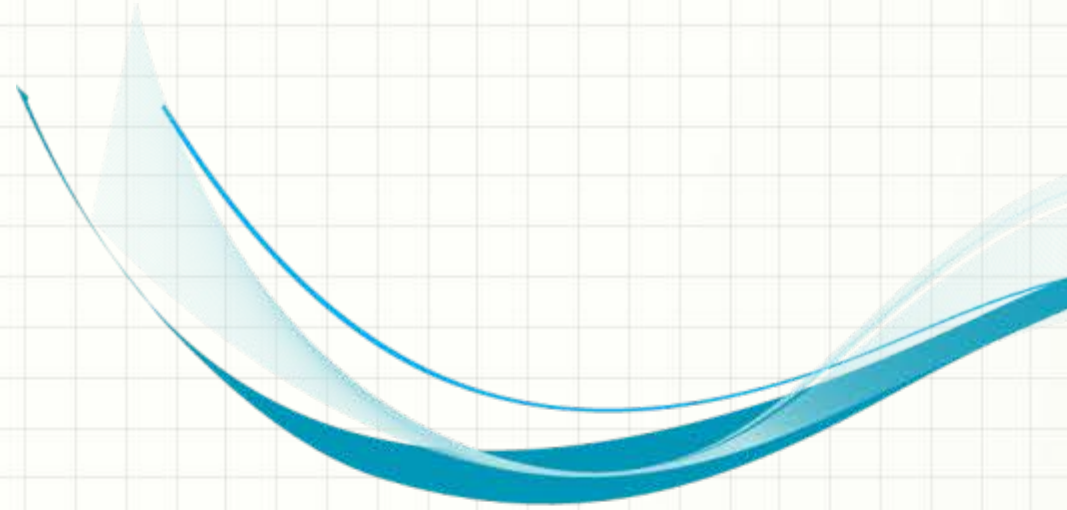


**PRESENTACIÓN FINAL  
SUPPA PROP FIRE  
SEVILLA, A 16 DE JUNIO DE 2015**



**PERWINGS**



# Nuestra compañía



# Perwings

Diseño y Sistemas:  
Alberto Fernández Figueroa  
Sandra Sánchez Ligeró

Propulsión y Actuaciones:  
Francisco Jiménez Luque  
Jose Manuel Muñoz Sarmiento

Aerodinámica:  
Juan Diego López Romero  
Raúl Morales Ortega

Estabilidad:  
Juan Manuel Pérez Braza  
Carlos Romero Villarreal

Estructuras:  
Manuel Fernando Torres Espejo  
Victor Manuel Villalba Corbacho



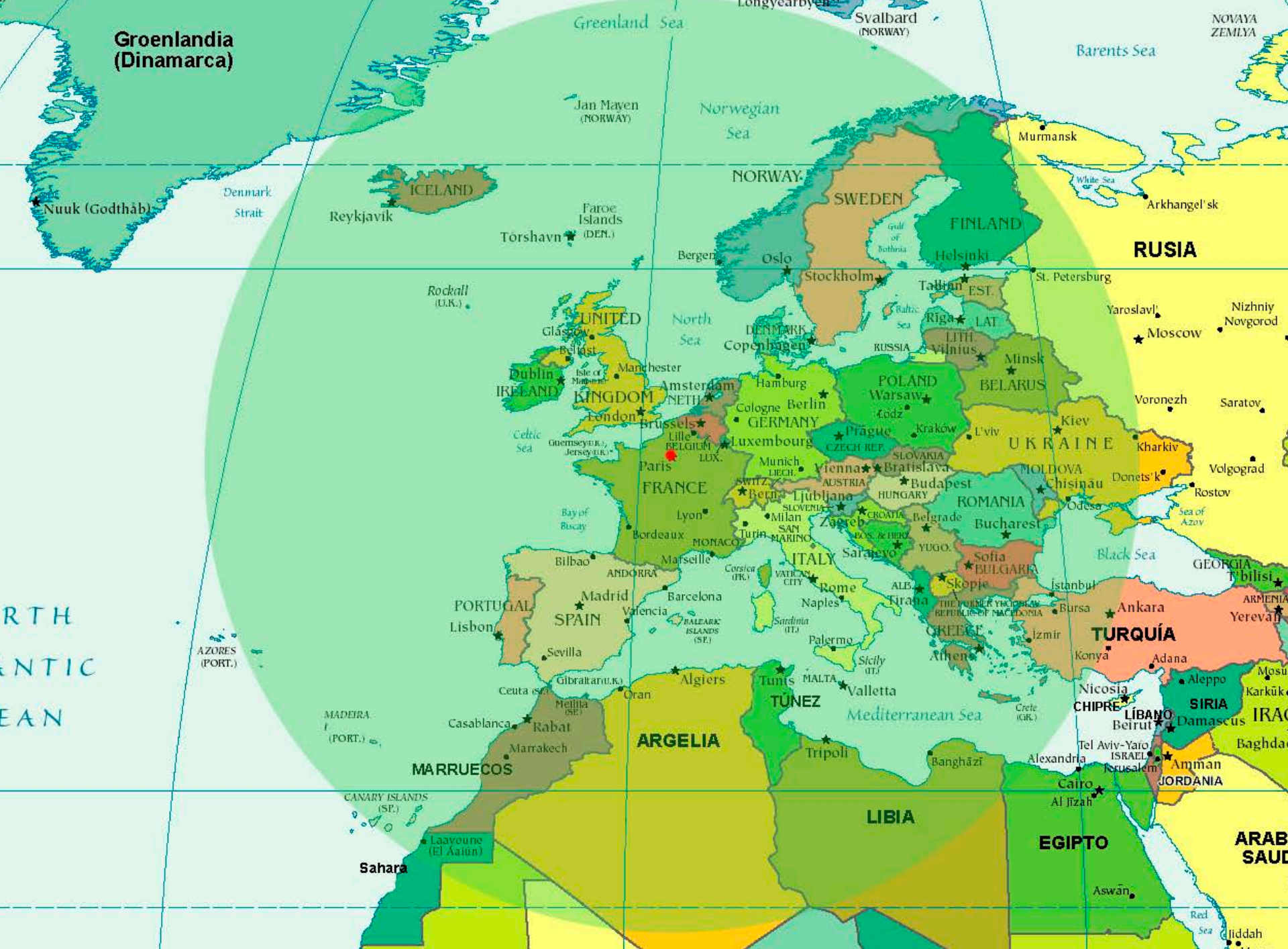
# ¿Objetivo?

Nuestra misión es el diseño del Business Turboprop del futuro. Un **FAVLTP** (*Future advance very light turboprop*) capaz de:

- Llevar en su misión de diseño a 3 pasajeros con su carga de pago en un trayecto de 1500NM.
- Llevar en su misión económica a 6 pasajeros con su carga de pago en un trayecto de 500NM.
- Ser capaz de volar entre Mach 0,52 y 0,68
- Tener un techo de vuelo de entre 22000 ft y 31000 ft



**“Higher, Faster  
and More  
Comfortable”**



**Groenlandia (Dinamarca)**

Nuuk (Godthåb)

ICELAND

Reykjavik

Torshavn

Jan Mayen (NORWAY)

Faroe Islands (DEN.)

Norwegian Sea

NORWAY

Svalbard (NORWAY)

Barents Sea

NOVAYA ZEMLYA

Murmansk

**RUSIA**

Arkhangel'sk

St. Petersburg

Yaroslavl'

Moscow

Voronezh

Saratov

Volgograd

Rostov

Donets'k

Kharkiv

Odesa

Chisinau

Bucharest

Istanbul

Ankara

Bursa

Konya

Adana

Yerevan

SWEDEN

Stockholm

Oslo

Bergen

Copenhagen

Hamburg

Cologne

Berlin

Prague

Warsaw

Kraków

Łódź

Vienna

Munich

Bratislava

Budapest

Belgrade

Sofia

Bucharest

Istanbul

Ankara

FINLAND

Helinki

Tallin

Riga

Vilnius

Minsk

Kiev

Chisinau

Bucharest

Istanbul

Ankara

Bursa

Konya

Adana

Yerevan

Nicosia

Beirut

Tel Aviv-Yafo

Jerusalem

Amman

North Sea

DENMARK

Copenhagen

Hamburg

Cologne

Berlin

Prague

Warsaw

Kraków

Łódź

Vienna

Munich

Bratislava

Budapest

Belgrade

Sofia

Bucharest

Istanbul

Ankara

UNITED KINGDOM

London

Manchester

Birmingham

Cardiff

Belfast

Edinburgh

Glasgow

Dublin

Brussels

Paris

Lyon

Marseille

Bordeaux

Barcelona

Valencia

Madrid

Bilbao

Sevilla

Casablanca

Rabat

Marrakech

Algiers

Tripoli

Tunis

Valletta

Malta

Sicily (IT.)

Palermo

Naples

Rome

Salerno

Skopje

Thessaloniki

Athens

Istanbul

Ankara

Bursa

Konya

Adana

Yerevan

Nicosia

Beirut

Tel Aviv-Yafo

Jerusalem

Amman

Cairo

Aswan

Jiddah

Baghdad

Moscow

St. Petersburg

Yaroslavl'

Voronezh

Saratov

Volgograd

Rostov

Donets'k

Kharkiv

Odesa

Chisinau

Bucharest

Istanbul

Ankara

Bursa

Konya

Adana

Yerevan

Nicosia

Beirut

Tel Aviv-Yafo

Jerusalem

Amman

Cairo

Aswan

Jiddah

Baghdad

Moscow

St. Petersburg

Yaroslavl'

Voronezh

Saratov

Volgograd

Rostov

Donets'k

Kharkiv

Odesa

Chisinau

Bucharest

Istanbul

Ankara

Bursa

Konya

Adana

Yerevan

Nicosia

Beirut

Tel Aviv-Yafo

Jerusalem

Amman

Cairo

Aswan

Jiddah

Baghdad

Moscow

St. Petersburg

Yaroslavl'

Voronezh

Saratov

Volgograd

Rostov

Donets'k

Kharkiv

Odesa

Chisinau

Bucharest

Istanbul

Ankara

Bursa

Konya

Adana

Yerevan

Nicosia

Beirut

Tel Aviv-Yafo

Jerusalem

Amman

Cairo

Aswan

Jiddah

Baghdad

Moscow

St. Petersburg

Yaroslavl'

Voronezh

Saratov

Volgograd

Rostov

Donets'k

Kharkiv

Odesa

Chisinau

Bucharest

Istanbul

Ankara

Bursa

Konya

Adana

Yerevan

Nicosia

Beirut

Tel Aviv-Yafo

Jerusalem

Amman

Cairo

Aswan

Jiddah

Baghdad

Moscow

St. Petersburg

Yaroslavl'

Voronezh

Saratov

Volgograd

Rostov

Donets'k

Kharkiv

Odesa

Chisinau

Bucharest

Istanbul

Ankara

Bursa

Konya

Adana

Yerevan

Nicosia

Beirut

Tel Aviv-Yafo

Jerusalem

Amman

Cairo

Aswan

Jiddah

Baghdad

Moscow

St. Petersburg

Yaroslavl'

Voronezh

Saratov

Volgograd

Rostov

Donets'k

Kharkiv

Odesa

Chisinau

Bucharest

Istanbul

Ankara

Bursa

Konya

Adana

Yerevan

Nicosia

Beirut

Tel Aviv-Yafo

Jerusalem

Amman

Cairo

Aswan

Jiddah

Baghdad

Moscow

St. Petersburg

Yaroslavl'

