

# PROYECTO SQUIRT-AIR



LINDBERGH

## ➤ **INTRODUCCIÓN**

- I. Justificación del proyecto
- II. RFP

## ➤ **SQ16**

- I. Diseño
- II. Análisis y estudios generales

## ➤ **MISIONES**

- I. Misión Primera Línea
- II. Misión de Ferry

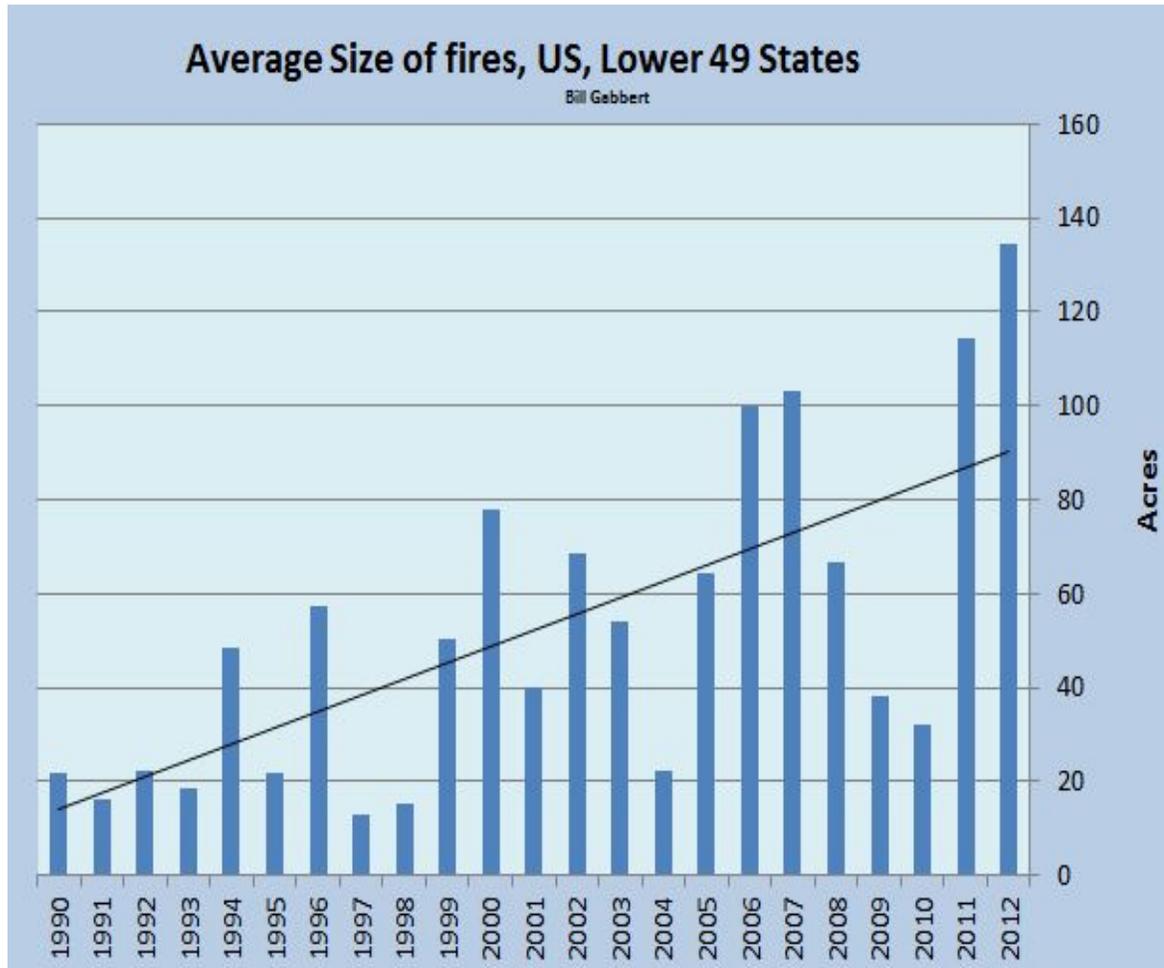
## ➤ **PRESTACIONES**

## **I. Justificación del proyecto**

- a. Incendios forestales
- b. Aeronaves de extinción de incendios
- c. Costes de operación

## **II. RFP**

## a. Incendios forestales



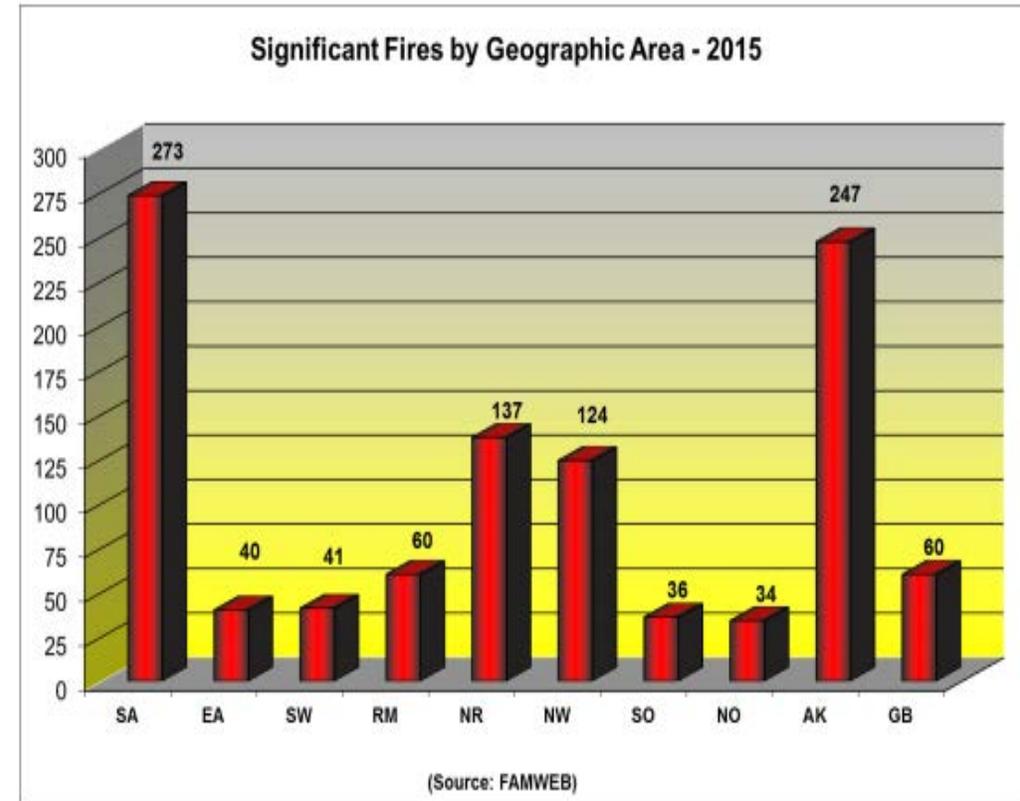
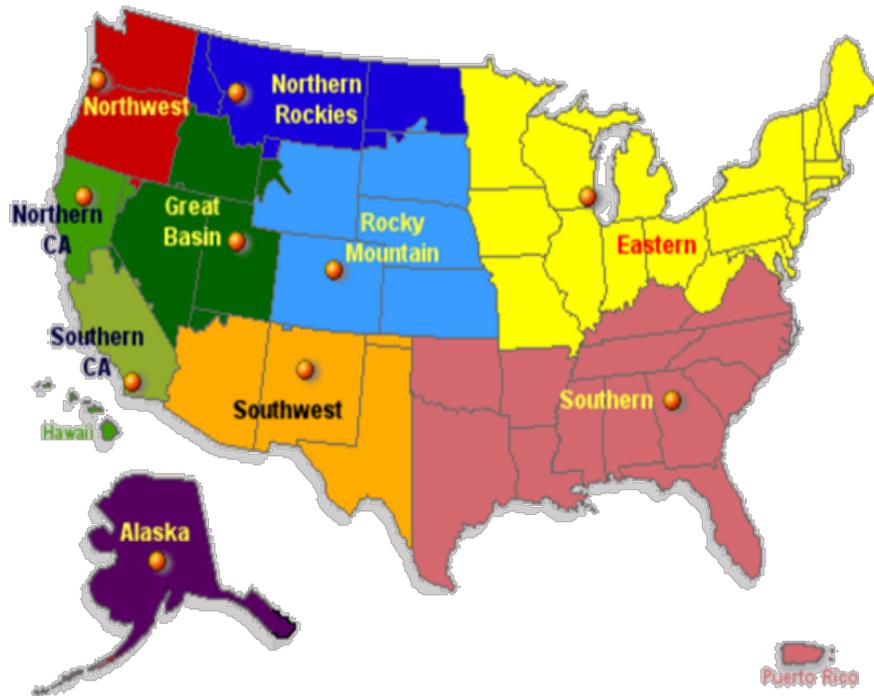
### Tipos de incendios:

- Significant Fire Activity: Incendios que cumplen alguna de las siguientes condiciones:
  - a. Ocupan un mínimo de 100 acres con combustible del tipo madera,
  - b. 300 acres en el caso de pastos y matorrales, o
  - c. Son gestionados por un Incident Management Team del tipo 1 o 2, WFMT o NIMO.
- Wildfire: Gran incendio forestal



## a. Incendios forestales

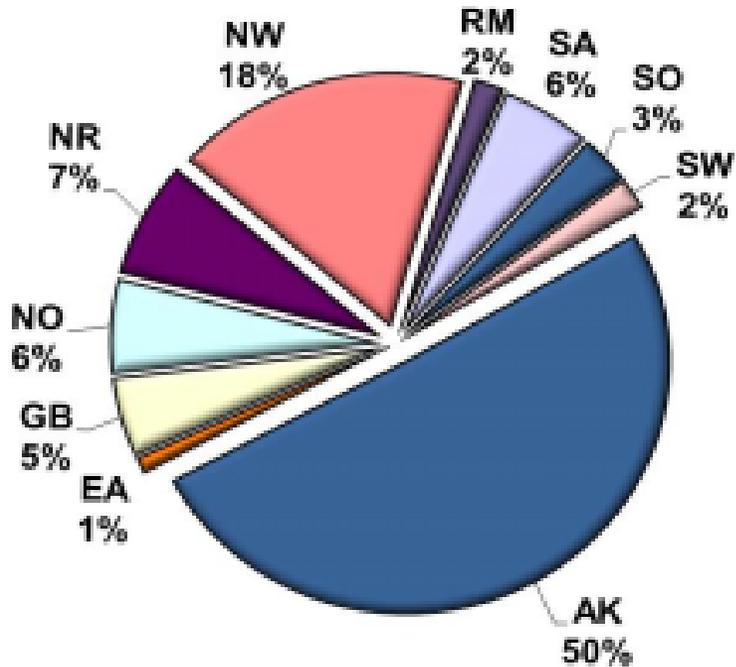
### Incendios significativos (2015)



## a. Incendios forestales

### Gran Incendio Forestal

Percent of Acres Burned by Geographic Area -  
2015  
(Percent of National Total)



Las zonas con un mayor porcentaje de acres quemados a nivel de Gran Incendio forestal coinciden con tres de las cuatro áreas donde había mayor actividad de fuego significativa

## b. Aeronaves de extinción de incendios

- Heavy air tankers
  - Large Air Tanker
  - MAFFS
- Multi engine airtanker (CL-215/415)
- Single engine air tankers (SEAT)
  
- Lead planes
- Aerial supervision modules (ASM)
- Air attack
- Infrared
- Smokejumper aircraft

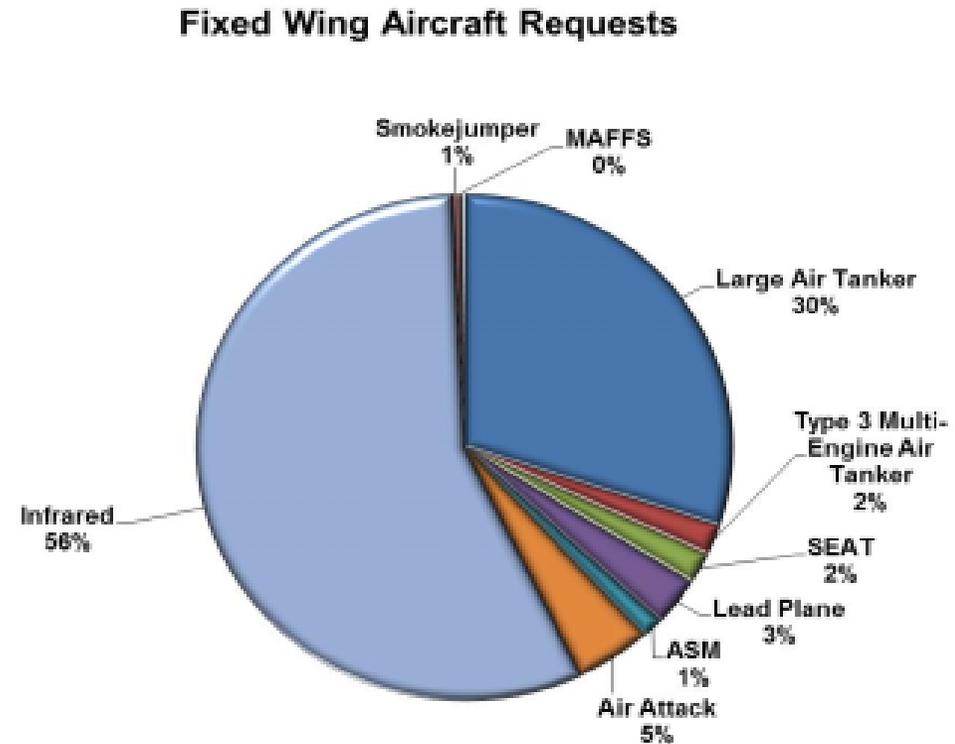
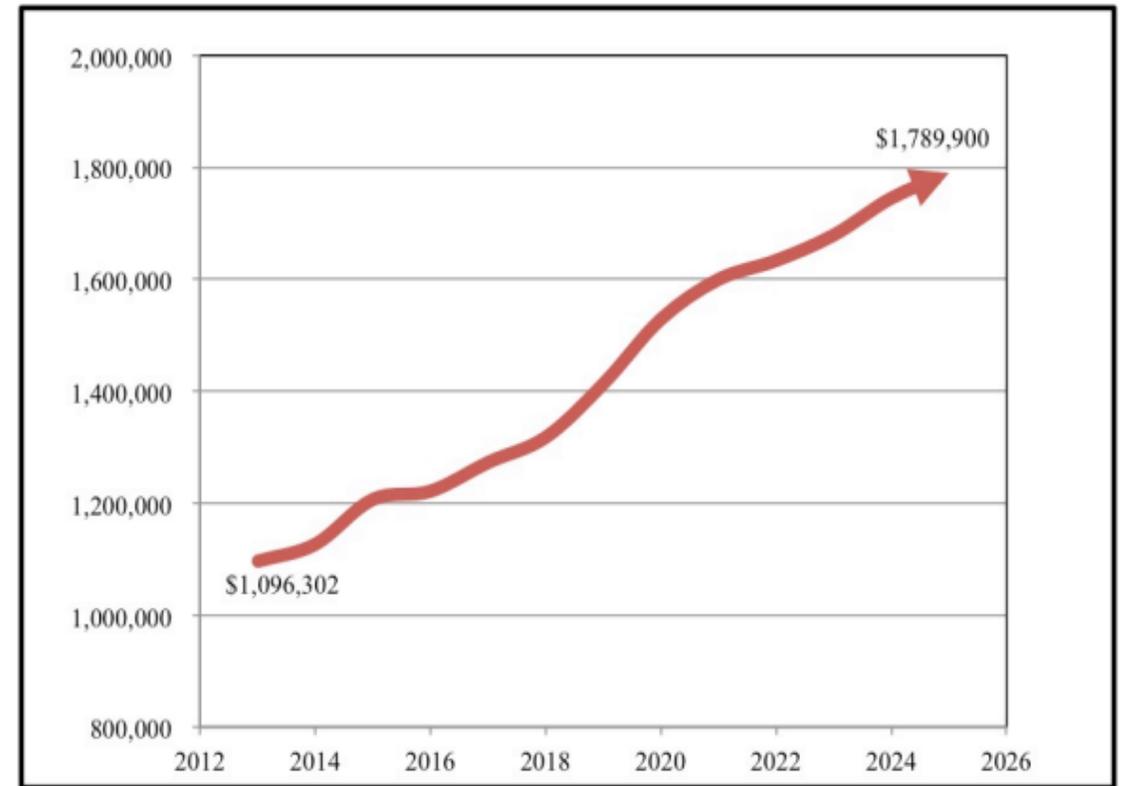
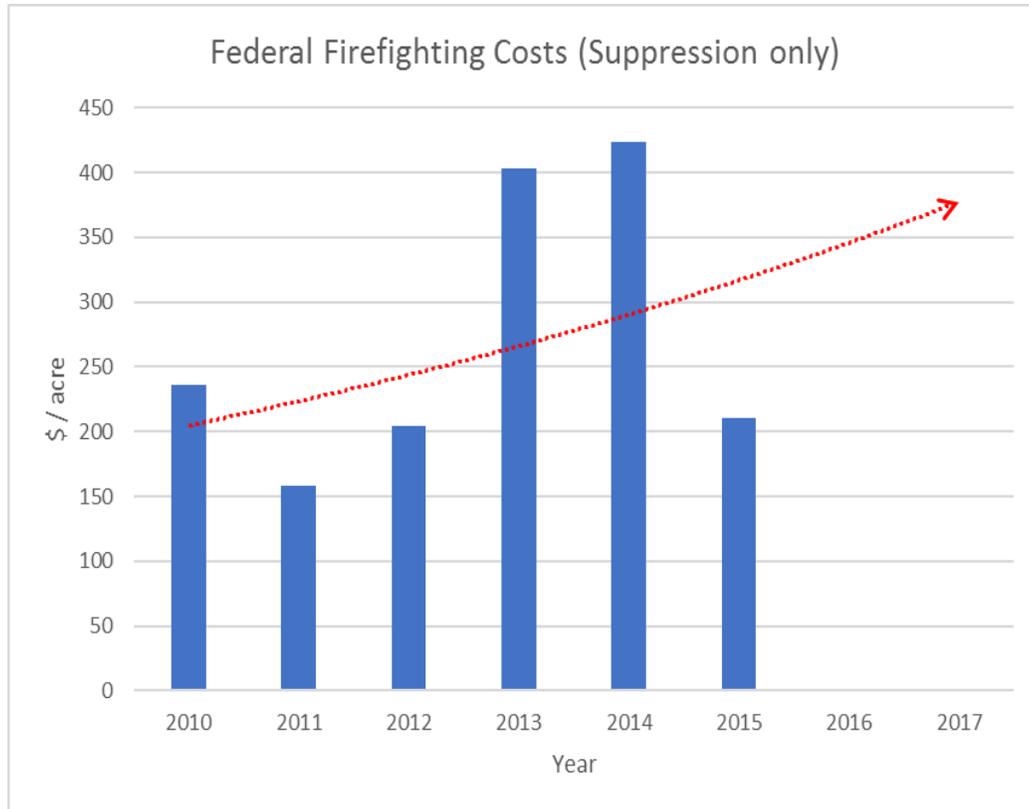


Figura . Solicitudes de aeronaves de extinción de incendios en 2015

## c. Costes de operación



## c. Costes de operación



“Un ataque inicial rápido y contundente a los nuevos incendios que se produzcan puede reducir el número de grandes incendios forestales que cuestan millones de dólares sólo en materia de contención”

### Se apuesta por Large Air Tanker

El propósito principal de un Large Air Tanker (LAT) es llevar a cabo el ataque inicial y apoyo de fuego prolongado. El ataque inicial se define como el primer día del fuego realizado en un tamaño de menos de 300 acres. Fuego de apoyo extendido es la siguiente fase del fuego antes de que el fuego se extienda fuera de control para convertirse en un gran incendio forestal.

