



FEATHERPROP 1



THRUSH AEROSPACE

YOUR DREAMS, OUR DUTY

THRUSH AEROSPACE

SOBRE NOSOTROS

- ▶ Fundada por estudiantes de último curso de GIA
- ▶ Motivación de Integración en el sector
- ▶ Resolución eficiente de limitaciones técnicas
- ▶ Innovación
- ▶ Calidad, eficiencia y economía

DEPARTAMENTOS





DISEÑO

DRAWING YOUR DREAMS

OBJETIVOS DE DISEÑO

- ▶ **Máximo confort para nuestros pasajeros**
 - ▶ Mínimo ruido y vibraciones
 - ▶ Interior espacioso
 - ▶ Acabados flexibles según los requerimientos del cliente
- ▶ **Seguridad 100% asegurada**
 - ▶ Estricto cumplimiento de la normativa
- ▶ **Competitividad en el mercado**

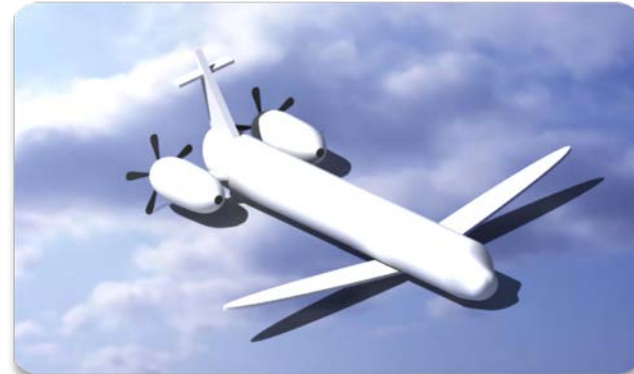
DISEÑOS PRELIMINARES



Tipo de cola?



Posición del ala?



Posición de los motores?

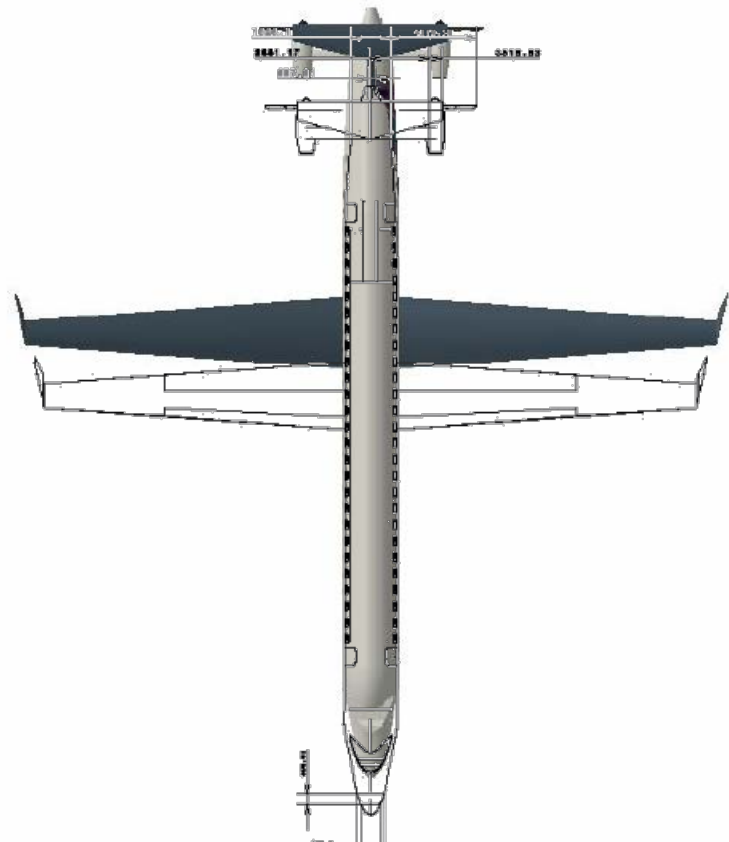
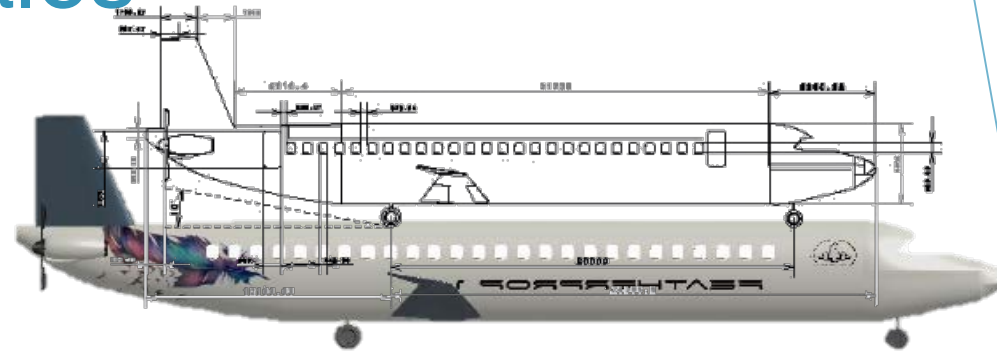
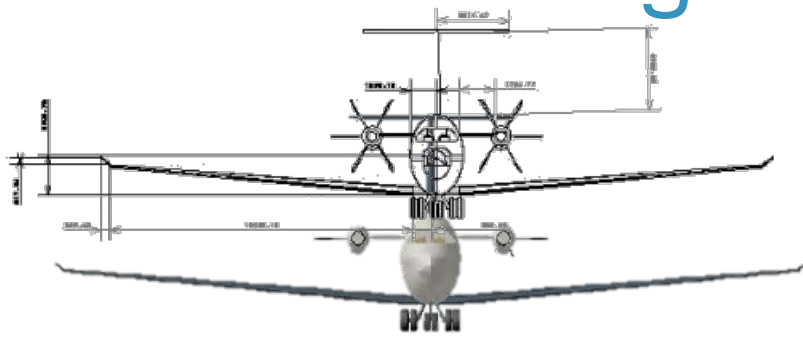
Decisión según criterios:

- ▶ Seguridad
- ▶ Maniobrabilidad
- ▶ Confort
- ▶ Interferencias de configuraciones
- ▶ Peso
- ▶ Innovación

EVOLUCIÓN



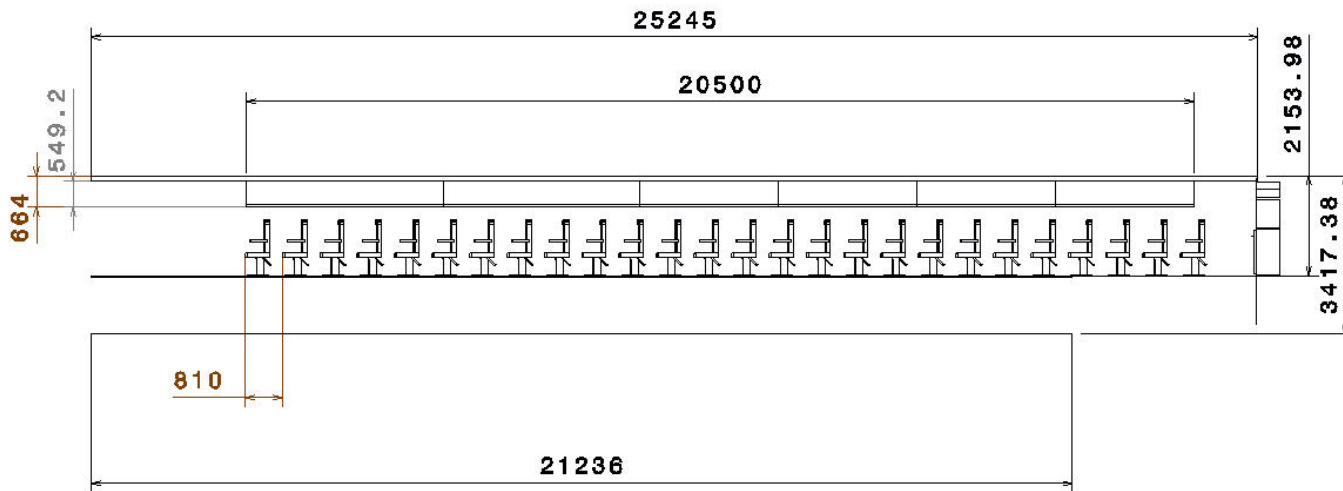
Dimensiones generales



DIMENSIONES GENERALES

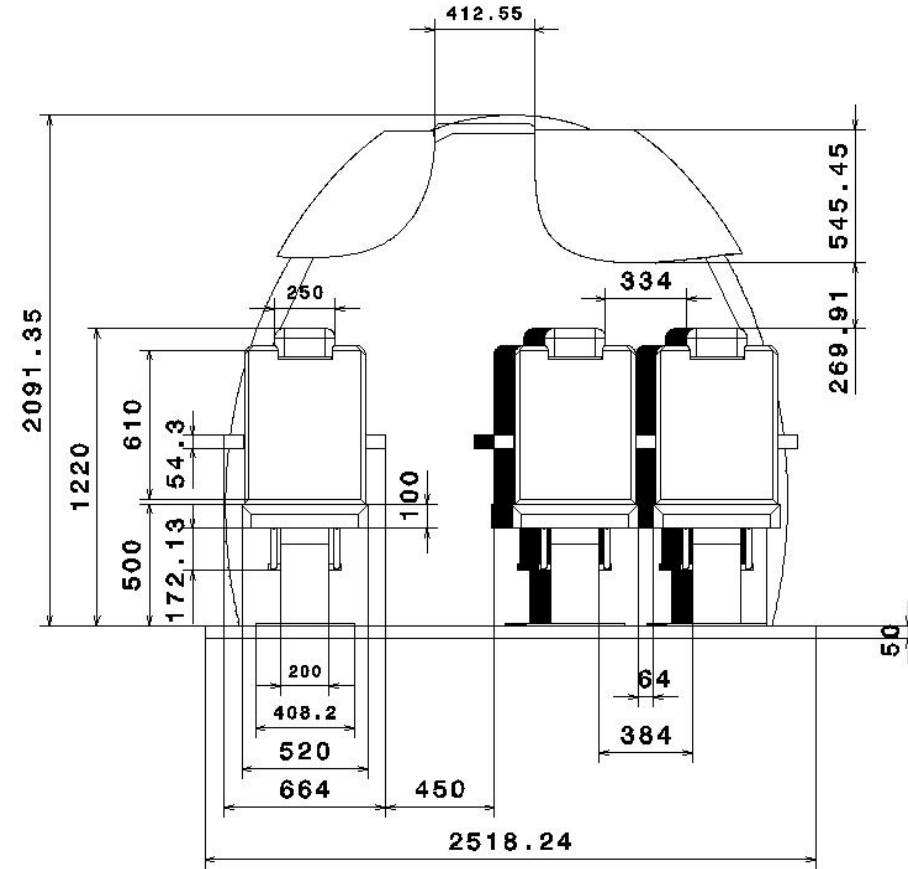
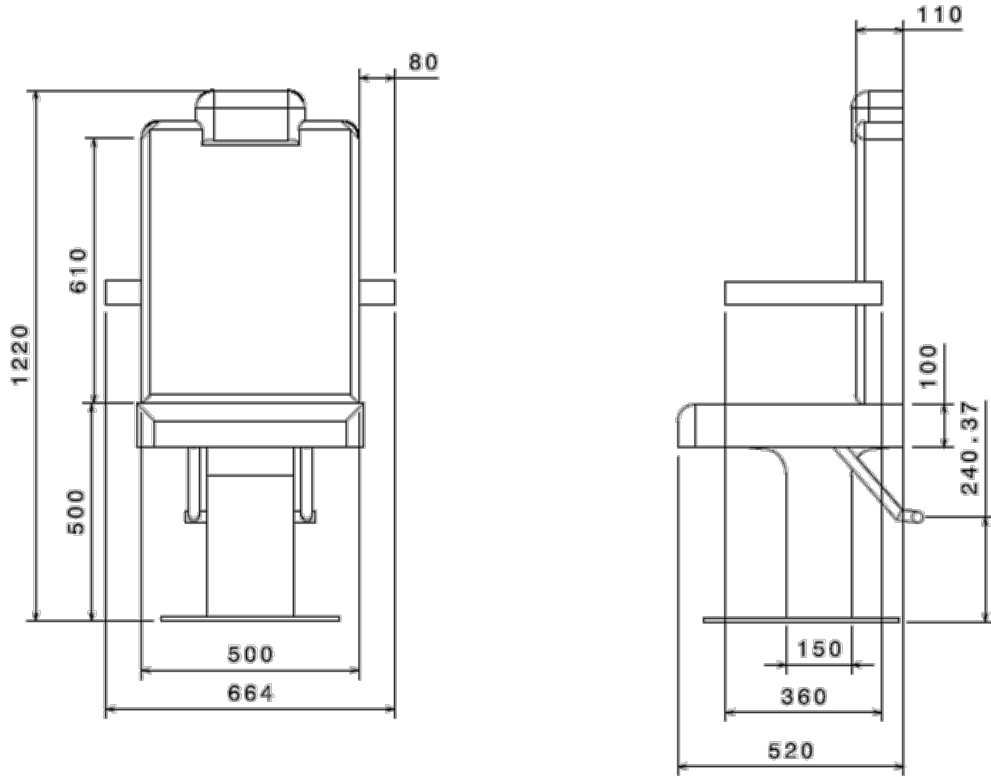
Fuselaje (R,r), m	1,963 ; 1,2684
Longitud total, m	36,169
Longitud cabina, m	5,21
Longitud fuselaje, m	21,265
Longitud cola, m	9,6940
Posición ala (B.a), m	19,14
Superf. Mojada, m ²	604
Volumen presurizado, m ³	152,27
Capacidad	75+3

DISTRIBUCIÓN INTERIOR



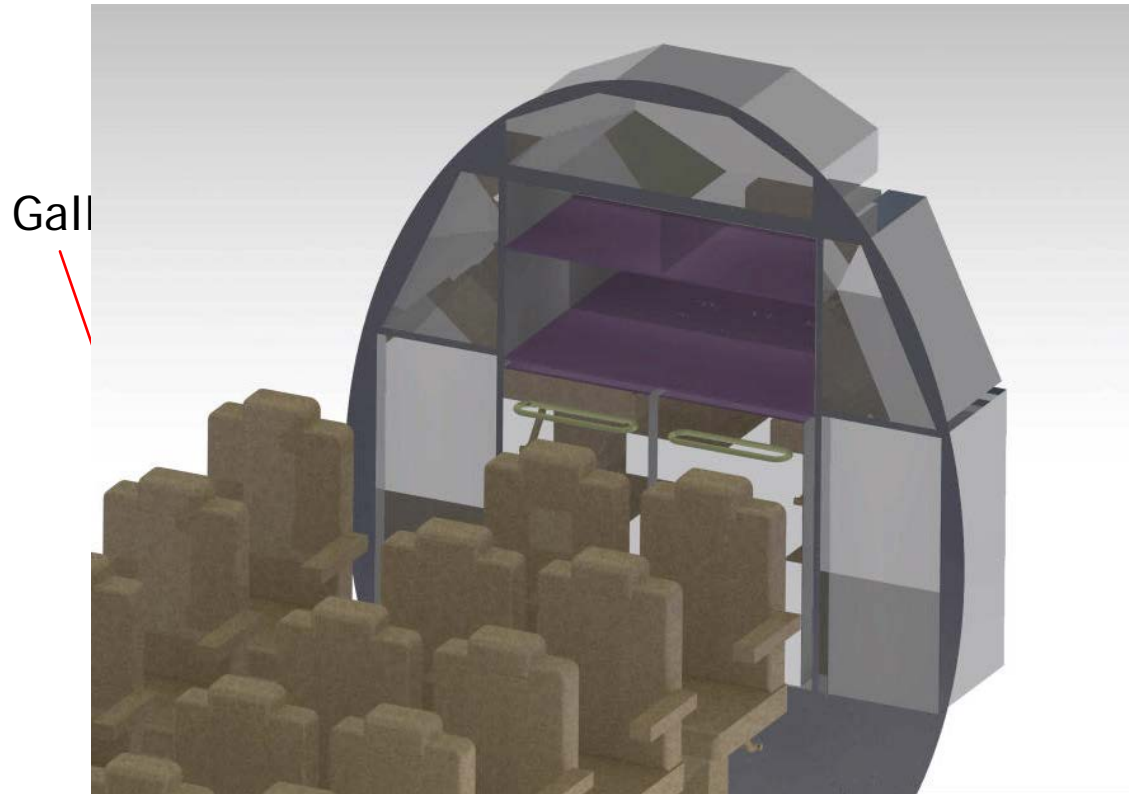
- ▶ Alto cabina (interior): 2,1m
- ▶ Mucho espacio de almacenaje en cabina
- ▶ 1 ventana por pasajero
- ▶ Pitch 810 mm

DISTRIBUCIÓN INTERIOR



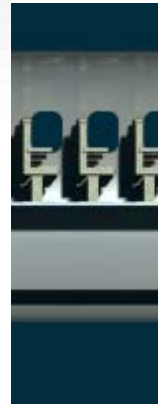
- ▶ 3 pasajeros/fila; 1-2
- ▶ 25 filas pasajeros + 1 fila tripulación
- ▶ Asientos comparables a primera clase
- ▶ Pasillo amplio, 45cm

DISTRIBUCIÓN INTERIOR



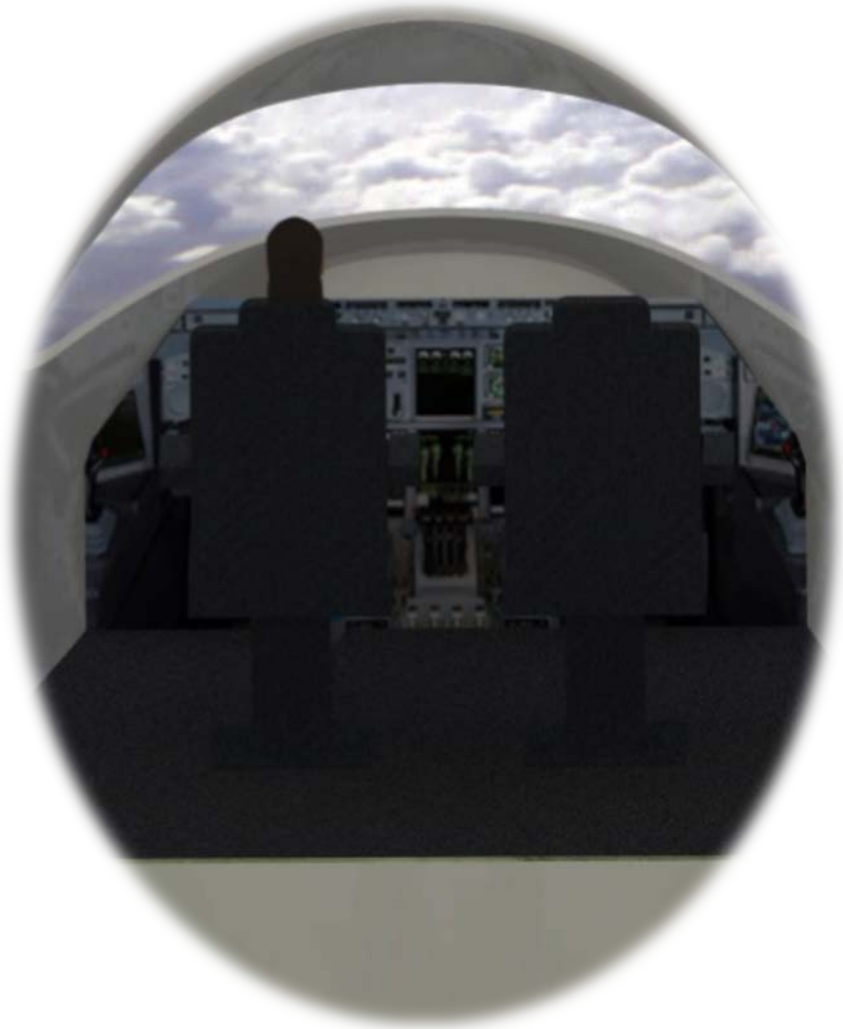
Gall

Zona de almacenaje apta para el mejor servicio en vuelo



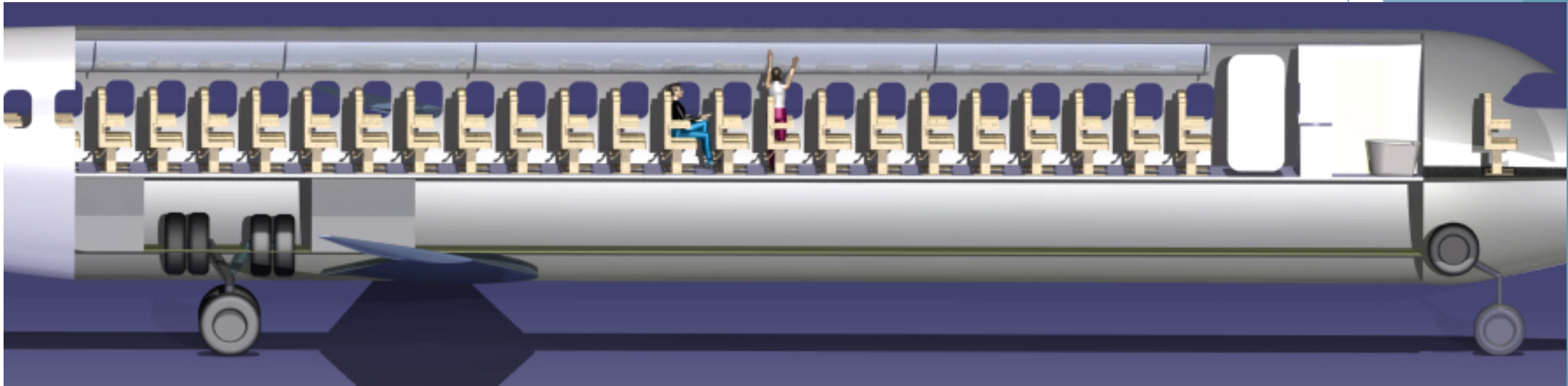
Baño amplio completamente equipado

DISTRIBUCIÓN INTERIOR



Diseño consensuado con numerosos pilotos de amplia experiencia. Basado en el modelo del A380

TREN ATERRIZAJE



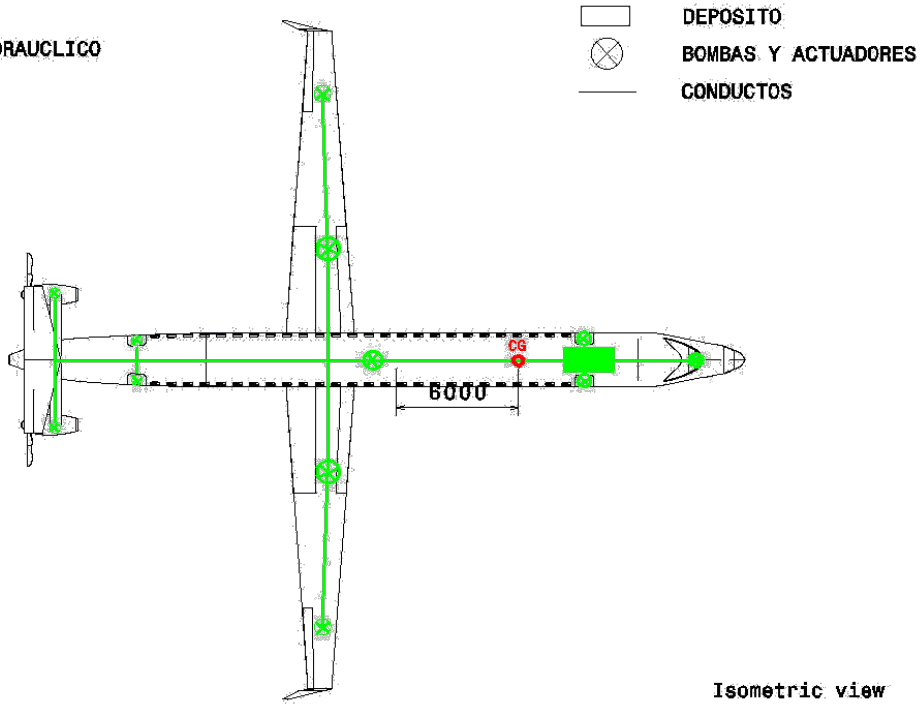
- ▶ Configuración: triciclo
- ▶ Retráctil: giro en dos ejes del tren principal

SISTEMAS

Sistema	Peso(kg)	X Cdg(m)
Flight control system	258,162	-2
Sistema hidráulico	117,346	6
Sistema instrumentación	410,712	14
Sistema eléctrico	704,078	2,6
Anti-hielo+presurización	422,447	0,8
Furnishing	1173,46	1
Elementos operacionales	176,019	-10,9
APU	11,7346	-19
Sistema de oxígeno	93,877	10
Baggage	11,7346	-1,75

