



# ¿Qué es IAS?

*Innovative Aeronautical Solutions* es una start-up internacional de consultoría en el sector **aeroespacial**.

Nuestros empleados cuentan con **especializaciones** en diversos campos de la ingeniería.

La integración de ideas desde diferentes puntos de vista nos proporciona la creatividad necesaria para proponer **soluciones** viables e **innovadoras** a los retos que se nos presentan.



# ORGANIGRAMA



# NUESTRA HISTORIA



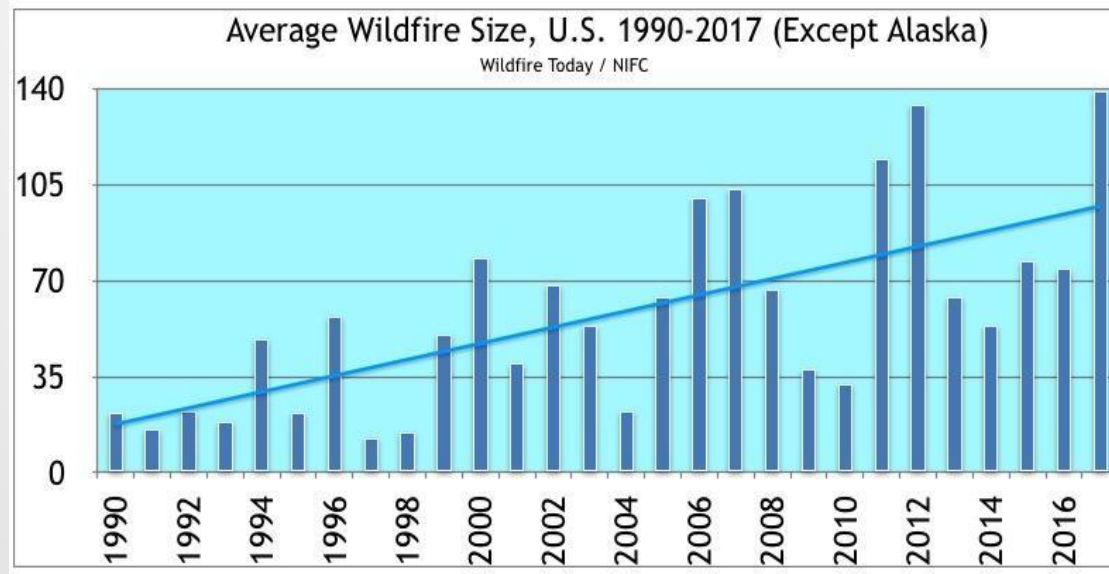
# NUESTROS VALORES

- Profesionalidad y compromiso con el cliente
- Respeto con la naturaleza y el medio ambiente
- Innovación y desarrollo de nuevas tecnologías
- Paridad



# RFP - Motivación

1. NASA Goddard: Aumento de futura actividad de incendios forestales.
2. Industria Aeroespacial: Adecuación de diseños previos para nuevas aplicaciones (747-Supertanker, Lockheed Martin P-3 Orion).

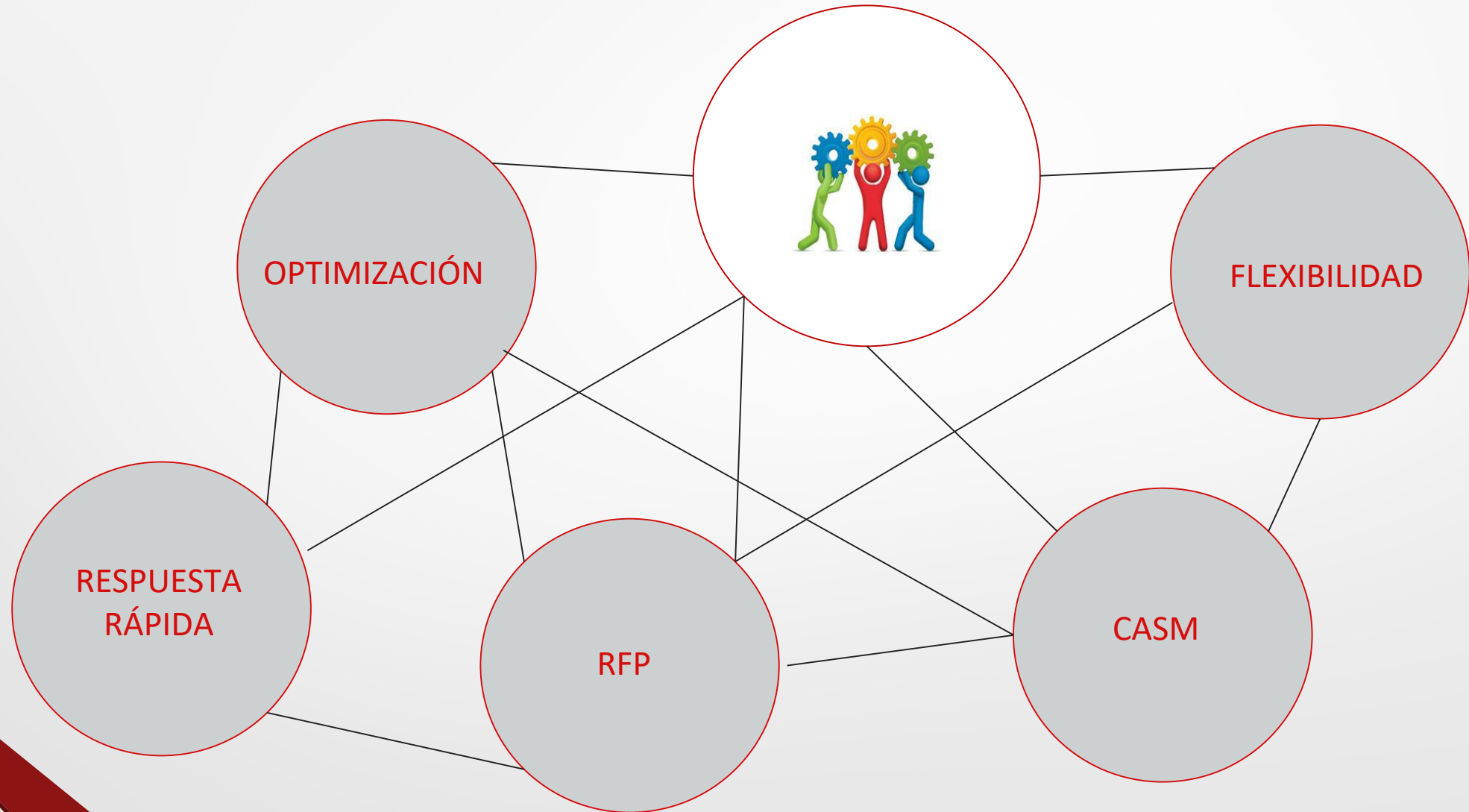


Diseño de una aeronave para llevar a cabo el ataque inicial y apoyo de fuego prolongado, de gran tamaño y específica para extinción de incendios.



# **PROPULSIÓN Y ACTUACIONES**

# ORGANIZACIÓN





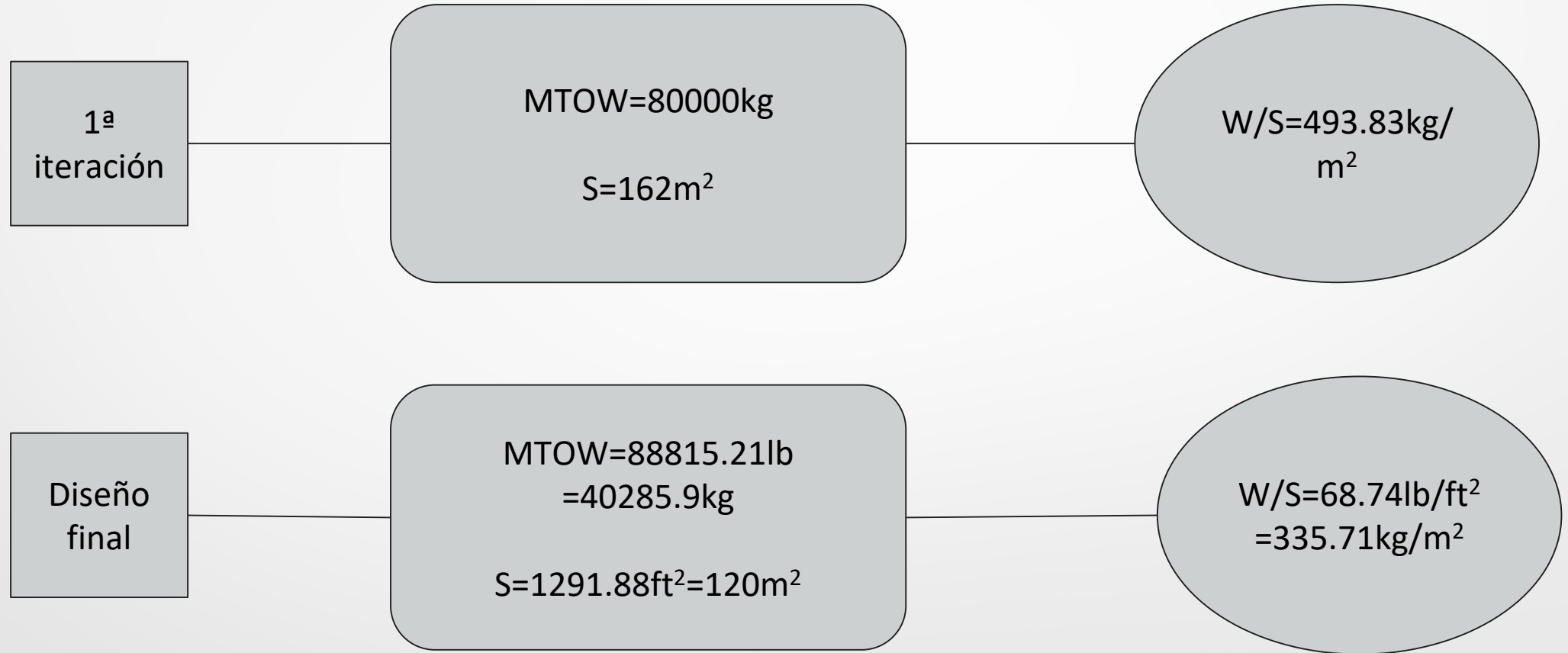
# PLANTA MOTORA

GE CT 64-820-1	
Número de motores	4
Aplicaciones principales	DHC-5 Buffalo
Potencia	2825 [shp]
	0.480 [lb/shp hr]
Longitud	79 [in]
Diámetro	20 [in]
Peso (en seco)	720 [lb]



**Psl=11300shp**

# CURVAS DE ACTUACIONES



# CURVAS DE ACTUACIONES

No	Aircraft	Type	$W_{TO}$ (lb)	S (ft <sup>2</sup> )	P (hp)	W/S (lb/ft <sup>2</sup> )	W/P (lb/hp)
1	C-130 Hercules	Large Transport	155,000	1754	4×4508	88.37	8.59
2	Beech bonanza	Utility-Piston prop	2,725	178	285	15.3	9.5
3	Gomolzig RF-9	Motor glider	1642	193.7	80	8.5	20.5
4	Piaggio P180 Avanti	Transport	10,510	172.2	2×800	61	6.5
5	Canadair CL-215	Amphibian	43,500	1080	2×2100	40.3	10.3
6	Socata TB30 Epsilon	Military trainer	2,756	97	300	28.4	9.2
7	DHC-8 Dash 8-100	Short range Transport	34,500	585	2×2000	59	8.6
8	Beechcraft King Air 350	Utility twin turboprop	15,000	310	2×1,050	48.4	7.14

