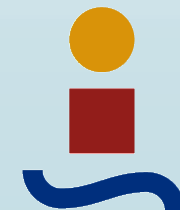




Presentación final

MIACA: Sprinkler M1



Escuela Técnica Superior de
INGENIERÍA DE SEVILLA



Presentaciones: Empresa

En EEUU, en el año 2014:

610,500 incendios, **70** víctimas mortales,
900 heridos, y **237** millones en daños.

MIACA, surge para diseñar un avión apaga-incendios genuino que combata este problema, siguiendo el RFP lanzado por la AIAA.



Presentaciones: Empresa (RFP)

- Capacidad de despachar rápidamente, tanto agua como retardante, en todo el territorio continental de EEUU, es decir, distancia de ferry de 2500 nm.
- Carga de pago de 5000 galones.
- La carga se despachará en 3 veces y la velocidad de caída deberá ser inferior a 150 kt.
- Misiones a 200 nm de distancia.



Presentaciones: Equipo

Propulsión y actuaciones

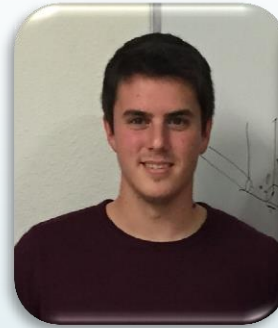


Nicolás
Navea



Jorge
Gutiérrez

Estabilidad y control



Carlos
Cobos



Raffaele
Sarnataro

Aerodinámica

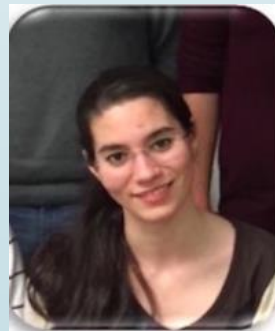


Jose Miguel
Peña



Pierre
Vincent

Diseño, estructuras y sistemas



Carmen
Bejarano



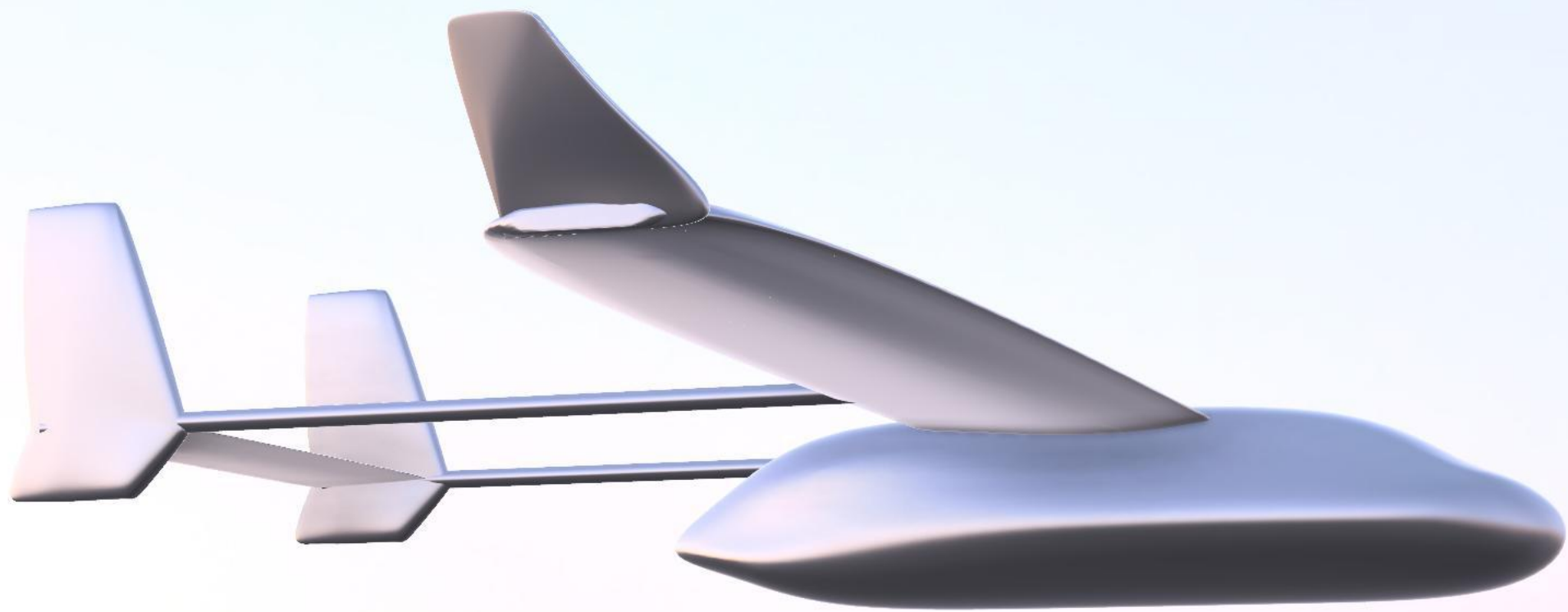
Francisco Javier
Bujalance



Germán
Jimena

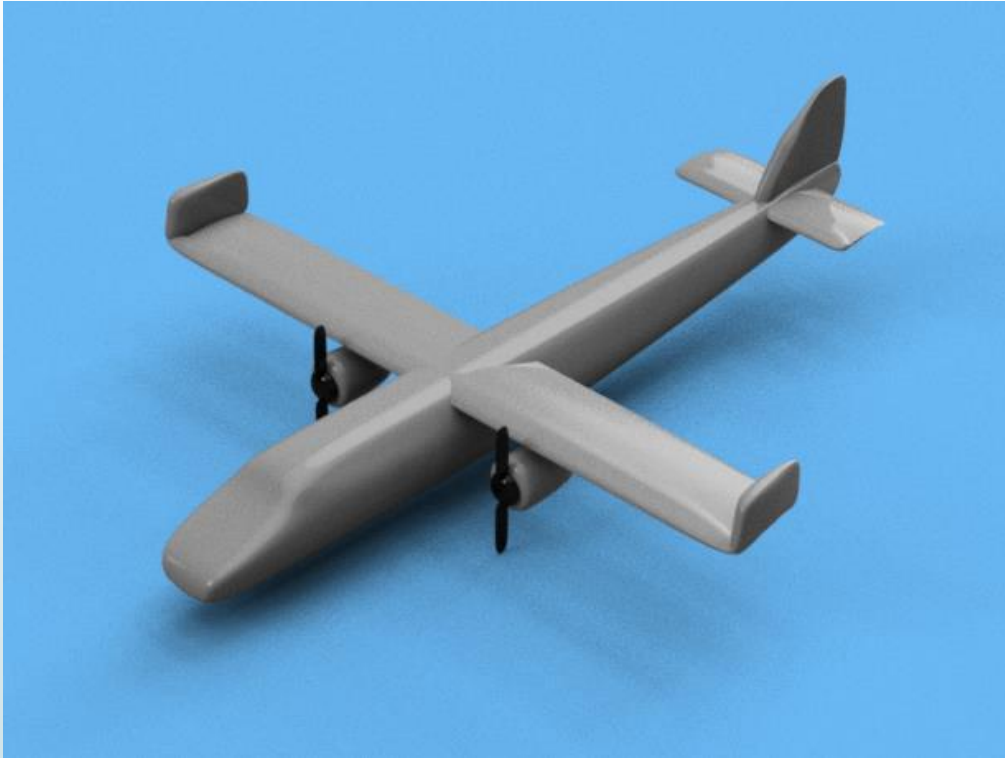




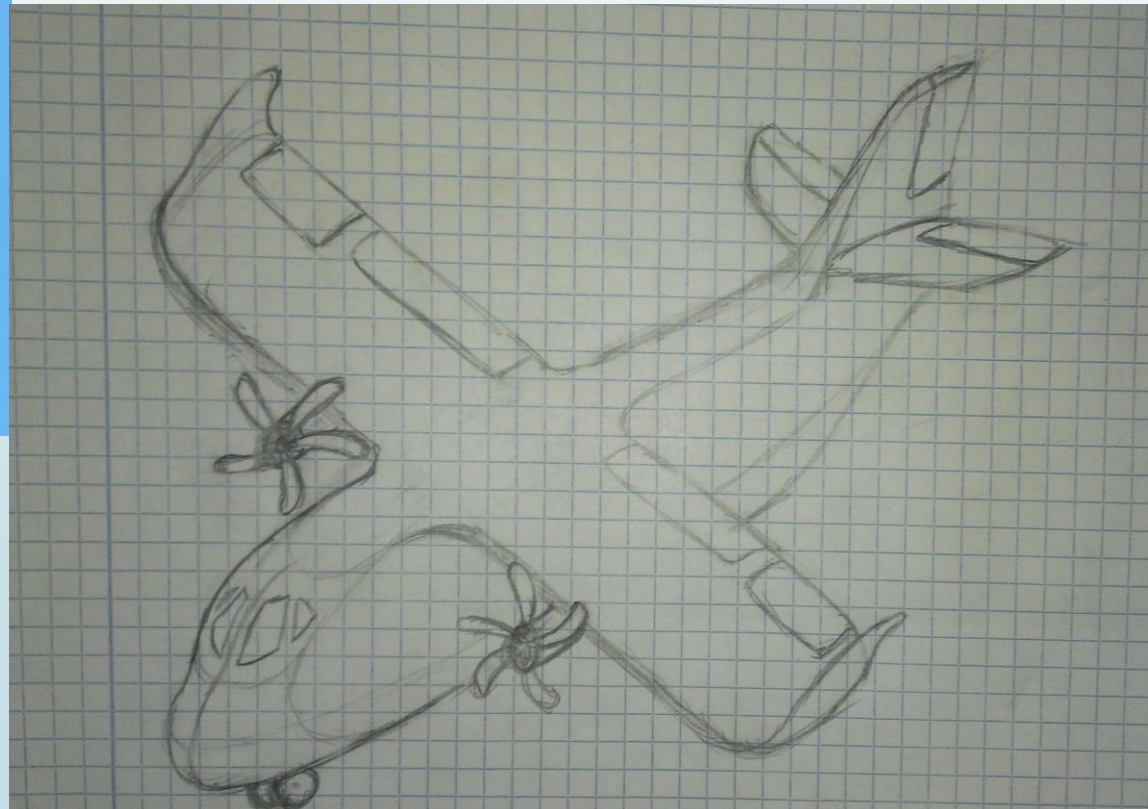




Diseño



Convencional

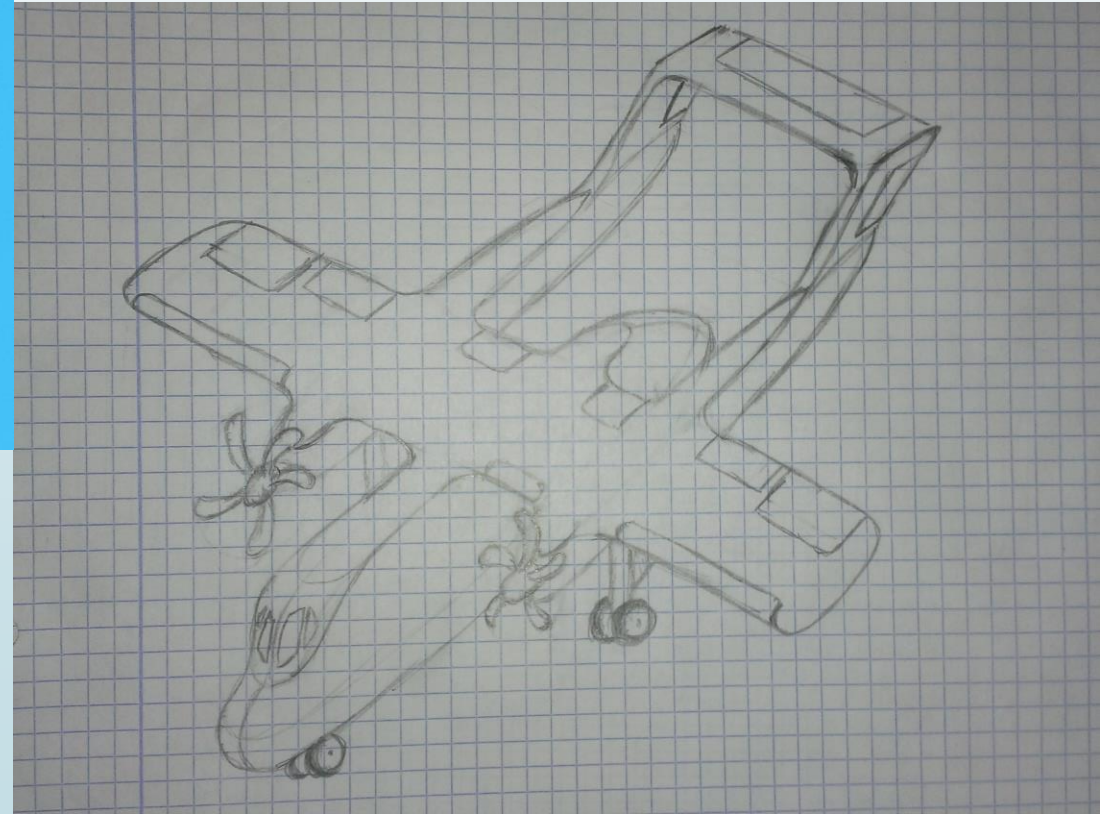




Diseño

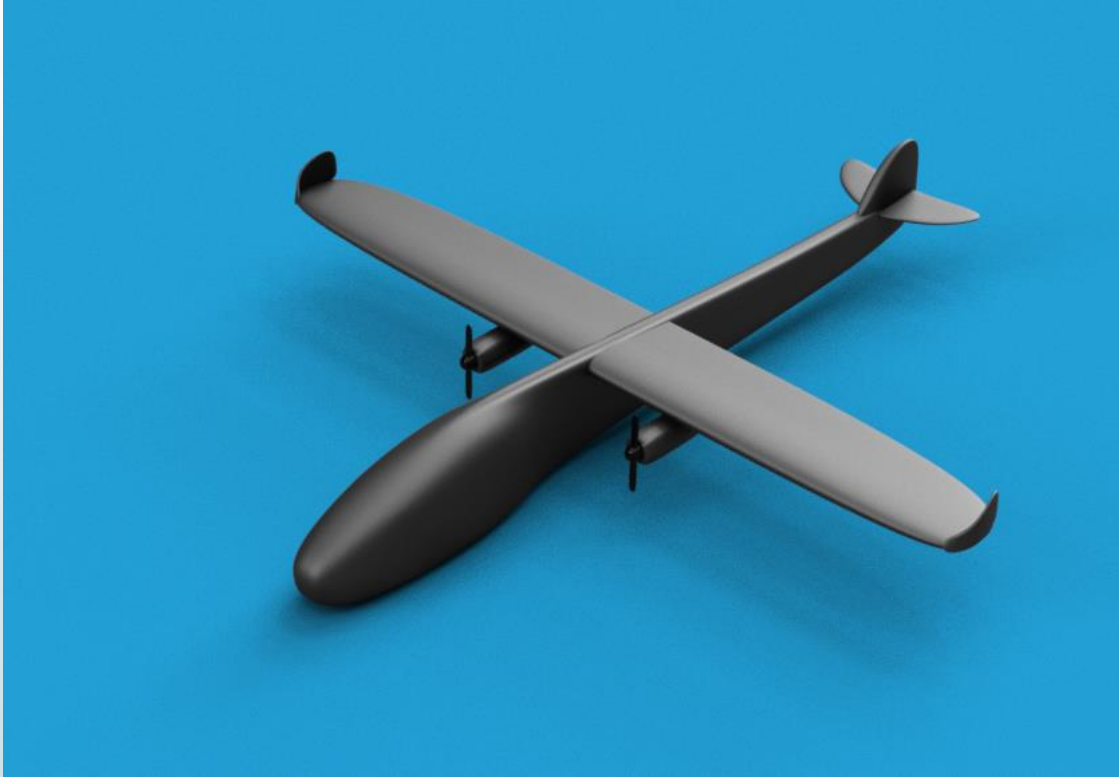


Libelula

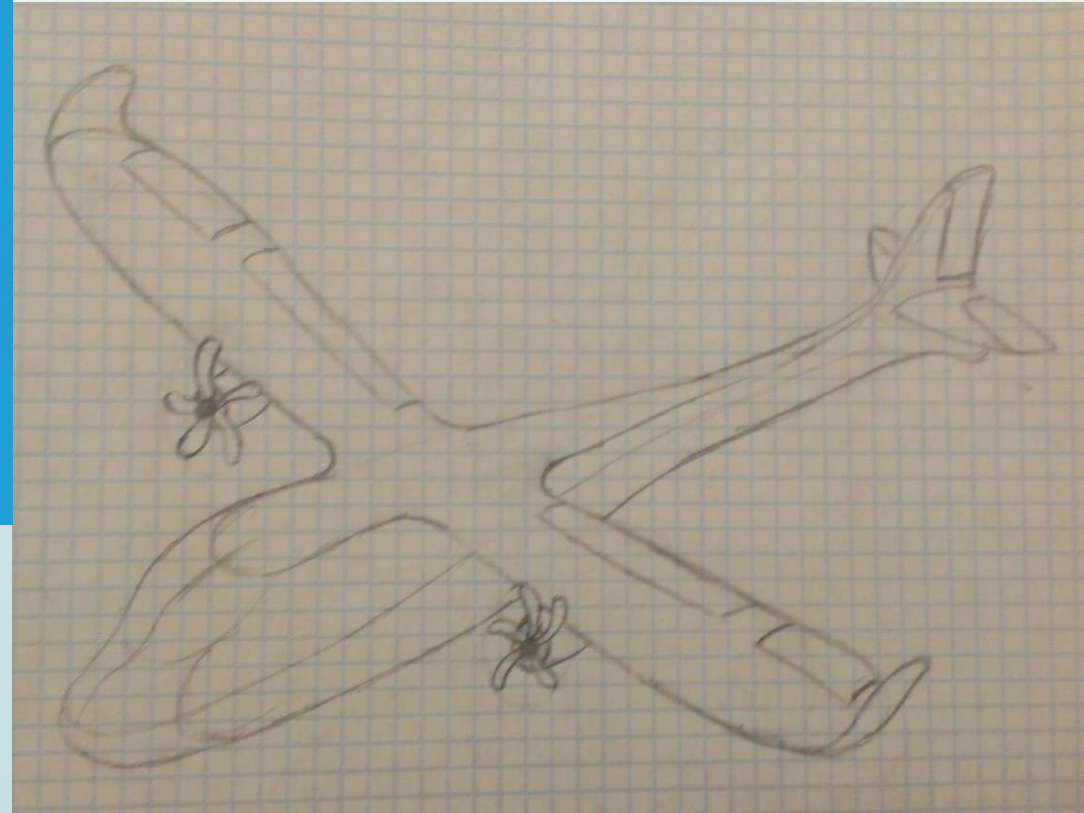




Diseño

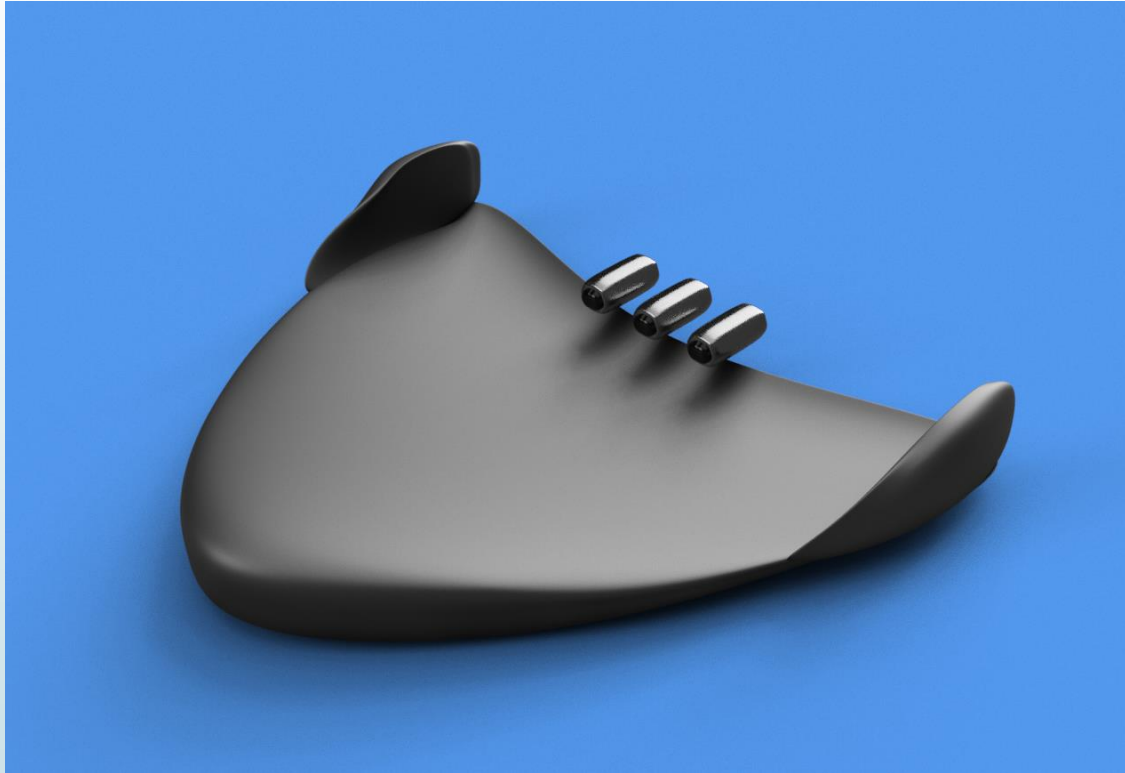


Fuselaje estrecho

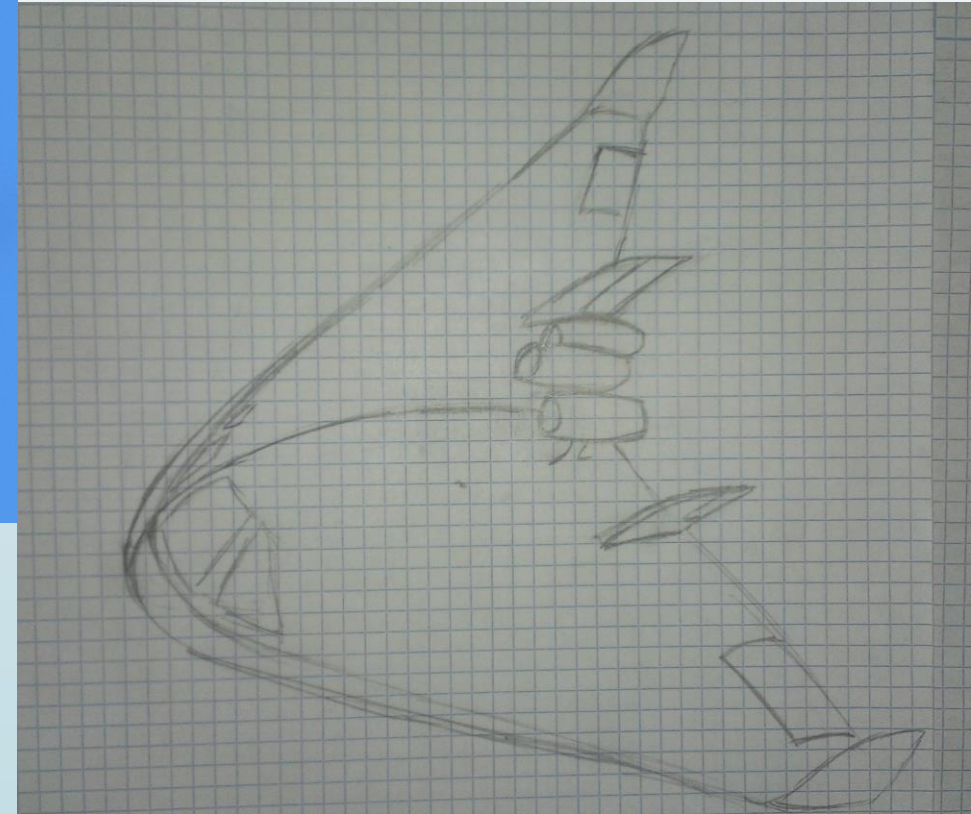




Diseño



Ala volante







Estructuras

Factores lineales

- Parámetros iniciales

S	98		m2
Swf	70.68		m2
Cr	4.9		m
Ar	4.08		
Shtp	24.5		m2
Svtp	24.5		m2
	DESCARGA	FERRY	
MTOW	46230	43372	kg
Wcrew	206	206	kg
Wpayload	20300	0	Kg
Wengines	3720		kg
W/S	450		kg/m2
Wf/W0	0.1273	0.5378	
L Fuselaje	6		m
D Fuselaje	3		m