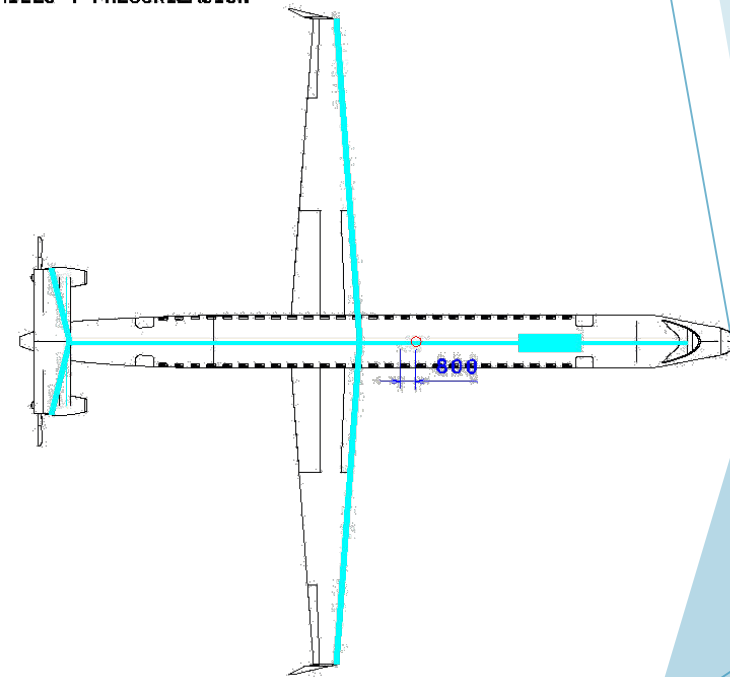
SISTEMAS

SISTEMA HIDRAUCLICO



Isometric view
Scale: 1:200

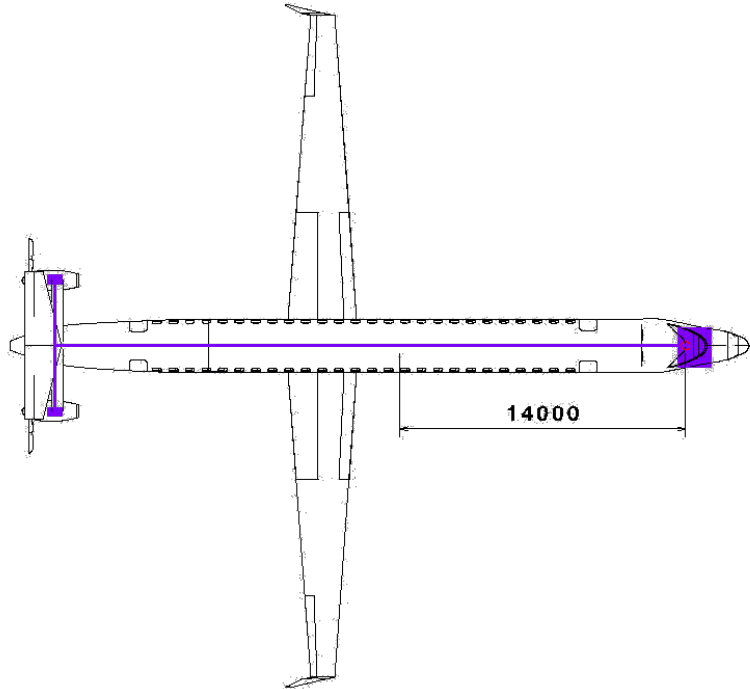
SISTEMA ANTIHIELO Y PRESURIZACION



Front view
Scale: 1:200

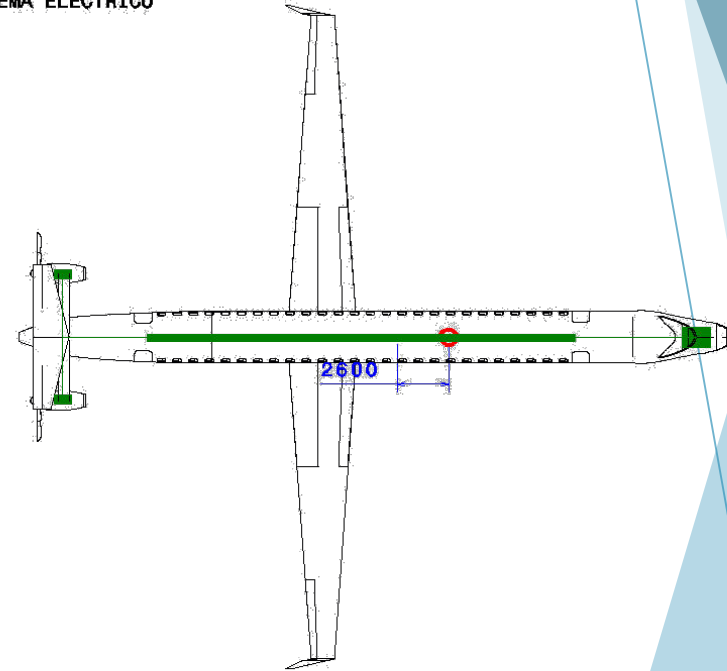
SISTEMAS

INSTRUMENTACIÓN



Front view
Scale: 1:200

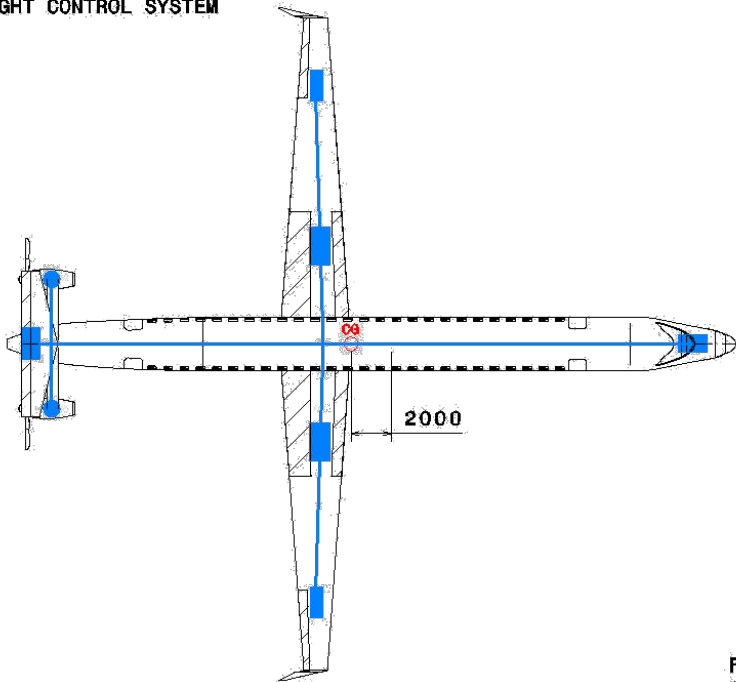
SISTEMA ELECTRICO



Front view
Scale: 1:200

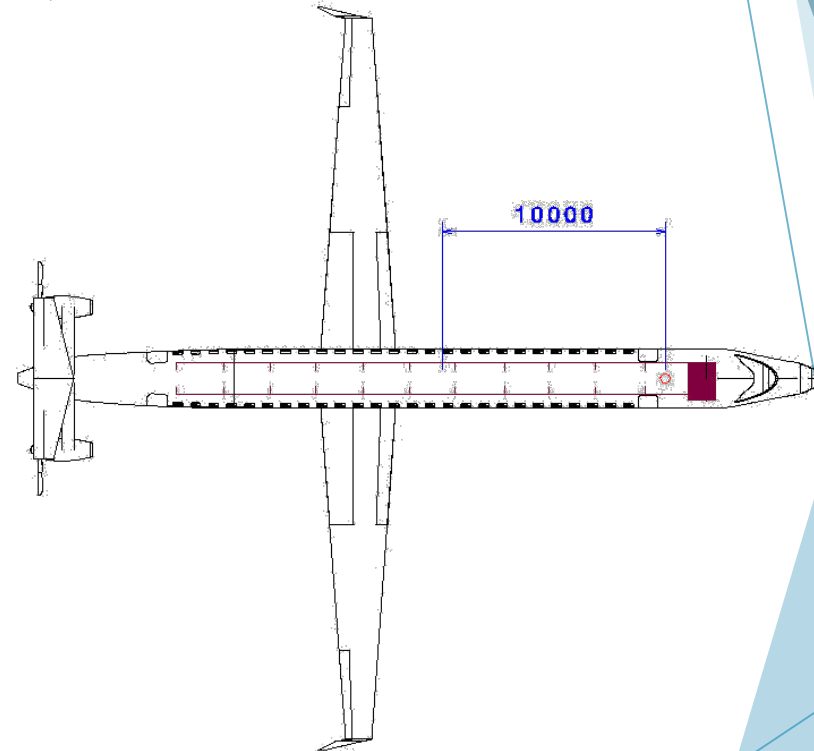
SISTEMAS

FLIGHT CONTROL SYSTEM



Front view
Scale: 1:200

SISTEMA DE OXIGENO

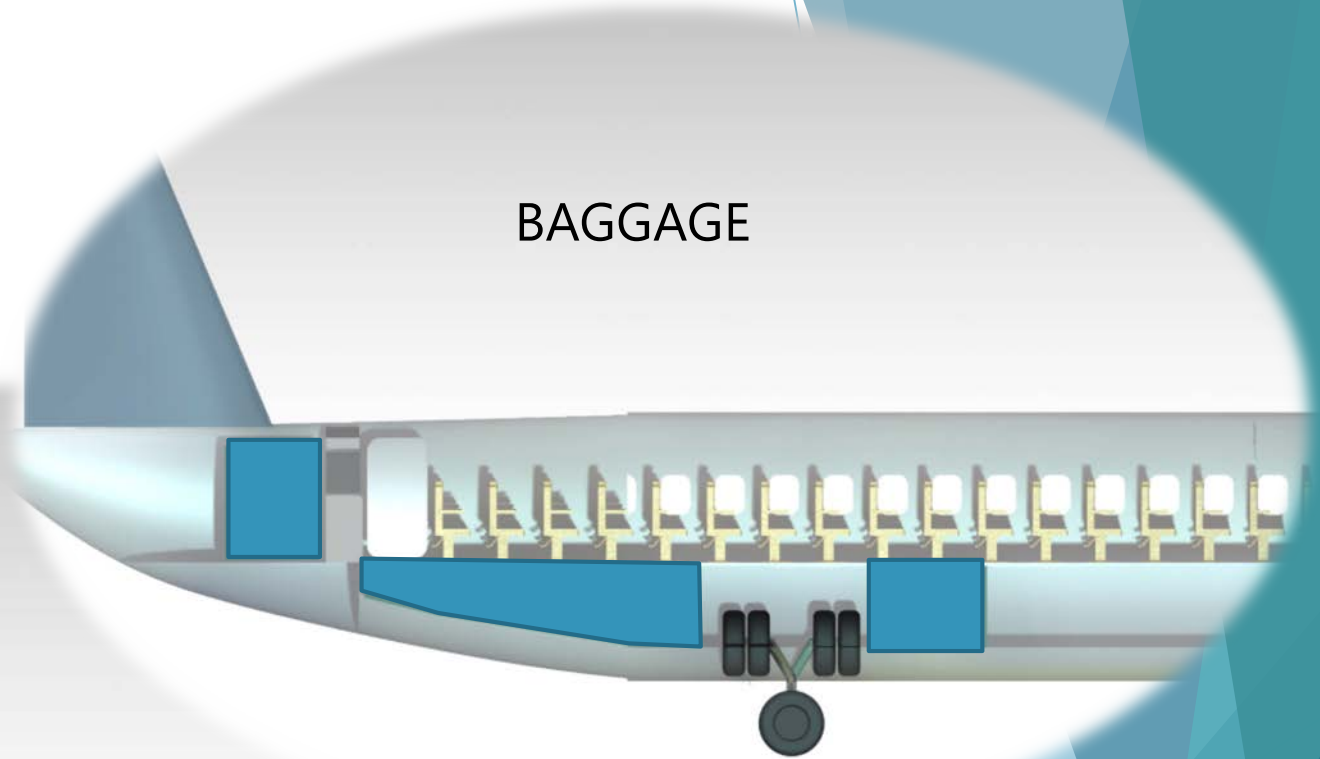
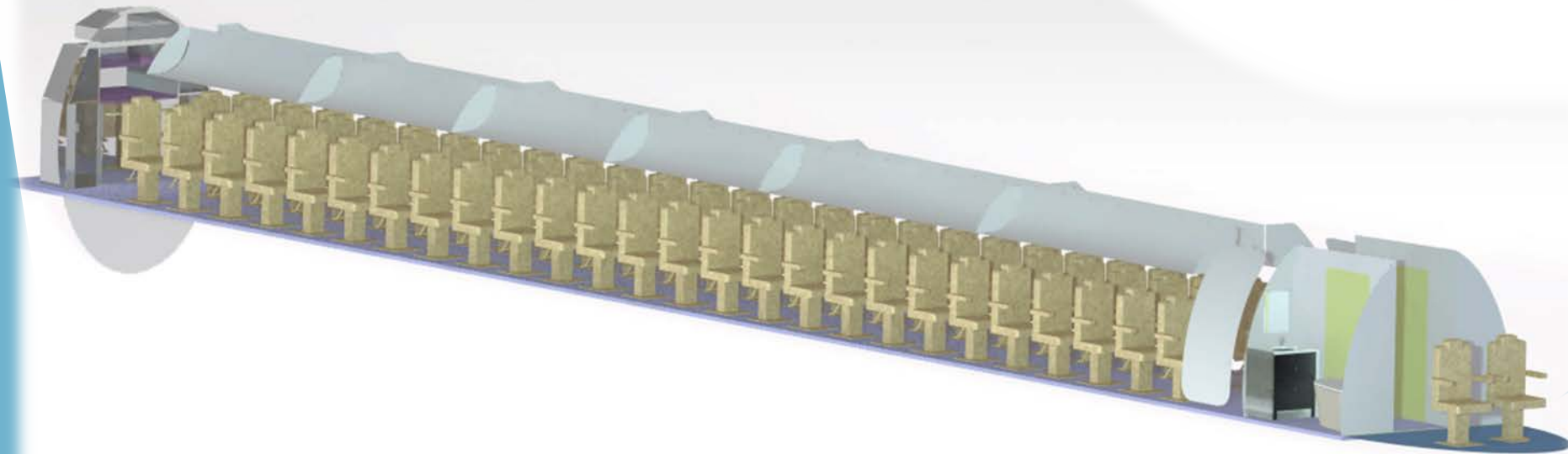


Front view
Scale: 1:200

SISTEMAS

BAGGAGE

FURNISHING



Avances Tecnológicos

- ▶ Reducción vibraciones
 - ▶ Fibra de basalto integrada en el pilón
- ▶ Reducción de ruido
 - ▶ Unión ventanas flexible (reducción vibraciones)
 - ▶ Supresión activa de ruido mediante acople de ondas
- ▶ Posibilidad de desmontar última fila para dar cabida a sillas de ruedas
- ▶ Posibilidad de asientos calefactables con sistema de entretenimiento individualizado

ESTRUCTURAS

LIGHTER THAN A FEATHER

Filosofía de trabajo

Materiales
innovadores

Tecnología
avanzada

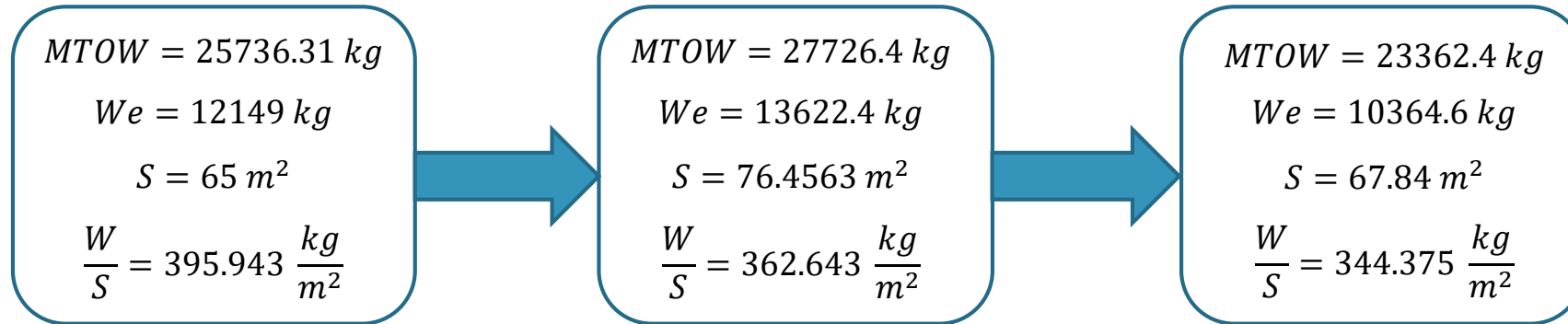
Evolución de pesos

Métodos empleados

1. Dimensionado preliminar
2. Factores lineales
3. Método completo

Evolución de pesos

Misión de diseño



Resultado final	
$MTOW$	23282.1 kg
We	10661.1 kg
S	67.84 m^2
$\frac{W}{S}$	$343.478 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$

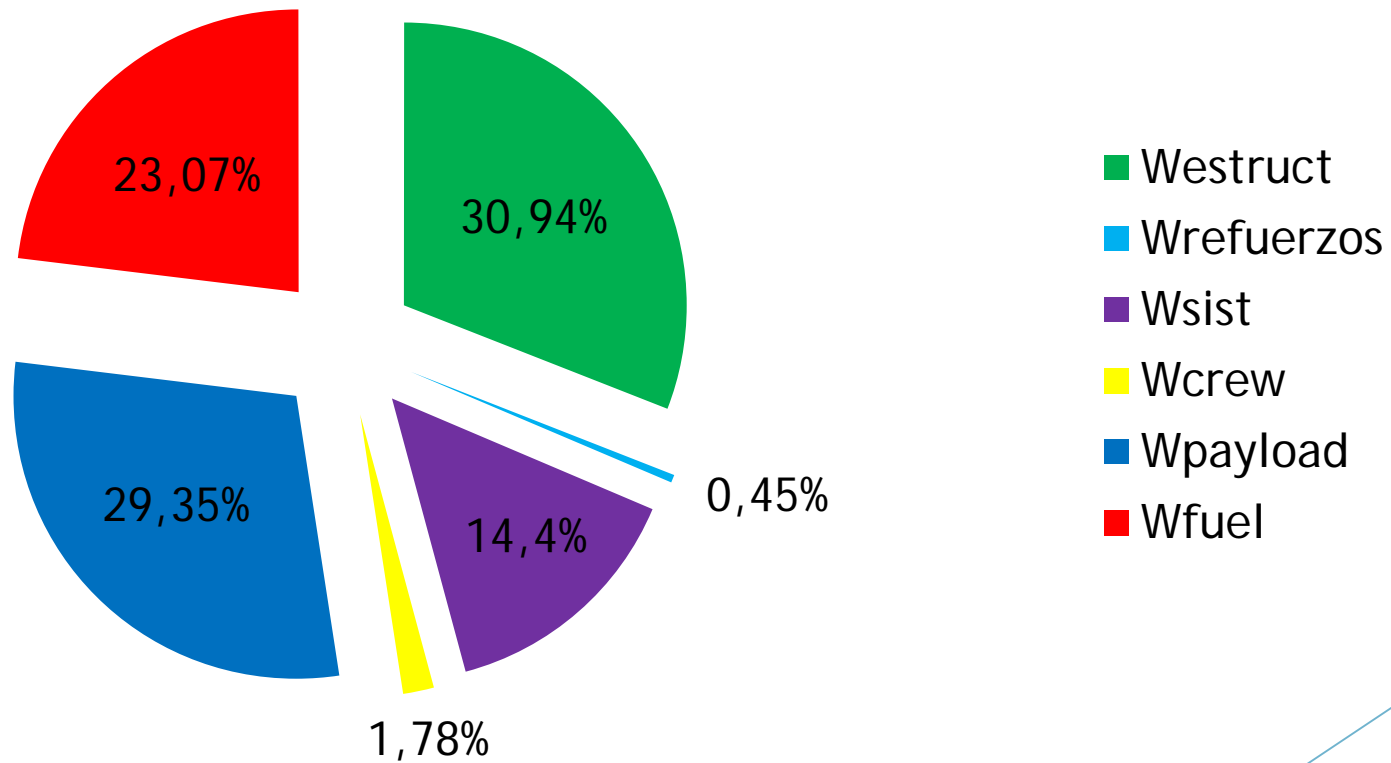
Evolución de pesos

Misión económica

Resultado final	
$MTOW$	18781.5 kg
We	10661.1 kg
S	67.84 m^2
$\frac{W}{S}$	276.836 $\frac{kg}{m^2}$

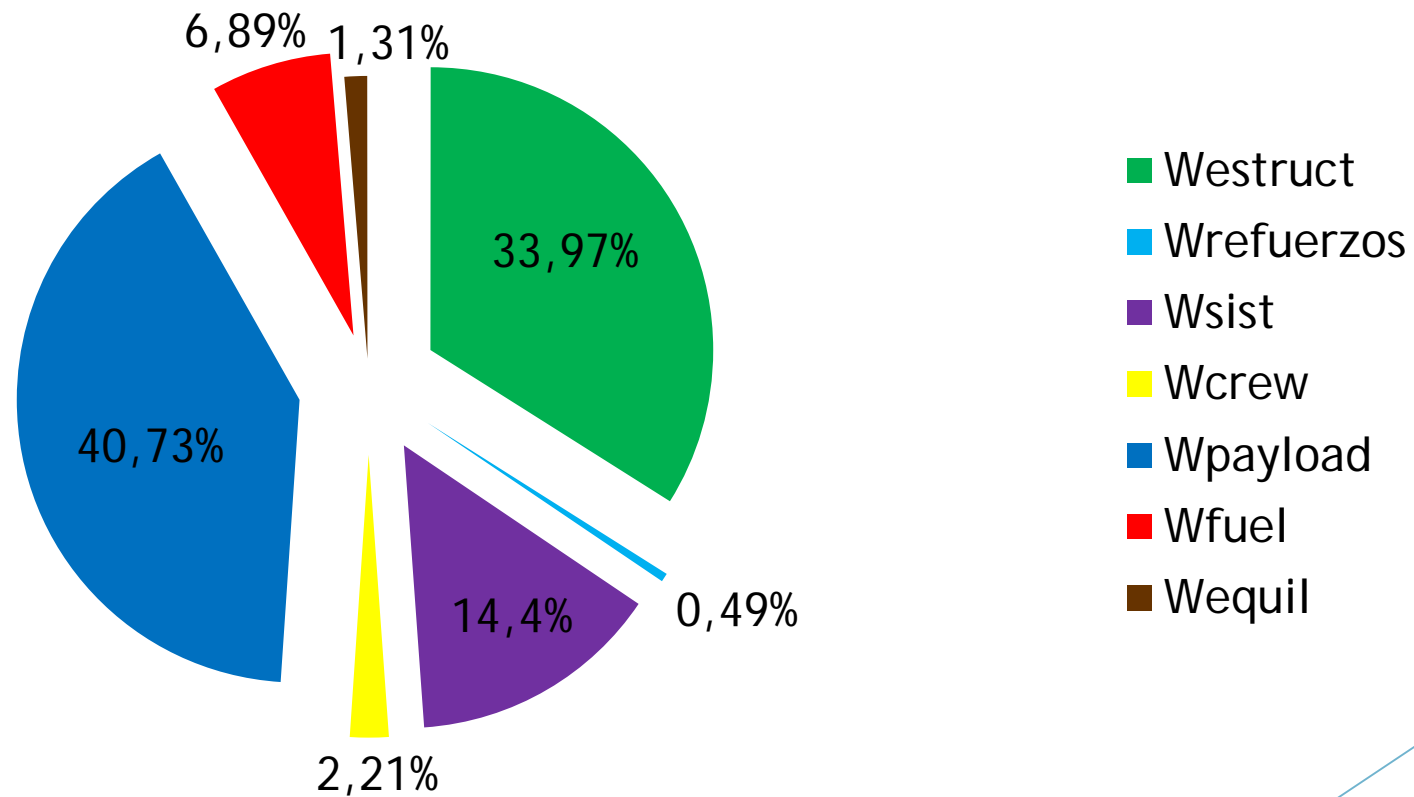
Estudio de pesos

Peso total (misión de diseño)



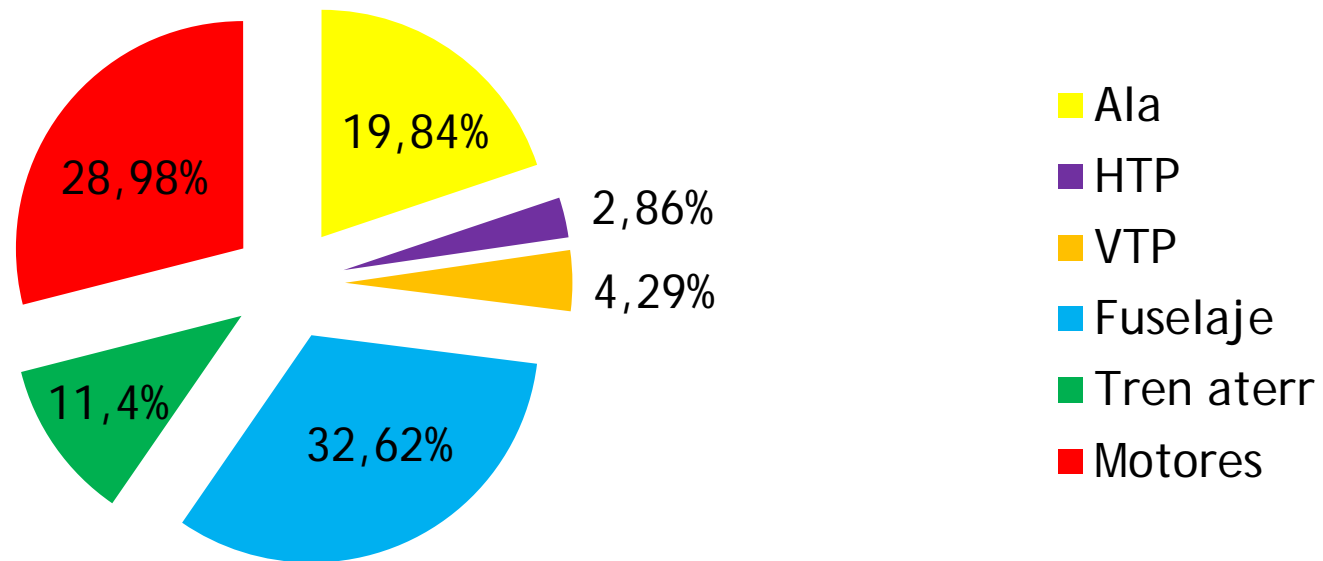
Estudio de pesos

Peso total (misión económica)



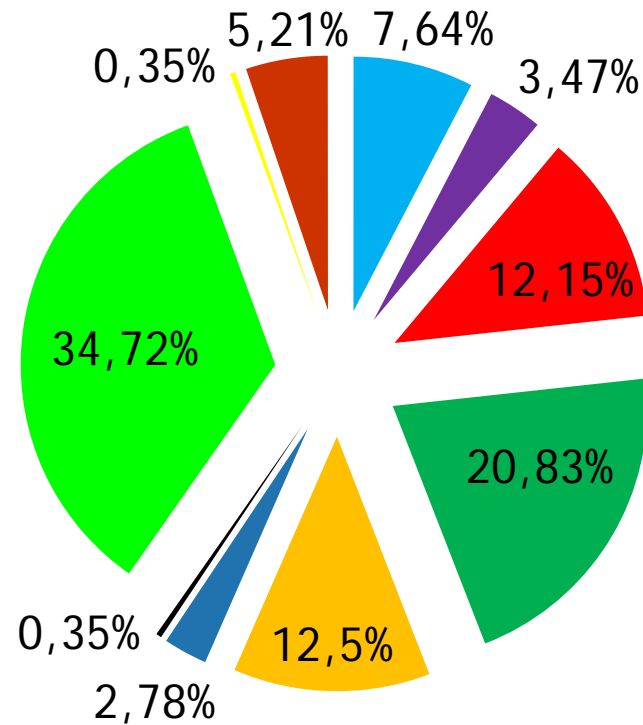
Estudio de pesos

Peso estructura



Estudio de pesos

Peso sistemas



- Fly control
- Hidráulico
- Instrumentación
- Eléctrico
- Api
- Oxígeno
- Apu
- Furnishing
- Baggage
- Opitem

Comparación con aviones similares

ATR 72



Características	
<i>MTOW</i>	23000 kg
<i>We</i>	13010 kg
<i>S</i>	61 m ²
$\frac{W}{S}$	377.05 $\frac{kg}{m^2}$

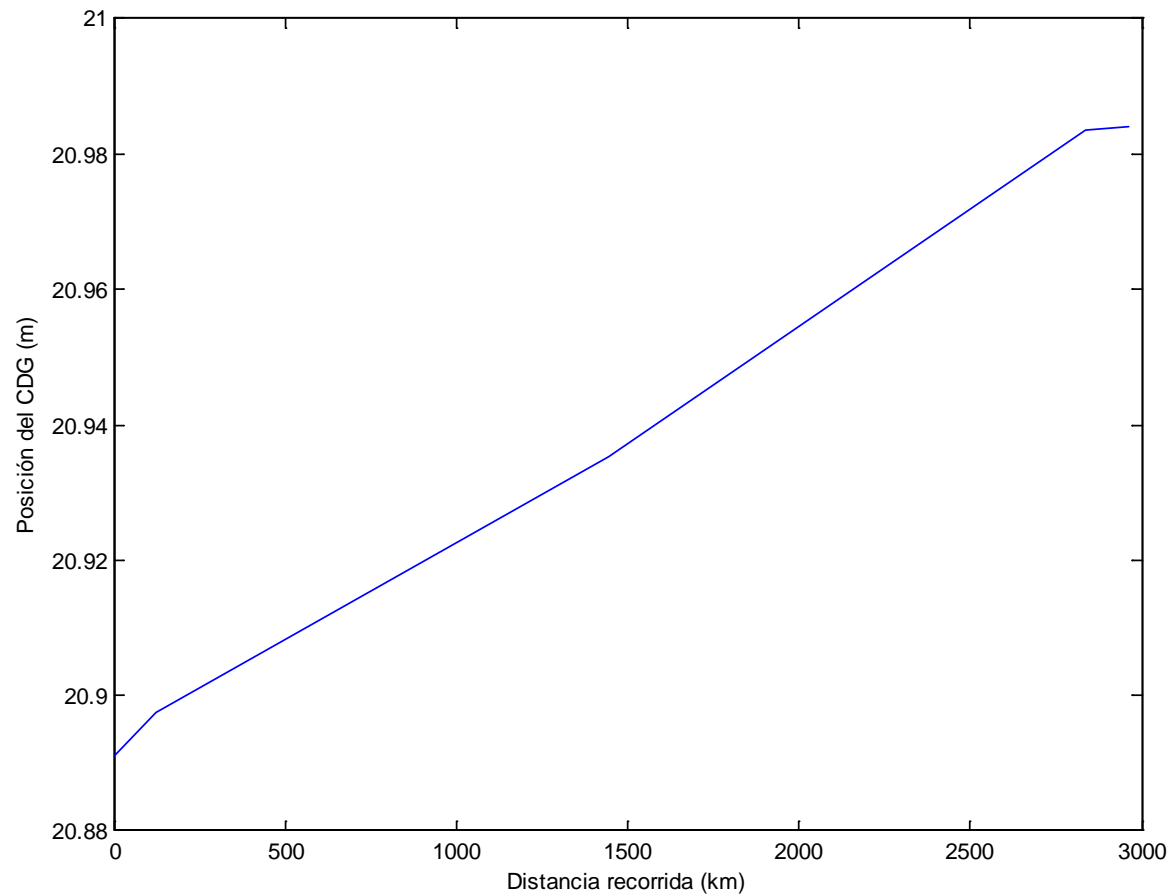
BAe ATP



Características	
<i>MTOW</i>	22930 kg
<i>We</i>	13595 kg
<i>S</i>	78.3 m ²
$\frac{W}{S}$	292.85 $\frac{kg}{m^2}$

