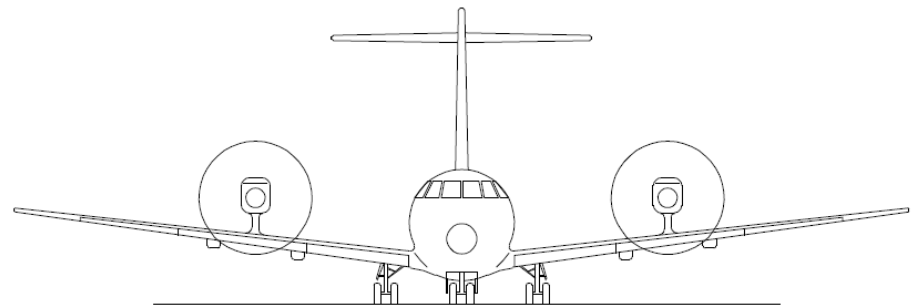
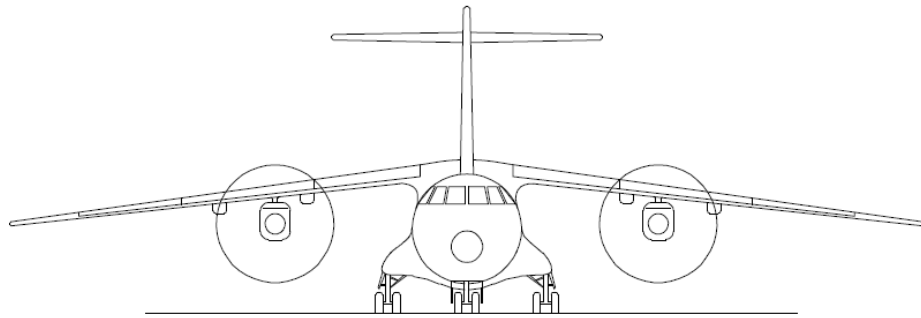


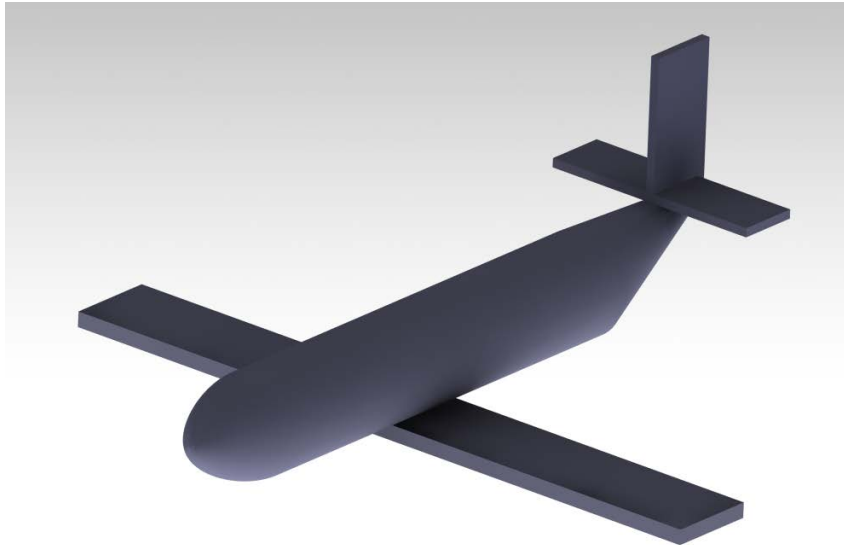


**Proyecto:**

**AIAN-1314**

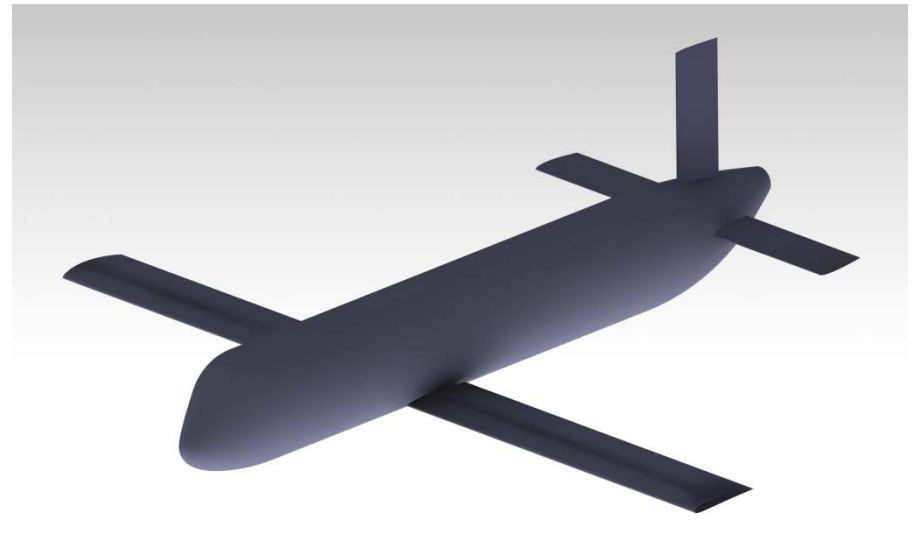


# Diseño - Evolución



Primera entrega:

- Superficies rectas
- Sin pesos



Segunda entrega:

1. Perfiles NACA
2. Superficies rectas
3. Diseño parametrizado

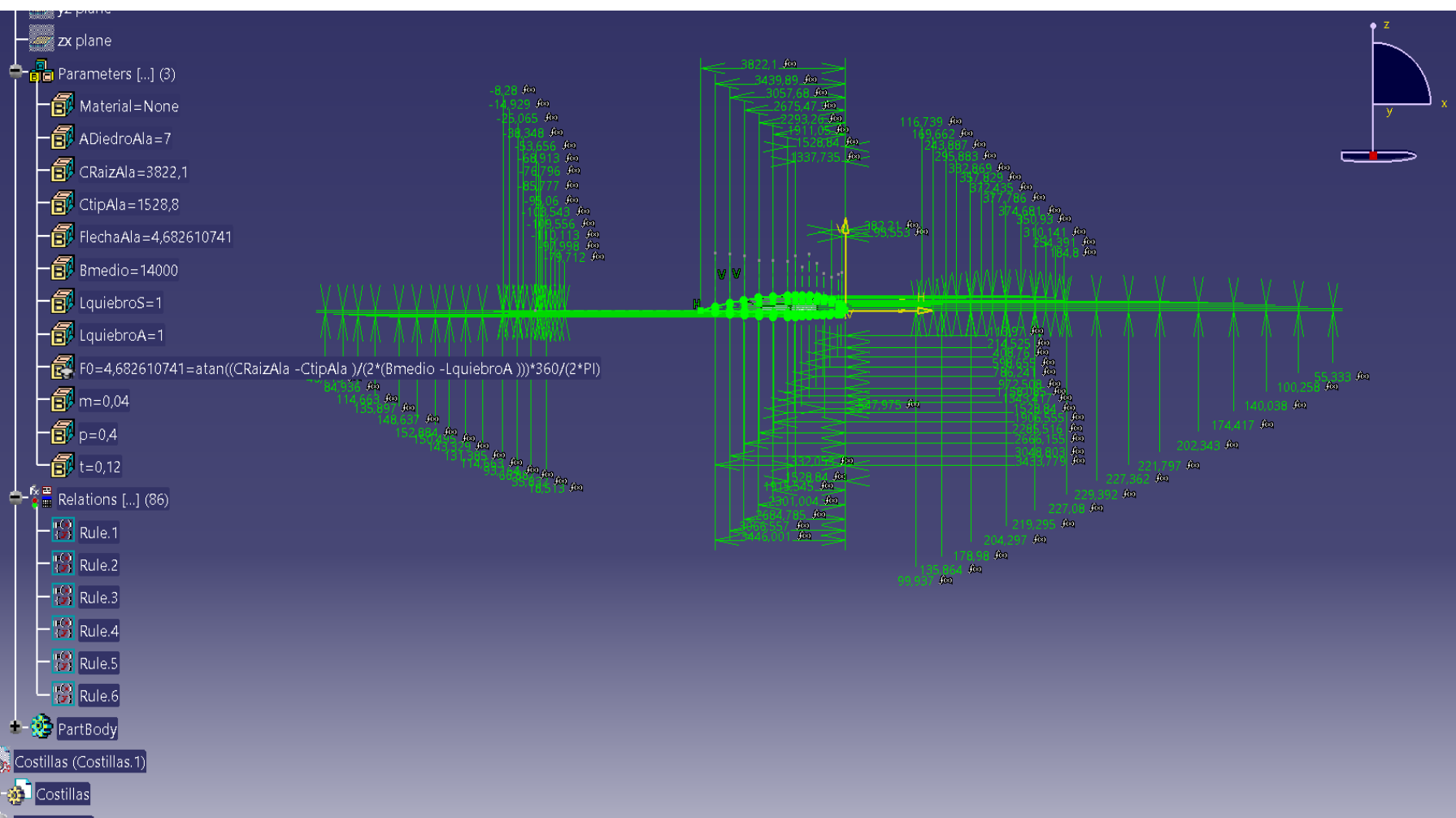
# Diseño - Evolución



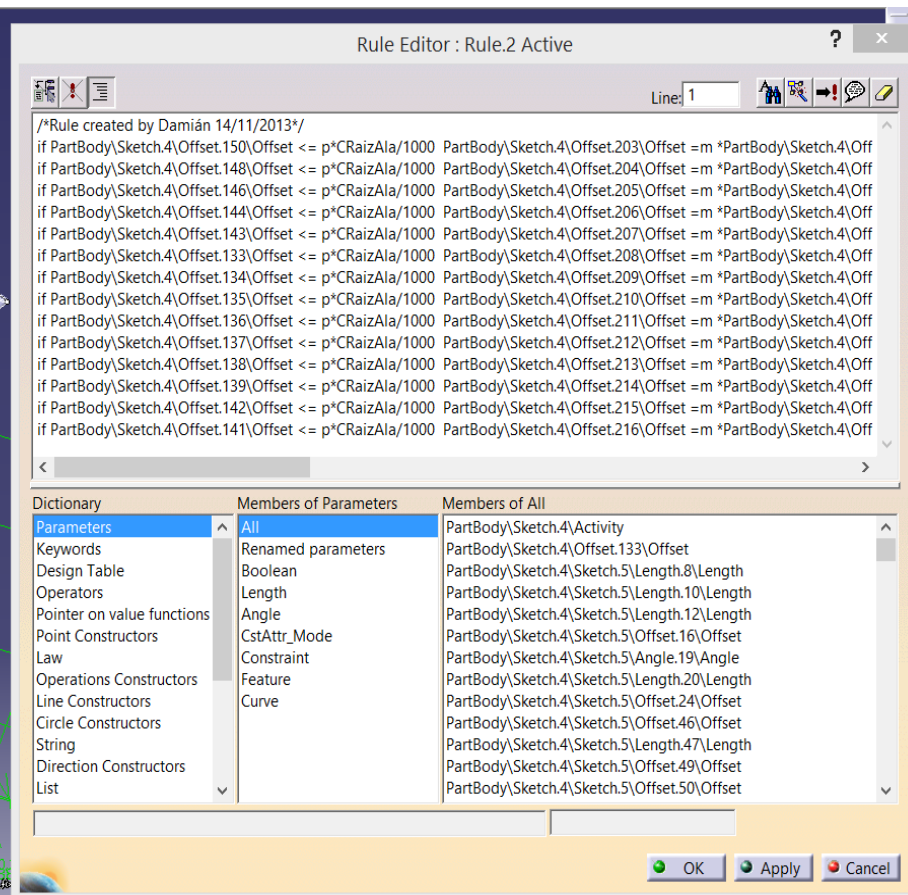
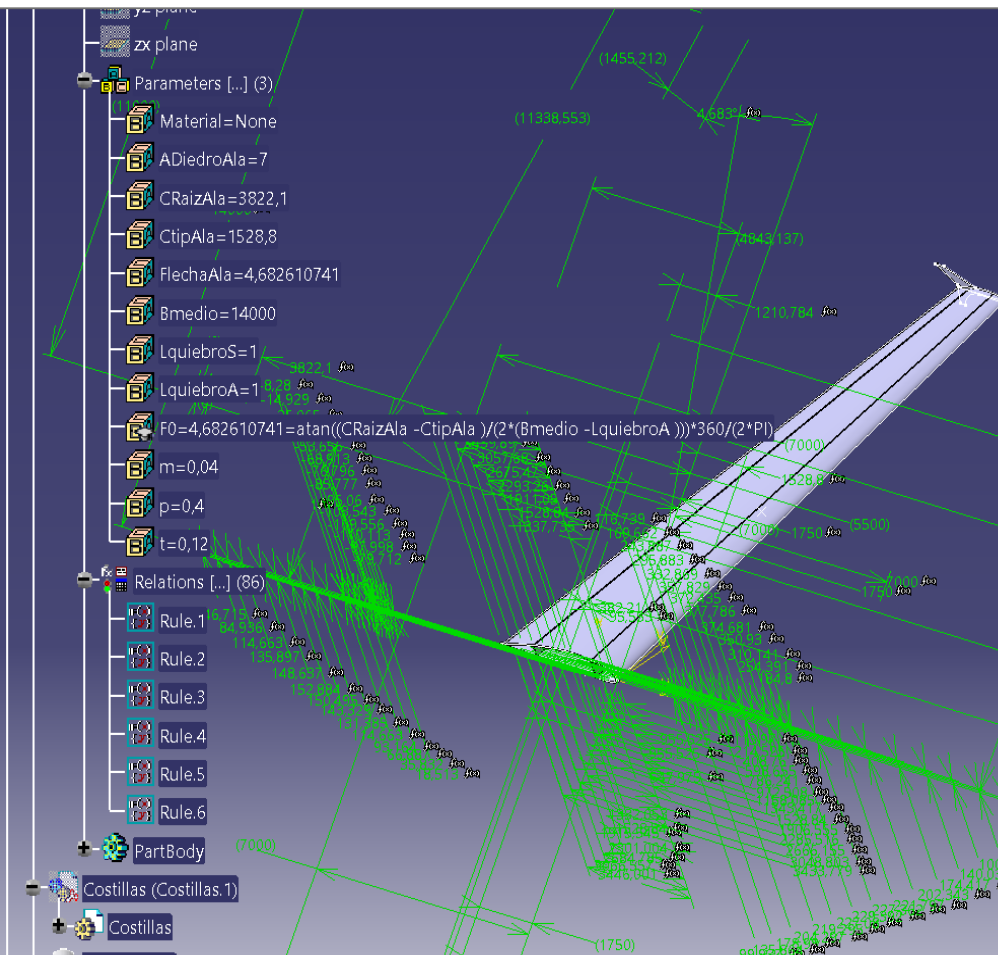
Tercera entrega:

1. Superficies con flecha
2. Motor, sistemas y tren de aterrizaje
3. Creación y asociación de materiales
4. Obtención de C.G.
5. Interior diseñado
6. Diseño parametrizado

# Diseño – Módulo de Conocimiento



# Diseño – Módulo de Conocimiento

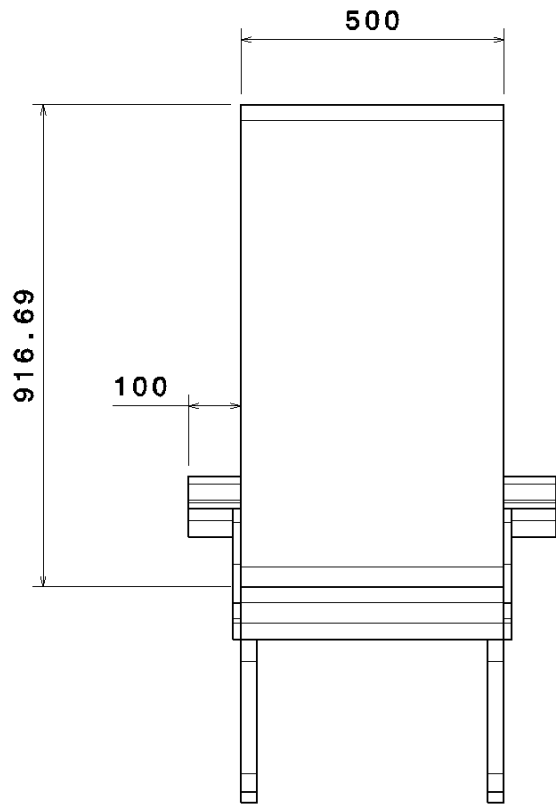


# Diseño - Asiento

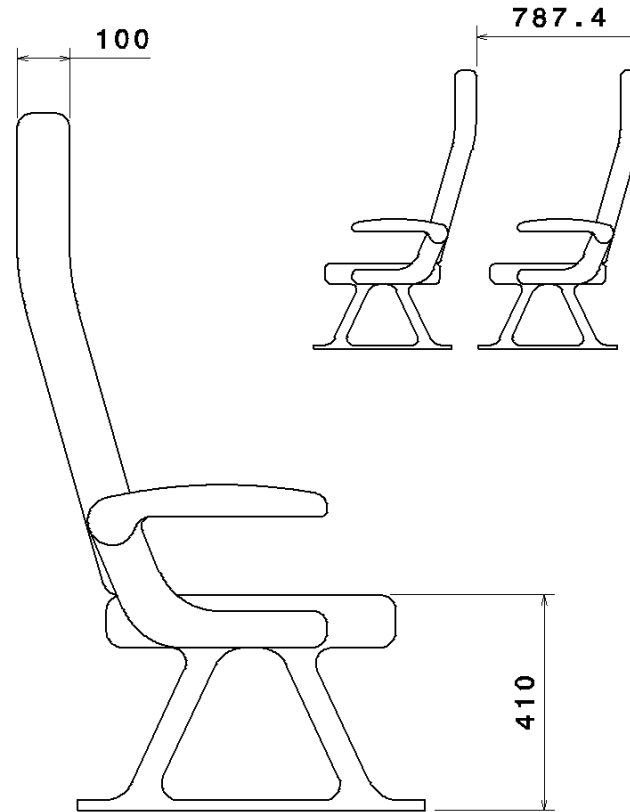


- Compromiso con la comodidad del pasajero.
- Ancho de respaldo 50 cm.
- Boeing B777 → 43.1 cm
- Airbus A380 → 45.7 cm
- Seat Pitch 31 pulgadas, ajustado a RFP.