Voronezh

Saratov

Volgograd

Rostov

Donets'k

Kharkiv

Odesa

Chisinau

Bucharest

Istanbul

Ankara



# DISEÑO Y SISTEMAS

1. Condiciones de diseño
2. Diseño: evolución
3. Dimensiones de la aeronave
4. Diseño: tren de aterrizaje
5. Arquitectura interna
6. Disposición de sistemas
7. Configuración interna
8. Mejoras y recomendaciones

# CONDICIONES DE DISEÑO

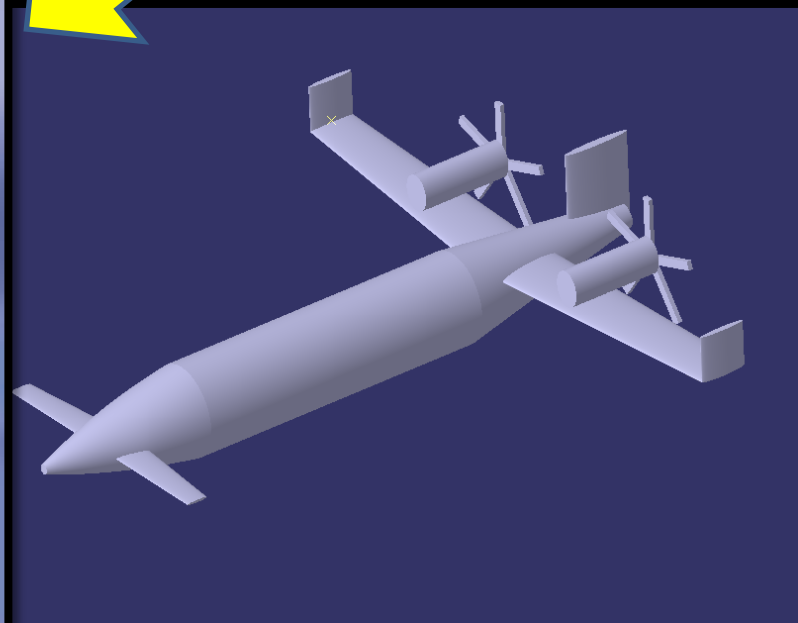
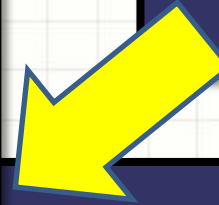
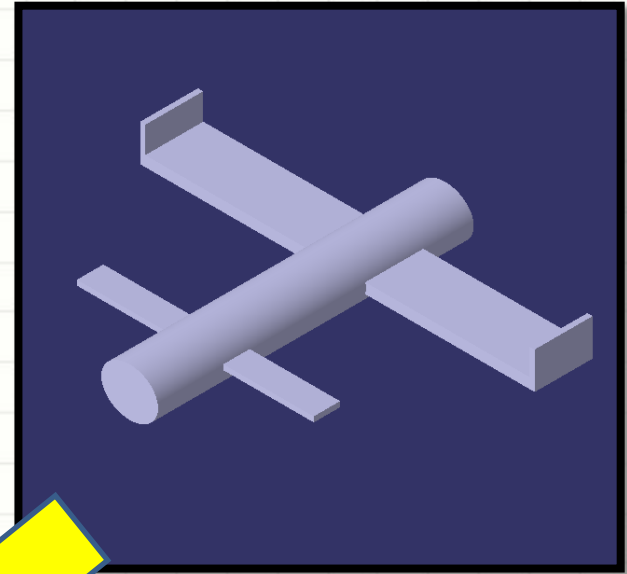
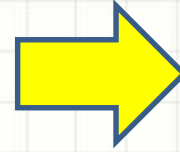
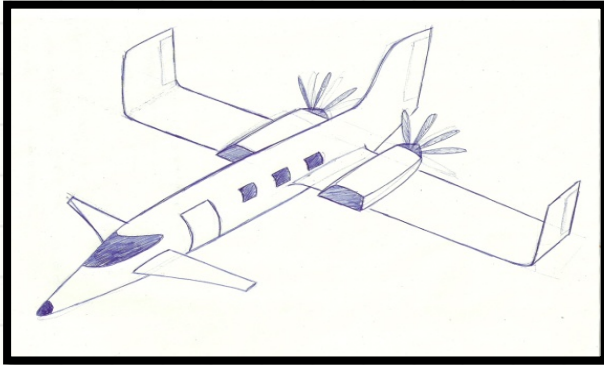
El **desafío principal** al que se enfrenta nuestra empresa es **desarrollar un vehículo TURBOPROP** con confort y prestaciones equiparables a las de los **VLJ (Jets ligeros)**.

Desde el departamento de diseño, el factor limitante más importante es el **CONFORT** en el habitáculo durante el vuelo, por lo que el diseño de la aeronave está fuertemente condicionado.

**Reducir el ruido y las vibraciones** generados por el motor es de **vital importancia** en el desarrollo de nuestra aeronave. Por ello, se ha optado por una **configuración de ala trasera + canard** con hélice en **configuración push**, de forma que se aleje lo máximo posible los motores de los pasajeros. Esta configuración, tiene el inconveniente de que el centro de gravedad está muy atrasado por lo **presenta complicaciones al llevar a cabo los estudios de estabilidad**.



# DISEÑO: EVOLUCIÓN (I)



# DISEÑO: EVOLUCIÓN (II)



- Diseño definitivo → Acaba con aspecto anticuado de turboprops convencionales.
- Estabilizadores en puntas de ala → Winglets

# DIMENSIONES DE LA AERONAVE (I)



- Planta, alzado y perfil → Cotas recogidas en el informe

# DIMENSIONES DE LA AERONAVE (II)

- FUSELAJE:

Fuselaje - I					
$L_f$ (m)	$D_{max}$ (m)	$D_{min}$ (m)	$V_f$ ( $m^3$ )	$V_{cabin}$ ( $m^3$ )	$V_{store}$ ( $m^3$ )
14,95	2,10	1,90	28,99	22,36	1,66



➤ Longitud total repartida en tres secciones:

- Cono de cola: Alberga sistemas, tren principal, depósito de combustible... → **4.35m**
- Sección central: Acoge a los pasajeros → **7m**
- Sección de morro: Cabina de mando → **3.6m**

➤ Sección elíptica → Altura necesaria en interior.

- ALA:

Ala-1					
$S$ ( $m^2$ )	$c_R$ (m)	$c_T$ (m)	$b$ (m)	AR	$\lambda$
12,10	1,50	0,70	11,00	10,00	0,47

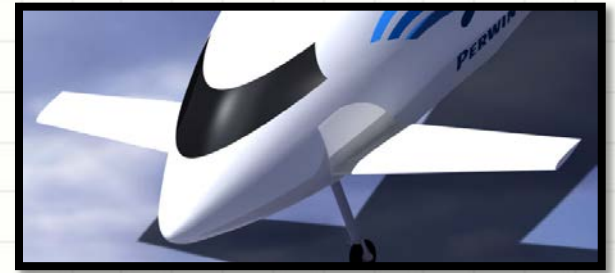


➤ Winglets inspirados en los últimos diseños de Boeing.

# DIMENSIONES DE LA AERONAVE (III)

- CANARD:

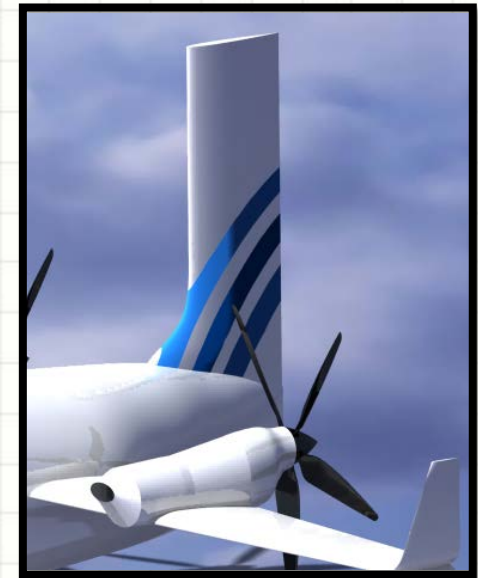
Canard					
S (m <sup>2</sup> )	c <sub>R</sub> (m)	c <sub>T</sub> (m)	b (m)	AR	λ
3,00	0,80	0,40	5,00	8,33	0,50



- Fijo.
- Almacena combustible en su interior.

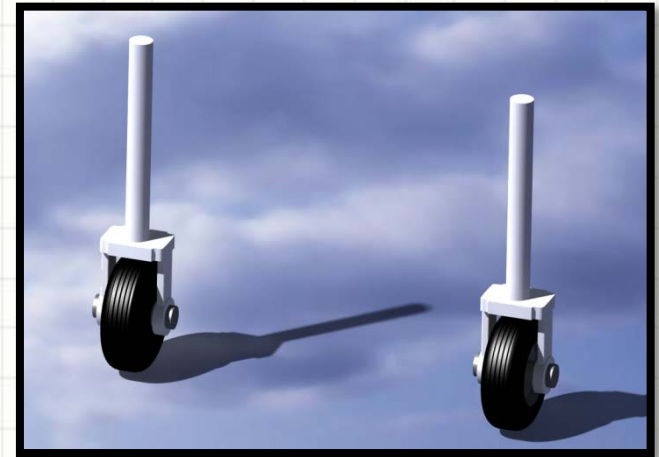
- VTP:

Estab Vertical					
S (m <sup>2</sup> )	c <sub>R</sub> (m)	c <sub>T</sub> (m)	b (m)	AR	λ
2.905	1,00	1,00	2.905	7,00	0,00



# DISEÑO: TREN DE ATERRIZAJE

Tren de Aterrizaje					
$H_f$	$H_c$	$\alpha_c$	B	T	$\phi_{OT}$
(m)	(m)	(°)	(m)	(m)	(°)
0.75	0.20	10.00	9.00	1.80	26.50