- Predicciones USFS permiten posicionar las aeronaves en cualquier base aérea del continente americano antes de la temporada de incendios
- 2 tripulantes
- 5000 galones de retardante
- Misión Primera Línea < 200 millas náuticas
- Misión de Ferry < 2500 millas náuticas



## I. Diseño

- a. Aspectos generales
- b. Subconjuntos
- c. Sistemas
- d. Estructura

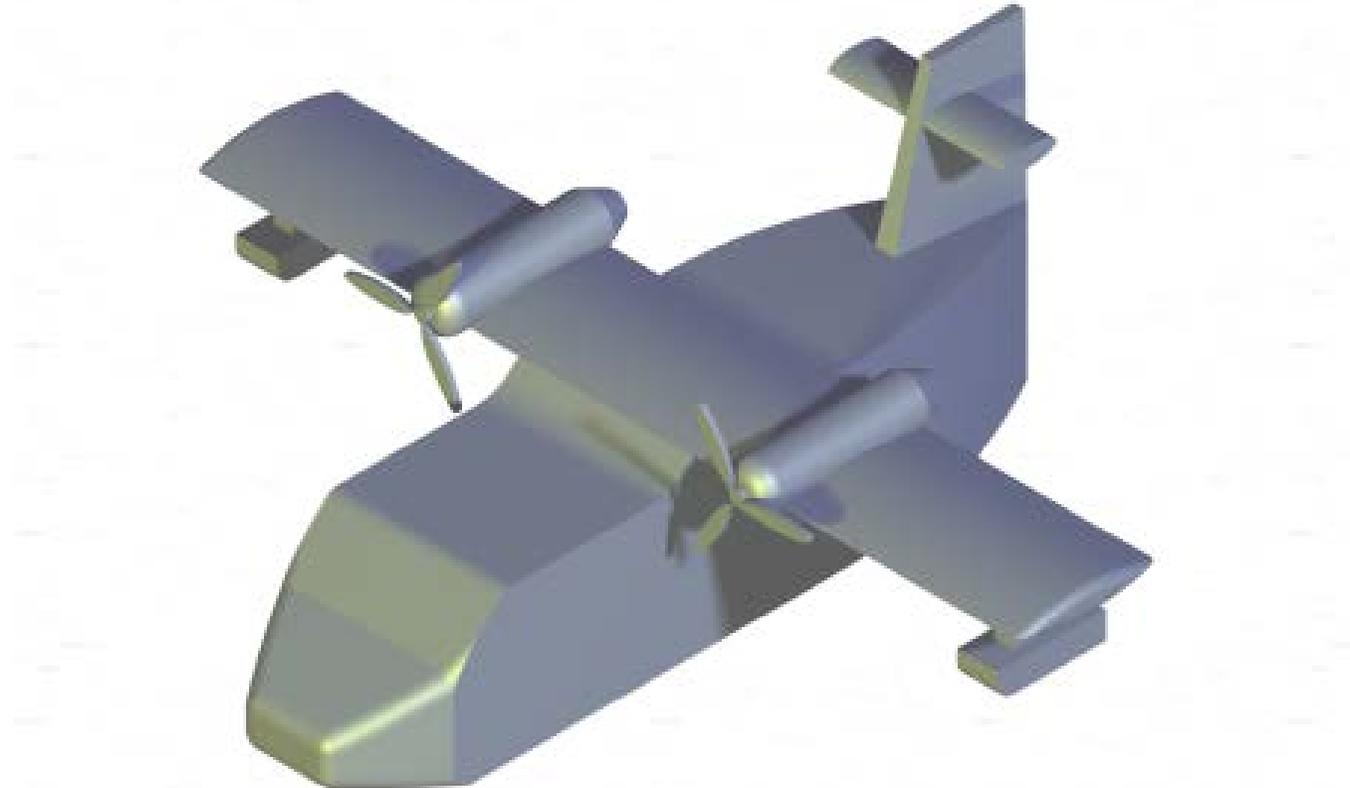
## II. Análisis y estudios generales

- a. Posición del centro de gravedad
- b. Diseño Longitudinal
- c. Diagrama V – n
- d. Diagrama Alcance – Carga de pago
- e. Diagrama W/S – P/W
- f. Diagrama T – D

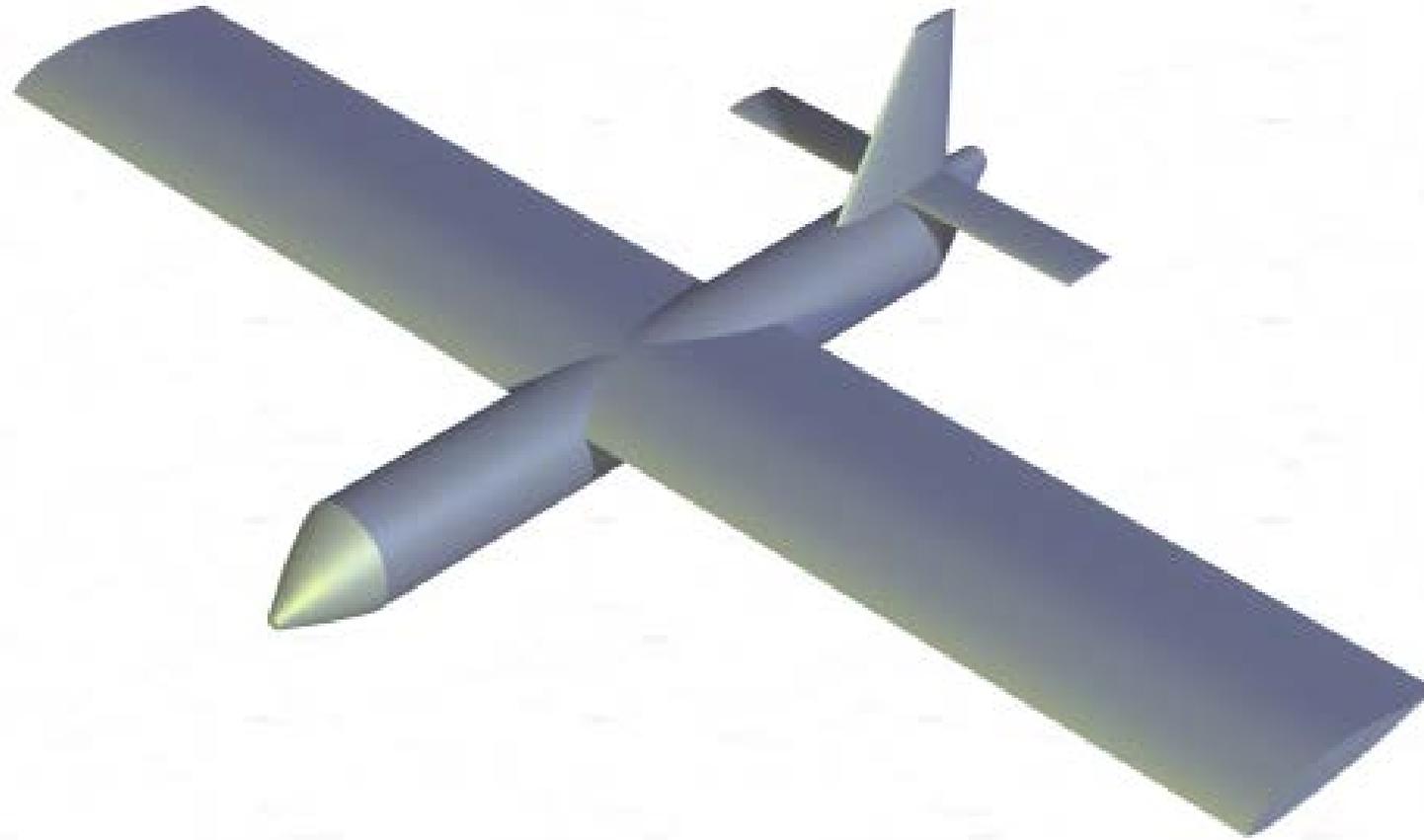




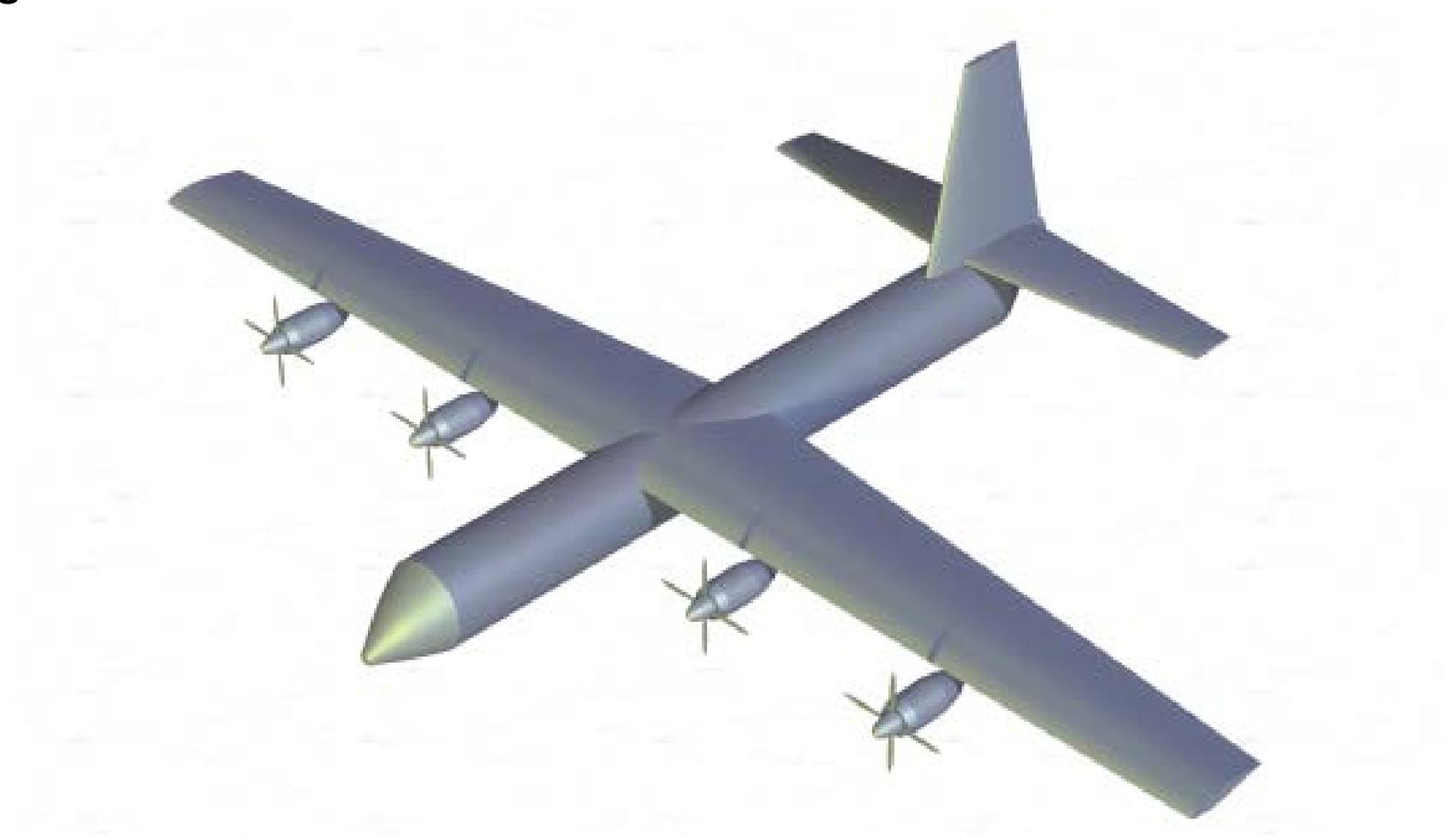
## a. Aspectos generales: Evolución del diseño



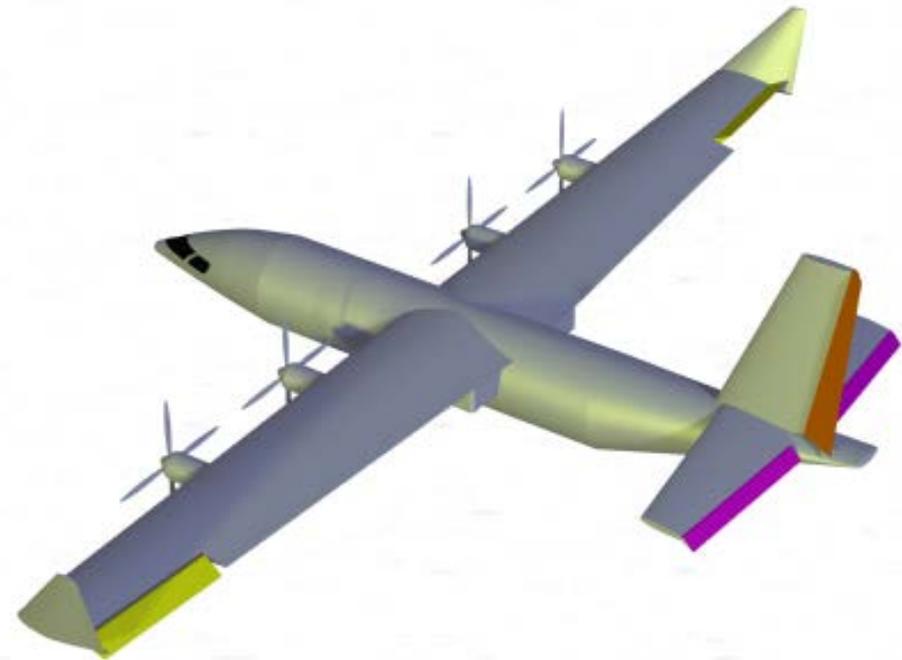
## a. Aspectos generales: Evolución del diseño



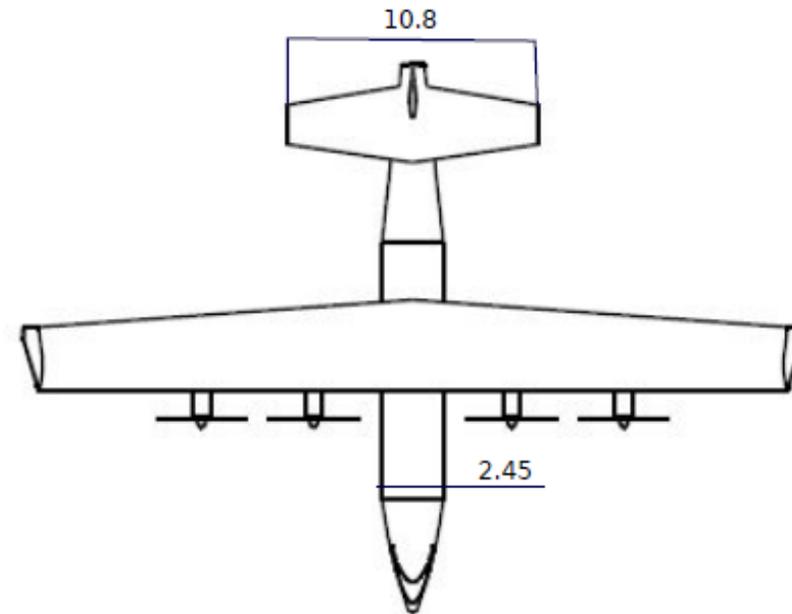
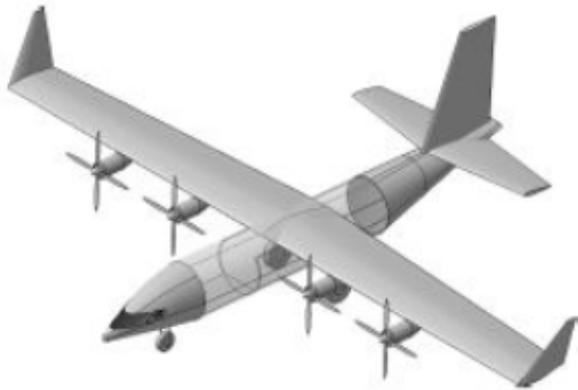
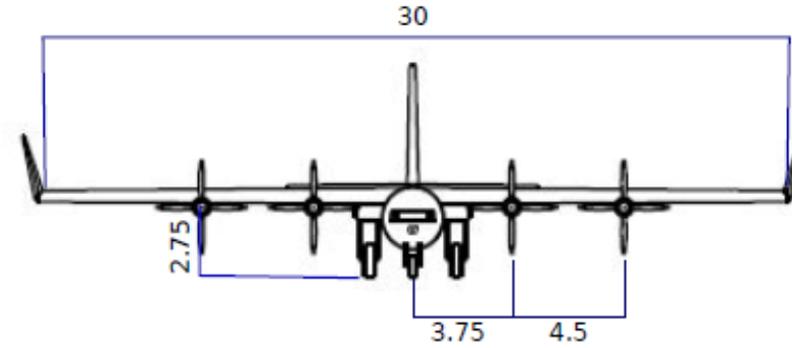
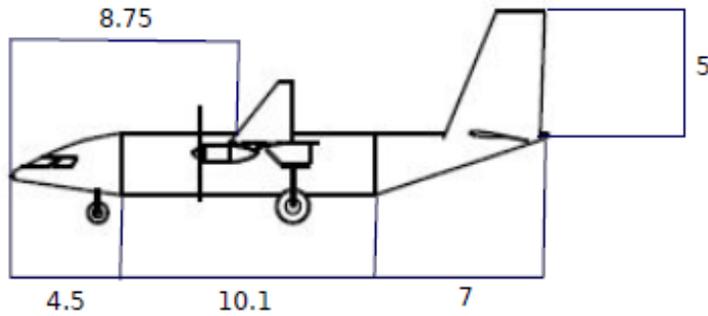
## a. Aspectos generales: Evolución del diseño



## a. Aspectos generales: Evolución del diseño



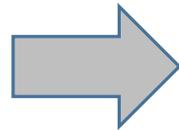
## a. Aspectos generales: Evolución del diseño



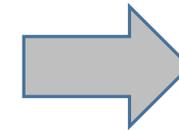
## a. Aspectos generales: Análisis de pesos

### i. Evolución:

$$\begin{aligned}W_e &= 28780,22 \text{ kg} \\W_0 &= 53939,15 \text{ kg} \\S &= 176,38 \text{ m}^2 \\ \frac{W}{S} &= 3000 \text{ N/m}^2\end{aligned}$$



$$\begin{aligned}W_e &= 27204,5 \text{ kg} \\W_0 &= 51868,9 \text{ kg} \\S &= 169,624 \text{ m}^2 \\ \frac{W}{S} &= 3000 \text{ N/m}^2\end{aligned}$$



$$\begin{aligned}W_e &= 16059,1 \text{ kg} \\W_0 &= 38981,3 \text{ kg} \\S &= 100 \text{ m}^2 \\ \frac{W}{S} &= 3824,15 \text{ N/m}^2\end{aligned}$$

### RESULTADOS FINALES

Parámetro	Valor
$W_e$ [kg]	11174.9
MTOW [kg]	33626.4
$S$ [m <sup>2</sup> ]	90
$W/S$ [N/m <sup>2</sup> ]	3665.32



## a. Aspectos generales: Análisis de pesos

### ii. Comparación de resultados:

**Canadair CL-215**



$$\begin{aligned}W_e &= 12065 \text{ kg} \\MTOW &= 19730 \text{ kg} \\S &= 100,3 \text{ m}^2\end{aligned}$$