# Diseño - Asiento



Front view  
Scale: 1:10



Left view  
Scale: 1:10

# Diseño - Materiales



materiales\_avion



aire\_acondicionado



combustible



avionica



fcs



hidraulico



motores



carga de pago



tripulacion



electrico



instrumentacion



encastre



starter



piel\_SV



neumatico



piel\_fuselaje



sin\_peso

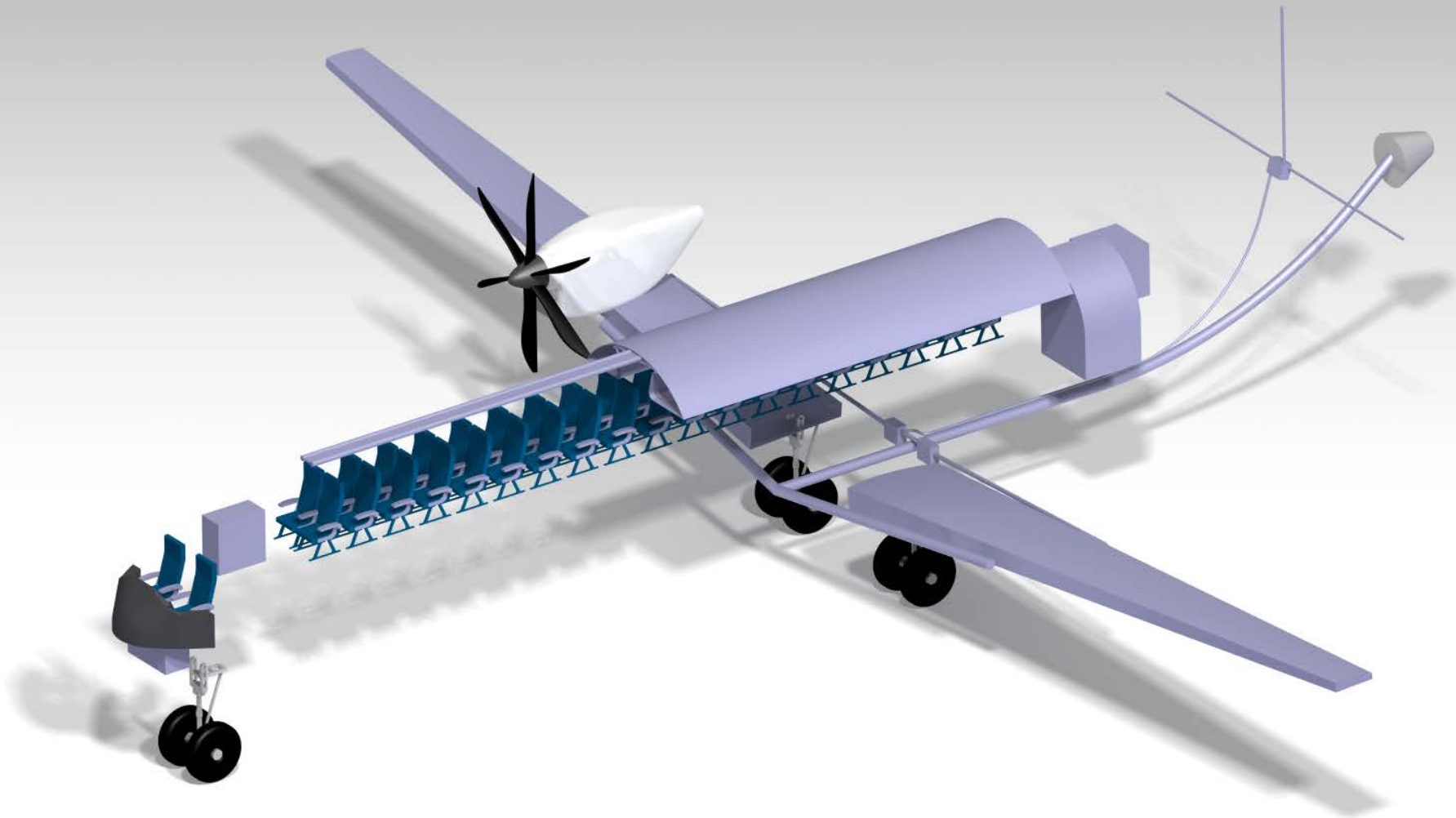


tren

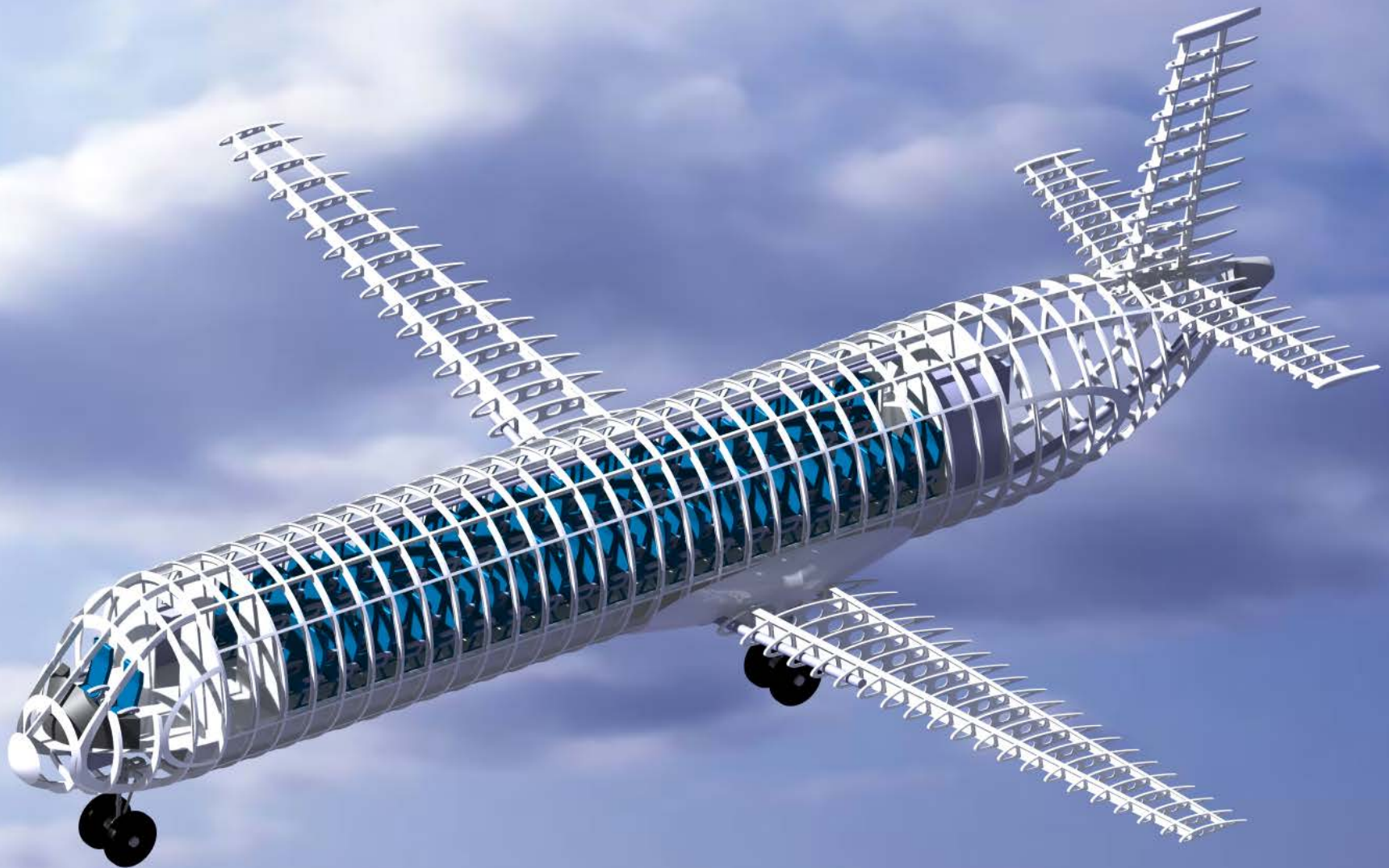
➤ Todos los materiales tienen los respectivos pesos proporcionados por estructuras.



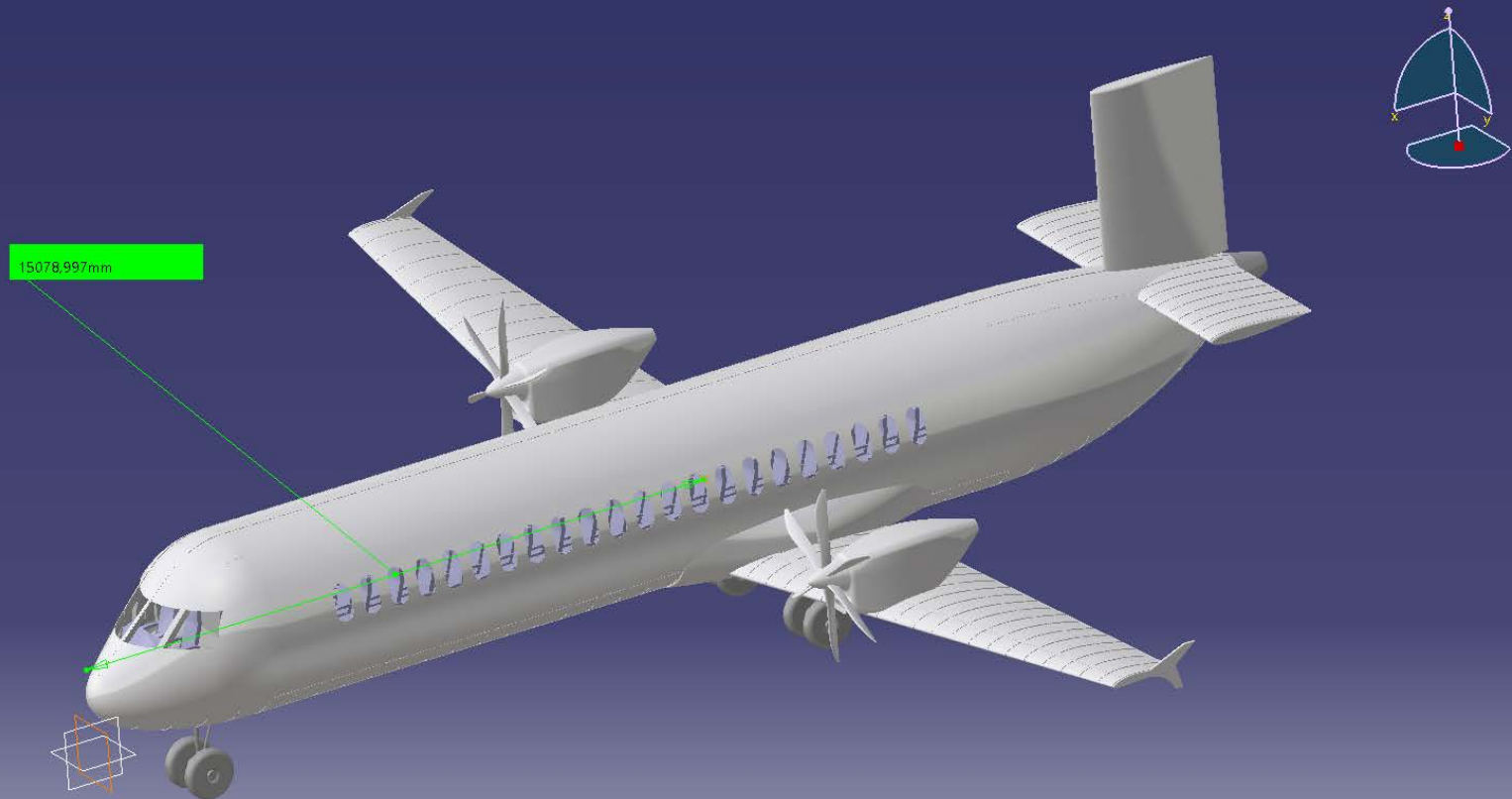
# Diseño - Sistemas



# Diseño – Estructura Interior

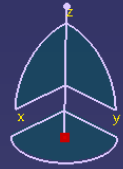
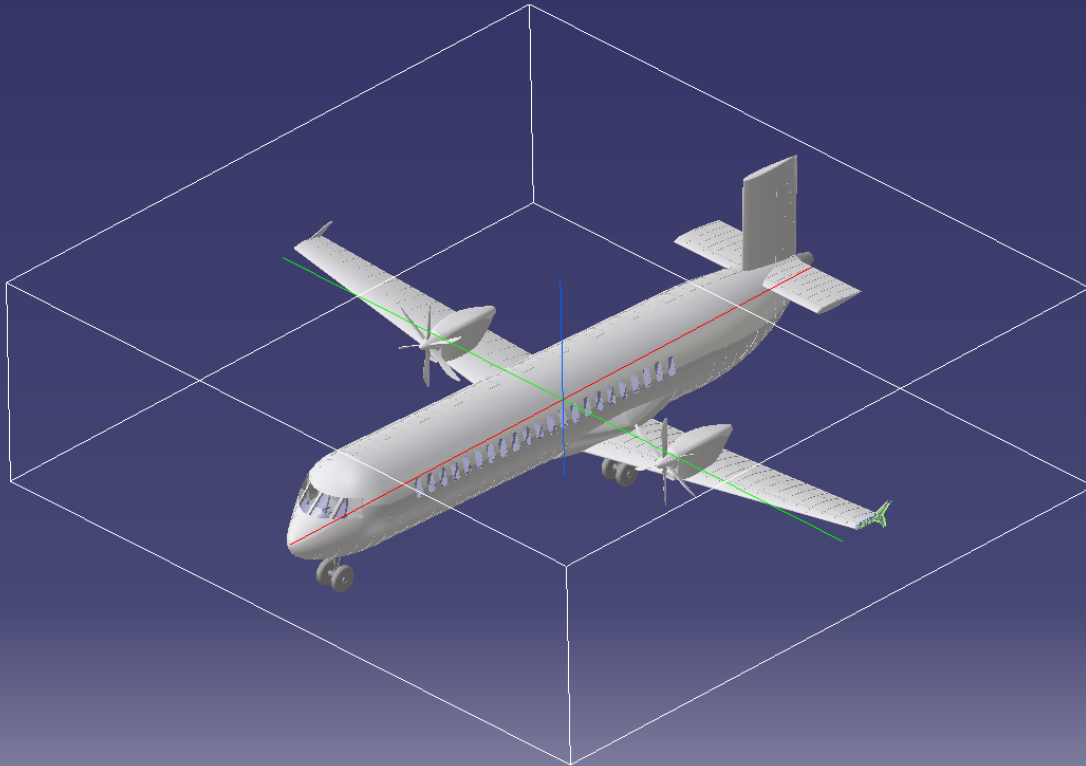


# Diseño – C. Gravedad



Centro de Gravedad  $X_{cg}$  15 m

# Diseño – C. Gravedad



Measure Inertia

Definition  
Selection: avion\_def

Result  
Calculation mode: Exact  
Type: Volume

Characteristics		Center Of Gravity (G)	
Volume	39,167m3	Gx	-15078,998mm
Area	2866,092m2	Gy	10,353mm
Mass	30783,23kg	Gz	1897,058mm
Density	Not uniform		

Inertia / G | Inertia / O | Inertia / P | Inertia / Axis | Inertia / Axis System

Inertia Matrix / G

IoXG	843180,092kgxm2	IoYG	1,088e+006kgxm2	IoZG	1,849e+006kgxm2
IbYG	1846,126kgxm2	IbZG	45214,289kgxm2	IbZG	-151,26kgxm2

Principal Moments / G

M1	841138,531kgxm2	M2	1,088e+006kgxm2	M3	1,851e+006kgxm2
----	-----------------	----	-----------------	----	-----------------

Principal Axes

A1x	0,998968	A2x	-0,007491	A3x	-0,044801
A1y	-0,007495	A2y	-0,999972	A3y	0,00009
A1z	-0,0448	A2z	0,000246	A3z	-0,998996

Keep measure    Create geometry    Export    Customize...

OK    Cancel

Centro de Gravedad Xcg 15 m

Masa en despegue 30783.2 kg

# Diseño - Datos



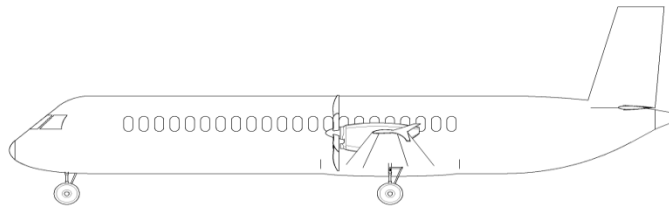
Variable	Valor		Variable	Valor	Variable	Valor
	<b>Ala</b>		<b>HTP</b>		<b>VTP</b>	
Superficie	74,9 m <sup>2</sup>		Superficie	18 m <sup>2</sup>	Superficie	13 m <sup>2</sup>
Cuerda Encastre	3,82 m		Cuerda Encastre	2,5 m	Cuerda Encastre	3 m
Cuerda Punta	1,53 m		Cuerda Punta	2,5 m	Cuerda Punta	3 m
Envergadura	28 m		Envergadura	7,2 m	Envergadura	4,3 m
Alargamiento	<b>10,46</b>		Alargamiento	<b>2,88</b>	Alargamiento	<b>1,42</b>
Fuselaje	Longitud	<b>28</b>	XcgPL	<b>15.08m</b>	XcgNPL	<b>15.72</b>
	Diámetro Max.	<b>4</b>	XcgPLNF	<b>14.71 m</b>	XcgNPLNF	<b>15.46</b>

# Diseño - ¿Por qué nuestro diseño?

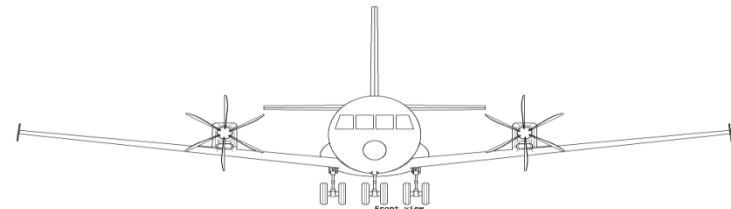


- Diseño de avión convencional, mercado aeronáutico es reacio a formas de aviones extrañas.
- Ancho de respaldo, **sin competencia** en el mercado actual.
- Diámetro máximo 4 m, espacioso y confortable.
- Técnicas de diseño avanzadas, fácil adaptación a todo tipo de cambios en el diseño.

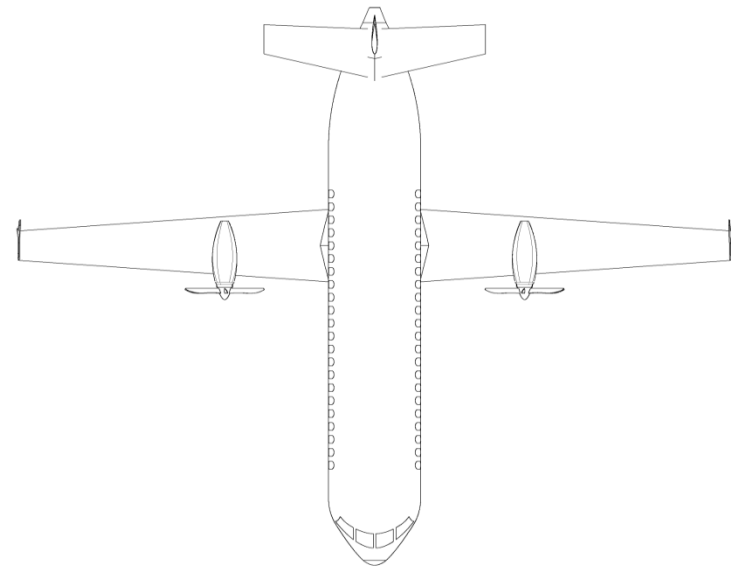
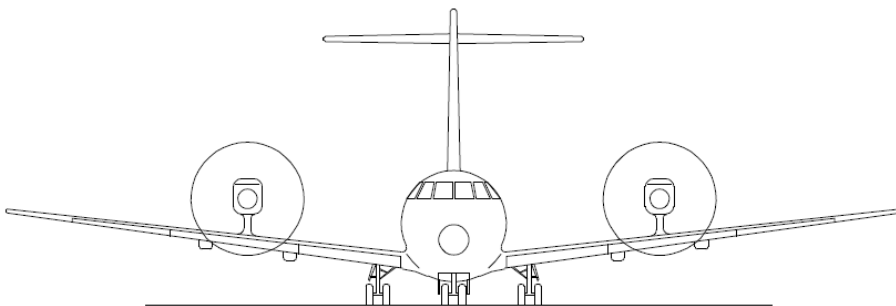
# Diseño - Planos



Right view  
Scale: 1:70



Front view  
Scale: 1:70



Top view  
Scale: 1:70

# Diseño - Final





# AERODINÁMICA

## Pasos Seguidos



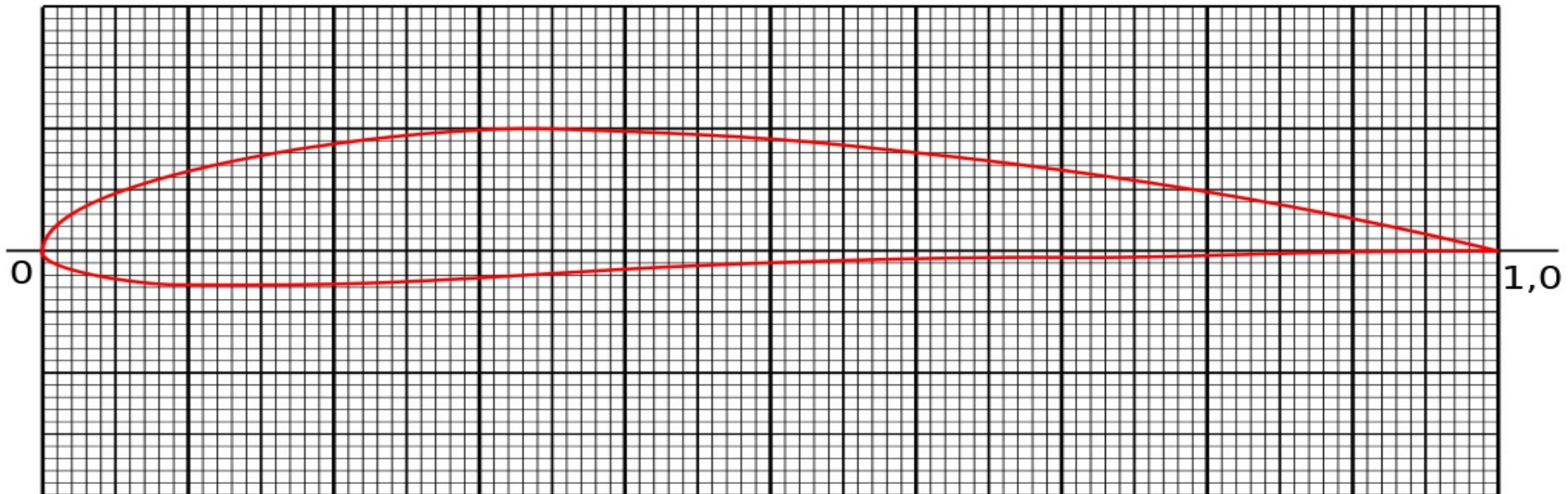
- Initial Sizing → Estimación estadístico para empezar estudio
- Estudio de perfiles → Objetivo: Maximizar Eficiencia
- Estimación CDo mediante COMPONENT BUILDUP METHOD
- Estudio de alas → Selección de una geometría y winglets
- Obtención de polares en diversas configuraciones