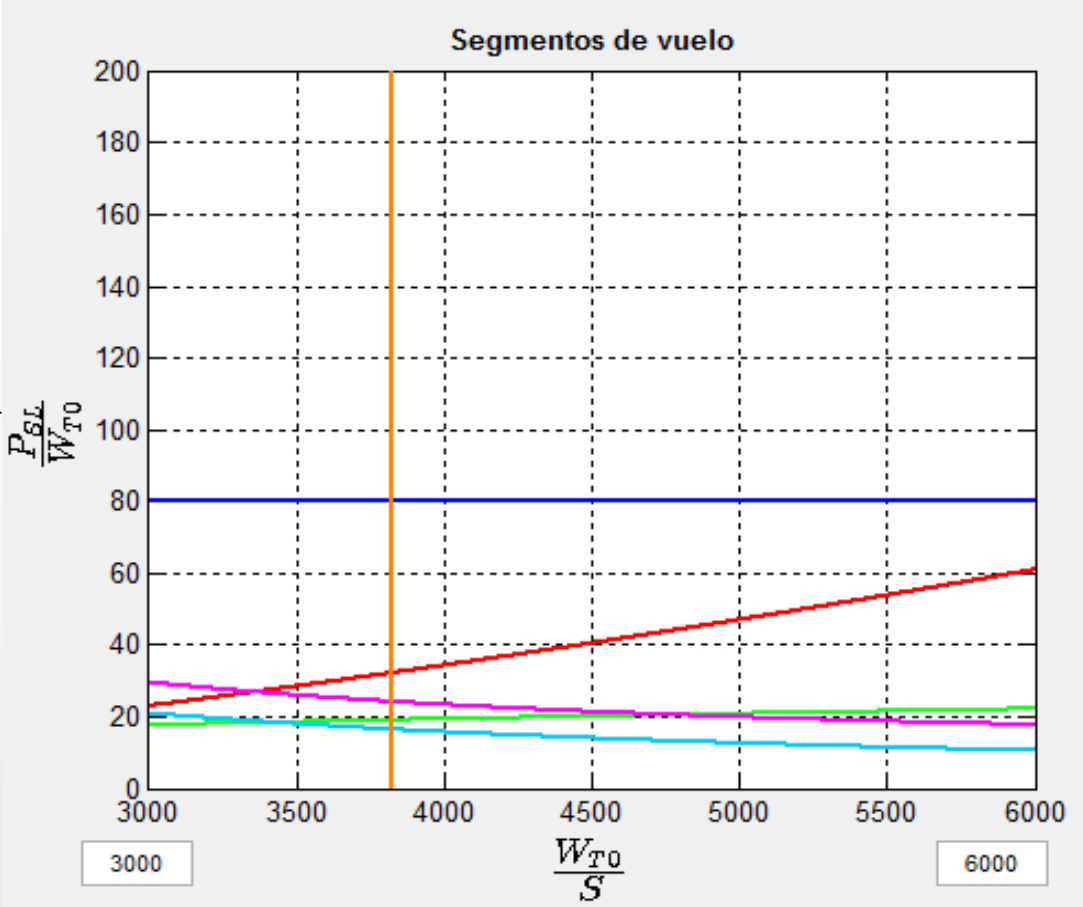
1. Prop-driven aircraft

$$W/S = 68.74 \text{ lb/ft}^2 \\ = 335.71 \text{ kg/m}^2$$

$$W/P = 7.86 \text{ lb/hp}$$

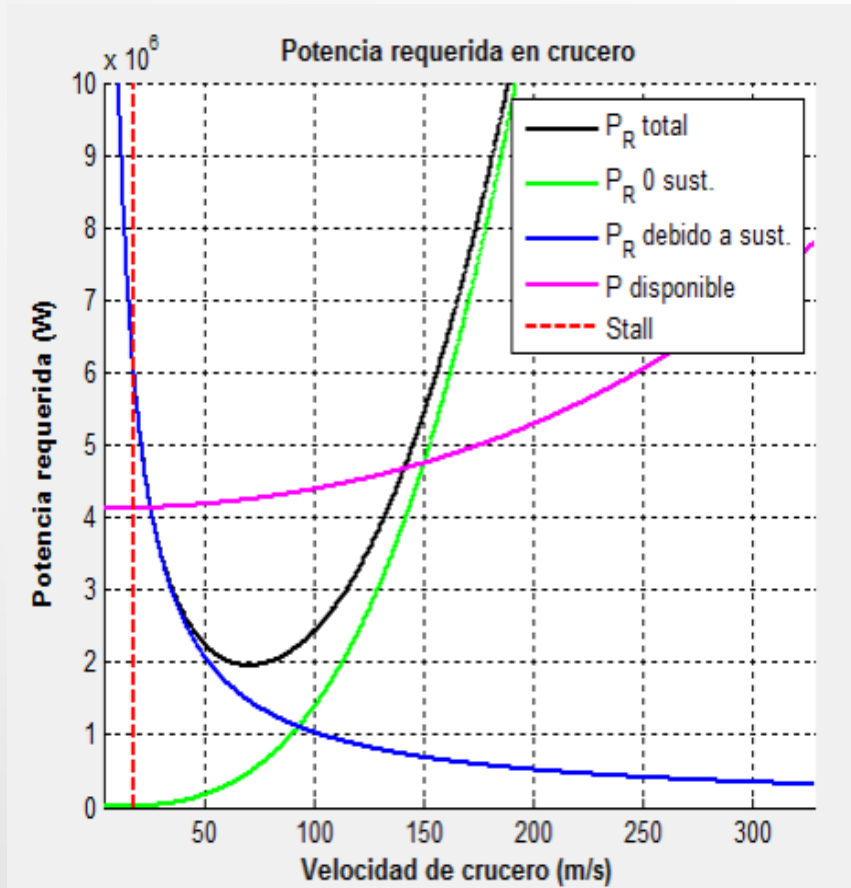
# CARGA ALAR W/S

W/S=68.74lb/ft<sup>2</sup>  
=335.71kg/m<sup>2</sup>

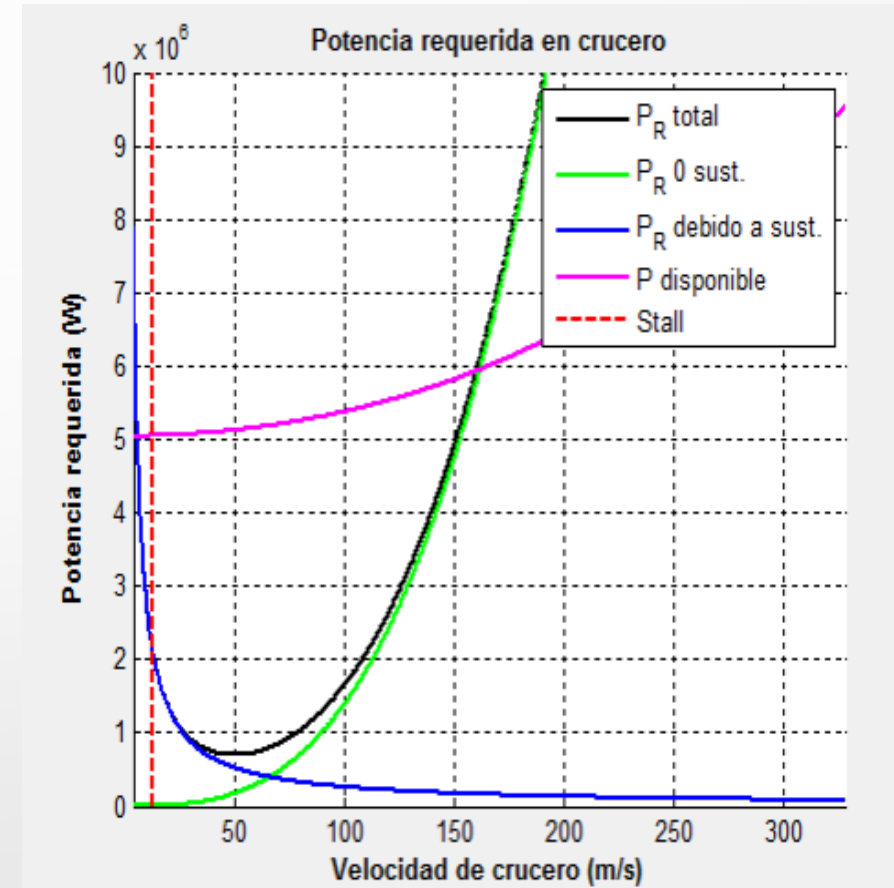


# DIAGRAMAS P-V

## CRUCERO IDA

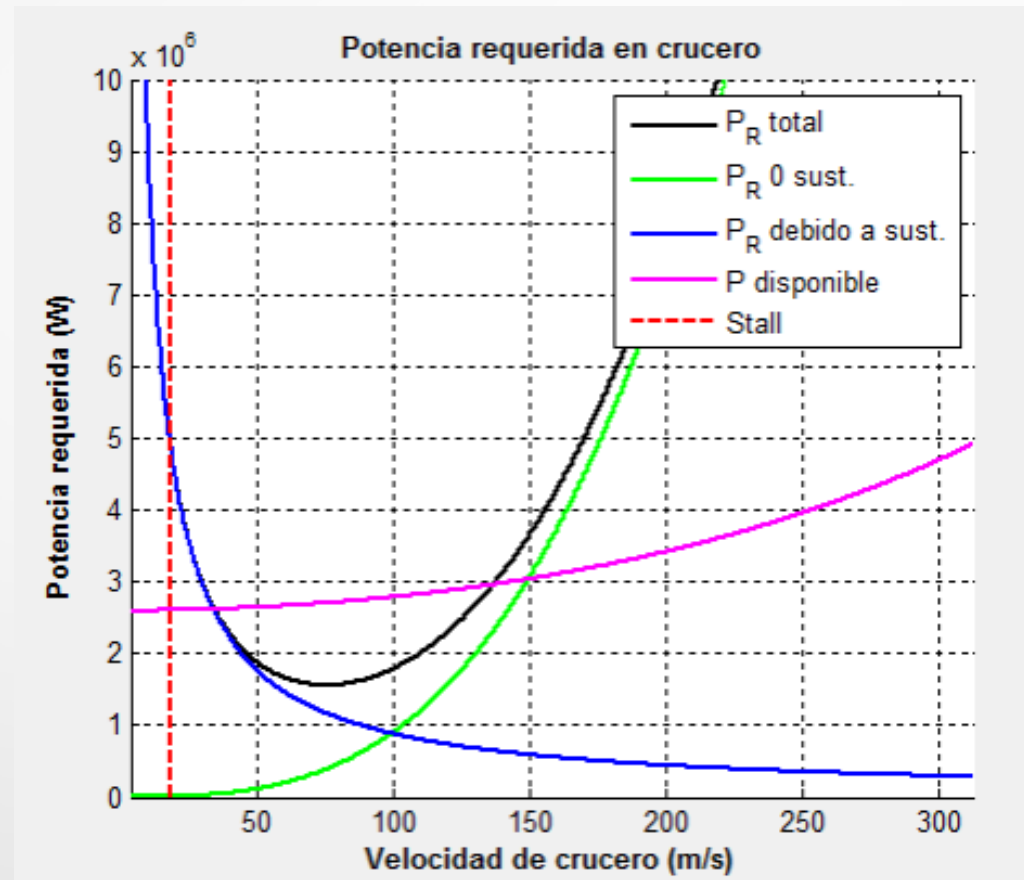


## CRUCERO VUELTA

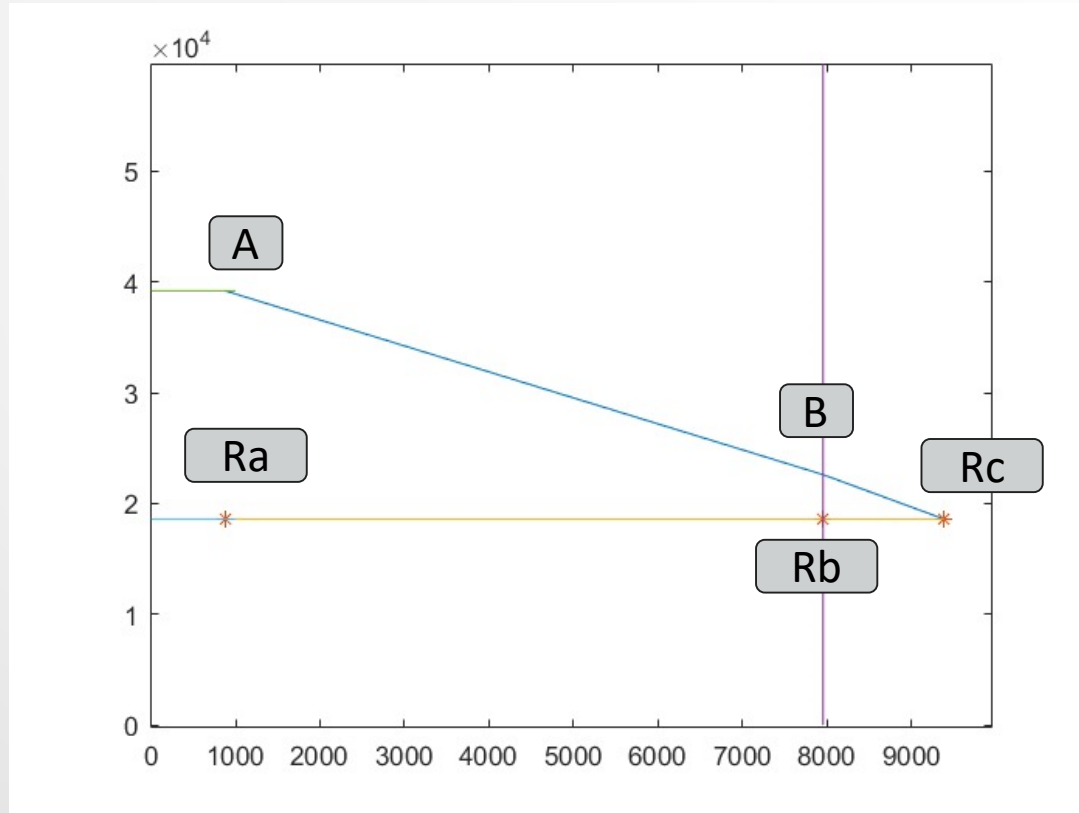


# DIAGRAMAS P-V

## CRUCERO FERRY



# CARGA DE PAGO-ALCANCE



$$R_A = \frac{U_\infty}{c_T} \left( \frac{c_L}{c_D} \right) \ln \left[ \frac{MTOW}{MPL + OEW + RF} \right]$$

$$R_B = \frac{U_\infty}{c_T} \left( \frac{c_L}{c_D} \right) \ln \left[ \frac{MTOW}{MTOW - MFW + RF} \right]$$

$$R_C = \frac{U_\infty}{c_T} \left( \frac{c_L}{c_D} \right) \ln \left[ \frac{OEW + MFW}{OEW + RF} \right]$$

# ACTUACIONES

## DESPEGUE

	TIEMPO(s)	COMBUSTIBLE(kg)	DISTANCIA(m)
Primera línea High hot	22.44	11.95	702.45
Primera línea Normal	29.16	15.68	980.45
Ferry High hot	18.22	8.38	811.36
Ferry Normal	19.24	6.71	510.36

Posición de palanca nominal: 80%  
Posición de palanca en High-Hot: 80%  
Posición de palanca en emergencia: 100%

- Distancia de despegue (TOFL):
  - Balanced Field Length of 5,000 ft (~1524 m); asumir +35°F atmósfera estándar y altitud de 5,000 ft (~1524 m) por encima del nivel del mar: 94°F (34°C).



# ACTUACIONES

## SUBIDA

	TIEMPO(s)	COMBUSTIBLE(kg)	DISTANCIA(m)
Primera línea	719.31	531.05	51110
Ferry	876.71	436.99	82685.7

Posición de palanca nominal: 95%



¡Reducir tiempos  
de actuación!

# ACTUACIONES

## CRUCERO

	TIEMPO(s)	COMBUSTIBLE(kg)	DISTANCIA(m)	POSICIÓN DE PALANCA(%)
Primera línea Ida	2351.02	1193.5675	282233.77	0.67
Primera línea Vuelta	2096.21	1481.4426	282204.61	0.91
Ferry	36949.53	12346.52	4499549.96	0.76

CUMPLE RFP - v=300knots

# ACTUACIONES

## DESCENSO

	TIEMPO(s)	COMBUSTIBLE(kg)	DISTANCIA(m)	VELOCIDAD VERTICAL (m/s)
Primera línea Ida	606.71	45.15	56633.6	-5.04 / -4.11
Primera línea Vuelta	328.33	21.976	30033.53	-4.03 / -4.91
Ferry	870.7	45.1404	81807.36	-6.42 / -5.47

POSICIÓN DE PALANCA=0.05

RALENTÍ

¡REDUCCIÓN DEL  
CONSUMO!

# ACTUACIONES

## VIRAJES Y DESCARGA

	TIEMPO(s)	COMBUSTIBLE(kg)	VELOCIDAD (m/s)
Primera línea	50.72	14.58	77

3 DESCARGAS IDÉNTICAS: 6803.87kg

RADIO DE GIRO=621.63m

RFP

ÁREA DESCARGA =  
300acres

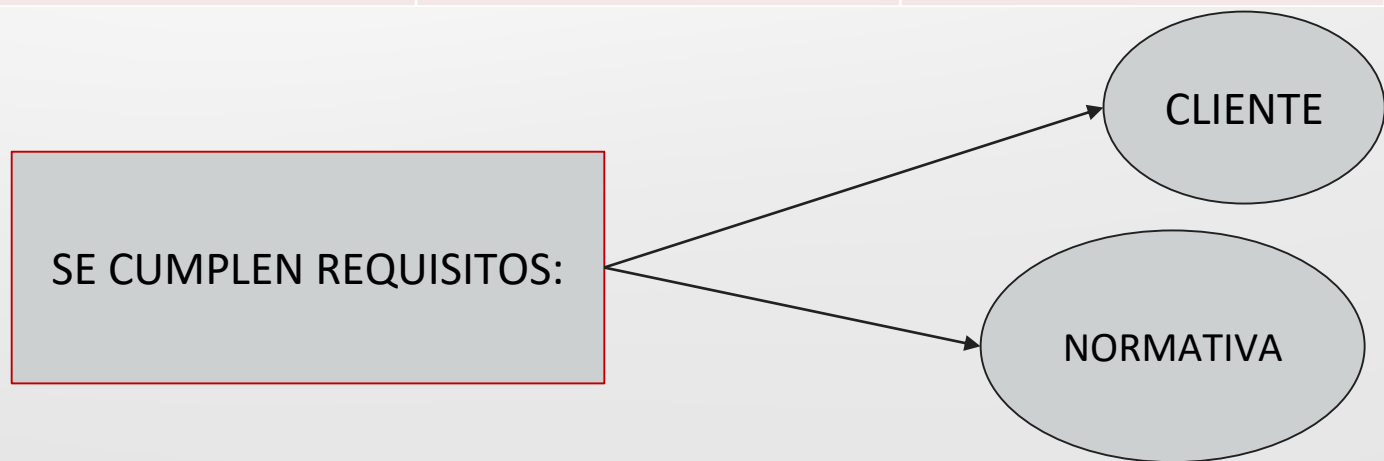
# ACTUACIONES

## ATERRIZAJE

	TIEMPO(s)	COMBUSTIBLE(kg)	DISTANCIA(m)
Primera línea High hot	19.385	7.792	805.2
Primera línea Normal	17.6	9.61	688.27
Ferry High hot	15.4	6.54	505.46
Ferry Normal	14.3	7.61	432.23

Posición de reversa: 40%

Tiempo en activar frenos: 3s

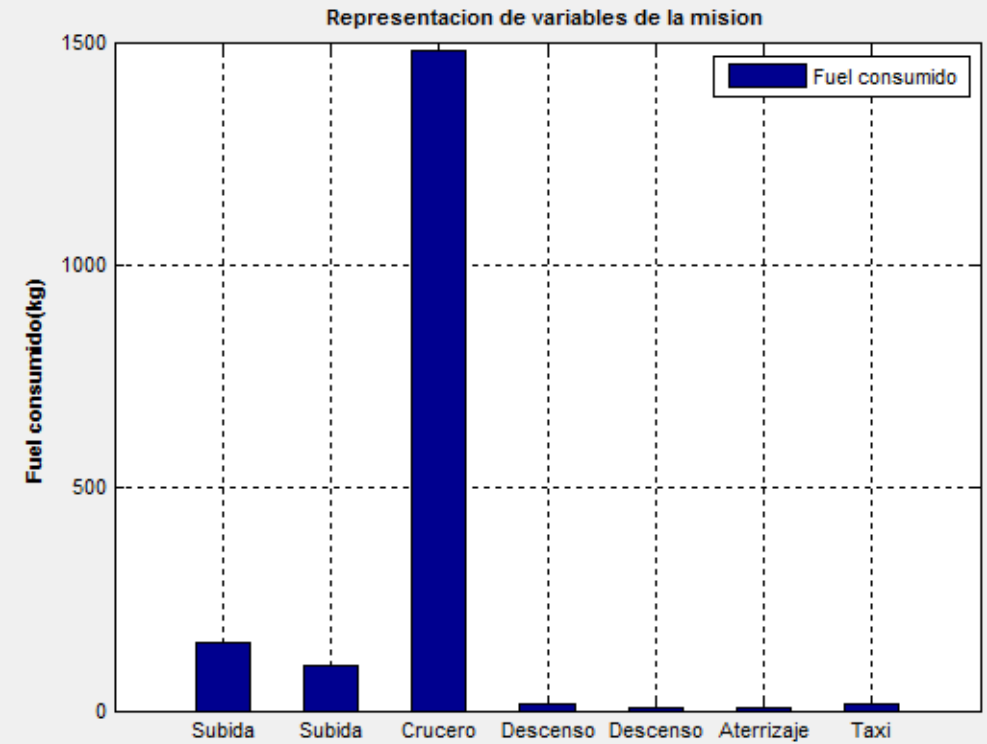
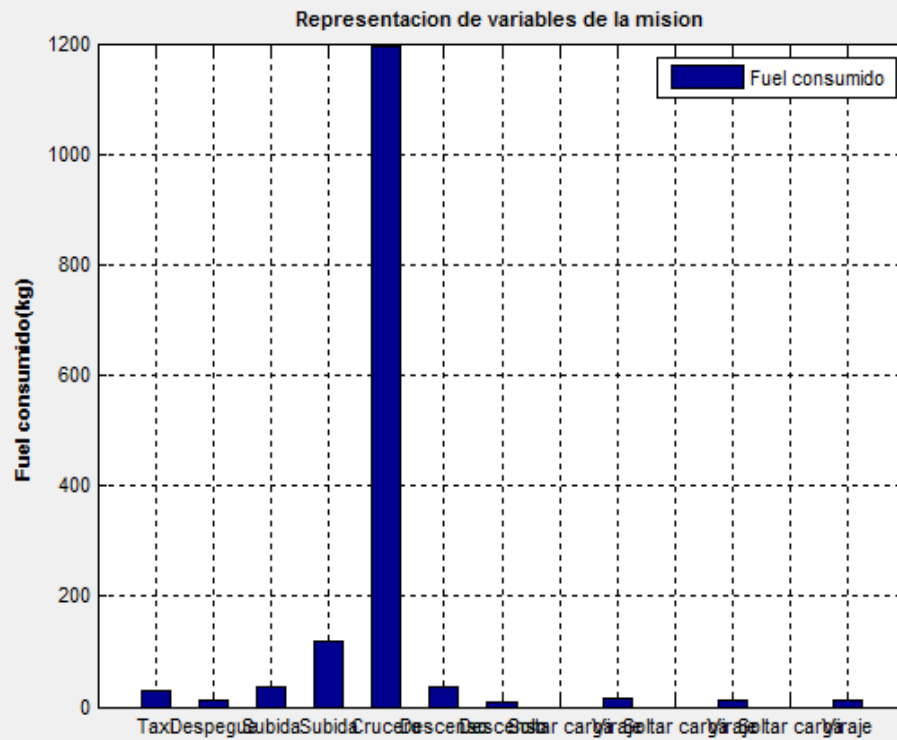


# RESULTADOS GLOBALES

FUEL CONSUMIDO: PRIMERA LÍNEA



$W_f = 3521.57$  (kg)

