

Future **L**evel **A**ndalusian **M**id-Range **A**ircraft

INTRODUCCIÓN

FLAMA se dedica al desarrollo de aeronaves para transporte comercial en trayectos de **medio y corto** alcance.

Nuestros aviones están diseñados para volar de manera **eficiente** distancias de aproximadamente **3000km**; lo cual permite realizar viajes nacionales y continentales de una forma **rápida, cómoda y segura**.



INTRODUCCIÓN

Los integrantes del grupo:



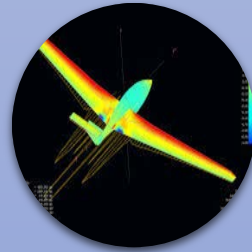
Actuaciones

- Alberto Baro
- Cristina Durán
- Miguel Ángel Zayas



Diseño

- Pedro García
- Pablo Marín
- Miguel Ángel Pereira



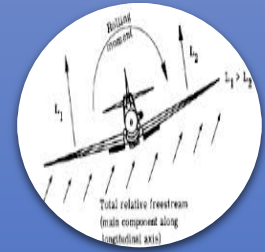
Aerodinámica

- Ángel Boyer
- Francisco Manuel García
- Álvaro Garrido



Estructuras

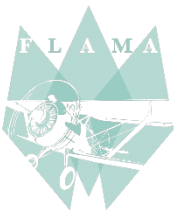
- Alberto Herrerías
- Javier Santaolaya



Estabilidad y control

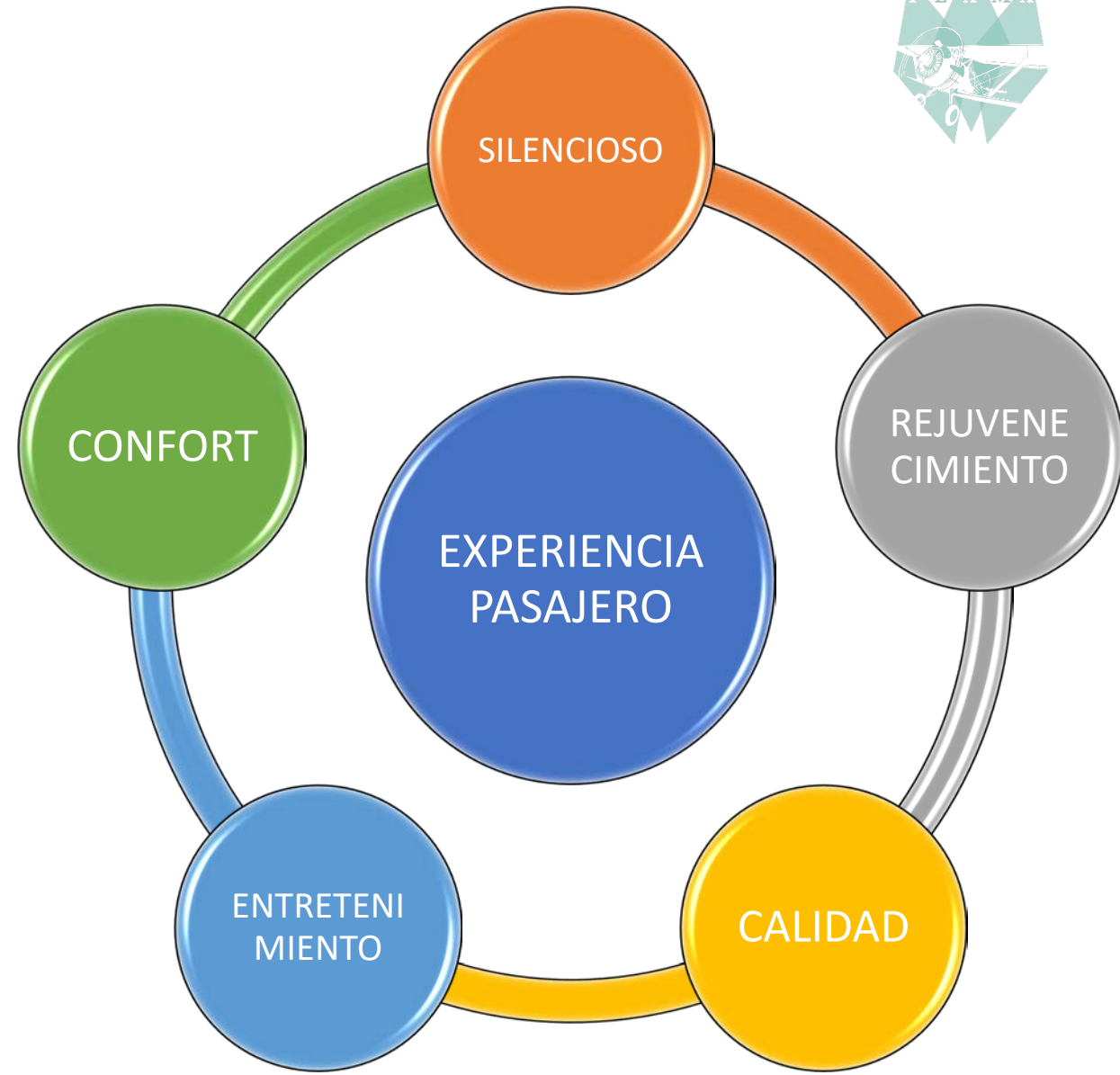
- Juan Vicente Fernández
- Mari Cruz Sánchez





INTRODUCCIÓN

Los valores que defendemos ...



INTRODUCCIÓN

Justificación de la configuración; Estudio de Mercado.

OBJETIVO

- Diseñar un avión turbohélice atractivo para las aerolíneas y el público en general.

PROBLEMAS

- Múltiples opciones de configuración.
- Ausencia de datos técnicos que inclinen la balanza.

SOLUCIÓN

- Realización de un estudio de mercado en personas sin formación aeronáutica.

INTRODUCCIÓN

Justificación de la configuración; Estudio de Mercado.



PREGUNTA:

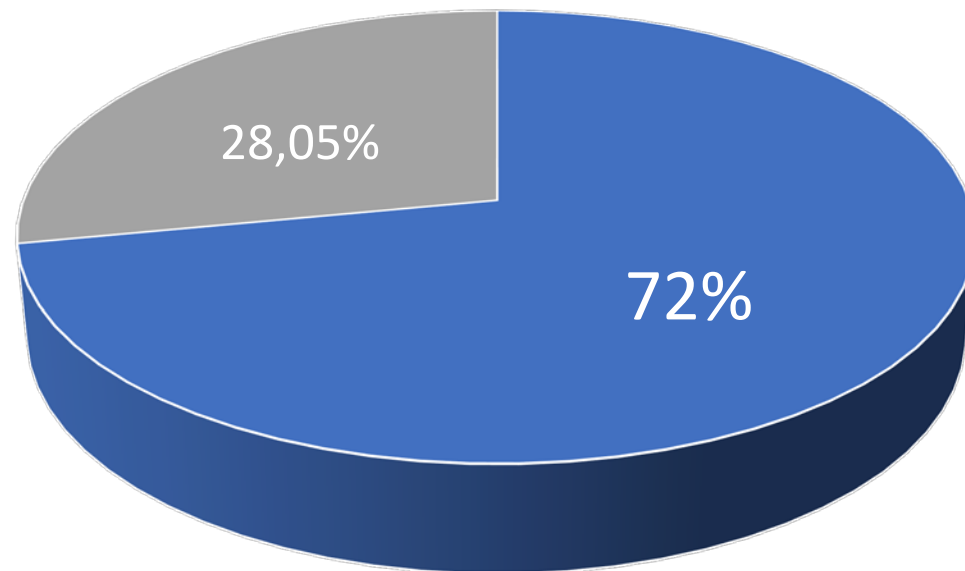
¿Cuál de estas dos configuraciones te parece mas segura?

- Ala alta (ATR 72)
- Ala baja (P3 Orión)

INTRODUCCIÓN

Justificación de la configuración; Estudio de Mercado.

Preferencia



- Ala alta
- Ala baja

CONCLUSIÓN

- Un 72% de las personas encuestadas se sentiría mas seguras en una aeronave de ala baja



ALA BAJA



ÍNDICE

1. **Diseño**
2. **Actuaciones.**
3. **Estructuras**
4. **Aerodinámica.**
5. **Estabilidad y Control**

DISEÑO

MULTIMEDIA



BAÑOS



COMODIDAD



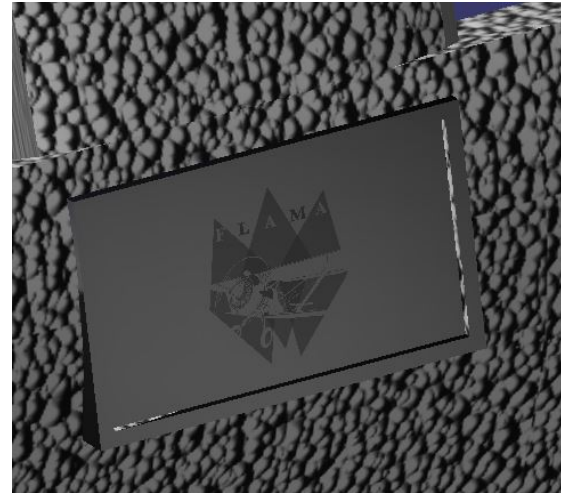
GALLEY

DISEÑO

SISTEMA MULTIMEDIA

¿DÓNDE?

- En la parte delantera de cada asiento hay una **pantalla LCD** destinada al entretenimiento de los pasajeros.



¿CÓMO?

- Streaming de **películas a la carta** para cada asiento, con una amplia variedad para elegir.
- Entrada de **auriculares** individual, facilitados por los tripulantes a los pasajeros que los soliciten.

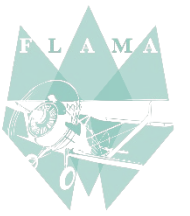
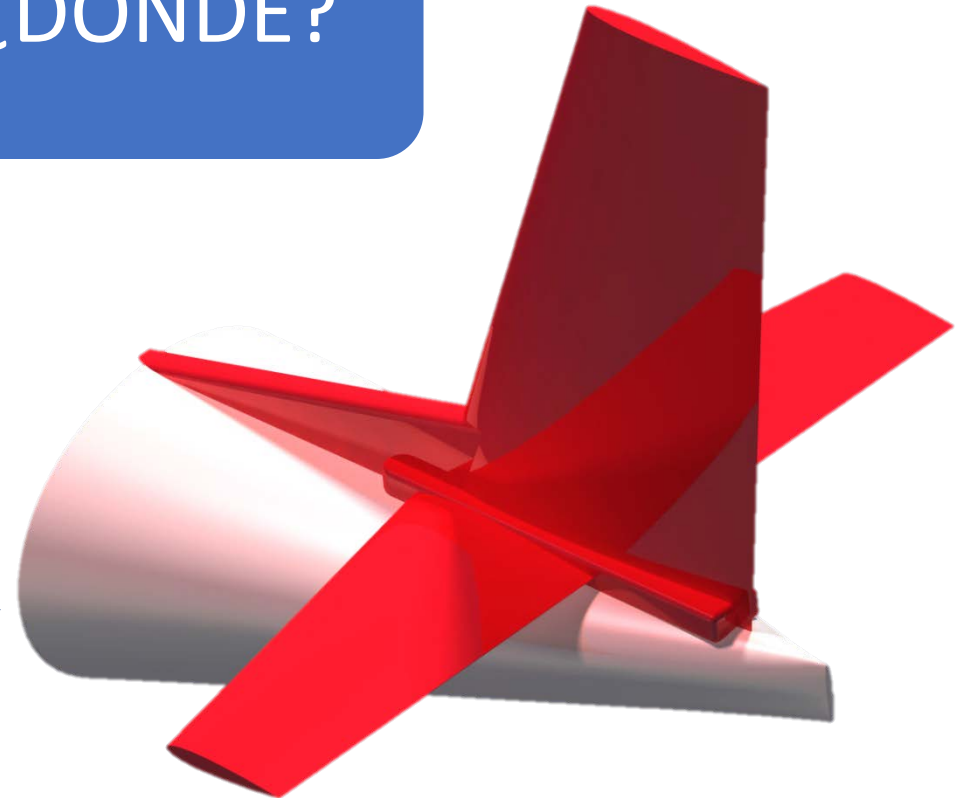


DISEÑO

BAÑO

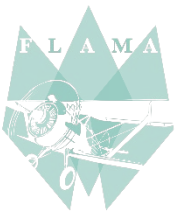
¿DÓNDE?

- Situado en el **cono de cola**, ocupando el menor espacio posible manteniendo la comodidad de los pasajeros

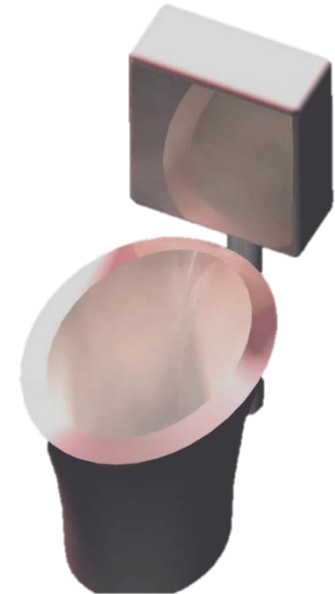


DISEÑO

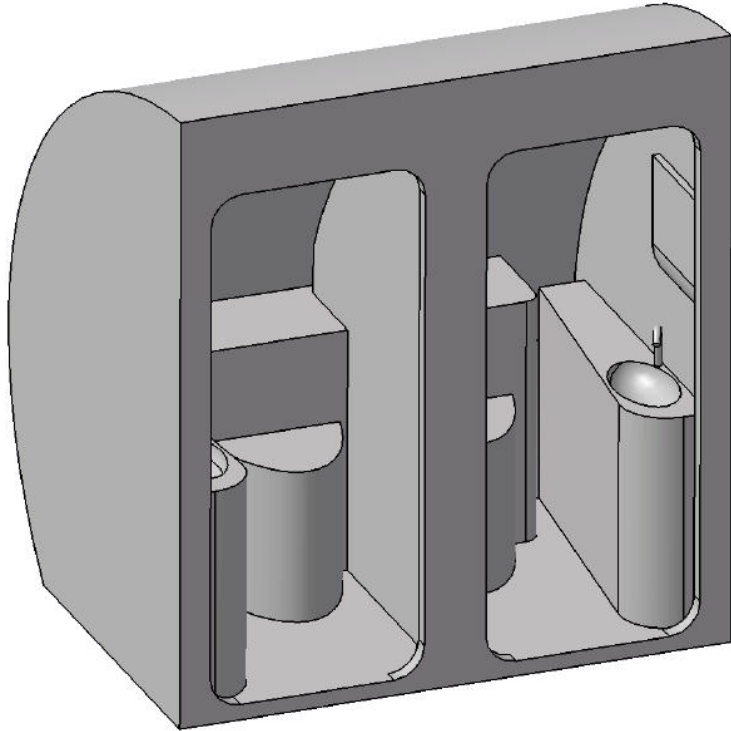
¿CÓMO?



- Con aseos para señoras y caballeros, agilizando de esta manera el tiempo de uso.
- Con instalaciones sanitarias de diseño, pero sin renunciar a la **funcionalidad**

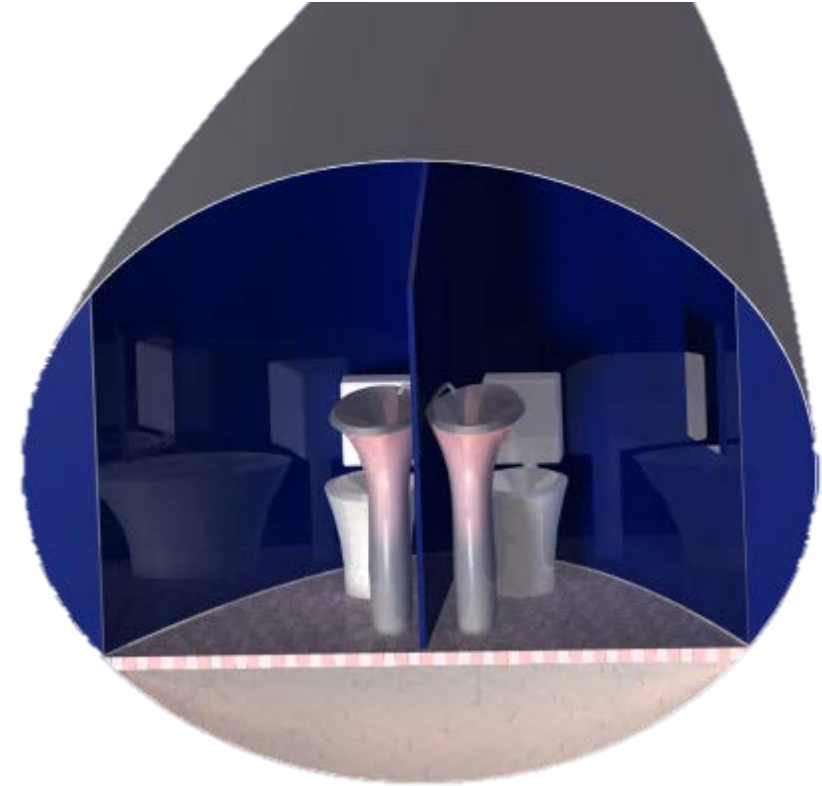


DISEÑO



Versión inicial, pensada para ser colocada en la parte lateral del fuselaje.

BAÑO

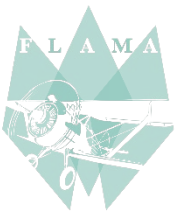


Versión final, integrada en el cono de cola de la aeronave con el propósito de dejar espacio para las puertas.

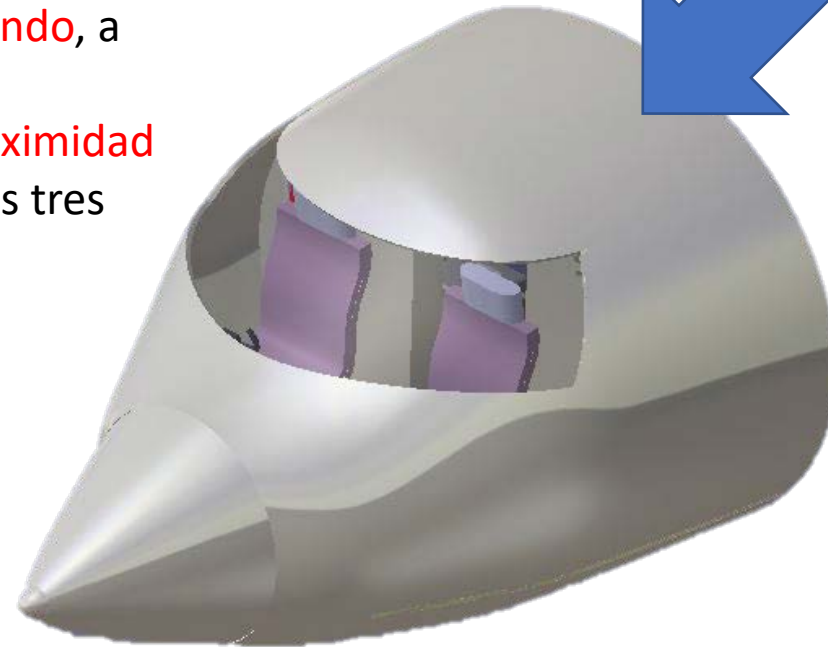
DISEÑO

GALLEY

¿DÓNDE?



- En la parte posterior de la **cabina de mando**, a continuación de la entrada.
- Se elige este emplazamiento por su **proximidad** a la zona donde se acomodan dos de los tres **tripulantes**.

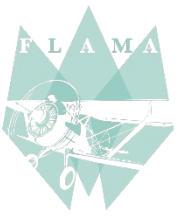
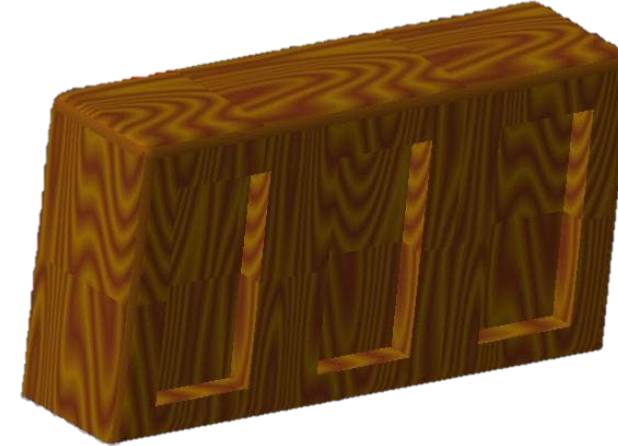


DISEÑO

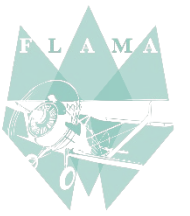
GALLEY

- Con un **armario** donde guardar las raciones a distribuir entre los pasajeros.
- Mediante un **carrito** disponible para transportarlas a lo largo del fuselaje

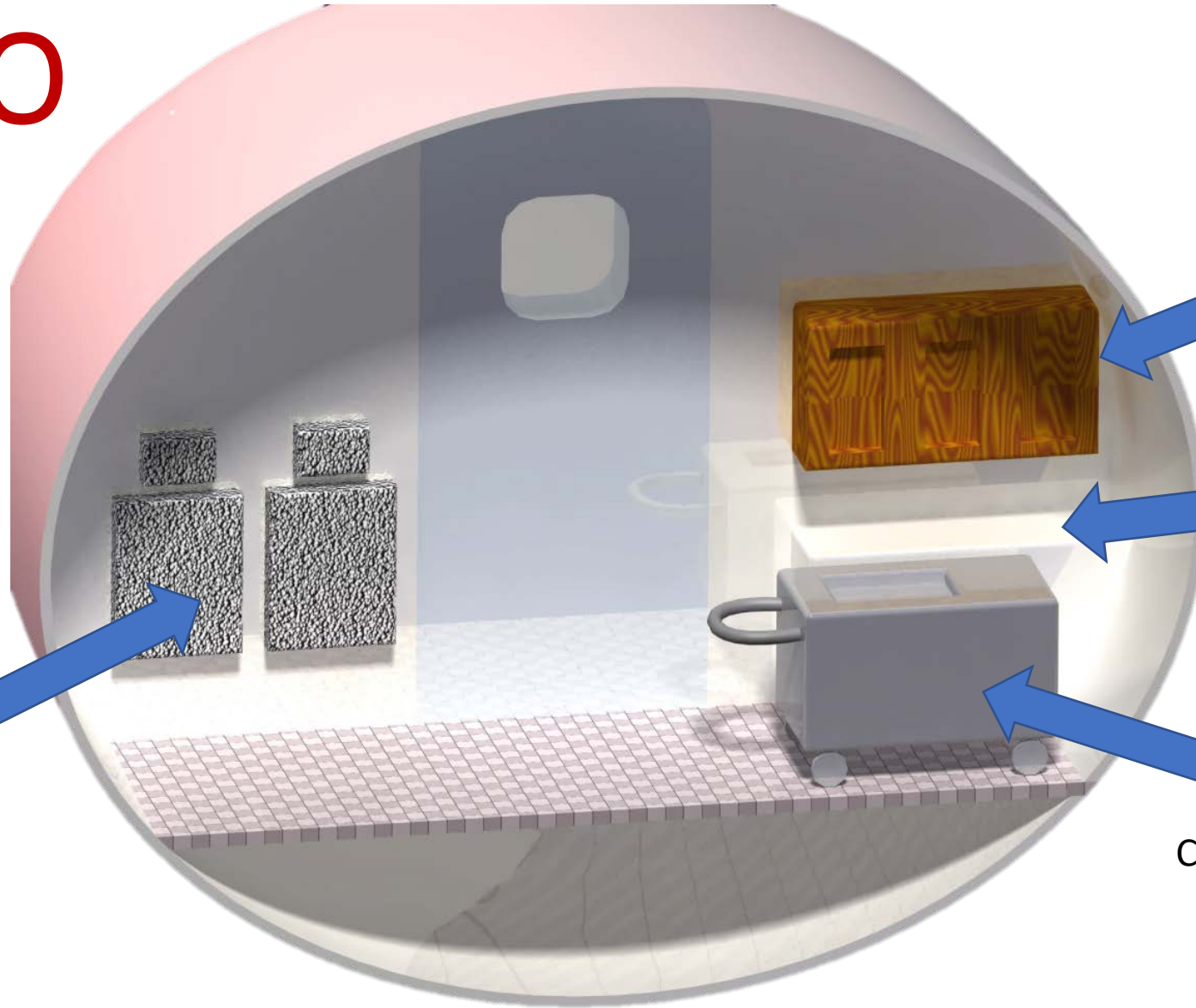
¿CÓMO?



DISEÑO



Asientos de la tripulación



Armario para almacenar provisiones

Encimera para preparar alimentos

Carrito de transporte

DISEÑO



Proceso de diseño

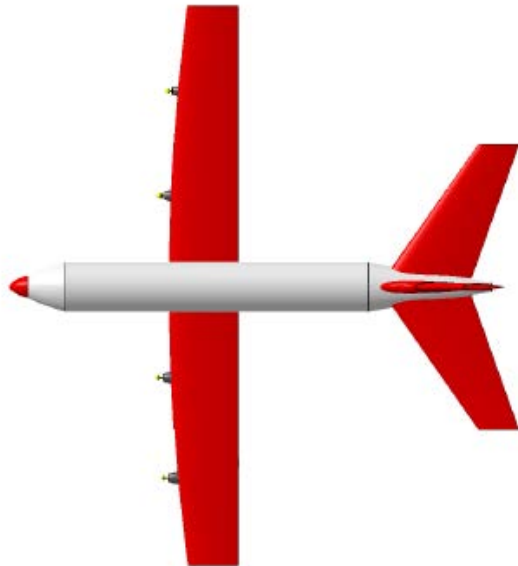
DISEÑO



Primera fase del diseño: Tres modelos iniciales, centrándonos en dos.

← Tomando como referencia la aeronave ATR72

DISEÑO

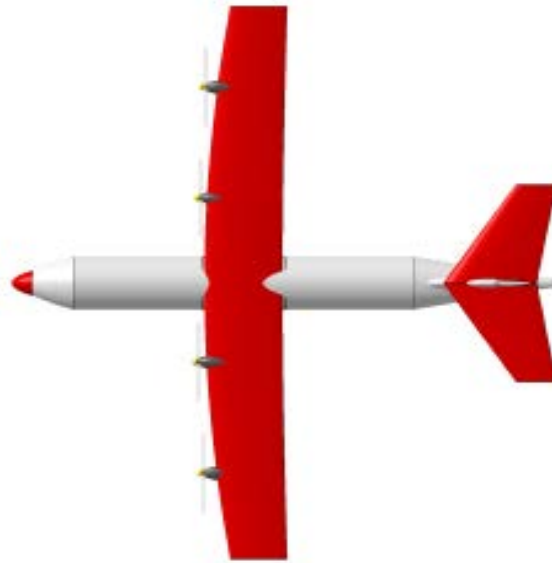
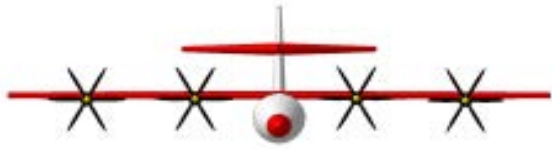


Modelo de ala baja:

- Percepción estética mejor para el cliente
- Pasajeros más cómodos al reducirse el ruido gracias a la posición de los motores más alejados de los asientos
- Menos estable.