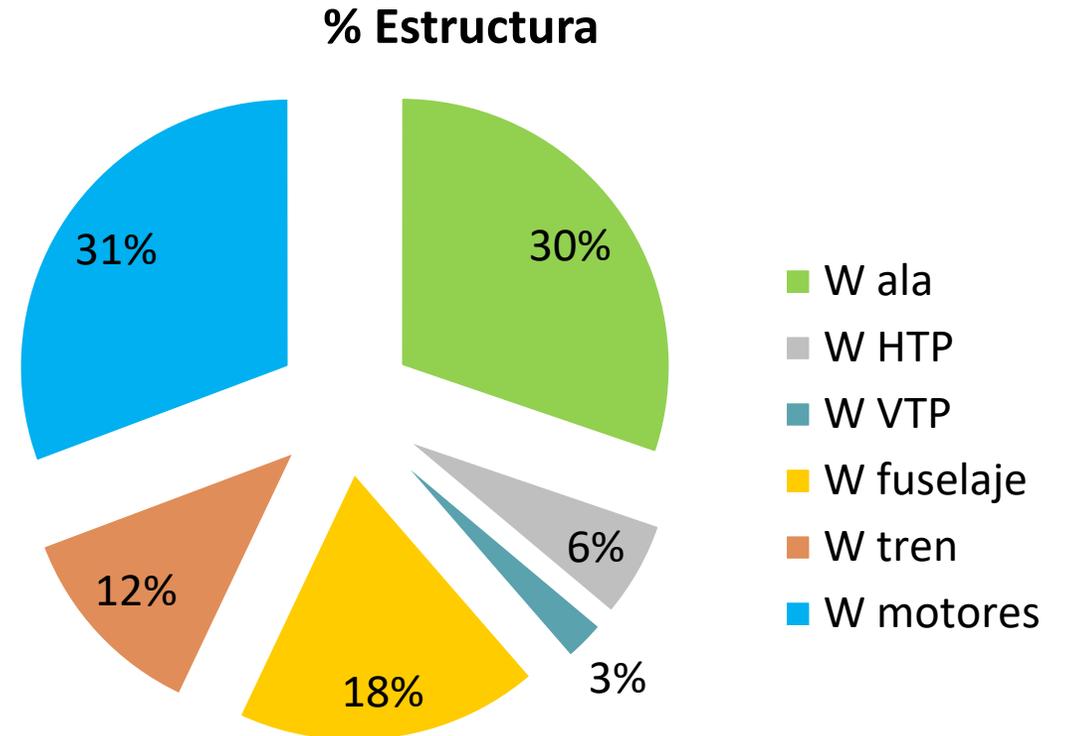
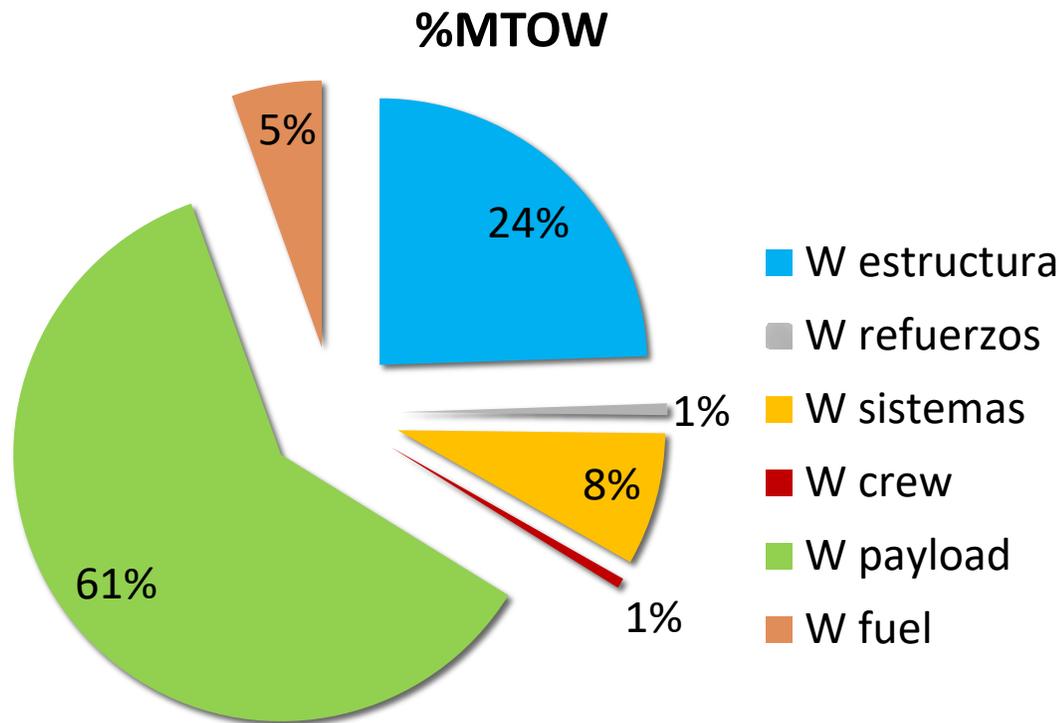
**Lockheed C-130 Hercules**



$$\begin{aligned}W_e &= 34400 \text{ kg} \\MTOW &= 70300 \text{ kg} \\S &= 162,1 \text{ m}^2\end{aligned}$$

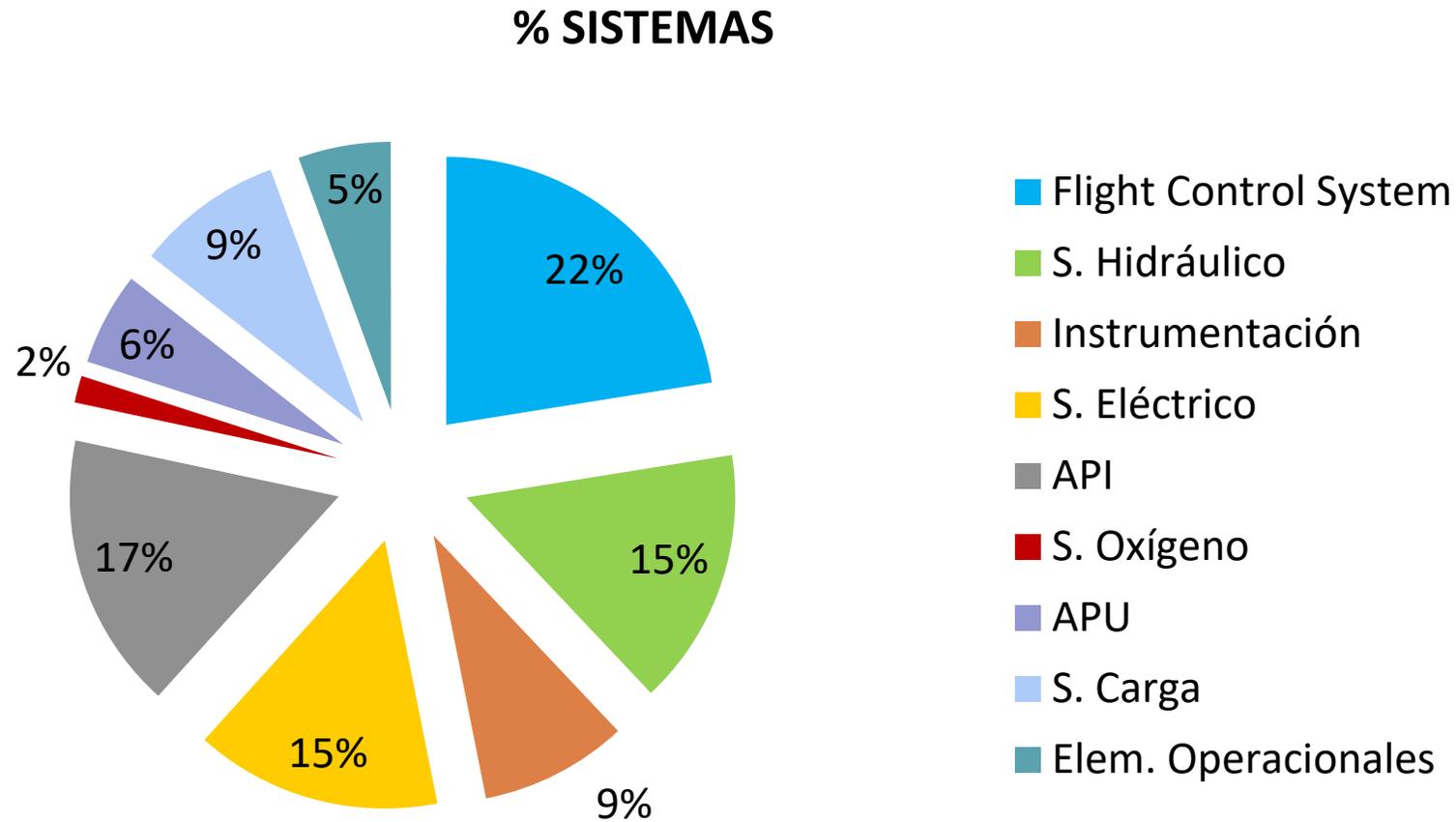
## a. Aspectos generales: Análisis de pesos

### iii. Fracciones de peso:



## a. Aspectos generales: Análisis de pesos

### iii. Fracciones de peso:



## a. Aspectos generales: Análisis de pesos

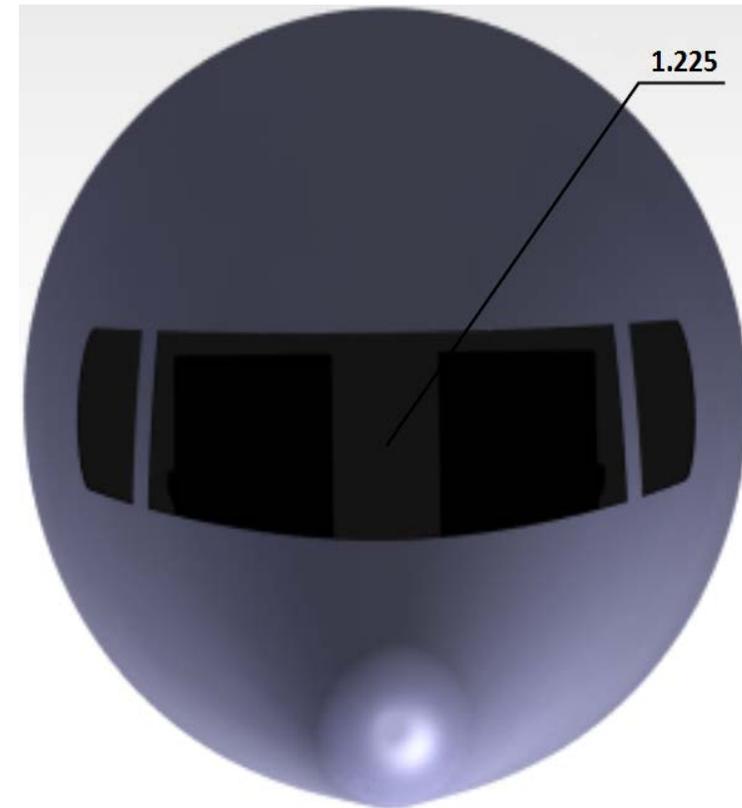
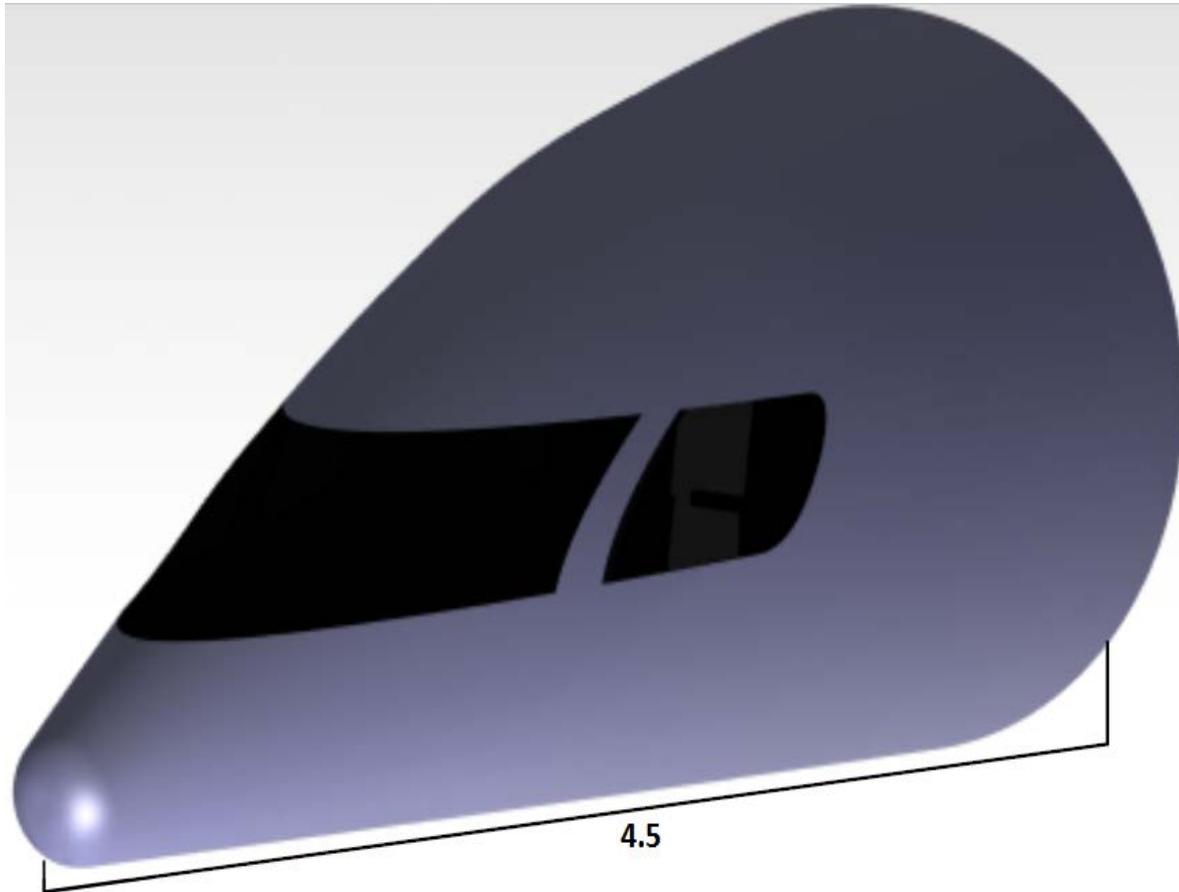
### iv. Centros de gravedad:

Configuración	Posición [m]
CG Estructura	10.6949
CG Estructura + Sistemas	10.666
CG sin combustible con PL	10.5035
CG con combustible sin PL	10.4744
CG total	10.49



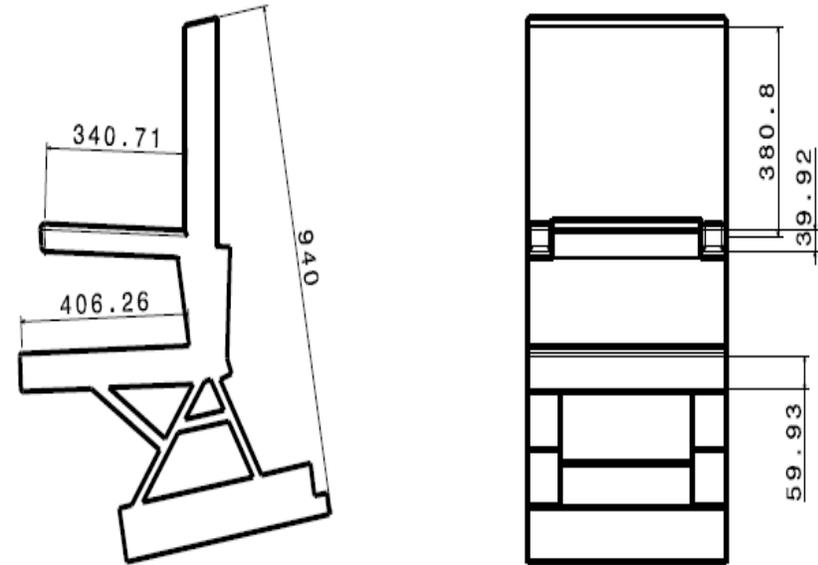
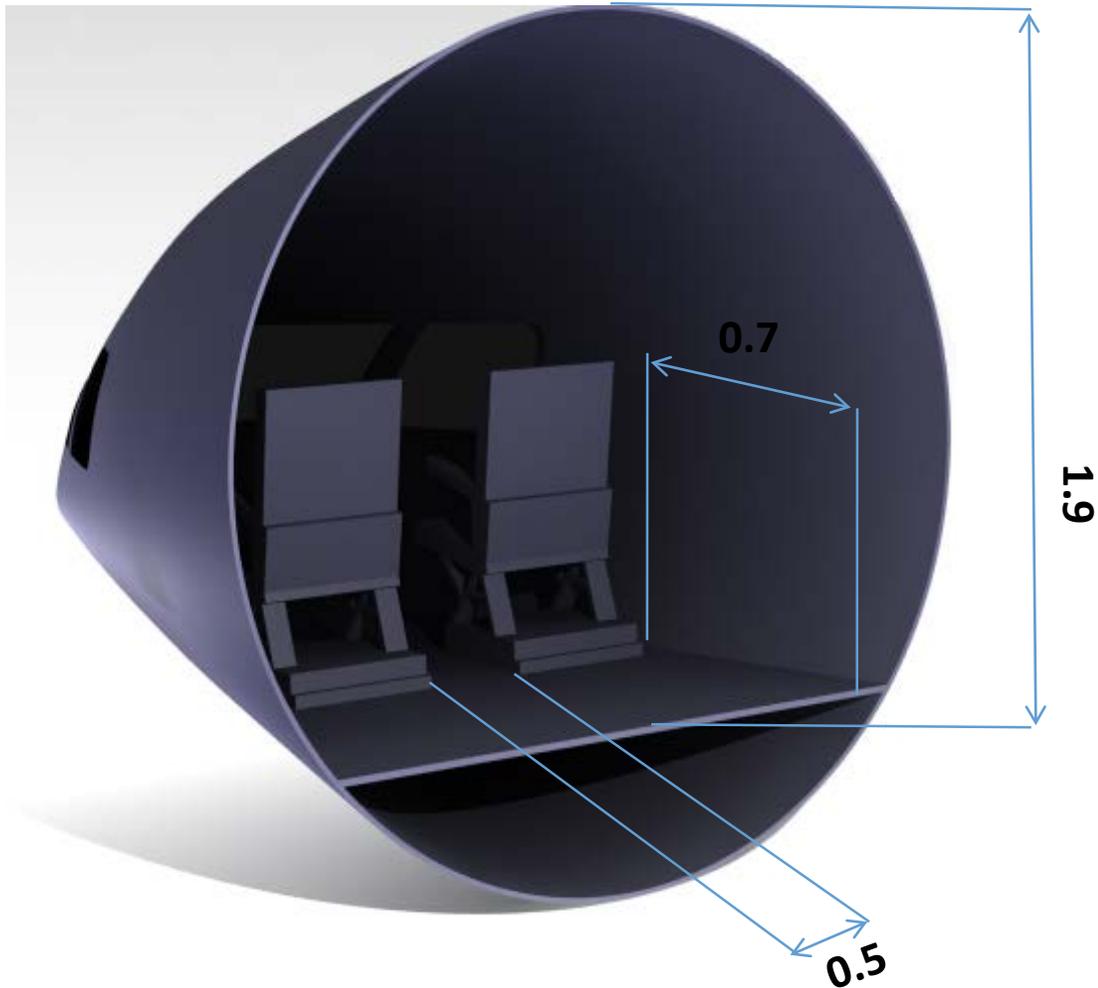
## b. Subconjuntos: Fuselaje

