



Customized Aeronautical Solutions

LA EMPRESA

CUSTOMIZED AERONAUTICAL SOLUTIONS

- Fundada en Sevilla, 2018
- Dedicada al diseño conceptual de aeronaves militares de emergencia
- Primer diseño: CAS-96S
- Integra tecnología actual e innovadora
- Expectativa para en un futuro abarcar desarrollo y fabricación



LA EMPRESA

COMPOSICIÓN



**15 INGENIEROS AEROESPACIALES
REPARTIDOS EN 5 ÁREAS**

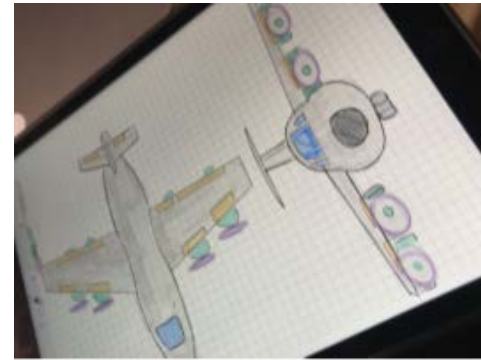
DISEÑO Y SISTEMAS	AERODINÁMICA	ACTUACIONES Y PROPULSIÓN	ESTRUCTURAS	ESTABILIDAD Y CONTROL
Carmen Álvarez Martínez	Javier Bel Díaz	Álvaro Sanjuán Florido	Diego Manzano Delgado	Alberto Ramos Escobar
Pablo Hinojosa López	Francisco Javier Casas Peña	Fernando Marín Brenes	Dunia López Navas	Agustín Pérez Arjona
Pepe Trujillo Rodríguez	Carlos Javier López Sierra	Manuel Gutiérrez Fernández	José Ignacio Rico Álvarez	Miguel Hermosín Reyes



DISEÑO CONCEPTUAL AVIÓN CAS-96S

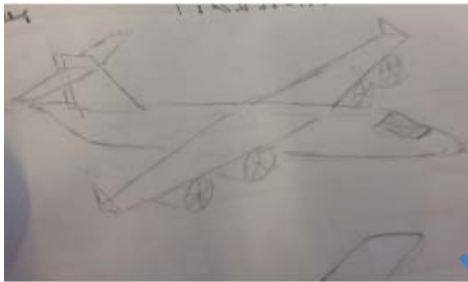


DISEÑO Y SISTEMAS



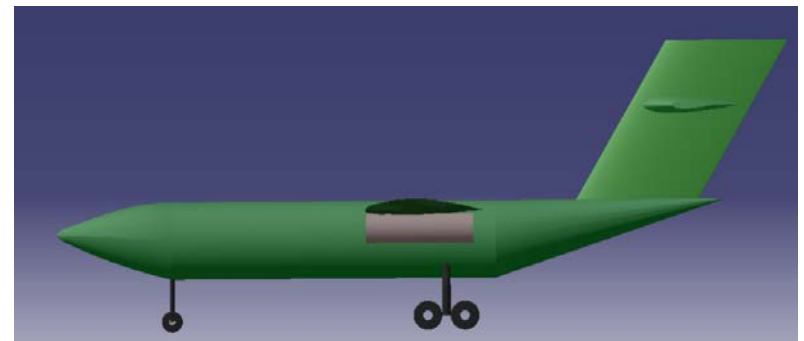
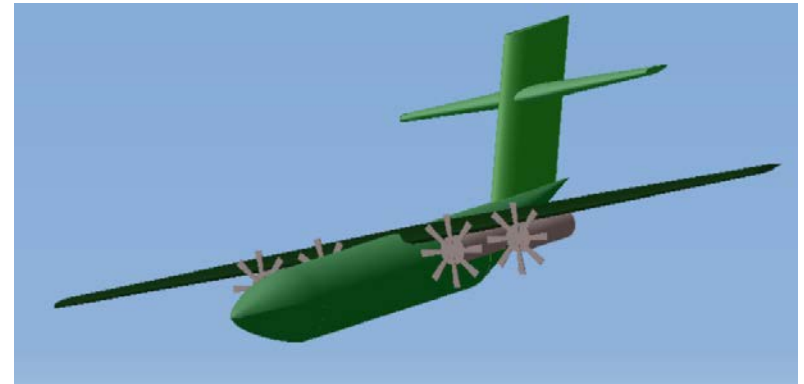
DISEÑO Y SISTEMAS

EVOLUCIÓN DEL DISEÑO

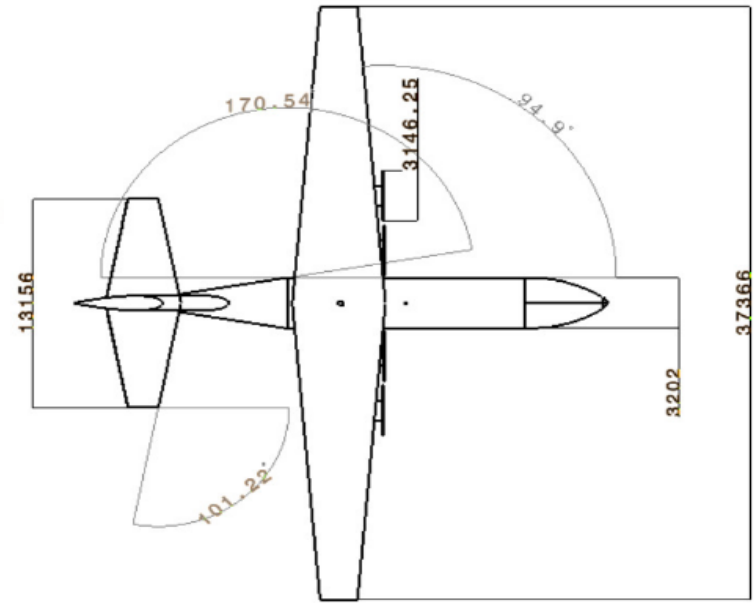
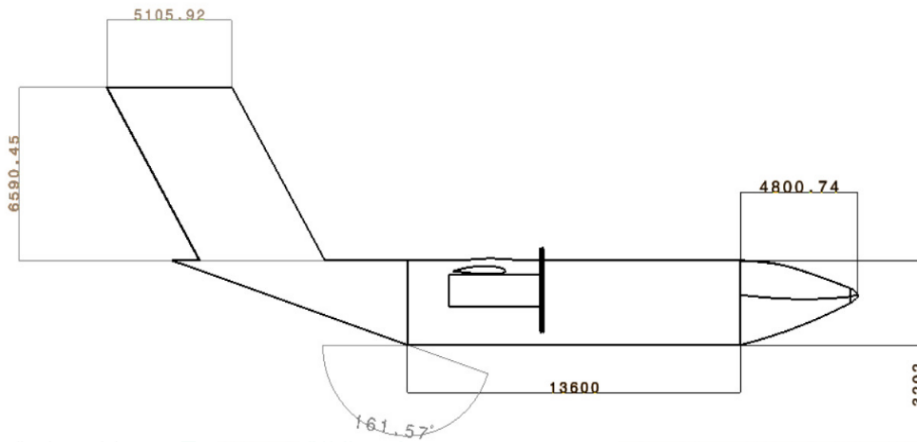


DISEÑO Y SISTEMAS

DISEÑO FINAL

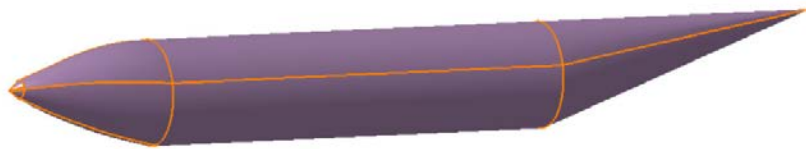


DISEÑO Y SISTEMAS



DISEÑO Y SISTEMAS

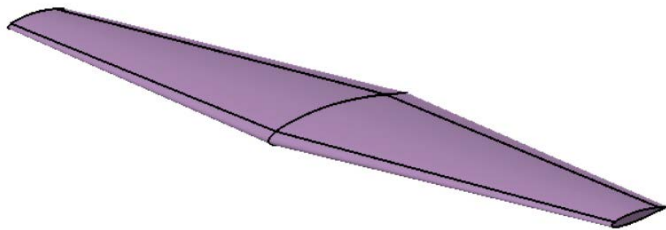
DISEÑO DE COMPONENTES



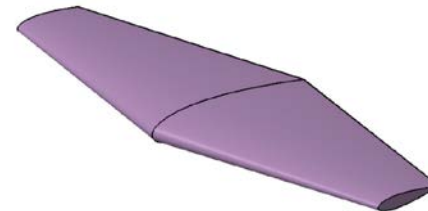
Upsweep $\rightarrow 9.21^\circ$
Longitud $\rightarrow 28\text{m}$
Diámetro exterior $\rightarrow 3.2\text{m}$