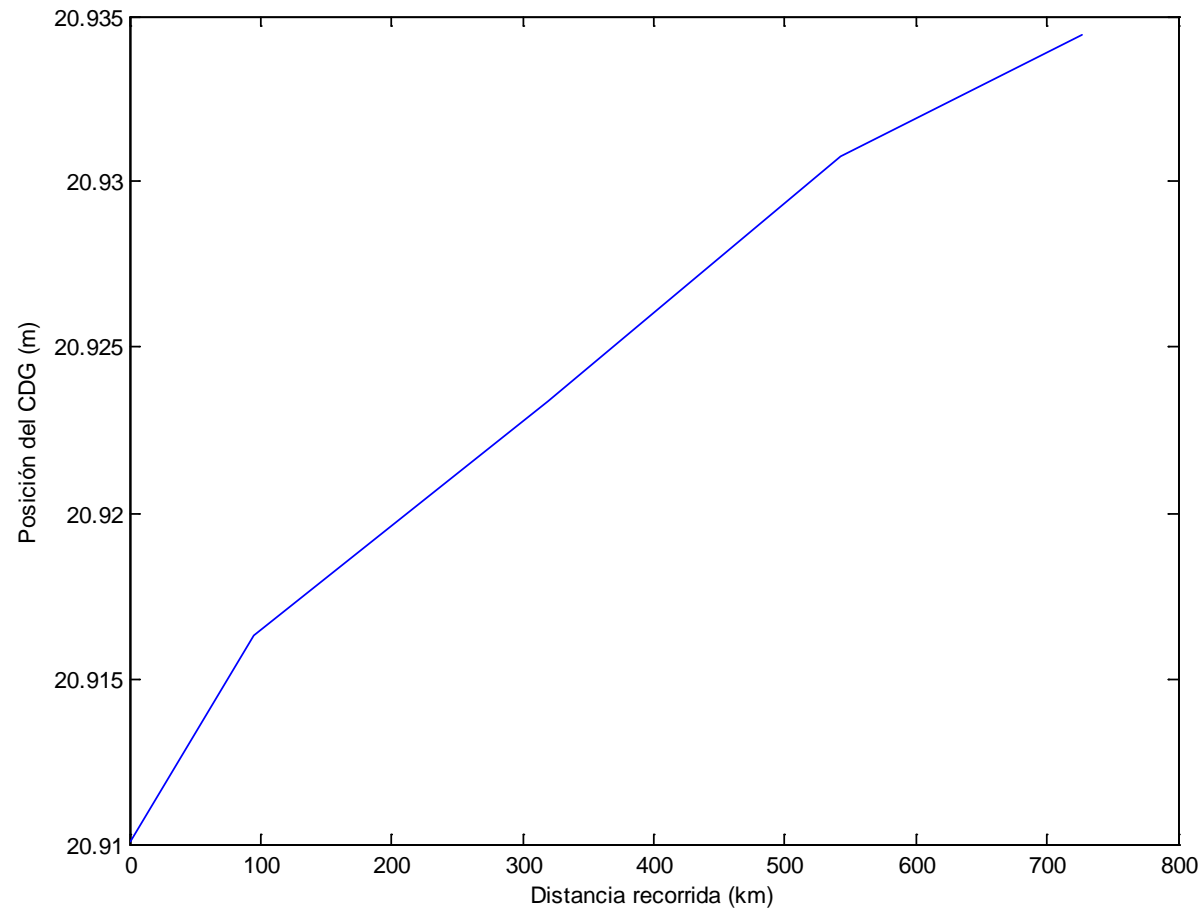
Envolvente centro de gravedad

Misión de diseño

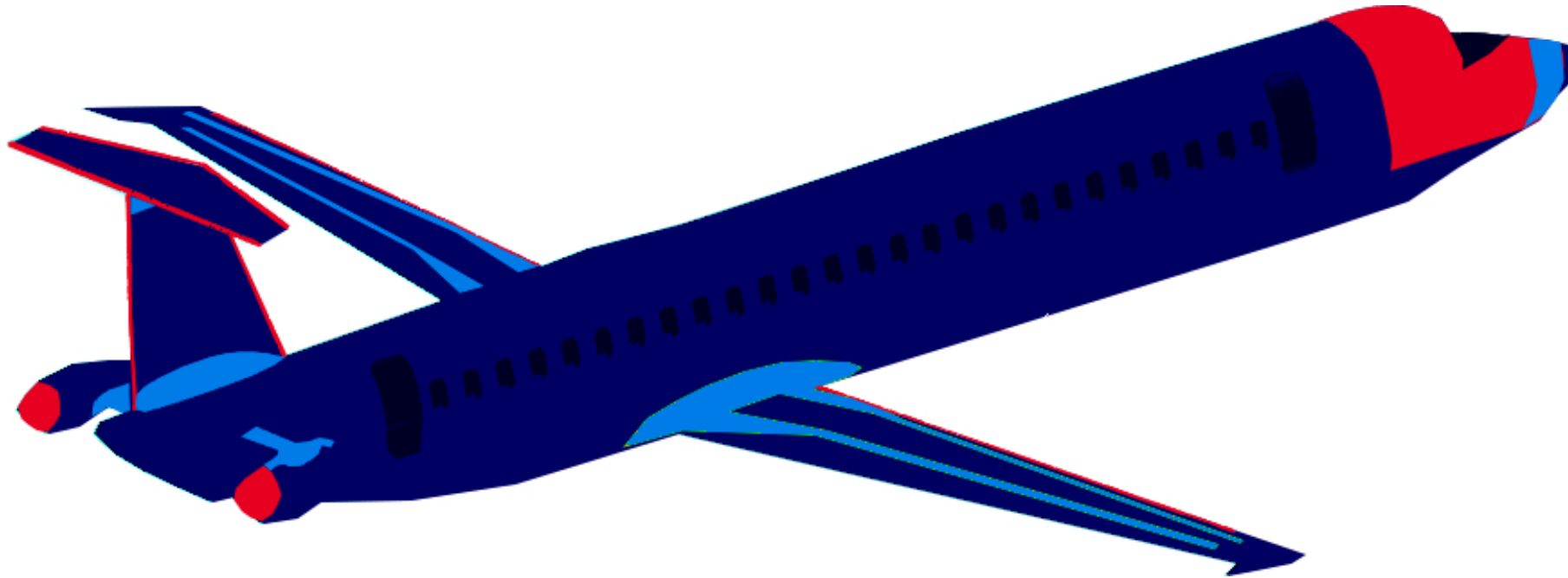


Envolvente centro de gravedad

Misión económica



Materiales empleados

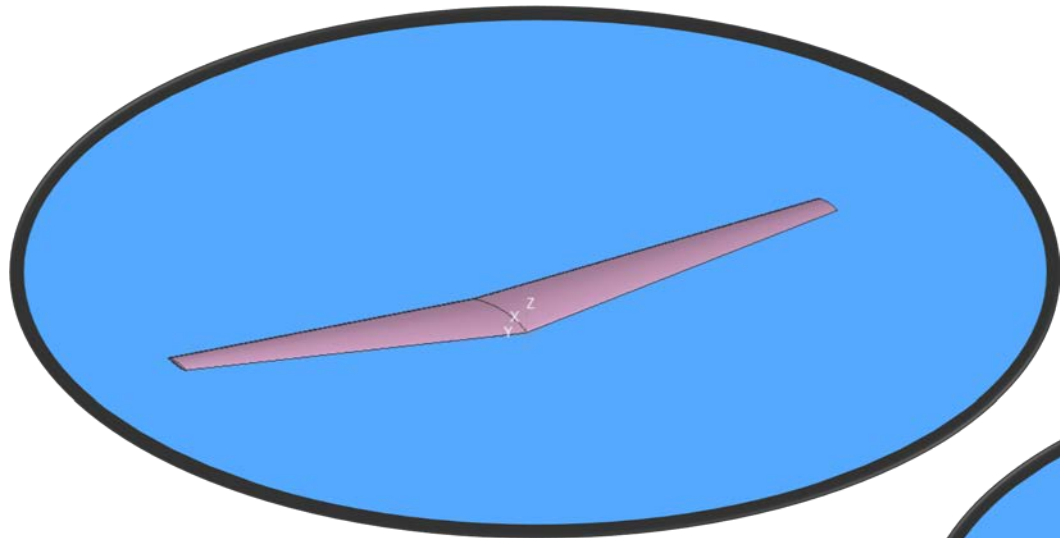


- Fibra de carbono
- Metales (aluminio aeronáutico)
- Material compuesto, refuerzos

AERODINÁMICA

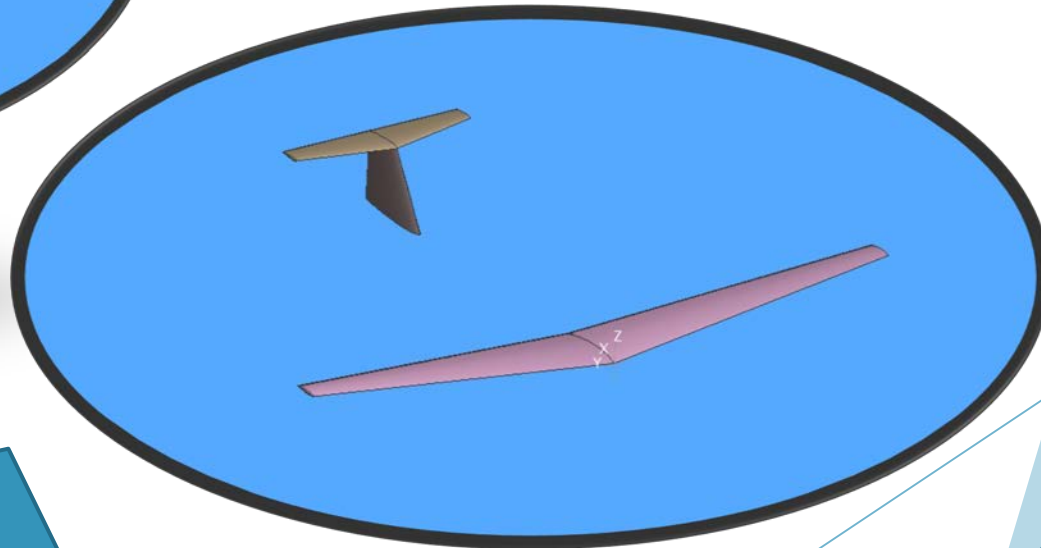
THE WINGS OF YOUR DREAMS

EVOLUCIÓN

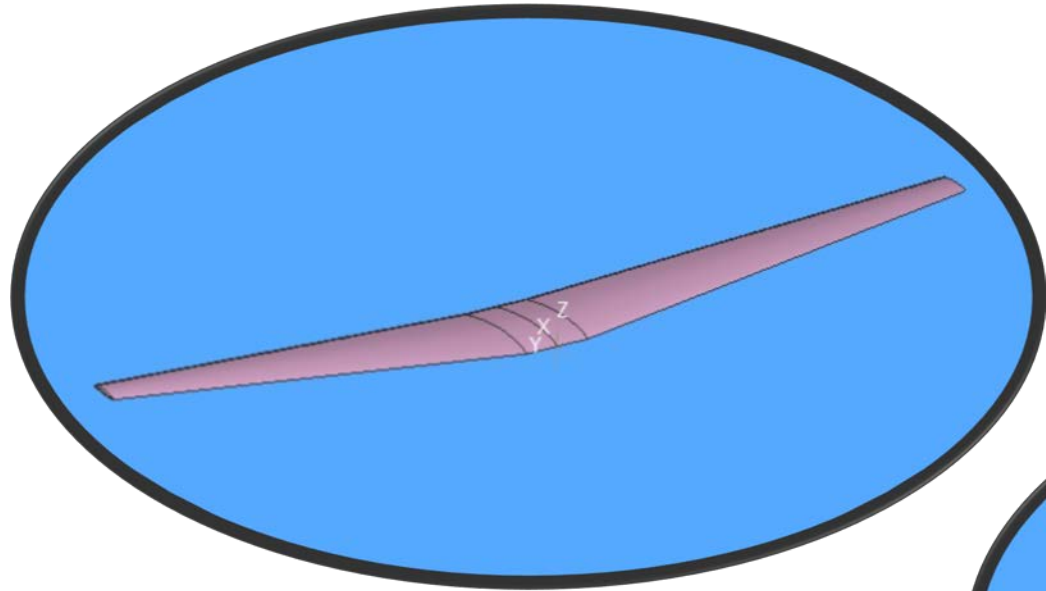


▶ Ala hexagonal:

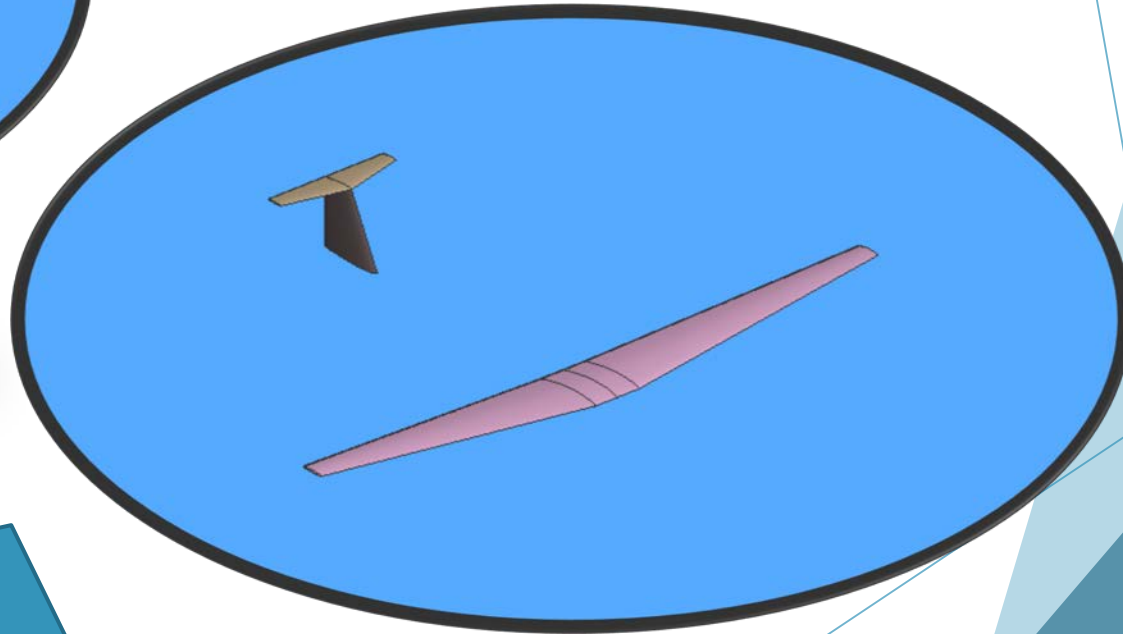
- ▶ Alargamiento: 12,95
- ▶ Estrechamiento: 0.353
- ▶ Area: 65 m^2



EVOLUCIÓN



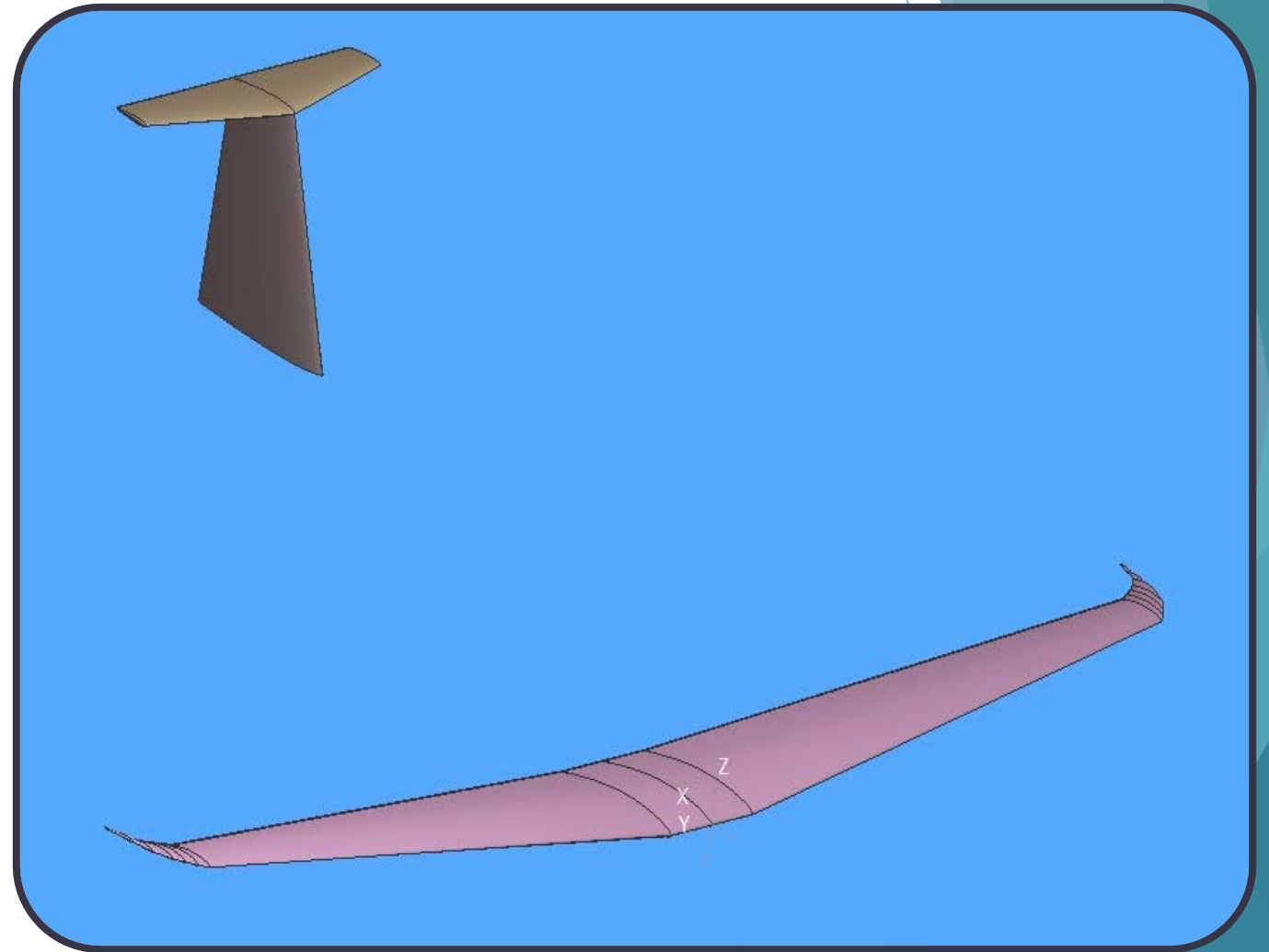
- ▶ Ala con tramos rectos:
 - ▶ Alargamiento: 12,90
 - ▶ Estrechamiento: 0.353
 - ▶ Area: 74,87m²



DISEÑO FINAL

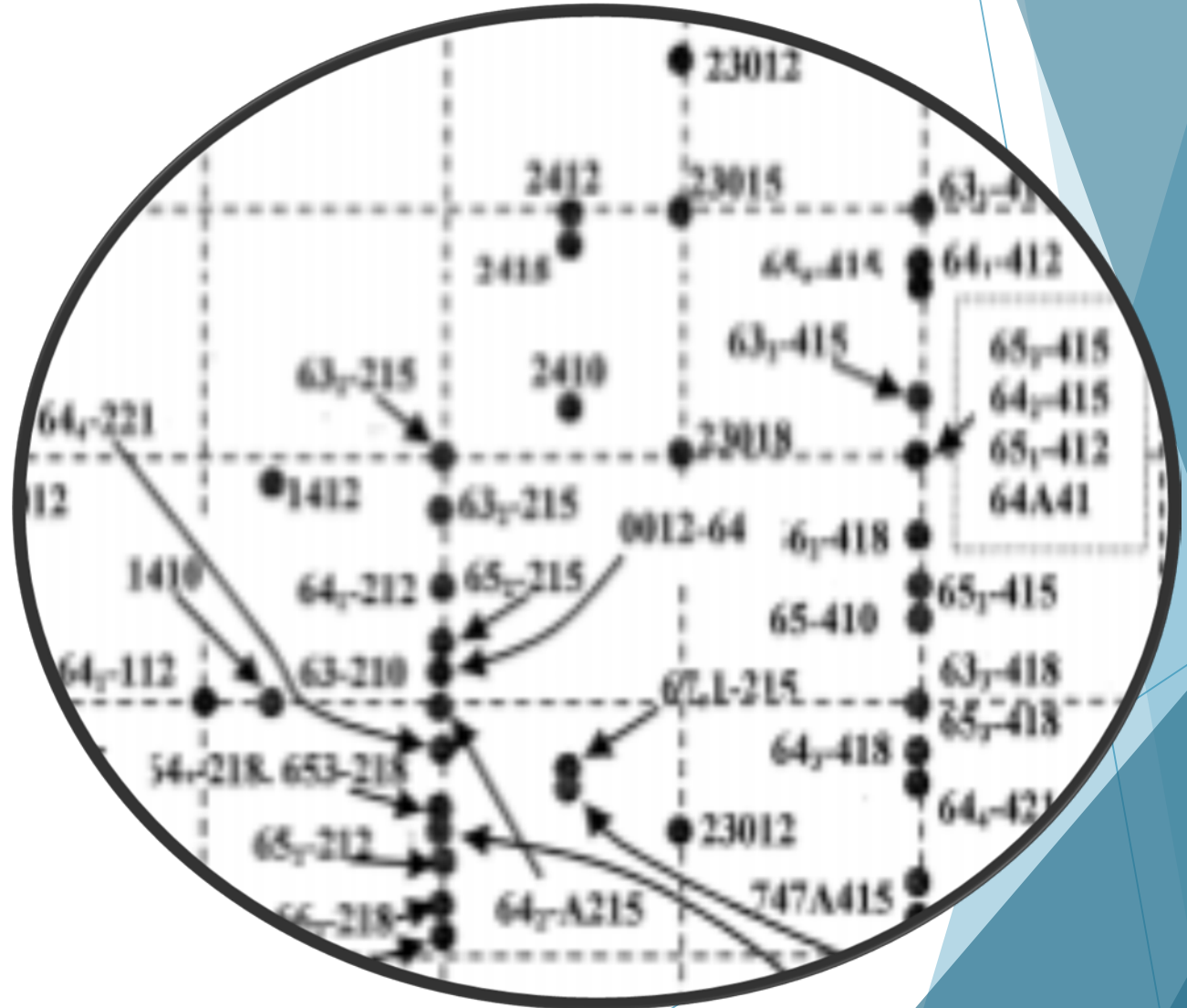
► Modelo final

- Alargamiento del ala con winglets : 14,29
- Estrechamiento del ala : 0.353
- Superficie alar con winglets : 69,62
- $e = 0.8963$



SELECCIÓN DE PERFILES

- ▶ Requerimientos para el perfil:
 - ▶ $C_{l_{max}}$
 - ▶ C_{l_i}
- ▶ Confort y mejora aerodinámica:
 - ▶ $C_{l_{max}}$ elevado por el diedro.
 - ▶ C_{d0} bajo
 - ▶ Entrada en pérdida suave pensando en los pasajeros.



SELECCIÓN DE PERFILES

► Se seleccionaron 3 perfiles finalmente.

