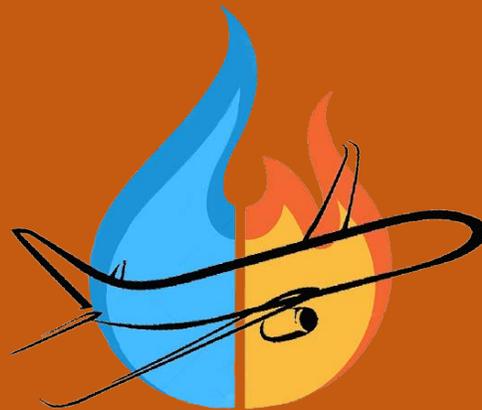


Next Generation Large Air Tanker



**AIRCRAFT
TECHNOLOGIES**

**Máster de Ingeniería Aeronáutica
2017/18**

Índice

- ❖ Introducción
- ❖ Modelos preliminares
- ❖ Diseño
- ❖ Estructuras
- ❖ Aerodinámica
- ❖ Estabilidad y control
- ❖ Propulsión y actuaciones

Índice

- ❖ **Introducción**
- ❖ Modelos preliminares
- ❖ Diseño
- ❖ Estructuras
- ❖ Aerodinámica
- ❖ Estabilidad y control
- ❖ Propulsión y actuaciones

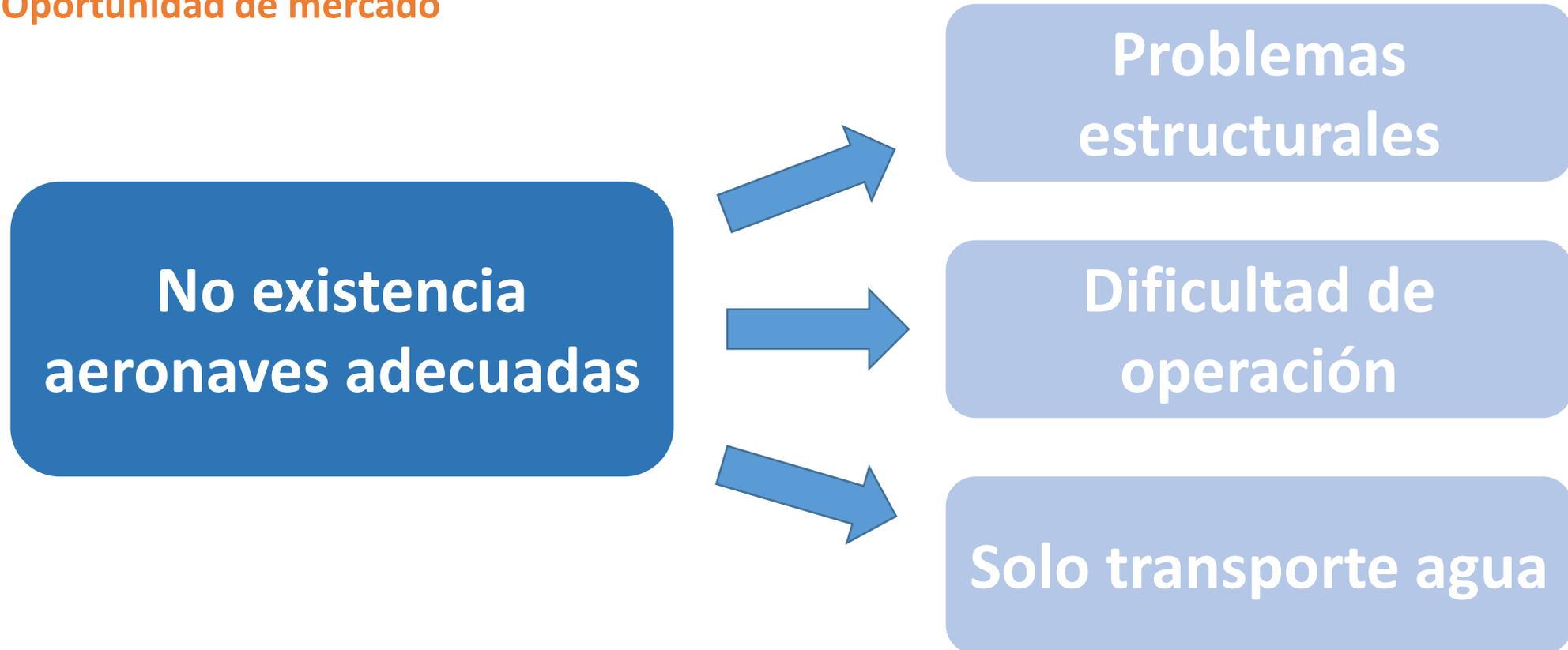
Introducción

➤ Situación Actual



Introducción

➤ Oportunidad de mercado



Introducción

➤ Requisitos RFP

- Capacidad de carga de pago 5.000 galones
- Capacidad para 2 pilotos
- Alcance en ferry de 2.500 nm
- Alcance en operación 200 nm desde la base al área de fuego
- Tres descargas de retardante a velocidades inferiores a 150 kts y a una altura de 300ft

Introducción

➤ La compañía

Jerarquía

Área	Componentes
Aerodinámica	Alex Arce
	José María Peral
	Fernando Ruiz
Diseño	María Isabel Hernández
	Miguel Ángel Lavado
	Francisco Molero
Estructuras	Rocío Mohedano
	Francisco Javier Rodríguez
	Carlos Torres
Estabilidad y Control	Antonio José Aguilera
	José María Bascón
	Luis Carlos Carnecero
Propulsión y actuaciones	Daniel Camps
	Juan Antonio Moreno

Índice

- ❖ Introducción
- ❖ **Modelos preliminares**
- ❖ Diseño
- ❖ Estructuras
- ❖ Aerodinámica
- ❖ Estabilidad y control
- ❖ Propulsión y actuaciones

Modelos preliminares

➤ Modelo base

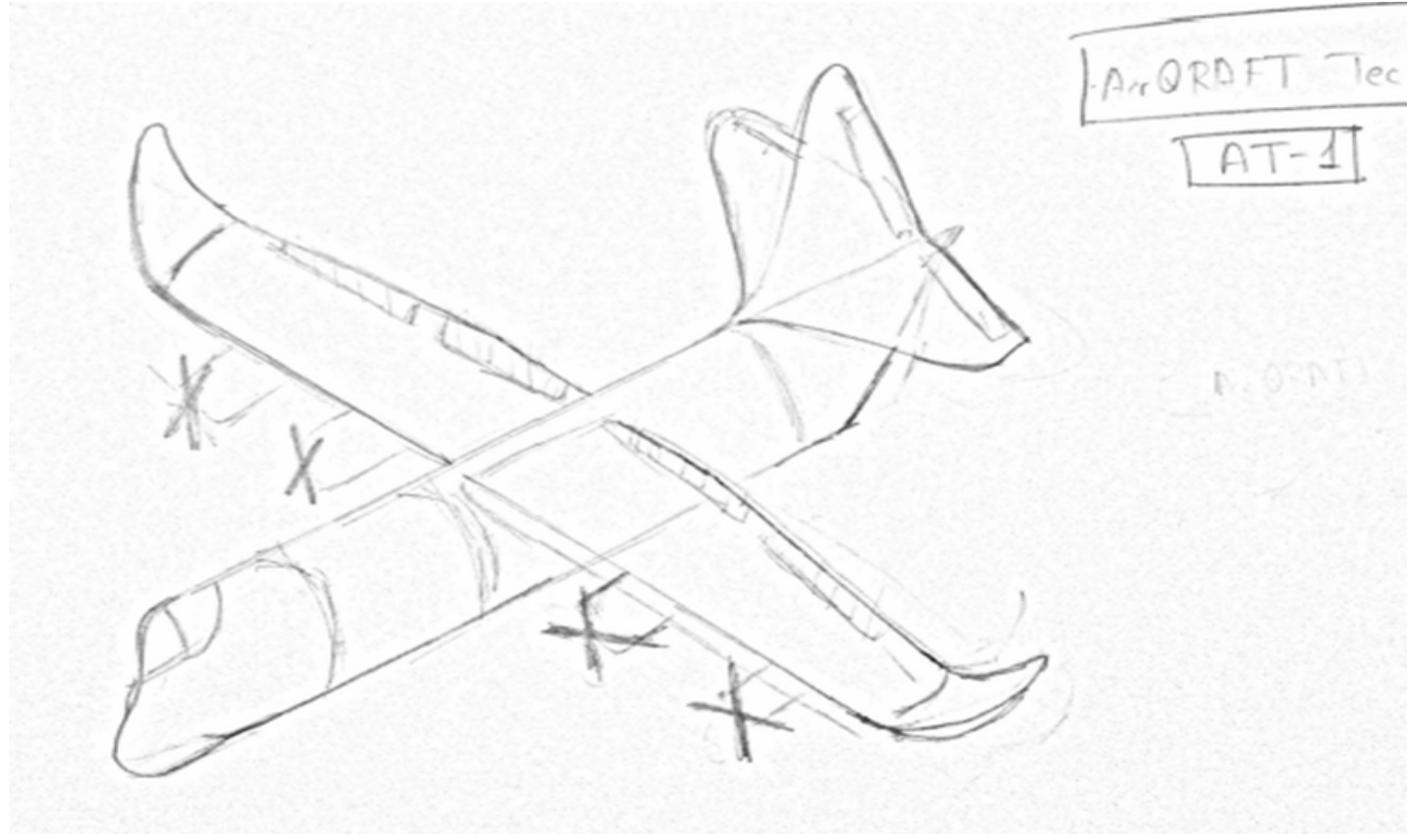
Lockheed Martin
C-130H Tanker

- Gran alargamiento
- Ala alta
- Gran tamaño superficies estabilizadoras
- Motores turbohélice



Modelos preliminares

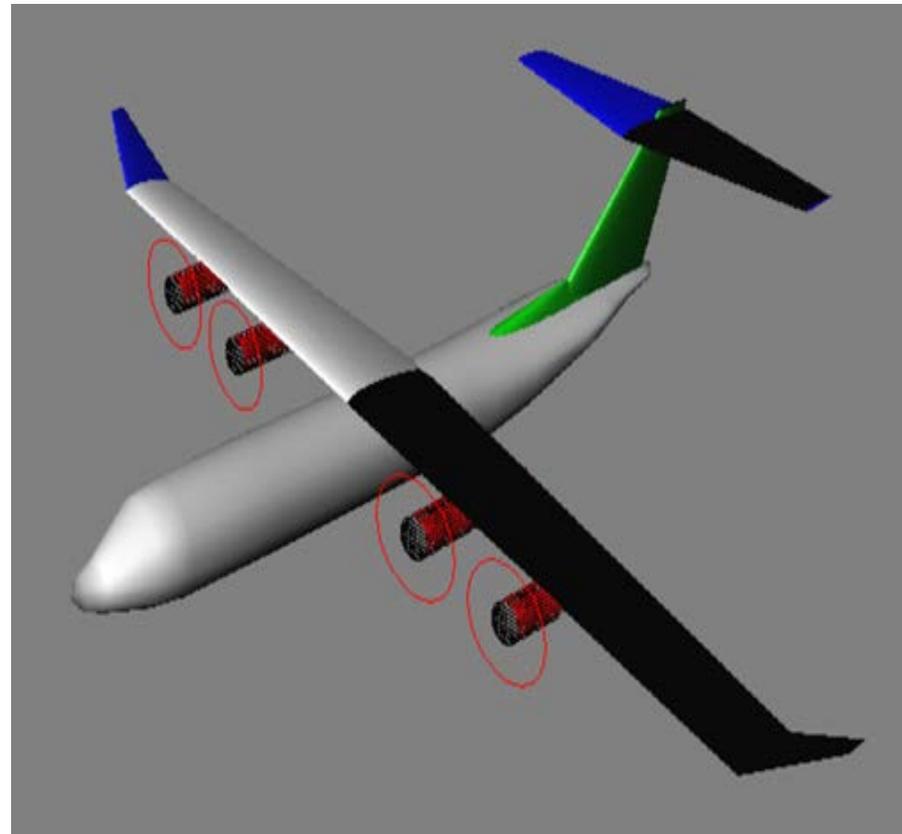
➤ Diseño en servilleta



Modelos preliminares

➤ **Modificaciones diseño inicial**

Diseño inicial 3



Índice

- ❖ Introducción
- ❖ Modelos preliminares
- ❖ **Diseño y sistemas**
- ❖ Estructuras
- ❖ Aerodinámica
- ❖ Estabilidad y control
- ❖ Propulsión y actuaciones

Diseño

DERIVADOS DEL CLIENTE

REQUISITOS

○ *Carga de retardante* = 45454 *libras*

○ *Carga de pasajeros* = $\left(\frac{\text{libras}}{\text{pasajeros}} \right) = 454 \text{ libras}$

• *Carga pago* = *carga de retardante* + *carga de pasajeros y equipaje* = 45454 *libras*

Diseño

SIMILITUDES ENTRE CARGAS DE PAGO

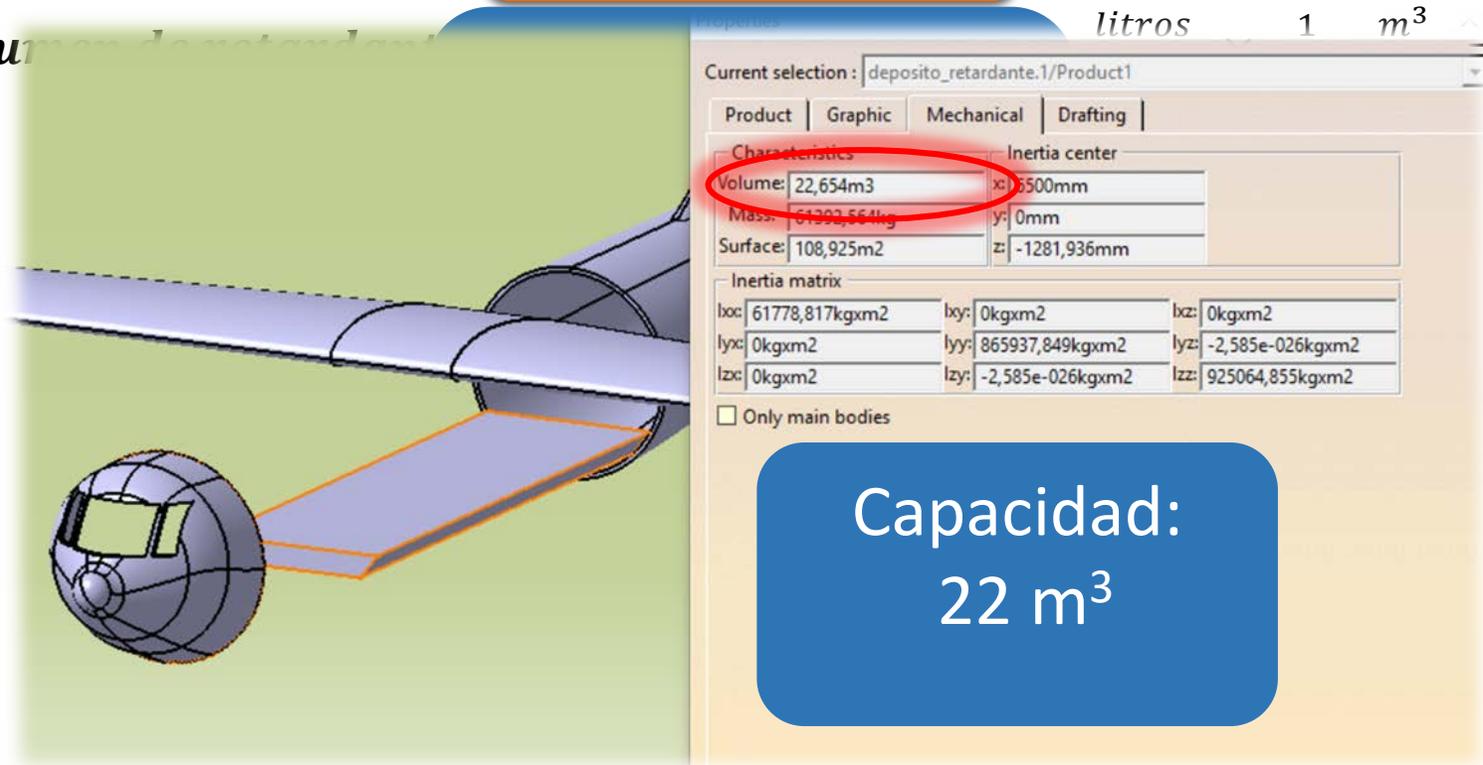
- Volumen de **combustible** necesario considerando densidad 0,8 Kg/l (Cepsa Jet A-1)

	L(m)	D(m)	H(m)	W(m)	L_f/D	L_a/D	UA(dg)	CA(dg)
C-130	34.37	4.33	4.34	4.32	0.95	2.56	9	12

Diseño

DEPÓSITO DE RETARDANTE

- Volumen de retardante

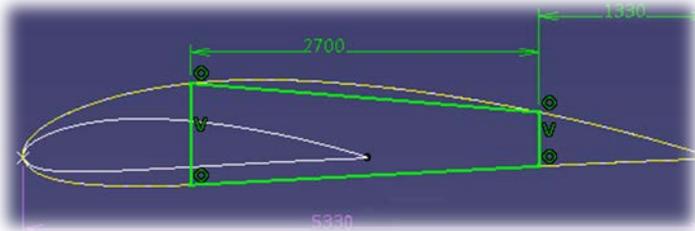


litros 1 m³ = 18.9271 m³

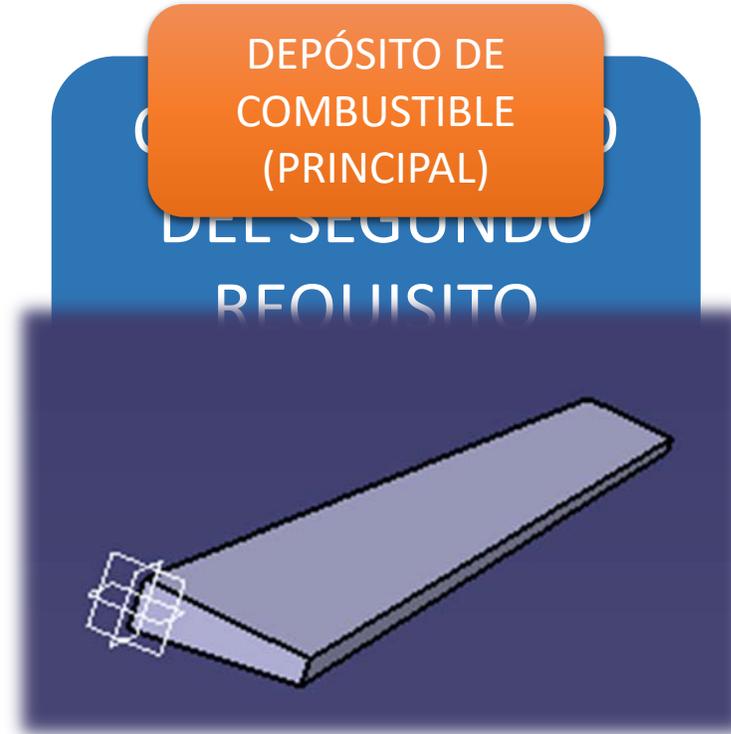
Capacidad:
22 m³

Diseño

Consideración de espacio útil al
25% de la cuerda



DEPÓSITO DE
COMBUSTIBLE
(PRINCIPAL)



Capacidad:
39,178 m³

Diseño

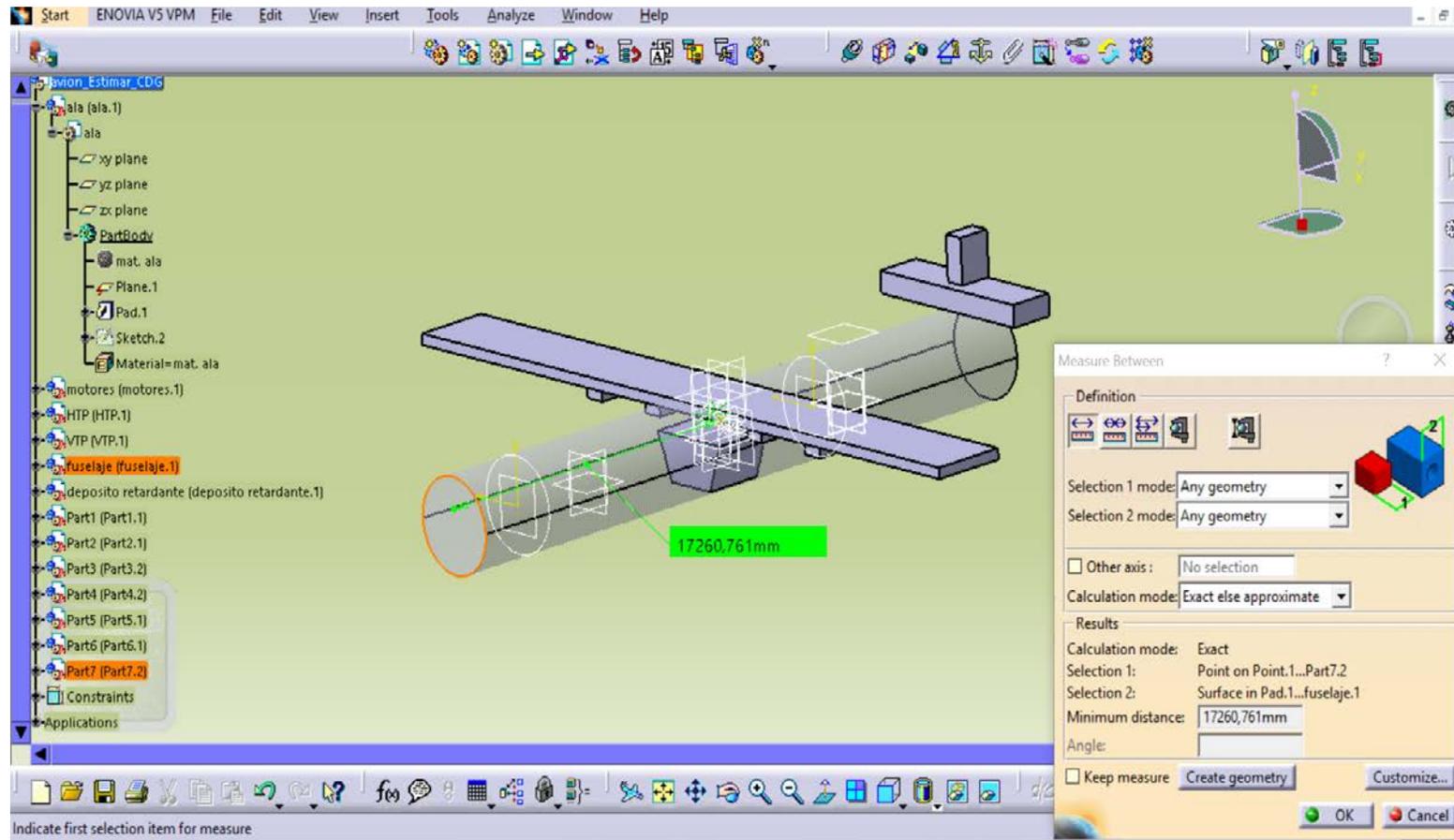
- Con combustible (desde el morro)

DETERMINACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD



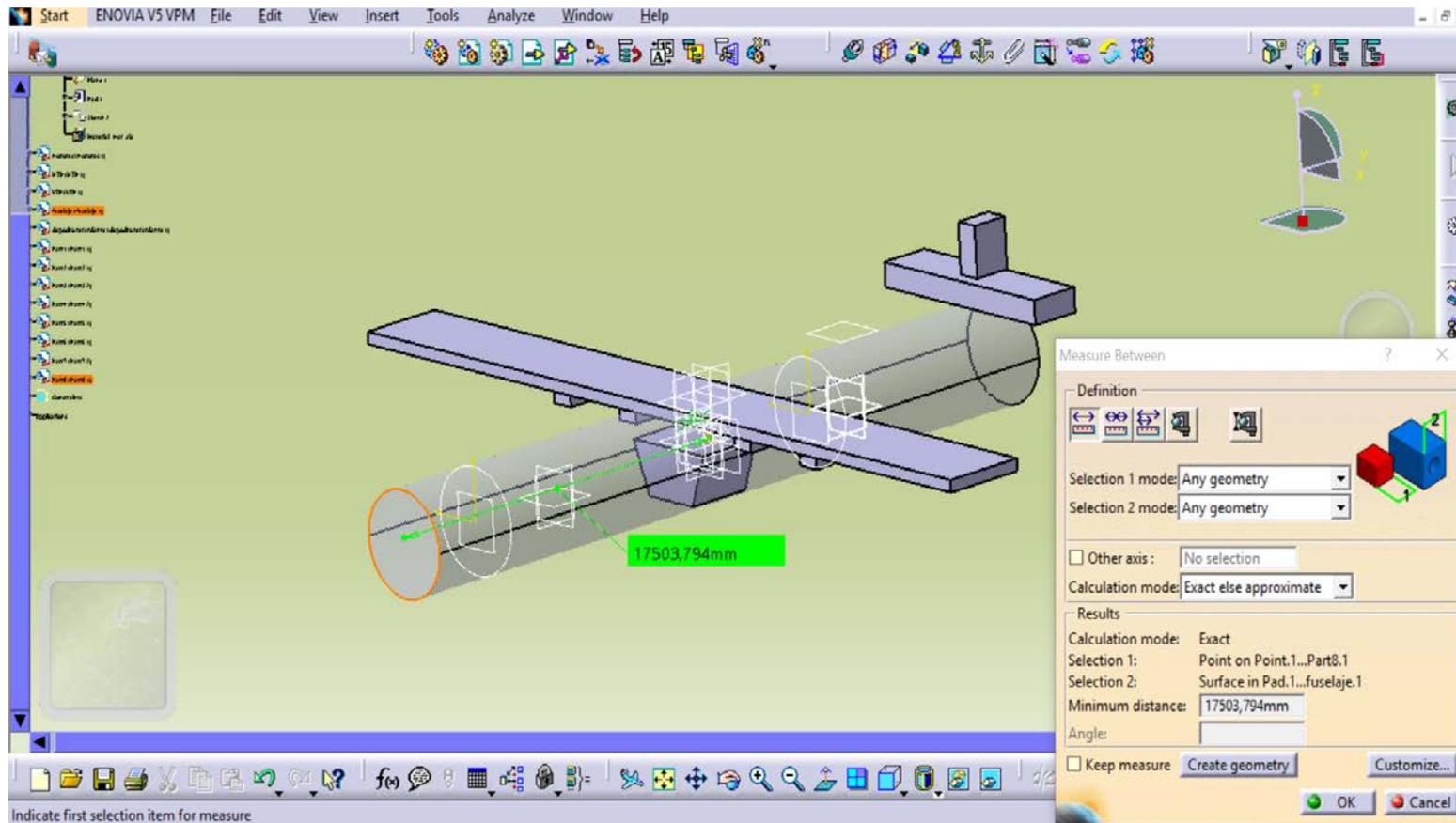
Diseño

- o Con combustible y sin retardante: 17.260 (desde el morro)

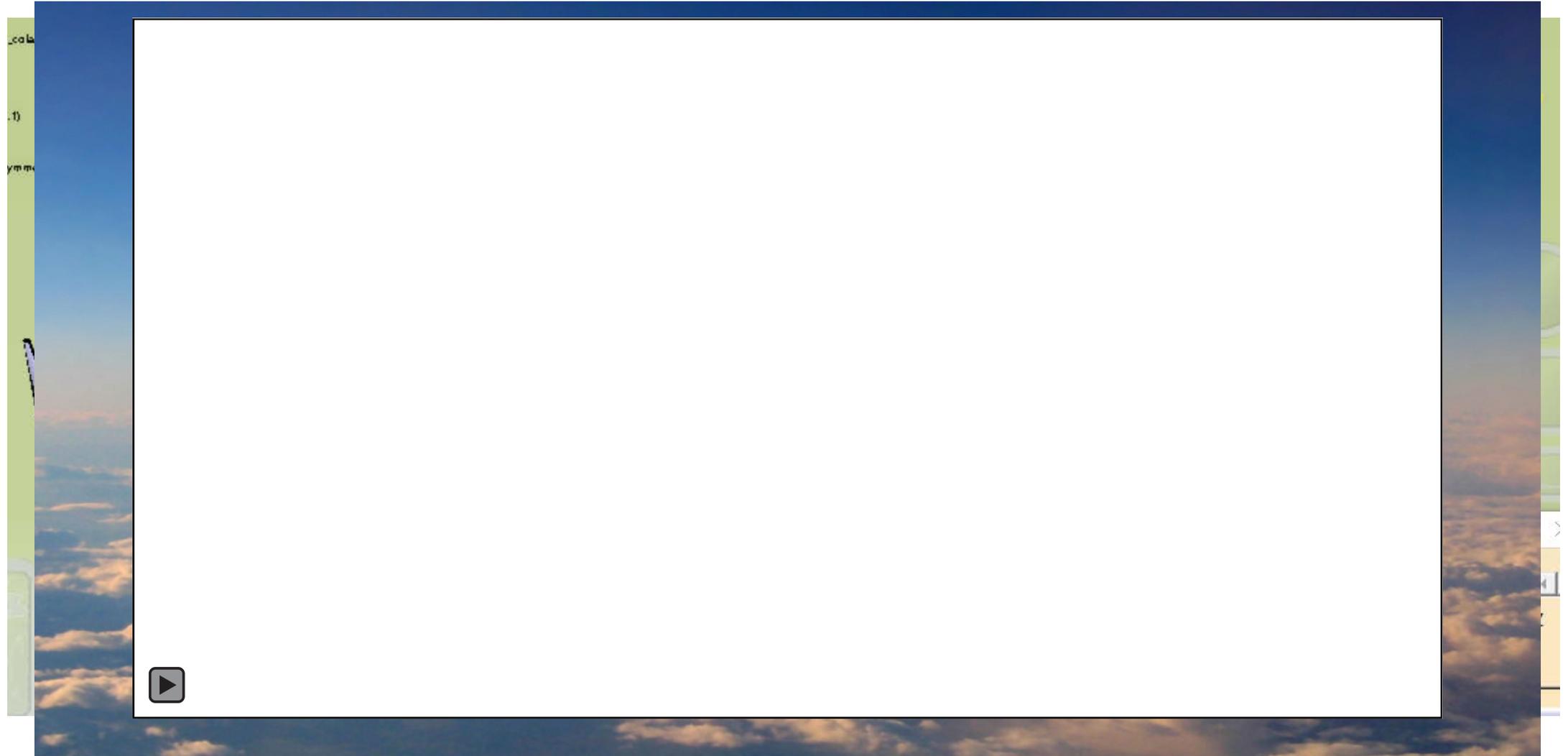


Diseño

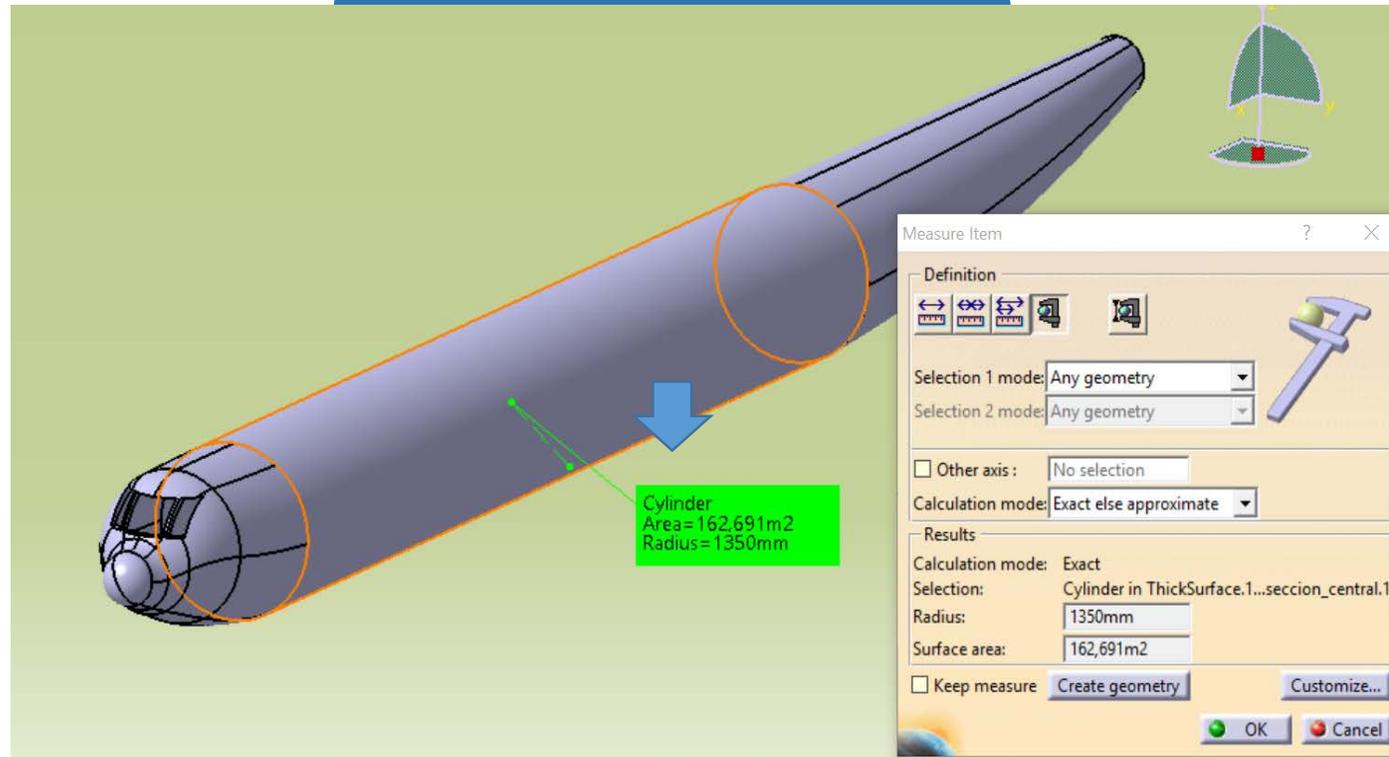
- Sin combustible y sin retardante: 17.503 (desde el morro)



Diseño



Diseño



FUSELAJE

Diseño

SISTEMA ELÉCTRICO

- Generación, control y distribución de la potencia eléctrica.

SISTEMA ANTI-INCENDIOS

- Detección y extinción de incendios en motores, APU, cabina y bodega de carga.
- Detección de fugas de sangrado de aire.

SISTEMA DE CONTROL DE VUELO

SISTEMAS

SISTEMA HIDRÁULICO

- Generación, control y distribución de potencia hidráulica para los siguientes subsistemas:
 - Dispositivos de control de vuelo
 - Freno de Hélice
 - Tren de aterrizaje
 - Puertas y escaleras

SISTEMA NEUMÁTICO

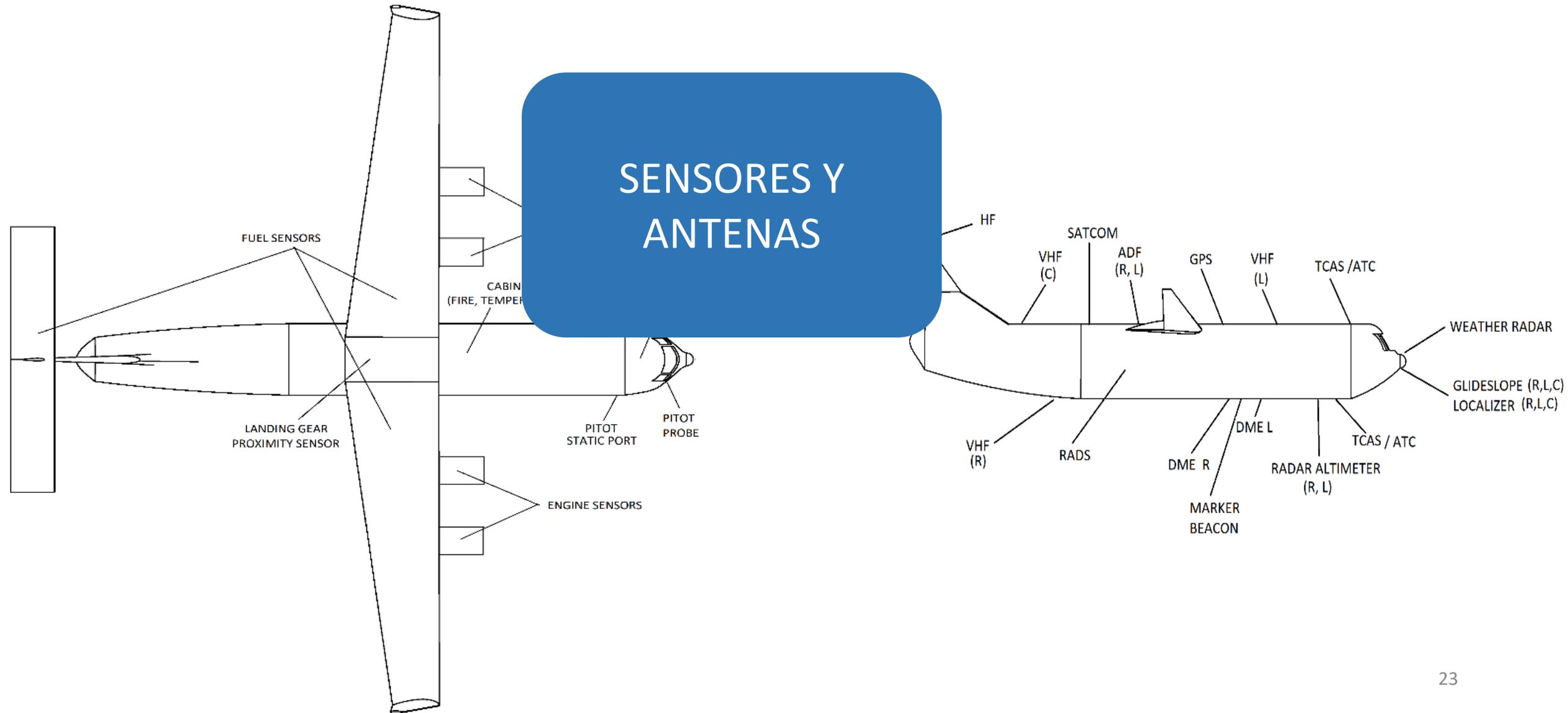
- Sistema de Sangrado de aire.
- Sistema de control ambiental.
- Sistema de Protección contra hielo y lluvia.
- Sistema de Oxígeno.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

- Almacenamiento de combustible.
- Suministro de combustible a los motores.
- Alimentación cruzada.
- Control de estabilidad longitudinal.
- ...

Diseño

SENSORES Y ANTENAS



Índice

- ❖ Introducción
- ❖ Modelos preliminares
- ❖ Diseño
- ❖ Estructuras**
- ❖ Aerodinámica
- ❖ Estabilidad y control
- ❖ Propulsión y actuaciones

Estructuras

Valores obtenidos tras el First Order Sizing

Pesos		(Kg)
W_0		75000
W_e		35000
W_{PL}		20412
W_F		9097.5

Otros parámetros		
AR		10.25
<i>Long fuselaje</i>		30 m
<i>Cuerda del ala</i>		4 m (Suponiendo ala rectangular)
<i>Sup alar</i>		164 m ²
<i>Sup estabilizador vertical</i>		29.52 m ²
<i>Sup estabilizador horizontal</i>		42.64 m ²
<i>Carga alar</i>		457.32 kg/m ²

Estructuras

Usando el Método de los Factores Lineales



ResultadosFL

RESULTADOS

Revision2_2

Elementos				
Ala	6632.67	kg	16.5386	%
Htp	1151.28	kg	2.87072	%
Vtp	797.04	kg	1.98742	%
Fuselaje	12076	kg	30.1116	%
Tren	3002.17	kg	7.48592	%
Moto	4576	kg	11.4103	%
Misc	11869	kg	29.5955	%

Pesos globales				
We	40104.2	kg	57.4397	%
Payload	20412	kg	29.2353	%
Wcrew	205.92	kg	0.294931	%
Wfuel	9097.5	kg	13.03	%

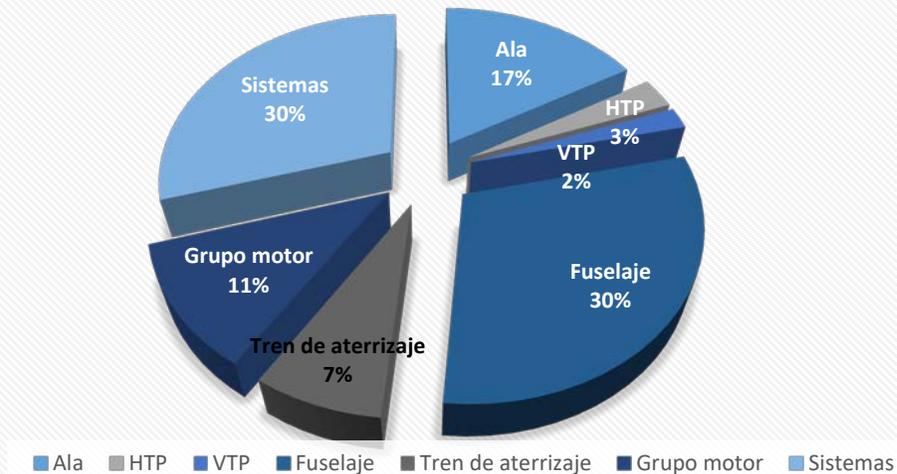
Resultado Final		
Masa	69819.6	Kg
Superficie	152.681	m ²

Salir Guardar

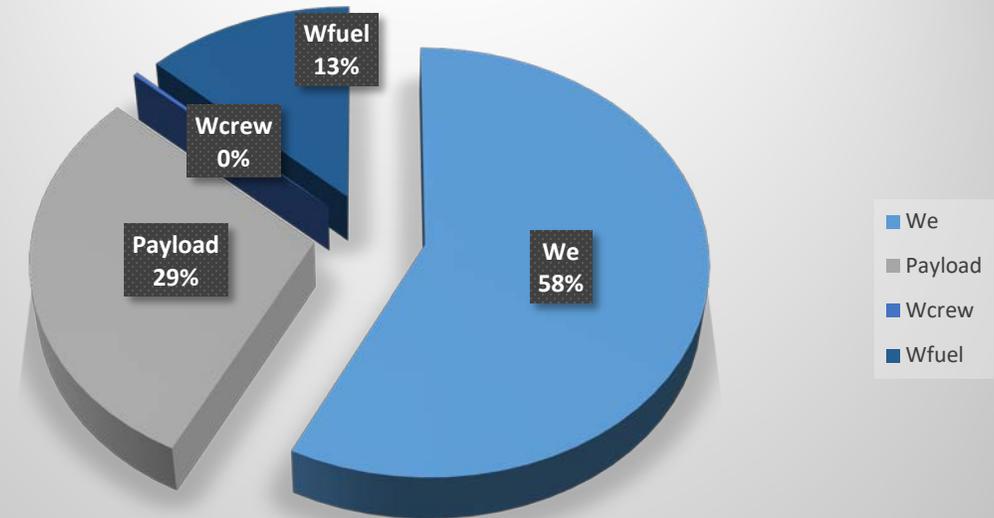
Estructuras

Resultados finales

Elementos de la aeronave



Pesos globales



Estructuras

Comparación con otras aeronaves



Candair CL-125
We=12065 kg
MTOW=19730 kg
S=100.3 m²



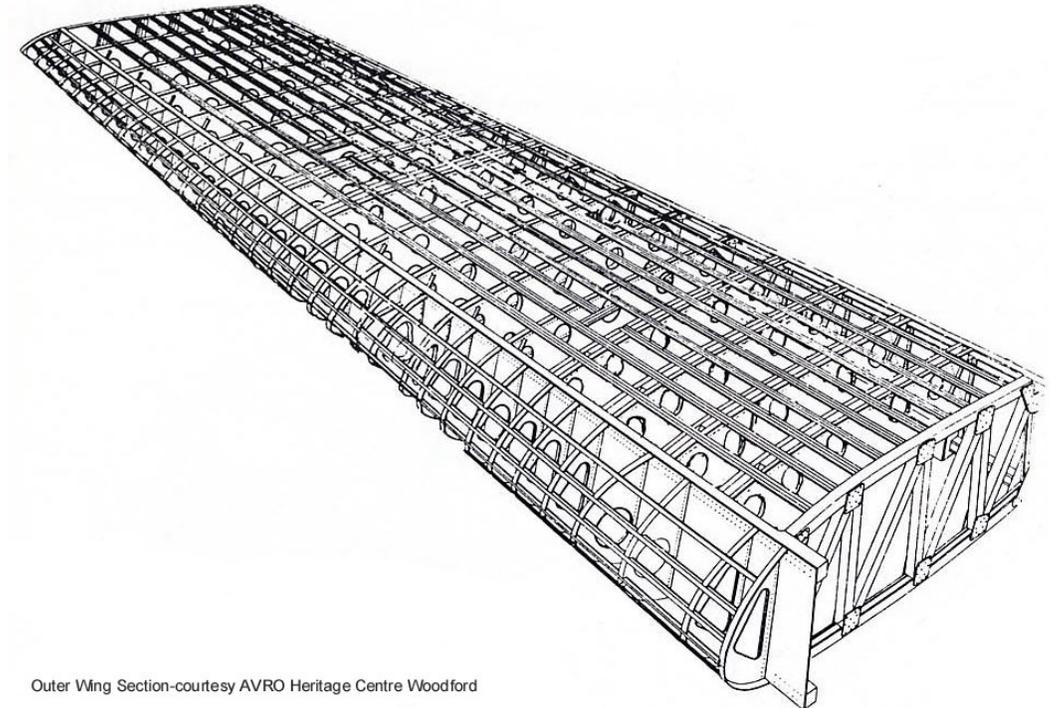
Lockheed C-130
We=34400 kg
MTOW=70300 kg
S=162.1 m²