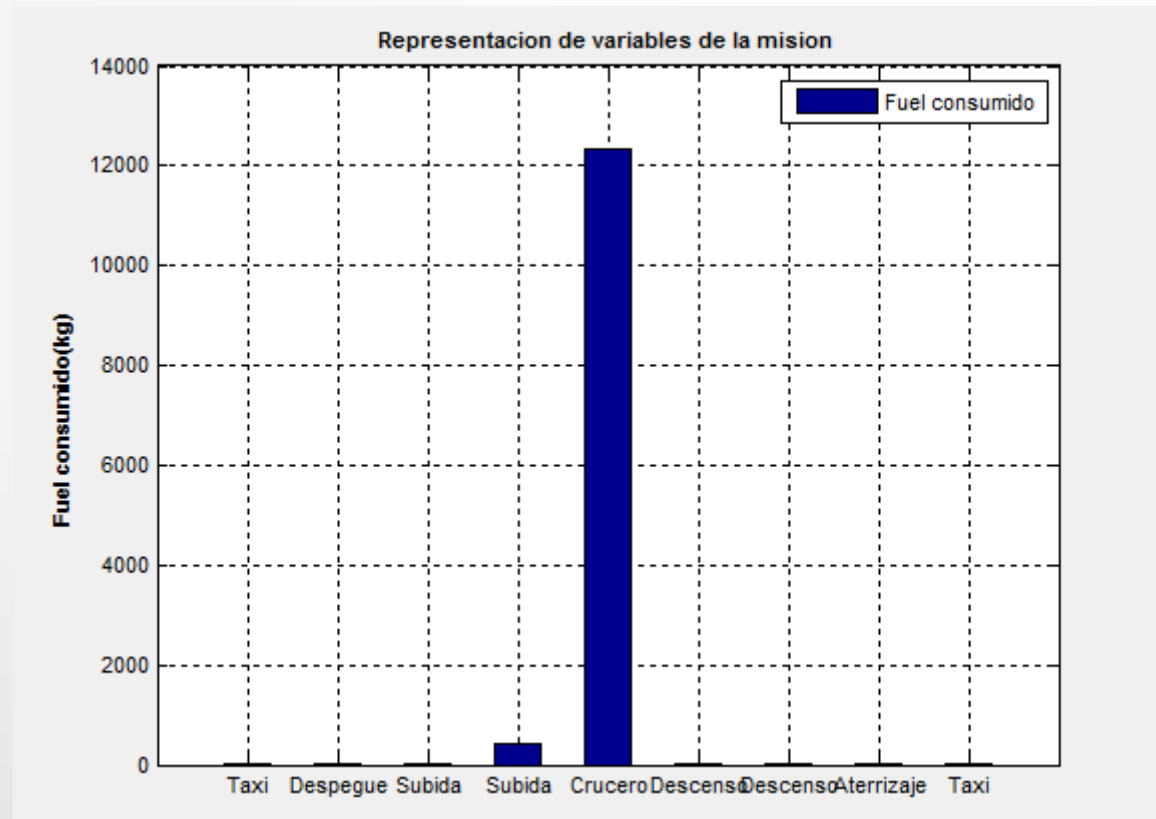


# RESULTADOS GLOBALES

FUEL CONSUMIDO: FERRY



$W_f = 12884.98 \text{ (kg)}$





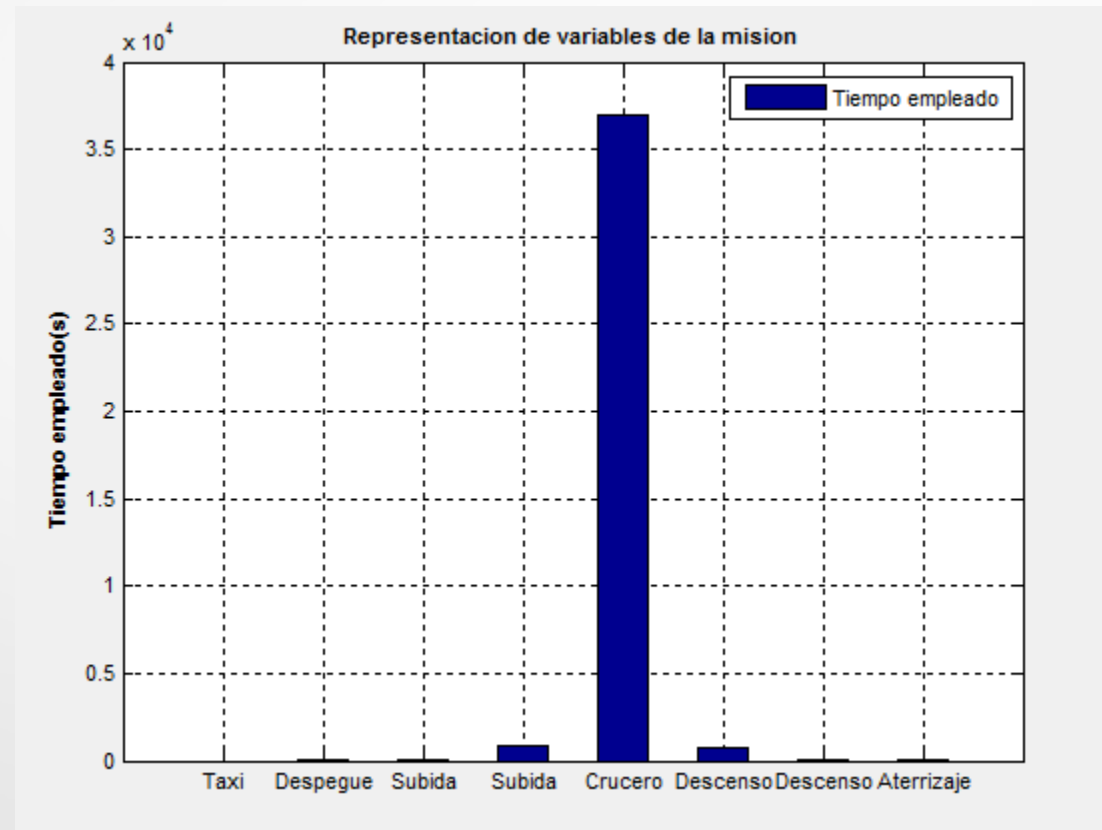


# RESULTADOS GLOBALES

TIEMPO CONSUMIDO: FERRY

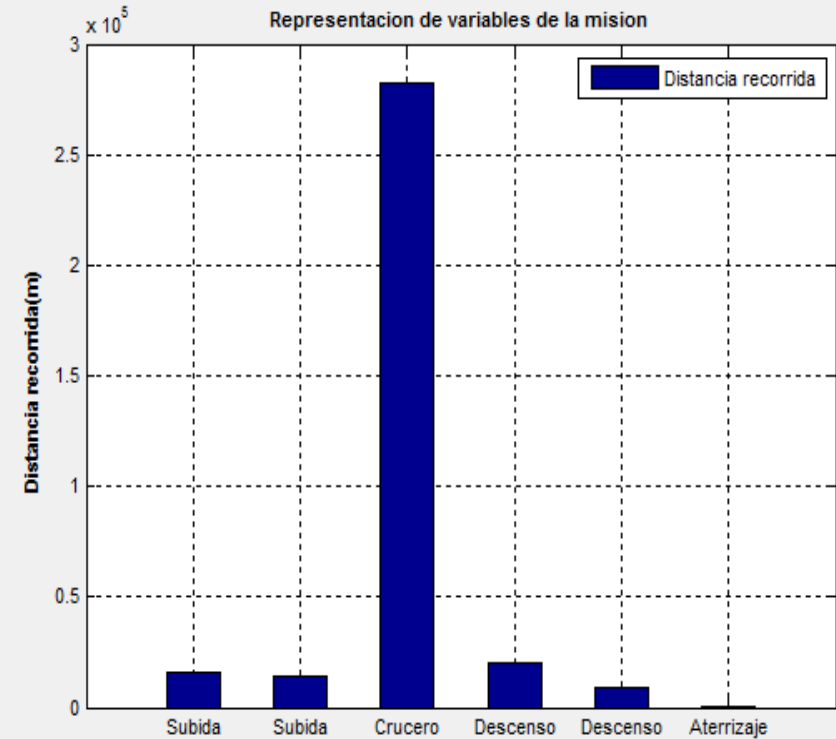
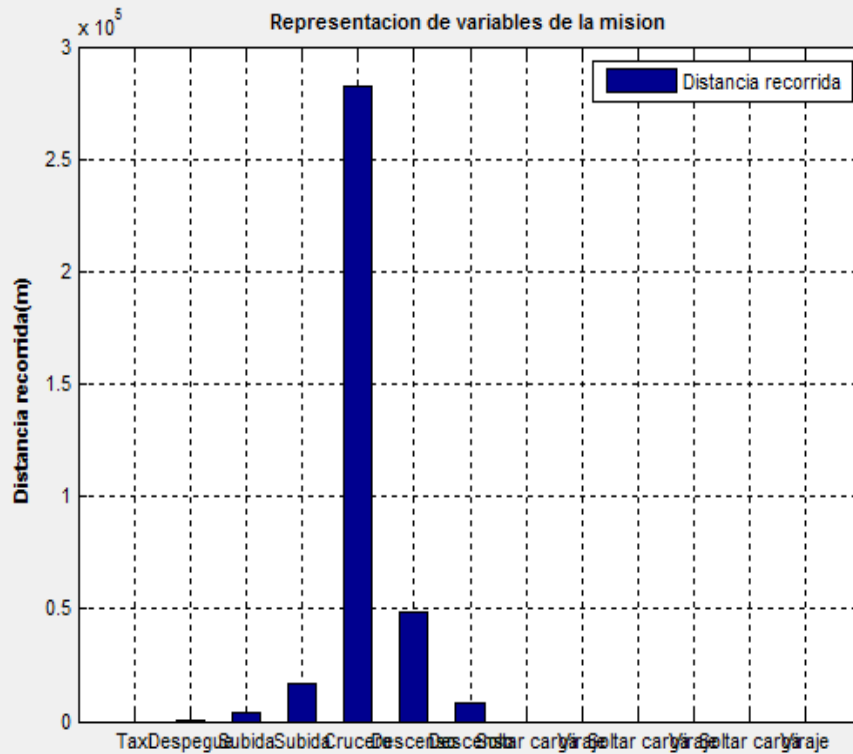


$t_f = 38730.82 \text{ (s)} = 10.758 \text{ (h)}$



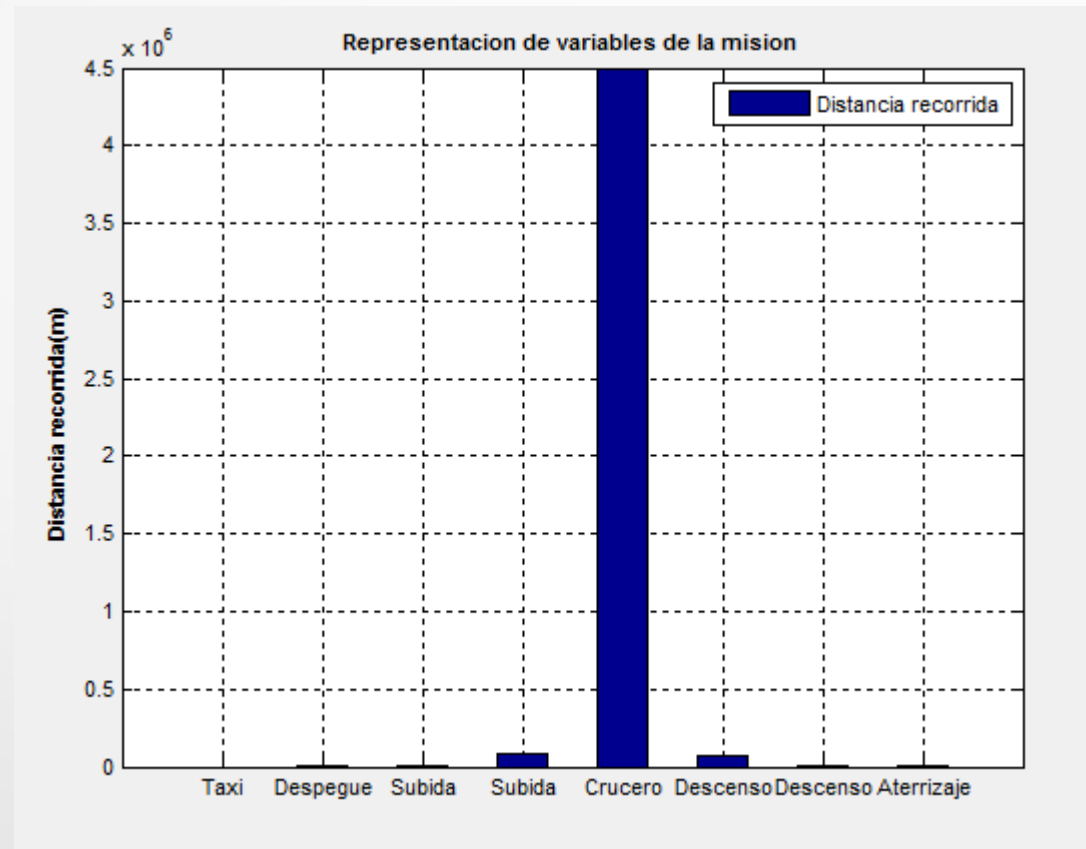
# RESULTADOS GLOBALES

## DISTANCIA EMPLEADA: PRIMERA LÍNEA



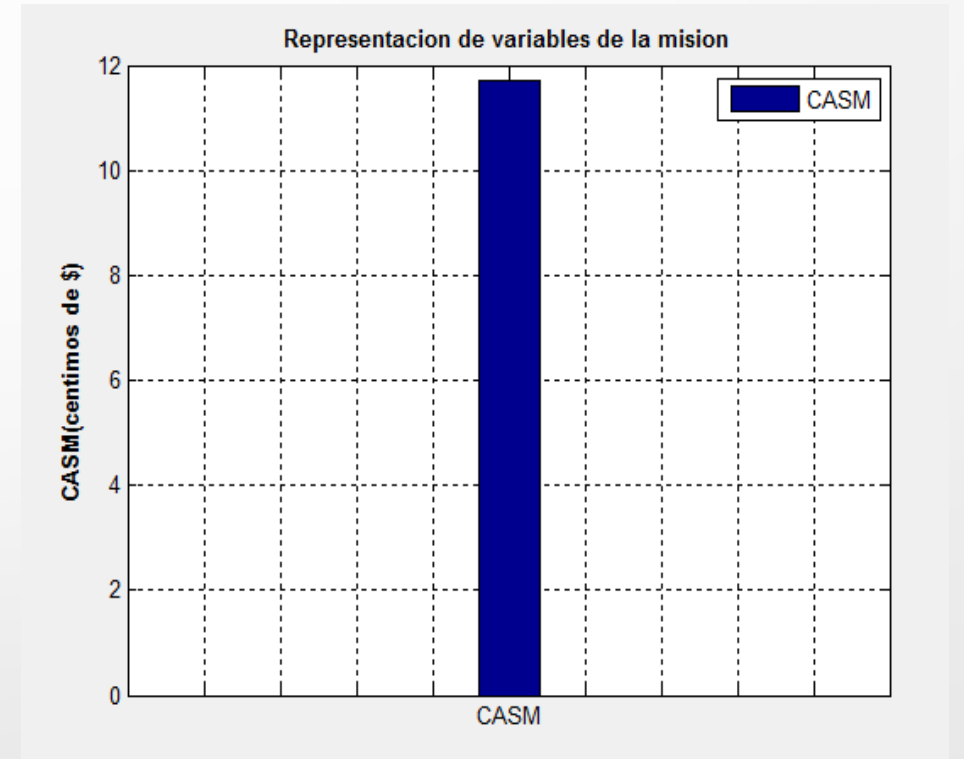
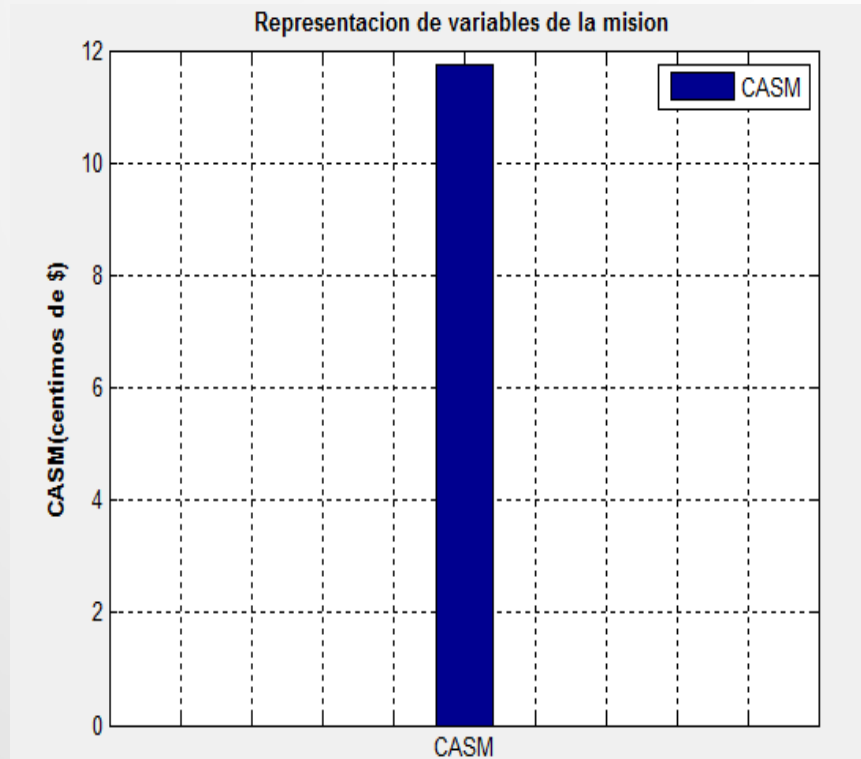
# RESULTADOS GLOBALES

## DISTANCIA EMPLEADA: FERRY



# RESULTADOS GLOBALES

## CASM



# OPTIMIZACIÓN-LÍNEAS FUTURAS

- 1. Reducción y optimización del consumo específico de la planta propulsora**
- 2. Optimización de la planta propulsora en aquellos segmentos donde existe una sobreproducción de potencia**
- 3. Optimización de las subidas y descensos, dividiéndolas en un mayor número de tramos y haciendo éstos óptimos respecto al ángulo de subida y la velocidad**
- 4. Optimización del tiempo de actuación de la aeronave, especialmente en la misión principal**