- Factores lineales

Ala	49
Htp	27
Vtp	27
Fuselaje	24
tren	0.043
Motores	1.3
Miscelaneo	0.17

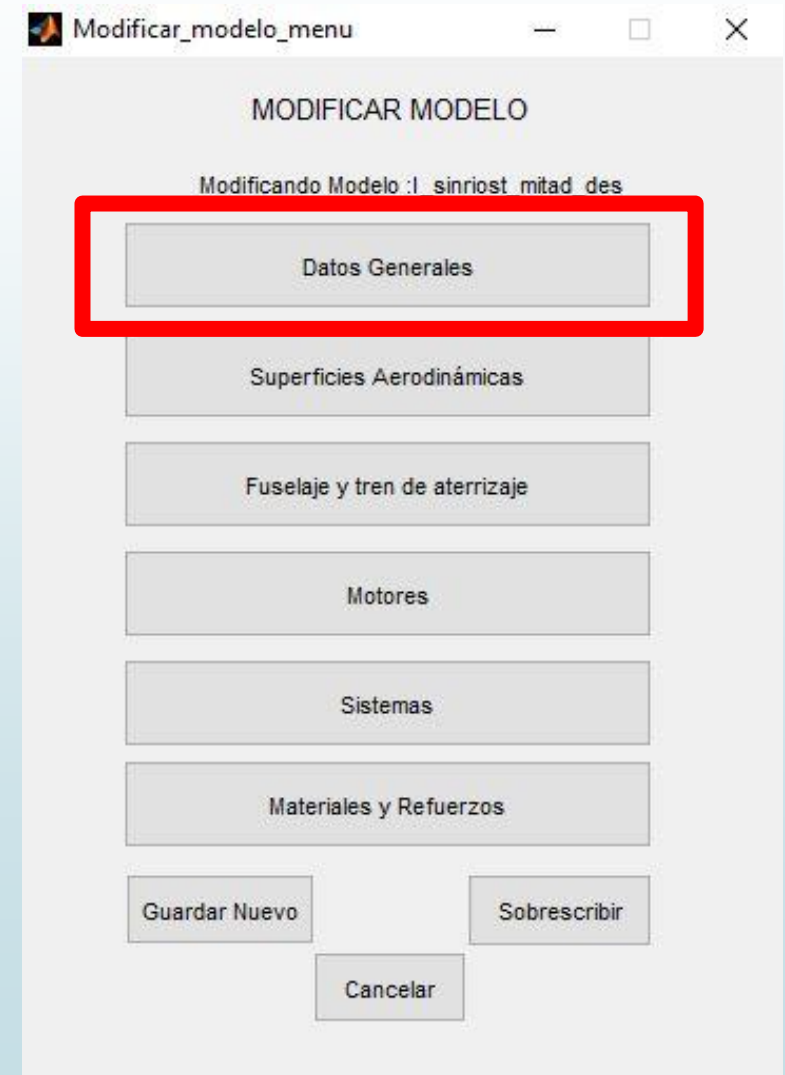
- Resultados

	Descarga	Ferry
Ala (kg)	4613,07	4775,99
Htp (kg)	661,5	661,5
Vtp (kg)	661,5	661,5
Fuselaje (kg)	1696,32	1696,32
Tren (kg)	2179,1	2214,75
Motor (kg)	4836	4836
Misc. (kg)	8496,44	8755,99
We (kg)	23113,9	23602
Payload (kg)	20300	0
Wcrew (kg)	206	206
Wfuel (kg)	6362,8	27702,2
Masa total (kg)	49982,7	51510,3
Superficie (m2)	108,844	112,169
Carga alar (kg/m2)	459,22	459,22

Estructuras

Método completo

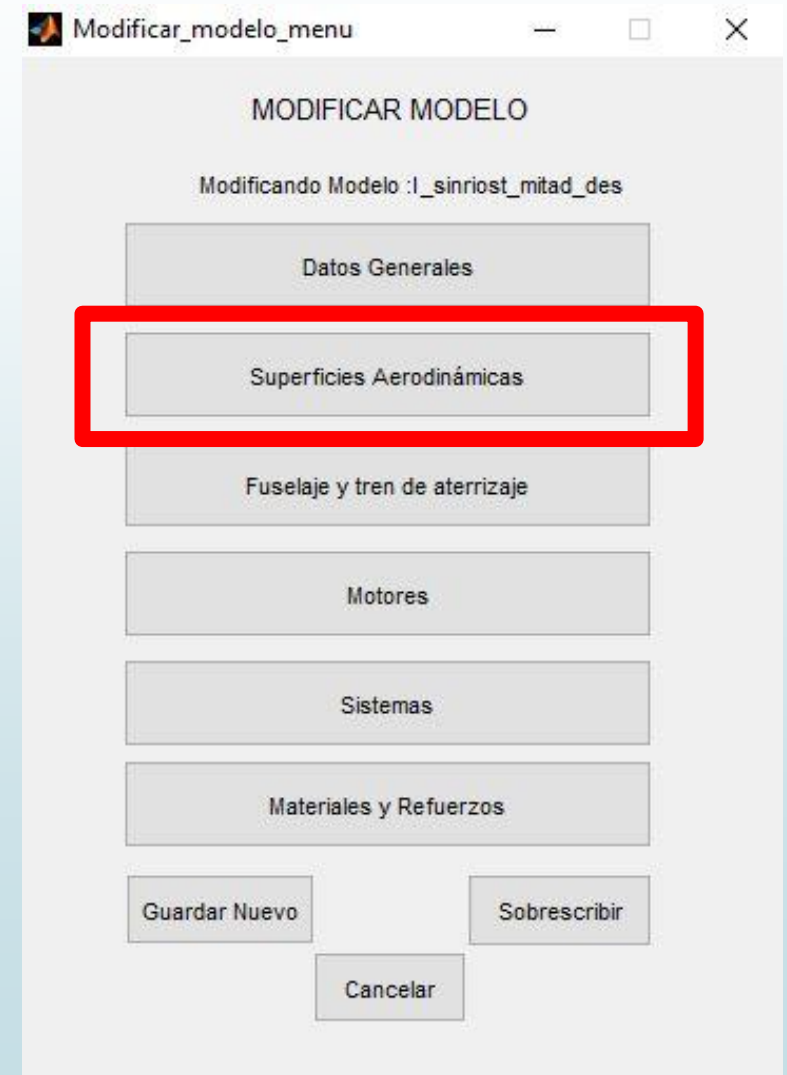
- MTOW, Wfuel, W/S → factores lineales
- Velocidades, Mach, densidad → actuaciones
- Factores kundu → considerando avión tamaño medio con dos motores turboprop
- RFP
- Diseño de cola
- Tailboom incluido en la PL



Estructuras

Método completo

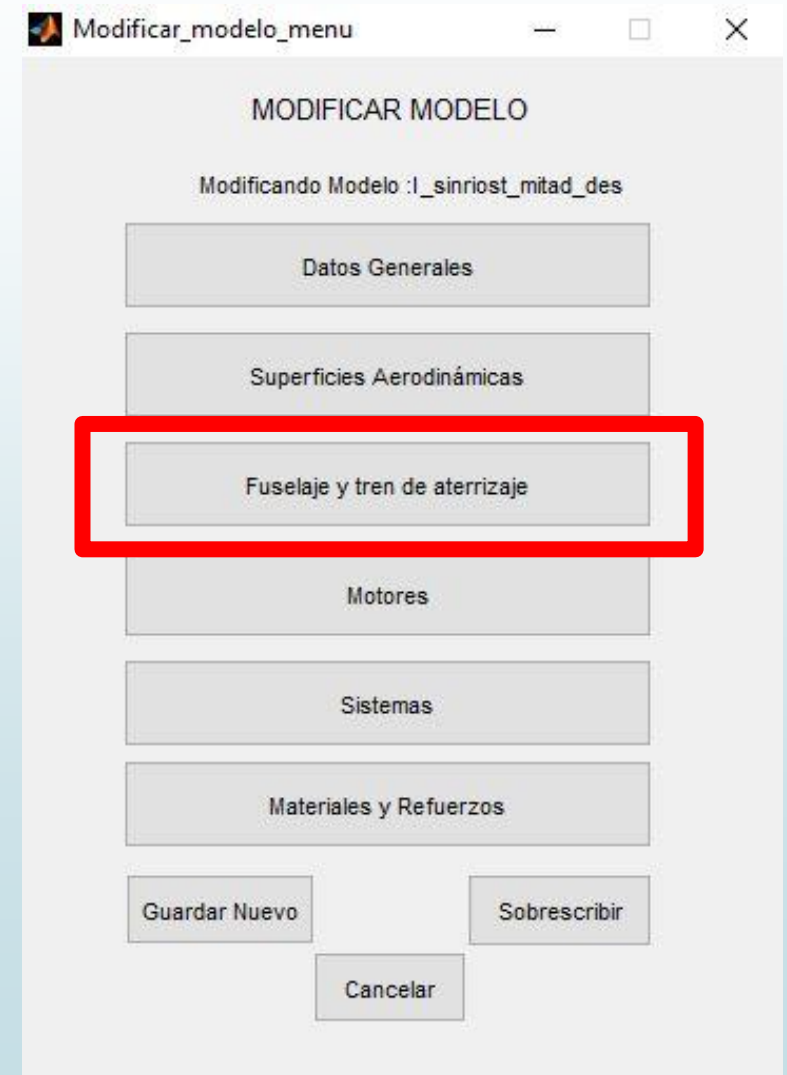
- Datos proporcionados por los departamentos de aerodinámica y estabilidad



Estructuras

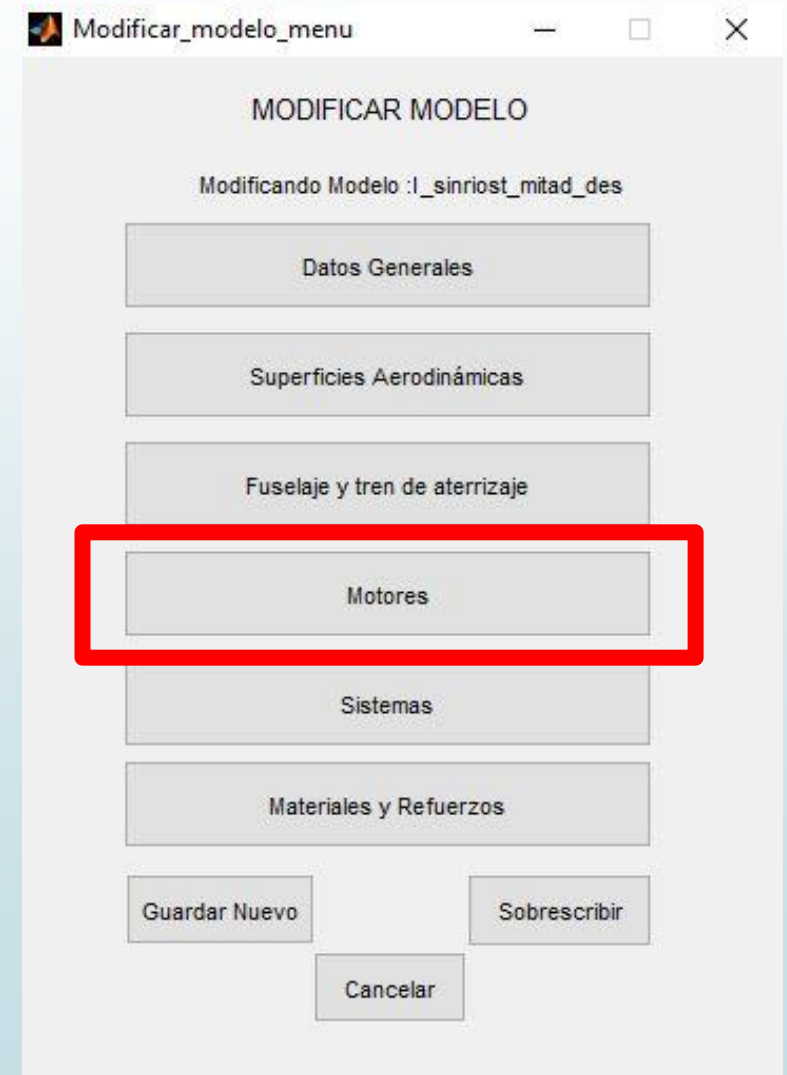
Método completo

- Forma del fuselaje calculada teniendo en cuenta consideraciones aerodinámicas, requisitos de espacio y requisitos de cabina
- El diseño del tren de aterrizaje se ha tomado de aviones similares
- Parámetros tabulados considerando el uso predominante del aluminio y que es un avión de carga



Método completo

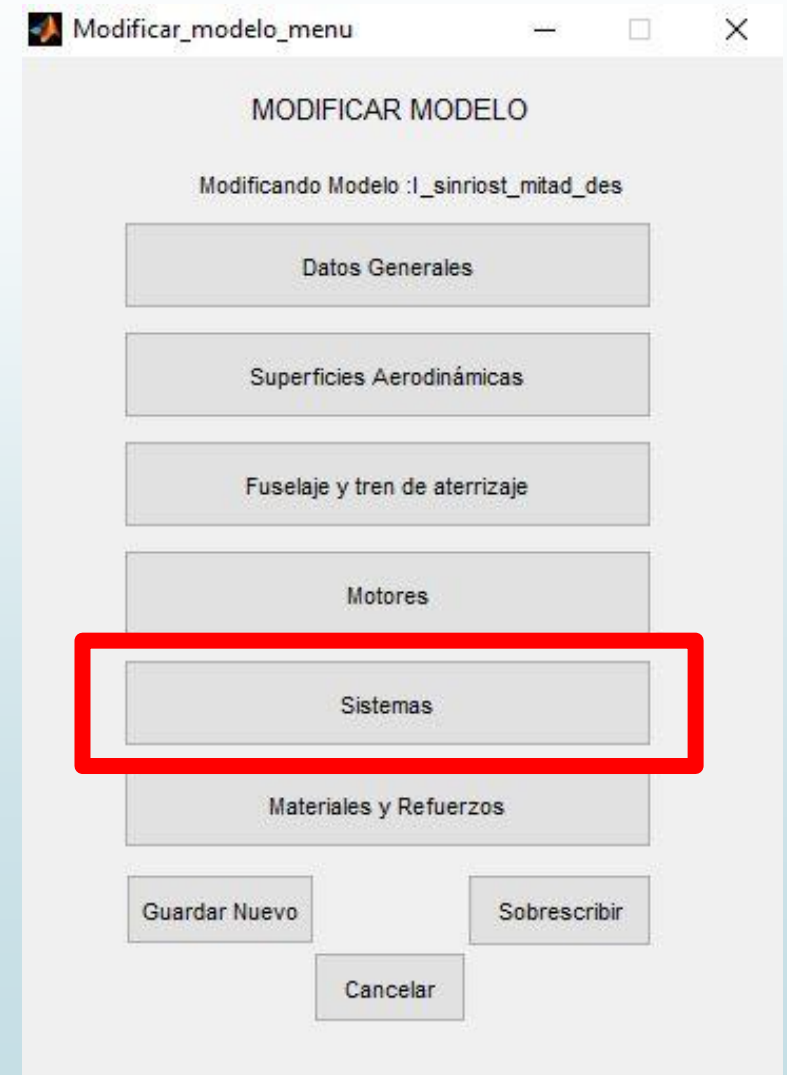
- Datos proporcionados por el departamento de motores
- Parámetros tabulados conociendo que se utilizan dos motores turboprop



Estructuras

Método completo

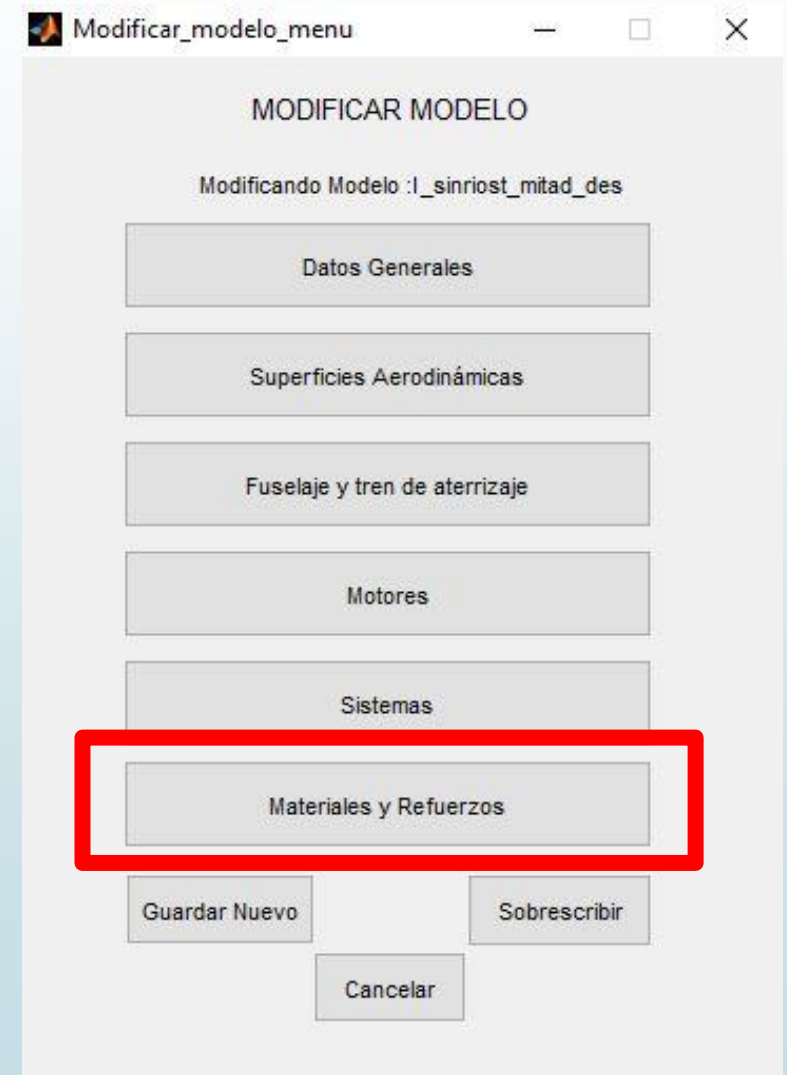
- Factores kundu → dos motores turboprop
- N° de tripulantes → RFP
- Parámetros tabulados considerando avión militar de transporte, sistema antihielo
- Solo se presuriza la cabina
- Datos de la condición de vuelo proporcionados por el departamento de actuaciones



Estructuras

Método completo

- No se usan materiales compuestos
- Refuerzos importantes en el ala, HTP y VTP



Estructuras

Método completo

- Superficie alar constante
- Se itera hasta converger MTOW, Wfuel, W/S
- Disminución de los tres datos en las iteraciones

RESULTADOS
Modelo mia1_sinrios_des

Peso en vacío

Media+Refuerzos
Media

Estructura			Sistemas		
Peso ala	6400.5	Kg	Fly control s.	955.075	Kg
Peso HTP	595.215	Kg	Sist hidraulico	386.503	Kg
Peso VTP	432.884	Kg	Instrumentación	347.678	Kg
Peso fuselaje	5256.45	Kg	electricidad	543.289	Kg
Peso Tren	2365.4	Kg	api	665.142	Kg
Peso motores	3628.96	Kg	oxigeno	66.6852	Kg
Peso Canard	0	Kg	Apu	231.902	Kg
Westructura	18679.4	Kg	Furnishing	2191.69	Kg
W Sistemas	5926.78	Kg	baggage	320.618	Kg
Wempty	24606.2	Kg	Opitem	218.2	Kg

Peso total

Resultado

Westructura	17935.7	Kg
W refuerzos	743.672	Kg
W sistemas	5926.78	Kg
W crew	206	Kg
W payload	20875	Kg
Wfuel	5846.08	Kg
MTOW	51533.3	Kg
S	105.6	m ²
W/S	488.009	Kg/m ²