# AERODINÁMICA

## Estudio de Perfiles



- Referencia Inicial → NACA 4318 (ATR 72)
- Criterio elección → Eficiencia → NACA 4412

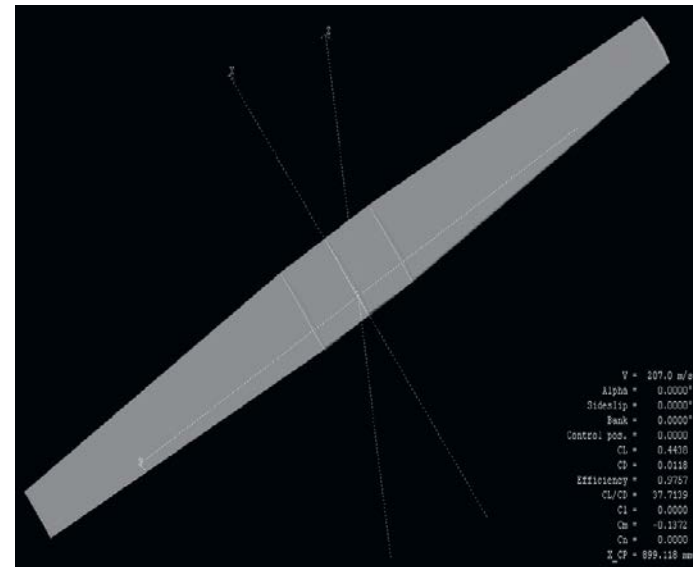
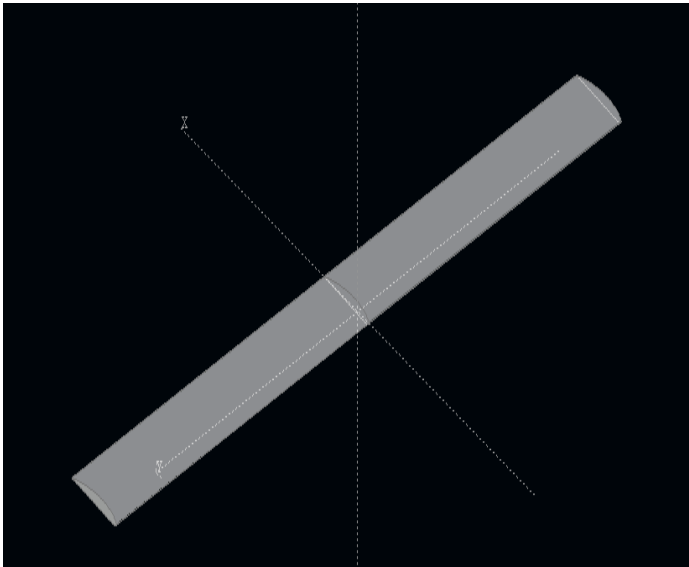


# AERODINÁMICA

## Estudio de Alas



- Estudio de alas → Maximiza coeficiente de Oswald
- 3 Tipos estudiados:
  - Rectangular
  - Hexagonal con Estrechamiento= 0,6
  - Hexagonal con Estrechamiento= 0,4 → SELECCIONADA

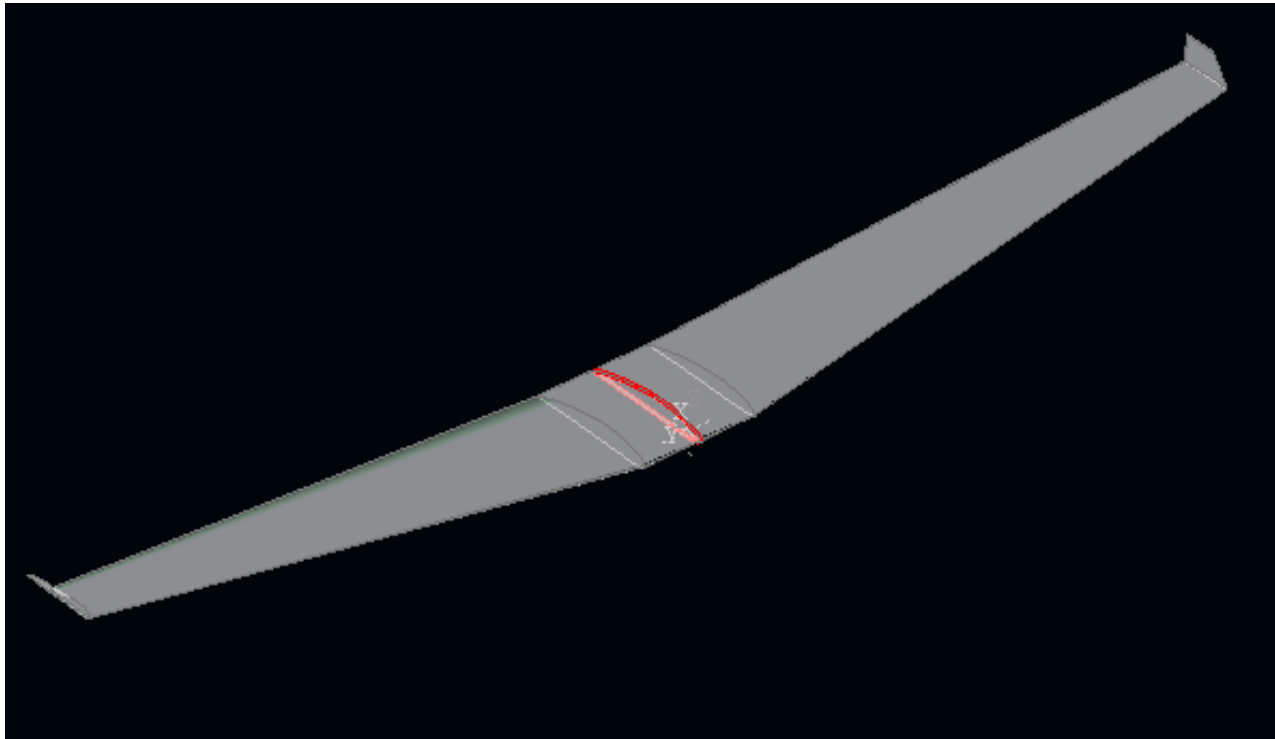


# AERODINÁMICA

## Estudio de Alas



- Se han introducido también winglets en base a lograr un compromiso entre  $C_D$  y coeficiente de Oswald.

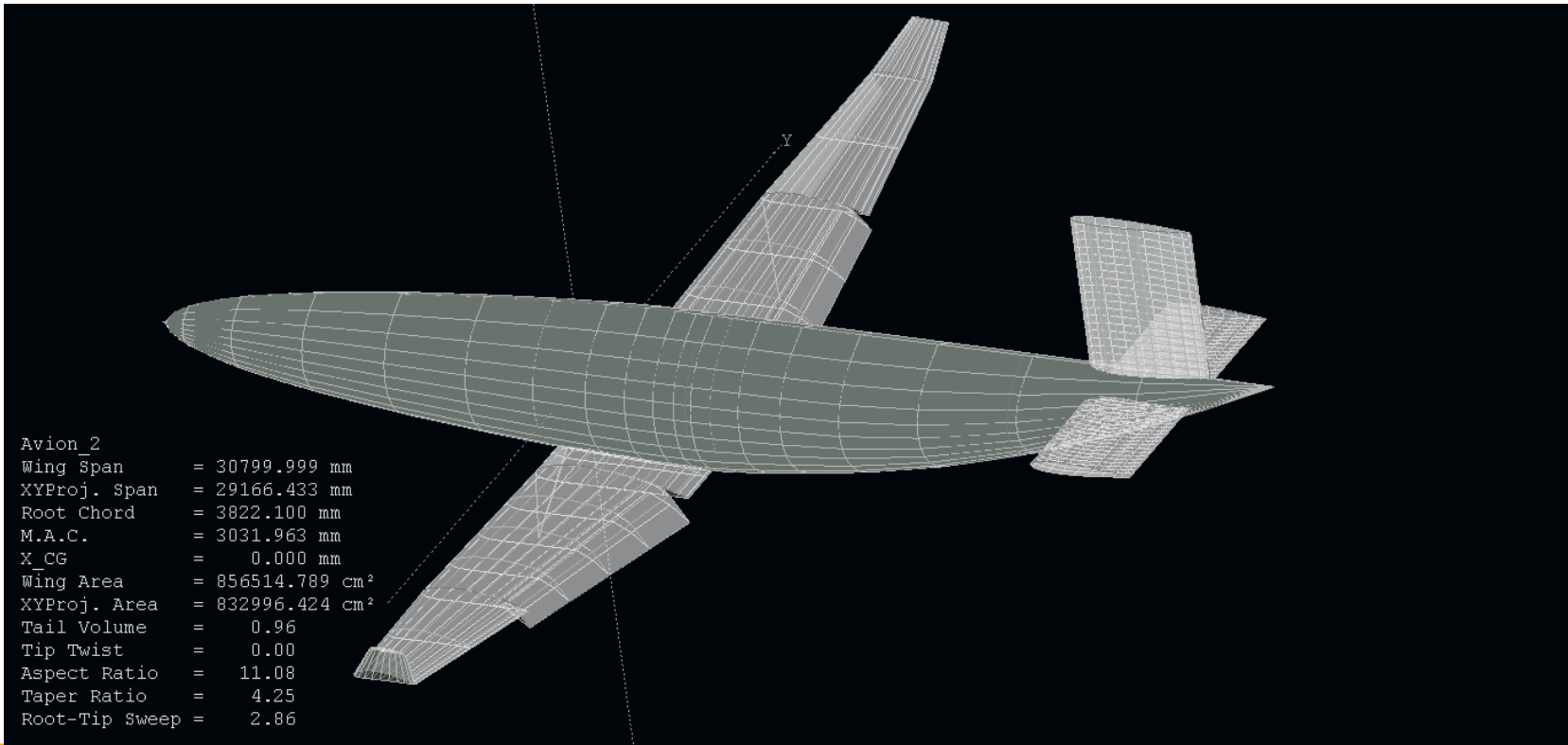


# AERODINÁMICA

## Configuración final



- Finalmente, se modela fuselaje y estabilizadores.



# AERODINÁMICA

## Configuración final



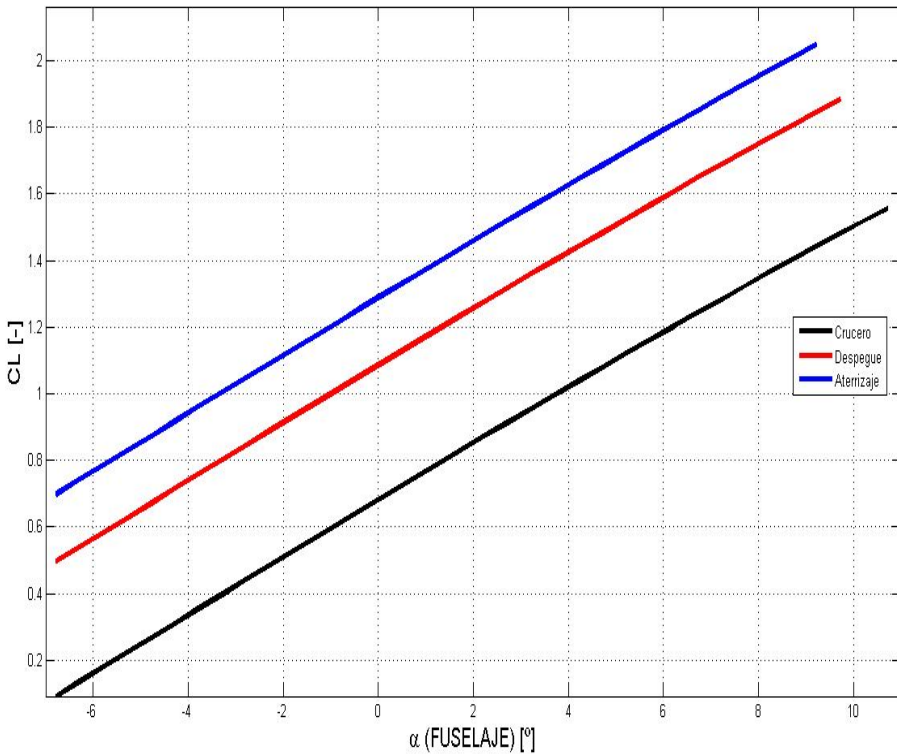
- Polares calculadas mediante XFLR5 (Sustentación) y Component buildup method
- CONFIGURACIÓN SUCIA: Mediante estimaciones tabuladas.
  - DESPEGUE → Deflección Flap  $20^\circ$
  - ATERRIZAJE → Deflección Flap  $30^\circ$

# AERODINÁMICA

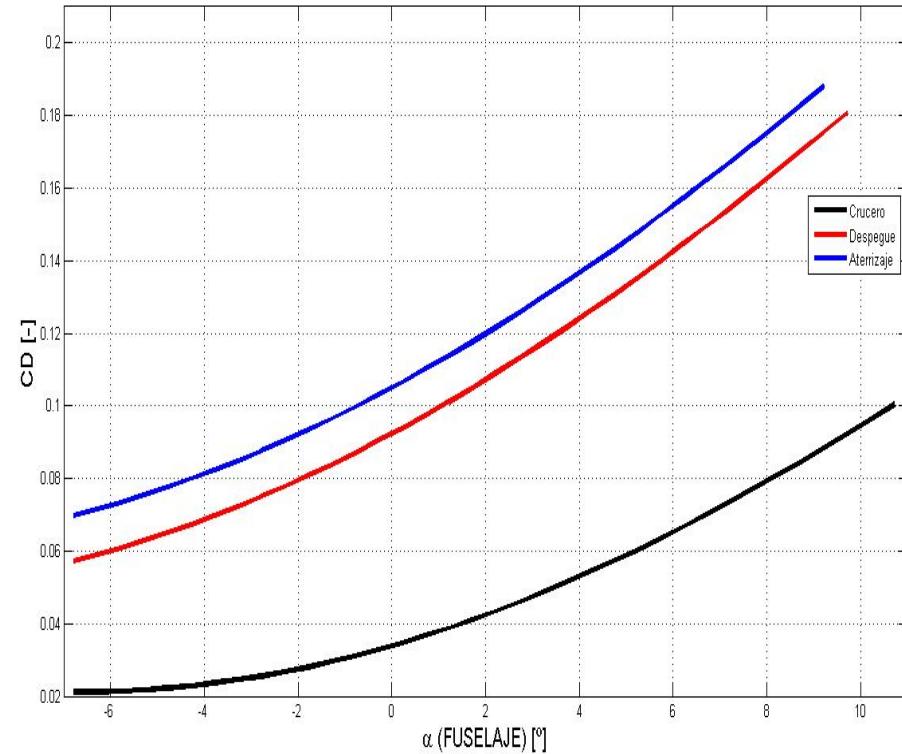
## Resultados: Gráficas



COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN



COEFICIENTE DE RESISTENCIA

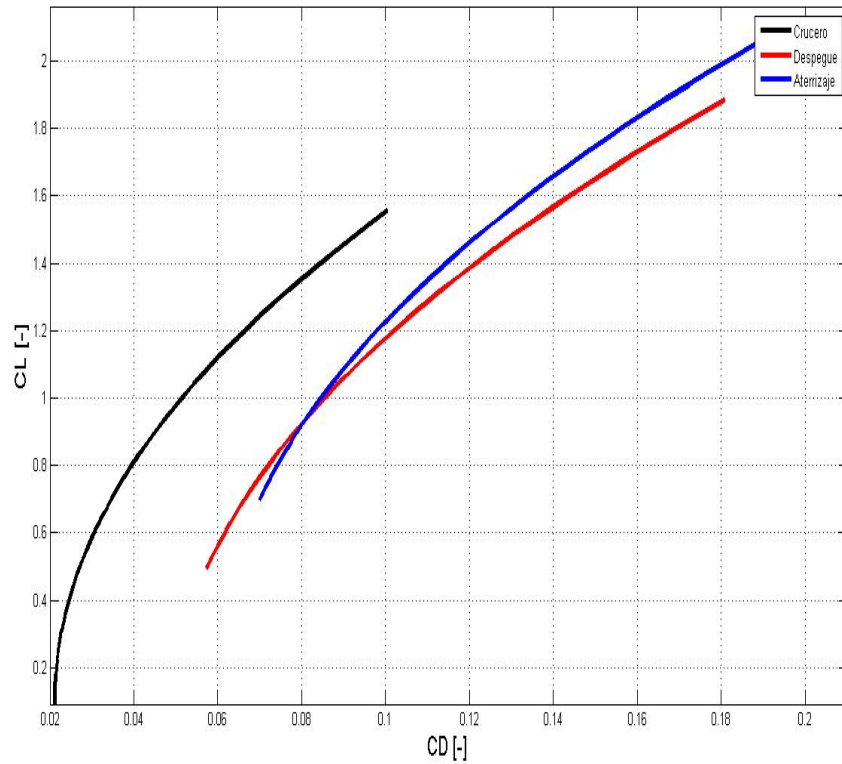


# AERODINÁMICA

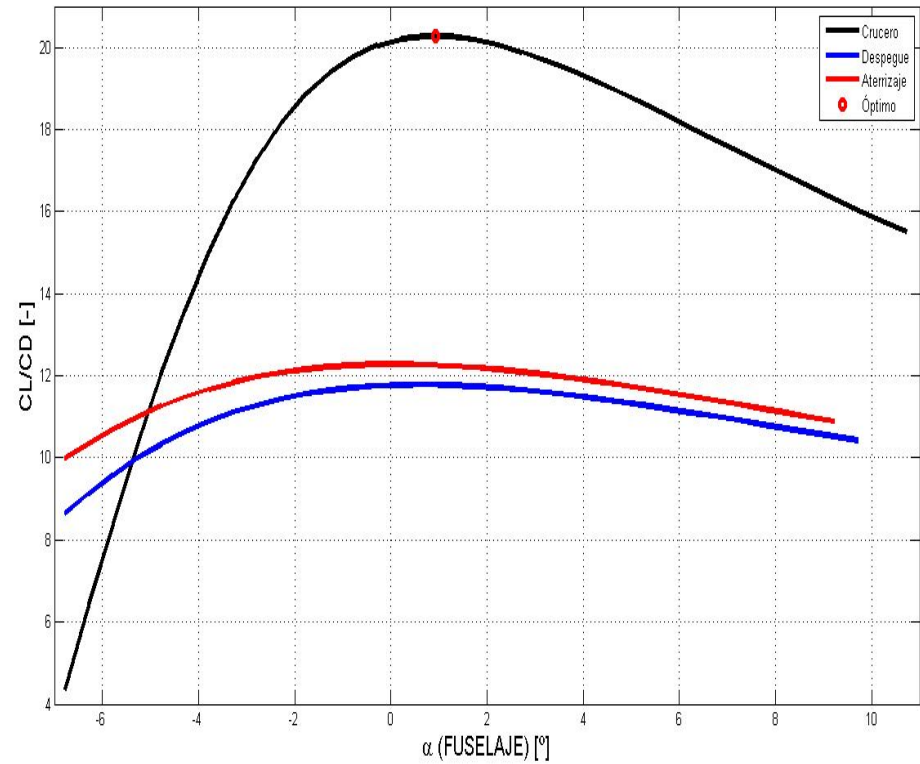
## Resultados: Gráficas



POLAR



EFICIENCIA





# AERODINÁMICA

## Valores destacables



VARIABLE	AoA IDEAL	AoA STALL	COEF. OSWALD	CDo	CLmáx	CLópt	L/D máx
UNIDADES	[°]	[°]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]
CRUCERO	0.93	13	0,863	0.0216	1.7	0,7531	20,3
DESPEGUE	x	11.84	x	0.0482	1.9	x	10.05
ATERRIZAJE	x	11.27	x	0.061	2	x	10.55

