

REVISIÓN FINAL

CÁLCULO DE AVIONES

CURSO 2013 / 2014

DISEÑO

- Ana M. Vallecillos
- Borja García

ESTRUCTURAS

- Carmen Pérez
- Estela Moya
- Beatriz Pérez

AERODINÁMICA

- Alejandro Pérez
- Alexandra Gerez

ESTABILIDAD

- Carla Pérez
- Antonio J. Luque
- Carlos Salgado

ACTUACIONES

- Alfonso Sancho
- Jessica Gaitán
- Marta Prieto

PROPULSIÓN

- Pablo Rodera
- Ana Rovira

GRUPO 1

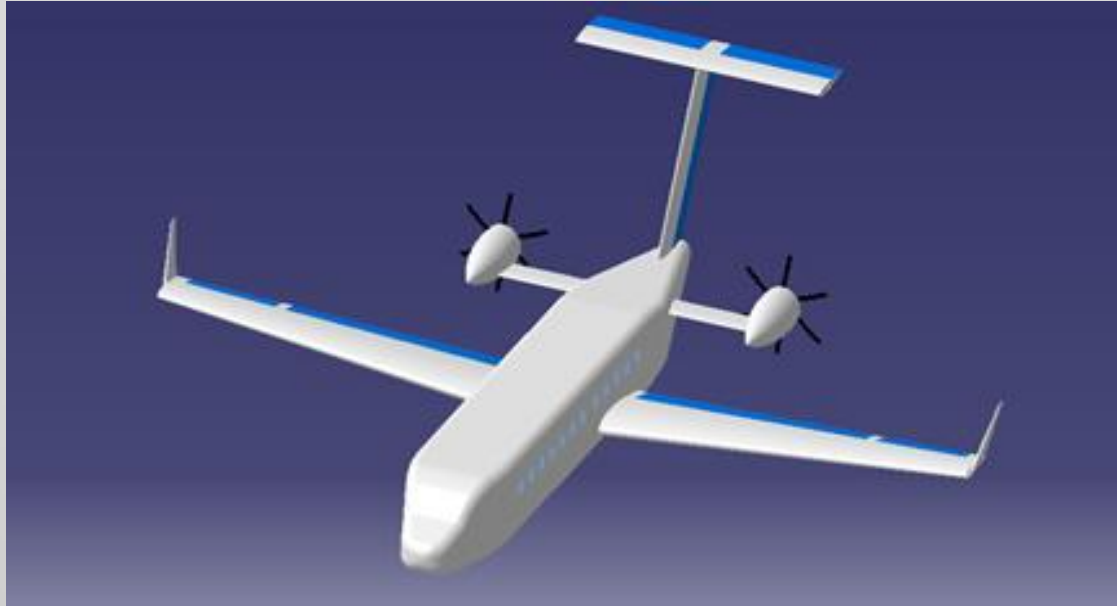


ÍNDICE

- DISEÑO
- ESTRUCTURAS
- AERODINÁMICA
- PROPULSIÓN
- ACTUACIONES
- ESTABILIDAD

DISEÑO

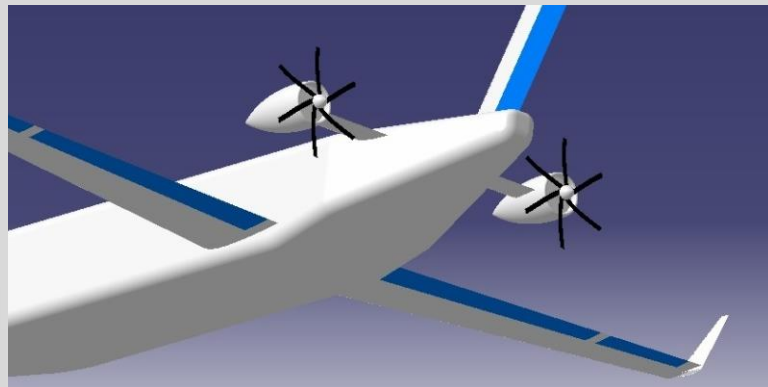
SEÑAS DE IDENTIDAD



Sección rectangular

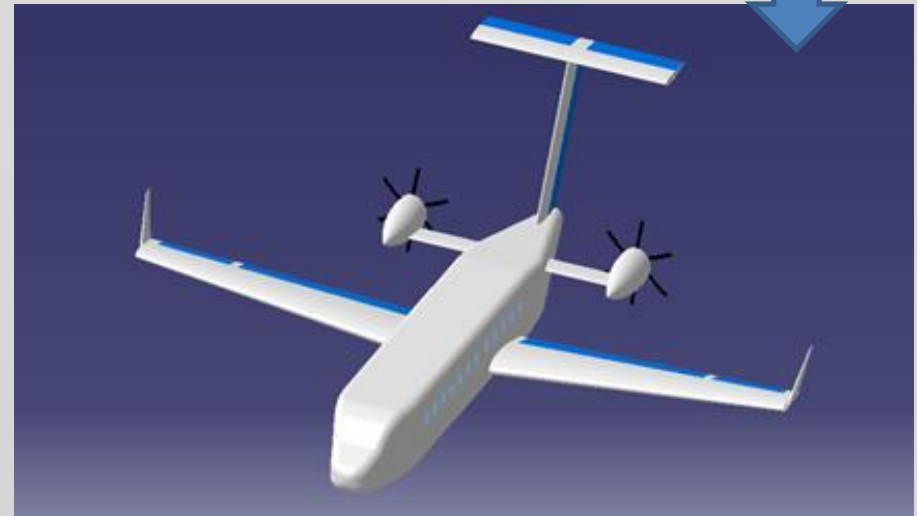
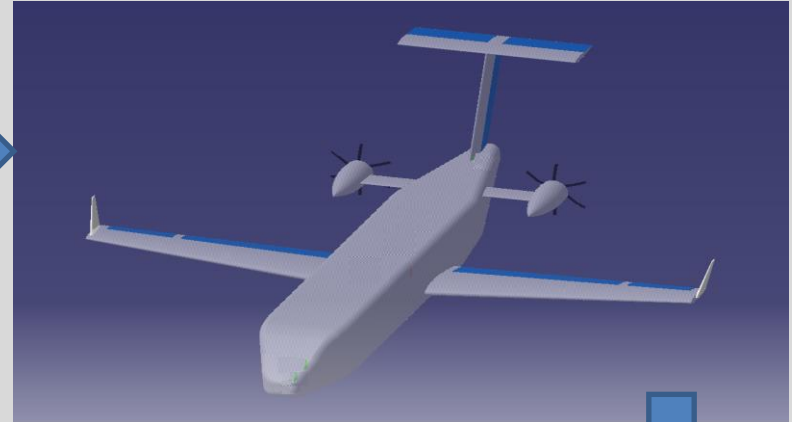
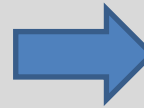
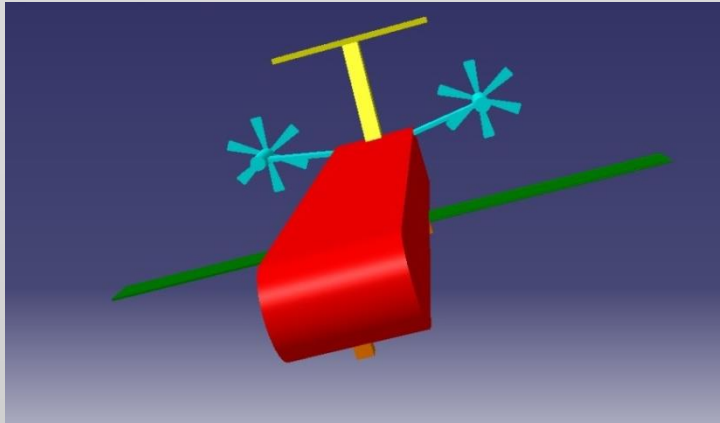
Motores en parte trasera

Ala baja



DISEÑO

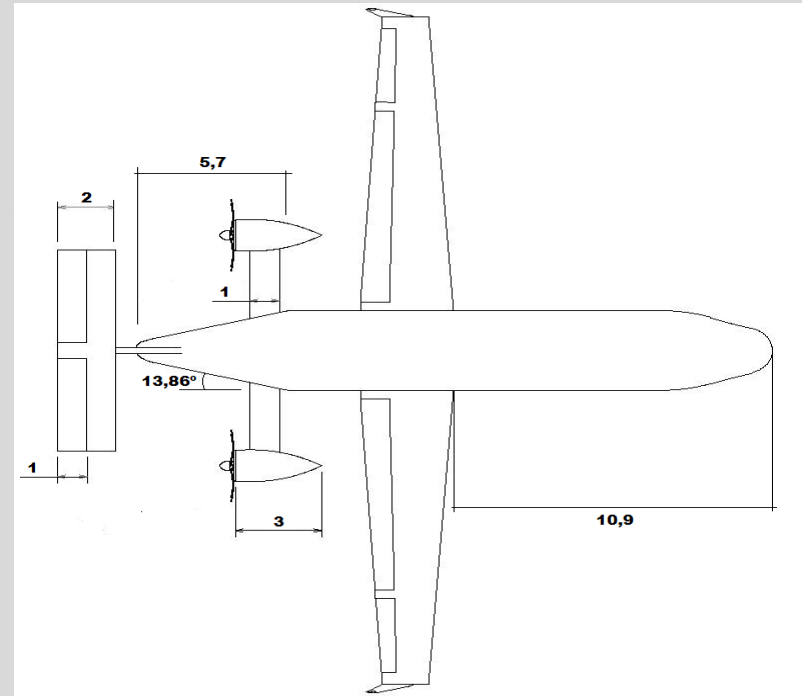
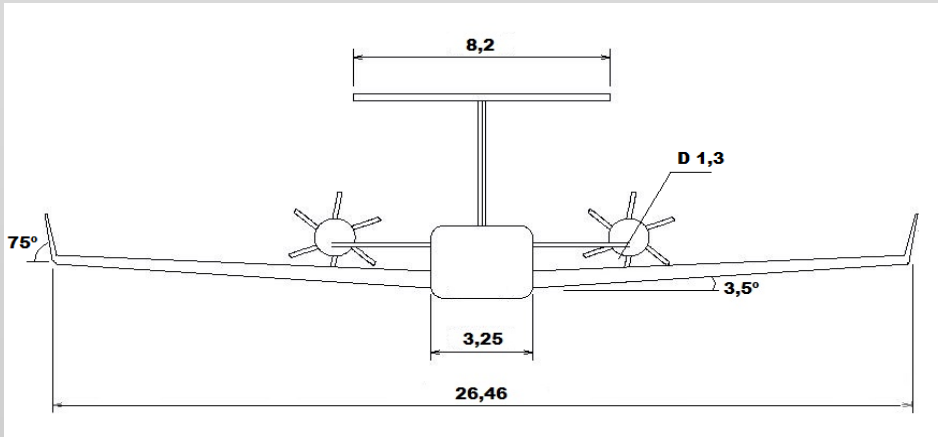
EVOLUCIÓN DEL MODELO



- ❖ Menor longitud de fuselaje
- ❖ Menor envergadura
- ❖ Posición del ala más adelantada
- ❖ Menor sección transversal máxima
- ❖ Estilización del contorno