### i. Cabina:



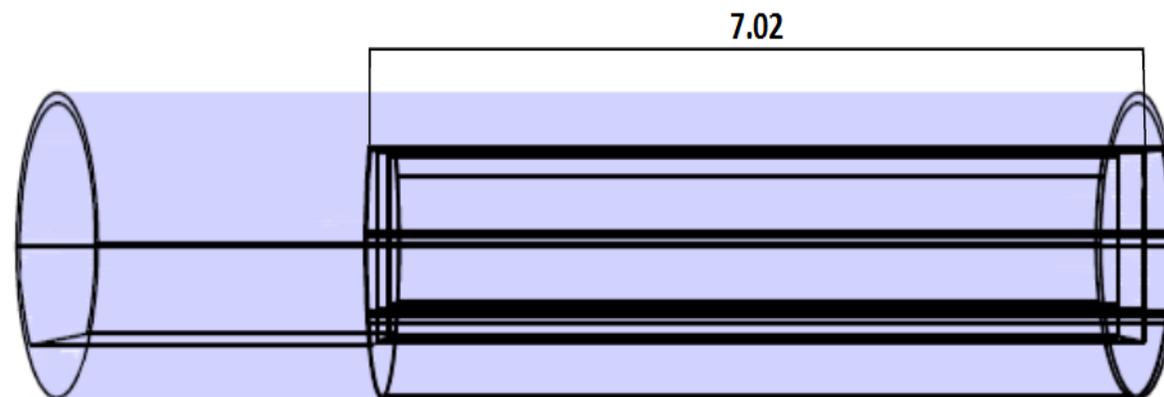
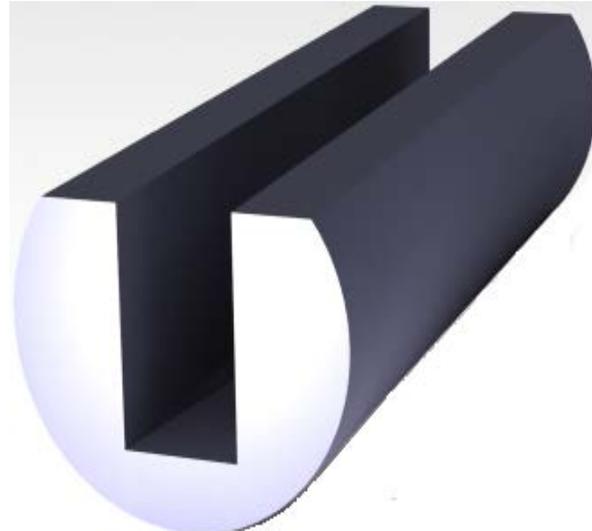
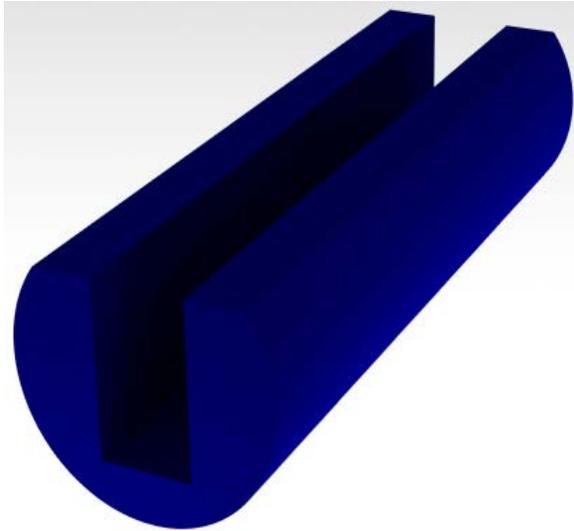
## b. Subconjuntos: Fuselaje

### i. Cabina:



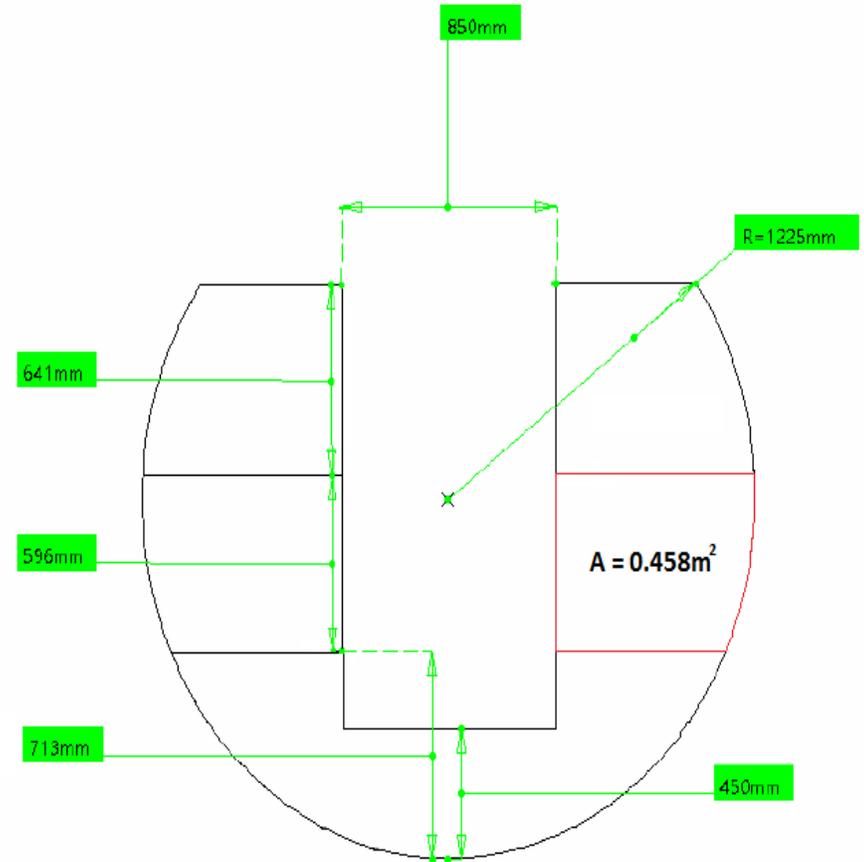
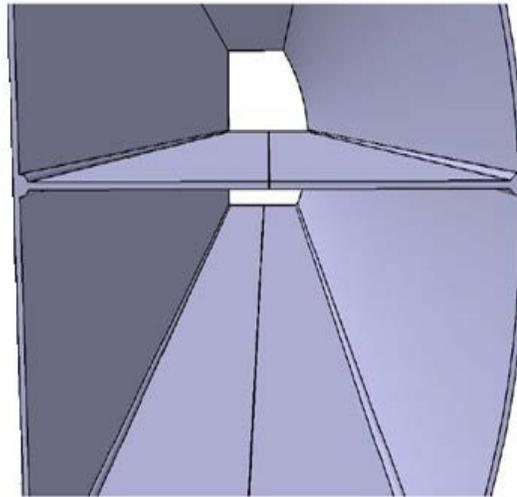
## b. Subconjuntos: Fuselaje

### ii. Carga y depósito:



## b. Subconjuntos: Fuselaje

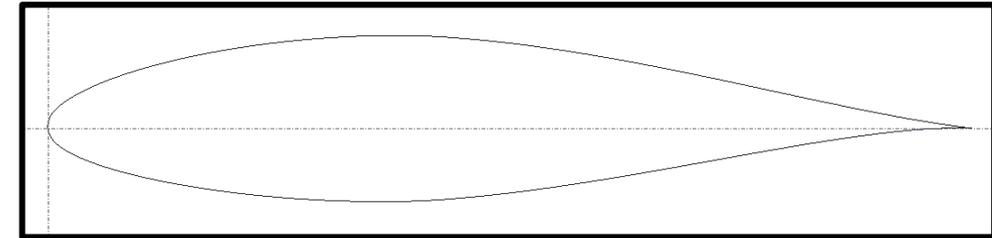
### ii. Carga y depósito:



## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

### i. Ala: perfil

El perfil seleccionado para el ala es: **NACA 64<sub>3</sub> – 218** →



Características aerodinámicas	
Parámetro	Valor
$\alpha_{0l}$ [°]	-1,5638
$C_{l\alpha}$	0,1186
$\alpha_{C_{lm\acute{a}x}}$ [°]	23,8
$C_{lm\acute{a}x}$	1,8849
$C_{dm\acute{i}n}$	0,0038
$C_{d0}$	0,0045
$C_{m0}$	-0,0383

## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

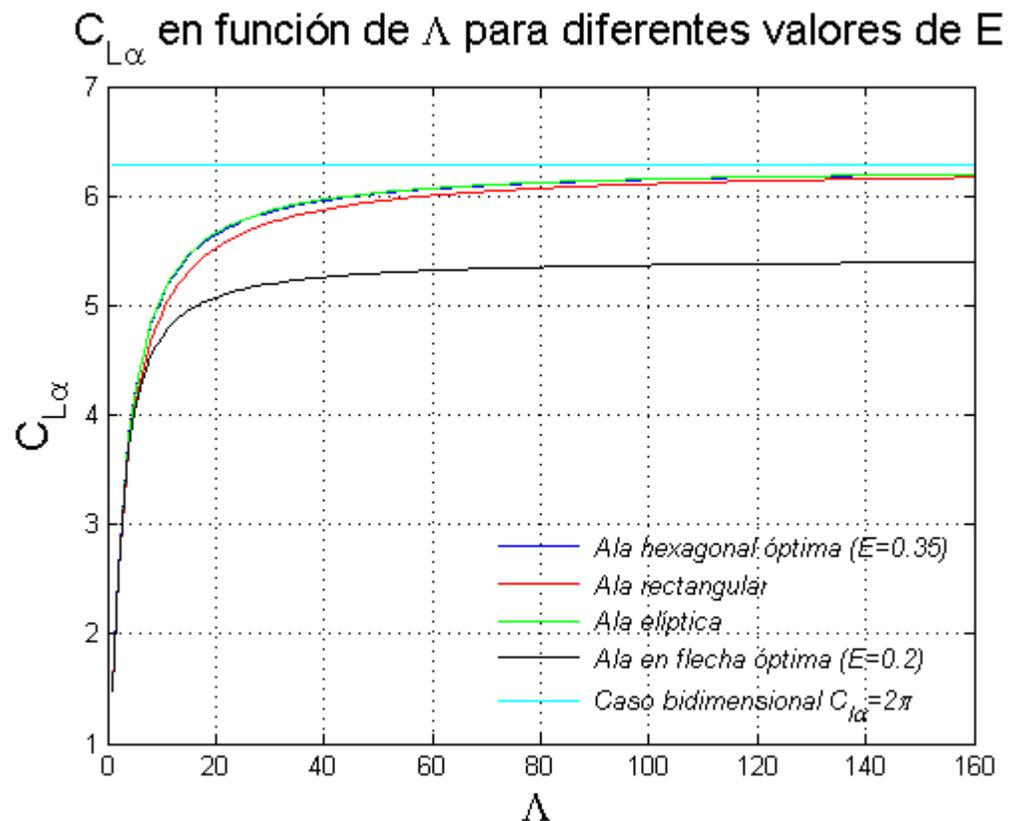
### i. Ala: geometría

- Ángulo de flecha escogido: 4 factores a tener en cuenta:
  - Favorece la reducción de efectos transónicos en el ala (disminuye componente normal de la velocidad que ve el perfil).
  - Estabilidad a balanceo (aparición de velocidad de resbalamiento que aumenta sustentación de un ala).
  - Estabilidad a cabeceo (retrasa centro aerodinámico con respecto a centro de gravedad).
  - Efecto negativo sobre  $c_{L\alpha}$ .



## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

- i. Ala: geometría
  - Ángulo de flecha escogido: Efecto negativo sobre  $C_{L\alpha}$ .



## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

i. Ala: geometría

- Ángulo de flecha escogido:

- Favorece la reducción de efectos transónicos en el ala (disminuye componente normal de la velocidad que ve el perfil).

- EFECTOS TRANSÓNICOS DESPRECIABLES

- Estabilidad a balanceo (aparición de velocidad de resbalamiento que aumenta sustentación de un ala).

- NO SE PLANTEAN PROBLEMAS POR PARTE DE ESTABILIDAD.

- Estabilidad a cabeceo (retrasa centro aerodinámico con respecto a centro de gravedad).

- NO SE PLANTEAN PROBLEMAS POR PARTE DE ESTABILIDAD.

- Efecto negativo sobre  $c_{L\alpha}$ .

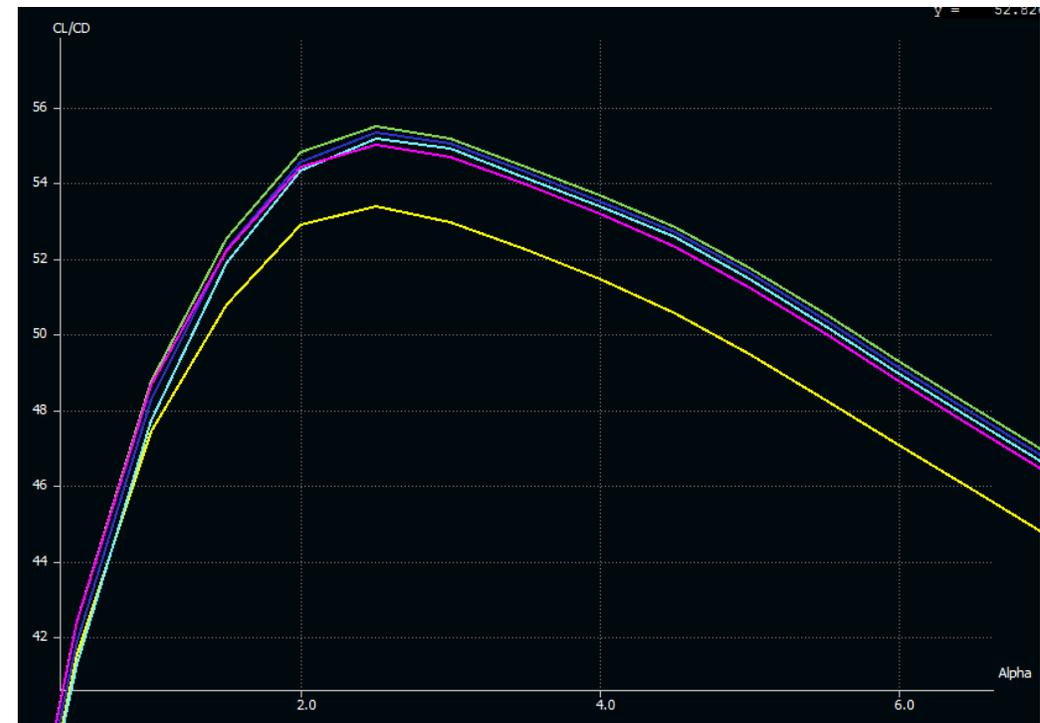
- QUEREMOS EVITAR   $\psi = 0^\circ$

## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

### i. Ala: geometría

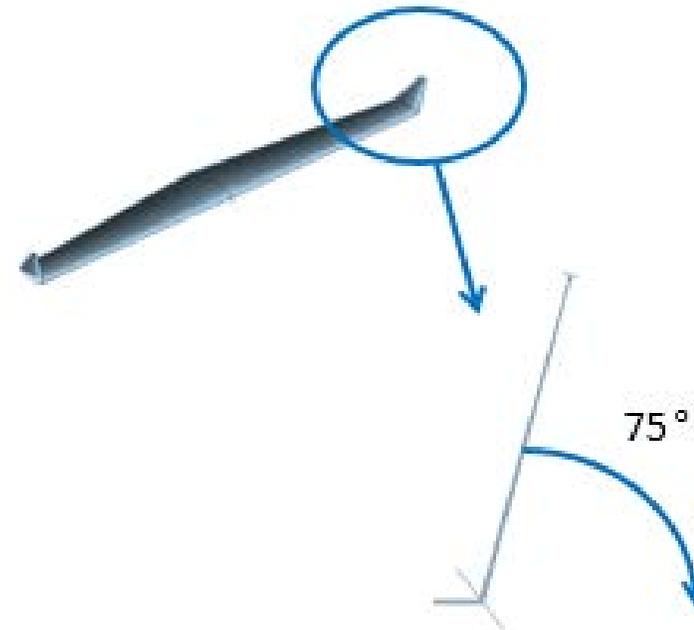
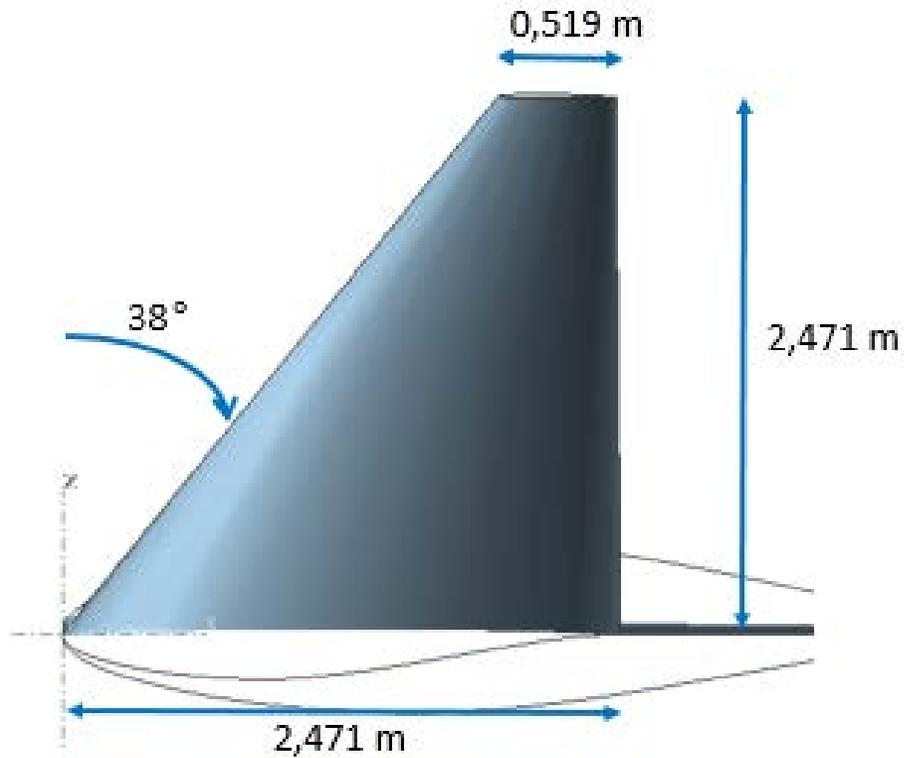
- Estrechamiento óptimo: Buscamos maximizar  $c_{L\alpha}$  y eficiencia aerodinámica.

➤ Para ello se lleva a cabo la simulación en XFLR5 de diversos valores del estrechamiento.



