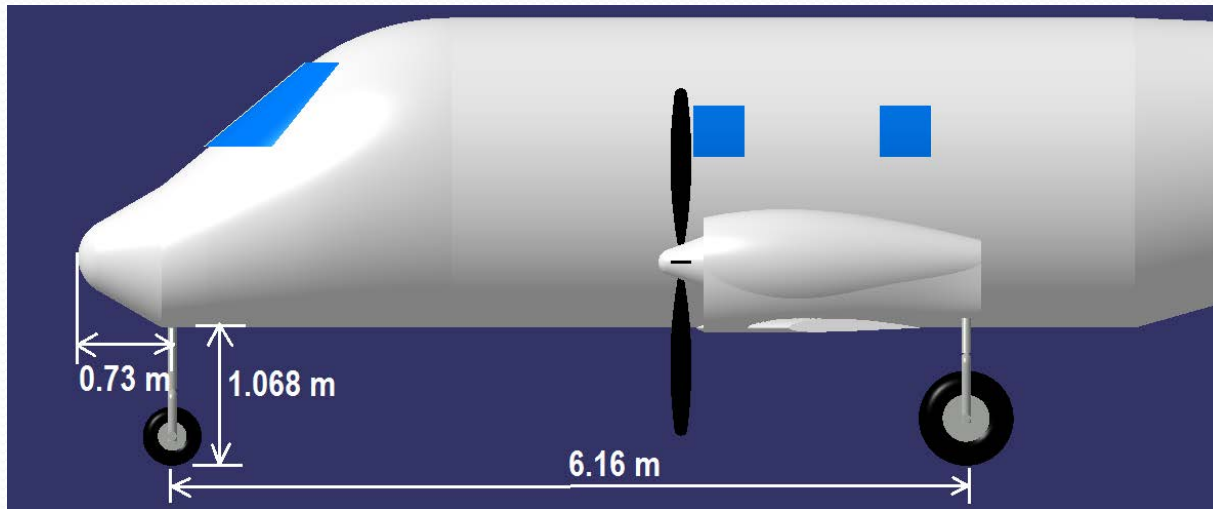
# DISTRIBUCIÓN DE LA BODEGA



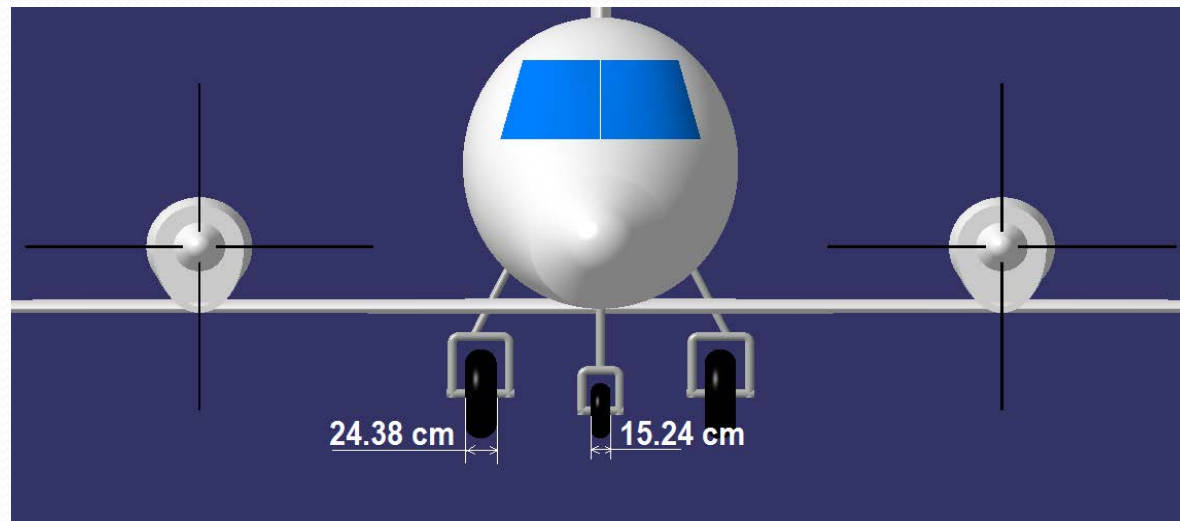
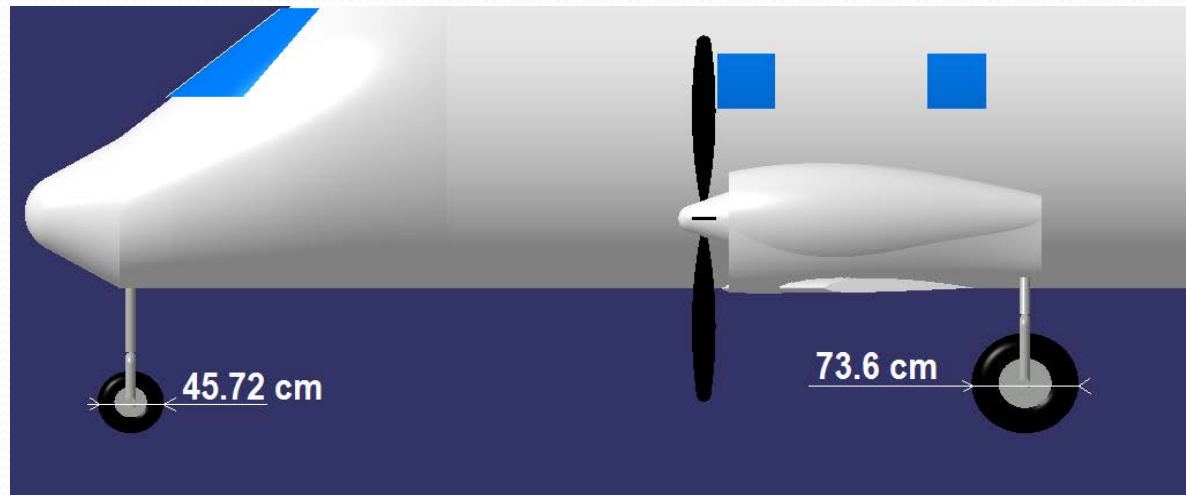
# DISTRIBUCIÓN DE LA BODEGA