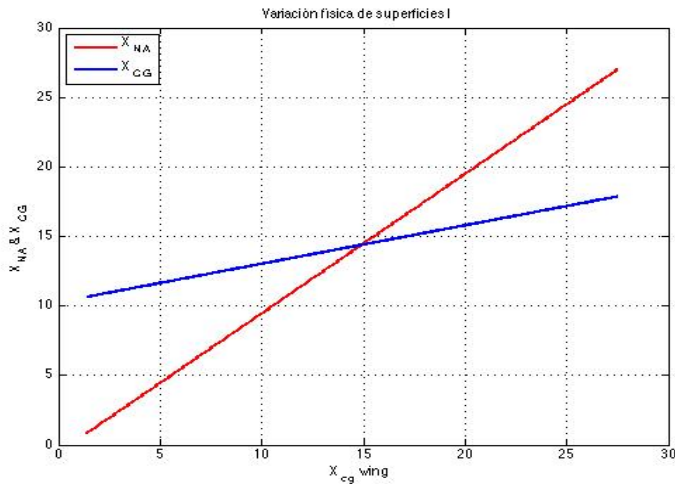
# Estabilidad y control

## DIMENSIONADO DE LAS SUPERFICIES



ESTABILIZADOR	SUPERFICIE EN $m^2$
Horizontal	18.23
Vertical	13.0091

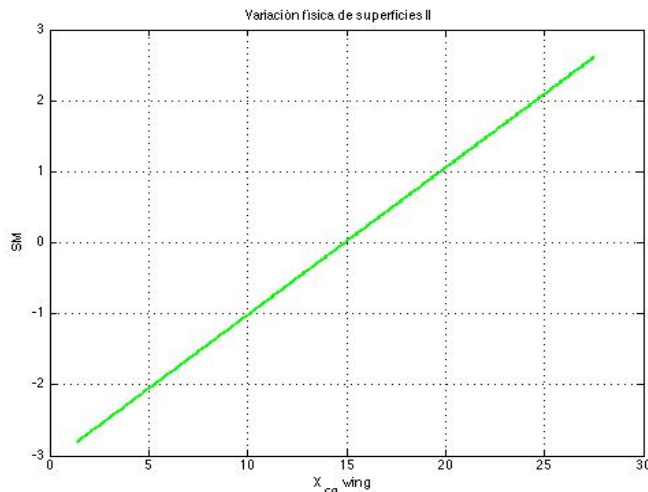
# Estabilidad y control



## ¿AVIÓN ESTABLE?

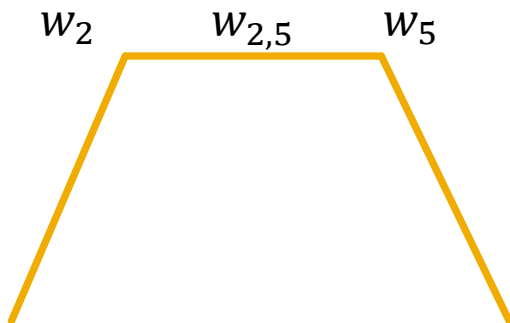
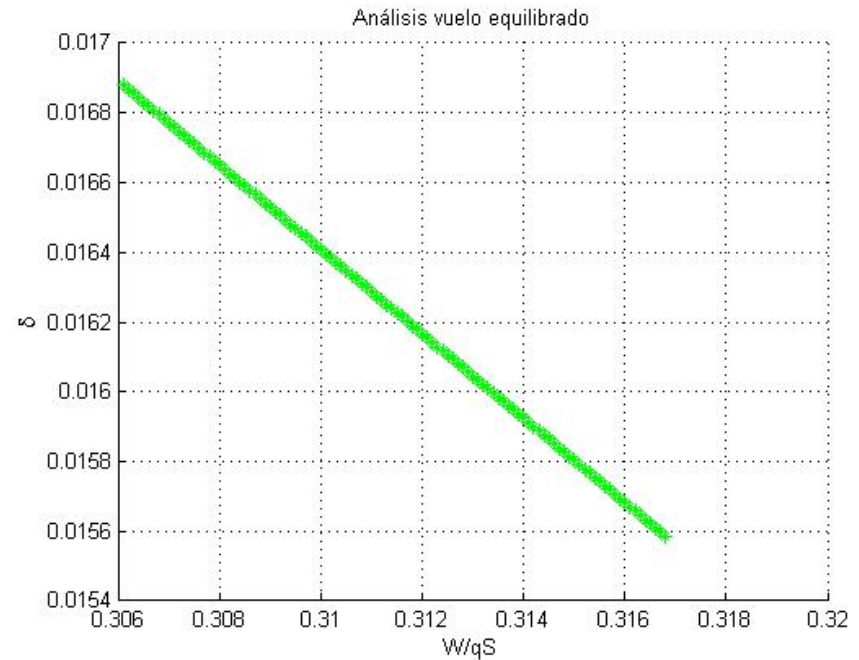
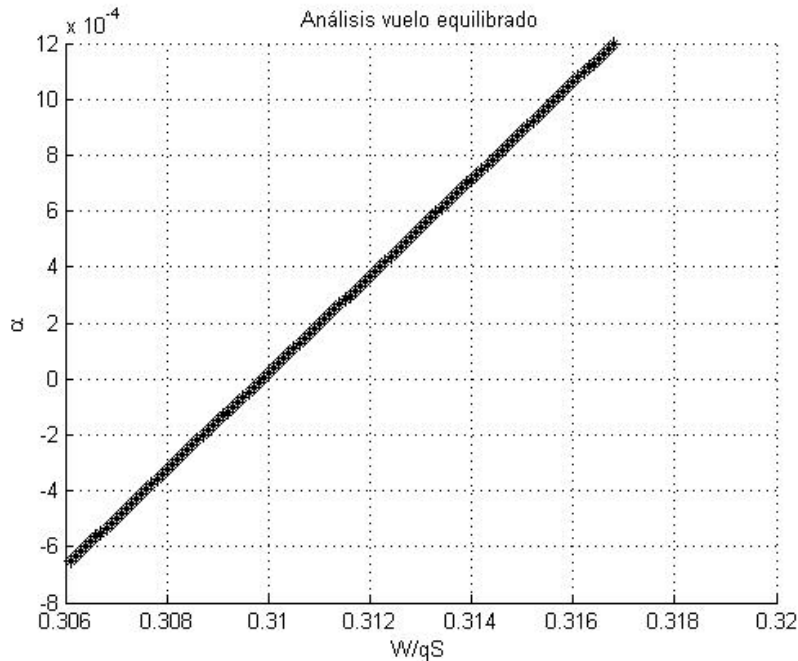
### Margen de estabilidad

Datos	Magnitud	Unidades
Centro de gravedad	14.9407	m
Punto neutro	15.2685	m
SM-PL	13.21	%
SM-PL-NF	14.97	%
SM-NPL	12.97	%
SM-NPL-NF	13.68	%



# Estabilidad y control

## TRIMADO



$$\alpha_t = 0.0115^\circ$$

$$\delta_{e_t} = 0.9282^\circ$$

$$C_{d_{trim}} = 8.3463e - 04$$

# Estabilidad y control

## DINÁMICA LONGITUDINAL



### Longitudinal Coefficients and Stability Derivatives

$C_{D_0}$	0.0221
$C_{D_u}$	0
$C_{D_\alpha}$	0.2486
$C_{T_{xu}}$	-0.0804
$C_{L_0}$	0.2984
$C_{L_u}$	0.2906
$C_{L_\alpha}$	10.5343
$C_{L_q}$	13.9862
$C_{m_0}$	0.0195
$C_{m_u}$	0
$C_{m_\alpha}$	-1.3911
$C_{m_q}$	-46.3826
$C_{m_{T_u}}$	0
$C_{m_{T_\alpha}}$	0

### Steady State Coefficients

$C_{L_1}$	0.3972
$C_{D_1}$	0.0268
$C_{T_{x1}}$	0.0268
$C_{m_1}$	0.00090755
$C_{m_{T1}}$	0

### Longitudinal Control and Hinge Moment Derivatives (1/rad)

$C_{D_{\delta_e}}$	0
$C_{L_{\delta_e}}$	0.6795
$C_{m_{\delta_e}}$	-2.6986

# Estabilidad y control

## MODOS LONGITUDINALES



### AUTOVALORES

$$\lambda = n \mp w$$



*¿Modos estables?*



**SÍ**

$$n < 0$$

S <sub>1</sub>	S <sub>2</sub>	S <sub>3</sub>	S <sub>4</sub>
-1.330	-0.7779	-0.0058 + 0.0139i	-0.0058 - 0.0139i

### MODOS LONGITUDINALES

Fugoides		Corto Periodo	
$\zeta^{PH}$	$w^{PH}$	$\zeta^{SP}$	$w^{SP}$
0,015	0,385	1,330	1

# Estabilidad y control

## CRITERIOS ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL



Criterio	Expresión	Valor
C1	$(C_{T_{X_u}} - C_{D_u}) + (C_{T_{X_1}} - C_{D_1}) \frac{2}{U_1} < 0$	-0.0804
C2	$C_{T_{X_1}} - C_{D_1} = 0$	0
C3	$C_{T_{X_u}} - C_{D_u} < 0$	-0.0804
C4	$C_{L_\alpha} > 0$	10.5343
C5	$C_{m_\alpha} + C_{m_{T_\alpha}} < 0$	-1.3911
C6	$C_{m_\alpha} < 0$	-1.3911
C7	$C_{m_q} < 0$	-46.3826
C8	$C_{m_u} + C_{m_{T_u}} \geq 0$	0



# Estabilidad y control

## CRITERIOS ESTABILIDAD DINÁMICA LONGITUDINAL



### MODOS LONGITUDINALES

Fugoide		Corto Periodo	
$\zeta_{PH}$	$W_{PH}$	$\zeta_{SP}$	$W_{SP}$
0,015	0,385	1,330	1



NIVEL DE ACEPTABILIDAD	NIVEL DE ACEPTABILIDAD	NIVEL DE ACEPTABILIDAD
Nivel 1 ( $\zeta > 0,04$ )	Nivel 1 (CAT A,C)	Nivel 1 (CAT B)



# Estabilidad y control

## LATERAL-DIRECCIONAL ESTÁTICO



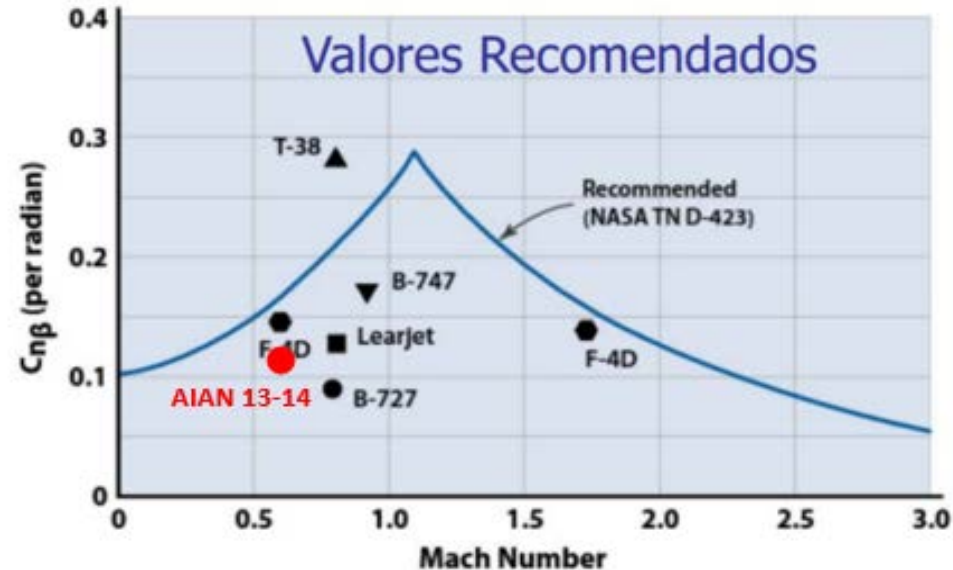
$C_{N\beta} = 0,1216$  [1/rad]  $\longrightarrow$  Efecto estabilizador

$C_{L\beta} = -0,052$  [1/rad]

### Dimensionado rudder

$S_R / S_{VT} = 0,6476$   $\longleftarrow$  Factor determinante:  
Viento cruzado

$\downarrow$   
 $S_R = 8,4249$  [m<sup>2</sup>]



### Dimensiones alerón (avión clase II)

$C_{N_{\delta a}} = -0,0127$  [1/rad]

$L_{\text{alerón}} = 6,3$  [m]

$C_{\text{alerón}} = 0.62$  [m]

$C_{L_{\delta a}} = 0,1604$

$S_{\text{alerón}} / S_w = 0.1125$

$S_{\text{alerón}} = 3,91$  [m<sup>2</sup>]

# Estabilidad y control

## LATERAL-DIRECCIONAL

### ESTÁTICO

## Análisis en caso de OEI (One Engine Inoperative)

- Deflexión del rudder considerando  $\beta=0^\circ \longrightarrow \delta r = -2.2910^\circ < 25^\circ$
  - Deslizamiento tras el fallo motor  $\longrightarrow \beta = -1,3173^\circ$   
previo a la acción del piloto
  - Deflexión del alerón para mantener alas niveladas  $\longrightarrow \delta a = -0,4274^\circ < 25^\circ$
  - Velocidad mínima de control en OEI  $\longrightarrow V_{mc} = 63,2231 \text{ m/s}$
- No entrada en pérdida  $\uparrow$



# Estabilidad y control

## LATERAL-DIRECCIONAL

### DINÁMICO

Modo	real	imaginaria
Modo espiral	2.7036	0
Convergencia balance	-12.6965	0
Balanceo holandes	-0.0415	-0.2790i
Balanceo holandes	-0.0415	+0.2790i
--	0.9902	0

$\lambda_1$  = Real ,pequeño, puede ser positivo o negativo

$\lambda_2$  = Real de modulo grande

$\lambda_{3,4}$  = Par de autovalores complejos conjugados, con parte real negativa(modulo pequeño).