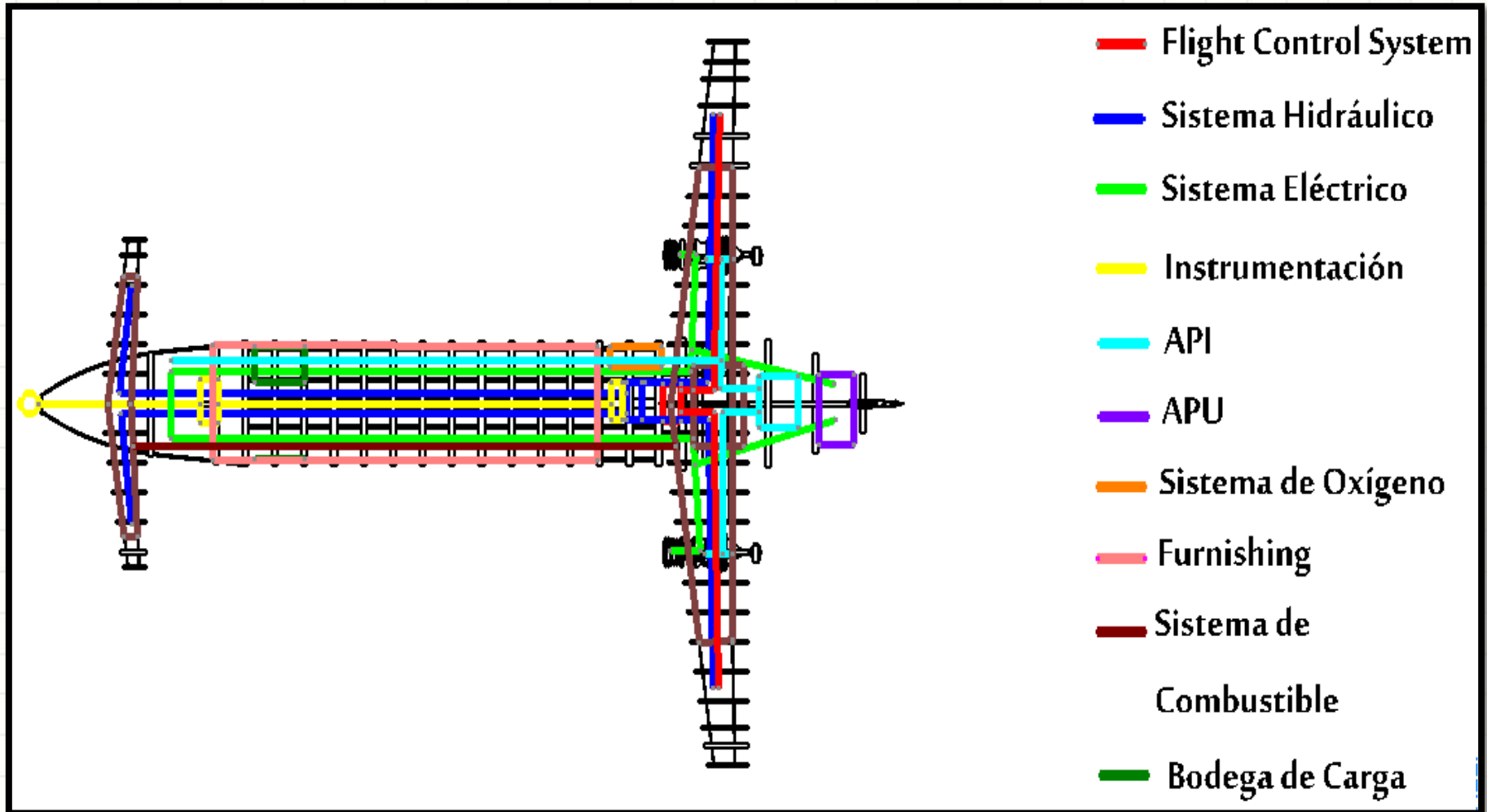


- Tipo de tren: **Tipo triciclo con rueda de morro.**
- Extensión y retracción mediante **sistema hidráulico.**
- Posición del tren de morro: **2m**
- La carga que la rueda delantera soporta en todo momento entre el 5% y el 20% del peso del avión → **Controlabilidad asegurada.**
- Diseñado para soportar rachas de viento lateral de **hasta 58 nudos (107 km/h).**
- En las diferentes misiones, la distancia entre el tren principal y la posición más atrasada del centro de gravedad es entre un 5% y un 20% la batalla → **Controlabilidad asegurada.**
- Diseñado para tomar curvas de  **$R=75ft$  a  $V_{taxi}=10m/s$**  (Caso más desfavorable).
- Se cumplen requisitos en despegue para  $\ddot{\theta} = 7 \text{ deg/s}^2$ .
- Valor de **clearance** en despegue **cercano al límite** → Se recomienda estudio detallado.

## Dimensionado de ruedas

TREN DE MORRO	TREN PRINCIPAL
D= 27cm	D= 45cm
Ancho= 9cm	Ancho= 15cm

# DISPOSICIÓN DE SISTEMAS

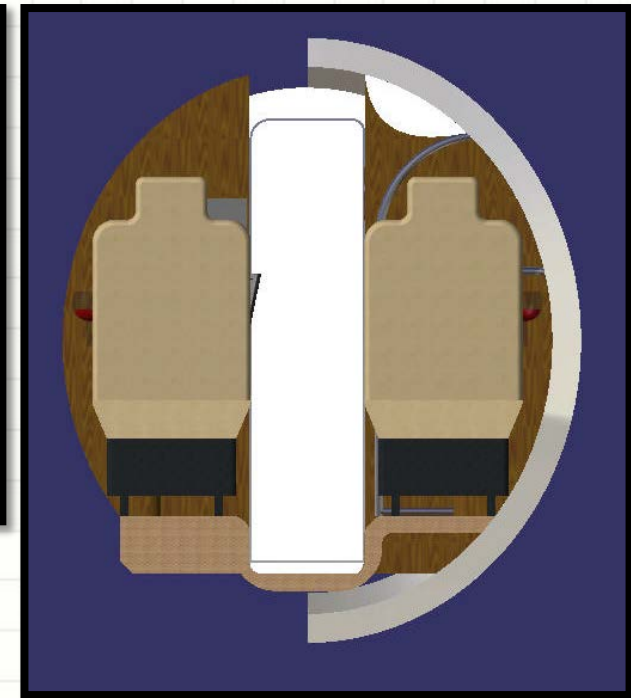


- Disposición orientativa de los distintos tipos de sistemas embarcados → Se recomienda estudio más detallado.

# CONFIGURACIÓN INTERNA (I)

Fuselaje - II (Seat Configuration)

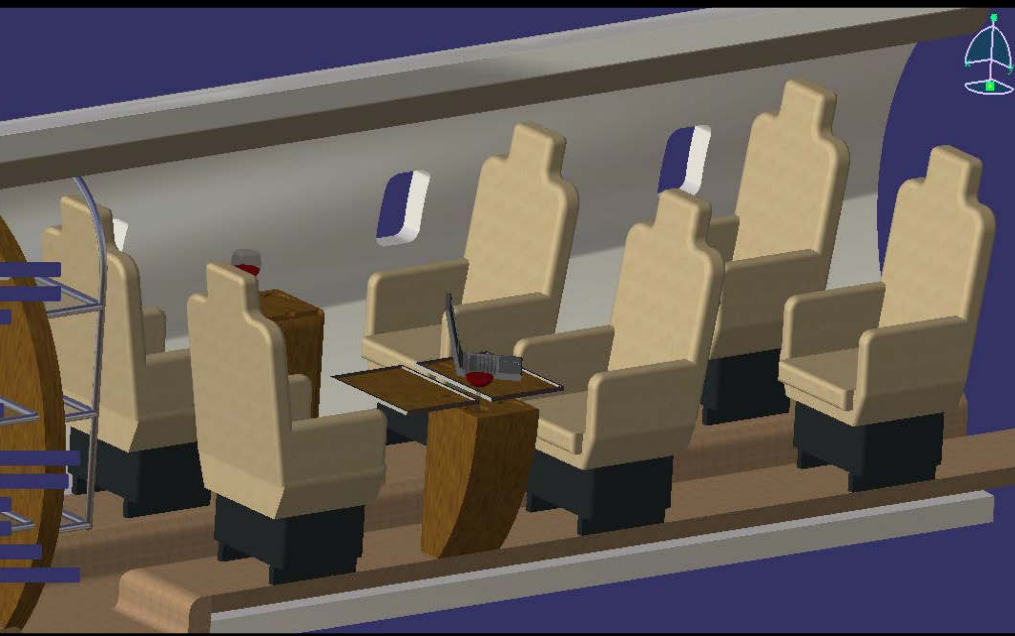
$N_{aisle}$	$F_{aisle}$	$S_{pitch}$	$W_{fus}$	$W_{cab}$	$W_{seat}$	$W_{shoulder}$	$W_{elbow}$	$W_{aisle}$	$W_{wall-gap}$	$t_{wall}$	$H_{cab}$
(X)	(X)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)
2.00	3.00	1.30	1.90	1.70	0.55	0.55	0.06	0.40	0.13	0.10	1.76



- Equipaje almacenado en cabina → Espacio bajo el suelo empleado para albergar **cableado, tuberías, sistemas de distribución de aire y combustible...**
- Separación de ambientes → **Privacidad.**
- Compartimentos sobre los asientos → Guardar **equipaje de pequeñas dimensiones** y uso continuado (bolsos, maletines...) + Albergar sistemas de **iluminación, AC, mascarillas de oxígeno...**



# CONFIGURACIÓN INTERNA (II)



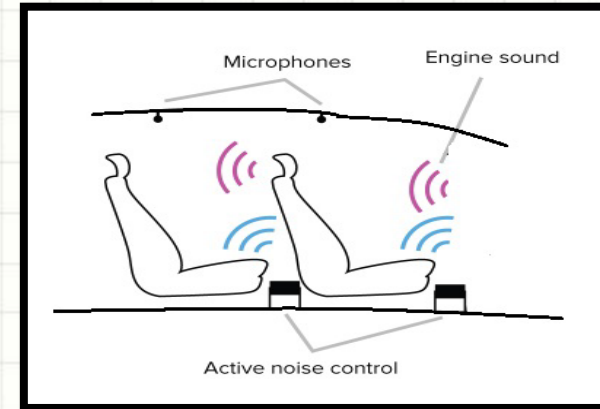
## Equipamiento de confort adicional

- Materiales de alta calidad.
- Pequeño mueble-bar.
- Bandejas retráctiles.
- Asientos reclinables eléctricamente con función masaje.
- Pantallas de alta definición integradas en los asientos.
- Enchufes integrados.
- Wi-Fi a bordo (IBERIA).

# MEJORAS Y RECOMENDACIONES

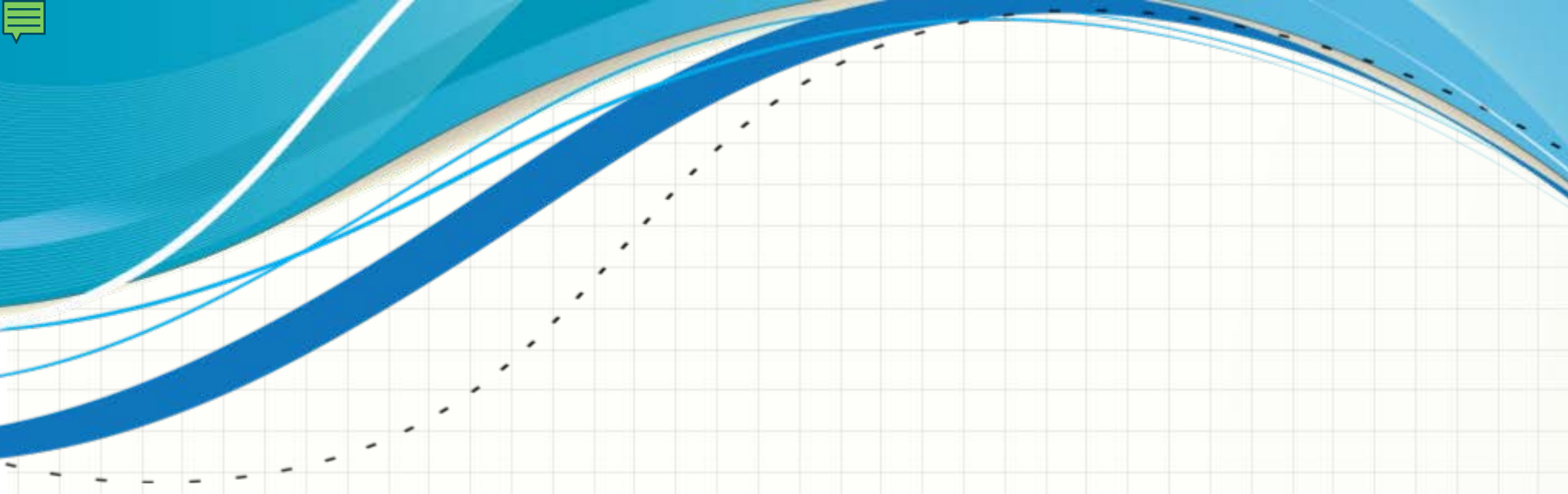
## Mejoras en equipamiento

- Posibilidad de incorporar un **sistema de cancelación activa de ruido (ANC)** mediante emisores incorporados en los asientos y micrófonos colocados estratégicamente en cabina. → **Mayor reducción de ruido y mayor confort.**
- **SynchroPhasing system:** permite mediante el control de las revoluciones de las hélices una reducción del ruido en cabina.
- Disponibilidad de **acabados personalizados** del interior → Diferentes colores y materiales.
- Posibilidad de **aumentar la capacidad de carga** usando el espacio disponible en el cono de cola.