# TREN DE ATERRIZAJE

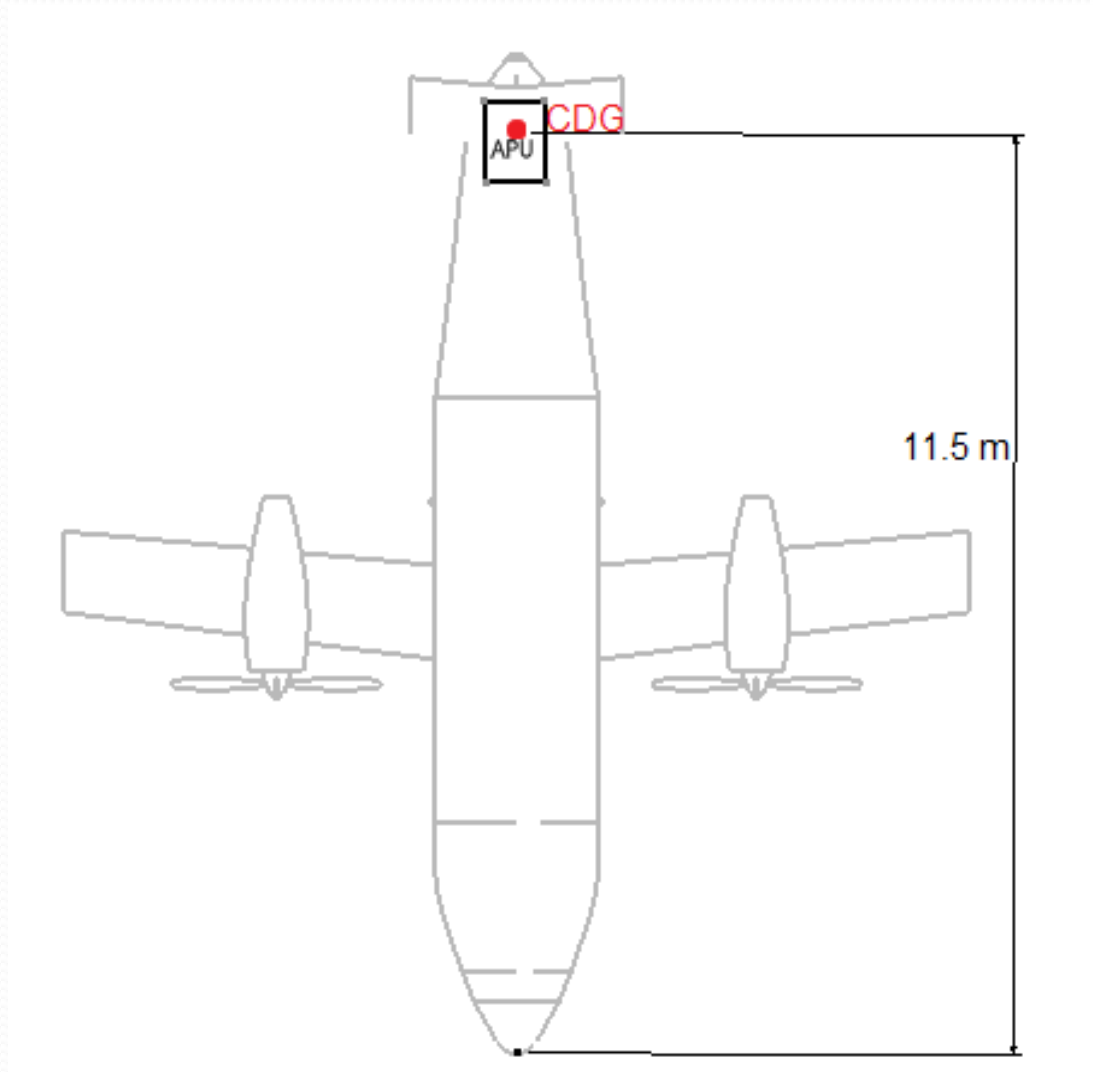


# DIMENSIONES DE RUEDAS

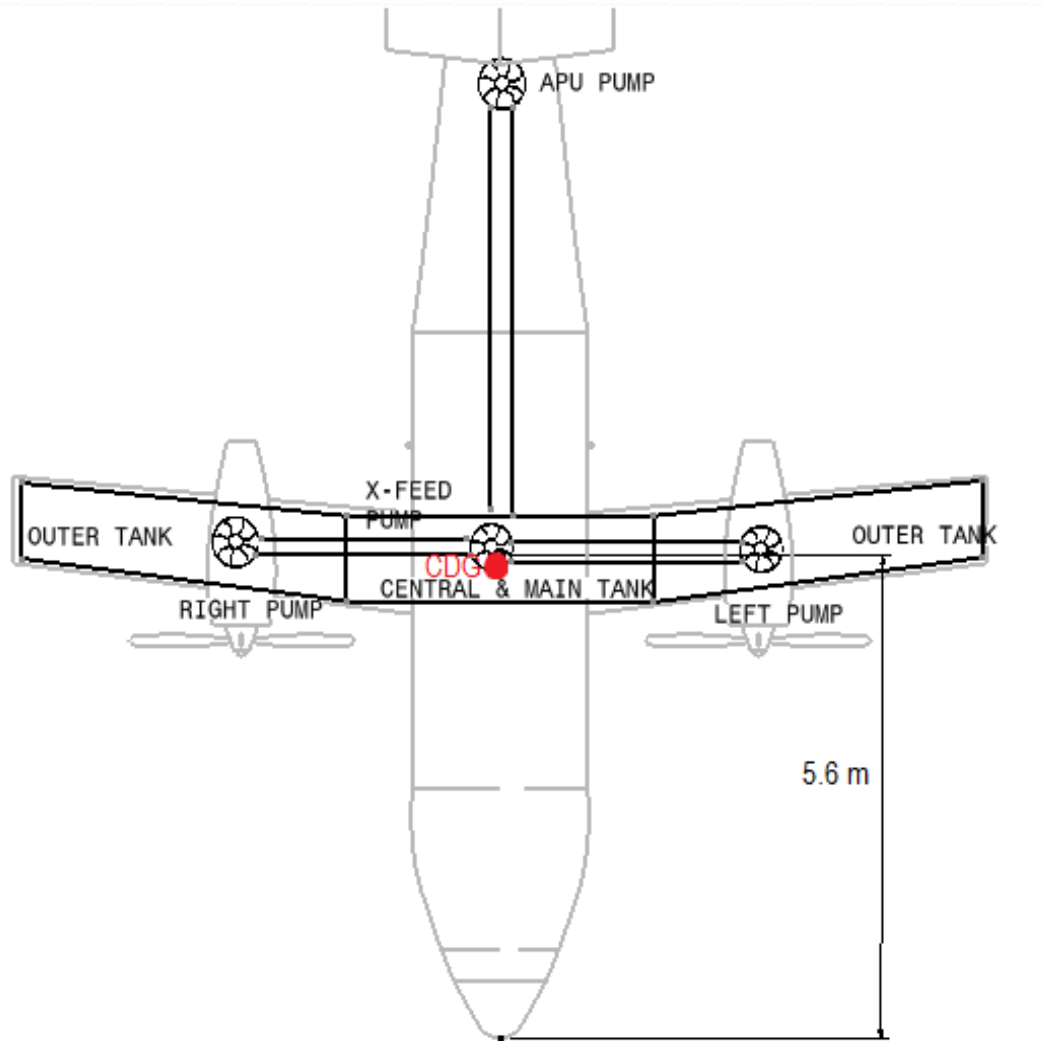


# DISEÑO Y DISTRIBUCIÓN DE SISTEMAS

# APU

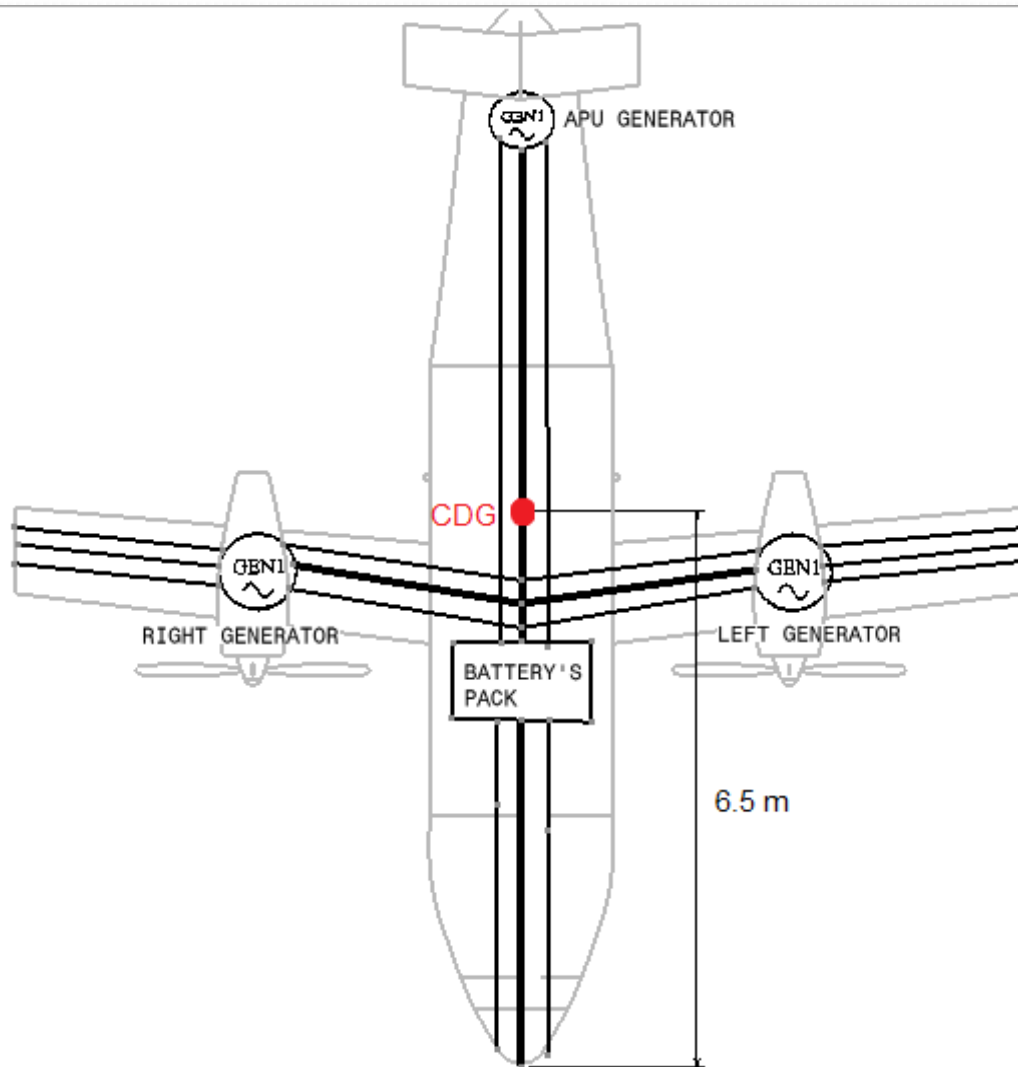


# FUEL SYSTEM

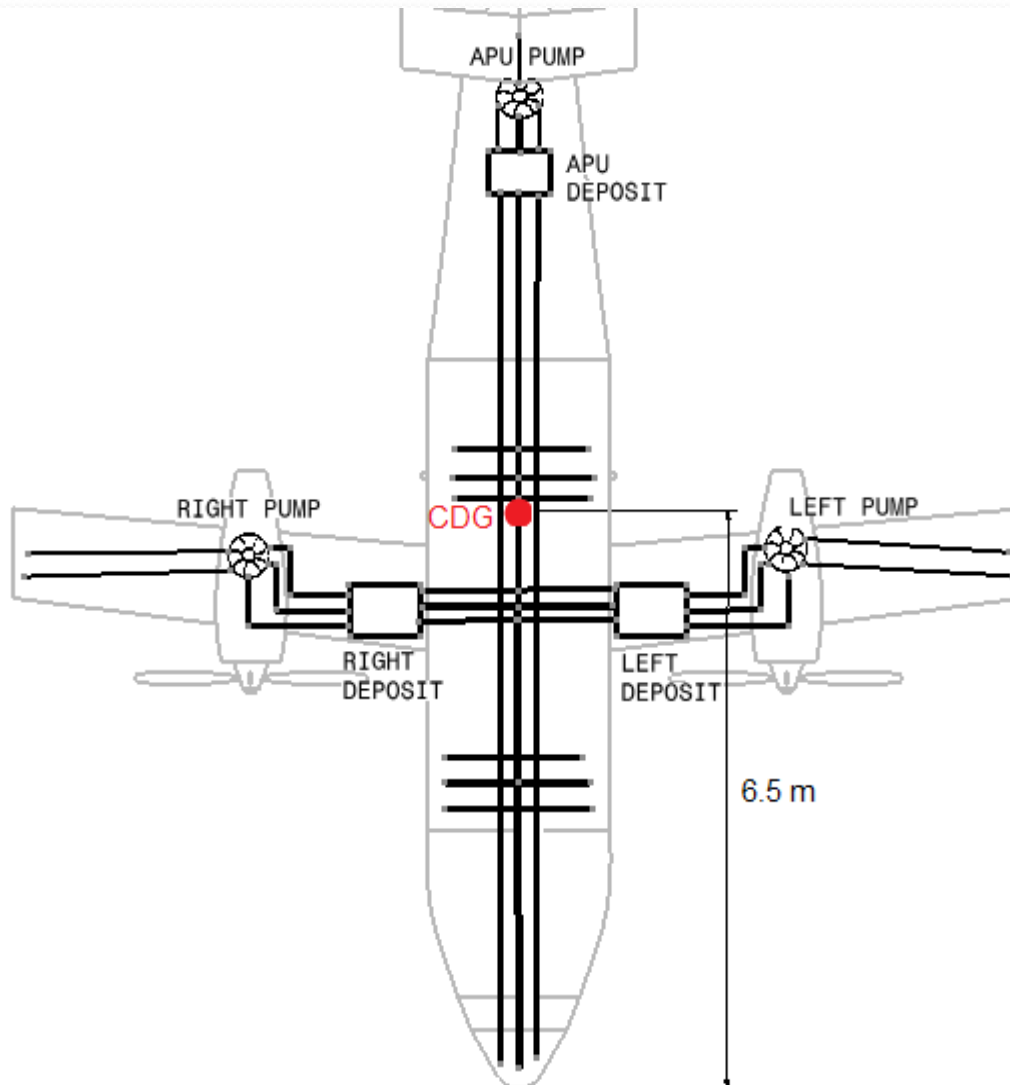




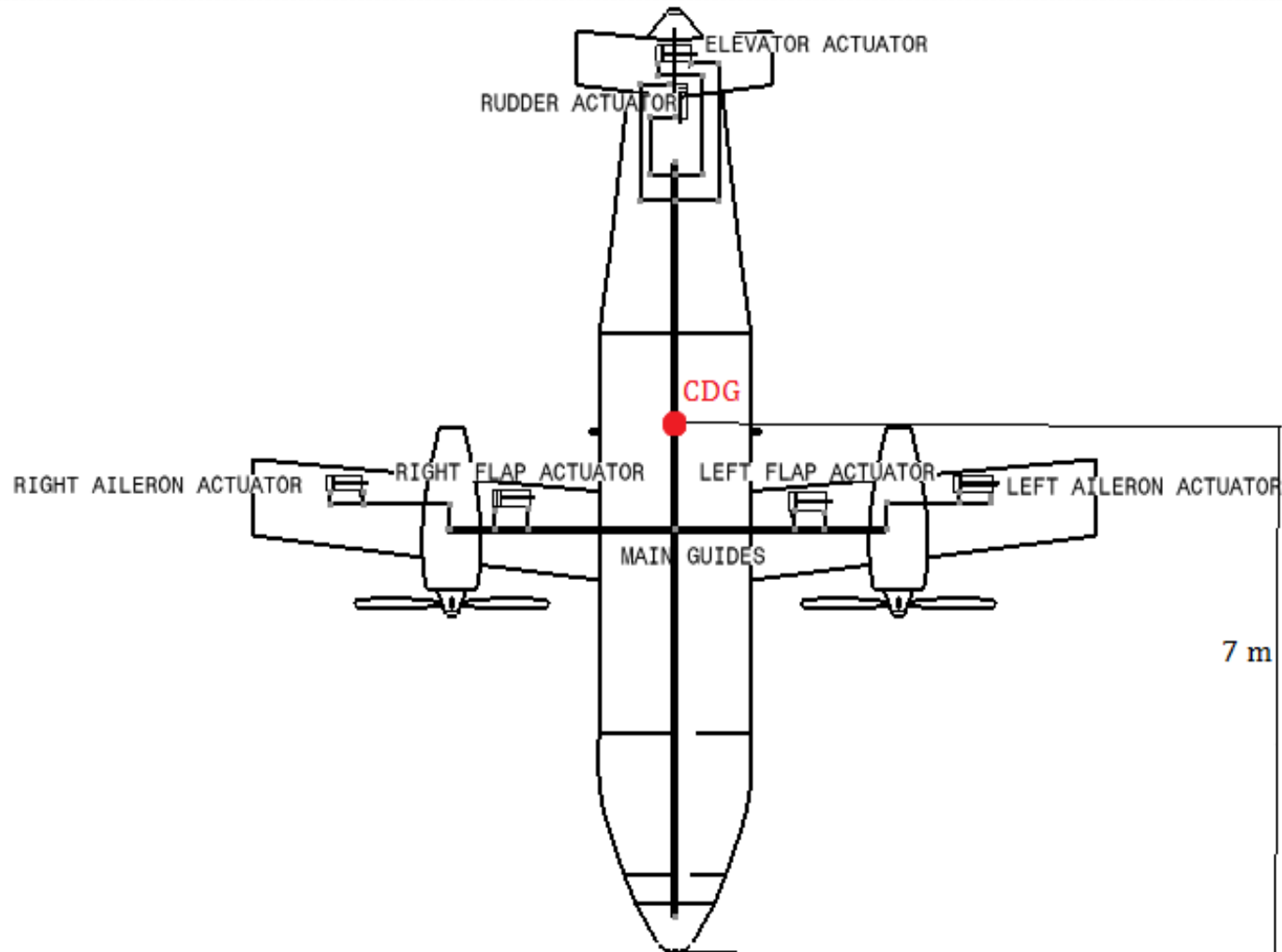
# ELECTRICAL SYSTEM



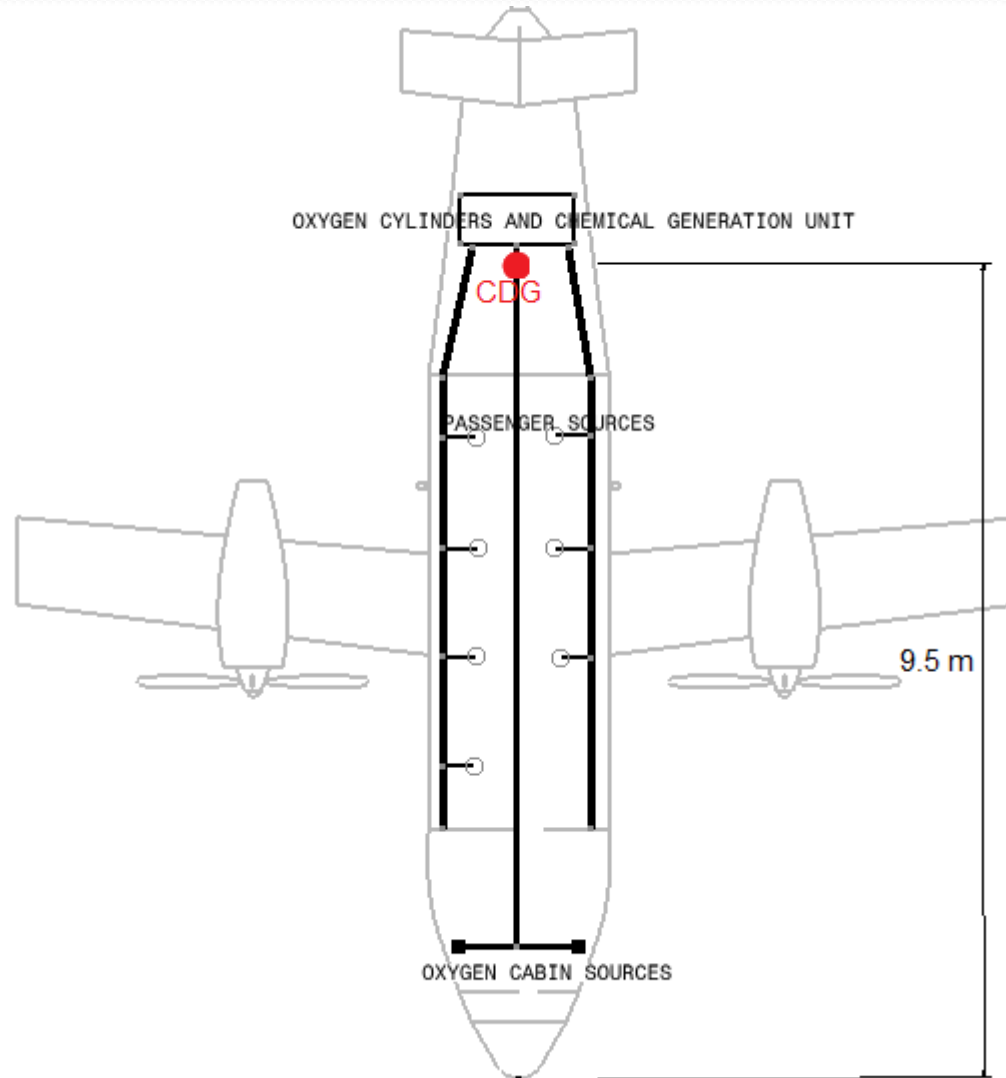
# HYDRAULIC SYSTEM



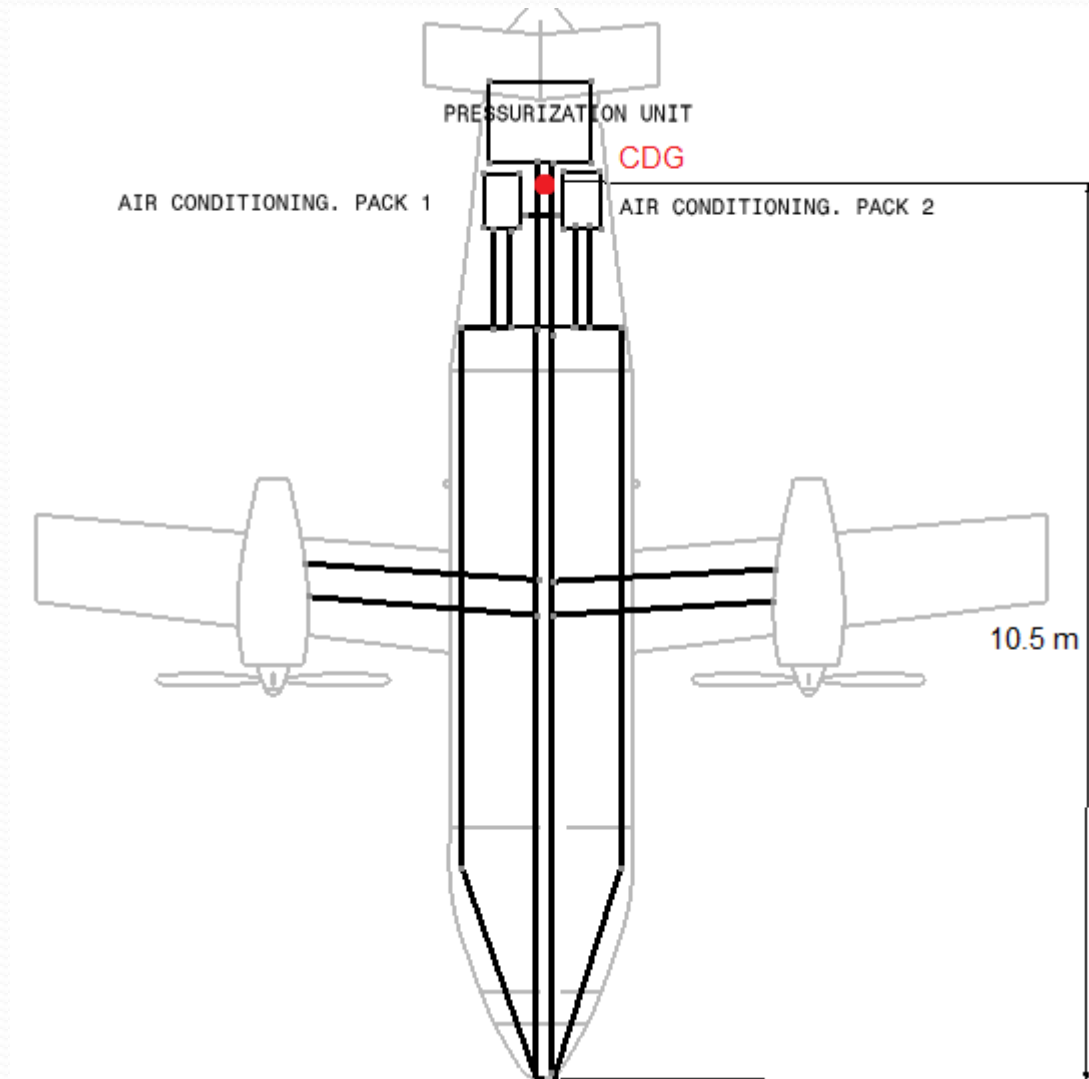
# FLIGHT CONTROL SYSTEM



# OXYGEN SYSTEM



# PRES. & AIR COND. SYSTEM





# DEPARTAMENTO AERODINÁMICA

Pedro Grau Morgado  
Estela Guerrero García

# AERODINÁMICA



## OBJETIVOS

- Definición de la geometría del ala.
- Cálculo de la polar del avión en las diferentes configuraciones de vuelo.
- Selección de las superficies hipersustentadoras (HLD).
- Arrojar otros datos de interés para el resto de departamentos.

## MODIFICACIONES CON RESPECTO A LA ÚLTIMA REVISIÓN

- Corrección del coeficiente de resistencia de algunas componentes del avión como el VTP, HTP, tren de aterrizaje.
- Corrección de otros parámetros solicitados por los demás departamentos.

# AERODINÁMICA

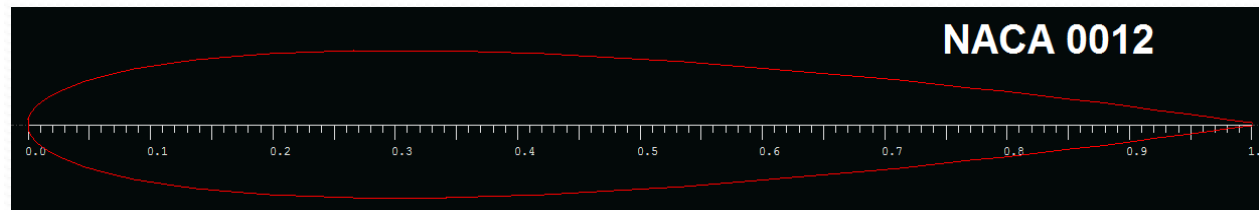
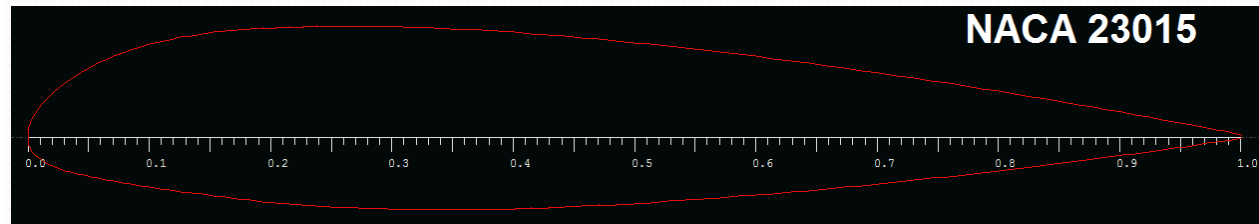
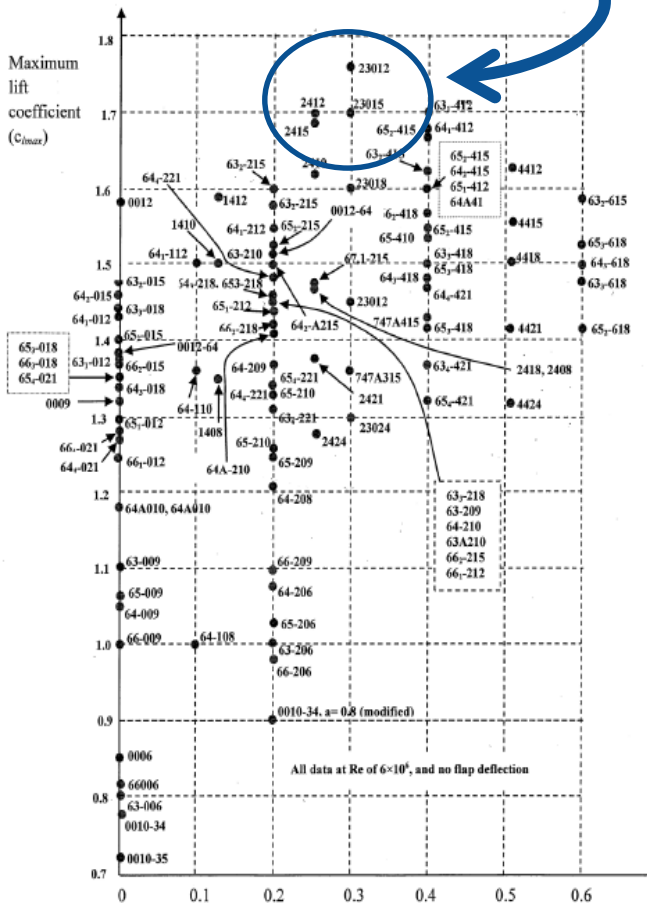
## Selección de los perfiles

Perfil para el ala  
**NACA 23015**

Se buscaba tener un  $C_{l_{\max}}$  alto y un  $C_{Li}$  en torno a 0.3

Perfil para VTP y HTP  
**NACA 0012**

Perfil simétrico más adecuado para los estabilizadores.

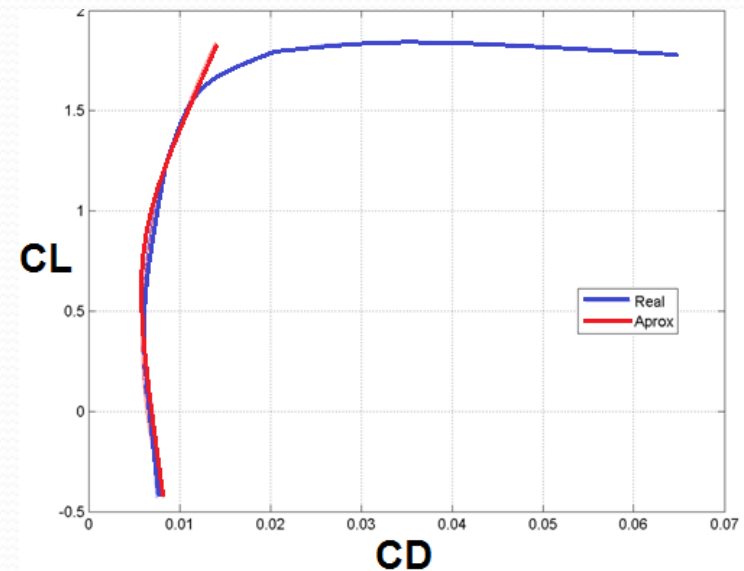
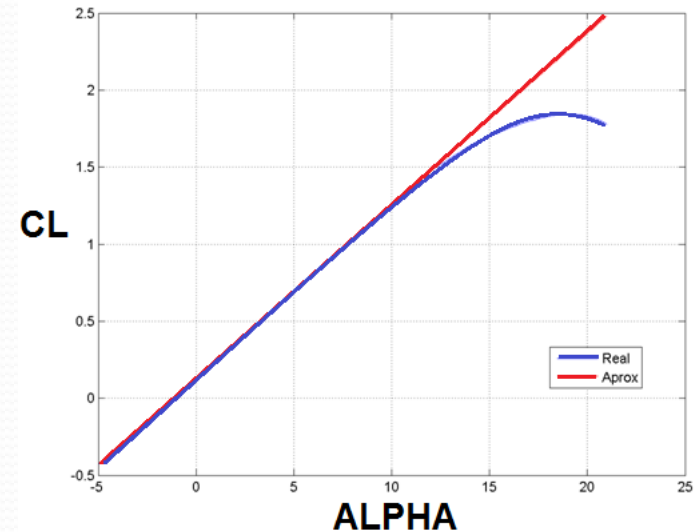




# AERODINÁMICA

## XFLR5 – Análisis 2D de los perfiles

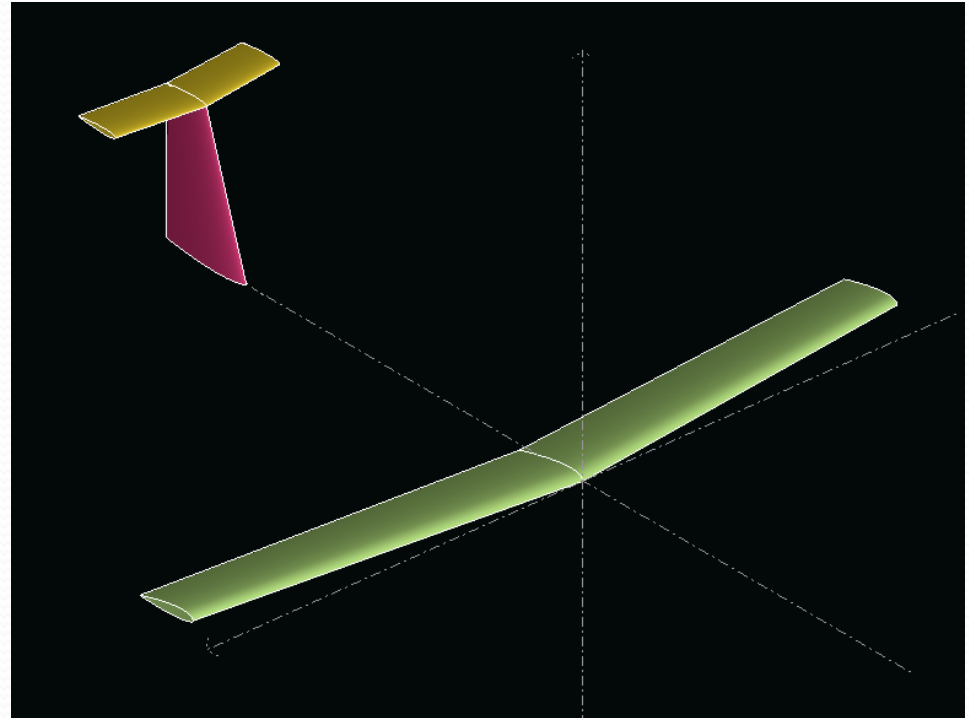
	<b>23015</b>	<b>0012</b>
$C_{L0}$	0.1341	0.0020
$C_{L\alpha}$ (1/rad)	6.400	6.270
$C_{Lm\acute{a}x}$	1.844	1.793
$\alpha_{m\acute{a}x}$ (°)	18.9	19.6
$C_{mo}$	-0.0102	-0.1589
$C_{m\alpha}$ (1/rad)	-0.0001	0.01719
$C_{Dmin}$	0.00579	0.0050
<b>Pérdida</b>	moderada	moderada