# Estabilidad y control

## LATERAL-DIRECCIONAL

## DINÁMICO

### Aproximación Modos

#### Balanceo Holandés:

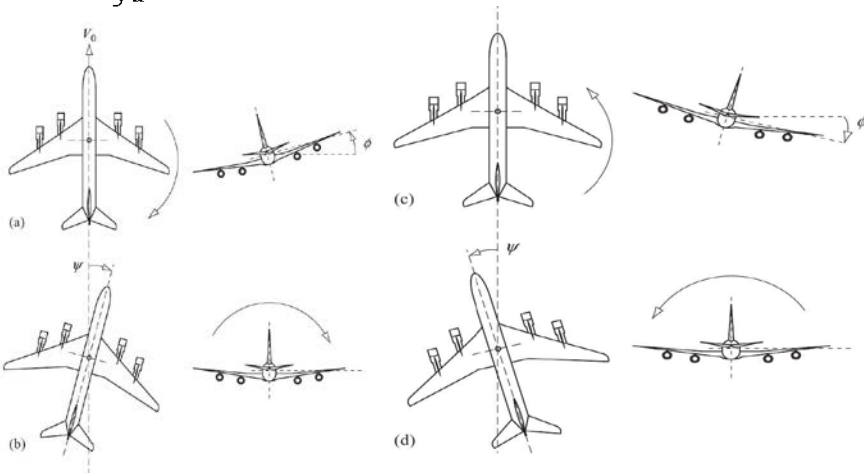
$$W_{nd} = 1.6472 \text{ rad/sec}$$

$$\zeta_d = 0.2878$$



$$W_{nd} > 1 \text{ rad/sec}$$

$$\zeta_d > 0.19$$



#### Spiral Root:

$$S_3 = S_{\text{Spiral}} = -1.6726$$

$$T_s = 1.6726 \text{ sec}$$



$$(L_{\beta} N_r - N_{\beta} L_r) > 0$$

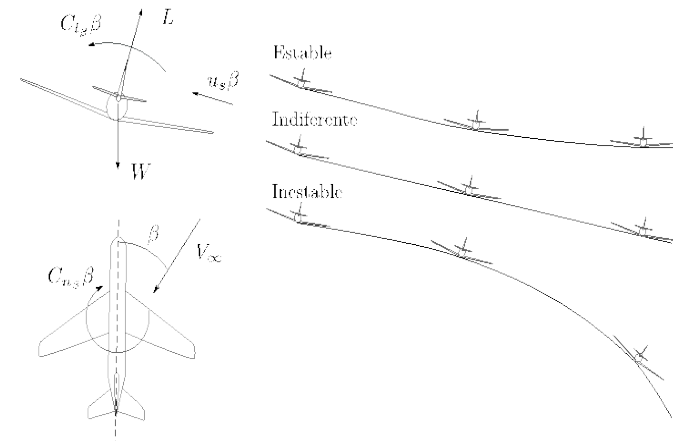


$$4.5230$$

#### Rolling:

$$S_4 = S_{\text{roll}} = L_p = -2.4235$$

$$T_r = 0.4126 \text{ sec}$$

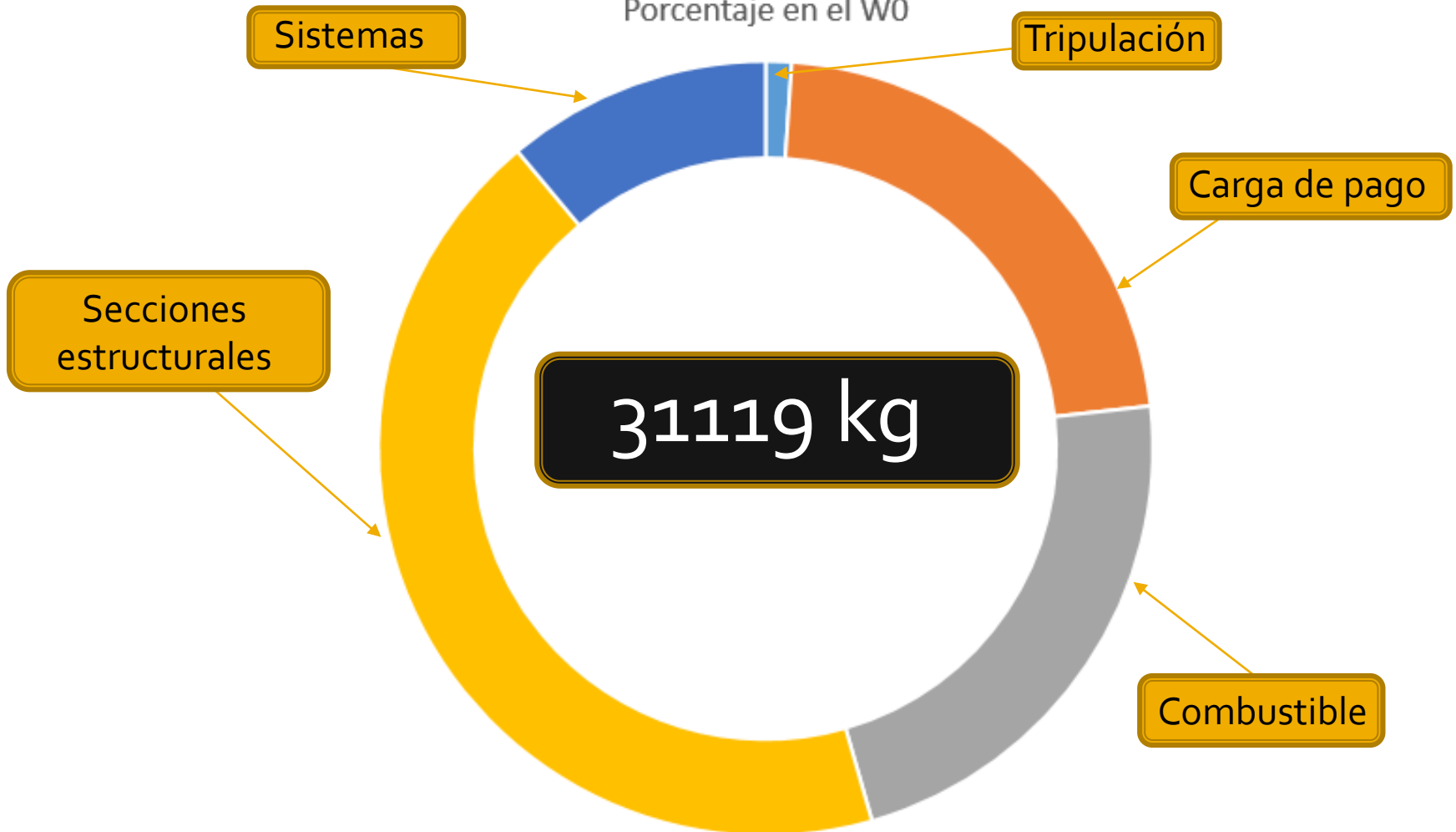


# ESTRUCTURAS

## W<sub>0</sub>



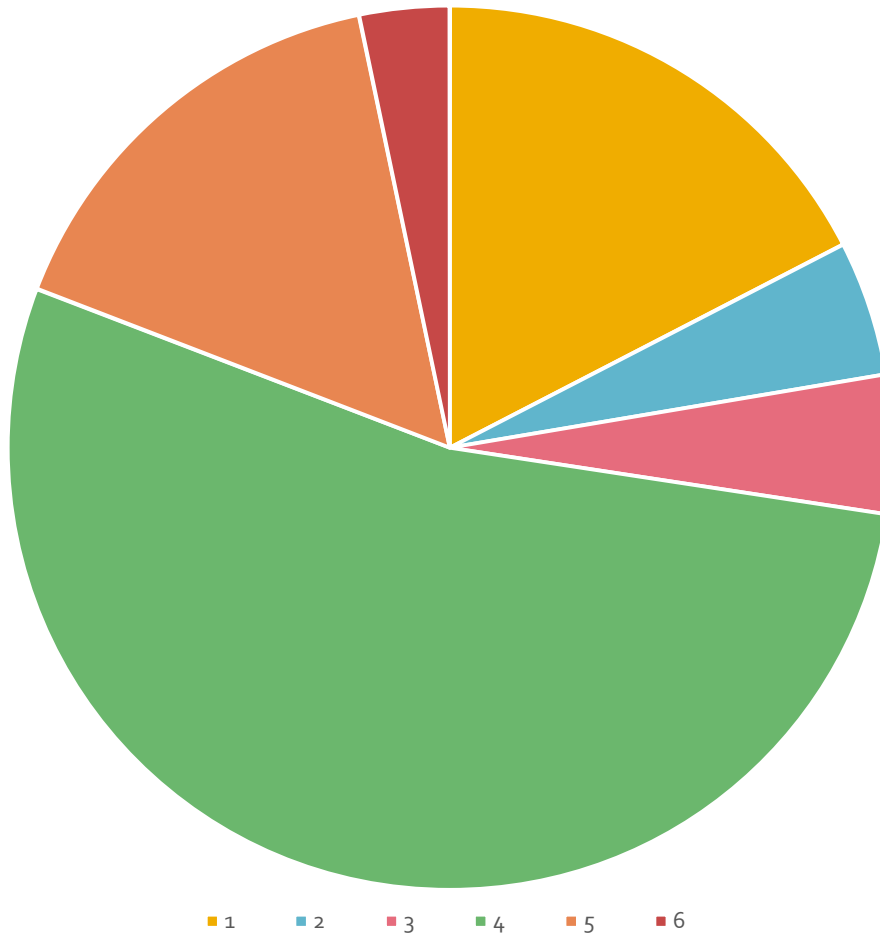
Porcentaje en el W<sub>0</sub>



# ESTRUCTURAS PESOS POR SISTEMAS

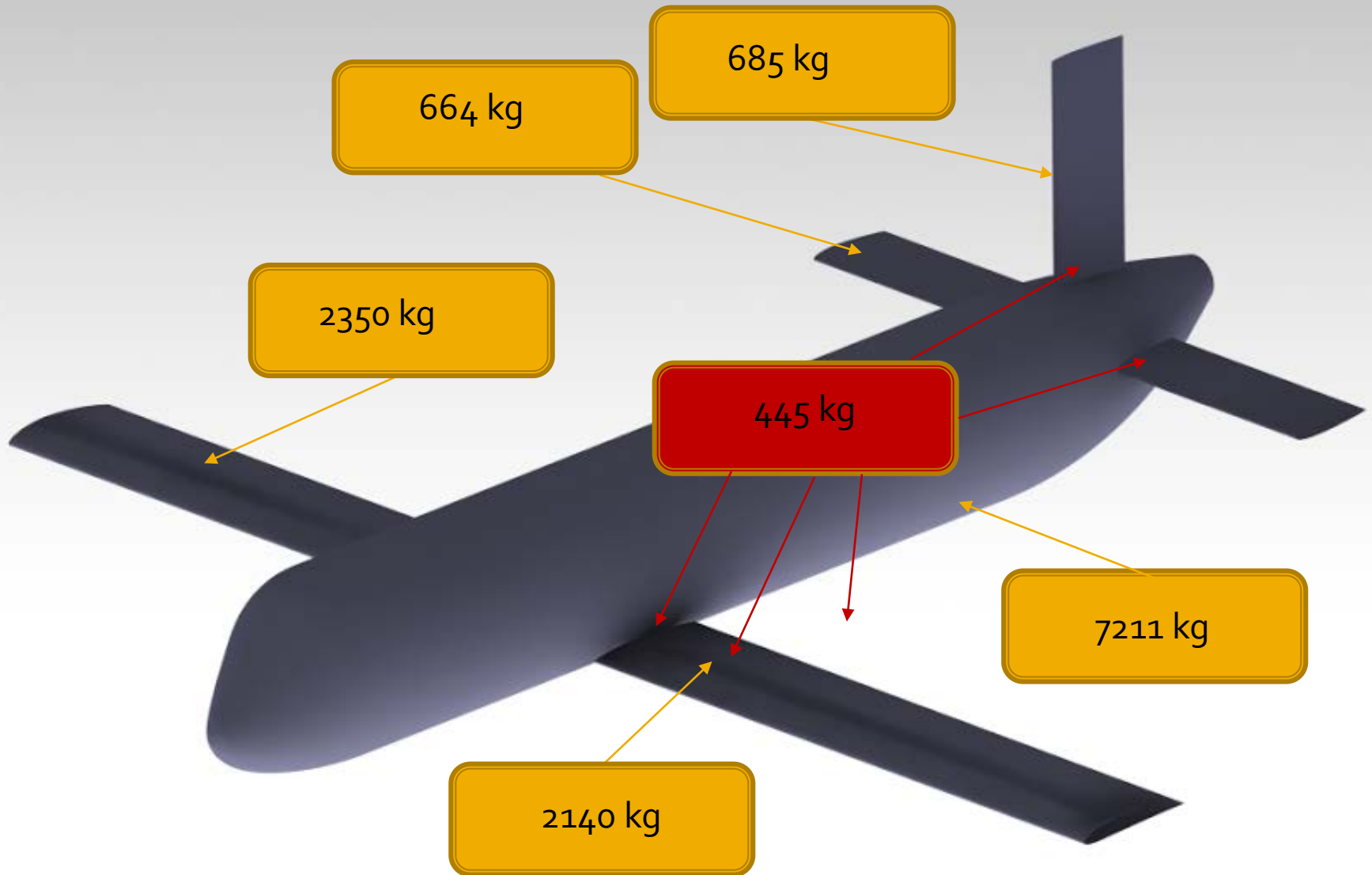


Porcentaje de We



		kg	%
1	Ala	2349,16	17,4
2	Estabiliz. horizontal	664,012	4,9
3	Estabiliz. vertical	685,292	5,1
4	Fuselaje	7210,576	53,4
5	Motores	2140	15,9
6	Incremento por refuerzos	444,7	3,3

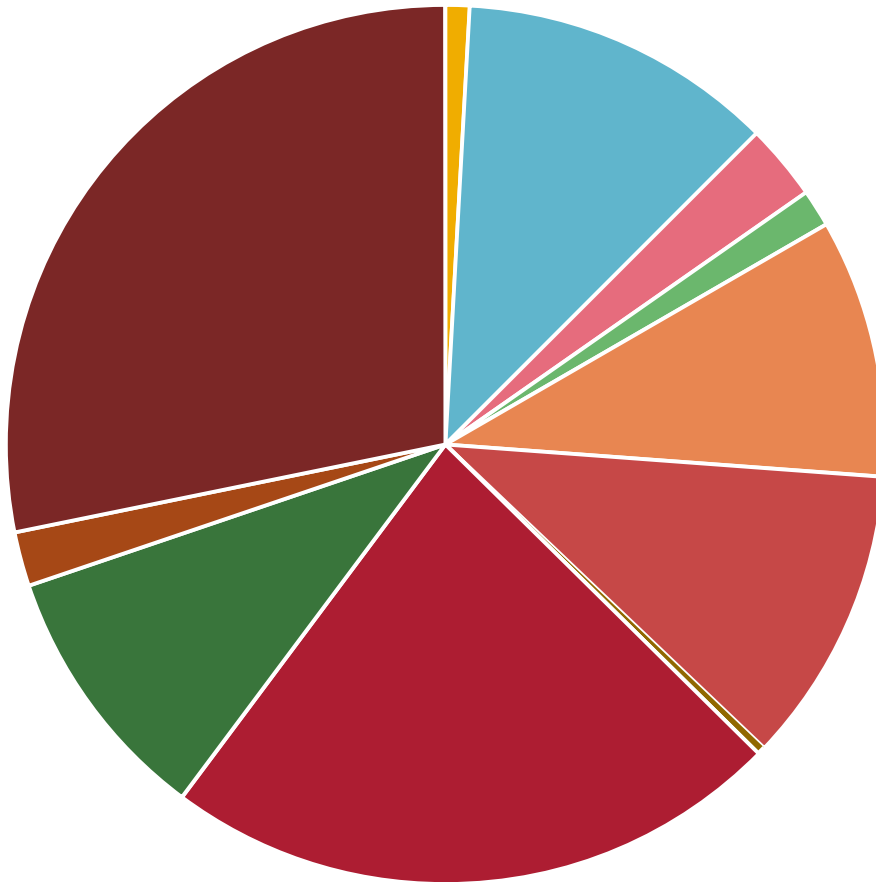
# ESTRUCTURAS PESOS POR SISTEMAS



# ESTRUCTURAS PESOS POR SISTEMAS



Porcentaje de peso de sistemas



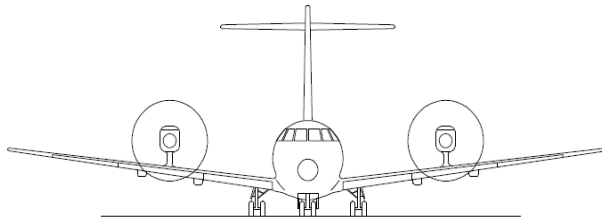
	kg	%
Starter	30,6	0,9
Flight Control S.	400	11,6
Hidráulico	96,2	2,8
Instrumentación	47,4	1,4
Eléctrico	327,5	9,5
Aire Acond.	376,2	10,9
Handling	10,3	0,3
Mobiliario	785,5	22,8
Tren Aterrizaje	330,5	9,6
Anti-hielo	68,9	2,0
Aviónica	971,3	28,2

■ 1 ■ 2 ■ 3 ■ 4 ■ 5 ■ 6 ■ 7 ■ 8 ■ 9 ■ 10 ■ 11 ■ 12



# ESTRUCTURAS

## Comparación



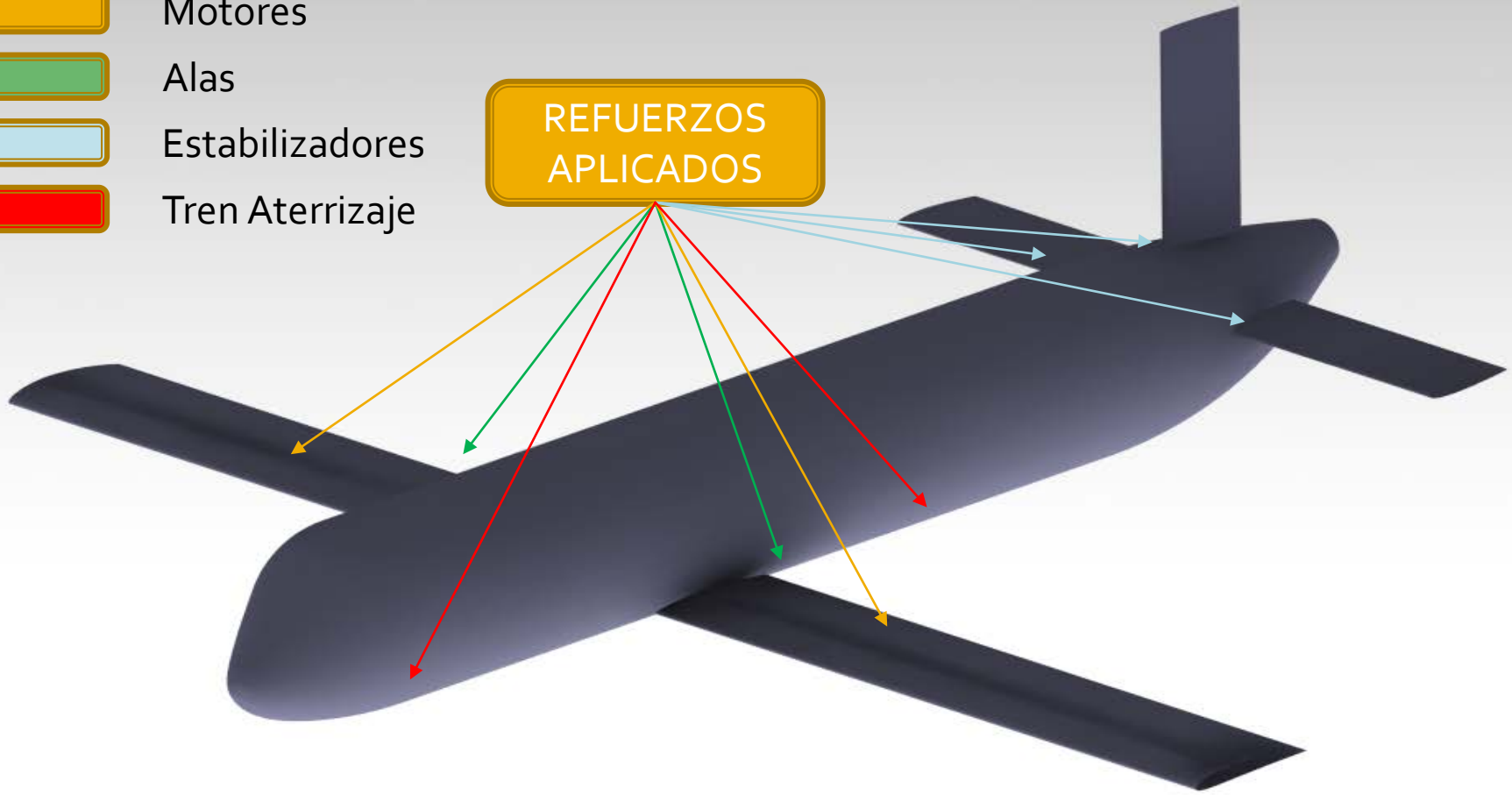
	AIAN-1314	DC-4	Q-400
Longitud	28 m	28,6 m	32,81 m
We	16940 kg	19640 kg	25850 kg
Wo	31119 kg	33100 kg	29260 kg