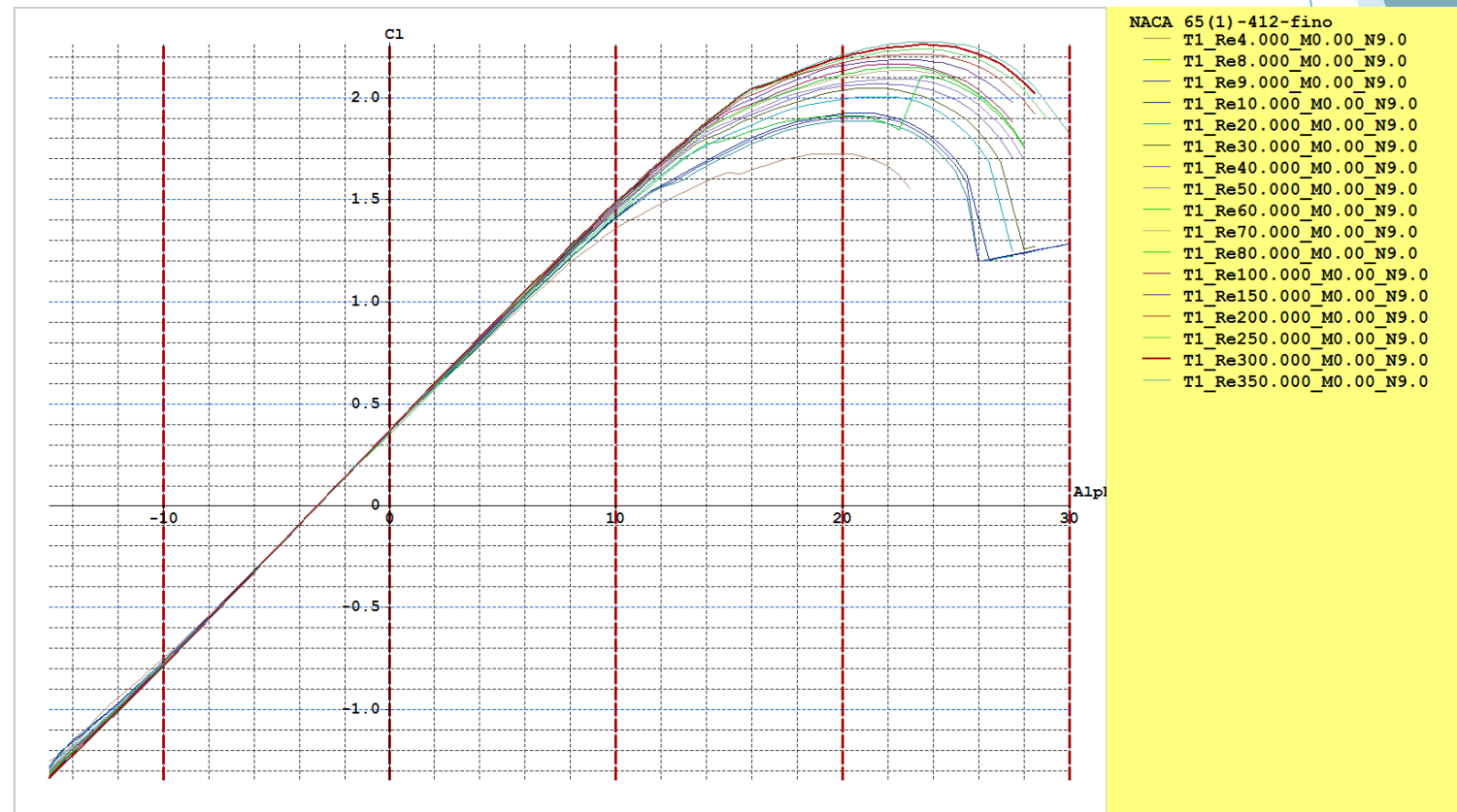
fx | RESULTADOS DEL ANÁLISIS DE LOS PERFILES CON XFLR5, alpha [-15°,30°] y Re=3e+08

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
1	RESULTADOS DEL ANÁLISIS DE LOS PERFILES CON XFLR5, alpha [-15°,30°] y Re=3e+08										
2	NACA	C _d mín	C _{m0}	alpha stall	alpha ZL	Cl/Cd máx	Cl máx	Cl ₀	Cl_alpha	stall qual	Cd0
3	65-410	0.0043	-0.0835	19.5	-3	160.765	2.0039	0.3515	6.385	0	0.00438
4	65(2)-415	0.00411	-0.0841	23	-3	146.687	2.0301	0.3656	6.2429	1	0.00478
5	63(3)-418	0.00419	-0.0806	22.5	-3	147.52	1.9459	0.3664	6.5317	2	0.00486
6	64(3)-418	0.0039	-0.0823	24.5	-3	141.756	1.9495	0.3701	6.4068	2	0.00505
7	64(4)-421	0.00389	-0.0814	26	-3	137.76	1.8725	0.374	6.432	2	0.00513
8	23012	0.00484	-0.0095	21	-1.25	160.5843	2.0579	0.1389	6.5988	2	0.00554
9	23018	0.00555	-0.0079	21.5	-1.25	184.85	2.0309	0.13515	6.6741	1	0.00634
10	23015	0.00512	-0.0101	21	-1.25	175.8596	2.0343	0.1382	6.6512	1	0.00595
11	63(1)-412	0.00442	-0.0808	21	-3	155.9421	2.0819	0.3517	6.5344	2	0.00469
12	65(2)-415	0.00411	-0.0841	23	-3	146.6446	2.0301	0.3646	6.4624	1	0.00478
13	63-215	0.00411	-0.0413	22.5	-1.5	143.5193	1.9978	0.1833	6.6665	2	0.00458
14	64(2)-415	0.0042	-0.0829	23	-3	148.398	2.0616	0.3657	6.5934	2	0.0049
15	65(1)-412	0.00443	-0.0836	21	-3	152.035	2.0425	0.3571	6.4449	1	0.00455
16	64A410	0.00493	-0.0815	20.5	-3	161.27	2.0348	0.3489	6.3685	0	0.00544
17	65(2)-215	0.00411	-0.0423	24	-1.5	152.5862	1.9447	0.1842	6.4881	0	0.00458
18	B-737	0.00519	-0.0222	20.5	-1.5	148.0051	1.9783	0.1532	6.8083	0	0.00535
19	2412	0.0049	-0.053	21.5	-2.11	165.385	2.122	0.24	6.646	2	0.00495
20	2415	0.005	-0.053	22.5	-2.112	161.006	2.087	0.247	6.651	2	0.00521
21	2410	0.00478	-0.053	21	-2.11	164.285	2.1	0.241	6.487	2	0.00483
22	23013	0.00494	-0.011	21	-1.168	171.651	2.043	0.136	6.51	2	0.00576
23	67,1-215	0.00489	-0.039	25.5	-1.809	110.381	1.84	0.164	4.779	1	0.0051

ANÁLISIS DE PERFILES

- De acuerdo a lo exigido por cada departamento el perfil final exigido para el Ala fue el NACA 65(1)-412 cuyas características en Reynolds de crucero son:

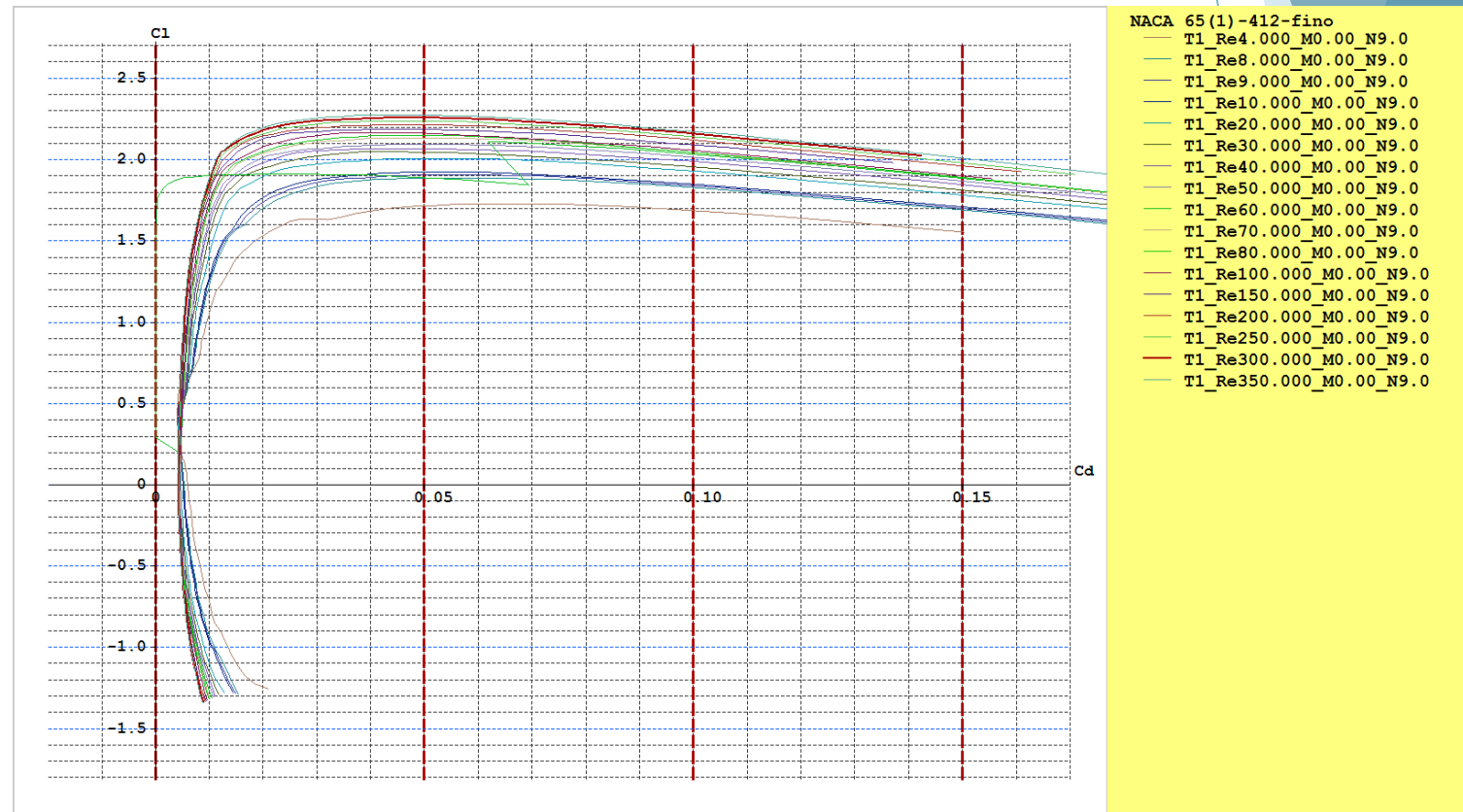
C_{l0}	0.3571
C_{lmax}	2.0425
α_{stall}	21°
α_{zL}	-3°
C_{m0}	-0.0836
$C_{l\alpha}$	6,4449 /rad



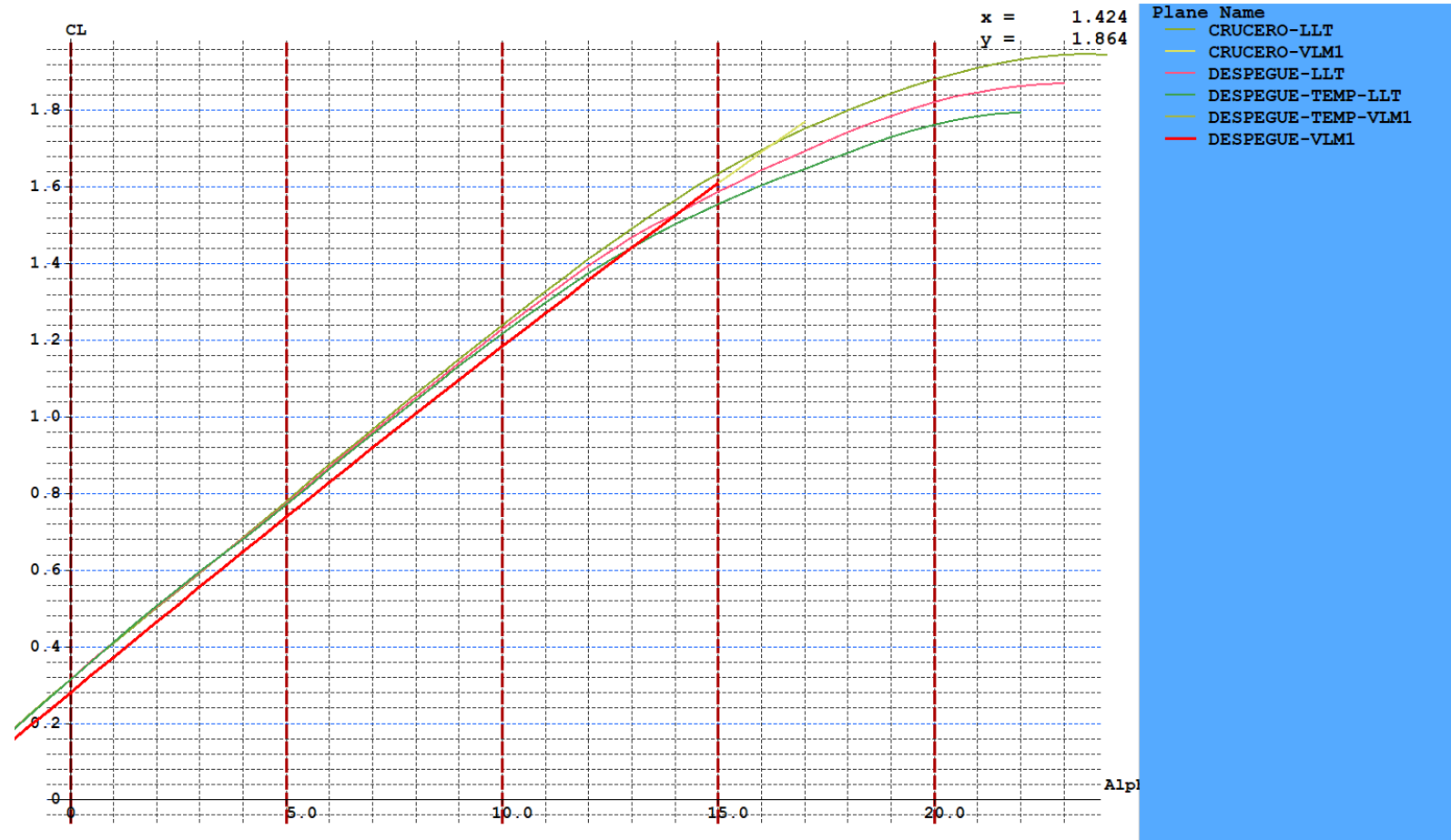
ANÁLISIS DE PERFILES

- De acuerdo a lo exigido por cada departamento el perfil final exigido para el Ala fue el NACA 65(1)-412 cuyas características en Reynolds de crucero son:

C_{d0}	0.00455
C_{dmin}	0.00443
$C_{l\alpha}$	6,4449 /rad
α_{zL}	-3°

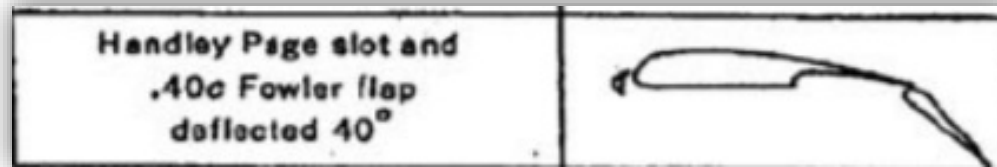


ANÁLISIS 3D DEL ALA



Dispositivos Hipersustentadores

- ▶ Se ha escogido como dispositivos hipersustentadores los handley page slot and, 40c Fowler flap deflected 40°.

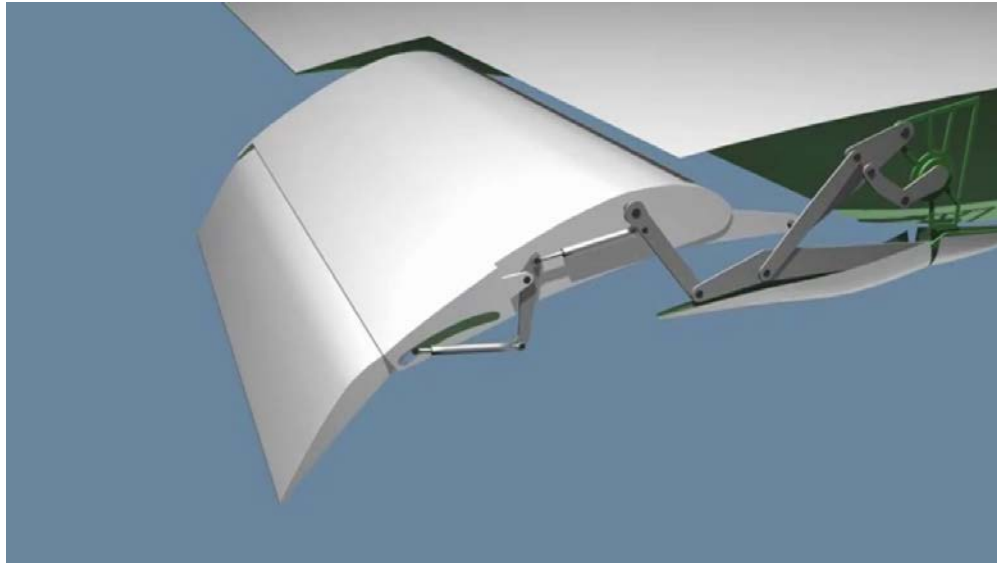


- ▶ Nos permite alcanzar un $C_{Lmax} = 3.18$

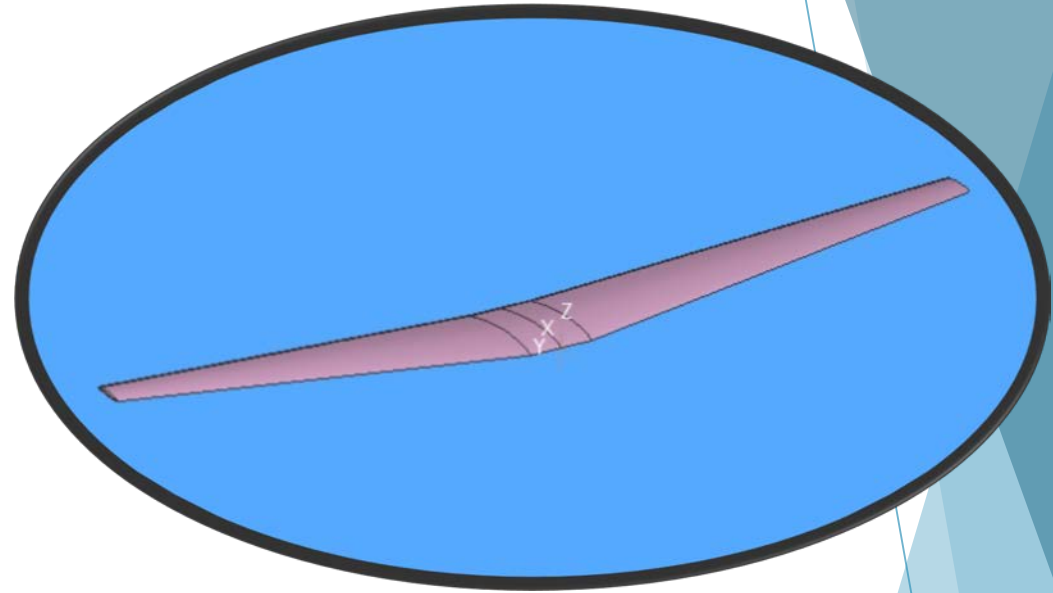
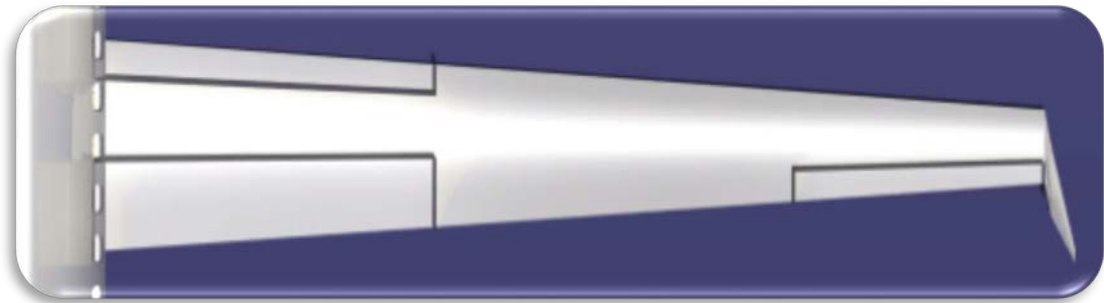
- ▶ $\alpha_{stall/clean} = 23.5^\circ$  $\alpha_{stall/dirty} = 24.5^\circ$

Dispositivos Hipersustentadores

- ▶ El flap se encuentra ocupando el 40% de la semiala (bajo) y al ser un fowler el 40 % de la cuerda.
- ▶ Ventaja: Esto supone que gran parte del ala exceptuando la zona destinada para alerones y otros subsistemas va destinado a almacenar combustible.



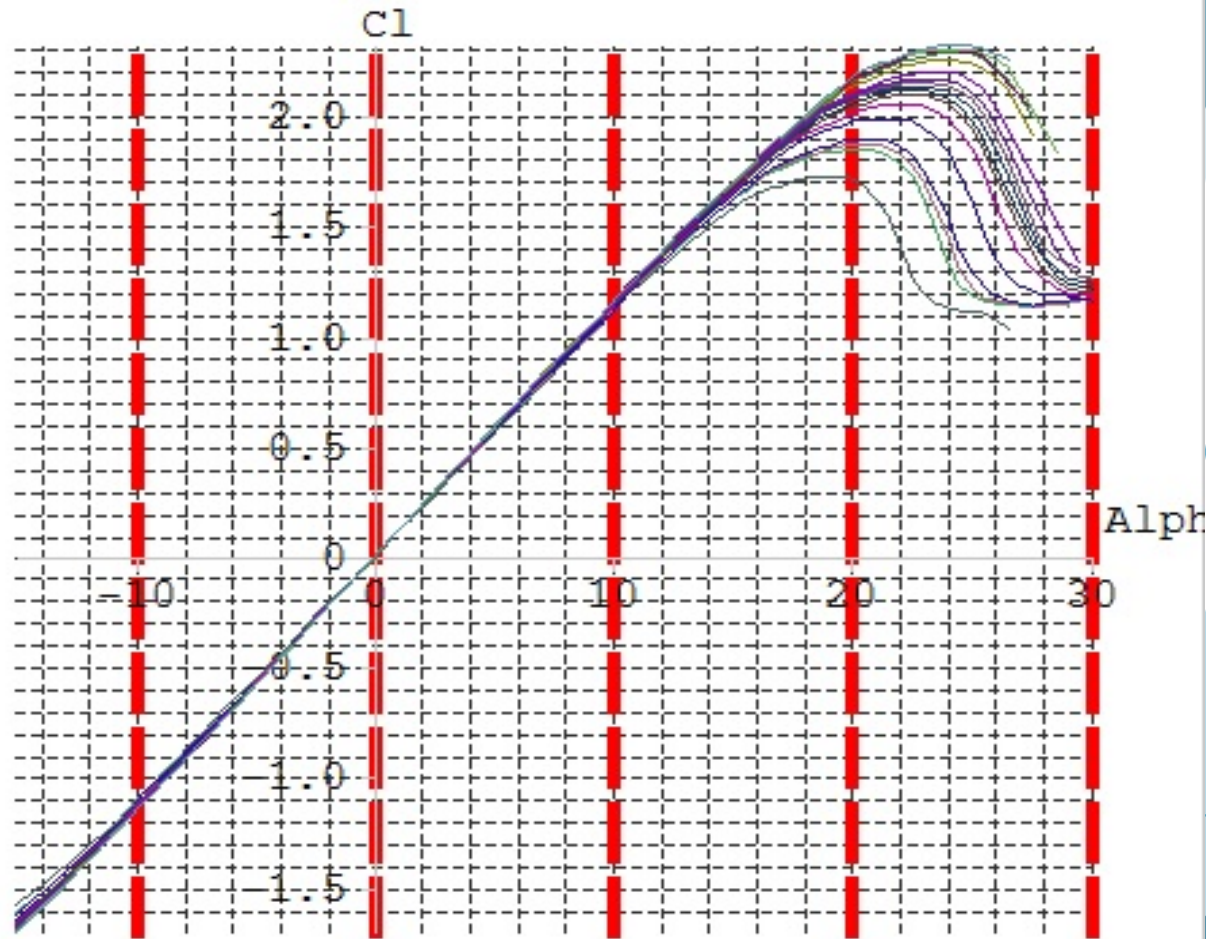
RESULTADOS DEL ALA



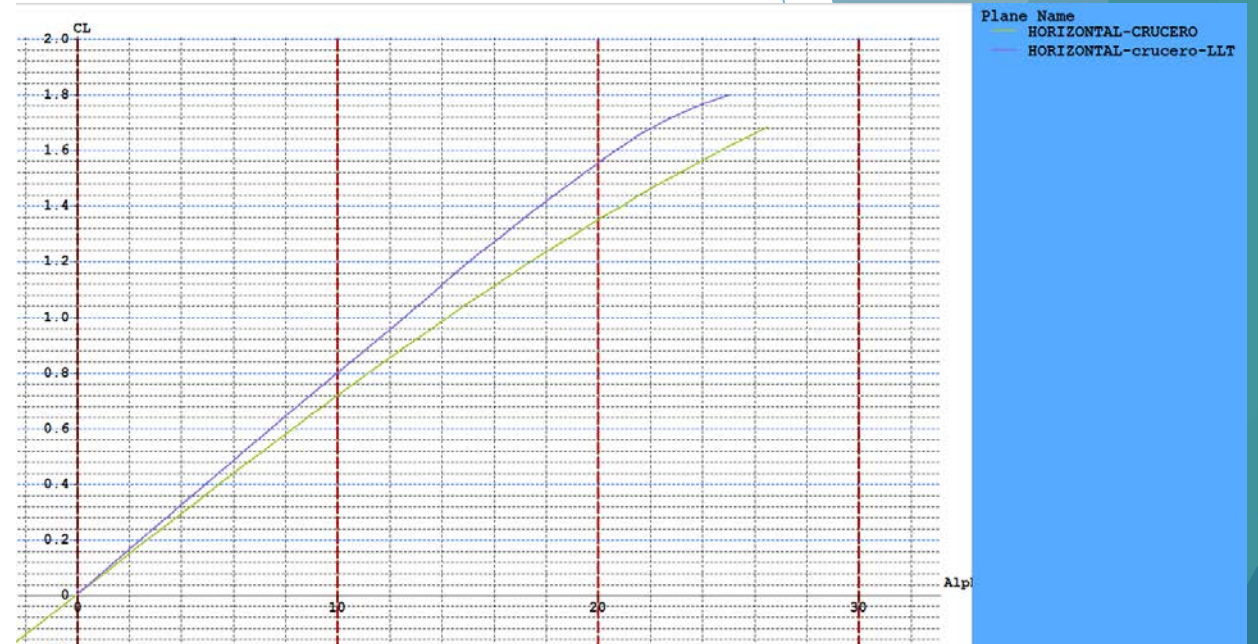
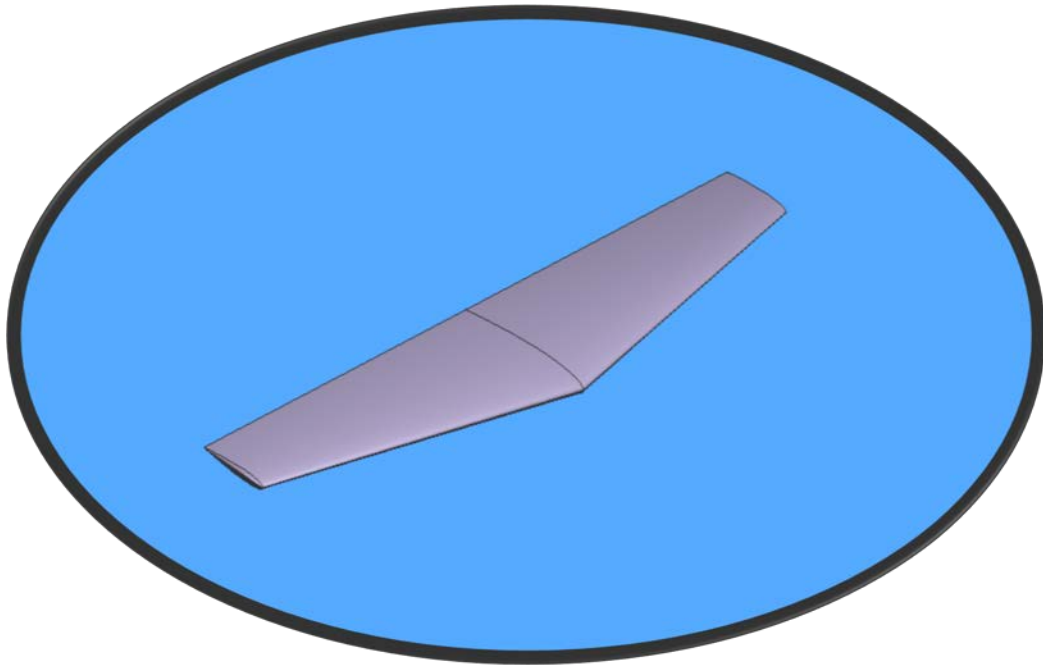
SEGMENTO	$C_{L_{Max}}$	$C_{L\alpha}$	C_{L_0}	α_{stall}
crucero	1,96	5,28	0,28	23,5
Despegue\atterrizaje	3,18	5,28	1,61	24,5