# AERODINÁMICA

## Geometría

- Análisis 3D de los elementos sustentadores y estabilizadores en XFLR5

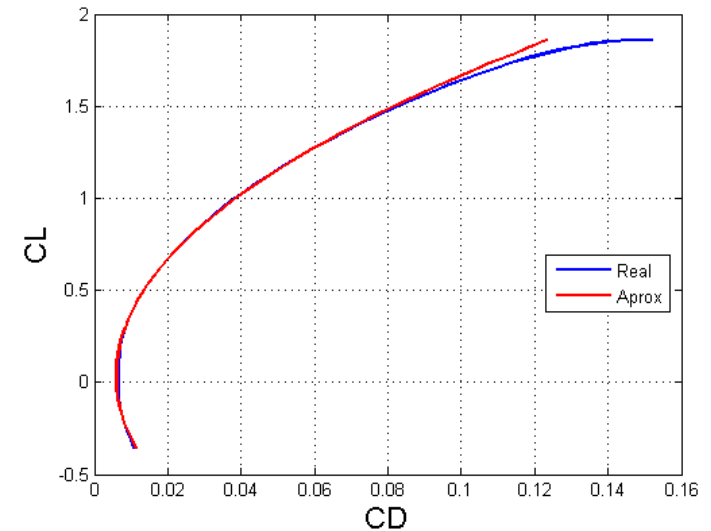
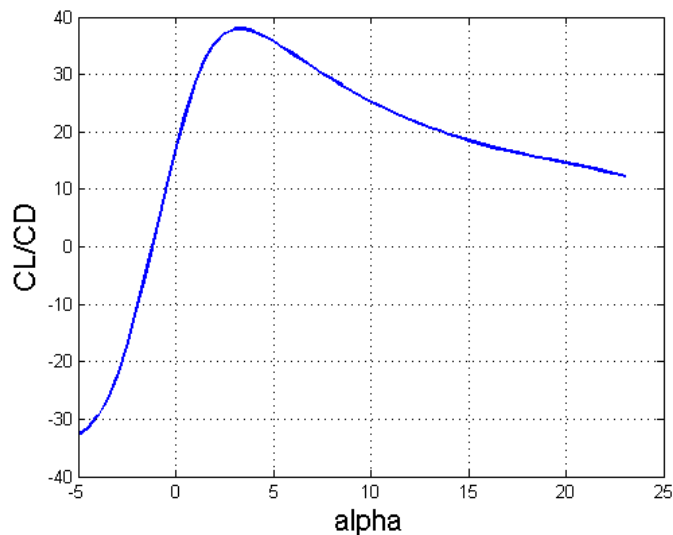
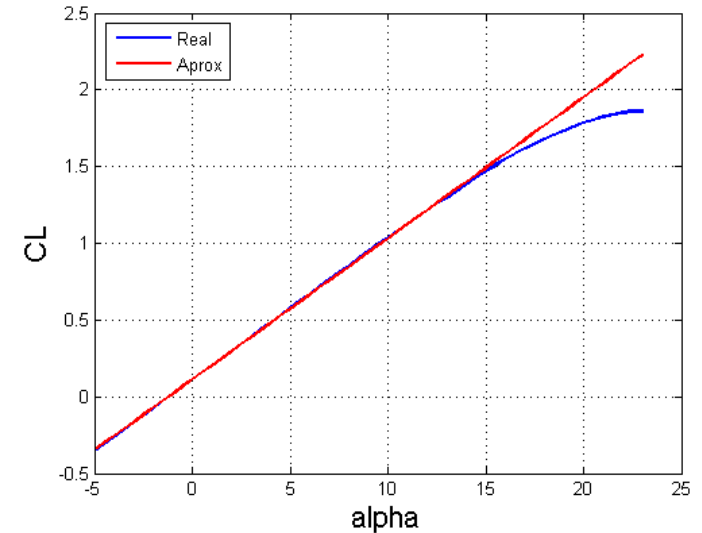


	b [m]	C raíz [m]	C punta [m]	Flecha [°]	AR [-]	E [-]	S [m <sup>2</sup> ]
<b>Ala</b>	11.69	1.21	1.01	7	10.52	0.83	13
<b>HTP</b>	2.72	0.76	0.71	7	3.7	0.94	2
<b>VTP</b>	2.25	1.5	0.75	18.43	2	0.5	2.53

# AERODINÁMICA

## Resultados - Ala

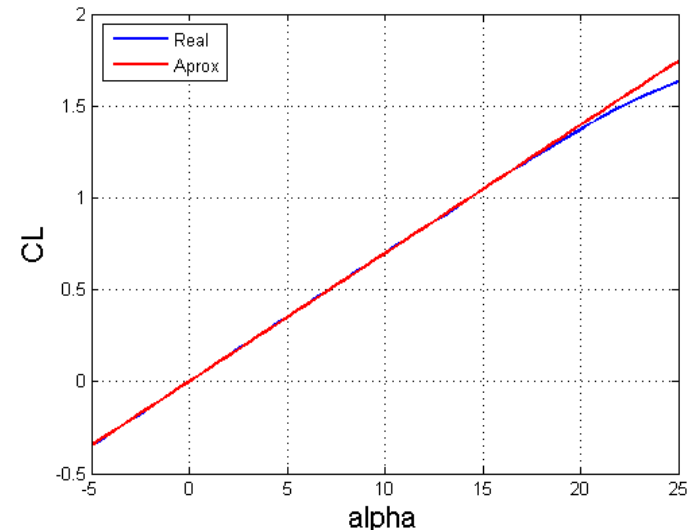
$C_{L0}$	<b>0.1112</b>	$C_{L\alpha}(1/\text{rad})$	<b>5.27</b>
$C_{L\text{máx}}$	<b>1.867</b>	$\alpha_{\text{máx}} (^{\circ})$	<b>23</b>
$C_{M0}$	<b>-0.0001</b>	$C_{M\alpha}(1/\text{rad})$	<b>0.057</b>
$C_{D0}$	<b>0.006</b>	$(L/D)_{\text{máx}}$	<b>38.00</b>



# AERODINÁMICA

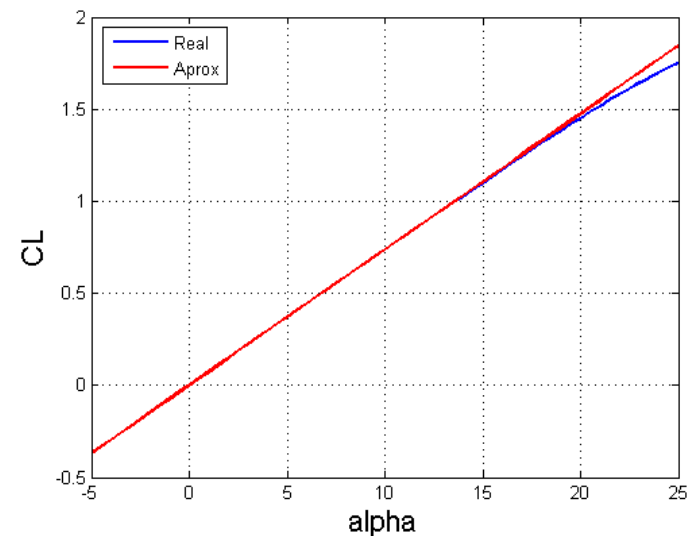
## Resultados - HTP

$C_{L0}$	0	$C_{L\alpha}(1/\text{rad})$	3.99
$C_{L\text{máx}}$	1.63	$\alpha_{\text{máx}} (^{\circ})$	25
$C_{D0}$	0.0007		



## Resultados - VTP

$C_{L0}$	0	$C_{L\alpha}(1/\text{rad})$	4.22
$C_{L\text{máx}}$	1.75	$\alpha_{\text{máx}} (^{\circ})$	25



# AERODINÁMICA

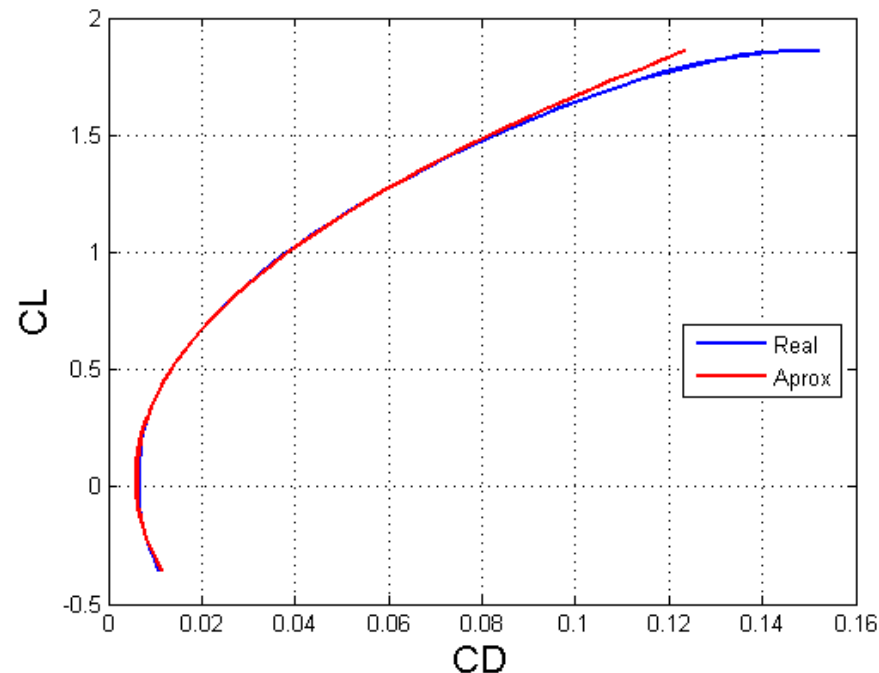
## Polar del Avión - Análisis del conjunto ALA+ESTABILIZADORES en XFLR5

Análisis  
con LLT

$$k_1=0.0354$$

$$k_2=0.0028$$

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k_1 C_L^2$$



## Cálculo del $C_{D0}$ del avión.

### XFLR<sub>5</sub>

- Ala.
- Estabilizador horizontal.

### Component Buildup Method

- Estabilizador vertical.
- Góndolas de los motores.
- Tren de aterrizaje.
- Fuselaje.

# AERODINÁMICA



## $C_{D0}$ - Component Buildup Method

El departamento de Aerodinámica decidió considerar un 20% de flujo lamiar y un 80% de flujo turbulento sobre las diferentes componentes del avión.

Fuselaje

- 0.0018
- 0.0061 (*upsweet*)

VTP

- 0.000239

Tren de aterrizaje

- 0.015 (se tomó como avión de referencia el *Gulfstream I*)

Góndolas

- 0.000326

## Superficies hipersustentadoras (HLD)

Se ha seleccionado el FLAP RANURADO SIMPLE, que consta de las siguientes características:

- Ocupa el 30% de la cuerda.
- Puede deflektarse un máximo de  $45^\circ$ .



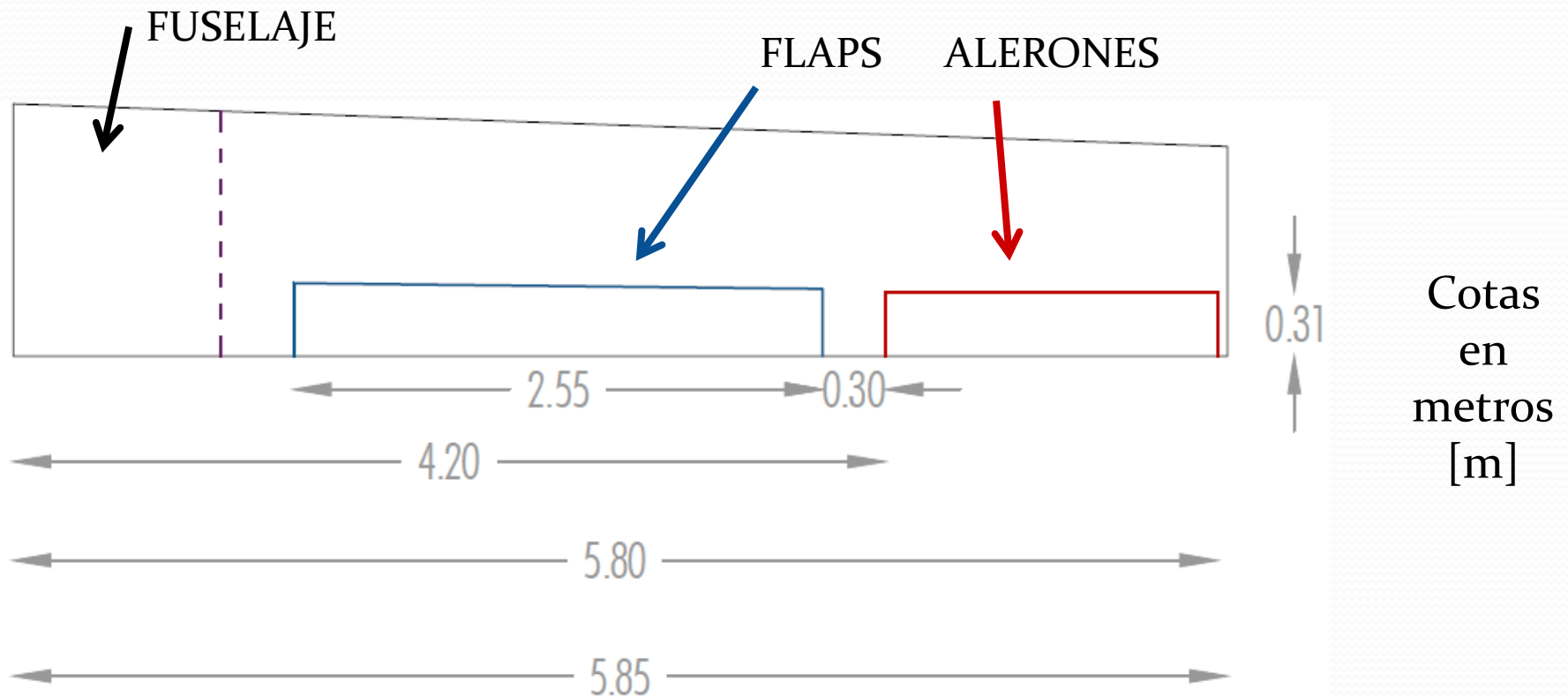
$C_{Lm\acute{a}x}$	1.98
$\alpha$ at $C_{Lm\acute{a}x}$ ( $^\circ$ )	12
L/D at $C_{Lm\acute{a}x}$	4.0
$C_{m_{ac}}$	-
Reference NACA	TR427



# AERODINÁMICA

## Superficies hipersustentadoras (HLD)

Para cumplir con las exigencias del departamento de actuaciones se ha decidido colocar flap en el 43.46% de la superficie alar.



# AERODINÁMICA

## Superficies hipersustentadoras (HLD)

El  $C_{Lmáx}$  de nuestro ala es:

$$C_{Lmáx}|_{3D} = 1.867$$

### Despegue

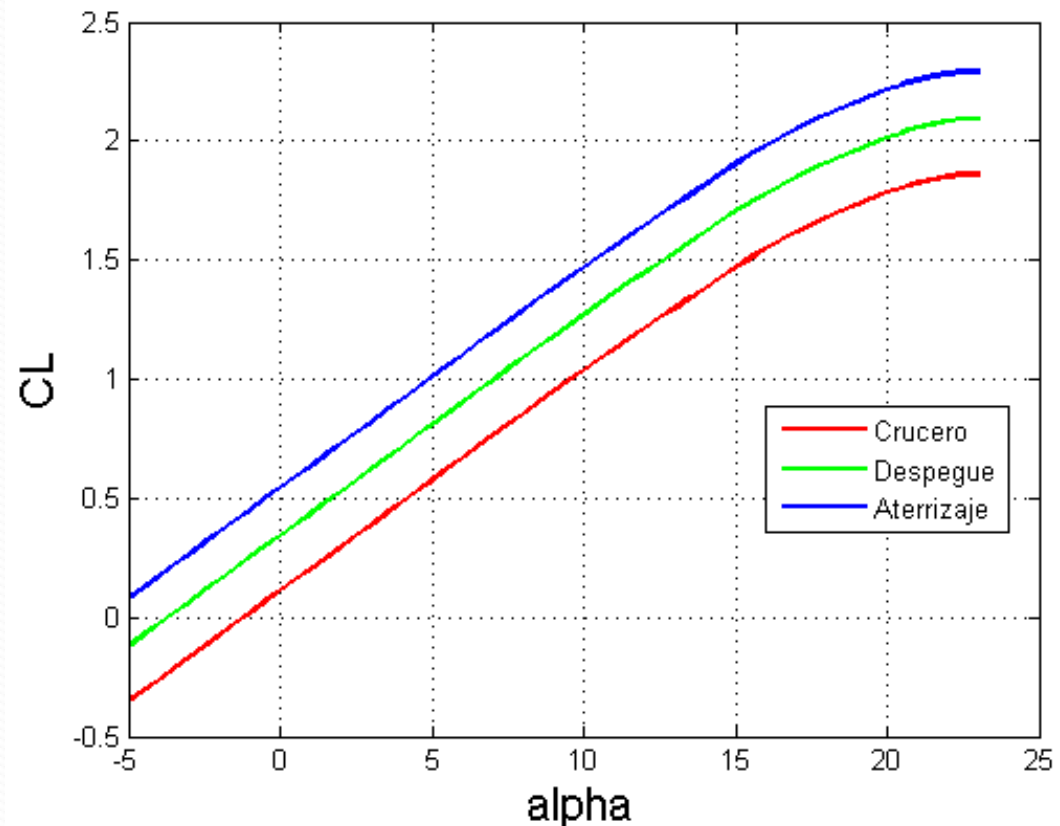
$$C_{Lmáx} = 2.1$$

- Ángulo de deflexión:  $25^\circ$ .
- $C_{D0} = 0.0406$

### Aterrizaje

$$C_{Lmáx} = 2.3$$

- Ángulo de deflexión:  $45^\circ$ .
- $C_{D0} = 0.1269$

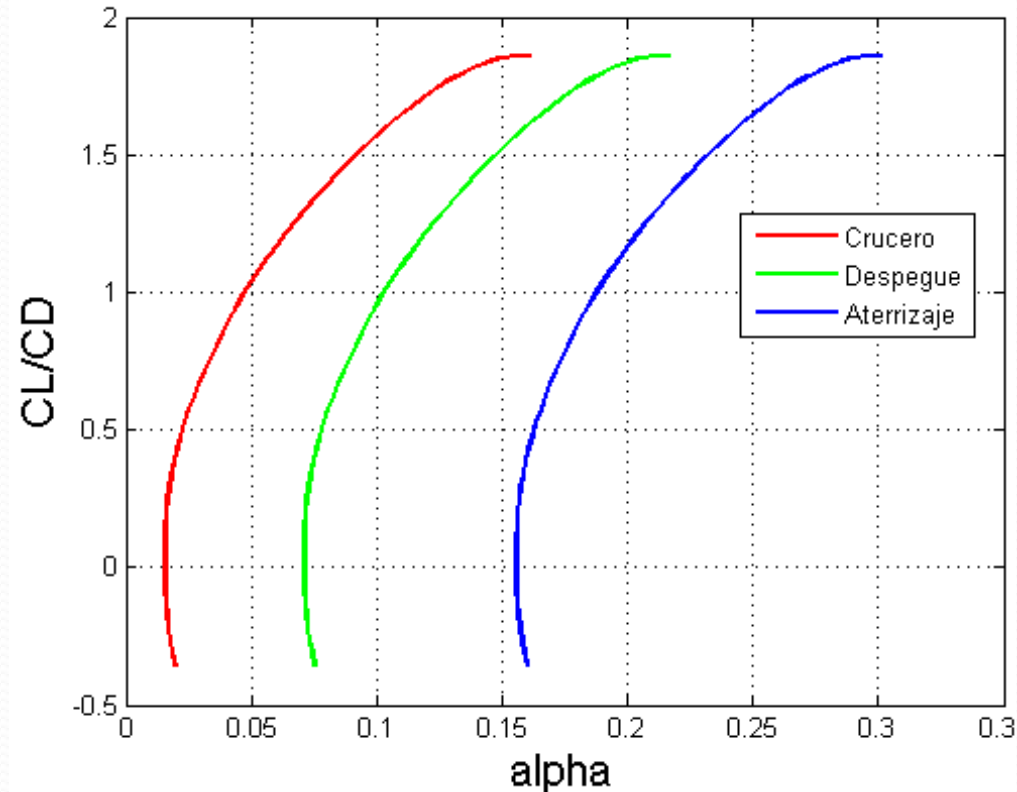


# AERODINÁMICA

## Polar del avión en las diferentes configuraciones de vuelo

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k_1 C_L^2$$

	$C_{D_0}$	$k_1$	$k_2$
Despegue	0.0707	0.0354	0.0028
Crucero	0.0151		
Aterrizaje	0.1553		