DISEÑO

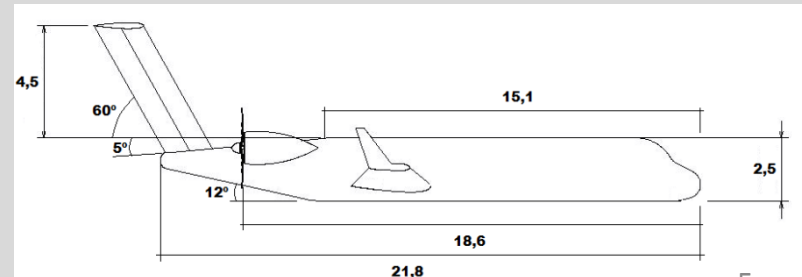
MODELO FINAL



b [m]	L [m]
28	24.1

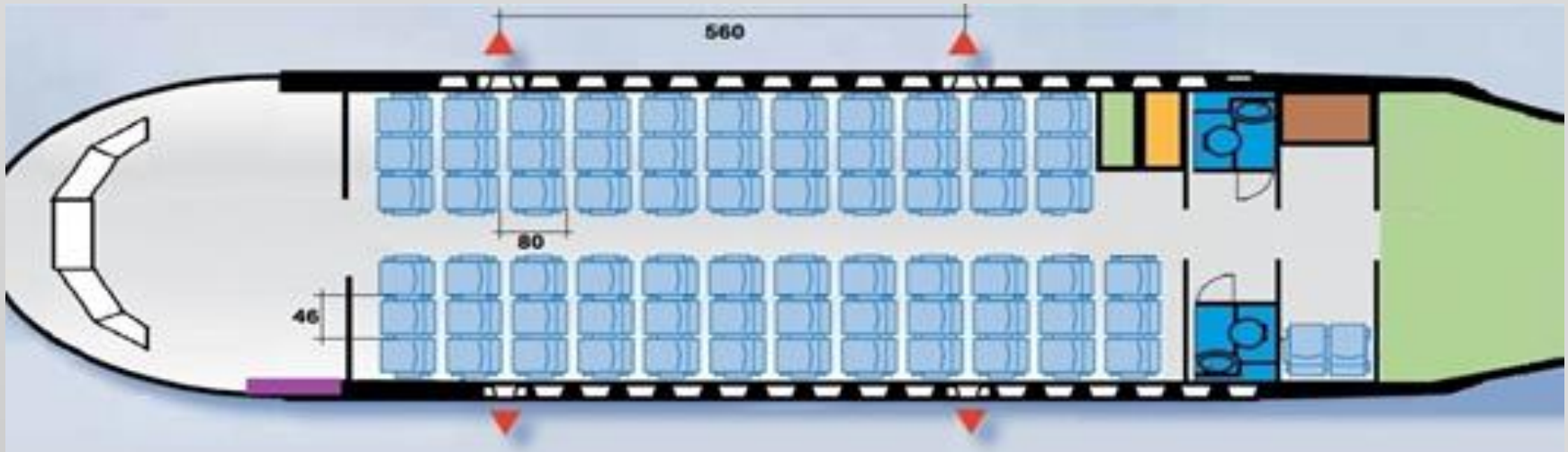


b [m]	L [m]
26.45	21.8



DISEÑO

CONFIGURACIÓN INTERNA

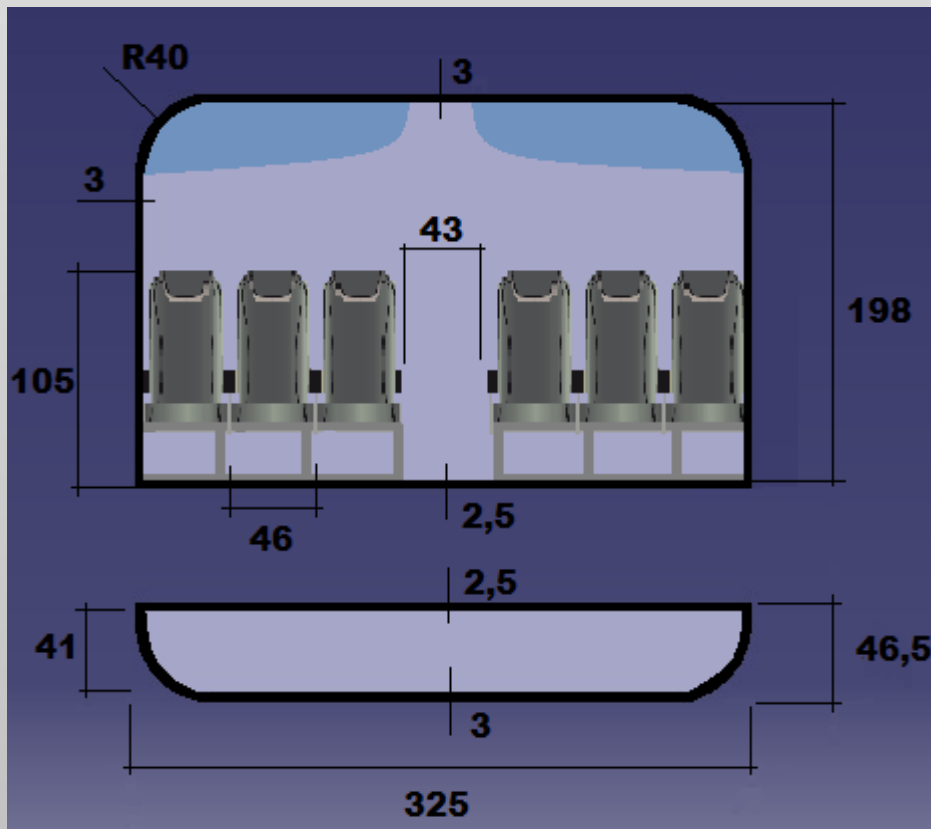


Número de filas: 13
Capacidad total: 75 pasajeros
Filas 1-12: Distribución 3-3
Fila 13: 3 asientos

Separación entre respaldos [cm]	Separación entre salidas de emergencia [m]
80	5.6

DISEÑO

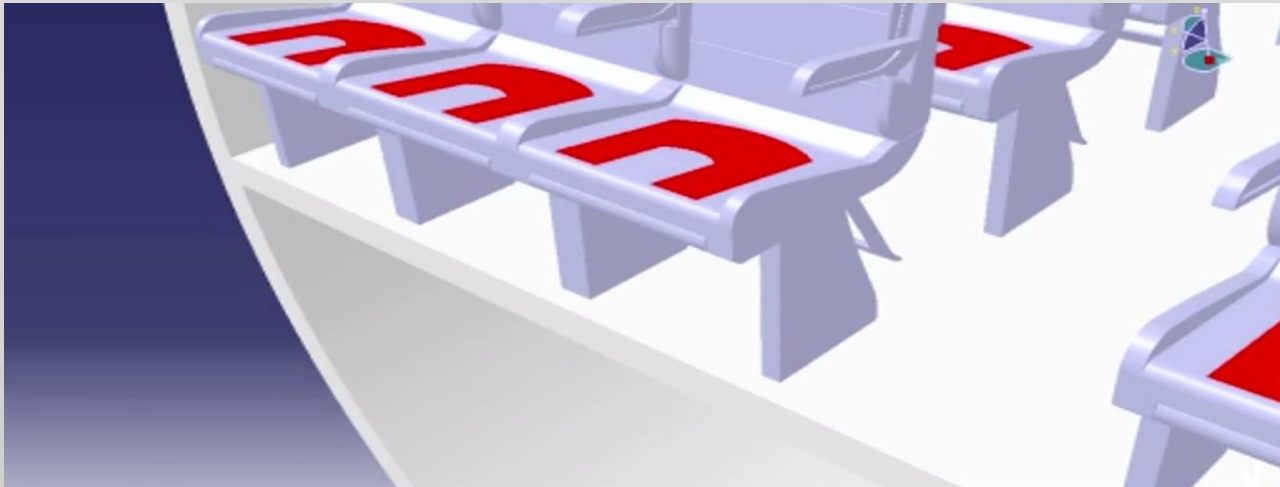
SECCIÓN TRANSVERSAL



Ancho asiento [cm]	Altura asiento [cm]
46	105
Ancho pasillo [cm]	Altura en pasillo [m]
43	1.98
Altura bodega [cm]	Volumen de almacenaje [m3]
46.5	13.59

DISEÑO

INNOVACIONES TECNOLÓGICAS



Apuesta por la tecnología más innovadora



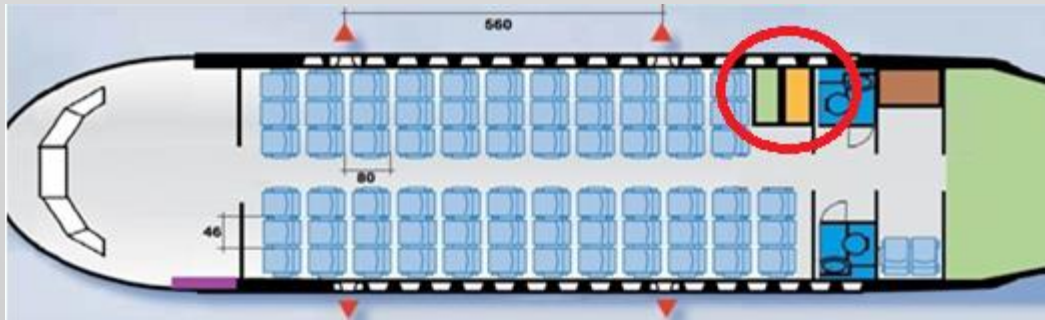
Aprovechamiento del calor desprendido



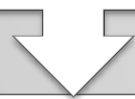
Transformación en energía eléctrica

DISEÑO

INNOVACIONES TECNOLÓGICAS



Influencia directa en los costes



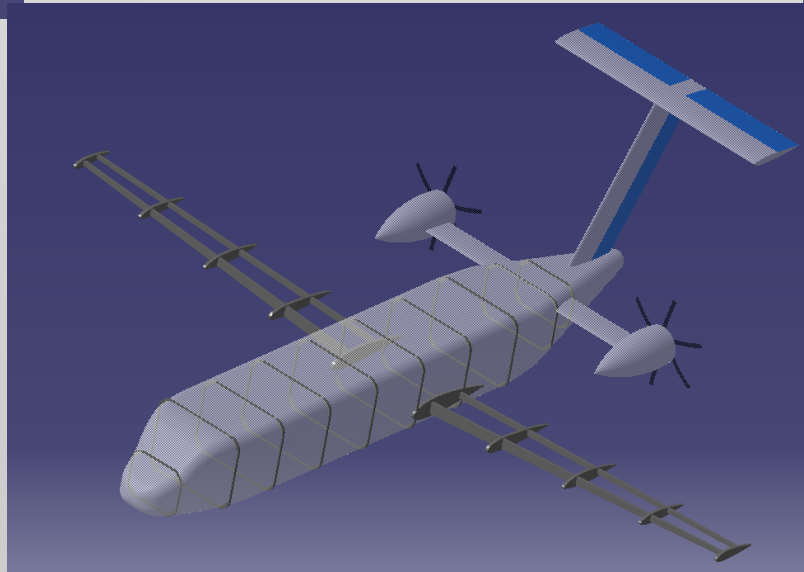
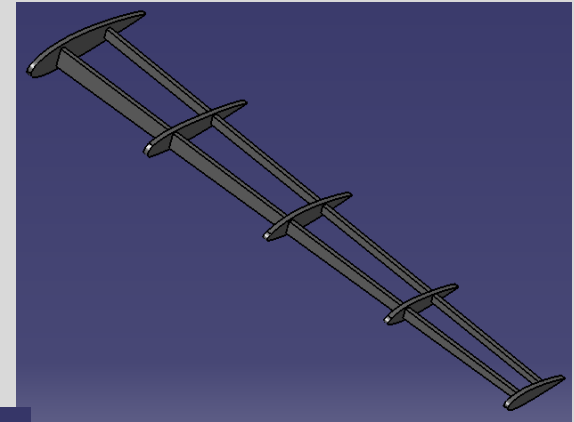
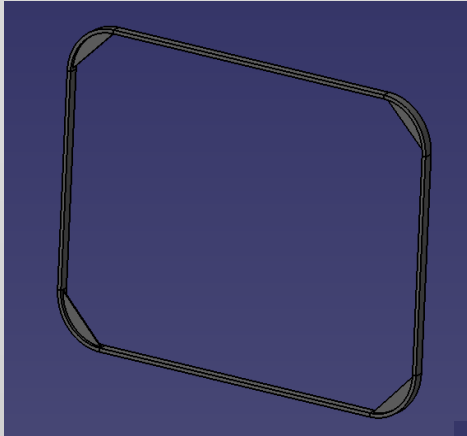
Incremento de la sensación de trayecto corto