ANÁLISIS DE PERFILES VTP Y HTP

- ▶ Perfil estabilizadores:
Naca: 0012

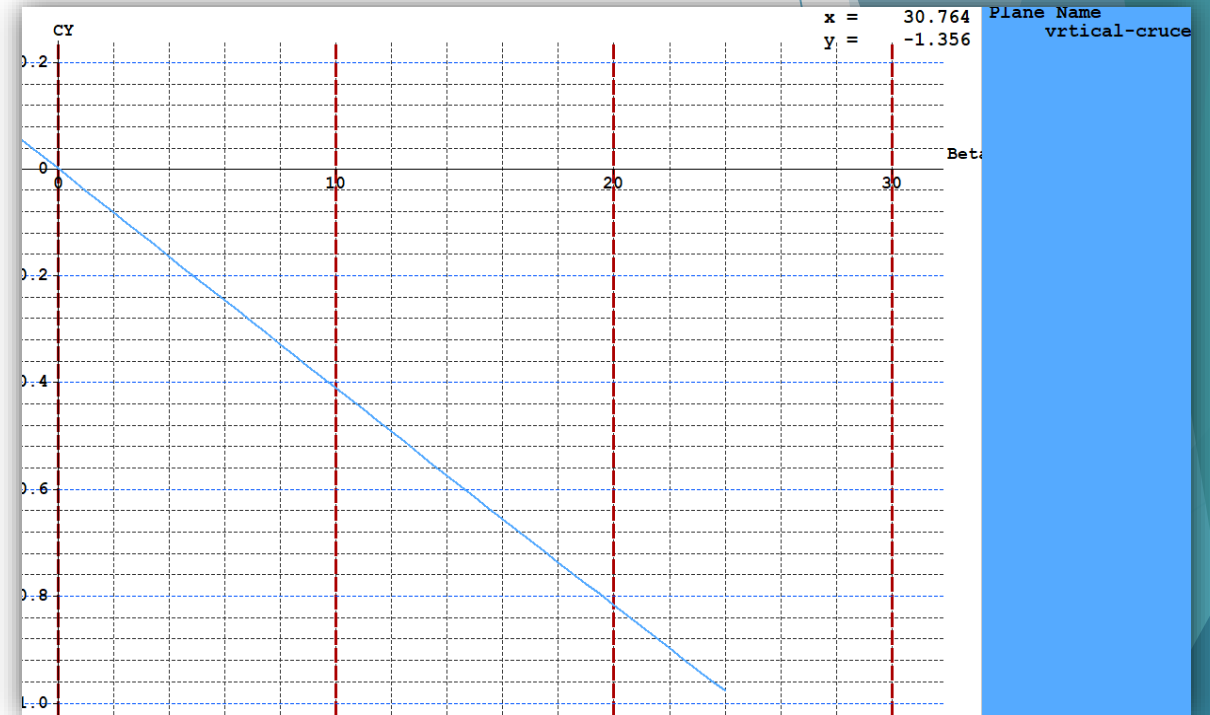
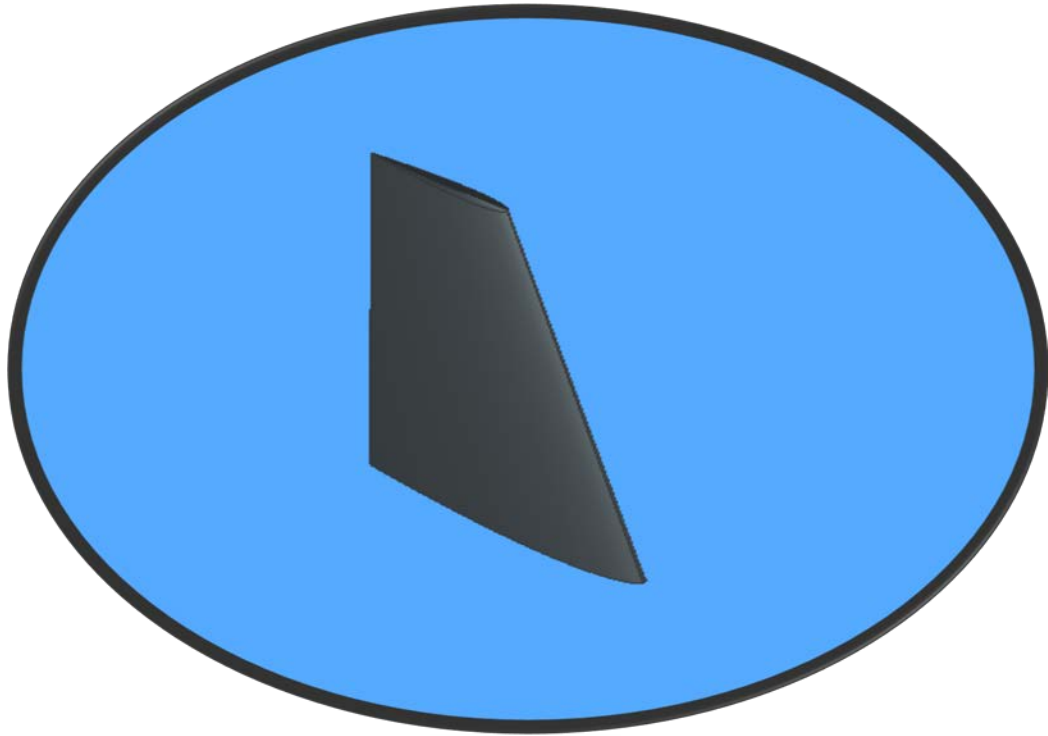


RESULTADOS DEL HTP



<i>Configuración</i>	$C_{L_{Max}}$	C_{L_0}	$C_{L\alpha}$
Crucero	1,79	0	4,16
Despegue/aterrizaje	1,68	0	4,16

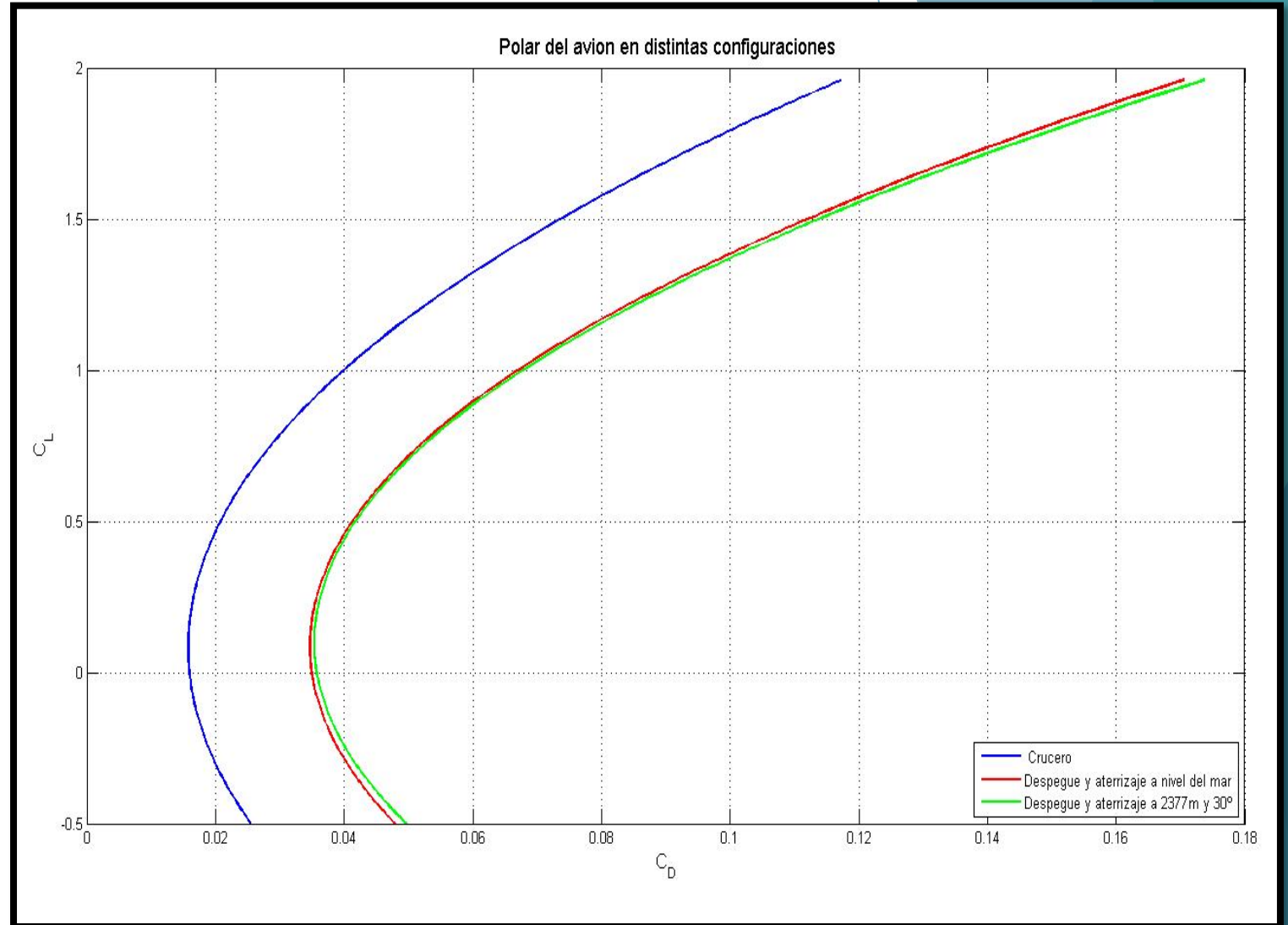
RESULTADOS DEL VTP



<i>Configuración</i>	$C_{L_{Max}}$	C_0	$C_{L\alpha}$
crucero	1,02	0	2,36
Despegue/aterrizaje	0,95	0	2,36

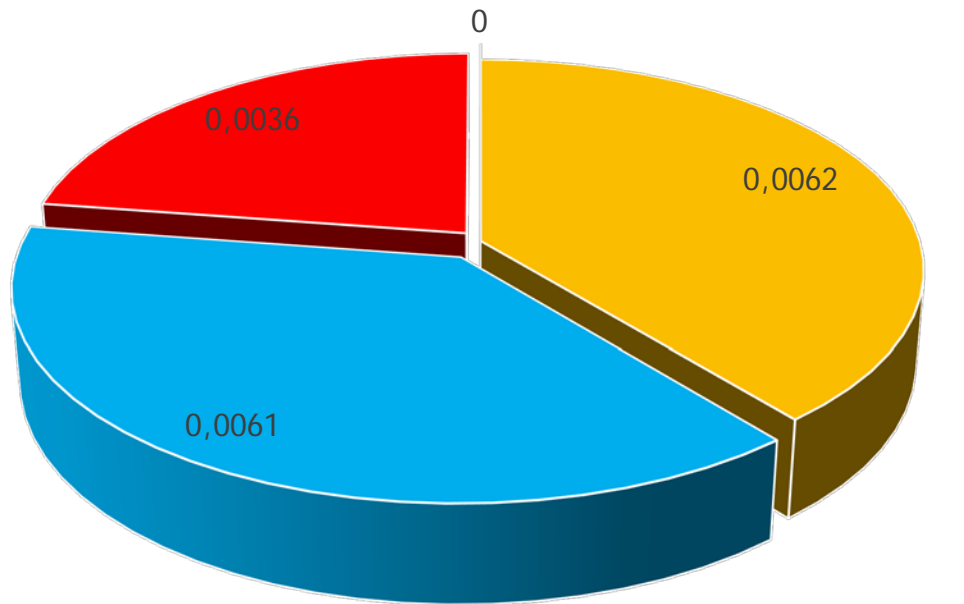
POLAR DEL AVIÓN

POLAR	C_{D0}	K_1	K_2
CRUCERO	0.016	-0.0048	0.0288
DESPEGUE Y ATERRIZAJE	0.035	-0.0067	0.0387
DESPEGUE Y ATERRIZAJE 2377m y 30°	0.0358	-0.008	0.04

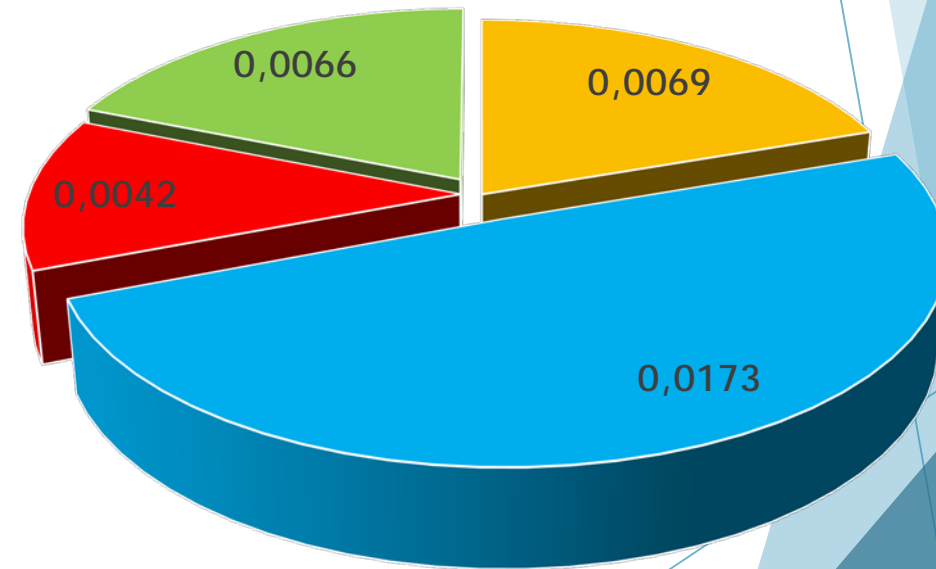


COMPOSICIÓN DEL COEFICIENTE DE RESISTENCIA PARASITARIA

CRUCERO



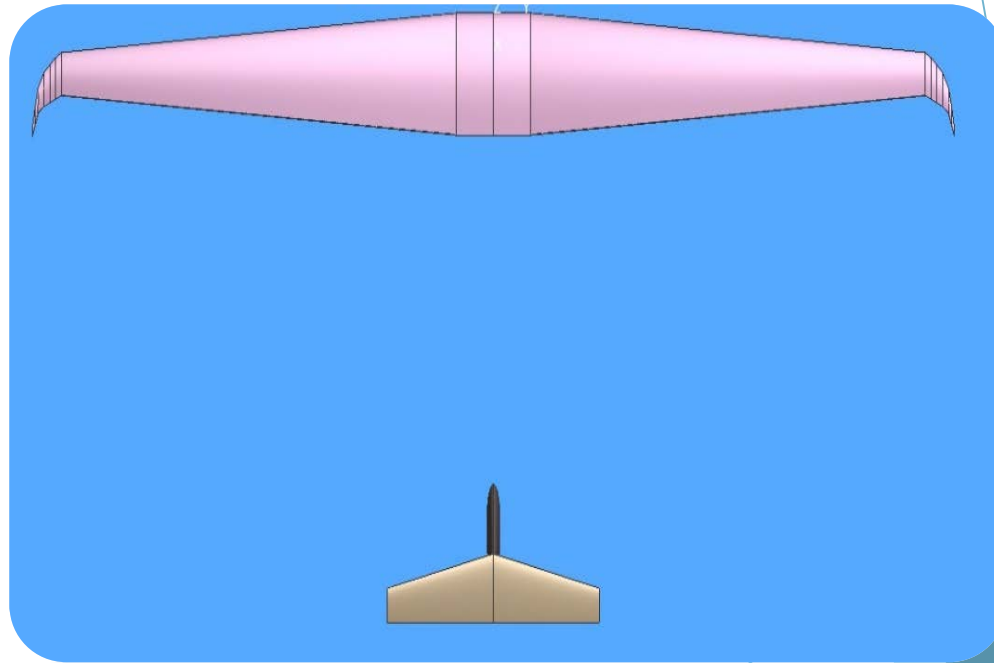
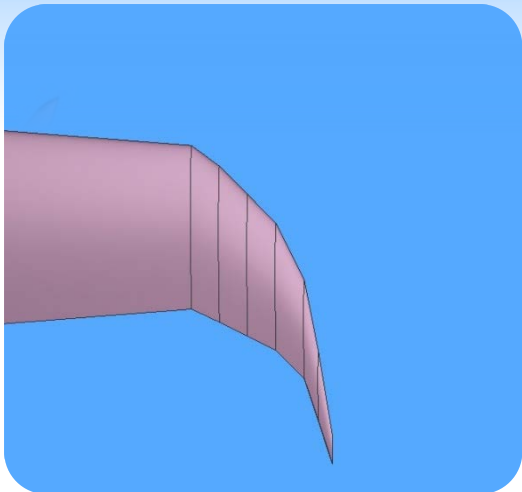
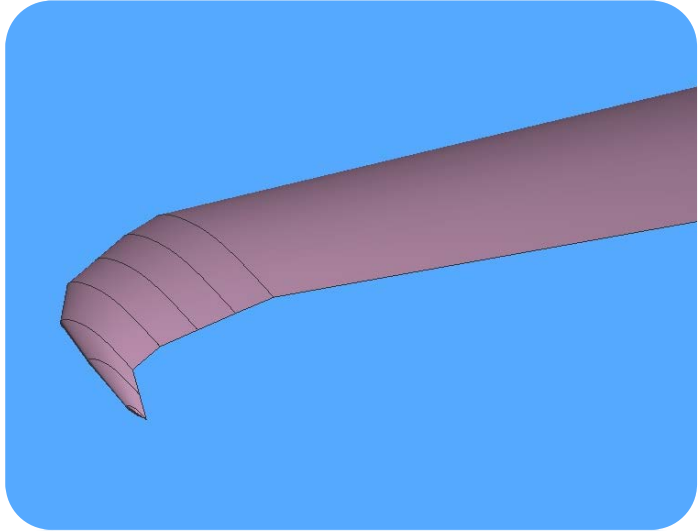
DESPEGUE Y ATERRIZAJE



OPTIMIZACIÓN Y MEJORA DE LA EFICIENCIA AERODINÁMICA

- ▶ SHARK RIBLETS: Nos permite reducir el C_{D_0} entorno a un 10%, se ha decidido introducirlo en toda la superficie mojada de la aeronave.
- ▶ Fillets: Estos rebordeos nos han permitido reducir un 2% del valor del C_{D_0} .
- ▶ Raked Wing: Nos han permitido reducir un 7% el coeficiente de resistencia inducida. Tiene un diseño futurista y atractivo para el pasajero y las aerolíneas.
- ▶ Futuro: Al tener los motores tras el soporte que los mantiene, succionan y provocan la adherencia de la capa límite permitiendo disminuir la resistencia parasitaria.

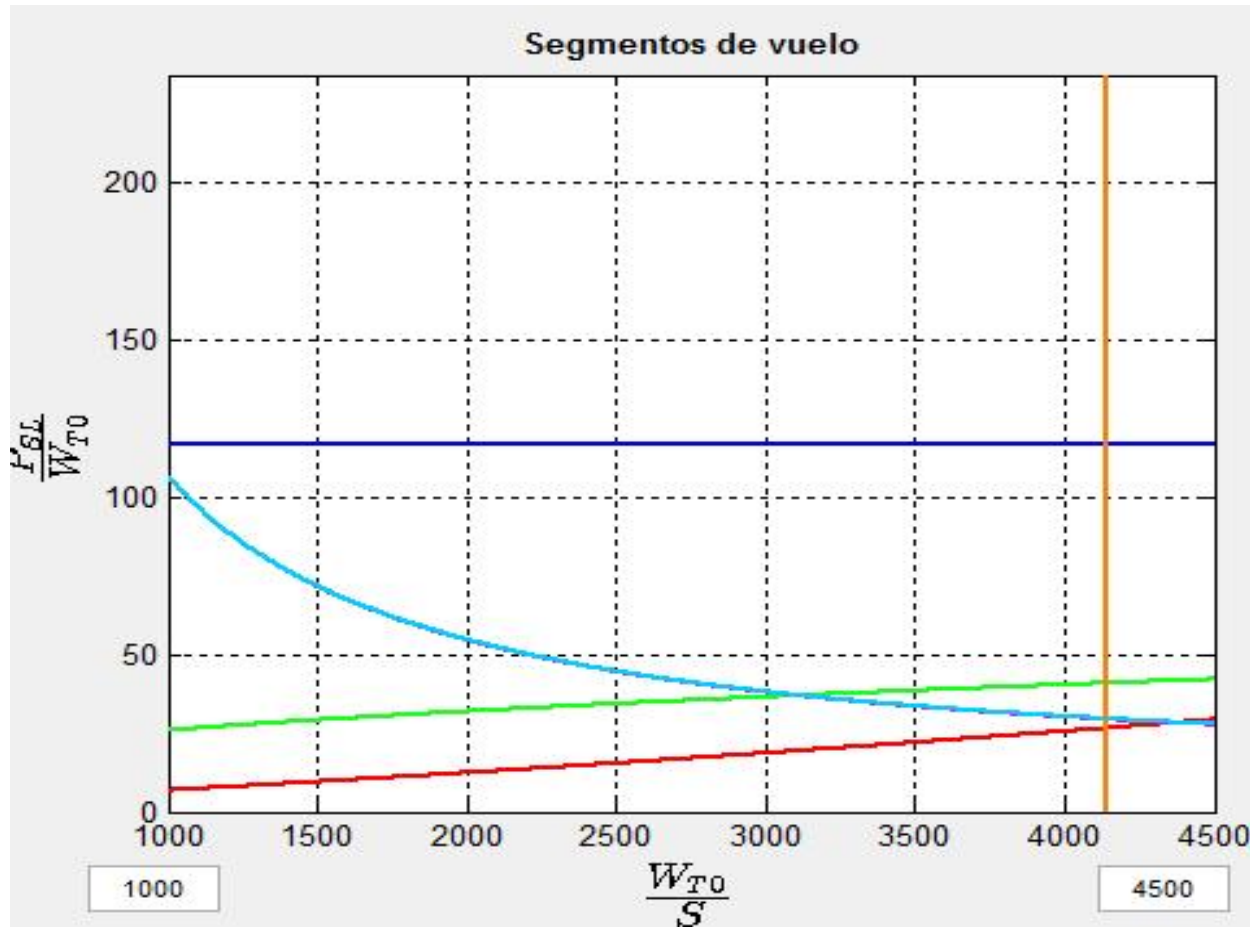
OPTIMIZACIÓN Y MEJORA DE LA EFICIENCIA AERODINÁMICA



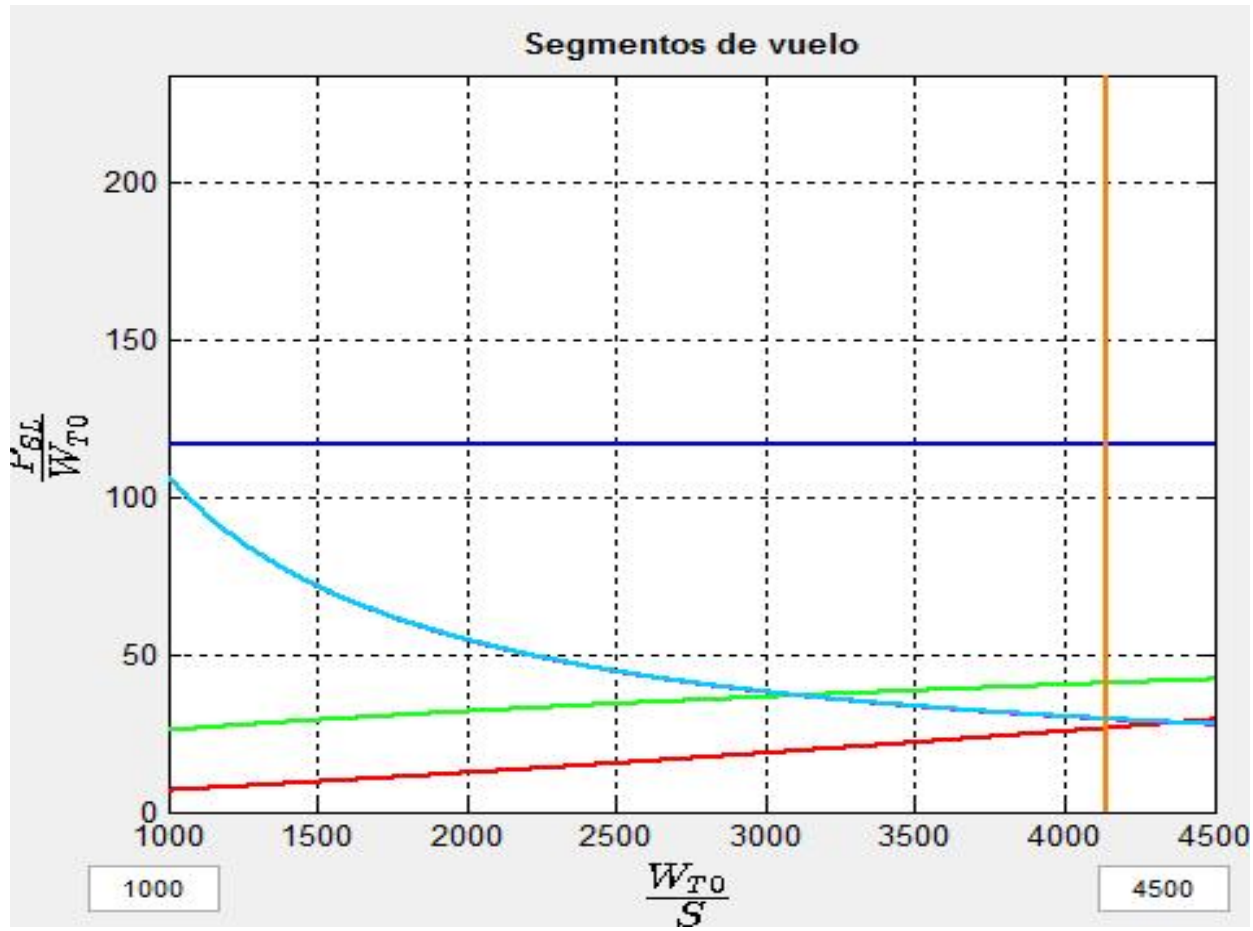
Actuaciones y Propulsión

TOGETHER TO THE TOP

DETERMINACIÓN DE CARGA ALAR

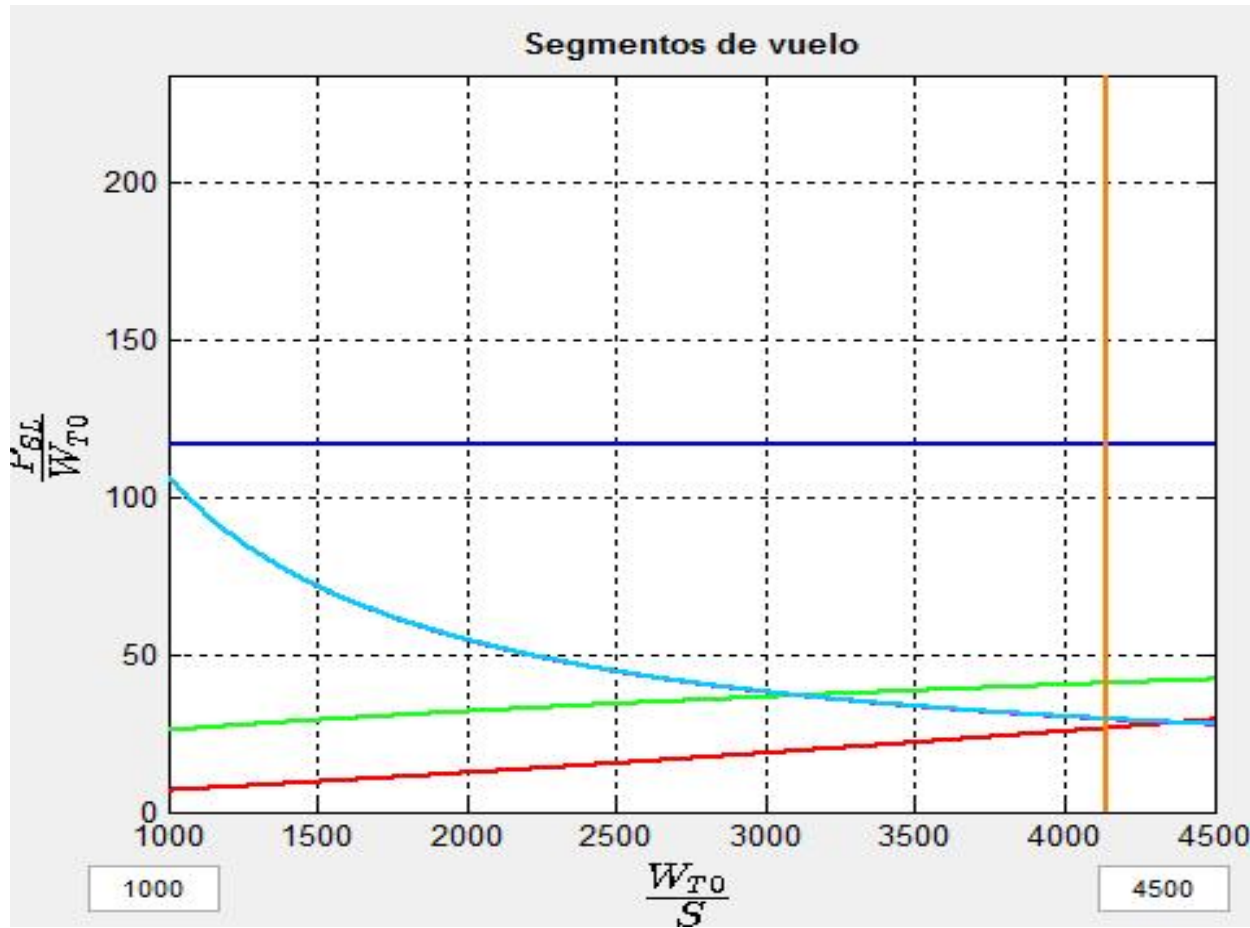


DETERMINACIÓN DE CARGA ALAR



3729 Pa

DETERMINACIÓN DE CARGA ALAR



3729 Pa



3366 Pa

ELECCIÓN DE PLANTA PROPULSORA

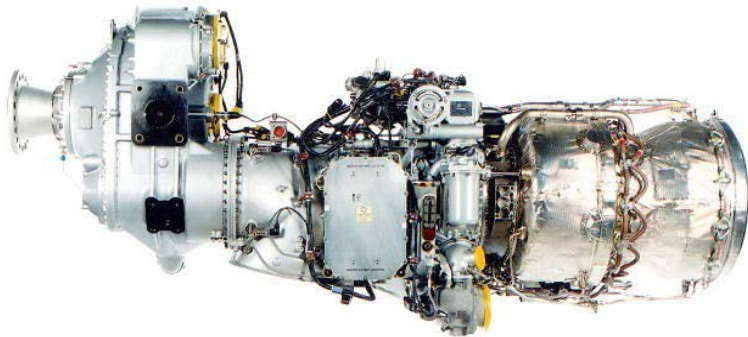
➤ Posibles Motores:

Motor	Potencia (shp)	Peso (Kg)	Consumo (lb/shp h)
P&W 127	2750	480	0.459
P&W 150 A	5075	480	0.433
TP 400 D6 (80%)	8800	685	0.39

ELECCIÓN DE PLANTA PROPULSORA

➤ Posibles Motores:

Motor	Potencia (shp)	Peso (Kg)	Consumo (lb/shp h)
P&W 127	2750	480	0.459
P&W 150 A	5075	480	0.433
TP 400 D6 (80%)	8800	685	0.39

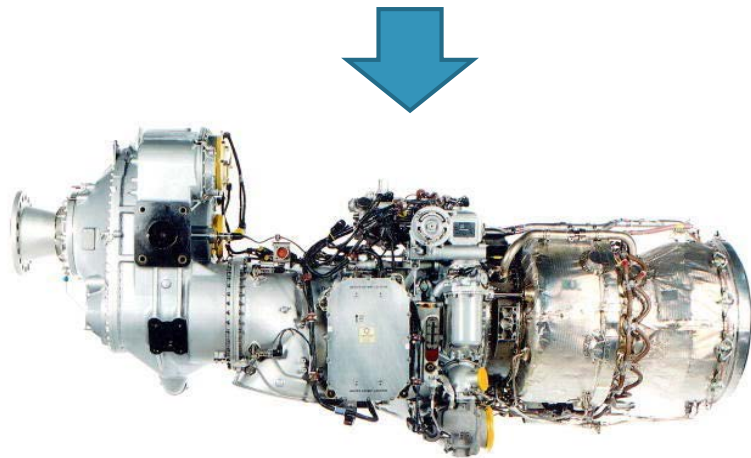


2 Pratt & Whitney Canada 150A

ELECCIÓN DE PLANTA PROPULSORA

➤ Posibles Motores:

Motor	Potencia (shp)	Peso (Kg)	Consumo (lb/shp h)
P&W 127	2750	480	0.459
P&W 150 A	5075	480	0.433
TP 400 D6 (80%)	8800	685	0.39



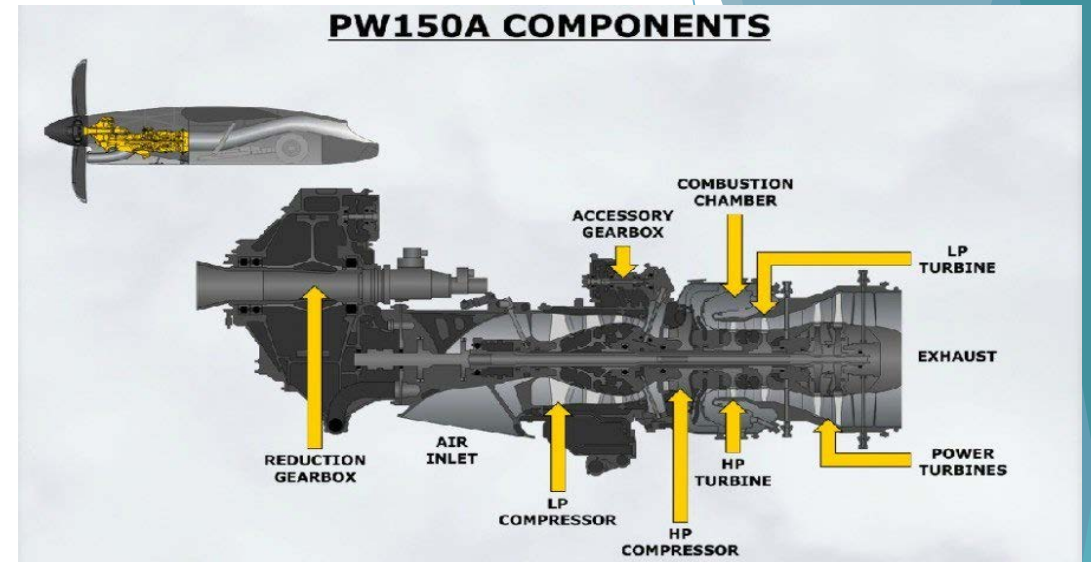
2 Pratt & Whitney Canada 150A



Potencia (shp)	6090 shp
Peso (Kg)	577 Kg

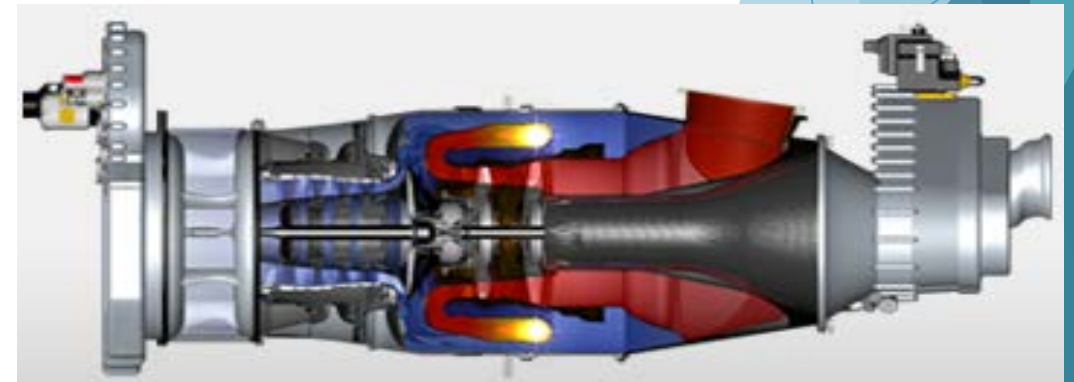
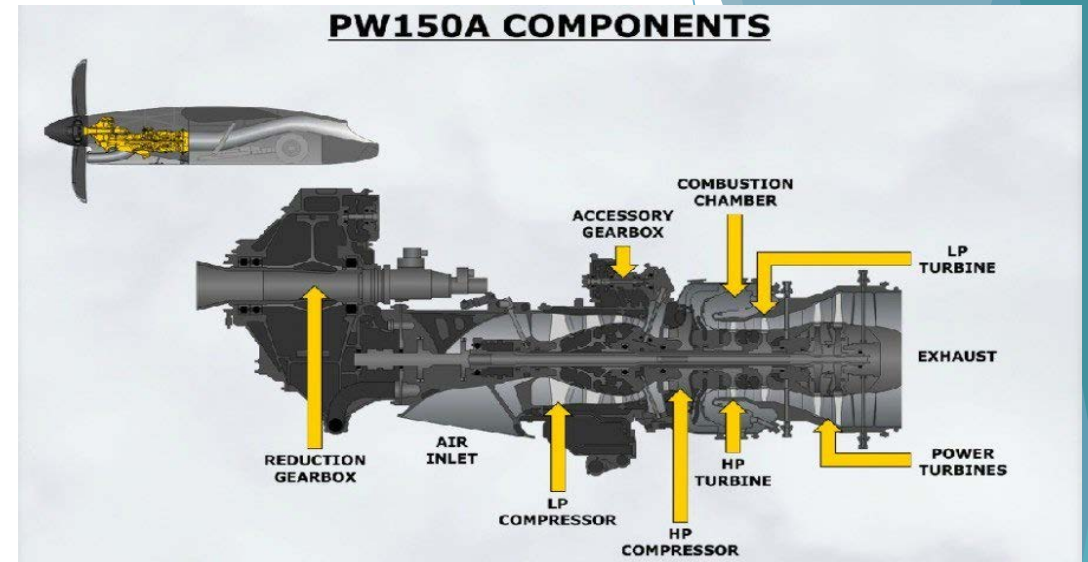
CONFIGURACIÓN PUSHER

- Planta Propulsora en configuración Pusher:
 - Mayor eficiencia
 - Evitar perturbación del flujo en el ala
 - Reducción de la resistencia aerodinámica



CONFIGURACIÓN PUSHER

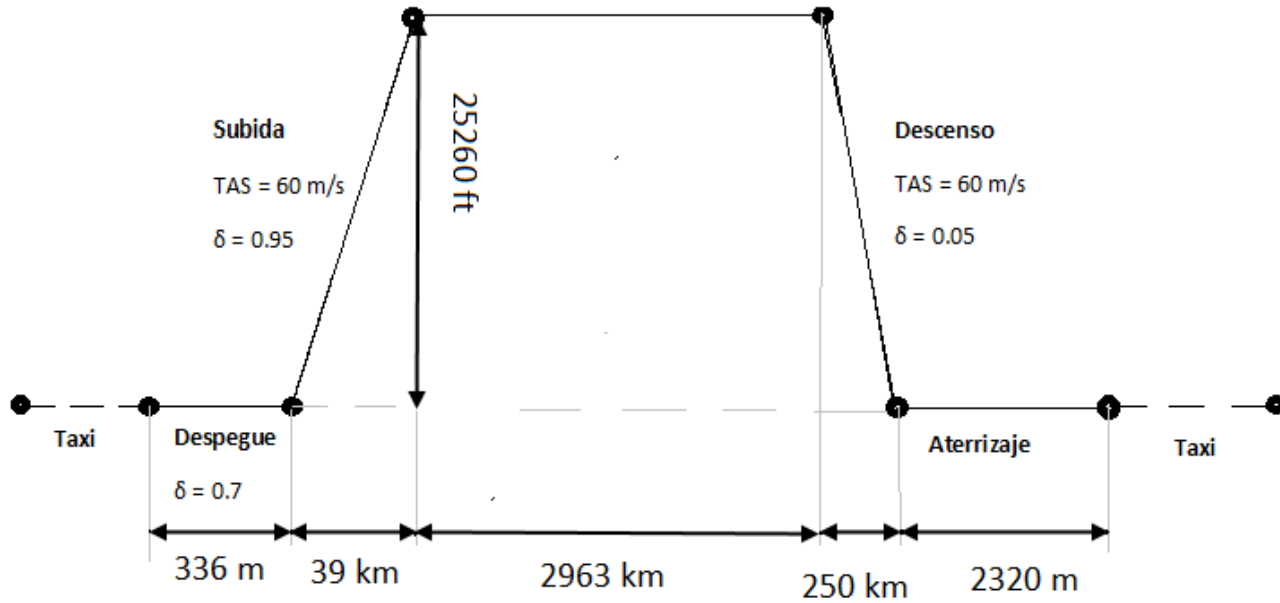
- Planta Propulsora en configuración Pusher:
 - Mayor eficiencia
 - Evitar perturbación del flujo en el ala
 - Reducción de la resistencia aerodinámica
- Cambio de configuración:
 - Cambiar posición de la hélice
 - Cambiar paso de la hélice
 - Cerrar inlet superior
- Ejemplo: P&W PT6T



MISIÓN PRELIMINAR

Crucero

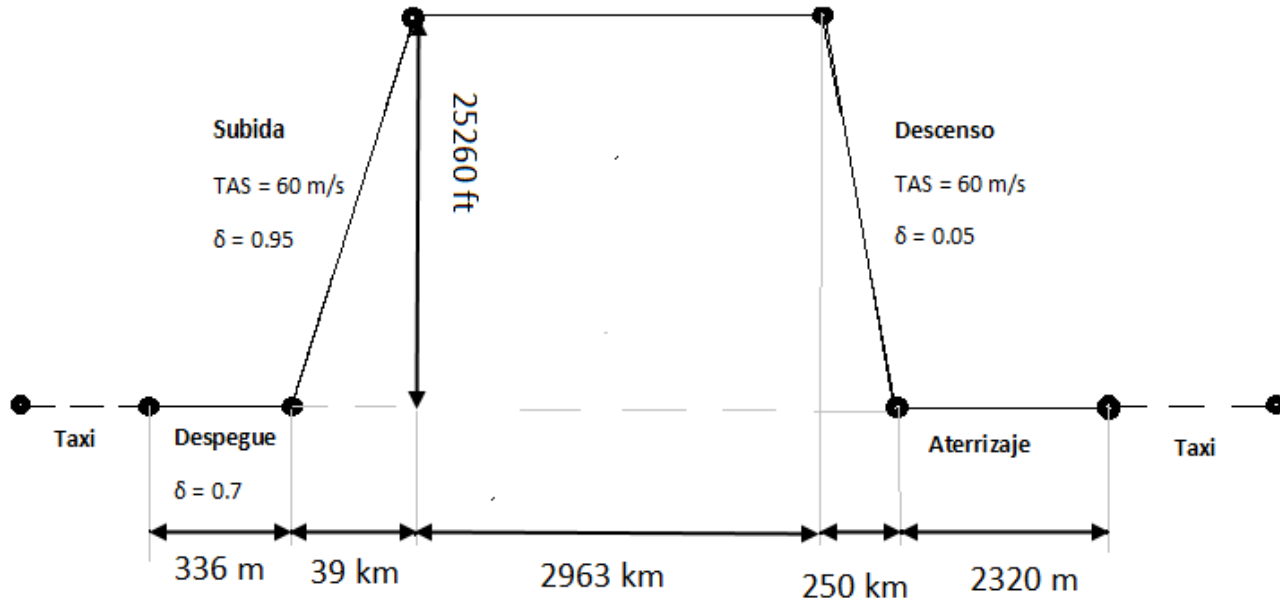
$M=0.62$



MISIÓN PRELIMINAR

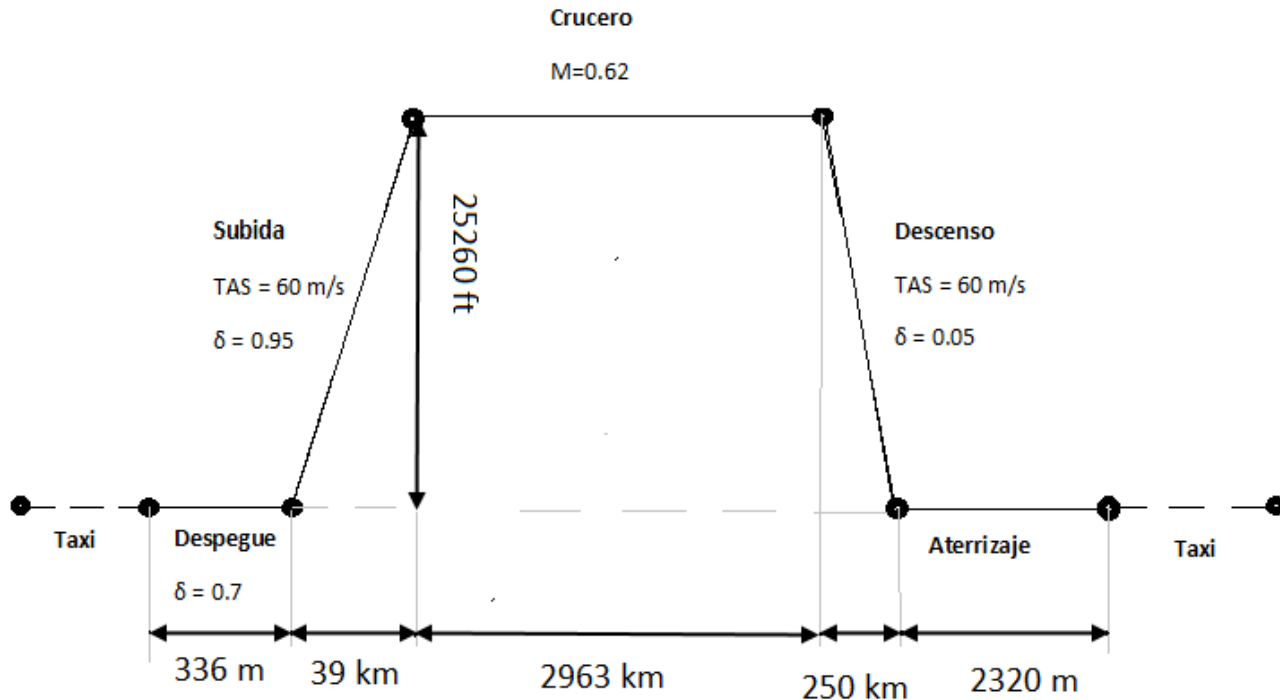
Crucero

$M=0.62$



Combustible (Kg)	7090
Palanca en crucero	0.78
Palanca en subida	0.3 - 0.95
CASM (cents \$)	22.66

MISIÓN PRELIMINAR



Combustible (Kg)	7090
Palanca en crucero	0.78
Palanca en subida	0.3 - 0.95
CASM (cents \$)	22.66

Carencias

- Palanca baja en subida
- Exceso de potencia en crucero
- Consumo y CASM elevados

Mejoras

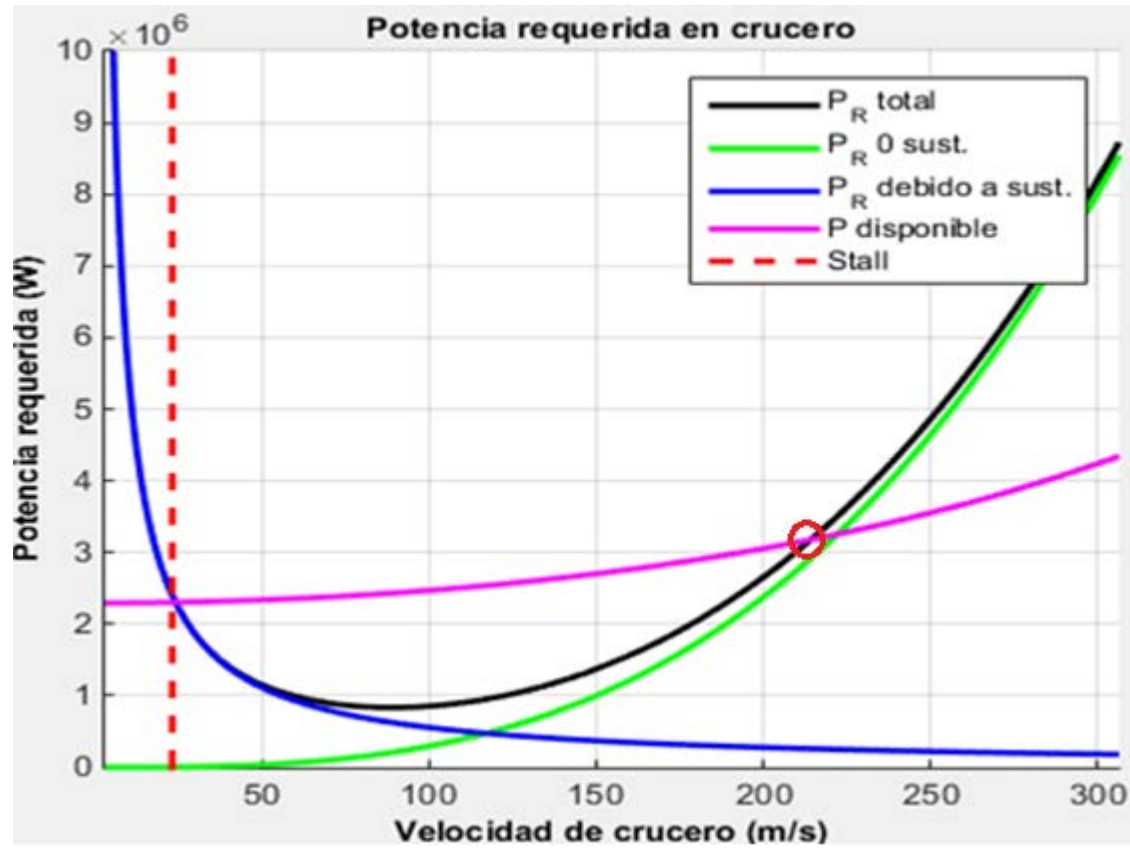
- Mayor ángulo de subida
- Vuelo a mayor altura y velocidad
- Reducciones de peso y mejoras aerodinámicas

Repercusión

- Mejor aprovechamiento de potencia
- Menor resistencia aerodinámica en crucero
- Vuelo más rápido
- Menor consumo