# ESTRUCTURAS

## Refuerzos



-  Motores
-  Alas
-  Estabilizadores
-  Tren Aterrizaje

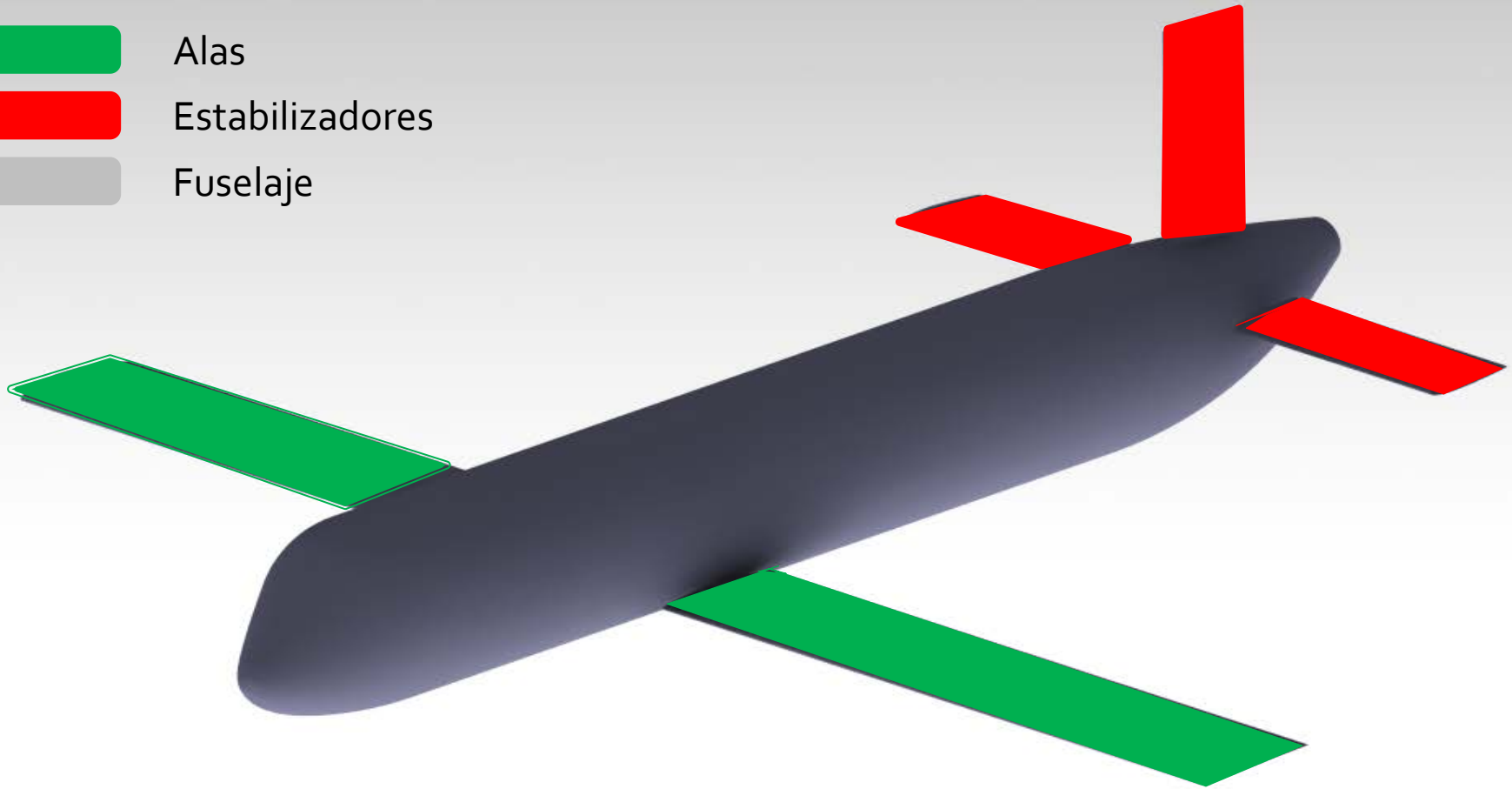


Total estimado: 445 kg  $\rightarrow$  5%  $W_e$

# ESTRUCTURAS COMPUESTOS



-  Alas
-  Estabilizadores
-  Fuselaje

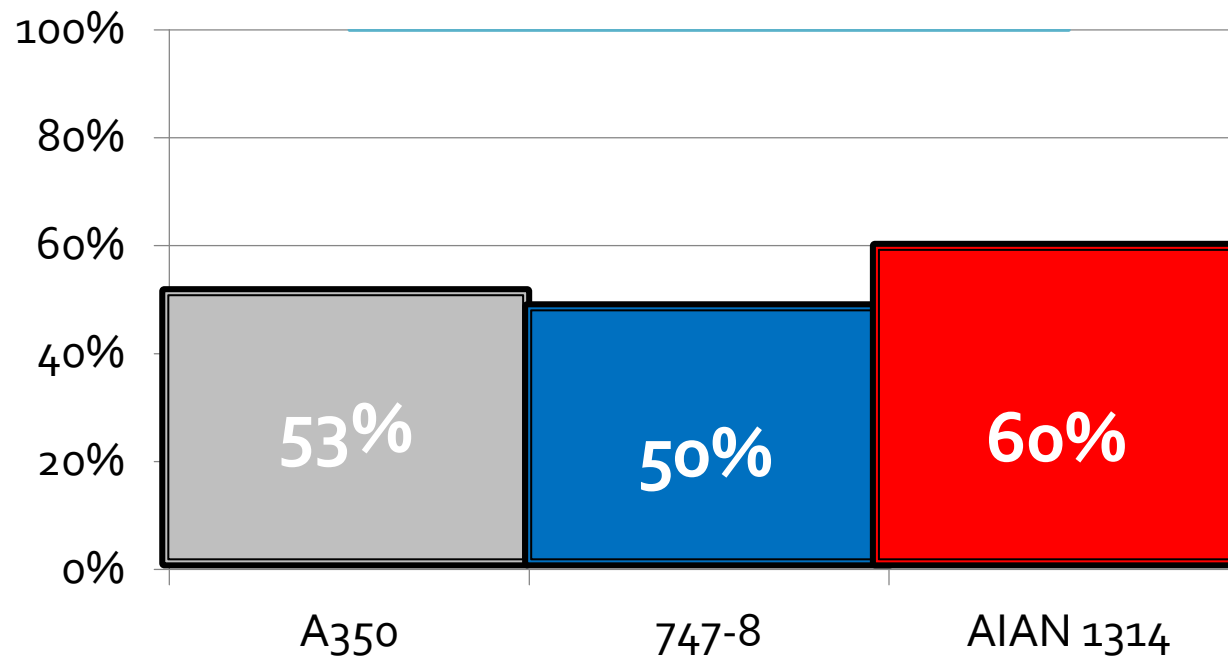


FIBRA DE CARBONO + EPOXI

# ESTRUCTURAS COMPUESTOS



Porcentaje de uso de materiales  
compuestos



# ESTRUCTURAS COMPUESTOS

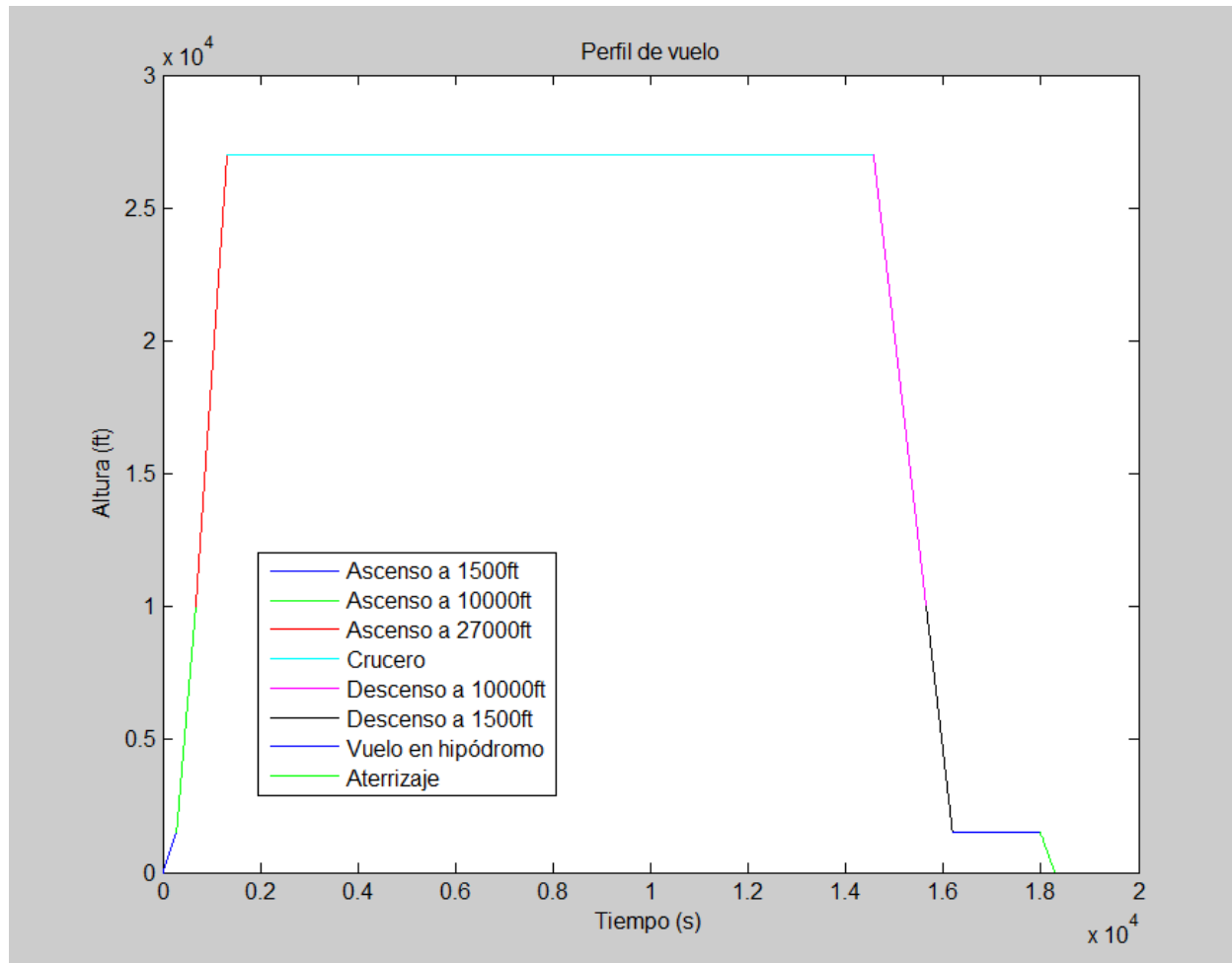


GRUPO ESTRUCTURAL	PESO PREVIO	PESO REDUCIDO	PORCENTAJE REDUCCIÓN
ALAS	3091	2349	24%
EST. HORIZONTAL	874	664	24%
EST. VERTICAL	902	685	24%
FUSELAJE	9488	7211	24%
<b>TOTAL Wo</b>	<b>34564</b>	<b>31144</b>	<b>10%</b>

- Mantenemos centro de gravedad estructural en la misma posición.
- Reducción directa del consumo, justifica su uso.

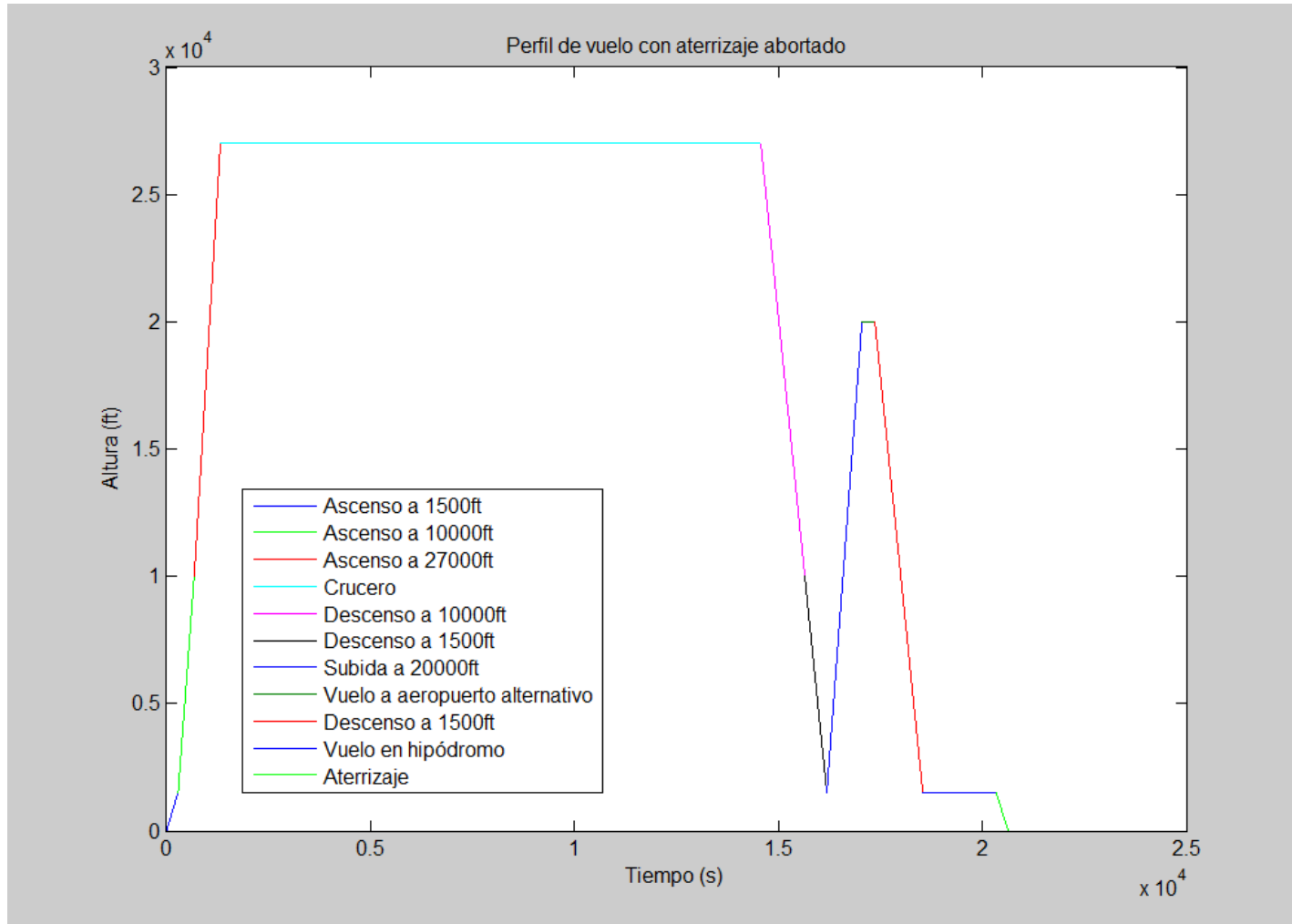
# ACTUACIONES

## Perfil de Vuelo



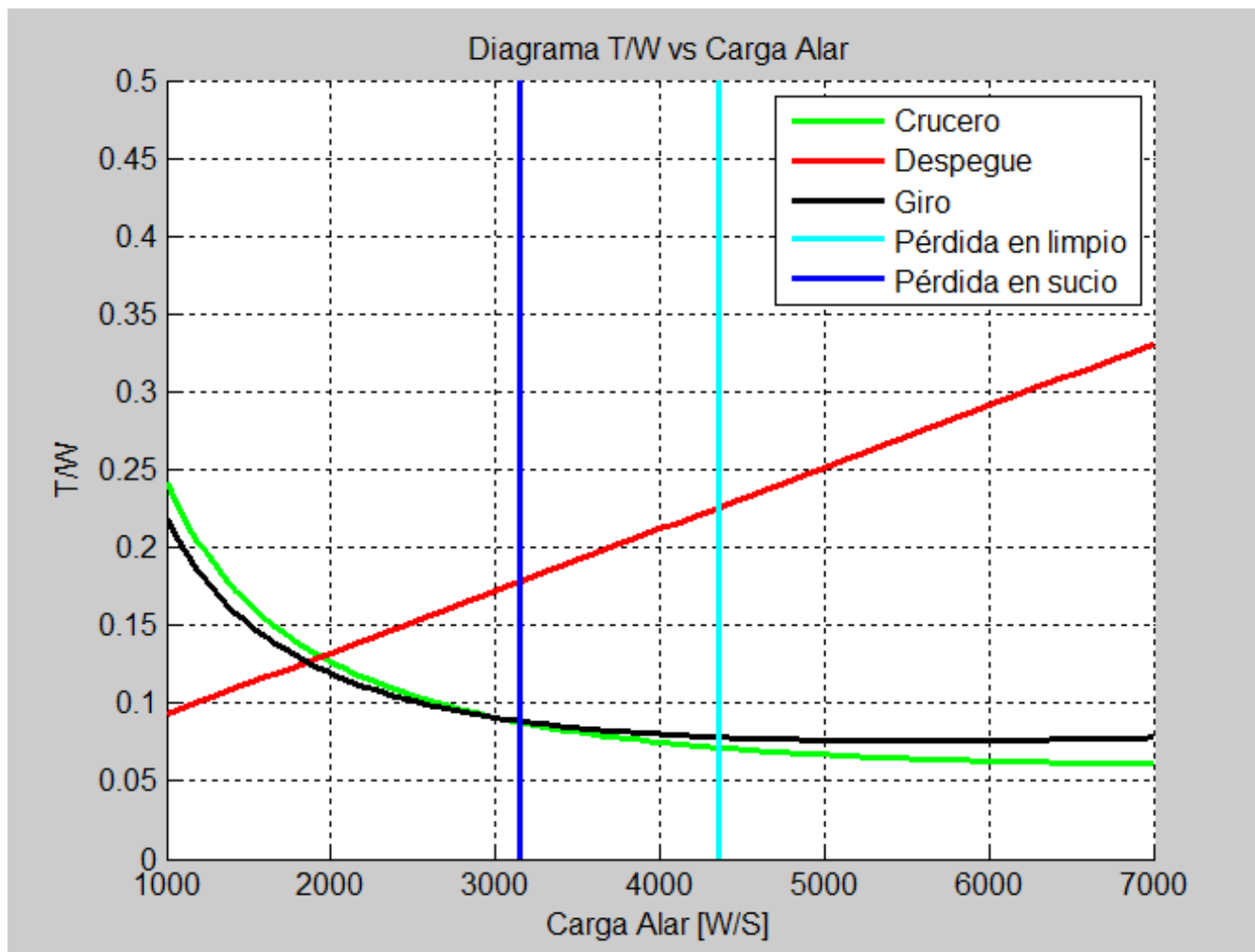
# ACTUACIONES

## Perfil de Vuelo con aterrizaje abortado



# ACTUACIONES

## T/W Y W/S por segmentos



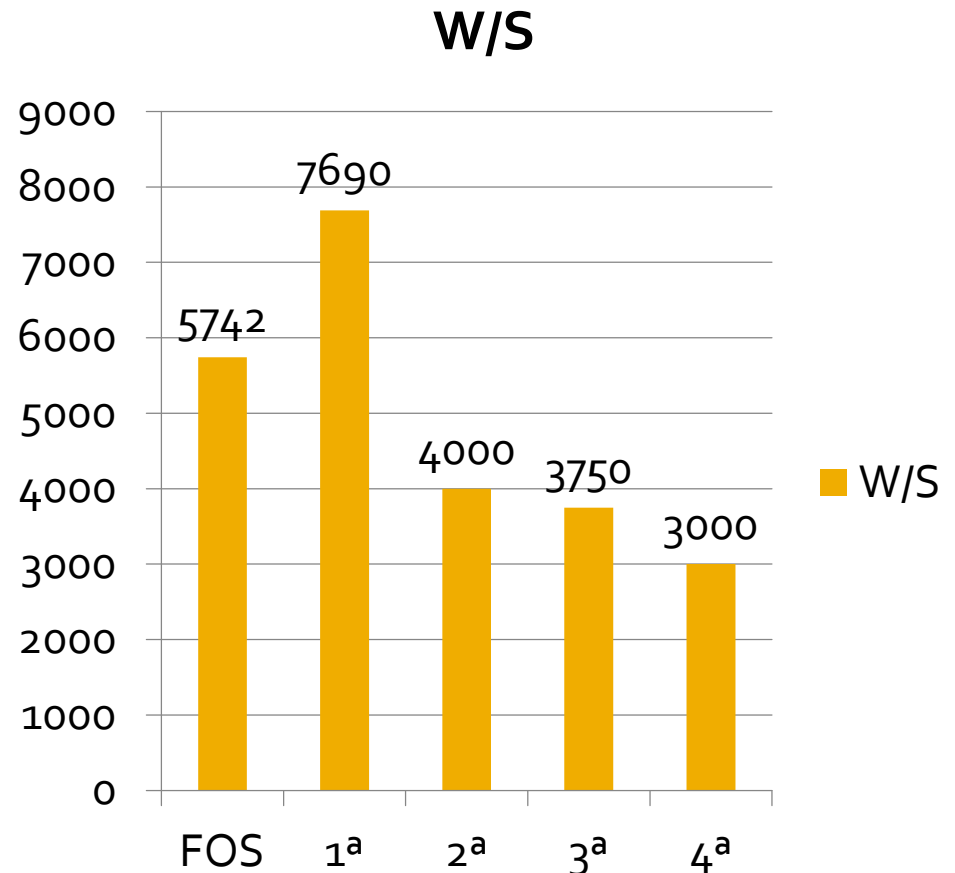


# ACTUACIONES

## Evolución de Cargas Alares



Iteración	Carga Alar
FOS	5742
1ª	7690
2ª	4000
3ª	3750
4ª	3000

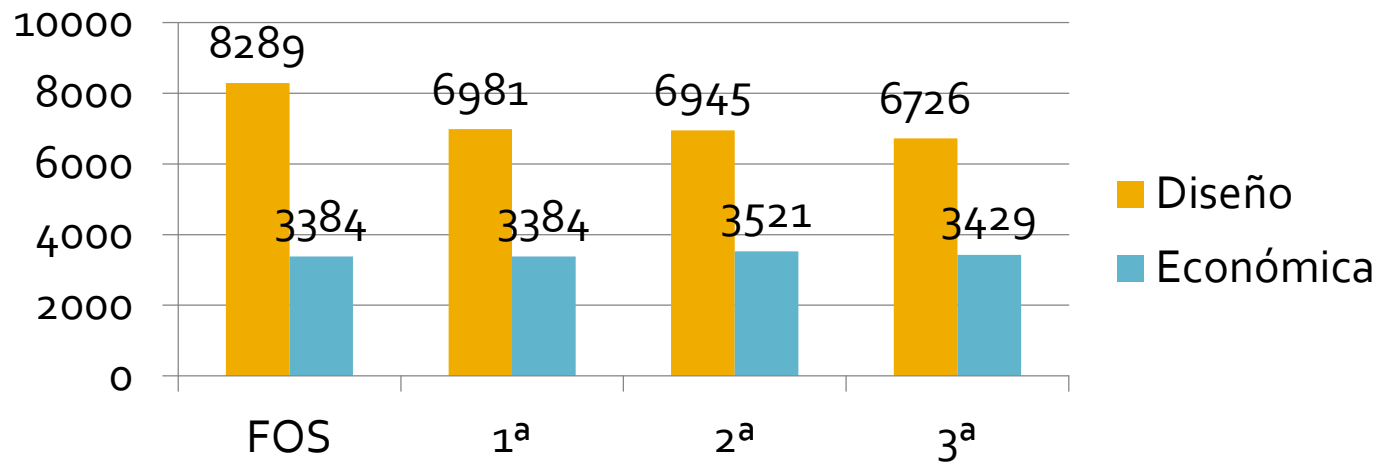


# ACTUACIONES

## Evolución de pesos de fuel

Iteración D	Peso (kg)
FOS	8289
1ª	6981
2ª	6945
3ª	6726

Iteración E	Peso (kg)
FOS	3384
1ª	3384
2ª	3521
3ª	3429

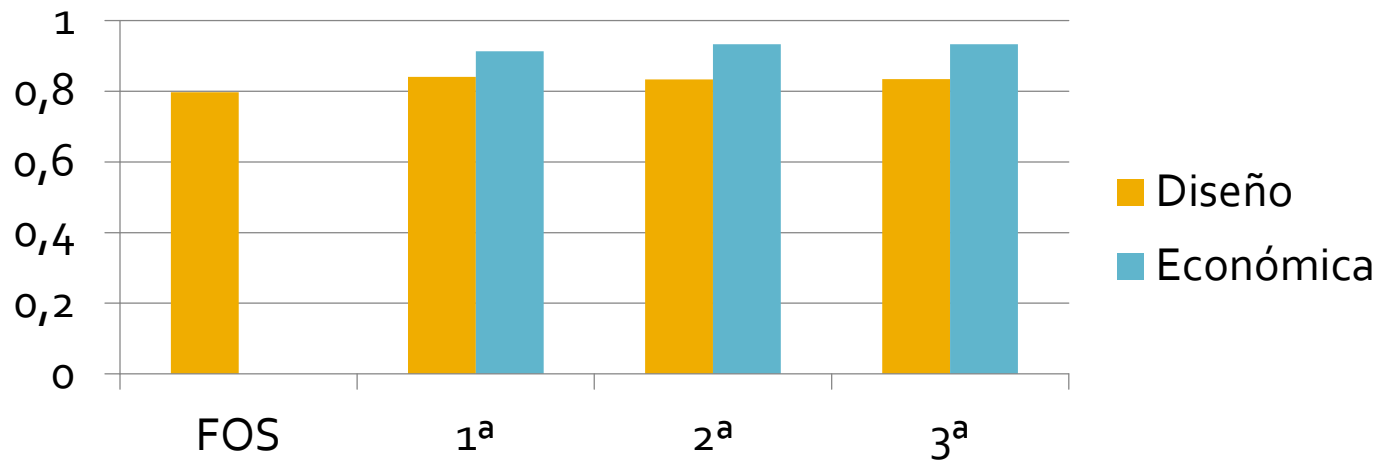


# ACTUACIONES

## Evolución de Fracciones Fuel

Iteración D	Wc/Wo
FOS	0,7976
1ª	0,8408
2ª	0,8334
3ª	0,8342

Iteración E	Peso (kg)
FOS	-
1ª	0,9133
2ª	0,9339
3ª	0,9339



# ACTUACIONES

## Pesos de fuel por tramos



$W_{f,TOF D}$	$W_{f,CL D}$	$W_{f,CR D}$	$W_{f,D D}$	$W_{f,LN D}$
617.99	359.39	4144.22	257.78	127.60