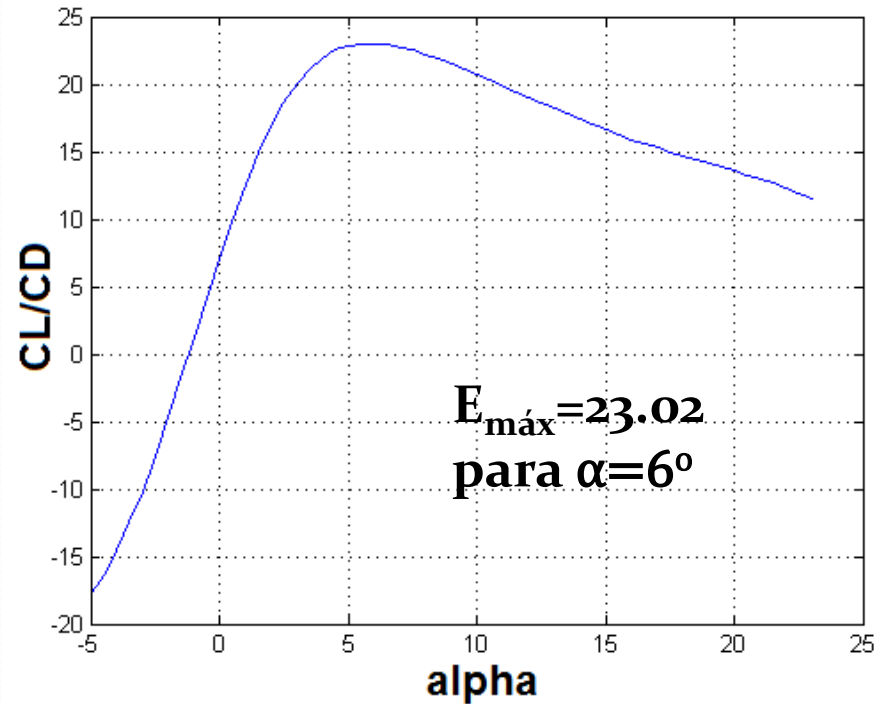


# AERODINÁMICA

## Eficiencia aerodinámica

Como medida para mejorar la eficiencia, durante el diseño del ala se decidió aumentar el ALARGAMIENTO:

6.94 → 10.52



e	$E_{\text{TOF}}$	$E_C$	$E_{\text{CR}_1}$	$E_{\text{CR}_2}$	$E_D$	$E_{\text{LN}}$
0.9522	10.28	18.50	19.05	19.75	19.00	6.62



# DEPARTAMENTO ESTRUCTURAS

Enrique Ariza Galván  
Coral García Macías

# ESTRUCTURAS

- Método completo: Iteración con W/S constante

**ResultadosMM**

**RESULTADOS**

Modelo: RevAer

**Peso en vacío**

Media+Refuerzos | Media

Estructura			Sistemas		
Peso ala	221.442	Kg	Fly control s.	84.7318	Kg
Peso HTP	30.241	Kg	Sist hidraulico	26.0555	Kg
Peso VTP	35.8249	Kg	Instrumentación	84.5334	Kg
Peso fuselaje	412.223	Kg	electricidad	222.643	Kg
Peso Tren	283.041	Kg	api	247.288	Kg
Peso motores	927.699	Kg	oxigeno	17.8133	Kg
Peso Canard	0	Kg	Apu	15.3964	Kg
Westructura	1910.47	Kg	Furnishing	260.976	Kg
W Sistemas	1213.6	Kg	baggage	83.5345	Kg
Wempty	3124.07	Kg	Optem	170.628	Kg

**Peso total**

Resultado

Westructura	1832.99	Kg
W refuerzos	77.4827	Kg
W sistemas	1213.6	Kg
W crew	251.744	Kg
W payload	308.897	Kg
Wfuel	1053.39	Kg
MTOW	4735.1	Kg
S	13.0506	m <sup>2</sup>
W/S	363	Kg/m <sup>2</sup>

Superficie y peso en funcion de W/S

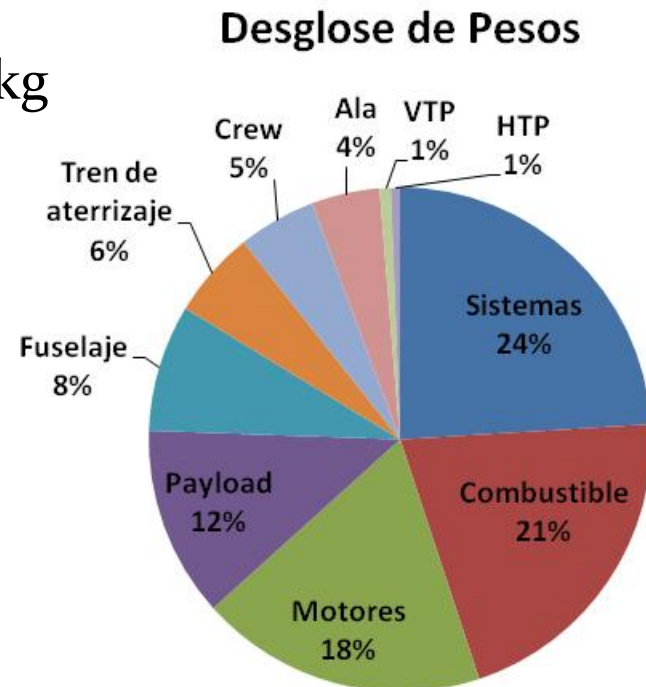
363 | 12.9961 m<sup>2</sup> | 4735.06 Kg

Iterar

Guardar Resultado | Ayuda | Salir

# ESTRUCTURAS

- Resultados:
  - Peso MTOW: 4735.51 kg
  - Superficie alar: 13 m<sup>2</sup>
  - Carga alar W/S: 363 kg/m<sup>2</sup>
  - Peso de combustible: 1053.32 kg
  - Peso en vacío: 3120.67 kg



# ESTRUCTURAS

- Comparación con aviones similares.

**P.180 Avanti**



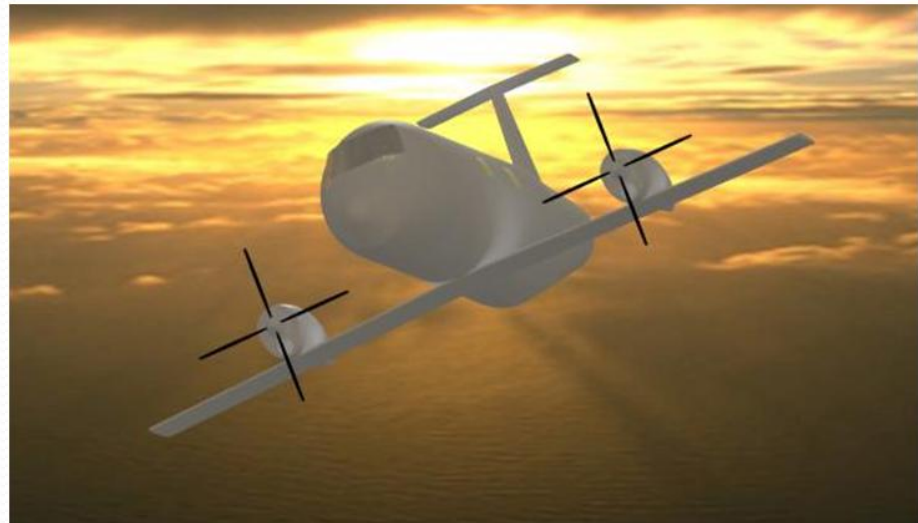
**Peso en vacío: 3400kg**

**Beechcraft Starship**



**Peso en vacío: 4574 kg**

**RA-15**



**Peso en vacío: 3120 kg**

**Peso máximo en despegue: 4735 kg**

**Alcance: 1500 millas**

**Velocidad en crucero: 709 km/h**

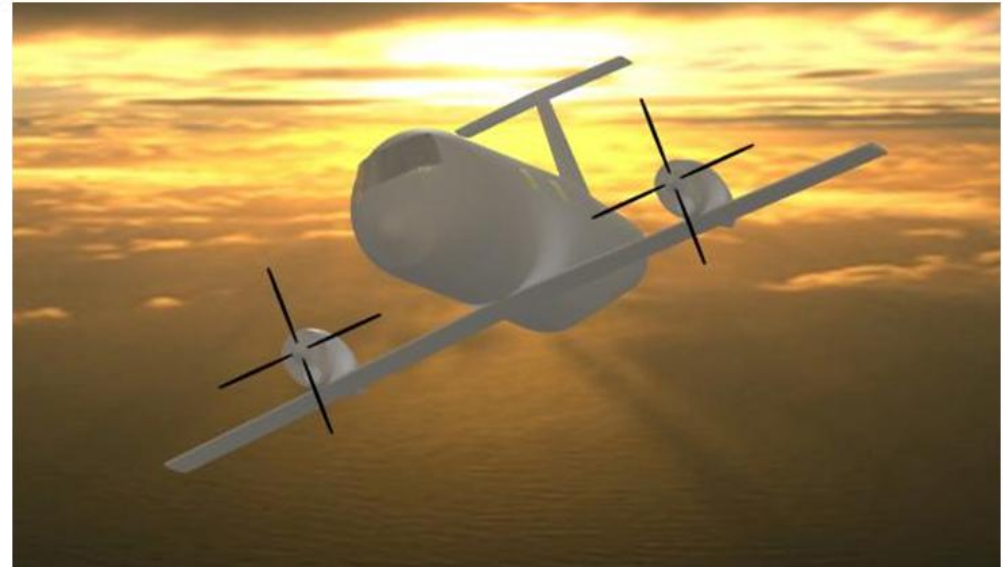


# ESTRUCTURAS

- Comparación con aviones similares.

## RA-15

King Air



Peso en vacío: 3150 kg  
Peso máximo en despegue: 4580 kg  
Alcance: 1260 millas  
Velocidad en crucero: 416 km/h

Peso en vacío: 3120 kg  
Peso máximo en despegue: 4735 kg  
Alcance: 1200 millas  
Velocidad en crucero: 709 km/h

# ESTRUCTURAS

- Centro de gravedad:

Longitud del fuselaje: 12.5 m

### Elementos de la aeronave

	Peso (Kg)	Posición CG(m)
Ala	221.442	5.6
HTP	30.241	11.157
VTP	35.8249	11.173
Fuselaje	412.223	5.85
Tren aterrizaje	283.041	6.7
Motores	927.699	5.7
Crew	251.744	3
Payload	308.897	6
Fuel	1053.32	5.6

### Sistemas

	Peso(kg)	Posición CG (m)
Fly control s.	84.7318	7
Sist hidraulico	26.0555	6.5
Instrumentación	84.5334	2
Electricidad	222.643	6.5
Api	247.288	10.5
Oxigeno	17.8133	9.5
Apu	15.3964	11.5
Furnishing	260.976	7.2
Baggage cargo	83.5345	8.5
Opitem	170.628	4.5

### Resultados CG

#### CG estructura

6.05794 m

48.4635 %

#### CG vacío

6.48255 m

51.8604 %

#### CG zero fuel

6.20416 m

49.6333 %

#### CG

6.06985 m

48.5588 %

4738.03 Kg

# ESTRUCTURAS

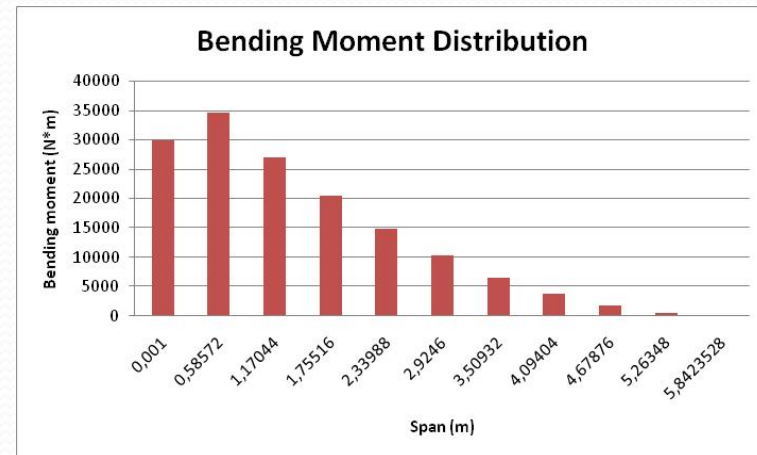
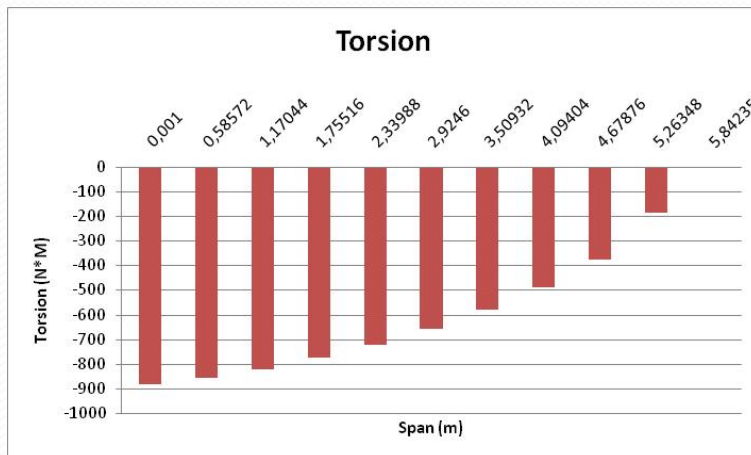
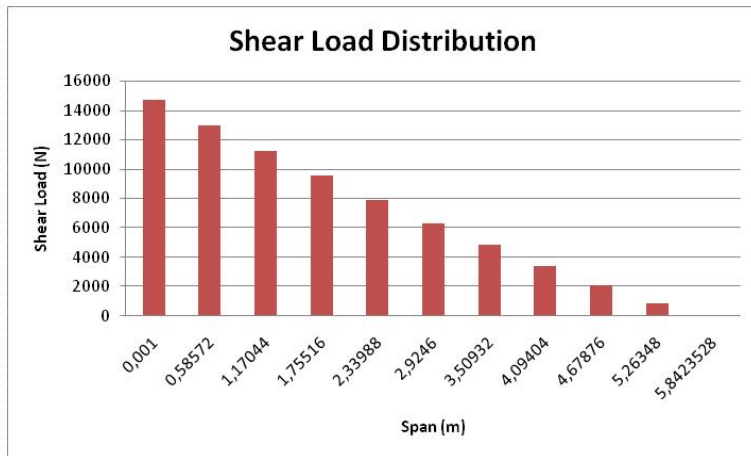
- Resultados: Envolverte del CG (Medidos desde el morro.)

CG estructura	CG vacío
6.057 m	6.4825 m

CG sin combustible y sin payload	CG con combustible y sin payload	CG con payload y sin combustible	CG con combustible y payload
6.223 m	6.074 m	6.204 m	6.07 m

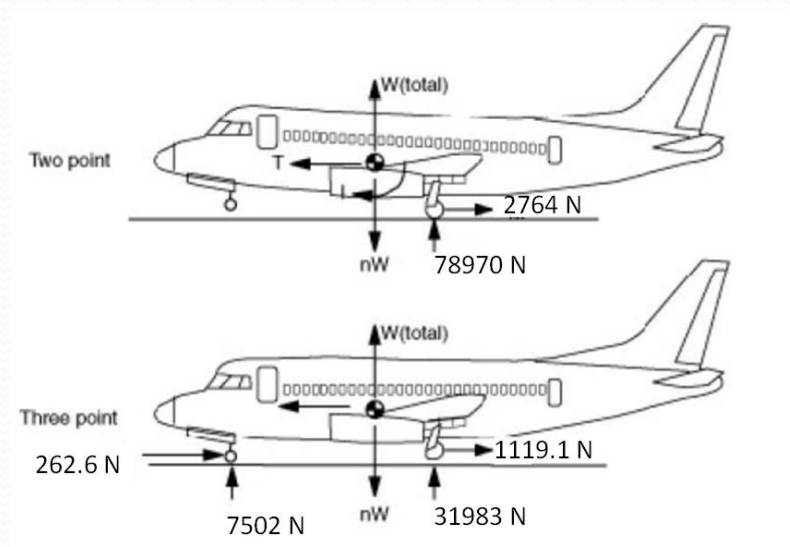
# ESTRUCTURAS

- Cargas aerodinámicas.



# ESTRUCTURAS

- Cargas estructurales.
  - Aterrizaje: 2 y 3 puntos.



<b>Axil (N)</b>	<b>78970</b>
<b>Cortante (N)</b>	<b>2764</b>
<b>Flector (Nm)</b>	<b>2953.3</b>

Principal

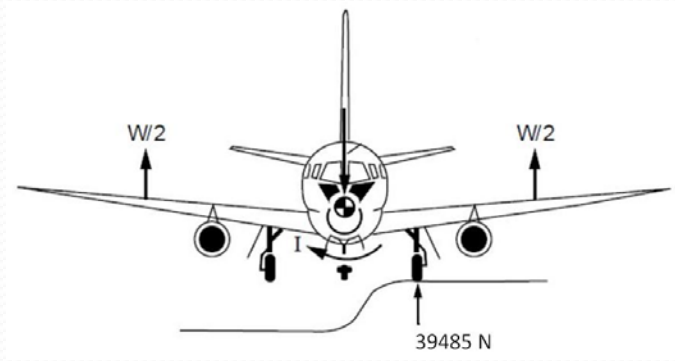
<b>Axil (N)</b>	<b>31983</b>
<b>Cortante (N)</b>	<b>1119.4</b>
<b>Flector (Nm)</b>	<b>1196</b>

Morro

<b>Axil (N)</b>	<b>7502</b>
<b>Cortante (N)</b>	<b>262.6</b>
<b>Flector (Nm)</b>	<b>280.6</b>

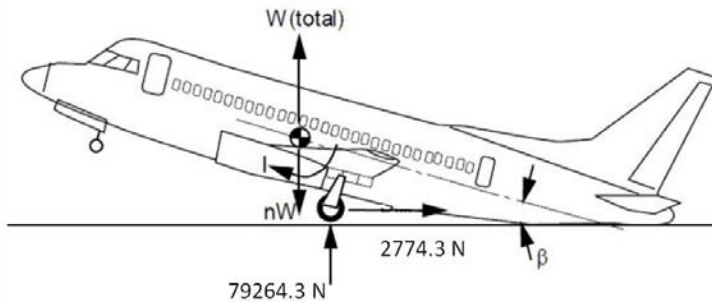
# ESTRUCTURAS

- Cargas estructurales.
  - Aterrizaje: 1 rueda.



Axil (N)	39485
----------	-------

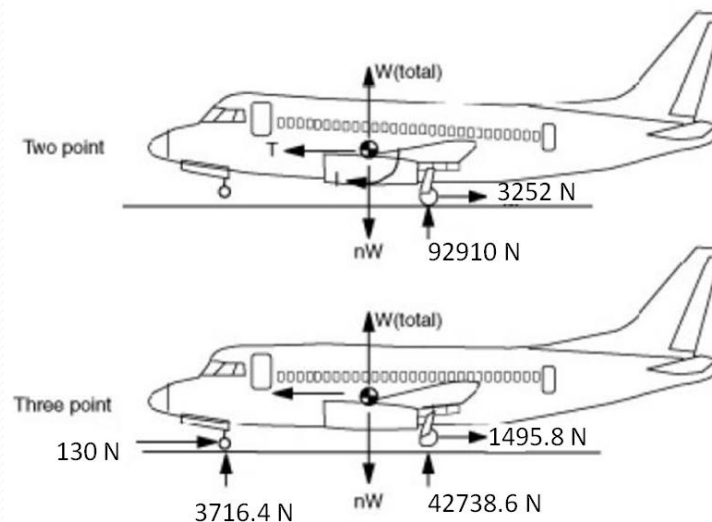
- Tail down landing.



Axil (N)	79264.3
Cortante (N)	2774.3
Flector (Nm)	2964.3

# ESTRUCTURAS

- Cargas estructurales.
  - Carrera de despegue: 2 y 3 puntos.