NACA 0018
C=5.13 m
B=7.61
Alargamiento=1.35
Flecha=25°



NACA 0014-1.10
C=5.32 m
E= 0.4
B=37.4 m
Alargamiento=10

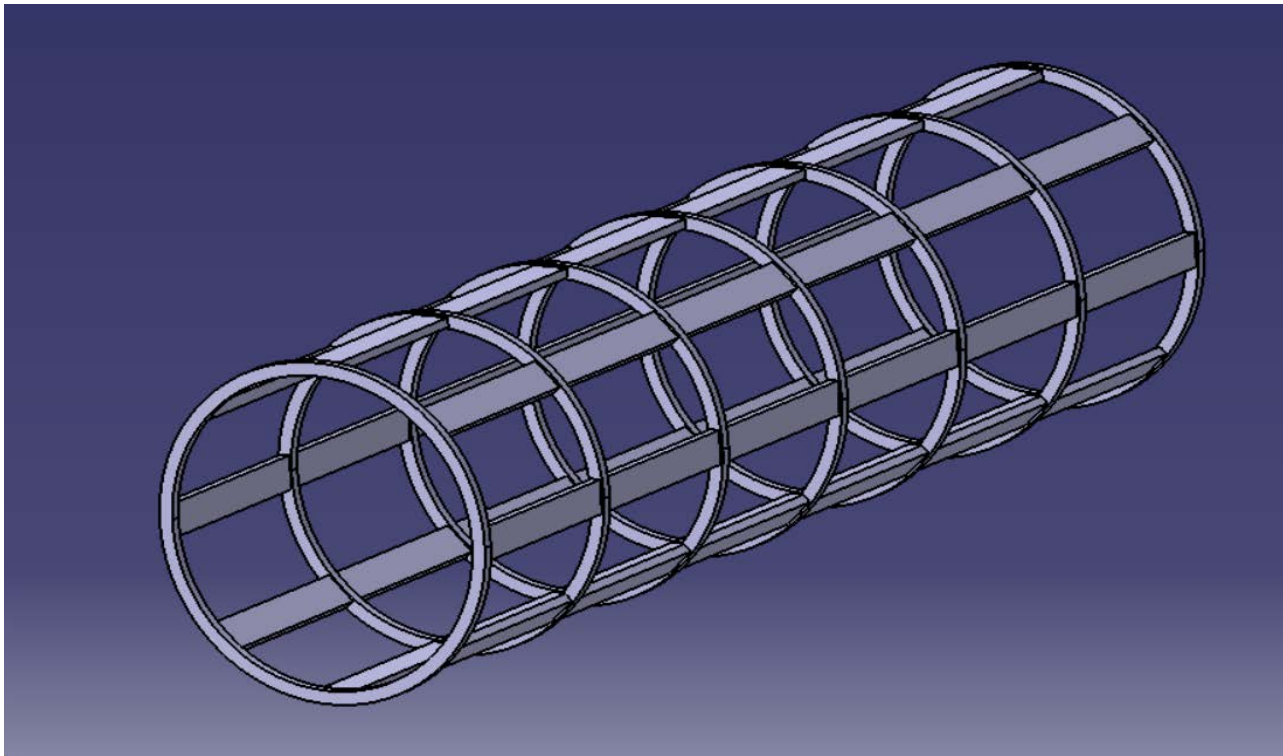


NACA 0018
C=4.35 m
E=0.4
B=13.2 metros



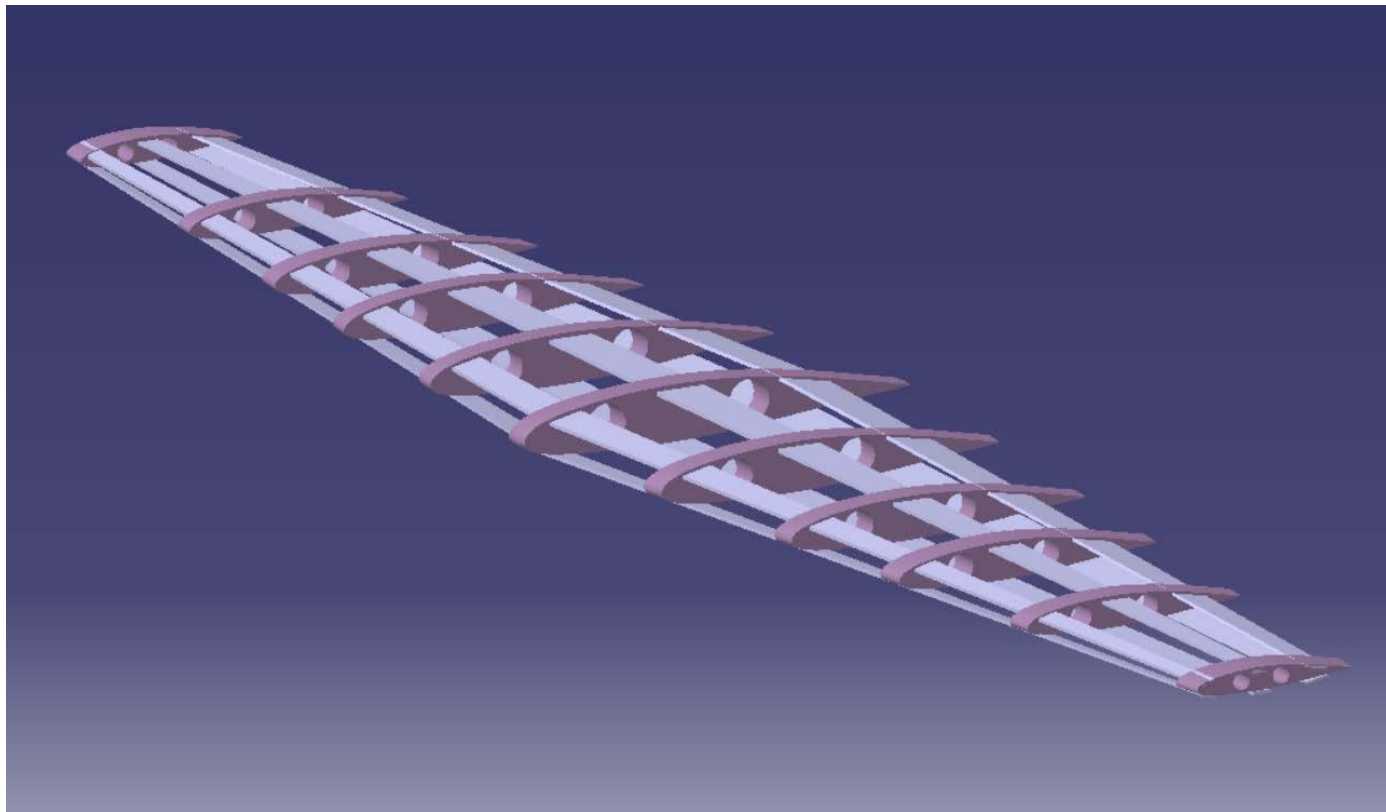
DISEÑO Y SISTEMAS

DISEÑO ESTRUCTURA INTERNA



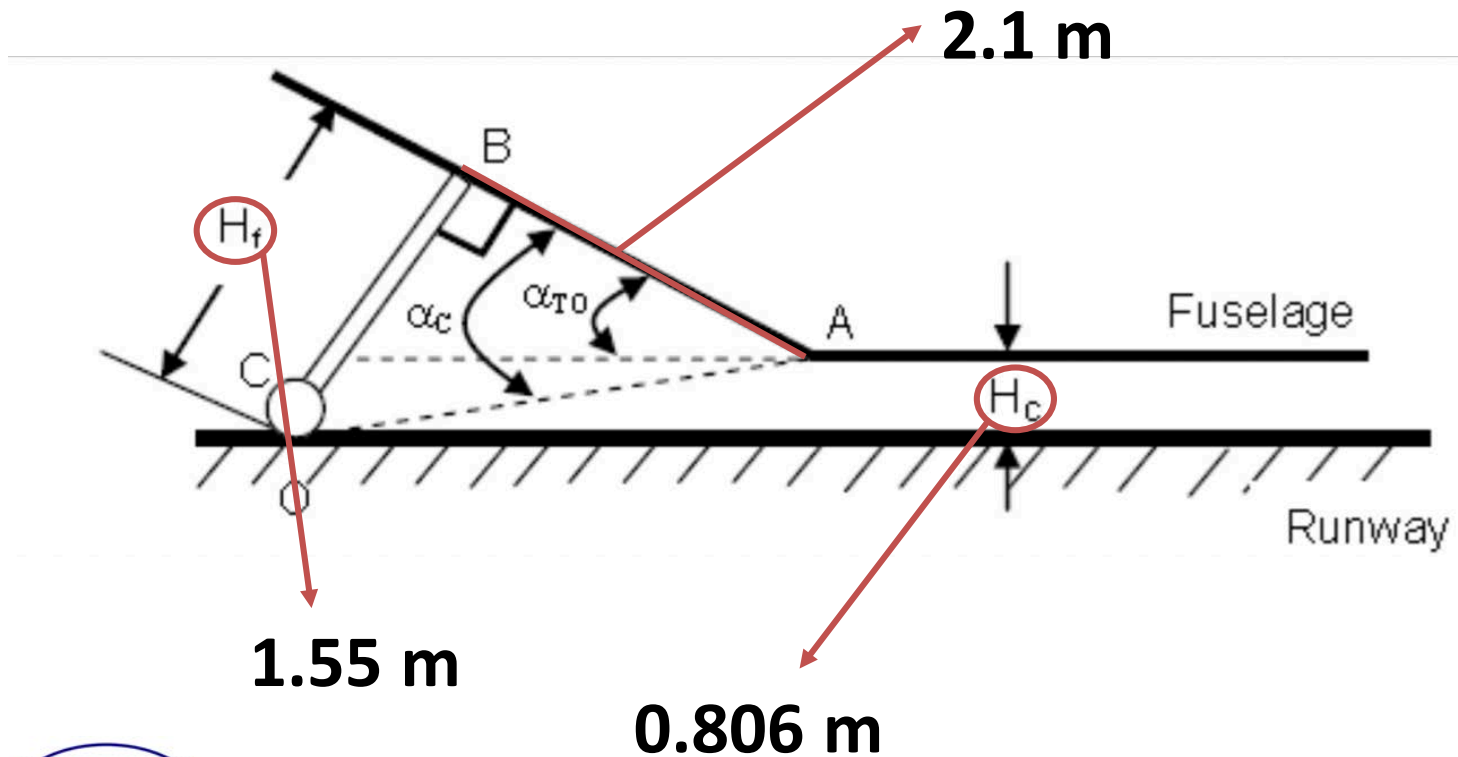
DISEÑO Y SISTEMAS

DISEÑO ESTRUCTURA INTERNA

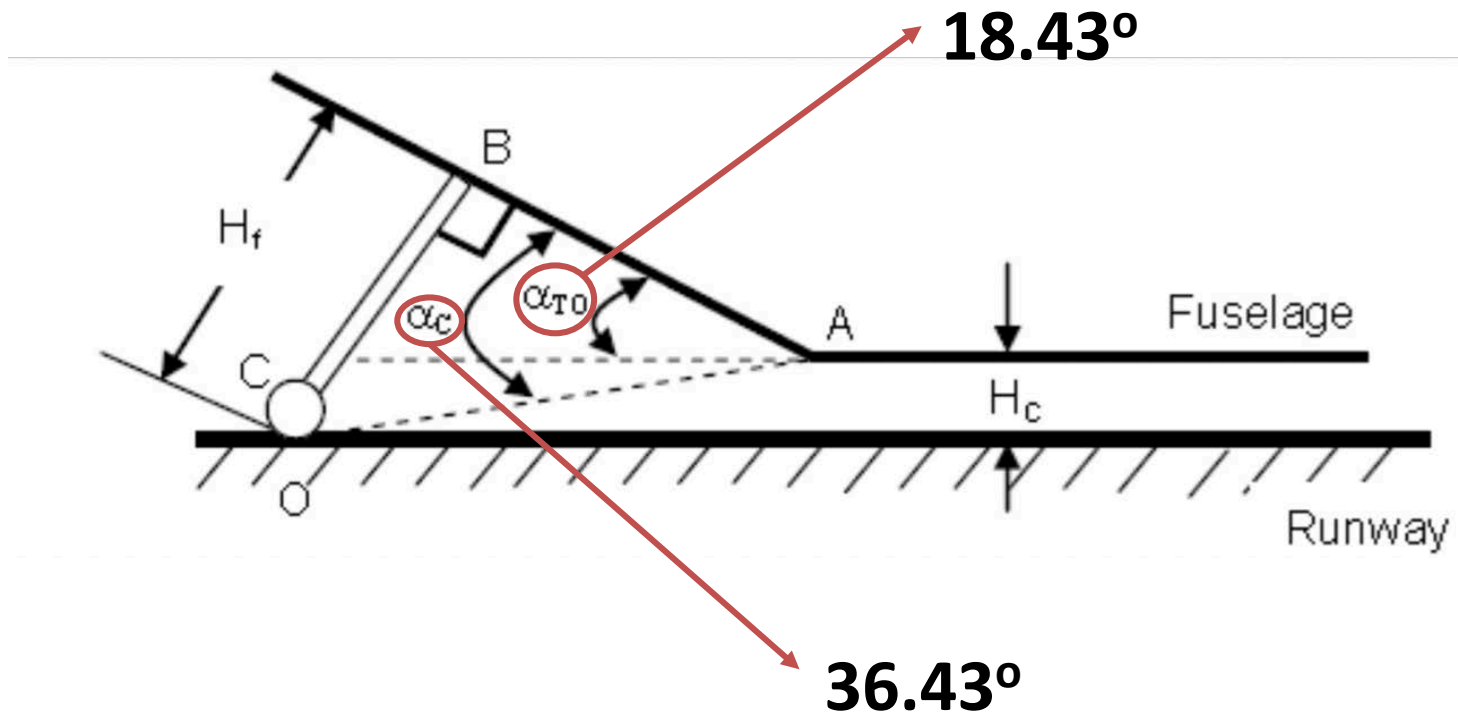


DISEÑO Y SISTEMAS

TREN DE ATERRIZAJE

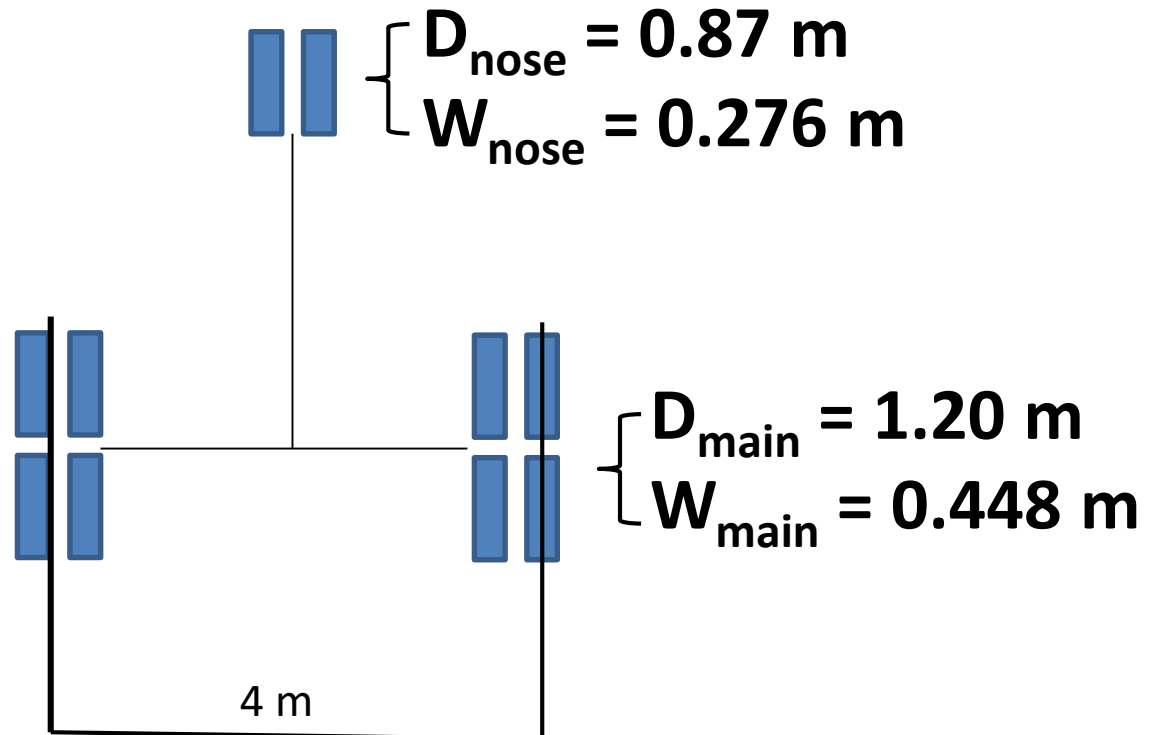


DISEÑO Y SISTEMAS

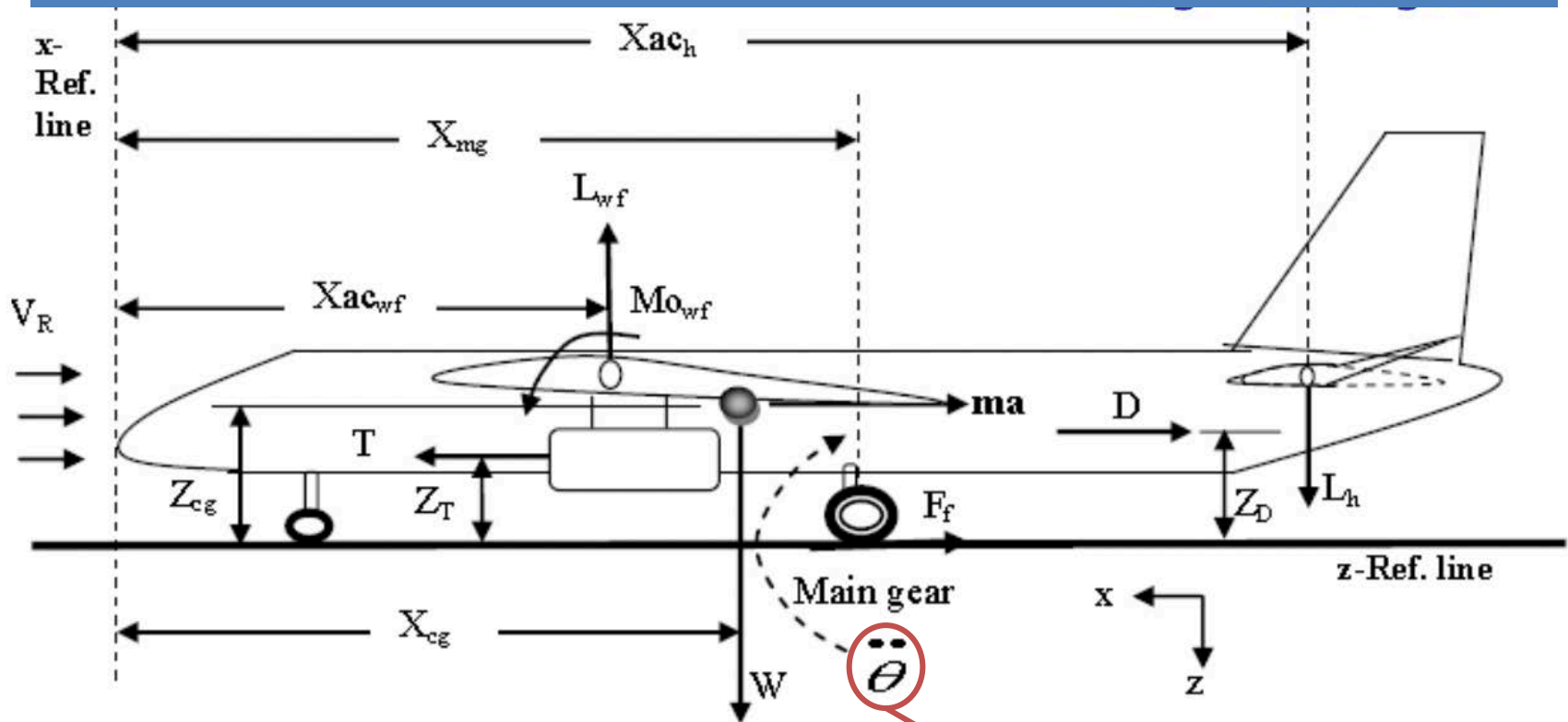


DISEÑO Y SISTEMAS

Tren triciclo



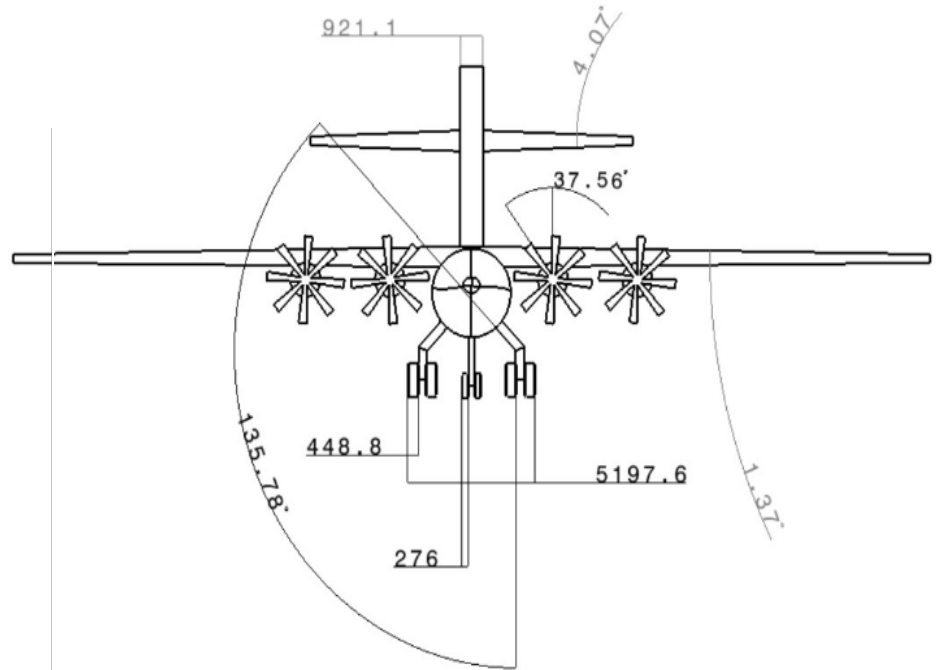
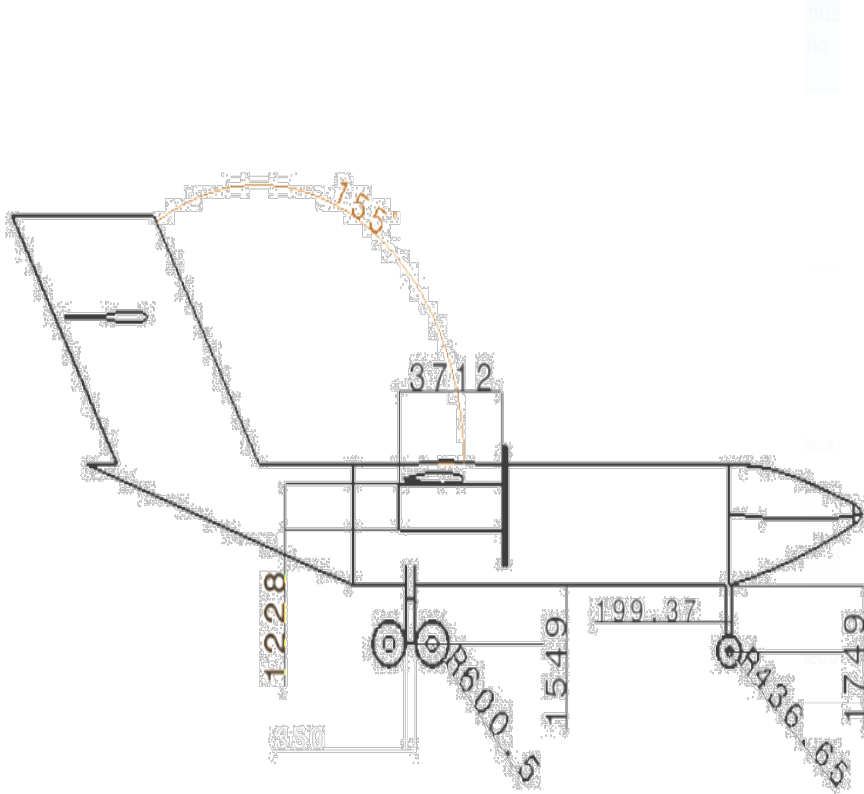
DISEÑO Y SISTEMAS