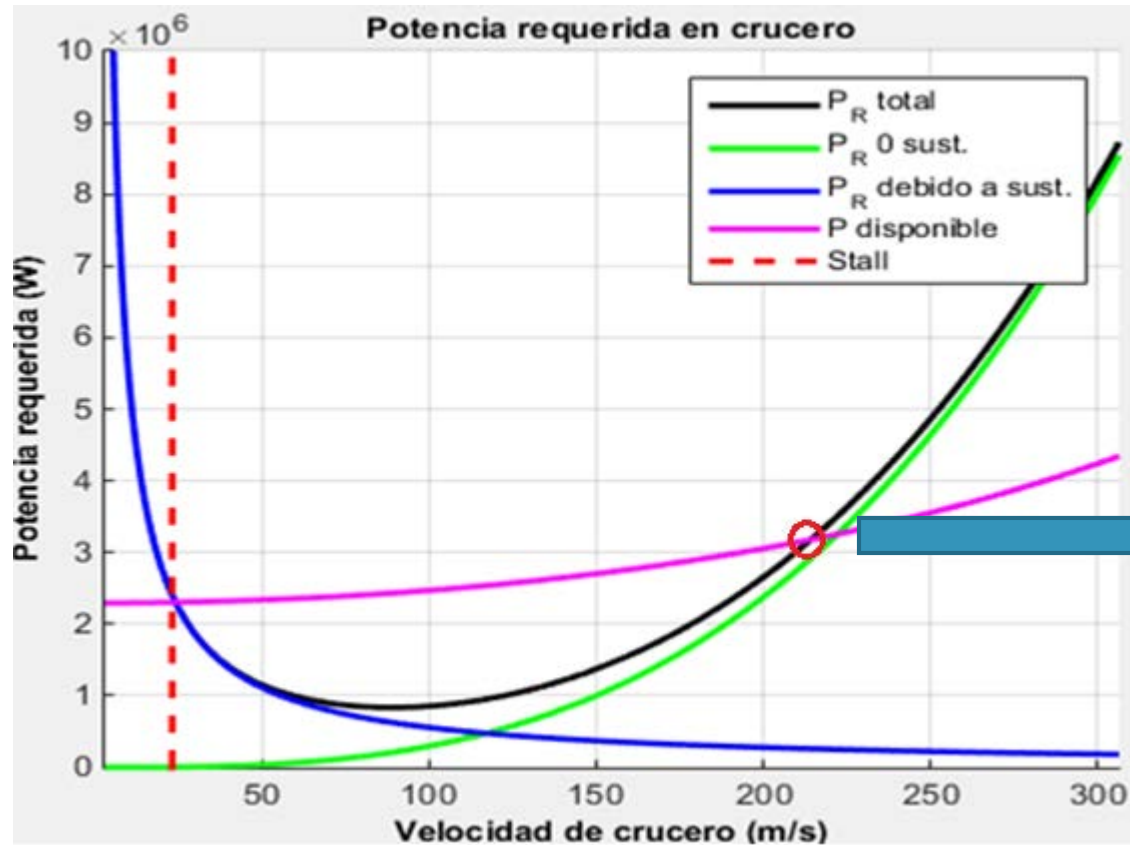
ESTUDIO DE MISIÓN DE DISEÑO

- Crucero a mayor altura y velocidad



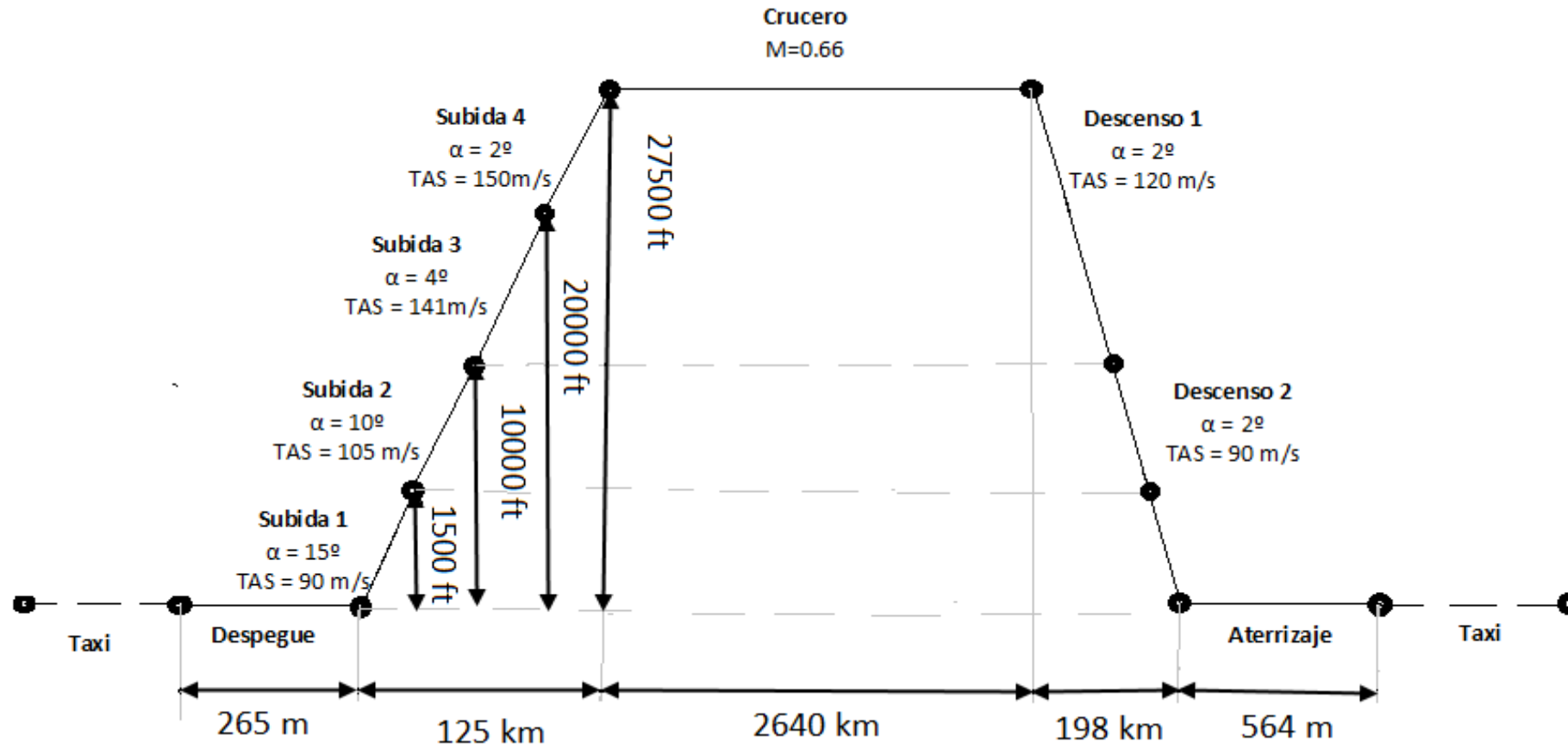
ESTUDIO DE MISIÓN DE DISEÑO

- Crucero a mayor altura y velocidad

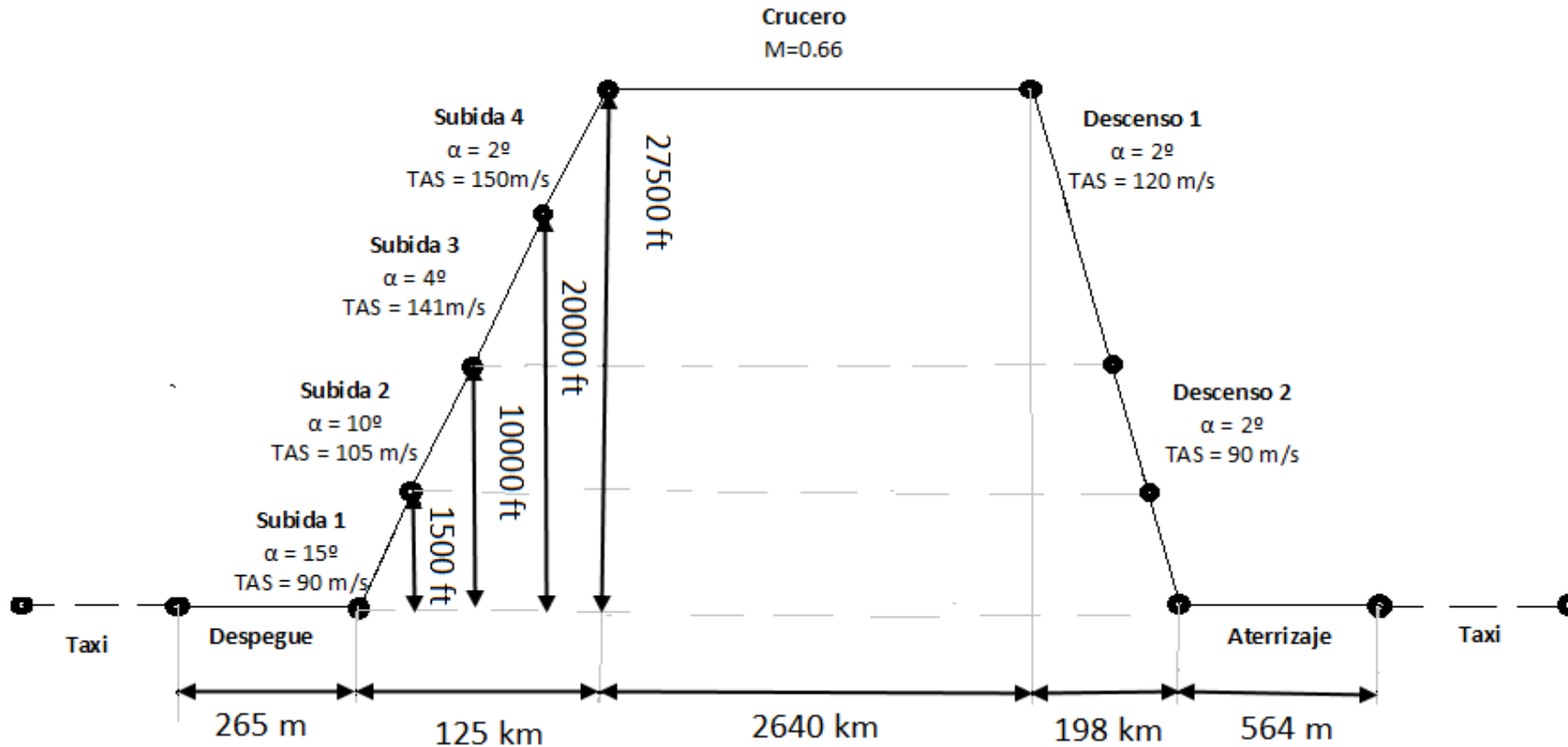


- Crucero a 27500ft y $M=0.66$ con palanca a 0.76

MISIÓN DE DISEÑO

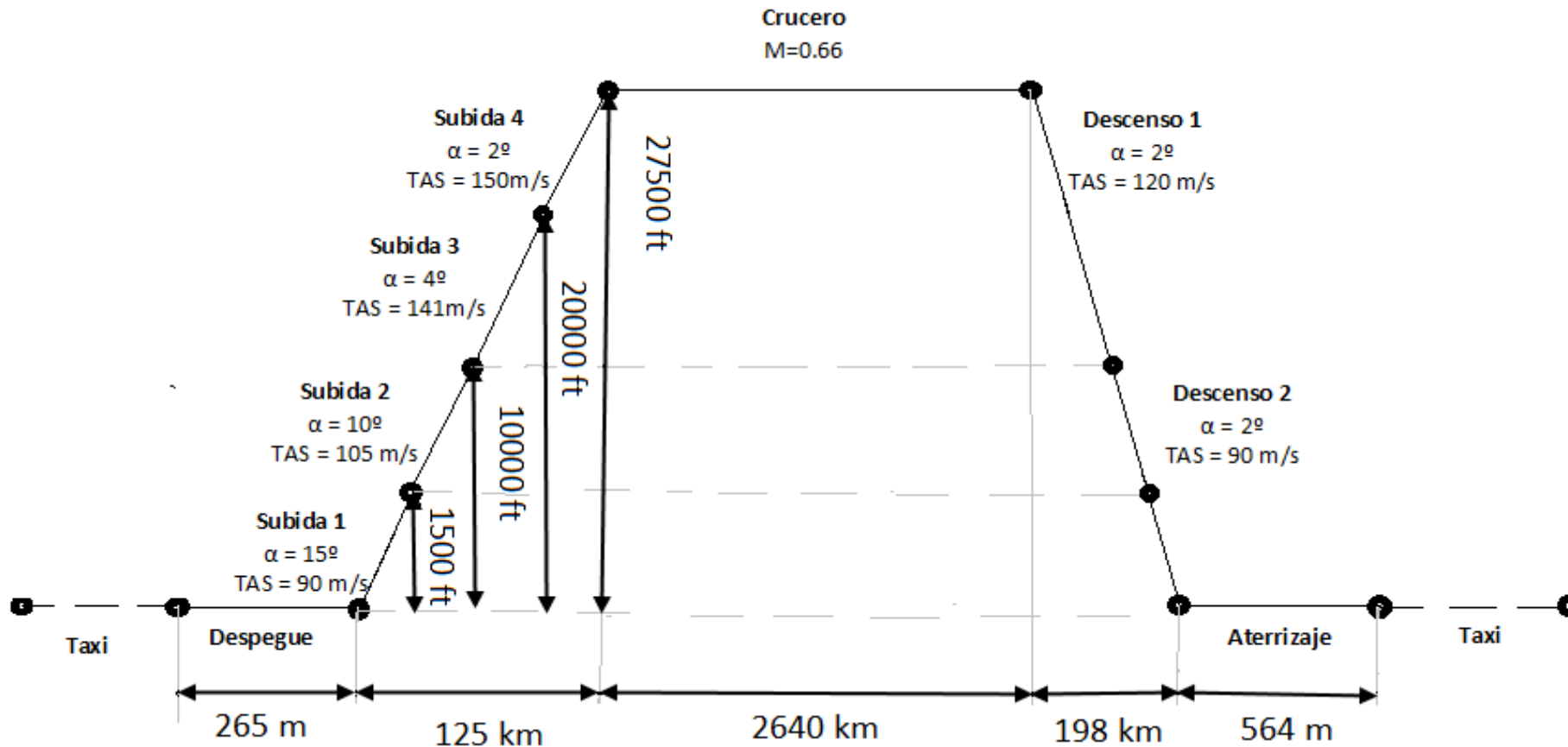


MISIÓN DE DISEÑO



Combustible (Kg)	Tiempo	Palanca en Crucero	Palanca Máxima	CASM (cents \$)
5372	4 h 23 min	0.73	0.93	18.8

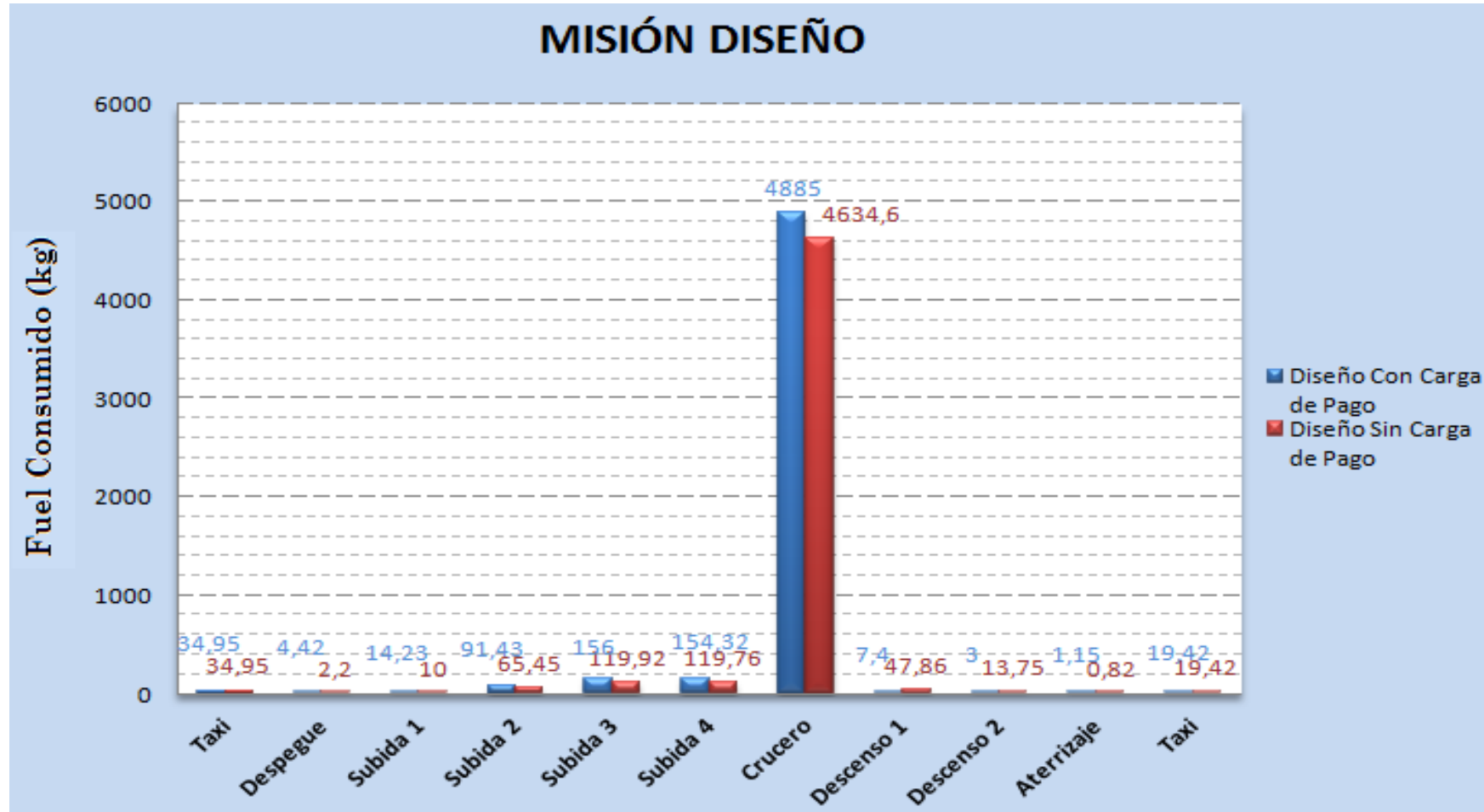
MISIÓN DE DISEÑO



Combustible (Kg)	Tiempo	Palanca en Crucero	Palanca Máxima	CASM (cents \$)
5372	4 h 23 min	0.73	0.93	18.8

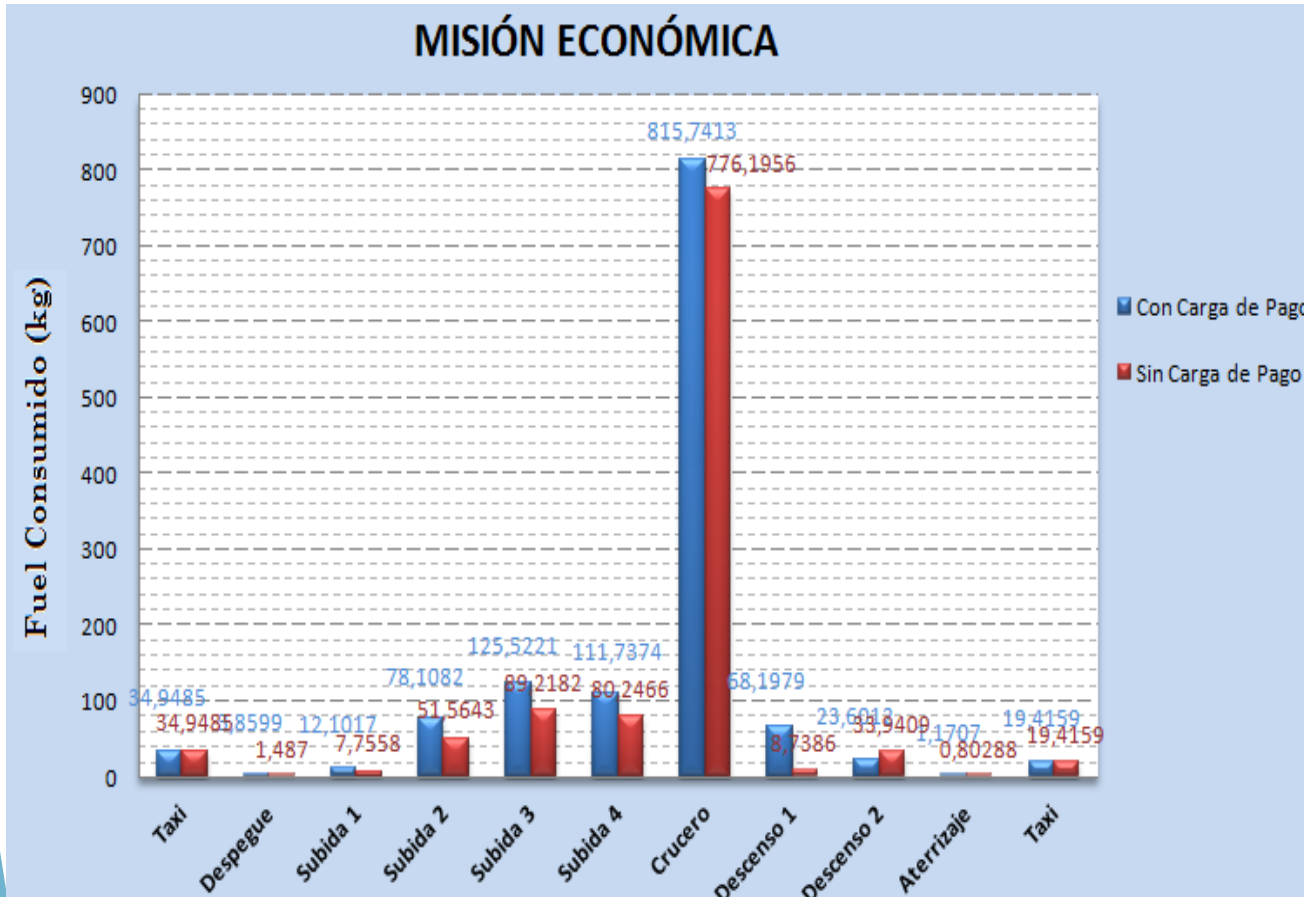
MISIÓN DE DISEÑO

- Combustible consumido con y sin carga de pago



MISIÓN ECONÓMICA

➤ Resultados relevantes de la Misión Económica



Combustible (Kg)	1293
Tiempo	1 h 18 min
Distancia (Km)	726
Palanca en Crucero	0.72
CASM (cents \$)	19.41

CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

- Cálculo de reserva de combustible

CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

➤ Cálculo de reserva de combustible



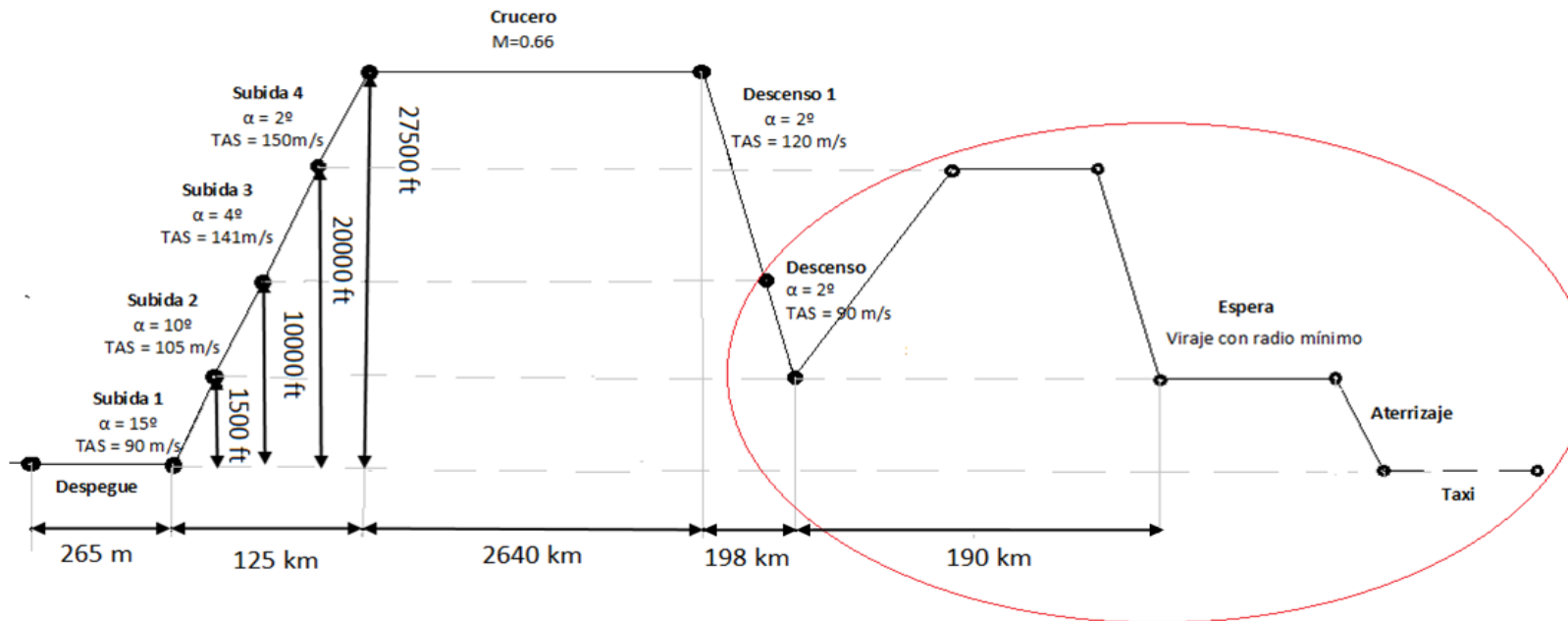
➤ Ampliación de la Misión de Diseño

CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

- Cálculo de reserva de combustible



- Ampliación de la Misión de Diseño

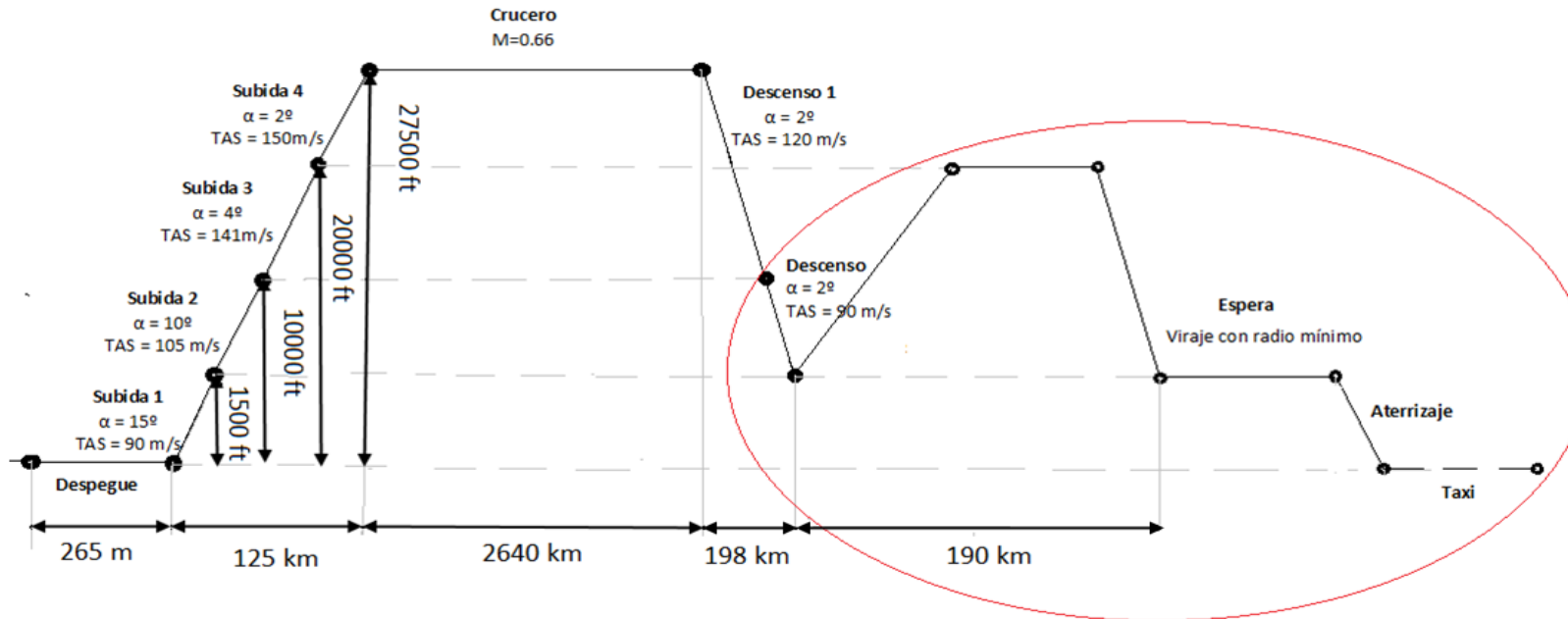


CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

- Cálculo de reserva de combustible



- Ampliación de la Misión de Diseño



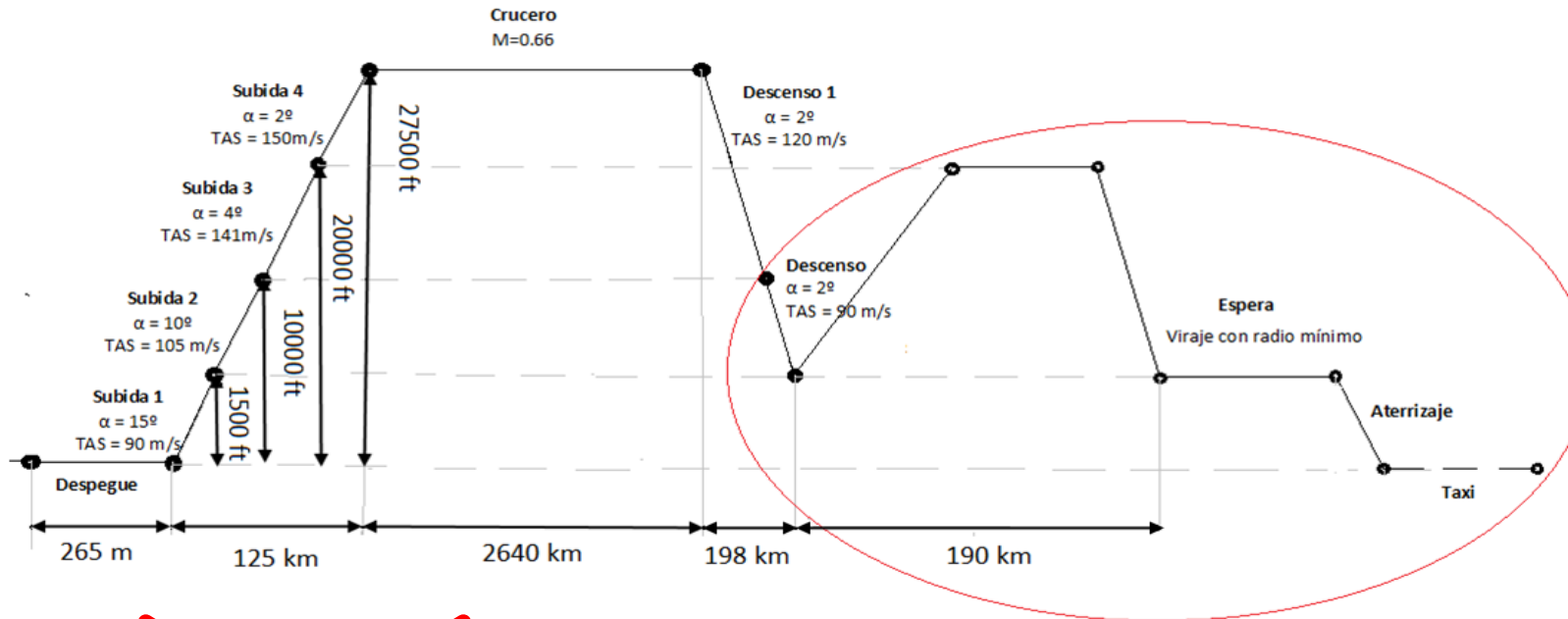
16 %

CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

- Cálculo de reserva de combustible



- Ampliación de la Misión de Diseño



~~16%~~



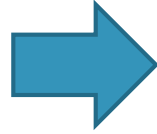
8%

CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

- Despegue y Aterrizaje en condición High-Hot

CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

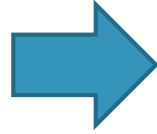
- Despegue y Aterrizaje en condición High-Hot



	Normal	High-Hot
Despegue	187 m	310 m
Aterrizaje	572 m	770 m

CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

- Despegue y Aterrizaje en condición High-Hot

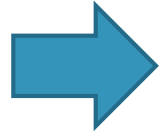


	Normal	High-Hot
Despegue	187 m	310 m
Aterrizaje	572 m	770 m

- Fallo de Motor

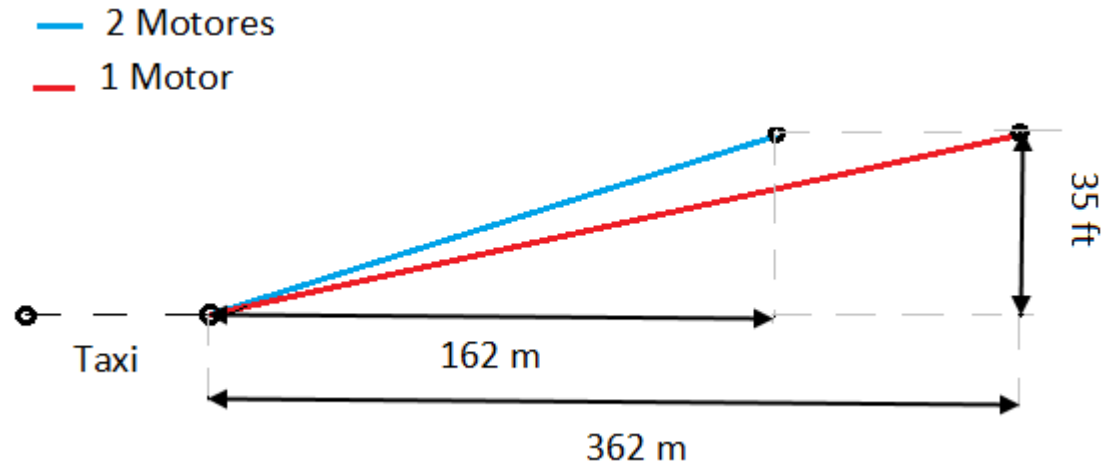
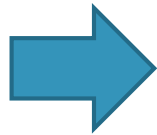
CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