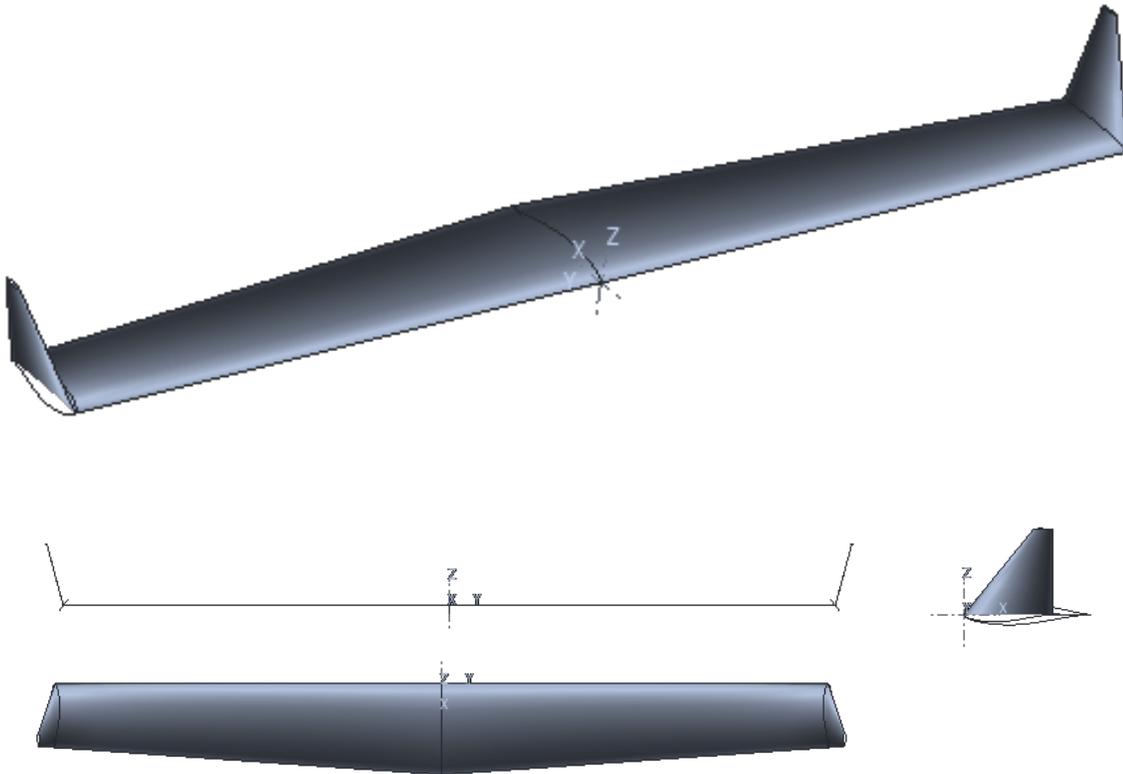
## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

### i. Ala: Winglet



## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

### i. Ala: geometría



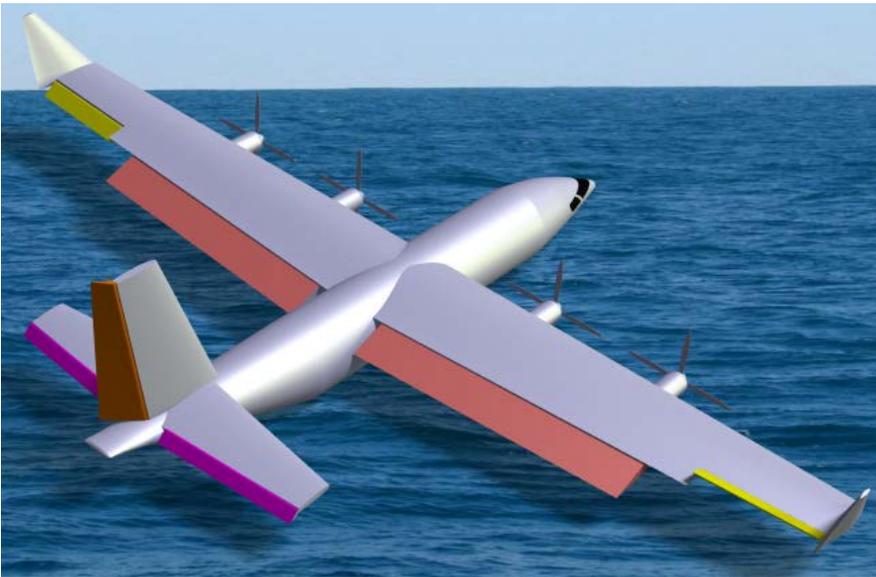
### Características geométricas

Parámetro	Valor
<i>Superficie</i> [m <sup>2</sup> ]	90
<i>Envergadura</i> [m]	30
<i>Alargamiento</i>	10
<i>Cuerda</i> <sub>raíz</sub> [m]	3,529
<i>Estrechamiento</i>	0,7
<i>Flecha</i> $\psi_{25\%c}$ [°]	-1,01
<i>Incidencia</i> [°]	1,2

## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

### i. Ala: dispositivos hipersustentadores

Los dispositivos elegidos son **Flap Fowler al 40%*c***



Segmento	Ángulo de deflexión	$\Delta C_L$	$C_{Lm\acute{a}x}$
Despegue	15°	0,49	2,244
Aterrizaje	40°	1,252	2,93

$$b_h = 0,65 \cdot \frac{b}{2}$$

## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

### i. Ala: características aerodinámicas

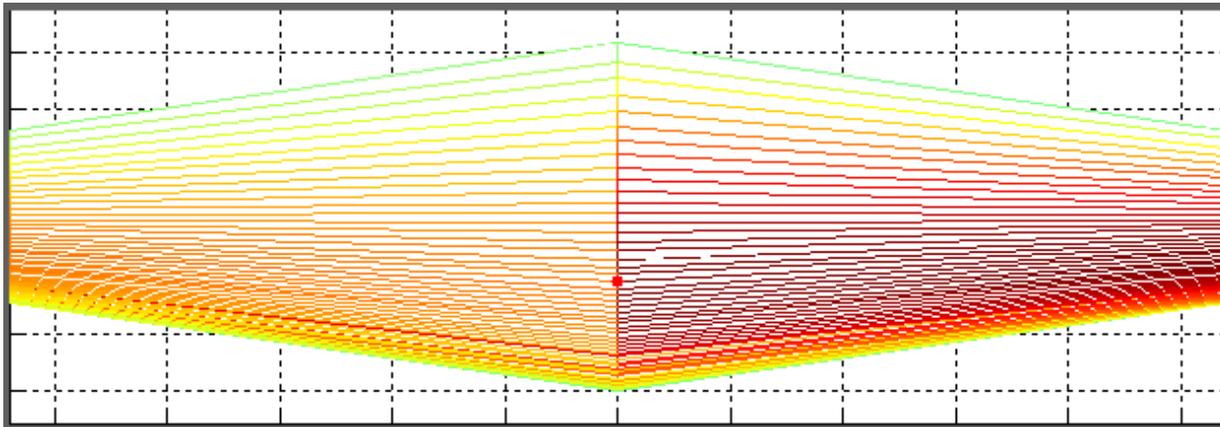
Segmento	$C_{L0}$	$C_{L\alpha}$	$\alpha_{C_{Lm\acute{a}x}} [^\circ]$	$C_{Lm\acute{a}x}$	$C_{m0}$
<b>Despegue</b>	0,579	0,094	15,64	2,017	-0,0052
<b>Crucero</b>	0,129	0,085	20,65	1,772	-0,0315
<b>Aterrizaje</b>	0,134	0,089	15,47	2,644	-0,0061

Misión	Segmento	$L/D$
<b>1ª Línea</b>	<i>Despegue</i>	36,72
	<i>Subida</i>	34,12
	<i>Crucero</i>	24,36
	<i>Descenso</i>	21,1
	<i>Aterrizaje</i>	33,19
<b>Ferry</b>	<i>Crucero</i>	27,75

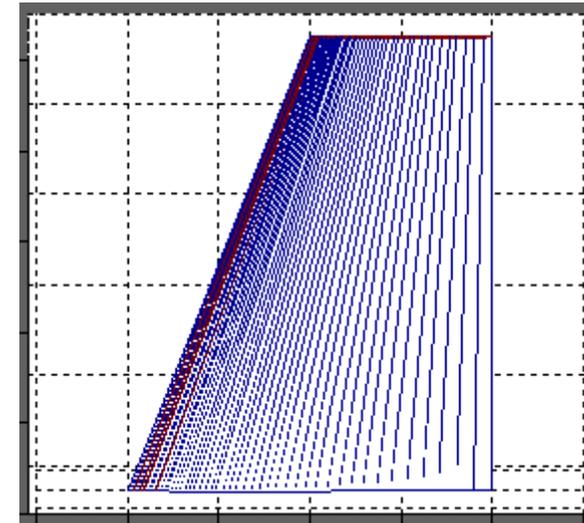
*Coefficiente de Oswald:  $e \sim 0,77$*

## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

### ii. Estabilizadores y alerones: HTP y VTP



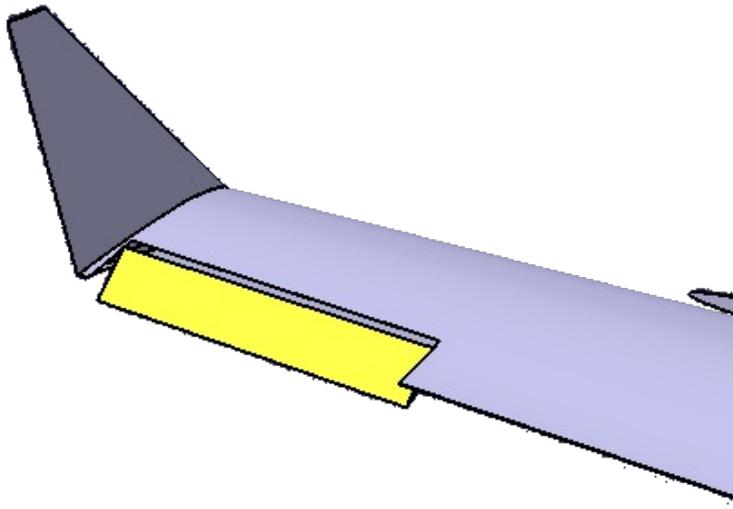
$S_H$	$S_e$	$S_e/S_H$	$b$
$25 \text{ m}^2$	$7,5 \text{ m}^2$	0,3	$10,8 \text{ m}$



$S_V$	$S_r$	$S_r/S_V$	$b$
$15 \text{ m}^2$	$5,25 \text{ m}^2$	0,35	$5 \text{ m}$

## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

### ii. Estabilizadores y alerones: alerones

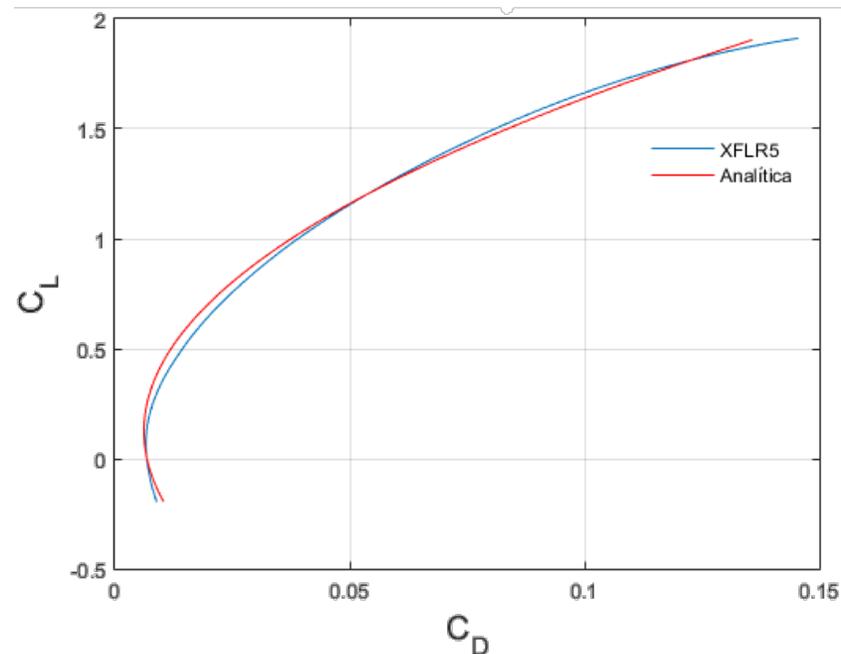


$S_a$	$S_a/S_w$	<i>Extensión</i>
5,86 m <sup>2</sup>	0,07	75% – 100%

## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

### iii. Polares:

A partir de los resultados obtenidos de  $c_D$  y  $c_L$  por XFLR5, se realiza un ajuste por mínimos cuadrados para determinar los coeficientes de la polar para despegue, crucero ida, crucero vuelta y aterrizaje.



Este método nos sirve para obtener los coeficientes  $k_1$  y  $k_2$ , a la hora de determinar el coeficiente  $c_{D0}$ , tenemos que acudir al método **Component Buildup Method**.

## b. Subconjuntos: Superficies aerodinámicas

iii. Polares: Component Buildup Method. Desglose de  $C_{D0}$

Componente	$C_{D0_{clean}}$	$C_{D0_{TO}}$	$C_{D0_{LNDG}}$
Fuselaje	0,0022	0,0025	0,0027
Superficies aerodinámicas	0,0068	0,0241	0,1116
Tren de aterrizaje	0	0,0274	0,0274
Misceláneos	0,0027	0,0027	0,0027

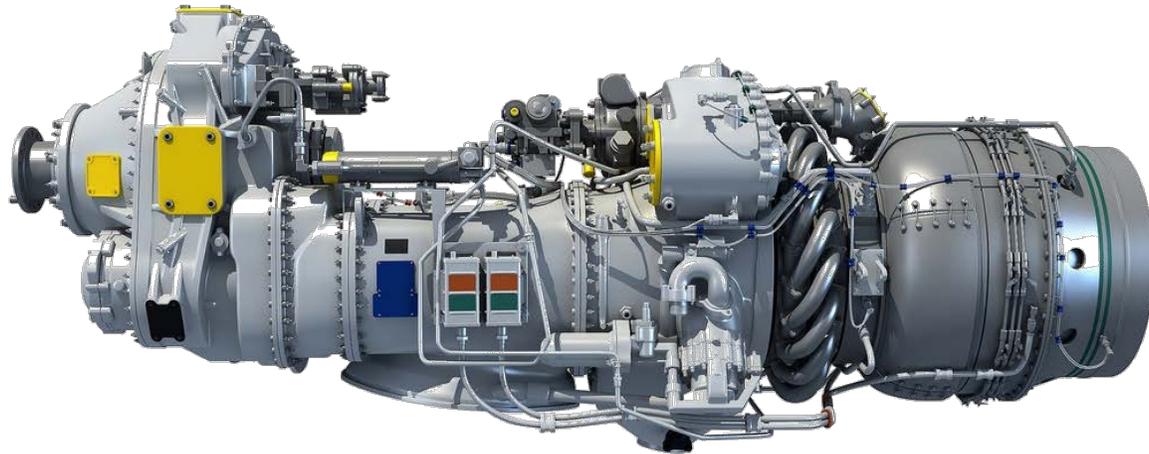
Segmento	$C_{D0}$	$k_1$	$k_2$
Despegue	0,0586	0,0296	0,0085
Crucero	0,0122	0,0409	0,0102
Aterrizaje	0,1464	0,0367	0,0099

$$C_D = C_{D0} + k_1 \cdot C_L^2 - k_2 \cdot C_L$$



## b. Subconjuntos: Planta motopropulsora

### PW118



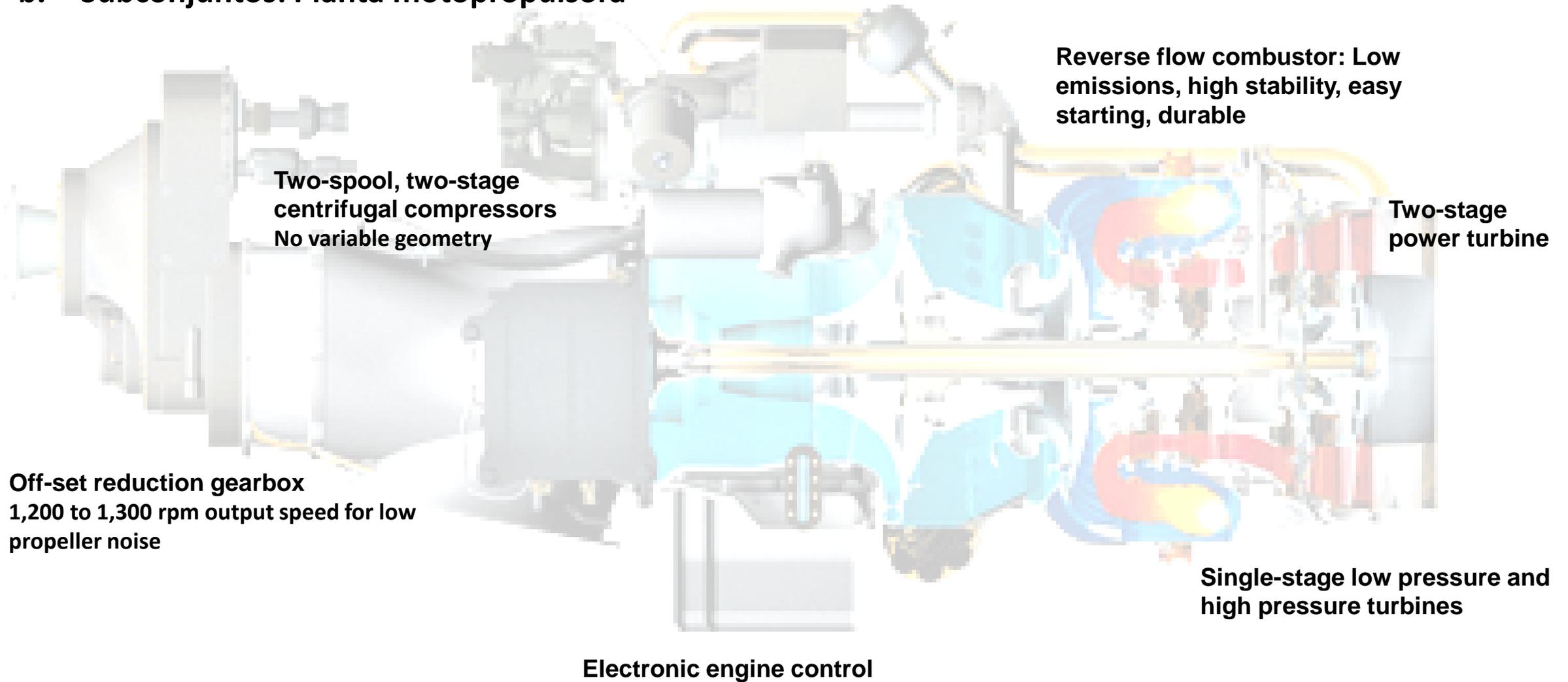
- Potencia a nivel del mar: 1800shp
- SFC: 0,498 lb/(shp\*h)
- Peso: 391 kg
  
- Longitud: 81 pulgadas
- Ancho: 25 pulgadas
- Altura: 31 pulgadas

<http://www.pwc.ca/en/engines/PW100%20%7C%20PW150>

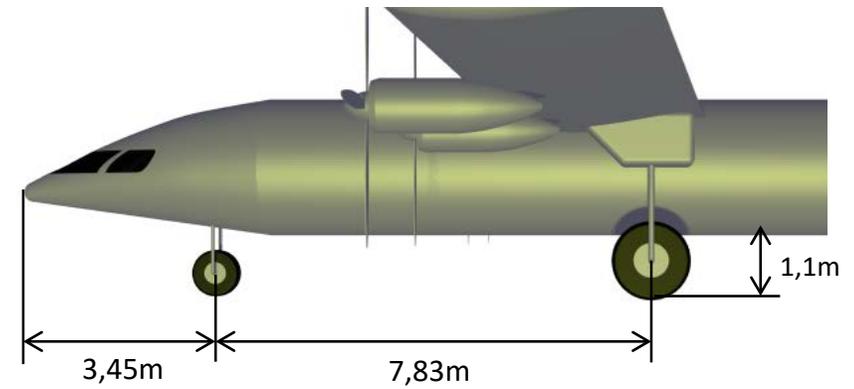
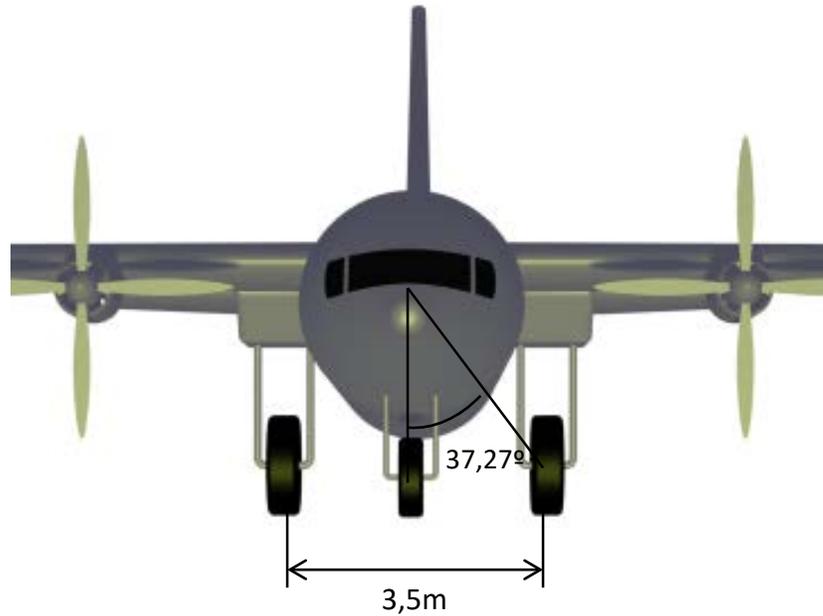