MÁQUINA EXPENDEDORA

DISEÑO

INTEGRIDAD ESTRUCTURAL

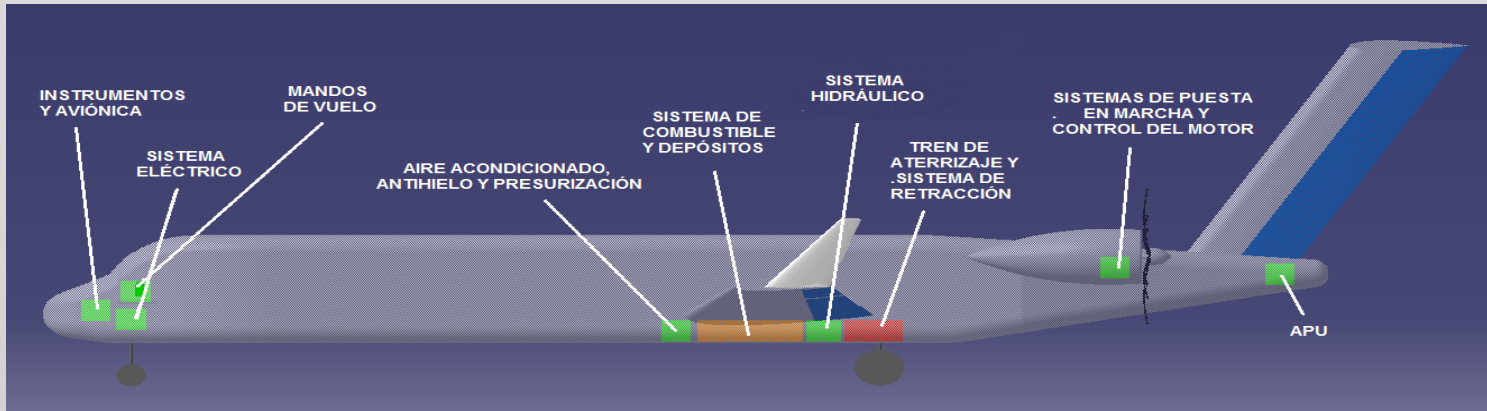
- ❖ Cuadernas
- ❖ Costillas
- ❖ Largueros



Garantizar la seguridad e integridad estructural

DISEÑO

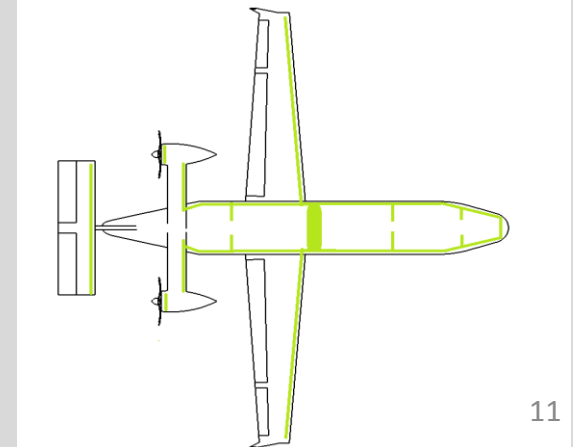
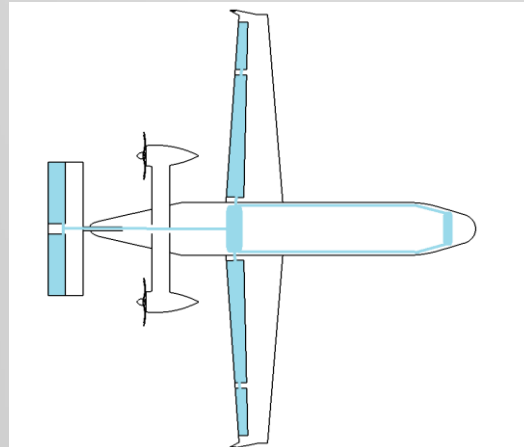
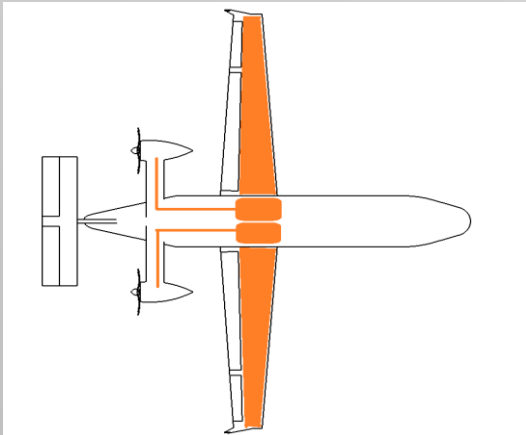
UBICACIÓN SISTEMAS



Sistema de combustible

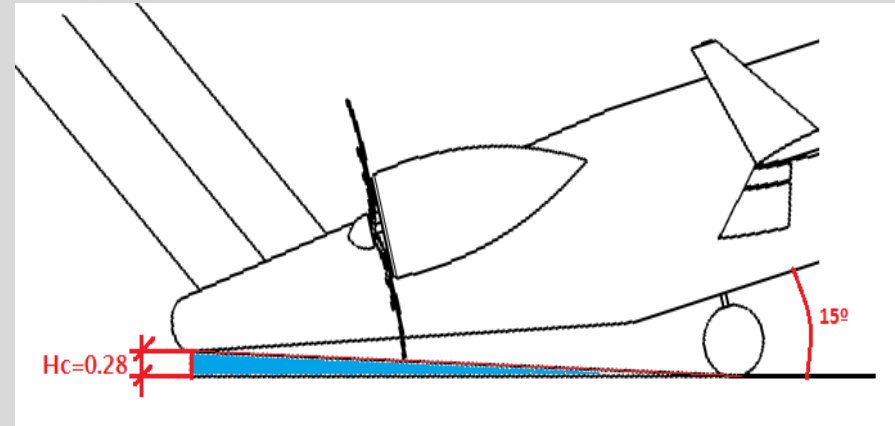
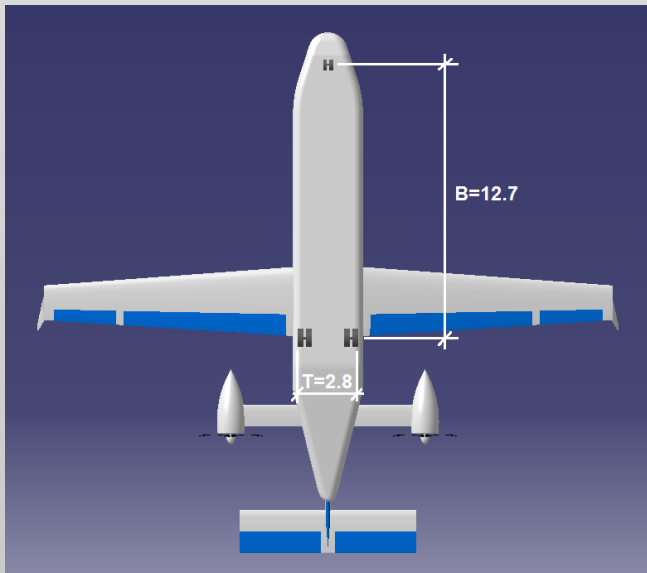
Sistema de mandos de vuelo, eléctrico y hidráulico

Sistema de aire acondicionado, presurización y antihielo.



DISEÑO

TREN DE ATERRIZAJE



Wheel base	12.7 m
Wheel track	2.8 m
Altura tren	1 m

$\alpha_{\text{clearance}}=17.1^\circ > \alpha_{\text{to}}=15^\circ$
$H_{\text{clearance}}=0.28\text{m}$