DISEÑO

Modelo de ala alta:



- Gran estabilidad
- Sin embargo puede resultar molesto a los pasajeros, debido al ruido del motor

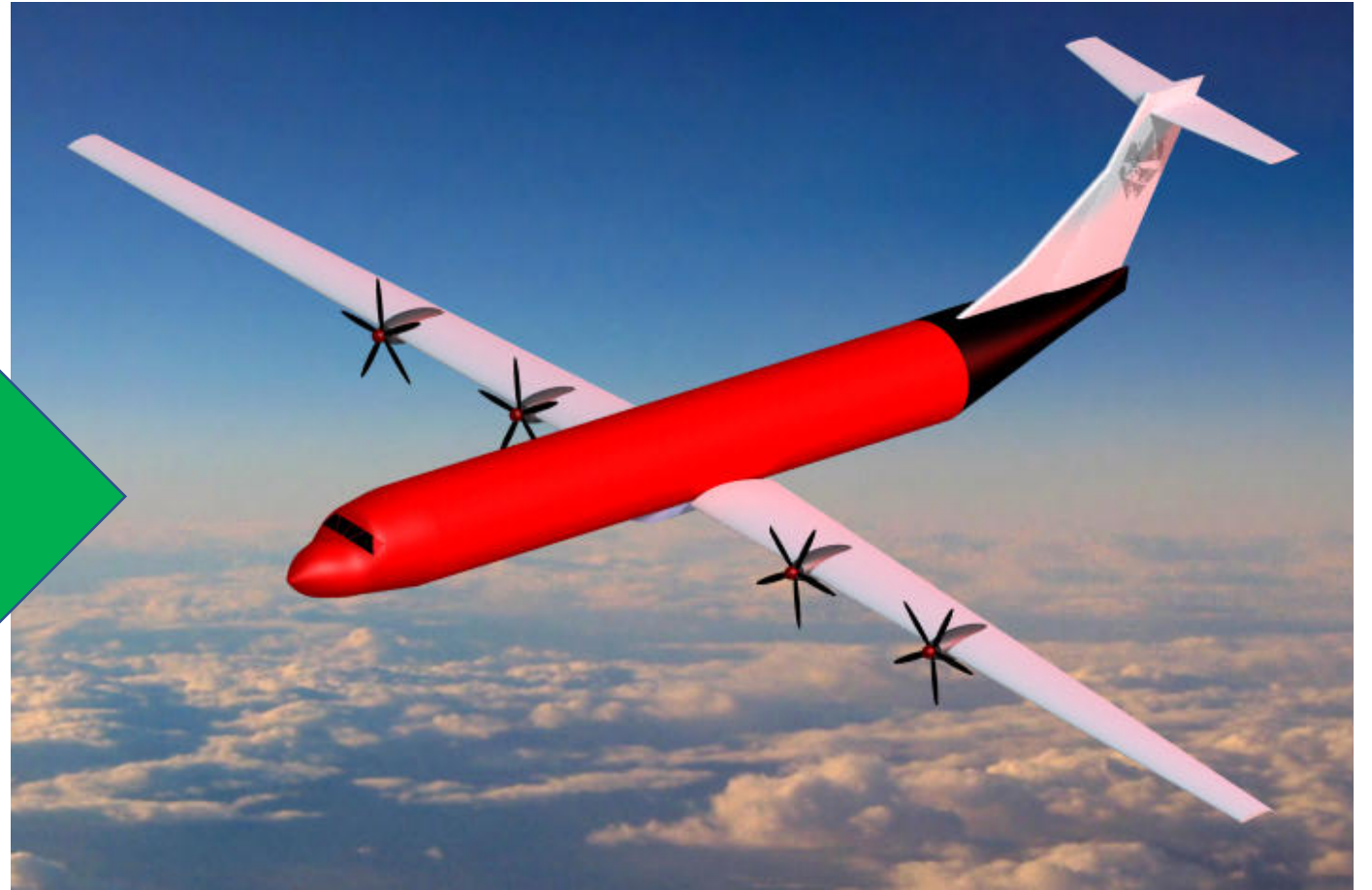
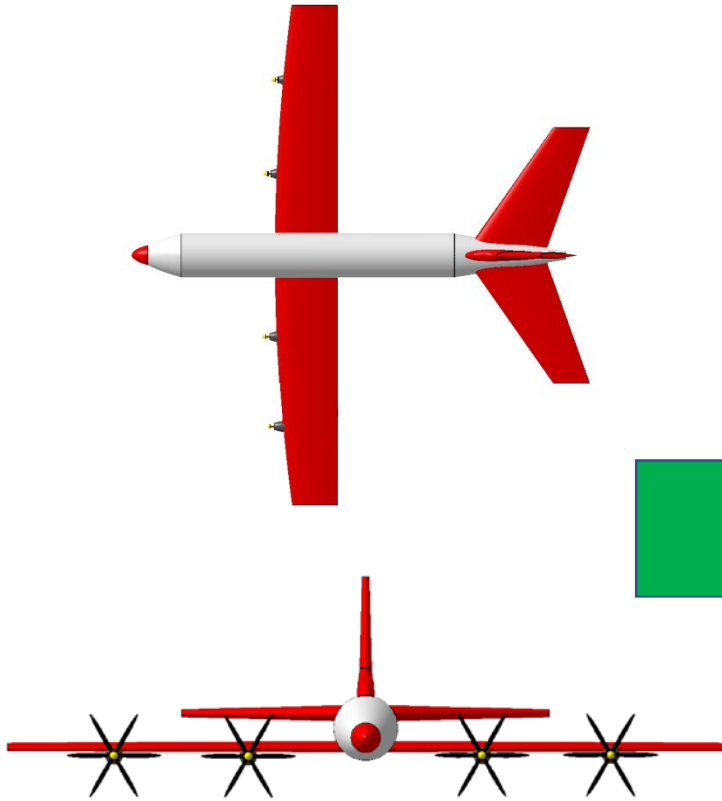
DISEÑO



- En concurrencia con el resto de departamentos se decidió por el modelo de ala baja.
- Primer hito conseguido: Obtener un boceto de aeronave con el que empezar a diseñar con más detalle
- Objetivo: cumplir una de las señas de identidad de nuestra empresa:

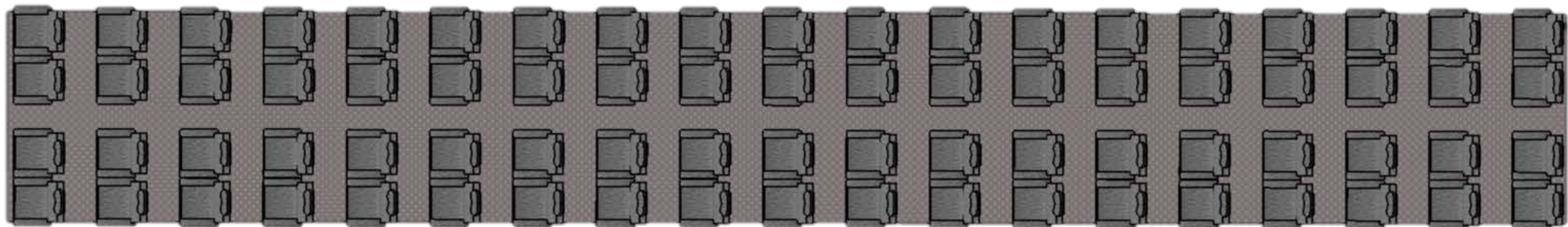
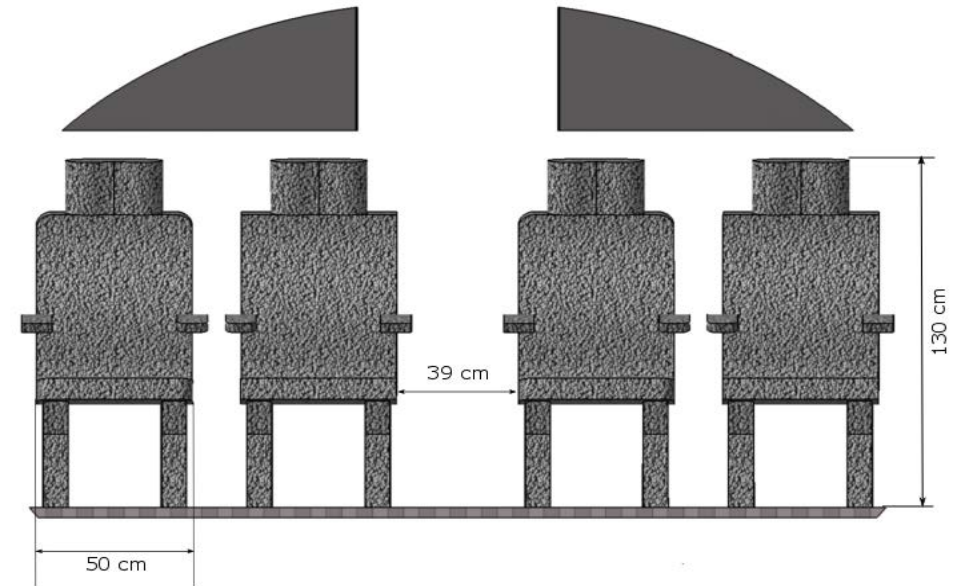
Ofrecer una grata experiencia de vuelo.

DISEÑO

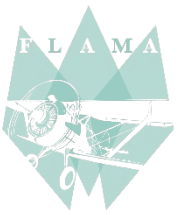


DISEÑO

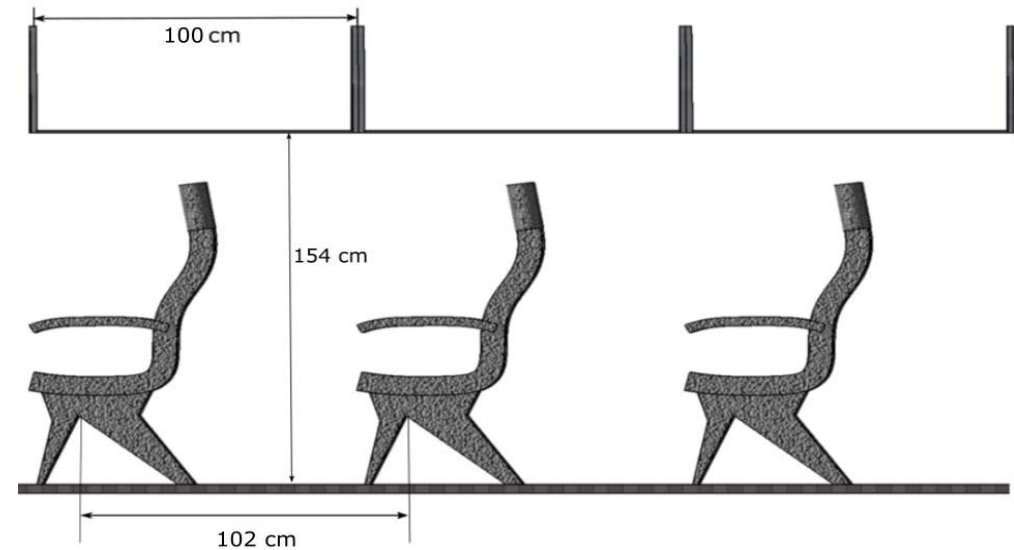
- 76 Pasajeros.
- 19 Filas y 4 Columnas de asientos.
- Compartimento de equipaje de mano por cada 2 asientos.



DISEÑO

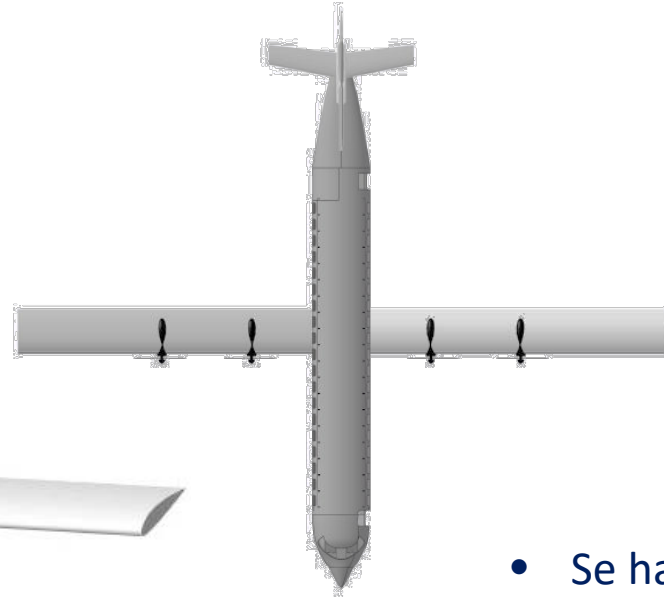
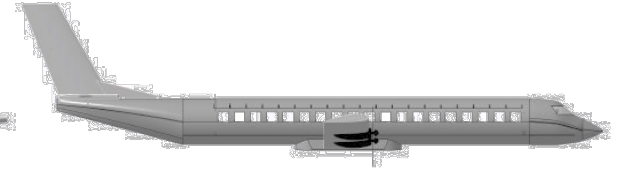
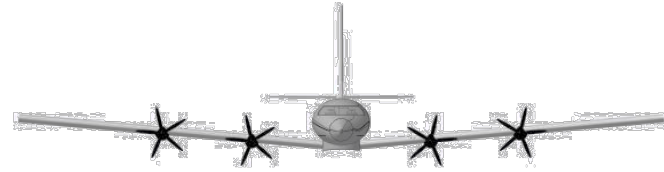
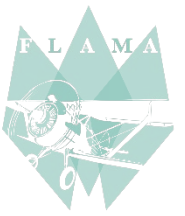


- Gran espacio entre asientos: **gran comodidad.**
- Lo cual conecta con la idea de dotar a nuestros pasajeros de una grata experiencia de vuelo



Segundo hito conseguido: distribución de asientos preliminar, modelo paramétrico, primer dimensionado y toma de medidas.

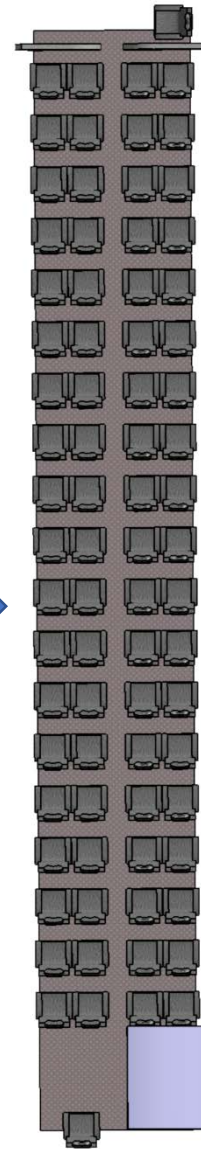
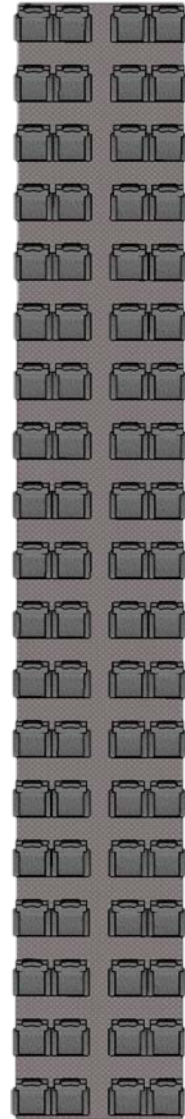
DISEÑO



- Se han añadido puertas y ventanas y se han añadido el baño y el galley.

DISEÑO

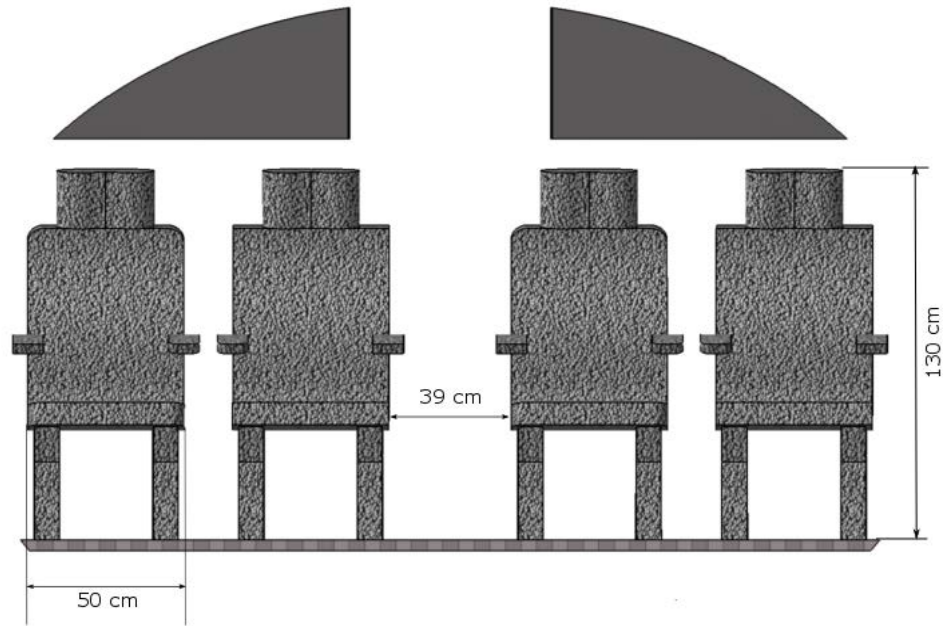
Diseño anterior



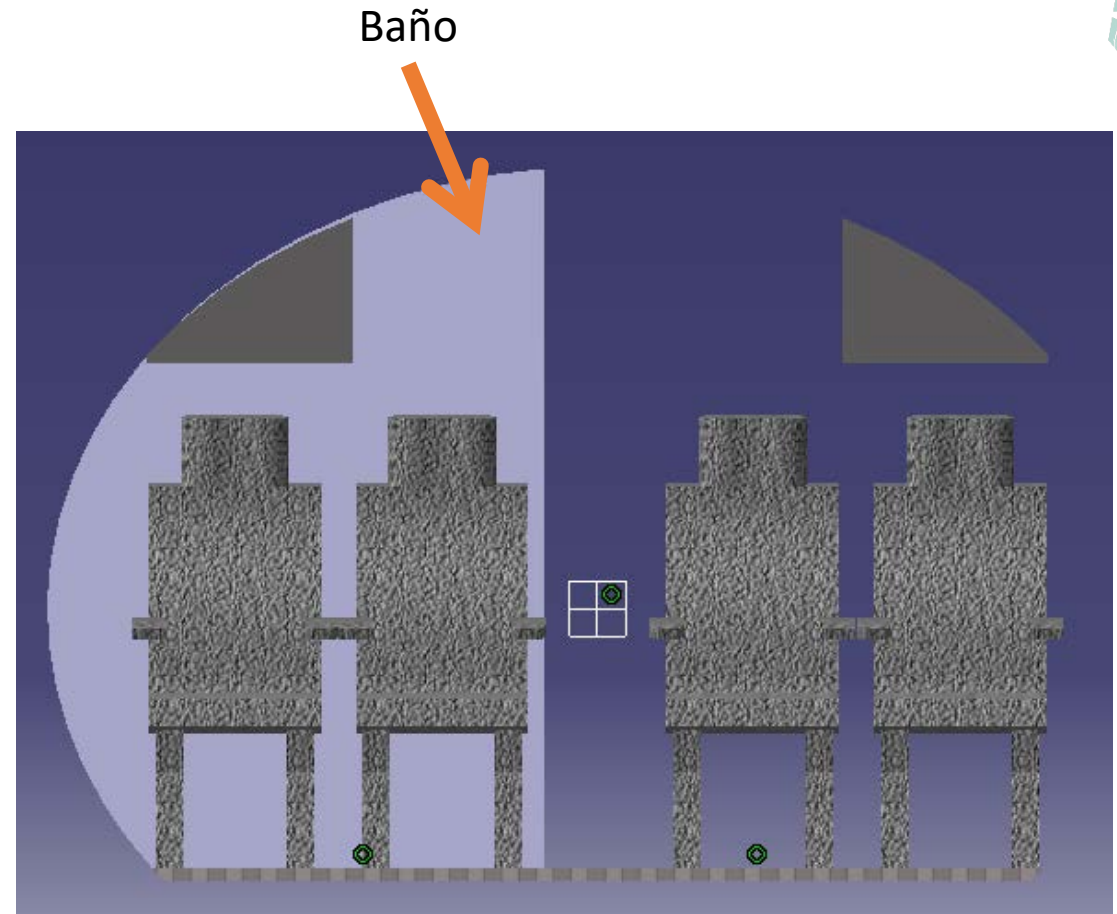
Diseño nuevo

- 76 Pasajeros.
- 19 Filas y 4 Columnas de asientos.
- 2 asientos para tripulación

DISEÑO



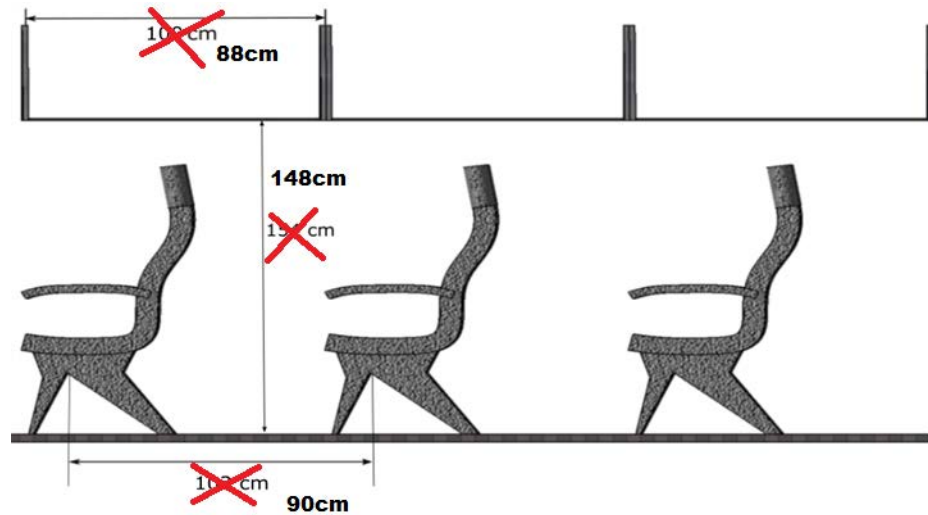
DISEÑO ANTERIOR



DISEÑO NUEVO

El tamaño de los asientos se ha mantenido para mayor confort

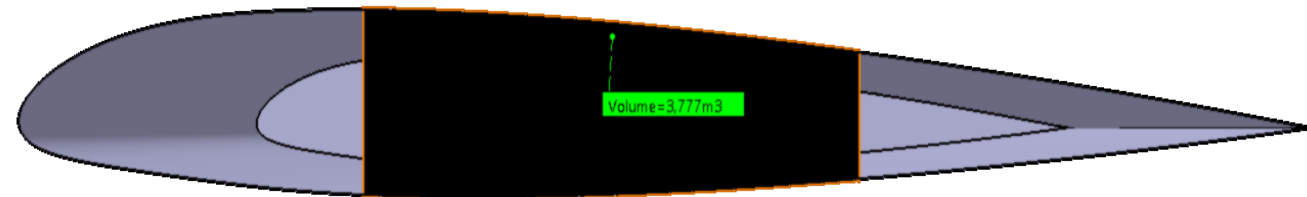
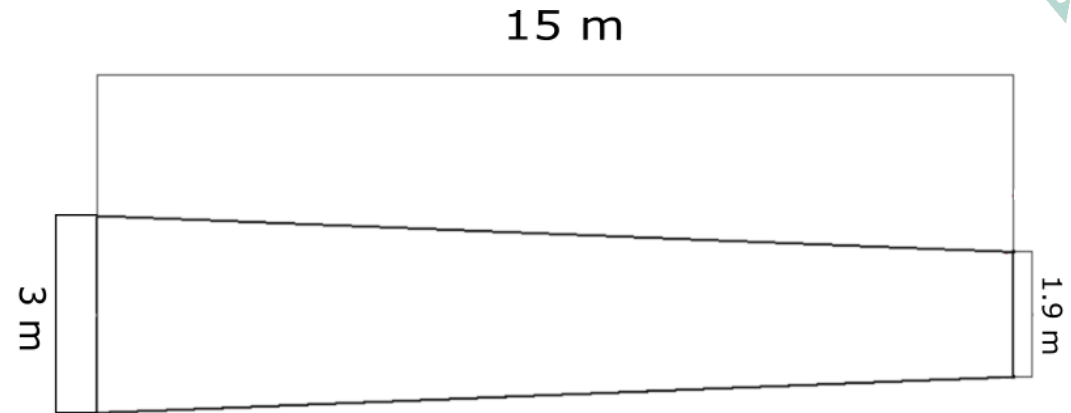
DISEÑO

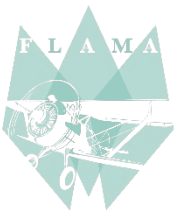


- **Modificación de las dimensiones de los portaequipajes de mano para mejorar la movilidad por el interior de la aeronave**
- **Reducción razonable del pitch de los asientos para acomodar baño y galley**

DISEÑO

- **Ala:** 3 m cuerda raíz, 1.9 m en la punta y 15 m de longitud.
- Capacidad de alojar **3777 litros** de combustible por cada semiala.
- 50 % del volumen interior destinado al almacenamiento de combustible.





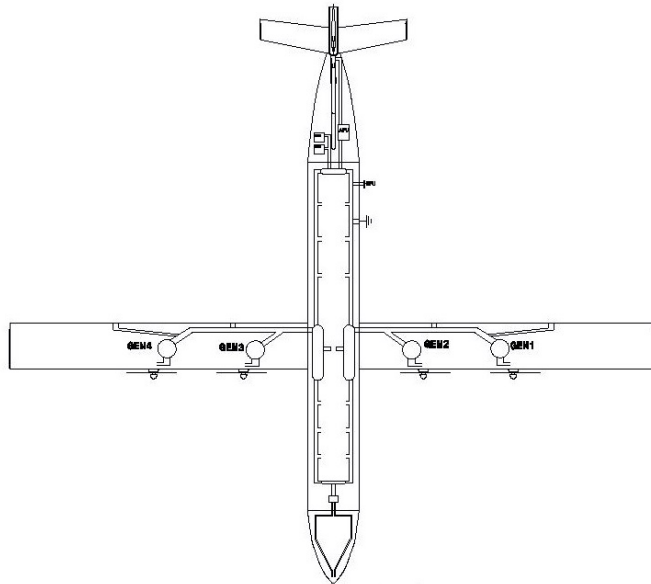
DISEÑO

- Necesidad de usar lugares alternativos para alojar el combustible: estabilizador vertical, parte de la bodega, etc.
- Concurrencia con otros departamentos para ubicar dónde posicionar el resto de combustible necesario.
- Tercer hito conseguido: distribución de asientos final, acondicionamiento interior, diseño final de ala y sistemas de la aeronave.

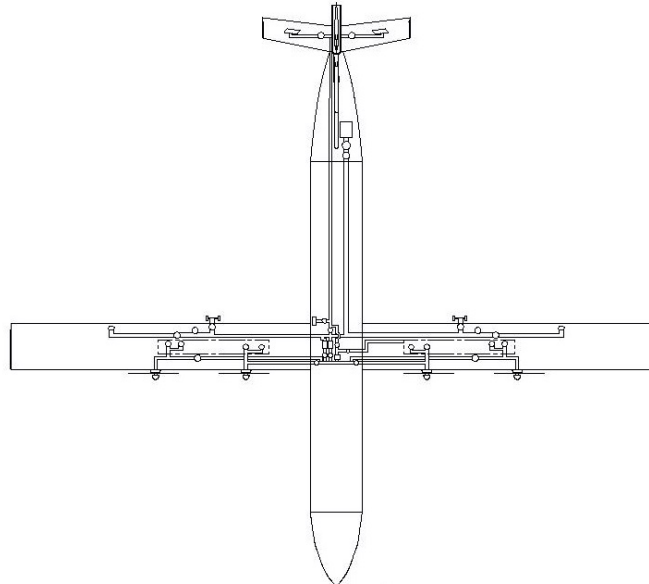
DISEÑO

Se han diseñado de manera esquemática los siguientes tres sistemas:

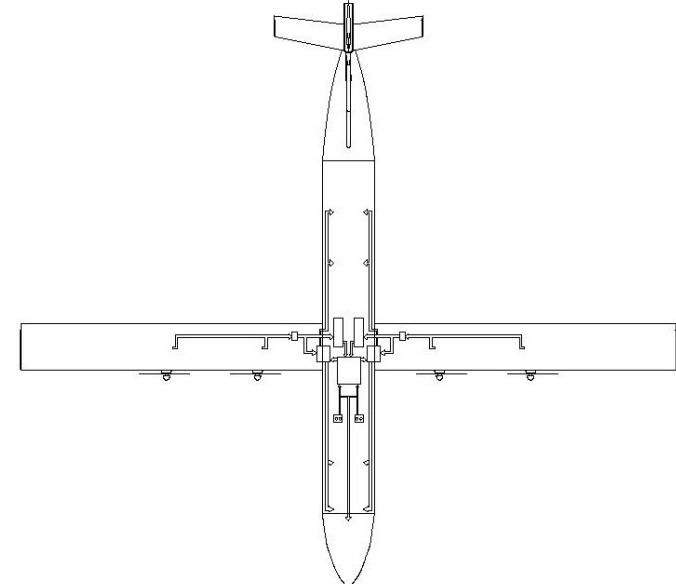
ATA 24 - SISTEMA ELÉCTRICO:



ATA 28 - SISTEMA DE COMBUSTIBLE:



ATA 31 - ECS:

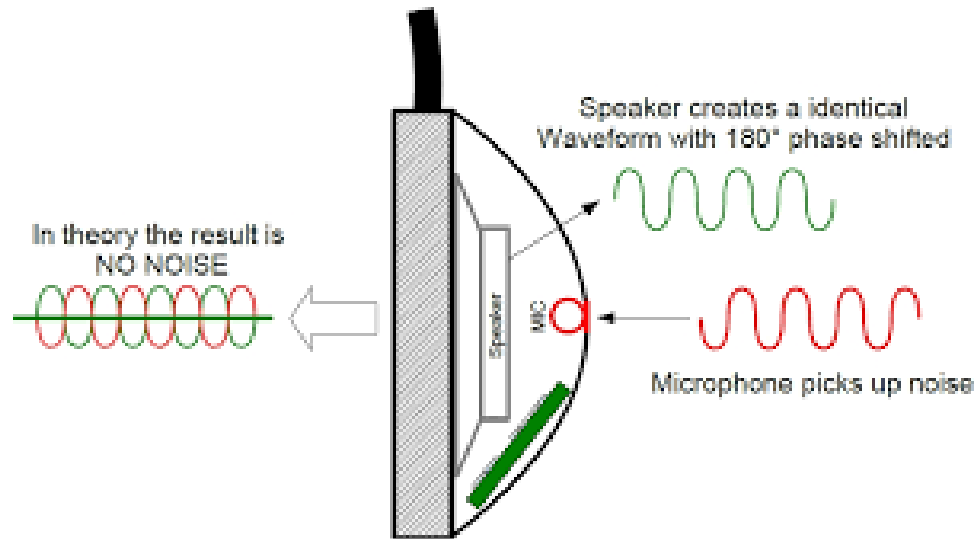


DISEÑO

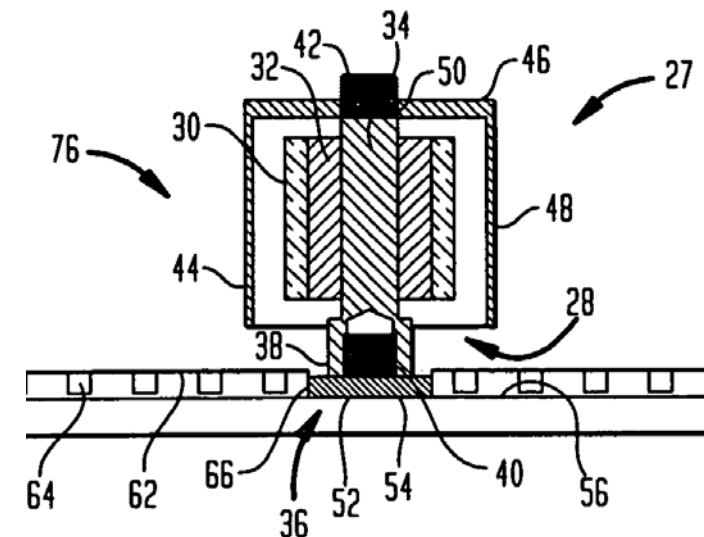
Aislamiento de ruido:

Hay que tratar de paliar el ruido de los motores y vibraciones estructurales.

Active Noise Cancellation



Passive Tuned Vibration Absorbers

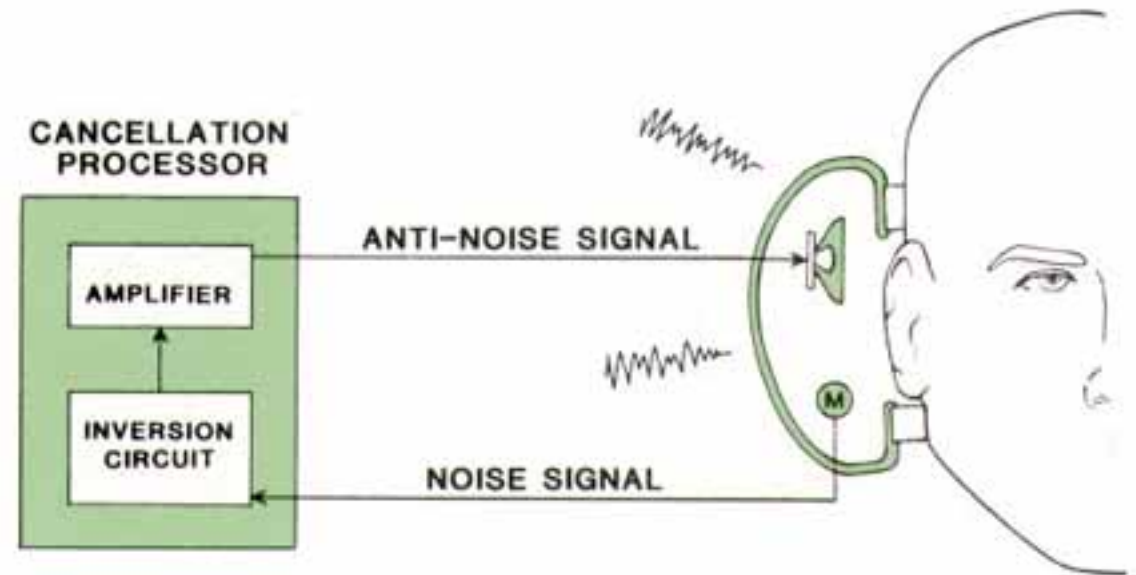


DISEÑO

Active Noise Cancellation:

Mediante la inversión de la frecuencia de entrada de ruido en cabina a través de micrófonos y altavoces es posible reducir unos 5dB el ruido dentro del avión.