Estructuras

Fuselaje: estructura semimonocasco



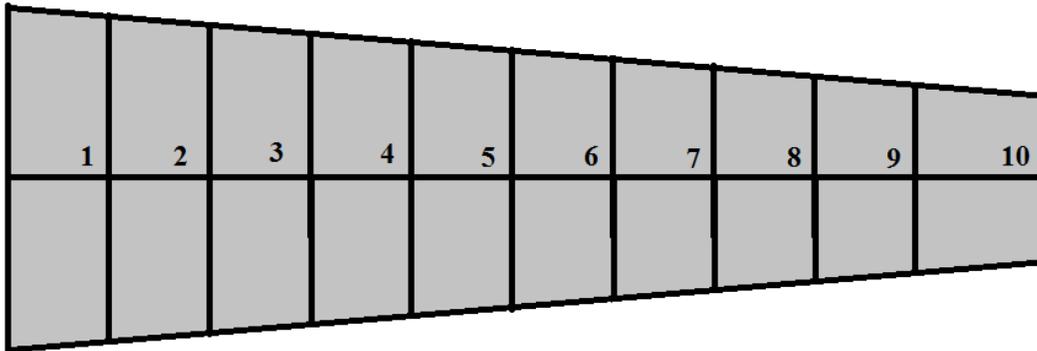
Ala: estructura semimonocasco



Outer Wing Section-courtesy AVRO Heritage Centre Woodford

Estructuras

Cargas en el ala

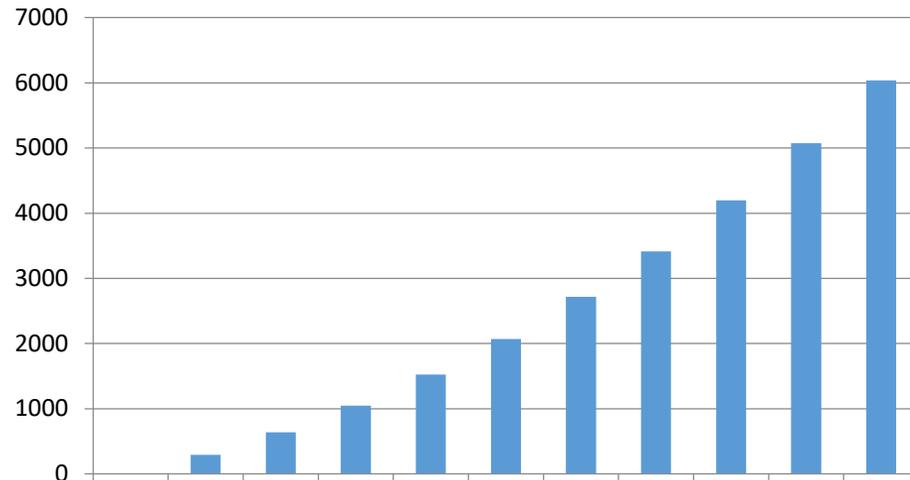


Distancia desde el encastre (m)	Fuerza sustentación	Fuerza combustible	Fuerza ala	Fuerza total
0	1246,610976	160,7378049	118,4578685	967,4153023
2.05	1125,312195	145,097561	106,9315822	873,283052
4.1	1009,971951	130,2256098	95,97149945	783,774842
6.15	900,5902439	116,1219512	85,57762024	698,8906724
8.2	835,4719512	107,7256098	79,38982445	648,356517
10.25	701,404878	90,43902439	66,65024488	544,3156088
12.3	610,75	78,75	58,0358625	473,9641375
14.35	526,904878	67,93902439	50,06856988	408,8972838
16.4	449,0182927	57,89634146	42,66748079	348,4544704
18.45	377,0902439	48,62195122	35,83259524	292,6356974
20.5	0	0	0	0

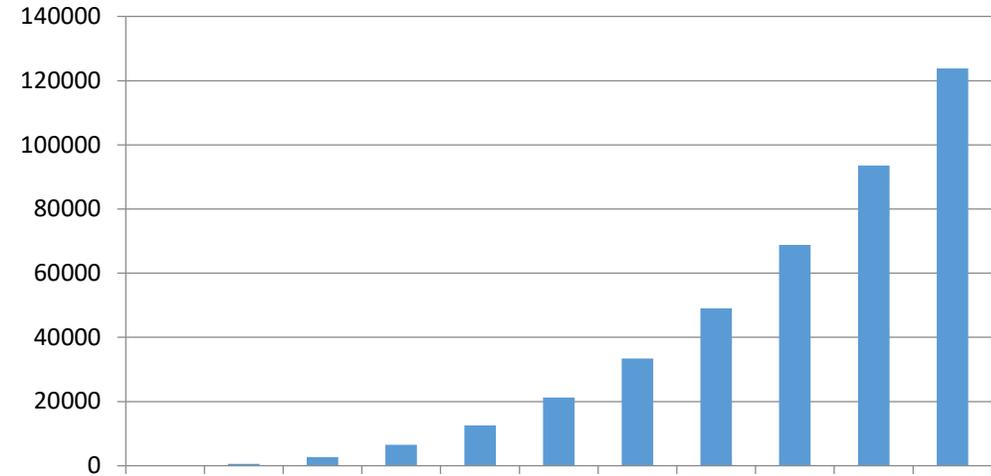
Estructuras

Esfuerzos internos en el ala

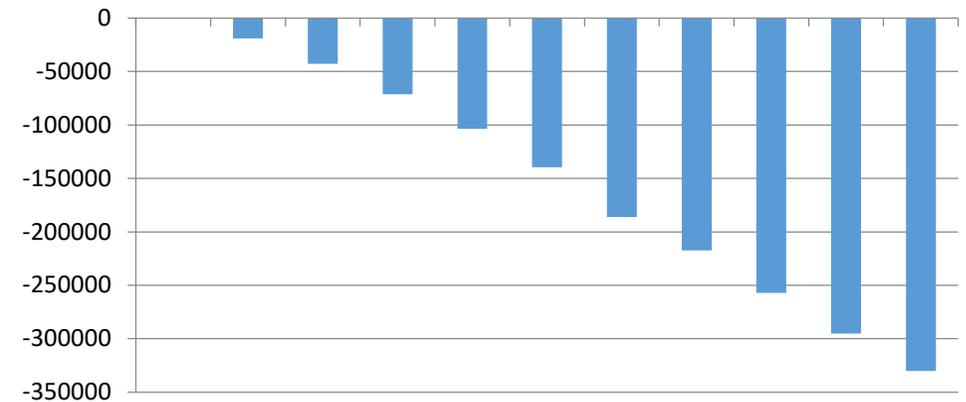
Cortante



Momento flector



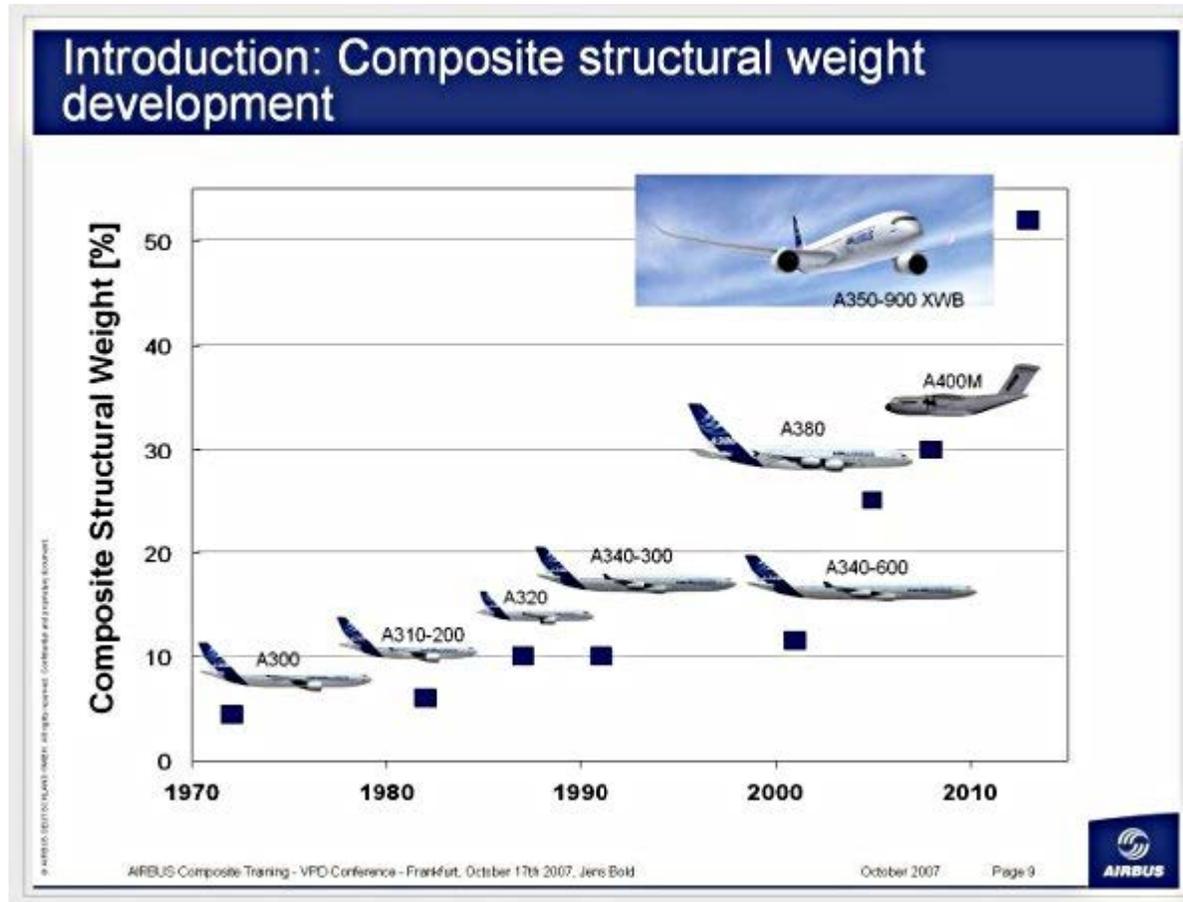
Momento torsor



Estructuras

Mejoras futuras: Materiales compuestos

Se han usado materiales compuestos principalmente en fuselaje, alas, estabilizador vertical y horizontal



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

Estructuras

Cálculo de los pesos usando materiales compuestos por el Método Completo



ResultadosMM

RESULTADOS

Modelo Modelo_calculo

Peso en vacío

Media+Refuerzos Media

Estructura		
Peso ala	2974.48	Kg
Peso HTP	864.705	Kg
Peso VTP	624.031	Kg
Peso fuselaje	2675.45	Kg
Peso Tren	1165.38	Kg
Peso motores	4464.25	Kg
Peso Canard	0	Kg
Westructura	12768.3	Kg
W Sistemas	2868.59	Kg
Wempty	15636.9	Kg

Sistemas		
Fly control s.	778.215	Kg
Sist hidraulico	325.093	Kg
Instrumentación	276.977	Kg
electricidad	454.197	Kg
api	612.841	Kg
oxigeno	51.5245	Kg
Apu	197.026	Kg
Furnishing	0	Kg
baggage	0	Kg
Opitem	172.718	Kg

Peso total

Resultado

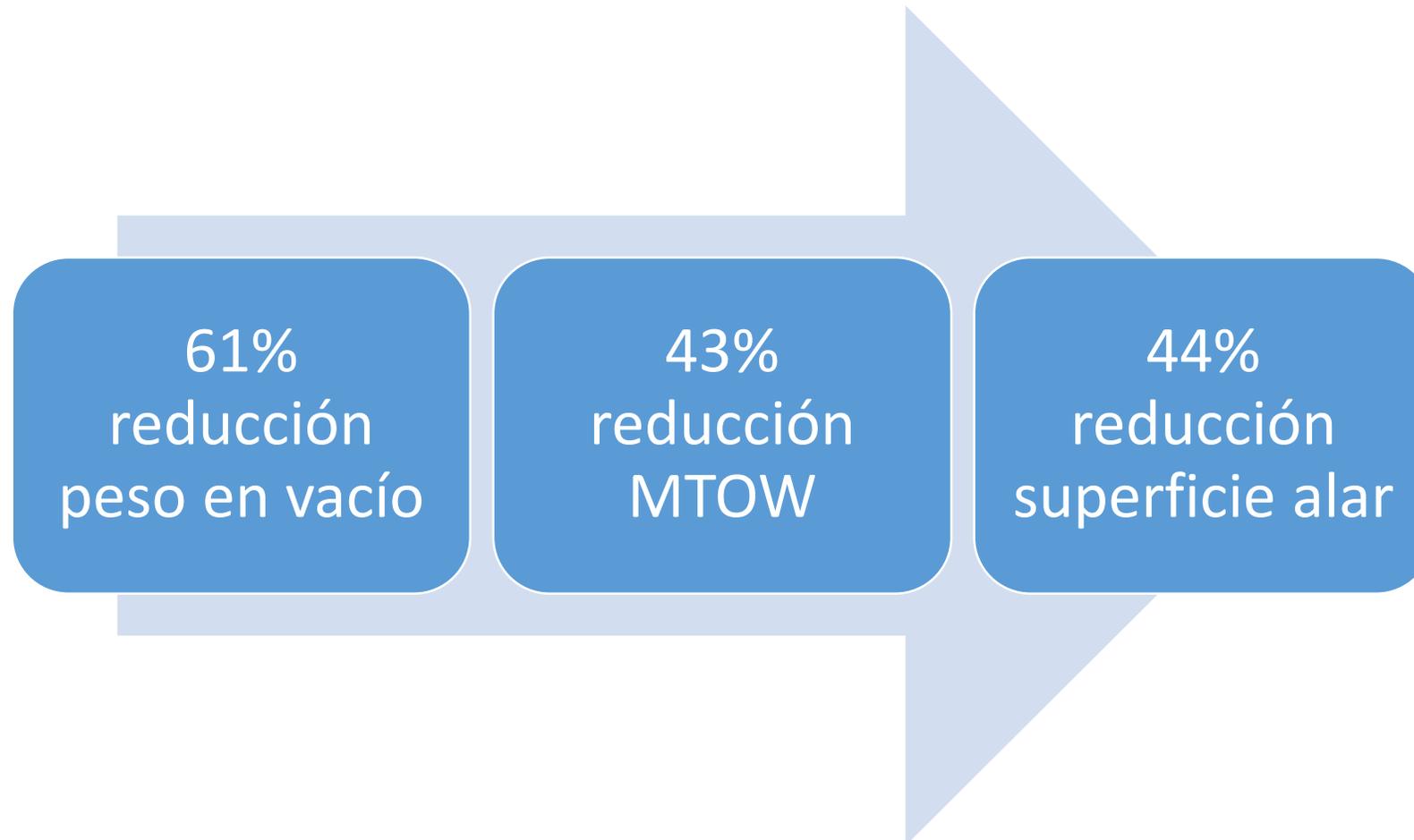
Westructura	12517.9	Kg
W refuerzos	250.359	Kg
W sistemas	2868.59	Kg
W crew	205.92	Kg
W payload	20412	Kg
Wfuel	3150	Kg
MTOW	39404.8	Kg
S	92.5591	m ²
W/S	425.73	Kg/m ²

Superficie y peso en funcion de W/S

m² Kg

Estructuras

Reducción de peso por el uso de materiales compuestos



Índice

- ❖ Introducción
- ❖ Modelos preliminares
- ❖ Diseño
- ❖ Estructuras
- ❖ Aerodinámica**
- ❖ Estabilidad y control
- ❖ Propulsión y actuaciones

Aerodinámica

PUNTO DE PARTIDA

- ✓ Estudios Preliminares

S_{alar} 164 m²

$Envergadura$ 41 m

$Alargamiento$ 10.25

$Superficie mojada$ 1050 m²

S_{htp} 42,64 m²

S_{vtp} 29,52 m²

$Eficiencia máxima$ 13.5

$Cd0, k$ 0.022 0.06235

- ✓ Datos del RFP: velocidad de entrada en pérdida, velocidad de descarga...
- ✓ Coordinación con otros departamentos (pesos, velocidades...): entrada y salida de datos

OBJETIVOS

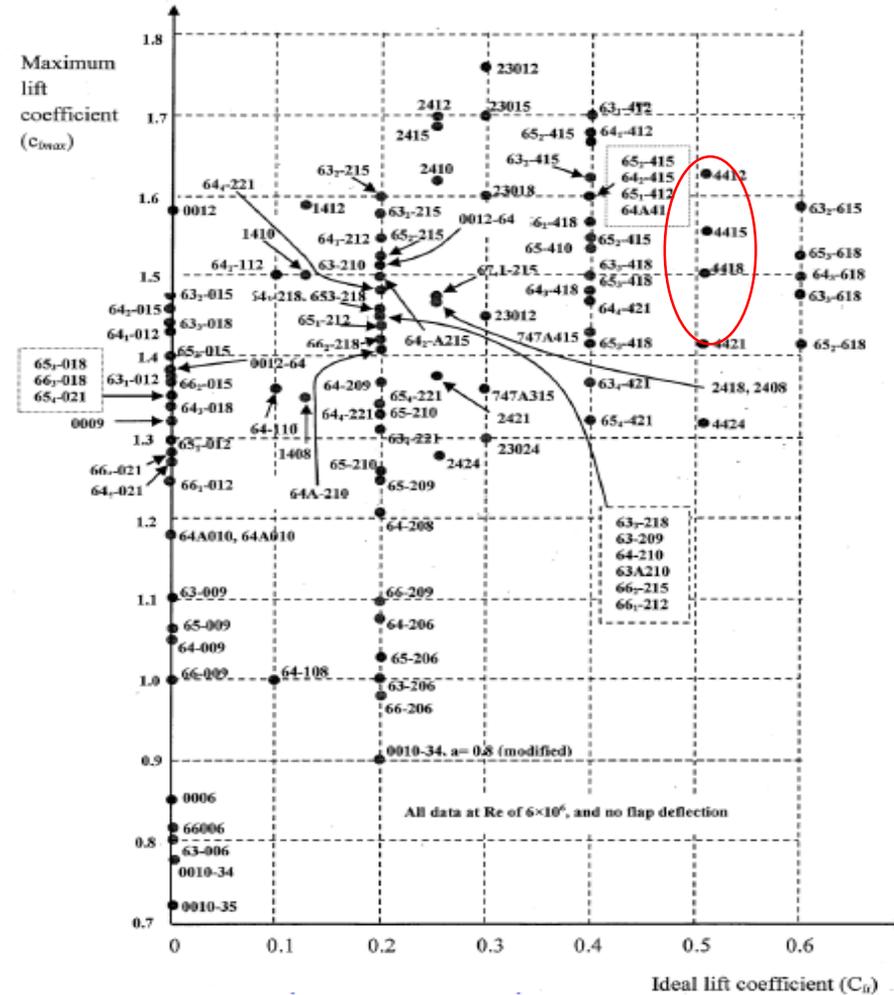
- Selección de **perfiles** aerodinámicos para ala, HTP y VTP
- Estudio 3D** de estas superficies y obtención de los parámetros aerodinámicos
- Análisis del **avión completo**: resistencias parásitas, valores totales, polar del avión

Aerodinámica

Selección De Perfil

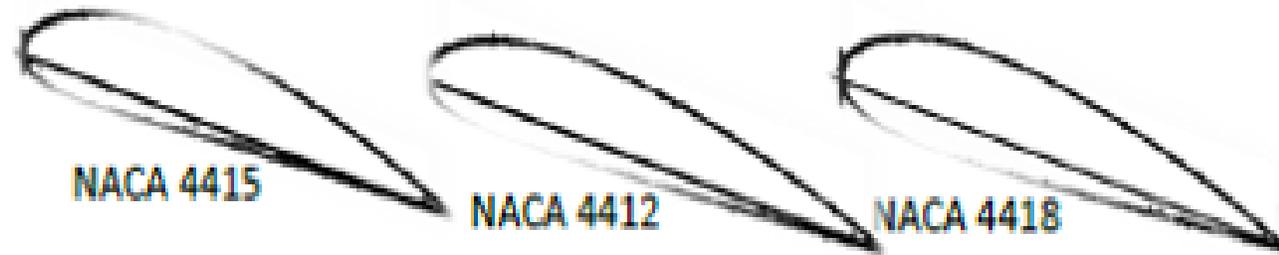
$CL_i = 0,48$

$Cl_{max} = 1,58$



Aerodinámica

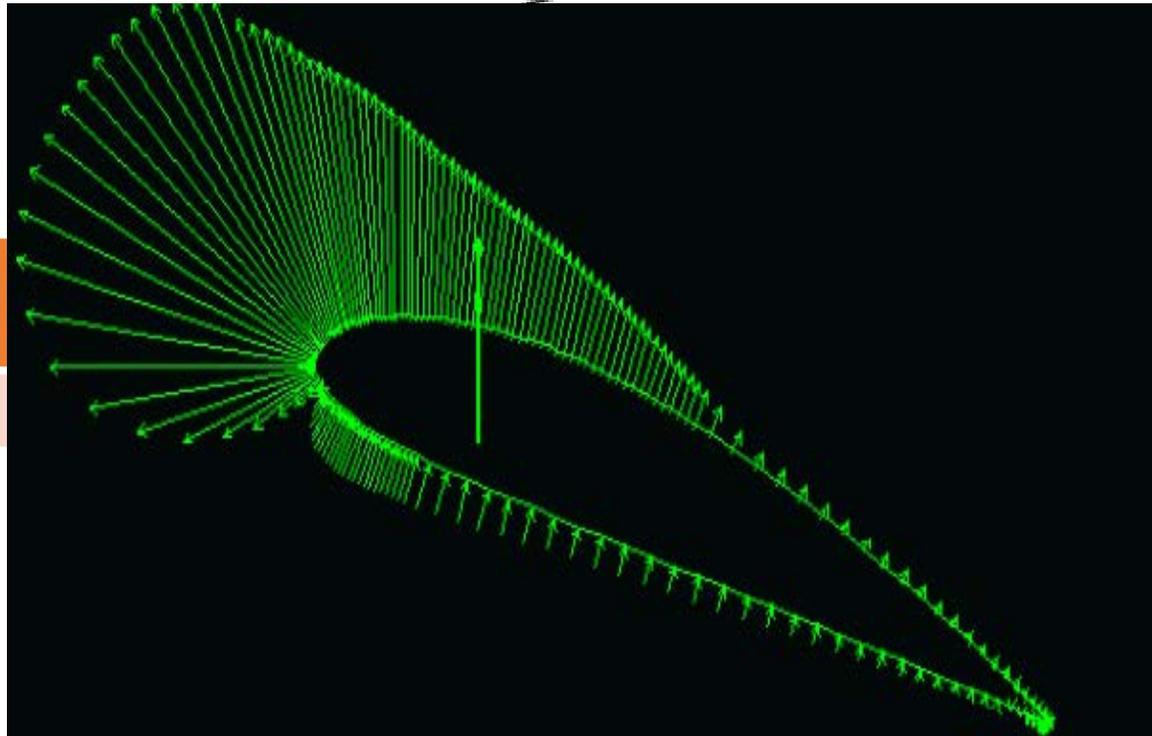
Selección De Perfil



Perfiles	$C_{d_{min}}$	C_{m_0}	α_S	α_0	$\frac{C_l}{C_{d_{max}}}$	$C_{l\alpha} \left(\frac{1}{rad} \right)$	Stall quality
NACA 4412	0.006	-0.097	17°	-4.4°	104	6.39	Moderado
NACA 4415	0.00595	-0.093	19°	-4.34°	157	5.89	Moderado
NACA 4418	0.00735	-0.089	17°	-4.2°	81.75	6.13	suave