ESTRUCTURAS

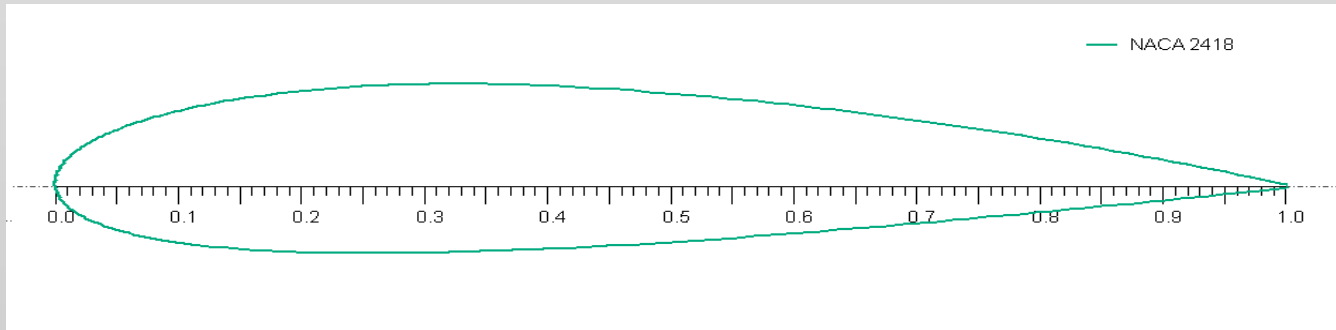


Misión	Peso(kg)
Misión diseño	31452
Misión económica	24987

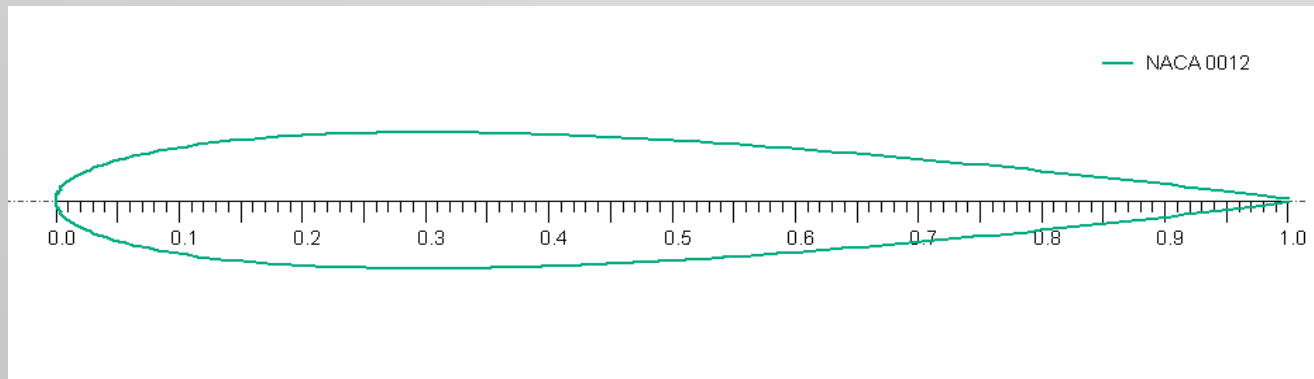
AERODINÁMICA

SELECCIÓN DE PERFILES

Perfil del Ala: NACA 2418



Perfil de los Estabilizadores: NACA 0012



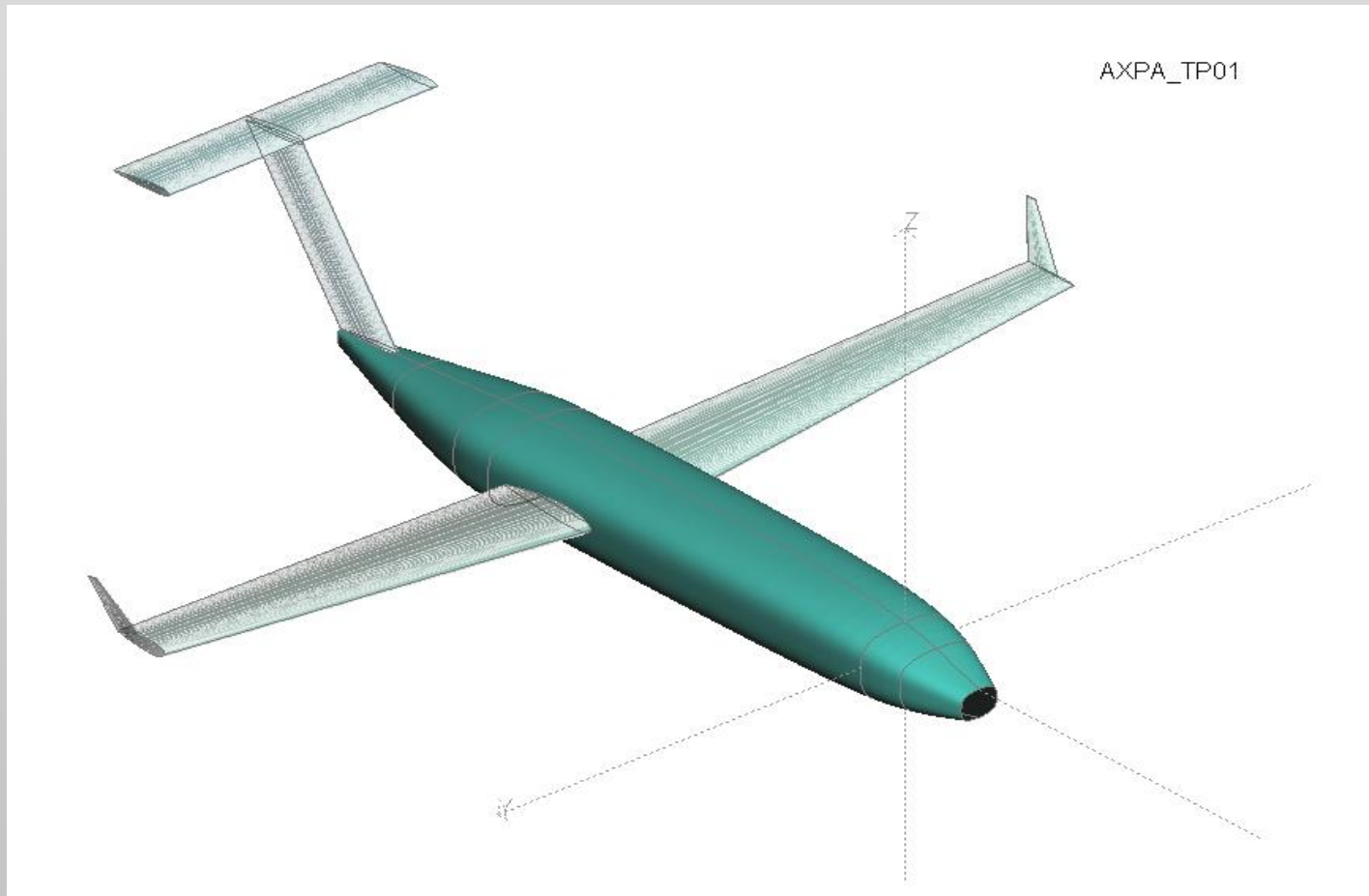
AERODINÁMICA

DATOS GEOMÉTRICOS DE LAS SUPERFICIES AERODINÁMICAS

	ALA	HTP	VTP
S_{alar} [m ²]	61.0402	16.25	10
b [m]	26.4575	8.2	5
AR	10	4.1378	2.5
c_{root} [m]	3.4016	2	2
c_{tip} [m]	1.7008	2	2
\bar{c} [m]	2.6457	2	2
Λ_{LE} [degrees]	4	-	-
Λ_{TE} [degrees]	3.4354	-	-
$\Lambda_{c/4}$ [degrees]	1.907	-	-
Taper Ratio, λ	0.5	1	1
Dihedral Angle, Γ	3.5	-	-
CL_{α} [1/rad]	4.8304	3.7162	1.3944

AERODINÁMICA

MODELO DEL AXPA TP01 EN XFLR5

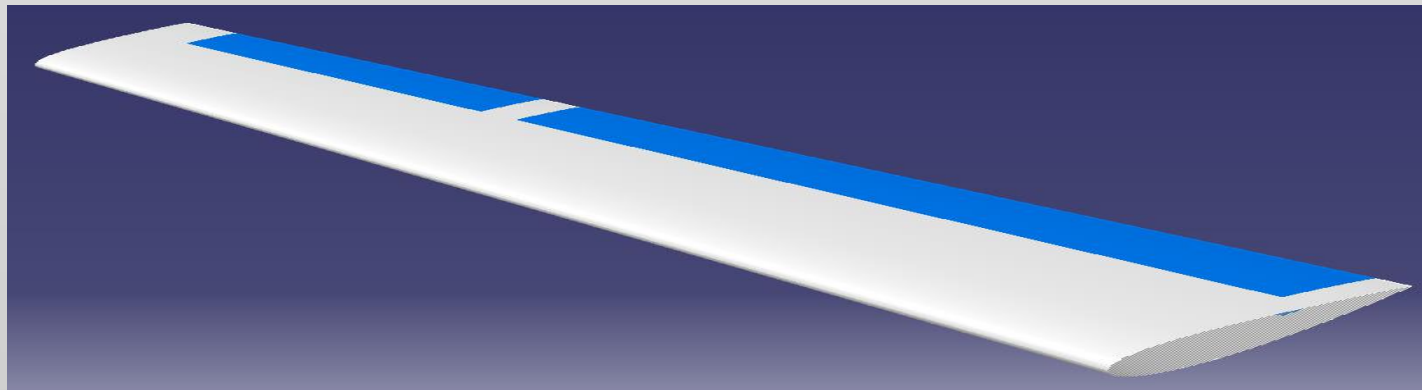


AERODINÁMICA

SUSTENTACIÓN DEL ALA

Perfil: NACA 2418

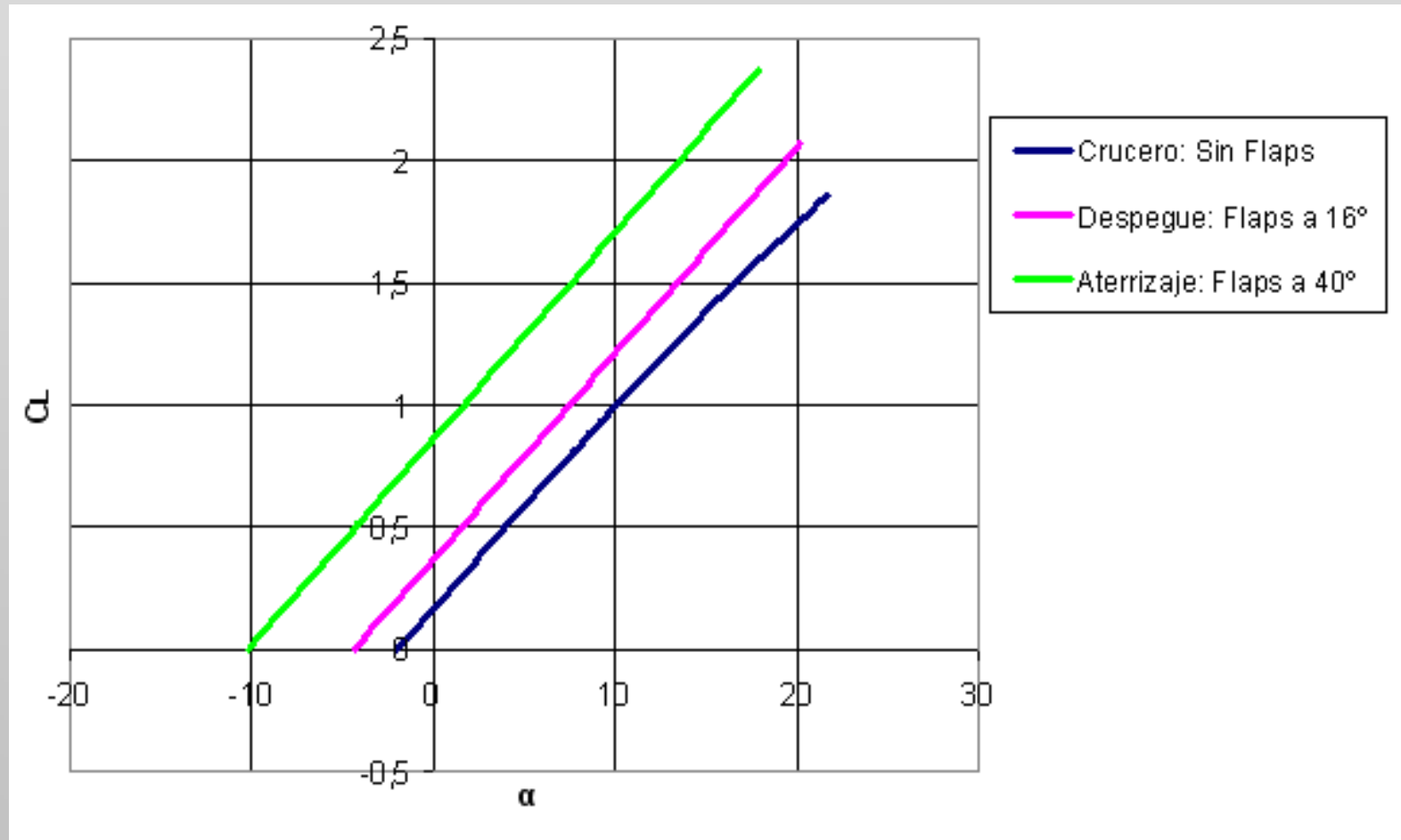
$$C_{L\alpha} = 4.8304 [1/\text{rad}] = 0.084 [1/\text{deg}]$$



	C_{LMAX}	α_{stall}	α_{0L}
Configuración limpia: Crucero	1.8566	21.75°	-2°
Ala con Flaps a 16°: Despegue	2.0696	20.202°	-4.3464°
Ala con Flaps a 40°: Aterrizaje	2.3668	17.882°	-10.192°

AERODINÁMICA

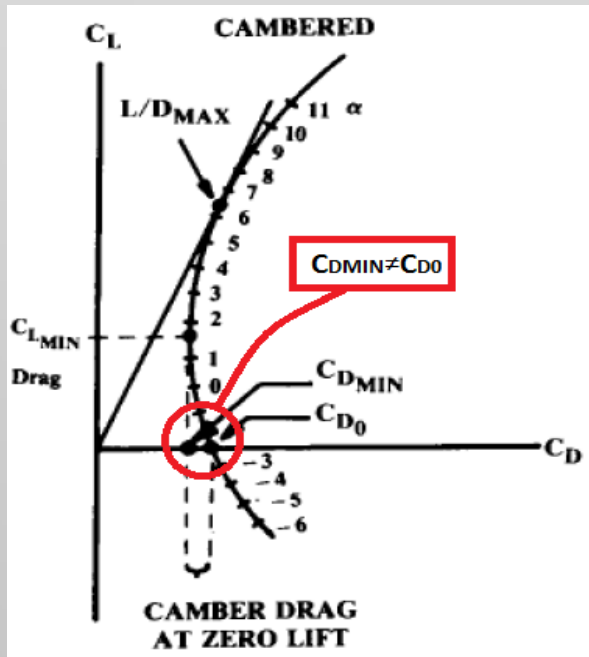
SUSTENTACIÓN DEL ALA Cl_α



AERODINÁMICA

RESISTENCIA AERODINÁMICA

Polar parabólica compensada



Maximización del coeficiente de Oswald, e

- ❖ Disminución del Aspect Ratio: $AR=10$
- ❖ Variación del Estrechamiento: $\lambda=0.5$
- ❖ Variación de la Flecha: $\Lambda_{LE}=4^\circ$

$$e = 0.92105776$$

$$\begin{aligned}
 C_D &= C_{D_{min}} + K (C_L - C_{L_{min-drag}})^2 \\
 &= C_{D_{min}} + K C_{L_{min-drag}}^2 + K C_L^2 - 2K C_L C_{L_{min-drag}} \\
 &= C_{D_0} + k_1 C_L^2 - k_2 C_L
 \end{aligned}$$

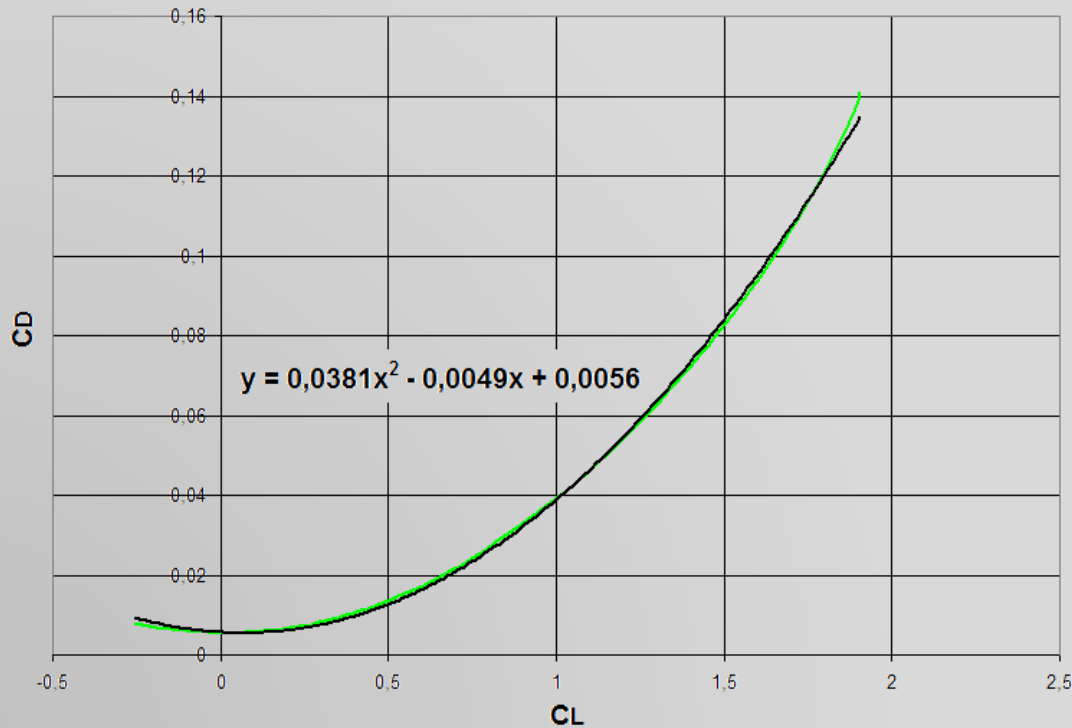
AERODINÁMICA

RESISTENCIA AERODINÁMICA

Polar Parabólica: Obtención de k_1 y k_2

Dato de Partida: Análisis del Ala en Configuración Limpia

DETERMINACIÓN DE k_1 Y k_2



$$k_1 = 0.0381$$

$$k_2 = -0.0049$$

AERODINÁMICA

RESISTENCIA AERODINÁMICA

Estimación del CD0: Component Buildup Method

MISIÓN ECONÓMICA		CD0
CONFIGURACIÓN LIMPIA	CRUCERO	0.016420
	SUBIDA	0.016484
	DESCENSO	0.017194
	ESPERA	0.016734
CONFIGURACIÓN SUCIA	DESPEGUE	0.033625
	ATERRIZAJE	0.052950