➤ Despegue y Aterrizaje en condición High-Hot



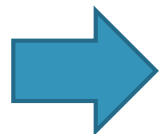
	Normal	High-Hot
Despegue	187 m	310 m
Aterrizaje	572 m	770 m

➤ Fallo de Motor



CONDICIONES DE VUELO ESPECIALES

➤ Despegue y Aterrizaje en condición High-Hot

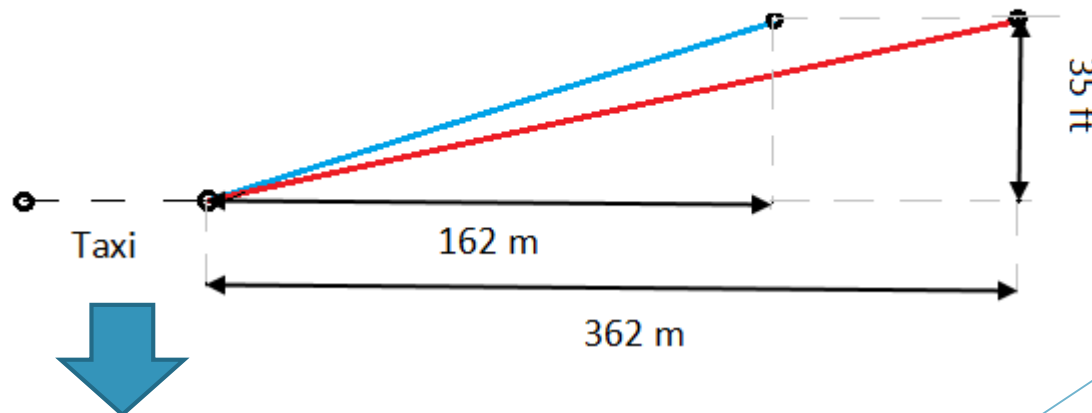


	Normal	High-Hot
Despegue	187 m	310 m
Aterrizaje	572 m	770 m

➤ Fallo de Motor



— 2 Motores
— 1 Motor

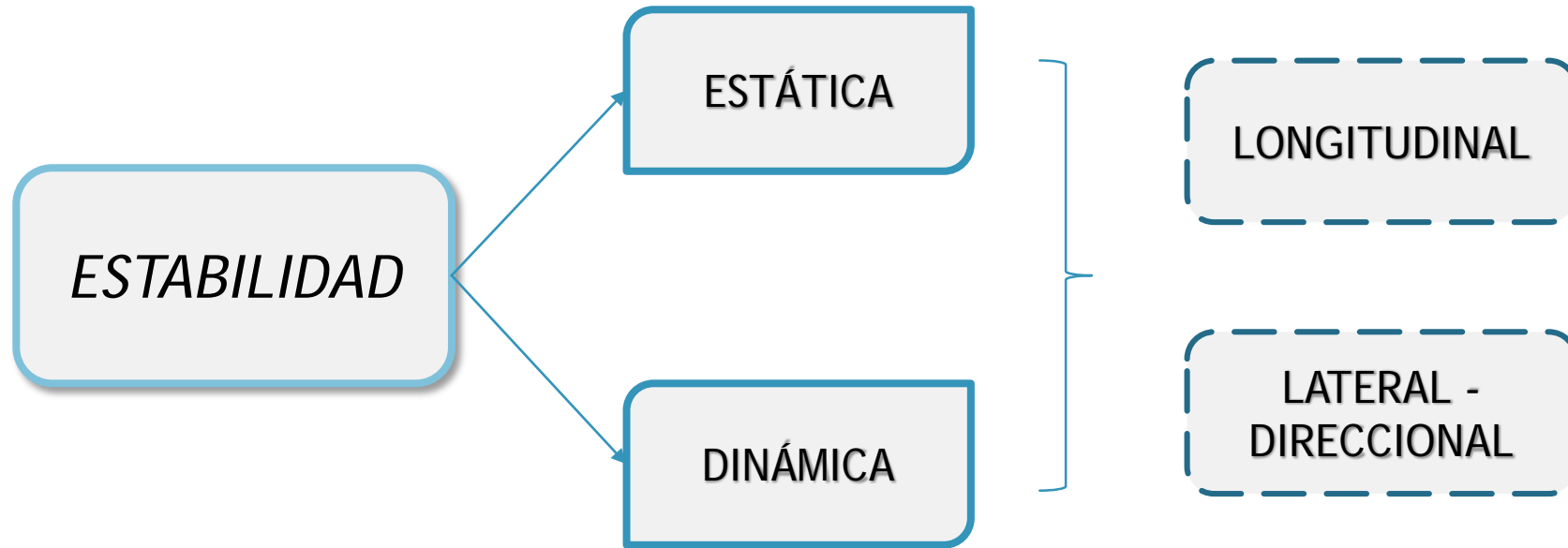


Rodadura con 2 Motores	Transición con 1 Motor	TOTAL
128 m	86 m	214 m

Estabilidad y Control

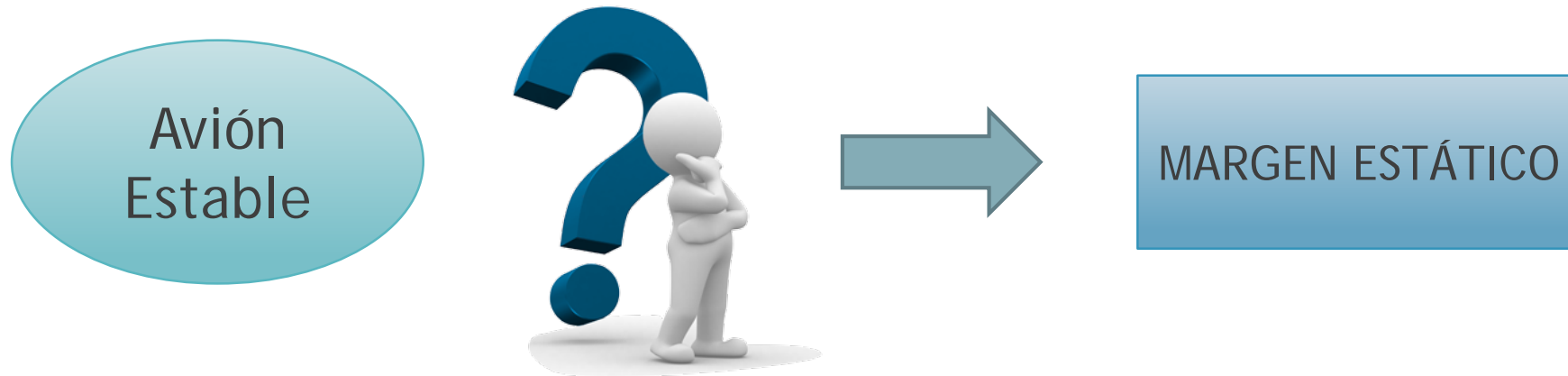
PERFECT BALANCE

Objetivos



1) Estabilidad Estática

1.1) Longitudinal



$$SM = \frac{X_{na} - X_{cg}}{CAM} \quad \text{--- -- --} \rightarrow \quad 10\% < SM < 30\%$$

A) Diseño Superficies Estabilizadoras

DISEÑO PRELIMINAR



Datos Aeronaves
similares:
ATR 72

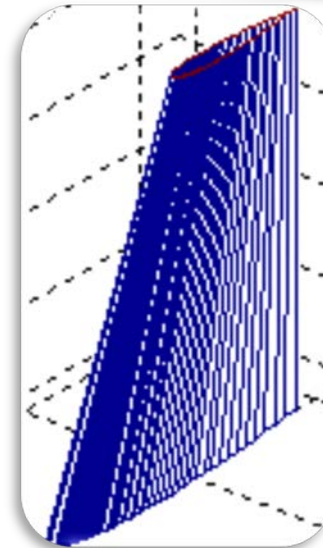
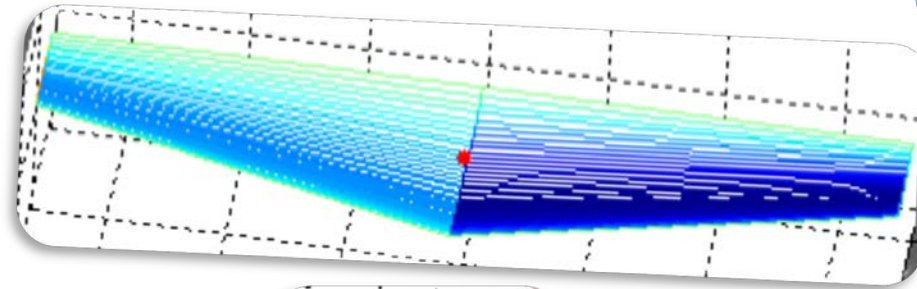
S_{HTP}	$9,83 \text{ m}^2$
S_{VTP}	$9,73 \text{ m}^2$

SUPERFICIES FINALES



Datos
Featherprop I

S_{HTP}	$10,0471 \text{ m}^2$
S_{VTP}	$12,2338 \text{ m}^2$



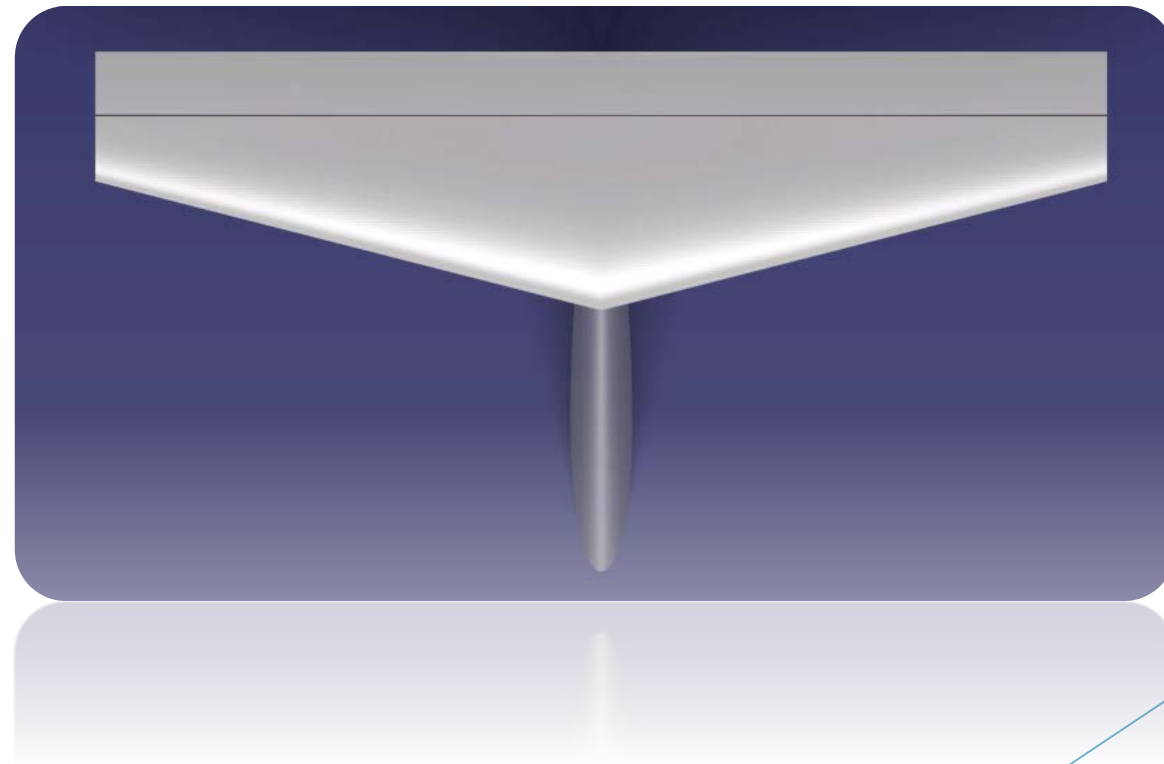
Diseño Timón de Profundidad (*Elevator*)

$$\frac{c_e}{c_{r_{HTP}}} = 0,25$$

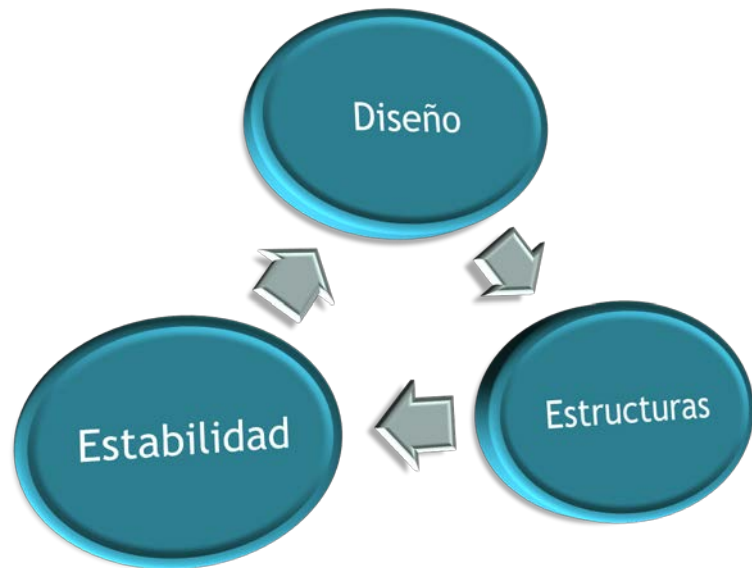
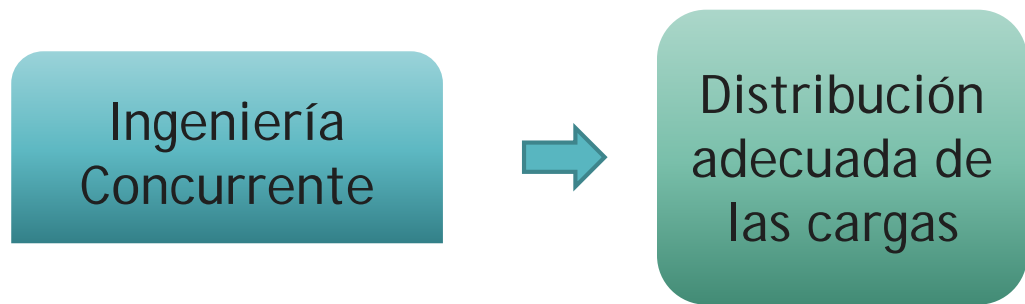
$$\frac{S_e}{S_{HTP}} = 0,3327$$



$$S_e = 3,3426 \text{ m}^2$$



B) Posición del ALA, el HTP y el CG

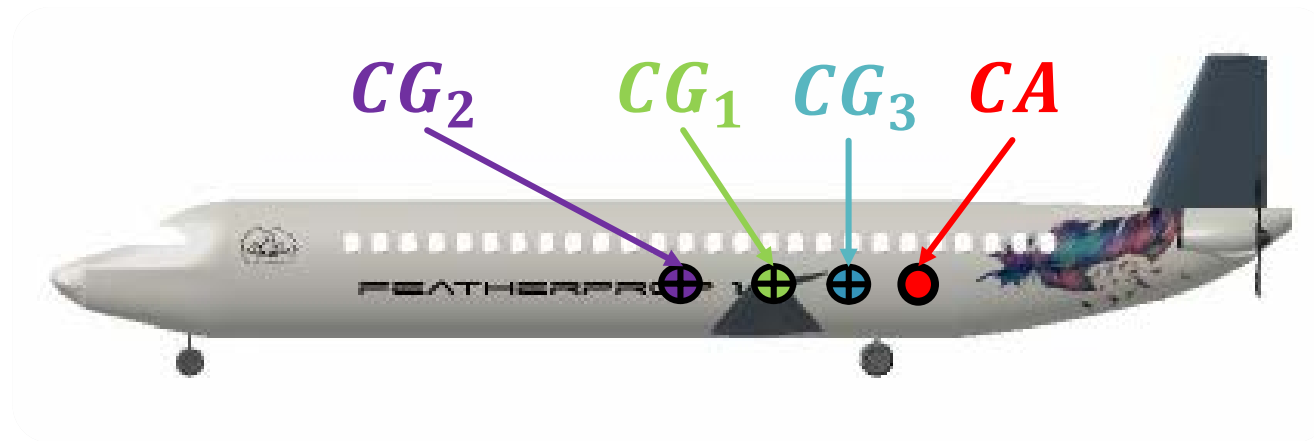


Pasajeros



Evolución de la estrategia seguida

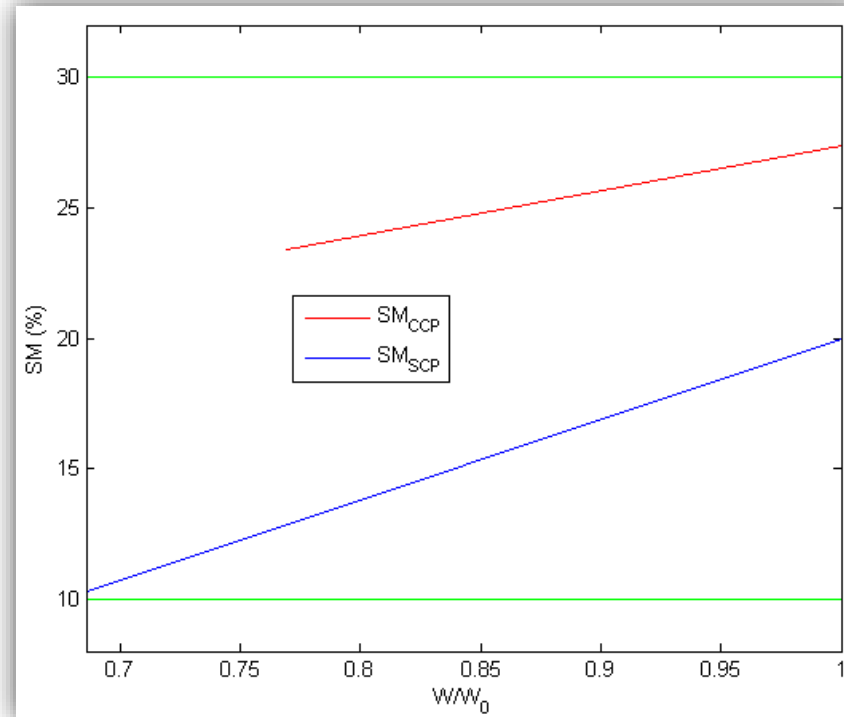
- ▶ 1. Coincidencia $CG_w = CG$ aeronave ➡ $SM = CTE$
Sin embargo... ¡¡SM muy pequeño!!
- ▶ 2. CG aeronave hacia morro ➡ Si $W_f \downarrow \rightarrow SM \uparrow$
- ▶ 3. Iteraciones avanzadas... ¡¡El CG aeronave había cambiado mucho!!
Necesidad de mover CG aeronave hacia la cola ➡ Si $W_f \downarrow \rightarrow SM \downarrow$



Resultados obtenidos (I)

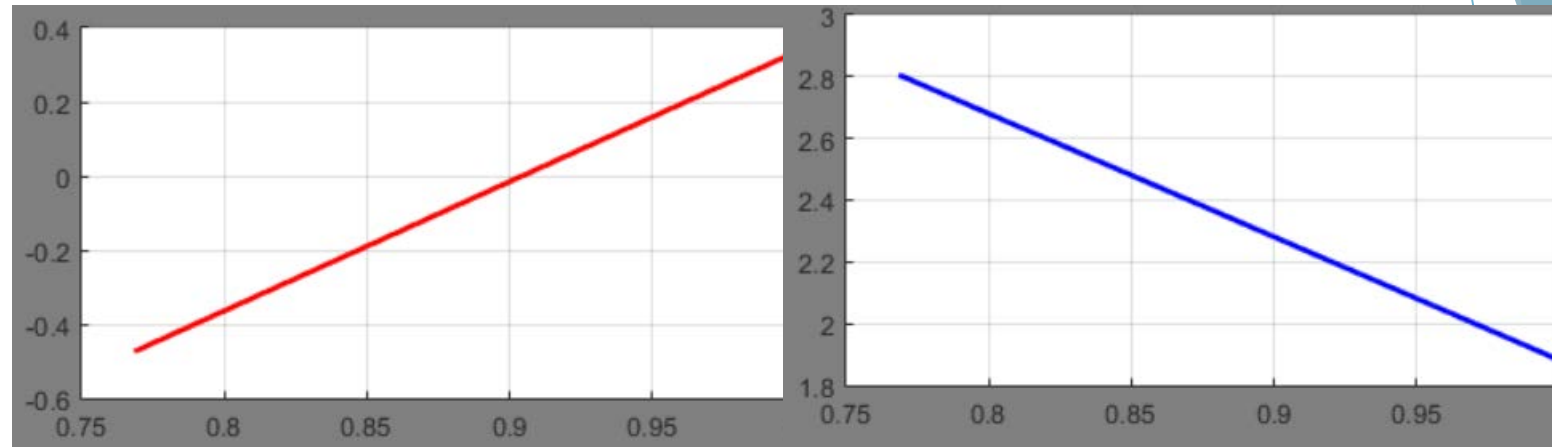
X_{caW}	20,2 m
X_{caHTP}	34,4 m

	Misión de Diseño	Misión Económica
SM (%) Con CP mitad crucero	25,5	26
SM (%) Con CP 0 fuel	23,4	25,5
SM (%) Sin CP mitad crucero	15,8	11,8
SM (%) Sin CP 0 fuel	10,3	10,3



Resultados obtenidos (II)

$\alpha, \delta_e \approx 0^\circ$
 $CM_\alpha < 0$
 $CM_0 > 0$
 $CD_i \ll CD_0 = 0,016$



	MISIÓN DE DISEÑO		MISIÓN ECONÓMICA	
	CON CP	SIN CP	CON CP	SIN CP
α (°)	-0,102	-0,174	-0,136	-1,29
δ_e (°)	2,38	2,14	2,11	3,52
CM_α (1/rad)	-1,22	-0,495	-1,24	-0,657
CM_0	0,0633	0,0661	0,0551	0,0799
CD_i	$0,77 \cdot 10^{-5}$	$0,69 \cdot 10^{-5}$	$0,6 \cdot 10^{-5}$	0,00046

1.2) Lateral – Direccional

Diseño Superficies de Control

RUDDER

$$|Cn_{\delta r disp}| > |Cn_{\delta r req}|$$

$$|-0,17078| > |-0,086289|$$

$$\frac{S_r}{S_{VTP}} = 0,35 \rightarrow S_r = 4,28183 \text{ m}^2$$

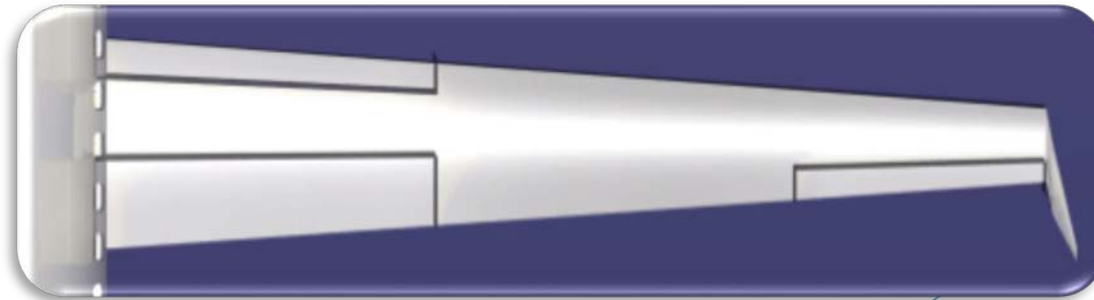


ALERONES

$$|Cl_{\delta a disp}| > |Cl_{\delta a req}|$$

$$|0,15173| > |-0,11666|$$

$$\frac{S_a}{S_w} = 0,0445 \rightarrow S_a = 3,0188 \text{ m}^2$$



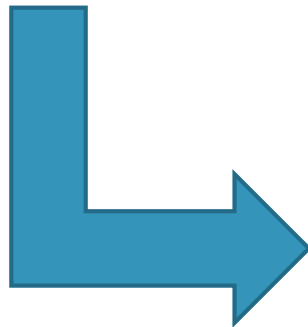
► Se estudian 2 situaciones:

Despegue con
fallo de motor

ϕ	-2,7801 °
δ_a	-2,2706 °
δ_r	10,2737 °

Aterrizaje con
viento cruzado

ϕ	2,2488 °
δ_a	1,1888 °
δ_r	8,4204 °



$\Phi < 5^\circ$
 $|\delta_a| < \delta_a max = 20^\circ$
 $|\delta_r| < \delta_r max = 20^\circ$

Resumen Estabilidad Estática: Derivadas

$$\begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\delta a} & C_{Y\delta r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta a} & C_{l\delta r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta a} & C_{n\delta r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,47904 & 0 & 0,32925 \\ -0,052552 & 0,19817 & 0,043796 \\ 0,10566 & -0,018228 & -0,14172 \end{bmatrix}$$

$$C_{l\beta} < 0$$

Criterio de Estabilidad

$$C_{n\beta} > 0$$

2) Estabilidad Dinámica

2.1) Longitudinal

$$\begin{bmatrix} C_{L\alpha} & C_{D\alpha} & C_{M\alpha} \\ C_{Lu} & C_{Du} & C_{Mu} \\ C_{Lq} & C_{Dq} & C_{Mq} \\ C_{L\dot{\alpha}} & C_{D\dot{\alpha}} & C_{M\dot{\alpha}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 6,7510 & 0,0791 & -1,8285 \\ 0,2214 & 0,0026 & 0 \\ 7,3586 & 0 & -42,3085 \\ 2,6281 & 0 & -4,5596 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} C_{L\delta e} \\ C_{D\delta e} \\ C_{M\delta e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,3827 \\ 0,0045 \\ -2,2796 \end{bmatrix}$$

$$C_{L\alpha} > 0$$

$$C_{M\alpha} < 0$$

$$C_{Mq} < 0$$

Modos Longitudinales

	Corto Período	Fugoide
$s_{1,2}$ (1/s)	$-0,64551 \pm 0,86015 i$	$-0,023756 \pm 0,073197 i$
ω_n (rad/s)	1,0754	0,076955
ξ	0,60024	0,3087
T (s)	7,3048	85,8398
$T_{\frac{1}{2}}$ (s)	1,0736	29,1718
$N_{1/2}$	0,14657	0,3383
δ	4,72804	2,0447

Modos estables y
oscilatorios

2.2) Lateral - Direccional

$$\begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{l\beta} & C_{n\beta} \\ C_{Yp} & C_{lp} & C_{np} \\ C_{Yr} & C_{lr} & C_{nr} \\ C_{Y\dot{\beta}} & C_{l\dot{\beta}} & C_{n\dot{\beta}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,7001 & -0,0806 & 0,2015 \\ -0,4923 & -0,6660 & -0,0312 \\ 0,6027 & 0,1341 & -0,2651 \\ -0,0397 & -0,0053 & 0,0171 \end{bmatrix}$$

$$C_{lp} < 0$$

$$\begin{bmatrix} C_{Y\delta r} & C_{l\delta r} & C_{n\delta r} \\ C_{Y\delta a} & C_{l\delta a} & C_{n\delta a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,4483 & 0,0596 & -0,1930 \\ 0 & 0,2034 & -0,0140 \end{bmatrix}$$

$$C_{n\delta r} < 0$$

Modos

Balaceo Holandés

$s_{1,2} (1/s)$	$-0,099953 \pm 1,171i$
$\omega_n(rad/s)$	1,1753
ξ	0,085048
$T (s)$	5,3657
$T_{\frac{1}{2}} (s)$	6,9333

Convergencia en balance

$s (1/s)$	$-6,0062$
$T_{\frac{1}{2}} (s)$	0,11538

Espiral

$s (1/s)$	$-0,0020978$
$T_{\frac{1}{2}} (s)$	330,3475

MUCHAS GRACIAS POR
SU ATENCIÓN