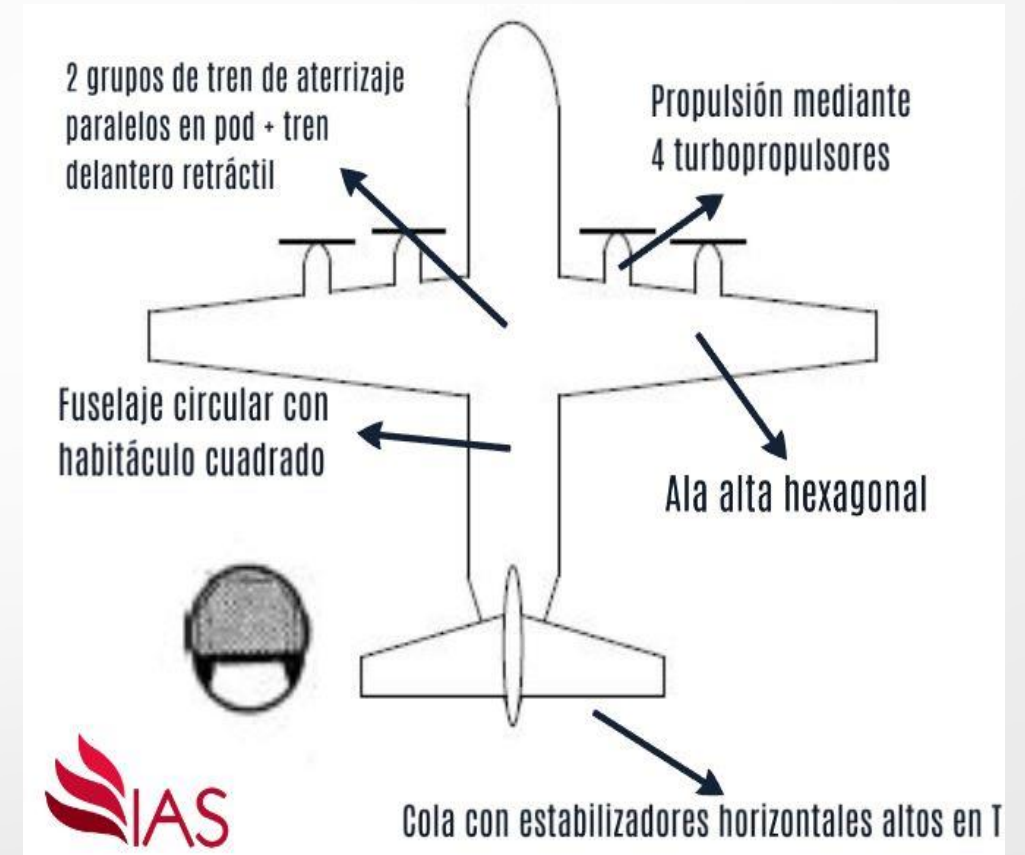
# **DISEÑO Y SISTEMAS**

# EVOLUCIÓN DEL DISEÑO

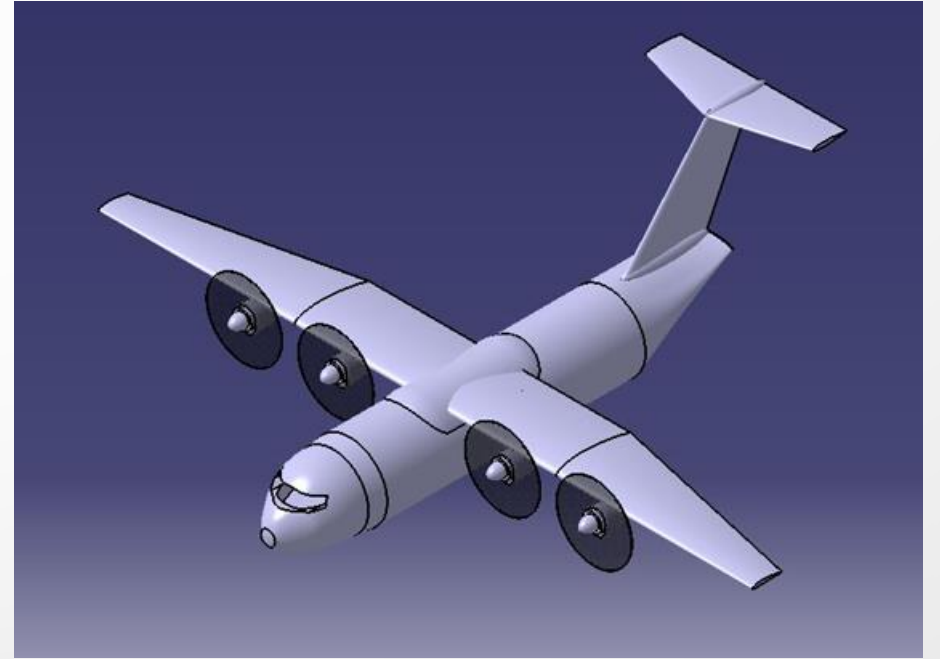
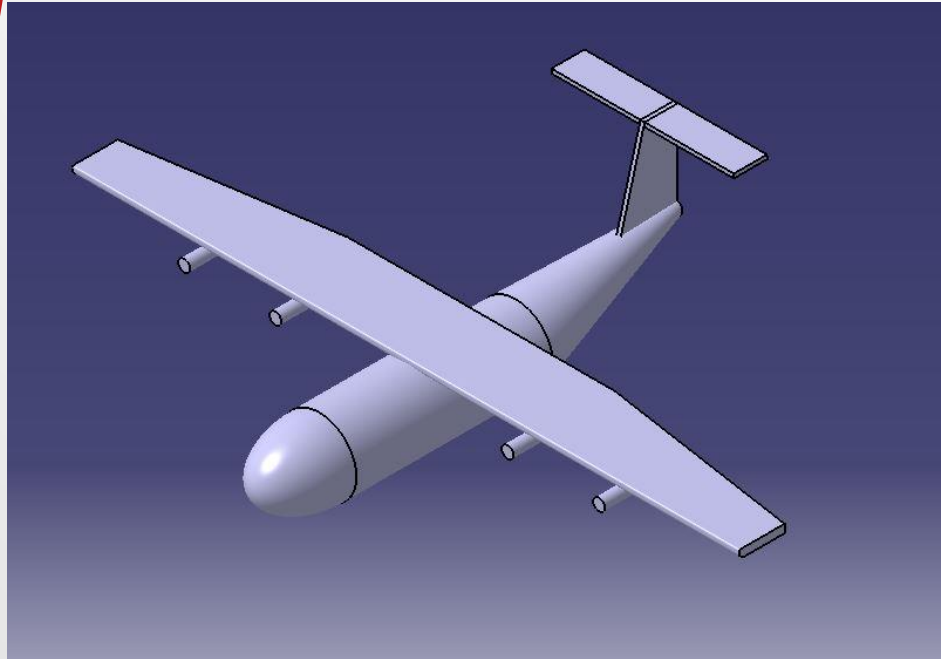
## Diseño conceptual

1. Inicio desde aviones similares: **IAS 18-01**
  - C130
  - C160
  - P3 Orion → **Sobredimensionado**
2. Diseño desde carga de pago y volumen: **IAS 18-02**

Parámetros	Primer Diseño	Segundo Diseño
Longitud, Lf [m]	35,2	26,5
Envergadura, b [m]	40,0	34
Superficie alar, Sw [m <sup>2</sup> ]	162	138
Alargamiento, AR	10,1	8.4
MTOW [lb]	154941,2	132277



# EVOLUCIÓN DEL DISEÑO

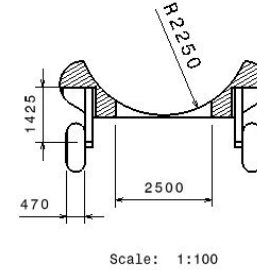
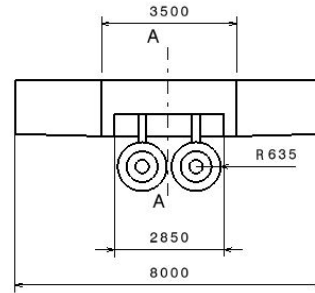
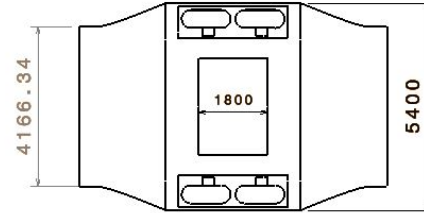


Evolución desde el diseño de Lego al primer modelo con superficies aerodinámicas



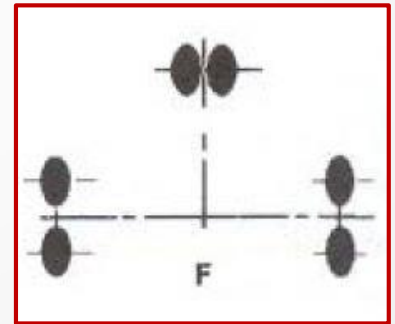
# EVOLUCIÓN DEL DISEÑO

**Diseño del tren de aterrizaje principal**

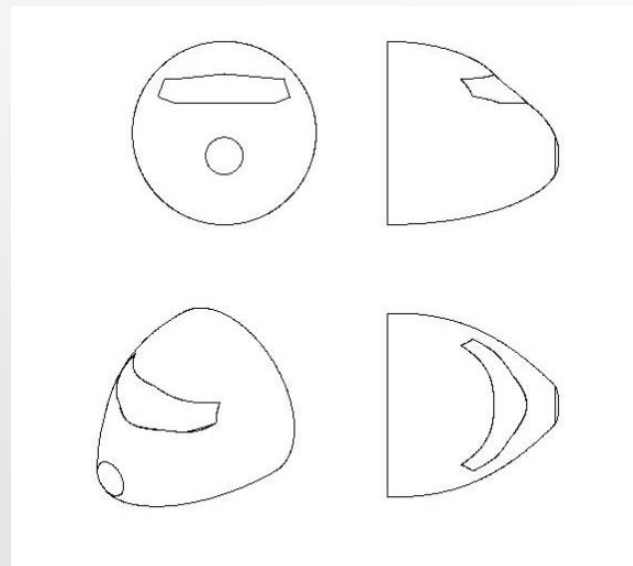


Tren de Aterrizaje					
Hf	HC	aC	B	T	fOT
(m)	(m)	(°)	(m)	(m)	(°)
1,00	0,35	7,5	8,00	4,32	28,4

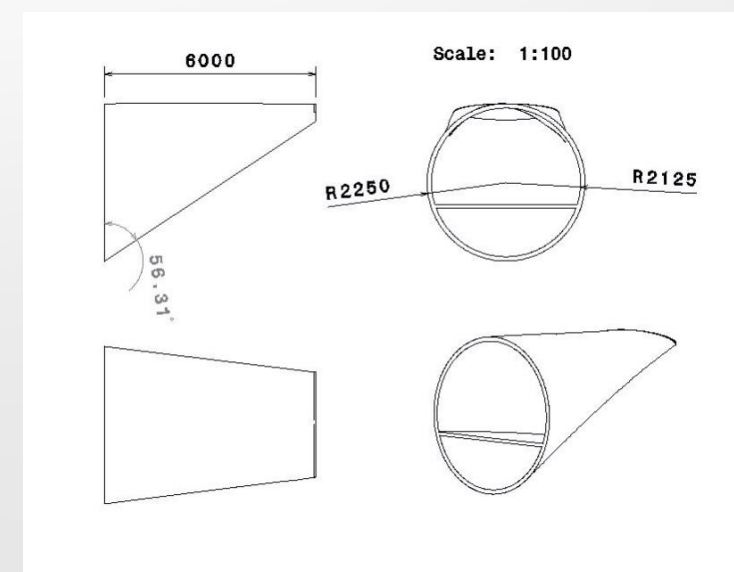
**Tren triciclo con doble rueda**



**Rediseño de cabina de pilotos**



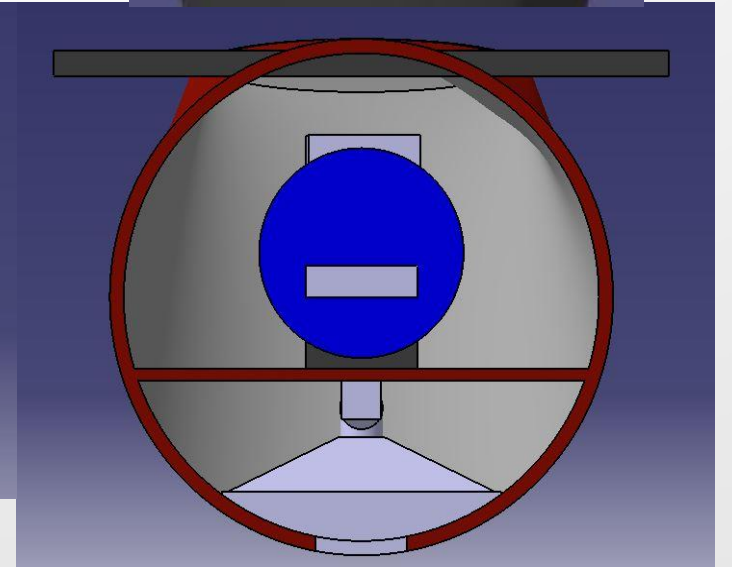
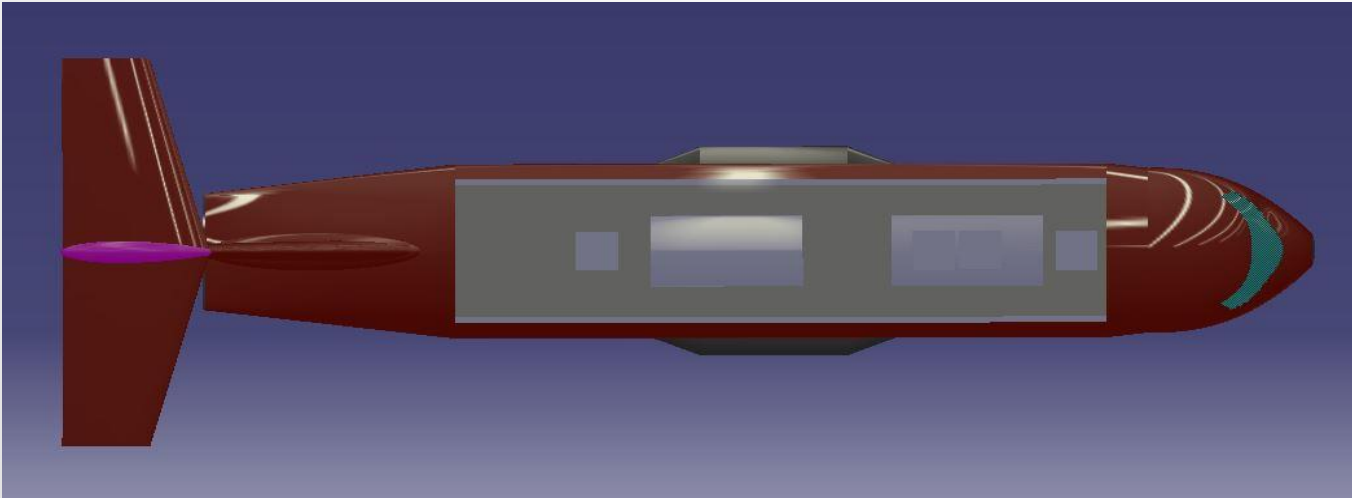
**Rediseño de la cola**



# EVOLUCIÓN DEL DISEÑO

## Diseño de la distribución interior

- 2 depósitos presurizados en serie de 2500 gal/ud.
- Posicionamiento para estabilidad longitudinal
- Sistema de eyección del líquido extintor mediante sistema de tuberías/bombas bajo el suelo del compartimento

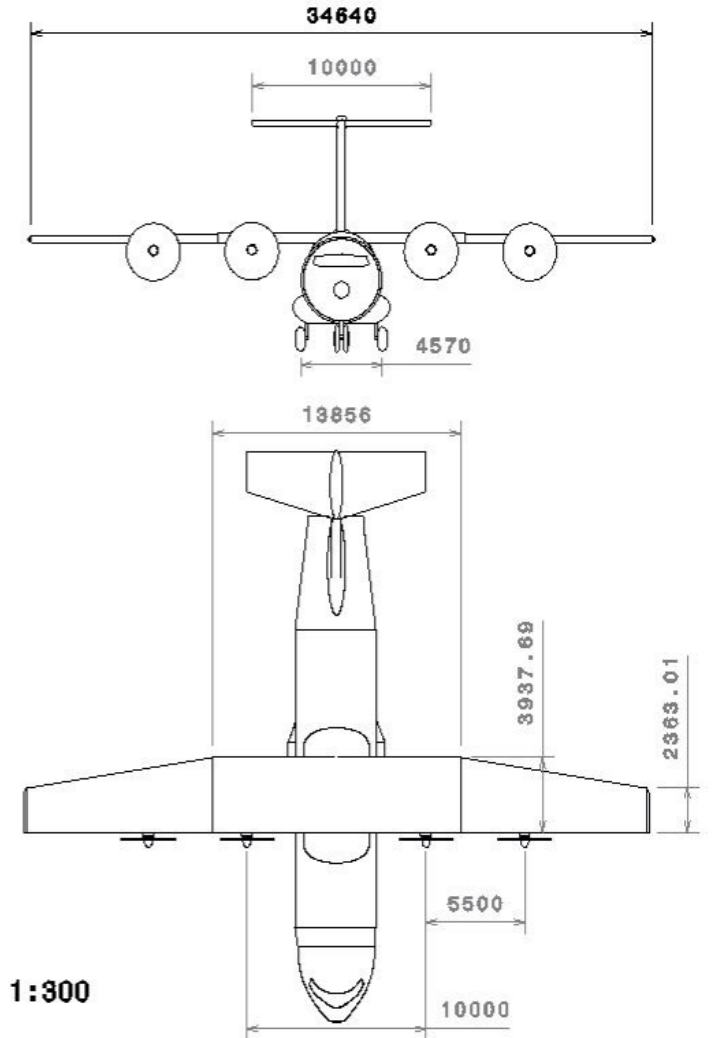
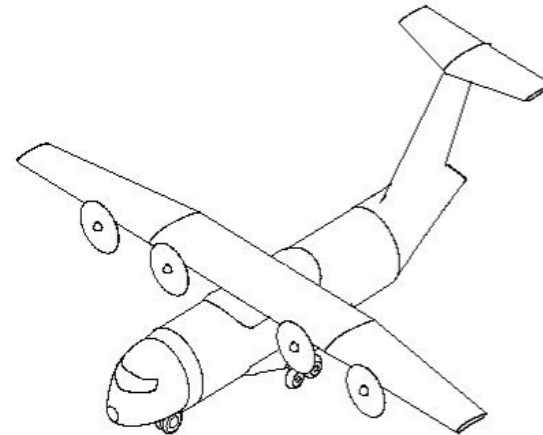
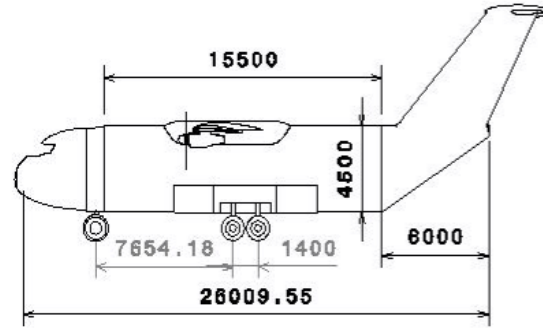


# DISEÑO FINAL



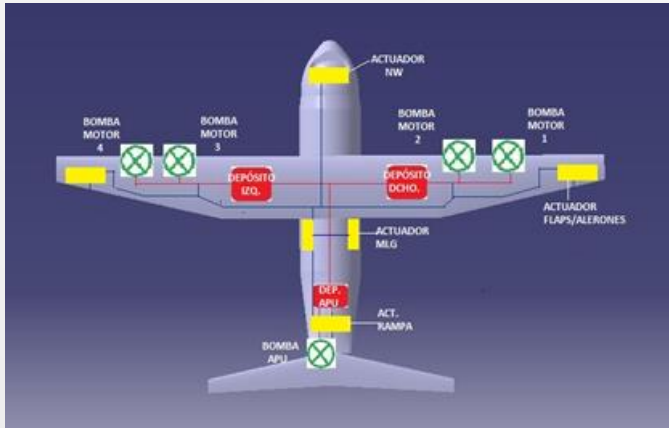
# DIMENSIONES DE LA AERONAVE

Ala-1					
S (m <sup>2</sup> )	cR (m)	cT (m)	b (m)	AR	l
120,00	3,94	2,36	34,64	10,00	0,82
Estab Horizontal					
S (m <sup>2</sup> )	cR (m)	cT (m)	b (m)	AR	l
26,00	3,25	1,95	10,00	3,85	0,60
Estab Vertical					
S (m <sup>2</sup> )	cR (m)	cT (m)	b (m)	AR	l
24,00	5,09	2,91	6,00	1,5	0,57
Fuselaje - I					
Lf (m)	Dmax (m)	Dmin (m)	Vf (m <sup>3</sup> )	Vcabin (m <sup>3</sup> )	Vstore (m <sup>3</sup> )
26,50	4,50	4,25	167,41	152,21	0,00