AERODINÁMICA

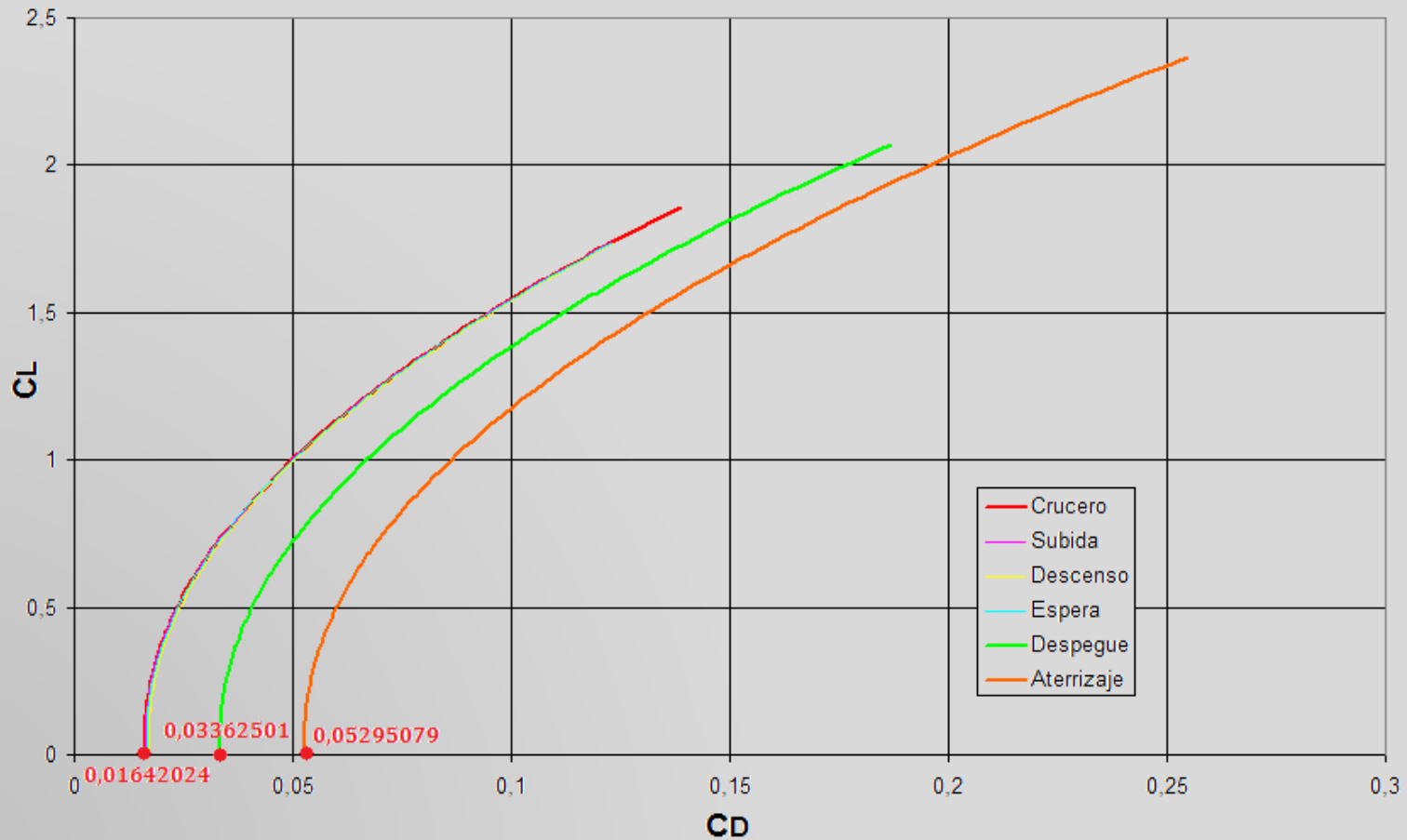
RESISTENCIA AERODINÁMICA

Estimación del CD0: Component Buildup Method

MISIÓN DE DISEÑO		CD0
CONFIGURACIÓN LIMPIA	CRUCERO	0.016420
	SUBIDA	0.016484
	DESCENSO	0.017227
	ESPERA	0.016754
CONFIGURACIÓN SUCIA	DESPEGUE	0.033509
	ATERRIZAJE	0.052980

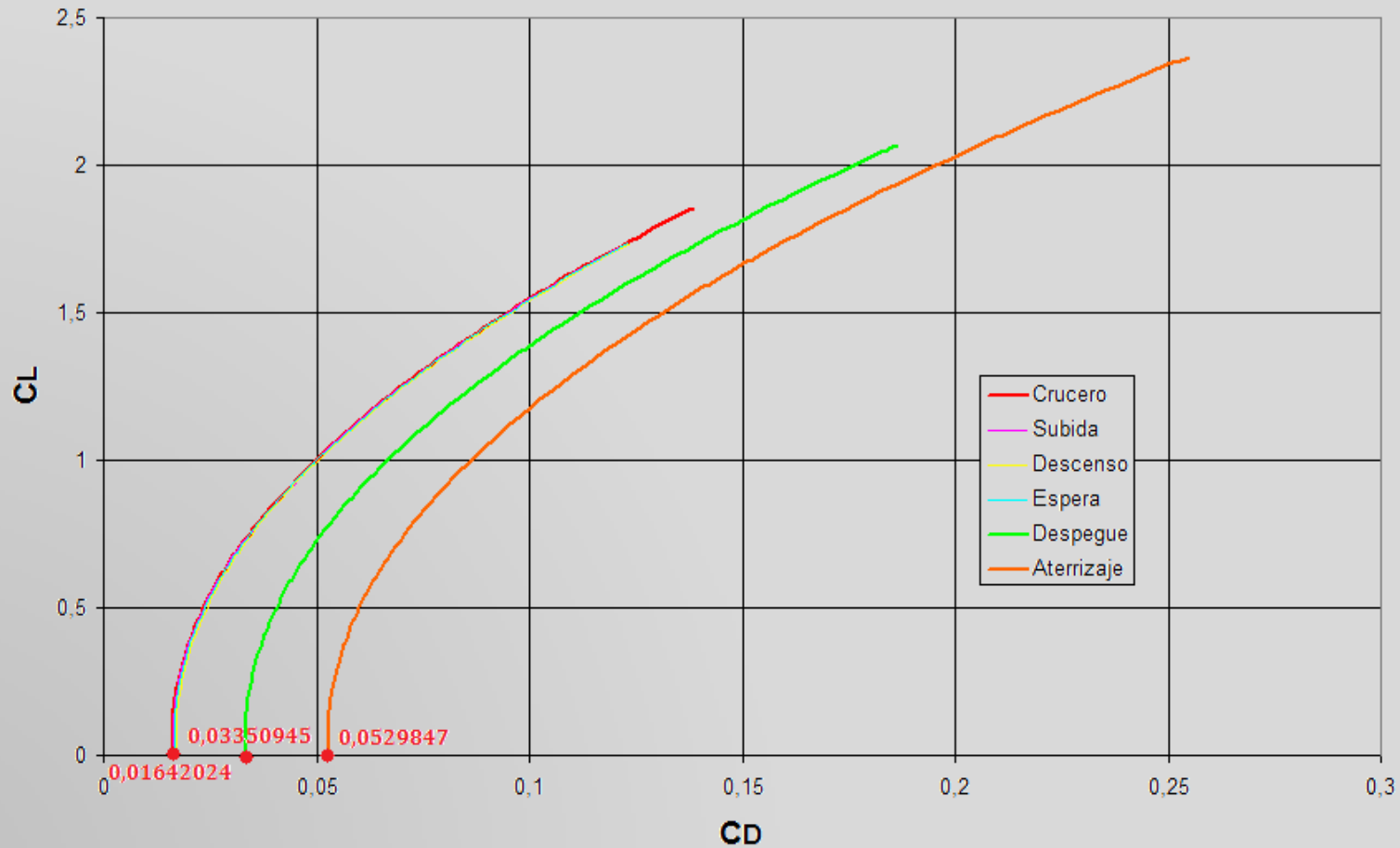
AERODINÁMICA

RESISTENCIA AERODINÁMICA Polar Parabólica: MISIÓN ECONÓMICA



AERODINÁMICA

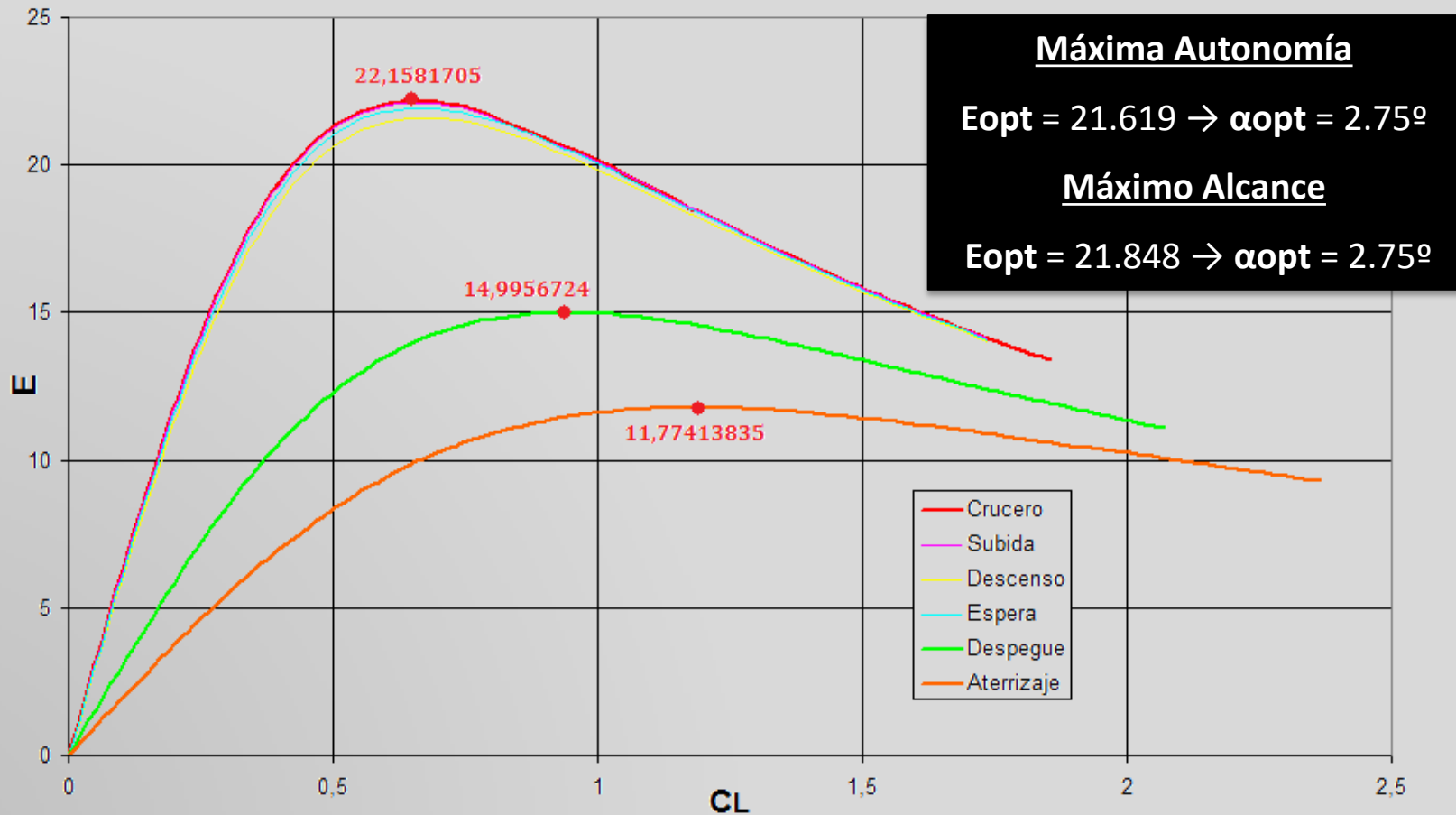
RESISTENCIA AERODINÁMICA Polar Parabólica: MISIÓN DE DISEÑO