<b>Axil (N)</b>	<b>92910</b>
<b>Cortante (N)</b>	<b>3251.2</b>
<b>Flector (Nm)</b>	<b>3474.8</b>

Principal

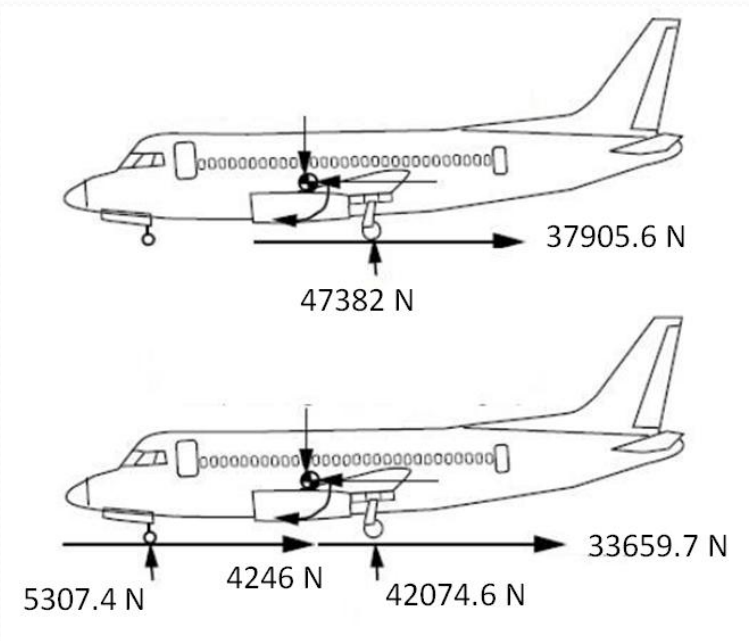
<b>Axil (N)</b>	<b>42738.6</b>
<b>Cortante (N)</b>	<b>1495.8</b>
<b>Flector (Nm)</b>	<b>1598.3</b>

Morro

<b>Axil (N)</b>	<b>3716.4</b>
<b>Cortante (N)</b>	<b>130</b>
<b>Flector (Nm)</b>	<b>139</b>

# ESTRUCTURAS

- Cargas estructurales.
  - Broken roll: 2 y 3 puntos.



<b>Axil (N)</b>	<b>47382</b>
<b>Cortante (N)</b>	<b>37905.6</b>
<b>Flector (Nm)</b>	<b>40502.1</b>

Principal

<b>Axil (N)</b>	<b>42074.6</b>
<b>Cortante (N)</b>	<b>33659.7</b>
<b>Flector (Nm)</b>	<b>35965.4</b>

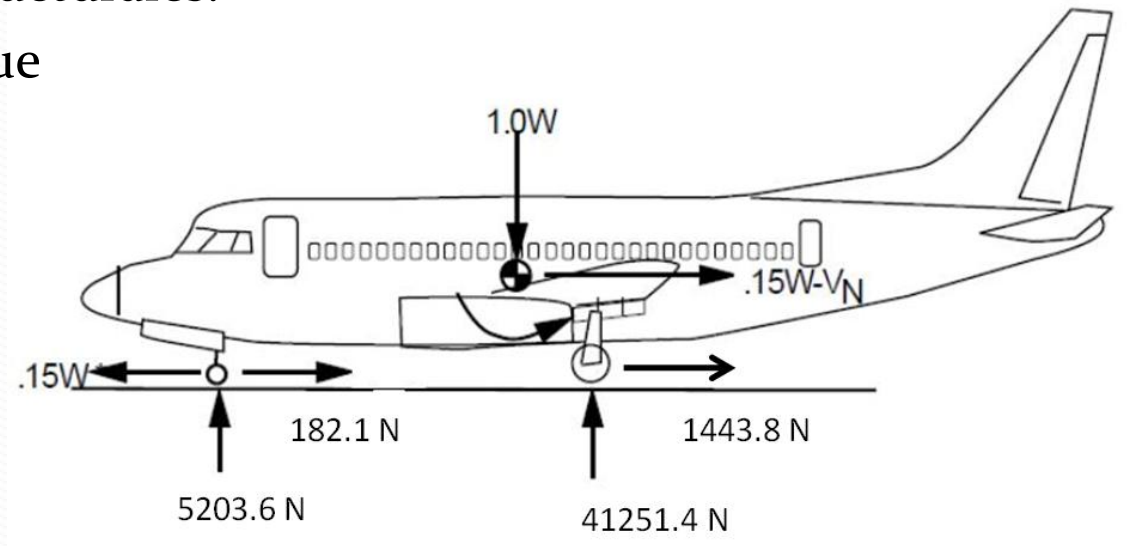
Morro

<b>Axil (N)</b>	<b>5307.4</b>
<b>Cortante (N)</b>	<b>4246</b>
<b>Flector (Nm)</b>	<b>4536.8</b>



# ESTRUCTURAS

- Cargas estructurales.
  - Remolque



Morro

Axil (N)	5203.6
Cortante (N)	59045.4
Flector (Nm)	63090

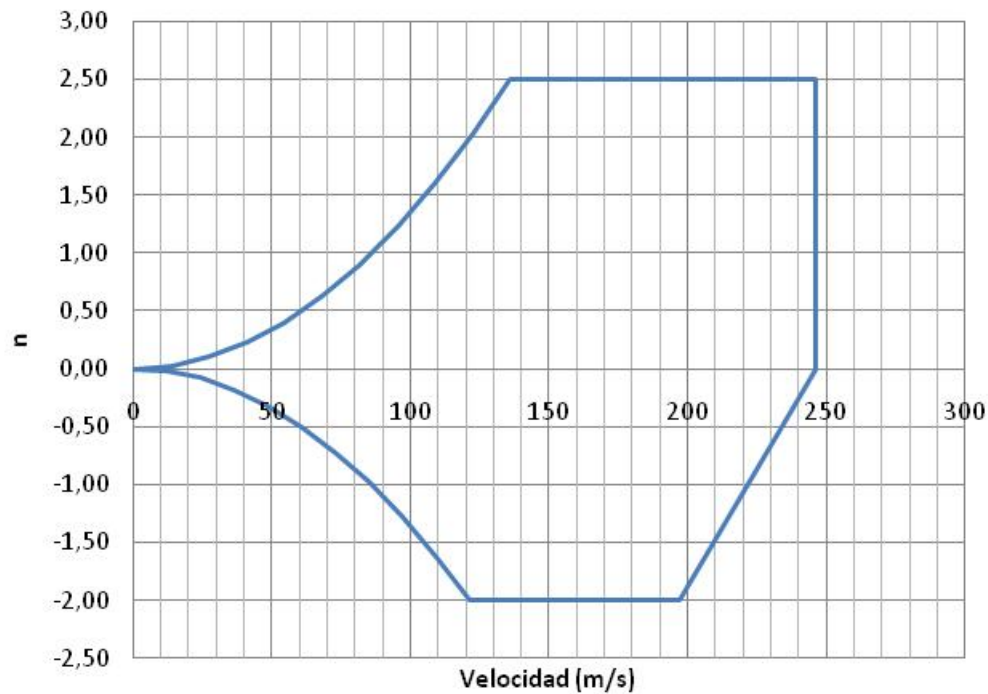
Principal

Axil (N)	41251,4
Cortante (N)	1443.8
Flector (Nm)	1542.7

# ESTRUCTURAS

- Diagrama V-n:

Gráfica V-n

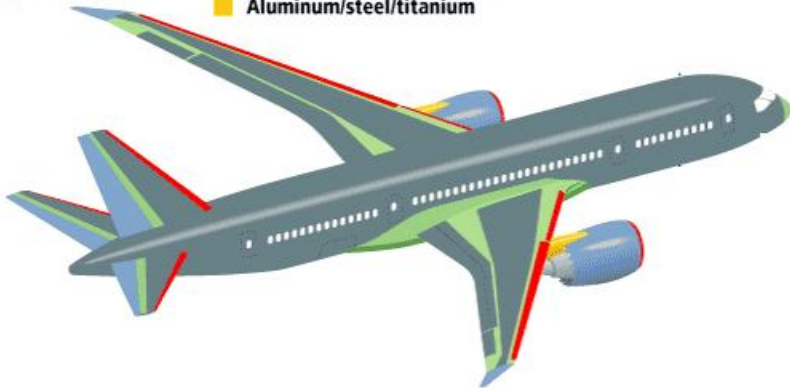


Flight Condition	Airspeed m/s	Normal Accel 'g'
Point S	85,92	1
Point A	135,851448	2,50
Point C	197	2,50
Point D	246,25	2,50
Point E	246,25	0,00
Point F	197	-2,00
Point G	121,509229	-2,00

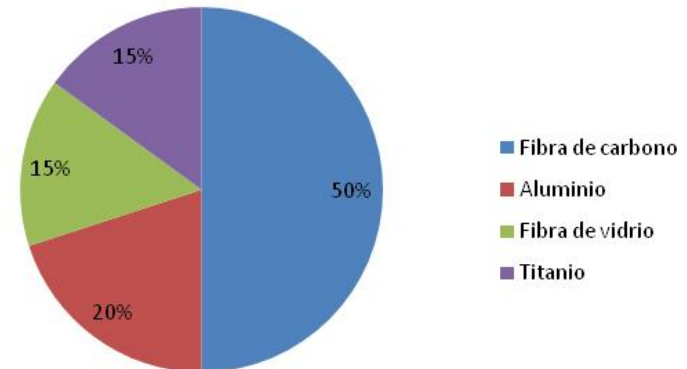
# ESTRUCTURAS

- Lógica empleada en el uso de materiales:

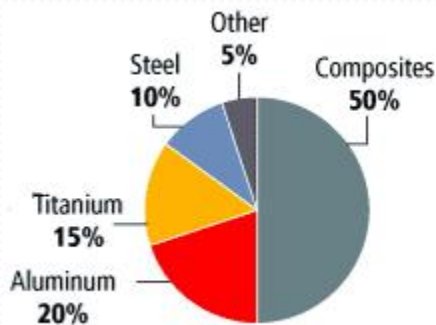
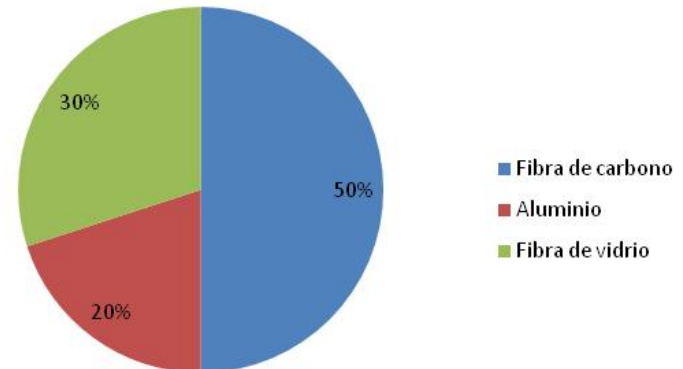
Materials used in 787 body



Materiales empleados en el ala



Materiales empleados en el HTP y VTP





# DEPARTAMENTO ESTABILIDAD Y CONTROL

Samuel González Leva  
Daniel Medrano Trujillo

# Datos

Concurrencia con Aerodinámica

$$S = 13 \text{ m}^2$$

$$C_{Lopt} = 0.65$$

$$W/qS = 0.4$$



Concurrencia con Estructuras

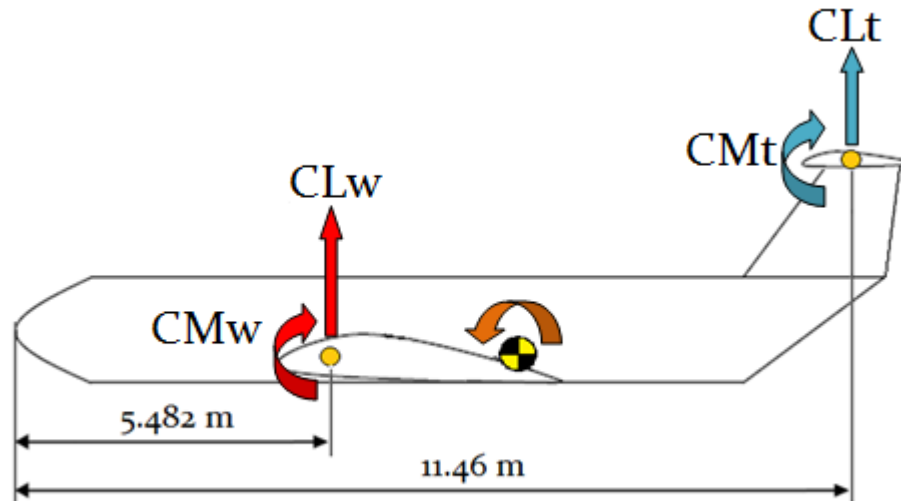
$$x_w = 4.8 \text{ m}^2$$

Parámetros propios

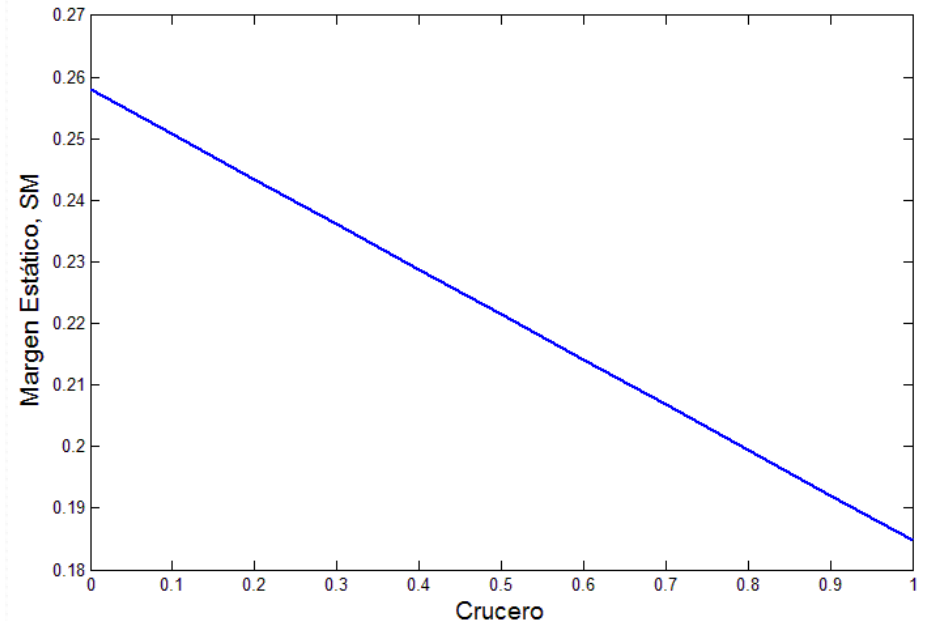
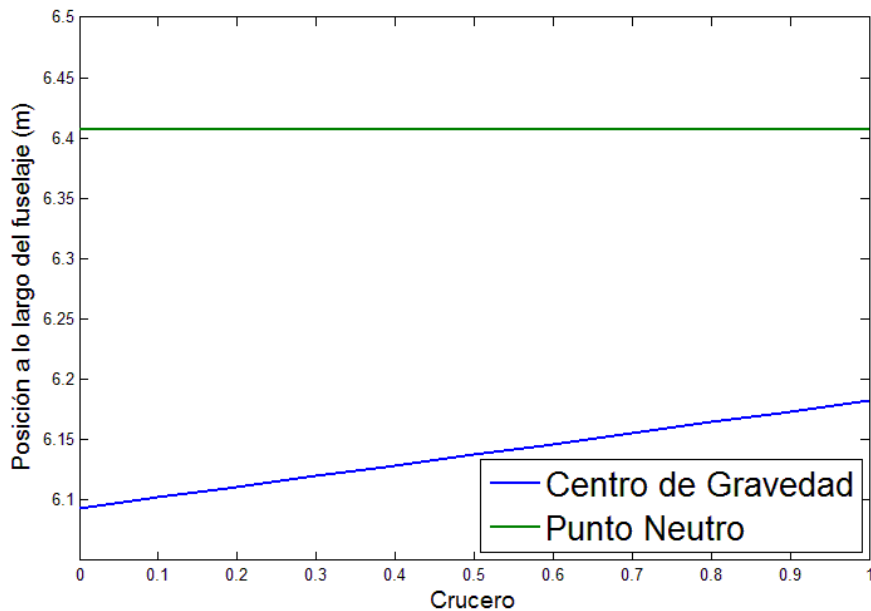
$$N_o = 6.4 \text{ m}$$