Análisis Del Perfil NACA 4415



vatura

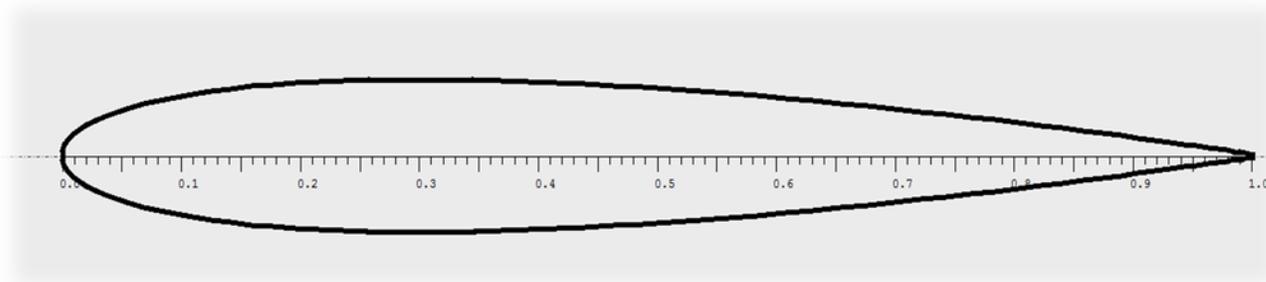
4%

Cl_{α}	5.717
Cl_{max}	1.98
Cl_0	0.451
Cm_0	-0.094
α_{stall}	21°

Aerodinámica

Perfil HTP y VTP

- Perfil de los estabilizadores: NACA 0012



Geometría

$(t/c)_{max}$	$(x/c)_{max\ thick}$	Curvatura máxima	Posición de la curvatura máxima
0,12	0,31	12%	30% de c

Características aerodinámicas (2D)

Cl_{α}	6,34
Cl_{max}	1,89
Cl_0	0
Cm_0	0
α_{stall}	21°

Aerodinámica

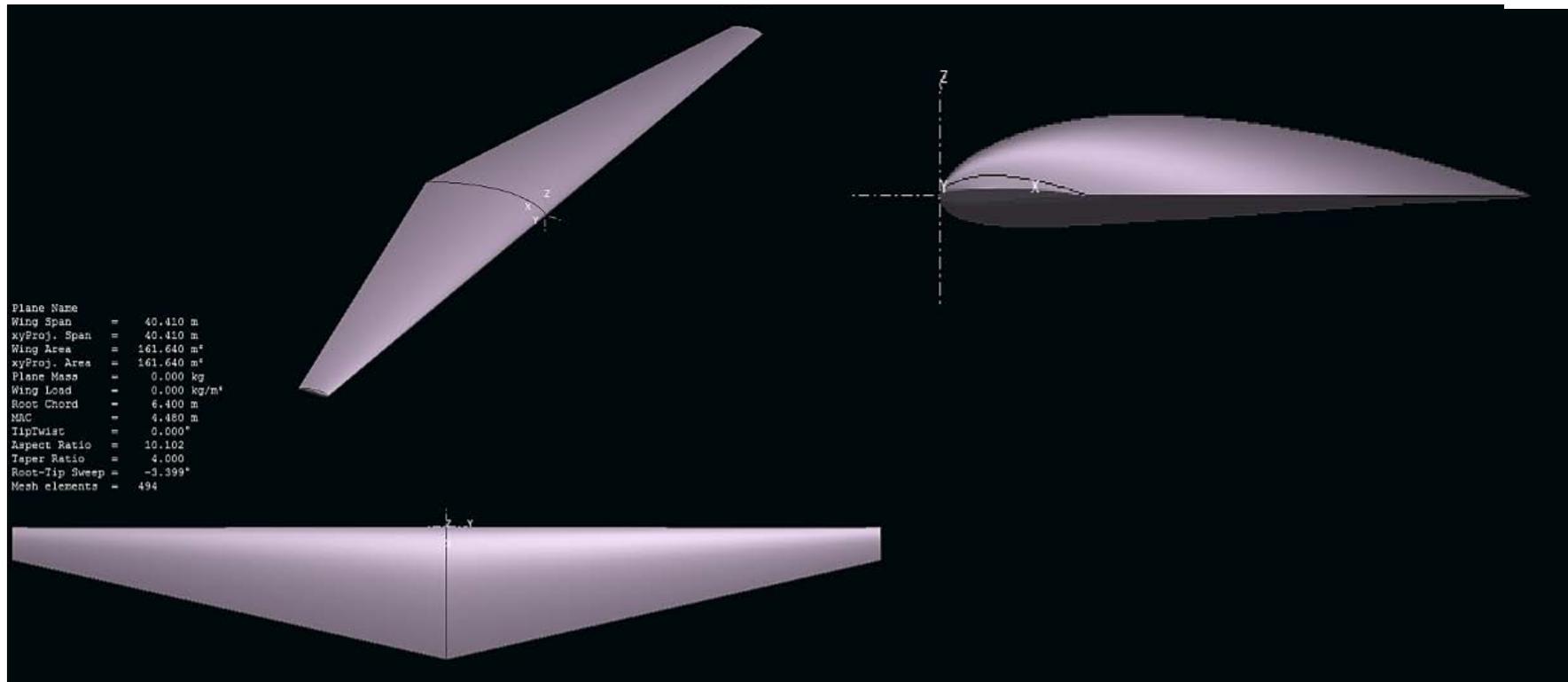
Geometría del ala

Estrecha Recto $0,75$



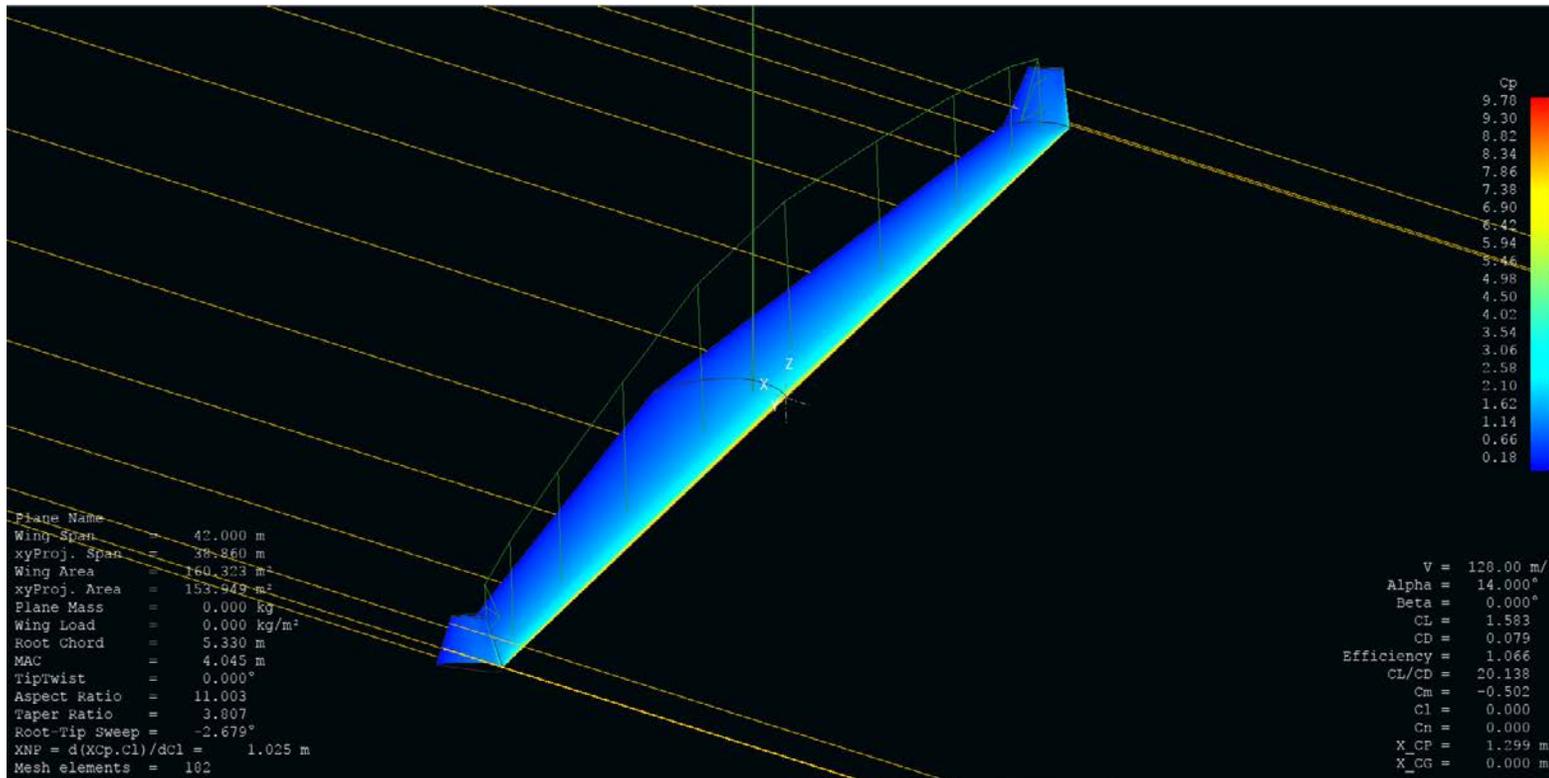
$$E_{max} = 30,57$$

Centro Aerodinámico = 28,9%



Aerodinámica

ALA EN 3D



ANÁLISIS XFLR5

- ✓ Introducción de winglets
- ✓ Métodos LLT y VLM1

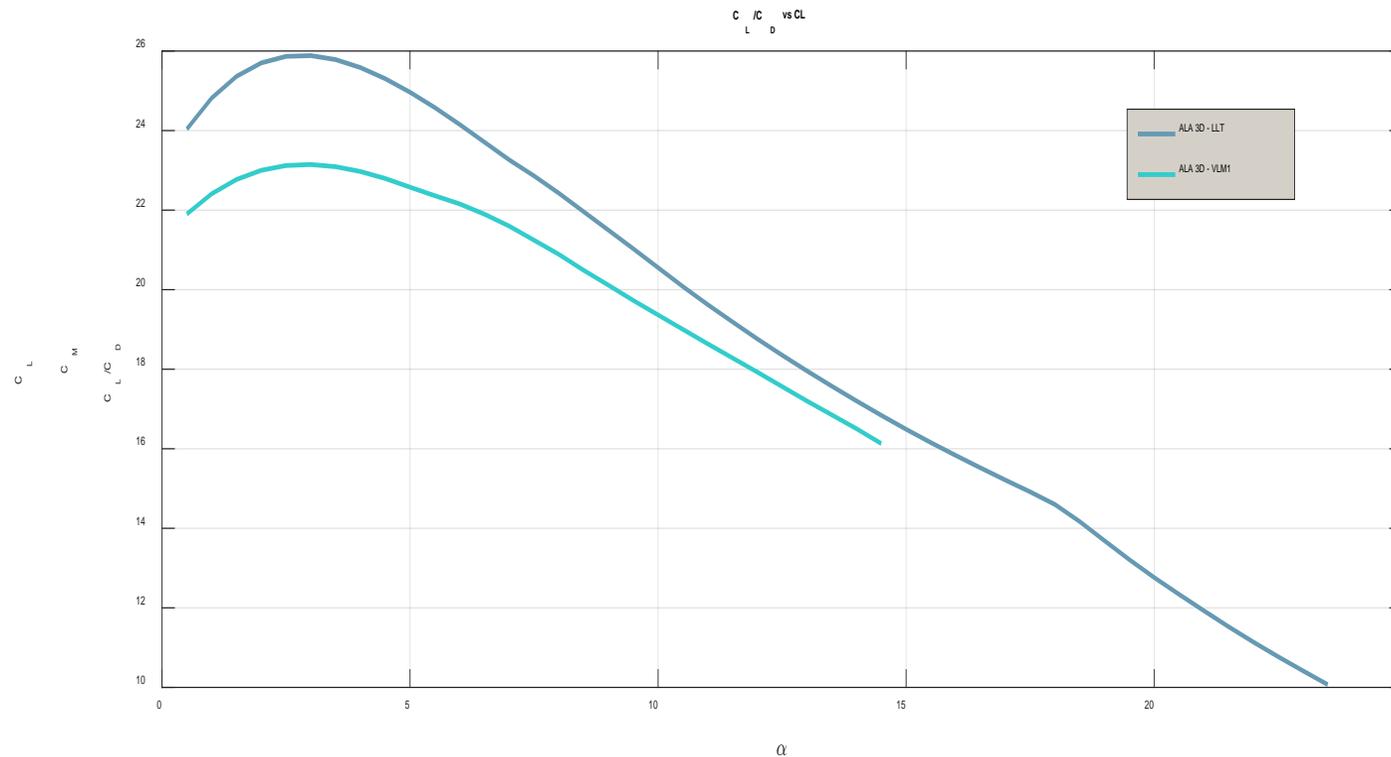
Cl_α	5.34
Cl_{max}	1.95
Cl_0	0.38
Cm_0	-0.19
α_{stall}	21°

Aerodinámica

Coeficiente de Oswald $e=0.923$

ALA EN 3D

POST-PROCESAMIENTO MATLAB



- ✓ Curvas características
- ✓ Obtención de la polar

Cl_α	5.34
Cl_{max}	1.95
Cl_0	0.38
Cm_0	-0.19
α_{stall}	21°

Aerodinámica

HTP y VTP

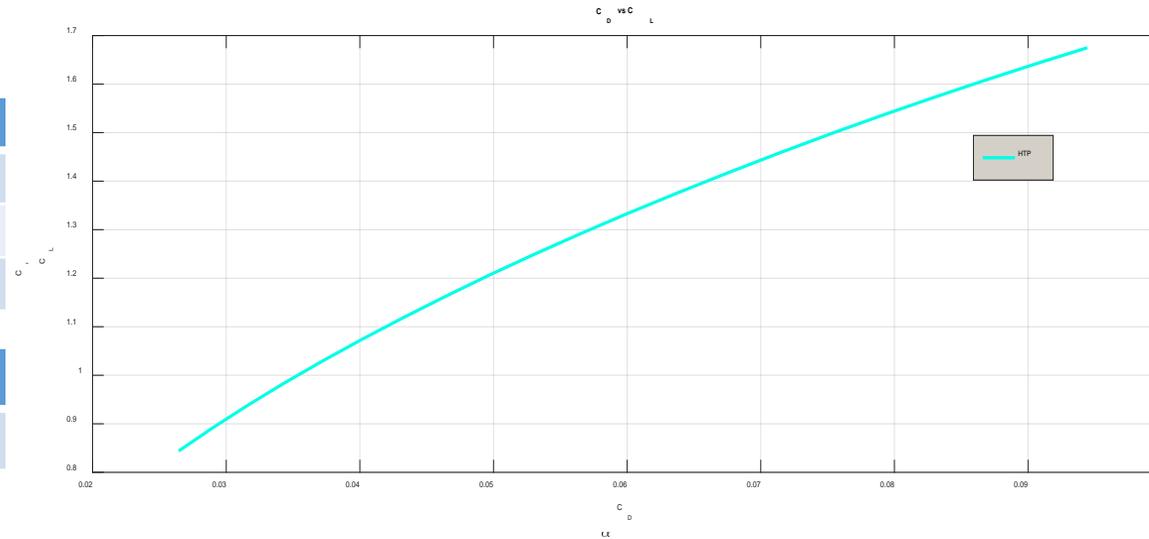
Envergadura	b	16.8 m
Cuerda	c	2.5 m
Flecha borde de ataque	Λ	0°
Diedro	Υ	0°

Horizontal


Cl_α	3.67
Cl_{max}	1.5
α_{stall}	25.1°

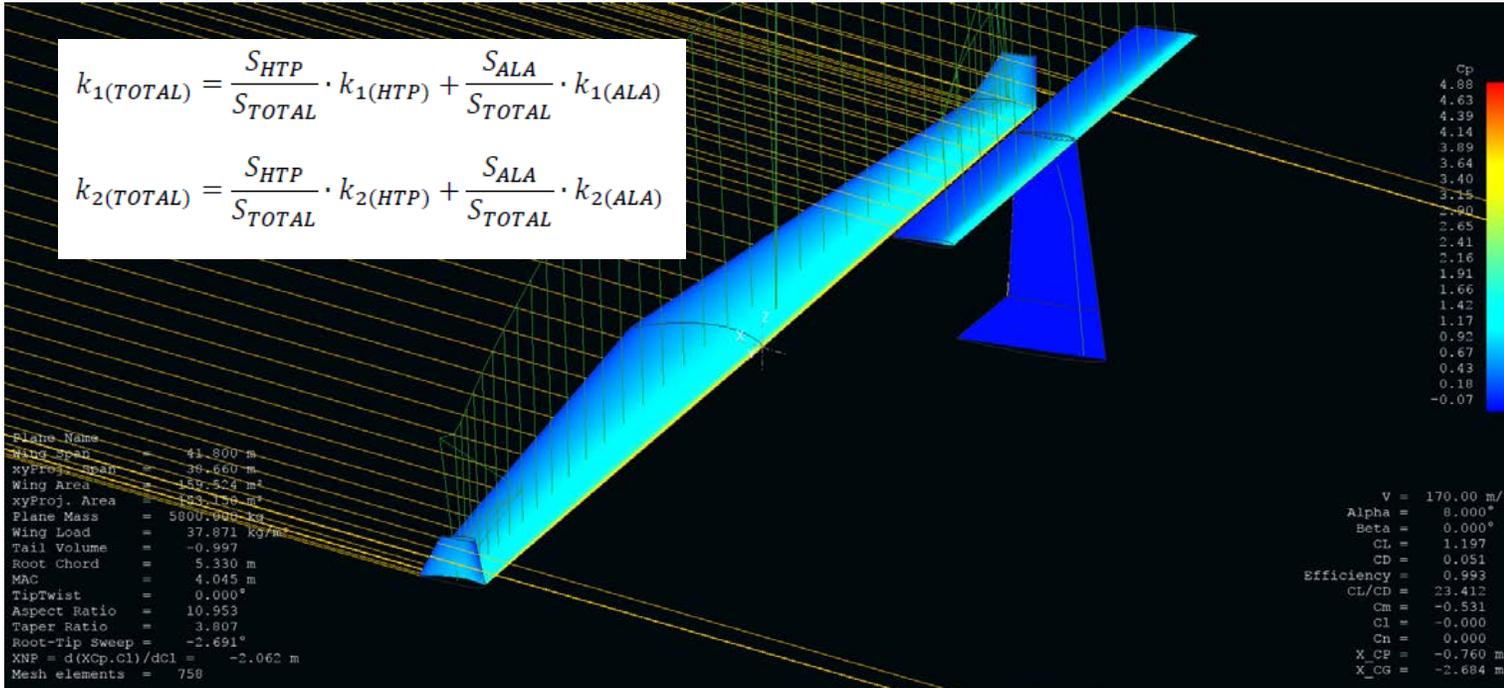
	Tramo 1
Envergadura	2 m
Estrechamiento	0.59
Flecha	65°