Se podría complementar con auriculares de cancelación sonora.

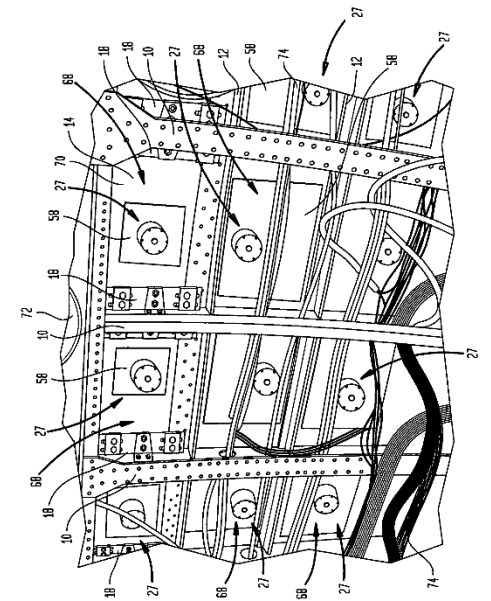


DISEÑO

Passive Tuned Vibration Absorbers:

El ruido introducido en cabina por las vibraciones estructurales es eliminable a partir de una serie de mecanismos de amortiguadores y resortes sobre la superficie del fuselaje.

Se apoya en el syncrophaser y el equilibrado de las hélices para bajar aún más los valores de ruidos.



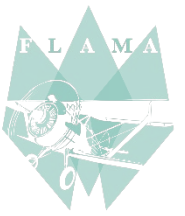
DISEÑO

Active Noise and Vibration Suppression:

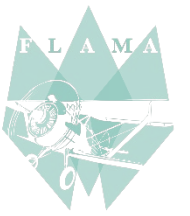
Bombardier combinó ambas soluciones en el ANVS. FLAMA ha decidido incluirlo en cada diseño para poder así cumplir con el confort del pasajero.

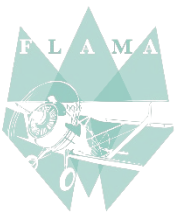
Los experimentos realizados sobre distintos aviones dejan patente que nuestro avión vuela con un Nivel de Presión Sonora inferior al Airbus A319 y aquellos de su clase.

DISEÑO



DISEÑO



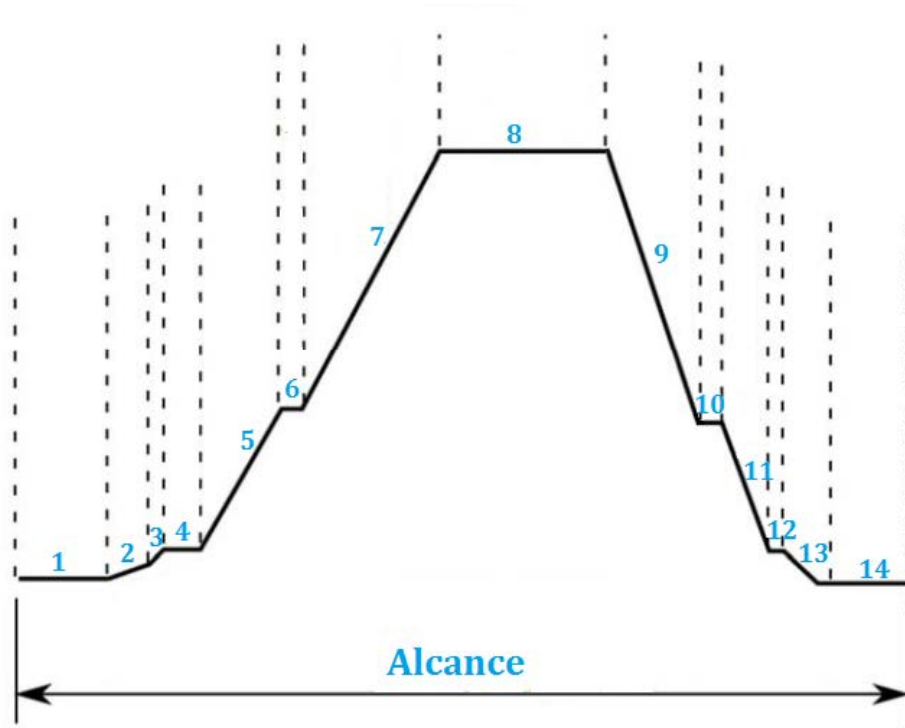


ÍNDICE

1. **Diseño**
2. **Actuaciones.**
3. **Estructuras**
4. **Actuaciones**
5. **Estabilidad y Control**

ACTUACIONES

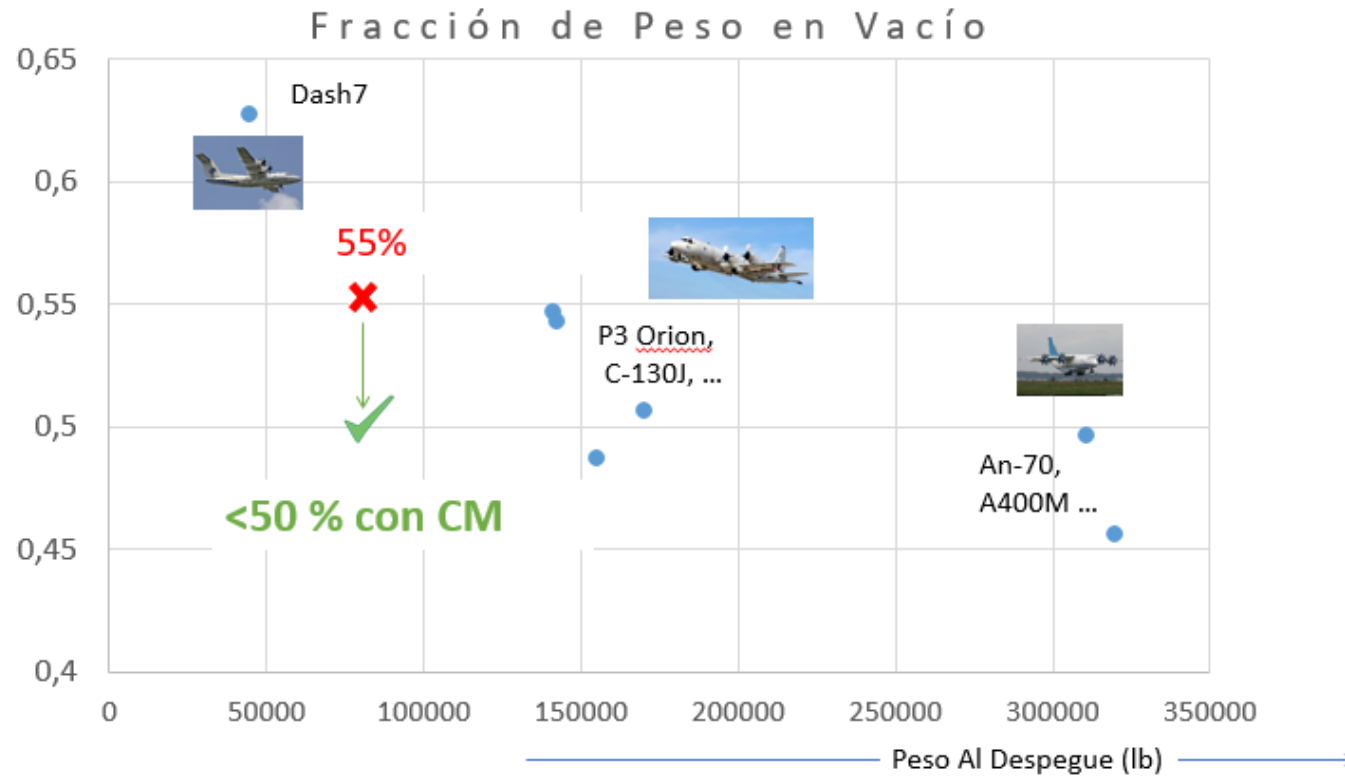
Definición de las misiones establecidas en el RFP



Misión	Diseño	Económica
Alcance (nmi)	1600	400
Carga de pago (Kg)	6950	7722

ACTUACIONES

Dimensionado inicial



- Alcance: 1600 nmi
- Carga de pago máxima

$$\frac{W_e}{W_0} = A K_{vs} W_0^C$$

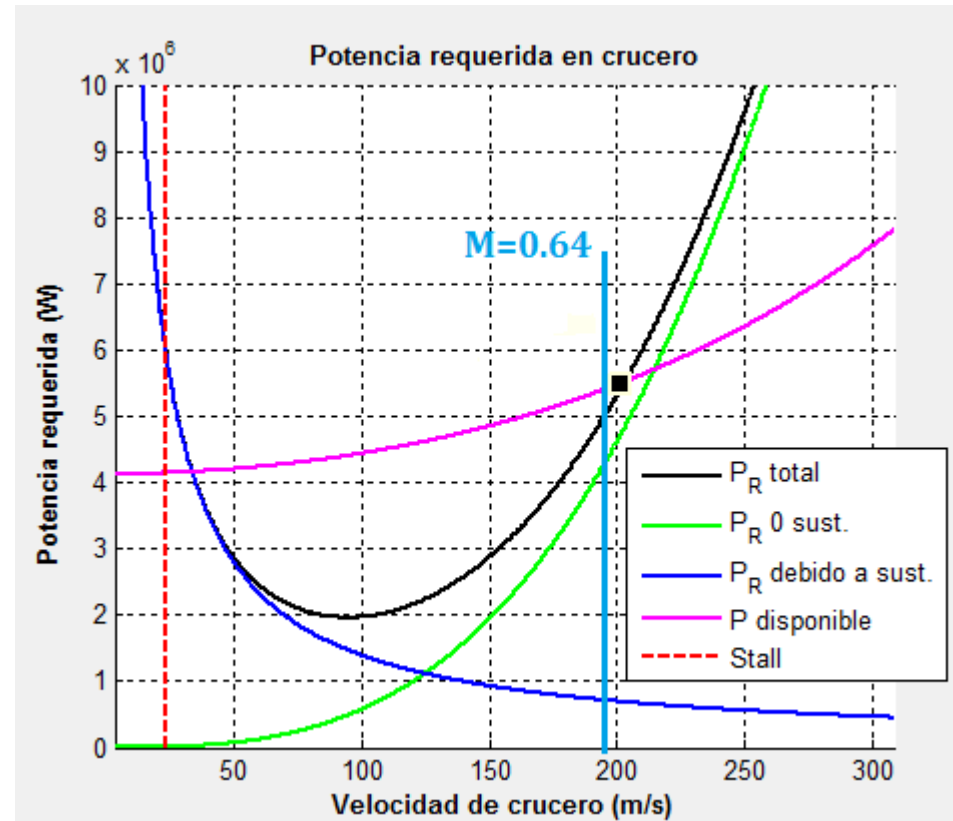
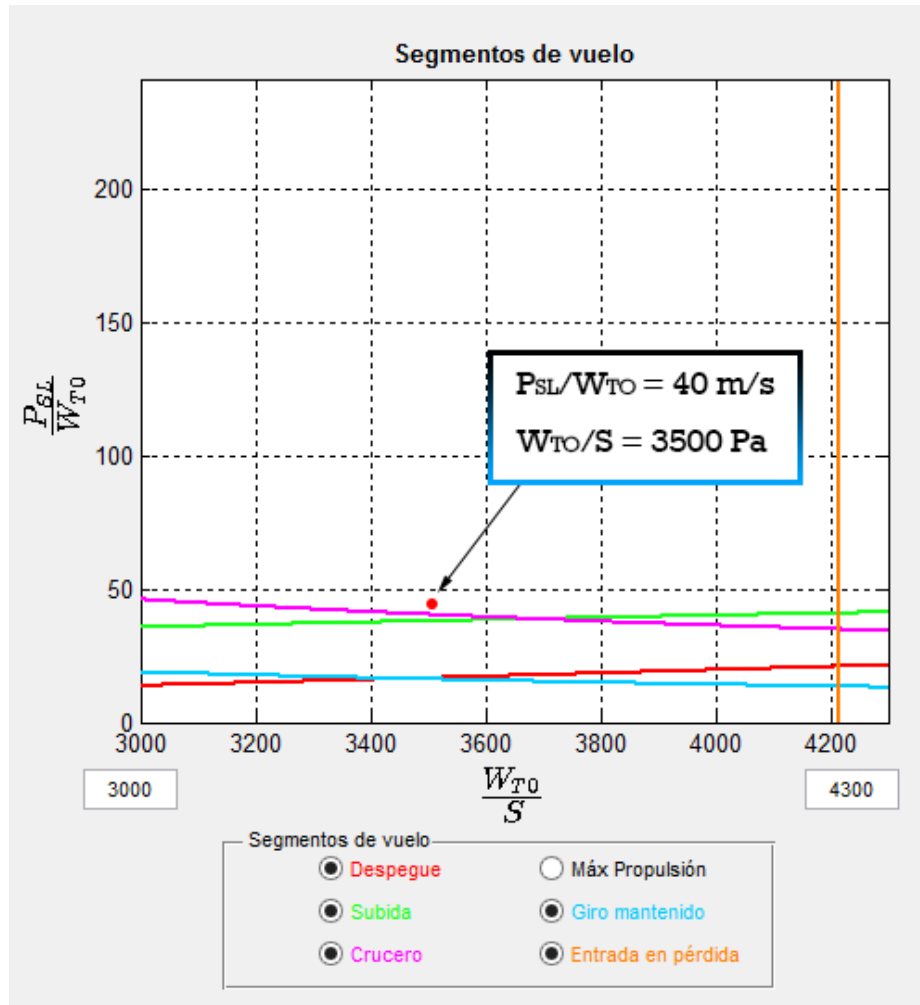
$$W_0 = 35058,7 \text{ Kg}$$
$$W_e = 17545,3 \text{ Kg}$$
$$W_f = 9428,09 \text{ Kg}$$

ACTUACIONES

$M = 0,64$
 $h = 26\ 000\ \text{ft}$

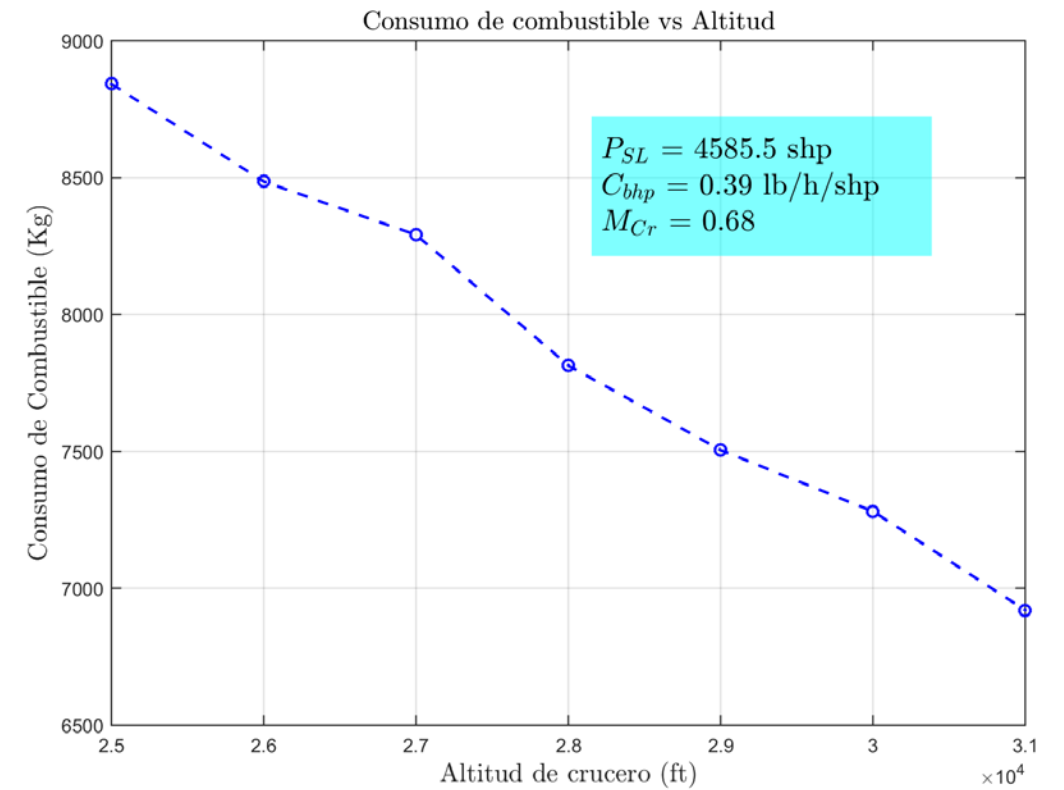
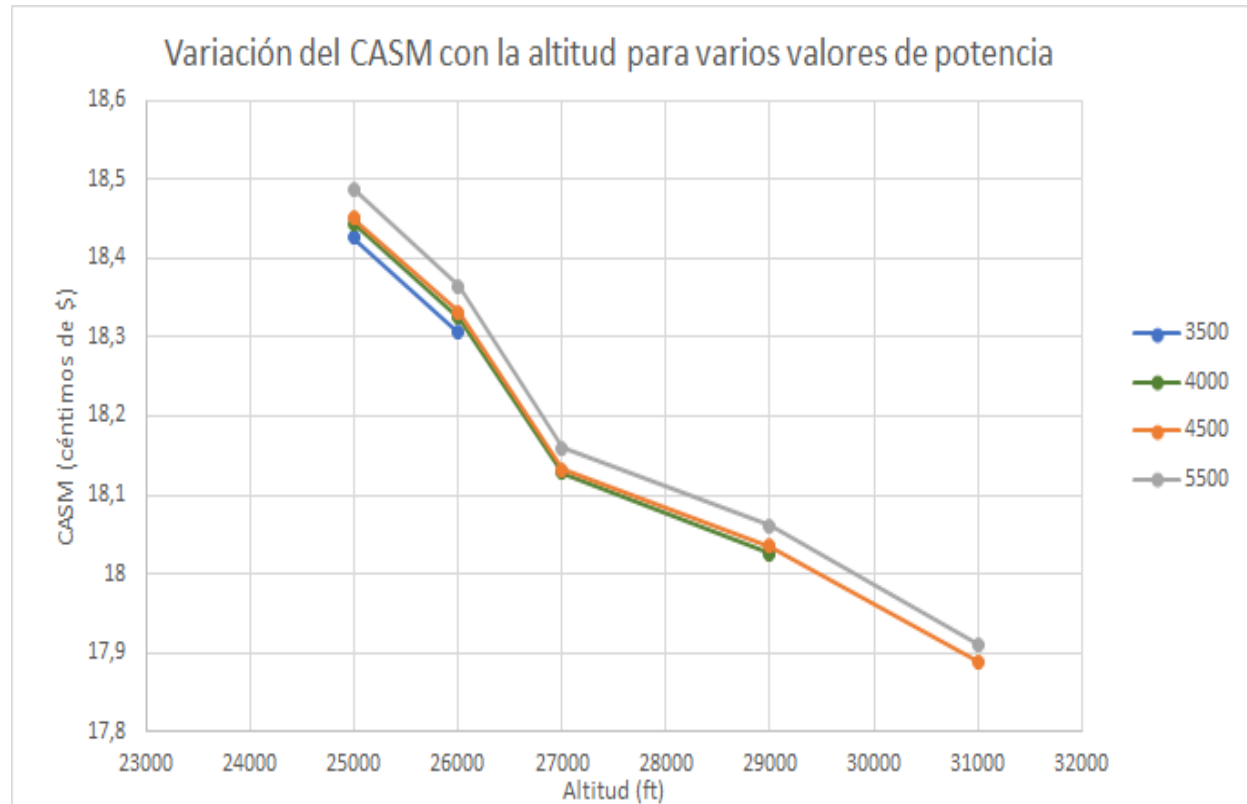
$P_{SL} = 5095\ \text{shp}$
 $\Delta P = 1261,9\ \text{shp}$

- Futuro:
- Disminuir P_{SL}
 - Mantener P_{SL}
 - Aumentar M
 - Aumentar h



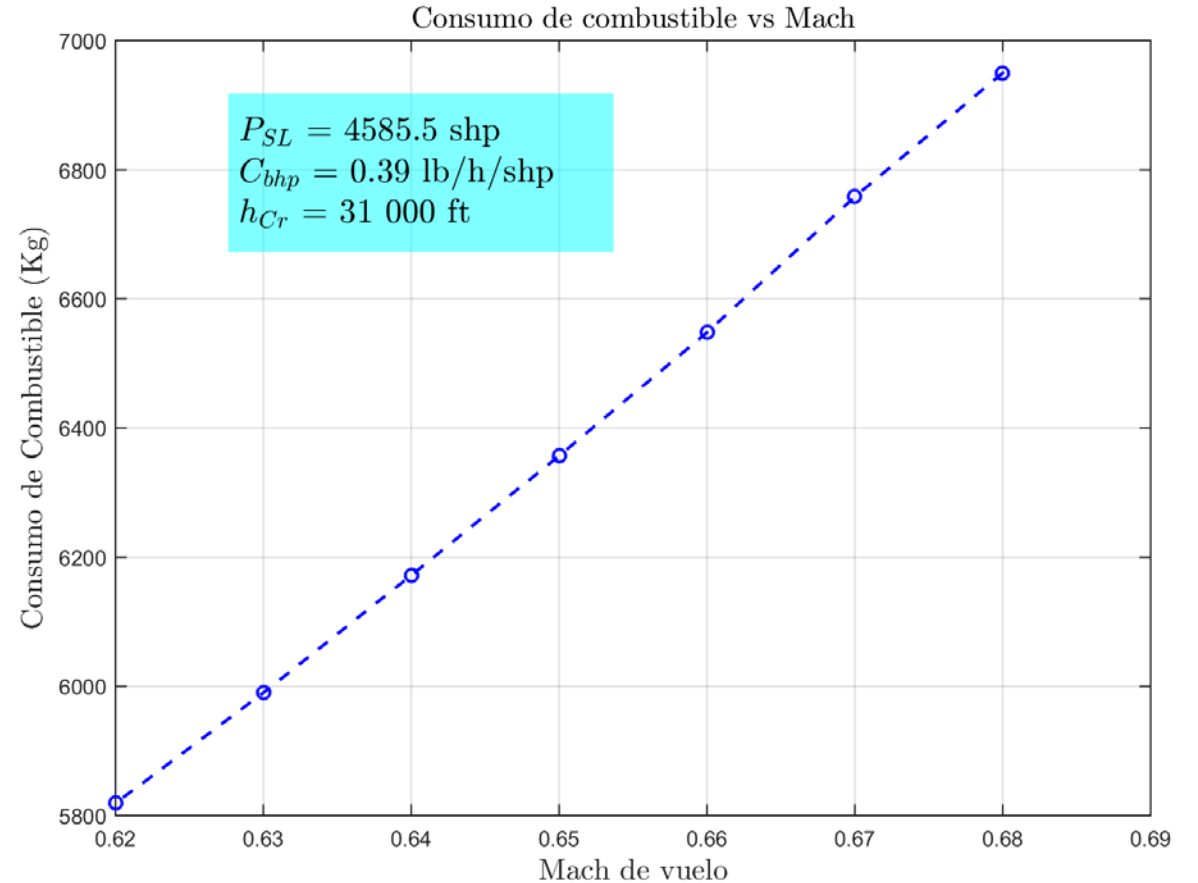
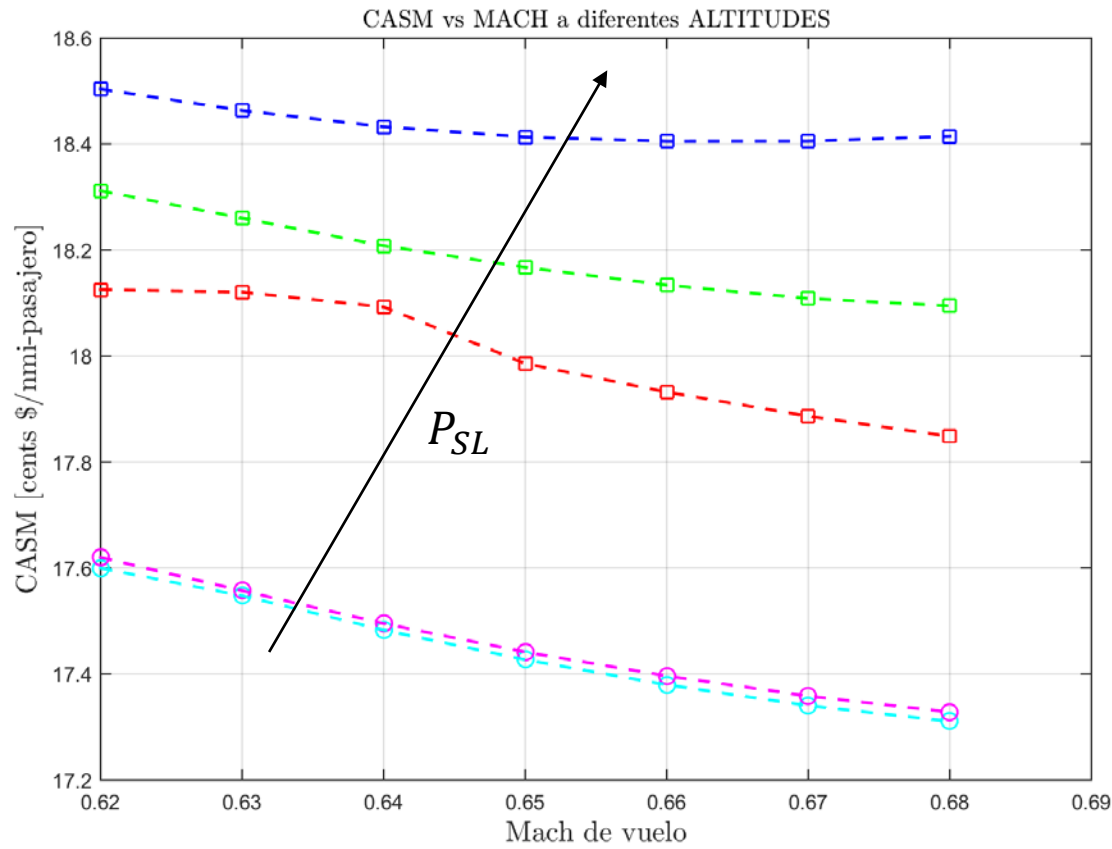
ACTUACIONES

Estudio de sensibilidad con la altitud de crucero



ACTUACIONES

Estudio de sensibilidad con el número de Mach de crucero



ACTUACIONES

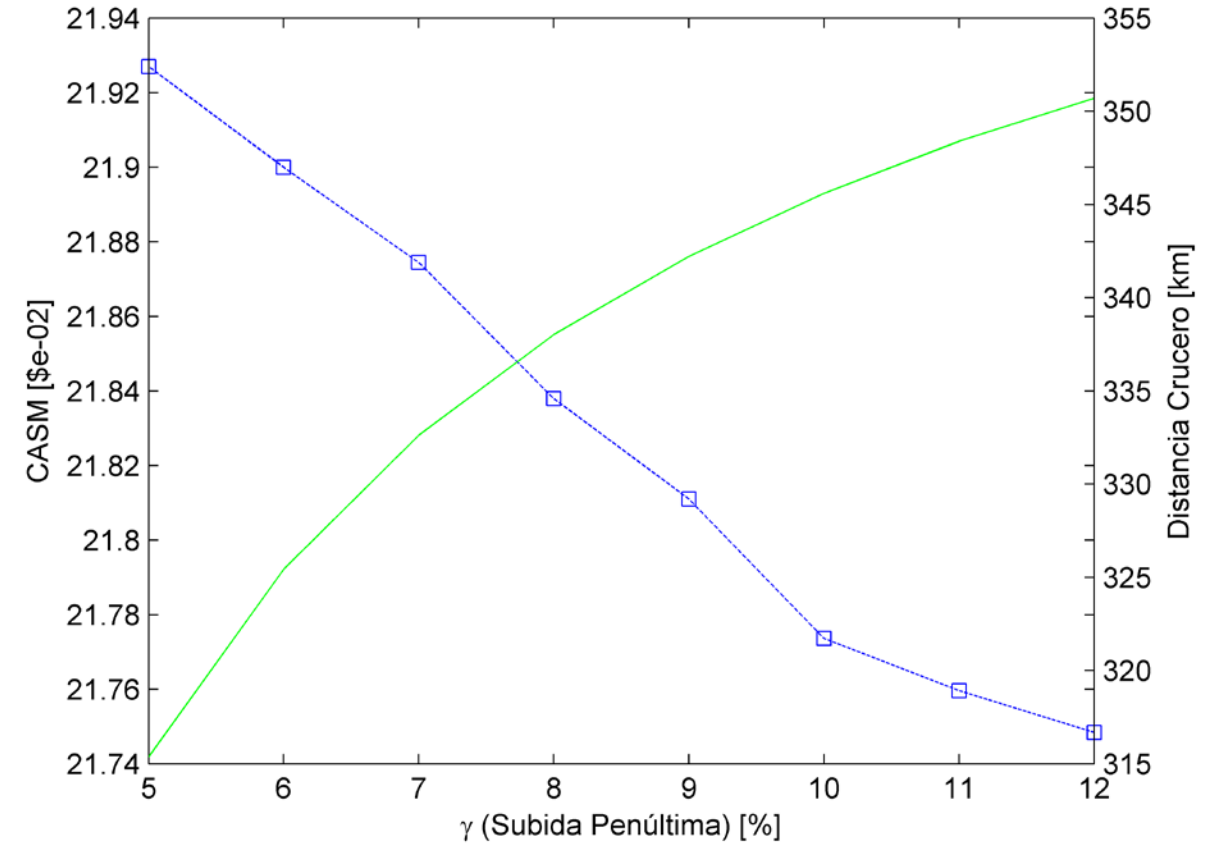
Decisiones:

- ➔ Crucero a la **Máxima Altitud** posible
- ➔ Crucero al **Máximo Mach** posible
- ➔ **Mínima Motorización** que permita realizar adecuadamente todos los segmentos del vuelo