$6.29 \text{ }^\circ/\text{s}^2$



DISEÑO Y SISTEMAS

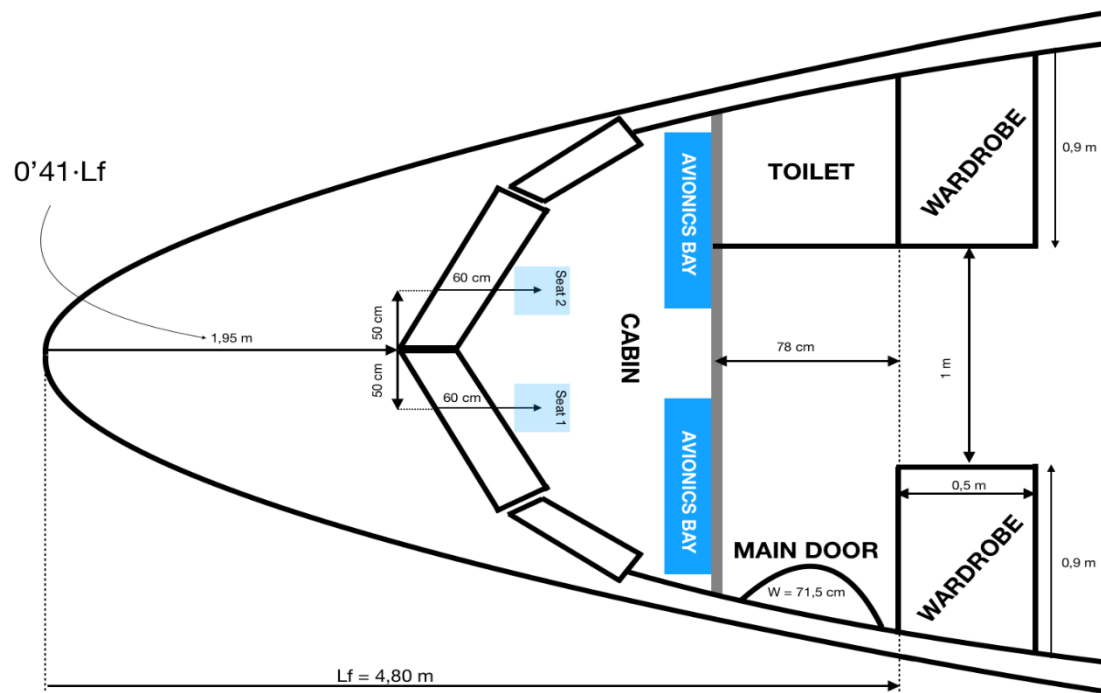


Tren triciclo con doble rueda delantera



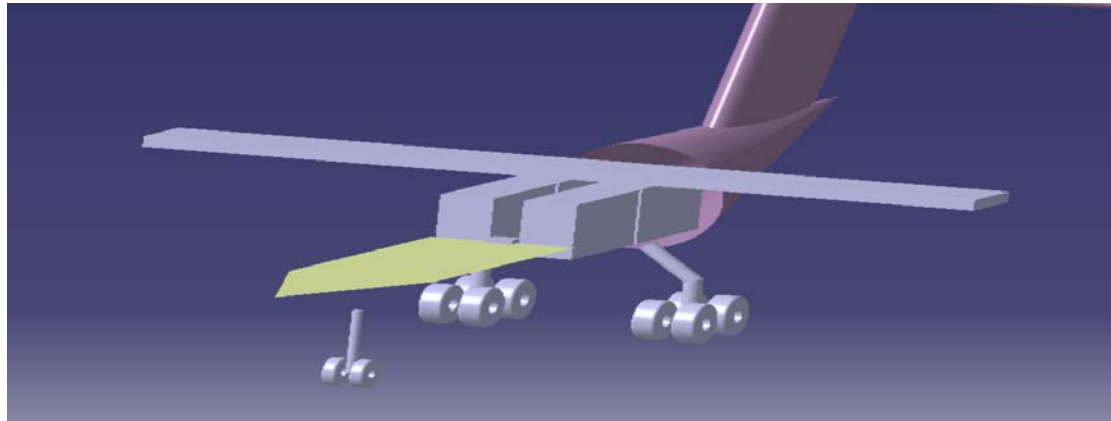
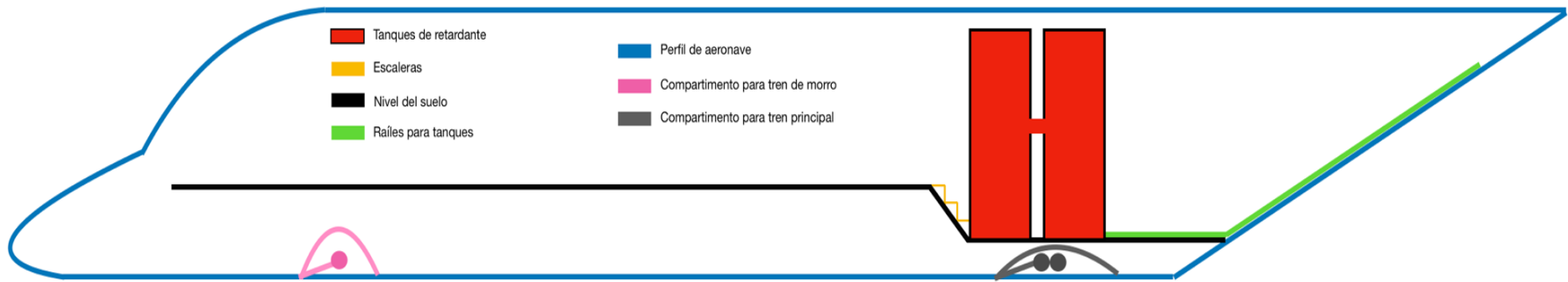
DISEÑO Y SISTEMAS

DISTRIBUCIÓN INTERIOR – CABINA DE PILOTO

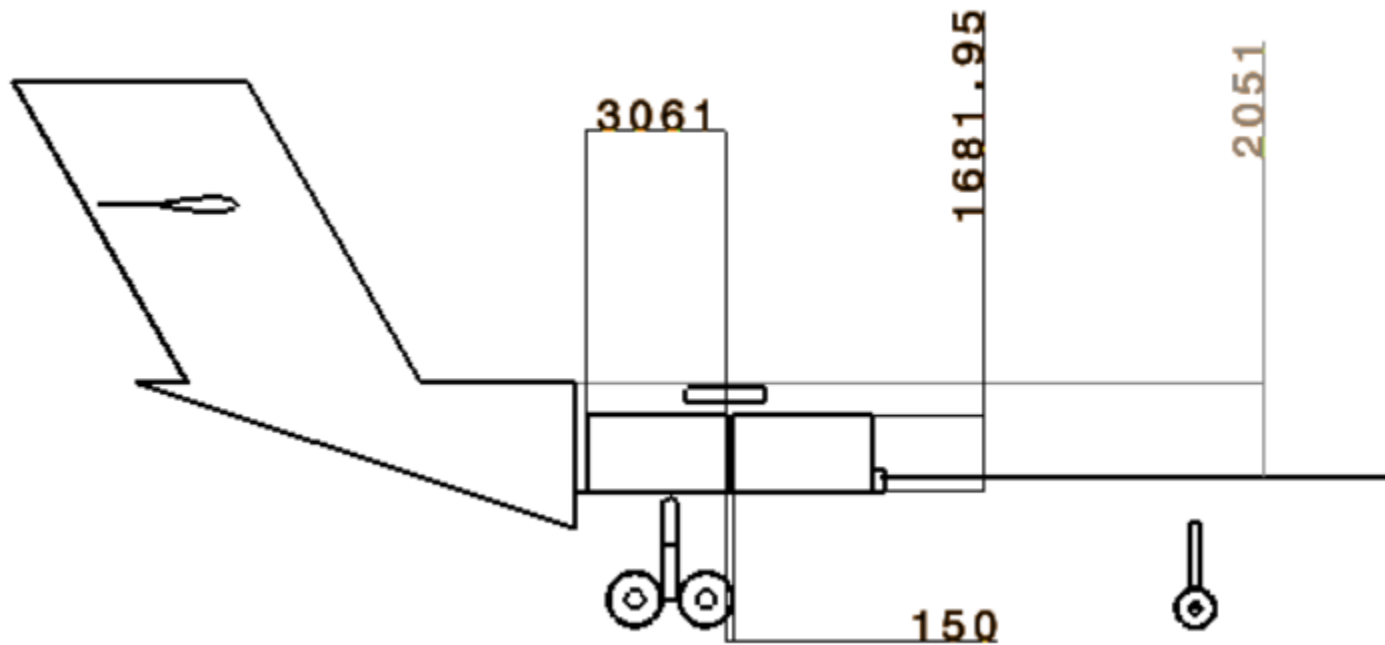


DISEÑO Y SISTEMAS

DISTRIBUCIÓN INTERIOR— TANQUES DE RETARDANTE

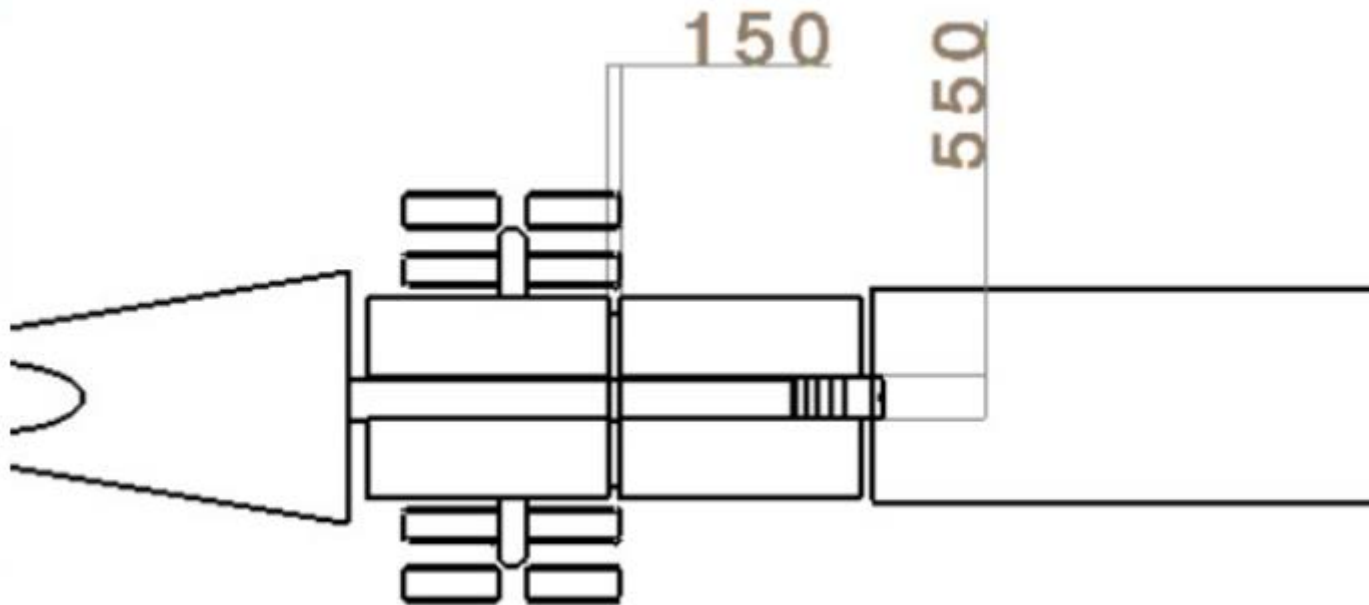


DISEÑO Y SISTEMAS

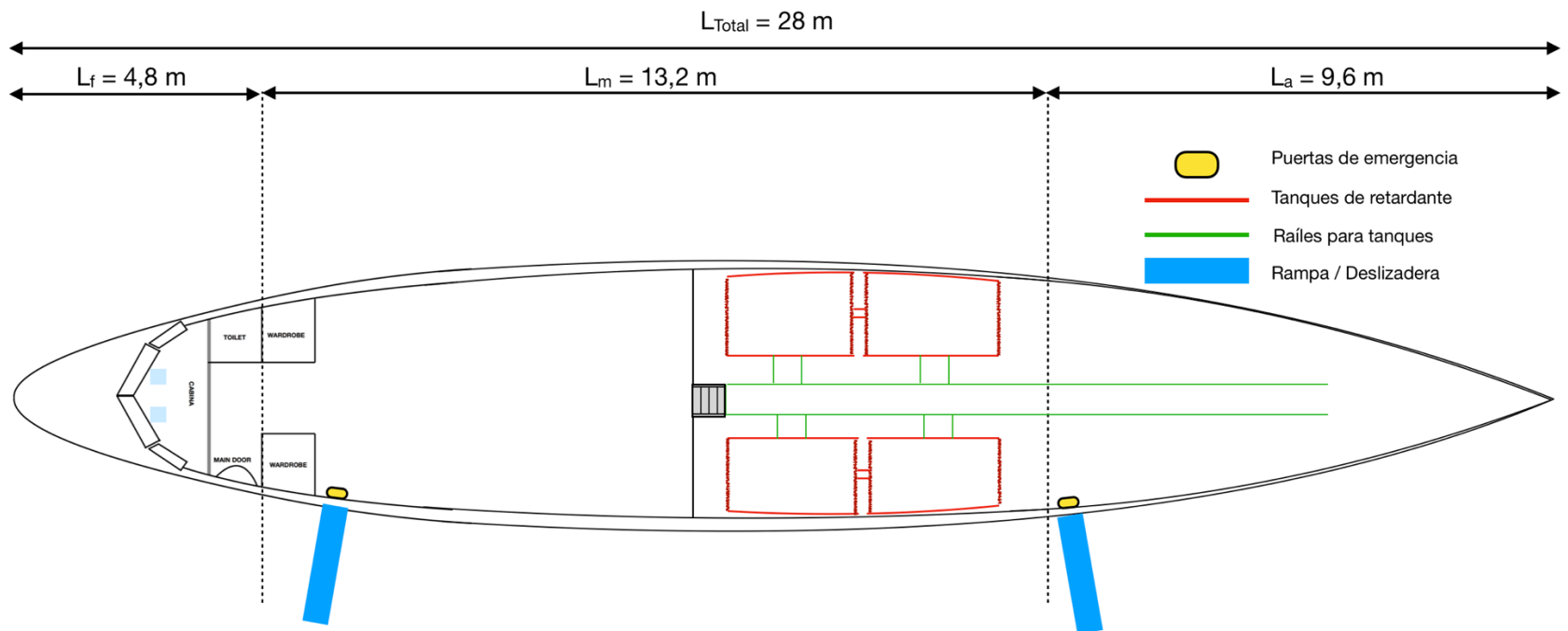


DISEÑO Y SISTEMAS

Volumen total tanques = $20,82 \text{ m}^3 > 18,92 \text{ m}^3$ (volumen requerido)

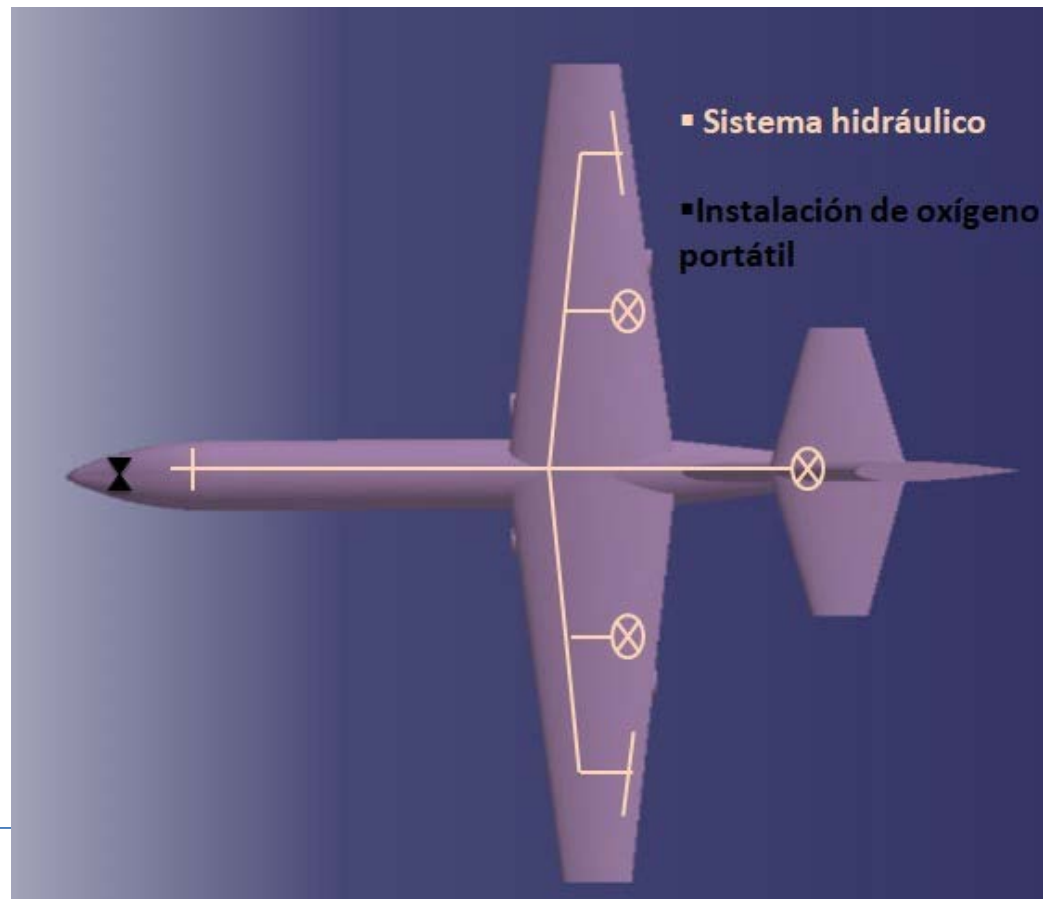


DISEÑO Y SISTEMAS



DISEÑO Y SISTEMAS

ESQUEMA BÁSICO DE SISTEMAS



DISEÑO Y SISTEMAS

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

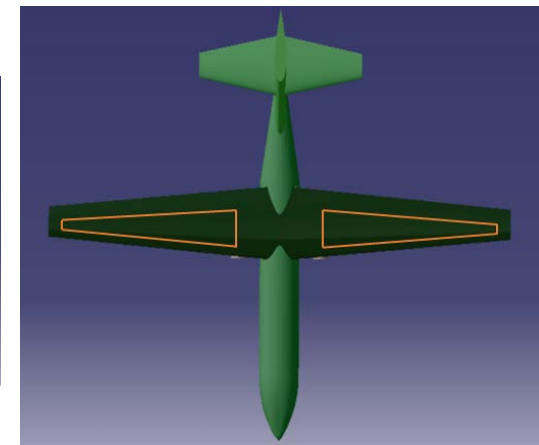
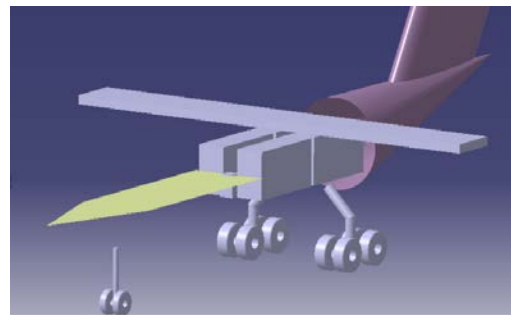
VOLUMEN ALAS TOTAL : 53.373 m³