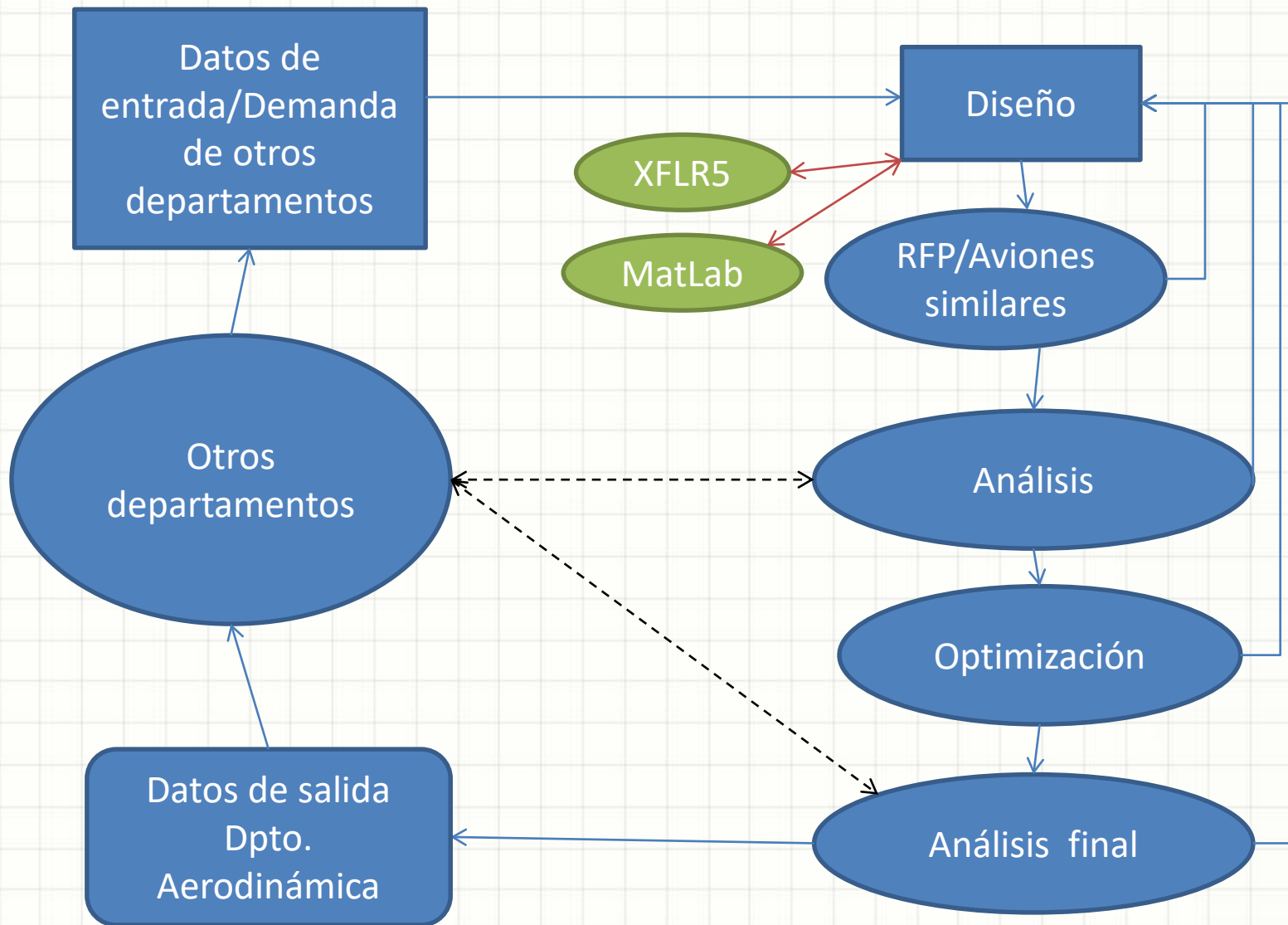
## Recomendaciones

- ✓ Se recomienda realizar un estudio adicional de estabilidad en caso de utilizarse la capacidad de almacenaje del cono de cola.
- ✓ Se recomienda realizar un estudio más exhaustivo de la resistencia lateral al viento.
- ✓ Para mayor seguridad, se recomienda un estudio más profundo de las clearances durante el despegue y el aterrizaje.



# AERODINÁMICA

# Dinámica de trabajo



# Geometría y parámetros aerodinámicos

Envergadura	11
Alargamiento	10
Superficie	12,1
Cuerda Raíz	1,5
Cuerda Punta	0,7
Incidencia	2,5°
Estrechamiento	0,467
Flecha	6,23°

Cl max	1,5
Clo	0,091
Clalpha	0,083
Cmo	-0,07

**Ala**

**NACA 23012**



Envergadura	5
Alargamiento	8,33
Superficie	3
Cuerda Raíz	0,8
Cuerda Punta	0,4
Incidencia	3,5°
Estrechamiento	0,5
Flecha	6,84°

Cl max	1,5
Clo	0,0875
Clalpha	0,0839
Cmo	-0,05

**Cannard**

**NACA 23012**



# Geometría y parámetros aerodinámicos

Cuerda Raíz	0,7
Semienvergadura	1
Flecha	45°
Cuerda Punta	0,3

**Winglets superiores**

**NACA 0012**

Cuerda Raíz	0,7
Semienvergadura	0,5
Flecha	45°
Cuerda Punta	0,3

**Winglets inferiores**

**NACA 0012**

Cuerda	1
Altura	3,5
Flecha	0°

**Estabilizador vertical**

**NACA 0012**



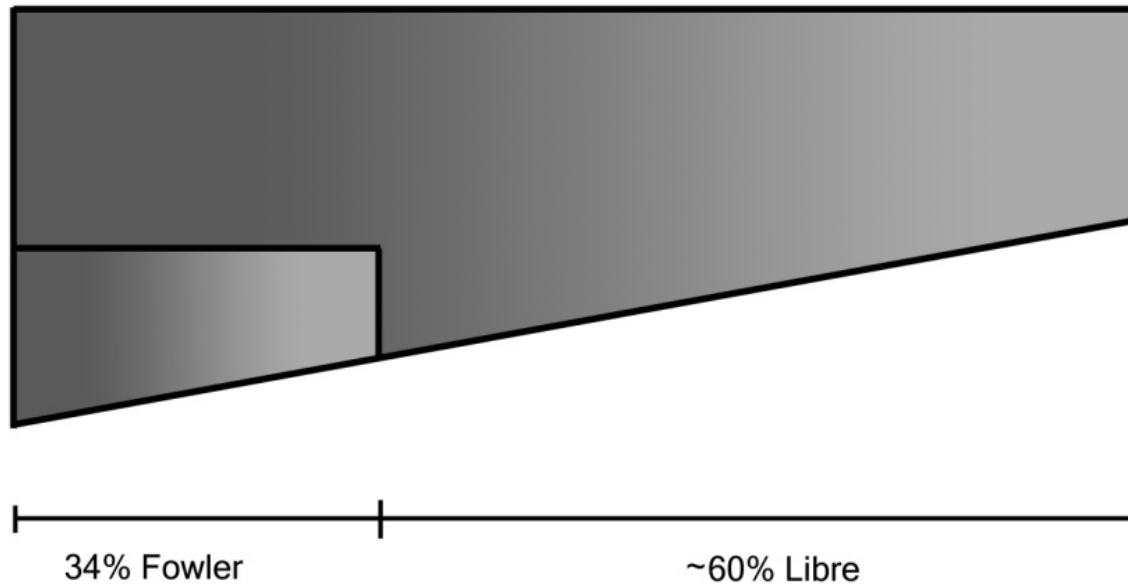
# Dispositivos hipersustentadores

$CL_{max} = 2,112$

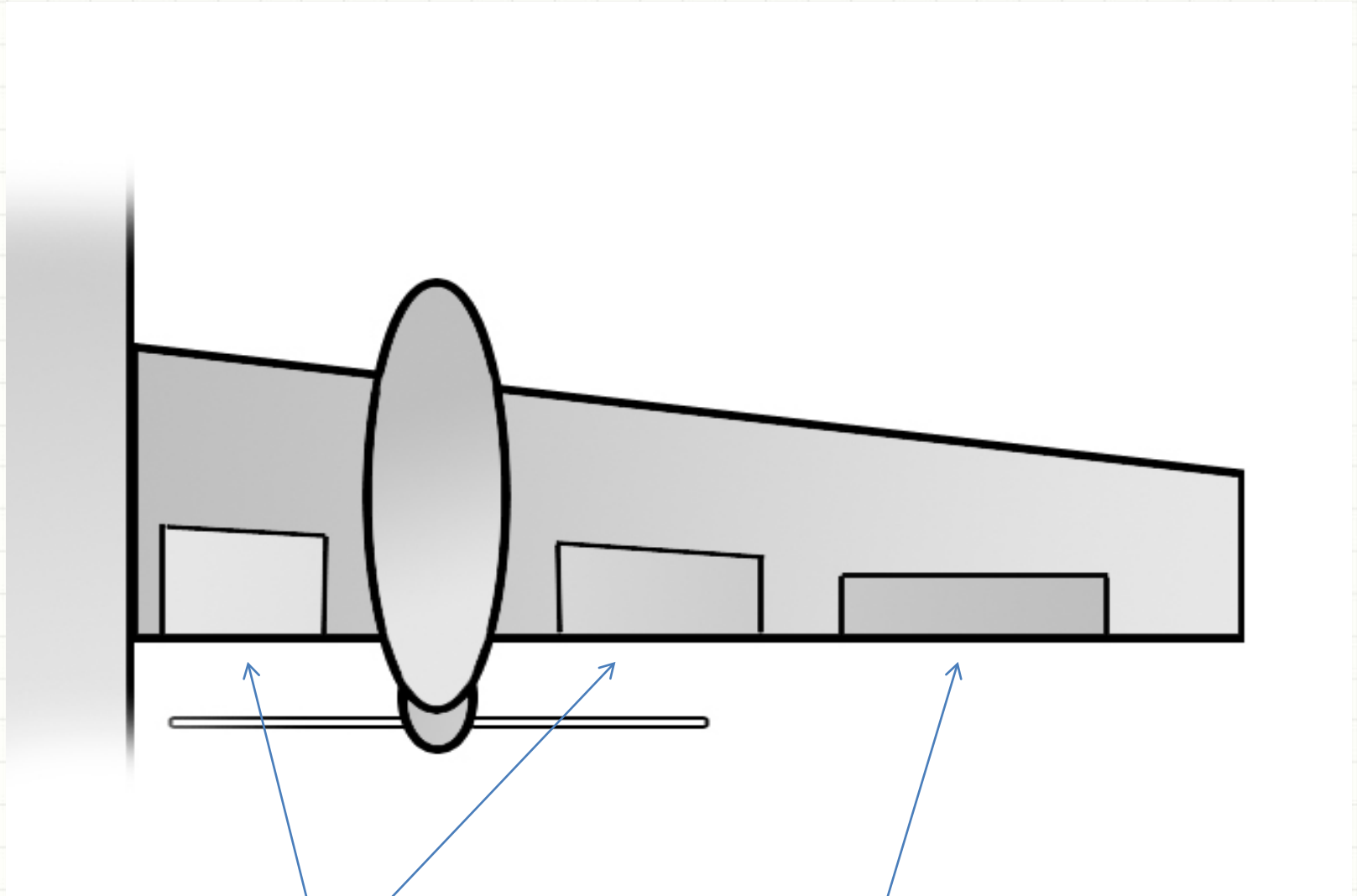
Peso/Complejidad mecánica

Comparativa en uso único o mixto

Cálculo proporcional  
respecto a perfiles  
NACA



# Dispositivos hipersustentadores



34% Flap Fowler

25% Alerones (Estabilidad)