ACTUACIONES

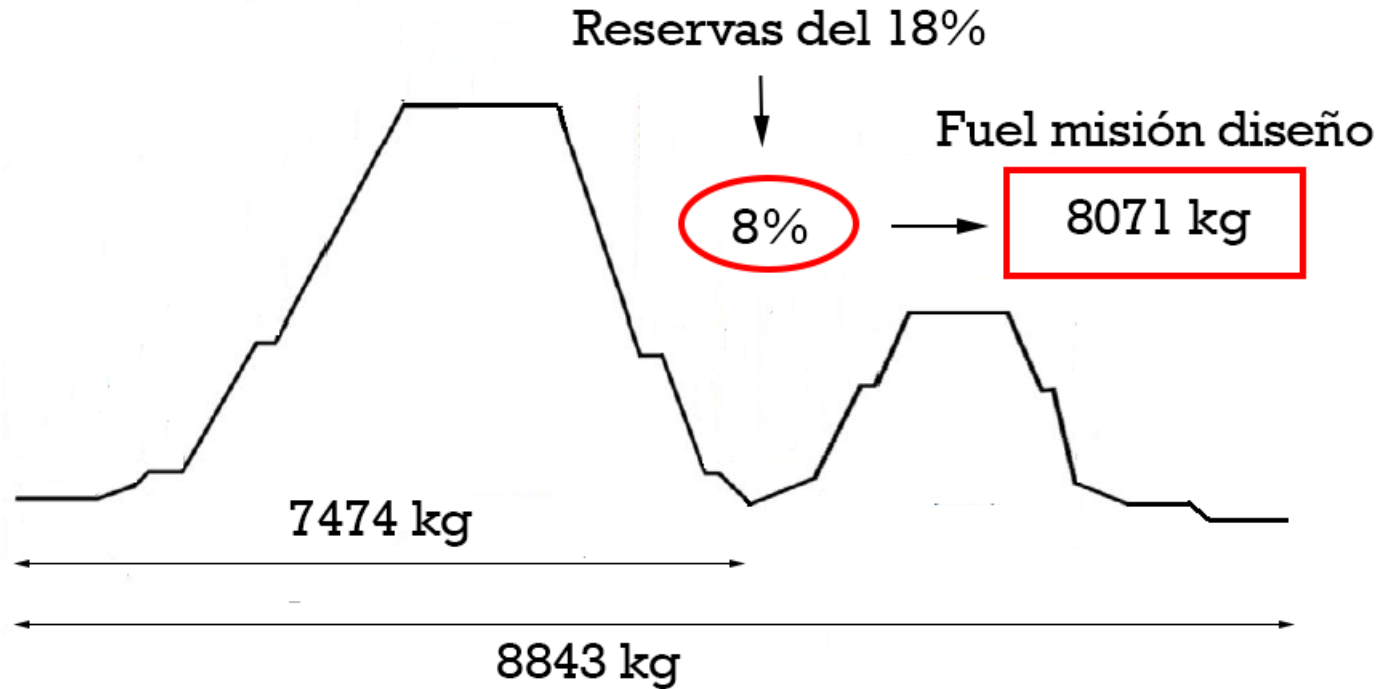
Optimización del ángulo de subida

Misión	Diseño	Económica
γ	10 %	12 %



ACTUACIONES

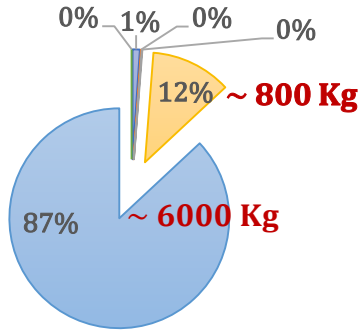
Cálculo de las reservas de combustible



ACTUACIONES

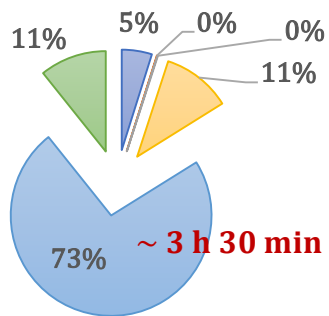
MISIÓN DE DISEÑO

Consumo de combustible



■ Taxi ■ Despegue ■ Aterrizaje ■ Subida ■ Crucero ■ Descenso

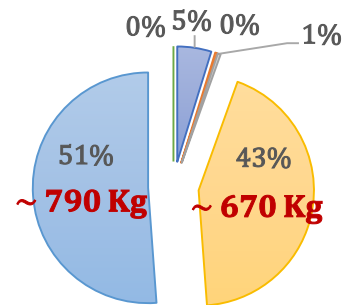
Tiempo de vuelo



■ Taxi ■ Despegue ■ Aterrizaje ■ Subida ■ Crucero ■ Descenso

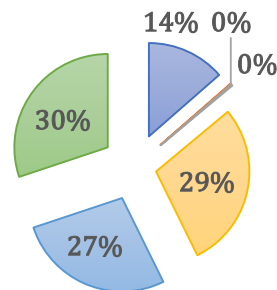
MISIÓN ECONÓMICA

Consumo de combustible



■ Taxi ■ Despegue ■ Aterrizaje ■ Subida ■ Crucero ■ Descenso

Tiempo de vuelo



■ Taxi ■ Despegue ■ Aterrizaje ■ Subida ■ Crucero ■ Descenso

Misión	Diseño	Económica
Consumo de combustible	6983,69 Kg	1544,84 Kg
Tiempo de vuelo	4 h 35 min	1 h 30 min
CASM (cent de \$)	19,5	23,3
Alcance	1630 nmi	404 nmi

ACTUACIONES

Distancias de despegue y aterrizaje

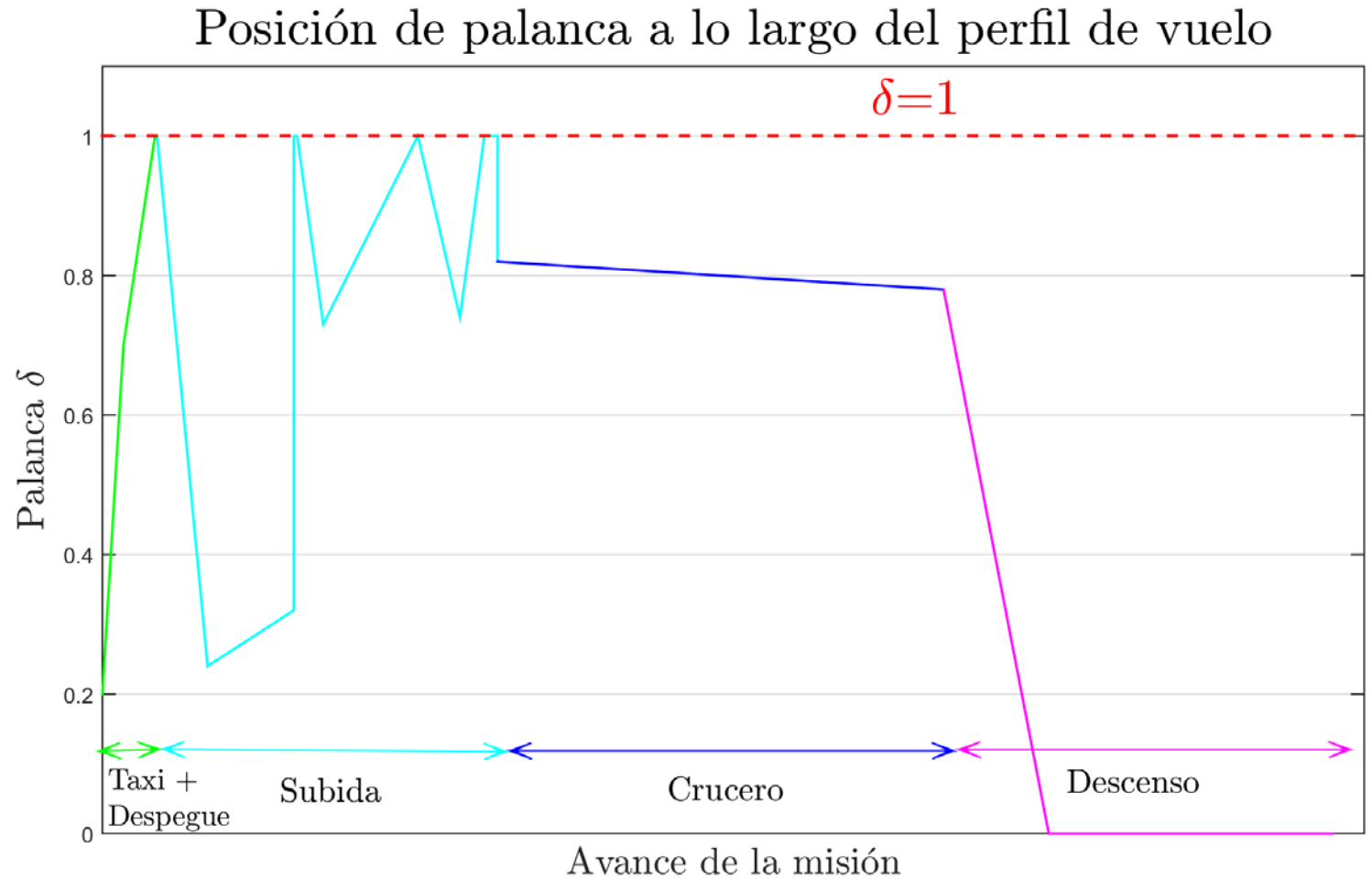
	Misión de Diseño		Misión económica	
	Condiciones normales	Condiciones High Hot	Condiciones normales	Condiciones High Hot
Distancia de despegue sin fallo de motor	261,55 m	448,22 m	170,89 m	292,64 m
Distancia de despegue con fallo de motor	283,33 m	486,71 m	179 m	305,59 m
Distancia de aterrizaje	579,60 m	760,33 m	588,35 m	772,92 m

Posición de palanca en despegue:
70 %
Posición de palanca de reversa:
25 %

✓ **Condiciones establecidas en el RFP**

ACTUACIONES

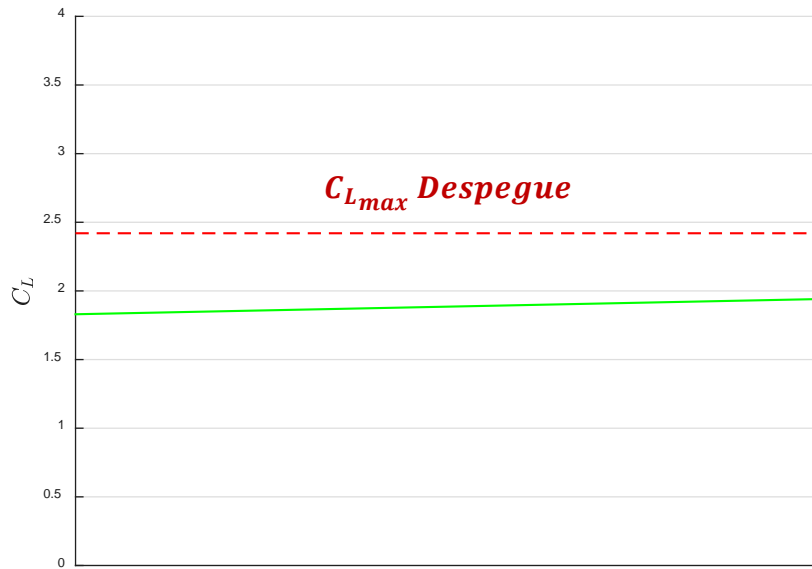
Posición de palanca a lo largo de la misión



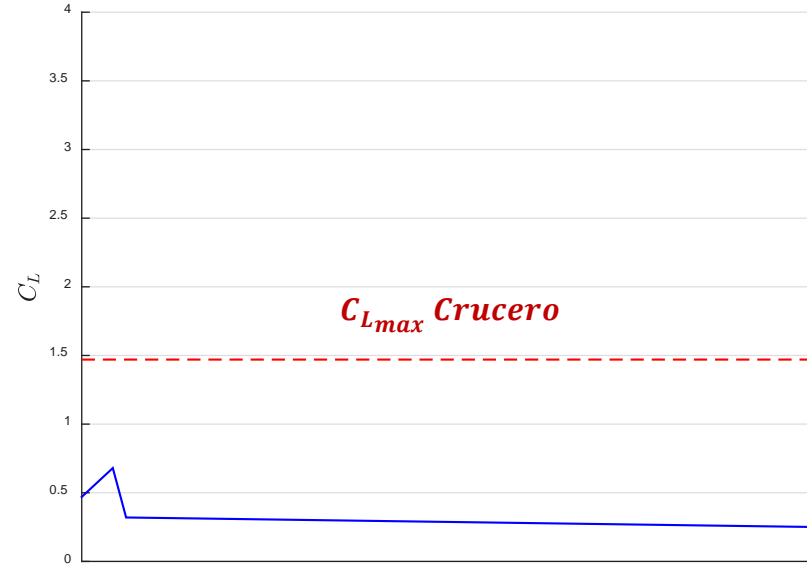
ACTUACIONES

C_L a lo largo de la misión

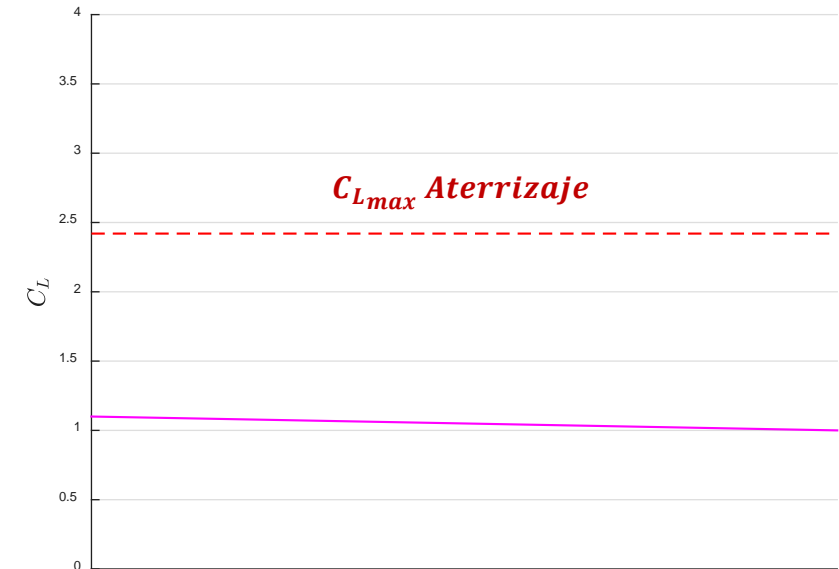
Despegue



Subida y Crucero

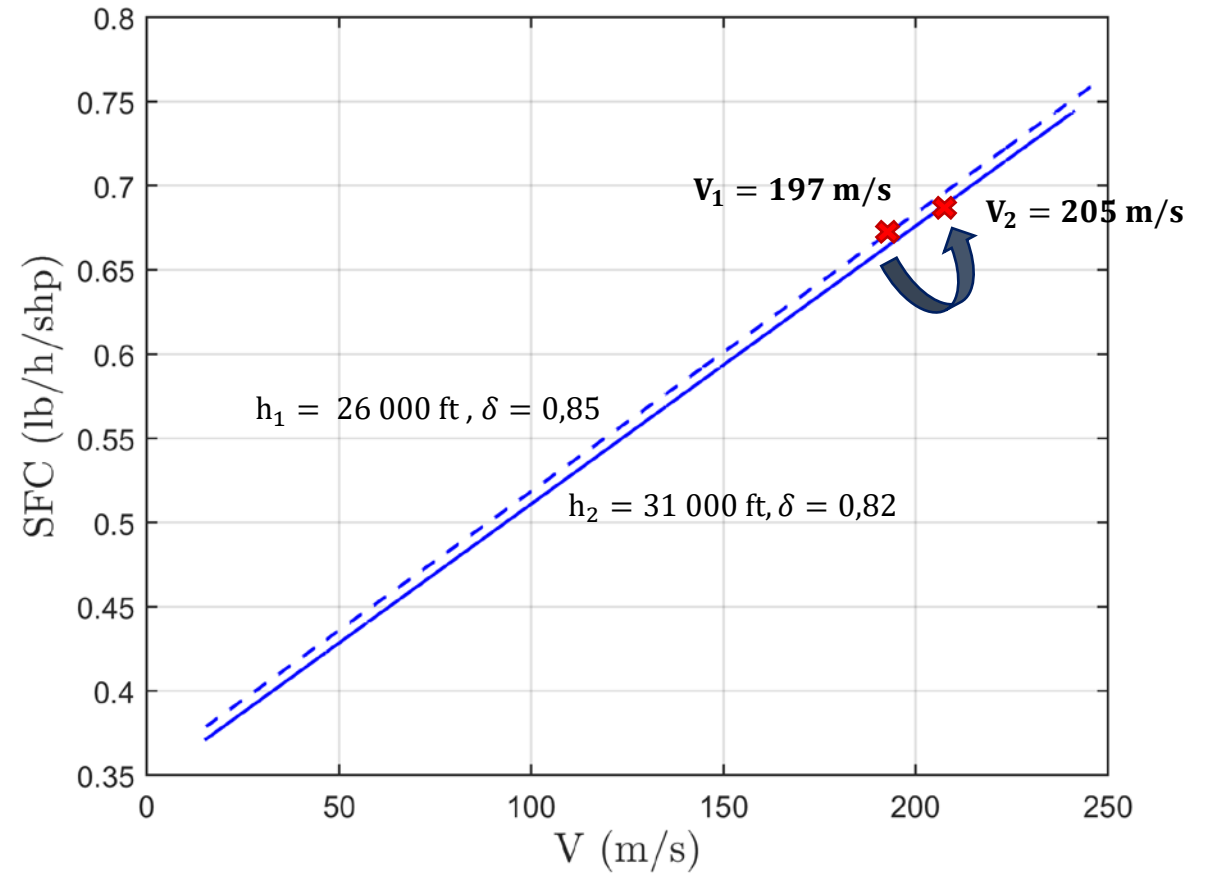
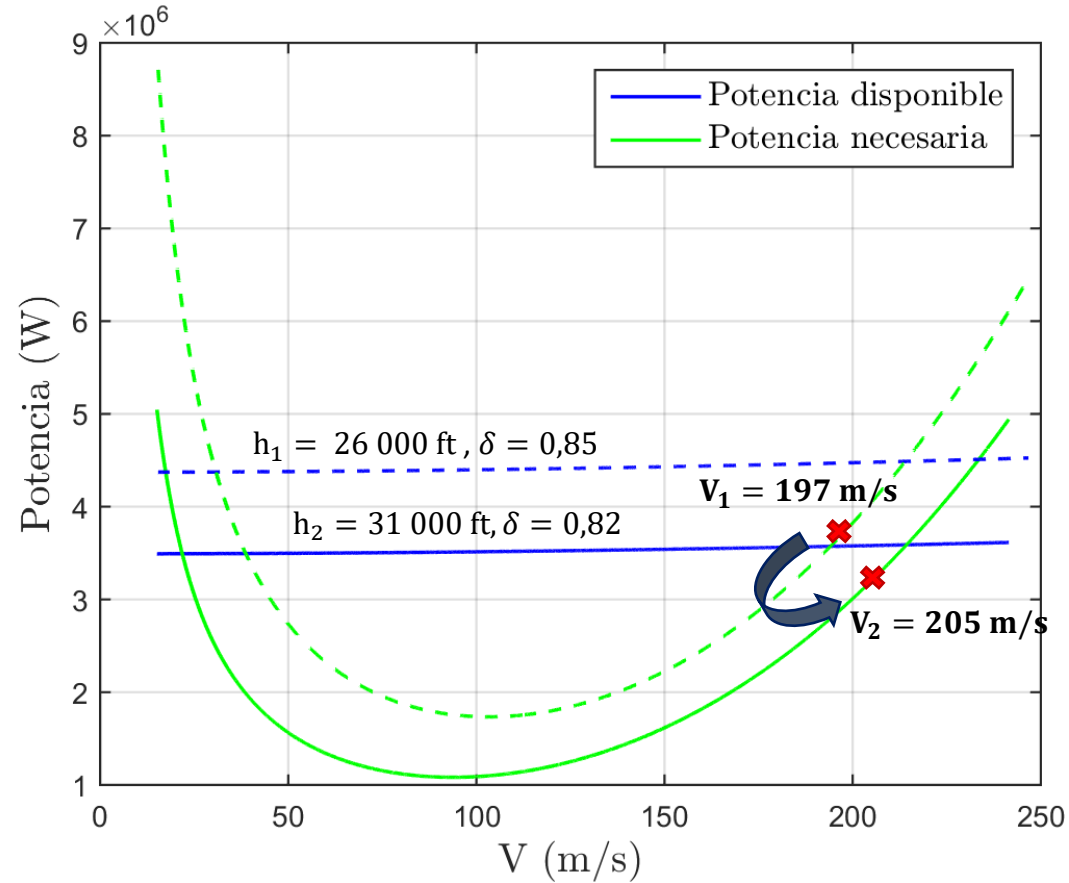


Aterrizaje

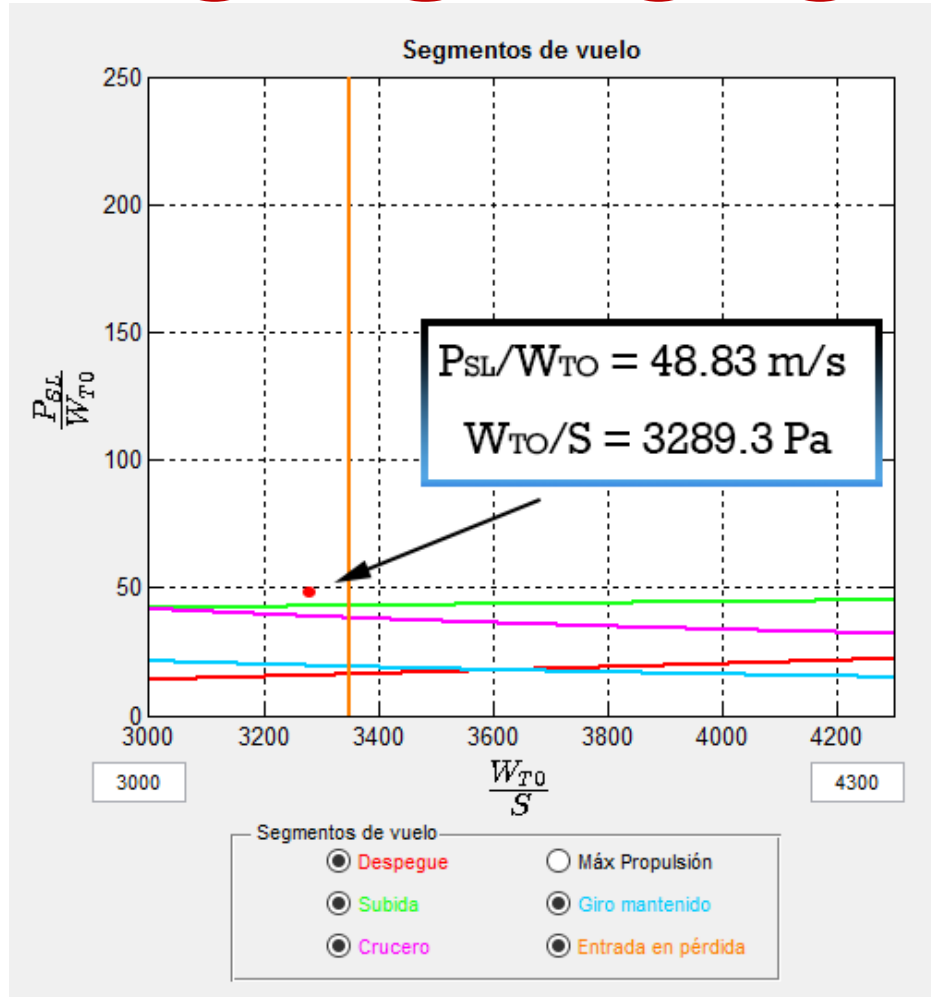


ACTUACIONES

Curvas P-V y SFC-V



ACTUACIONES



INICIALMENTE

$$\frac{W}{S} = 3500 \text{ Pa}$$

$$P_{SL} = 5095 \text{ shp } \times 4$$



DISEÑO FINAL DE LA MISIÓN

$$\frac{W}{S} = 3289,3 \text{ Pa}$$

$$P_{SL} = 4585,5 \text{ shp } \times 4$$

ACTUACIONES

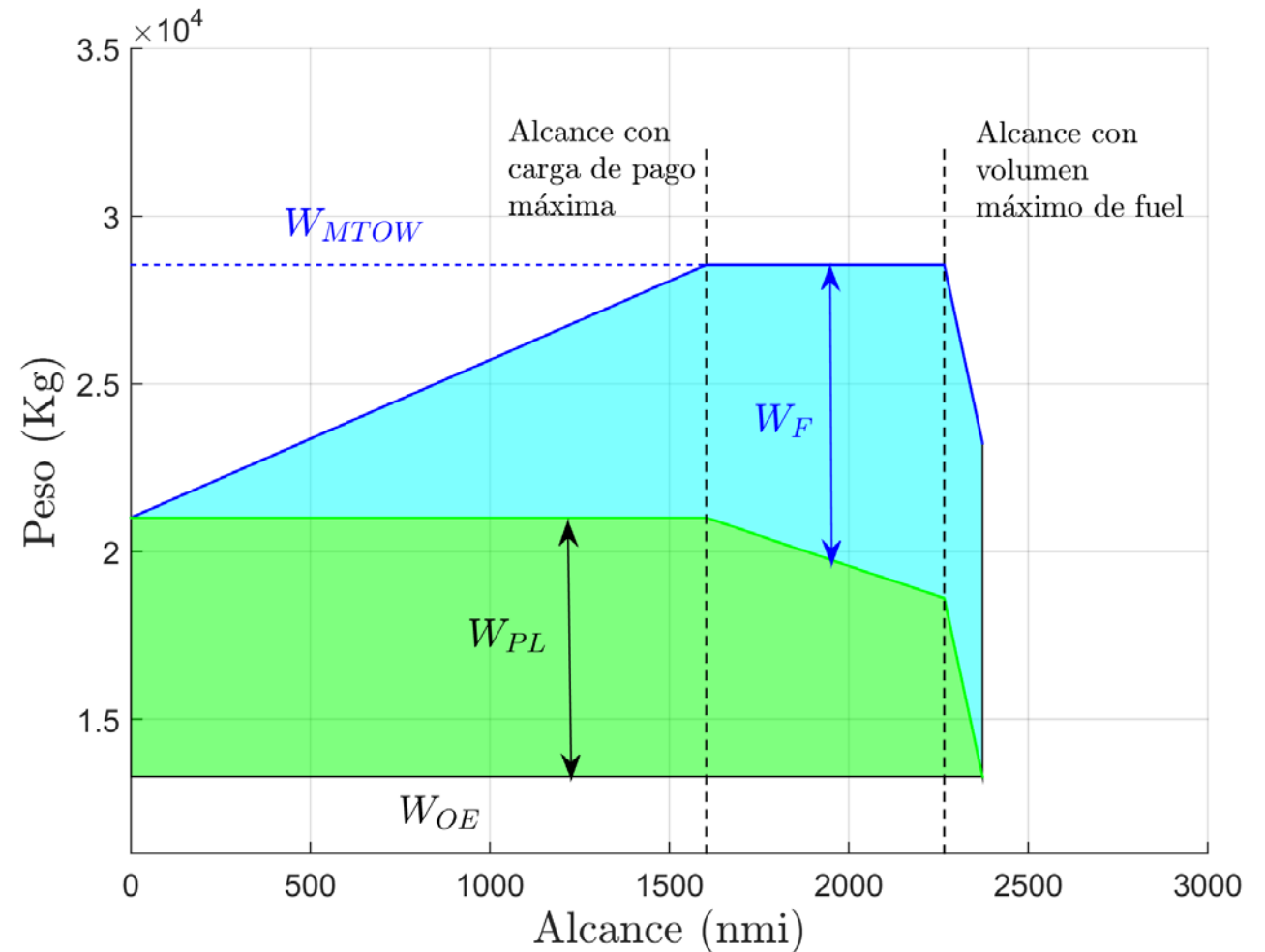
Diagrama Carga de Pago- Alcance

$$W_{MTOW} = 28553,5 \text{ Kg}$$

$$W_{PLmax} = 7722 \text{ Kg}$$

$$W_{FVmax} = 9943 \text{ Kg}$$

Alcance máximo = 2372,8 nmi



ACTUACIONES

Estudio y Selección de la Planta de Potencia

Motor	SFC (lb/h/shp)	Potencia por motor (shp)	Número de motores	Peso por motor (kg)	Consumo de combustible (Kg)	CASM (cents \$)
Rolls-Royce Tyne RTy.12 Mk.515 x 0,9	0,39	4585,5	4	906	6950,16	20,19
Europrop TP400-D6 x 0,9	0,45	9000	2	1647	8136,5	21,3
Pratt Whitney JTFTD12A-4A	0,69	4500	4	417	12773,43	25,24

ACTUACIONES

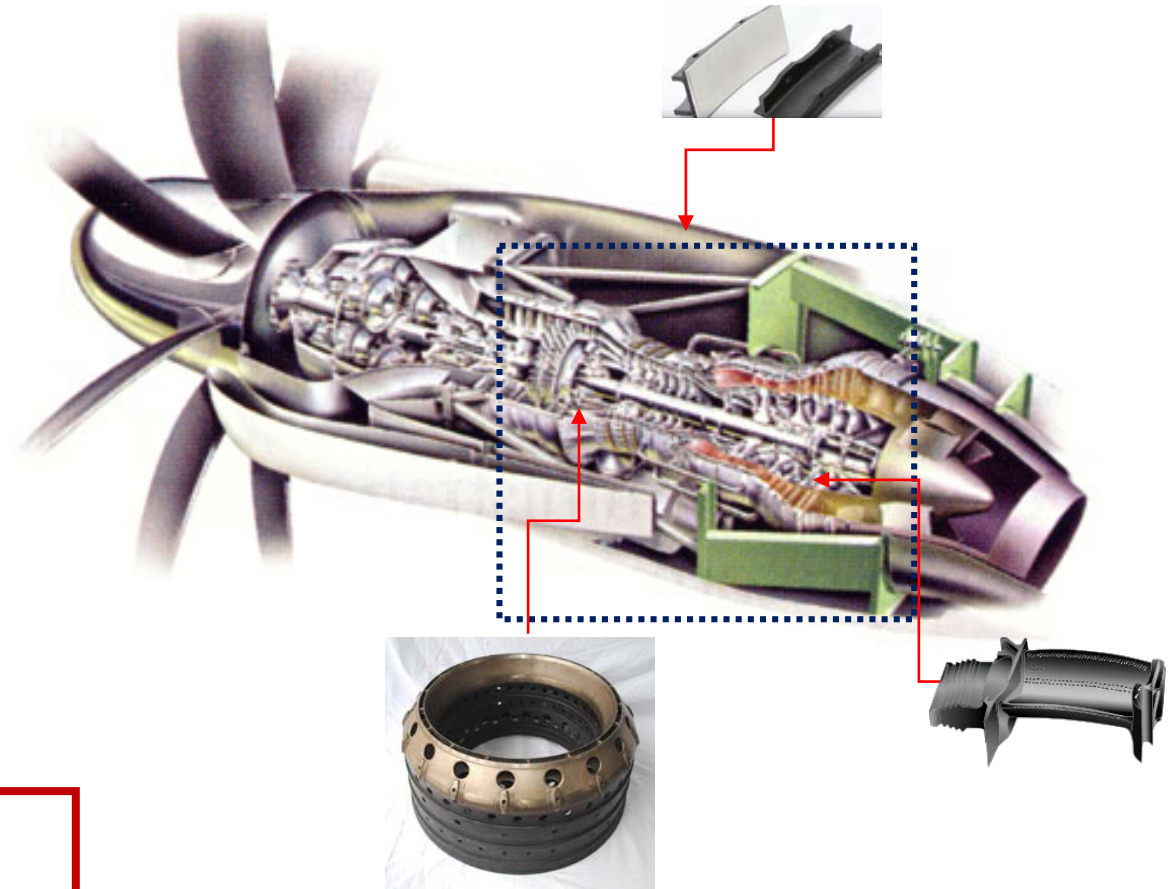
Partes del motor con material compuesto SiC/SiC

partes CMCs ~ 1/3
peso metálicas

$T_{CC} \approx 1300 \text{ }^\circ\text{C}$
($+\Delta T_{CC} \sim 200,300 \text{ }^\circ\text{C}$)

➔ $\Pi_c = 60:1$ vs $42:1$

➔ Reducción de \dot{m}_F en 10%





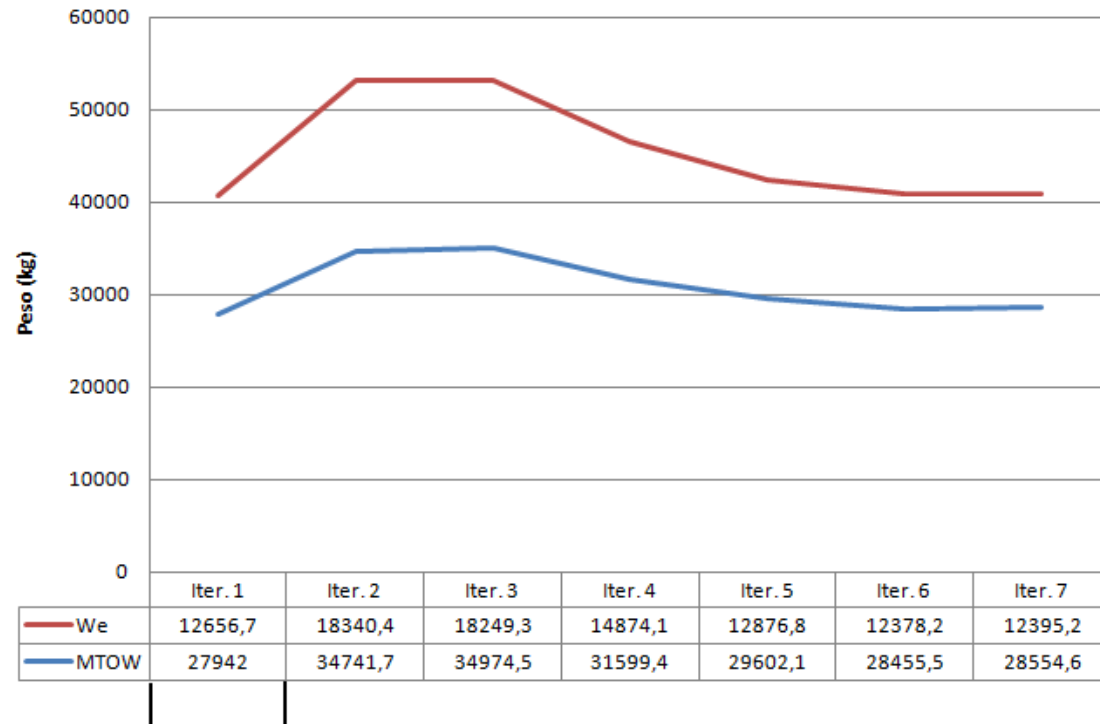
ÍNDICE

1. Diseño
2. Actuaciones.
3. Estructuras
4. Aerodinámica.
5. Estabilidad y Control

ESTRUCTURAS

Evolución del Peso

EVOLUCIÓN DEL PESO



Factores
Lineales

Método Completo

REDUCCIONES IMPORTANTES:

- Utilización de materiales compuestos.
- Optimización del consumo de combustible para nuestra misión.
- Bajada de peso de cada motor.