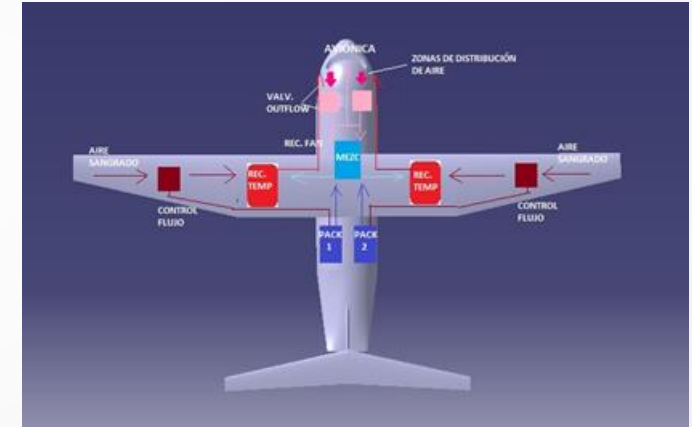


Scale: 1:300

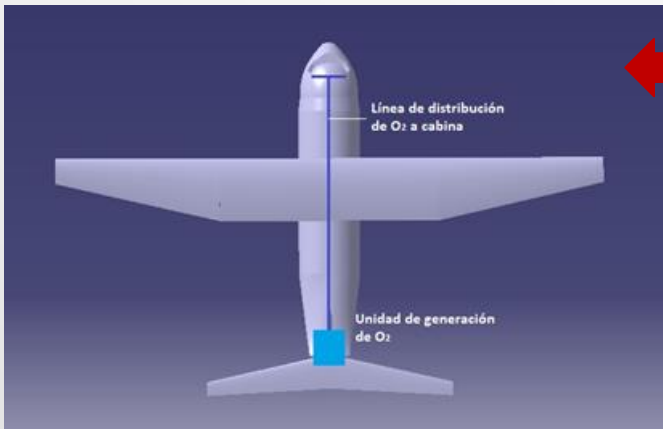
# SISTEMAS EN LA AERONAVE



Sistema Hidráulico

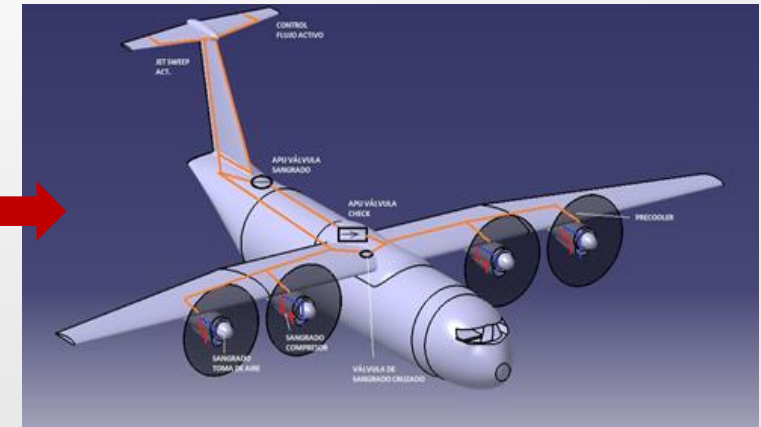


Sistema ECS  
(Environmental Control  
System)



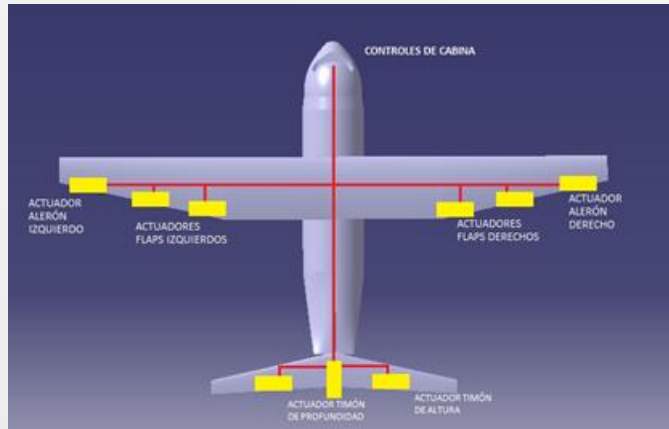
Sistema de  
oxígeno

Sistema de  
Sangrado



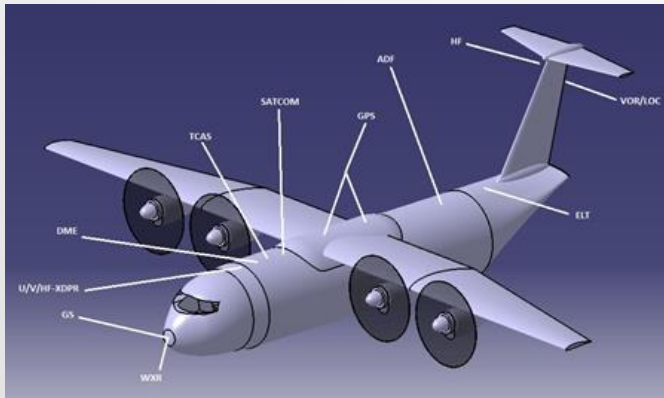
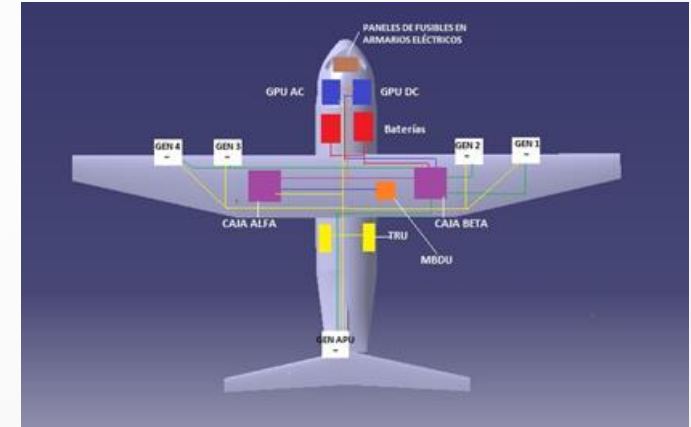
Sistema Neumático

# SISTEMAS EN LA AERONAVE

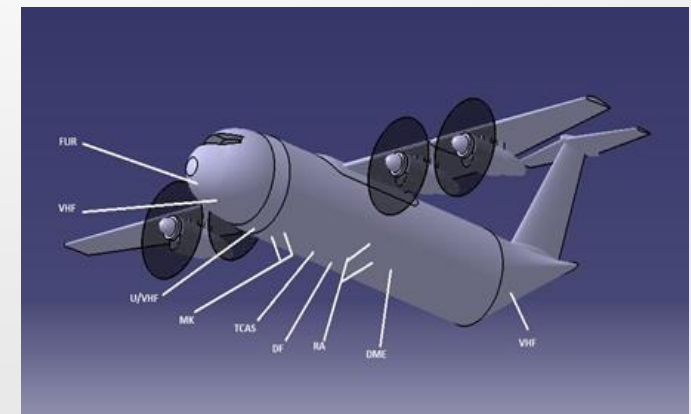


**Sistema de Mandos de Vuelo**

**Sistema eléctrico**



**Sistema de Aviónica.  
Antenas**





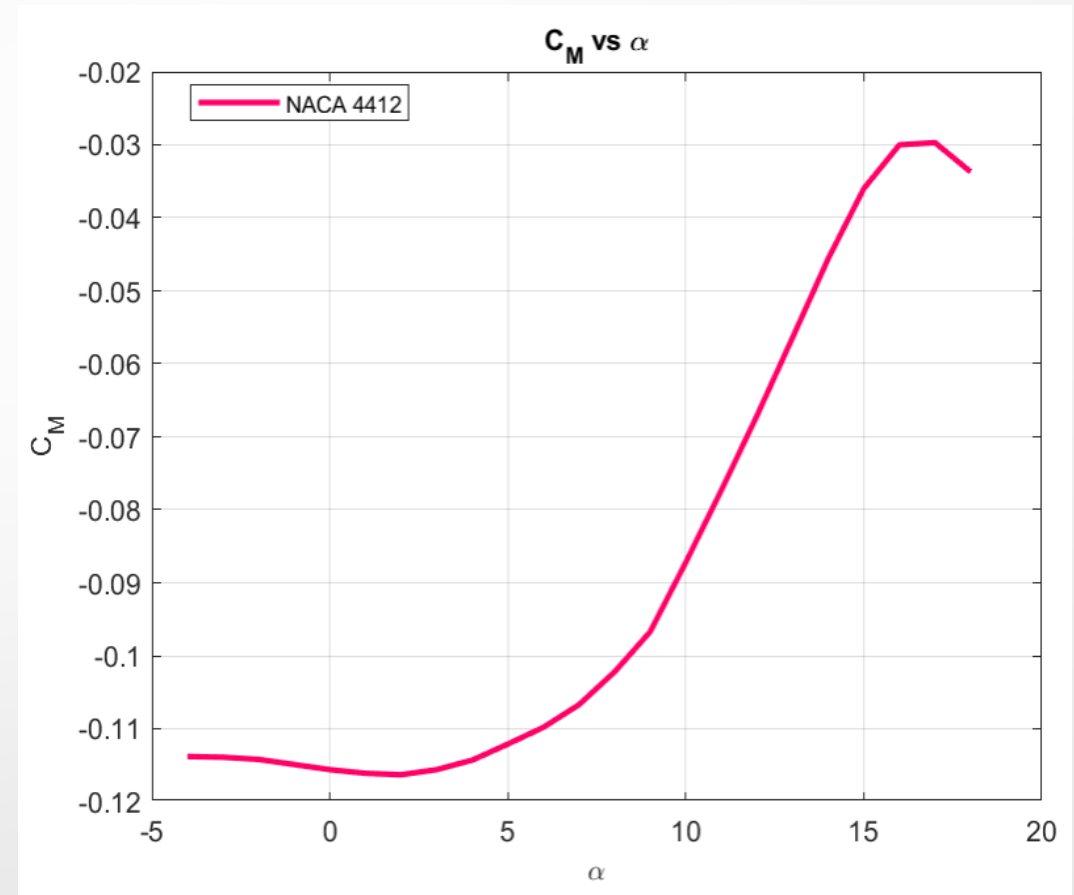
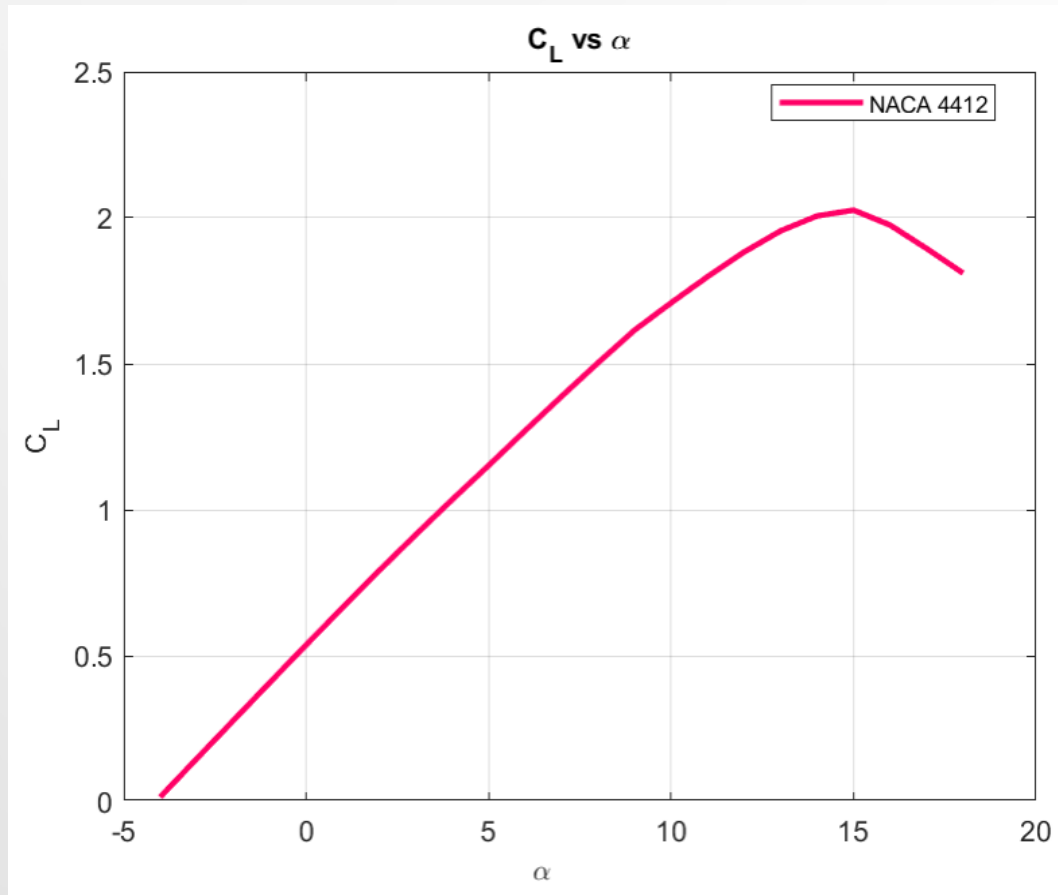
# AERODINÁMICA





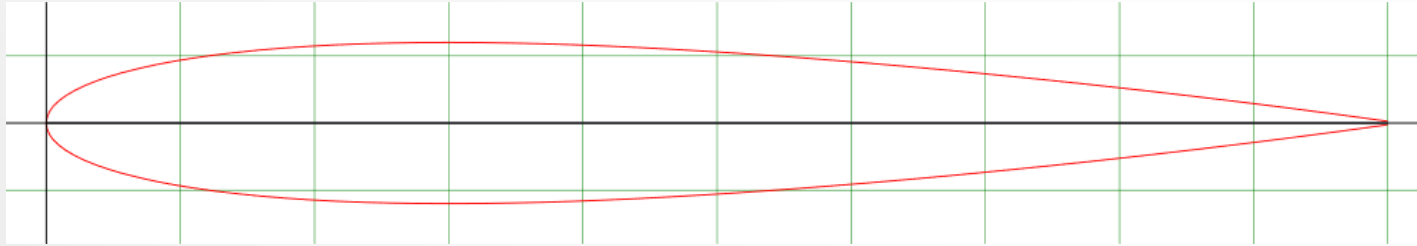


# GRÁFICAS PERFIL NACA 4412



# PERFILES AERODINÁMICOS

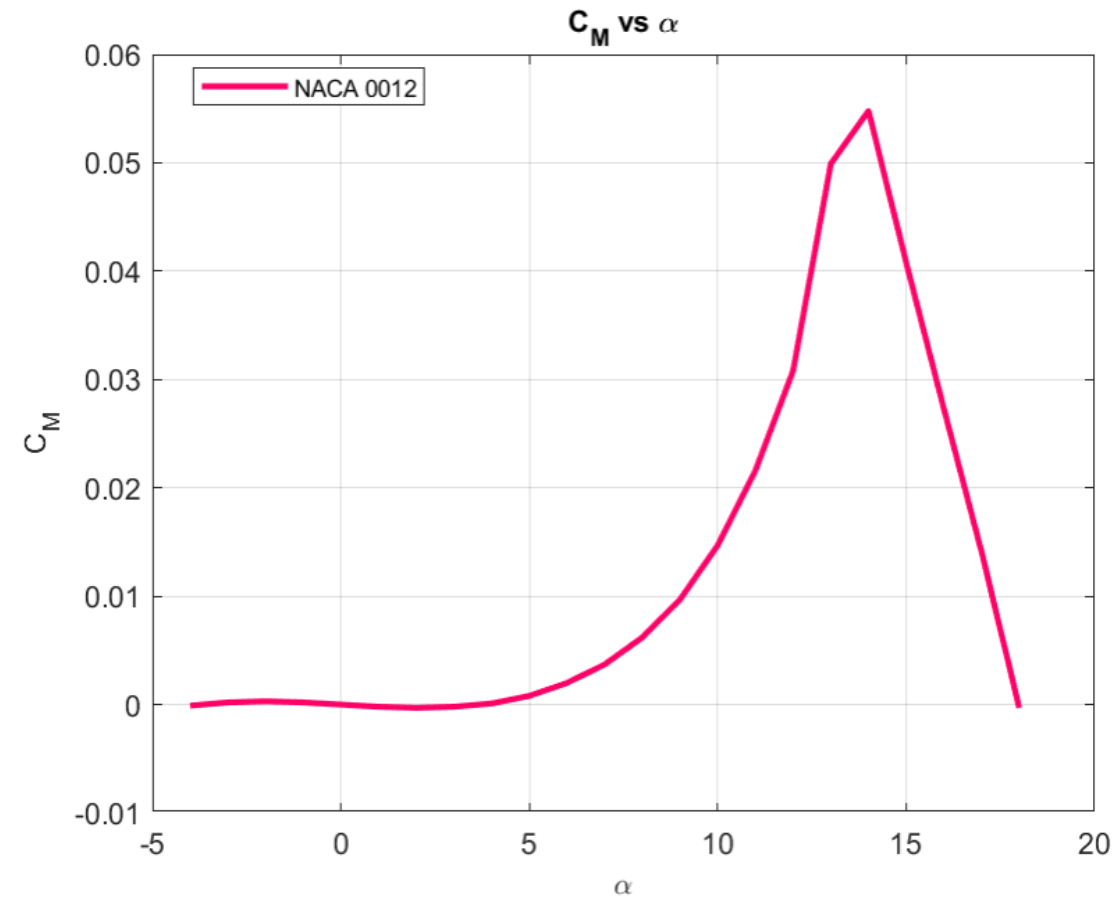
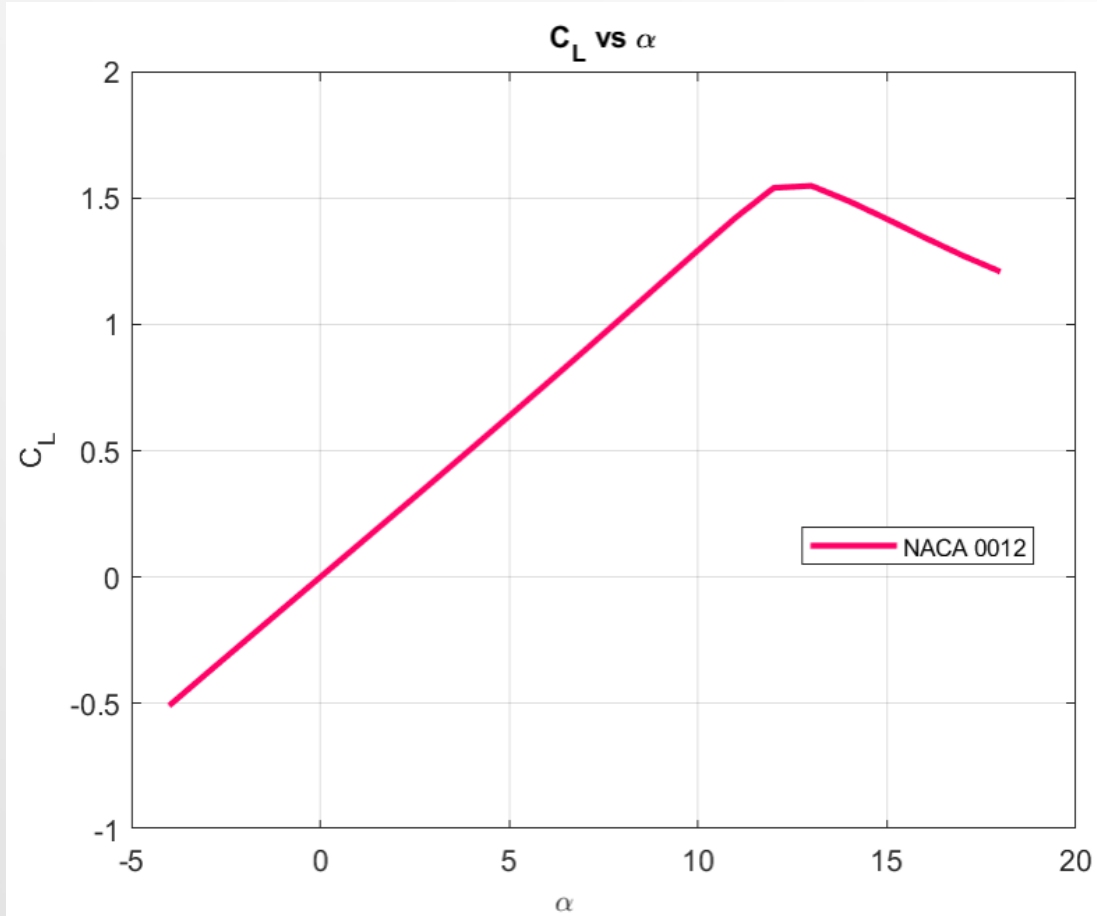
HTP y VTP: NACA 0012