Superficie y peso en funcion de W/S

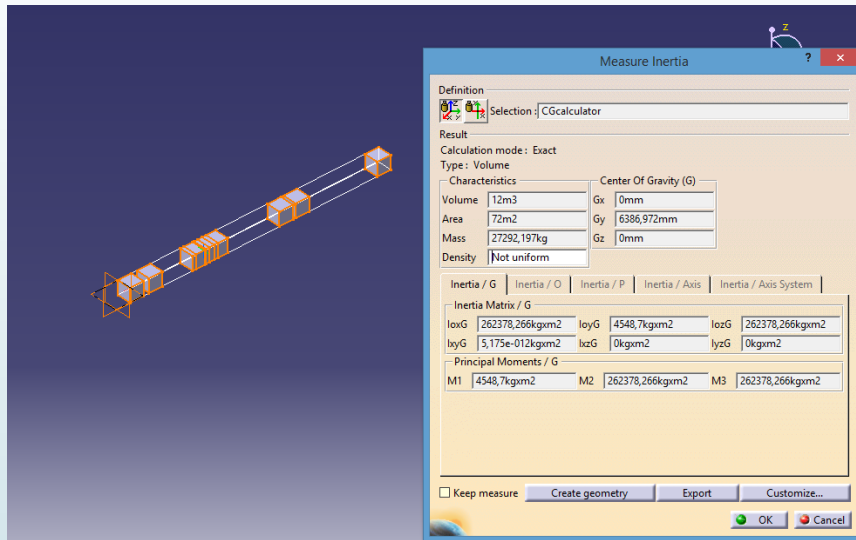
<input type="text" value="488.009"/>	<input type="text" value="105.6"/>	<input type="text" value="m<sup>2</sup>"/>	<input type="text" value="51533.3"/>	<input type="text" value="Kg"/>
--------------------------------------	------------------------------------	--	--------------------------------------	---------------------------------

Método completo

- 1.21 kg por cada kg de carga transportado
- Entre un 56% y un 59% menor que la de los aviones BAE146 y AVRORJ85



Movimiento del CG



Movimiento del CG a lo largo del eje 'x'

Posición en eje X

El CG va hacia la cola conforme se consume el combustible

Suelta de carga mueve el CG al morro

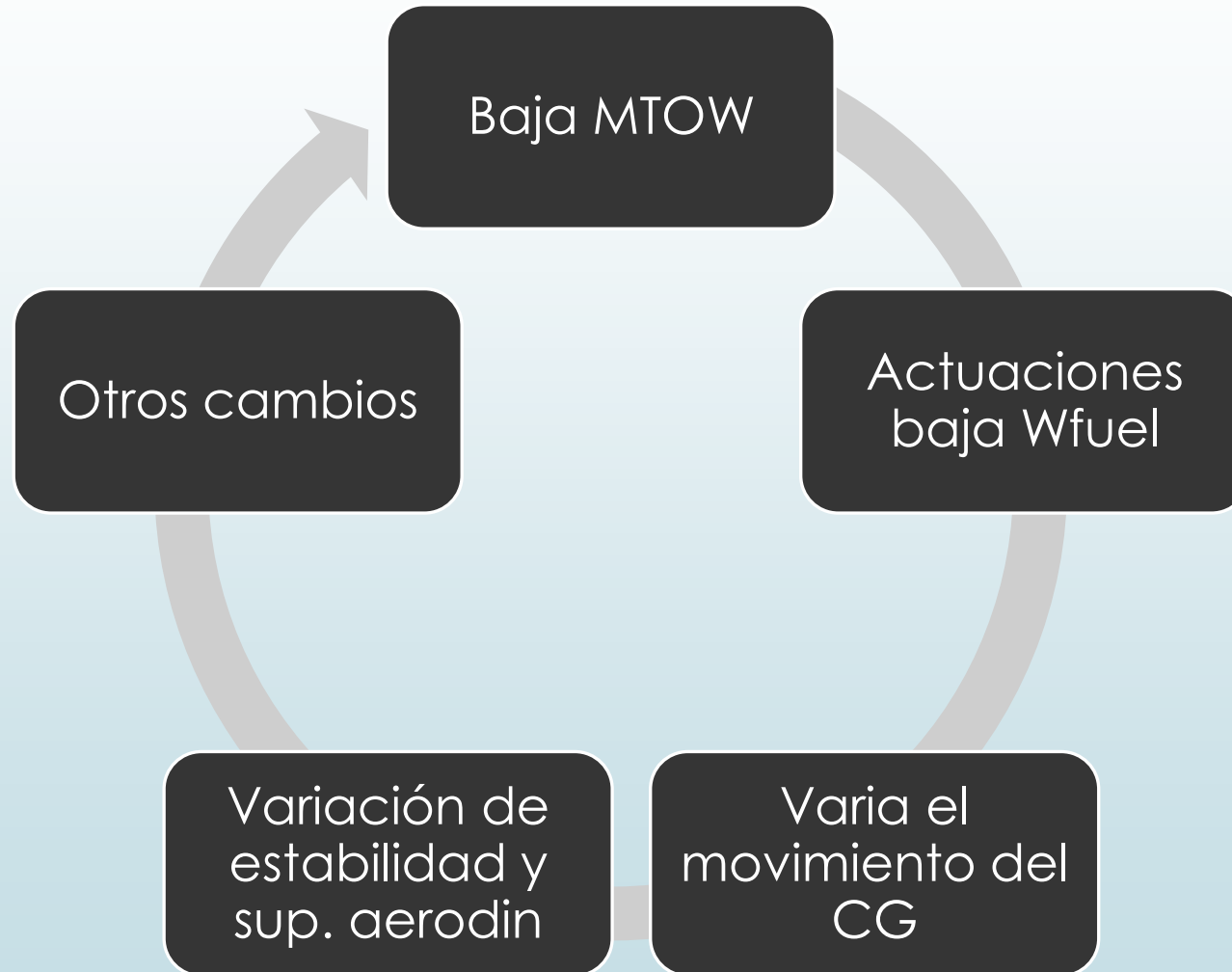
El CG va hacia la cola conforme se consume el combustible

Tiempo

Punto de misión	Distancia entre CG y morro
Al despegue misión descargas	6642.379 mm
Punto medio misión descargas	6546.961 mm
Al aterrizar	6399.813 mm
Con payload y sin combustible	6735.960 mm
Con combustible para descargas y sin payload	6307.510 mm
Al despegue misión ferry	6246.761 mm



Interacciones





Estructuras

Otras consideraciones

► Riostras

- Método Cessna
- Se ha estudiado posibilidad
- No necesarios

► Refuerzos

incremento por refuerzos			
	factor de incremento	% reforzado	
Ala	1.2	40	%
Htp	1.2	25	%
Vtp	1.2	25	%
Fuselaje	1.2	10	%
Tren de aterrizaje	1.2	10	%
Motores	1.2	10	%

► Materiales

- Tailboom, resina fenólica
- Resto, aleación Al
- Altas temperaturas

► Tren de aterrizaje

- Tren de morro
- Tren principal bogie
- Resistente
- Retráctil
- Adecuado para pistas irregulares/poco preparadas
- Comunica correctamente las cargas al terreno



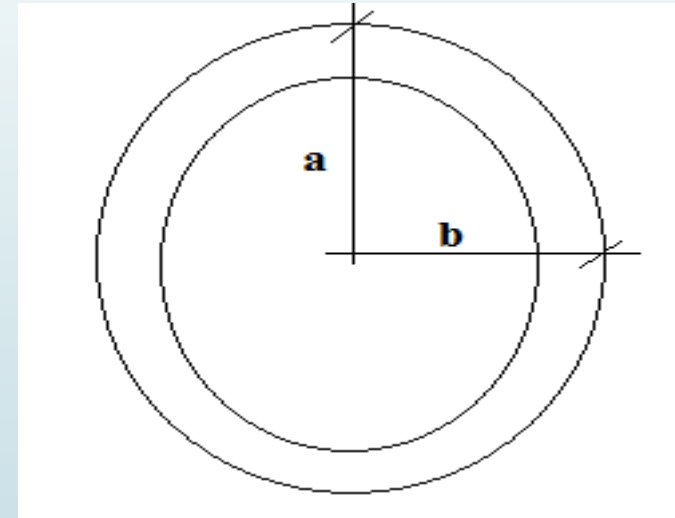
Estructuras

Otras consideraciones

- Tailboom
 - 630kg (x2), 10m
 - Método Torenbeek muy conservador
 - Comparación Skymaster



	a = Semieje mayor	b = Semieje menor
Ala	0.20 m	0.15 m
Cola	0.15 m	0.10 m





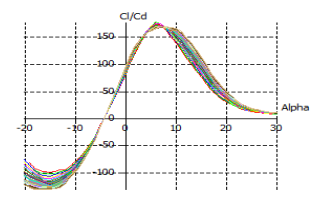
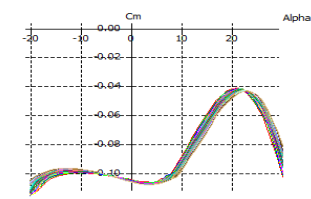
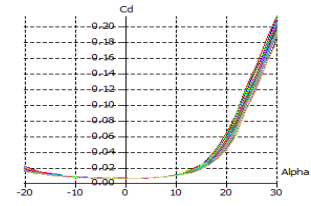
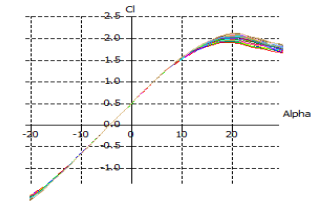
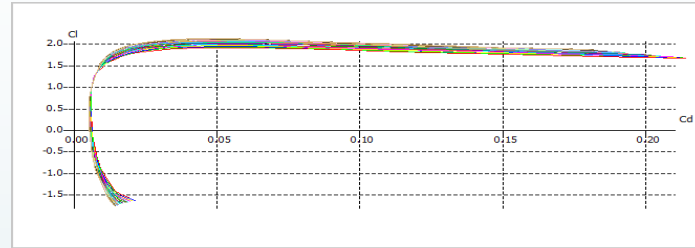
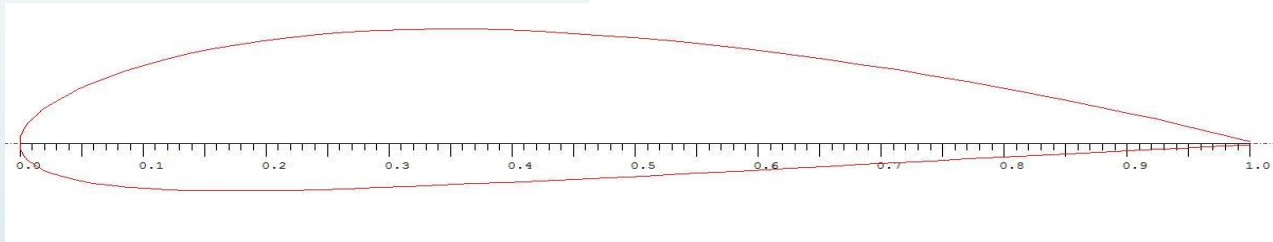


MIACA

Aerodinámica

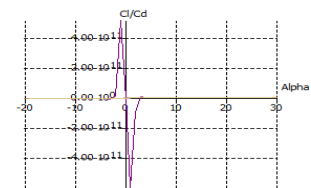
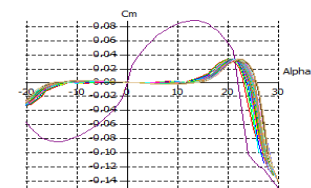
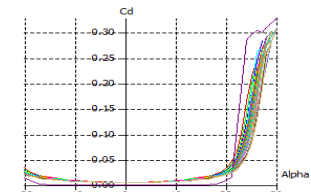
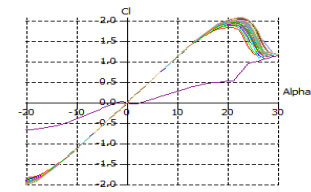
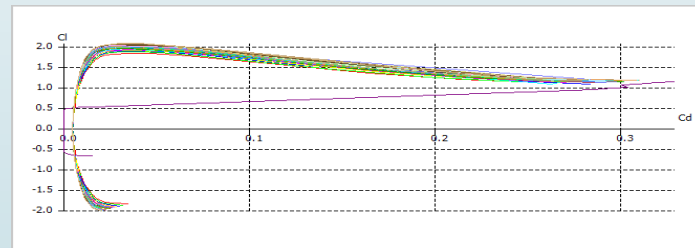
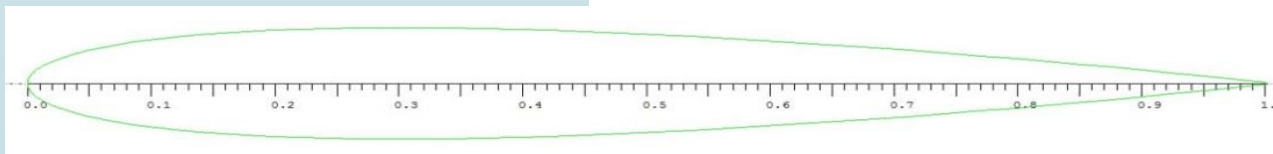
- Ala : **NACA4417**

- $C_{d0} = 0,005$
- $C_{l0} = 0,49$
- $C_{lmax} = 2,1$
- $C_{l\alpha} = 6,5317$
- $\alpha_{stall} = 20^\circ$
- $C_{m0} = -0,104$



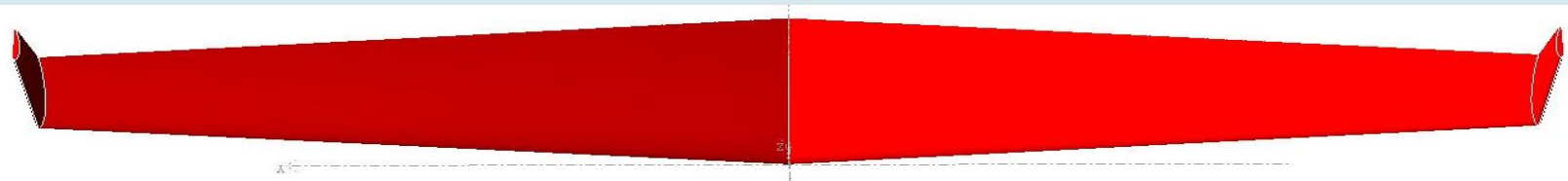
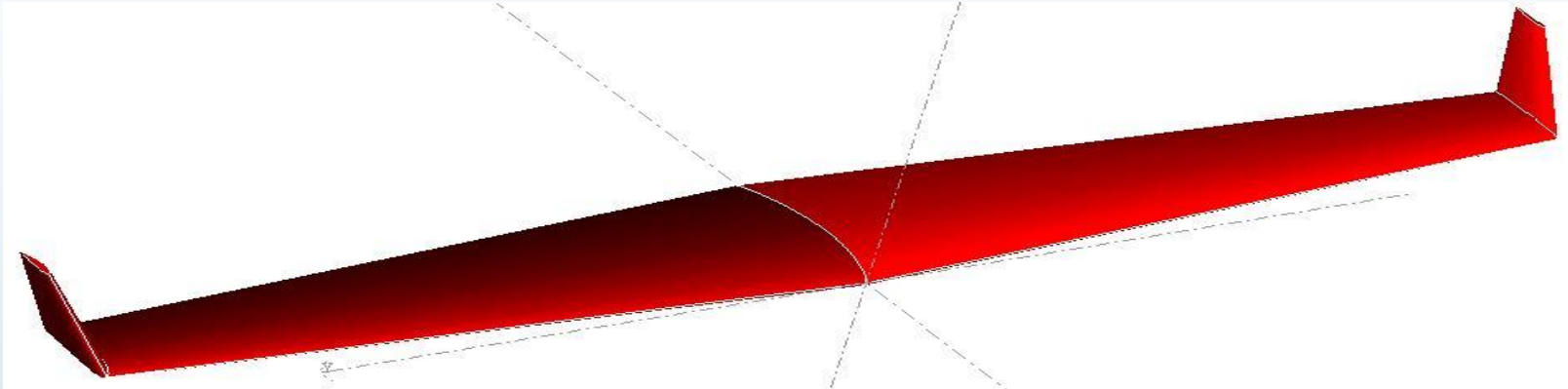
- HTP y VTP : **NACA0012**

- $C_{d0} = 0,005$
- $C_{l0} = 0,0$
- $C_{lmax} = 2,05$
- $C_{l\alpha} = 6,4171$
- $\alpha_{stall} = 21^\circ$
- $C_{m0} = 0,0$





Aerodinámica

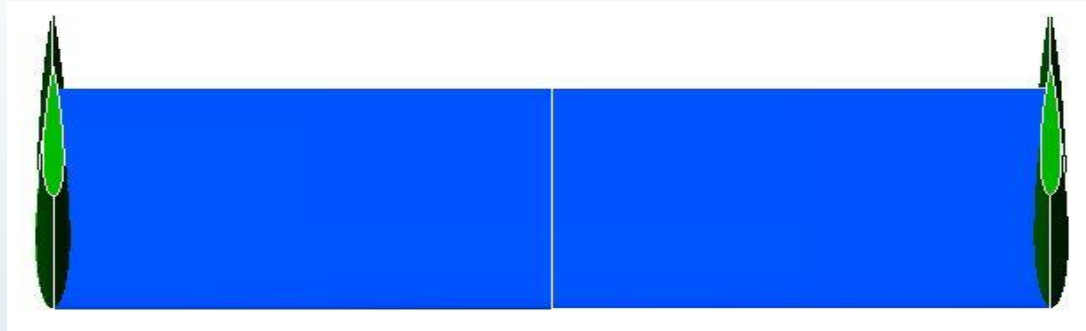


- $S = 105,6 \text{ m}^2$
- $b = 33 \text{ m}$
- $C_{\text{root}} = 4,3 \text{ m}$
- $AR = 10,31$
- $\lambda = 0,488$
- $\Lambda_0 = 3,814^\circ$
- Sin diedro

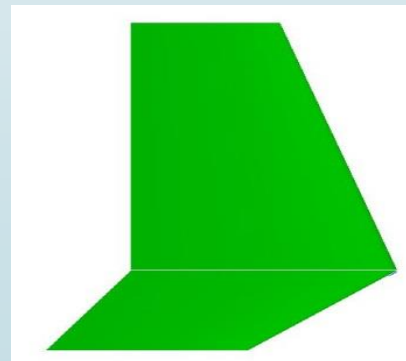
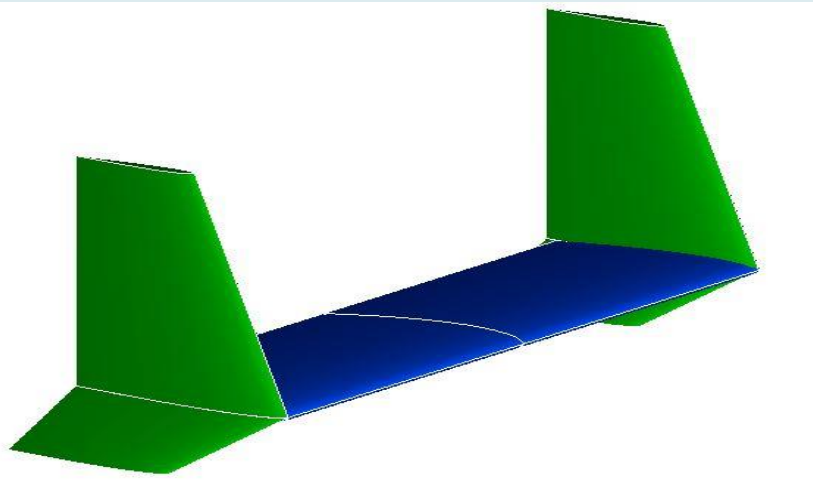
- $e = 0,9263$
- $C_{L0} = 0,4205$
- $C_{L\alpha} = 5,268 \text{ rad}^{-1}$
- $C_{L,\text{max,clean}} = 2,006$
- $\alpha_{\text{stall,clean}} = 26^\circ$



Aerodinámica



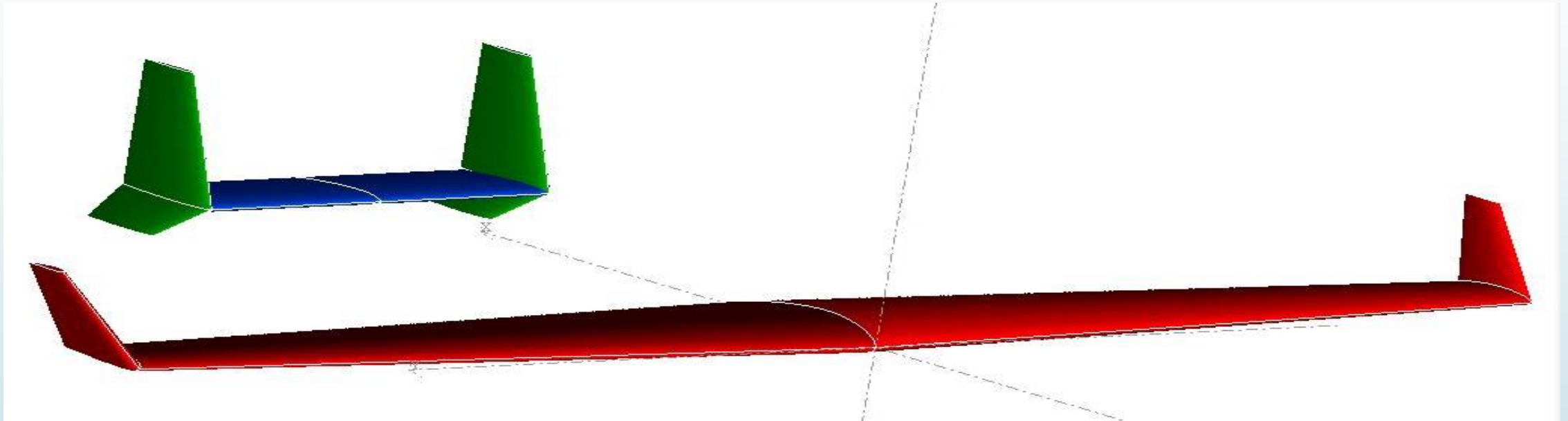
- $S_{HTP} = 18,9 \text{ m}^2$
- $b_{HTP} = 8 \text{ m}$
- $C_{HTP} = 2,36 \text{ m}$
- $AR = 3,386$
- $\lambda = 1$
- Sin flecha



- $S_{VTP} = 2 \times 8,245 \text{ m}^2$
- $h_{VTP} = 4,1 \text{ m}$
- $C_{VTP,root} = 2,5 \text{ m}$
- $C_{VTP,tip,sup} = 1,4 \text{ m}$
- $C_{VTP,tip,inf} = 1,9 \text{ m}$
- $AR = 1,92$
- $\lambda = 0,56$
- $\Lambda_{0,sup} = 19,54^\circ$
- $\Lambda_{0,inf} = 54,46^\circ$



Aerodinámica



- $C_{L0} = 0,299$
- $C_{L\alpha} = 5,3 \text{ rad}^{-1}$
- $\alpha_{\text{stall}} = 18^\circ$

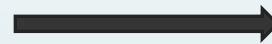
- $C_{L\text{max}} = 1,91$
- $C_{m0} = -0,1433$
- $C_{m\alpha} = -4,104 \text{ rad}^{-1}$