PESOS FINALES:

MTOW	We
28554.6	12395.2

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos

1

- DIMENSIONADO PRELIMINAR

2

- FACTORES LINEALES

3

- MÉTODO COMPLETO

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Factores Lineales

Superficies Aerodinámicas

S	82.2648	m ²
Swf	329.867	m ²
Cr	2.5	m
Ar	12	—
Shtp	10.625	m ²
Svtp	11.33	m ²

Fuselaje

Longitud	30	m
Diametro	3	m

Pesos

MTOW	27942	Kg
Wcrew	362.874	Kg
Wpayload	7722.41	Kg
Wengines	3460	Kg
W/S	339.643	Kg/m ²
WfW0	—	<input type="radio"/>
Wfuel	7200	Kg <input checked="" type="radio"/>

Factores lineales

Ala	12	Definido
Htp	10	Tipo de cola
Vtp	10	
Fuselaje	7	<input checked="" type="radio"/> Vtp
tren	0.057	<input type="radio"/> Cola en V
Motores	1.4	<input checked="" type="checkbox"/> Htp
Miscelaneo	0.1	<input type="checkbox"/> Canard

**DATOS DE
ENTRADA**

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Factores Lineales.

Elementos

Ala	897.178	kg	7.08856	%
Htp	106.25	kg	0.839477	%
Vtp	113.3	kg	0.895179	%
Fuselaje	2309.07	kg	18.2439	%
Tren	1592.69	kg	12.5838	%
Motor	4844	kg	38.2722	%
Misce	2794.2	kg	22.0769	%

Pesos globales

We	12656.7	kg	45.2963	%
Payload	7722.41	kg	27.6373	%
Wcrew	362.874	kg	1.29867	%
Wfuel	7200	kg	25.7677	%

Resultado Final

Masa Total	27942	Kg
Superficie	82.2648	m ²

RESULTADOS

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

**DATOS DE
ENTRADA**

Datos
Generales

Superficies
Aerodinámicas

Fuselaje y Tren
de Aterrizaje

Motores

Sistemas

Materiales y
Refuerzos

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

DATOS GENERALES

Pesos			Datos misión			Factores kundu		
MTOW	<input type="text" value="28556.1"/>	Kg	n último land	<input type="text" value="3"/>	-	Wala/MTOW	<input type="text" value="8"/>	tipo de cola <input checked="" type="radio"/> Cola vertical <input type="radio"/> cola en V <input checked="" type="checkbox"/> Htp <input type="checkbox"/> Canard
Wfuel	<input type="text" value="7476"/>	Kg	n max	<input type="text" value="2.5"/>	-	Whtp/MTOW	<input type="text" value="1.35"/>	
Wcrew	<input type="text" value="362.874"/>	Kg	n ultimo	<input type="text" value="4"/>	-	Wvtp/MTOW	<input type="text" value="0.7"/>	
Wpayload	<input type="text" value="7722.41"/>	Kg	M h	<input type="text" value="0.71"/>	-	Wfus/MTOW	<input type="text" value="10"/>	
W/S	<input type="text" value="339.643"/>	Kg/m ²	v maxc	<input type="text" value="217.34"/>	m/s	Wlg/MTOW	<input type="text" value="5"/>	
Wreserva/Wf	<input type="text" value="0.08"/>	-	rhol	<input type="text" value="0.53"/>	Kg/m ³	Wnacles/MTOW	<input type="text" value="3"/>	
						Wpylons/MTOW	<input type="text" value="0.25"/>	
						Woi/MTOW	<input type="text" value="0.25"/>	
						Wengcon/MTOW	<input type="text" value="2"/>	
						Wreversa/MTOW	<input type="text" value="0.02"/>	
						Wfuelsist/MTOW	<input type="text" value="0.9"/>	

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

MODIFICAR SUPERFICIES AERODINÁMICAS

Superficies Aerodinámicas

Ala HTP VTP Canard Cola en V

Ala		
Sw	147	m ²
t/c	0.12	-
AR	12.24	-
Ct/Cr	0.633	-
Xw	14.34	m
Flecha 0,25	0	rad
Densidad ala	2711	kg/m ³
K rho ala	0.003	-
F corrección	-0.1	-

HTP		
Sh	10.944	m ²
t/c htp	0.12	-
AR htp	5.27	-
Ct/Cr htp	0	-
Ce/Ct htp	0.4	-
Xh	30.5	m
Zh	0	m
Flecha 0,25 h	0	rad
Densidad htp	2711	kg/m ³
K rho htp	0.02	-

VTP		
Sv	16.12	m ²
t/c vtp	0.09	-
AR vtp	1.67	-
Ct/Cr vtp	0	-
Cr/Cv	0.58	-
Xv	29.3	m
Zv	0	m
Flecha 0,25 v	0.3718	rad
Densidad vtp	2711	kg/m ³
K rho vtp	0.035	-

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

Fuselaje y Tren de aterrizaje

Fuselaje

Longitud fus	19.25	m
Diametro fus	2.8	m
Densidad	2711	Kg/m ³
K densidad	0.0025	-
K inlet	1	-

Tren de aterrizaje

Altura Lg	1.3	m
Kl	1	-
Kret	1.07	-
KLg	0.28	-

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

MOTORES

Tipo de motor

Propulsión(heli... ▼

Propulsión

Weng	<input type="text" value="750"/>	Kg
n motores	<input type="text" value="4"/>	-
Ke	<input type="text" value="3"/>	-
Kfs	<input type="text" value="4.5"/>	-
nfs	<input type="text" value="0.6"/>	-
rho_fuel	<input type="text" value="800"/>	kg/m ³
SHp	<input type="text" value="13.5"/>	MW
Kntoremb	<input type="text" value="0.14"/>	-
ne toreb	<input type="text" value="0"/>	-
np toreb	<input type="text" value="1"/>	-

Aceptar

Restaurar

Cancelar

Ayuda

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

SISTEMAS

- Fly control sist
- sist. hidraulico
- Insturmentación
- sist. eléctrico
- Aire, pres, anti-ice
- Oxigeno
- Apu
- Furnishing
- Bagage cargo
- Operational item

Factores Kundu

Wfc/MTOW	1	%
Whid/MTOW	0.1	%
Winst/MTOW	1.5	%
Welec/MTOW	3.5	%
Wapi/MTOW	1.3	%
Wox/MTOW	0.4	%
Wapu/MTOW	0.05	%
Wfur/MTOW	2	%
Wbc/MTOW	0	%
Wop/MTOW	0.6	%

Datos Sistemas

Kcgctrl	0	-
Wfmax	7476	Kg
Wpaint/MTOW	0.006	-
nº Piloto	1	-
nº Copiloto	1	-
nº Ingenieros	0	-
Kapi	887	-
Vpress	141	m ³
nº Tripulación	3	-
nº Pasajeros	76	-
Woxfixed	30	-
Kox	1.2	-
Klavatory	0.31	-
Kbuffet	0.31	-
P cabina	0.07584	lb/ft ²
S suelo	49.73	m ²
Kcabinetu	14	-
K safety eq	2	-
Ktoilet	5	-

Aceptar

Restablecer

Ayuda

Cancelar

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

MATERIAL Y REFUERZOS

Activar reducción material

Reducción por material

	% de reducción	
Ala	<input type="text" value="70"/>	%
Htp	<input type="text" value="80"/>	%
Vtp	<input type="text" value="80"/>	%
Fuselaje	<input type="text" value="60"/>	%
Tren de aterrizaje	<input type="text" value="0"/>	%
Motores	<input type="text" value="15"/>	%

Activar incremento por refuerzos

incremento por refuerzos

	factor de incremento	% reforzado	
Ala	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="40"/>	%
Htp	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="10"/>	%
Vtp	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="15"/>	%
Fuselaje	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="10"/>	%
Tren de aterrizaje	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="20"/>	%
Motores	<input type="text" value="1.2"/>	<input type="text" value="10"/>	%

ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

¿Qué metodos quieres usar?

Tipo de iteración

W/S constante S constante

Estructura

Método Sadrey

Método GD

Método Kundu

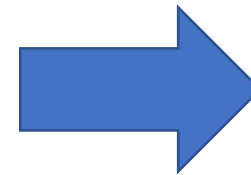
Aceptar

Sistemas

(GD+Torembek)/2

Método Kundu

Cancelar

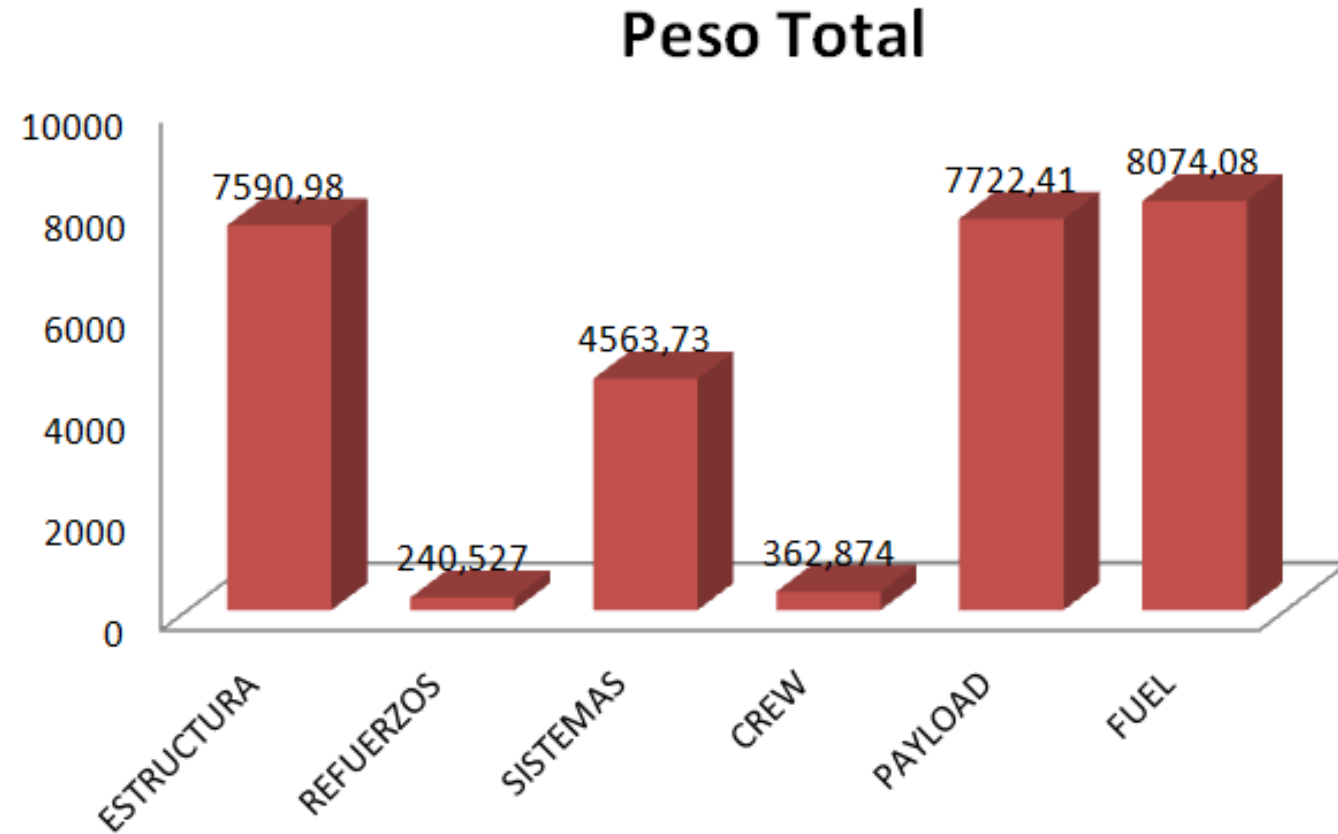


RESULTADOS

MTOW (kg)	W/S (kg/m ²)	S (m ²)
28554.6	339.643	84.0737

ESTRUCTURAS

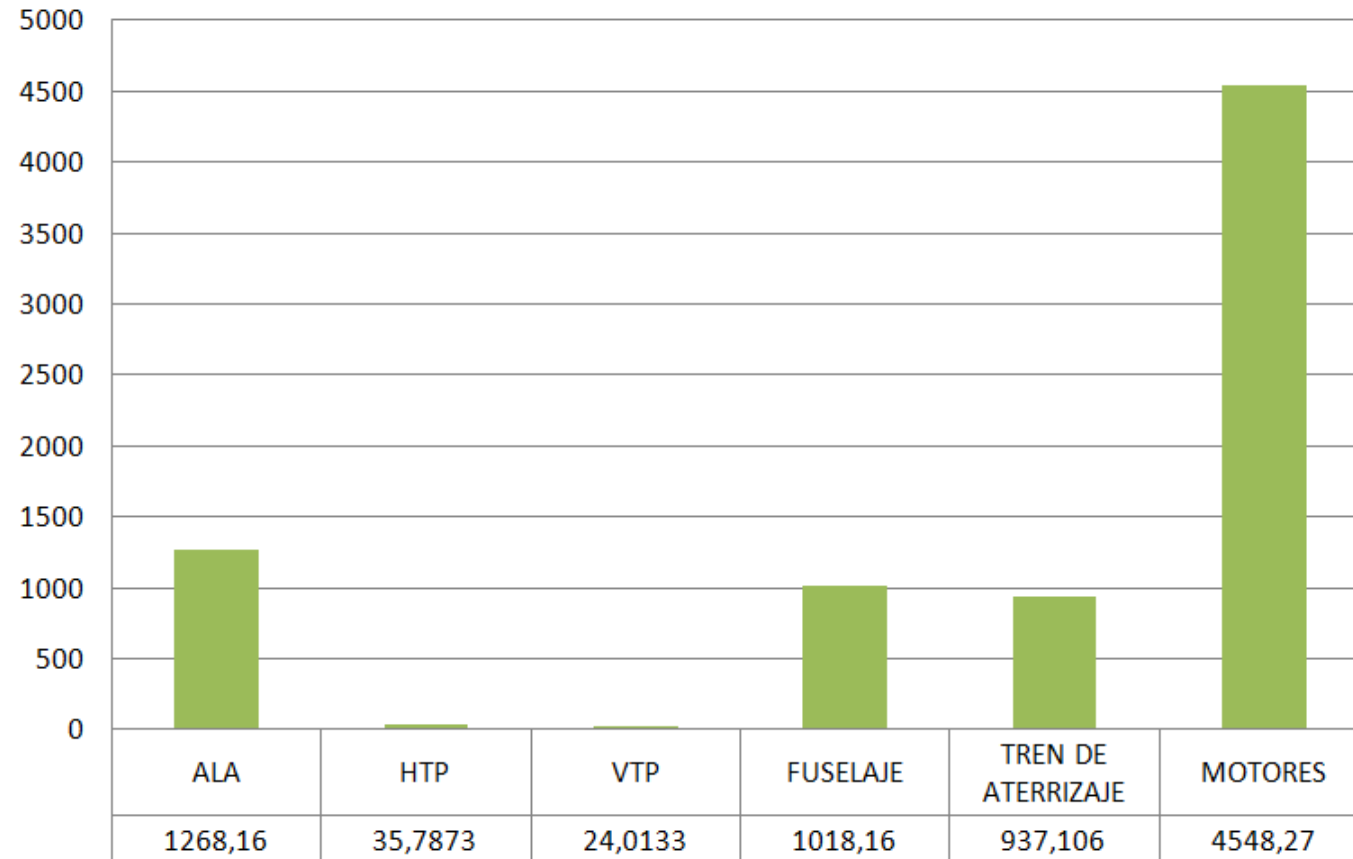
Estudio de Pesos. Método Completo.



ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

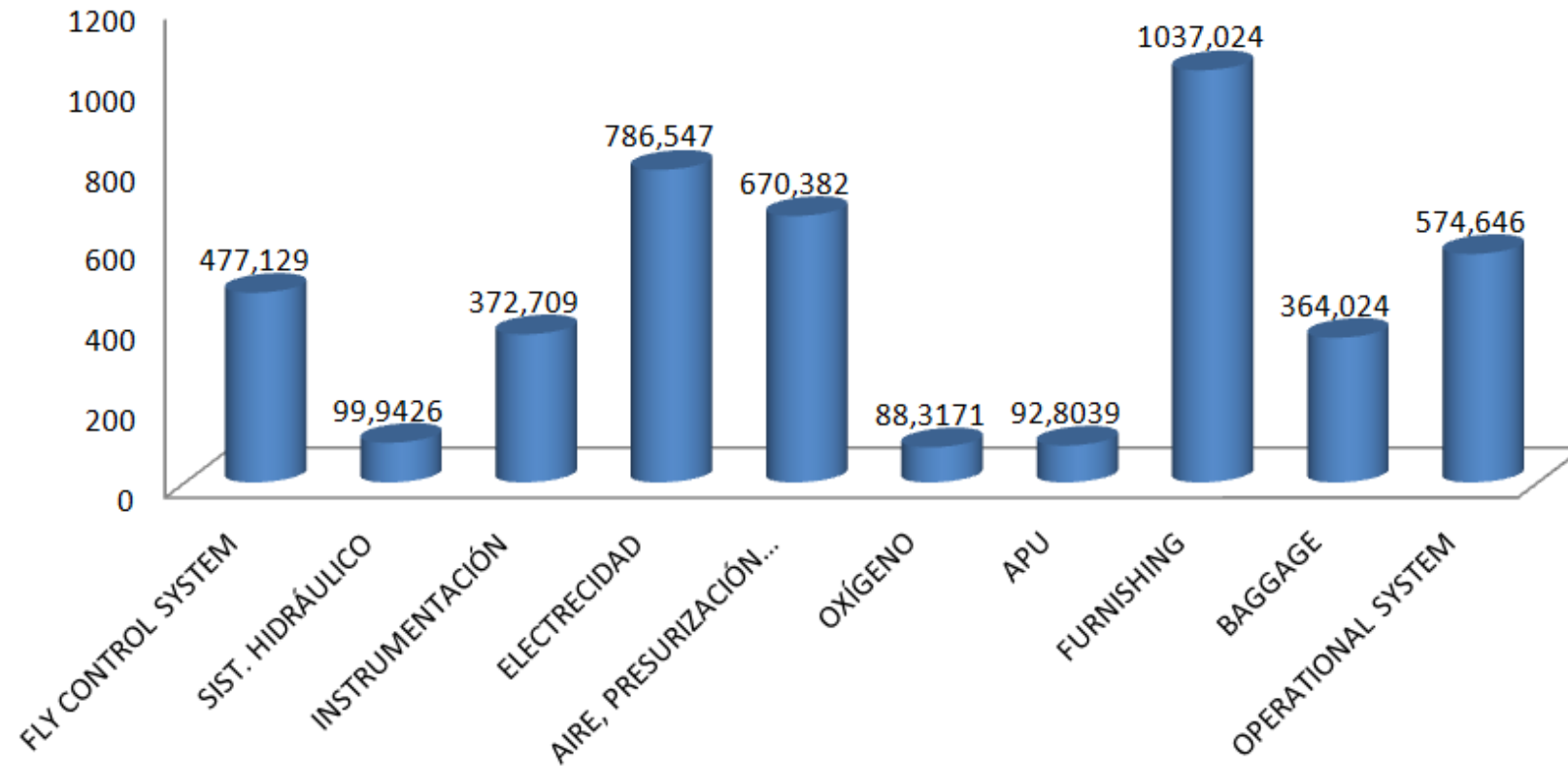
Pesos Estructurales



ESTRUCTURAS

Estudio de Pesos. Método Completo.

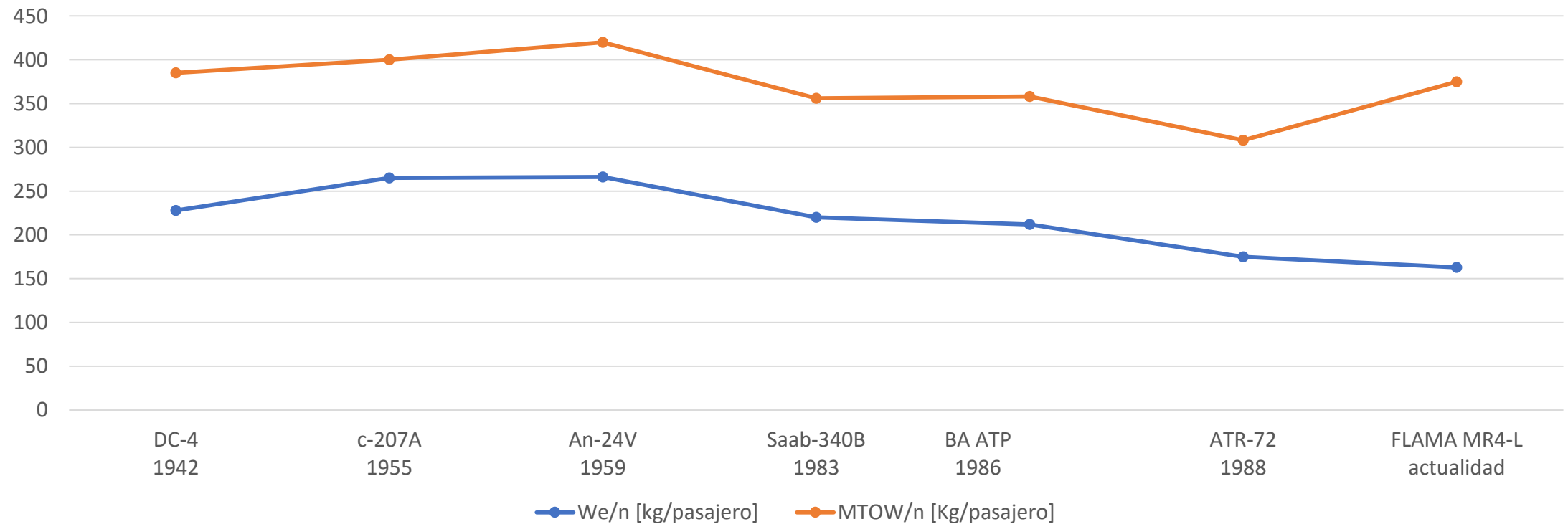
Pesos Sistemas



ESTRUCTURAS

Comparativa de Pesos. Aeronaves Similares

Tendencia histórica de los pesos en aviones regionales

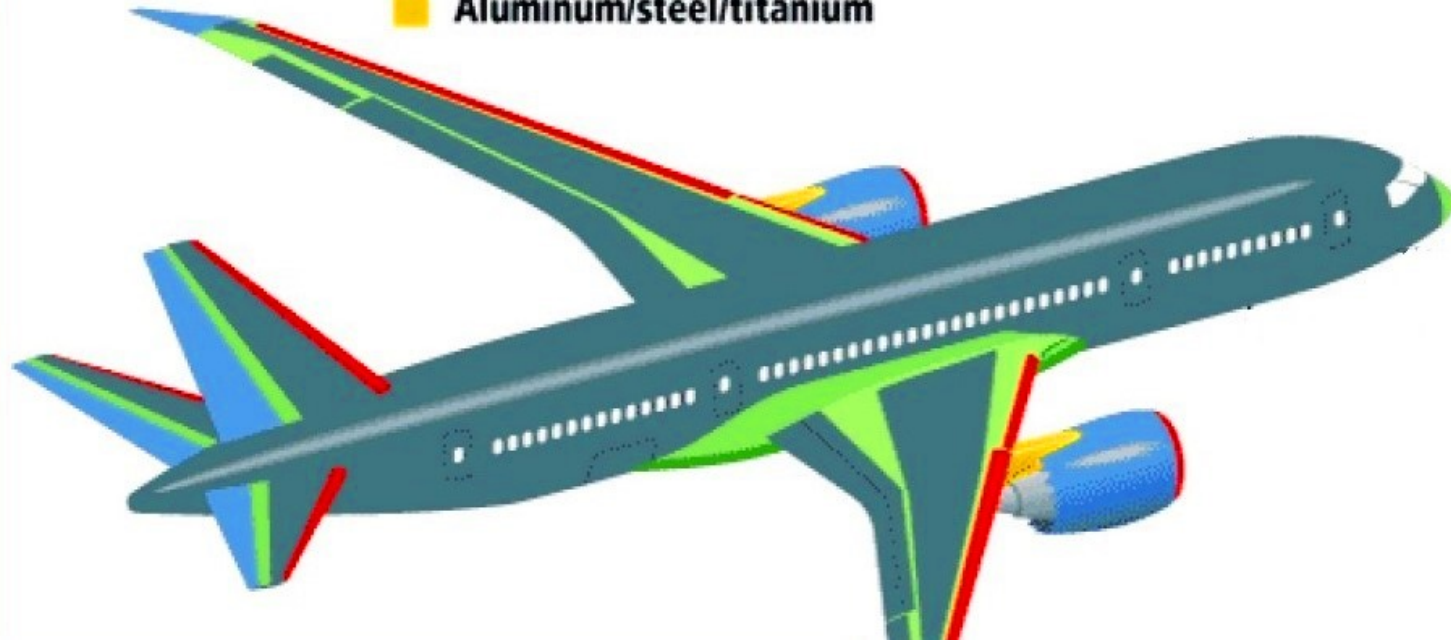


ESTRUCTURAS

Materiales escogidos

Materials used in 787 body

-  **Fiberglass**
-  **Aluminum**
-  **Carbon laminate composite**
-  **Carbon sandwich composite**
-  **Aluminum/steel/titanium**



Diseño base
en aluminio
aeronáutico



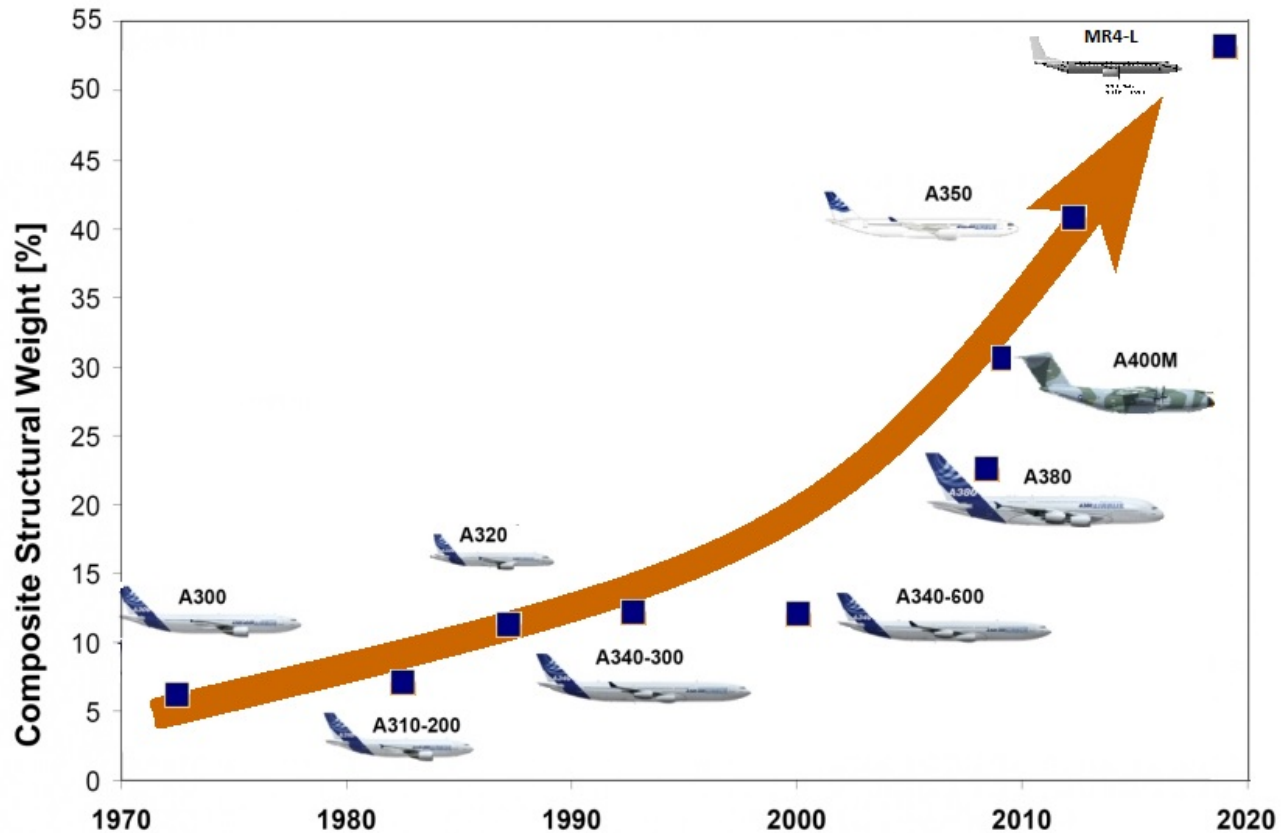
Incorporación
de materiales
compuestos



Reducción
notable del
peso
estructural

ESTRUCTURAS

Evolución del Porcentaje de Materiales Compuestos



REDUCCION POR MATERIAL MR4-L

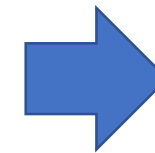
ALA	70%
HTP	80%
VTP	80%
FUSELAJE	60%
MOTORES	15%

ESTRUCTURAS

Estudio del Centro de Gravedad

Elementos de la aeronave		
	Peso (Kg)	Posición CG(m)
Ala	1268.16	12.903
HTP	35.7873	25.23
VTP	24.0133	24.76
Fuselaje	1018.16	13.625
Tren aterrizaje	937.106	15
Motores	4548.27	13.651
Crew	362.874	13.625
Payload	7722.41	13.625
Fuel	7476	13.5

Sistemas		
	Peso(kg)	Posición CG (m)
Fly control s.	477.129	3.5
Sist hidraulico	99.9426	14
Instrumentación	372.709	3.5
Electricidad	786.547	14
Api	670.382	14
Oxigeno	88.3171	13
Apu	92.8039	29.5
Furnishing	1037.23	13.625
Baggage cargo	364.024	14.5
Opitem	574.646	13.625



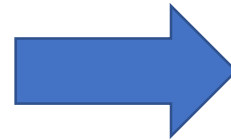
RESULTADOS

ESTRUCTURAS

Estudio de CDG.