Pesos en kg para misión de diseño

$W_{f,TOF E}$	$W_{f,CL E}$	$W_{f,CR E}$	$W_{f,D E}$	$W_{f,LN E}$
552.04	348.46	923.87	257.78	127.60

Pesos en kg para misión económica

# ACTUACIONES

## Velocidades por segmentos



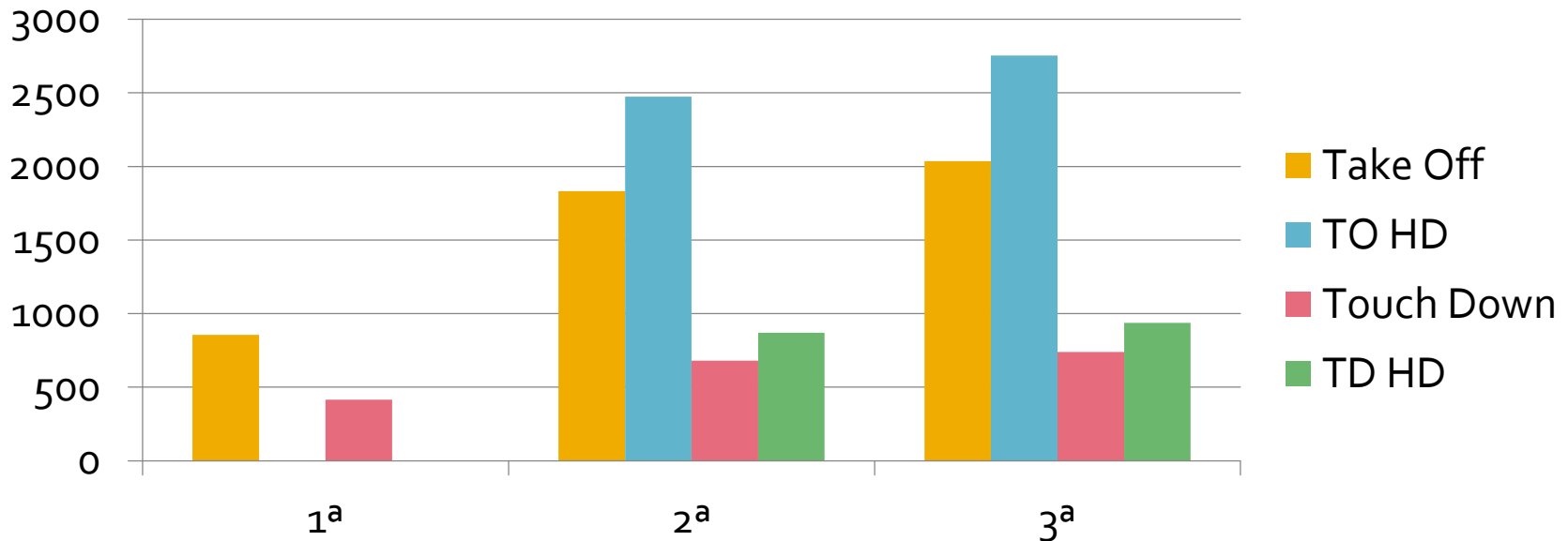
Segmento	Velocidad (m/s)
Despegue (SL)	68,93
Subida	105,55
Crucero (27000 ft)	199,52
Maniobra (27000 ft)	87,18
Pérdida en limpio (27000 ft)	61,02
Pérdida en sucio (27000 ft)	51,87
Descenso	111,72
Espera (4500 ft)	61,89
Maniobra (4500 ft)	64,88
Flare (SL)	59,19
Touchdown	55,34

# ACTUACIONES

## Distancias de rodadura



Iteración	Despegue	Despegue HD	Aterrizaje	Aterrizaje HD
1ª	855,55		415,38	
2ª	1832,20	2473,60	679,52	870,50
3ª	2036,80	2754,40	739,57	936,37



# ACTUACIONES

## Otros parámetros solicitados

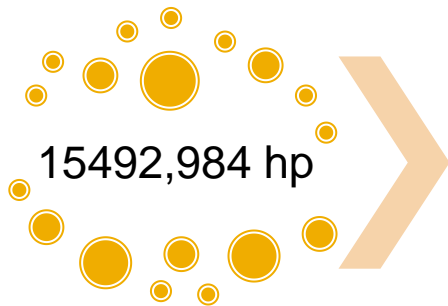


R Diseño	E Diseño	R Económica	E Económica
3102.12 km	5.92 h	1042.70 km	3.12 h

CASM Diseño	CASM Económico
18.77 cent\$	8.07cent\$

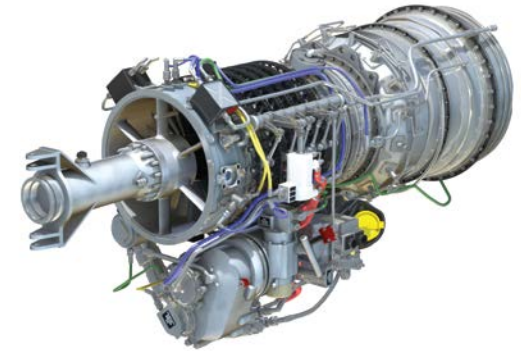
# PROPULSIÓN

## Elección de motor



Motor  
7746,363 hp

Rolls-Royce  
AE1107C



Características	Datos del motor	Datos escalados ( $F_{scaling} = 1, 3$ )
Peso en vacío	<b>440 kg</b>	<b>572 kg</b>
Longitud	1,98 m	2,161 m
Diámetro máximo	0,89 m	0,971 m
Altura	1 m	1,091m
Potencia	<b>6150 hp</b>	<b>7995 hp</b>
Consumo específico	<b>0,426 lb/hr/hp</b>	<b>0,426 lb/hr/hp</b>

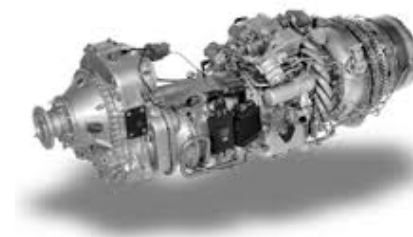
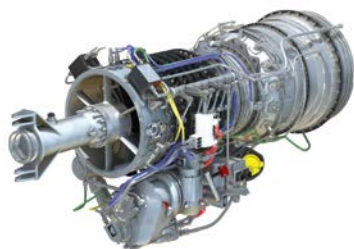


# PROPULSIÓN

## Elección de motor (comparativa)

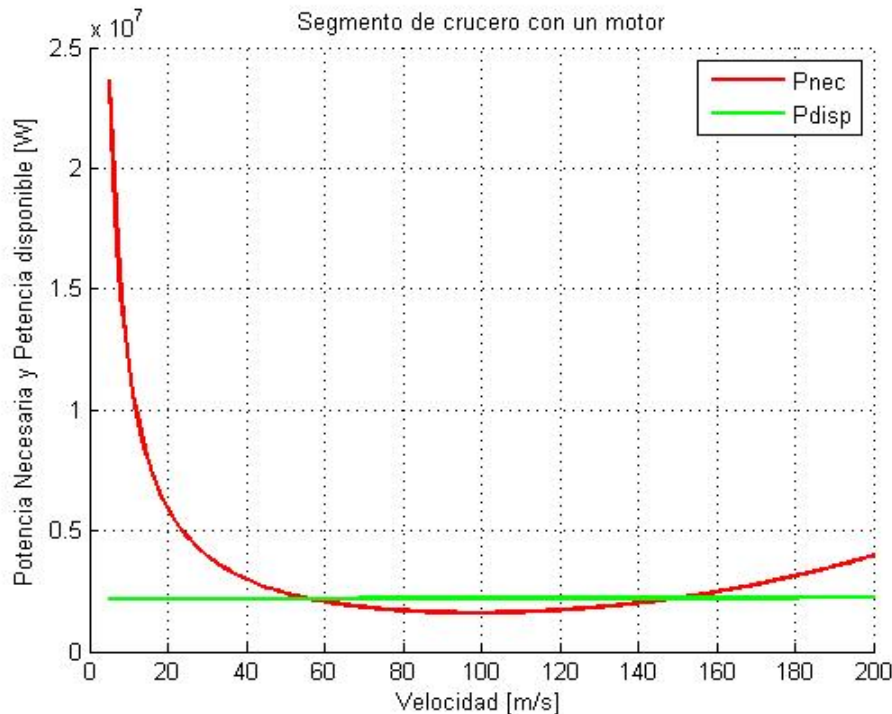


Características	Rolls-royce AE1107C (escalado)	Allison XT39-A-1	Allison T34-P-7W (escalado)	PW150A (escalado)
Peso en vacío	572 kg	1178 kg	-	896,87 kg
Longitud	2,161 m	3,212 m	-	2,644 m
Diámetro máximo	0,971 m	0,99 m	-	1,239 m
Potencia	7995 hp	9000 hp	8450 hp	6593 hp
Consumo específico	0,426 lb/hr/hp	0,53 lb/hr/hp	0,44 lb/hr/hp	0,433 lb/hr/hp



# PROPULSIÓN

## Condiciones con fallo de motor



LÍMITE DE GRADIENTE



$P$  necesaria =  $P$  disponible



VELOCIDAD: 150 m/s

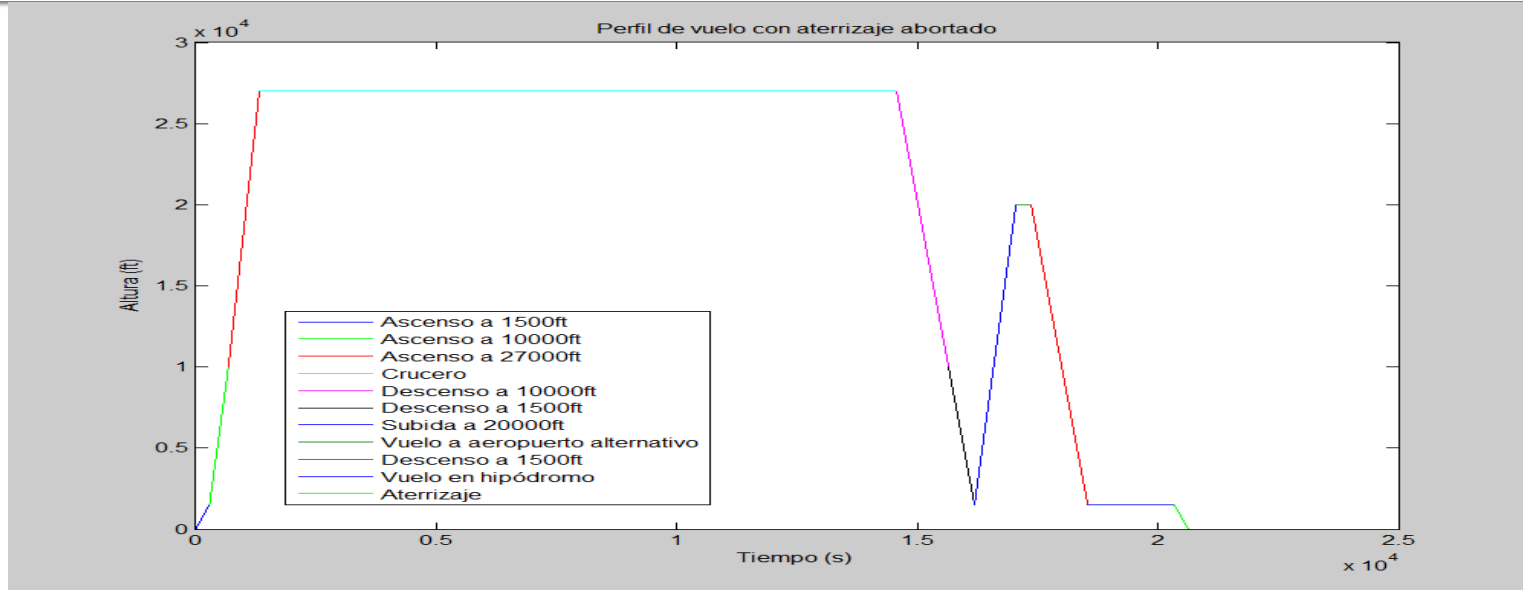


POSICIÓN DE PALANCA: 105%

En el segmento de crucero para fallo del motor el gradiente sigue siendo positivo

# PROPULSIÓN

## Posiciones de palanca

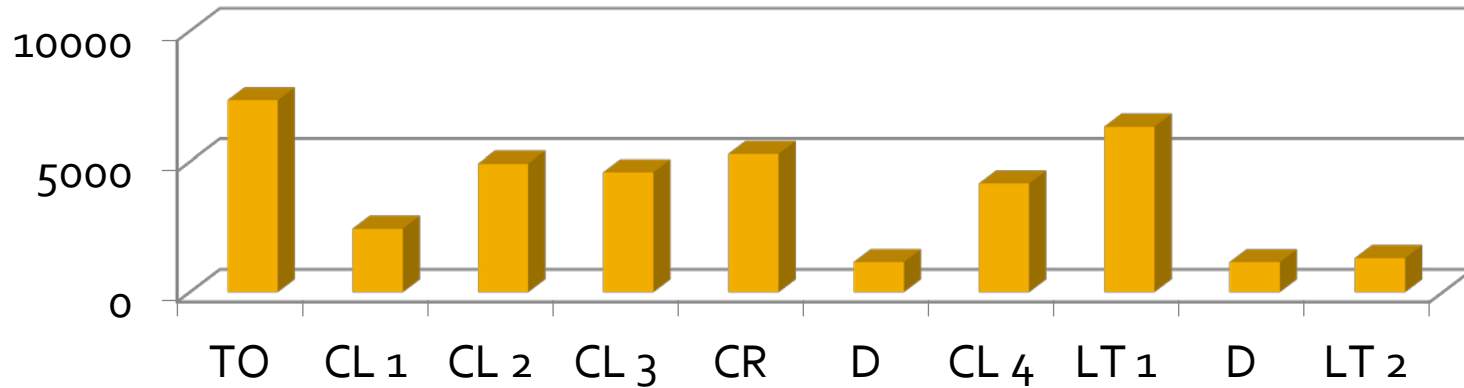


SEGMENTOS PRINCIPALES	Despeg.	Ascen. 1	Ascen. 2	Ascen. 3	Crucero	Descen.	Aterrizaje
Posición de palanca [%]	45,78	15,68	38,09	75,2	94,9	14,65	10

SEGMENTOS (RESERVA)	Ascenso	Espera a 20000 ft	Descenso	Espera a 1500 ft	Aterrizaje
Posición de palanca [%]	37,6	84	10,65	8,7	10

# PROPULSIÓN

## Potencias



SEGMENTOS PRINCIPALES	Despegue	Ascenso 1	Ascenso 2	Ascenso 3	Crucero	Descenso
V [m/s]	67,93	67,93	105,55	115	199,525	103,62
Potencias [hp]	<b>7337,4</b>	<b>2436,6</b>	<b>4917,9</b>	<b>4592,5</b>	<b>5286,6</b>	<b>1152,6</b>

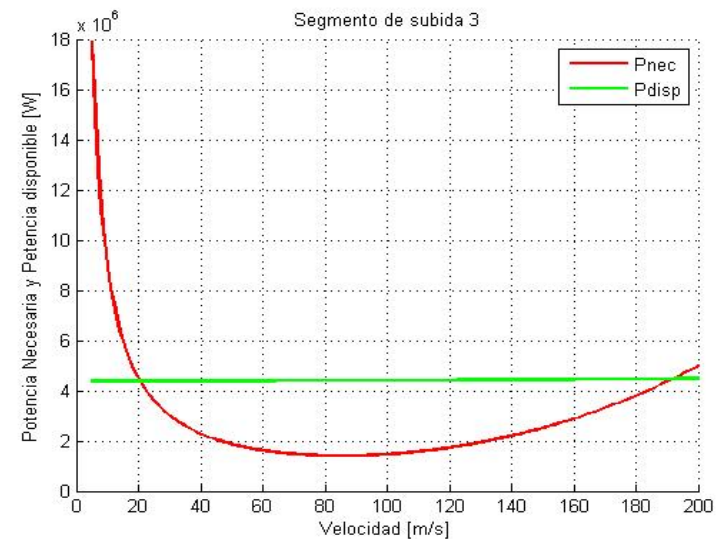
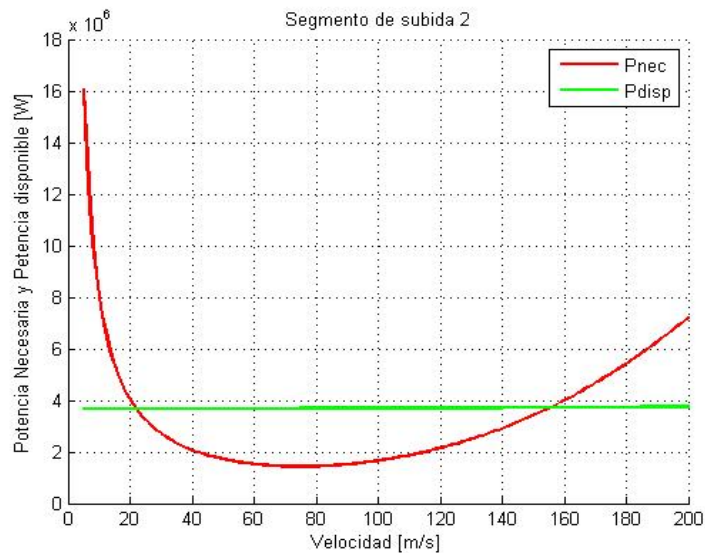
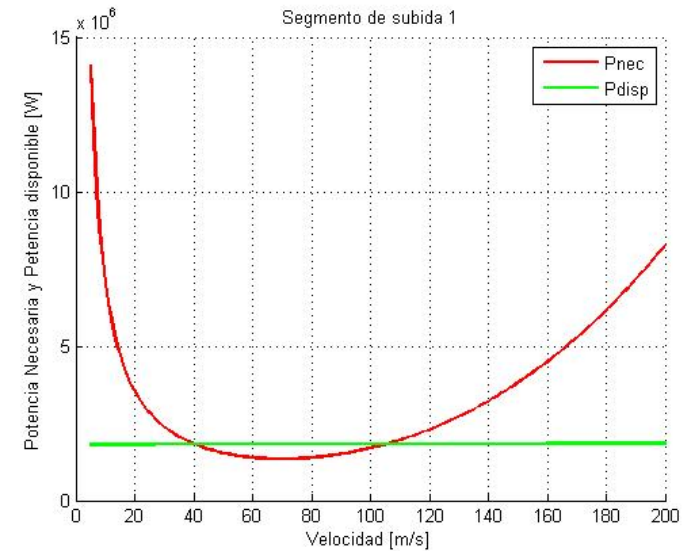
SEGMENTOS (RESERVA)	Ascenso	Espera a 2000 ft	Descenso	Espera a 1500 ft
VELOCIDAD [m/s]	105,55	199,525	103,62	61,89
Potencias [hp]	<b>4168,0</b>	<b>6322,2</b>	<b>1149,9</b>	<b>1308,7</b>