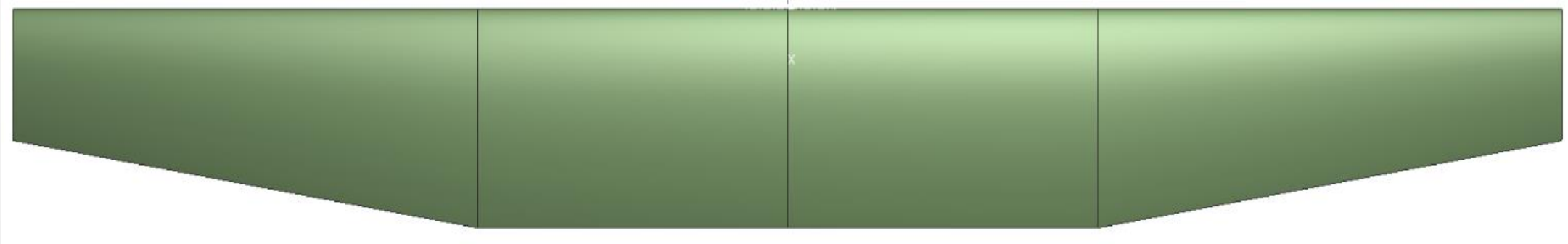
Propiedades	Valor
$C_{Lmax}$	1.5477
$\alpha_{max}$	13°
$C_{L0}$	0
$C_{m0}$	0

- **Simetría** por motivos de estabilidad
- **Barato**
- **Fácil de fabricar**
- **Espesor moderado**

# GRÁFICAS PERFIL NACA 0012



# ANÁLISIS 3D: ALA



Propiedades	Valor	Propiedades	Valor
$X_{ca}$	$0.2246 c_r$	$C_{L0}$	0.43
$C_{Lmax}$	1.953	$C_{L\alpha}$	5.788
$\alpha_{max}$	$17.5^\circ$	$C_{m0}$	-0.1082

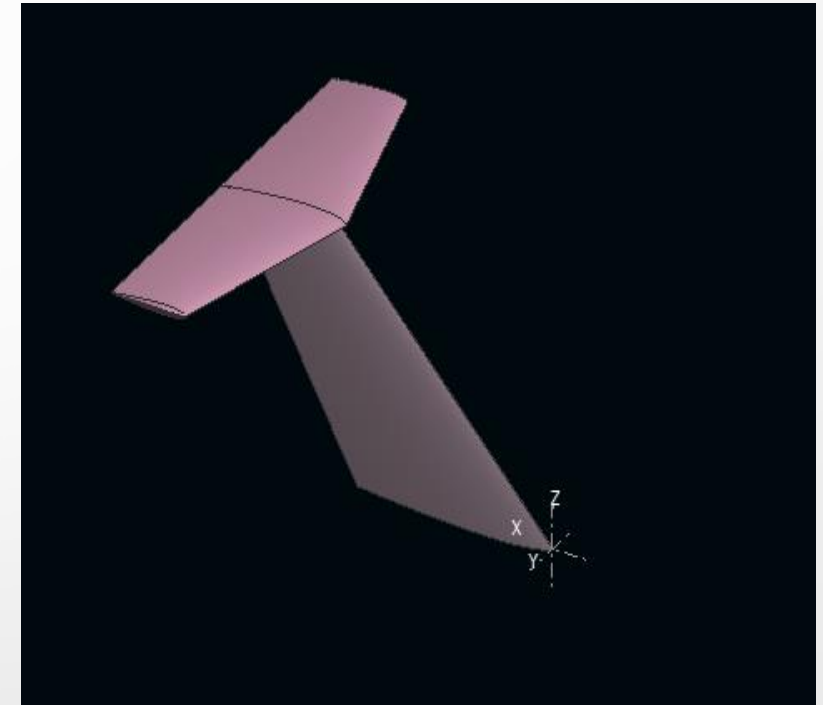
# ANÁLISIS 3D: HTP Y VTP

## HTP

Propiedades	Valor	Propiedades	Valor
$X_{ca}$	$0.3694 c_r$	$C_{L0}$	0
$C_{Lmax}$	1.334	$C_{L\alpha}$	4.473
$\alpha_{max}$	$17^\circ$	$C_{m0}$	0

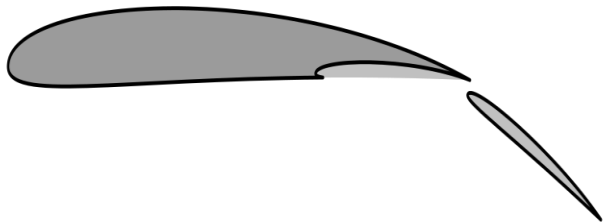
## VTP

Propiedades	Valor	Propiedades	Valor
$X_{ca}$	$0.8026 c_r$	$C_{L0}$	0
$C_{Lmax}$	0.362	$C_{L\alpha}$	2.435
$\alpha_{max}$	$8.5^\circ$	$C_{m0}$	0



# DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES

## Fowler Flap



### DESPEGUE

Deflexión	CLmax
15°	2.4175

### ATERRIZAJE

Deflexión	CLmax
30°	2.6275

# POLAR DE LA AERONAVE

## Configuración limpia

$C_{D0}$  0.02596

K1 0.03585

K2 -0.0065

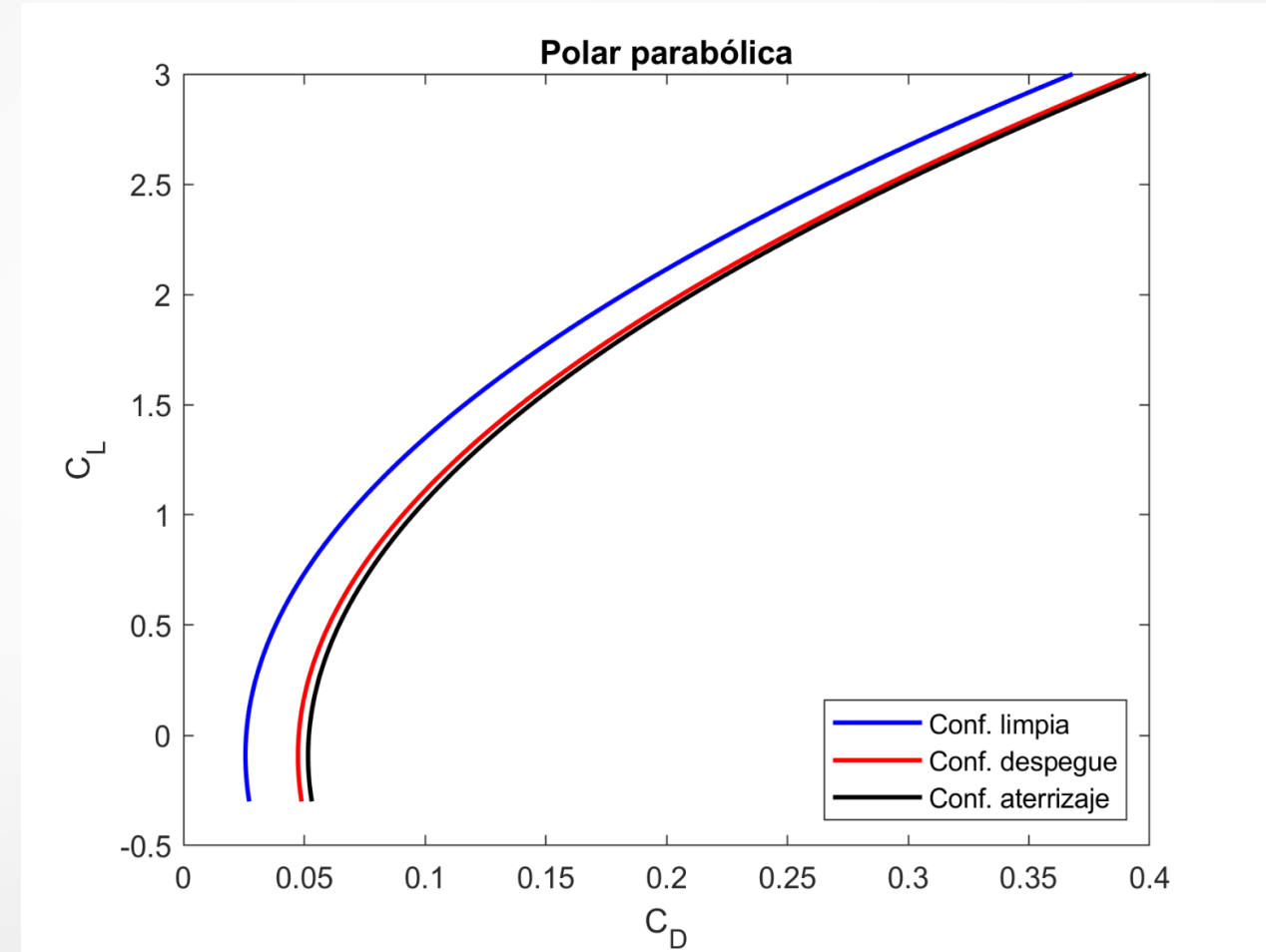
## Configuración sucia

$C_{D0}$  (TO) 0.04773

$C_{D0}$  (LND) 0.05194

K1 0.03623

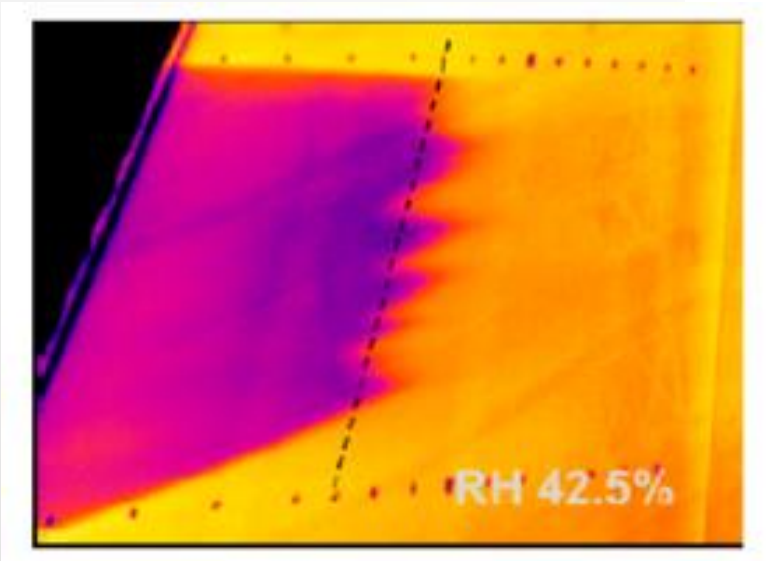
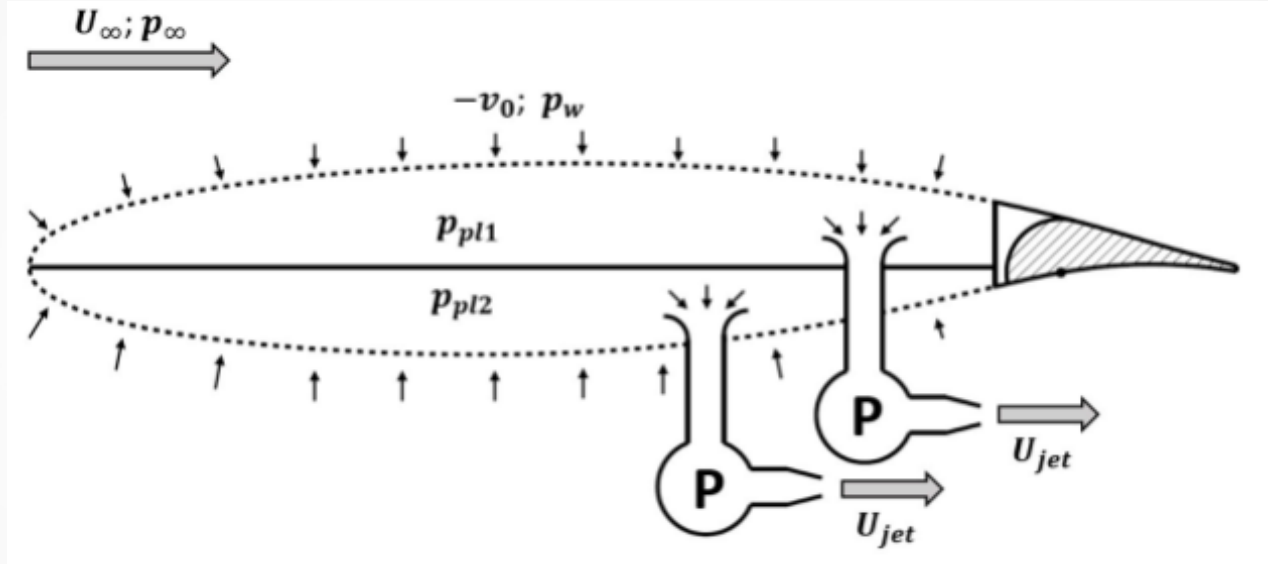
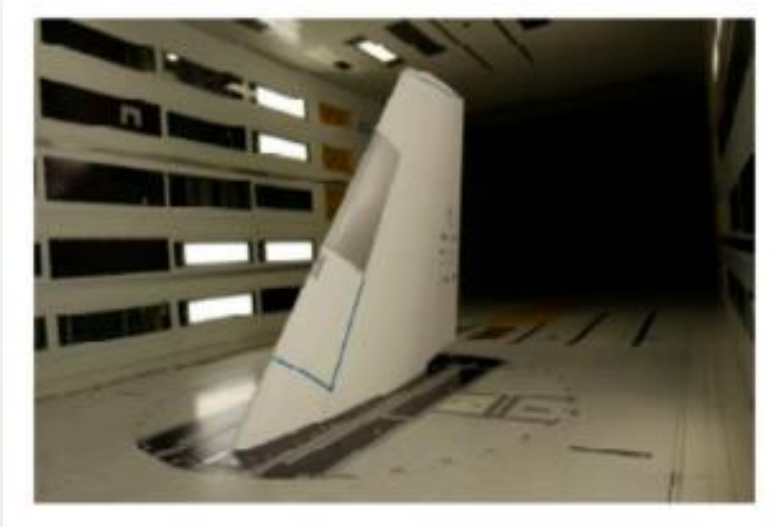
K2 -0.00686



$e$	$E_{TOF}$	$E_C$	$E_{CR1}$	$E_{CR2}$	$E_D$	$E_{LN}$
0.946	9.95	18.34	18.32	16.07	17.93	9.28

# MEJORA DE LA EFICIENCIA AERODINÁMICA

## LAMINAR FLOW CONTROL



### Reducción CDo

Crucero	14.7 %
Despegue	7.48 %
Aterrizaje	6.83 %




# FUTURAS MEJORAS

## GÓNDOLAS

Drag reduction: up to 20 per cent on the wings  
Fuel saving: up to 10 per cent

Laminar flow control can be used on engines, wings, fuselage and tail

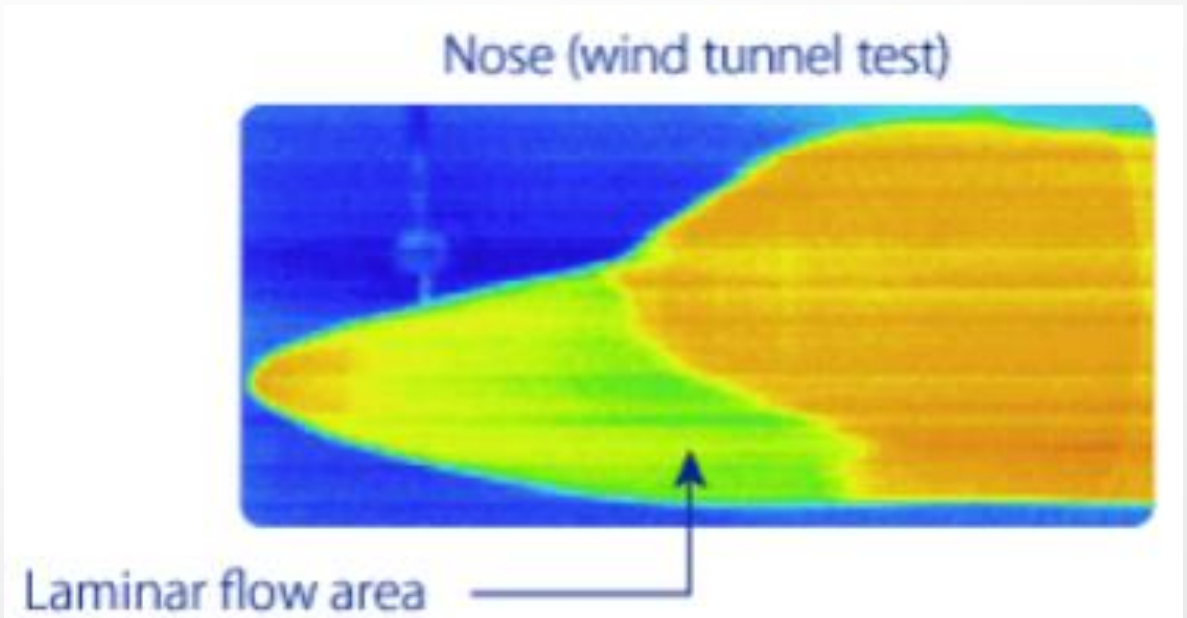


Air sucked in through thousands of tiny holes near the wing's leading edge eliminates turbulent flow and cuts drag