	Encastre
Cuerda	6 m



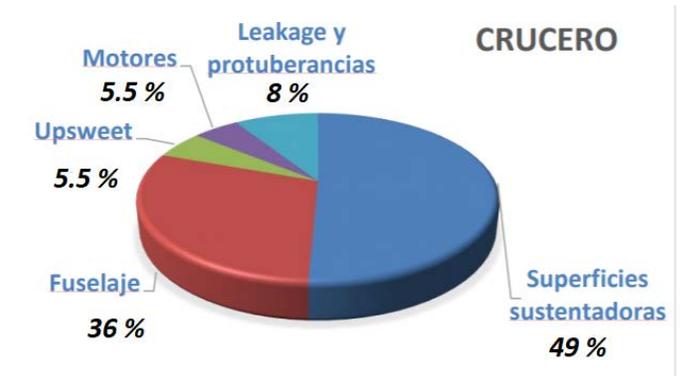
	3,93
	3,87
	27°

Aerodinámica



Avión Completo

✓ Component Build Up Method

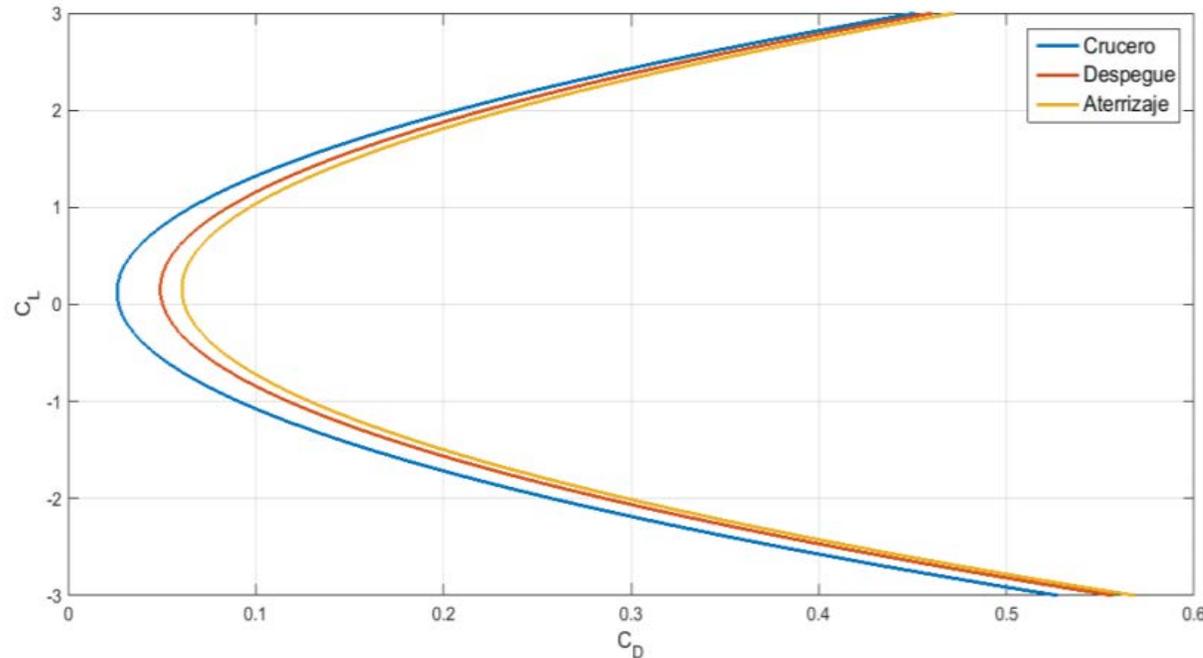


✓ Polar compensada del avión

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

POLARES	Cd0	k1	k2
CRUCERO	0,0279	-0,0214	0,0465
DESPEGUE	0,049	-0,023	0,047
ATERRIAJE	0,0587	-0,023	0,047

Aerodinámica



Avión Completo

✓ Component Build Up Method



✓ Polar compensada del avión

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

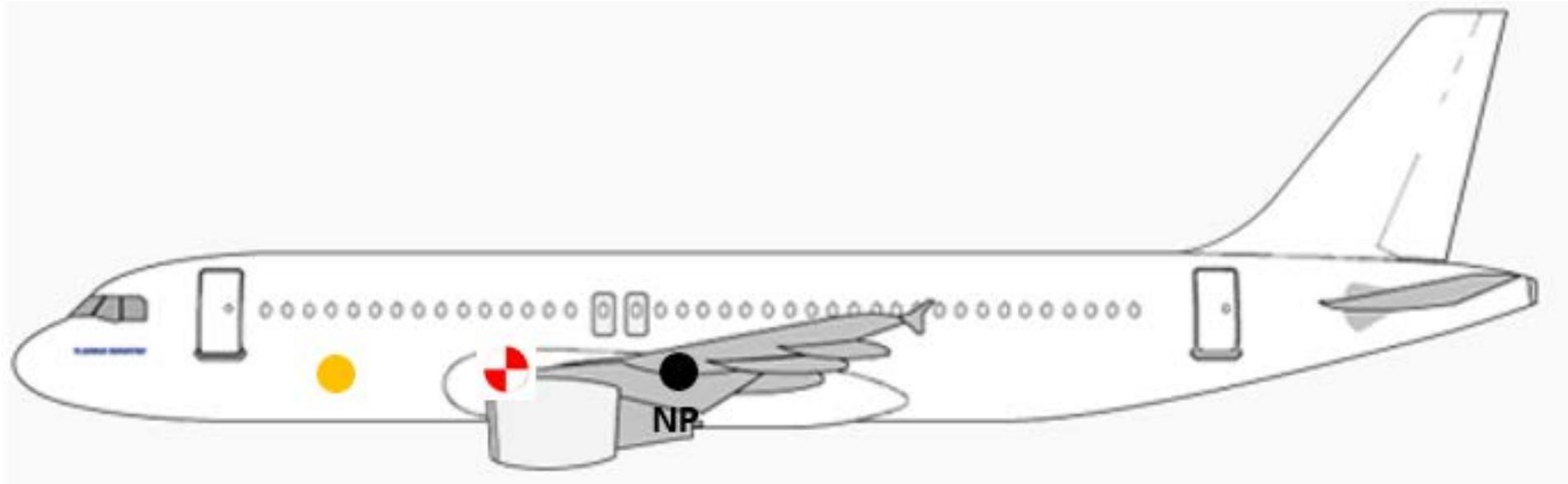
POLARES	Cd0	k1	k2
CRUCERO	0,0279	-0,0214	0,0465
DESPEGUE	0,049	-0,023	0,047
ATERRIJAJE	0,0587	-0,023	0,047

Índice

- ❖ Introducción
- ❖ Modelos preliminares
- ❖ Diseño
- ❖ Estructuras
- ❖ Aerodinámica
- ❖ **Estabilidad y control**
- ❖ Propulsión y actuaciones

Estabilidad y control

Introducción a la estabilidad estática

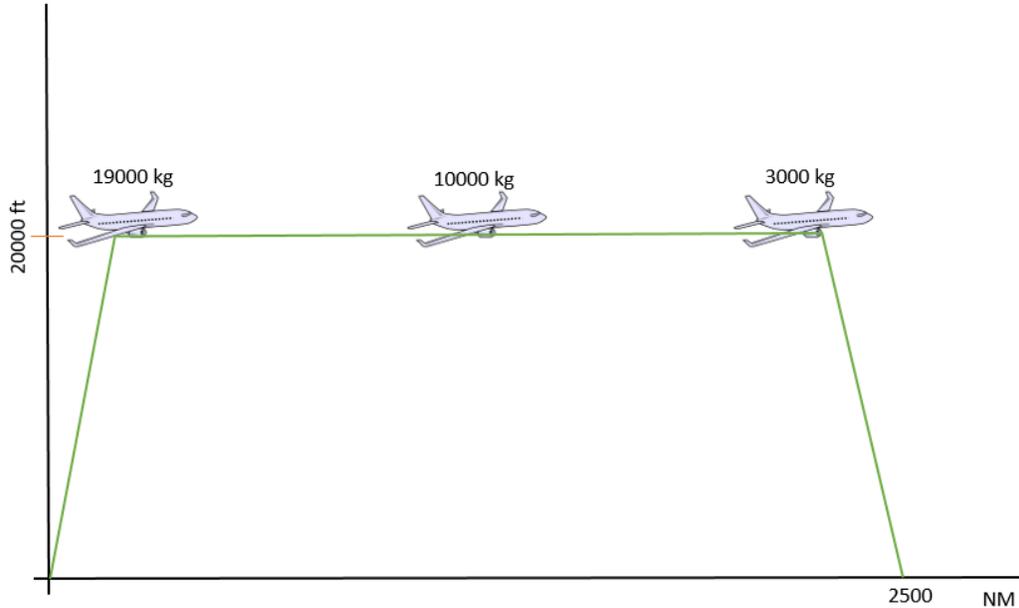


$$SM = (X_{NP} - X_{CG}) * 100$$

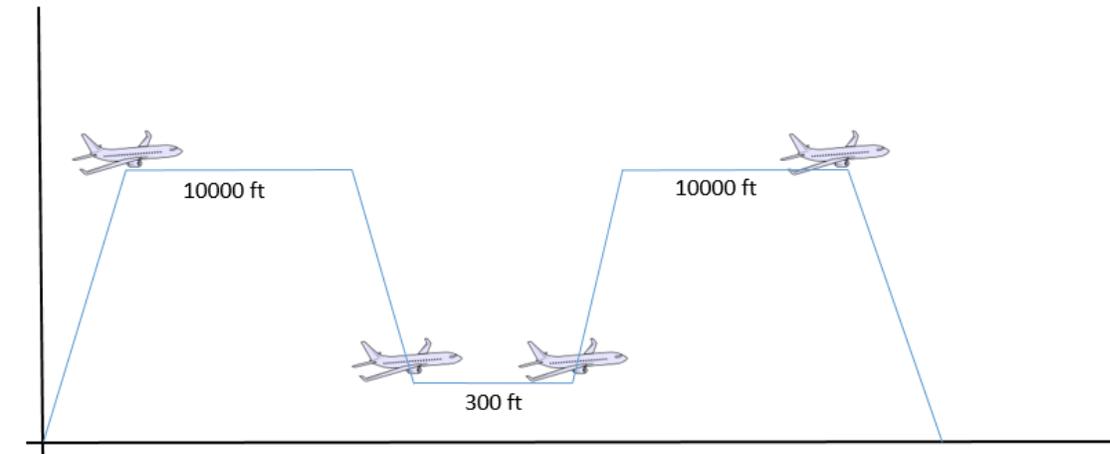
$$SM = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} * 100$$

$$SM > 0$$

Estabilidad y control



Ferry	Mach	Altitud(ft)	Masa combustible (kg)
Punto 1	0.47	20000	19000
Punto 2			10000
Punto 3			3000



Descarga	Mach	Altitud(ft)	combustible (kg)	Retardante (kg)
Punto 1	0.47	10000	9098	20412
Punto 2	0.22	300	4549	20412
Punto 3			4549	0
Punto 4	0.47	10000	1000	0

Estabilidad y control

Límites CDG y NP

$$NP = 18,3 \text{ m}$$

$$X_{CG_{max}} = 17,65 \text{ m}$$

$$X_{CG_{min}} = 17,0 \text{ m}$$

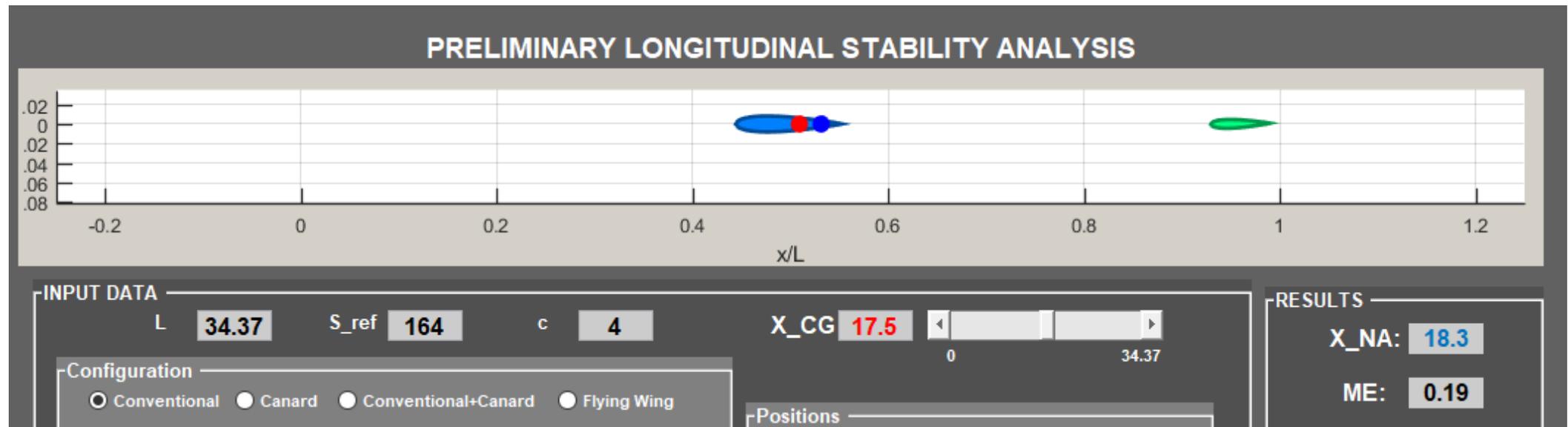


$$15\% < SM < 30\%$$

$$X_{CG_{max}} = 17,5 \text{ m}$$



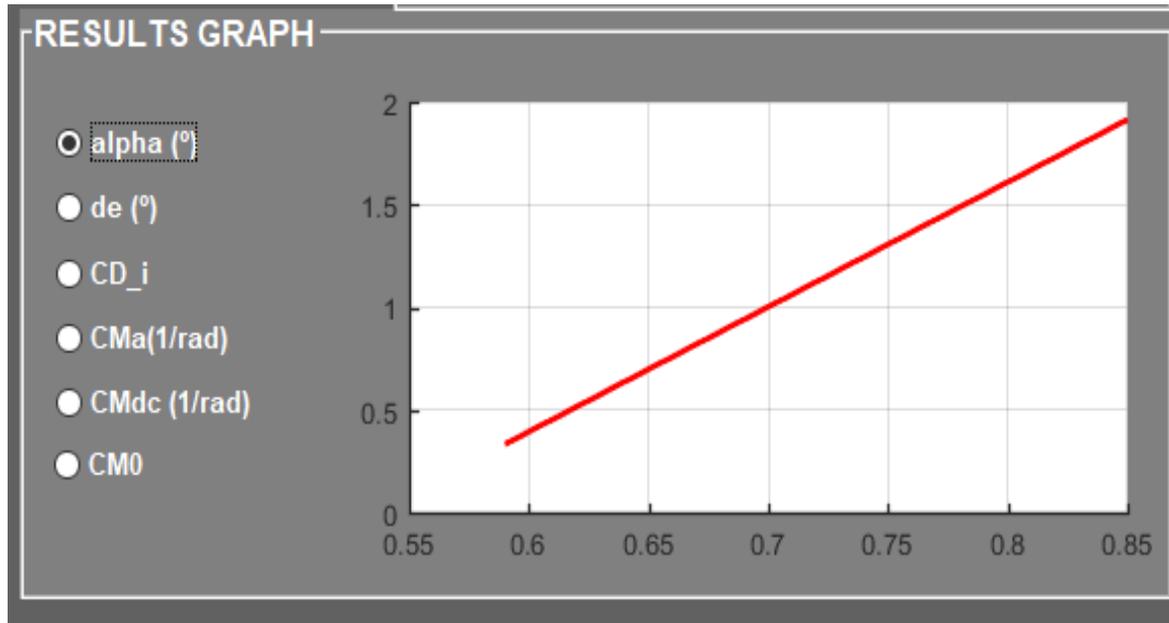
$$SM \approx 20\%$$



Estabilidad y control

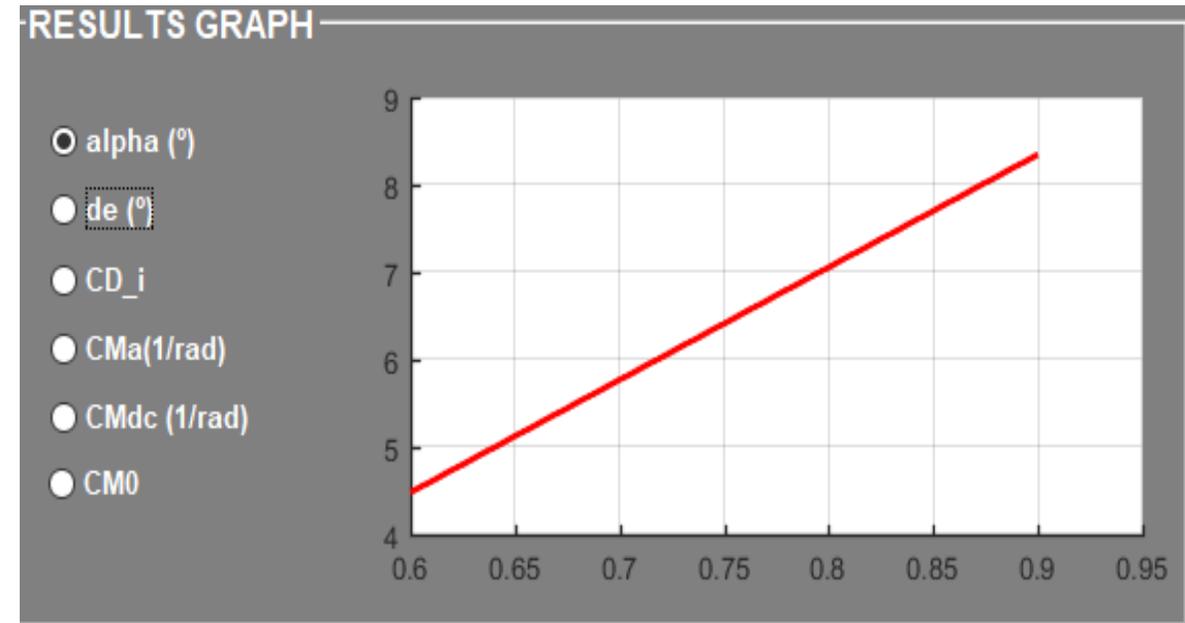
Trimado

Misión Ferry



$$-0.2^\circ < \alpha_{trim}^{crucero} < 1.7^\circ$$

Misión Descarga

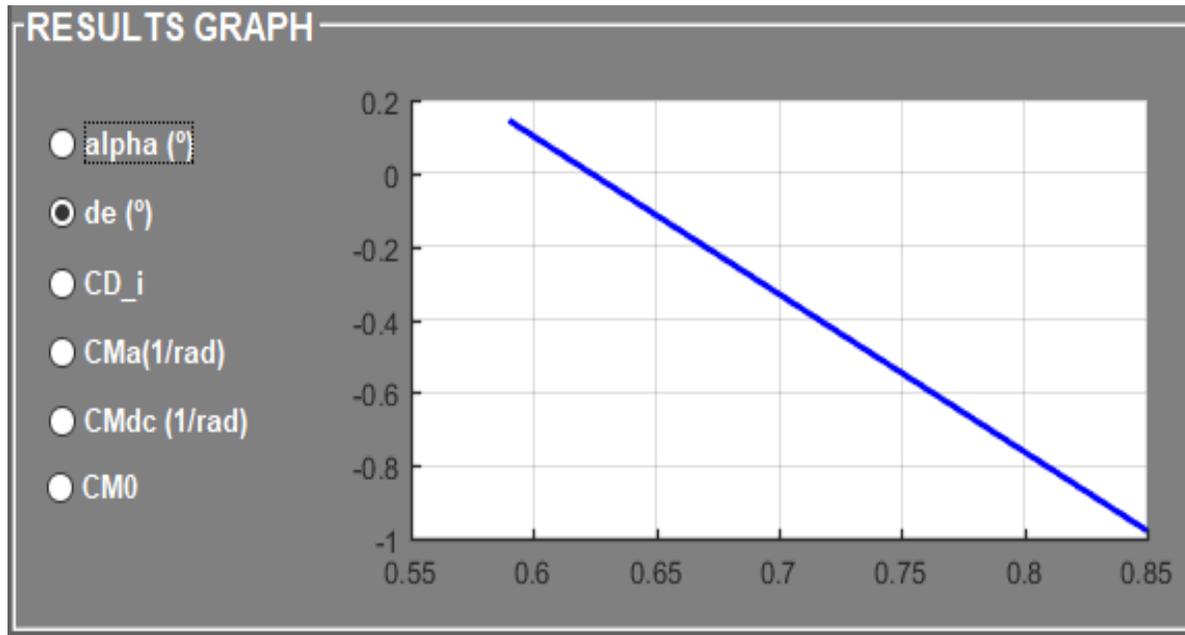


$$4.5^\circ < \alpha_{trim}^{descarga} < 8.2^\circ$$

Estabilidad y control

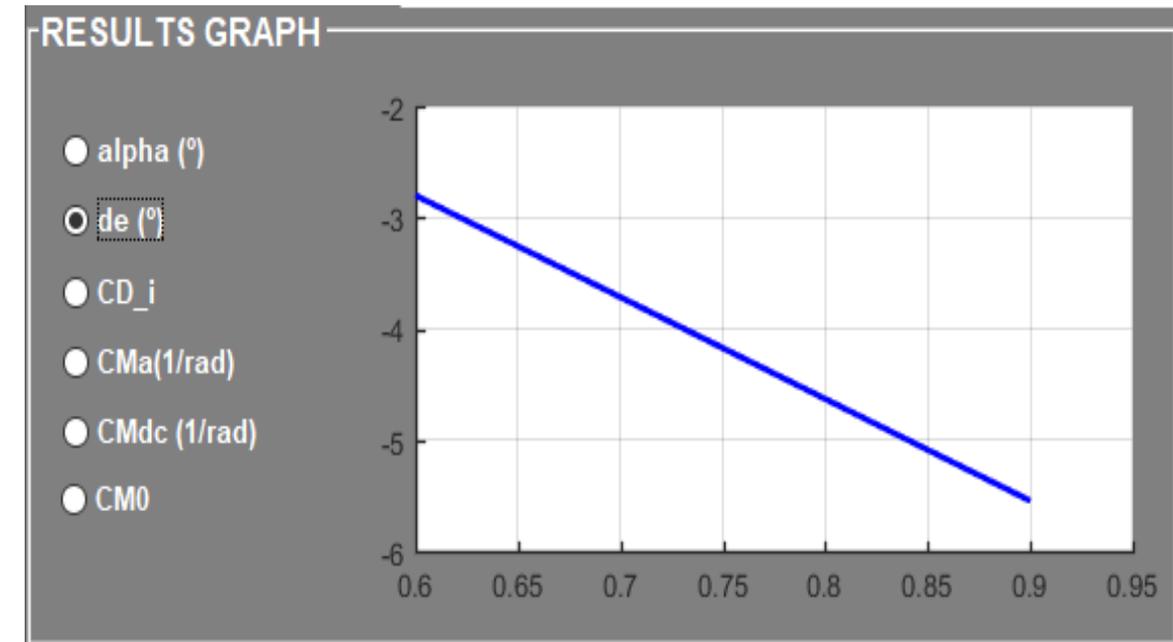
Trimado

Misión Ferry



$$0.2 < \delta_e^{crucero} < -1$$

Misión Descarga

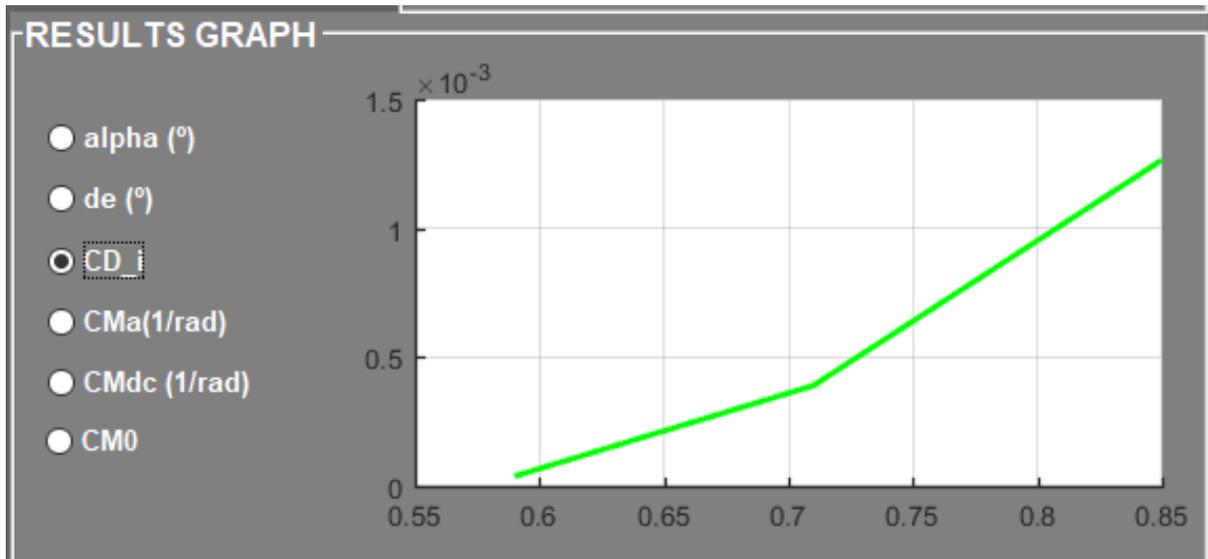


$$-2.8 < \delta_e^{crucero} < -5.5$$

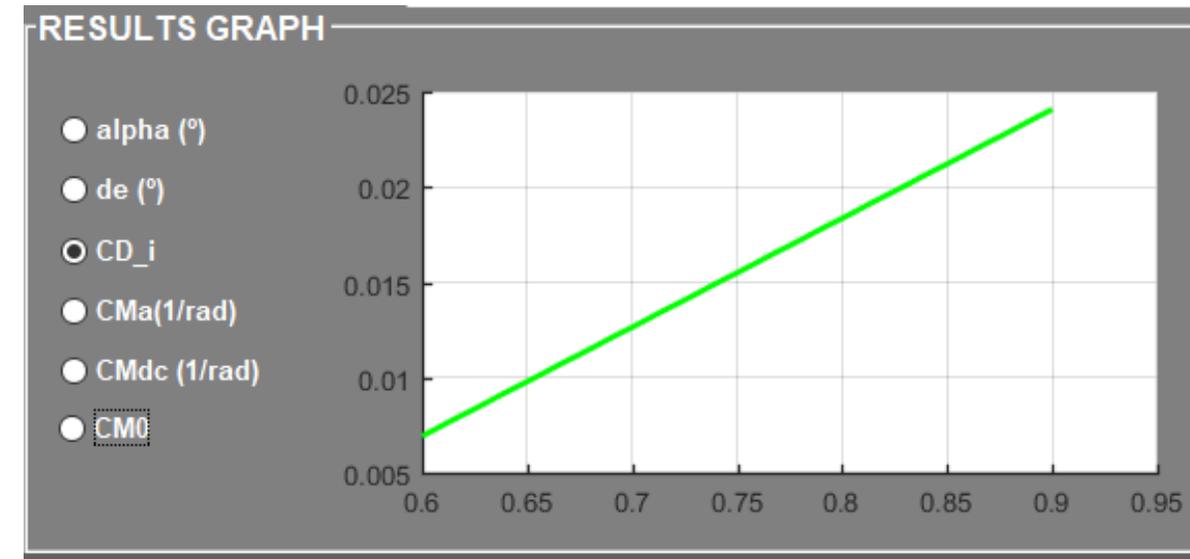
Estabilidad y control

Resistencia de trimado

Misión Ferry



Misión Descarga



Estabilidad y control

Estabilidad Lateral – Direccional

- Resultados correspondientes al trimado lateral-direccional según el ángulo de resbalamiento y la velocidad del avión.
- Misión de ferry y descarga.