AERODINÁMICA

RESISTENCIA AERODINÁMICA

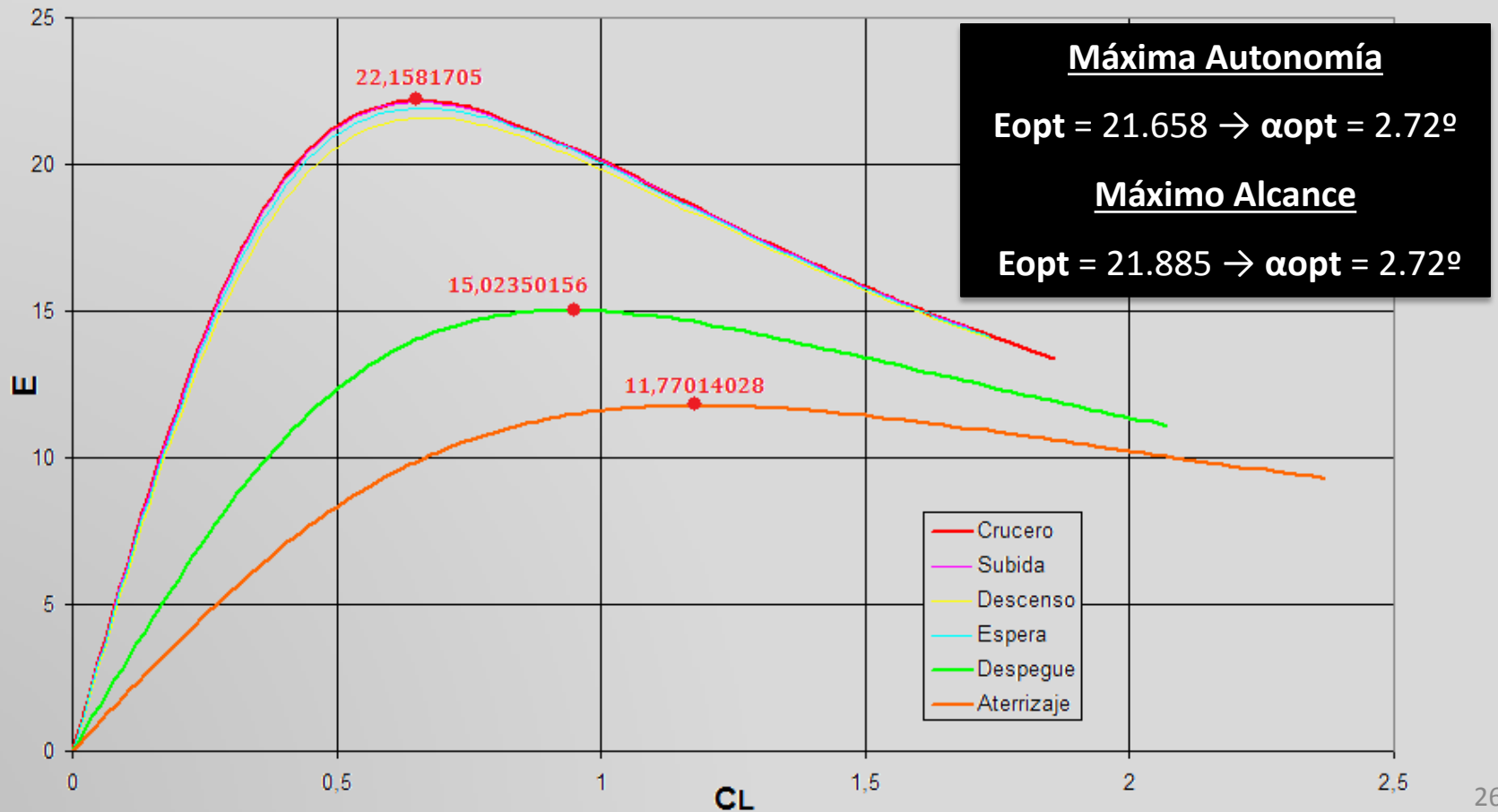
Eficiencia Aerodinámica: MISIÓN ECONÓMICA



AERODINÁMICA

RESISTENCIA AERODINÁMICA

Eficiencia Aerodinámica: MISIÓN DE DISEÑO

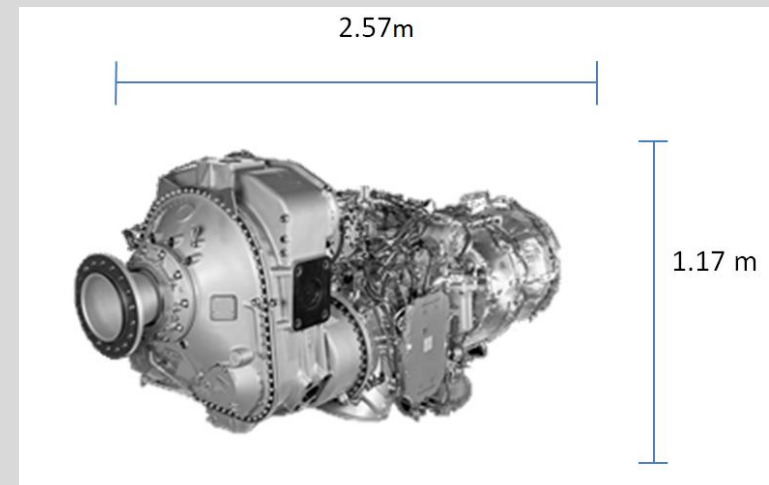


PROPULSIÓN

Pratt & Whitney PW 150 A

- ❖ ↓ Reducción emisiones → 50% CO₂
- ❖ ↑ Eficiencia combustible → 30% de consumo
- ❖ ↑ Relación potencia peso → 8:1 kW/Kg
- ❖ ↓ Bajos costes de mantenimiento

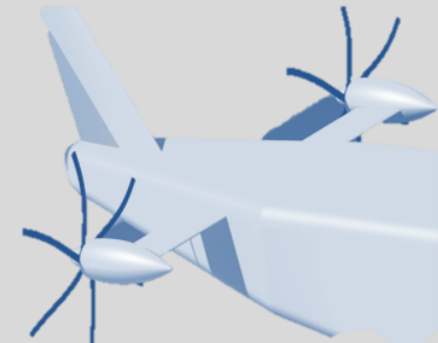
Escalado motor	Peso en vacío	Potencia máxima disponible
1.2	576 Kg	6090 shp



PROPULSIÓN

Hélice - Dowty R408

- ❖ Niveles muy bajos de ruido.
- ❖ Eficaz de protección contra la erosión.
- ❖ Bajo peso debido a la utilización de composites.
- ❖ Selección de la velocidad precisa y exactitud sincrofase.
- ❖ Bajos costes de mantenimiento.



PROPULSIÓN

Sistema de Rodaje WheelTug

- ❖ Ahorro de combustible durante la fase de taxi del avión.
- ❖ Abastecido por la unidad de potencia auxiliar APU.
- ❖ Reducción de las emisiones contaminantes.

Ahorro de 1.1 millones de dólares anuales



ACTUACIONES

DESPEGUE

❖ Misión de Diseño: $W/S=4429.8$ Pa.

Aeropuerto	Distancia de Despegue
Condiciones normales	1058.4 m = 3471.55 ft < 4500 ft
'High-hot day'	1532.2 m = 5025.61 ft < 8000 ft

❖ Misión Económica: $W/S=3504.1$ Pa.

Aeropuerto	Distancia de Despegue
Condiciones normales	1049.4 m = 3442.03 ft < 4500 ft
'High-hot day'	1228.4 m = 4029.15 ft < 8000 ft

ACTUACIONES

SUBIDA

❖ Misión de Diseño: $W/S=4409$ Pa.

❖ Misión Económica: $W/S=3472.8$ Pa.

	Altitud	ROC
	313.73 m	160.2 ft/min
Subida 1	$\gamma = 1.3675^\circ$	
	457.32 m	656 ft/min
Subida 2	$\gamma = 1.8108^\circ$	
	3048.78 m	880 ft/min
Subida 3	$\gamma = 1.8108^\circ$	
	6097.56 m	1277.7 ft/min
Subida 4	$\gamma = 1.8108^\circ \rightarrow 0^\circ$	
	8231.7 m	0 ft /min

	Altitud	ROC
	567.62 m	143.79 ft/min
Subida 1	$\gamma = 1.3675^\circ$	
	457.32 m	656 ft/min
Subida 2	$\gamma = 1.8108^\circ$	
	3048.78 m	880 ft/min
Subida 3	$\gamma = 1.8108^\circ$	
	6097.56 m	1277.7 ft/min
Subida 4	$\gamma = 1.8108^\circ \rightarrow 0^\circ$	
	8231.7 m	0 ft/min

ACTUACIONES

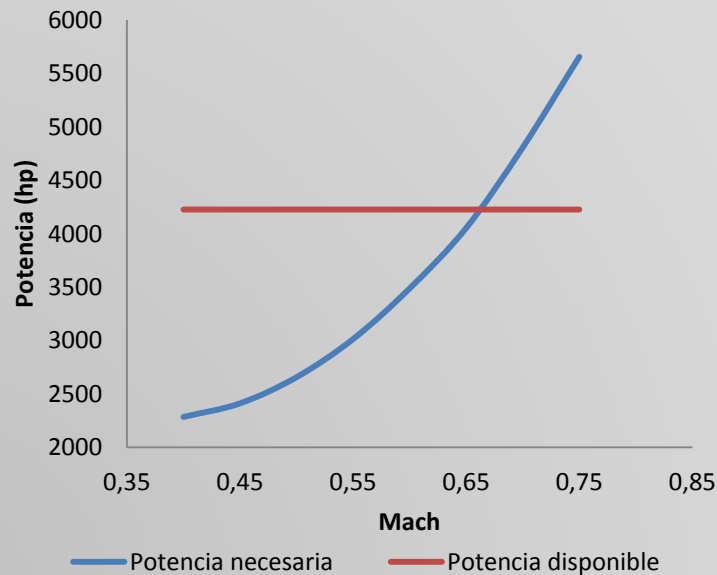
CRUCERO

❖ Misión de Diseño: $W/S=4082$ Pa.

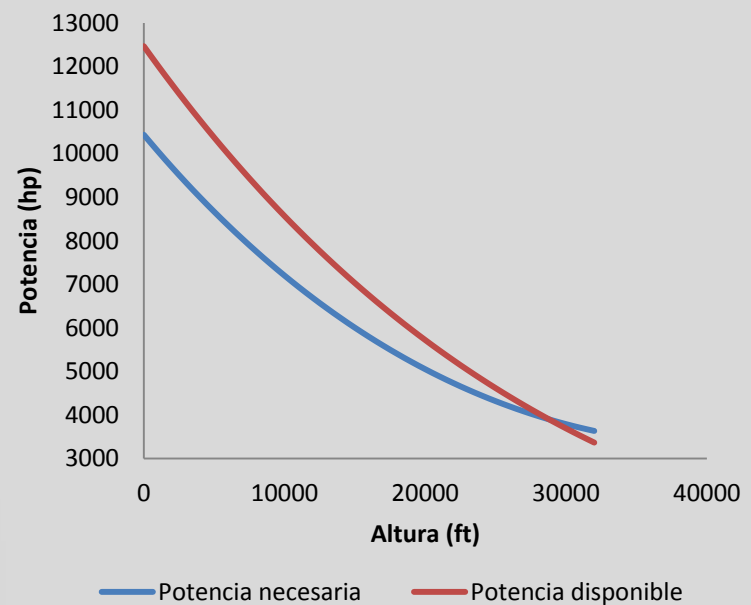
❖ Misión Económica: $W/S=3222.8$ Pa.