*Embraer EMB 120 Brasilia*

## b. Subconjuntos: Planta motopropulsora

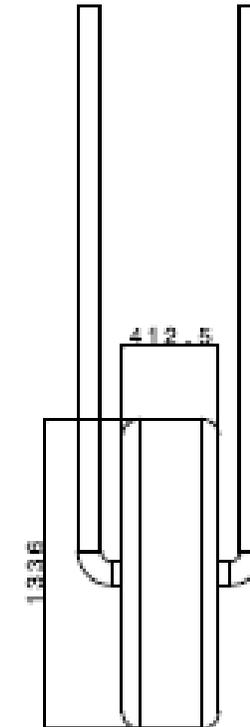
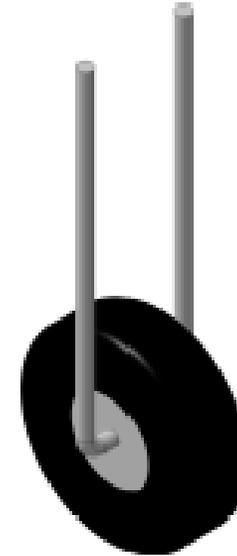
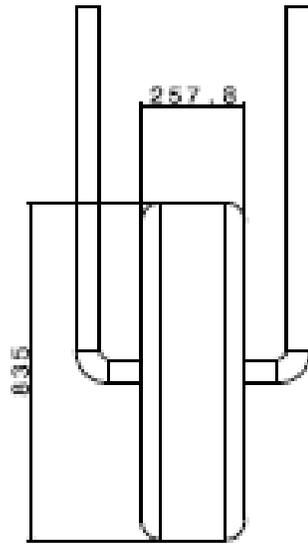
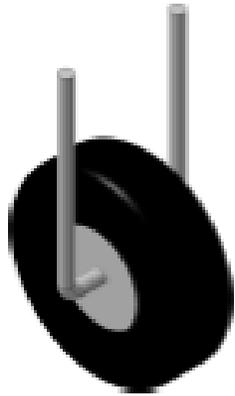


## b. Subconjuntos: Tren de aterrizaje



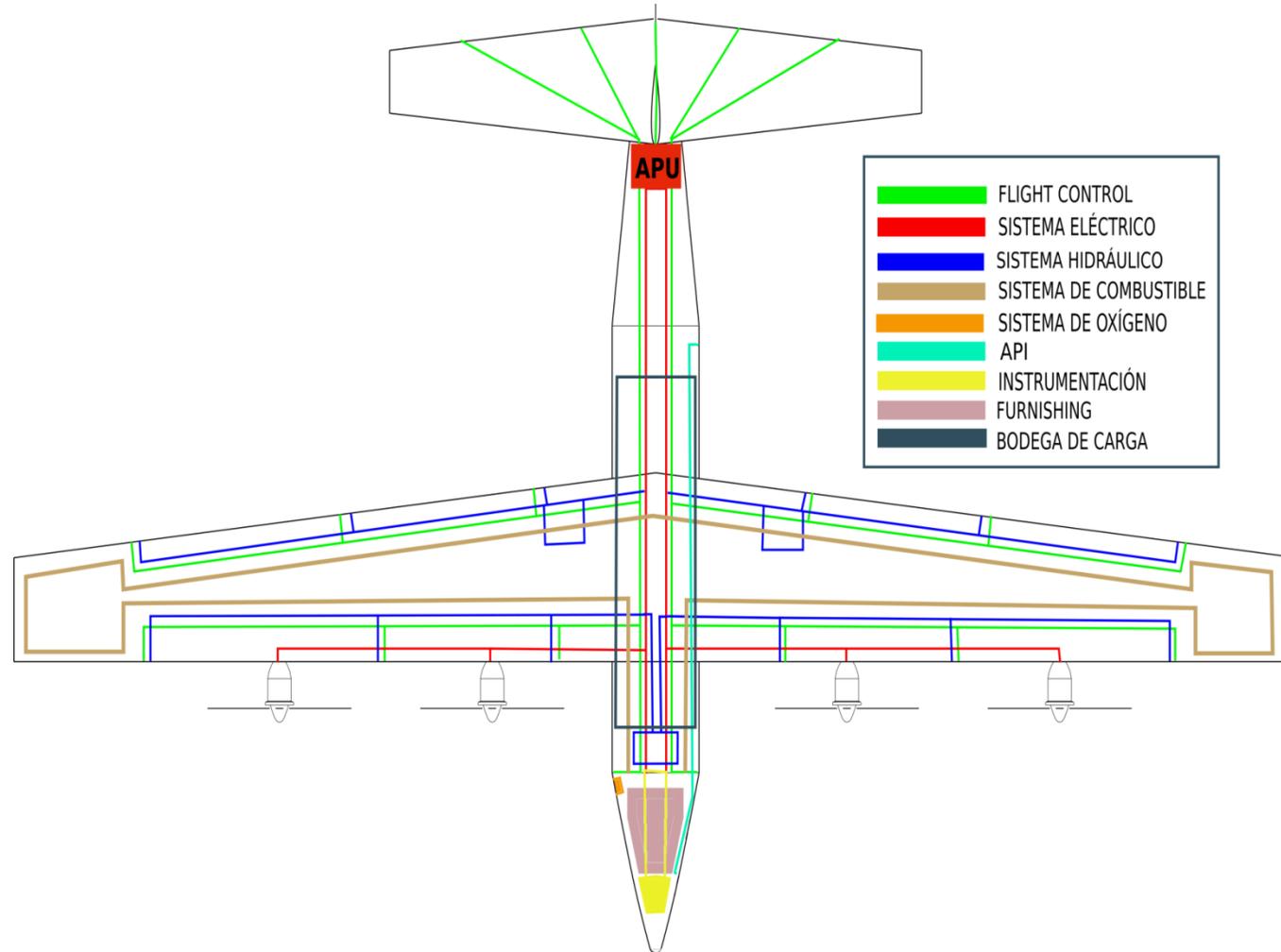
$H_f$	$H_c$	$\alpha_c$	$B$	$T$	$\phi_{OT}$
1,1m	0,39m	18,59°	7,83m	3,5m	37,27°

## b. Subconjuntos: Tren de aterrizaje

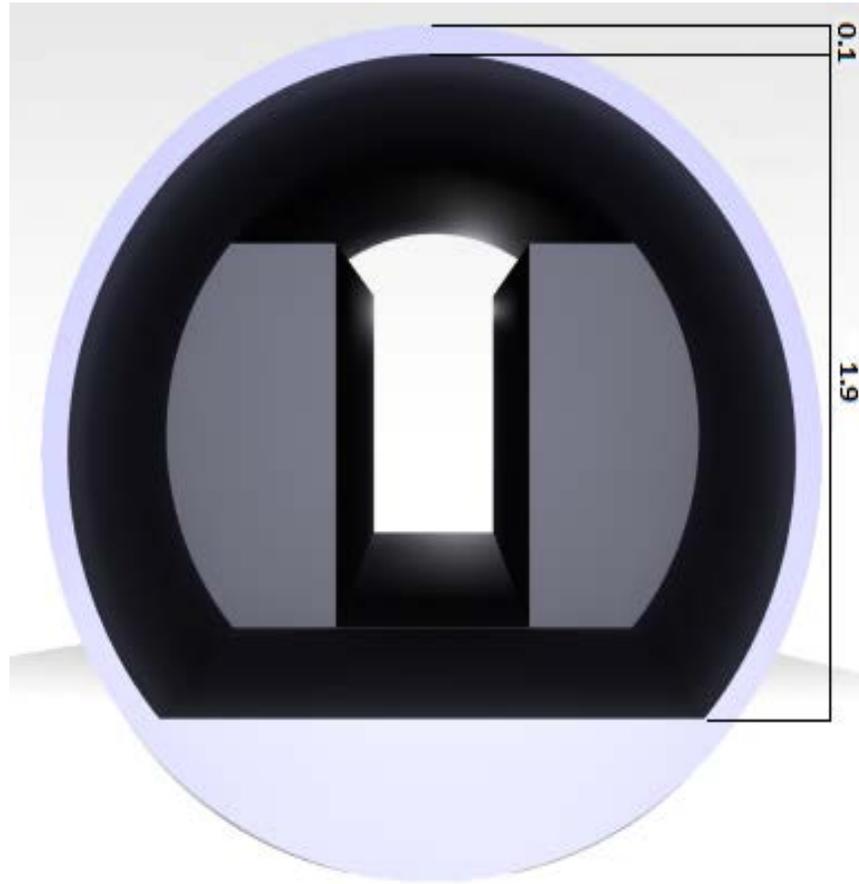


$D_{nose}$	$W_{nose}$	$D_{main}$	$W_{main}$
83,5cm	25,78cm	133,6cm	41,25cm

## c. Sistemas

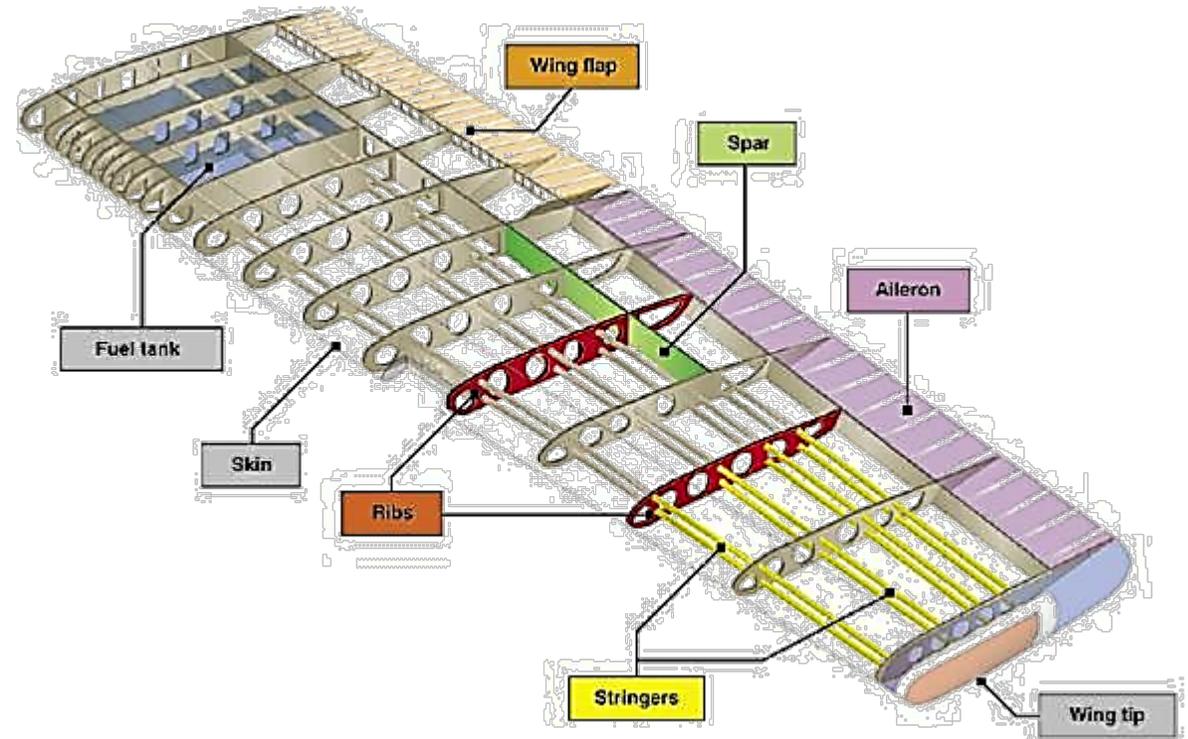


## c. Sistemas



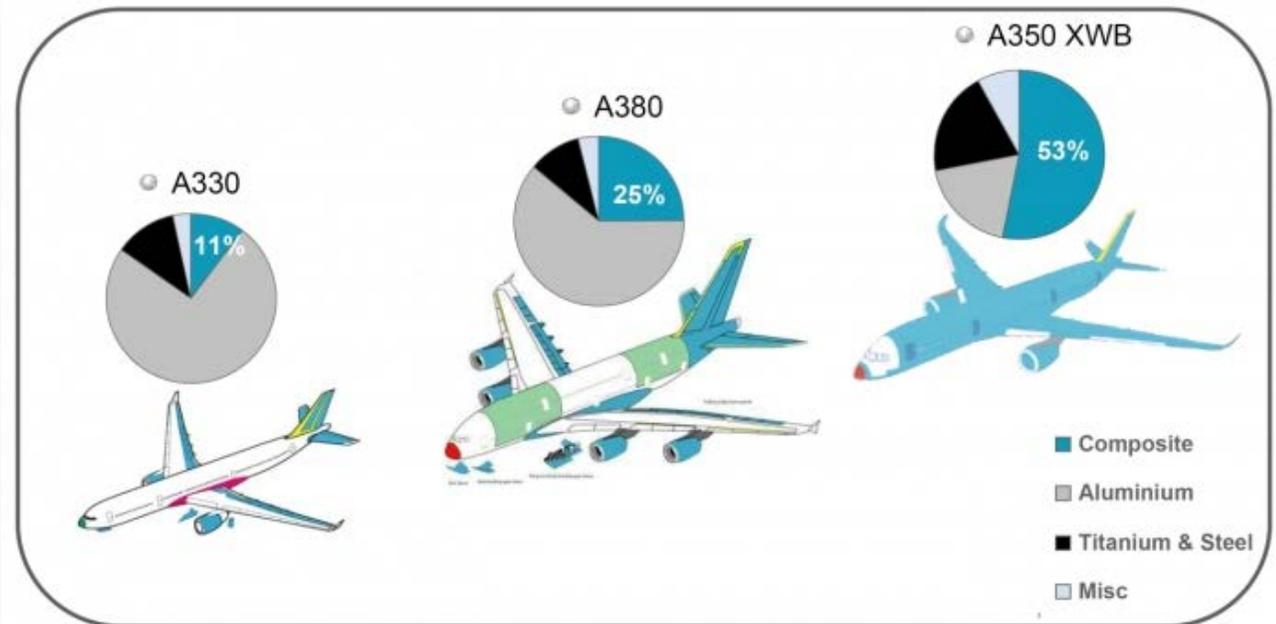
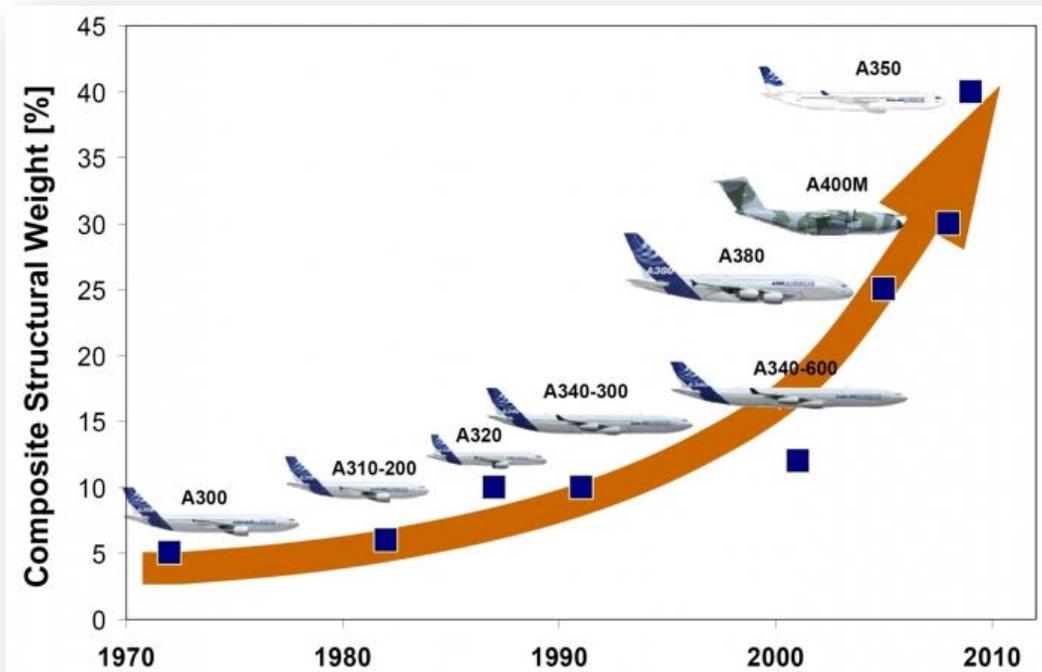
## d. Estructura

### i. Estructura interna:



## d. Estructura

### ii. Materiales:



## d. Estructura

### ii. Materiales:

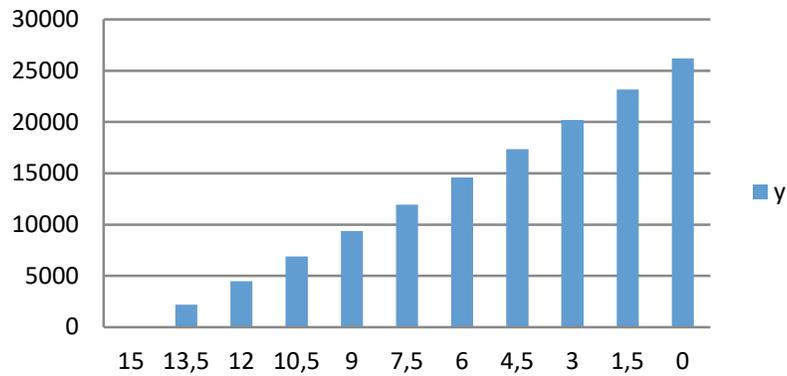
**Laminados de cinta de fibra de carbono unidireccional preimpregnada, del tipo UD V Z-19.780(AS4/8552)**

Propiedades	
Módulo Young dirección long E1	131 000 MPa
Módulo Young dirección transv E2	8 850 MPa
Coefficiente Poisson	0.3
Modulo de cortadura G	3 950 Mpa
Densidad	1590 Kg/m <sup>3</sup>

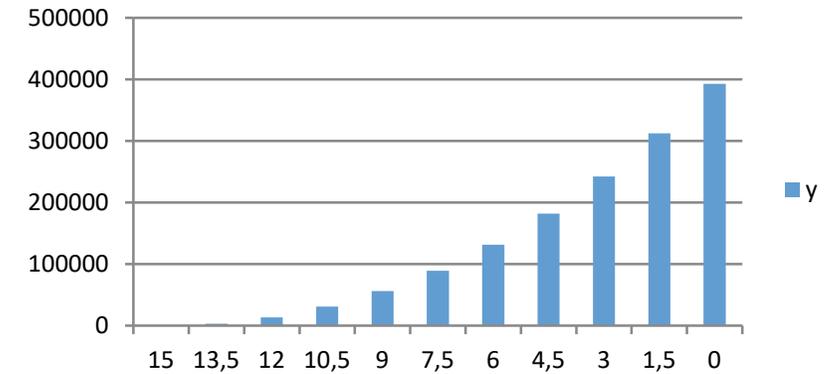
## d. Estructura

### iii. Análisis de cargas: Ala

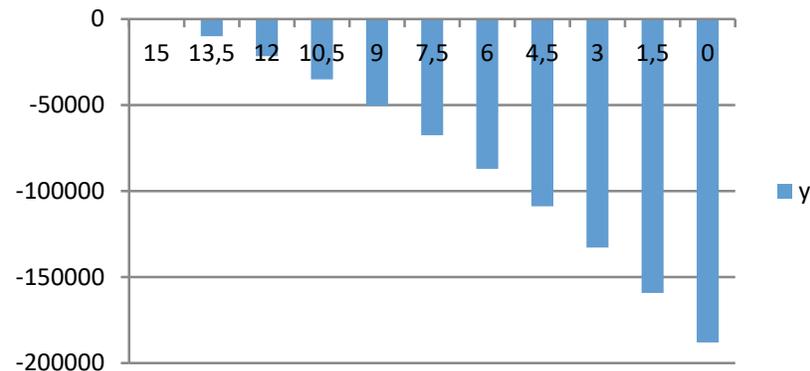
#### Esfuerzos cortantes [N]



#### Momentos flectores [Nm]



#### Momentos torsores [Nm]



## d. Estructura

### iii. Análisis de cargas: Tren de aterrizaje



#### CARGAS SOBRE EL TREN

<b>Axial [N]</b>	660214,96
<b>Cortante [N]</b>	269367,7
<b>Flector [Nm]</b>	624933,07