# Otros parámetros aerodinámicos

Coeficientes de  
la polar  
(Crucero)

<b>k1</b>	<b>-0,0042</b>
<b>k2</b>	<b>0,0438</b>

Avión completo


<b>Cl max</b>	<b>1,5</b>
<b>Clo</b>	<b>0,33</b>
<b>Clalpha</b>	<b>0,088</b>

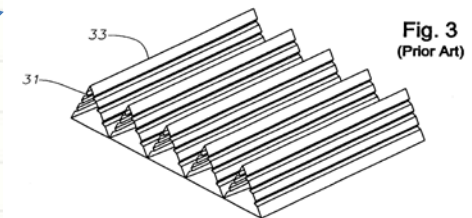
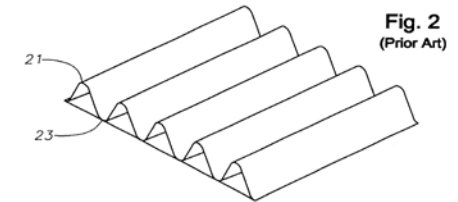
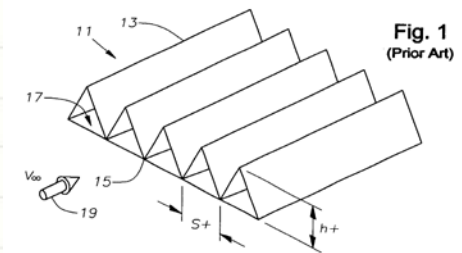
# Resistencia parásita

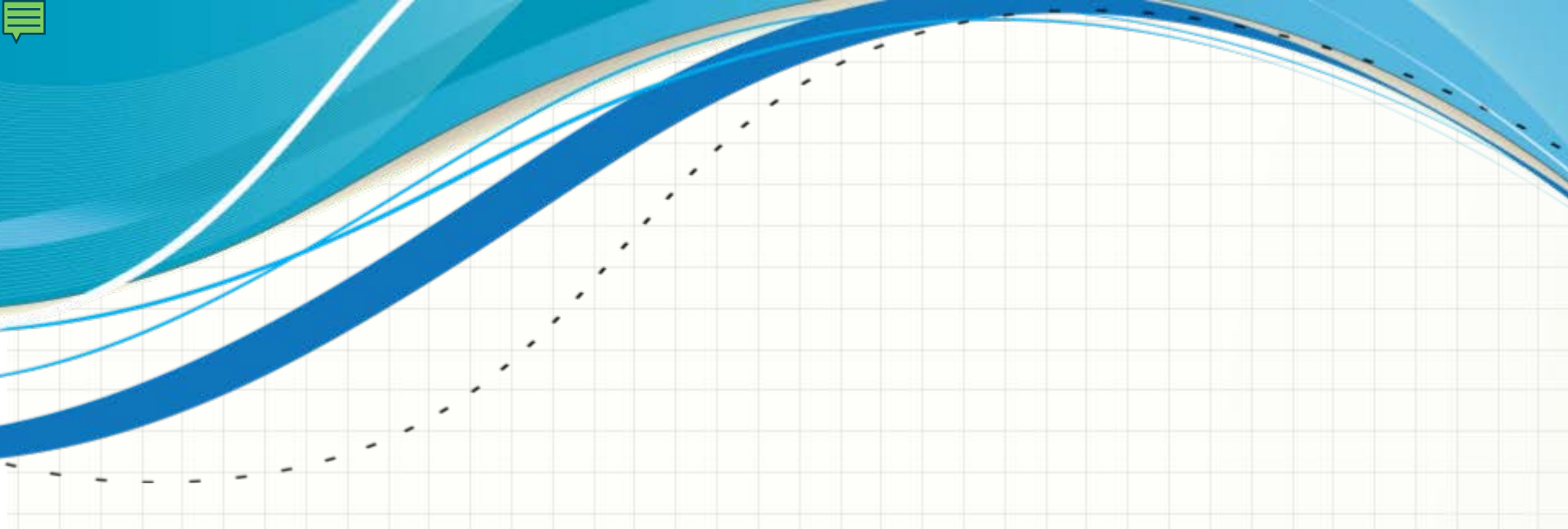
## Component Build Method

<b>CD<sub>0</sub> (Limpio)</b>	<b>0,0182</b>
<b>CD<sub>0</sub> (Sucio)</b>	<b>0,0318</b>

## Cambios y tecnologías empleadas:

- Reducción del ángulo de Upsweep
- Técnicas de pulido de superficies para favorecer régimen laminar
- Tecnología de Riblets 





# ESTRUCTURAS

# Historial de pesos



A lo largo del diseño, el Suppa Prop Fire ha mantenido históricamente una tendencia a la baja en su peso, primero con los métodos más burdos , y después con otros más exactos.

Elementos				
Ala	982.95	kg	16.6953	%
Vtp	108	kg	1.83437	%
Fuselaje	2141.52	kg	36.3735	%
Tren	357.438	kg	6.07104	%
Motor	553.8	kg	9.40624	%
Misce	1413.13	kg	24.0018	%
Canard	330.75	kg	5.61776	%
Pesos globales				
We	5887.58	kg	70.8494	%
Payload	674.89	kg	8.12143	%
Wcrew	251.72	kg	3.02912	%
Wfuel	1495.8	kg	18	%

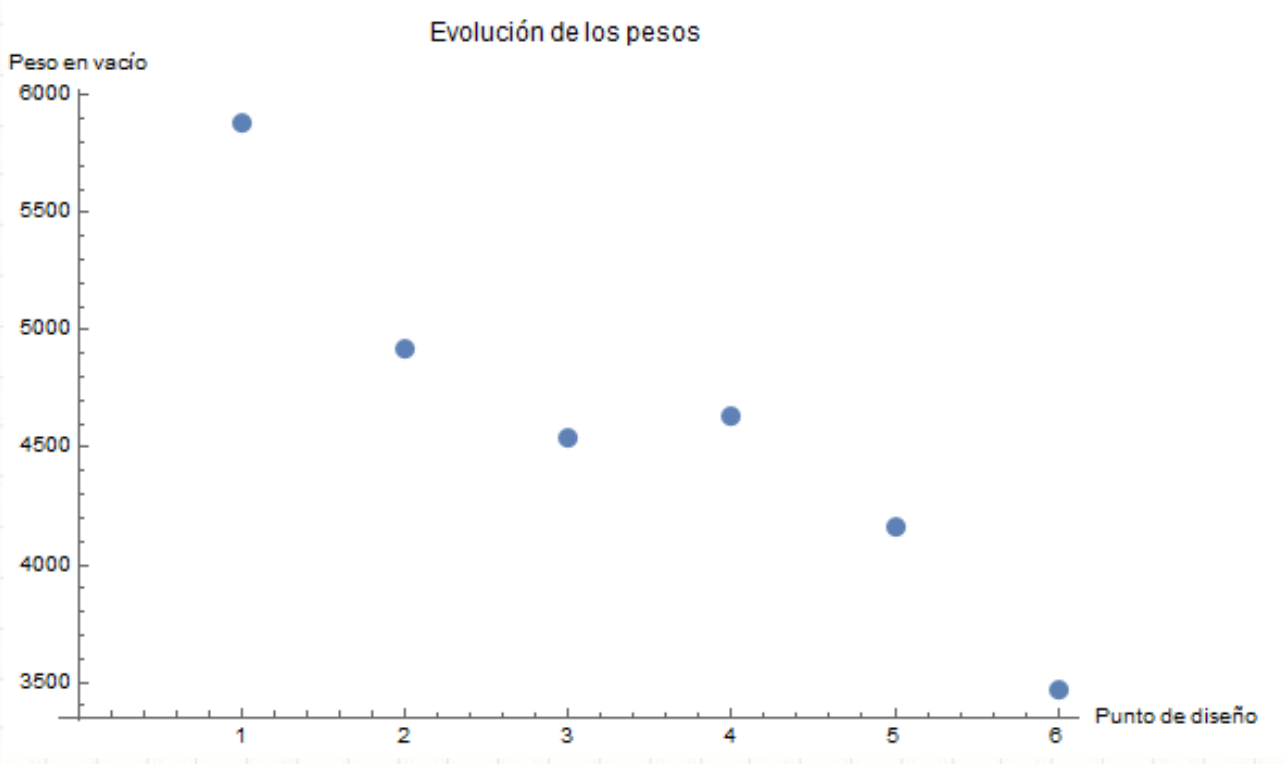
Peso total		
Resultado	▼	
Westructura	2950.82	Kg
W refuerzos	73.3495	Kg
W sistemas	1896.16	Kg
W crew	251	Kg
W payload	675	Kg
Wfuel	1153.35	Kg
MTOW	6999.68	Kg
S	18.11	m <sup>2</sup>
W/S	386.481	Kg/m <sup>2</sup>

Peso total		
Resultado	▼	
Westructura	2659	Kg
W refuerzos	68.7073	Kg
W sistemas	1815.45	Kg
W crew	251	Kg
W payload	675	Kg
Wfuel	880	Kg
MTOW	6349.16	Kg
S	18.11	m <sup>2</sup>
W/S	350.622	Kg/m <sup>2</sup>

Peso total		
Resultado	▼	
Westructura	2301.43	Kg
W refuerzos	59.3597	Kg
W sistemas	1801.4	Kg
W crew	251	Kg
W payload	675	Kg
Wfuel	1153.35	Kg
MTOW	6241.54	Kg
S	18.11	m <sup>2</sup>
W/S	344.682	Kg/m <sup>2</sup>

Peso total		
Resultado	▼	
Westructura	1887.23	Kg
W refuerzos	49.9451	Kg
W sistemas	1693.96	Kg
W crew	251	Kg
W payload	337	Kg
Wfuel	1292	Kg
MTOW	5511.14	Kg
S	14.4	m <sup>2</sup>
W/S	382.753	Kg/m <sup>2</sup>

# Historial de pesos



# Resultado final

## Peso en vacío

Media+Refuerzos

Media

### Estructura

Peso ala	228.718	Kg
Peso HTP	0	Kg
Peso VTP	47.4256	Kg
Peso fuselaje	431.646	Kg
Peso Tren	212.879	Kg
Peso motores	1061.19	Kg
Peso Canard	21.9702	Kg
Westructura	2003.83	Kg
W Sistemas	1448.25	Kg
Wempty	3452.08	Kg