Payload (kg)	Fuel (kg)	CG
7722.41	7200	13.3387
7722.41	0	13.49
0	7200	13.2294
0	0	13.41

FACTORES LINEALES

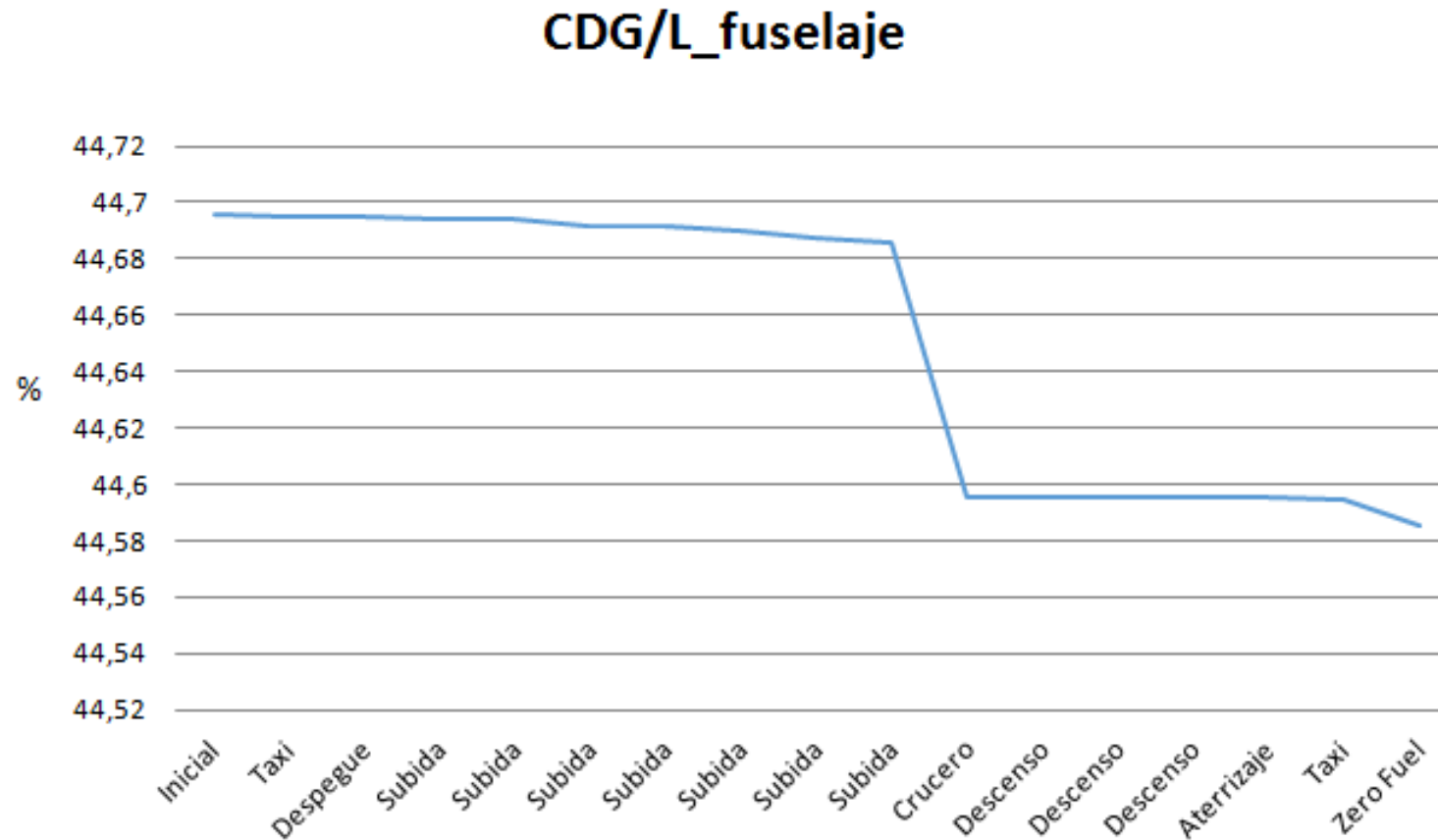


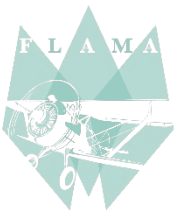
Payload (kg)	Fuel (kg)	CG
7722.41	7476	13.4088
7722.41	0	13.3755
0	7476	13.3263
0	0	13.2244

MÉTODO COMPLETO

ESTRUCTURAS

Estudio de CDG. Variación Durante la Misión.





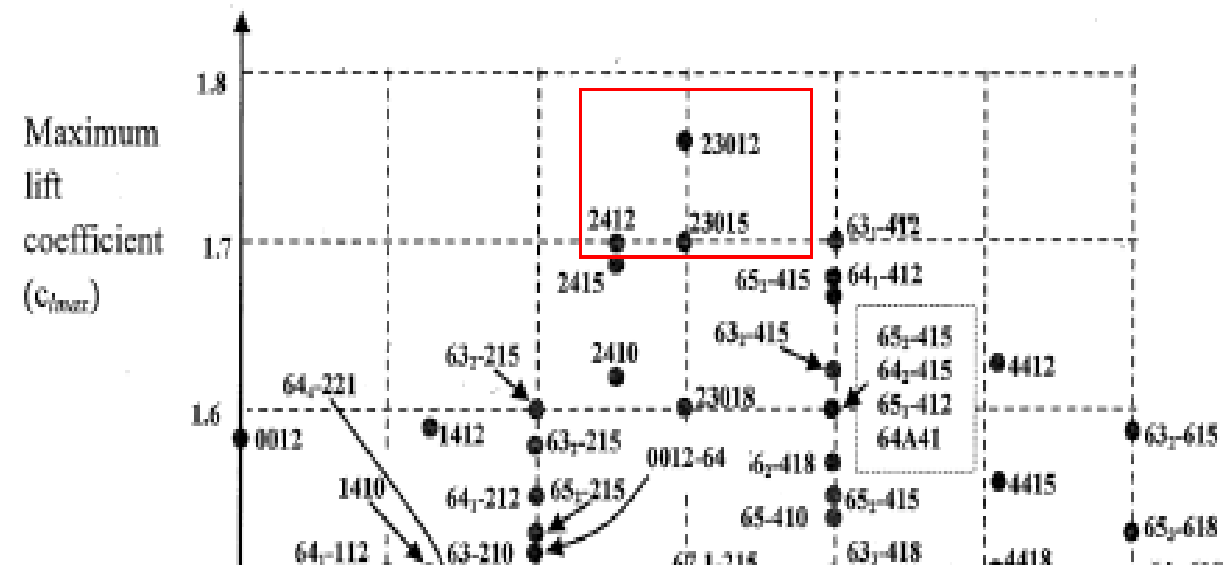
ÍNDICE

1. Diseño
2. Actuaciones.
3. Estructuras
4. Aerodinámica.
5. Estabilidad y Control

AERODINÁMICA

Optimización y elección del perfil:

Datos de entrada	Valor
W_{TOW}	27842 kg
W_0	W_{TOW}
W_f	$W_0 - W_{fuel}$
V_C	209,38 m/s
V_{STALL}	52,47 m/s
S	73.5 m ²
ρ_C	0,5296 kg/m ³



AERODINÁMICA

Comparación preliminar de perfiles alares:

NACA	$Cl_{\alpha} (^{\circ})^{-1}$	Cl_{max}	Cd_{max}	Cd_0	Cl_0	Cm_0	$(Cl/Cd)_{max}$	$\alpha_{STALL} (^{\circ})$
NACA 23015	0,169	1,4641	0,0088	0,007	0,2138	-0,0118	164	7
NACA 2412	0,1566	1,1687	0,02791	0,0074	0,325	-0,0662	42	6,5
NACA 43018	0,1496	0,9	0,006	0,0051	0	0	149	6,5
NACA 23012	0,171	1,579	0,0097	0,00656	0,2056	-0,0133	162	7,5

AERODINÁMICA

Comparación preliminar de estabilizadores:

NACA	Re	$Cl_{\alpha}(\text{°})^{-1}$	$Cm_{\alpha}(\text{°})^{-1}$	Cd_0	Cl_0	Cm_0	$\alpha_{\text{STALL}}(\text{°})$
NACA 0009	18,14 (VTP)	0,1633	0,0016	0,0058	0	0	4,5
NACA 0009	9,07 (HTP)	0,1599	0,0021	0,0059	0	0	5
NACA 0012	18,14 (VTP)	0,1678	0,0023	0,00533	0	0	5
NACA 0012	9,07 (HTP)	0,165	0,0026	0,00535	0	0	5

AERODINÁMICA

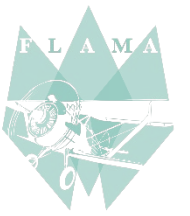
Comparación preliminar de estabilizadores:

NACA	$C_{l_{max}}$	C_{d_0}	C_{l_0}	$\alpha_{STALL} (^{\circ})$
NACA 0009 (HTP Y VTP)	1,1833	0,00841	0,0905	11,5
NACA 0012 (VTP) NACA 0009 (HTP)	1,1833	0,008805	0,0905	11,5
NACA 0009 (VTP) NACA 0012 (HTP)	1,451	0,00884	0,0905	15
NACA 0012 (HTP Y VTP)	1,1971	0,008878	0,0905	12

AERODINÁMICA

Comparación preliminar de estabilizadores:

NACA	C_{d_0}	C_{l_0}	$C_{l_{max}}$	$\alpha_{STALL} (^{\circ})$
NACA 0009 (16m) NACA 0012 (z=2m)	0,008994	0,091	1,456	14,5
NACA 0009 (16m) NACA 0012 (z=0m)	0,008840	0,091	1,451	15

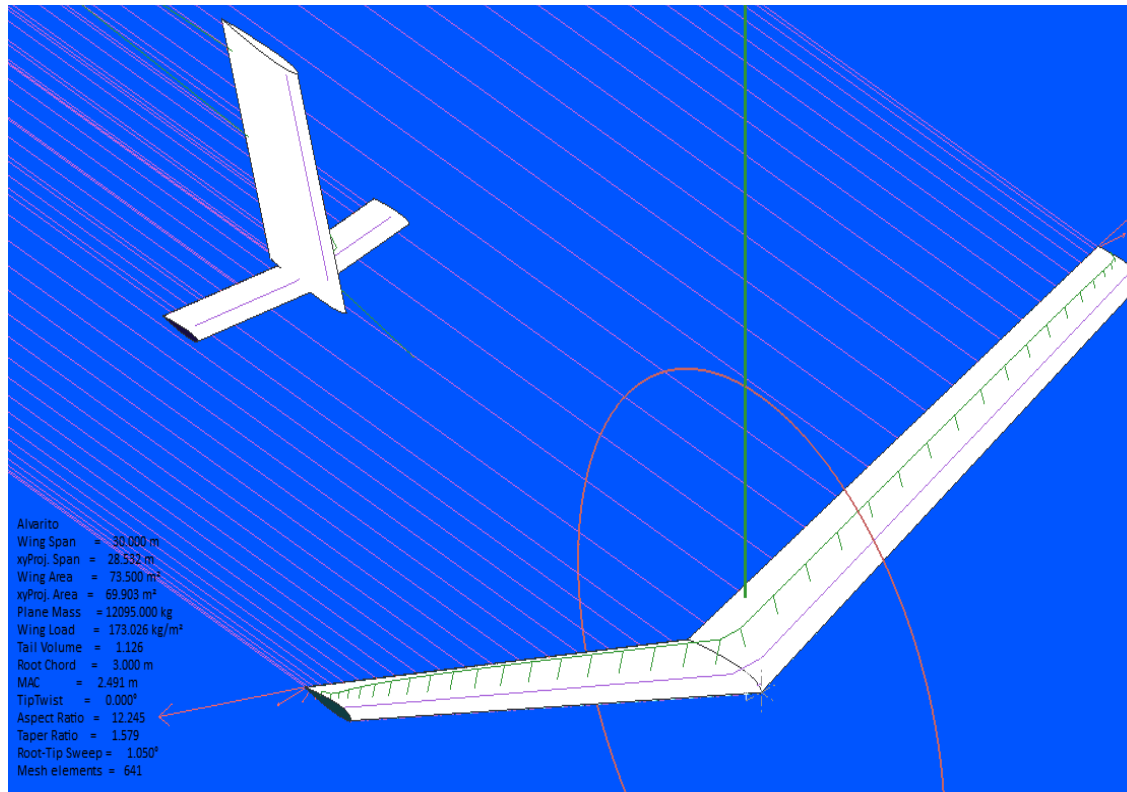


AERODINÁMICA

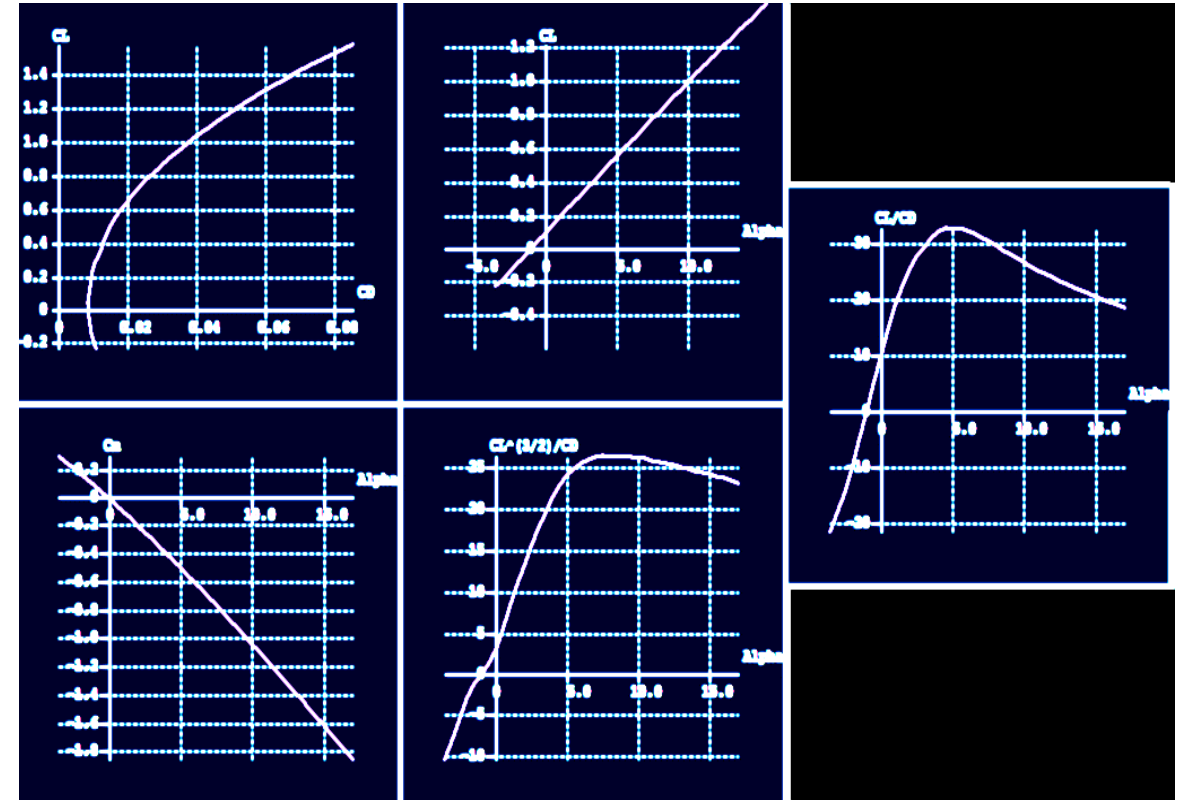
Geometría ala y estabilizadores:

- Ala: NACA 23012, $c=2.5$ m, $b=30$ m, ala hexagonal, flecha(25%)=2,1° , diedro=18°.
- Fuselaje: $l=30$ m, $d=2,78$ m.
- HTP: NACA 0012, $c=1,44$ m, $l=7,6$ m, flecha(25%)=6,34° , distancia al ala=18,3 m.
- VTP: NACA 0009, $c=3,1$ m, $l=5,2$ m , flecha(25%)=21,3° , distancia al ala=19 m.
- Winglets: Raked Tips (5.5%)
- Góndola(x4): $l=3$ m, $d=1,7$ m.
- Tren de aterrizaje: neumáticos y ruedas normales.

AERODINÁMICA



ALA EN XFLR5



Gráficas obtenidas con XFLR5

AERODINÁMICA

Resultados XFLR5:

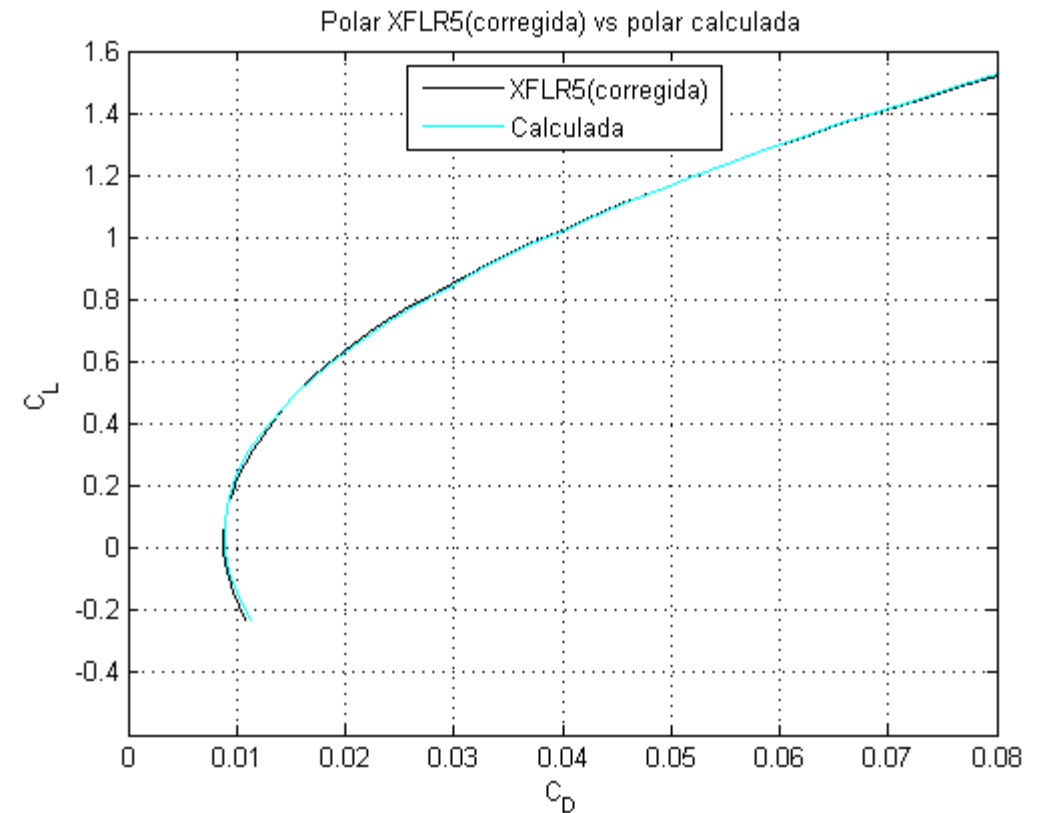
NACA	$Cl_{\alpha}(\text{rad})^{-1}$	Cl_{max}	Cd_0	Cl_0	Cm_0	$\alpha_{\text{STALL}}(^{\circ})$
ALA NACA 23015	4,75	1,472	0,00687	0,091	-0,0416	9,5
HTP NACA 0012	4,07	0,762	0,0071	0	0	9
VTP NACA 0009	4,33 (CY_{β})	0,68	0,001	0 (CY_0)	0	10
AVIÓN COMPLETO	4,56	1,47	0,008929	0,0762	0.0045	10

AERODINÁMICA

Cálculo de la Polar Parabólica:

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

Análisis con LLT (XFLR5)	
K_1	0,0307 (Winglets)
K_2	0,003





AERODINÁMICA

Cálculo del C_{D0} :

XFLR5

Ala

HTP

VTP

Método CBM

Fuselaje

Góndola de los motores

Tren de aterrizaje

Upsweep

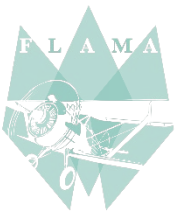
Dispositivos hipersustentadores

AERODINÁMICA

Cálculo del C_{D0} :

- El departamento de aerodinámica decidió un 50% y 30% de régimen laminar en ala y fuselaje respectivamente.
- El upsweep del fuselaje se tomó igual al del ATR-72.
- Se reduce un 20% la resistencia de fuselaje y góndolas al haberse considerado cilindros.

C_{D0} XFLR	C_{D0} CBM	$0,8 * C_{D0}$ fuselaje	$0,8 * C_{D0}$ góndola	upsweep	C_{D0} limpio	C_{lopt}
0,008929	0,015	0,00392	0,0024	0,00229	0,0175	0,734



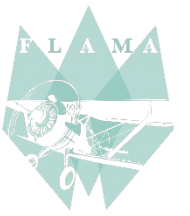
AERODINÁMICA

Dispositivos hipersustentadores:

- La superficie de dispositivos se estima en un 40% de la superficie alar.
- Tras una comparación de dispositivos, el resultado fue la elección de unos del tipo H-P Slot and .4C.

$$C_{l_{\max}} = 2.42$$

$$\alpha_{\max} = 9,75^{\circ}$$

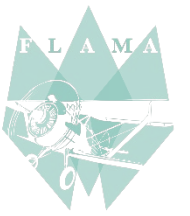


AERODINÁMICA

Aterrizaje y despegue:

- C_{D0} (tren de aterrizaje) = 0,00593 (estimado a partir del P3-Orion)
- En el despegue deflexión de 15° y en el aterrizaje 40° .
- Suponemos despegue y aterrizaje a nivel del mar y a $Mach=0,2$.

C_{D0} despegue = 0,0214	C_{D0} aterrizaje = 0,02826
----------------------------	-------------------------------



ÍNDICE

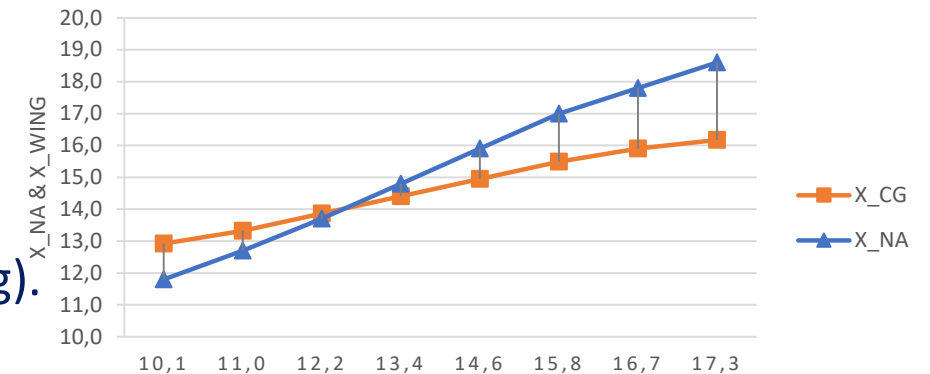
- 1. Diseño**
- 2. Actuaciones.**
- 3. Estructuras**
- 4. Aerodinámica.**
- 5. Estabilidad y Control**

ESTABILIDAD Y CONTROL

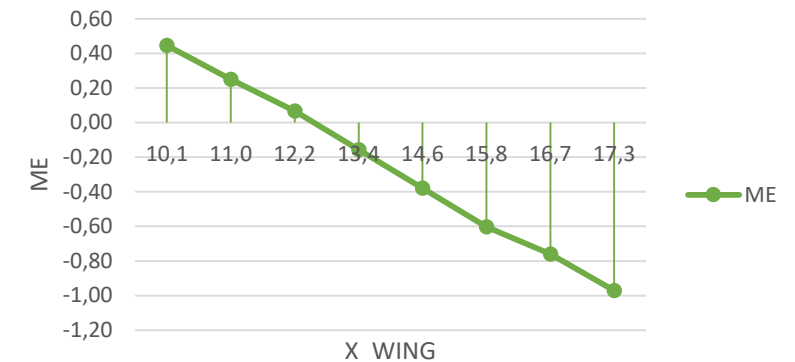
Estudios de CDG y preliminar

- CDG y CA variando la posición del ala (MTOW = 35.058,7 kg).
- CDG para inicio y fin de crucero (MTOW= 27.550,5 kg).
Resultados: rango de variación ME durante el crucero $\leq 20\%$.
- Referencia en mitad de crucero en Academic Stability Pro (MTOW = 35.058,7 kg): ME=0,141; X_CG=16,2; X_NA=16,6
- Primeras estimaciones de SM para los 4 casos. -> $> 15\%$.
- Primer trimado longitudinal y lateral-direccional. -> Estable