	Altitud (ft)	$\frac{v}{v_{stall}}$	$\beta(^{\circ})$	$\phi(^{\circ})$	δ_a	δ_r
Misión ferry	20000	2.91	0	0	0	0
			2	1	0.7	1
			5	2.7	1.7	2.6
		2.47	0	0	0	0
			2	0.8	0.7	1
			5	1.9	1.7	2.6
Misión de descarga	300	1.46	0	0	0	0
			2	0.6	0.7	0.9
			5	1.4	1.8	2.2
			7	2	2.5	3

Estabilidad y control

Estabilidad Lateral – Direccional

- Derivadas de estabilidad lateral-direccional para misión de ferry y descarga

LATERAL-DIRECCIONAL			
	Cy	Cl	Cn
beta	-0.4936	-0.0688	0.0658
p	-0.0610	-0.5473	-0.0578
r	0.2373	0.0994	-0.0923
betaDot	-0.0305	-0.0023	0.0103

Misión de ferry

LATERAL-DIRECCIONAL			
	Cy	Cl	Cn
beta	-0.4834	-0.0723	0.0709
p	-0.1284	-0.5202	-0.1443
r	0.2349	0.1825	-0.1153
betaDot	-0.0303	-0.0010	0.0104

Misión de descarga

Requisitos de estabilidad lateral-direccional

- $C_{l\beta} < 0$
- $C_{n\beta} > 0$

Estabilidad y control

Estabilidad Lateral – Direccional

- Fallo de motor -> la deflexión de las superficies de control del VTP debe compensar el momento de guiñada producido.

VERTICAL STABILIZER DESIGN

S_ref (m²) b_w (m) V_s (m/s) h (ft)

Available Cn_dr Estimation

S_v (m²) S_rud/S_v
 L_v (m) eta_v

Lift Slope Estimation

b_v (m) Cla (1/rad)
 cr_v (m)
 TR_v **Vertical Conf.**
 Convencional
 Twin-vertical
 LAM_v(°) **Estimate CLa_v**
 S_hor (m²)
 z_hor (m)
 Dfus_v (m) CLa_v (1/rad)

Calculate Cn_dr (1/rad)

OEI Required Cn_dr

P_inop_eng (kW) d_inop_eng (m)
 dr_max (°) eta_prop

Propeller Type

Fixed-Pitch
 Variable-Pitch **Calcula**
 (Cn_dr)_OEI

LOAD MODEL

CLOSE

$C_{N\delta_r}$ necesario en caso de fallo de motor: -0,085

$C_{N\delta_r}$ disponible $\sim -0,1$

Estabilidad y control

Estabilidad Lateral – Direccional

- Fallo de motor -> Cumplimiento de normativa
 - ✓ FAR 25 -> Control direccional con velocidad 1,3Vs y ángulo de resbalamiento 15°
 - ✓ EASA C.S.25 -> capacidad de balancear 40° en 1,4s -> Diseño de alerones

ONE ENGINE INOPERATIVE AND SIDESLIP ANGLE ANALYSIS

$$\begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\delta_a} & C_{Y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-(mg\sin(\phi)\cos(\gamma) + F_{YT_1})}{qS_{ref}} \\ \frac{-L_{T_1}}{qS_{ref}b} \\ \frac{-(N_{T_1} + \Delta N_{D1})}{qS_{ref}b} \end{bmatrix}$$

MATRIX

-0.5697	0	0.49947
-0.08115E	0.171	0.042637
0.092379	-0.03309E	-0.15811

RESTORE INITIAL VALUES

ONE ENGINE INOPERATIVE

h (ft) Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

P/Pmax

phi da dr

SIDESLIP ANGLE

h (ft) Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

phi da dr

- Requisitos de ángulo de resbalamiento -> Cumplidos
- En caso de fallo de motor -> ángulo de deflexión de timón > 20° -> Permitir deflexión máxima de timón de profundidad hasta 25°

Estabilidad y control

Estabilidad Lateral – Direccional

- Fallo de motor -> Cumplimiento de normativa
 - ✓ FAR 25 -> Control direccional con velocidad 1,3Vs y ángulo de resbalamiento 15°
 - ✓ EASA C.S.25 -> capacidad de balancear 40° en 1,4s -> Diseño de alerones

AILERONS DESIGN

b (m) S (m2) LAM (°) V_cor (m/s)
 h (m) c_r (m) c_t (m)

Available $C_{l_{da}}$ Estimation

ca/c Cla

t/c

y_0 (m) y_1 (m)

$C_{l_{da}}$

Required $C_{l_{da}}$ Calculation

P (rad/s) da_max (°)

($C_{l_{da}}$)_req

- Diseño alerones inicial: desde el 75% de la semienvergadura hasta la punta del ala. 25% cuerda media -> No cumplen normativa -> Rediseño.
- Diseño alerones final: desde el 60% de la semienvergadura hasta la punta del ala. 25% cuerda media -> $C_{L_{\delta a}disponible} > C_{L_{\delta a}necesario}$

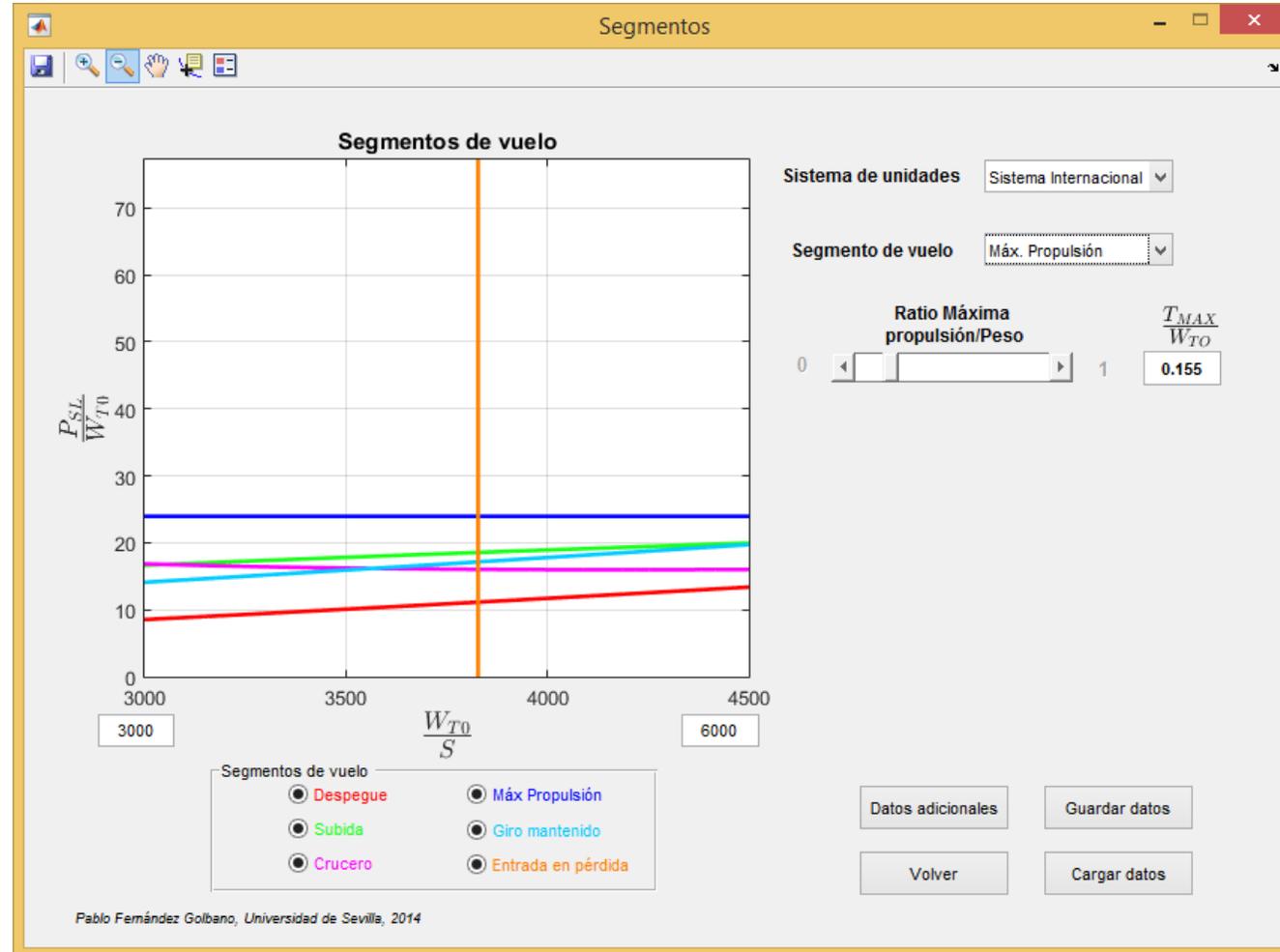
Diseño de alerones final

Índice

- ❖ Introducción
- ❖ Modelos preliminares
- ❖ Diseño
- ❖ Estructuras
- ❖ Aerodinámica
- ❖ Estabilidad y control
- ❖ **Propulsión y actuaciones**

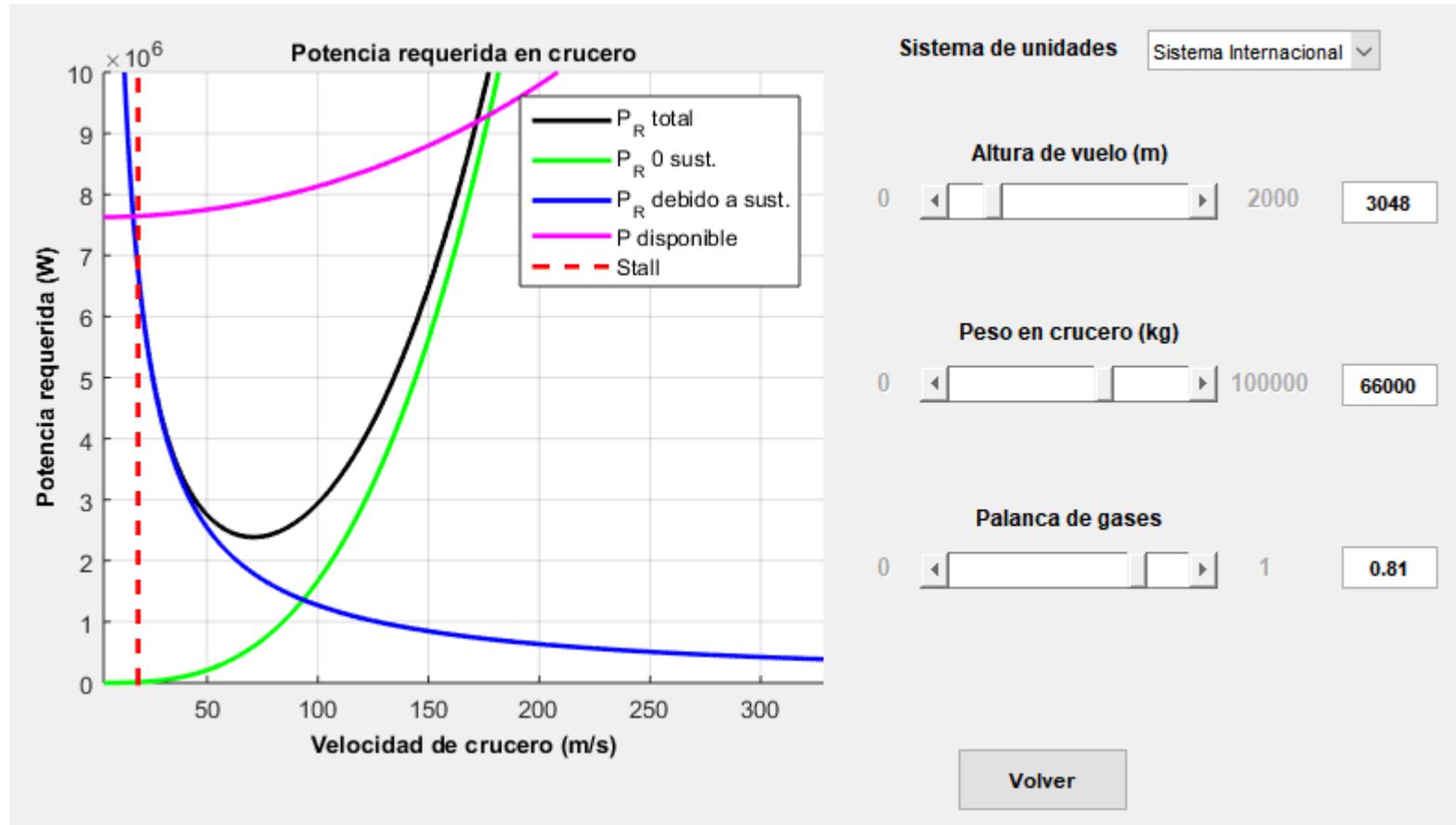
Propulsión y actuaciones

Carga Alar W/S



Propulsión y actuaciones

Potencia / Velocidad para misión



Propulsión

ELECCIÓN DEL MOTOR

Motor	Potencia(SHP)	Consumo específico(lb(shp*h)	Longitud(in)	Anchura/diámetro(in)	Peso(en seco)(lb)
Allison D501-22A	4590	0.52	146	44.6	1834
Ivchenko AI 20 D6	4080	0.52	121.9	46.5	2293
Bristol Proteus 755	3780	0.5	97.6	37.9	1207



Propulsión

MOTOR ALLISON D501-22A

- El motor Allison D501-22A es capaz de cumplir las misiones asignadas.
- No se descartan modificaciones, si se traducen en mejoras sustanciales.
- Se ha escogido el sistema de hélice 54H60-91 de Hamilton Standard

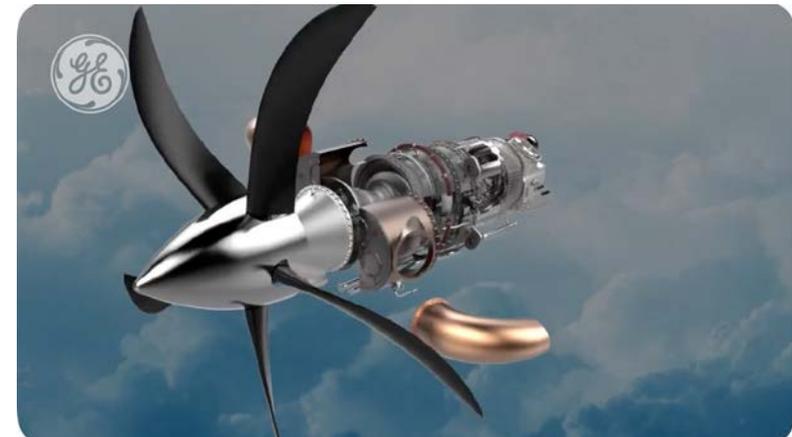
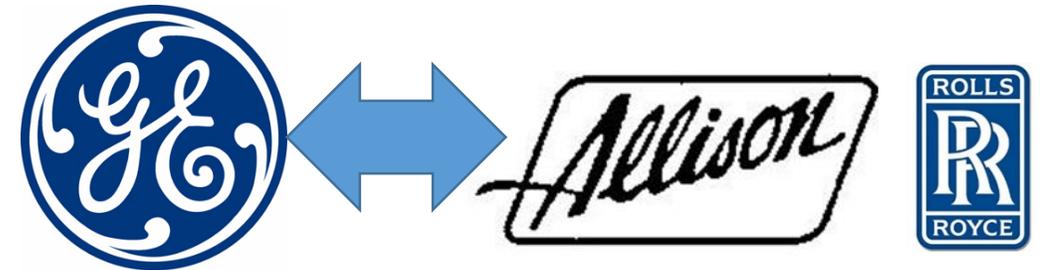


Propulsión

ADVANCED TURBOPROPELLER (ATP)

- General Electrics ha desarrollado una nueva serie de motores turbohélice
- 35% de los componentes están hechos con manufactura aditiva (impresión 3D)
- Materiales mas ligeros y resistentes
- Se traduce en un 33% más de durabilidad, 5% de reducción de peso en seco y un ahorro de 1 % de combustible

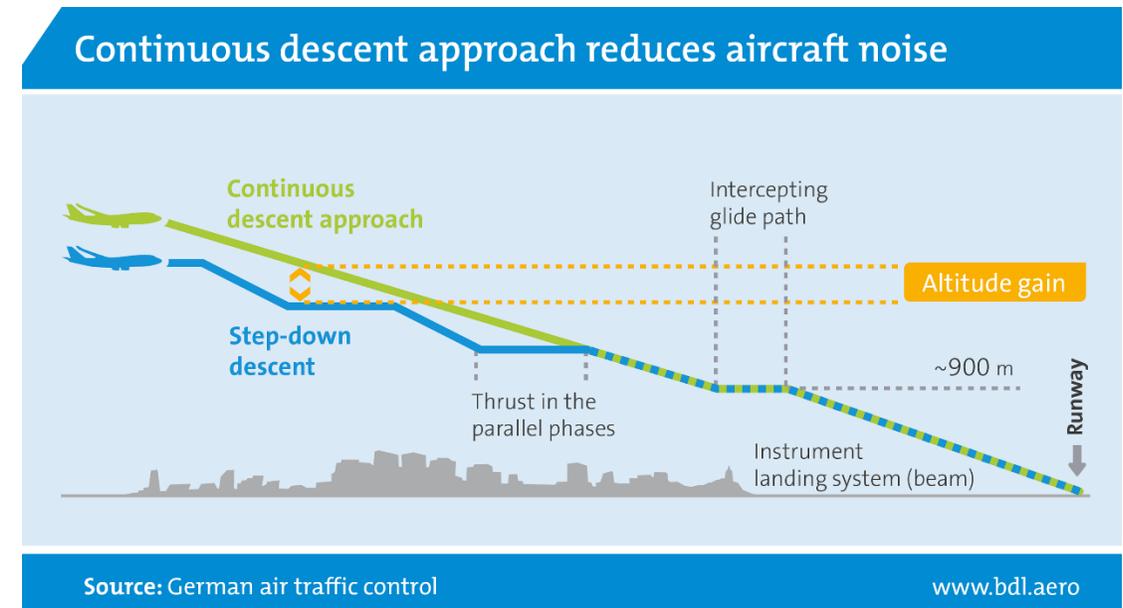
Acuerdo entre General Electrics y Allison Engine Company (Propiedad de Rolls Royce Motors) para aplicar esta tecnología a los motores 501-D22A



Actuaciones

CDA (Continuous Descent Approach)

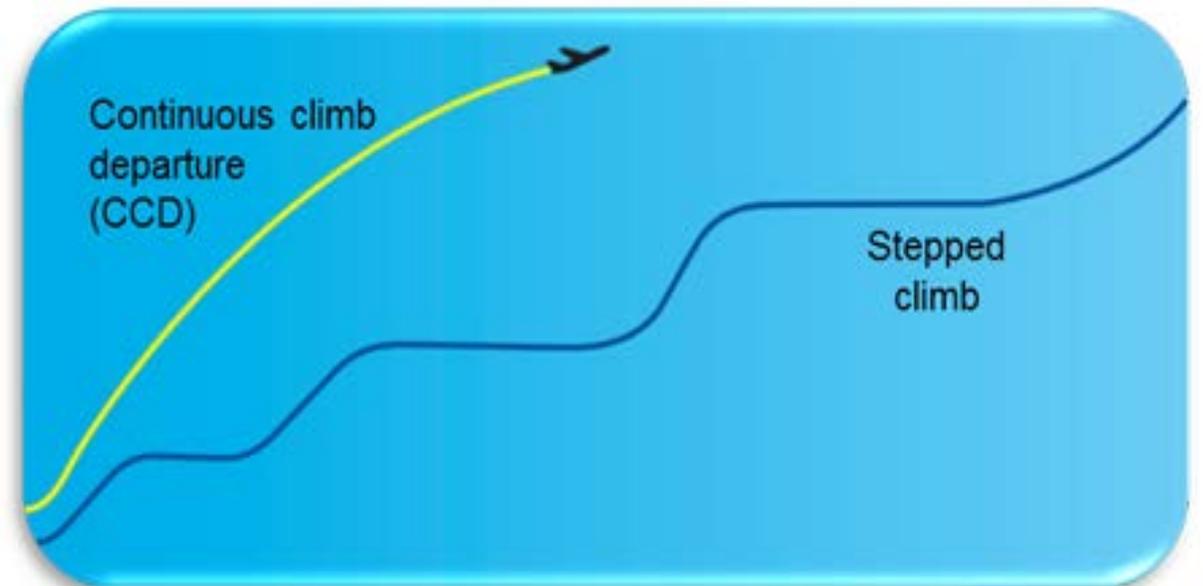
- Nuevo procedimiento de aproximación al aeropuerto de destino.
- Ahorro significativo de combustible y de ruido respecto convencional.
- Solo operable con poca carga de tráfico en el aeropuerto de destino.