$$i_w = 5.1^\circ$$

$$i_t = 2^\circ$$



# Estudio centros de gravedad



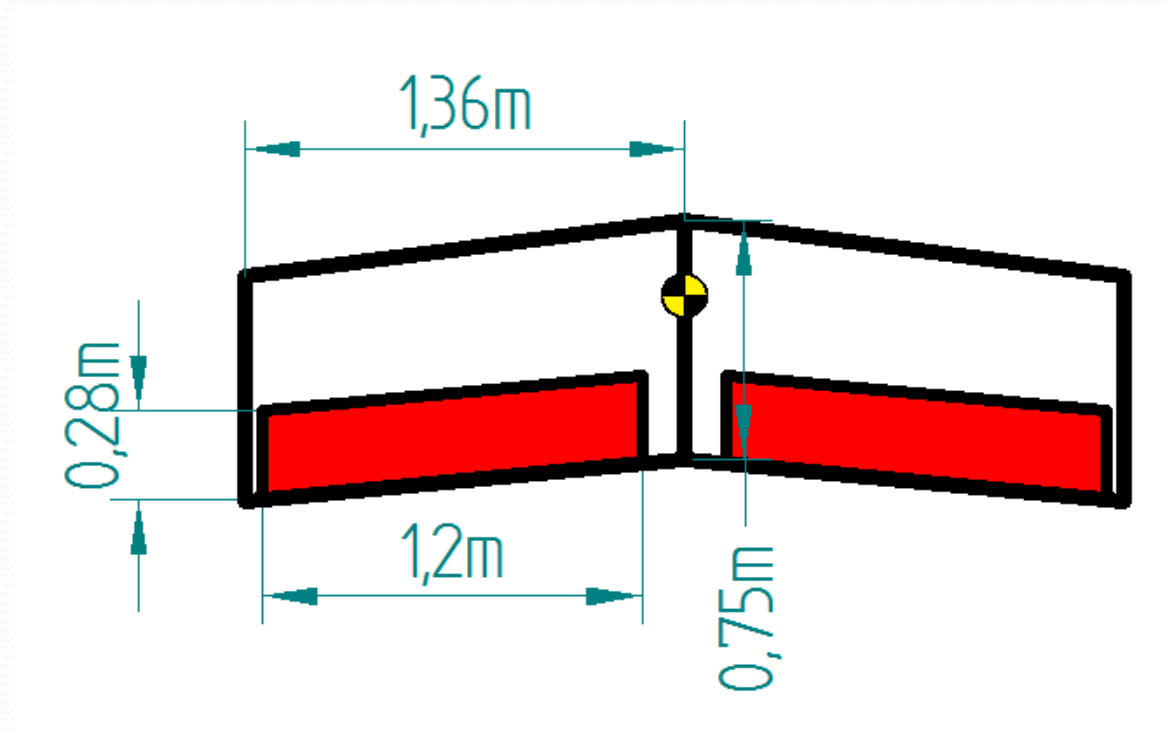
SM inicio del crucero: 26%

SM final del crucero: 18%

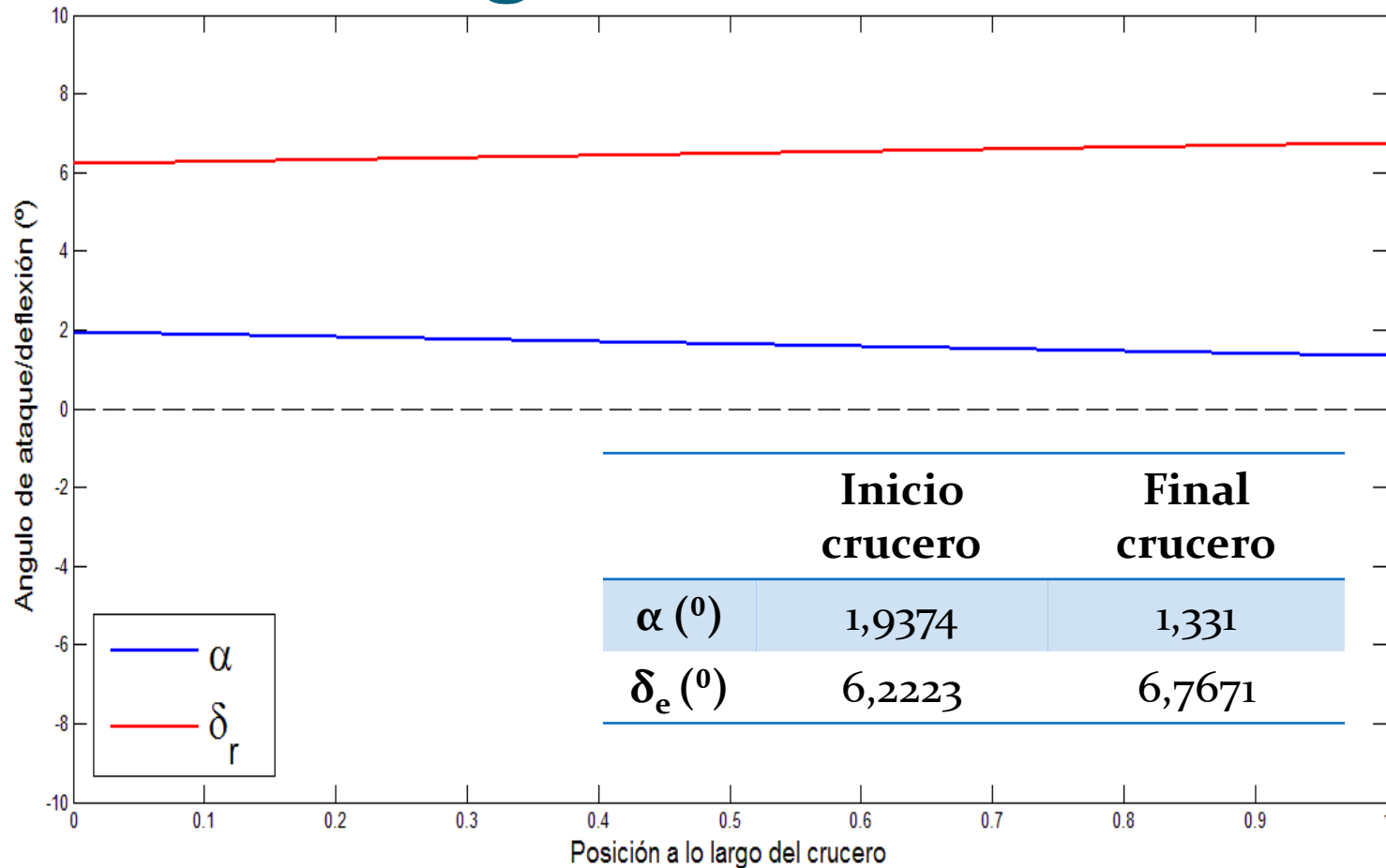
# Modelado longitudinal

$S_e$	0.672 m
$S_H$	2 m
$S_e/S_H$	0.336

$C_{M\delta e}$	$C_{L\delta e}$
0.04125	0.0094

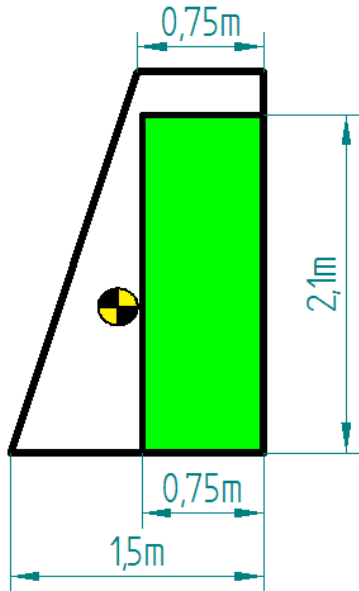


# Estabilidad estática: Trimado longitudinal



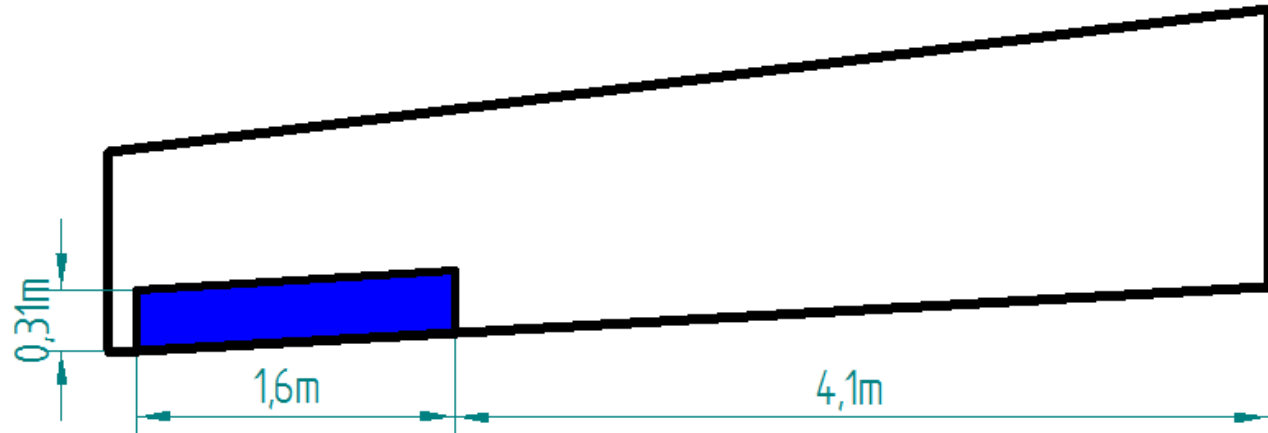


# Modelado lateral-direccional



$S_r$	1.575 m
$S_v$	2.53 m
$S_r/S_v$	0.662

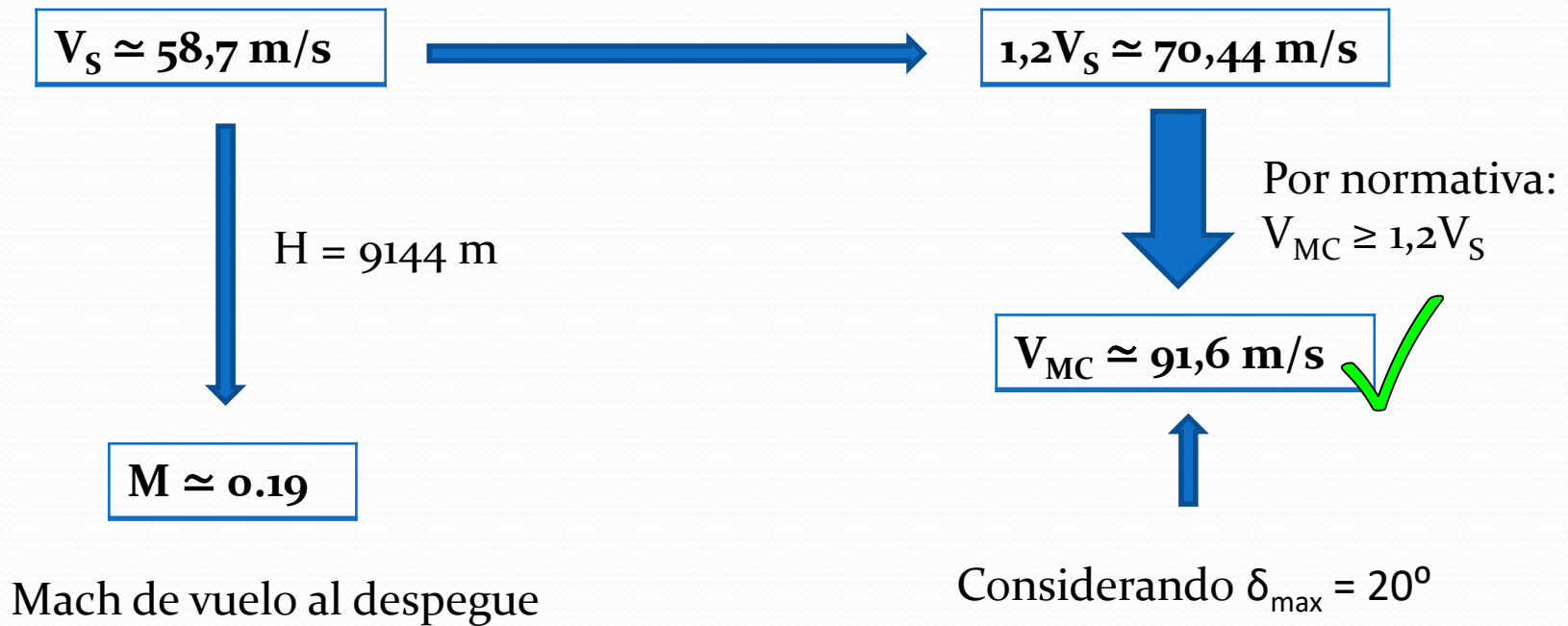
$X_{acV}$  situado a 11.55 m



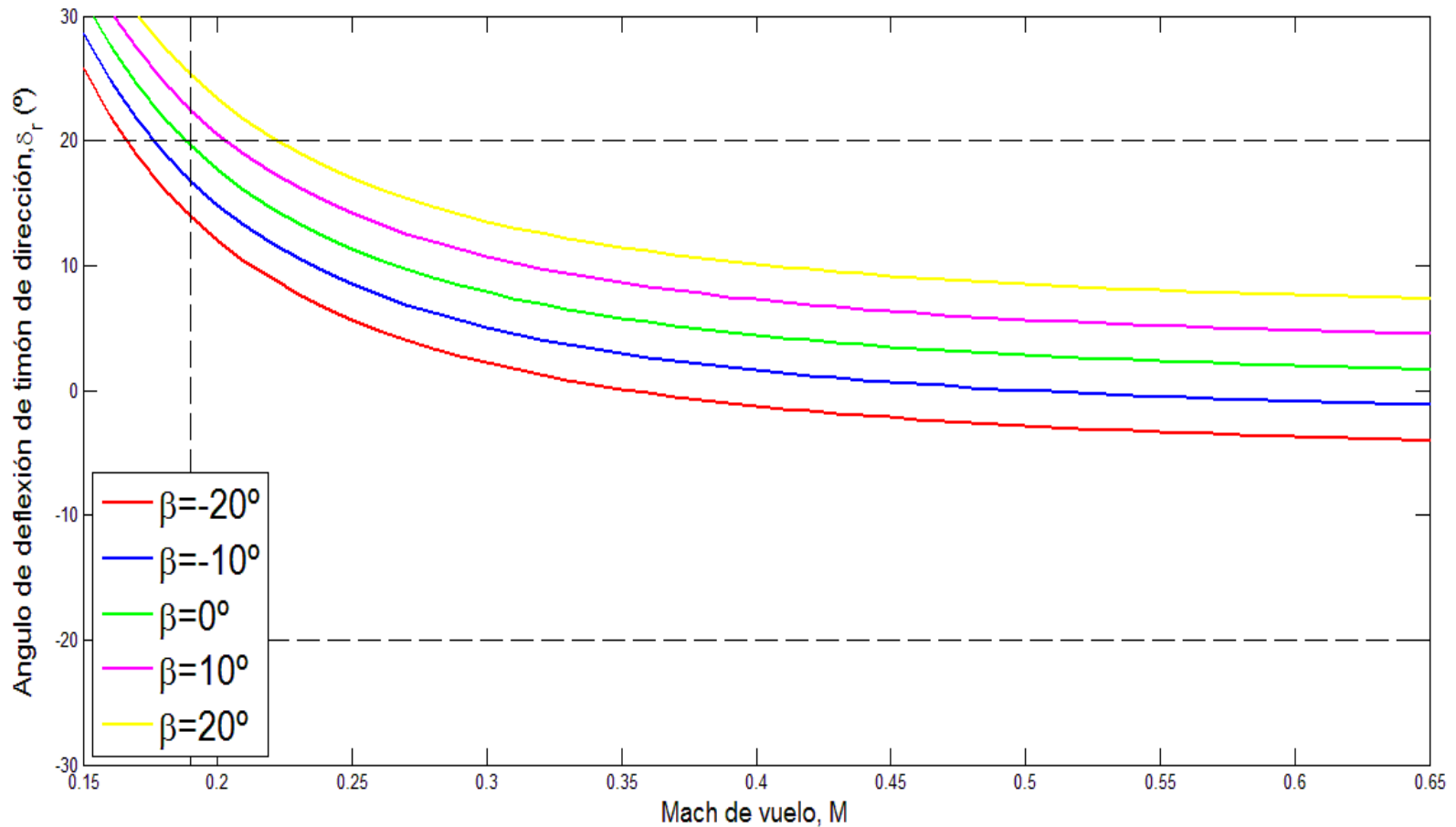
$S_a$	0.5x2 m
$S_w$	13 m
$S_a/S_w$	0.08

Derivadas	$\beta$	$\delta_a$	$\delta_r$
$C_y$	-0.9221	0	0.5998
$C_n$	0.0797	-0.0590	-0.2810
$C_l$	-0.1482	0.3699	0.1385

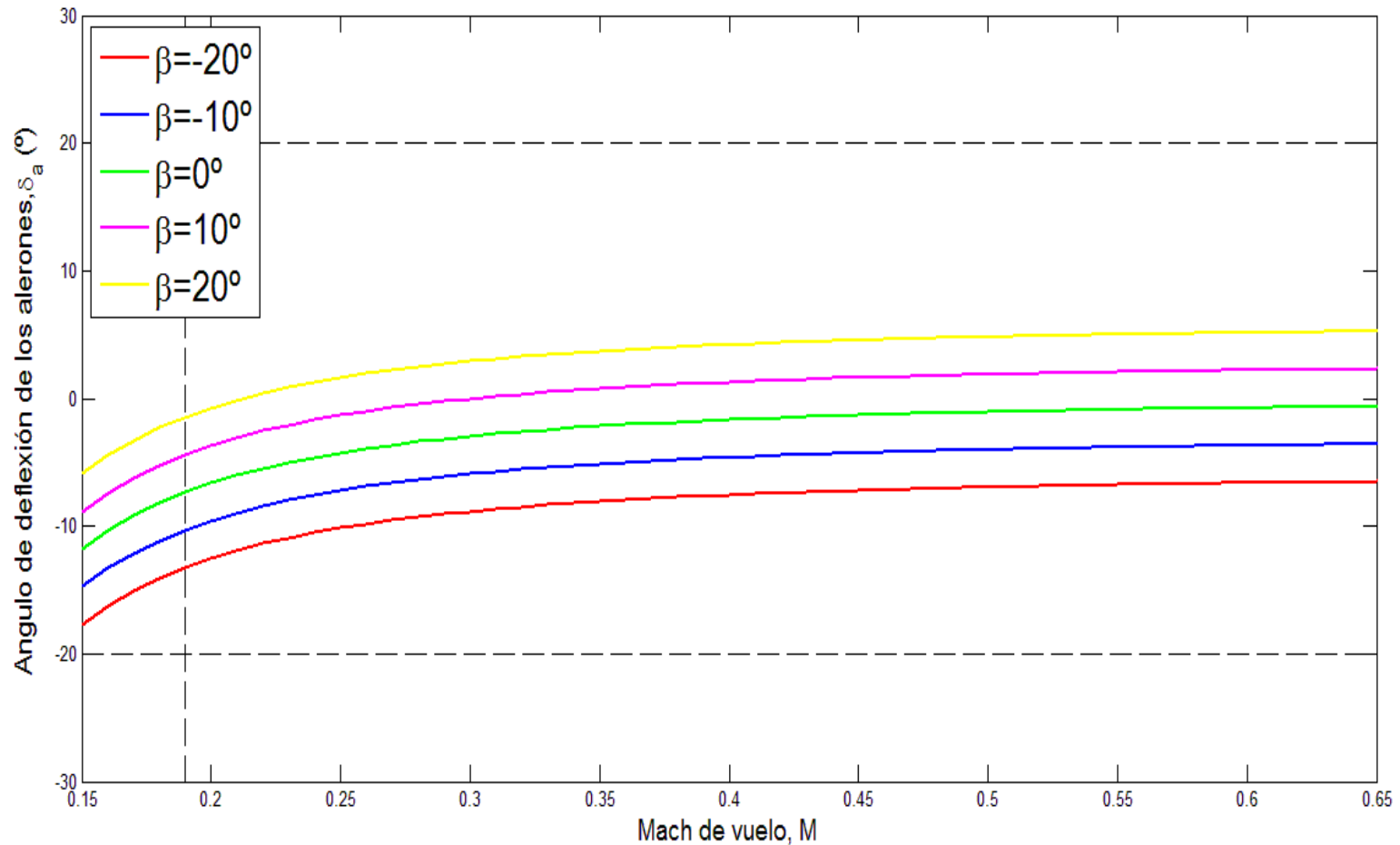
# Estabilidad estática: Trimado lateral-direccional



# Estabilidad estática: Trimado lateral-direccional



# Estabilidad estática: Trimado lateral-direccional



# Estabilidad estática: Trimado lateral-direccional

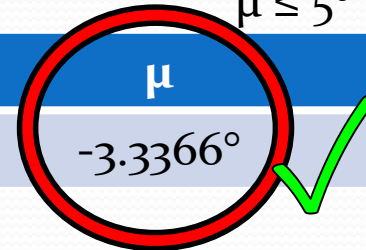
- Valores de trimado

$M=0.65$	$H=9144\text{ m}$	$W=49392\text{ N}$
----------	-------------------	--------------------

- Fallo moto a  $V=1.2V_s$

Por normativa:  
 $\mu \leq 5^\circ$

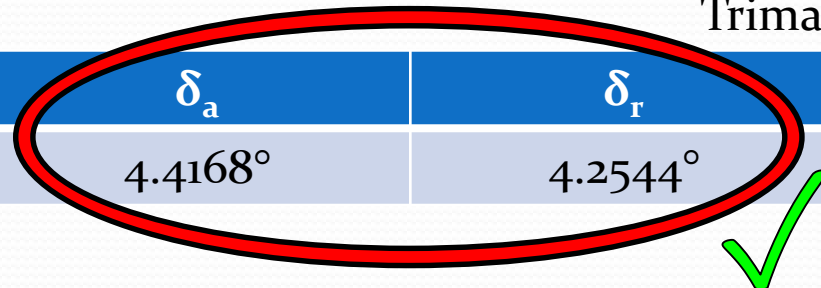
$\delta_a$	$\delta_r$	$\mu$
$-7.3474^\circ$	$19.6232^\circ$	$-3.3366^\circ$



- Viento cruzado

Por normativa:  
Trimable para  $\beta = 15^\circ$

$\beta$	$\delta_a$	$\delta_r$
$15^\circ$	$4.4168^\circ$	$4.2544^\circ$



# Estudio estabilidad dinámica longitudinal

- ✓ Autovalores complejos conjugados con parte real negativa

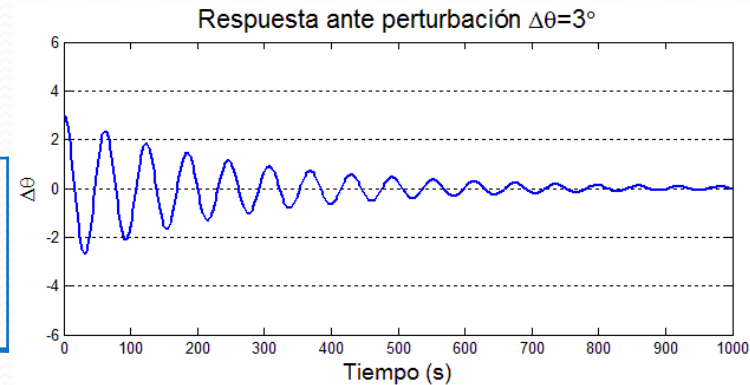
$$S_1 = -0,006 + 0,106 i$$

$$S_2 = -0,006 - 0,106 i$$

**Modo fugoide:**

$$\omega_{PH} = 0,053$$

$$\xi_{PH} = 0,106$$



- ✓ Autovalores complejos conjugados con parte real negativa

$$S_3 = -0,231 + 1,899 i$$

$$S_4 = -0,231 - 1,899 i$$

**Modo de corto periodo:**

$$\omega_{SP} = 0,112$$

$$\xi_{SP} = 1,913$$

# Estudio estabilidad dinámica lateral-direccional

- ✓ Autovalor nulo

$$S_1 = 0$$

- ✓ Autovalor real negativo de módulo grande

$$S_2 = -0,167$$

- ✓ Autovalor real de módulo pequeño

$$S_3 = -0,014$$

- ✓ Autovalores complejos conjugados con parte real negativa

$$S_4 = -0,029 + 0,557 i$$

$$S_5 = -0,029 - 0,557 i$$

**Modo de balanceo holandés:**

$$\omega_{DR} = 0,559$$

$$\xi_{DR} = 0,159$$





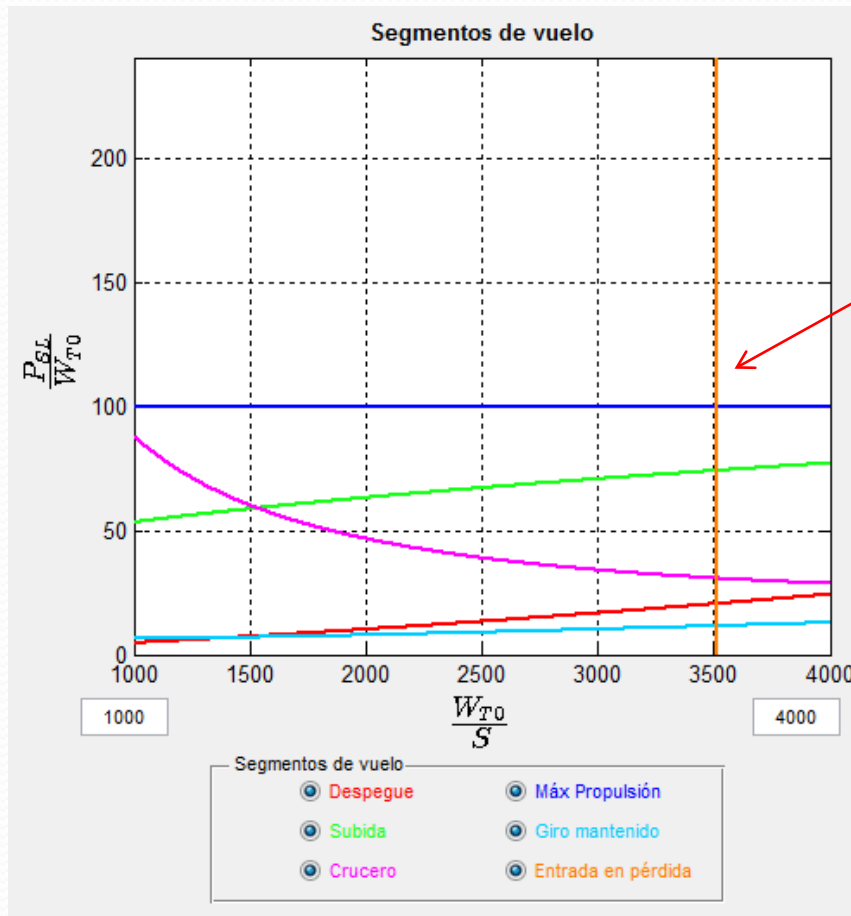
# DEPARTAMENTO ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