### Sistemas

Fly control s.	96.2911	Kg
Sist hidraulico	39.4158	Kg
Instrumentación	97.6066	Kg
electricidad	242.321	Kg
api	260.96	Kg
oxigeno	18.7277	Kg
Apu	26.7464	Kg
Furnishing	425.048	Kg
baggage	135.195	Kg
Opitem	105.939	Kg

## Peso total

Resultado

Westructura	1954.5	Kg
W refuerzos	49.3242	Kg
W sistemas	1448.25	Kg
W crew	251	Kg
W payload	337	Kg
Wfuel	1590	Kg

MTOW	5630.08	Kg
S	12.1	m <sup>2</sup>
W/S	372.902	Kg/m <sup>2</sup>

### Superficie y peso en funcion de W/S

372.902      12.1      m<sup>2</sup>      5630.08      Kg

Iterar

Guardar Resultado

Ayuda

Salir

# Análisis de la estructura

Peso en vacío

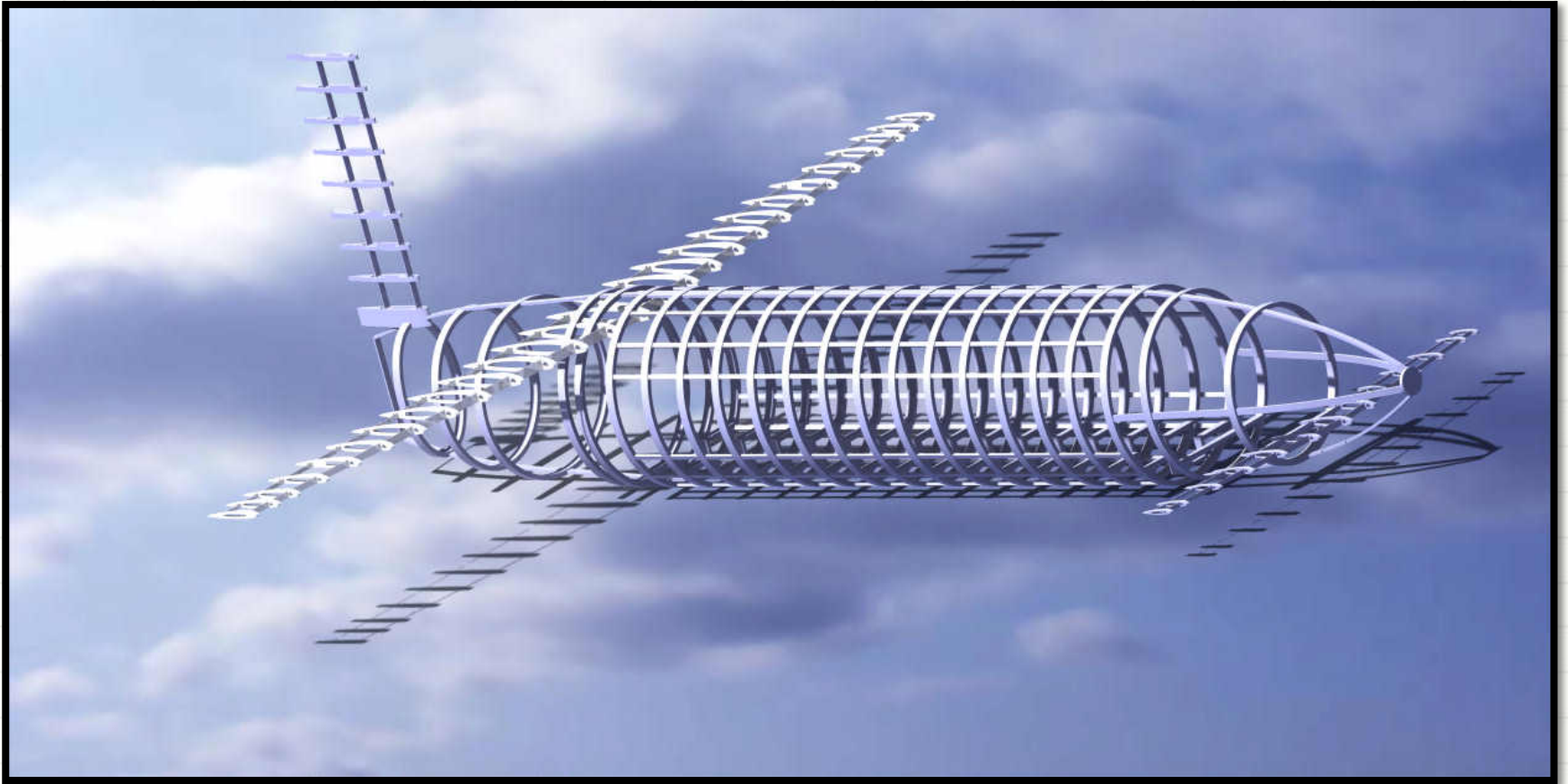
%Westructura  Media

Estructura			Sistemas		
Peso ala	11.4141	%	Fly control s.	96.2911	Kg
Peso HTP	0	%	Sist hidraulico	39.4158	Kg
Peso VTP	2.36675	%	Instrumentación	97.6066	Kg
Peso fuselaje	21.5411	%	electricidad	242.321	Kg
Peso Tren	10.6236	%	api	260.96	Kg
Peso motores	52.958	%	oxigeno	18.7277	Kg
Peso Canard	1.09641	%	Apu	26.7464	Kg
Westructura	100	%	Furnishing	425.048	Kg
W Sistemas	1448.25	Kg	baggage	135.195	Kg
Wempty	3452.08	Kg	Opitem	105.939	Kg

Se observa aquí que en el peso estructural la masa más importante viene representada los motores, con casi un 53% del peso sin sistemas. Esto tiene implicaciones inmediatas sobre la colocación de otros elementos, puesto que condiciona el centro de gravedad.

Veremos a continuación que un consumo controlado de los depósitos de combustible es vital para mantener el avión estable y controlable.

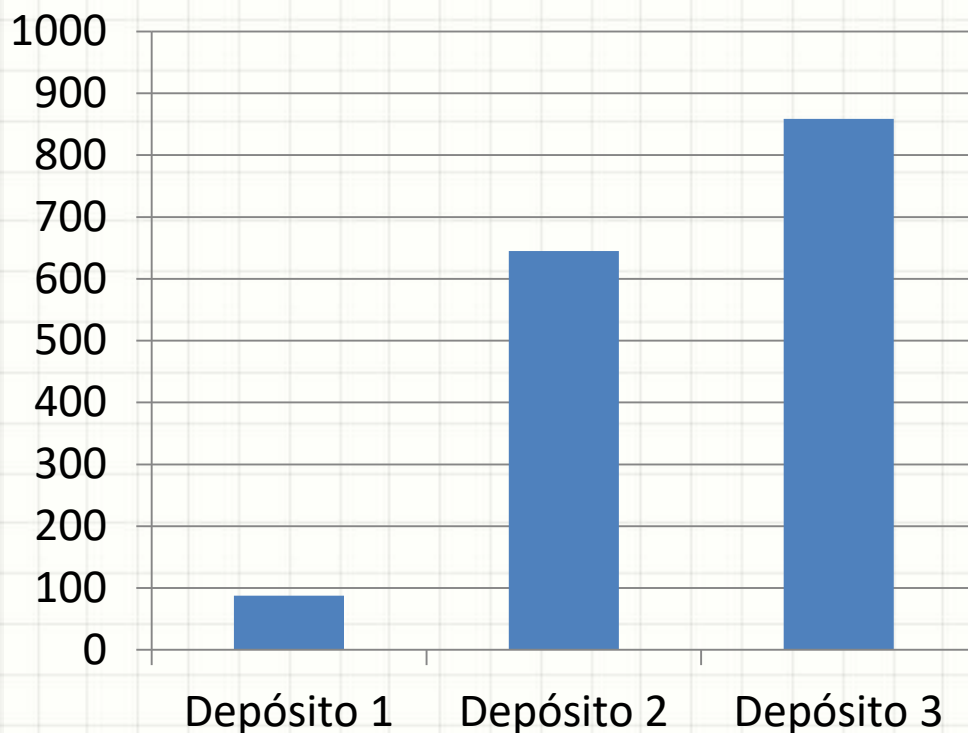
# ARQUITECTURA INTERNA





# Envolvente del CDG

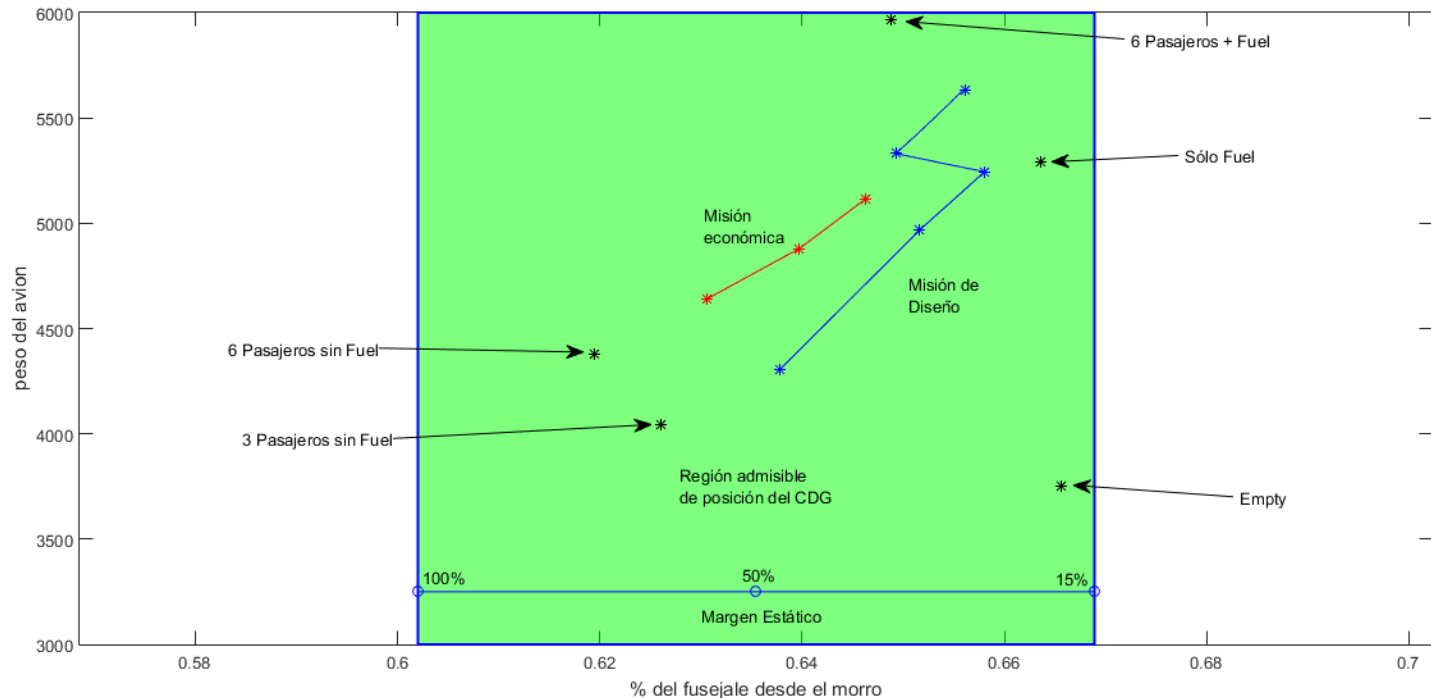
## Combustible



Con el fin de conseguir que el centro de gravedad del avión se mantenga en unos límites aceptables. Siendo los principales afectados por este hecho el departamento de estabilidad. Se ha decidido repartir el combustible a lo largo del avión. En esta línea, se han colocado tres depositos en el avión.