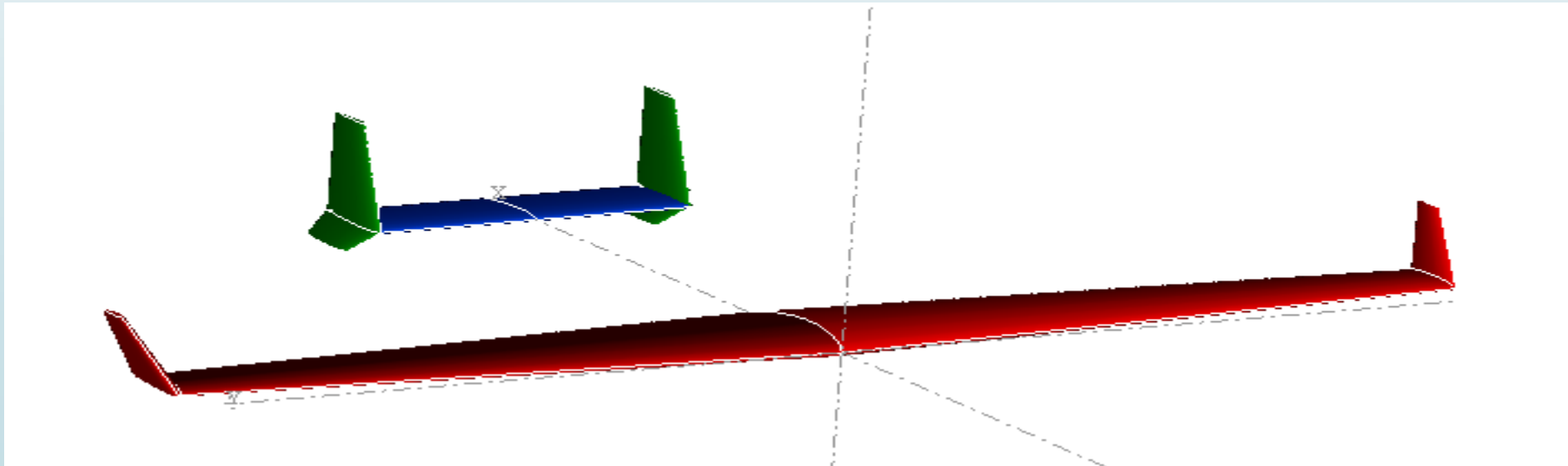
Aerodinámica

Polar parabólica

$$C_D = C_{D_0} + K_2 \cdot C_L + K_1 \cdot C_L^2$$



$$\begin{aligned} C_{D_0} &= 0.0085 \\ K_1 &= 0.0365 \\ K_2 &= -0.0081 \end{aligned}$$



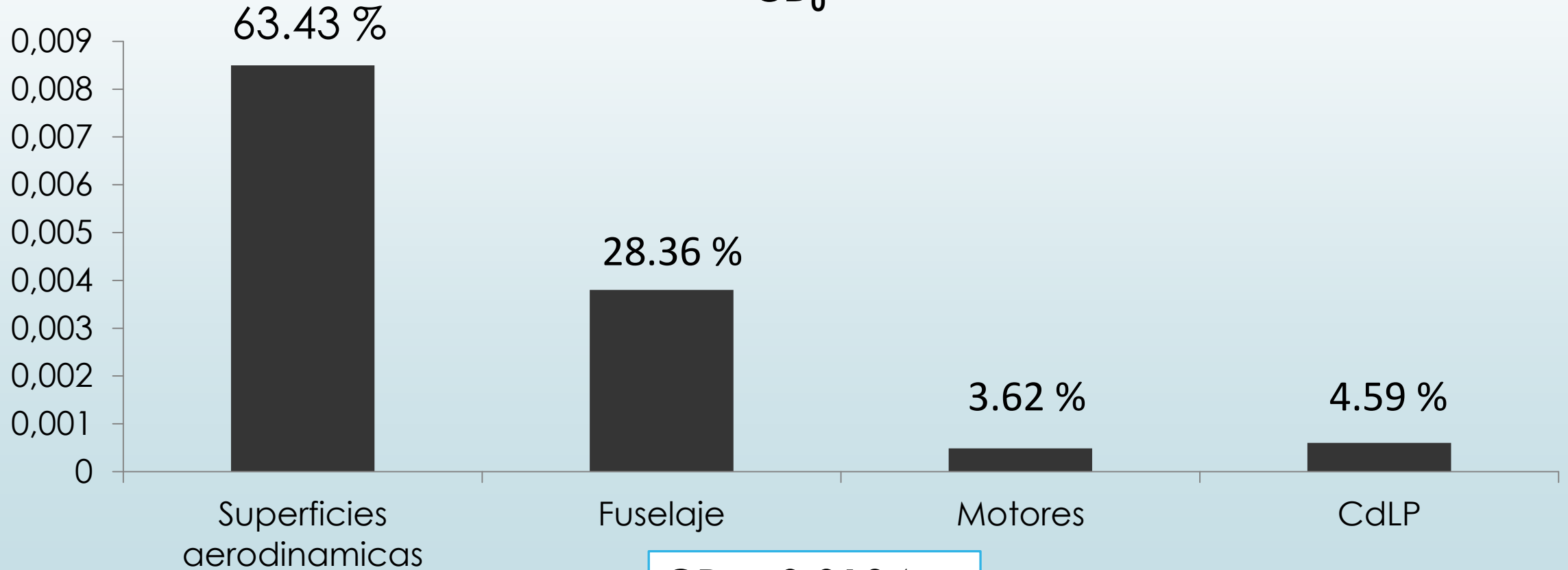


Aerodinámica

Polar parabólica

Configuración limpia

CD_0



$CD_0 = 0.0134$



Aerodinámica

Polar parabólica

Configuración sucia:

- Configuración limpia
- Tren de aterrizaje
- Flaps
- Miscelaneos



34.76 %


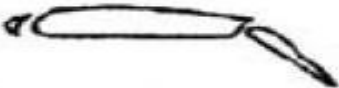


47.97 %



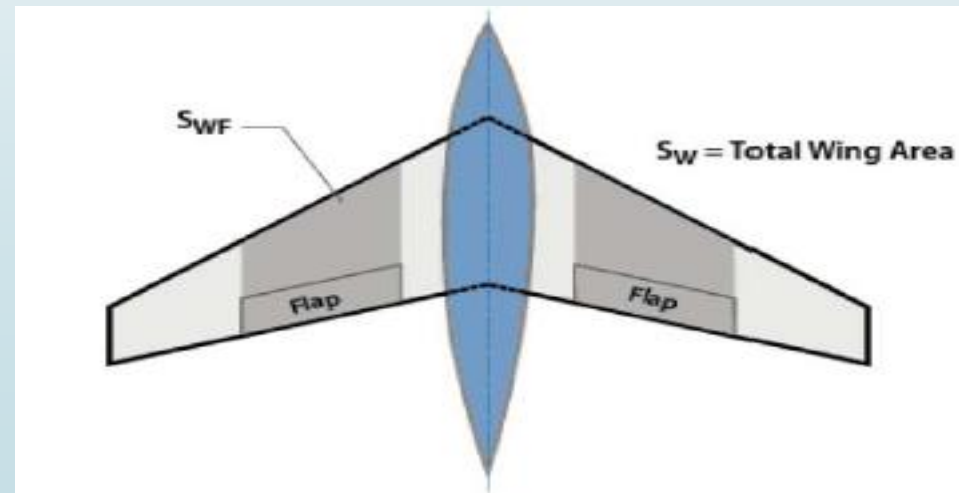
Aerodinámica

Slotted flaps

Designation	Diagram	$C_{L_{max}}$	α at $C_{L_{max}}$ (degrees)	L/D at $C_{L_{max}}$	$C_{m_{ac}}$	Reference NACA
Basic aerofoll Clark Y		1.29	15	7.5	-.085	TN 459
Fixed slot and .30c slotted flap deflected 45°		2.26	18	3.77	-	TR 427

$$C_{l_{max}} = 3.079$$
$$\alpha_{max} = 28.8^\circ$$

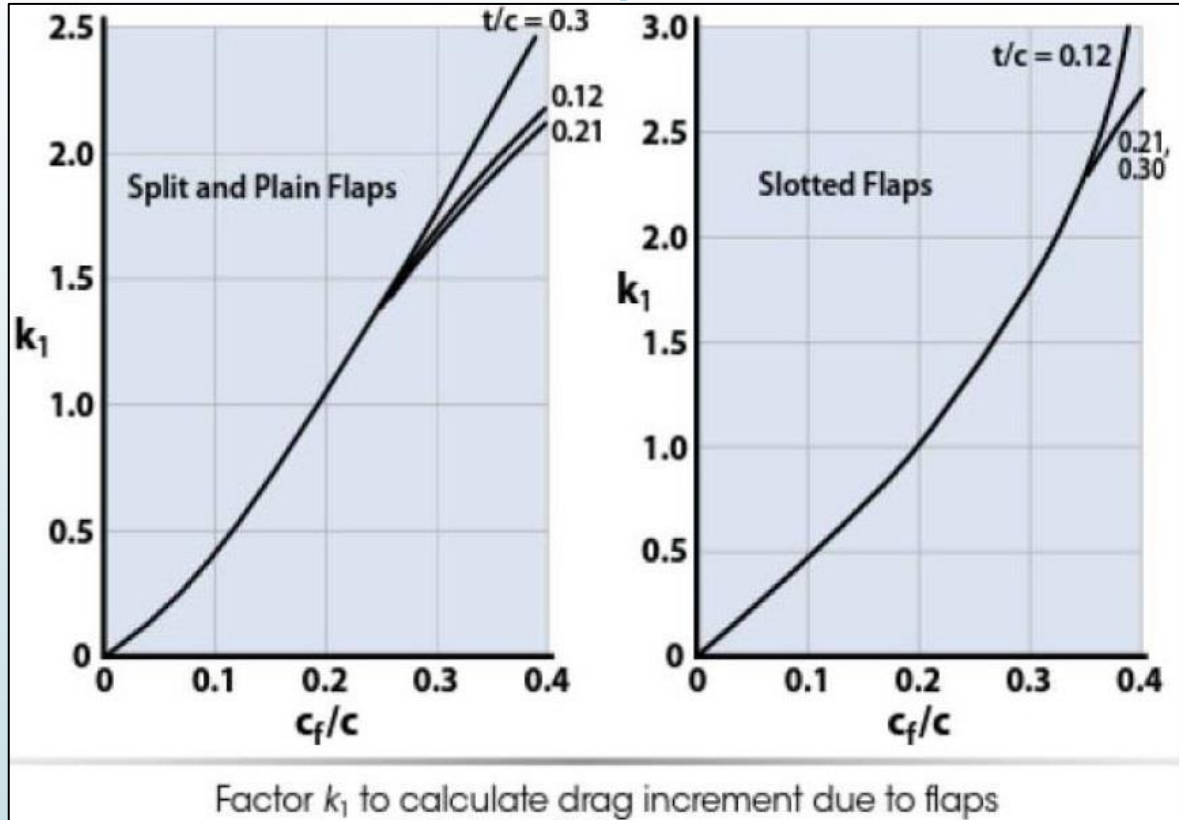
$$\Delta C_{D_0} = 0.0414$$



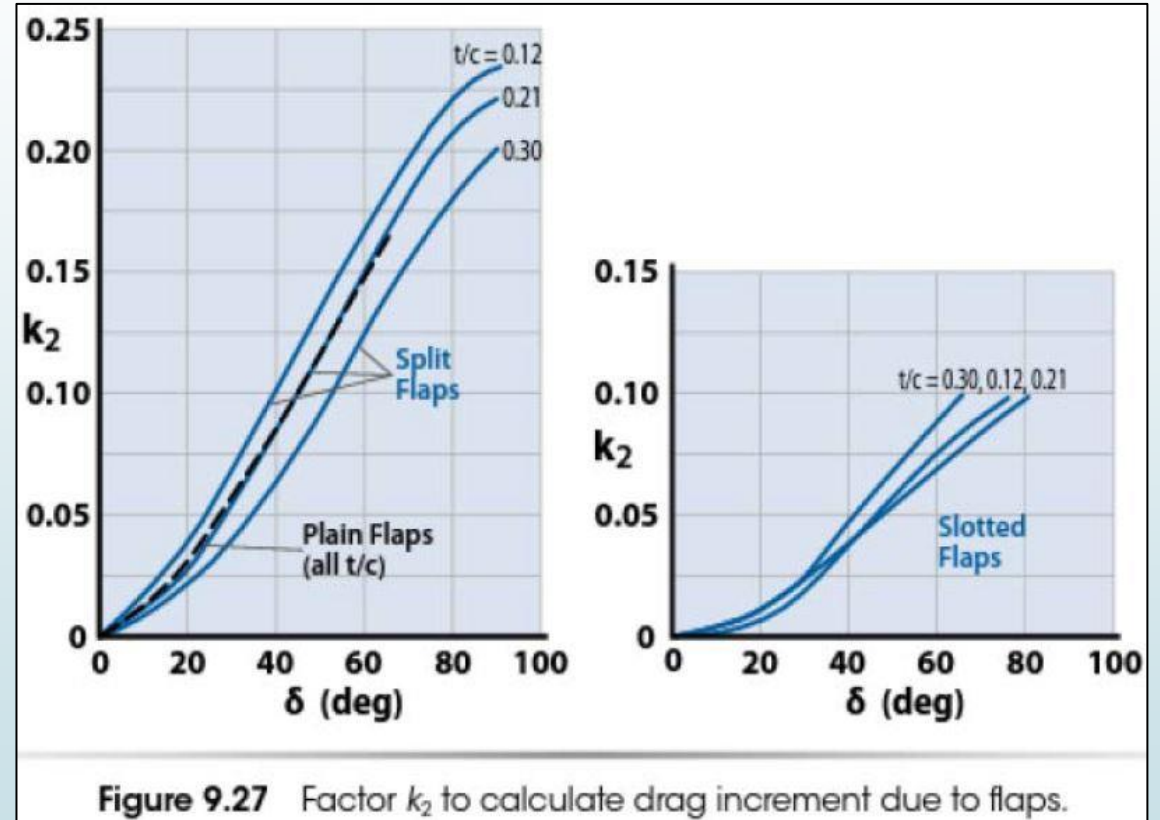


Aerodinámica

Polar parabólica



↑ $1.75 \cdot K_{1clean}$

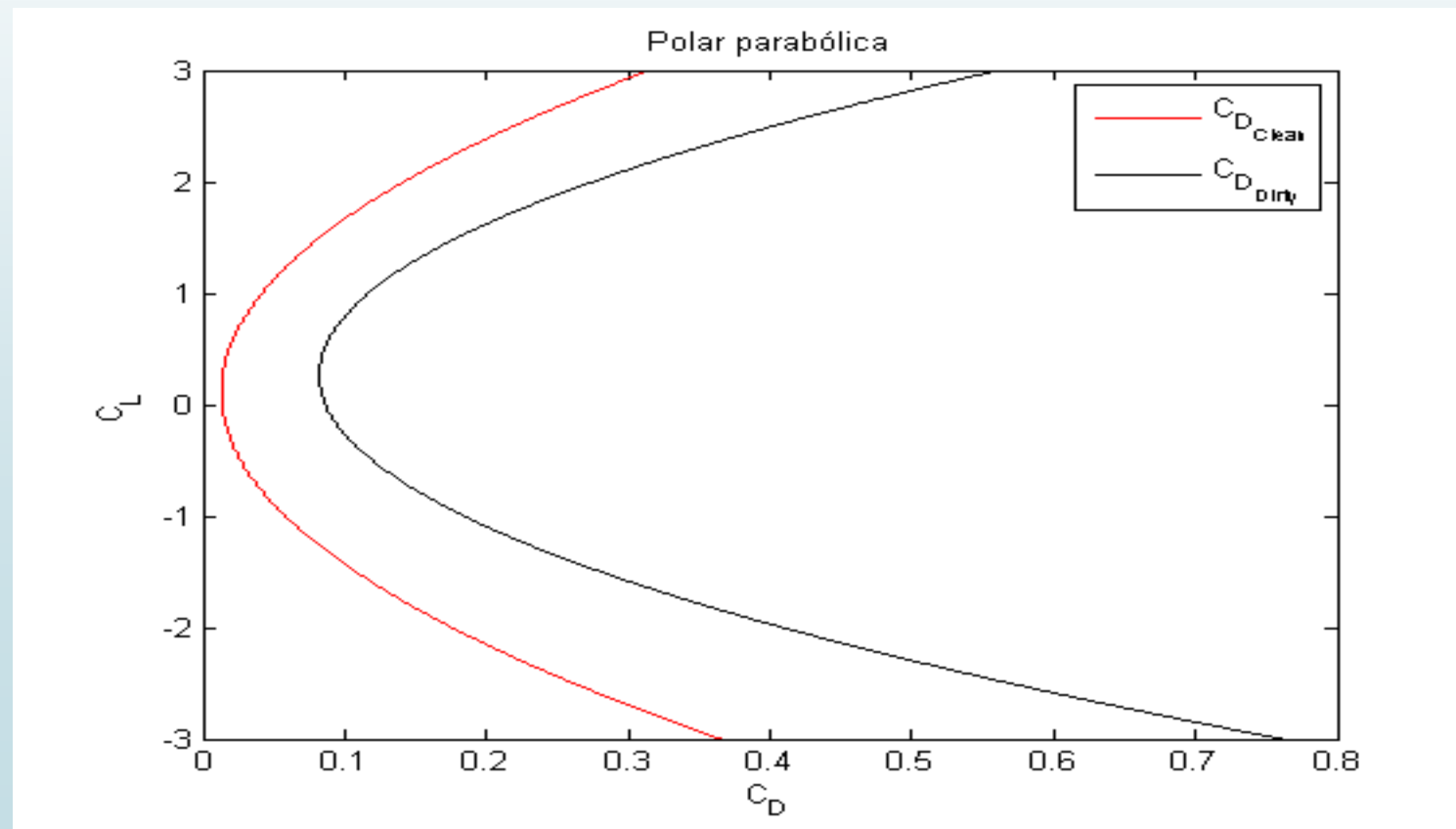


↑ $-0.025 + K_{2clean}$



Aerodinámica

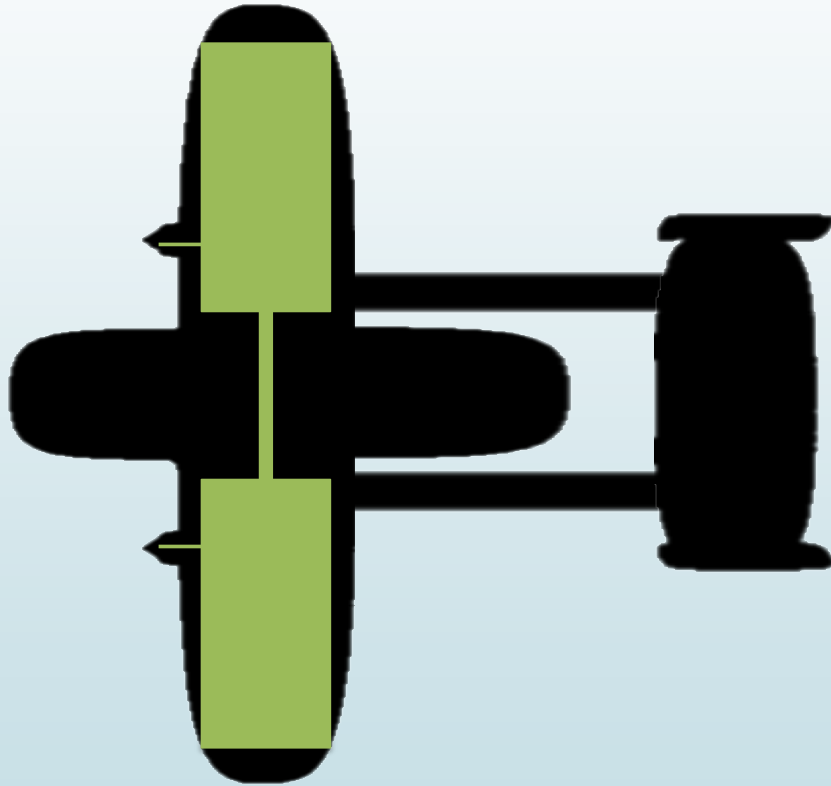
	Clean	Dirty
CD_0	0.0134	0.0863
K1	0.0365	0.0839
K2	-0.0081	-0.0331







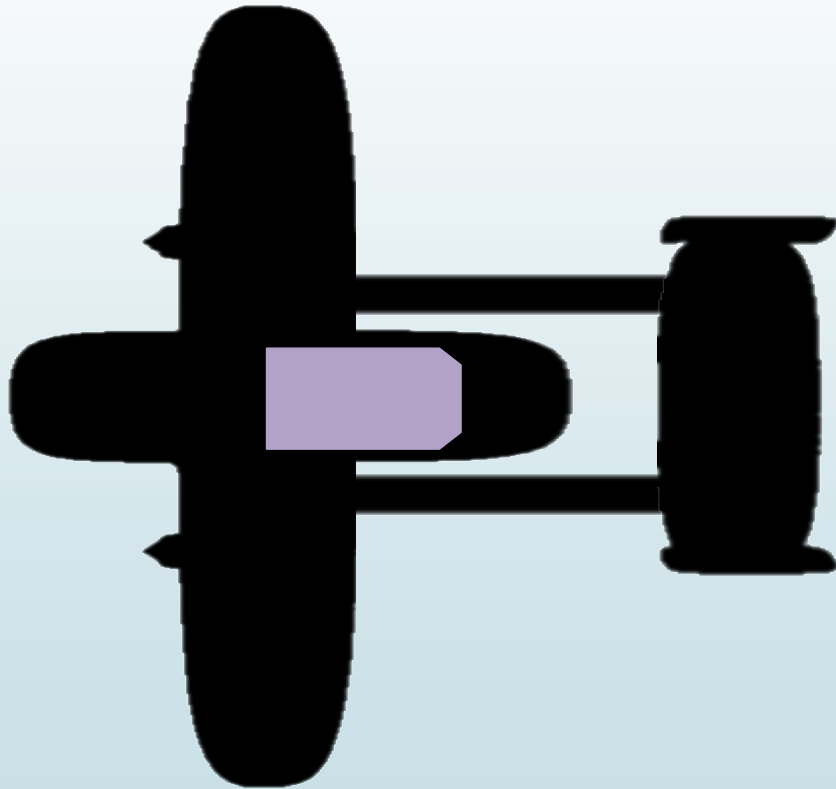
Sistema de combustible



- ❖ Combustible almacenado en las alas
- ❖ Tanques compartimentados e interconectados para equilibrado automático
- ❖ Posibilidad de ampliar el sistema para llevar combustible en tanques de extinción