José Manuel Lagares Solís  
Juan Carlos Martos Cabrera



# ACTUACIONES

- Selección de carga alar



Carga Alar: 363 kg/m<sup>3</sup>

# ACTUACIONES

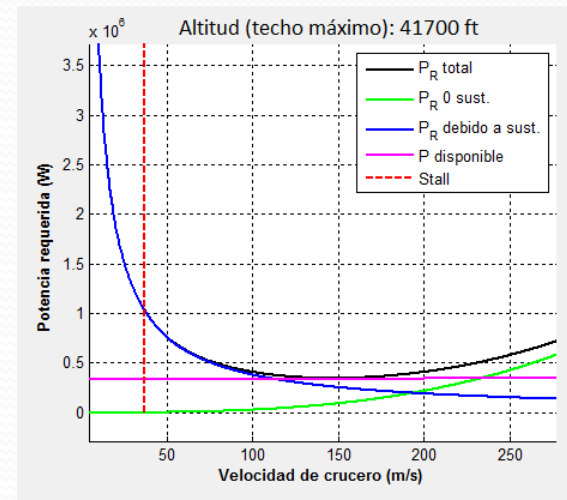
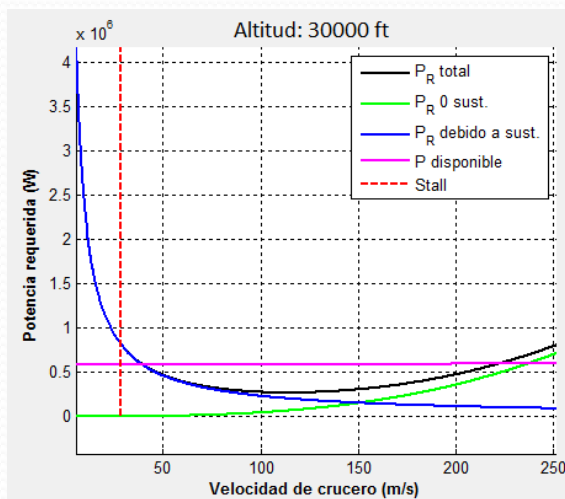
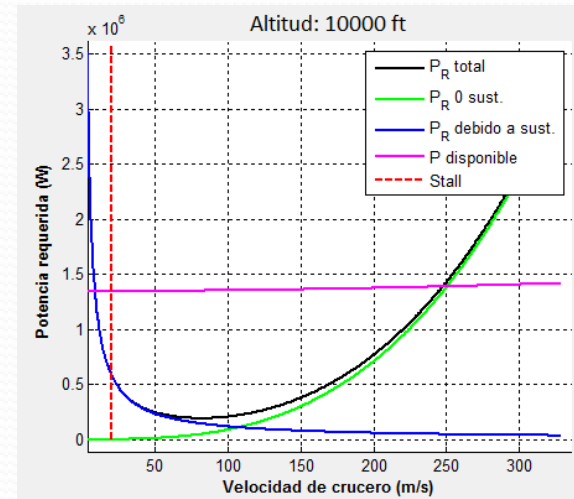
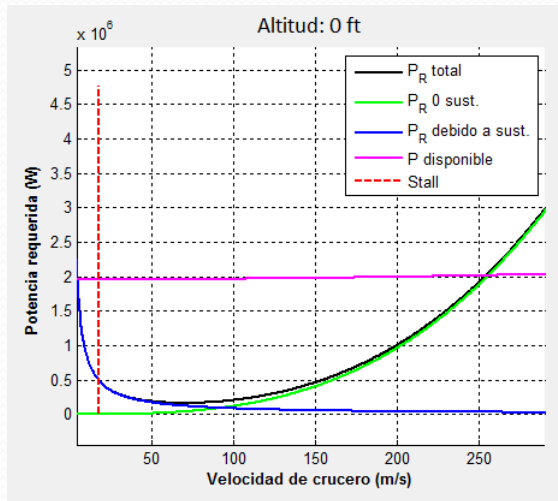
- Análisis y selección de planta de potencia

MOTOR	POWER (hp)	SFC (lb/hp hr)	LENGTH (in)	DIAMETER (in)	WEIGHT (lb)
TPE331-14B	1312	0.515	53	32	620
CTS800-2 (Helicopter)	1360	0.448	31.5	26.8	330
PT6A-65R	1376	75	19	481	



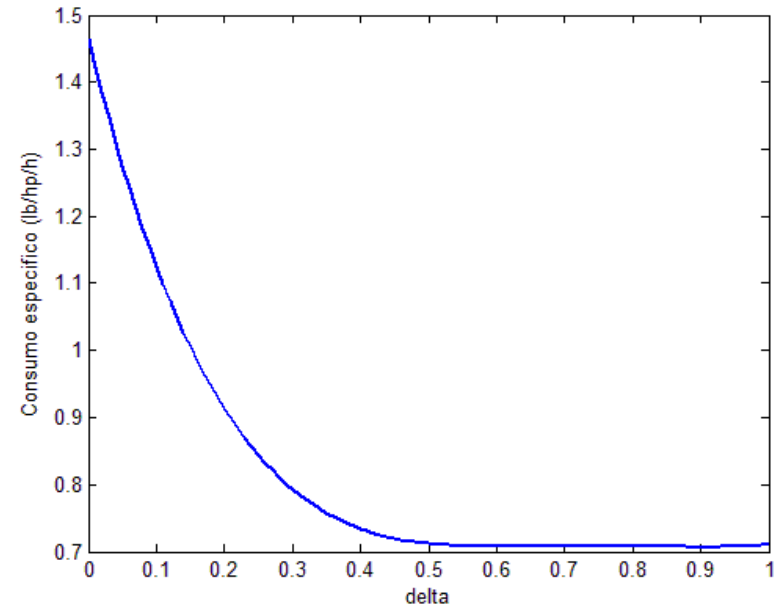
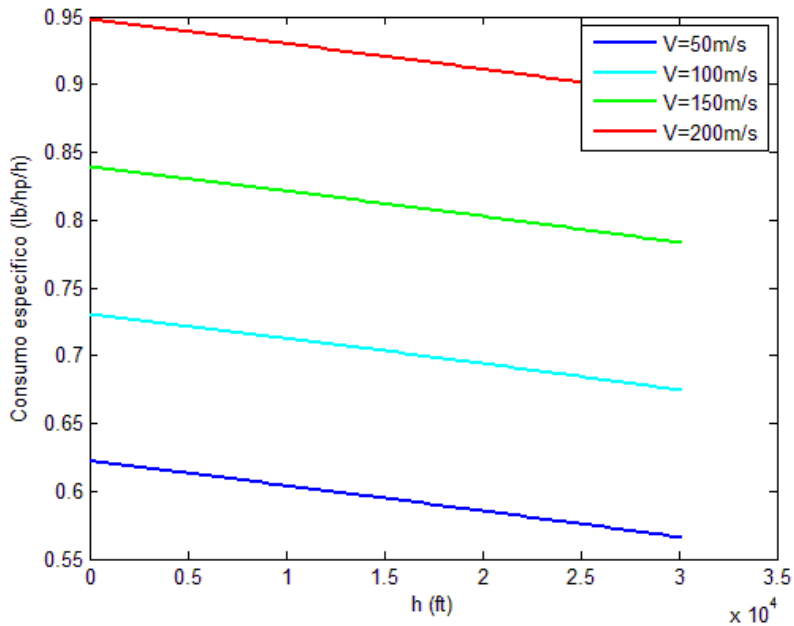
# ACTUACIONES

- Curvas de actuaciones



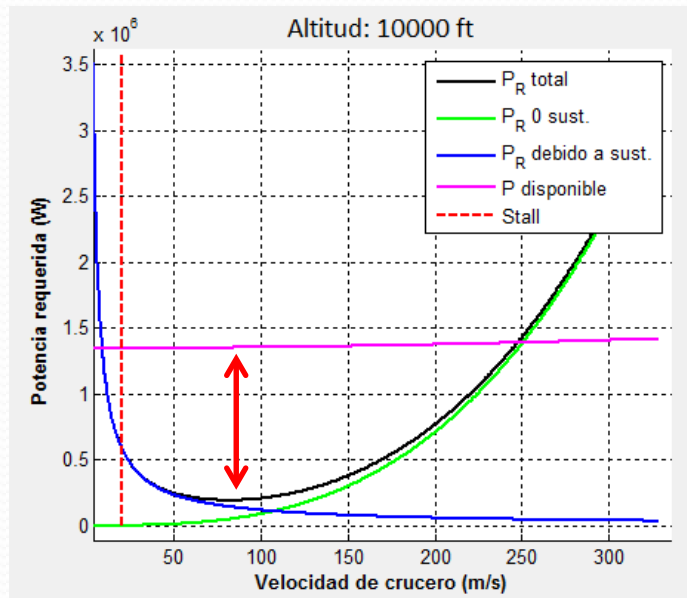
# ACTUACIONES

- Estudio consumos de combustible

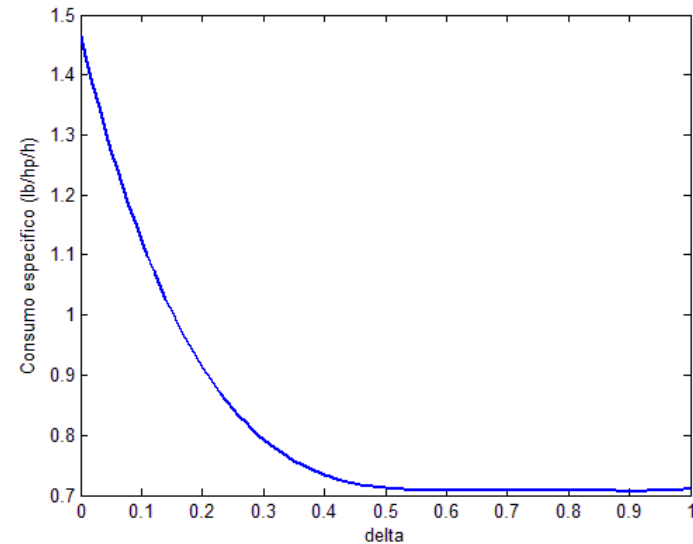


# ACTUACIONES

- Optimización de operaciones: Subidas
  - Subidas realizadas a ángulos y velocidades óptimas



Velocidades tales que se tenga el mayor exceso de potencia en media



Ángulos para los que se consiga unas posiciones de palanca de bajo consumo específico

# ACTUACIONES

- Optimización de operaciones: altitud y Mach óptimos  
Fijando la altitud:  $h=26500$  ft

TOTAL		M=0.52
Peso inicial:	4531.0298 (kg)	
Fuel consumido total:	763.303 (kg)	
Distancia recorrida total:	2182203.2843 (m)	
Tiempo empleado total:	14399.4635 (s)	
CASM:	416.0908 (centimos de \$)	

El mayor consumo de combustible se compensa con el menor tiempo empleado

TOTAL		M=0.55
Peso inicial:	4594.5811 (kg)	
Fuel consumido total:	820.5413 (kg)	
Distancia recorrida total:	2215366.6166 (m)	
Tiempo empleado total:	14138.6531 (s)	
CASM:	404.3594 (centimos de \$)	

TOTAL		M=0.6
Peso inicial:	4721.447 (kg)	
Fuel consumido total:	934.3504 (kg)	
Distancia recorrida total:	2244548.541 (m)	
Tiempo empleado total:	13395.6286 (s)	
CASM:	382.3151 (centimos de \$)	

CASM baja cuando el Mach sube

# ACTUACIONES

- Optimización de operaciones: altitud y Mach óptimos

Fijando el Mach:  $M=0.6$

TOTAL		h=25000 ft
Peso inicial:	4756.7892 (kg)	
Fuel consumido total:	965.2027 (kg)	
Distancia recorrida total:	2212994.2886 (m)	
Tiempo empleado total:	13094.4861 (s)	
CASM:	380.4524 (centimos de \$)	

Disminuye notablemente el consumo de combustible

TOTAL		h=28000 ft
Peso inicial:	4695.3978 (kg)	
Fuel consumido total:	912.0531 (kg)	
Distancia recorrida total:	2279508.2884 (m)	
Tiempo empleado total:	13719.6577 (s)	
CASM:	384.3783 (centimos de \$)	

TOTAL		h=30000 ft
Peso inicial:	4597.59 (kg)	
Fuel consumido total:	825.114 (kg)	
Distancia recorrida total:	2159458.2558 (m)	
Tiempo empleado total:	12754.476 (s)	
CASM:	376.5709 (centimos de \$)	

Se minimiza el CASM a 30000 ft

# ACTUACIONES

- Optimización de operaciones: altitud y Mach óptimos

TOTAL		M=0.6 y h=26500 ft
Peso inicial:	4721.447	(kg)
Fuel consumido total:	934.3504	(kg)
Distancia recorrida total:	2244548.541	(m)
Tiempo empleado total:	13395.6286	(s)
CASM:	382.3151	(centimos de \$)

**Altitud y Mach de  
diseño**

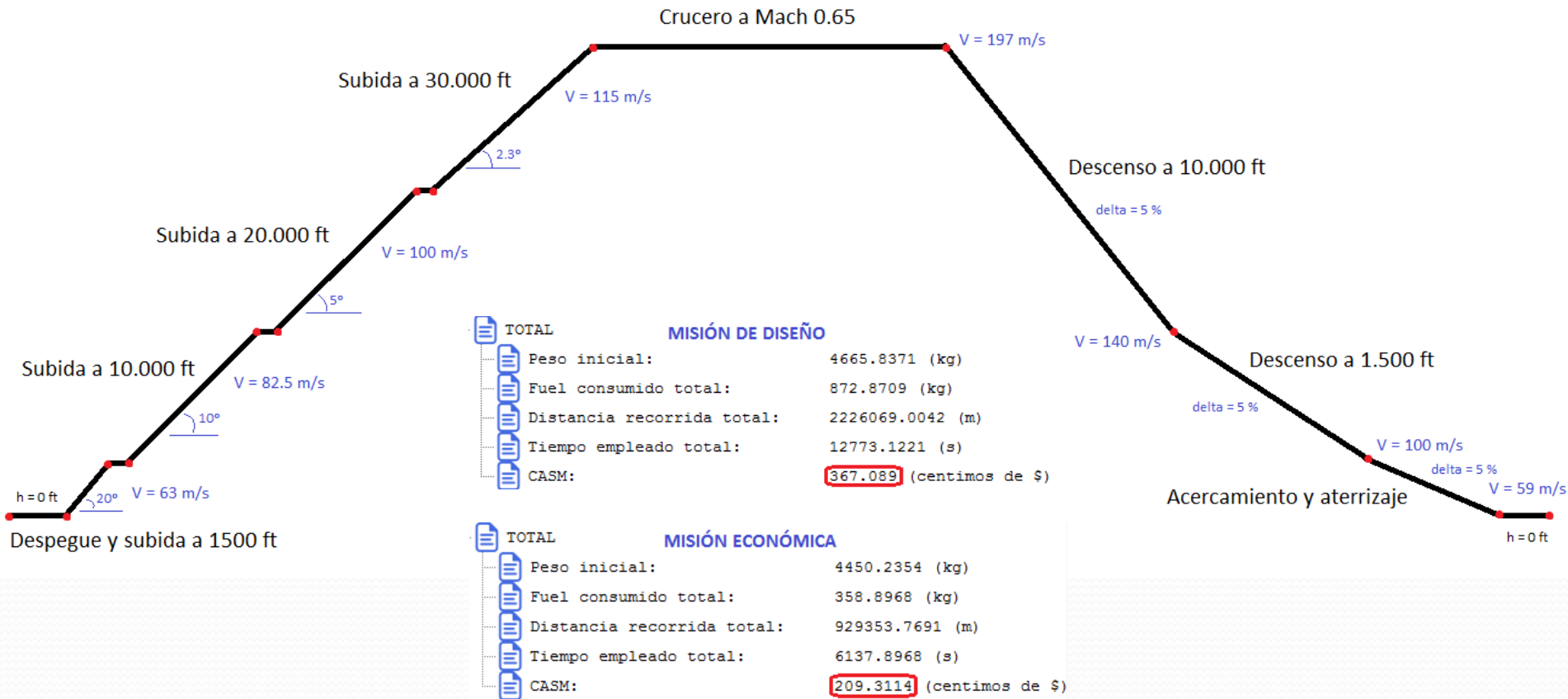
TOTAL		M=0.65 y h=30000 ft
Peso inicial:	4650.2033	(kg)
Fuel consumido total:	862.3461	(kg)
Distancia recorrida total:	2221590.9194	(m)
Tiempo empleado total:	12464.427	(s)
CASM:	359.2244	(centimos de \$)

**Altitud y Mach  
óptimos**



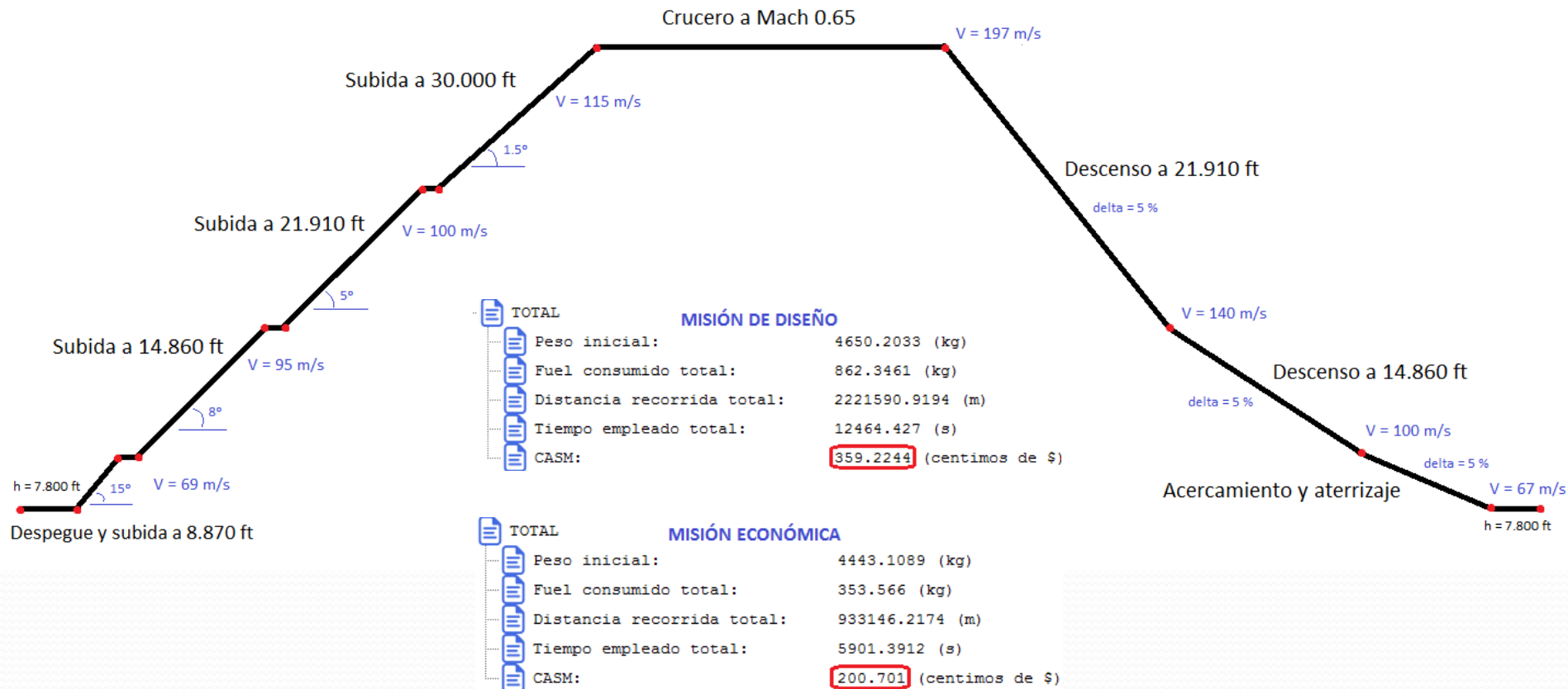
# ACTUACIONES

- Misión completa. Configuración Nominal.