- 10 % borde de ataque
- 35 % borde de salida
- 15 % estructura, refuerzos y depósito



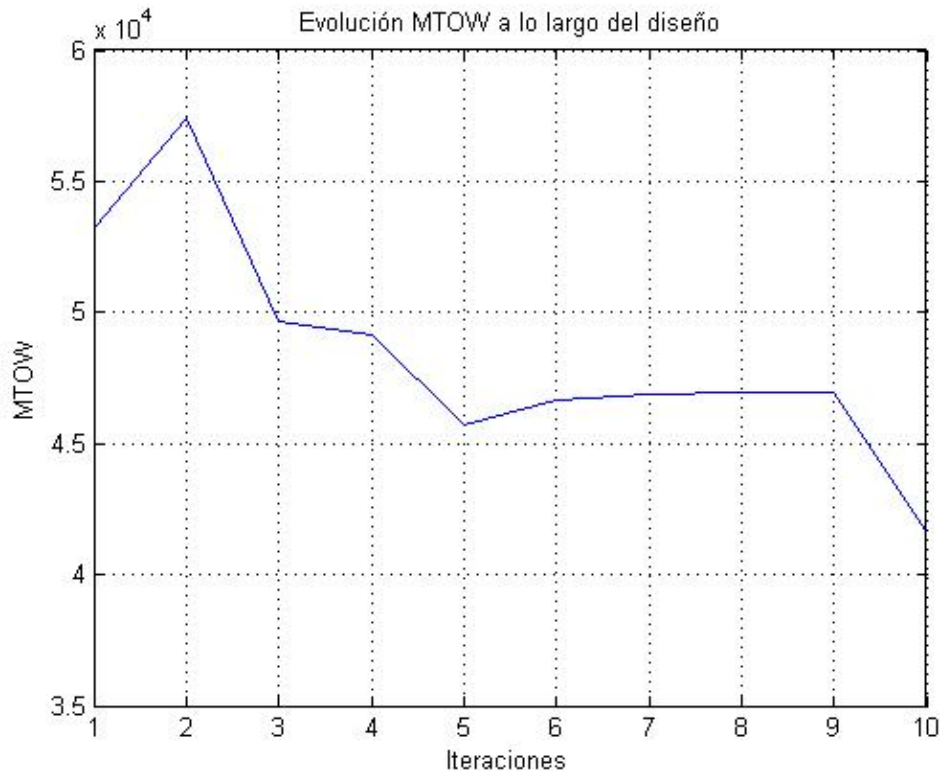
Volumen total útil en alas
21.35 m³

Combustible máximo necesario:
14427.8 kg (FERRY) → 18 m³



ESTRUCTURAS

Estimación pesos



- Variaciones debidas a:
 1. Cambios método de cálculo
 2. Uso materiales compuestos
 3. Disminución de combustible
- Máxima diferencia 27,63%
- Validación resultados obtenidos con Literatura



ESTRUCTURAS

Cargas estructurales

- Superficies aerodinámicas → Ala
- Tren de Aterrizaje

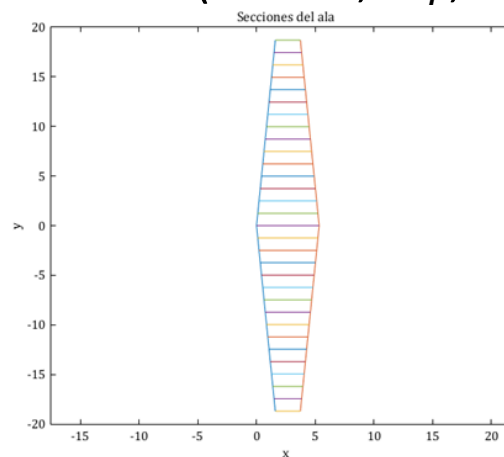


ESTRUCTURAS

Cargas estructurales - Ala

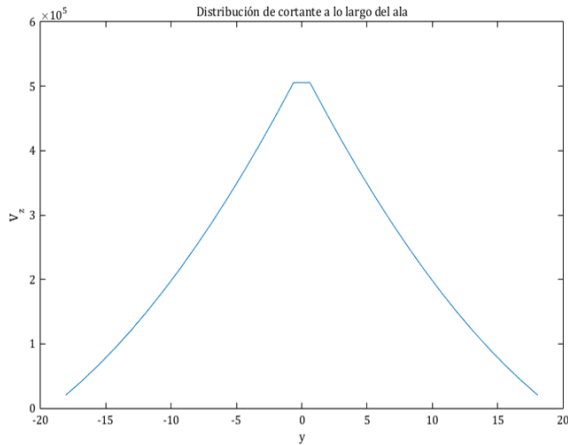
- Cargas →
 - Aerodinámicas.
 - Peso del ala.
 - Peso de combustible.
- Parámetros: configuración final ($MTOW$, W_f , W_{wing} , S , $b...$).

- Panelado →

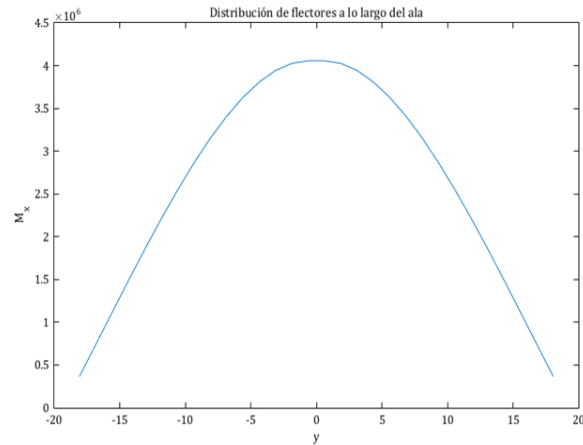


ESTRUCTURAS

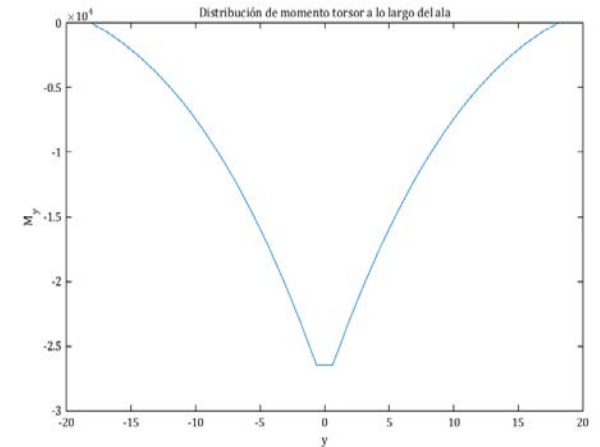
Cargas estructurales - Ala



Distribución de cortante.



Distribución de flectores.



Distribución de torsor.



ESTRUCTURAS

Cargas estructurales – Tren

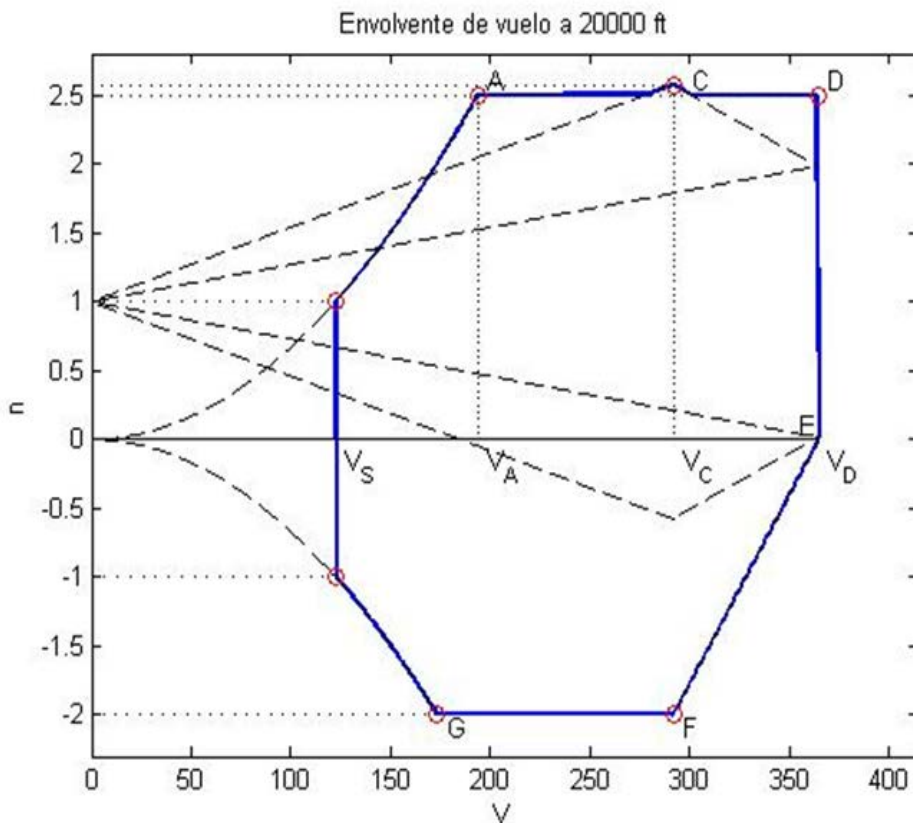


- Elemento crítico → Analizar diversas configuraciones.
 - ↓
 - Aterrizaje nivelado en dos y tres puntos.
 - *Tail down landing.*
 - Aterrizaje con una rueda.
 - Carrera de despegue.
 - Balance de frenado.
 - Remolque.
- Parámetros: configuración final (MTOW, x_G , y_G ...).
- Cálculo de esfuerzos → { Equilibrio de fuerzas y momentos.
Equilibrio por tramos.



ESTRUCTURAS

Envoyente de vuelo



- Caso más restrictivo
 - Misión de primera línea, crucero de 100 nm
- Factor de carga último:
 - $n = 3,862$
- Colaboración actuaciones determinación de altitudes y velocidades.

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

- Región admisible →
 - $\frac{W_{T0}}{S} = 4030,51 \frac{\text{kg}}{\text{ms}^2}$
 - $\frac{P_{SL}}{W_{T0}} = 30 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
- Siendo $W_0 = 61111,203 \text{ Kg}$, se necesita →
24053,37 hp.
- Decisión 4 motores con 6013,34 hp cada uno.



ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

- Comparativa de motores:

	P _{SL} (shp)	Consumo (lb/shp hr)	Peso (lb)
Rolls-Royce Tyne RTy.20 Mk.22	6100	0,470	2203
Rolls-Royce Tyne RTy.20 Mk.21	5856	0,470	2203
Allison (Rolls-Royce) T406-AD-400	6150	0,426	971

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

- Motor → **Allison (Rolls-Royce) T56-A Series IV.**

- Características

- $P_{SL} = 5250 \text{ shp}$
- Longitud: 146,1 in
- Diámetro: 27 in
- Masa en seco: 1940 lb
- $D_{hélice} = 161,417 \text{ in}$



ESCALADO: 0.9

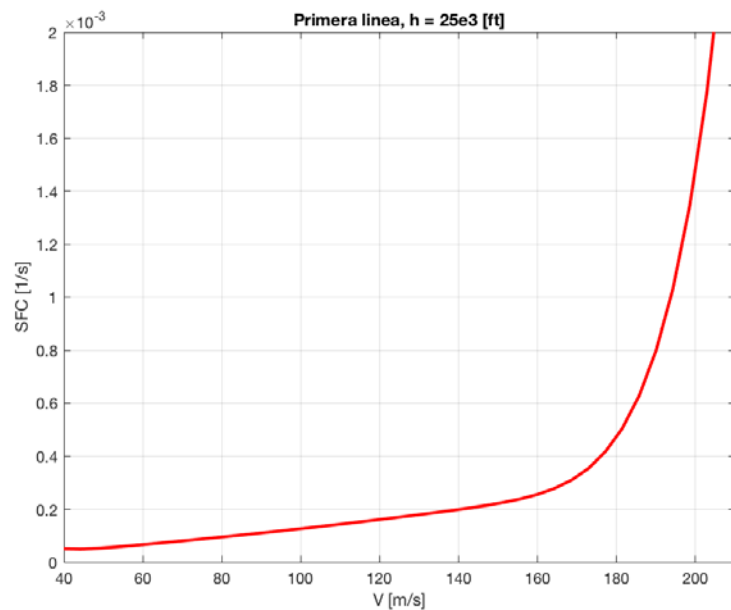
- $P_{SL} = 4725 \text{ shp}$
- Longitud: 141,6 in
- Diámetro: 26,068 in
- Masa en seco: 1750 lb
- $D_{hélice}(8) = 125,12 \text{ in}$



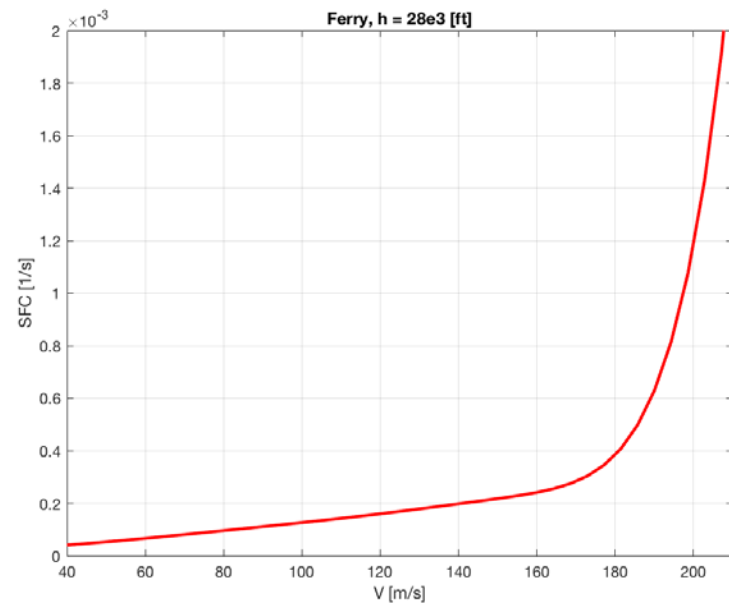
ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

- CURVAS DE ACTUACIONES

PRIMERA LÍNEA



- FERRY



ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

TAXI

- DESPEGUE

- Condiciones despegue.

- $\delta_T = 0,05$

- 9' 

- $V = 10,29 \text{ m/s}$

- ATERRIZAJE

- Condiciones aterrizaje.