## a. Posición del centro de gravedad

CDG más adelantado:

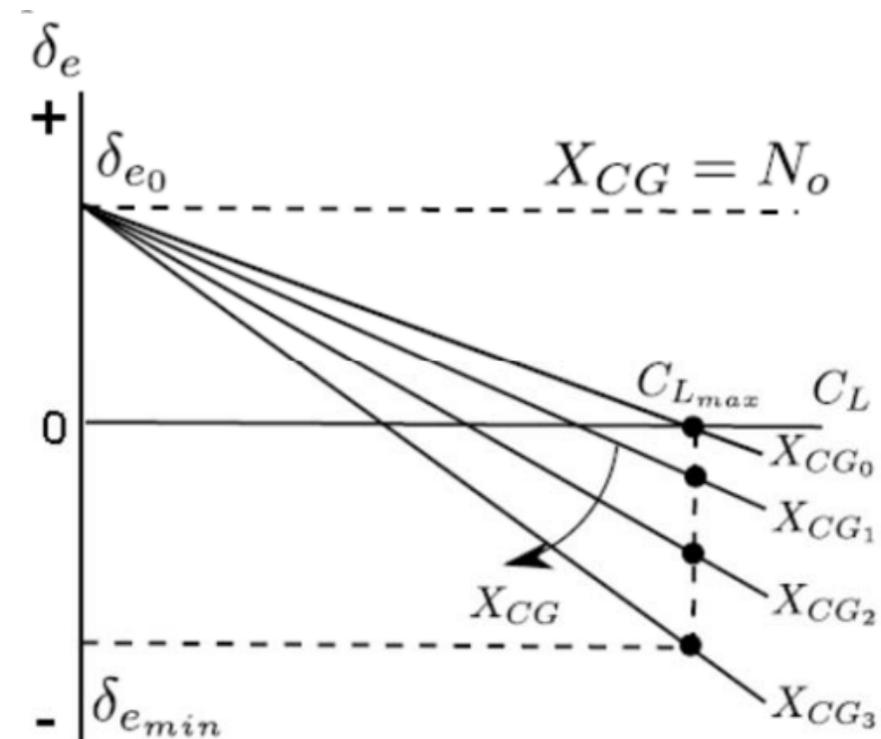
- $\delta_{e_{eq}} = -20^\circ$
- $C_L = C_{L_{m\acute{a}x}}$

$$X_{CG} = 9.97$$

CDG más atrasado:

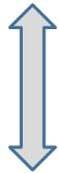
- $\delta_{e_{eq}} = 0^\circ$
- $C_L = C_{L_{m\acute{a}x}}$

$$X_{CG} = 11.19$$



## b. Diseño longitudinal

Avión estable



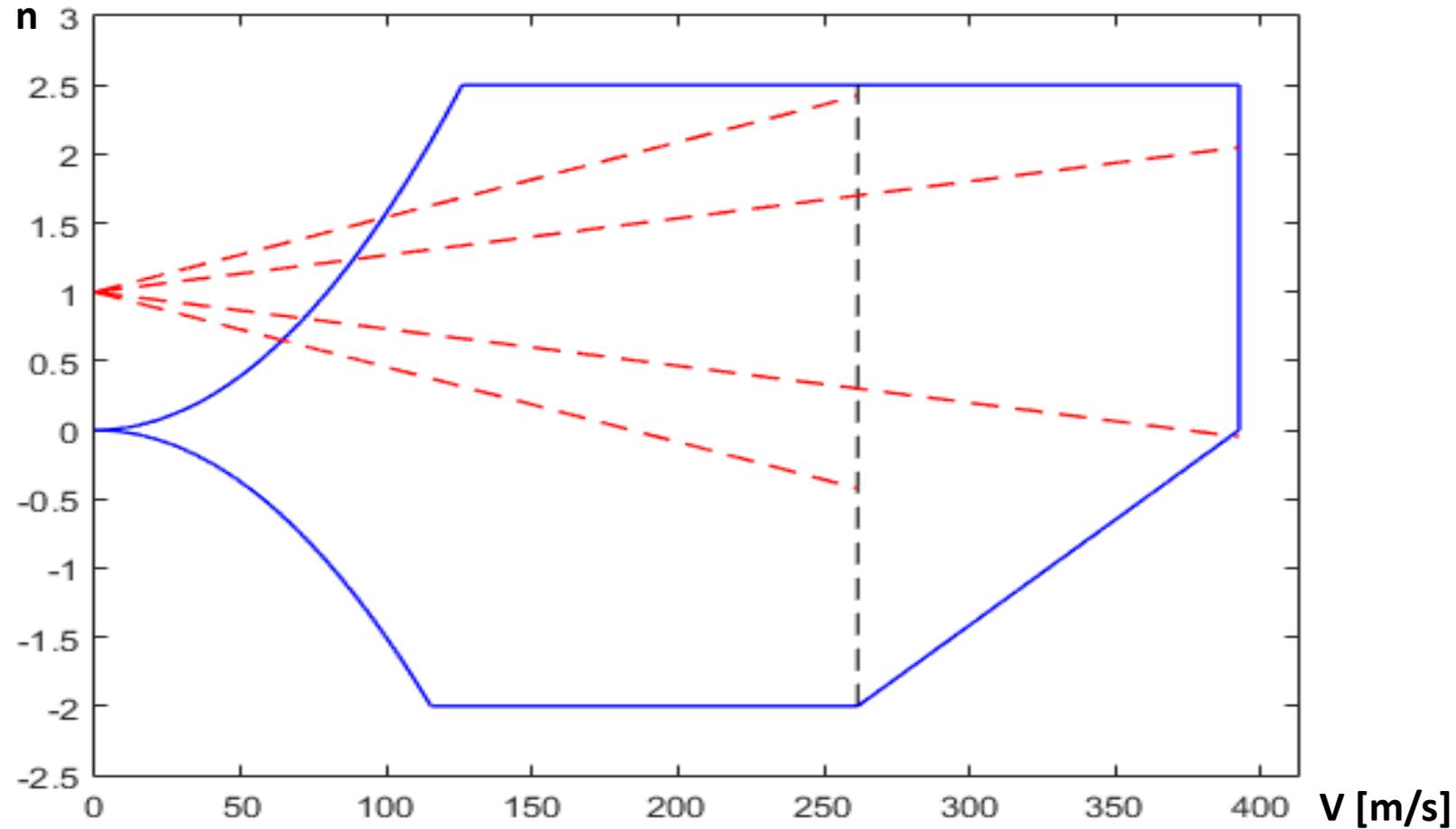
$$SM > 0$$



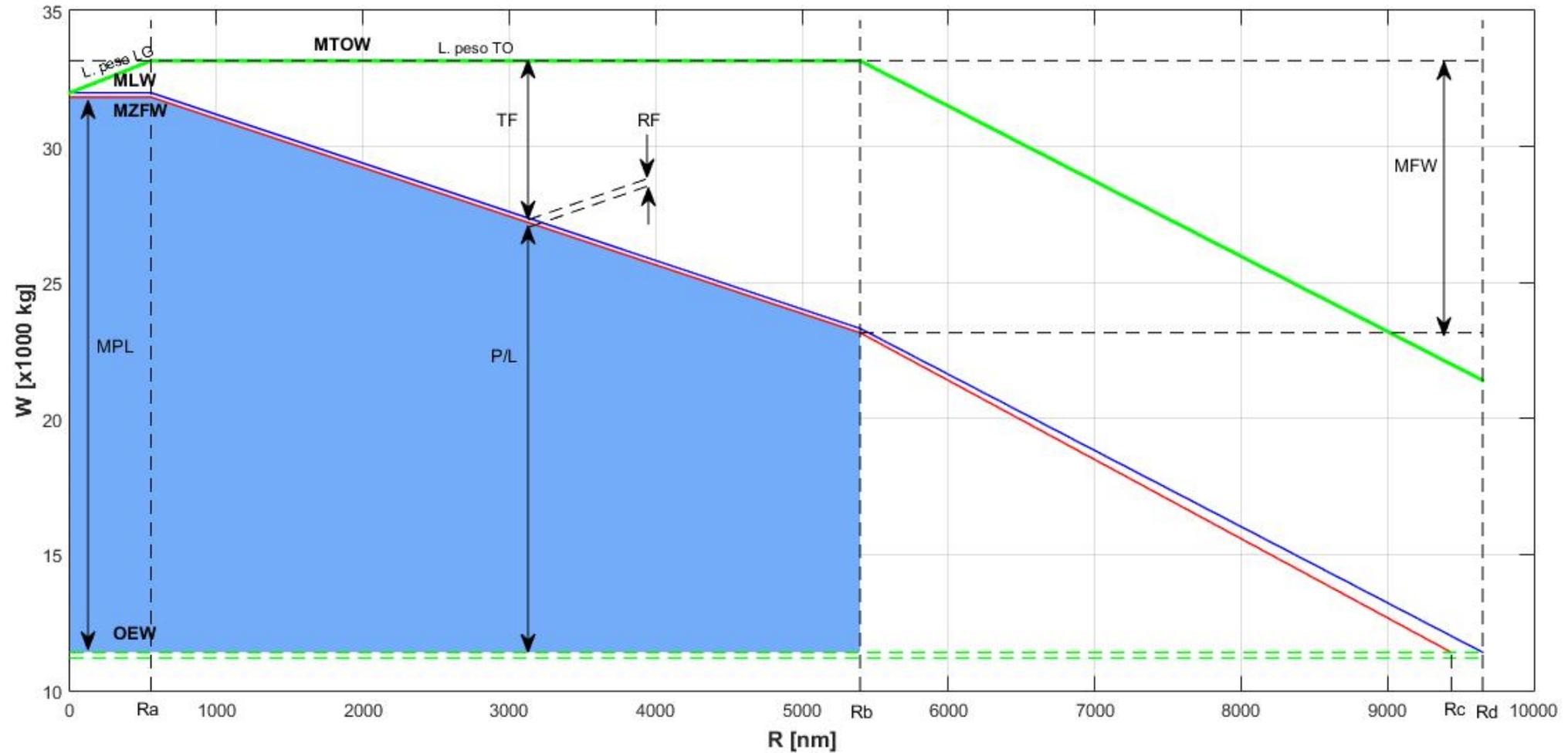
$SM_{PL}$	$SM_{PLNF}$	$SM_{NPL}$	$SM_{NPLNF}$
21.9 %	21.7%	22.9%	16.5%

Se ha conseguido mantener el margen estático en torno al 20%, durante toda la misión.

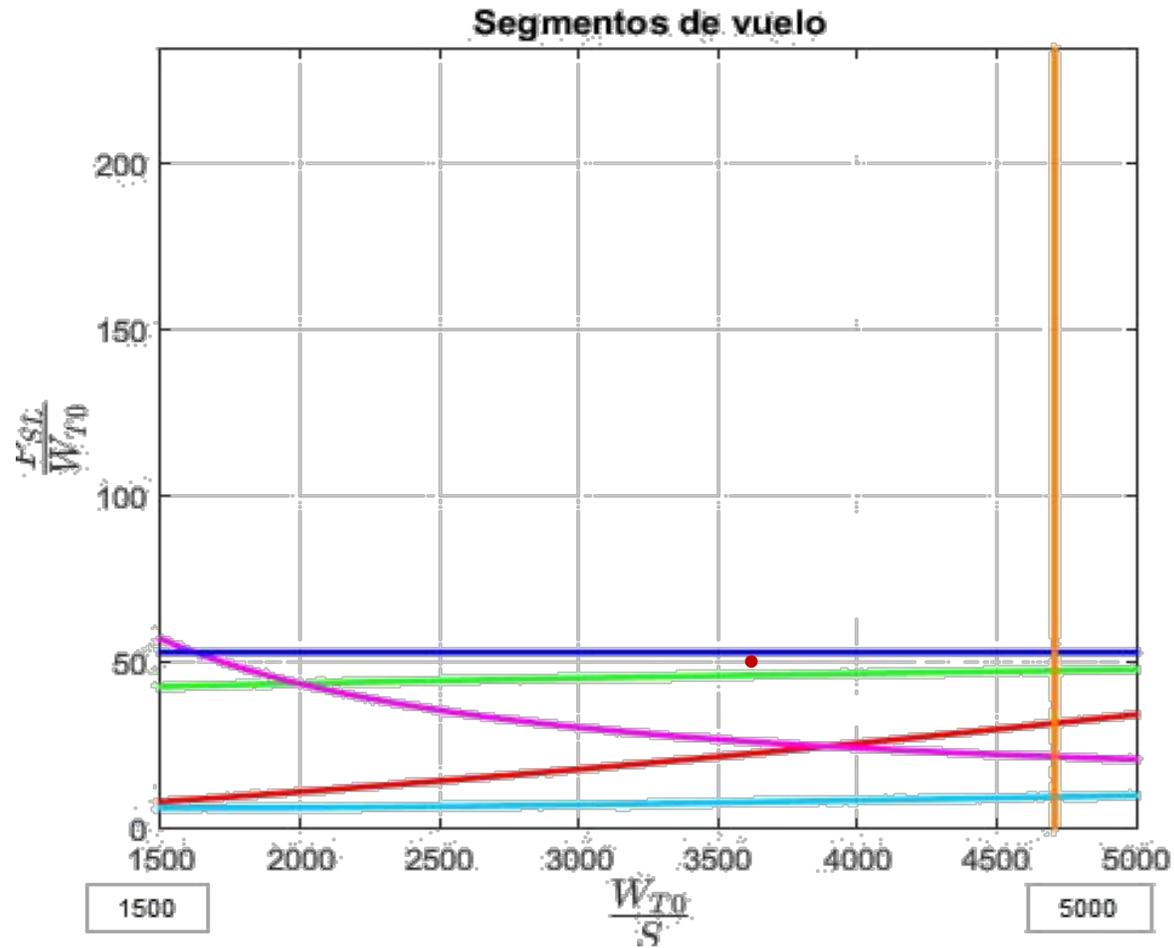
## c. Diagrama V – n



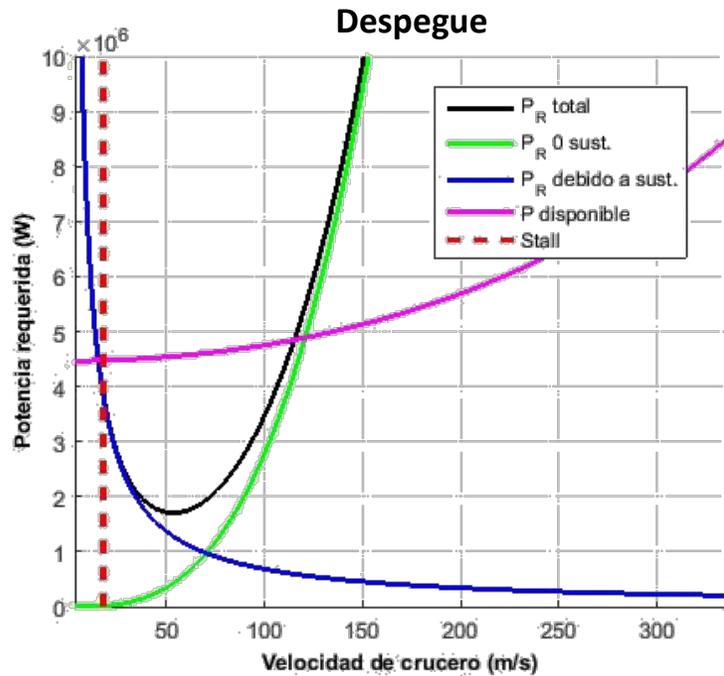
## d. Diagrama Alcance – Carga de pago



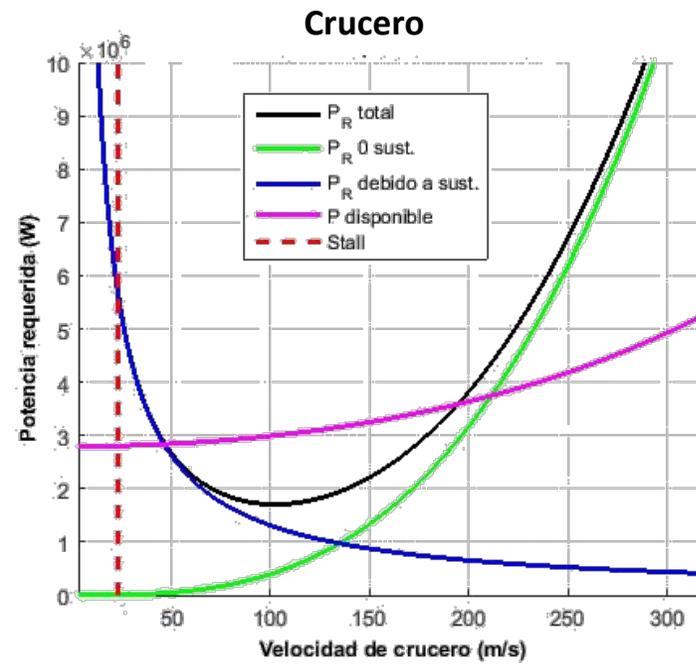
## e. Diagrama W/S – P/W



## f. Diagrama T – D

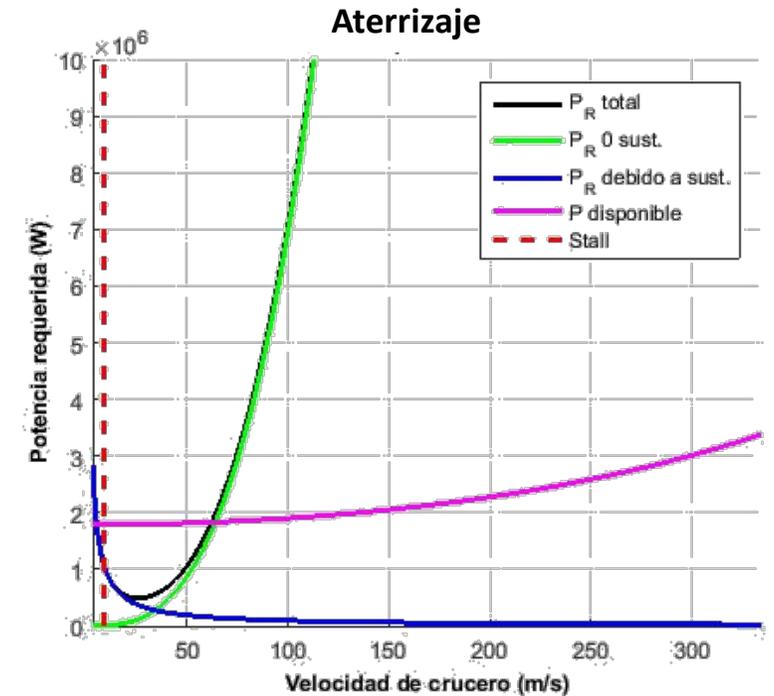


Altitud: 5000 ft  
Peso: 33798,5 kg



Altitud: 17000 ft  
Peso: 32863,8 kg

$V_{m\acute{a}x_{SL}} = 768,6 \text{ km/h}$   
*Techo teórico = 27300 ft*  
( $W = 32863,8 \text{ kg}$ )