# ACTUACIONES

- Misión completa. Configuración High-Hot.



# ACTUACIONES



- Despegue

TIPO DE MISIÓN	TIEMPO (s)	COMBUSTIBLE (kg)	DISTANCIA (m)
Diseño nominal	16.5	10.6	585.1
Económica nominal	15.3	10.5	527.1
Diseño High-Hot	21	8.4	837.7
Económica High-Hot	19.4	8.3	754.7

Posición de palanca nominal: 50%

Posición de palanca en High-Hot: 60%

Distancias de despegue en RFP:

Misión nominal: 1371 m

Misión High-Hot: 2438 m

**CUMPLE SOBRADAMENTE CON LO PEDIDO EN EL RFP**

# ACTUACIONES

- Subida

TIPO DE MISIÓN	TIEMPO	COMBUSTIBLE (kg)	DISTANCIA (km)
Diseño nominal	1807.2 s $\approx$ 30 min	146.8	226.4
Económica nominal	1713.4 s $\approx$ 30 min	134.1	209.8
Diseño High-Hot	1820.4 s $\approx$ 30 min	134.5	233
Económica High-Hot	1728.9 s $\approx$ 30 min	122.6	216.9

Gradientes de subida empleados en las tres primeras subidas:

-Configuración nominal: 35%, 17.5%, 8.7%

-Configuración High-Hot: 26%, 14%, 8.7%

Gradientes mínimos según el RFP:

1.2% , 3.2%, 3.2%

**CUMPLE SOBRADAMENTE CON LO PEDIDO EN EL RFP**

# ACTUACIONES

## ● Crucero

Crucero	DISEÑO NORMAL
Tiempo empleado:	8753.5999 (s)
Fuel consumido:	674.06 (kg)
Peso final:	37602.0903 (N)
Distancia final:	1724827.4827 (m)
Velocidad media:	197.0618 (m/s)
Palanca media:	0.86673 (-)
Empuje medio:	2144.542 (N)
L/D medio:	19.0476 (-)
Altura:	9145 (m)
Velocidad maxima:	207.6285 (m/s)

Crucero	ECONÓMICA NORMAL
Tiempo empleado:	2248.026 (s)
Fuel consumido:	173.9065 (kg)
Peso final:	40519.0198 (N)
Distancia final:	442955.6956 (m)
Velocidad media:	197.0618 (m/s)
Palanca media:	0.87083 (-)
Empuje medio:	2154.6676 (N)
L/D medio:	19.1992 (-)
Altura:	9145 (m)
Velocidad maxima:	209.3161 (m/s)

Crucero	DISEÑO HIGH HOT
Tiempo empleado:	9032.5719 (s)
Fuel consumido:	694.8332 (kg)
Peso final:	37387.8655 (N)
Distancia final:	1779821.9822 (m)
Velocidad media:	197.0646 (m/s)
Palanca media:	0.86569 (-)
Empuje medio:	2142.2548 (N)
L/D medio:	19.0138 (-)
Altura:	9144 (m)
Velocidad maxima:	207.6453 (m/s)

Crucero	ECONÓMICA HIGH HOT
Tiempo empleado:	2562.6117 (s)
Fuel consumido:	198.1553 (kg)
Peso final:	40345.8291 (N)
Distancia final:	504949.4949 (m)
Velocidad media:	197.0646 (m/s)
Palanca media:	0.87029 (-)
Empuje medio:	2153.6342 (N)
L/D medio:	19.1826 (-)
Altura:	9144 (m)
Velocidad maxima:	209.2705 (m/s)

# ACTUACIONES

- Descenso

TIPO DE MISIÓN	TIEMPO	COMBUSTIBLE (kg)	DISTANCIA (km)
Diseño nominal	2152.4 s $\approx$ 36 min	35.4	272.9
Económica nominal	2115 s $\approx$ 35 min	34.4	274.7
Diseño High-Hot	1543.6 s $\approx$ 26 min	19.9	206.4
Económica High-Hot	1540.4 s $\approx$ 26 min	19.8	209

# ACTUACIONES

- Aterrizaje

TIPO DE MISIÓN	TIEMPO (s)	COMBUSTIBLE (kg)	DISTANCIA (m)
Diseño nominal	43.4	6	1176.4
Económica nominal	46.2	6.1	1282.4
Diseño High-Hot	46.9	4.7	1402.9
Económica High-Hot	50.1	4.8	1535.6

Reversa nominal: 5%

Reversa en High-Hot: 7%

Distancias de despegue en RFP:

Misión nominal: 1371 m

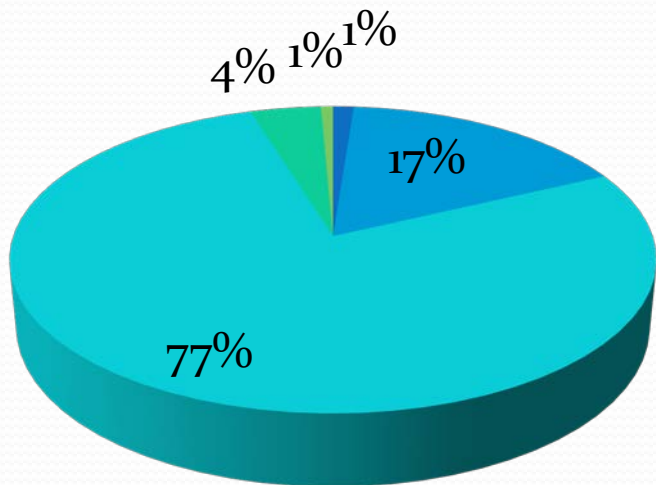
Misión High-Hot: 2438 m

**CUMPLE SOBRADAMENTE CON LO PEDIDO EN EL RFP**

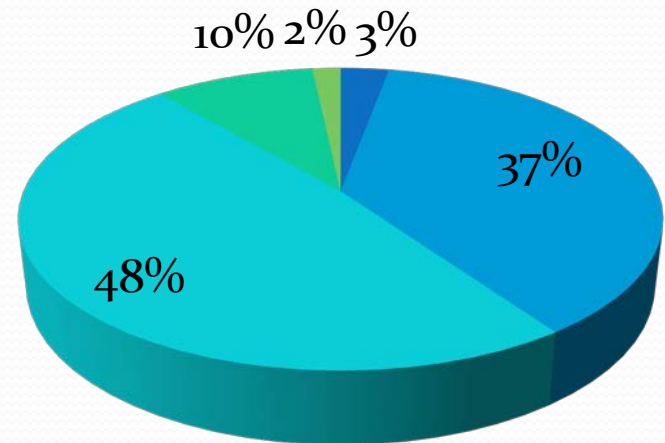
# ACTUACIONES

- Porcentajes de consumos

Misión Diseño



Misión Económica



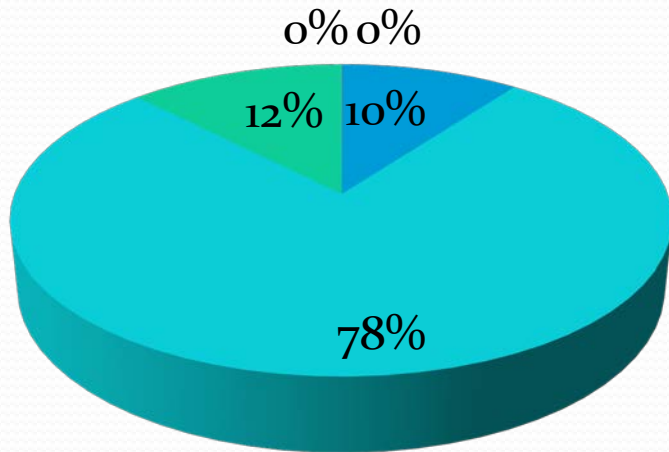
- Despegue
- Subida
- Cruceiro
- Descenso
- Aterrizaje



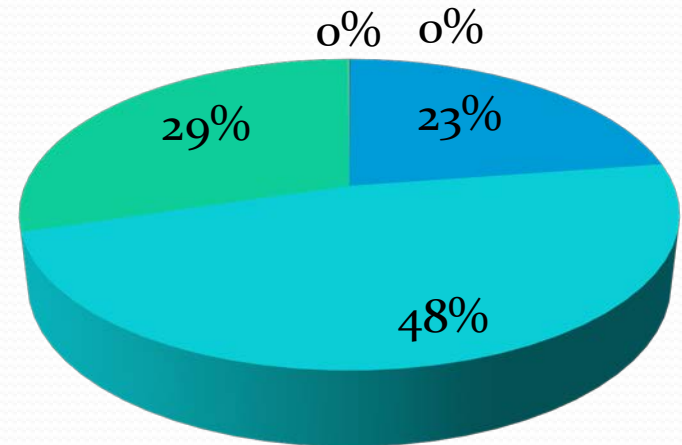
# ACTUACIONES

- Porcentajes de distancias recorridas

Misión Diseño



Misión económica

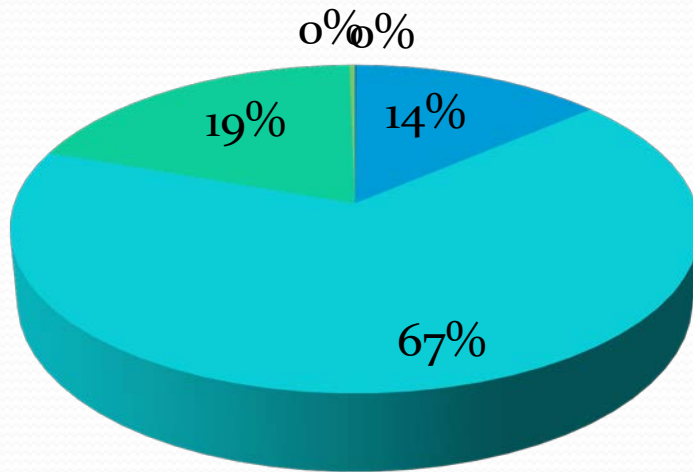


- Despegue
- Subida
- Crucero
- Descenso
- Aterrizaje

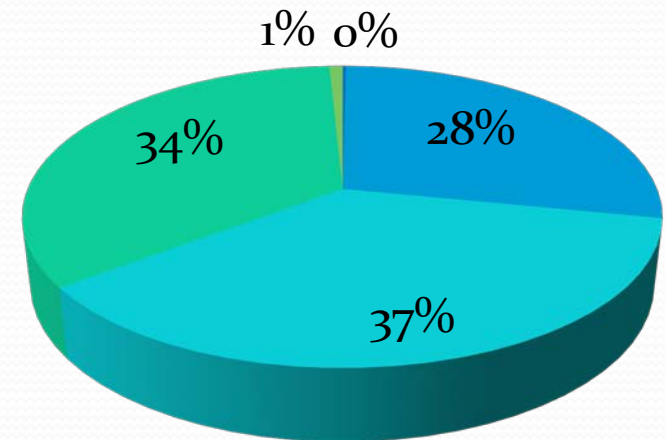
# ACTUACIONES

- Porcentajes de tiempos empleados

Misión Diseño



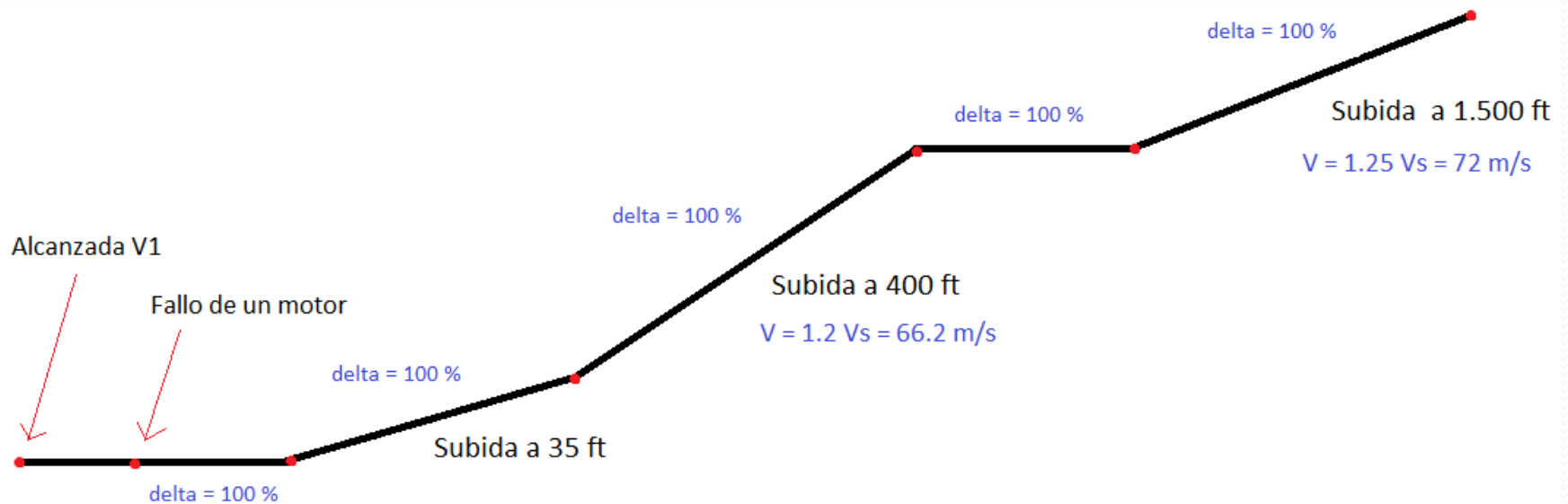
Misión Económica



- Despegue
- Subida
- Crucero
- Descenso
- Aterrizaje

# ACTUACIONES

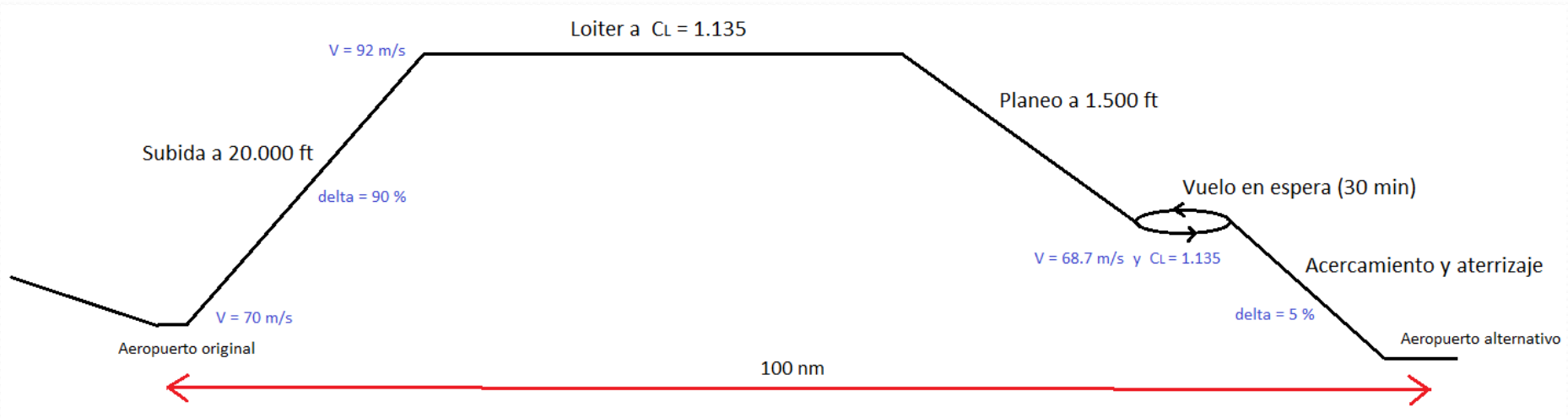
- Cumplimiento de misión. Despegue con un motor.



Misión	Diseño (N)	Económica (N)	Diseño (HH)	Económica (HH)
D_despegue	585.9574 m	528.1037	1074.3793 m	969.1269 m
D_total	23595.4239 m	23489.3124 m	24008.4687 m	23794.3889 m
T_total	337.3409 s	335.3799 s	325.4995 s	321.5119 s

# ACTUACIONES

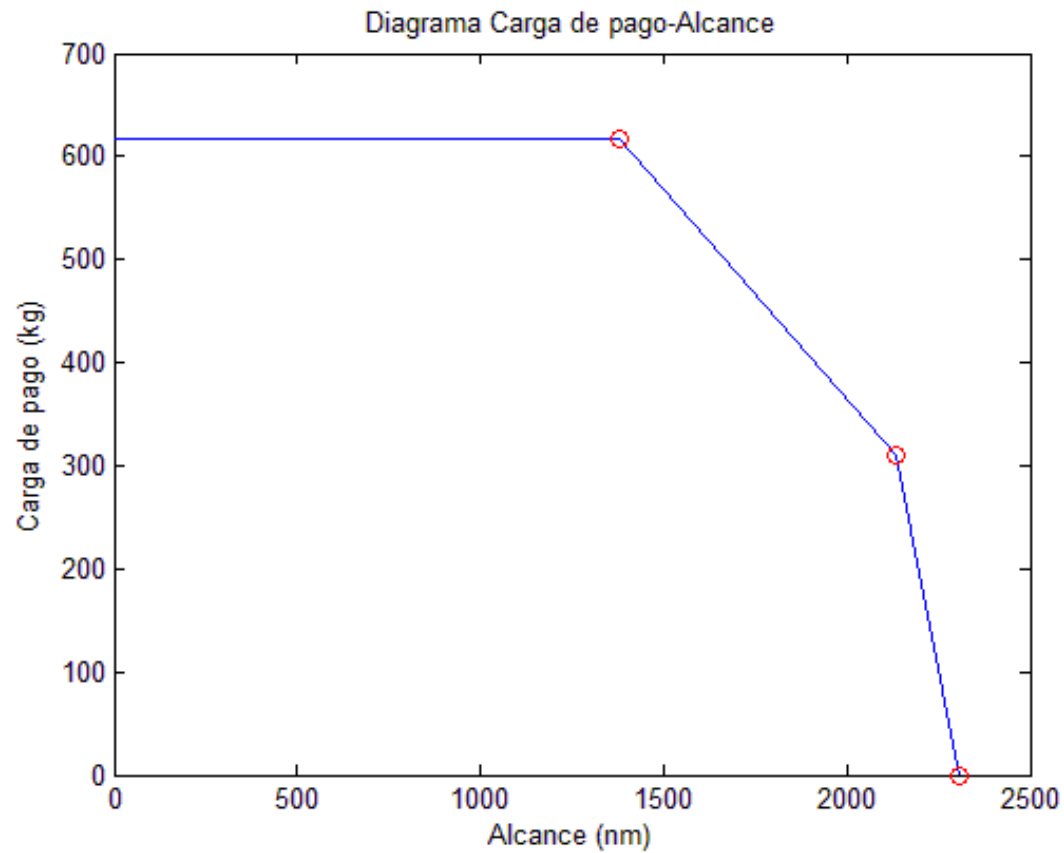
- Cumplimiento de misión. Aterrizaje abortado.



Combustible máximo de reserva calculado para Misión Económica en configuración Normal: **113 kg**

# ACTUACIONES

- Carga de pago - alcance







GRACIAS POR VUESTRA ATENCIÓN.

ESTAREMOS ENCANTADOS DE  
RESPONDER DUDAS Y PREGUNTAS.