- $\delta_T = 0,05$

- 5'

- $V = 10,29 \text{ m/s}$



- $Fuel = 24,58 \text{ Kg}$

$Fuel = 44,26 \text{ Kg}$



ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

- PRIMERA LÍNEA

- $h=1524$ m
- $T=279,95$ K
- $\delta_T=1$
- $\mu=0,04$

- Tiempo=12,86 s
- Distancia total=470,06m
- Fuel=12,57 Kg

DESPEGUE

- FERRY

- $h=1524$ m
- $T=279,95$ K
- $\delta_T=1$
- $\mu=0,04$

- Tiempo=8,99 s
- Distancia total=289,55m
- Fuel=8,8627 Kg



ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

- **ACTUACIONES: DISTANCIA DESPEGUE**
 - Primera línea:
 - Normal day: distancia=1016,33 m
 - Hot day: distancia=1032,61 m
 - Ferry:
 - Normal day: distancia=837,57 m
 - Hot day: distancia=846,8 m

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

SUBIDA

- PRIMERA LÍNEA

- $h_{\text{inicial}}=1524$ | 91,4m

- $h_{\text{final}}=7620$ | 8534,4m

- $\delta_T=0,95$



- $\gamma = 0,078$ | 0,05

- Fuel = 730 | 1222,3Kg

- $T = 955,44$ | 1162,4 s

- $D = 9,69 \cdot 10^4$ | $1,76 \cdot 10^5$ m

- FERRY

- $h_{\text{inicial}}=1524$ m

- $h_{\text{final}}=8534,4$ m

- $\delta_T=0,95$



- $\gamma = 0,096$

- Fuel = 592,74 Kg

- $T = 795,64$ s

- $D = 8,6 \cdot 10^4$ m



ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

CRUCERO

- PRIMERA LÍNEA

- $h = 7620 \mid 8534,4 \text{ m}$
- $D = 171675 \mid 103000 \text{ m}$
- $M = 0,4180 \mid 0,508$



- $T = 1326,3 \mid 642,55 \text{ s}$
- $Fuel = 742,78 \mid 375,23 \text{ Kg}$
- $\delta_T = 0,86 \mid 0,91$
- $C_L = 0,61 \mid 0,21$

- FERRY

- $h = 8534,4 \text{ m}$
- $D = 4,427 \cdot 10^6 \text{ m}$
- $M = 0,4185$



- $T = 9,6 \text{ horas}$
- $Fuel = 13165,98 \text{ Kg}$
- $\delta_T = 0,67$
- $C_L = 0,43$



ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

- RESERVAS DE COMBUSTIBLE
 - Subida: hasta 6096 m, $M=0.3162$, $\gamma=0.24$, $\delta_T=0.92$,
 - Loiter: $h=6096\text{m}$, $M=0.4746$, $\delta_T = 0,76$.
 - Descenso: hasta 1981,2m, $M=0,1850$, $\gamma=0.06$, $\delta_T=0.03$.
 - Circuito de espera: 7.5 circuitos de 4' consistente en 4 tramos, 2 rectos y 2 curvos.
 - En total: Fuel = 1354,55 Kg

→ Reserva fuel 8% ←

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

ATERRIZAJE

- $h = 1524\text{m}$
- $\delta_{REVERSA} = 0,04$

- $\mu_r = 0,3$
- $T = 1\text{s}$



- PRIMERA LÍNEA

- *Tiempo* = 10,76 s
- *Distancia* = 311,12 m
- *Fuel* = 3,86 Kg

- FERRY

- *Tiempo* = 10,91 s
- *Distancia* = 319,78 m
- *Fuel* = 4,08 Kg



ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

- **ACTUACIONES: DISTANCIA ATERRIZAJE DE EMERGENCIA**
 - Primera línea:
 - Normal day: *distancia = 704,48 m*
 - Hot day: *distancia = 710,58 m*
 - Ferry:
 - Normal day: *distancia = 625,33 m*
 - Hot day: *distancia = 628,82 m*

ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

MISIÓN COMPLETA

- PRIMERA LÍNEA

- $M_{FUEL} = 3641,496 \text{ kg}$

- $Tiempo = 6223,25 \text{ s}$

- FERRY

- $M_{FUEL} = 15027,53 \text{ kg}$

- $Tiempo = 36821,29 \text{ s}$



ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

REVISIÓN RFP

- PRIMERA LÍNEA

- $D_{despegue} < 5000 \text{ ft}$
- $R_{operacion} = 200 \text{ NM}$
- $S = 300 \text{ acres}$
- $V_{descarga} = 150 \text{ kts}$
- $h_{descarga} = 300 \text{ ft}$
- $V_{crucero_{vuelta}} > 300 \text{ kt}$
- FAR 25 ✓

- FERRY

- $D_{despegue} < 5000 \text{ ft}$
- $Distancia = 2500 \text{ NM}$
- FAR 25 ✓



ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

OPTIMIZACIÓN DE OPERACIONES

- Cruceros 1ª Línea y Ferry:

Condiciones de vuelo (V,h) →

- Virajes en 1º Línea: →

Velocidad y altitud de RFP

Trimado

$\delta_{T,opt}^{avión} /$

Reducir h y v
penalizan
el consumo

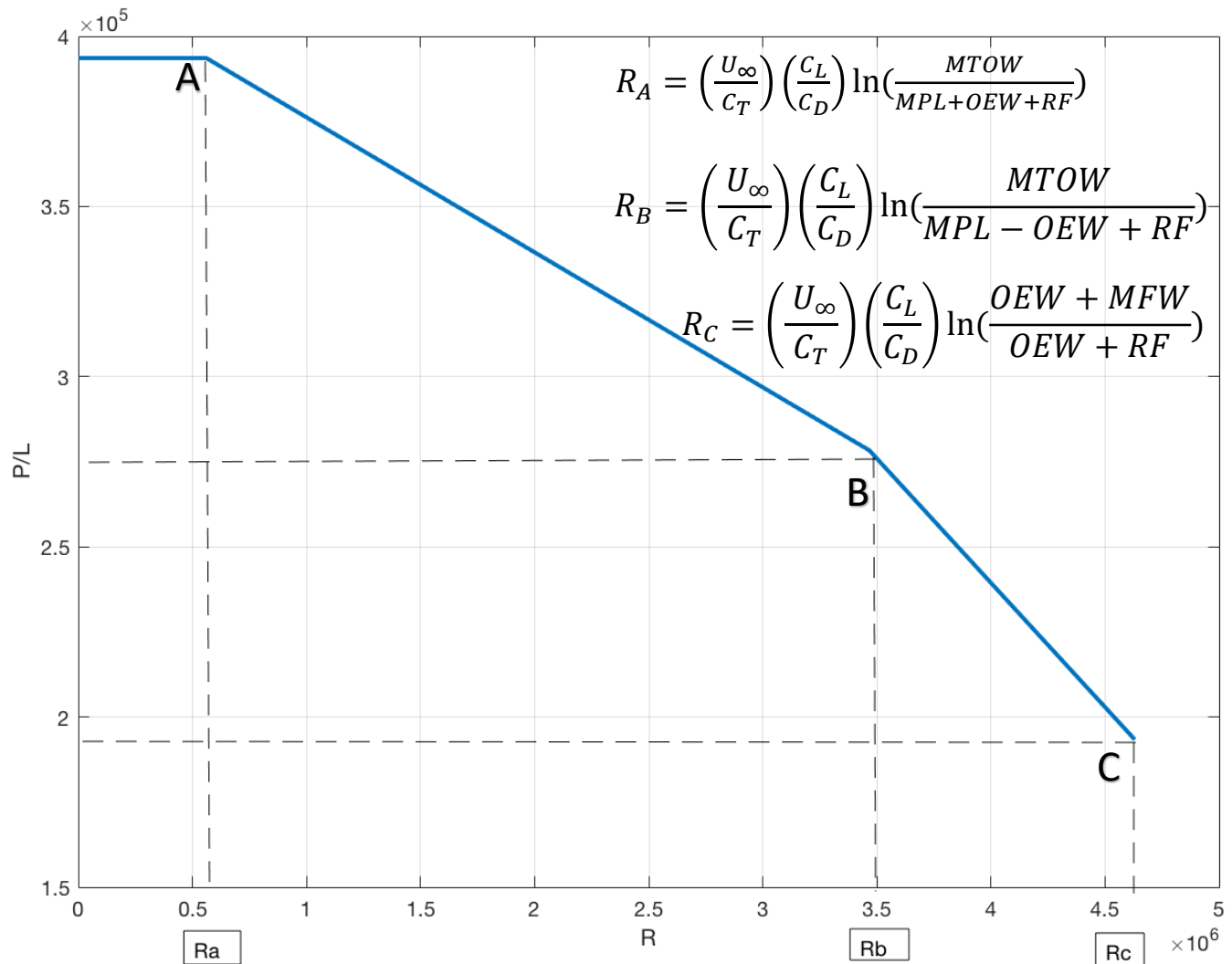


ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

CARGA DE PAGO ALCANCE



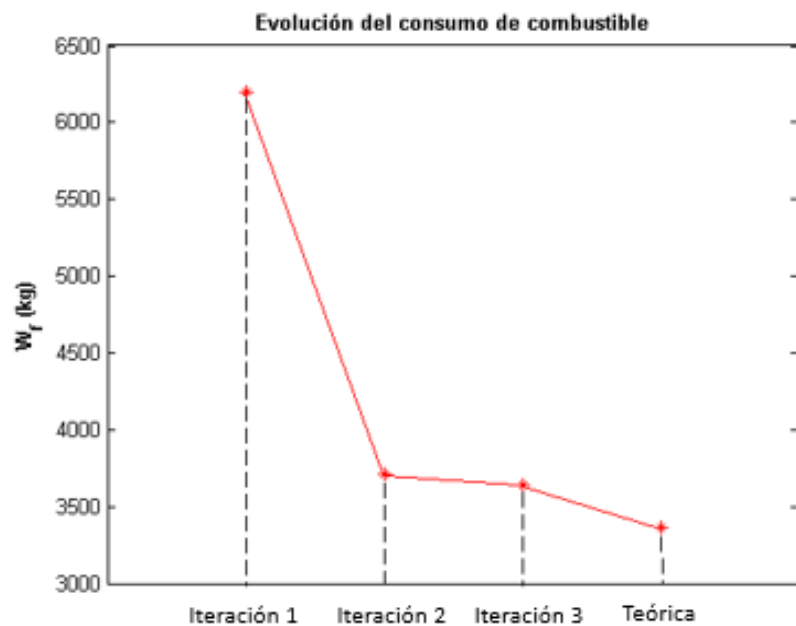
ACTUACIONES Y PROPULSIÓN



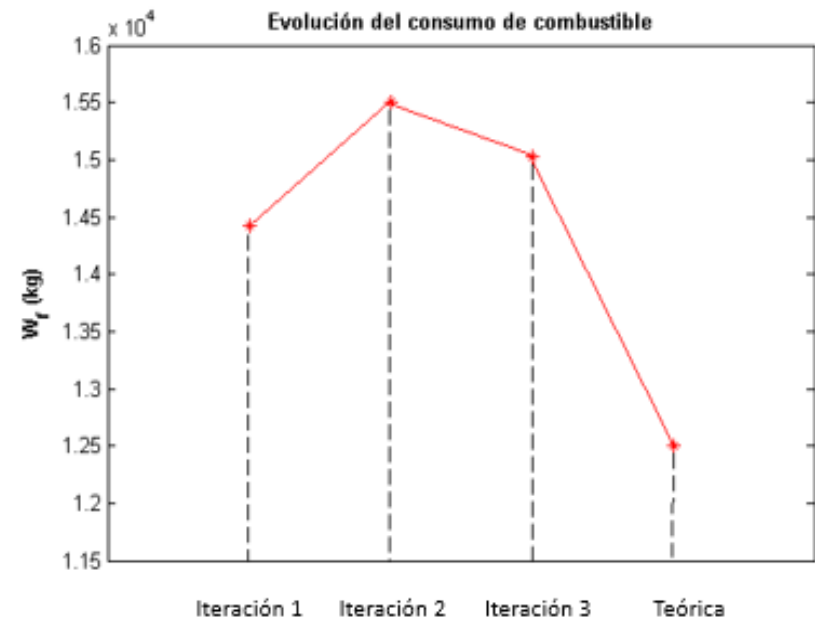
ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

ESTUDIO CONSUMO DE COMBUSTIBLE

● DIMENSIÓN LÍNEA



● FERRY



AERODINÁMICA

Parámetros de partida

- $S_{\text{wet}} = 683.78 \text{ m}^2$
- $S_{\text{wet}}/S_{\text{ref}} = 5.065$
- $S = 135 \text{ m}^2$
- $\Lambda = 10$

Suponiendo un valor del coeficiente de Oswald
igual a 0.85 -> **$K = 0.0374$**

Usando C_{fe} igual a 0.03 (obtenido de la tabla
12.3: caso Bomber and civil transport)

$$C_{D0} = 0.0152$$

$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{\text{wet}}}{S_{\text{ref}}}$	C_{fe} -subsonic
Bomber and civil transport	0.0030
Military cargo (high upsweep fuselage)	0.0035
Air Force fighter	0.0035
Navy fighter	0.0040
Clean supersonic cruise aircraft	0.0025
Light aircraft – single engine	0.0055
Light aircraft – twin engine	0.0045
Prop seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040

Eficiencia aerodinámica máxima

Ya conocido el C_{D0} tenemos $E=20.19$



AERODINÁMICA

Perfiles alares:

- NACA 0014-1.10
- NACA 64A318
- Kc135a

Perfiles estabilizadores:

- NACA 0010
- NACA 0012
- NACA 0018
- NACA 0021

Perfil alar escogido: **NACA 0014-1.10**

C_{M0}	$C_L/C_D \text{ max}$	C_{L0}	C_{Lmax}	$C_{L\alpha}$
-0.0614	152.57	0.2659	2.1137	0.1093

Perfil estabilizadores escogido: **NACA 0018**

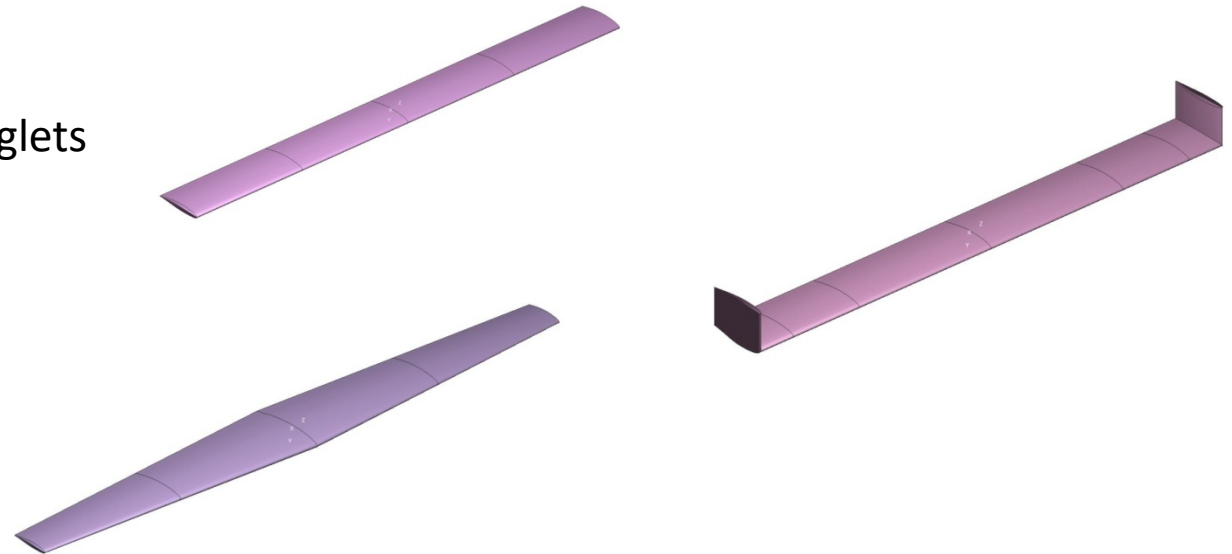
C_{M0}	$C_L/C_D \text{ max}$	C_{L0}	C_{Lmax}	$C_{L\alpha}$
0	135.7086	0	1.8556	0.1092



AERODINÁMICA

Alas:

- Ala rectangular
- Ala rectangular con winglets
- Ala hexagonal



Ala escogida: **Ala hexagonal**

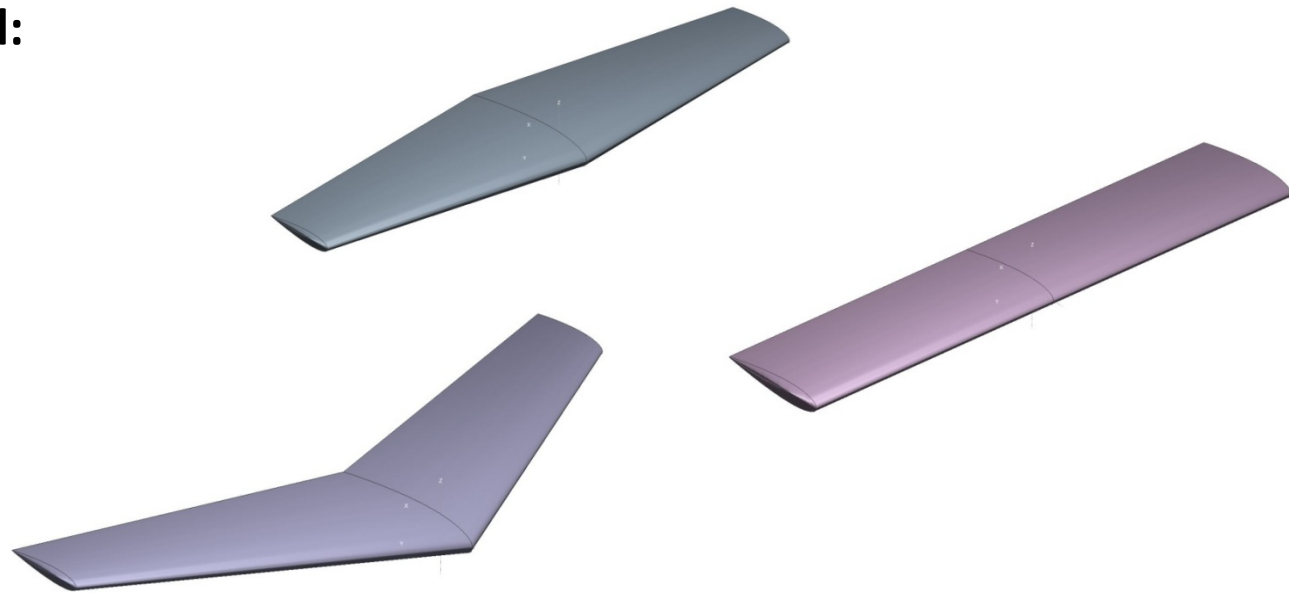
C_{M0}	$C_L/C_D \text{ max}$	C_{L0}	$C_{L\text{max}}$	$C_{L\alpha}$
-0.0269	37.636	0.219	2.0505	0.0893



AERODINÁMICA

Estabilizador horizontal:

- EH rectangular
- EH hexagonal
- EH en flecha



EH escogido: **EH hexagonal**

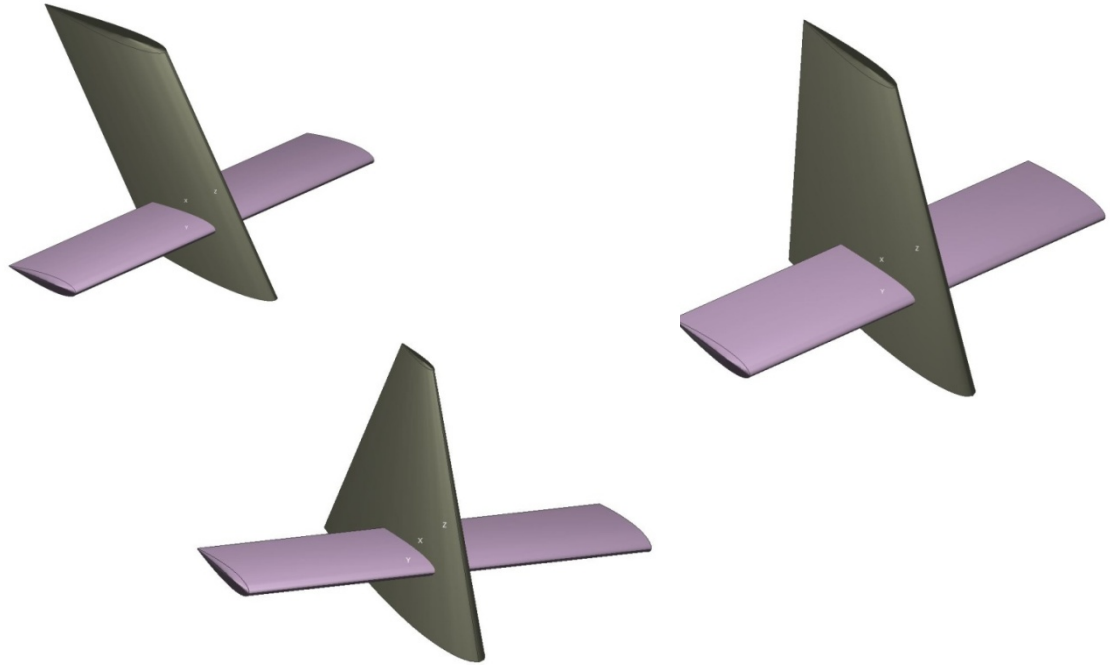
C_{M0}	$C_L/C_D \text{ max}$	C_{L0}	C_{Lmax}	$C_{L\alpha}$
0	23.4663	0	1.7468	0.06849



AERODINÁMICA

Estabilizador vertical:

- EV rectangular
- EV $E=0.5$
- EV $E=0.2$



EV escogido: **EV rectangular**

$C_{Y\beta}$

-0.03713



AERODINÁMICA

Se usa polar parabólica de coeficientes constantes:

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2$$

Usando el Component Build-up Method se hace una segunda estimación de la polar del avión:

Tramos	k	C _{D0}
Crucero	0.0511	0.0253
Despegue	0.0511	0.0392
Aterrizaje	0.0511	0.0502



AERODINÁMICA

Optimización del ala hexagonal:

- E=0.3
- E=0.4
- E=0.5



Estrechamiento seleccionado:
E=0.4

C_{M0}	$C_L/C_D \text{ max}$	C_{L0}	C_{Lmax}	$C_{L\alpha}$
-0.0272	37.7117	0.2199	2.0542	0.09041

Optimización del estabilizador horizontal:

- E=0.3
- E=0.4
- E=0.5



Estrechamiento seleccionado:
E=0.4

C_{M0}	$C_L/C_D \text{ max}$	C_{L0}	C_{Lmax}	$C_{L\alpha}$
0	23.4367	0	1.749	0.07724



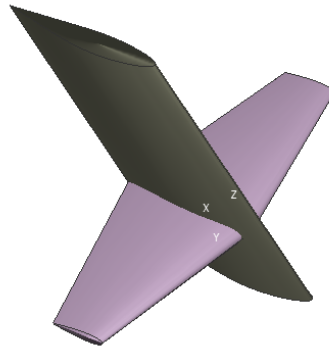
AERODINÁMICA

Optimización del estabilizador vertical:

VTP-disminución de flecha



VTP-perfil con curvatura



VTP-con HTP alto



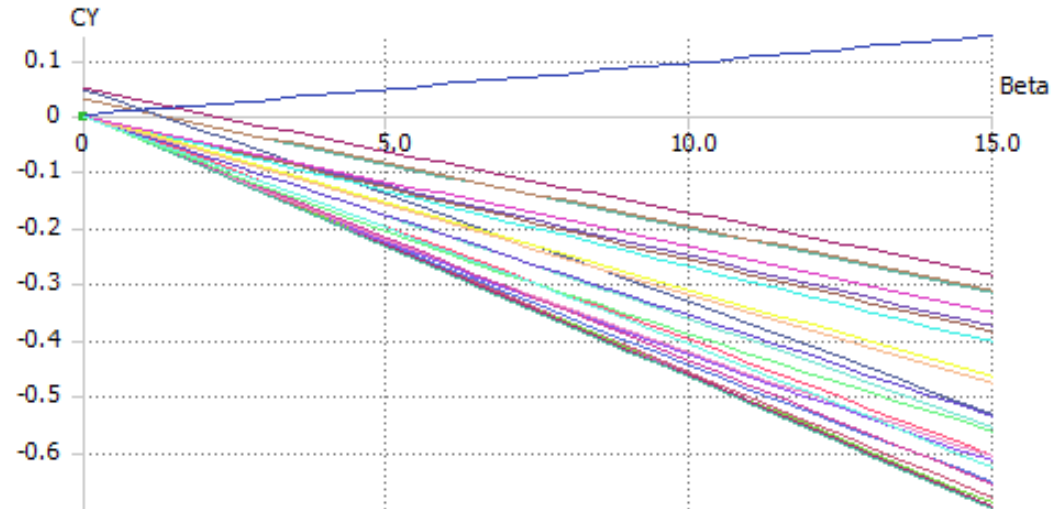
VTP-con HTP bajo



VTP sin flecha



AERODINÁMICA



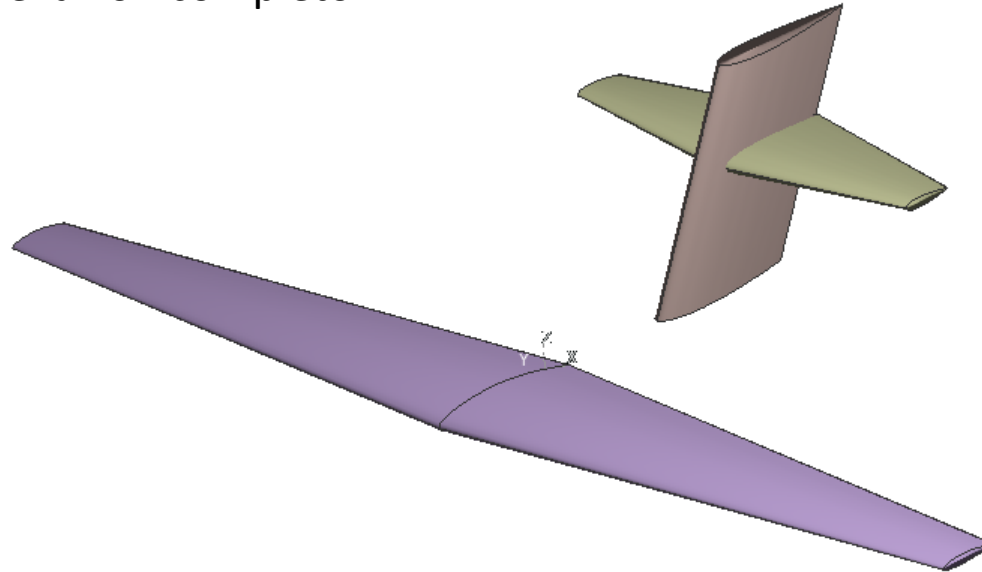
En concordancia con el resto de departamentos se asume un VTP con las siguientes características:

- 35.4 m^2 ($b=6.9\text{m}$; $c=5.13\text{m}$)
- $E=1$
- Flecha 25°



AERODINÁMICA

Aerodinámica del avión completo:

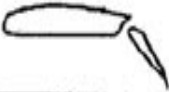


C_{M0}	$C_L/C_D \text{ max}$	C_{L0}	C_{Lmax}	$C_{L\alpha}$
0.1644	37.3756	0.2199	2.0542	0.09522



AERODINÁMICA

Flap seleccionado:

.300 Slotted flap deflected 45°		1.98	12	4.0	—	TR 427
---------------------------------------	---	------	----	-----	---	--------

Suposiciones:

- Deflexión de los flaps en despegue: 15°
- Deflexión de los flaps en aterrizaje: 40°

Tramos	C_{Lmax}
Despegue	2
Crucero	2.05
Aterrizaje	2.5



AERODINÁMICA

Usando de nuevo el **Component Build-up Method**, se hace una última estimación para la polar del avión:

Misión	Tramos	k_2	C_{D0}
Primera Línea	Crucero ida	0.0563	0.0278
Primera Línea	Crucero vuelta	0.0563	0.0282
Primera Línea	Despegue	0.0563	0.0418
Primera Línea	Aterrizaje	0.0563	0.0527



AERODINÁMICA

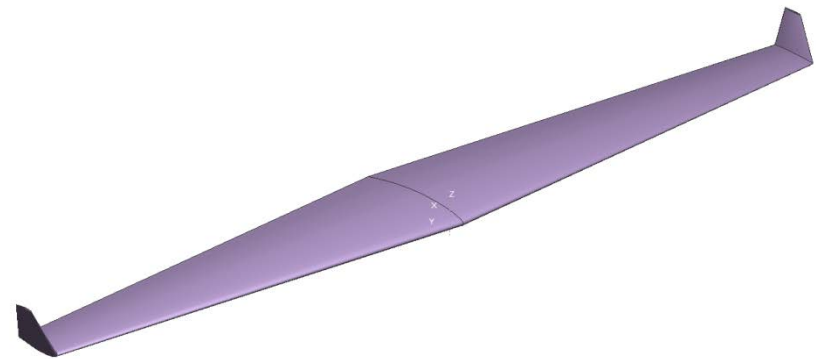
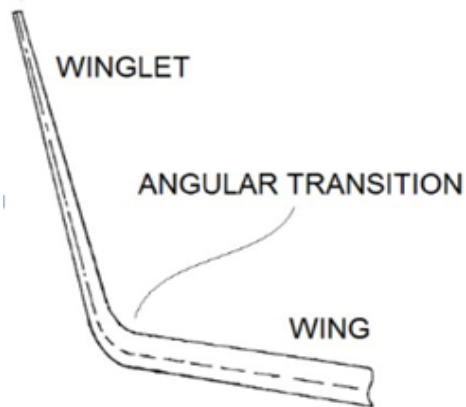
Posible optimización de la polar



Winglets

Forma del winglet escogido:

Ala hexagonal con winglets



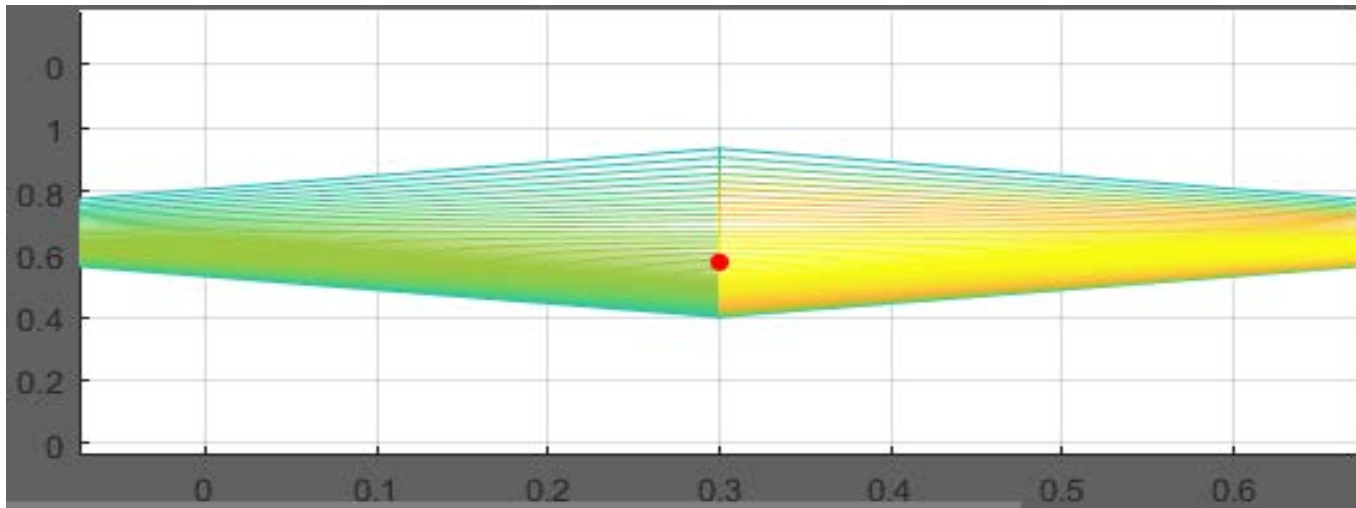
Ala	C_{D0}
Hexagonal	0.035
Hexagonal con winglets	0.0304



ESTABILIDAD Y CONTROL

Posición y geometrías importantes

- **ALA:** $S = 140 \text{ m}^2$; $b = 37,4 \text{ m}$
 $c_r = 5,34 \text{ m}$; $c_t = 2,14 \text{ m} \rightarrow E = 0,4$
 $Flecha = 4,9^\circ$; $t/c = 0,14$; $x_{ba} = 12,76 \text{ m}$



ESTABILIDAD Y CONTROL

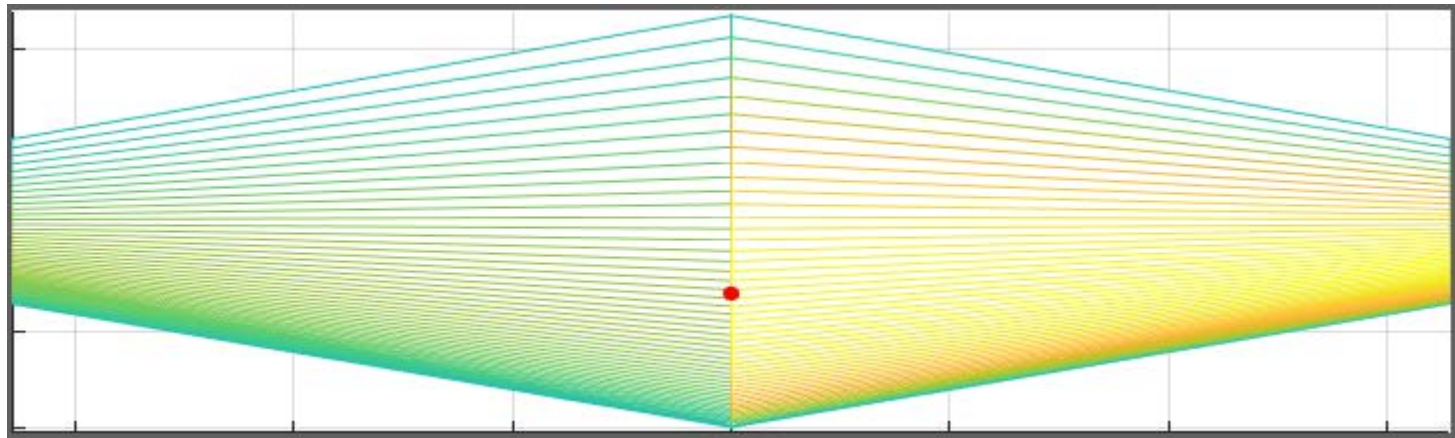
Posición y geometrías importantes

- **HTP:**

$$S = 40 \text{ m}^2 ; b = 13,2 \text{ m}$$

$$c_r = 4,35 \text{ m} ; c_t = 1,74 \text{ m} \rightarrow E = 0,4$$

$$\text{Flecha} = 11^\circ ; t/c = 0,18 ; x_{ba} = 24,49 \text{ m}$$



ESTABILIDAD Y CONTROL

Posición y geometrías importantes

- VTP:

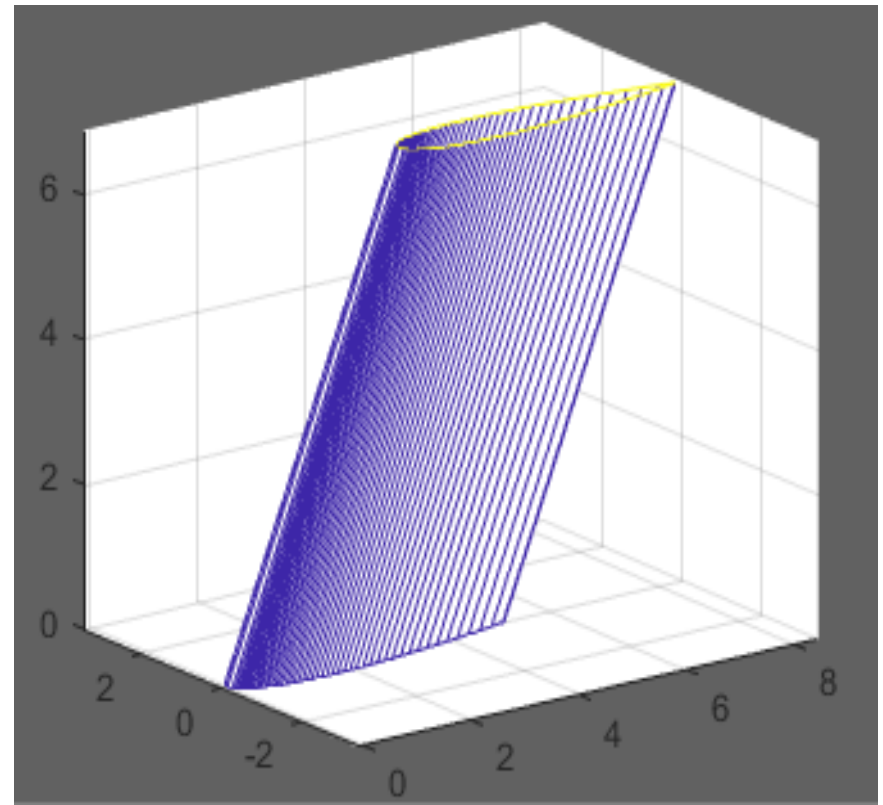
$$S = 35.4 \text{ m}^2$$

$$b = 6,9 \text{ m}$$

$$c_r = 5,13 \text{ m} ; c_t = 5,13 \text{ m} \rightarrow E = 1$$

$$\text{Flecha} = 25^\circ ; t/c = 0,18$$

$$x_{ba} = 21,787 \text{ m}$$



ESTABILIDAD Y CONTROL

Estudio centros de gravedad

- Misión primera línea

Punto neutro: 15,6m

	CDG	ME
Inicio crucero ida	14,5669m	27,9%
Fin crucero ida	14,5756m	27,6%
Inicio crucero vuelta	15,2547m	9,46%
Fin crucero vuelta	15,27m	9,07%