Airflow as it meets the wing

A pump sucks air in

## FUSELAJE





**ESTABILIDAD**

# CENTROS DE GRAVEDAD

Capacidad de variar  
MANIOBRABILIDAD

- Estudio de los centros de gravedad

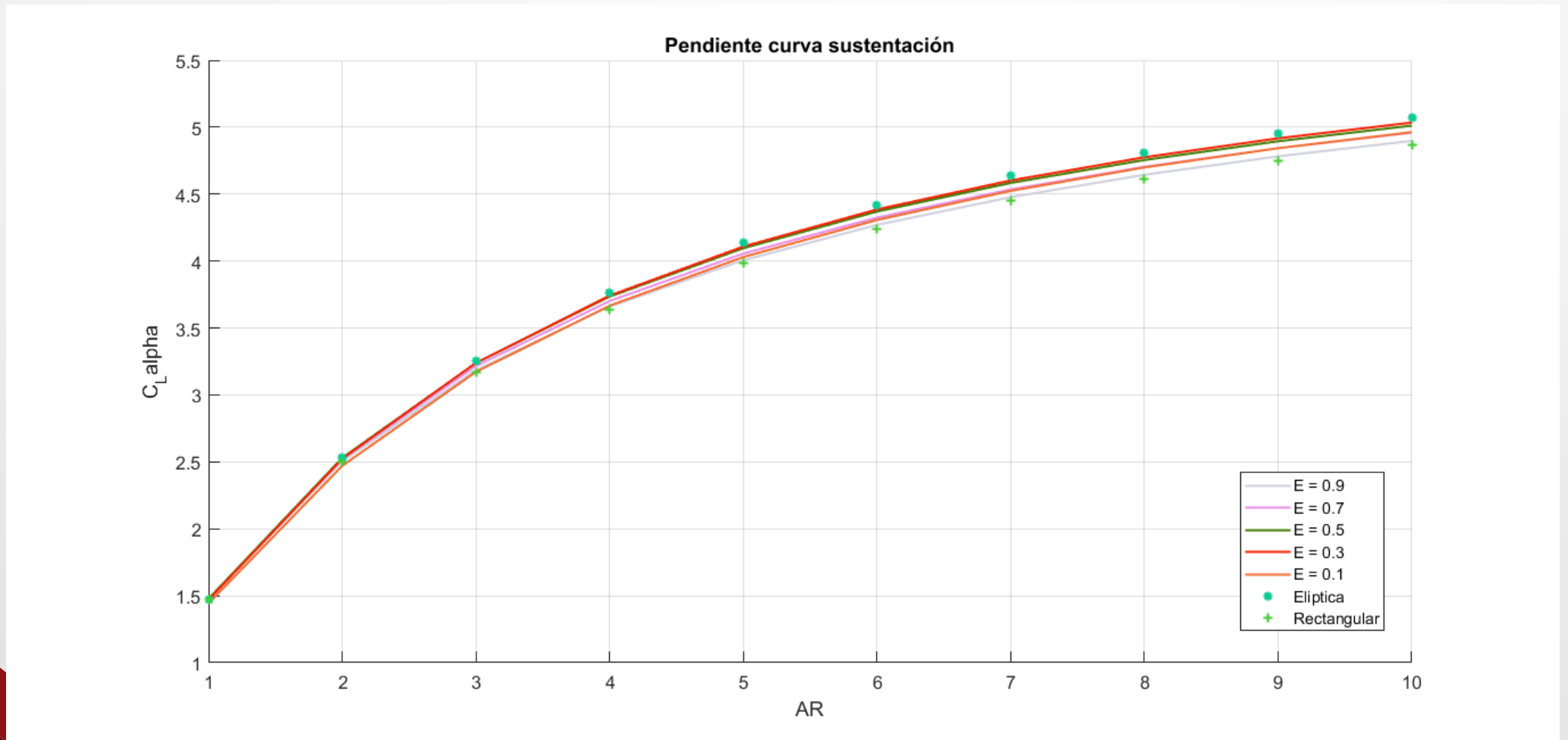
Tramo de vuelo	Centro de gravedad	Margen estático
Crucero de ida	10,53-11,00	35,1%-20,2%
Crucero de vuelta	10,7	30%
Ferry	10,8	27,8%

- Centro de gravedad más adelantado y punto neutro

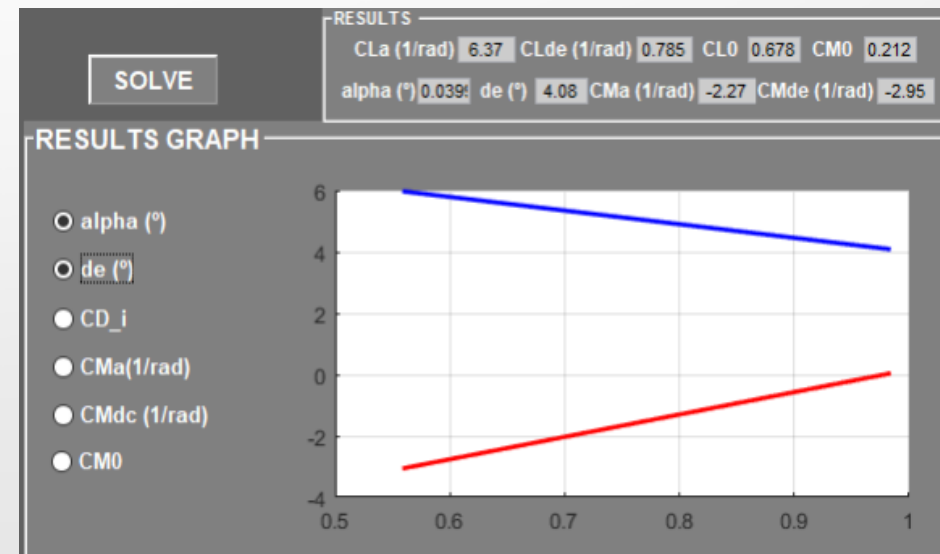
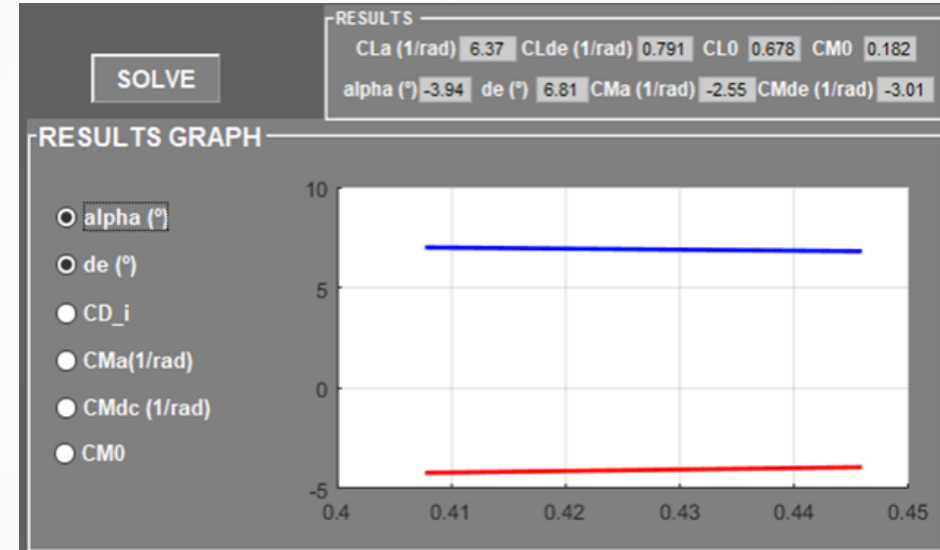
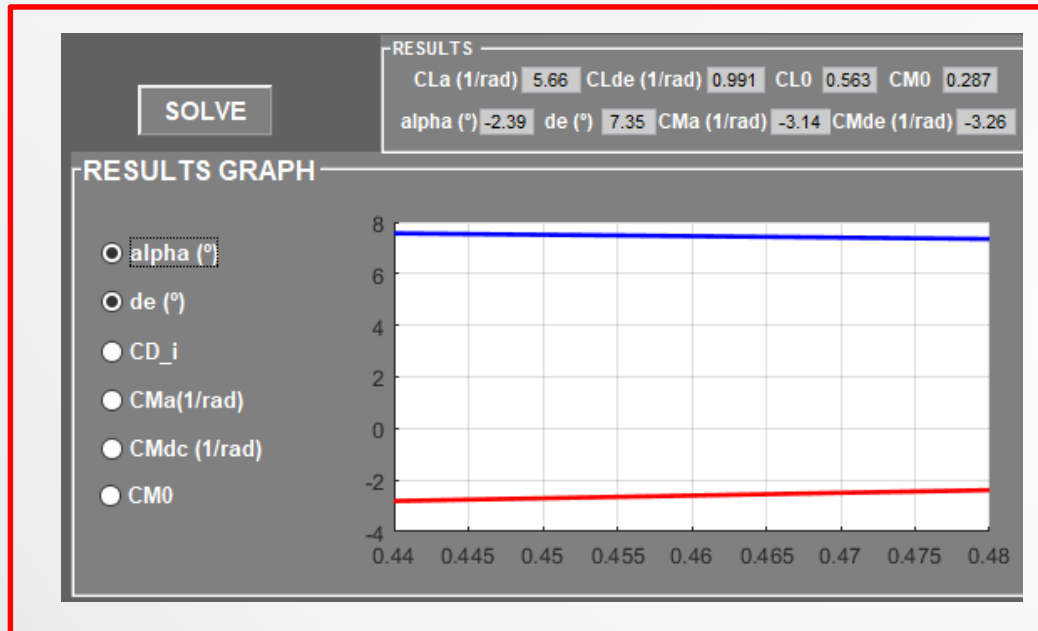
$$X_{cg\_ad} = 9,13$$

$$X_{NA} = 11,8$$

# SUPERFICIES DE CONTROL LONGITUDINAL



# TRIMADO LONGITUDINAL



Crucero	$C_{Di}$
Ida	7e-5
Vuelta	7e-3 <b>4e-3</b>
Ferry	4e-3

# SUPERFICIES DE CONTROL LATERAL

### VERTICAL STABILIZER DESIGN

S\_ref (m<sup>2</sup>) 120    b\_w (m) 34.36    V\_s (m/s) 49.7    h (ft) 10000

**Available Cn\_dr Estimation**

S\_v (m<sup>2</sup>) 24    S\_rud/S\_v 0.4  
l\_v (m) 12.5    eta\_v 1

**Lift Slope Estimation**

b\_v (m) 6    Cla (1/rad) 6.28  
cr\_v (m) 5.09  
TR\_v 0.57    Vertical Conf.  
LAM\_v(°) 40     Convencional  
S\_hor (m<sup>2</sup>) 28     Twin-vertical  
z\_hor (m) 6    Estimate CLa\_v  
Dfus\_v (m) 1.25    CLa\_v (1/rad) 2.95

**OEI Required Cn\_dr**

P\_inop\_eng (kW) 2106.1    d\_inop\_eng (m) 10.5  
dr\_max (°) 20    eta\_prop 0.85

**Propeller Type**

Fixed-Pitch     Variable-Pitch

Calcular (Cn\_dr)\_OEI -0.07486

LOAD MODEL

CLOSE

Calculate Cn\_dr (1/rad) -0.12976

### AILERONS DESIGN

b (m) 34.6    S (m<sup>2</sup>) 120    LAM (°) 0    V\_cor (m/s) 59.64  
h (m) 10000    c\_r (m) 3.93    c\_t (m) 2.36

**Available Cl\_da Estimation**

ca/c 0.3    Cla 6.28  
t/c 0.12  
y\_0 (m) 8    y\_1 (m) 13.3

Calcular CLa\_v

CL\_da 0.25708

**Required Cl\_da Calculation**

P (rad/s) 0.56    da\_max (°) -20

CALCULATE (Cl\_da)\_req 0.25142

CLOSE

Avión clase II  
P=0,56 rad/s

# TRIMADO LATERAL-DIRECCIONAL

## One Engine Inoperative

- ❖ **Condiciones**
  - $h = 5000 \text{ ft}$
  - $\beta = 0^\circ$
  - $V/V_{\text{stall}} = 1.2$
- ❖ **Ángulos requeridos**
  - $\phi = 3.678^\circ$
  - $da = 1.428^\circ$
  - $dr = 15.487^\circ$

## Sideslip Angle

- ❖ **Condiciones**
  - $h = 5000 \text{ ft}$
  - $\beta = 15^\circ$
  - $V/V_{\text{stall}} = 1.2$
- ❖ **Ángulos requeridos**
  - $\phi = 1.39^\circ$
  - $da = 1.2^\circ$
  - $dr = 13.32^\circ$

### CONDICIONES DE DISEÑO

$$\phi < 5^\circ$$

$$da < 20^\circ$$

$$dr < 20^\circ$$

# DERIVADAS DE ESTABILIDAD

Crucero	$C_{ma}$	$C_{l\beta}$	$C_{n\beta}$	$C_{Da}$	$C_{nr}$	$C_{lp}$
Ida	-1.7258	-0.042	0.1931	0.3073	-0.2088	-0.5399
Vuelta	-1.3993	-0.042	0.1893	0.3073	-0.213	-0.5415
Ferry	-1.2073	-0.046	0.1872	0.3073	-0.2	-0.56



# ESTABILIDAD DINÁMICA

## LONGITUDINAL

### Autovalores

$-1,3689 + 1,841i$

$-1,3689 - 1,841i$

$-0,0441 + 0,117i$

$-0,0441 - 0,117i$

### Periodo Corto

Wn      2,304

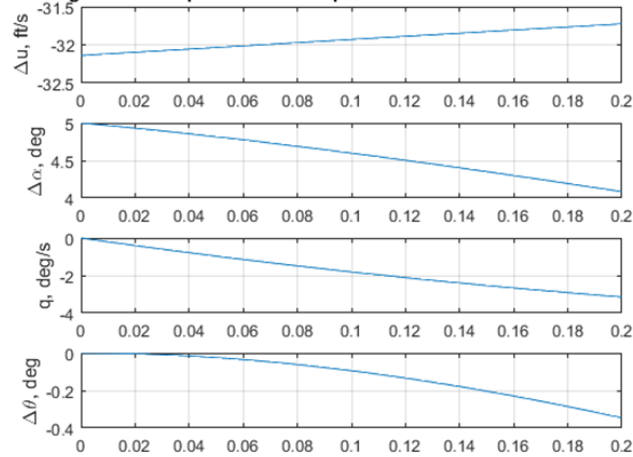
xi      0,593

### Fugoides

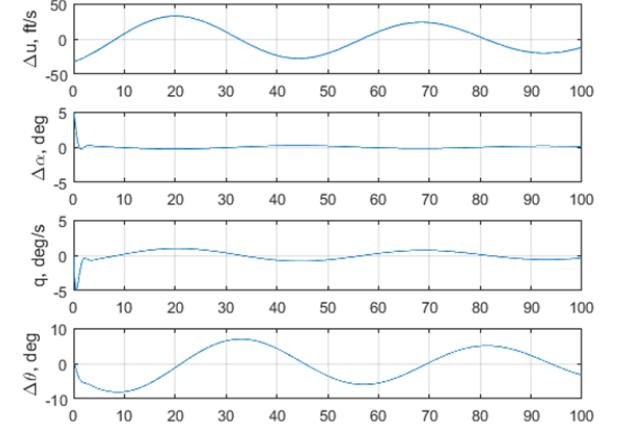
Wn      0,125

Xi      0,354

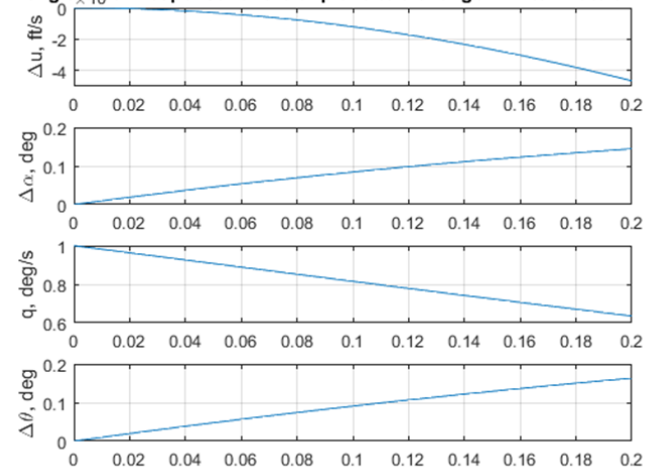
Longitudinal Response for the airplane to a  $\Delta u = -32.14 \text{ ft/s}$  and a  $\Delta \alpha = 5^\circ$



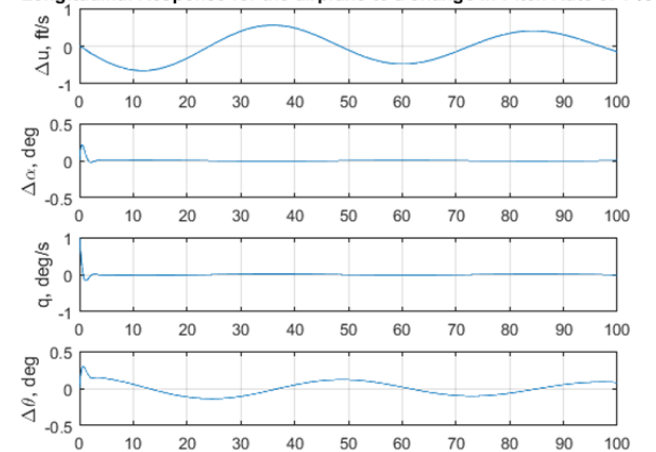
Longitudinal Response for the airplane to a  $\Delta u = -32.14 \text{ ft/s}$  and a  $\Delta \alpha = 5^\circ$



Longitudinal Response for the airplane to a change in Pitch Rate of  $1^\circ/\text{sec}$



Longitudinal Response for the airplane to a change in Pitch Rate of  $1^\circ/\text{sec}$



# ESTABILIDAD DINÁMICA LATERAL

## Autovalores

0

-3,028

-0,326+1,727i

-0,326-1,727i

-0,01679

## Dutch Roll

Wn 1,758

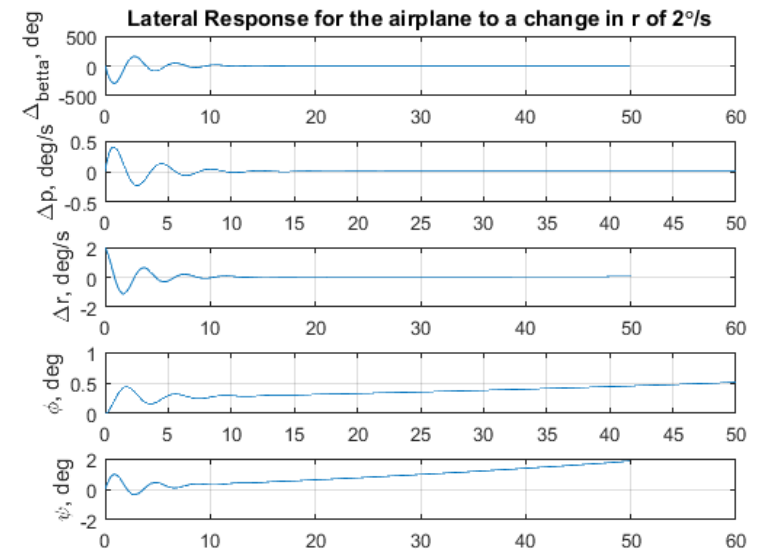
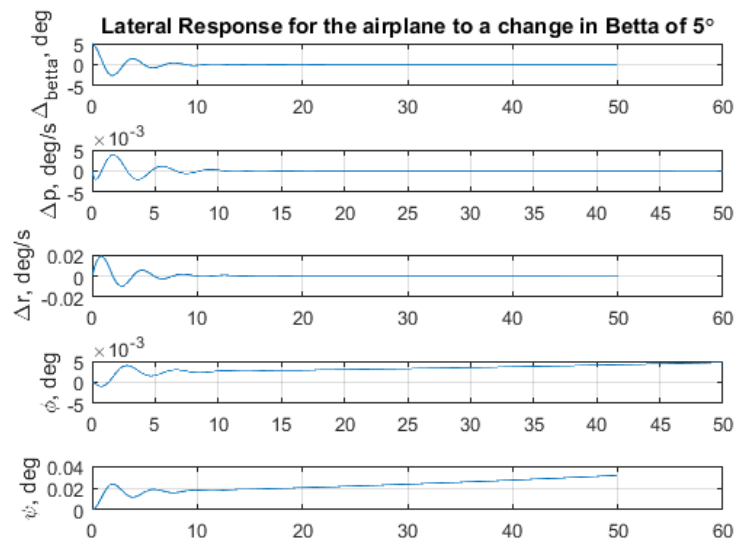
xi 0,1859