Velocidad	Altitud
0.65 Mach = 199.58 m/s	8231.7 m = 27000 ft

Velocidad máxima = 0.67



Techo de vuelo = 29000 ft



ACTUACIONES

DESCENSO

❖ Misión de Diseño: $W/S=2941.5$ Pa.

	Descenso 1	Descenso 2
γ_d	$0^\circ \rightarrow 2.77^\circ$	$2.77^\circ \rightarrow 0^\circ$
Velocidad	199.58 m/s \rightarrow 97.06 m/s	97.06 m/s \rightarrow 36.69 m/s
Altitud	27000 ft \rightarrow 10000 ft	10000 ft \rightarrow 50 ft

❖ Misión Económica: $W/S=2972.14$ Pa.

	Descenso 1	Descenso 2
γ_d	$0^\circ \rightarrow 2.77^\circ$	$2.77^\circ \rightarrow 0^\circ$
Velocidad	199.58 m/s \rightarrow 99.69 m/s	99.69 m/s \rightarrow 37.69 m/s
Altitud	27000 ft \rightarrow 10000 ft	10000 ft \rightarrow 50 ft

Empuje nulo durante el descenso para minimizar consumo

ACTUACIONES

ATERRIZAJE

❖ Misión de Diseño: $W/S=2941.5$ Pa.

Aeropuerto	Distancia de Aterrizaje
Condiciones normales	1111.3 m = 3645.1 ft < 4500 ft
'High-hot day'	904.3 m = 2966.1 ft < 8000 ft

❖ Misión Económica: $W/S=2972.14$ Pa.

Aeropuerto	Distancia de Aterrizaje
Condiciones normales	1118.8 m = 3669.6 ft < 4500 ft
'High-hot day'	942.5 m = 3091.4 ft < 8000 ft

ACTUACIONES

VIRAJE

❖ Misión de diseño: $W/S=2870.52$ Pa.

Velocidad	Factor de carga	Radio de giro
62.34 m/s	2g	228.7 m

Radio de giro mínimo: 102.29 m.

Masa de combustible de reserva: 727.19 kg

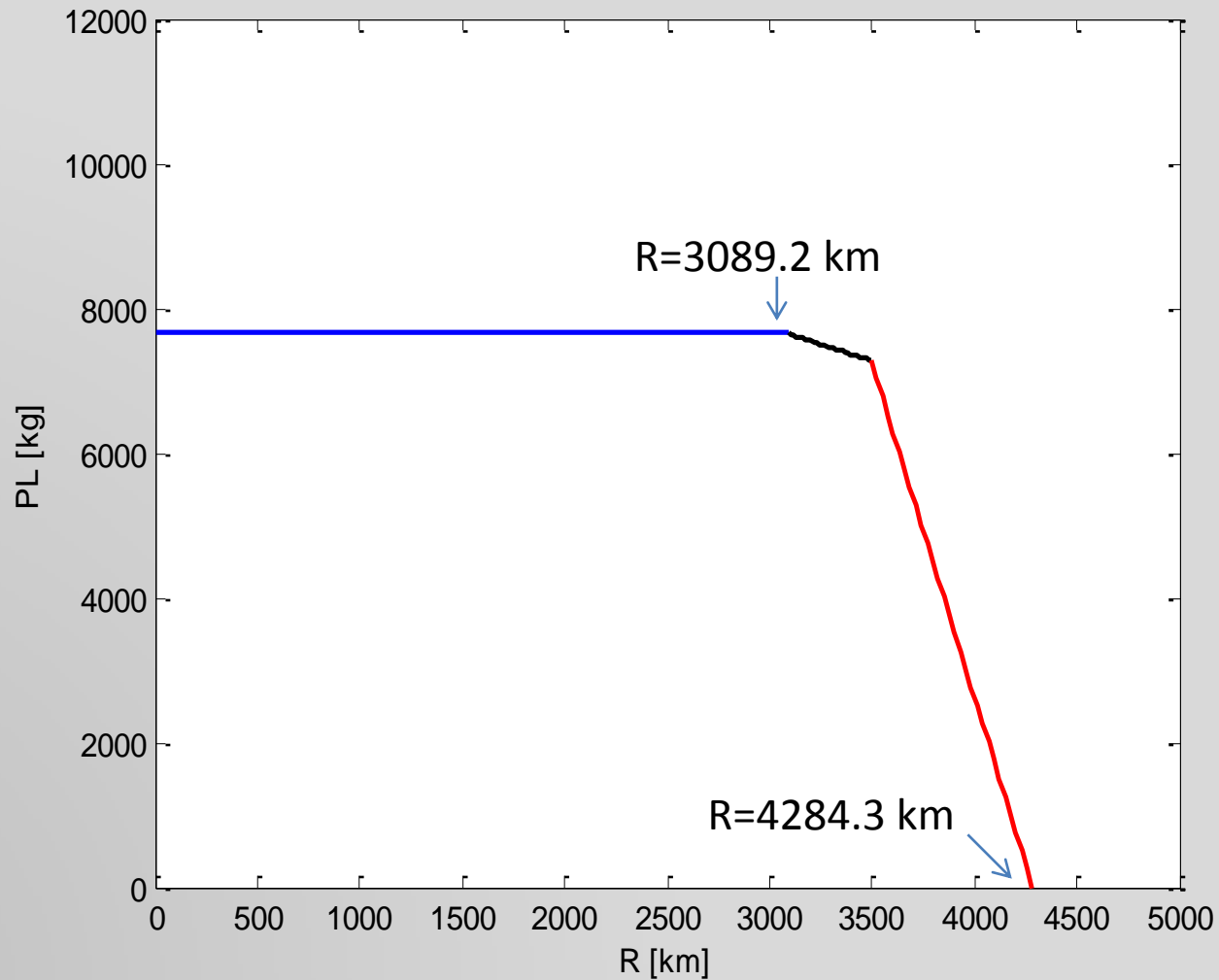
ACTUACIONES

DATOS FINALES

	Misión de diseño	Misión económica
Alcance	1600 millas náuticas	400 millas náuticas
Autonomía	4.55 horas	1.41 horas
Masa de combustible consumida	10505 kg	3598 kg
CASM	24.2630 cent \$/mn·pax	27.1130 cent \$/mn·pax

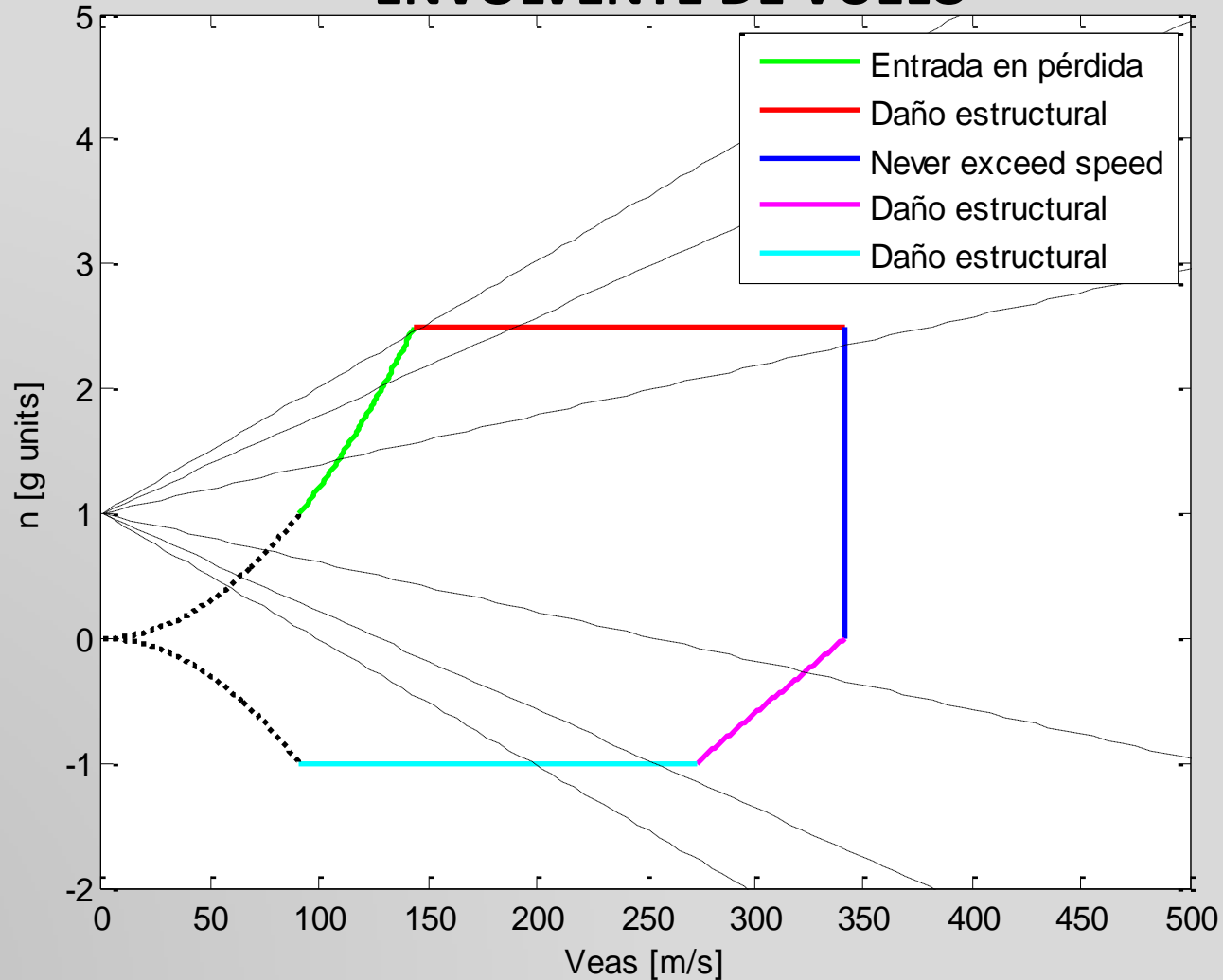
ACTUACIONES

CARGA DE PAGO - ALCANCE



ACTUACIONES

ENVOLVENTE DE VUELO



ESTABILIDAD

ESTABILIDAD ESTÁTICA

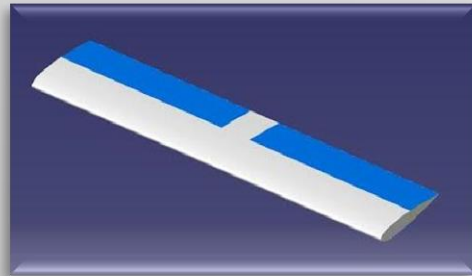
Margen estático AXPA TP 01

{ Margen de maniobrabilidad
 Seguridad garantizada
 "El sueño de todo piloto"

	SM [%]
PL+F	29.33
PL+NF	38.81
NPL+F	12.8
NPL+NF	12.01

Superficies de control

Control longitudinal



-Despegue seguro

$$\delta_E = -19.6^\circ < \delta_{E_{m\acute{a}x}} = 30^\circ$$

-Trimado long.