ESTABILIDAD Y CONTROL

Estudio centros de gravedad

Punto neutro: 15,6m

- Ferry

	CDG	ME
Inicio crucero	14,761m	22,7%
Fin crucero	15,226m	10,2%

PAYLOAD	FUEL	CDG	ME
Si	Si	14,5573m	28,1%
Si	No	14,6021m	26,9%
No	Si	15,0937m	13,8%
No	No	15,3042m	8,14%



ESTABILIDAD Y CONTROL

Estudio centros de gravedad más adelantado

$$\bar{x}_{cg}|_f = N_0 - \frac{C_{m_0} + C_{m_{\delta_e}} \delta_{e,min}}{C_{L_\alpha} \alpha_{w,max}} \longrightarrow \text{Punto neutro: 15,6m}$$

Despegue

CGD mas adelantado	14,35695111
C_{m_0}	0,00735
$C_{m\delta}$	-1,82
$C_{L\alpha}$	5,48
CDG	14,5573

Aterrizaje

CGD mas adelantado	14,3220144
C_{m_0}	0,00673
$C_{m\delta}$	-1,7
$C_{L\alpha}$	5,48
CDG	15,3042



ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado longitudinal

- Misión primera línea – Crucero ida

$C_{M\alpha}$ max	$C_{M\alpha}$ min	$C_{m\delta}$ max	$C_{m\delta}$ max	C_{m0} max	C_{m0} min	C_{D_trim} max	C_{D_trim} min
-1,35	-1,36	-1,8193	-1,8207	8,8e-3	8,1e-3	1,52e-3	1,33e-3

Alpha max	Alpha min	Delta e max	Delta e min
2,225°	2,075°	-1,26°	-1,4°



ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado longitudinal

- Misión primera línea – Crucero vuelta

$C_{M\alpha}$ max	$C_{M\alpha}$ min	$C_{m\delta}$ max	$C_{m\delta}$ max	C_{m0} max	C_{m0} min	C_{D_trim} max	C_{D_trim} min
-0,608	-0,635	-1,705	-1,709	0,0653	0,0634	2,47e-3	2,37e-3

Alpha max	Alpha min	Delta e max	Delta e min
-2,755°	-2,81°	3,2°	3,15°



ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado longitudinal

- Crucero ferry

$C_{M\alpha}$ max	$C_{M\alpha}$ min	$C_{m\delta}$ max	$C_{m\delta}$ max	C_{m0} max	C_{m0} min	C_{D_trim} max	C_{D_trim} min
-0,65	-1,15	-1,71	-1,79	0,06	0,025	8e-4	4,15e-4

Alpha max	Alpha min	Delta e max	Delta e min
1,2°	-1,6°	2,75°	0°



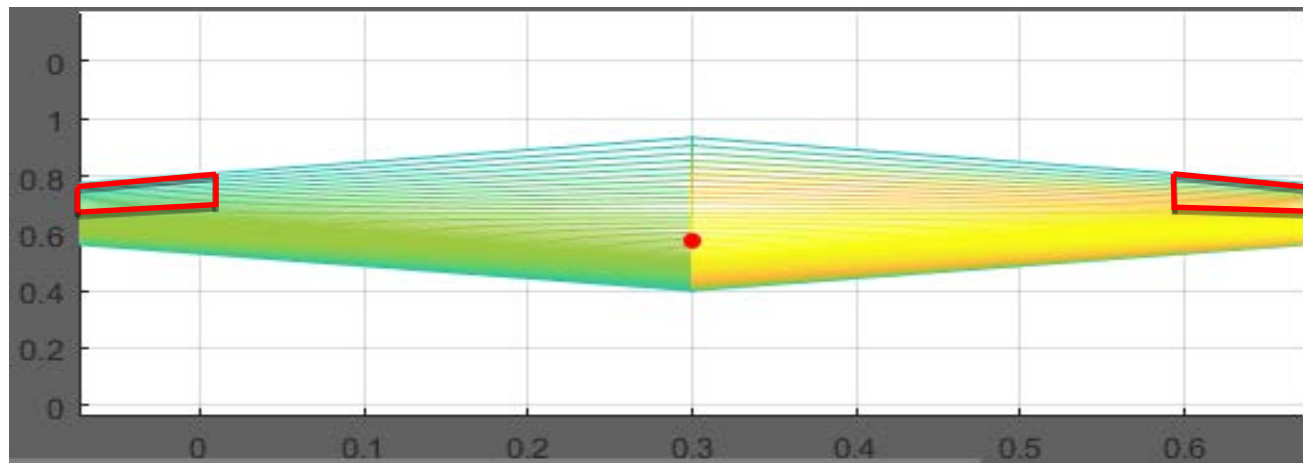
ESTABILIDAD Y CONTROL

Selección superficies de control

- **ALERONES:**

$$S_{ALERONES} = 12,24 \text{ m}^2 \leftarrow \text{AMBOS JUNTOS} \quad ; \quad c_{ALERONES} = 1,309 \text{ m}$$

$$\frac{y_0}{b/2} = 0,75 \quad ; \quad \frac{y_1}{b/2} = 1$$



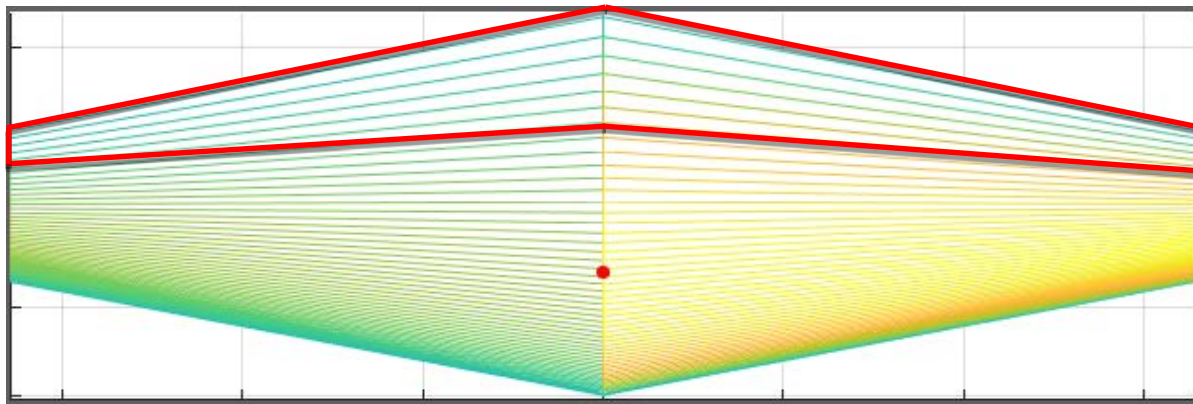
ESTABILIDAD Y CONTROL

Selección superficies de control

- **ELEVATOR:**

$$S_{ELEVATOR} = 12,86 \text{ m}^2 ; c_{ELEVATOR} = 0,9744 \text{ m}$$

$$\frac{y_0}{b/2} = 0 ; \frac{y_1}{b/2} = 1$$



ESTABILIDAD Y CONTROL

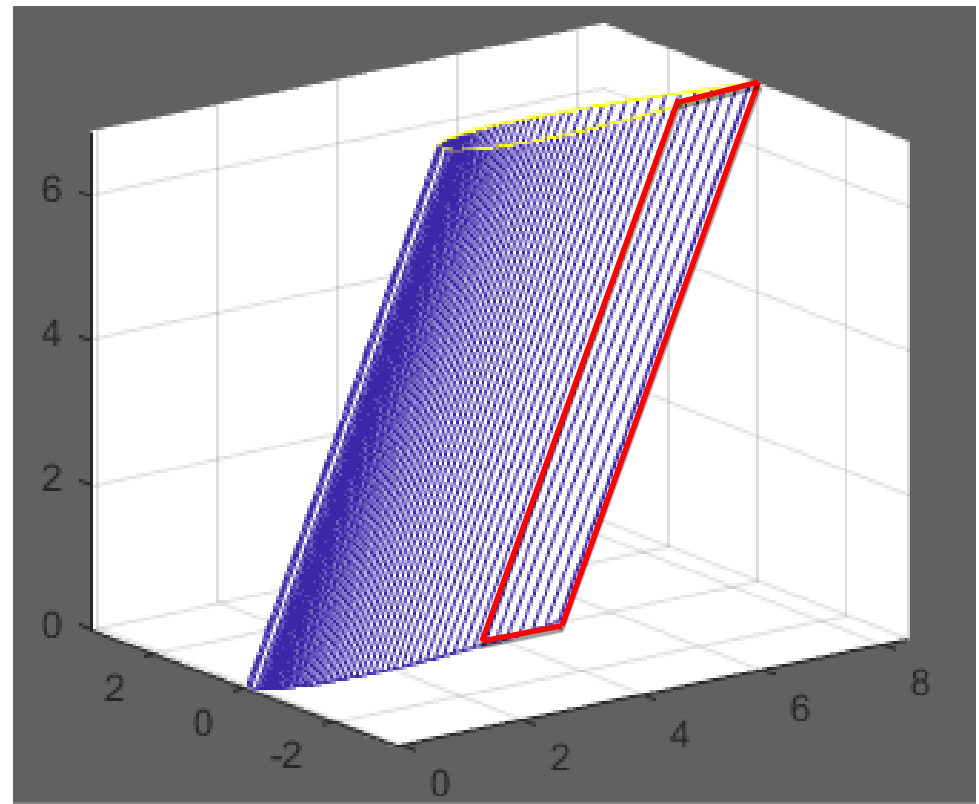
Selección superficies de control

- **RUDDER:**

$$S_{RUDDER} = 10,62 \text{ m}^2$$

$$c_{RUDDER} = 1,539 \text{ m}$$

$$\frac{y_0}{b/2} = 0 \quad ; \quad \frac{y_1}{b/2} = 1$$



ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado lateral-direccional \longrightarrow Crucero de ida

FALLO DE MOTOR

ONE ENGINE INOPERATIVE

h (ft) Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

P/Pmax

phi da dr

ÁNGULO DE DESLIZAMIENTO

SIDESLIP ANGLE

h (ft) Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

phi da dr

ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado lateral-direccional → Crucero de vuelta

FALLO DE MOTOR

ONE ENGINE INOPERATIVE

h (ft) Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

P/Pmax

phi da dr

ÁNGULO DE DESLIZAMIENTO

SIDESLIP ANGLE

h (ft) Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

phi da dr

ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado lateral-direccional → Despegue

FALLO DE MOTOR

ONE ENGINE INOPERATIVE

h (ft) Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

P/Pmax

phi da dr

ÁNGULO DE DESLIZAMIENTO

SIDSLIP ANGLE

h (ft) Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

phi da dr

ESTABILIDAD Y CONTROL

Estabilidad dinámica

Crucero de ida

Se cumple el
criterio de signos



Estable estáticamente

LONGITUDINAL			
	CL	CD	CM
a	5.7171	0.3936	-1.4928
u	0.1351	0.0093	0
q	-6.9188	0	-21.7568
aDot	5.2771	0	-6.8261

CONTROL DERIVATIVES			
	CL	CD	CM
de	0.8570	0.0590	-2.1824
dc	0	0	0

LATERAL-DIRECTIONAL			
	Cy	Cl	Cn
beta	-0.5695	-0.0946	0.1334
p	-0.0673	-0.5647	-0.0447
r	0.2861	0.1281	-0.0884
betaDot	0.0193	0.0021	-0.0048

CONTROL DERIVATIVES			
	Cy	Cl	Cn
dr	0.4596	0.0492	-0.1154
da	0	0.2034	-0.0395

PROPULSIVE DERIVATIVES							
Cy_Tbeta	CM_Ta	CM_Tu	CM_T1	CT_x1	CT_xu	CT_xa	Cn_Tbeta
0.0306	-0.0660	0.0133	-0.0066	0.0496	-0.0991	0	-8.6133e-04



ESTABILIDAD Y CONTROL

Longitudinal



Dos polos complejos conjugados con parte real negativa.

Lateral-direccional

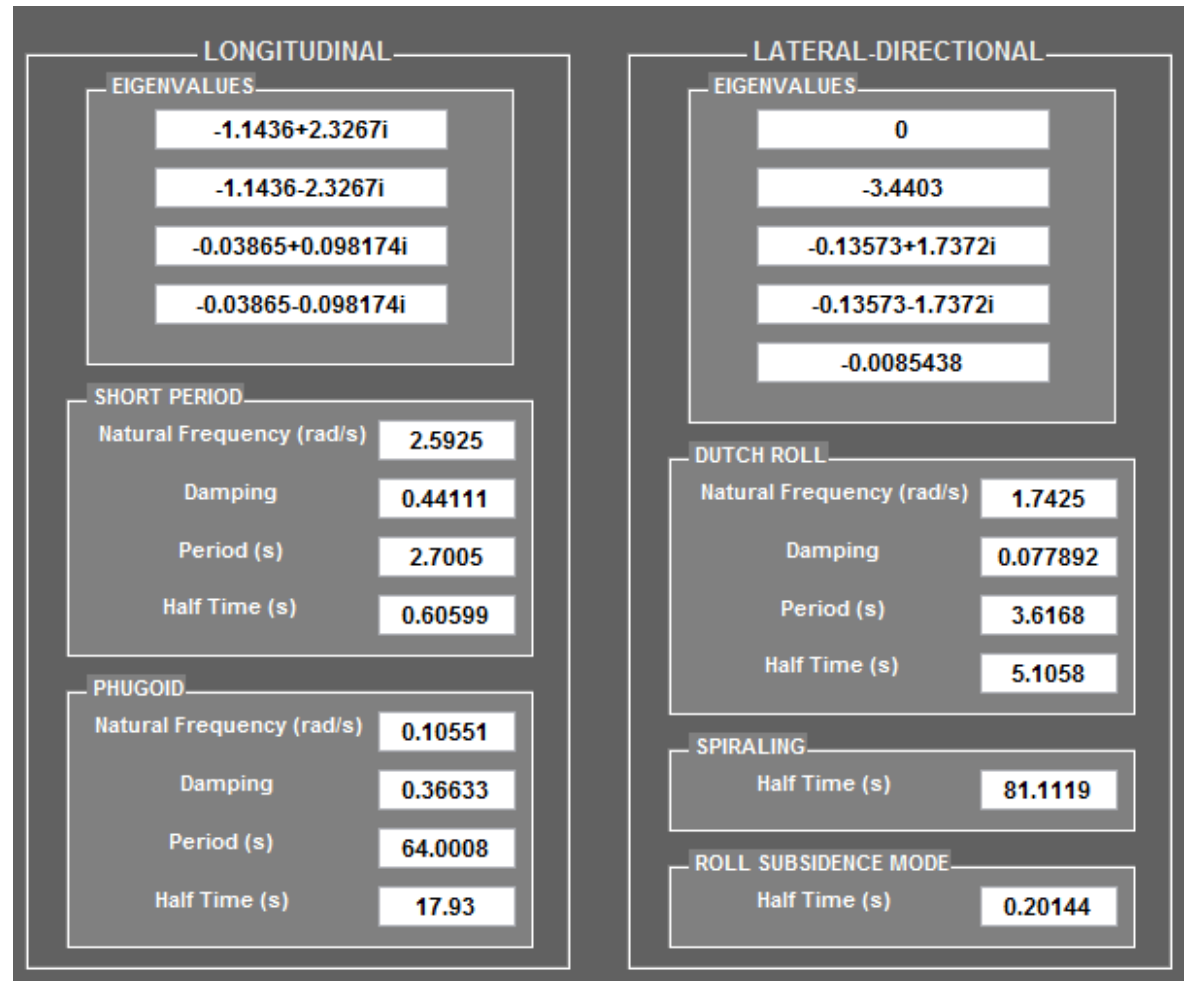


-Un autovalor cero.

-Dos polos complejos conjugados con parte real negativa.

-Real negativo módulo pequeño.

-Real negativo módulo grande.



ESTABILIDAD Y CONTROL

Crucero de vuelta



Se cumple criterio de signos.