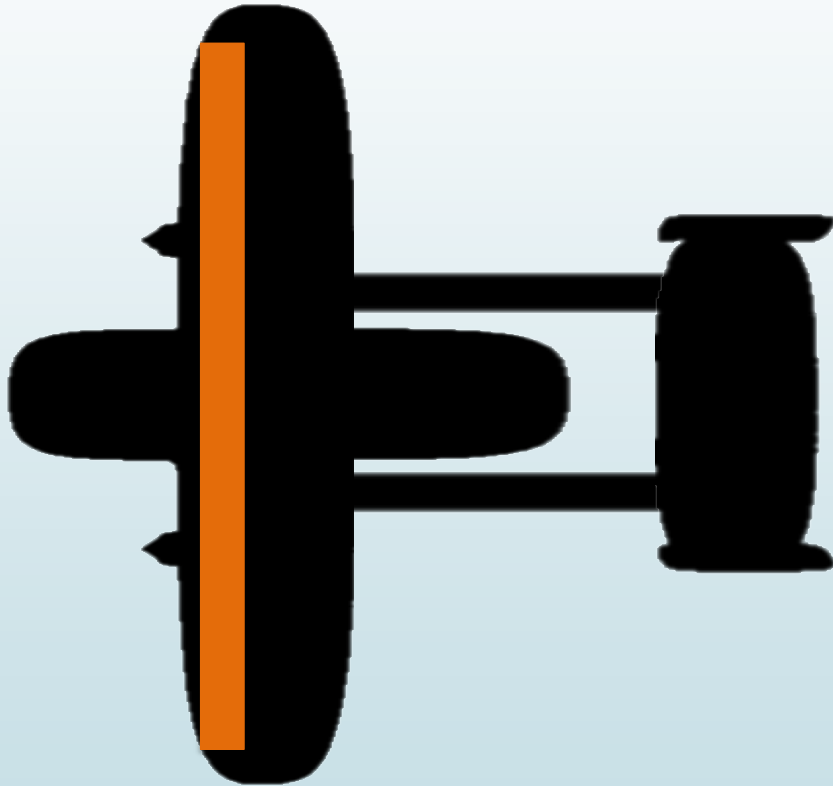
Sistema de extinción



- ❖ Nueve tanques apilados de tres en tres e interconectados
- ❖ Expulsión de la sustancia de extinción en la parte inferior del fuselaje
- ❖ Sistema de expulsión por chorro en tres descargas idénticas



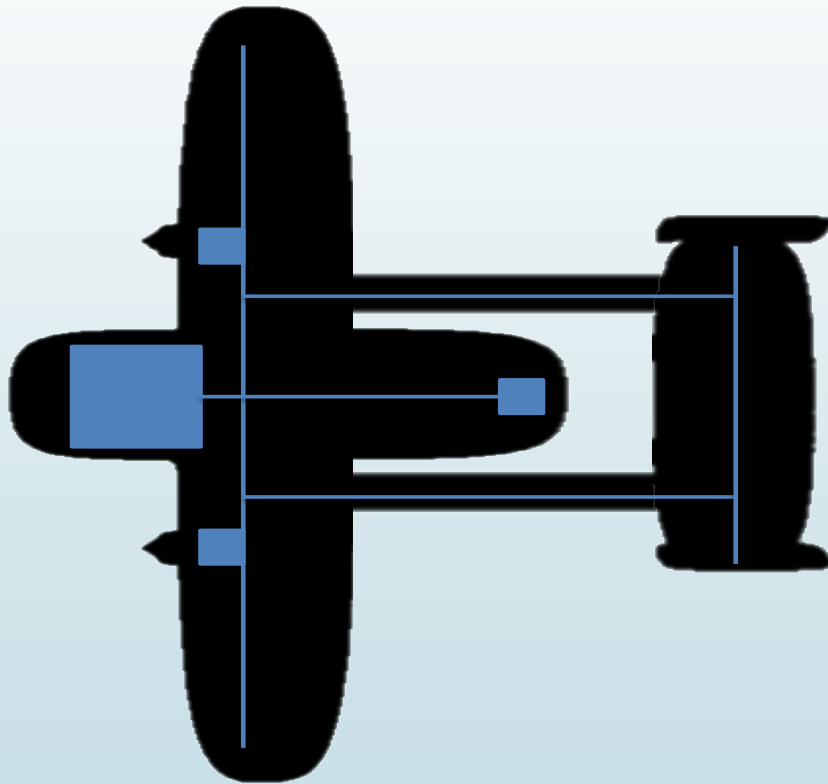
Sistema anti-hielo



- ❖ Sistema eléctrico
- ❖ Impide la formación de hielo en el vuelo a altas cotas



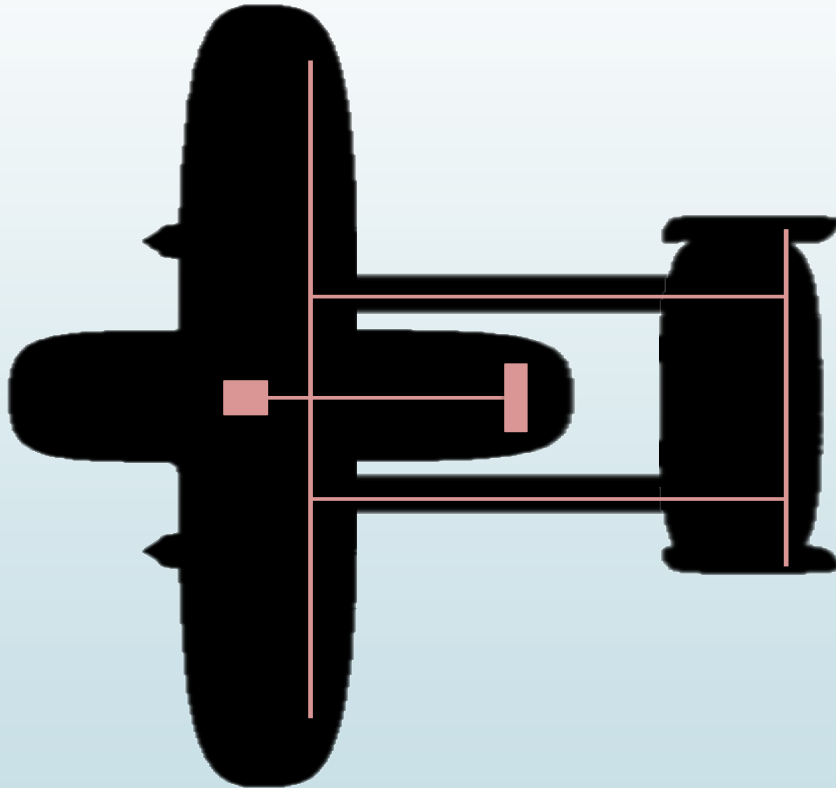
Sistema eléctrico y aviónica



- ❖ Generación de energía en motores
- ❖ Baterías de apoyo
- ❖ APU en cono de cola
- ❖ Bahía de aviónica en la zona de cabina
- ❖ Superficies de control electro-hidráulicas
- ❖ Sistemas de alimentación de cargas redundante



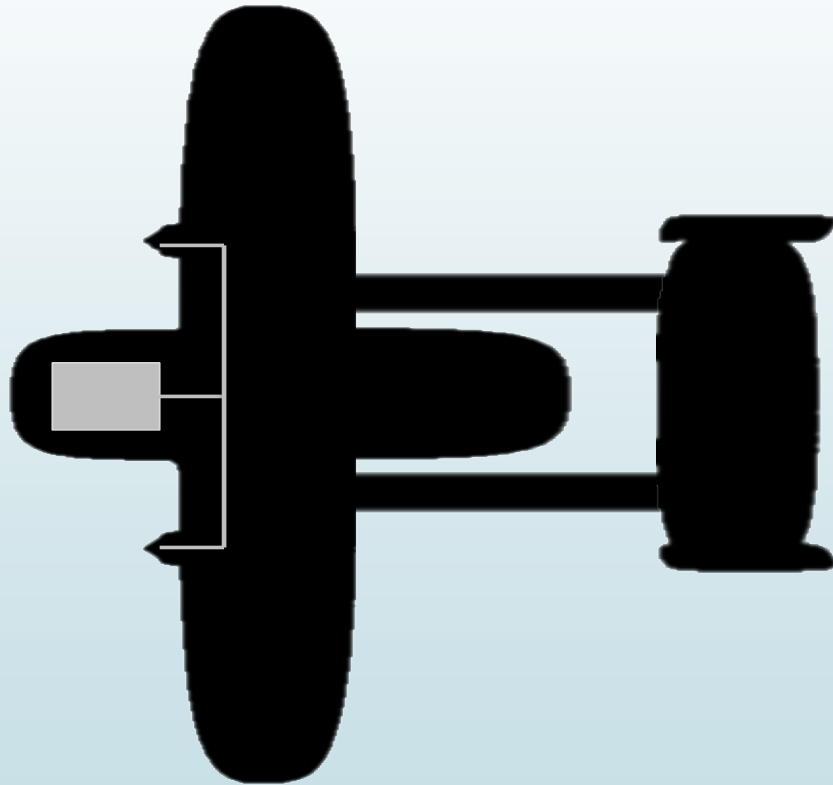
Sistema hidráulico



- ❖ Actuadores de las superficies de control
- ❖ Sistema de apertura y cierre de la rampa y el portalón
- ❖ Tren de aterrizaje y frenos
- ❖ Sistemas redundantes para garantizar el funcionamiento de sistemas primarios en caso de fallo



Sistema neumático

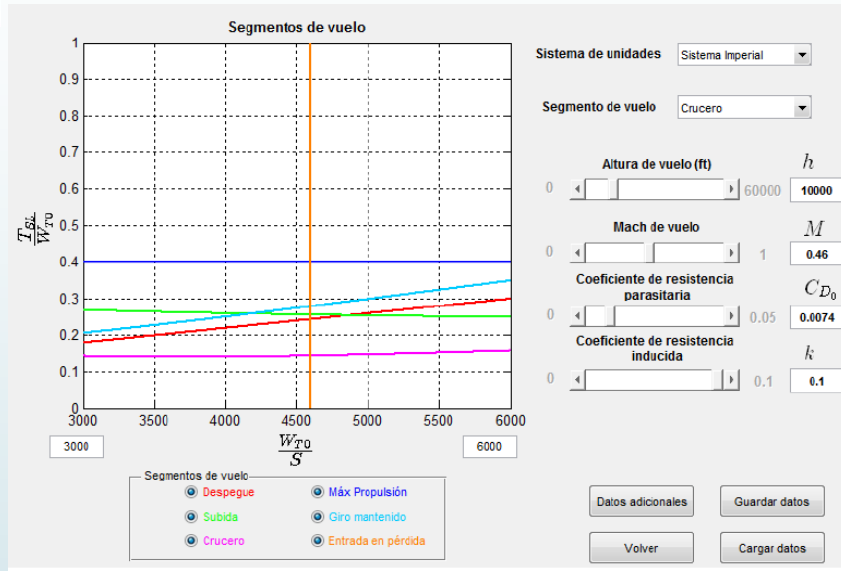


- ❖ Presurización de la cabina y aire acondicionado
- ❖ Sangrado del aire de los motores para el sistema
- ❖ Sistema de oxígeno auxiliar para la tripulación en caso de emergencia





Propulsión



$$\frac{T}{W} = \left(\frac{\eta_p}{V}\right) \left(\frac{P}{W}\right) = \left(\frac{550\eta_p}{V}\right) \left(\frac{hp}{lb}\right)$$



Potencia inicial = **18980 hp** (14.15 MW)

Planta propulsora inicial: dos motores **turbohélice**

EUROPROP T400-D6

Diámetro (m)	0.92
Longitud (m)	3.5
Potencia a nivel del mar (hp)	11000
Peso (kg)	1860

DEMASIADA POTENCIA Y PESO





Propulsión

Modelo propulsivo genérico



Máxima potencia necesaria por motor: **6500 hp** (4.847 MW)

$$P = \delta\delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \delta\delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{p}{p_{SL}}$$

$$C_{bhp} = \frac{c_P}{P} = \left(\frac{c_P}{P}\right)_{SL} (1 + 1,44M)\sqrt{\theta}$$

No reducen peso y geometría



ADECUACIÓN PLANTA PROPULSIVA

Motor	Longitud (m)	Diámetro (m)	Peso (kg)
Rolls-Royce Tyne RTY20	2.762	1.4	1085
Allison AE 2100 D3	3	0.73	783
Pratt & Whitney T-34 P7W-A	3.983	0.857	1435
Rolls-Royce T406-AD-40	1.98	0.89	440



Propulsión

Motor seleccionado: **PRATT & WHITNEY 150A**

Hélice seleccionada: **Dowty R408**

Civil, comercial y eficiente



Especificaciones

Diámetro: 0,84 m.
Longitud: 2,13 m.



ESCALADO

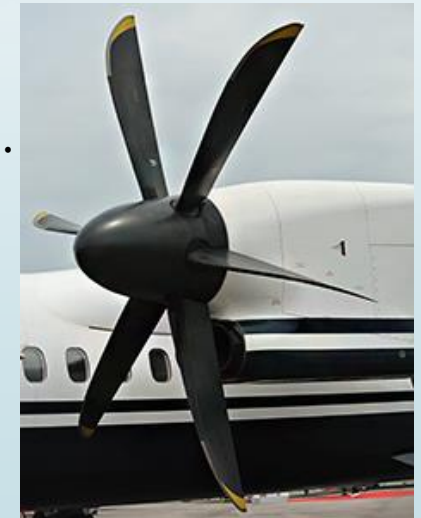
Diámetro: **0,955 m.**
Longitud: **2,423 m.**

Potencia (a nivel del mar): **5075 hp**
Consumo específico: **0,459 lb/hp/hr**
Peso: 481,82 kg.

Peso: **625,06 kg.**

Hélice

Diámetro: **4,115 m.**
Peso: **252 kg.**



Peso total planta propulsora: **1754,12 kg.**

Reducción peso en un 66 % y tamaño en un 32%





Actuaciones

❖ Misión Primera Línea





Actuaciones

❖ Tramo de Aterrizaje y Despegue

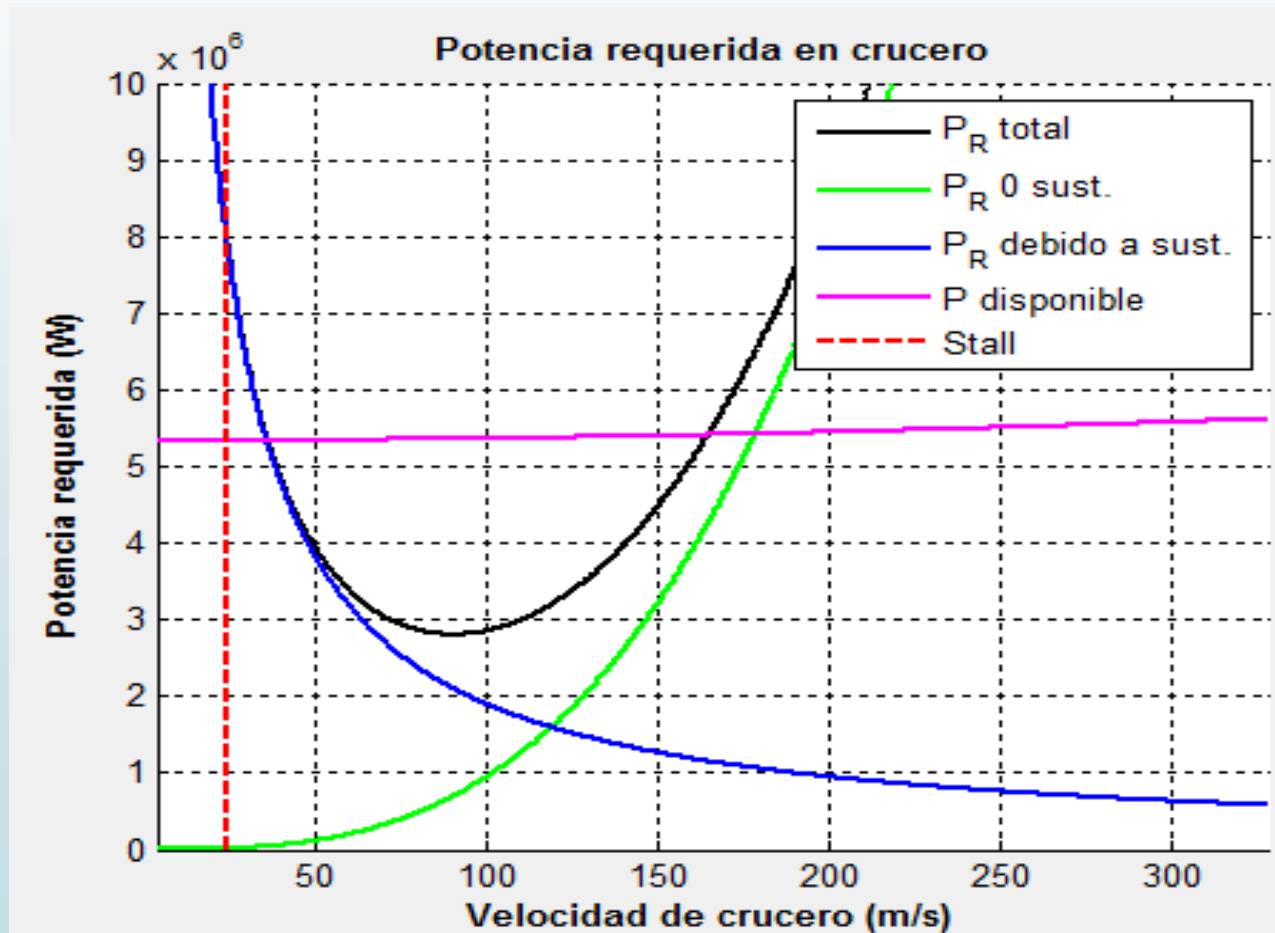
	Aeropuerto a 5000 ft	
	Long. Aeropuerto (m)	Distancia recorrida (m)
Aterrizaje	1524	1138,9775
Despegue	1524	1113,53

- Velocidad de despegue $\rightarrow 1,2 V_{stall} = 55,56 \text{ m/s}$
- Velocidad de aterrizaje $\rightarrow 1,3 V_{stall} = 60,19 \text{ m/s}$



Actuaciones

❖ 1º Tramo de Subida

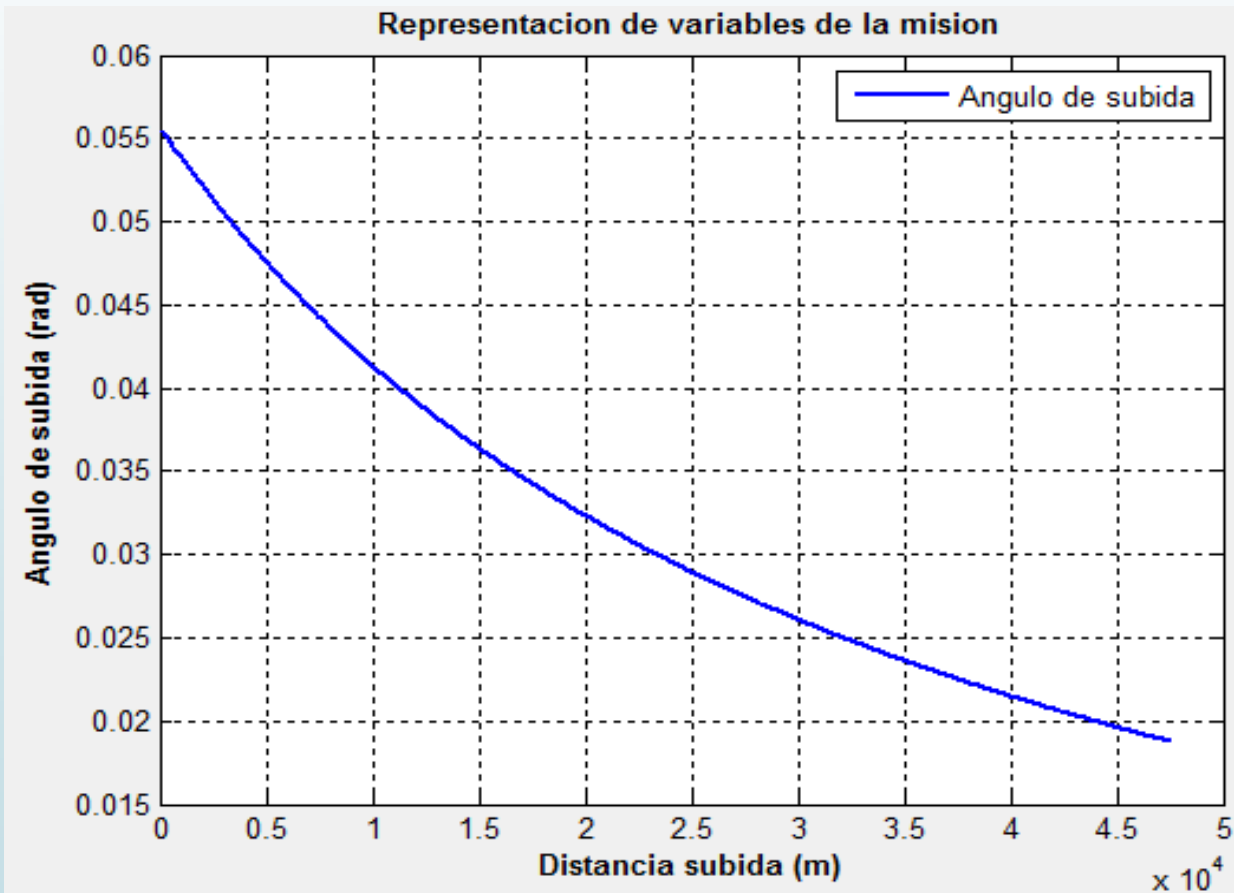


- Velocidad final de subida de 150 m/s
- La altura final es de 3048 m
- Palanca de gases al 100%