α [°]	δ_E [°]
1.3886	2.6688
0.8124	2.6782
0.3234	2.6862

Control lateral-direccional

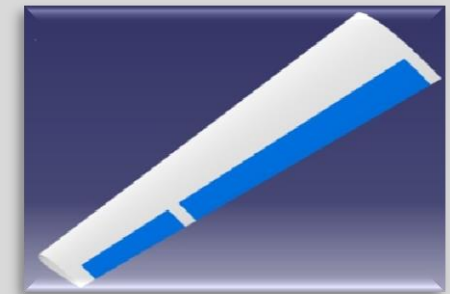


-Aterrizaje con viento cruzado (15 knot) seguro

$$\delta_{RCW} = 19.3^\circ < \delta_{Rm\acute{a}x} = 30$$

-Fallo motor, trimado asegurado

$$\delta_{RAT} = 16.4^\circ$$



-Entrada en pérdida estable

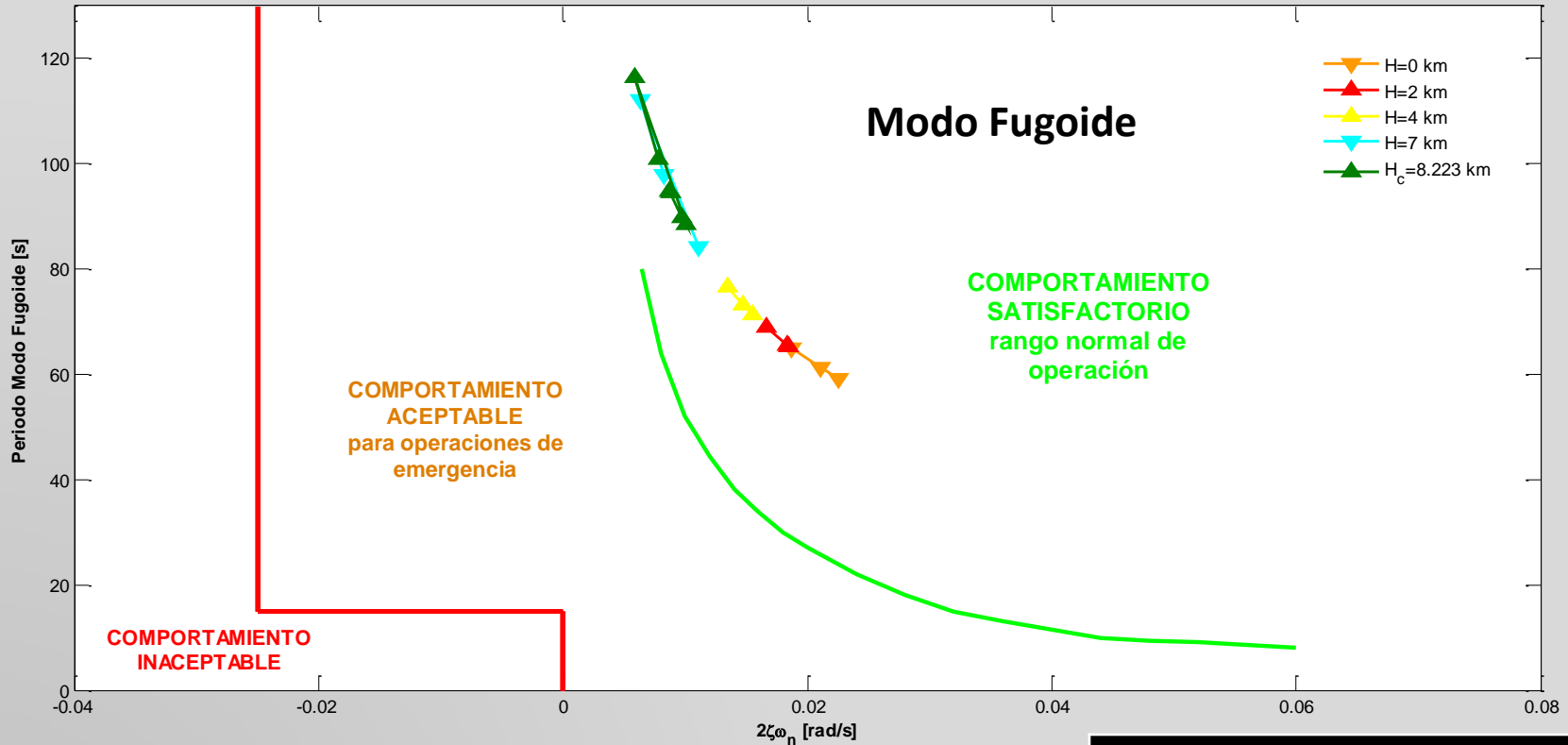
$$\delta_{Ass} = 17.8^\circ < \delta_{Am\acute{a}x} = 25^\circ$$

-Garantiza buena respuesta para:
 V altas y deflexiones pequeñas
 V bajas y deflexiones grandes

ESTABILIDAD

ESTABILIDAD DINÁMICA

Características del Modo Fugide. Criterio ICAO de valores Recomendados



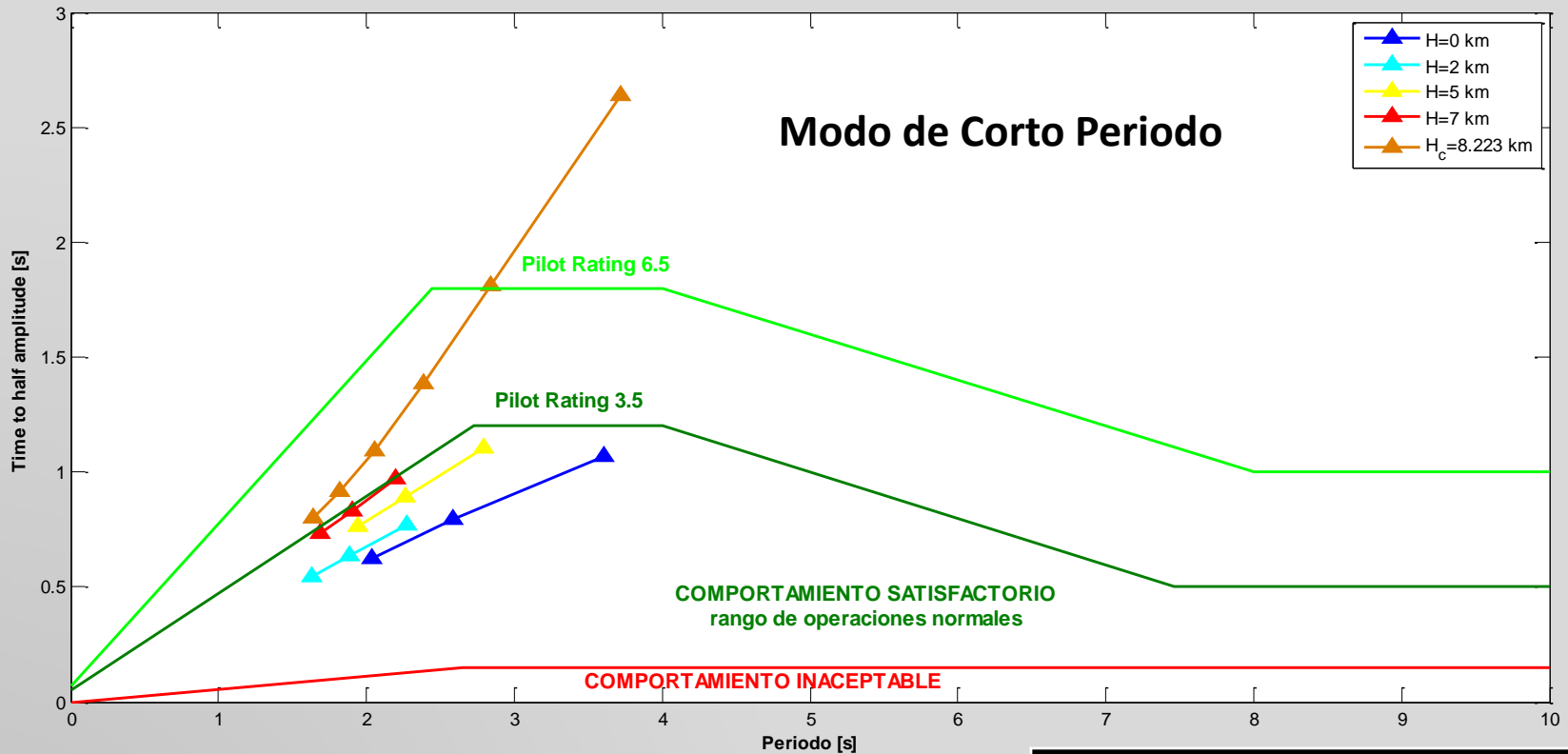
ω_n [rad/s]	ζ [-]	Periodo [s]	$t_{1/2}$ [s]	$N_{1/2}$	δ
0.0822	0.0434	76.474	252.375	3.2916	2.4395

AXPA TP01 cumple criterios de aviones civiles para modo fugoide.

ESTABILIDAD

ESTABILIDAD DINÁMICA

Características del Modo de Corto Periodo. Criterio ICAO de valores Recomendados



ω_n [rad/s]	ζ [-]	Periodo [s]	t _{1/2} [s]	N _{1/2}	δ
2.4608	0.3611	2.739	0.780	0.2842	0.2105

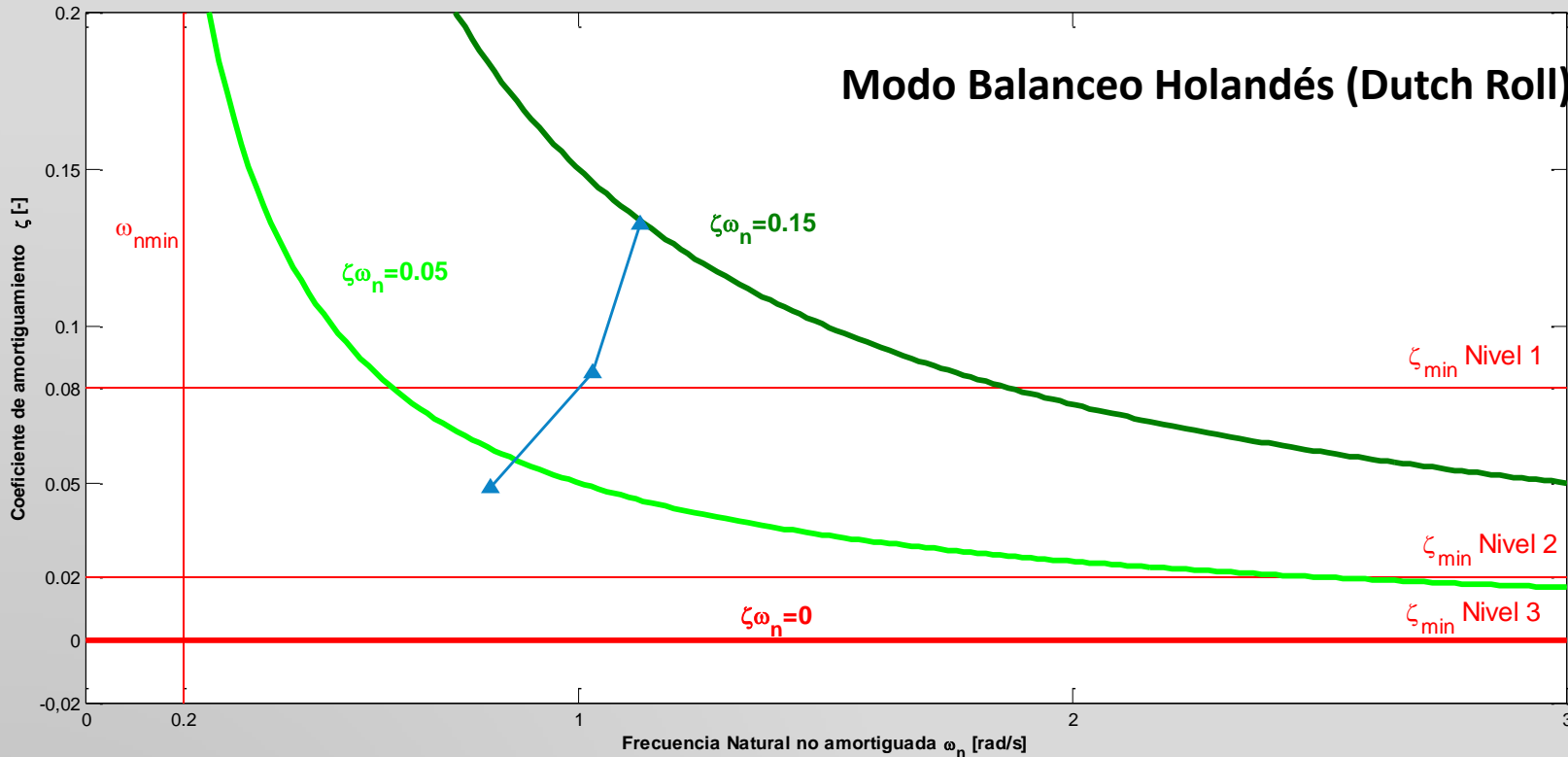
**Criterio más exigente cumplido.
Estable ante perturbaciones a la dinámica longitudinal.**

ESTABILIDAD

ESTABILIDAD DINÁMICA

Criterio Balanceo del Holandés MIL-F-8587C

Modo Balanceo Holandés (Dutch Roll)



ω_n [rad/s]	ζ [-]	Periodo [s]	t1/2 [s]	N1/2	δ
1.7140	0.0795	3.677	5.0829	1.3793	0.5024

Cumplimiento del criterio

AXPA TP01 GARANTIZA A SU EMPRESA EFICIENCIA Y SEGURIDAD

¿ DUDAS O PREGUNTAS ?



MUCHAS GRACIAS POR SU
ATENCIÓN