# PROPULSIÓN

## Potencias

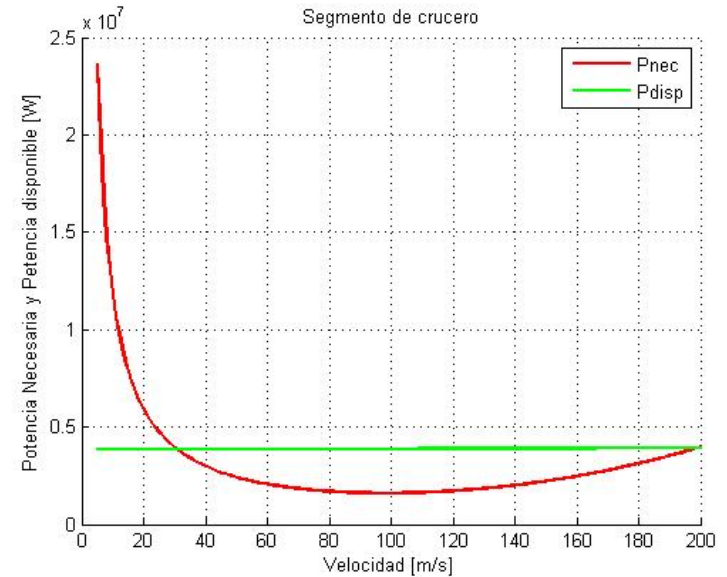
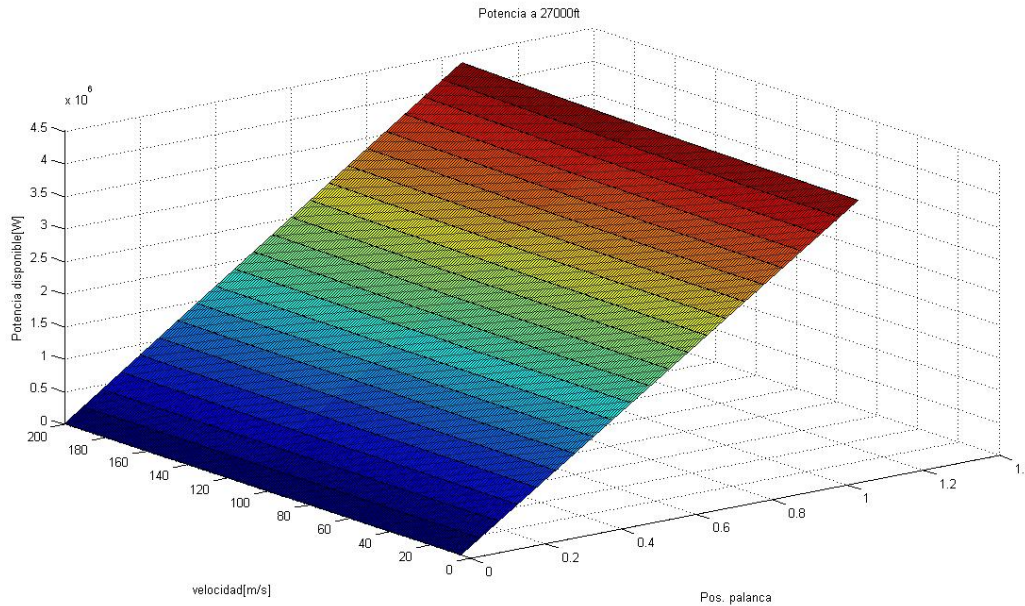


SEGMENTOS PRINCIPALES	Ascenso 1	Ascenso 2	Ascenso 3
V [m/s]	67,93	105,55	115
Potencias [hp]	<b>2436,6</b>	<b>4917,9</b>	<b>4592,5</b>



# PROPULSIÓN

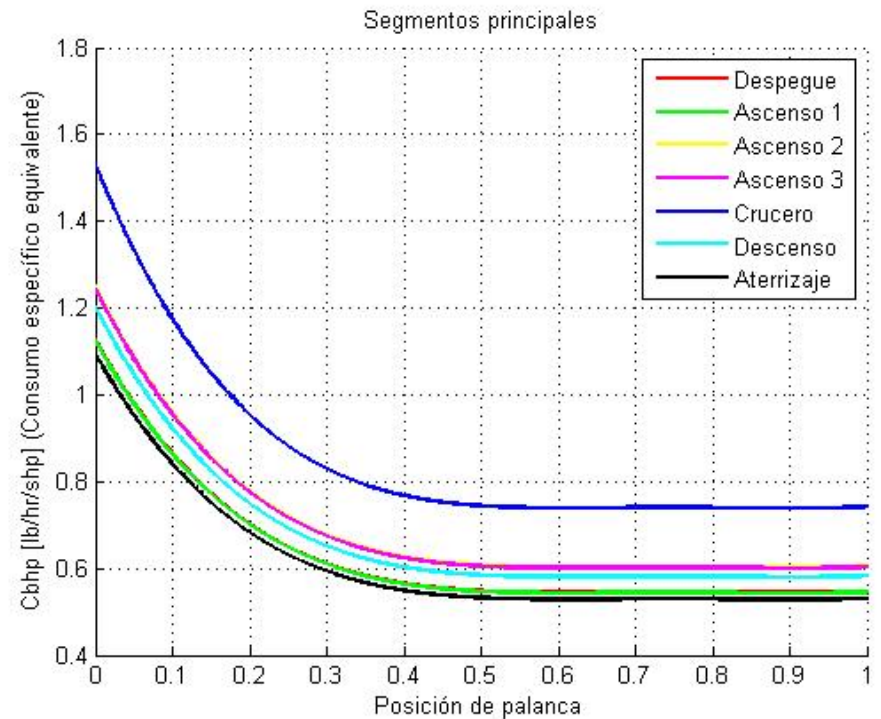
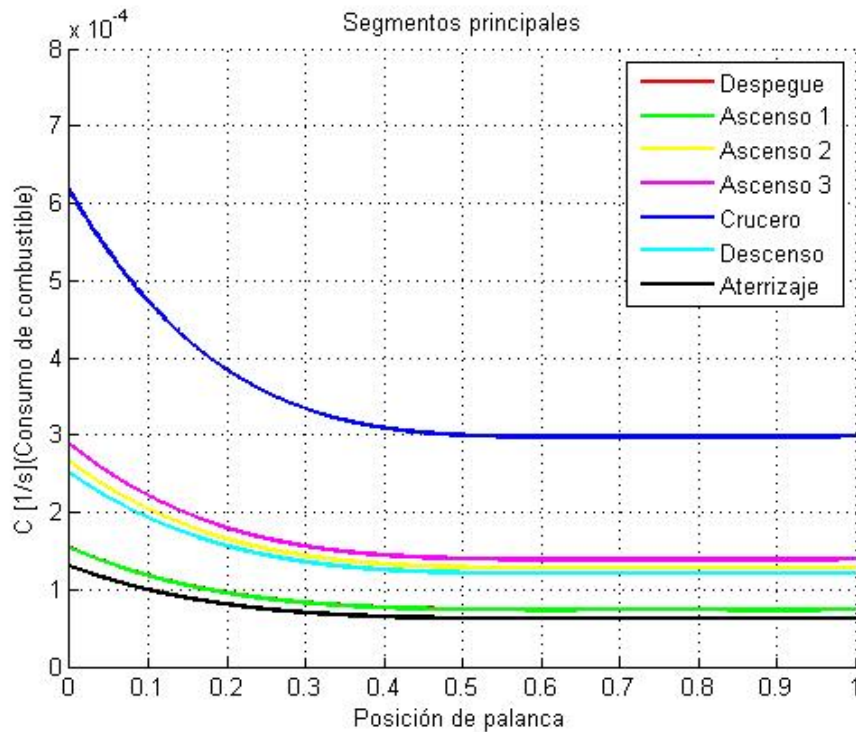
## Potencias



SEGMENTOS PRINCIPALES	Crucero
Potencias disponible en crucero [hp]	<b>5286,6</b>
Potencia disponible en crucero [kW]	<b>3942</b>

# PROPULSIÓN

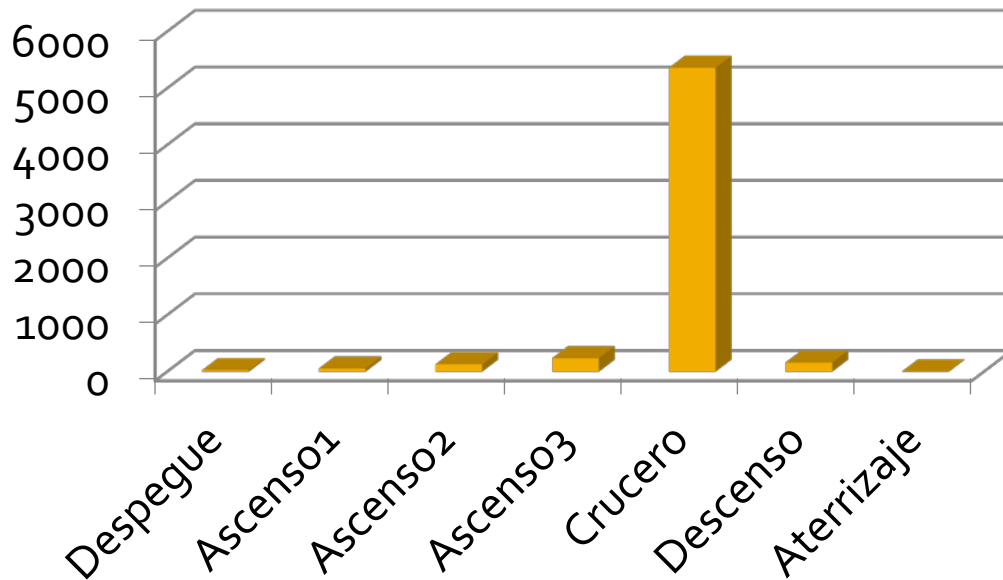
## Consumos de combustible



SEGMENTO	Despeg.	Ascen. 1	Ascen. 2	Ascen. 3	Crucero	Descen.	Aterrizaje
<b>C [1/S]</b>	$7,615 \times 10^{-5}$	$1,048 \times 10^{-4}$	$1,354 \times 10^{-4}$	$1,402 \times 10^{-4}$	$2,988 \times 10^{-4}$	$1,745 \times 10^{-4}$	$1,046 \times 10^{-4}$
<b>Cbh [lb/hr/shp]</b>	<b>0,55477</b>	<b>0,76365</b>	<b>0,6351</b>	<b>0,60370</b>	<b>0,74110</b>	<b>0,83349</b>	<b>0,84303</b>

# PROPULSIÓN

## Consumos de combustible



**COMBUSTIBLE TOTAL**

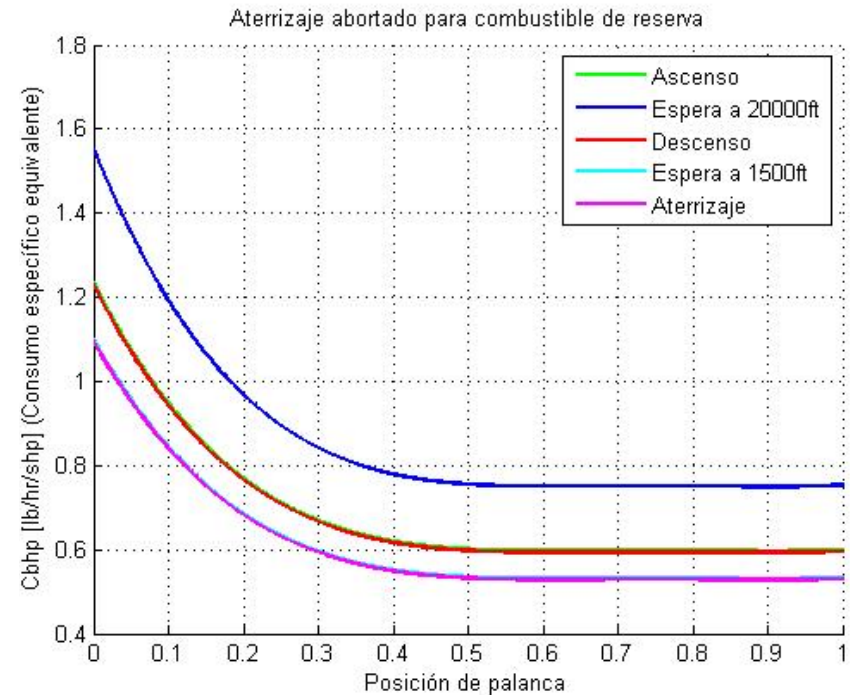
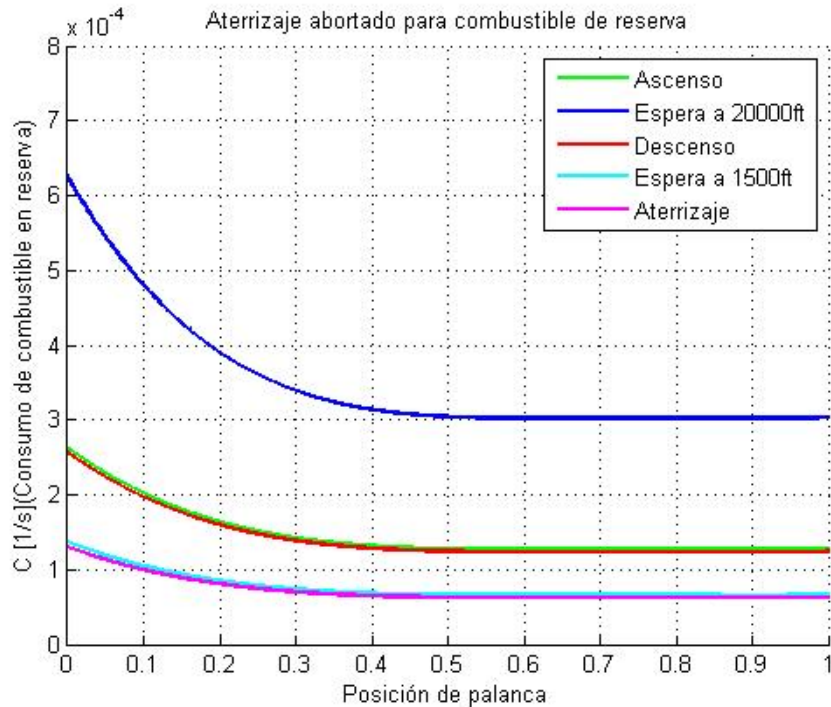
**5966,8 + reserva Kg**

SEGMENTO	Despeg.	Ascen. 1	Ascen. 2	Ascen. 3	Crucero	Descen.	Aterrizaje
TIEMPO [s]	60	282	395	642	13250	3312	25
V [m/s]	67,93	67,93	105,55	115	199,525	103,62	59,19
W combust. [kg]	25,2	54,4	128,4	237,2	5357,1	160,6	3,9



# PROPULSIÓN

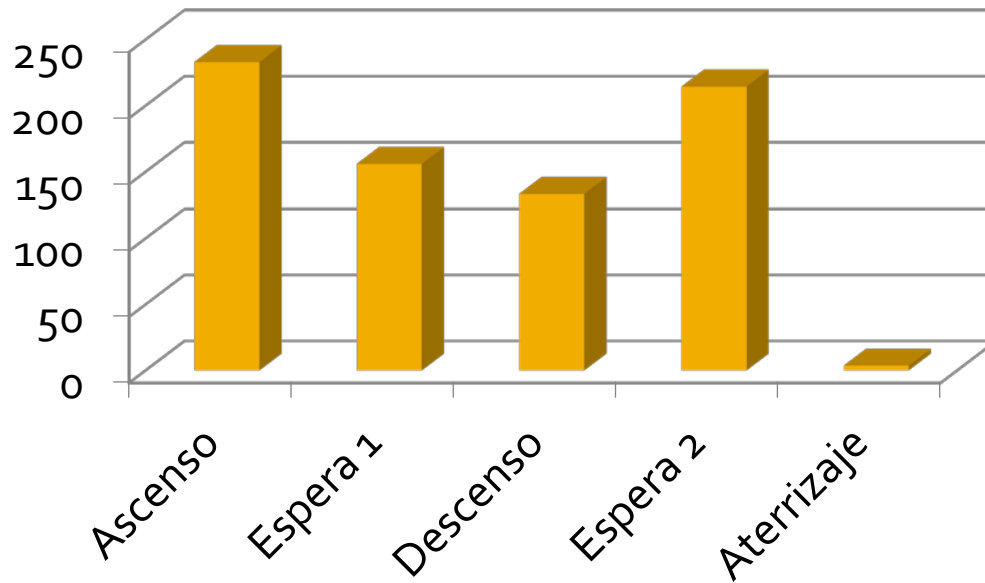
## Consumo reserva de combustible



SEGMENTO	Ascenso	Espera a 20000 ft	Descenso	Espera a 1500 ft	Aterrizaje
$C [1/S]$	$1,3445 \times 10^{-4}$	$2,5416 \times 10^{-4}$	$1,5754 \times 10^{-4}$	$1,1652 \times 10^{-4}$	$1,0461 \times 10^{-4}$
$C_{bh} [lb/hr/shp]$	0,63038	0,75242	0,93173	0,87559	0,84303

# PROPULSIÓN

## Consumo reserva de combustible



**COMBUSTIBLE TOTAL**  
(principal + reserva)

**6702,9 Kg**



**COMBUSTIBLE DE RESERVA**

**739,9 Kg**

SEGMENTO	Ascenso	Espera a 20000 ft	Descenso	Espera a 1500 ft	Aterrizaje
TIEMPO [s]	860	318	1175	1800	25
VELOCIDAD [m/s]	105,55	199,525	103,62	61,89	59,19
Peso de combustible [kg]	<b>232,9</b>	<b>155,9</b>	<b>133,2</b>	<b>214,4</b>	<b>3,5</b>

# FINAL PRESENTACIÓN



Dudas y Preguntas...

Muchas gracias por vuestra atención

# EQUIPO



<b>Aerodinámica</b>	<i>Julián</i>	<i>Ruiz Delgado</i>
	<i>Juan</i>	<i>Ponce Camarero</i>
	<i>Francisco Javier</i>	<i>Fuentes Alba</i>
<b>Actuaciones</b>	<i>Pedro Emilio</i>	<i>Romero Díaz</i>
	<i>José Luis</i>	<i>Rofa Barragán</i>
	<i>Miguel Ángel</i>	<i>García-Magariño Sánchez de Medina</i>
<b>Diseño y Sistemas</b>	<i>Luca</i>	<i>García Hernández</i>
	<i>Damián</i>	<i>Patón Terrero</i>
	<i>José María</i>	<i>Meléndez López</i>
<b>Estabilidad y Control</b>	<i>Félix</i>	<i>Rentero de Llano</i>
	<i>Juan José</i>	<i>Martínez Espinosa</i>
	<i>Daniel</i>	<i>Romero Falcón</i>
<b>Estructuras</b>	<i>Pablo</i>	<i>Zaldívar López</i>
	<i>Alejandro</i>	<i>Salobreña Benítez</i>
	<i>Francisco</i>	<i>Cadenas García</i>
<b>Propulsión</b>	<i>Almudena</i>	<i>Díaz Claro</i>
	<i>José Manuel</i>	<i>Medina Linares</i>
	<i>Adrián</i>	<i>Nacher Ordóñez</i>