Actuaciones

❖ 1º Tramo de Subida

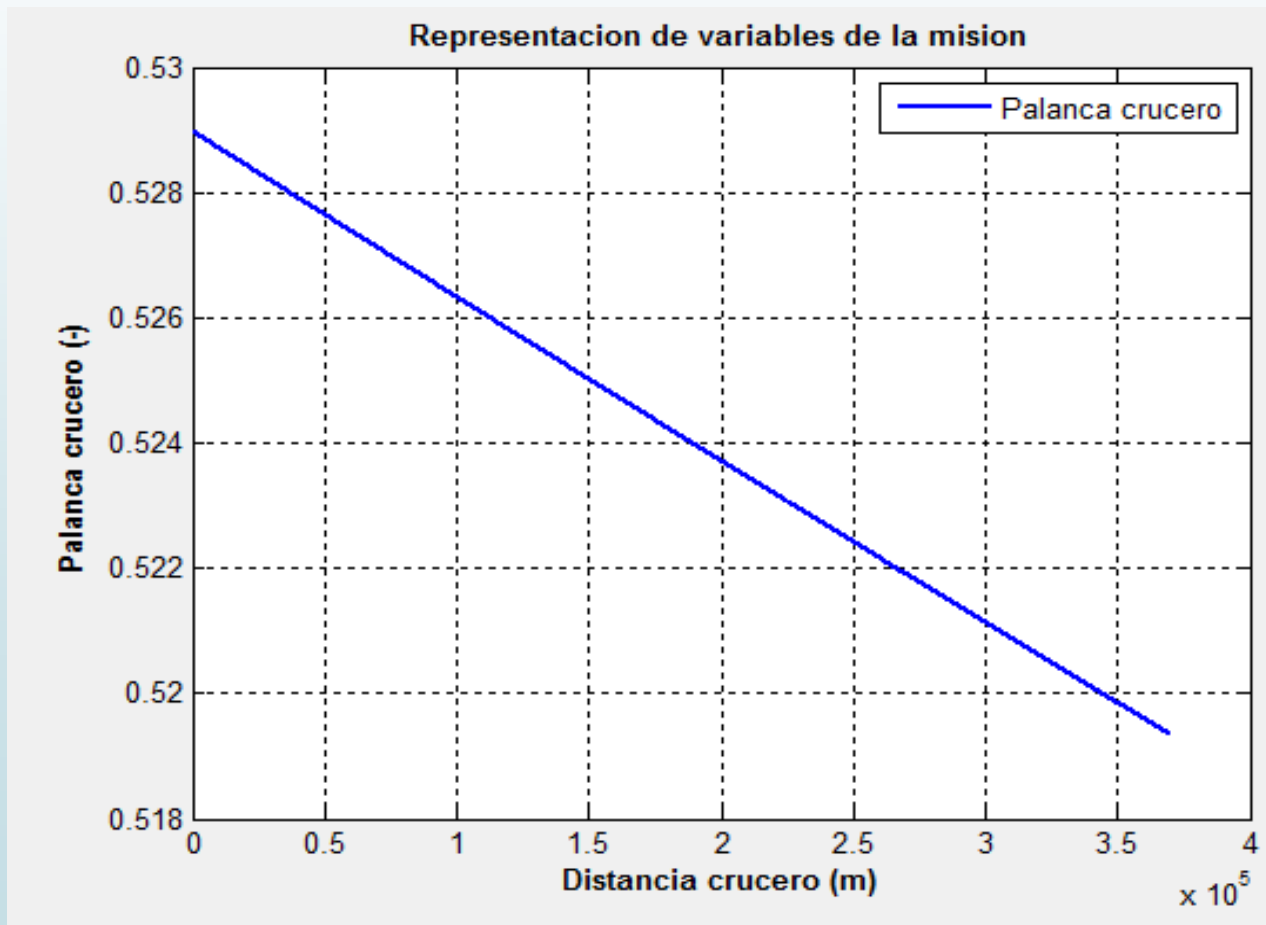


- Ángulo de subida medio de $2,02^\circ$
- Ángulo mínimo exigido por normativa $\longrightarrow 1,83^\circ$
- Máximo valor de $3,15^\circ$



Actuaciones

❖ Crucero de ida

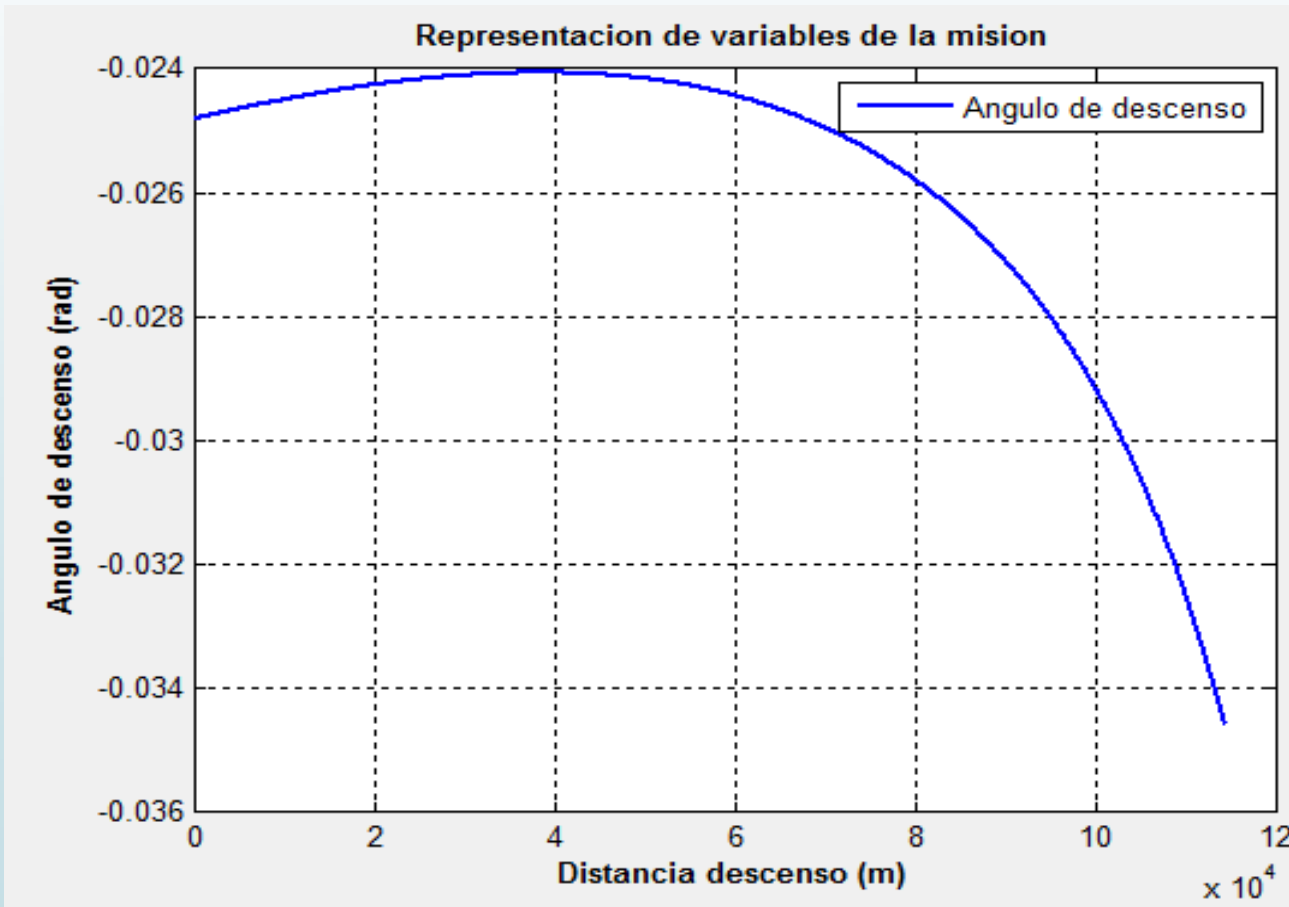


- Velocidad constante $M=0,43$
- Altura constante de 3048 m
- Restricciones en despegue



Actuaciones

❖ 1º Tramo de Descenso

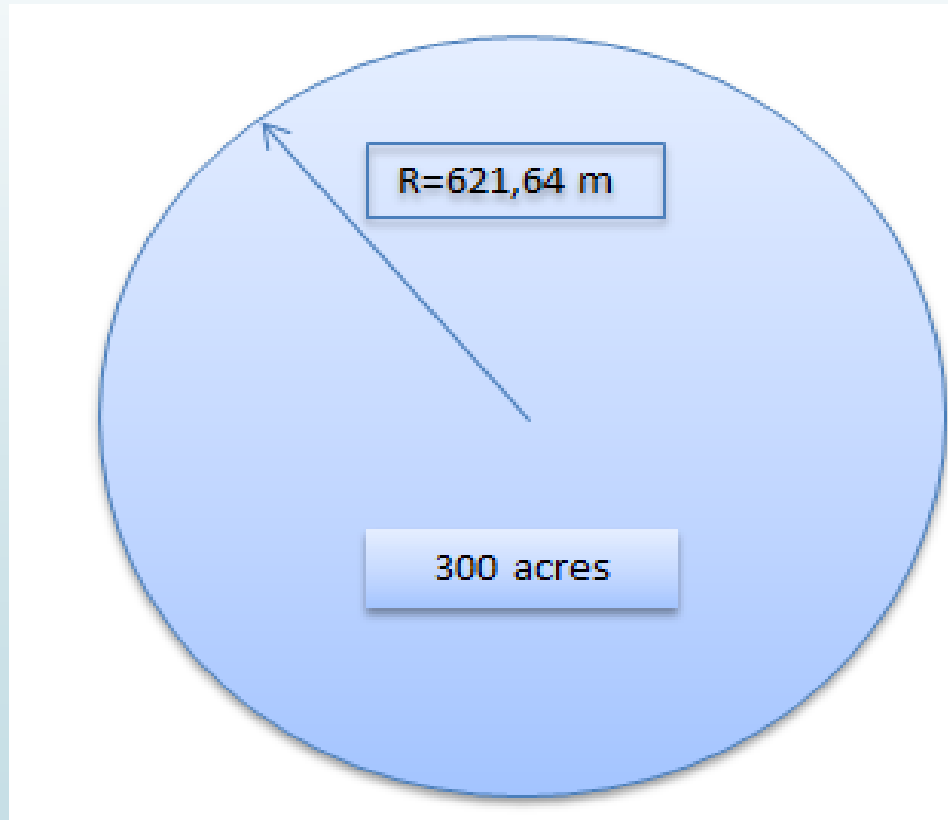


- Velocidad final de 77,17 m/s
- Altura final de 91,44 m
- Palanca de gases al 5%
- Máximo valor de ángulo de descenso $\rightarrow 2,06^\circ$



Actuaciones

❖ Tramos de Viraje para la suelta de carga

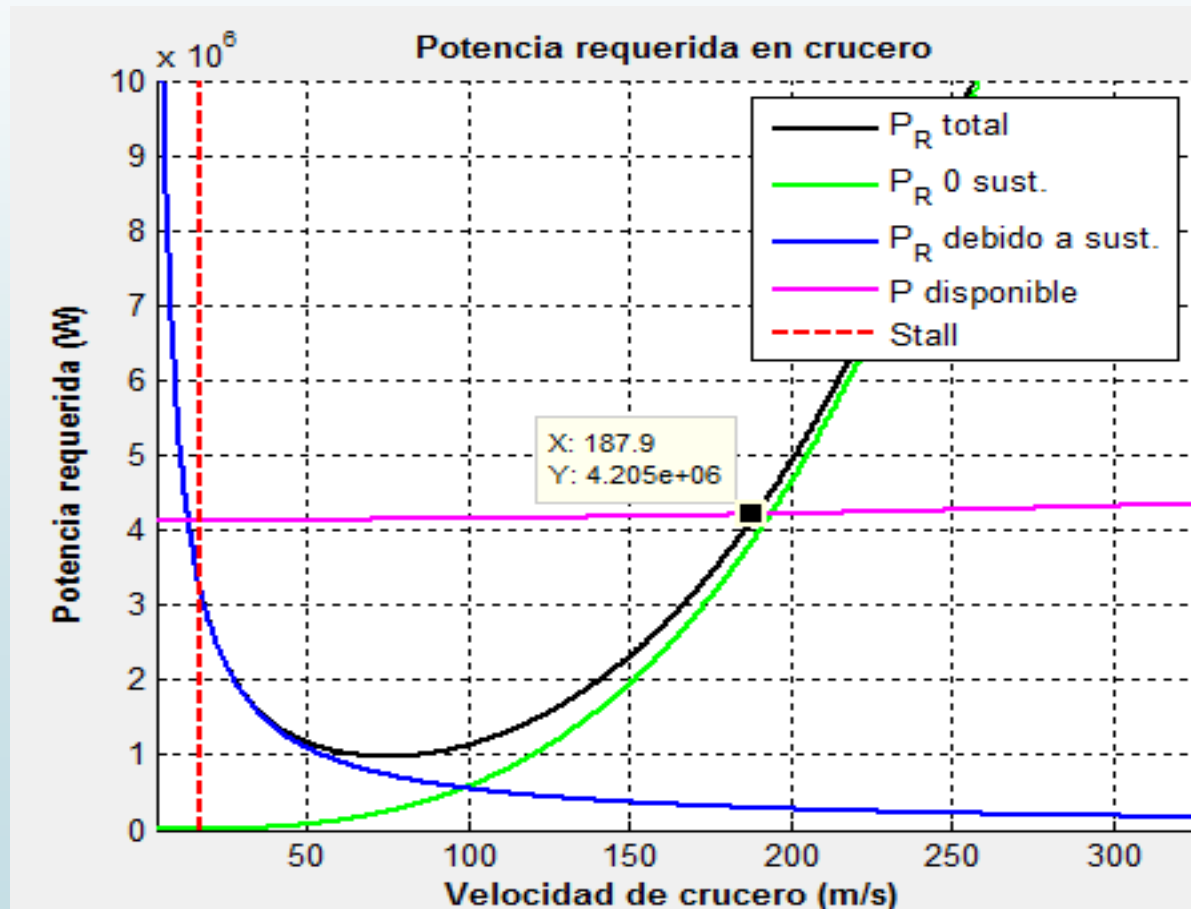


- Velocidad constante de 77,17 m/s
- Factor de carga $n=1,2 \longrightarrow 33,557^\circ$
- 3 virajes para descargas de 6766,67 kg



Actuaciones

❖ 2º Tramo de Subida

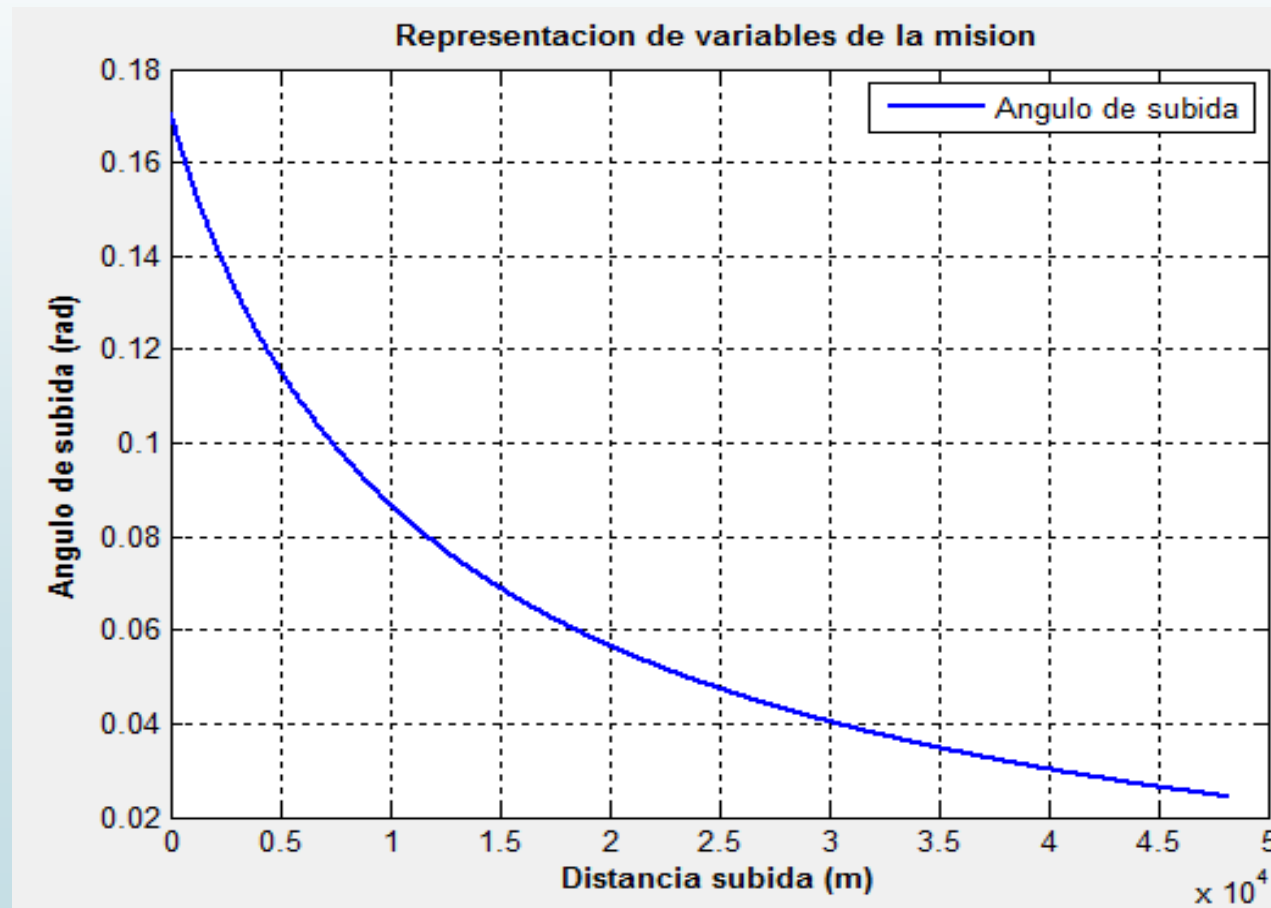


- Velocidad final de subida de 154,33 m/s
- La altura final es de 3048 m
- Palanca de gases al 80%



Actuaciones

❖ 2º Tramo de Subida

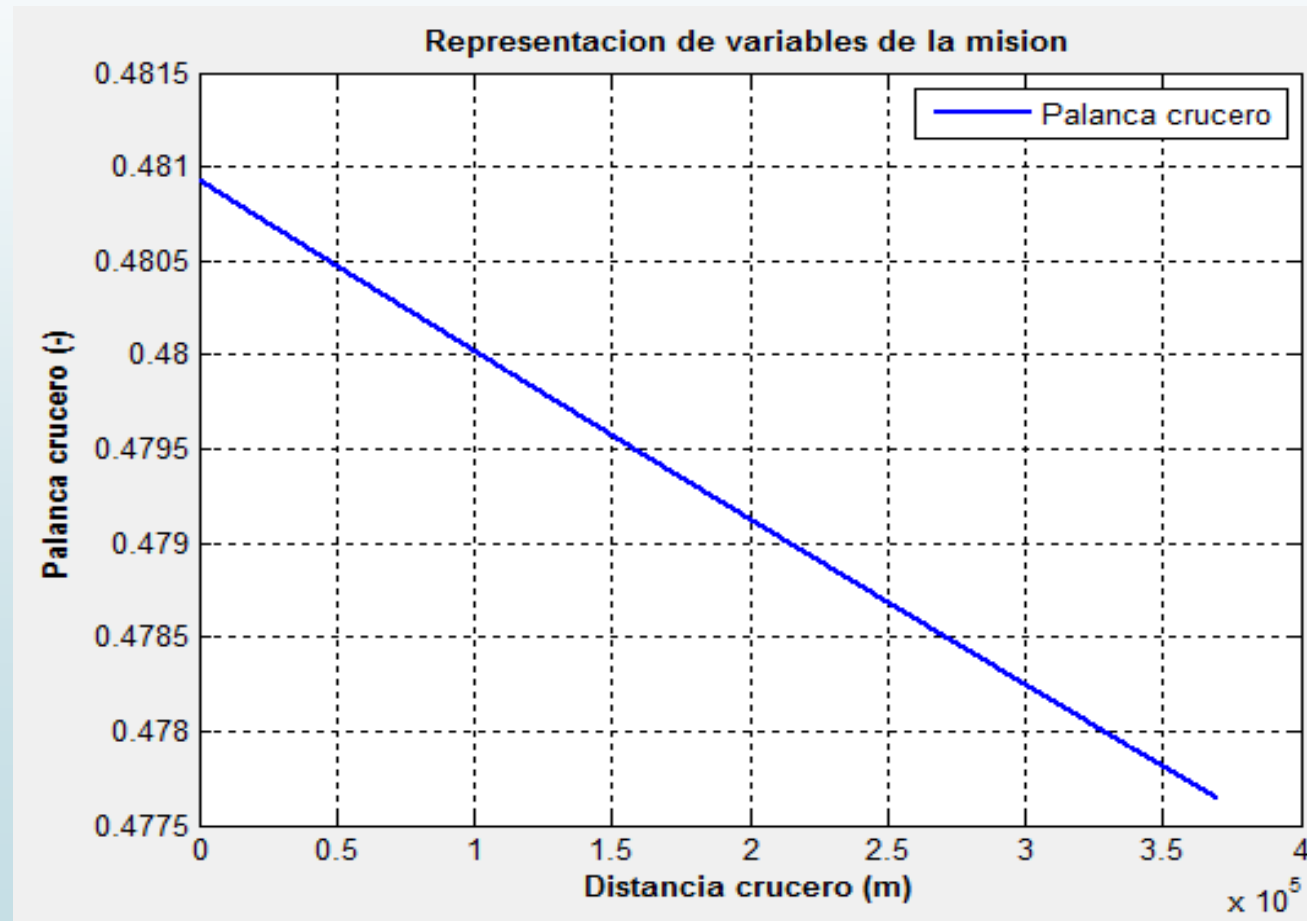


- Ángulo de subida medio de $4,7^\circ$
- Ángulo mínimo por normativa $\longrightarrow 1,83^\circ$
- Máximo valor de $9,74^\circ$