## Spiraling

Half Time 41,27

## Roll subsidence Mode

Half Time 0,2288



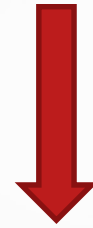


# ESTRUCTURAS

# ÁREAS PRINCIPALES



**CÁLCULO DE PESOS  
ESTRUCTURALES Y DE  
SISTEMAS**



**CENTROS DE  
GRAVEDAD**



**CARGAS  
ESTRUCTURALES Y  
AERODINÁMICAS**

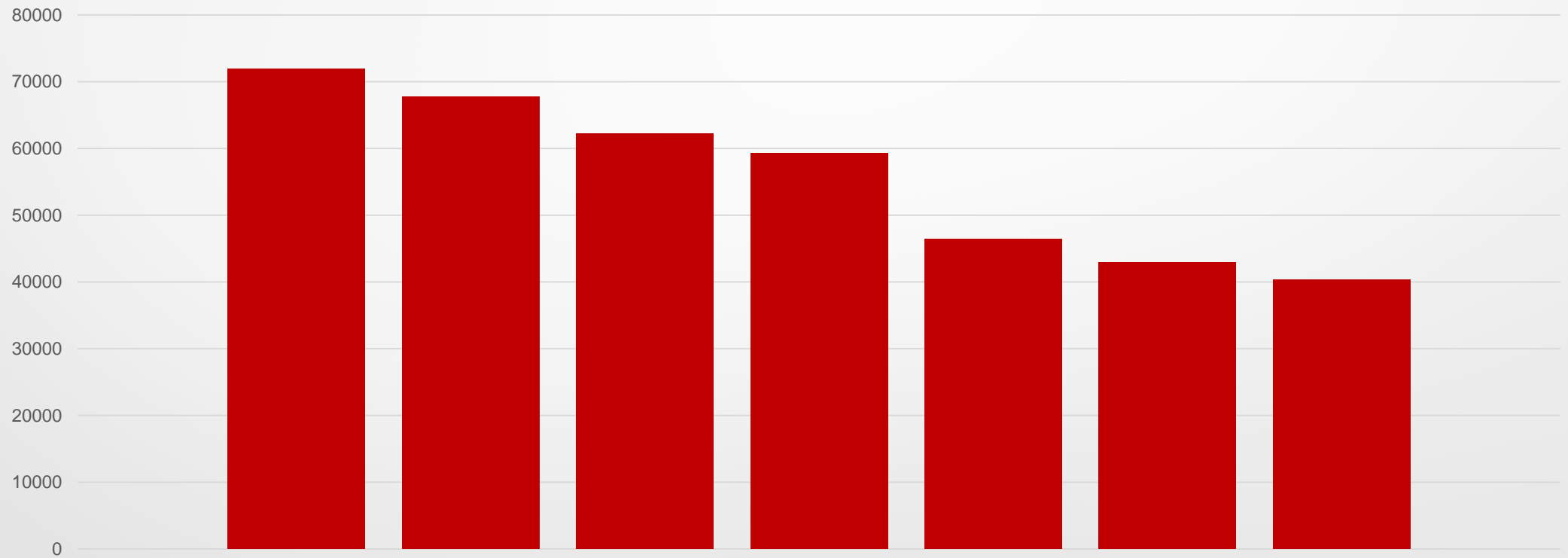
# MÉTODOS UTILIZADOS



PESO DE PARTIDA	→	$W_0=71949,1 \text{ Kg}$
FACTORES LINEALES	→	$MTOW=59233,2 \text{ Kg}$
MÉTODO COMPLETO	→	$MTOW=40285,9 \text{ Kg}$

# EVOLUCIÓN DEL PESO TOTAL A LO LARGO DEL DISEÑO

Evolución del peso total



# PESOS FINALES

ELEMENTOS ESTRUCTURALES	PESOS(KG)
ALA	3549,85
HTP	429,169
VTP	353,006
FUSELAJE	3924,74
TREN DE ATERRIZAJE	1169,17
MOTORES	3504,95
ESTRUCTURA COMPLETA	12930,9

<b>REFUERZOS</b>	888,321 Kg
<b>TRIPULACIÓN</b>	205 Kg
<b>CARGA DE PAGO</b>	20411 Kg
<b>COMBUSTIBLE</b>	3732,86 Kg
<b>PESO EN VACÍO</b>	15937 Kg
<b>MTOW</b>	40285,9 Kg

SISTEMAS	PESOS (KG)
FLY CONTROL SYSTEM	1051,54
HIDRÁULICO	241,72
INSTRUMENTACIÓN	292,61
ELECTRICIDAD	495,674
ECS	494,531
OXÍGENO	62,698
APU	141,003
OPERATIONAL ITEMS	226,381
TOTAL	3006,15

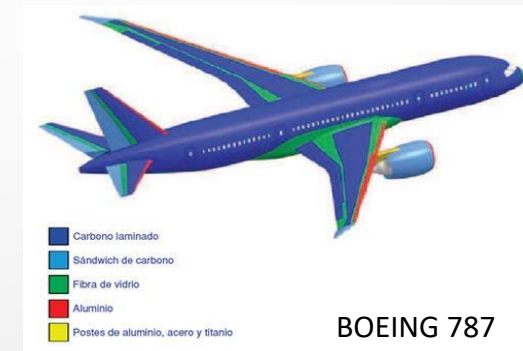
# MATERIALES

SUPERFICIES AERODINÁMICAS → AL-7075

FUSELAJE → AL-2024

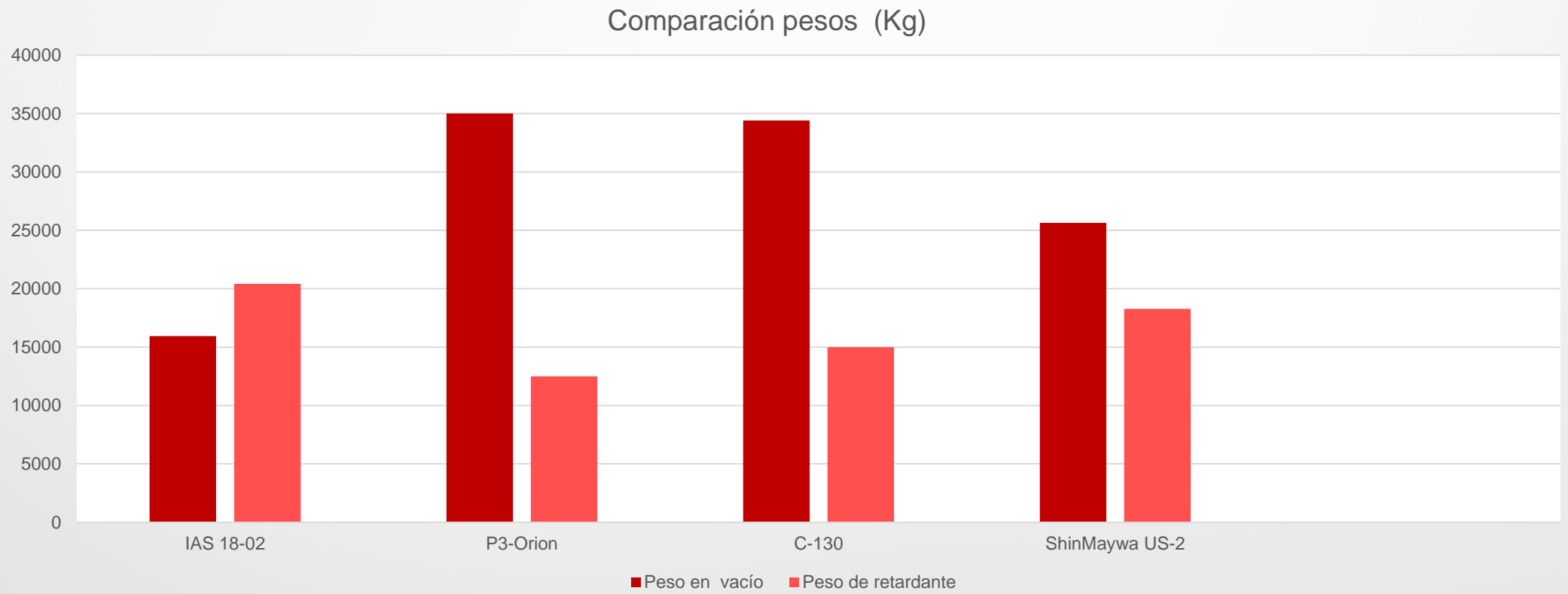
## MATERIALES COMPUESTOS

	Porcentajes de reducción (%)
<b>Ala</b>	18
<b>Htp</b>	18
<b>Vtp</b>	18
<b>Fuselaje</b>	25
<b>Tren de aterrizaje</b>	0
<b>Motores</b>	9



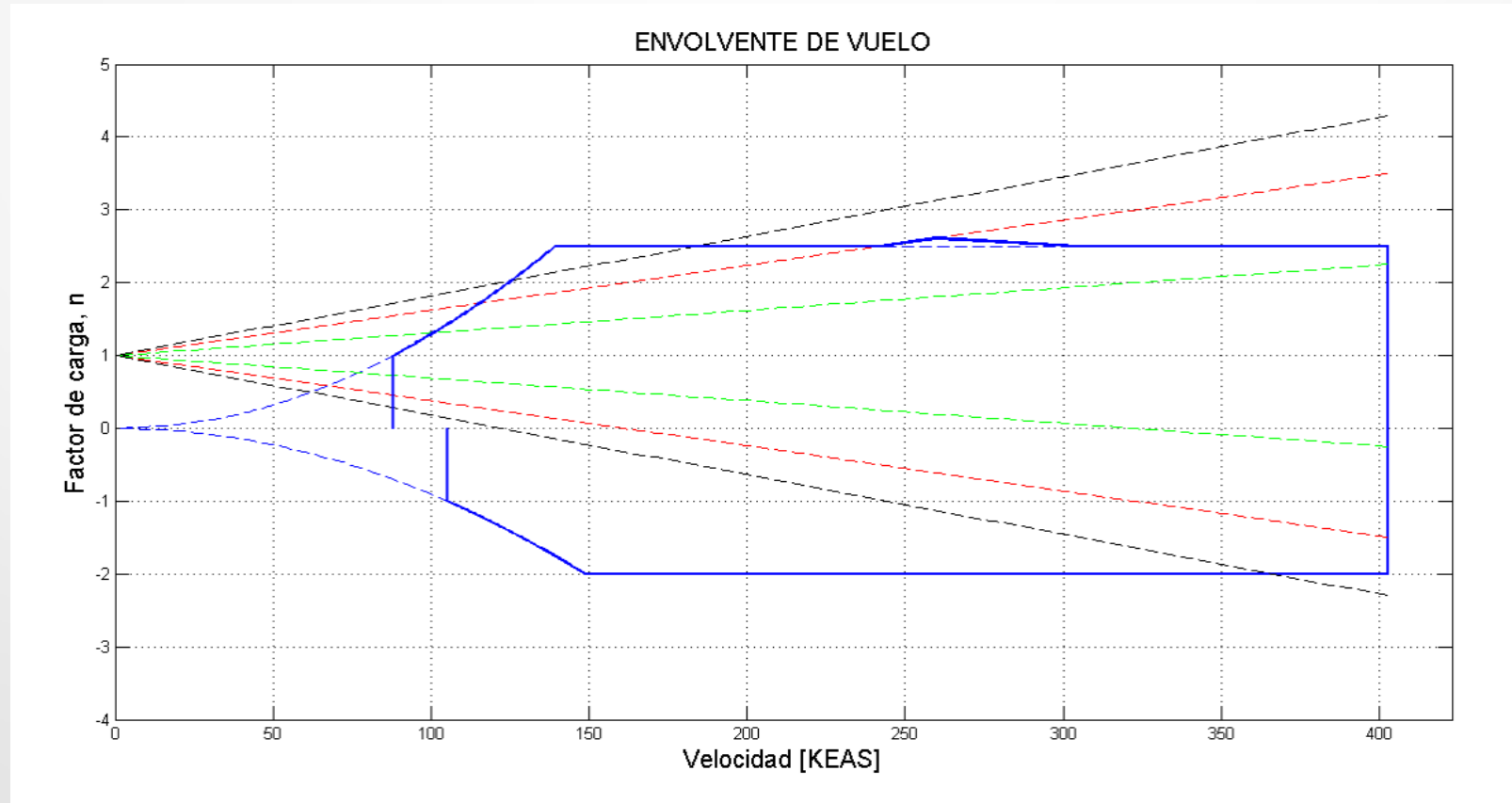


# COMPARACIÓN DE LOS PESOS CON OTRAS AERONAVES SIMILARES



# ENVOLVENTE DE VUELO

NUEVO FACTOR DE CARGA DE DISEÑO  $n=2,61$



# ENVOLVENTE CENTROS DE GRAVEDAD

## MISIÓN PRIMERA LÍNEA

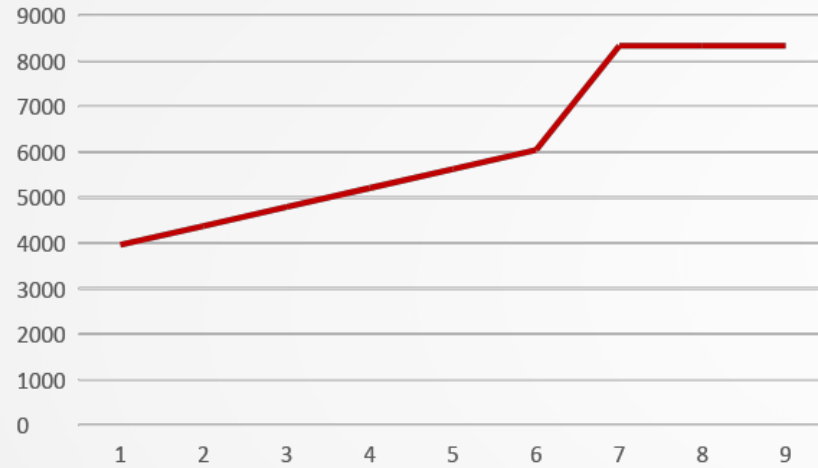
Configuraciones	Distancia respecto del morro (m)
Con carga de pago y combustible	10.5178
Con carga de pago y sin combustible	10.4684
Sin carga de pago y con combustible	10.6919
Sin carga de pago y sin combustible	10.6182

## MISIÓN DE FERRY

Configuraciones	Distancia respecto del morro (m)
Con combustible	10.801
Sin combustible	10.6182

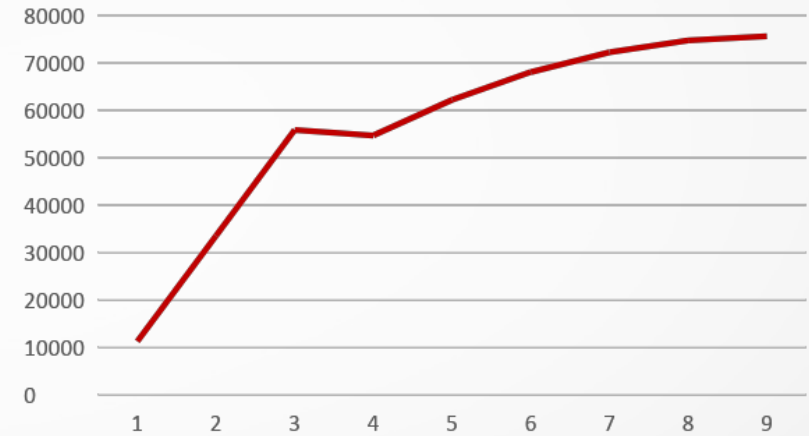
# CARGAS AERODINÁMICAS

Distribución de cortante



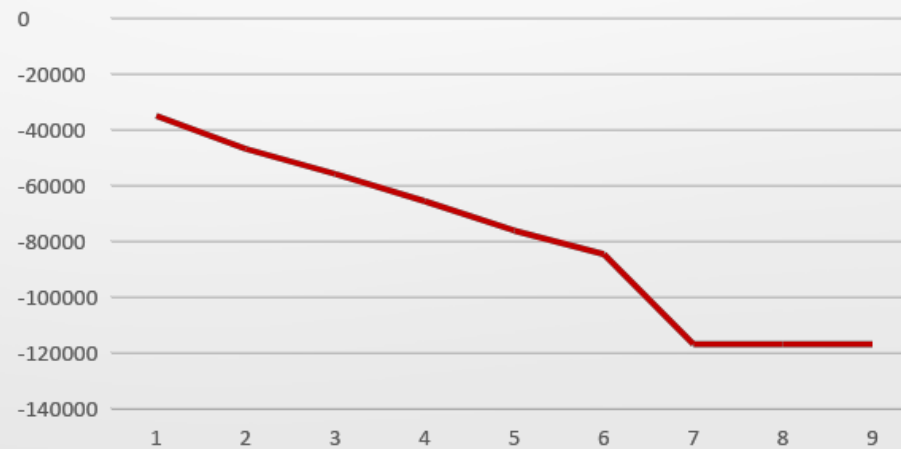
**V=55000,5 N**

Distribución de flector



**M=507949,4 Nm**

Distribucion del torsor



**T=-716644,4865 Nm**

# CARGAS DEL TREN DE ATERRIZAJE

Aterrizaje Nivelado								
Aterrizaje 2 puntos			Aterrizaje 3 puntos			Aterrizaje 3 puntos		
Axial MG	Cortante MG	Flector MG	Axial MG	Cortante MG	Flector MG	Axial NG	Cortante NG	Flector NG
(N)	(N)	(Nm)	(N)	(N)	(Nm)	(N)	(N)	(Nm)
34243	2468,80	2468,8	24412	2146,8	2146,8	19662	644,03	644,03

Tail down landing			1 rueda
Axial MG	Cortante MG	Flector MG	Axial MG
(N)	(N)	(Nm)	(N)
29352	17636	17636	34243

Balance Frenado								
Solo Tren Principal			Tren de Morro (NG)			Tren Principal (MG)		
Axial MG	Cortante MG	Flector MG	Axial MG	Cortante MG	Flector MG	Axial NG	Cortante NG	Flector NG
(N)	(N)	(Nm)	(N)	(N)	(Nm)	(N)	(N)	(Nm)
20546	16437	16437	11342	9073,4	9073,4	14875	11900	11900

Carrera Despegue					
Aterrizaje 2 puntos			Aterrizaje 3 puntos		
Axial MG	Cortante MG	Flector MG	Axial MG	Cortante MG	Flector MG
(N)	(N)	(Nm)	(N)	(N)	(Nm)
40286	39501	39501	50506	34348	34348

Remolque					
Tren de Morro (NG)			Tren Principal (MG)		
Axial MG	Cortante MG	Flector MG	Axial NG	Cortante NG	Flector NG
(N)	(N)	(Nm)	(N)	(N)	(Nm)
13078	7034	7034	13604	7541,6	7541,6



 IAS