Actuaciones

CCO (Continuos Climb Operations)

- “Nuevo” procedimiento de subida.
- Ventajas:
 - Ahorro de combustible
 - Reducción de la carga de trabajo de la tripulación de vuelo y del controlador
 - Reducción en el número de transmisiones de radio requeridas
 - Beneficios ambientales a través de la reducción de la quema de combustible
- Necesita aeropuerto con poca carga de tráfico



Actuaciones

TAXI

- Velocidad de taxi de 15 knots .
- Tendremos una espera de 9 min antes de despegue y otra de 5 minutos después del aterrizaje, cumpliendo lo requerido.
- Se tienen en cuenta condiciones de aeropuerto de salida y llegada



Actuaciones

DESPEGUE

- Pista de 1524 m
- Altura de 1524 m
- Presión local: 83998 Pa

Altitud inicial(m)	1524
Distancia ground (m)	1300
Tiempo (s)	50
Combustible (kg)	90

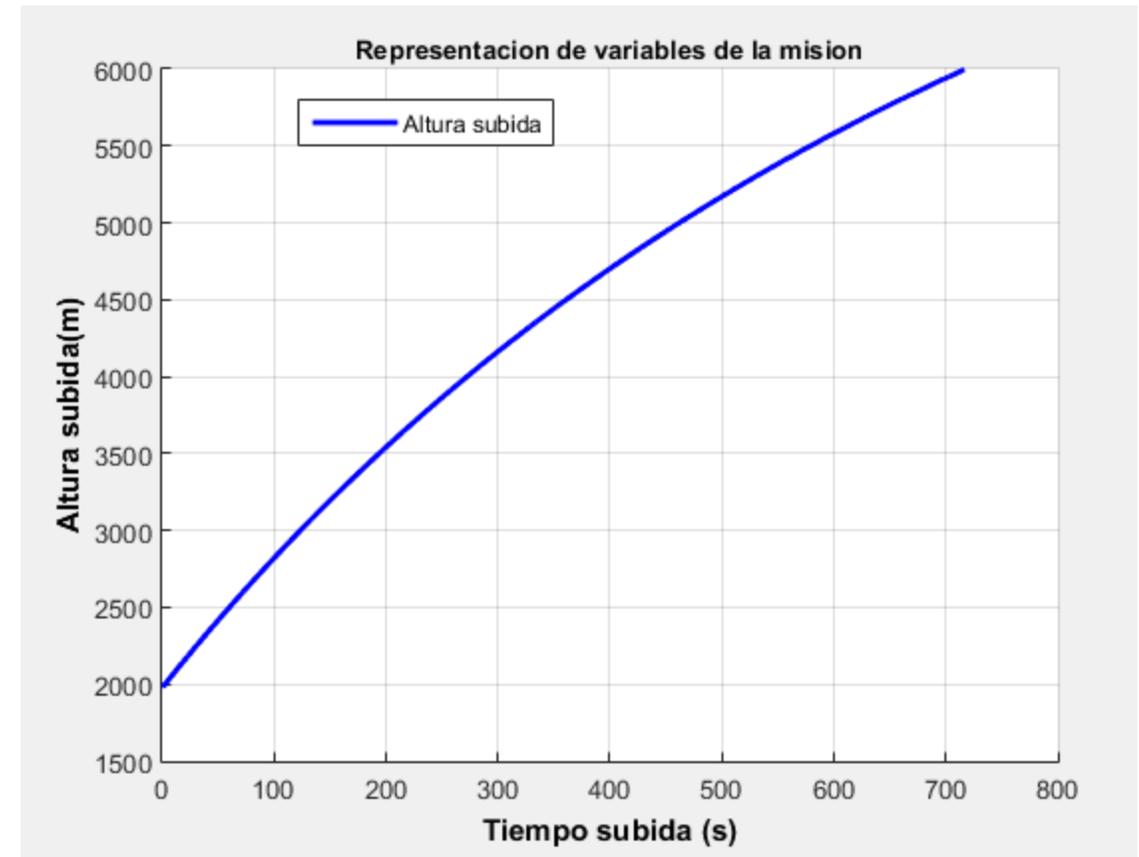


Actuaciones

Subidas Ferry

- Primera subida hasta 1500 ft del aeropuerto según normativa.
- Continuous climb operation hasta altitud de crucero.

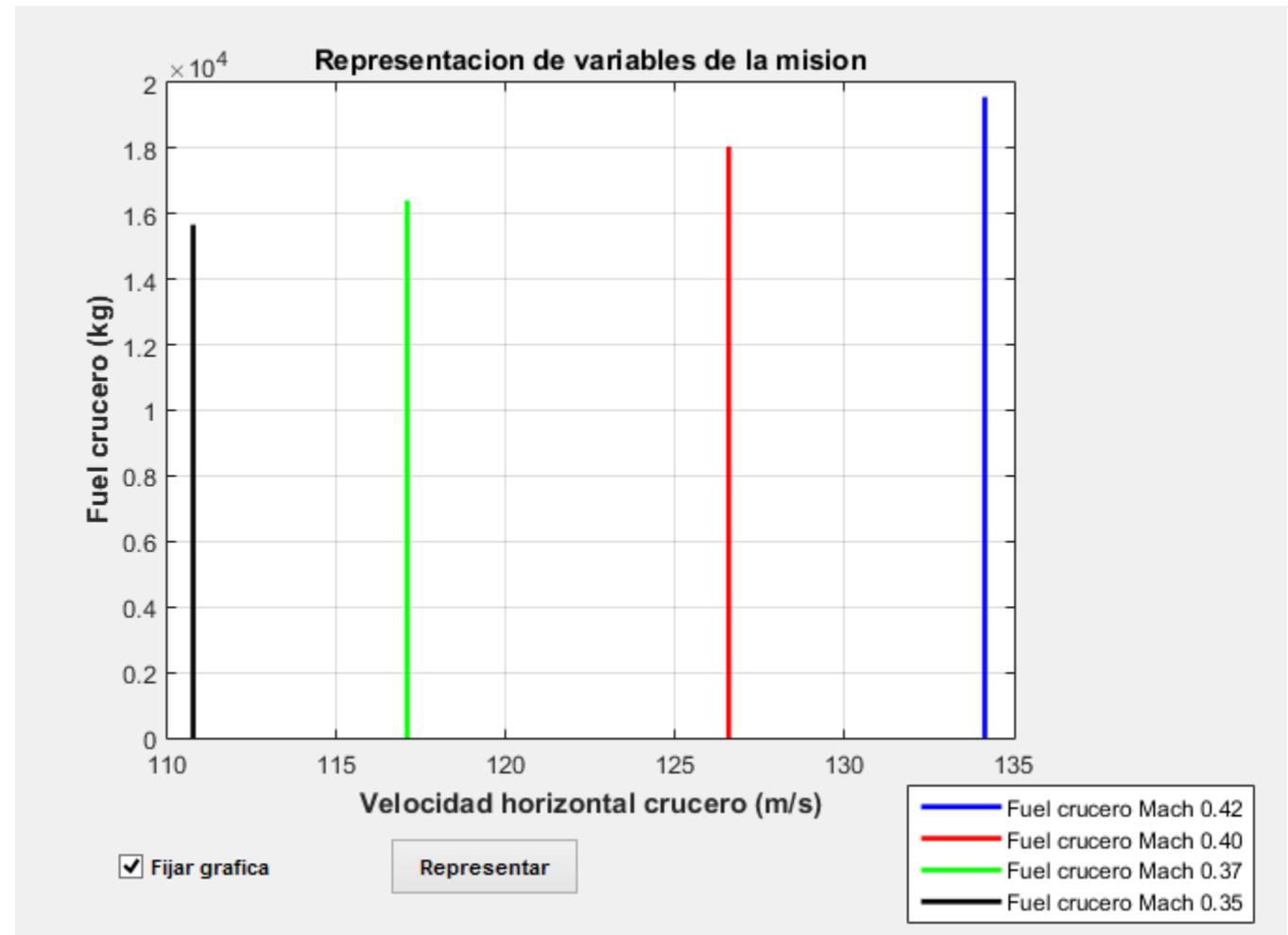
Altitud inicial(m)	1981
Altitud final(m)	6000
Velocidad(m/s)	100
Angulo de ascenso(rad)	0,060
Tiempo(s)	717
Combustible(kg)	692



Actuaciones

Cruceros Ferry

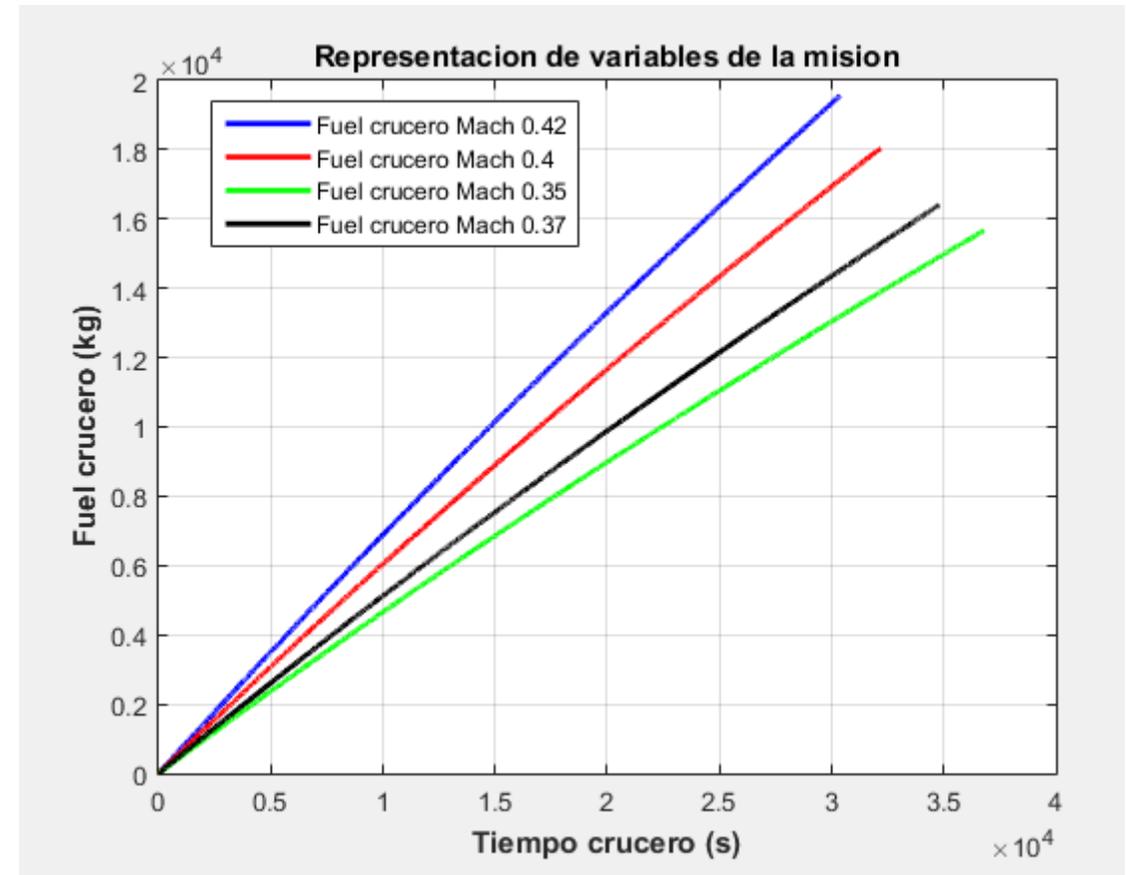
Velocidad (Mach)	Tiempo(s)	Combustible (kg)
0,42	30375	19652
0,4	32190	18050
0,37	34800	16405
0,35	36788	15665,20



Actuaciones

Cruceros Ferry

MACH	DOC(cent \$)	CASM(Cents·Nm)
0.35	5.088.098,359	2.312,77
0.37	4.967.038,615	2.257,74
0.4	4.873.430,72	2.215,19
0.42	4.852.769,081	2.205,80

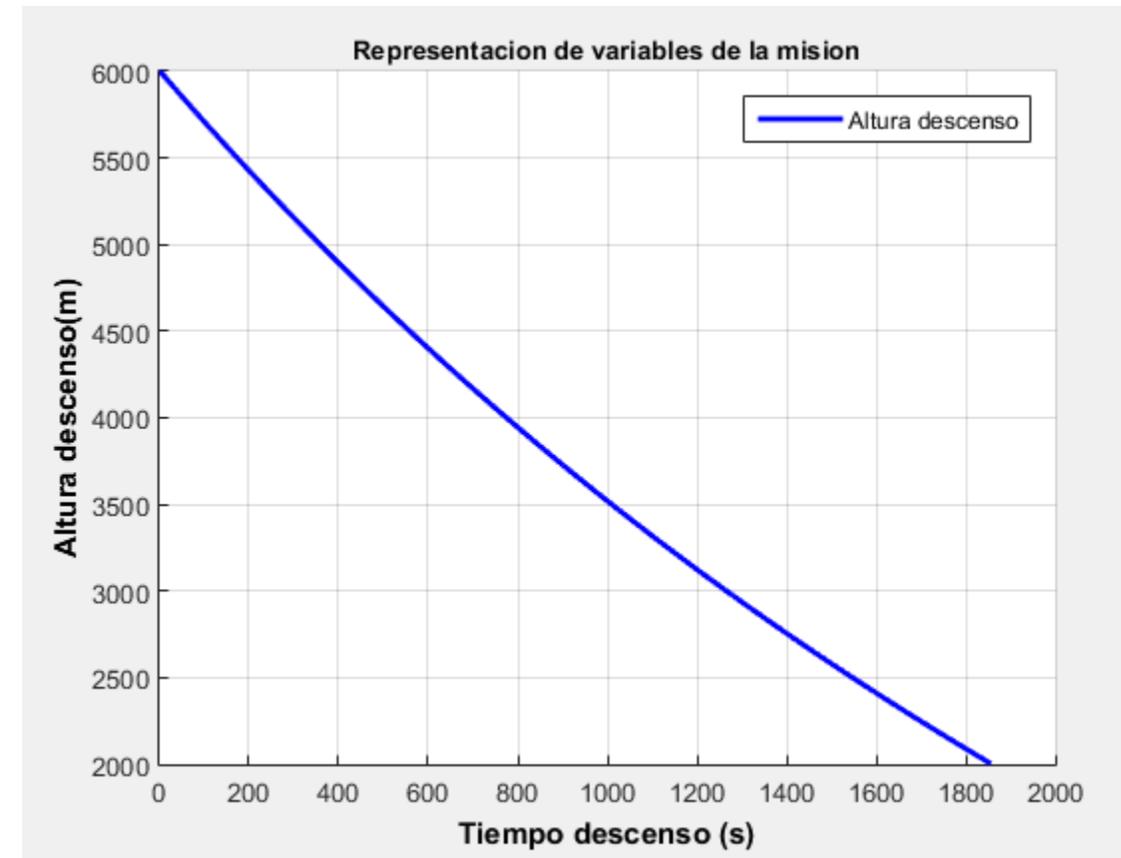


Actuaciones

Descensos Ferry

- Se ha ejecutado una Continuous Descent Approach. Se estima este descenso hasta nivel de aeropuerto.

Altitud inicial(m)	6000
Altitud final(m)	2000
Velocidad(m/s)	70
Angulo de descenso(rad)	-0,032
Tiempo(s)	1856
Combustible(kg)	283



Actuaciones

Aterrizaje

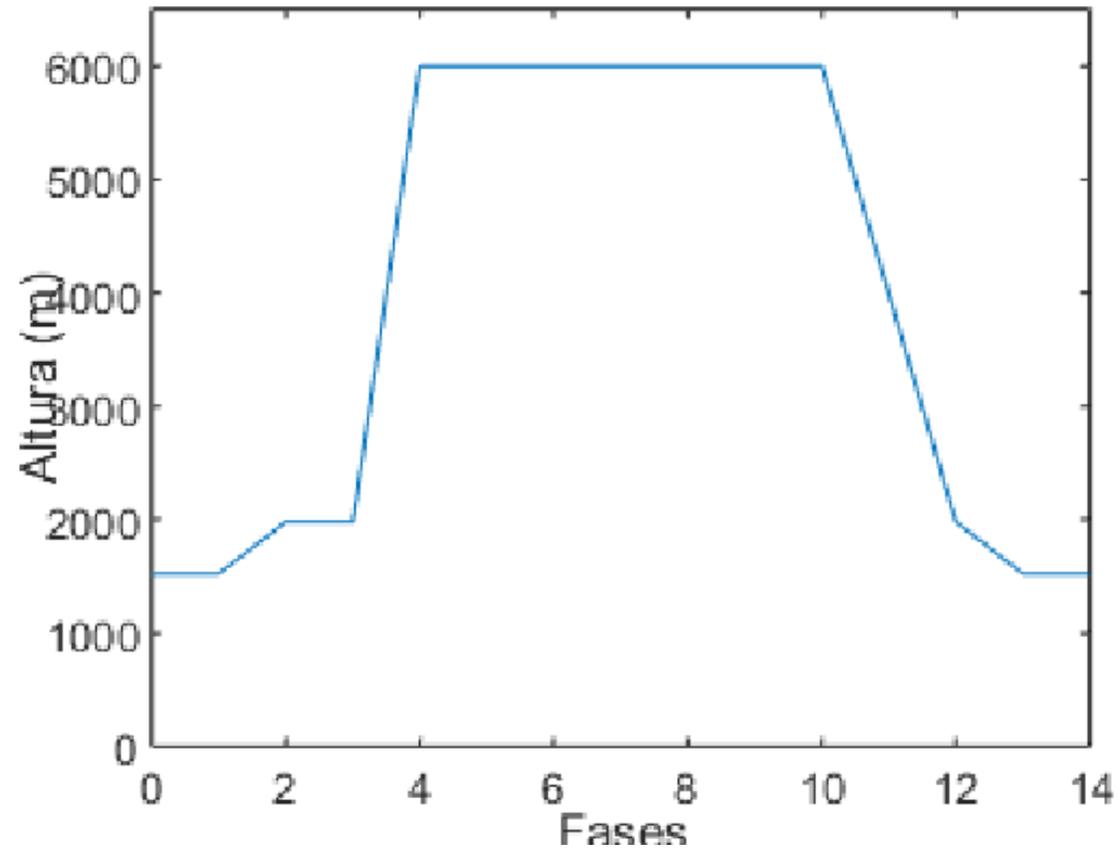
- Pista de 1524 m
- Altura de 1524 m
- Presión local: 83998 Pa

Distancia(m)	950
Tiempo(s)	35
Fuel(Kg)	5



Actuaciones

Mision Completa

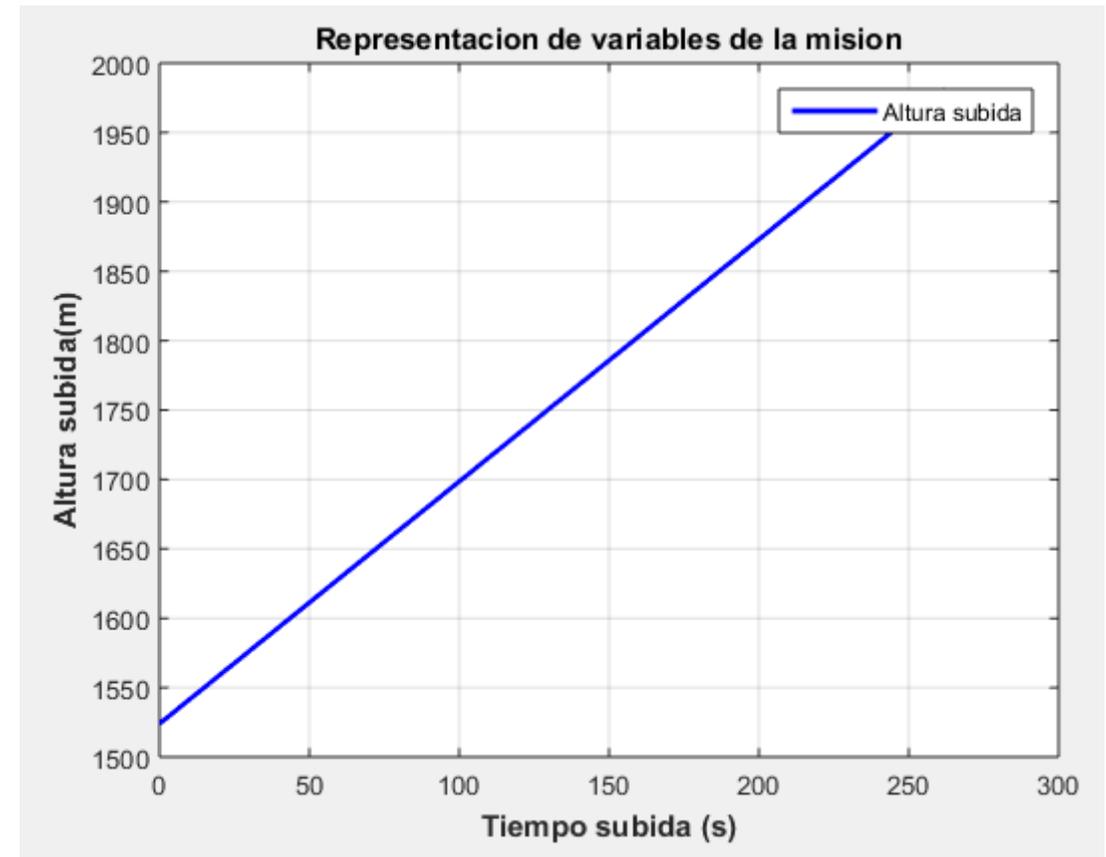


Actuaciones

Subidas (1) Misión

- Ascenso RFP 1,7%

Altitud inicial(m)	1524
Altitud final(m)	1981
Velocidad(m/s)	100
Angulo de ascenso(rad)	0,017
Tiempo(s)	260
Combustible(kg)	180