X_NA & X_CG VS X_WING MTOW REV.1

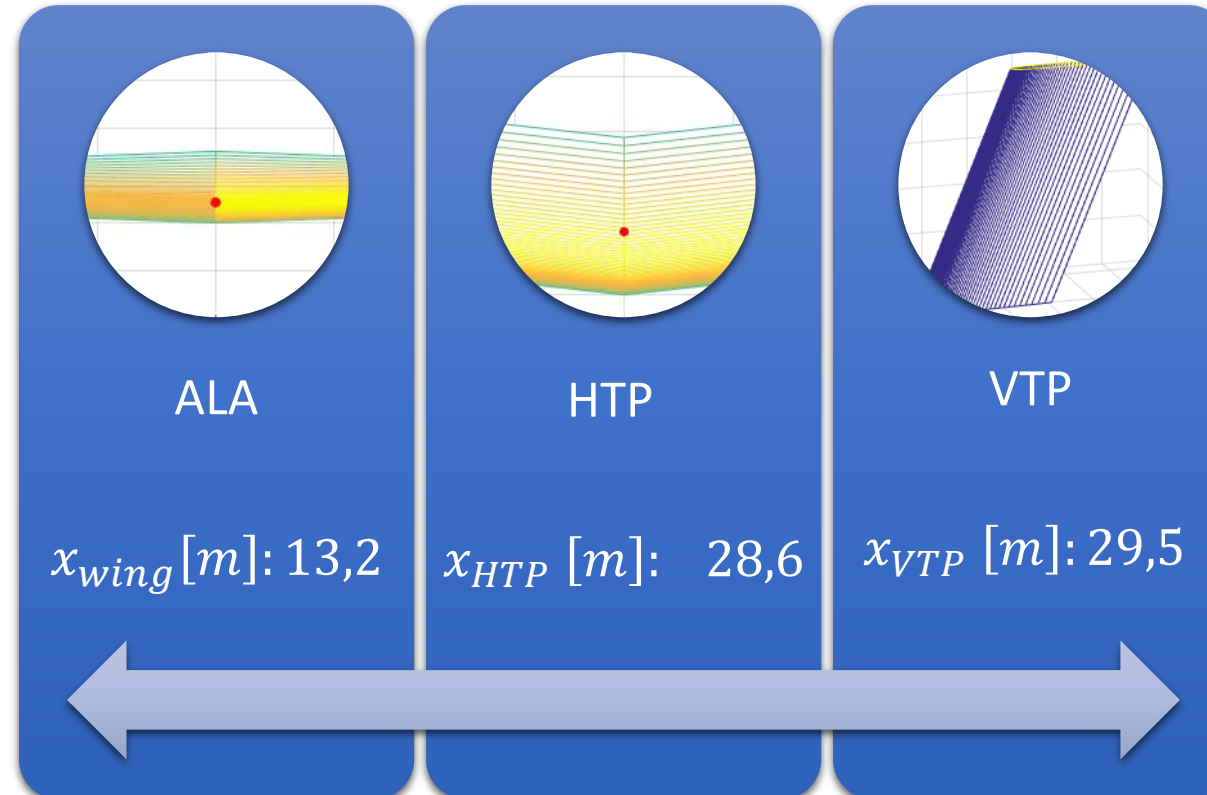


ME vs X_WING MTOW REV. 1



ESTABILIDAD Y CONTROL

Modelado final

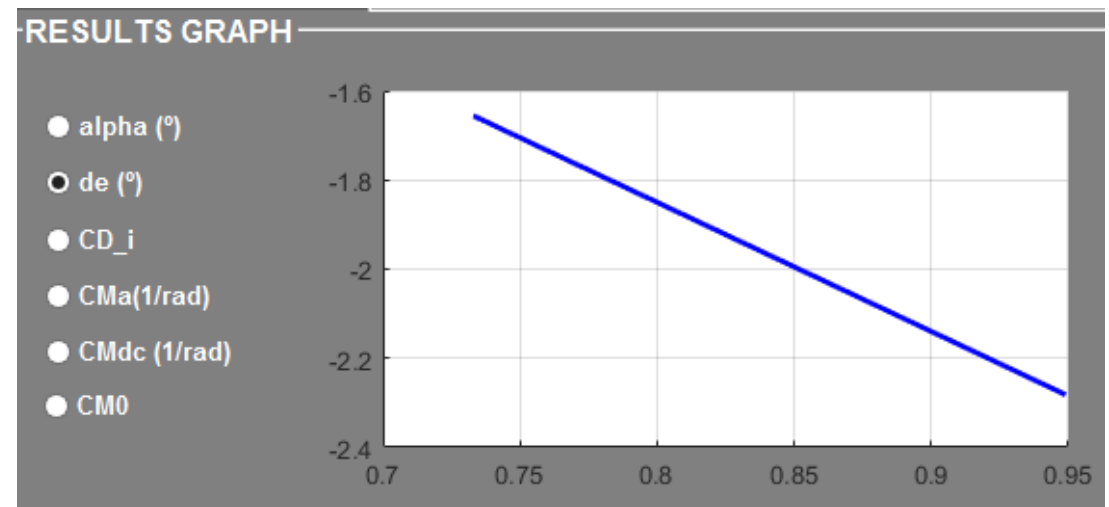
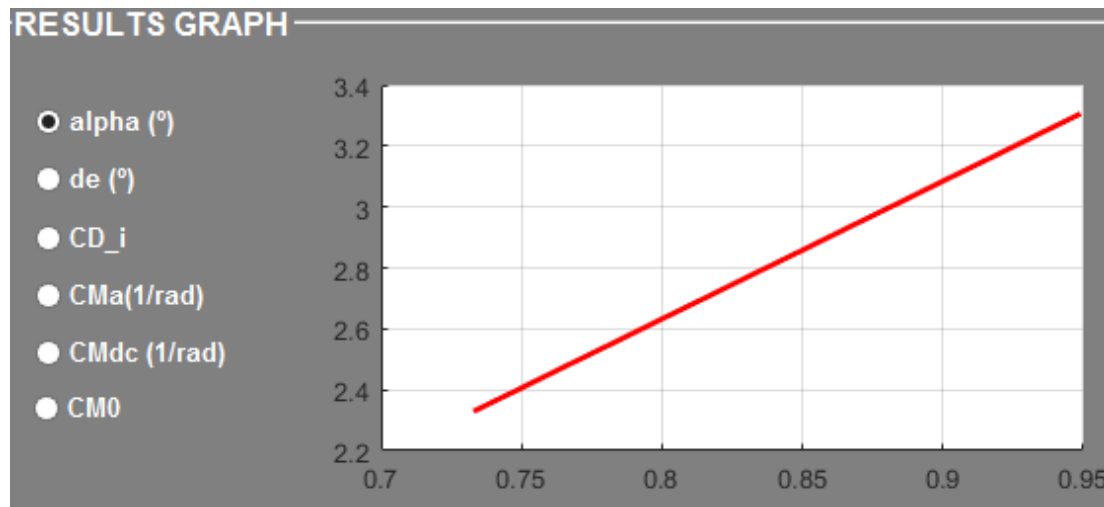


ESTABILIDAD Y CONTROL

Estabilidad Estática:

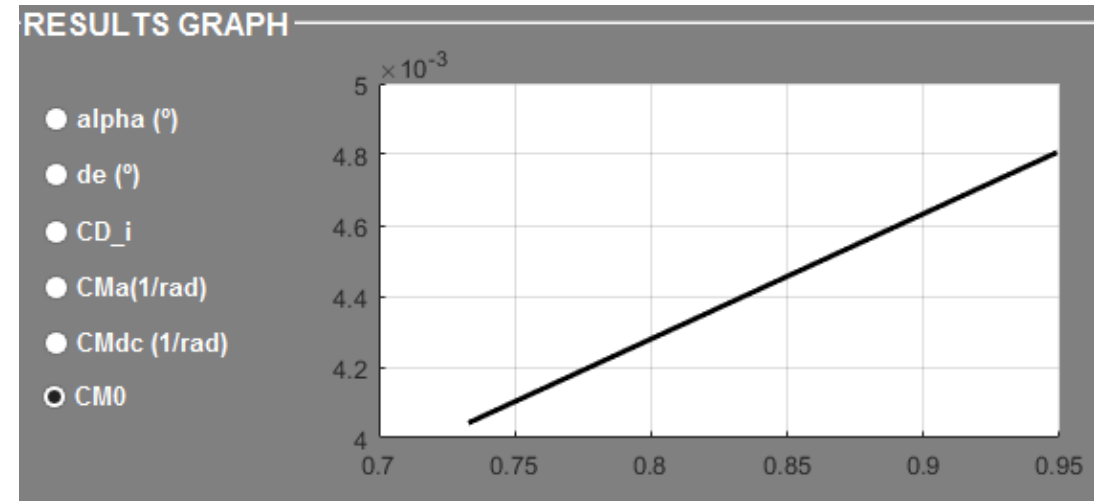
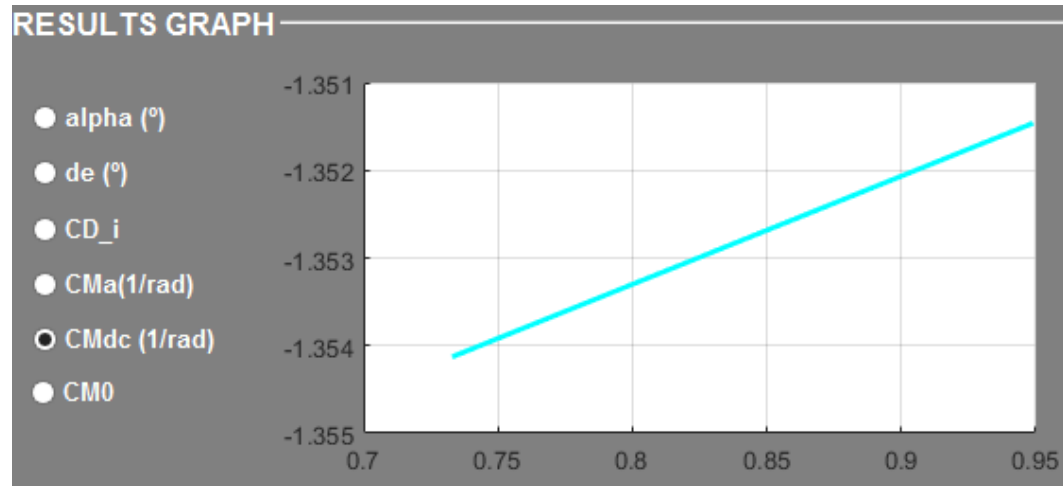
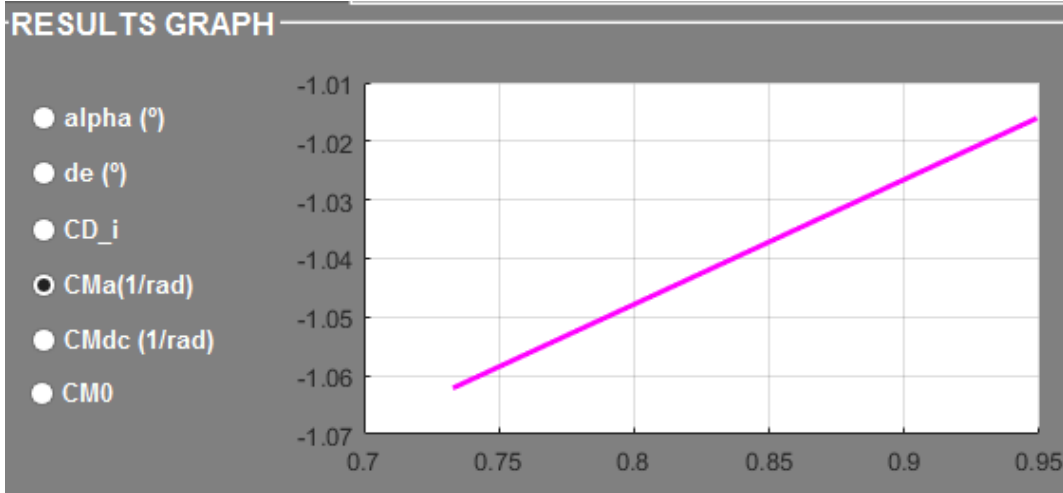
Trimado longitudinal durante crucero

Variable		Valor
W/W_0	[-]	$[0,949 \ 0,733]$
X_{CG}/L	[-]	$[13,40/30 \ 13,37/30]$
CL_α	[1/rad]	4,56
CL_0	[-]	0,076



ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado longitudinal durante crucero



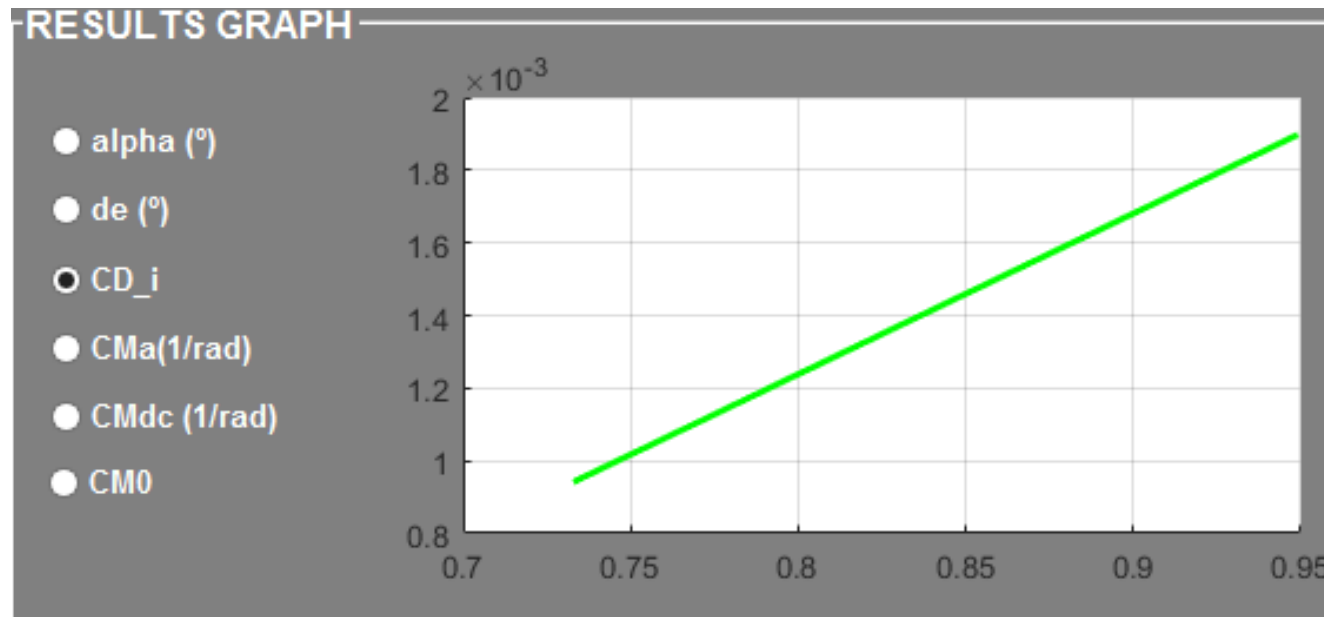
$$C_{ma} < 0$$

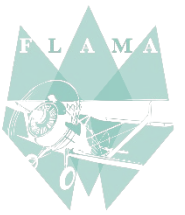
$$C_{M0} > 0$$

Condición de estabilidad

ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado longitudinal durante crucero





ESTABILIDAD Y CONTROL

Márgenes estáticos

Centro aerodinámico:

CA = 13,9 m

Con combustible y con Carga de pago: CDG 13,40 m; SM = 21,5%

Sin combustible y con Carga de pago: CDG 13,37 m; SM = 22,7%

Con combustible y sin Carga de pago: CDG 13,32 m; SM = 24,7%

Sin combustible y sin Carga de pago: CDG 13,23 m; SM = 28,4%

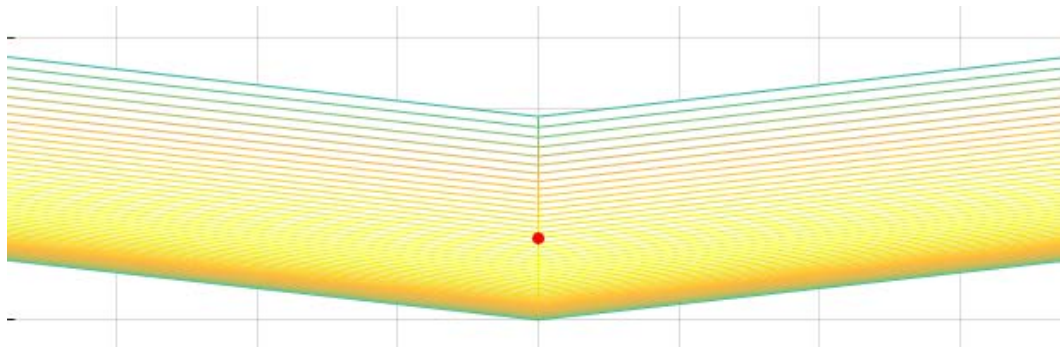
$10\% < SM < 30\%$

Condición de estabilidad

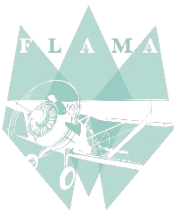
Margen de mejora para
optimización
($10\% < SM < 25\%$)

ESTABILIDAD Y CONTROL

Selección de superficies de control. Diseño del elevón.



Superficie HTP (m^2)	10,94
Distancia a CDG (m)	15,27
$S_{elevón}/S_{HTP}$	0,36
η	0,95
δ	[-2,28, -1,70]



ESTABILIDAD Y CONTROL

Selección de superficies de control. Diseño de rudder

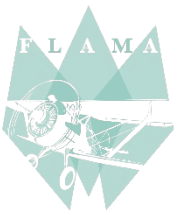
$Cn_{\delta r}$ disponible

Superficie VTP (m^2)	16,12
Distancia a CDG (m)	16,17
S_{rudder}/S_{VTP}	0,511
η	0,95
$Cn_{\delta r}$ (1/rad)	0,2069

$Cn_{\delta r}$ Requerido (OEI)

Potencia motor inoperativo (kW)	3728,5
Distancia a Plano Vertical (m)	13
δr_{max} (°)	20
η_{prop}	0,75
$Cn_{\delta r}$ (1/rad)	0,14689

$Cn_{\delta r}$ disponible > $Cn_{\delta r}$ Requerido (OEI)



ESTABILIDAD Y CONTROL

Selección de superficies de control. Diseño de alerones

$Cl_{\delta a}$ disponible

c_a/c	0,35
$y_0(m)$	14,25
$y_1(m)$	8,4
$Cl_{\delta a} (1/rad)$	0,212

$Cl_{\delta a}$ Requerido (Viraje)

$P (rad/s) - \text{Class II}$	0,561
$\delta a_{max} (^\circ)$	25
$Cl_{\delta a} (1/rad)$	0,198

$$Cl_{\delta a} \text{ disponible} > Cn_{\delta a} \text{ Requerido (Viraje)}$$

ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado Lateral-Direccional. Derivadas de estabilidad.

$$\begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\delta_a} & C_{Y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-(mg \sin(\phi) \cos(\gamma) + F_{YT_1})}{qS_{ref}} \\ \frac{-L_{T_1}}{qS_{ref}b} \\ \frac{-(N_{T_1} + \Delta N_{D_1})}{qS_{ref}b} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} C_{l\beta} &< 0 \\ C_{n\beta} &> 0 \end{aligned}$$



Condición de estabilidad

$C_{Y\beta}$	-0,69387
$C_{Y\delta_a}$	0
$C_{Y\delta_r}$	0,37032
$C_{l\beta}$	-0,00777
$C_{l\delta_a}$	0,28456
$C_{l\delta_r}$	0,02468
$C_{n\beta}$	0,33365
$C_{n\delta_a}$	-0,0408
$C_{n\delta_r}$	-0,19864

ESTABILIDAD Y CONTROL

Trimado Lateral-Direccional. Fallo de motor.

β	0
V/V_{stall}	1,2
P/P_{max}	0,175

ϕ ($^{\circ}$)	-1,39
δ_a ($^{\circ}$)	-0,43
δ_r ($^{\circ}$)	4,98

$$\begin{aligned} \delta_a &< 20^{\circ} \\ \delta_r &< 20^{\circ} \\ \phi &< 5^{\circ} \end{aligned}$$

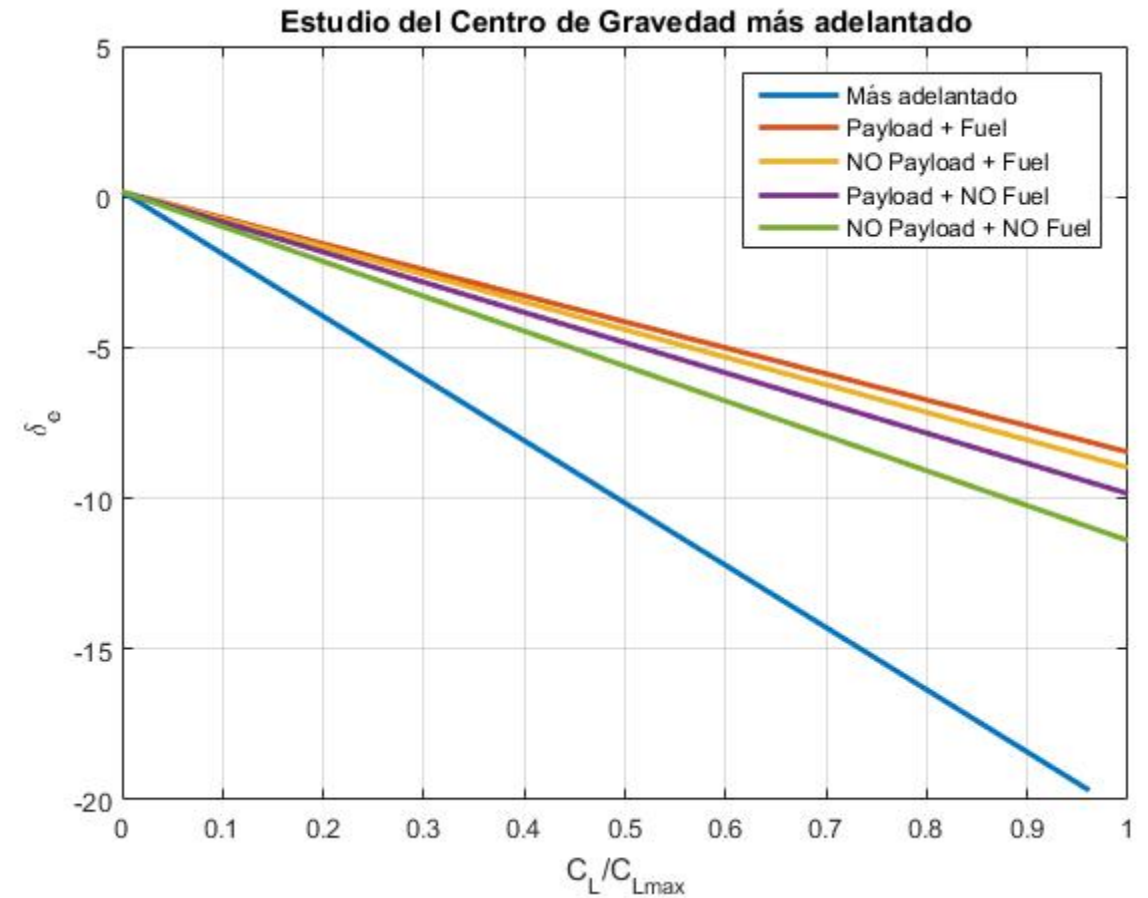


**Condición fallo de motor.
Mantener línea recta.**

ESTABILIDAD Y CONTROL

Estudio del CDG más adelantado:

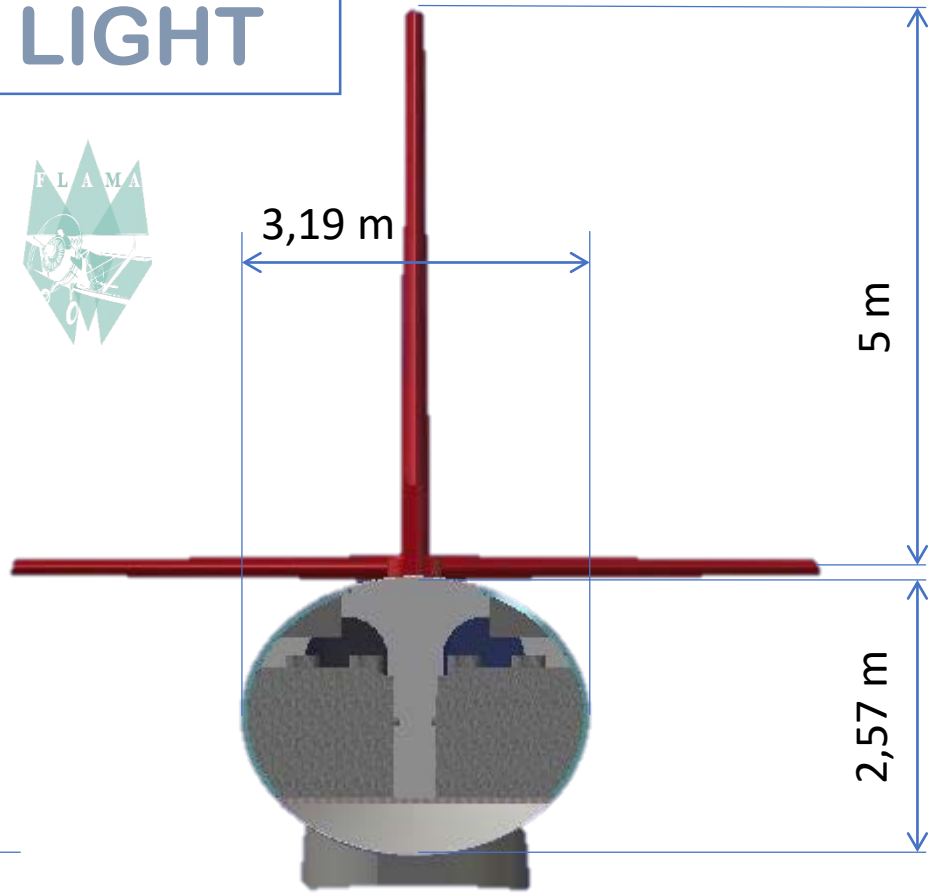
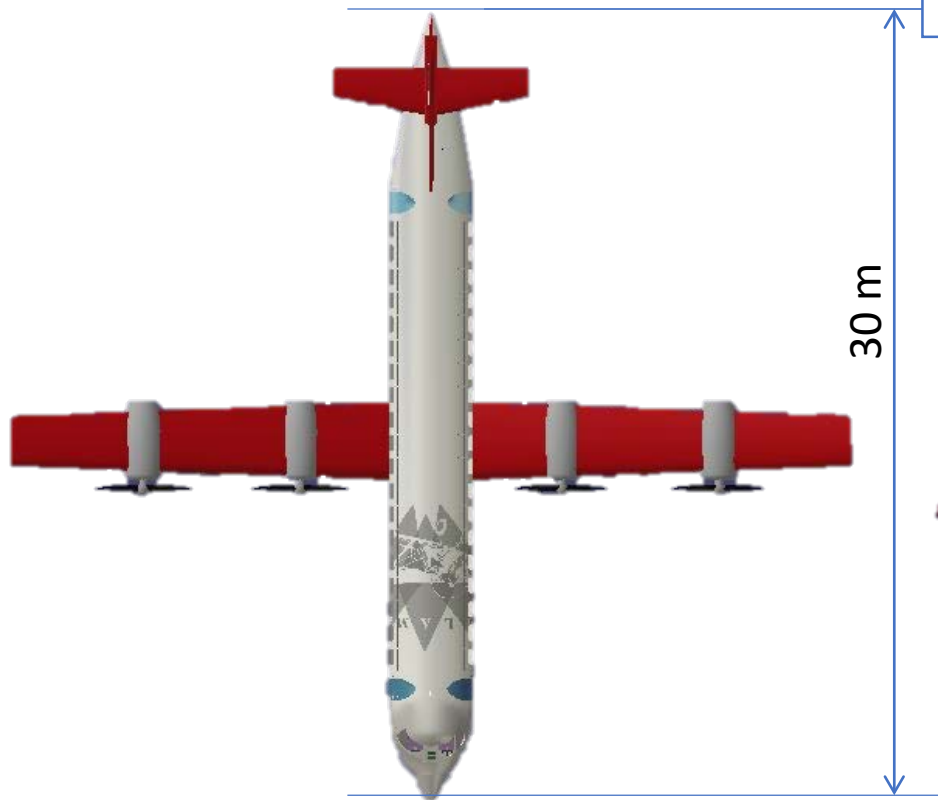
C_{LTO}	1,04
C_{M0}	0,0041
$C_{M\delta e}$	-1,354
N_0	13,9



CONCLUSIÓN



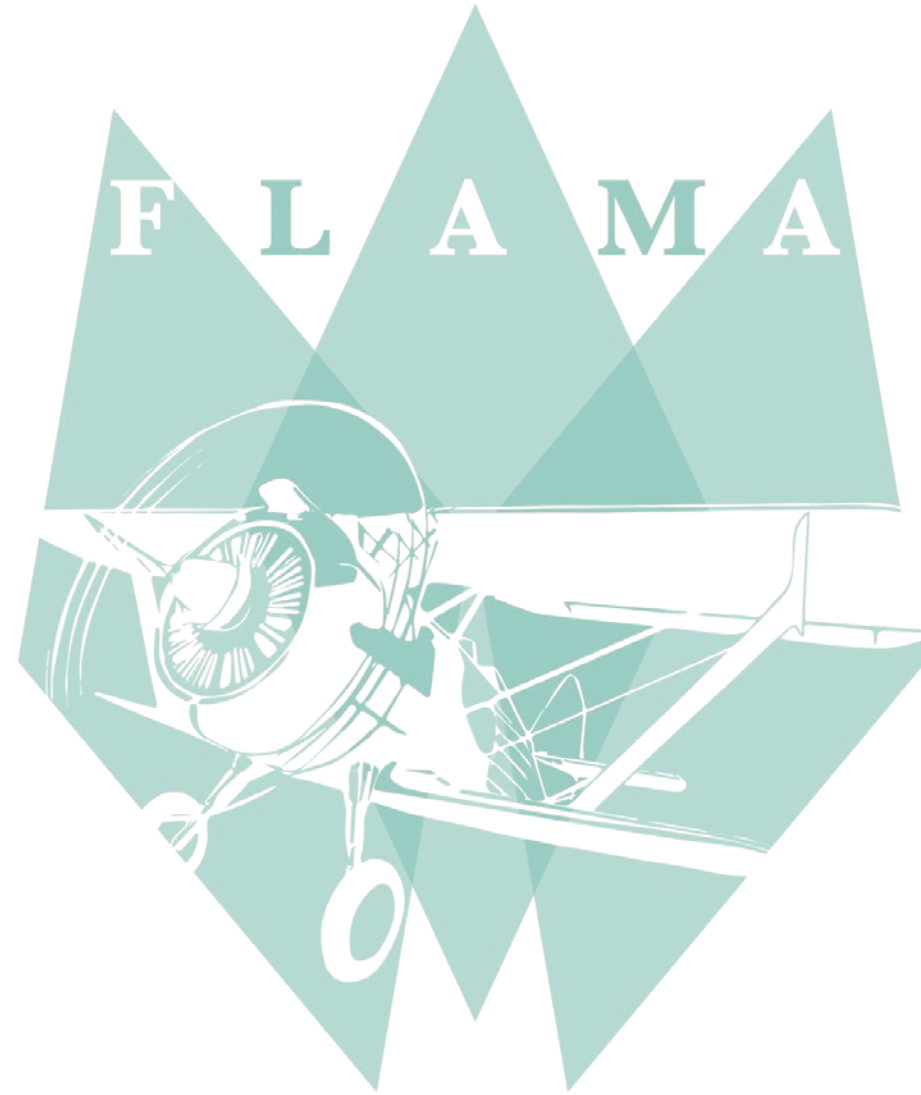
**MR4-
LIGHT**



Los valores que defendemos ...

MR4-
LIGHT





Gracias por vuestra atención

ESTABILIDAD Y CONTROL: DATOS

General Data Edition

GENERAL DATA EDITION

Model Name: Rev_fin

MTOW (kg): 27942 L (m): 30 S_ref (m²): 85 Vstall(m/s): 52.473

Aircraft Configuration

- Conventional
- Wing + Canard
- Conventional + Canard
- Flying Wing



Vertical Stabilizer Configuration

- Single Vertical
- No Vertical
- Twin Vertical

Polar Coefficients

$C_D = C_{D0} + k1 \cdot C_L + k2 \cdot (C_L)^2$

k1: -0.003 C_D0: 0.0175
k2: 0.0307

h (ft): 31000 rho (kg/m³): 0.44166 T (K): 226.7328 p (bar): 28745.8133

M_inf: 0.68 V_inf (m/s): 205.265 q (bar): 9304.4449 W/W0: 1

CLOSE ? SAVE

weightProperties

WEIGHT & INERTIAS EDITION

MTOW (kg): 27942

X_CG (m): 13.408

I_xx (kg m²): 366320.088

I_yy (kg m²): 710144.566

I_zz (kg m²): 1049079.229

I_xz (kg m²): 0

CLOSE SAVE

ESTABILIDAD Y CONTROL: EXTRA

propulsiveProperties

PROPULSIVE CHARACTERISTICS EDITION

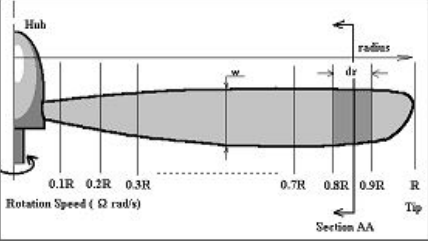
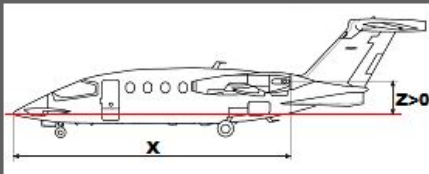
P_SL (kW) n_eng

D_prop (m)

w/R

n_blades beta_(0.75R) (°)

Variable-Pitch Propel...