LONGITUDINAL

	CL	CD	CM
a	5.7170	0.1633	-0.5312
u	0.0927	0.0026	0
q	-11.1552	0	-24.4548
aDot	5.2316	0	-7.0212

CONTROL DERIVATIVES

	CL	CD	CM
de	0.8570	0.0245	-2.0391
dc	0	0	0

LATERAL-DIRECTIONAL

	Cy	Cl	Cn
beta	-0.5753	-0.0640	0.1054
p	-0.0275	-0.5959	-0.0178
r	0.2461	0.0684	-0.0632
betaDot	0.0166	0.0018	-0.0035

CONTROL DERIVATIVES

	Cy	Cl	Cn
dr	0.4642	0.0497	-0.0993
da	0	0.2147	-0.0173

PROPULSIVE DERIVATIVES

Cy_Tbeta	CM_Ta	CM_Tu	CM_T1	CT_x1	CT_xu	CT_xa	Cn_Tbeta
0.0306	-0.1040	0.0085	-0.0043	0.0318	-0.0635	0	-0.0010



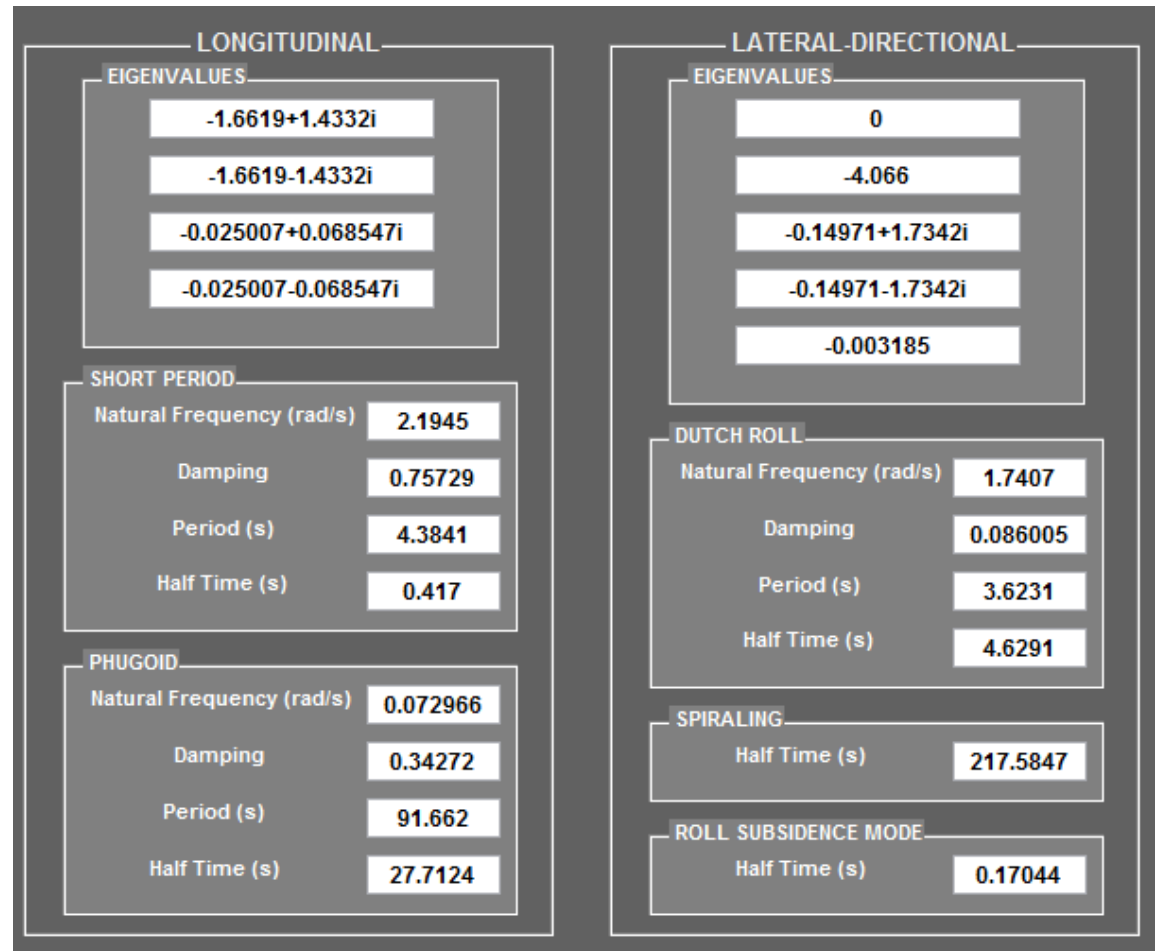
ESTABILIDAD Y CONTROL

Estable dinámicamente

Cumple mejor normativa
balanceo holandés que
crucero ida (Nivel 1)



Amortiguamiento > 0.08



ESTABILIDAD Y CONTROL

Ferry



Cumple el criterio de signos.

LONGITUDINAL			
	CL	CD	CM
a	5.7170	0.3380	-0.9098
u	0.1196	0.0071	0
q	-9.5310	0	-22.9209
aDot	5.2489	0	-6.9433

CONTROL DERIVATIVES			
	CL	CD	CM
de	0.8570	0.0507	-2.0933
dc	0	0	0

LATERAL-DIRECTIONAL			
	Cy	Cl	Cn
beta	-0.5696	-0.0871	0.1131
p	-0.0578	-0.5662	-0.0380
r	0.2509	0.1108	-0.0698
betaDot	0.0169	0.0018	-0.0037

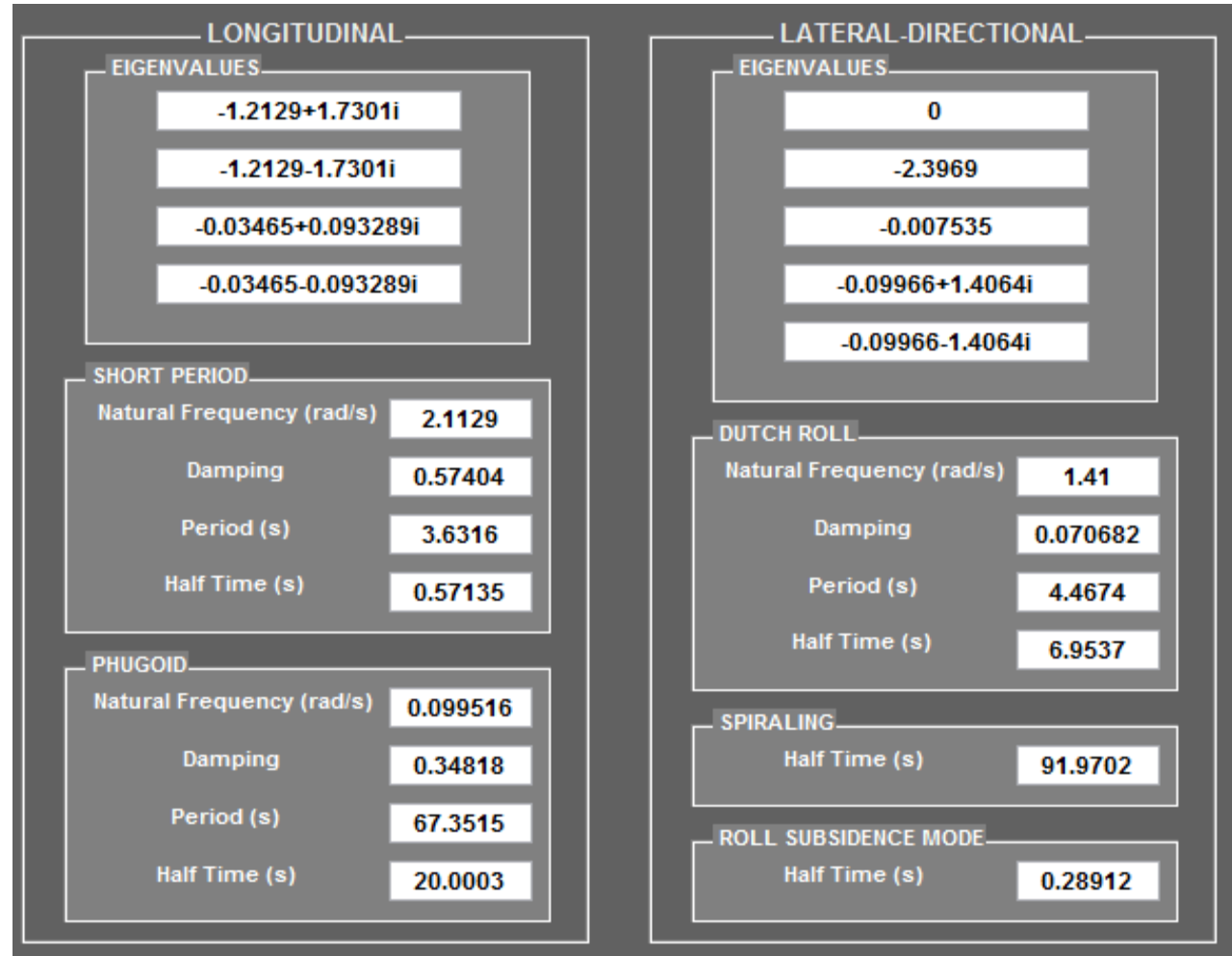
CONTROL DERIVATIVES			
	Cy	Cl	Cn
dr	0.4597	0.0492	-0.1012
da	0	0.2039	-0.0340

PROPULSIVE DERIVATIVES							
Cy_Tbeta	CM_Ta	CM_Tu	CM_T1	CT_x1	CT_xu	CT_xa	Cn_Tbeta
0.0306	-0.0763	0.0117	-0.0059	0.0438	-0.0876	0	-9.5583e-04



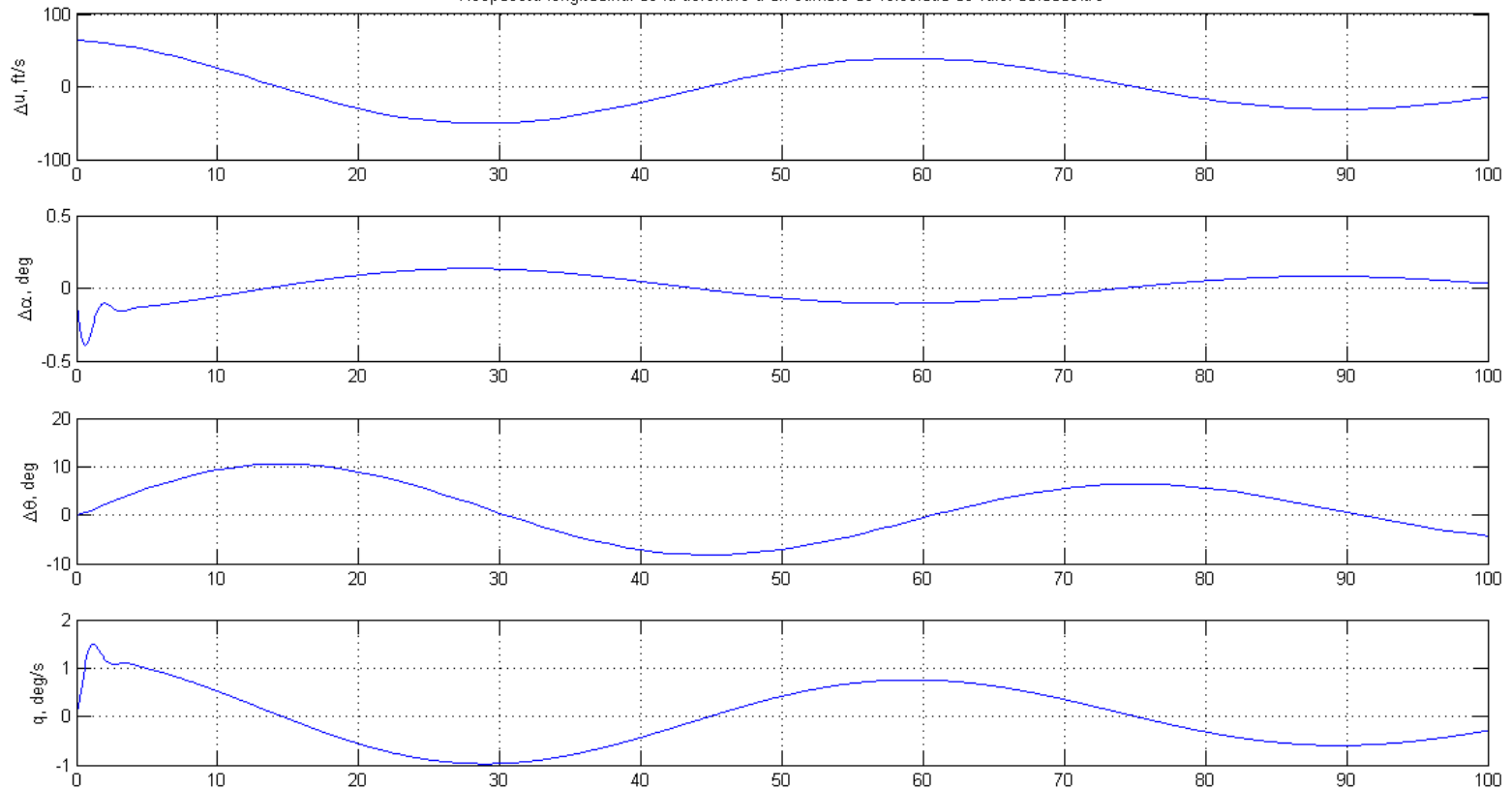
ESTABILIDAD Y CONTROL

**Estable
dinámicamente**

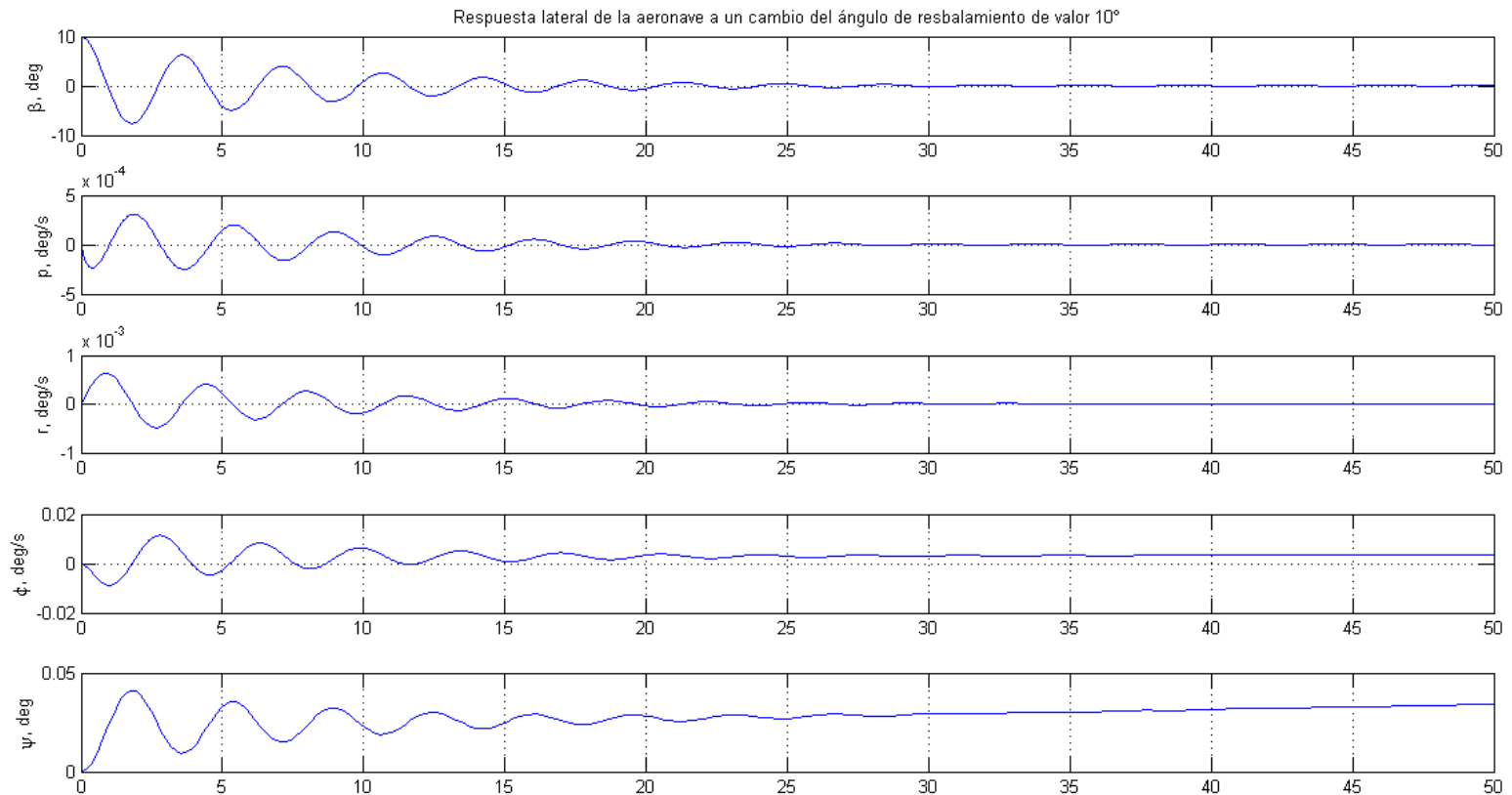


ESTABILIDAD Y CONTROL

Respuesta longitudinal de la aeronave a un cambio de velocidad de valor 63.6809ft/s



ESTABILIDAD Y CONTROL



¡Gracias por su atención!

¿Preguntas?