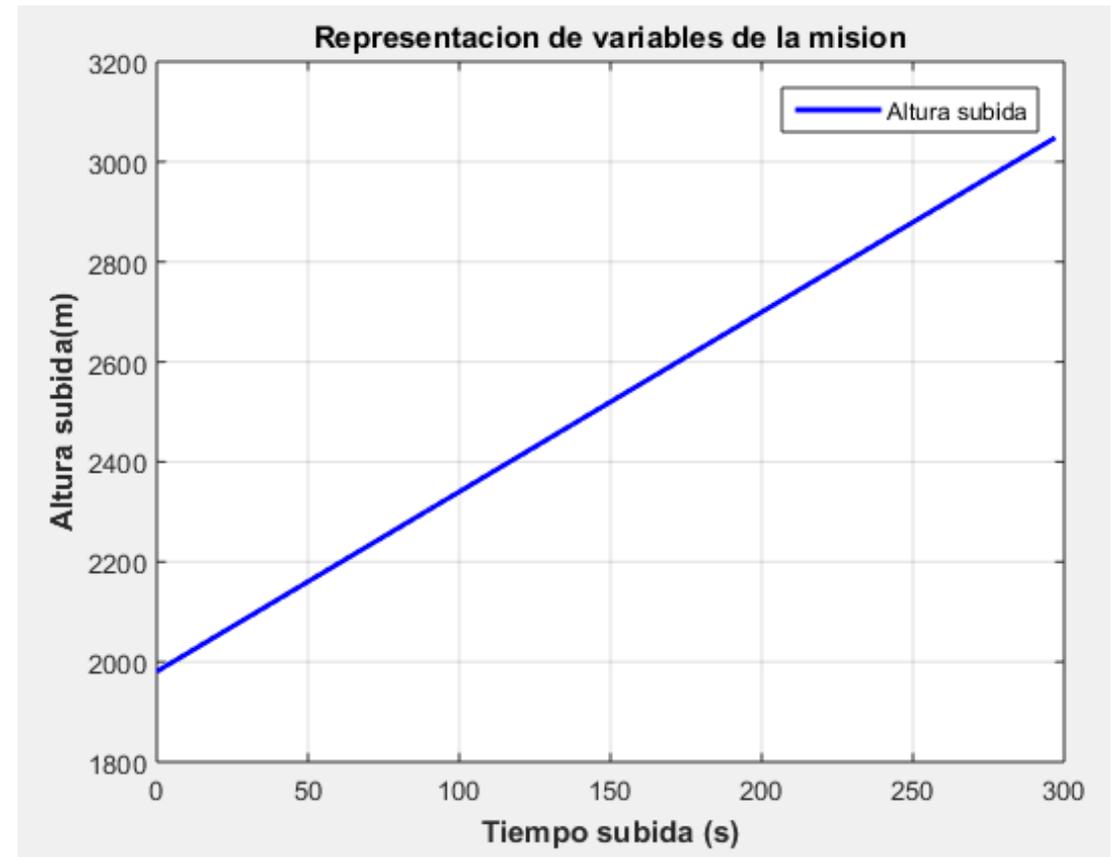


Actuaciones

Subidas (2) Misión

- Ascenso RFP 3,2%

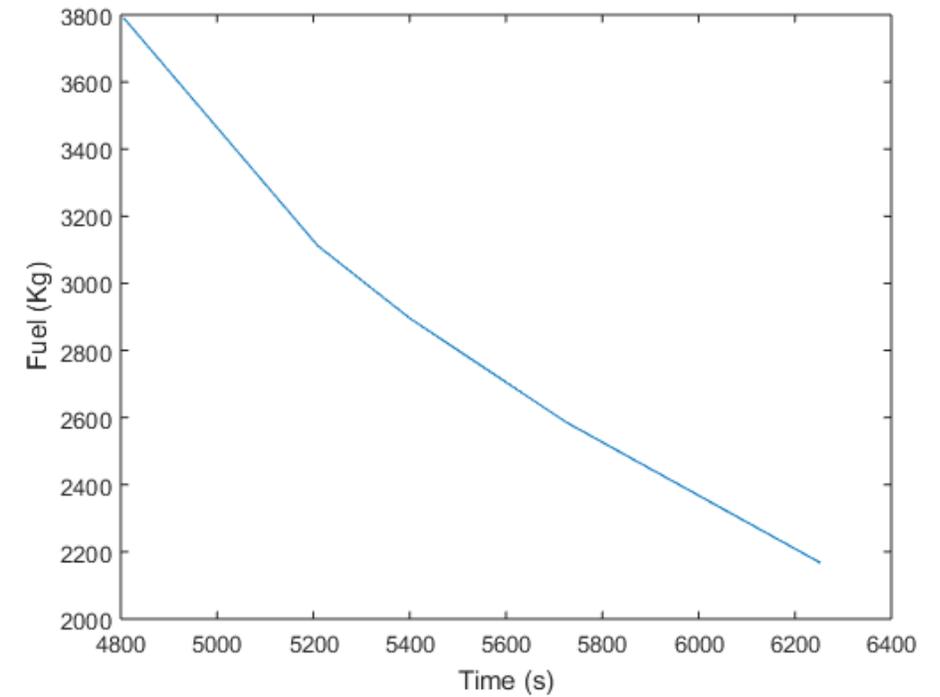
Altitud inicial(m)	1981
Altitud final(m)	3048
Velocidad(m/s)	100
Angulo de ascenso(rad)	0,035
Tiempo(s)	300
Combustible(kg)	250



Actuaciones

Cruceros Misión

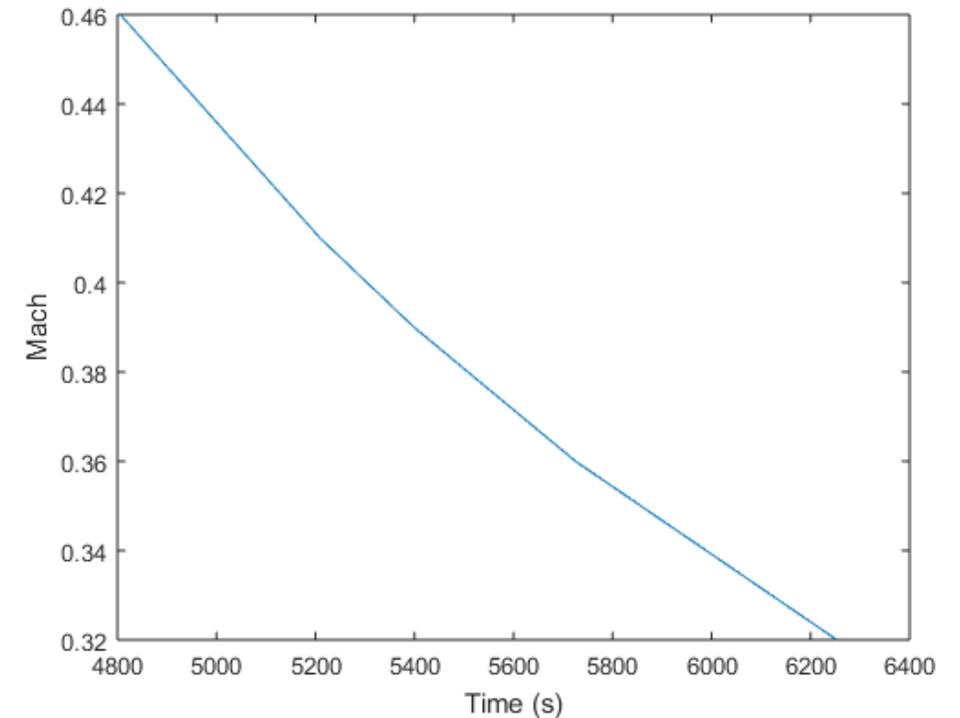
ITERACIÓN	MACH	TIEMPO (S)	CONSUMO TOTAL (KG)	CASM
(1)	0,32	6253	2167	10,99
(2)	0,36	5725	2587	10,8
(3)	0,39	5399	2897	10,8
(4)	0,41	5209	3112	10,8
(5)	0,46	4806	3791	11,2



Actuaciones

Cruceros Misión

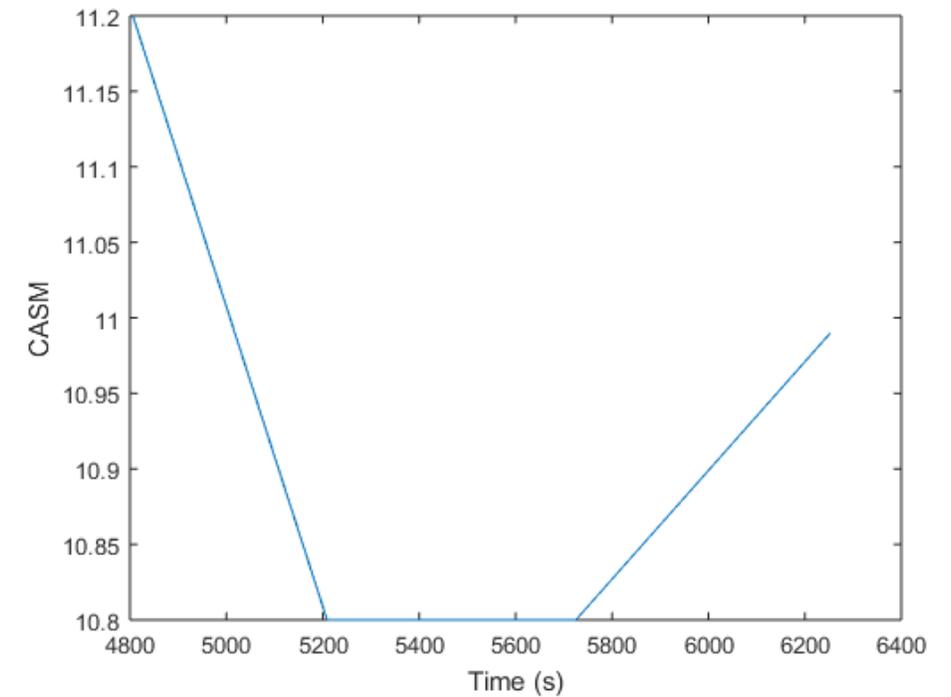
ITERACIÓN	MACH	TIEMPO (S)	CONSUMO TOTAL (KG)	CASM
(1)	0,32	6253	2167	10,99
(2)	0,36	5725	2587	10,8
(3)	0,39	5399	2897	10,8
(4)	0,41	5209	3112	10,8
(5)	0,46	4806	3791	11,2



Actuaciones

Cruceros Misión

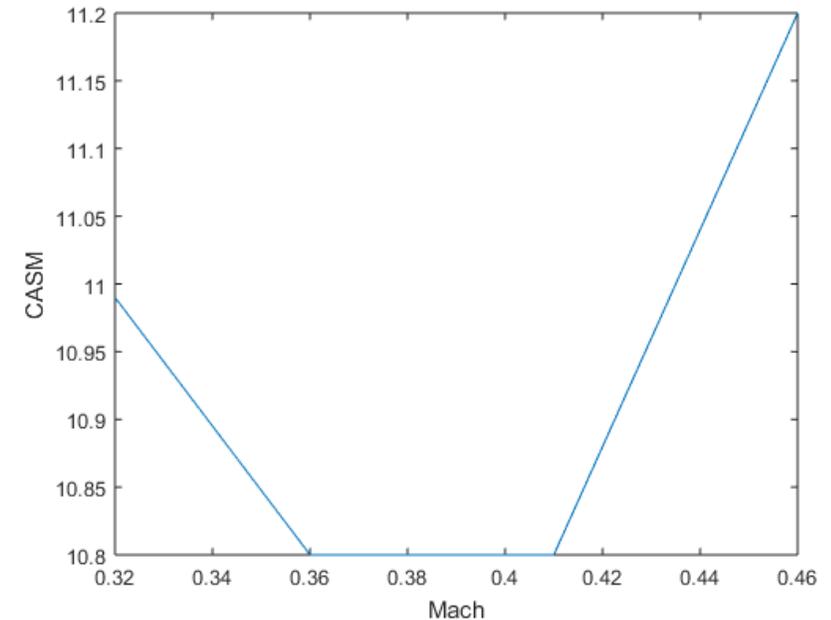
ITERACIÓN	MACH	TIEMPO (S)	CONSUMO TOTAL (KG)	CASM
(1)	0,32	6253	2167	10,99
(2)	0,36	5725	2587	10,8
(3)	0,39	5399	2897	10,8
(4)	0,41	5209	3112	10,8
(5)	0,46	4806	3791	11,2



Actuaciones

Cruceros Misión

ITERACIÓN	MACH	TIEMPO (S)	CONSUMO TOTAL (KG)	CASM
(1)	0,32	6253	2167	10,99
(2)	0,36	5725	2587	10,8
(3)	0,39	5399	2897	10,8
(4)	0,41	5209	3112	10,8
(5)	0,46	4806	3791	11,2



Actuaciones

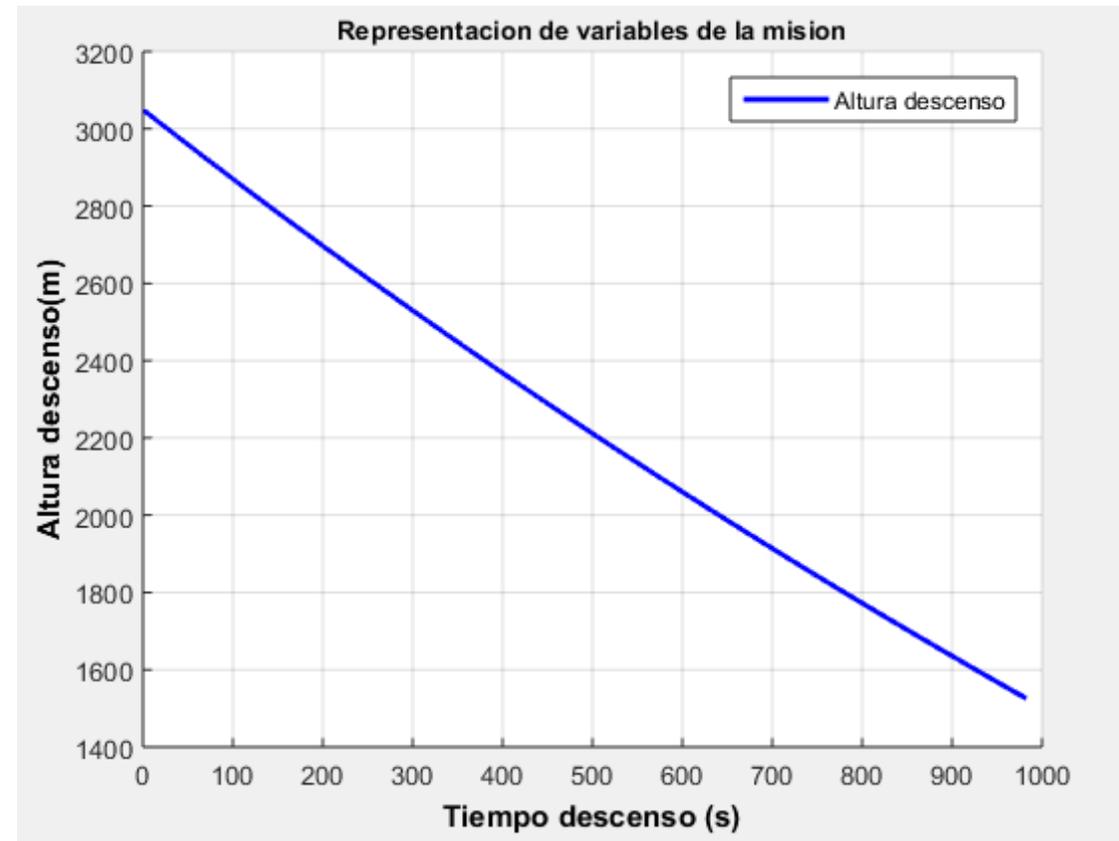
Descarga Misión

Etapa	Tiempo(s)	FUEL (KG)	PAYLOAD (KG)
Descenso	15 min	200	-
3 x Descargas	instantáneo	0	3 x (-6800)
3 x Virajes	3 x 18	35 + 26 + 20	-
Subida	15 min	500	-

Actuaciones

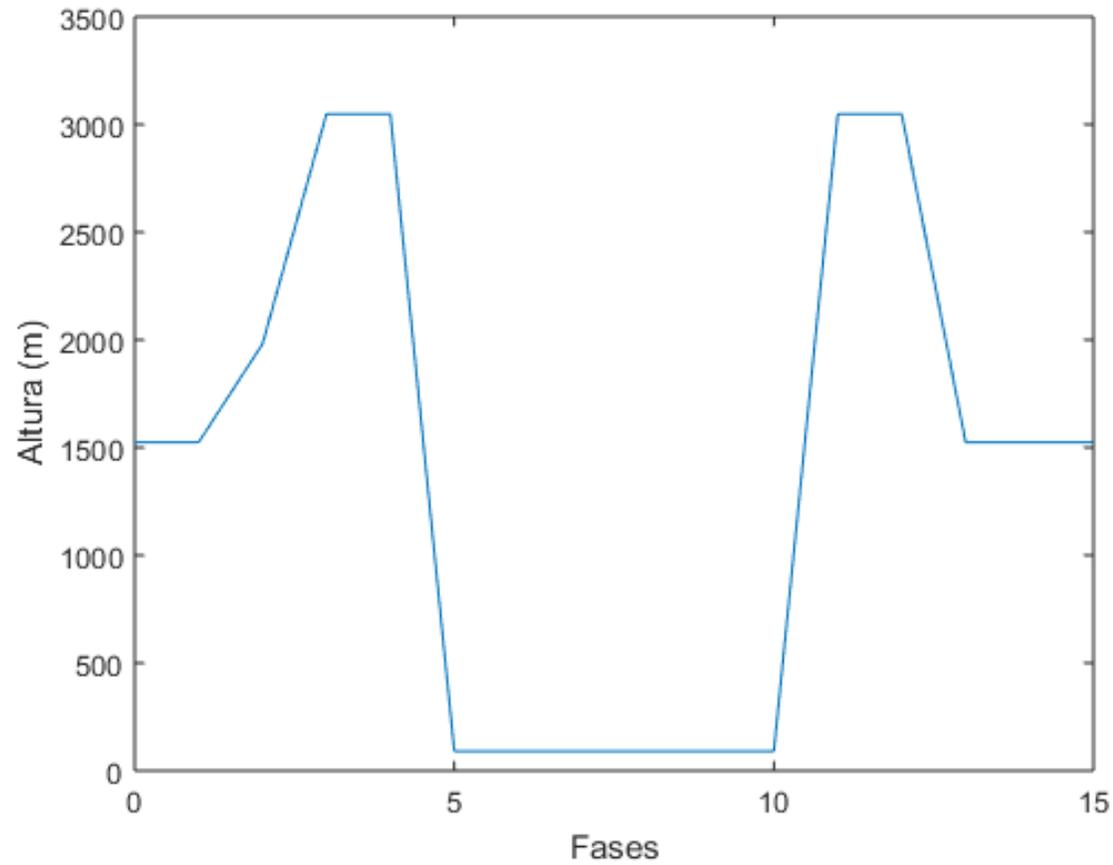
Descenso Mision

Altitud inicial(m)	3048
Altitud final(m)	1524
Velocidad(m/s)	70
Angulo de descenso(rad)	-0,035
Tiempo(s)	982 ; 16 min
Combustible(kg)	183



Actuaciones

Mision Completa



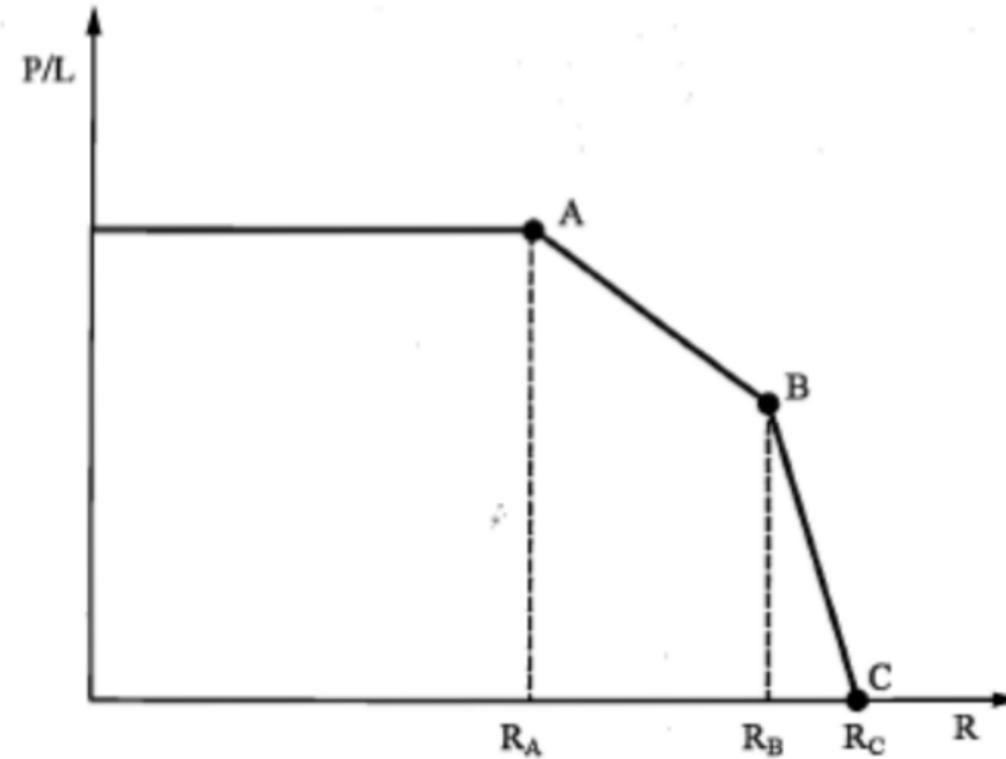
Actuaciones

Mision Completa

Peso inicial	63.000 kg
Fuel consumido total	2.200 kg
Distancia recorrida	675.000 m
Tiempo empleado	105 min
CASM	10.8 c\$

Actuaciones

RA	843 NM
RB	1465 NM
RC	2333 NM



Actuaciones

Mejoras aplicables

- Aplicación CDA
- Aplicación CCO
- Aplicación tecnología impresión 3D
- Utilización de deposito de retardante como deposito de combustible
- Reducción peso – reducción motores

MUCHAS GRACIAS POR SU ATENCIÓN