- Depósito 1: Situado en el canard con una capacidad de 87,67 Kg
  - Depósito 2: Situado en el ala con una capacidad de 644,948 Kg
  - Depósito 3: Situado en el cono de cola albergando 858,36 Kg
- Haciendo un total de 1590 Kg

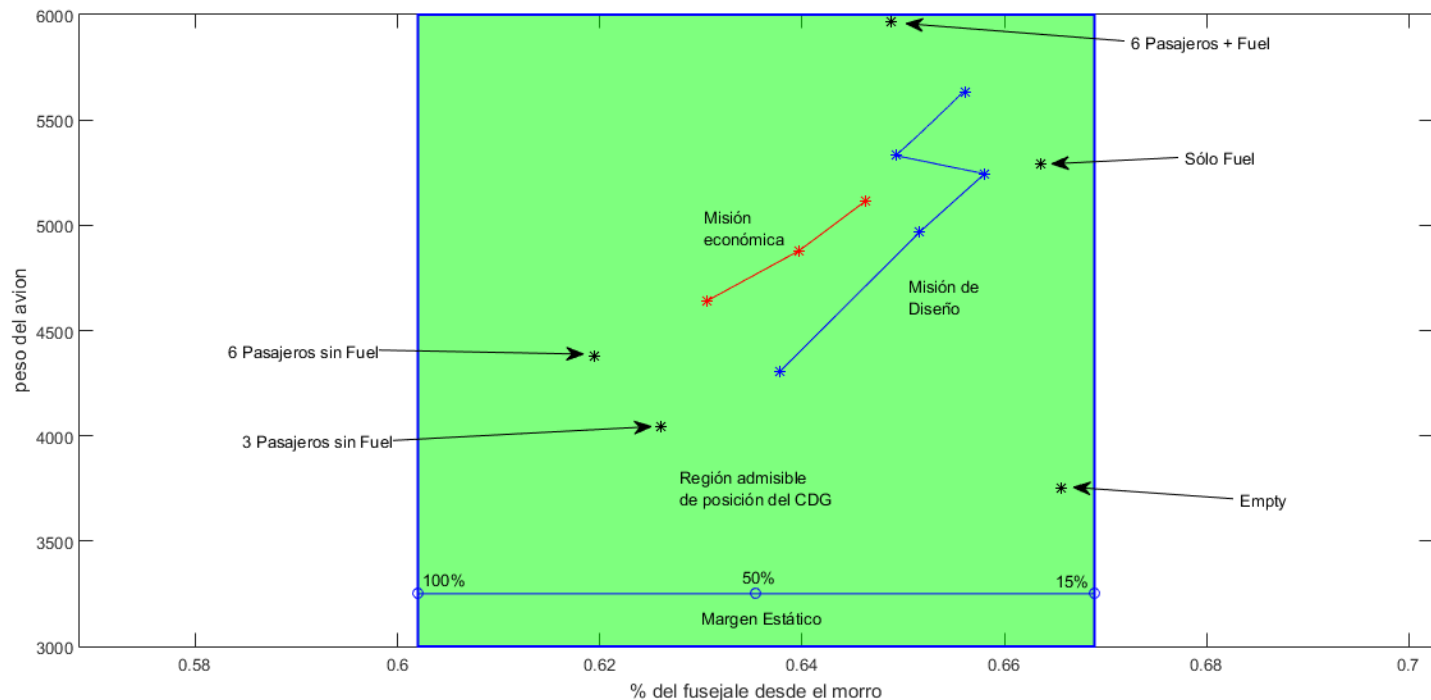
# Envolvente del CDG



En la misión de **diseño** el consumo se distribuirá de la siguiente manera:

- Inicialmente 1590Kg con un CDG=9,8m
- Tras consumir 150Kg de cada uno de los depósitos de alas y cono de cola se consumen los 87,67 Kg del canard consiguiendo que el CDG se mantenga en 9,84 Kg
- Vamos consumiendo a lo largo del crucero dejando 264Kg de reserva en el ala, en aterrizaje CDG=9,54 m

# Envolvente del CDG



En la misión **económica** el consumo se distribuirá de la siguiente manera:

- Inicialmente el ala irá llena de combustible y tendremos unos 93Kg en el cono de cola CDG= 9,66m
- Tras consumir todo el combustible del cono de cola, consumimos el combustible del ala, el CDG estará en 9,56 m en la mitad del crucero
- Ya sólo queda combustible en el ala, que en aterrizaje tendrá 264 Kg de reserva con un CDG del avión situado en 9,43 Kg

# Diagrama V-n

El diagrama V-n nos proporciona la información necesaria respecto a las condiciones de vuelo del avión, velocidades de maniobra, velocidades límite y velocidades de entrada en pérdida. Además, junto con las líneas de rachas nos proporciona la información necesaria de vuelo con viento.

Tras realizar el cálculo de las velocidades limitantes para el diagrama V-n utilizando los métodos de la literatura obtenemos las siguientes velocidades:

$$V_S = 95,13 \text{ KEAS}$$

$$V_A = 150,42 \text{ KEAS}$$

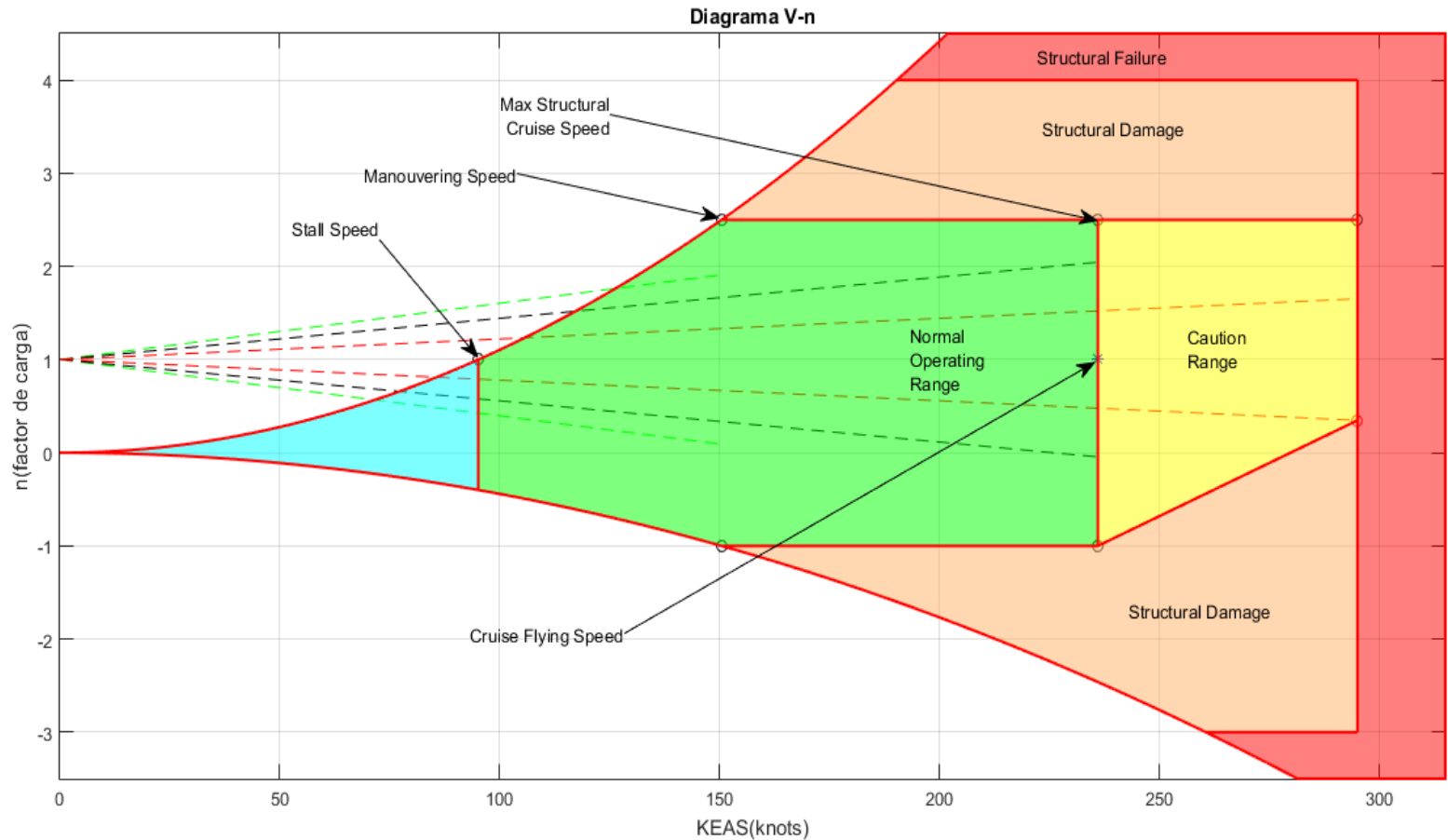
$$V_C = 236 \text{ KEAS}$$

$$V_D = 295 \text{ KEAS}$$

$$V_{SNeg} = 150,42 \text{ KEAS}$$

Una vez obtenidos los resultados de las velocidades podemos representar el diagrama V-n teniendo en cuenta los factores de carga proporcionados en el RFP

# Diagrama V-n



Como podemos observar, las líneas de rachas no salen en ningún punto de la envolvente de vuelo del avión por lo que los vientos no supondrán un problema a la hora de operar el avión.

# Momento respecto al encastre

Se ha estimado el momento flector respecto al encastre para dos casos extremos: avión quieto lleno de combustible (flector hacia “abajo”) y avión descargado de combustible operando con factor de carga máximo, para el ala y el canard.