Altitud: 5000 ft  
Peso: 11517,5 kg



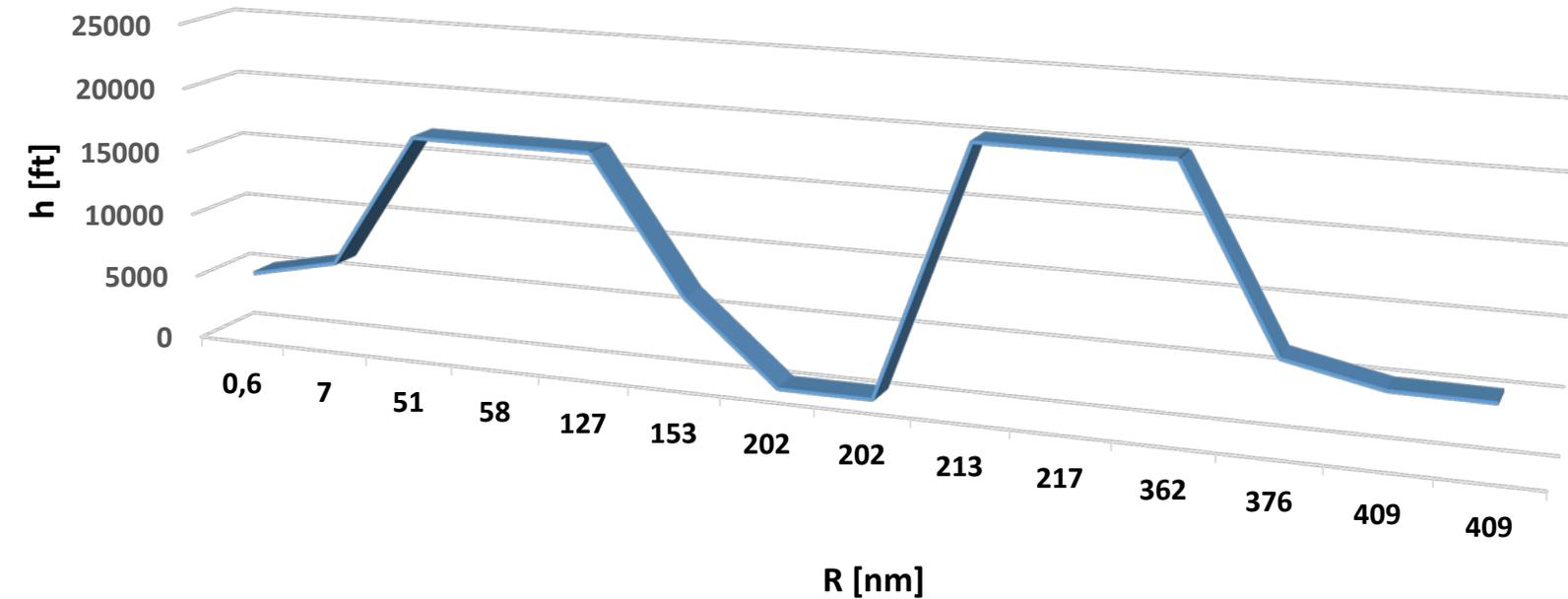
## I. Misión Primera Línea

- a. Perfil de misión y resultados globales
- b. Crucero
- c. Análisis de estabilidad

## II. Misión de Ferry

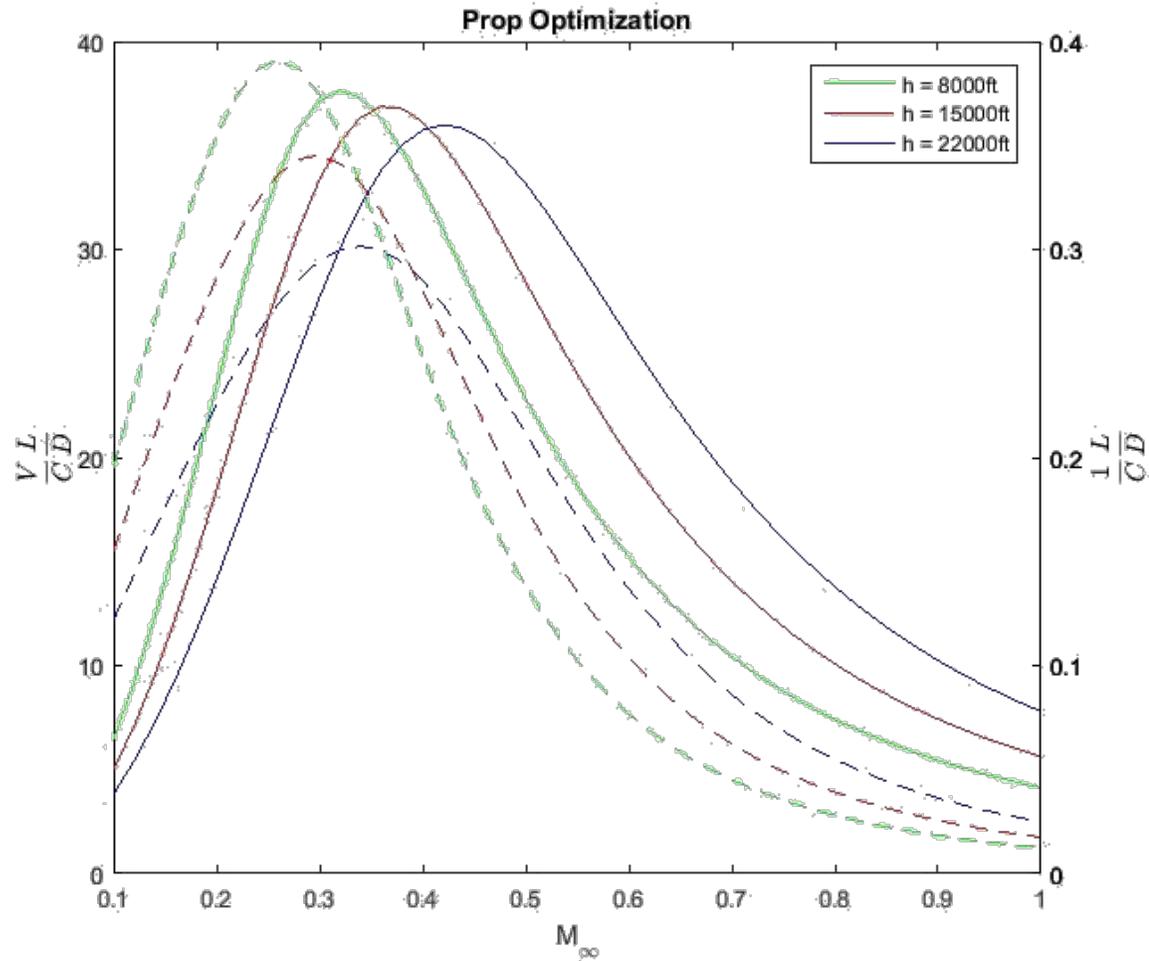


## a. Perfil de misión y resultados globales



Parámetro	Valor
$MTOW$ [kg]	33798,5
$W_{fuel}$ [kg]	1869,4
$t_{misi\acute{o}n\ completa}$	1 h 31 min
$t_{hasta\ incendio}$	51 min
$CASM$ [cents \$]	8,4833

## b. Crucero



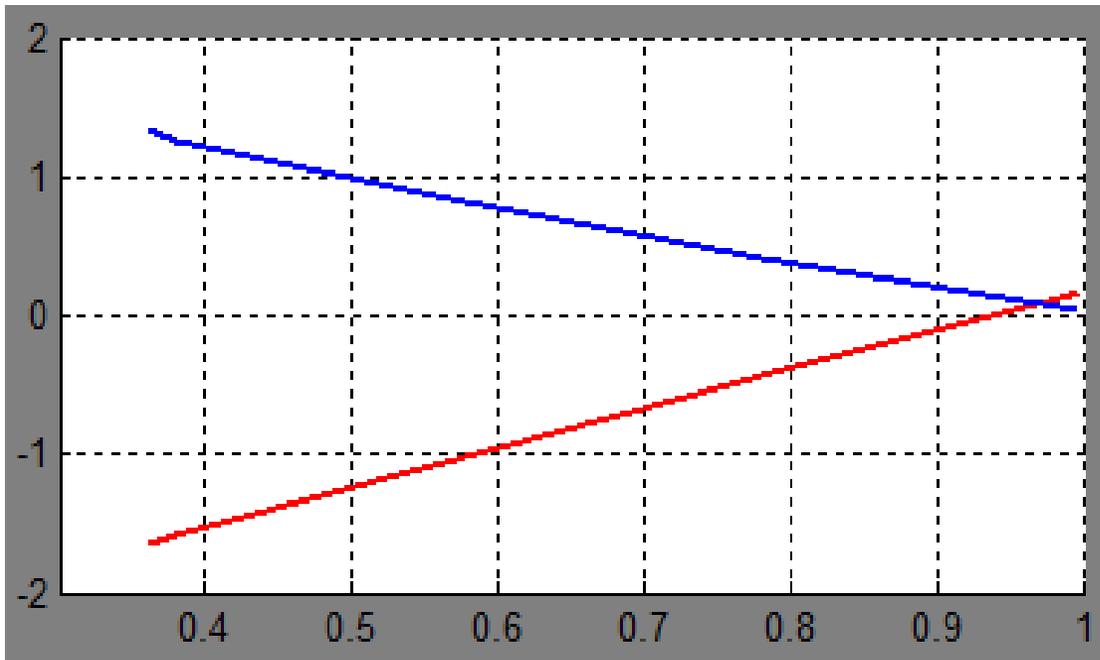
- Se busca maximizar el alcance
- Criterio: posición de palanca  $\sim 0,85$



$h \sim 17000 \div 20000$  ft  
 $M \sim 0,6$  ( $< 0,7 \rightarrow$  transónico)

## c. Análisis de estabilidad

### i. Trimado longitudinal:

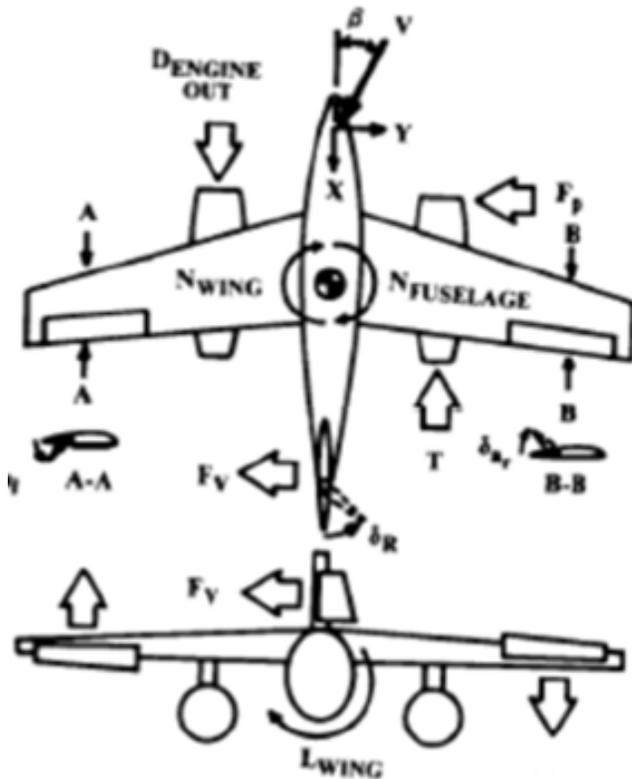


$\alpha +$	0.146°
$\alpha -$	-1.7°
$\delta +$	1.35°
$\delta -$	0.086°

- Perfil detallado del ángulo de ataque durante toda la misión
- CDG que apenas varía durante las distintas etapas

## c. Análisis de estabilidad

### ii. Trimado lateral-direccional:



Derivadas	$\beta$	$\delta_a$	$\delta_r$
$C_Y$	-0.85303	0	0.58593
$C_l$	-0.10087	0.21779	0.048827
$C_n$	0.15565	-0.024007	-0.17372

## c. Análisis de estabilidad

### iii. Estabilidad dinámica longitudinal:

Parte real negativa y autovalores complejos conjugados:

S1	S2	S3	S4
$-0.020846 + 0.055029i$	$-0.020846 - 0.055029i$	$-3.0123$	$-7.3781$

### Modo Fugoide

$\omega$	$\xi$
0.059	0.35425

### Modo Corto Periodo

$\omega$	$\xi$
3.012	1

## c. Análisis de estabilidad

### iv. Estabilidad dinámica lateral – direccional:

- Autovalor nulo
- Real negativo
- Real negativo pequeño
- Par complejo conjugado

S1	0
S2	-5.705
S3	-0,00022786
S4	-0.424 + 3.259i
S5	-0.424 -3.259i

Modo Balanceo Holandés

$\omega$	$\xi$
3.286	0.129

## c. Análisis de estabilidad

### v. OEI y Viento cruzado:

#### OEI (Motor inoperativo):

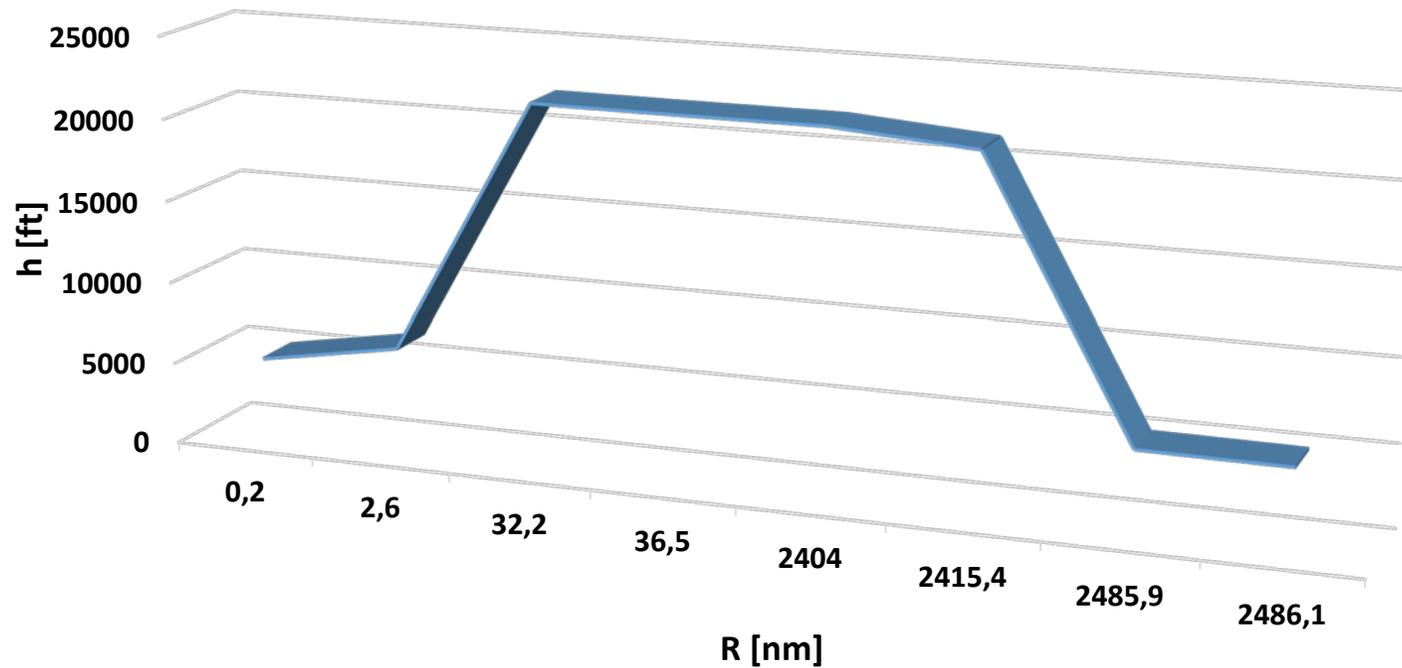
- $h = 17000$  ft
- $V = 1.2 V_s$
- $\beta = 0^\circ$

$\phi$	$\delta_a$	$\delta_r$
-3.75°	-4.75°	18.41°
↑	↑	↑
< 5°	< 20°	< 20°

#### Viento cruzado:

- $h = 17000$  ft
- $V = 1.2 V_s$
- $\beta = 15^\circ$

$\phi$	$\delta_a$	$\delta_r$
1.62°	4.11°	14.53°
↑	↑	↑
< 5°	< 20°	< 20°

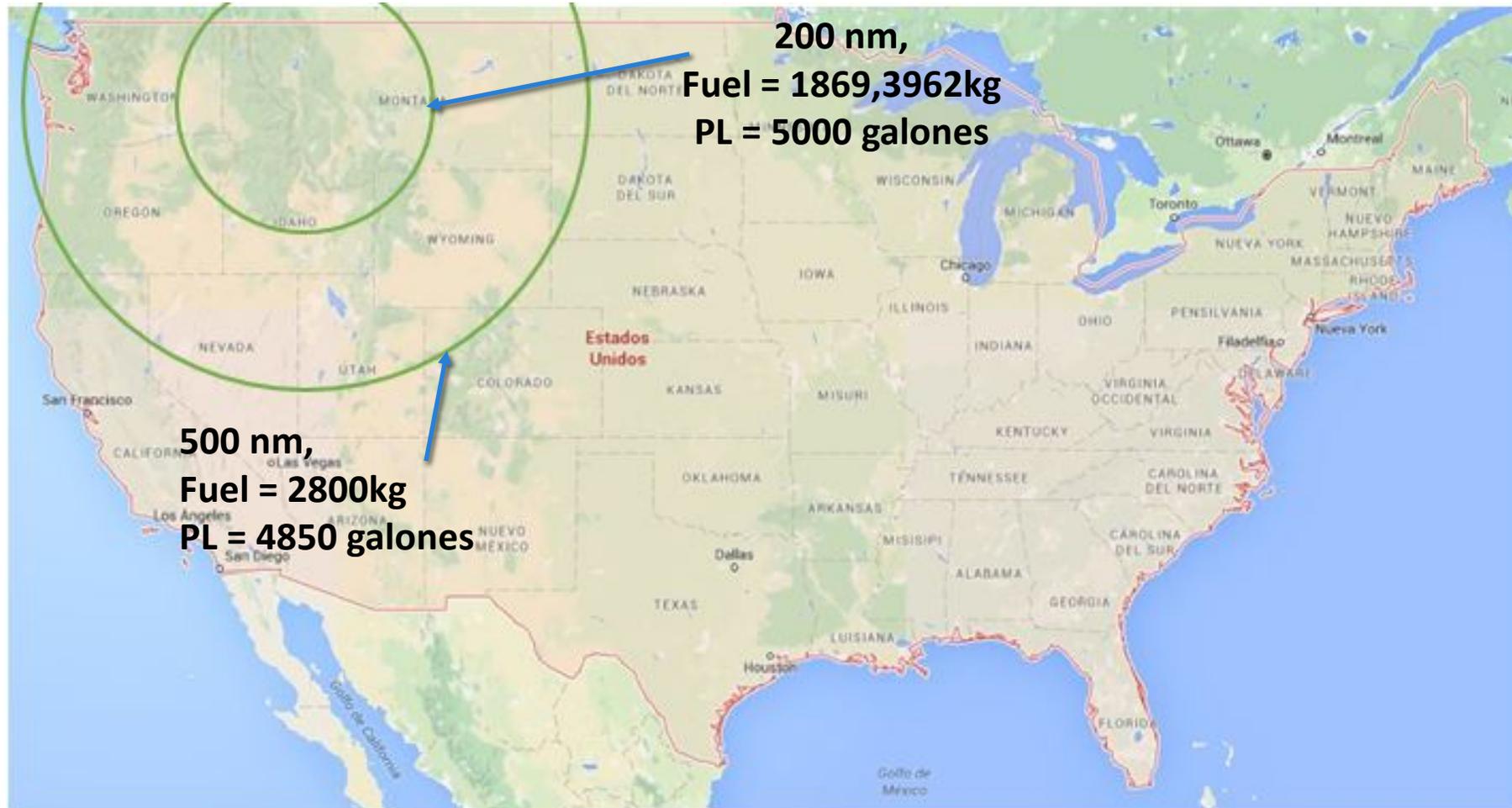


Parámetro	Valor
$MTOW$ [kg]	20979,5
$W_{fuel}$ [kg]	9001,7
$t_{misión}$	7 h 40 minutos





# PRESTACIONES



# PROYECTO SQUIRT-AIR



## LINDBERGH

### **Equipo de ingeniería:**

Álvaro González Fariña

Juan Diego González Villalba

José María López Pedregal

Francisco Javier Molina Mora

Francisco Muñoz Soler

Juan Ramón Parra Vilar

Sebastián-Javier Pérez Muñoz

José Ignacio Pérez Puig

Daniel Pinazo Jiménez

David Rodríguez Benito

Guillermo Traveset Galindo

Rosa M<sup>a</sup> Villegas Nogales