X (m) Y (m)

Z (m)

PROPULSIVE MODEL

$P = A \cdot V^2 + B \cdot V + C$ A (kW (m/s)²)

B (kW/(m/s)) C (kW)

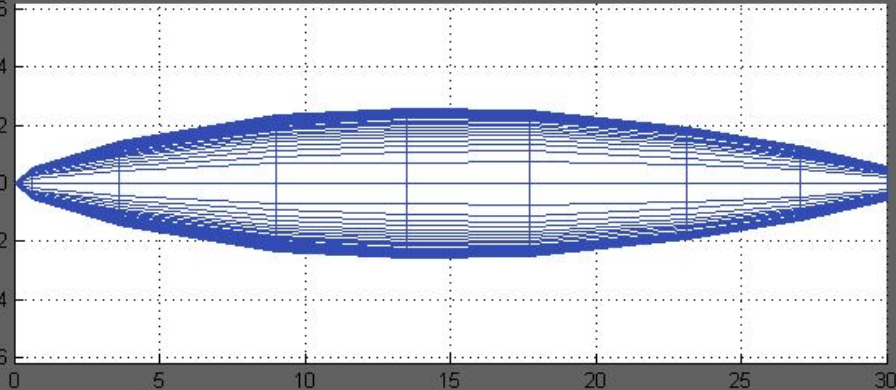
Fuselage Edition

FUSELAGE EDITION

Model File Properties

[File Path]

n_Sections n_Points n_skip



L_fus W_max S_side Vol

D_max S_front S_top CLa

ESTABILIDAD Y CONTROL: EXTRA

wingProperties

WING PROPERTIES EDITION

LOAD .MAT FILE

```
0 0 1
1 0.183 0.633
```

Red Point represents the Aerodynamic Center of the Wing



Geometry Data

Basic

S (m ²)	73.5	AR	12.2	c _r (m)	3	LAM1e (°)	2.1
b (m)	30	TR	0.633	c _t (m)	1.9	X _{ca} (m)	12.3

Control

ca/c	0.35
y0/(b/2)	0.56
y1/(b/2)	0.95

Advanced

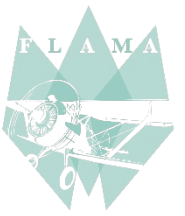
D (°)	18	LAMc4 (°)	1	LAMc2 (°)	-0.0057	Z _{ca} (m)	1.4
c _{MAC} (m)	2.45	x _{ca} (m)	0.887	y _{ca} (m)	6.94	z _{ca} (m)	2.14
i (°)	0	t/c	0.12	S _{exp} (m ²)	147		

Aerodynamic Data

C _{L0}	0.091	C _{La} (1/rad)	4.75	C _{Ja} (1/rad)	9.68	C _{M0}	-0.0416	eta	1
-----------------	-------	-------------------------	------	-------------------------	------	-----------------	---------	-----	---

SAVE

? CLOSE



ESTABILIDAD Y CONTROL: DATOS

Horizontal Data Edition

HORIZONTAL STABILIZER EDITION

Load .mat File

```
0 0 1
1 0.295 1
```

Geometry Data

S (m ²)	10.9	c _r (m)	1.44	LAMie (°)	6.4	X _{ca} (m)	28.6
b (m)	7.6	c _t (m)	1.44	LAMc4 (°)	6.4	Z _{ca} (m)	0
AR	5.28	TR	1	LAMc2 (°)	6.4	x _{ca} (m)	0.573
S _{exp} (m ²)	21.9	c _{MAC} (m)	1.44	i (°)	0	y _{ca} (m)	1.9
		t/c	0.12	D (°)	0	z _{ca} (m)	0

Control

ca/c	0.4
y0/(b/2)	0
y1/(b/2)	0.9

Aerodynamic Data

C _{L0}	0	C _{La} (1/rad)	4.07	C _{la} (1/rad)	9.45	C _{M0}	0	eta	0.95
-----------------	---	-------------------------	------	-------------------------	------	-----------------	---	-----	------

SAVE

CLOSE

verticalProperties

VERTICAL STABILIZER PROPERTIES EDITION

Load .mat File

```
0 0 1
1 0.703 1
```

Control Data

cr/c	0.6
y0/(b/2)	0
y1/(b/2)	0.95

Aerodynamic Data

C _{La} (1/rad)	3.14
C _{la} (1/rad)	9.36

Geometry Data

S (m ²)	16.1	c _r (m)	3.1	LAMie (°)	23	X _{ca} (m)	29.5
b (m)	5.2	c _t (m)	3.1	c _{MAC} (m)	3.1	Z _{ca} (m)	2
AR	1.68	TR	1	t/c	0.09	eta	0.95

CLOSE

?

SAVE

Introducción

Actuaciones

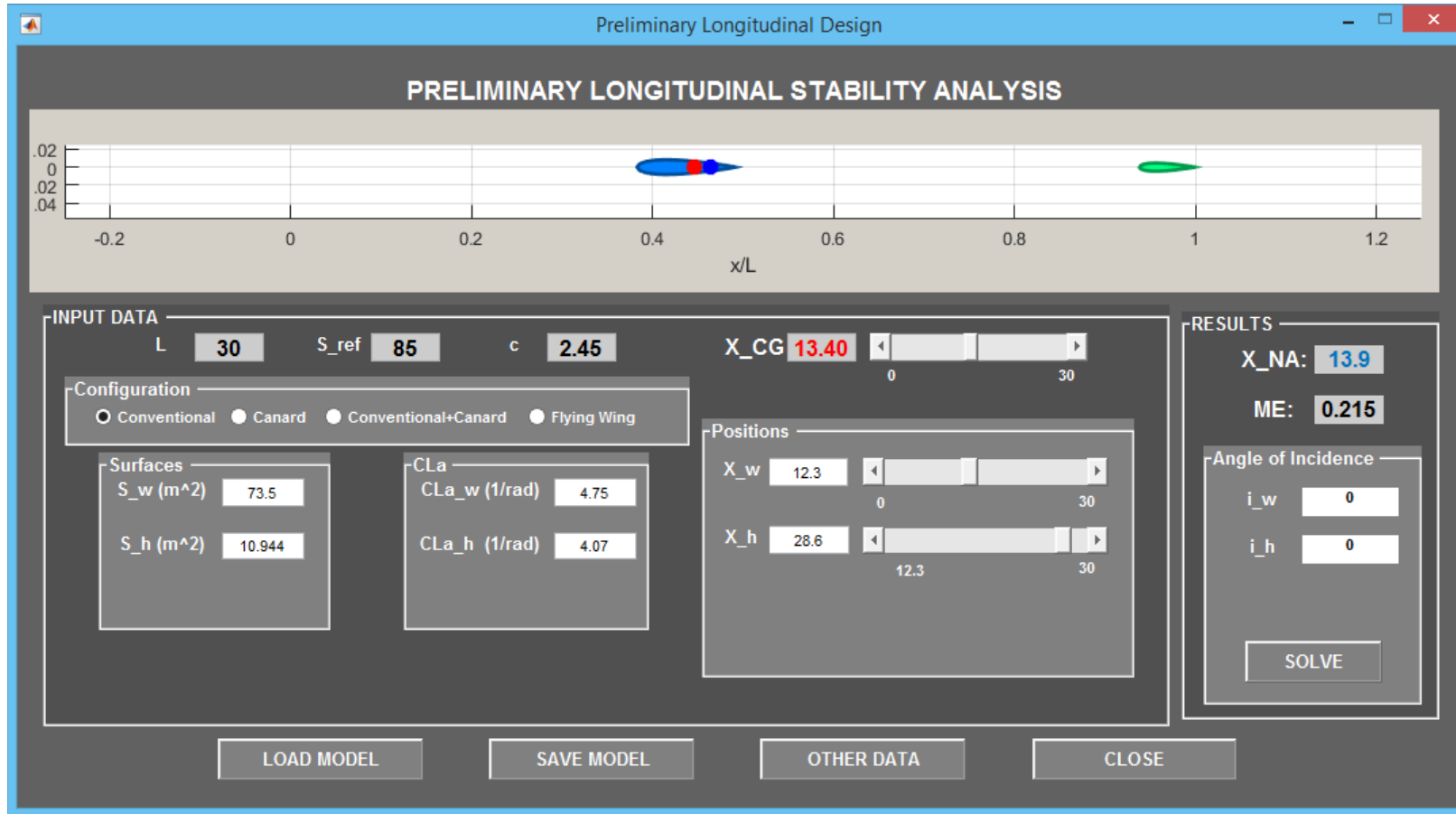
Diseño

Estructuras

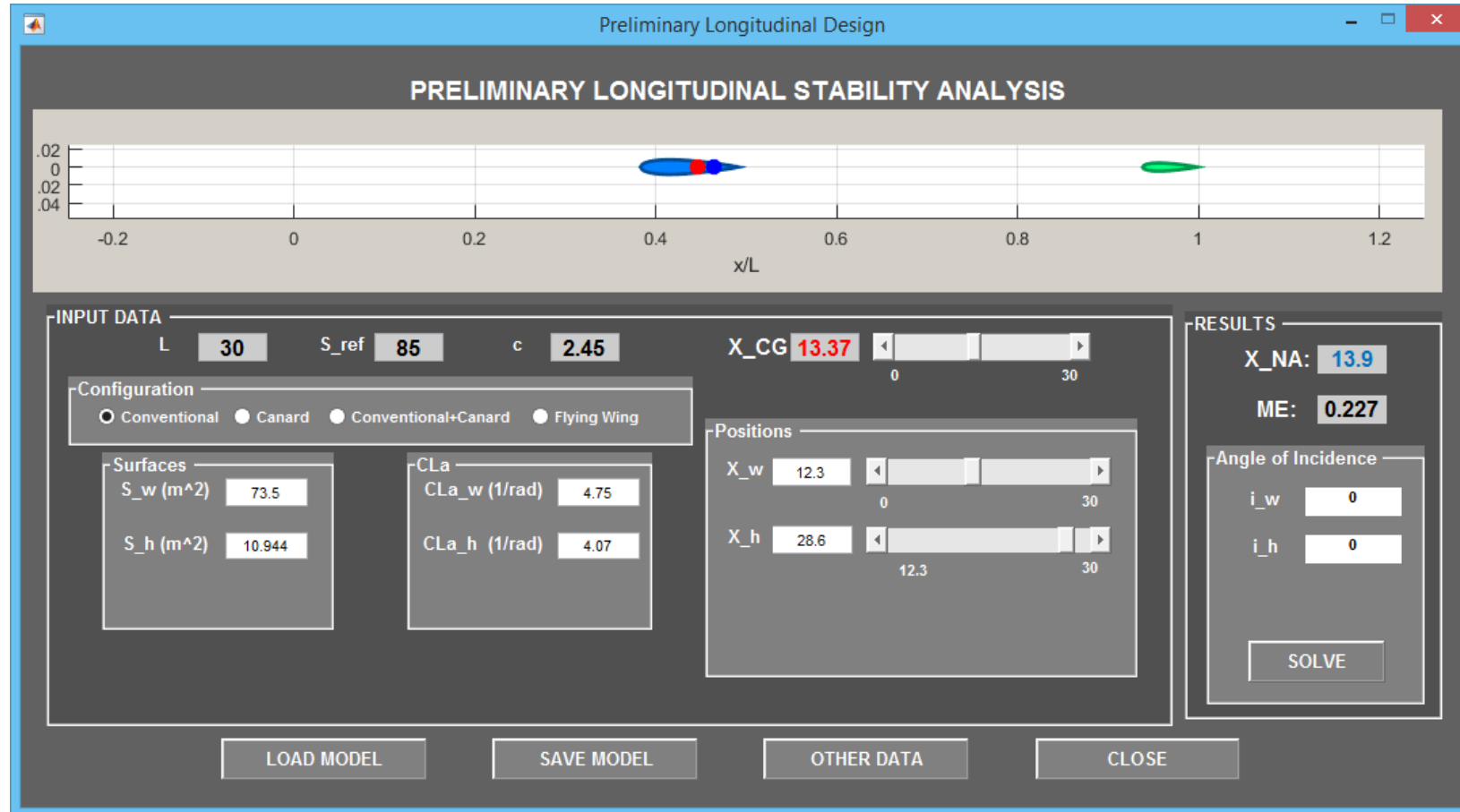
Aerodinámica

Estabilidad y Control

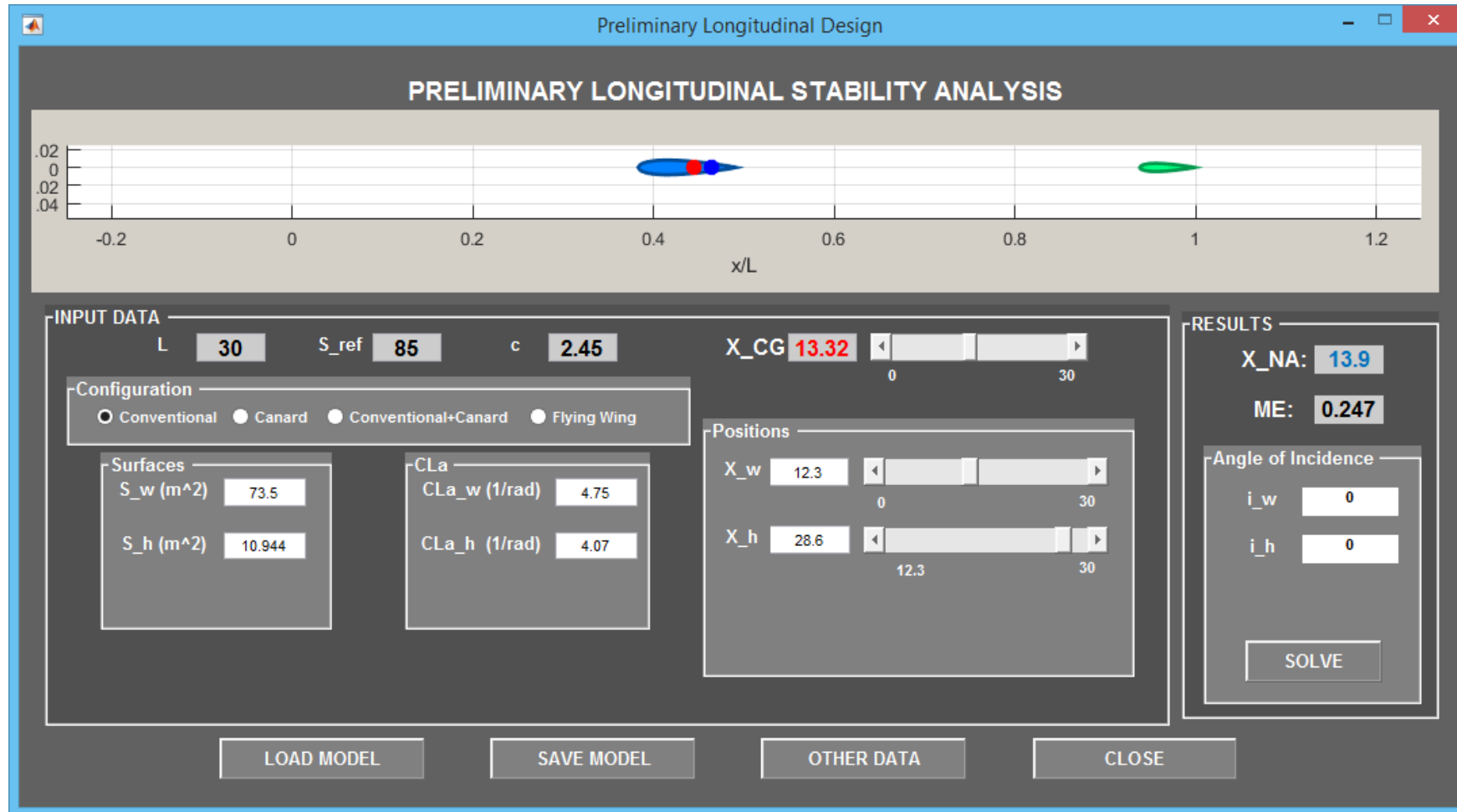
ESTABILIDAD Y CONTROL: SM



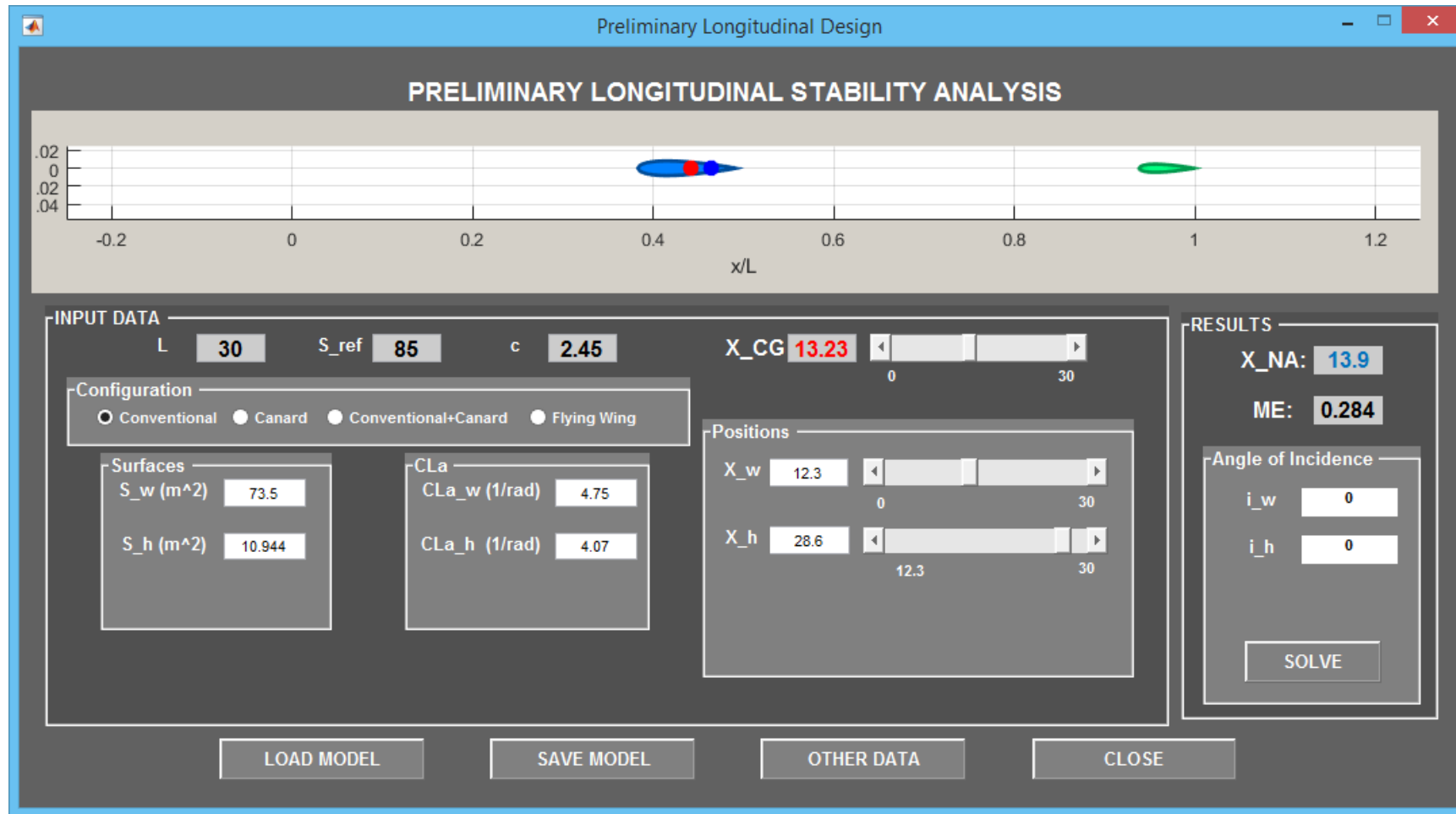
ESTABILIDAD Y CONTROL: SM



ESTABILIDAD Y CONTROL: SM



ESTABILIDAD Y CONTROL: SM



ESTABILIDAD Y CONTROL: DERIV

ONE ENGINE INOPERATIVE AND SIDESLIP ANGLE ANALYSIS

$$\begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\delta_a} & C_{Y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-(mg \sin(\phi) \cos(\gamma) + F_{Y_{T_1}})}{qS_{ref}} \\ \frac{-L_{T_1}}{qS_{ref}b} \\ \frac{-(N_{T_1} + \Delta N_{D_1})}{qS_{ref}b} \end{bmatrix}$$

MATRIX

-0.69387	0	0.37032
-0.007774	0.28456	0.024688
0.33365	-0.040864	-0.19864

RESTORE INITIAL VALUES

ONE ENGINE INOPERATIVE

h (ft) Estudio de condiciones

beta (°)

V/Vstall

P/Pmax

phi da dr

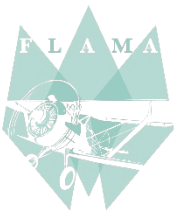
SIDESLIP ANGLE

h (ft)

beta (°)

V/Vstall

phi da dr



ESTABILIDAD Y CONTROL: DERIV2

stabilityDerivatives_calc

STABILITY DERIVATIVES CALCULATION

alpha (°) W/W0
h (ft) M

LONGITUDINAL

	CL	CD	CM
a	10.3332	0.1888	1.7323
u	0.2980	0.0054	0
q	2.1760	0	-43.0577
aDot	4.5955	0	-7.5622

LATERAL-DIRECTIONAL

	Cy	Cl	Cn
beta	-0.5593	-0.0347	0.2370
p	-0.9413	-1.0235	-0.0340
r	0.6031	0.0927	-0.3319
betaDot	-0.0695	-0.0027	0.0375

CONTROL DERIVATIVES (LONGITUDINAL)

	CL	CD	CM
de	0.2666	0.0049	-1.6530
dc	0	0	0

CONTROL DERIVATIVES (LATERAL-DIRECTIONAL)

	Cy	Cl	Cn
dr	0.3002	0.0116	-0.1619
da	0	0.3791	-0.0405

PROPULSIVE DERIVATIVES

Cy_Tbeta	CM_Ta	CM_Tu	CM_Tl	CT_x1	CT_xu	CT_xa	Cn_Tbeta
0.0354	0.0128	0	0	0.0201	-0.0604	0	-1.4661e-04

Introducción

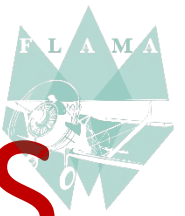
Actuaciones

Diseño

Estructuras

Aerodinámica

Estabilidad y Control



ESTABILIDAD Y CONTROL: VTP DES

Vertical Stabilizer Design

VERTICAL STABILIZER DESIGN

S_{ref} (m²) 85 b_w (m) 30 V_s (m/s) 52.473 h (ft) 0

Available $C_{n_{dr}}$ Estimation

S_v (m²) 16.12 S_{rud}/S_v 0.511
 l_v (m) 16.17 η_{a_v} 0.95

Lift Slope Estimation

b_v (m) C_{la} (1/rad)
 cr_v (m)
 TR_v **Vertical Conf.**
 Convencional
 Twin-vertical
 LAM_v (°)
 S_{hor} (m²) **Estimate C_{La_v}**
 z_{hor} (m)
 D_{fus_v} (m) C_{La_v} (1/rad) 3.14

Calculate $C_{n_{dr}}$ (1/rad) -0.20694

OEI Required $C_{n_{dr}}$

P_{inop_eng} (kW) 3728.49 d_{inop_eng} (m) 13
 dr_{max} (°) 20 η_{prop} 0.75

Propeller Type

Fixed-Pitch **Calcular**
 Variable-Pitch $(C_{n_{dr}})_{OEI}$ -0.14689

LOAD MODEL

CLOSE

Introducción

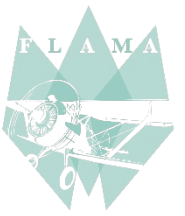
Actuaciones

Diseño

Estructuras

Aerodinámica

Estabilidad y Control



ESTABILIDAD Y CONTROL: AL DES

Ailerons Design

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}

Introducción

Actuaciones

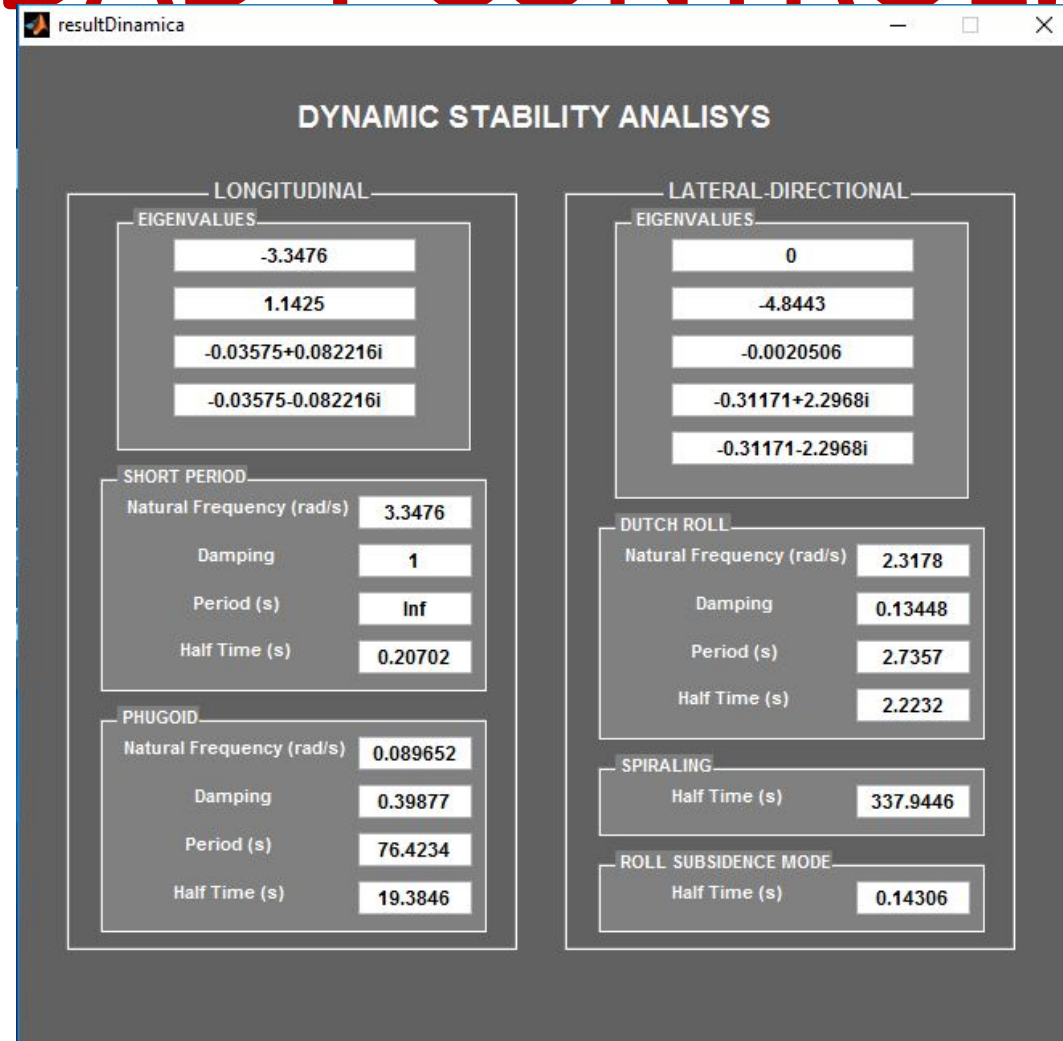
Diseño

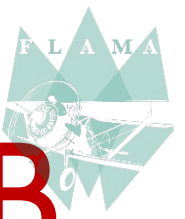
Estructuras

Aerodinámica

Estabilidad y Control

ESTABILIDAD Y CONTROL: DYN





ESTABILIDAD Y CONTROL: MATLAB

```
Editor - C:\Users\E1-572\Desktop\Calculo de Aeron...
EDITOR PUBLISH VIEW
New Open Save Find Files Compare Go To Comment Indent Breakpoints Run Run ar
FILE NAVIGATE EDIT BREAKPOINTS

cdg_mas_adelantado.m
1 %%Estudio de la posicion del CDG mas adelantado (con respecto a la po
2 %%del ala del avion)
3 clear all; close all; clc
4
5 %%Variables de entrada%%
6
7 CLmax=1.04; %%TE LO DA AERODINAMICA
8 N_0=13.9/2.45; %% ADIMENSIONALIZAS CON LA CUERDA LA POSICIÓN DE TU C
9 CM_0=0.0041; %% DEL TRIMADO
10 CM_de=-1.354; %% DEL TRIMADO
11
12 |
13
14
15 X_cg=12.75/2.45; %%SE VA HACIENDO VARIAR ESE CDG HASTA QUE VEAS QUE
16
17 X_cg1=13.4/2.45;
18 X_cg2=13.37/2.45;
19 X_cg3=13.32/2.45;
20 X_cg4=13.23/2.45;
21
22
23
24
25 %%Dibujamos la funcion d_e(CL)
26
27 d_eo=-CM_0/CM_de;
28
29 CL=[0:0.1:CLmax]; %%Supongo que CL = Clalpha*alpha, pero no estoy seguro 100%
30
31 d_e=d_eo-CL/CM_de*(X_cg-N_0);
32
33 d_e1=d_eo-CL/CM_de*(X_cg1-N_0);
34 d_e2=d_eo-CL/CM_de*(X_cg2-N_0);
35 d_e3=d_eo-CL/CM_de*(X_cg3-N_0);
36 d_e4=d_eo-CL/CM_de*(X_cg4-N_0);
37
38
39 figure(1)
40
41 plot(CL/CLmax,d_e*180/pi,CL,d_e1*180/pi,CL,d_e2*180/pi,CL,d_e3*180/pi,CL,d_e4*1
42 grid on
43 xlabel('C_L/C_{Lmax}')
44 ylabel('\delta_e')
45 legend('Más adelantado', 'Payload + Fuel','NO Payload + Fuel','Payload + NO Fuel
```