Actuaciones

❖ Crucero de vuelta

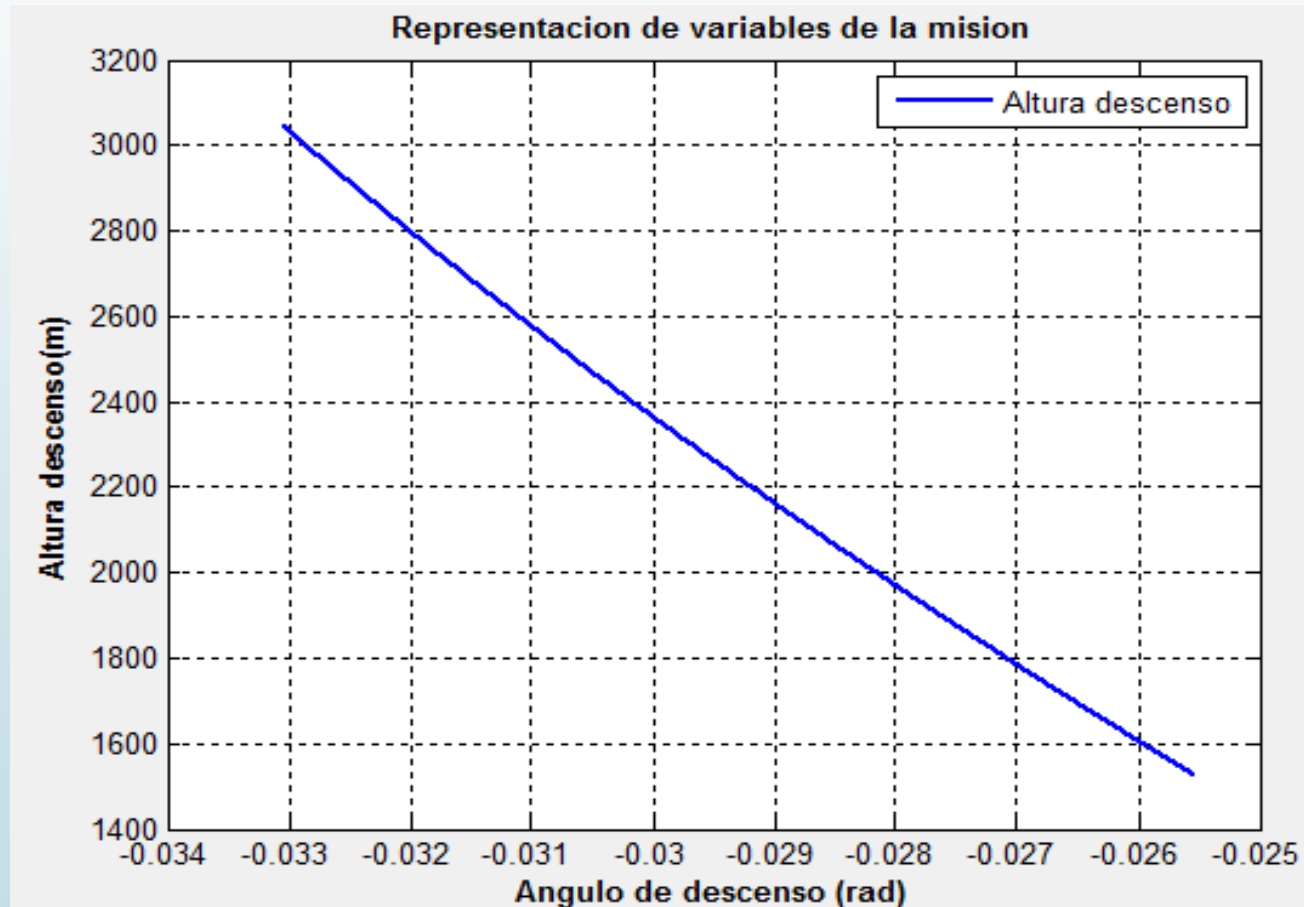


- Velocidad constante $M=0,47$
- Altura constante de 3048 m
- Distancia recorrida de 370,4 km



Actuaciones

❖ 2º Tramo de Descenso



- Velocidad final $1,3 V_{\text{stall}}$
- Palanca de gases al 10%
- Máximo ángulo de descenso $\longrightarrow 1,83^\circ$



Actuaciones

❖ Misión de Ferry





Actuaciones

❖ Tramo de Aterrizaje y Despegue

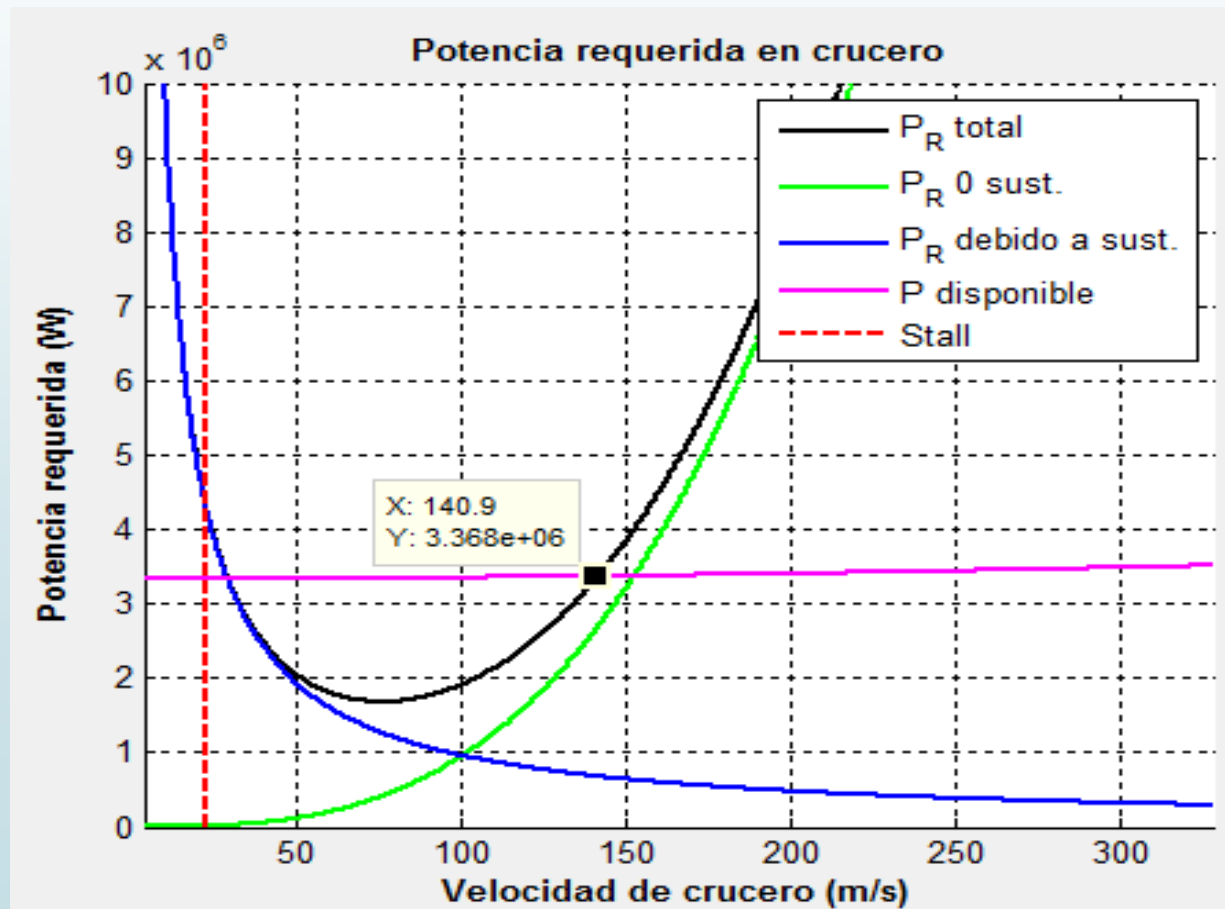
	Aeropuerto a 5000 ft	
	Long. Aeropuerto (m)	Distancia recorrida (m)
Aterrizaje	1524	791,8
Despegue	1524	1125,99

- Velocidad de despegue $\rightarrow 1,2 V_{stall} = 55,56 \text{ m/s}$
- Velocidad de aterrizaje $\rightarrow 1,3 V_{stall} = 60,19 \text{ m/s}$



Actuaciones

❖ Tramo de Subida

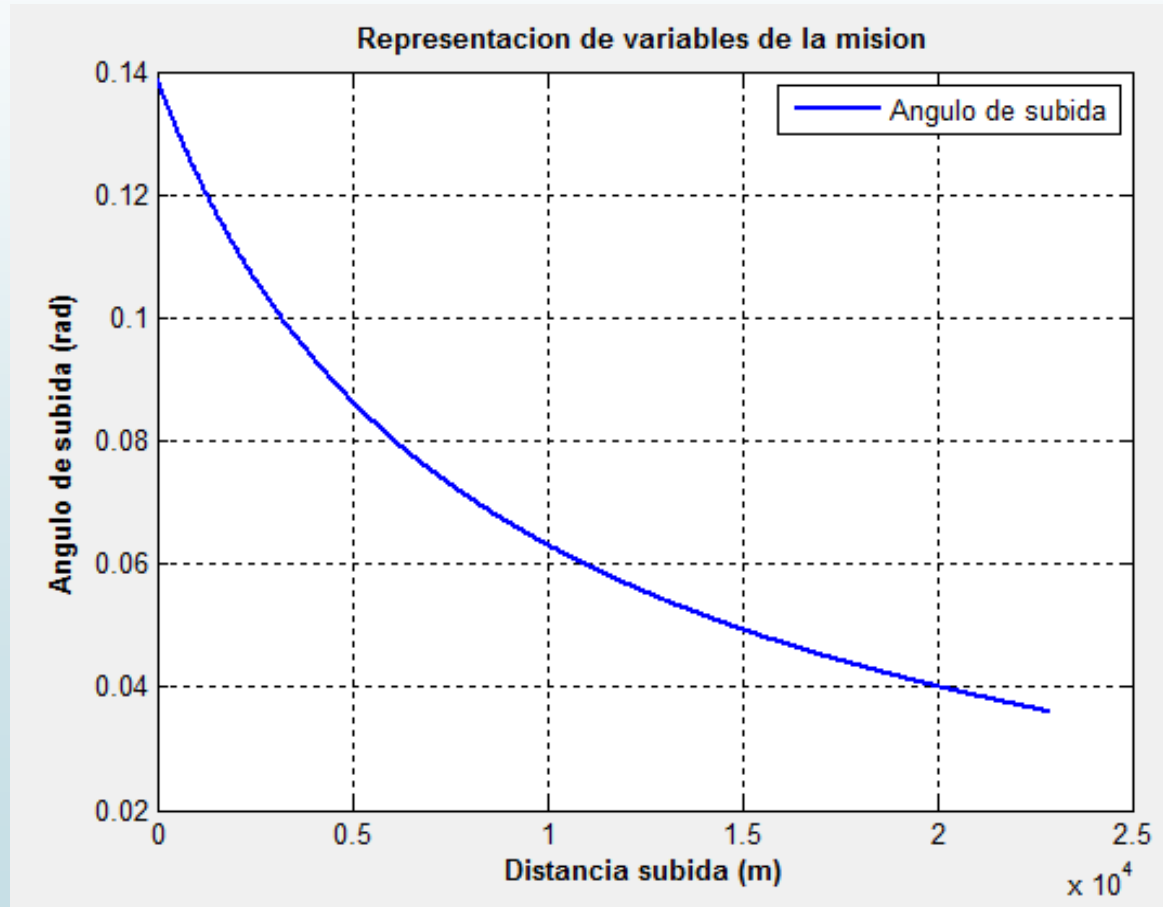


- Velocidad final de subida de 128,61 m/s
- La altura final es de 3048 m
- Palanca de gases al 95%



Actuaciones

❖ Tramo de Subida

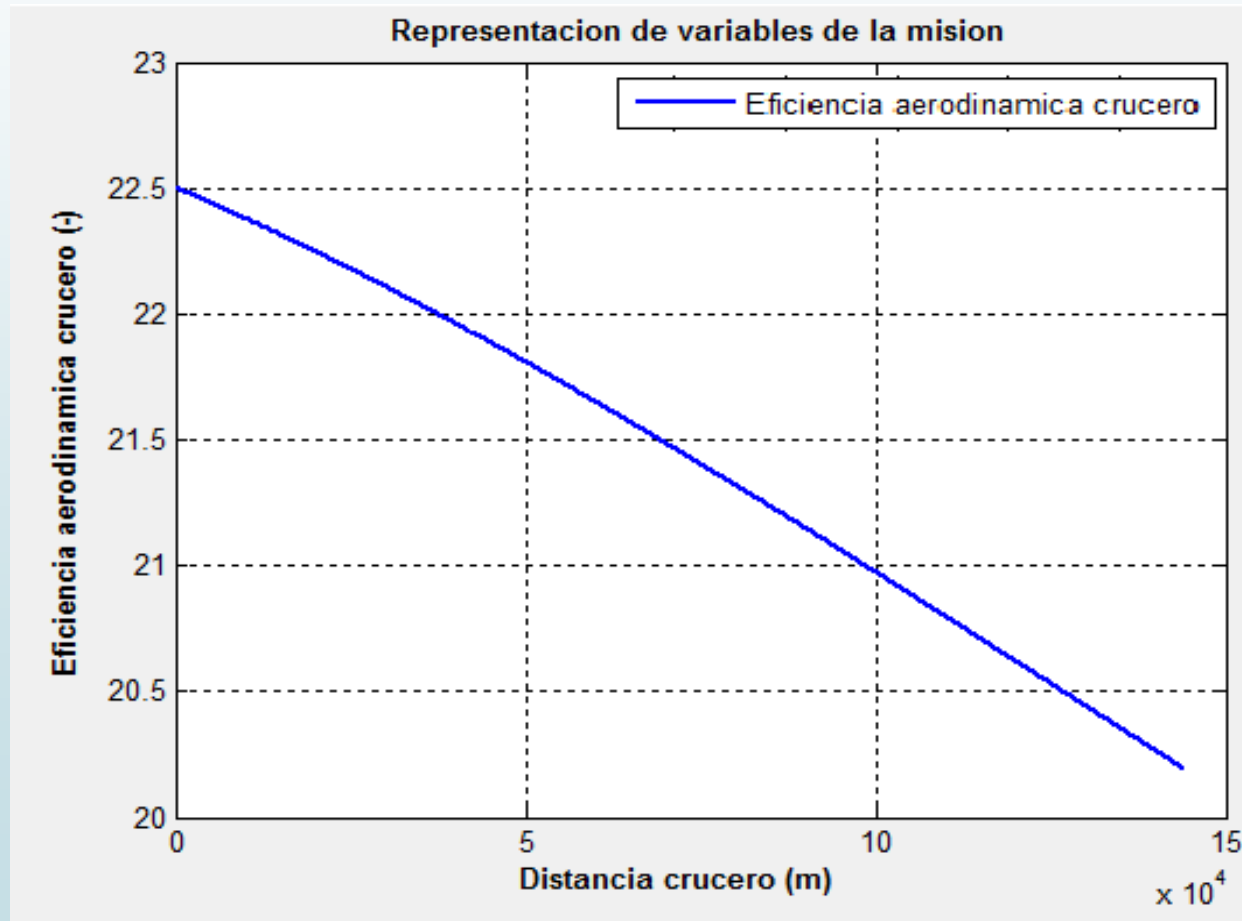


- Ángulo de subida medio de $4,41^\circ$
- Ángulo mínimo por normativa $\rightarrow 1,83^\circ$
- Máximo valor de $8,02^\circ$



Actuaciones

❖ Crucero

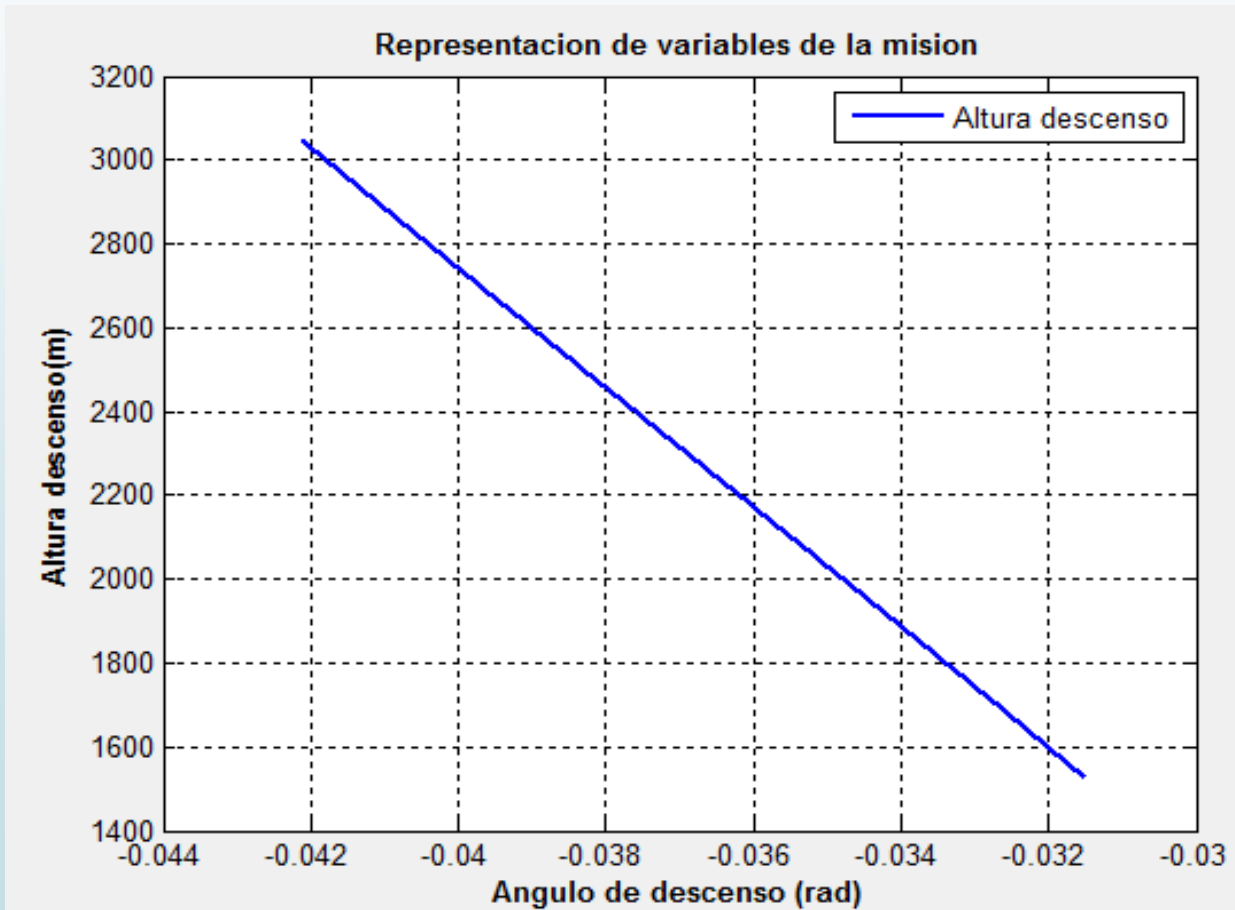


- Velocidad constante $M=0,37$
- Distancia \longrightarrow 4630 km
- Altura para máxima autonomía $\left(\frac{L}{D}\right)_{m\acute{a}x}$
- En nuestro caso, $\left(\frac{L}{D}\right)_{m\acute{a}x} = 22,62$



Actuaciones

❖ Tramo de Descenso

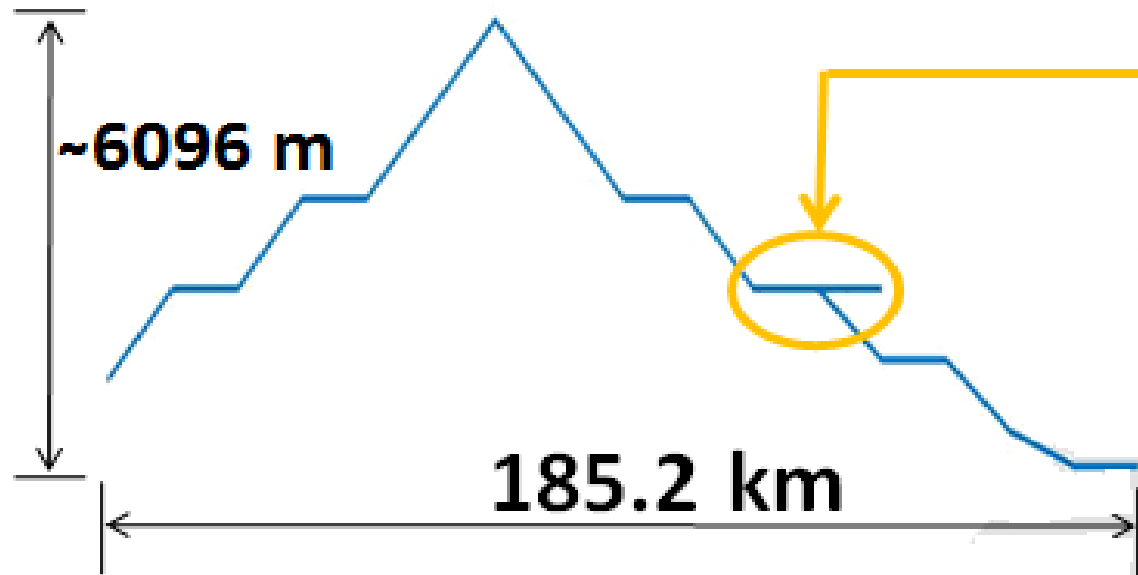


- Velocidad final $1,3 V_{stall}$
- Palanca de gases al 10%
- Máximo ángulo de descenso $\longrightarrow 2,41^\circ$



Actuaciones

❖ Aeropuerto alternativo: Reserva fuel



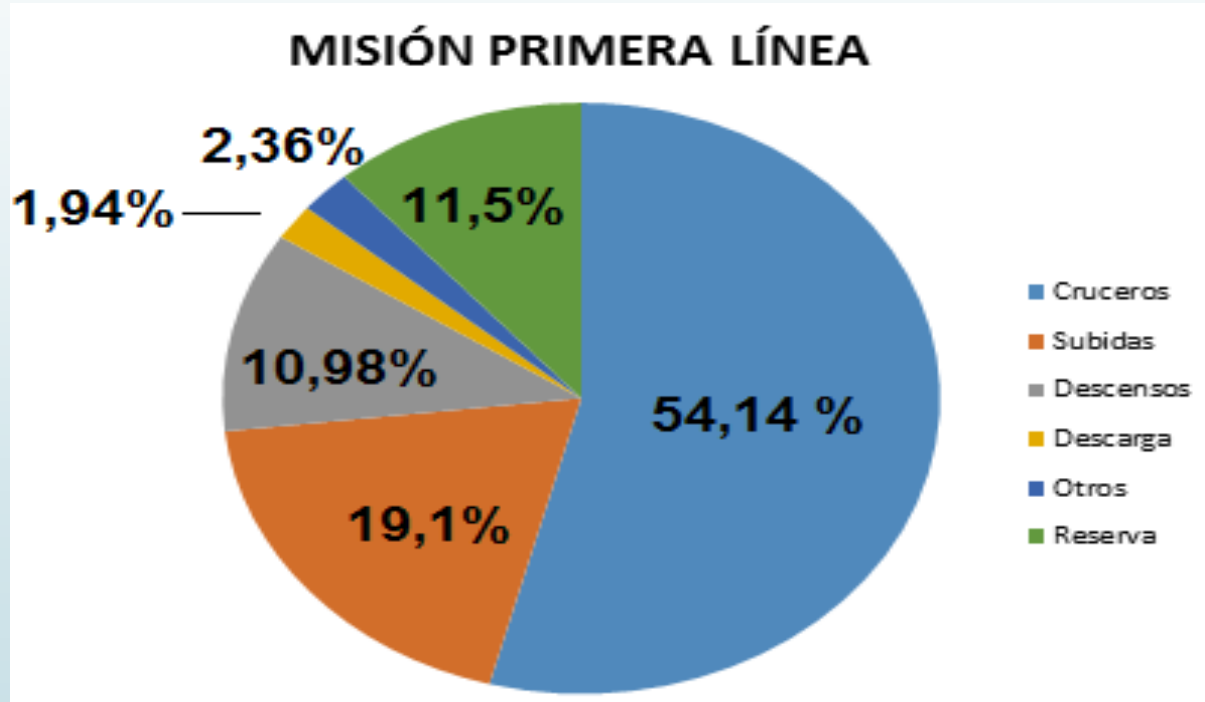
Vuelo en espera

- **Altitud: 457.2m**
- **Velocidad: 80m/s**
- **Tiempo espera: 30 min**
- **Factor de carga: 1.2**
- **Nº vueltas: 15**

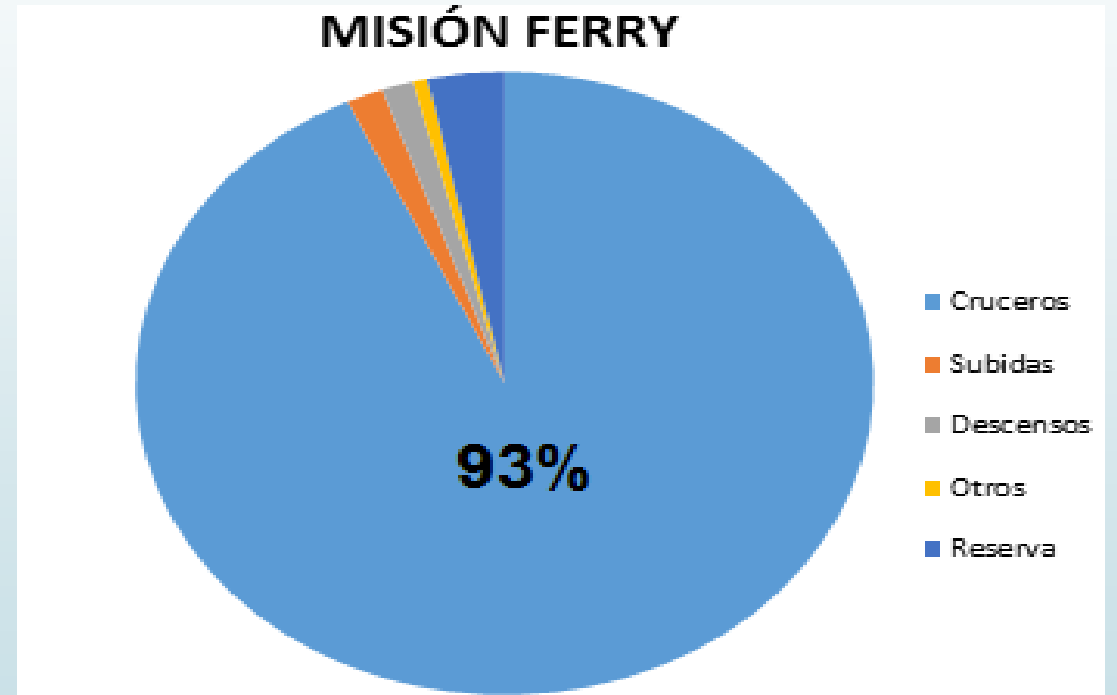


Actuaciones

❖ Consumo de combustible



3187,27 kg

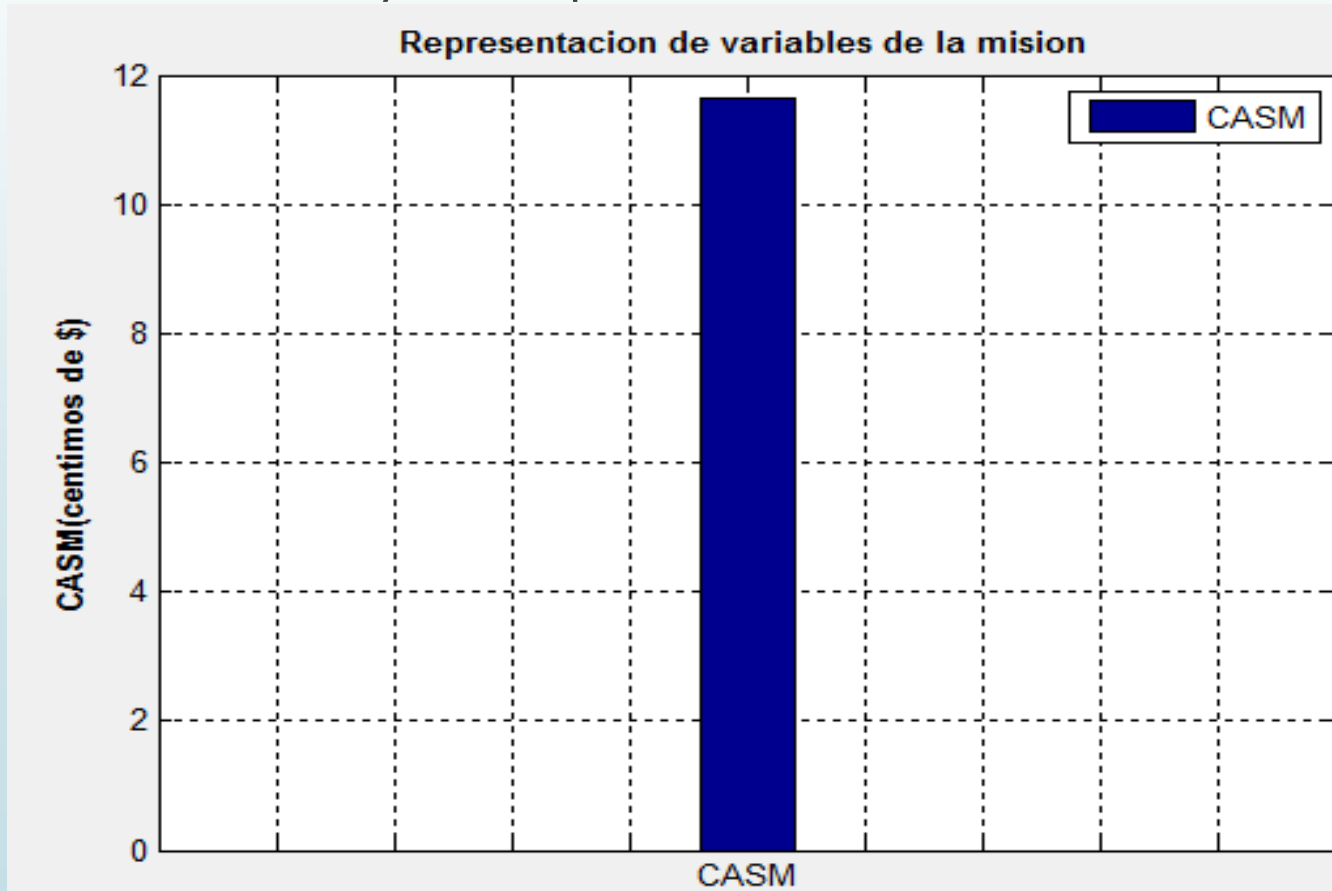


10895,50 kg



Actuaciones

❖ CASM y Tiempo:



- CASM = 11,6283
- Tiempo total: 2,67 h





Estabilidad

Estabilidad estática

- **Márgen estatico** $ME = \frac{X_{na} - X_{cg}}{c} 100$

crucero ideal:

$$ME_{TO} = 20,31\%$$

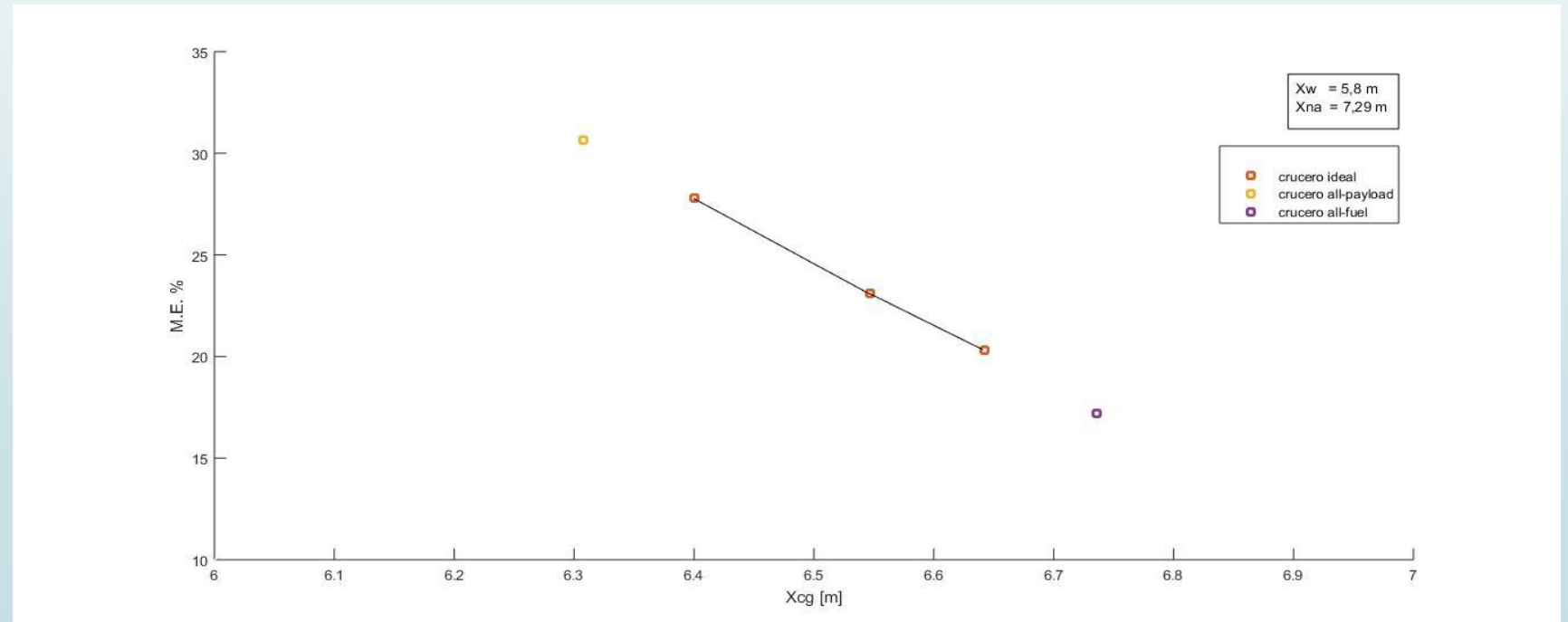
$$ME_{1/2} = 23,13\%$$

$$ME_L = 27,81\%$$

crucero en condiciones criticas:

$$ME_{ALL\ PAYLOAD} = 17,19\%$$

$$ME_{ALL\ FUEL} = 30,63\%$$





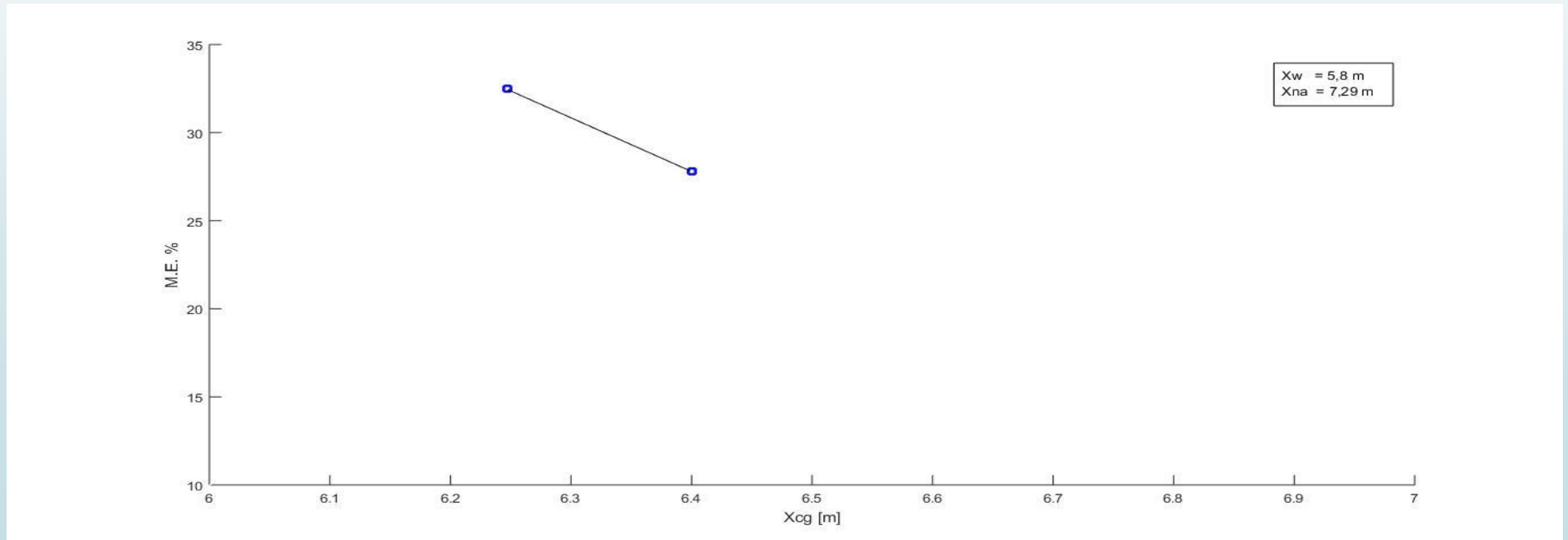
Estabilidad

Estabilidad estática

- crucero en misión de ferry:

$$ME_{TO_FERRY} = 32,50\%$$

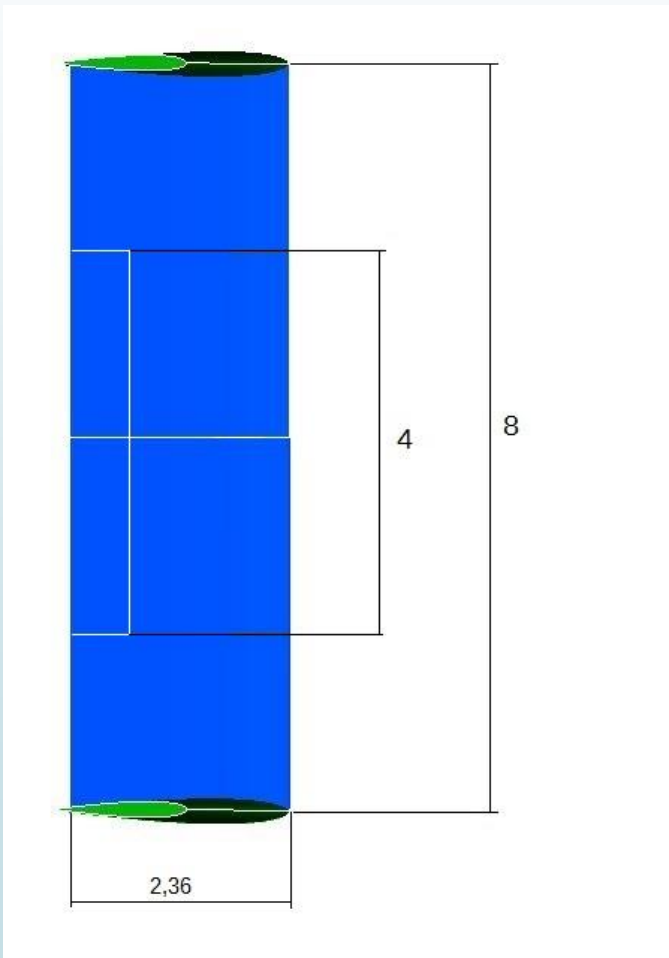
$$ME_L = 27,81\%$$





Estabilidad estática

- Superficies de control y trimado



- estabilizador horizontal

$$S = 19,8 \text{ m}^2 (8 \text{ m} * 2,36 \text{ m})$$

$$S_E/S_H = 10\% (4 \text{ m} * 20\% c)$$

- Trim longitudinal

$$\alpha_{1/2} = 0,41^\circ$$

$$\Delta\alpha = 2,24^\circ$$

$$\Delta\delta e = 2,05^\circ$$

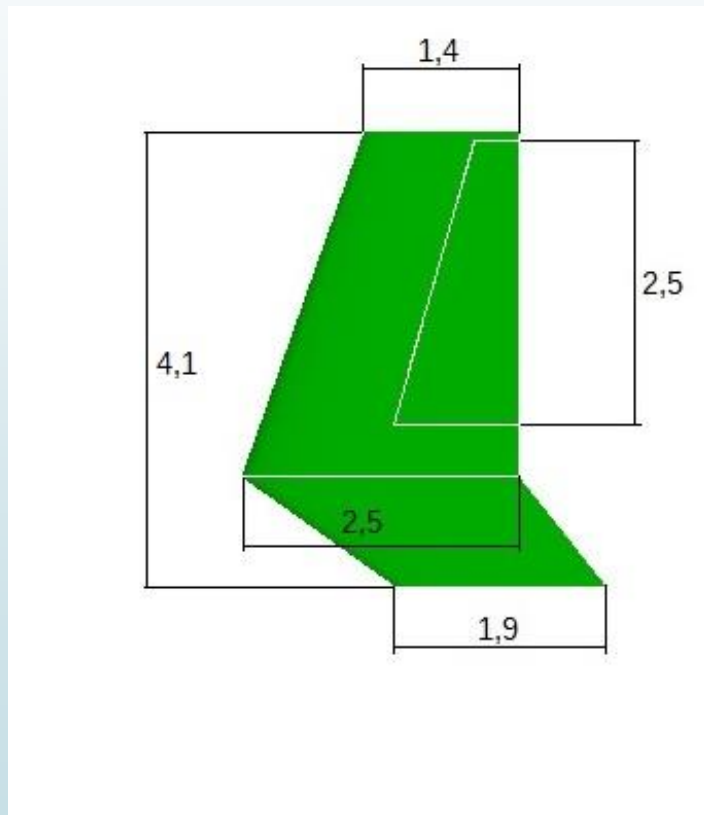
$$\delta e_{1/2} = -3,52^\circ$$

*requiere un estudio sobre actuador de precisión



Estabilidad estática

- Superficies de control y trimado



- Twin vertical
solución con optima eficiencia
aerodinamica y estructural

$$S = 8,245 \text{ m}^2 * 2$$

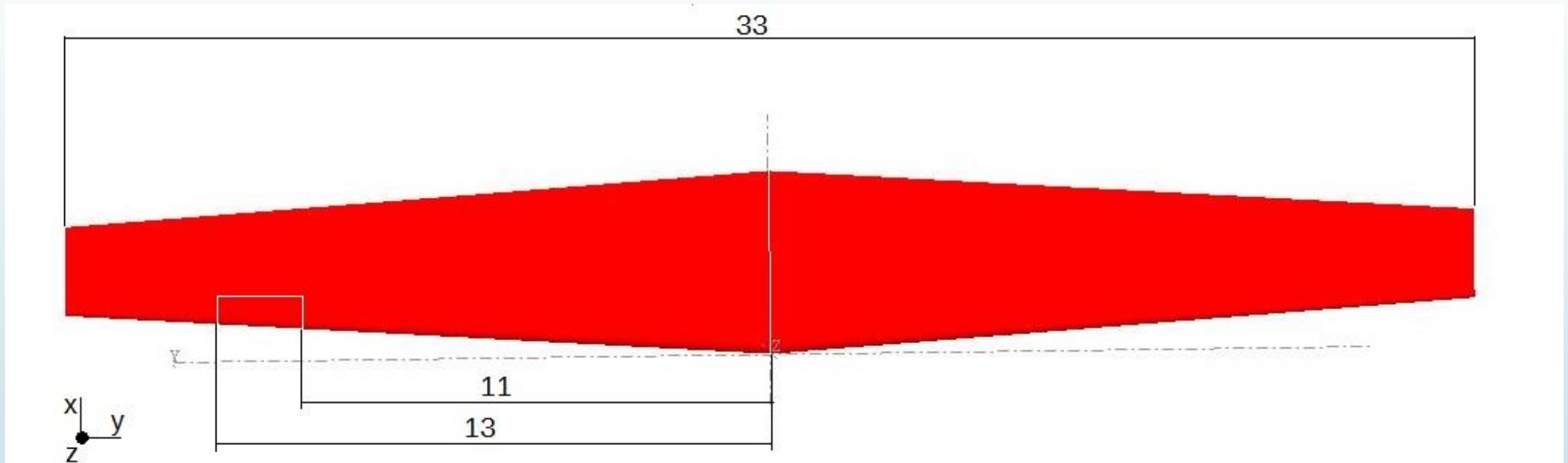
$$S_R/S_V = 15\%$$

- Trim lateral-direccional
(condición de OEI a 5000 ft)
38,8% de margen el Cn_{δ_r}



Estabilidad estática

- Superficies de control y trimado



Dimensionado alerones

para que alcance la velocidad de rotación por un avión de su categoría.

TANQUER 30° in 1,5 s

*no hay trimtab y servotab porque el avión tiene sistema FBW



Estabilidad estática

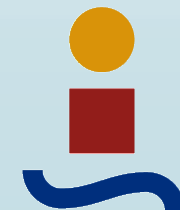
- Tabla de resultados

Datos	
i_w	0°
i_t	1°

Derivadas aerodinámicas	
CL_0	0,38
CL_α	3,54
CL_δ	0,69
Cm_0	0,41
Cm_α	-2,62
Cm_δ	6,15
$Cn_{\delta r}$	$-8,70 \cdot 10^{-2}$
$Cn_{\delta r}$ requerido	$-6,30 \cdot 10^{-2}$
$Cl_{\delta a}$	$-7,61 \cdot 10^{-2}$
$Cl_{\delta a}$ requerido	$-6,02 \cdot 10^{-2}$



GRACIAS POR SU ATENCIÓN



Escuela Técnica Superior de
INGENIERÍA DE SEVILLA