Uds: (N*m)	Caso 1	Caso 2
Sustentación	0	4.1989e4
Peso propio	-1.0882e4	-2.500e3
Motores	-1.1653e4	-1.1653e4
Total	-2.2535e4	2.736e4

# Flector para el canard / Torsor

Uds: (N*m)	Caso 1	Caso 2
Sustentación	0	14.187e3
Peso propio	-0.8161e3	-0.8161e3
Total	-0.8161e3	13.371e3

En cuanto al momento torsor generado por un semiala o un semicanard, se obtienen los siguientes resultados:

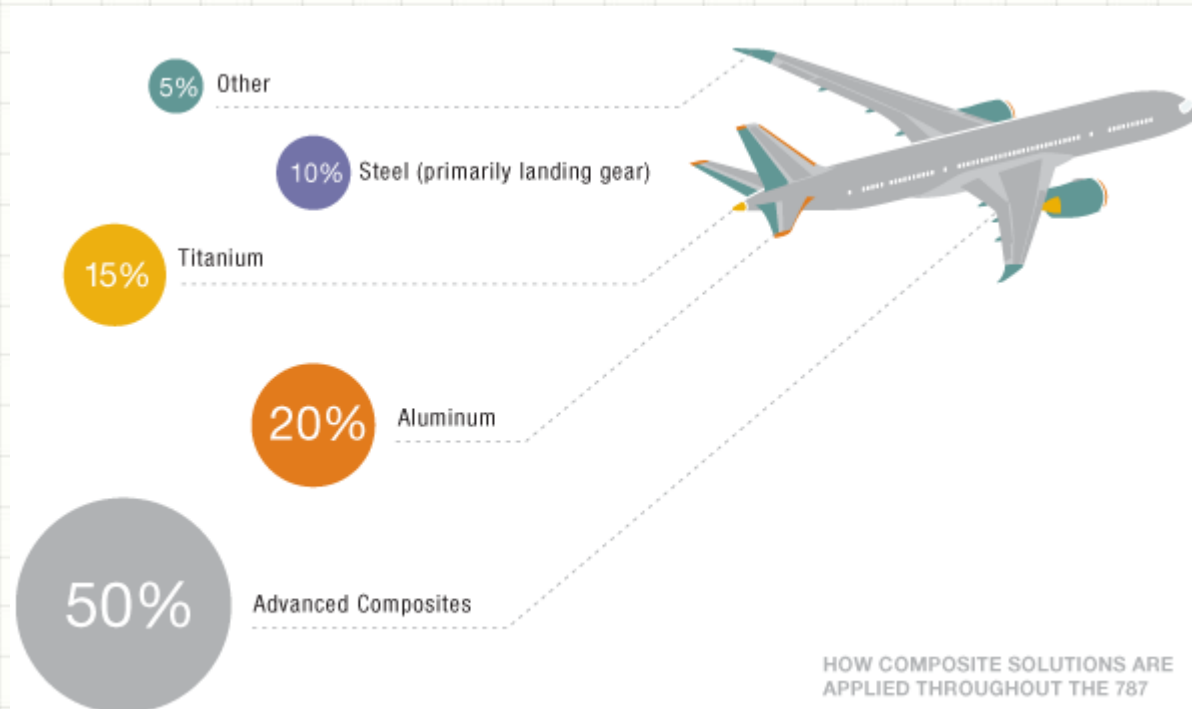
$$T_{ala} = 4334.32 Nm$$

$$T_{canard} = 418.68 Nm$$

# Materiales y procesos

En el objetivo de la reducción de peso y aumento de la eficiencia, la selección de materiales juega obviamente un papel fundamental, pero en la industria actual también es importante considerar qué procesos se utilizan para conformar y operar esos materiales.

Desde este punto de vista, una influencia muy importante para nosotros han sido los últimos diseños de Airbus y Boeing, el A-350 y el 787 Dreamliner.





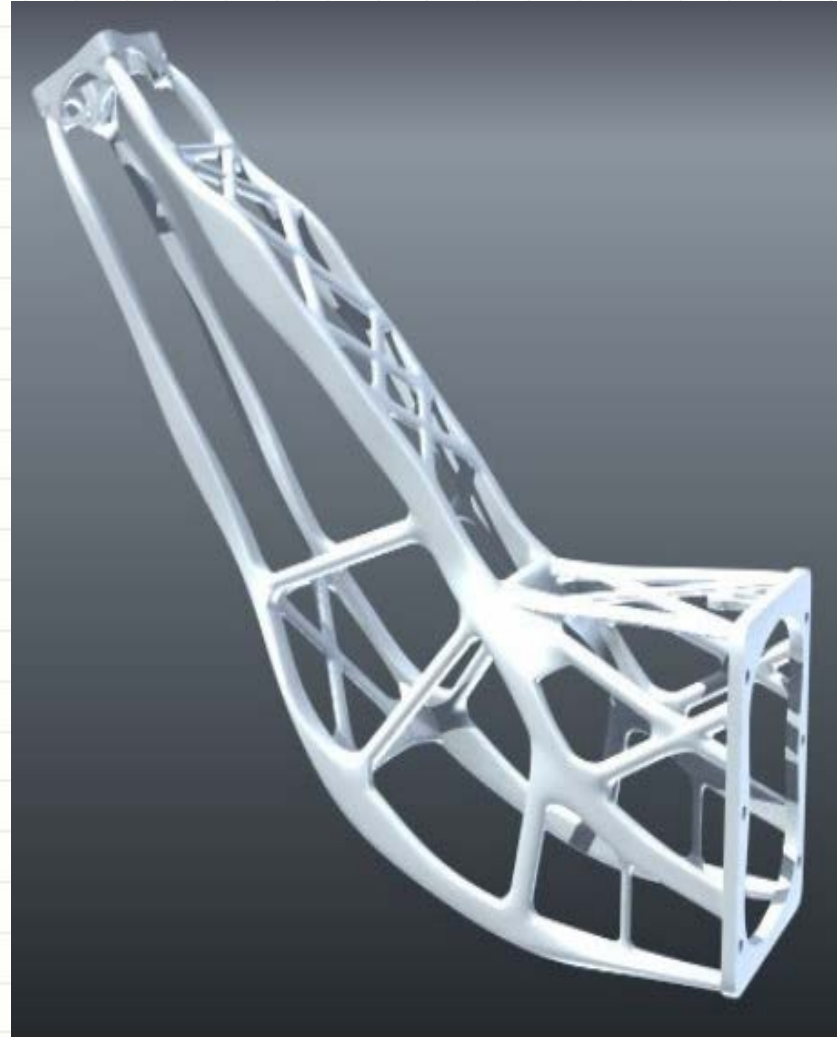
# Materiales y procesos



Ambos gigantes han implementado técnicas de fabricación con composites que les permiten ahorrar mucho tiempo y dinero mediante la producción de grupos estructurales muy grandes de material compuesto, pero su impacto no se reduce a la fabricación, si no que también tiene implicaciones sobre el peso, al ahorrar en anclajes, remaches y uniones.

# Additive Layer Manufacturing

Para aquellas piezas estructurales metálicas, utilizaríamos la técnica del Additive Layer Manufacturing. Los nuevos avances permiten fabricar piezas de geometría extremadamente compleja, que ahorren peso de forma rápida y automática, incluso en composites de matriz titanio o aluminio.



# Materiales para el tren de aterrizaje

Para conseguir prestaciones similares a las los aceros convencionales en el tren de aterrizaje, sin comprometer la integridad, investigadores de la Universidad de Tokyo han probado con éxito un tren diseñado con un composite de titanio con fibra de carburo de silicio, reduciendo el peso un 30%.



# Carga sobre el tren

Se han calculado los requerimientos de carga que debe soportar el tren, de forma que se garantice su integridad.

La carga crítica de pandeo resulta, para nuestro tren:

$$P_{Crit} = 139096N$$

Mientras que la carga máxima que verá el tren será:

$$P_{Max} = 98646N$$

Luego la barra principal no está cerca de pandear en ningún momento de la operación.

# Comparación de pesos con otros aviones

Una vez presentados todos los pesos del avión toca el turno a la comparación directa con modelos similares que ya se fabrican en la actualidad.

- **Beechcraft King Air 250**



Peso en vacío: 3700 Kg

Capacidad: 9 Pasajeros

Rango: 1200NM

MTOW:5665 Kg

# Comparación de pesos con otros aviones

- Beechcraft Starship



Peso en vacío: 4574 Kg  
Capacidad: 6 a 8 pasajeros  
Rango: 1369 NM  
MTOW: 6759 Kg

# Comparación de pesos con otros aviones

- Piaggio P180



Peso en vacío: 3538 Kg  
Capacidad: 8 Pasajeros  
Rango: 1450 NM  
MTOW: 5239 Kg



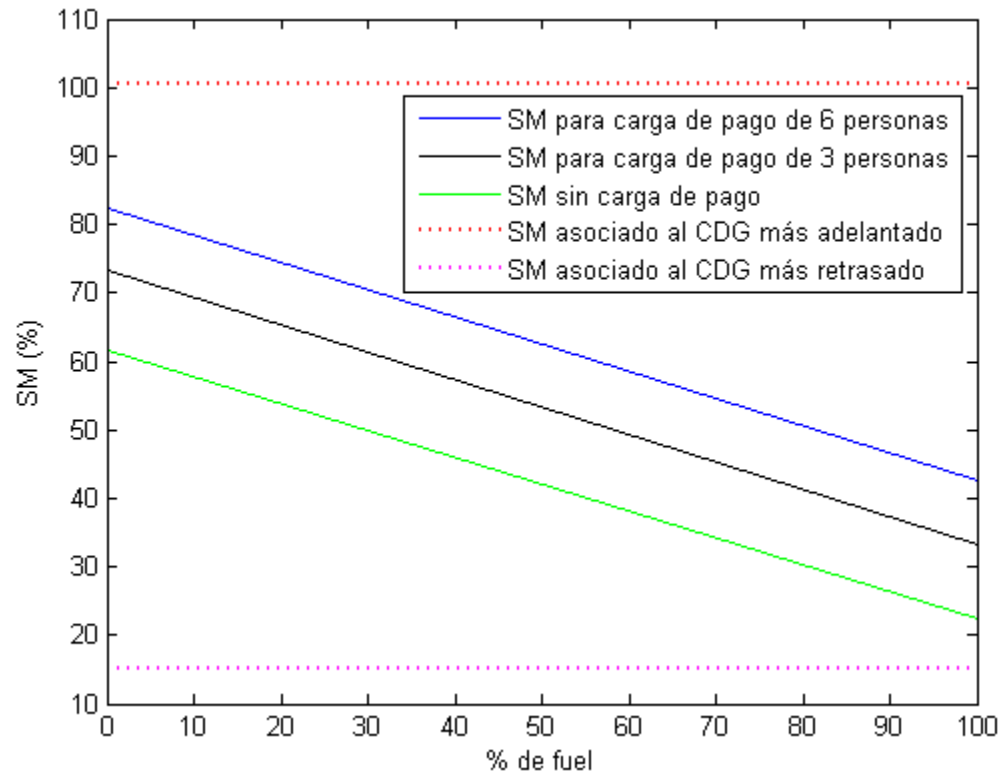
# **ESTABILIDAD Y CONTROL**



# Estabilidad y control

- Estudio de estabilidad estática y trimado longitudinal
- Estudio de estabilidad estática lateral-direccional. Dimensionado de superficies de control.
- Estabilidad dinámica.

# Estabilidad longitudinal

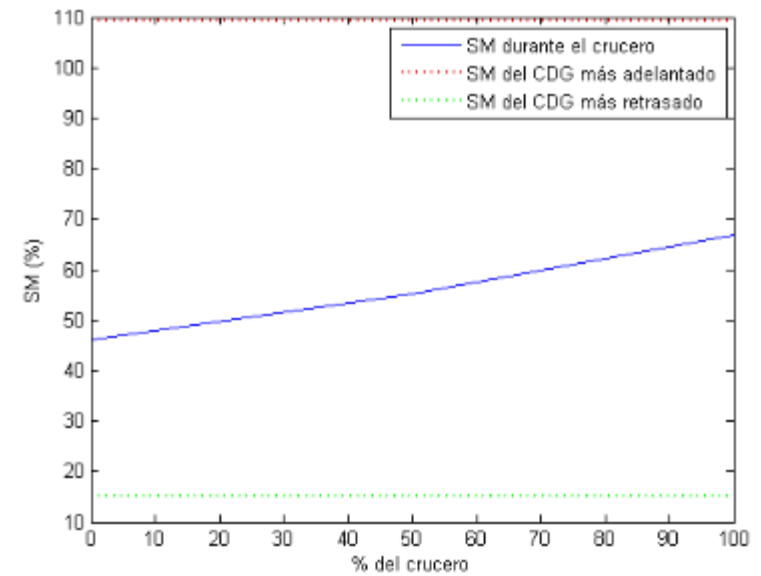
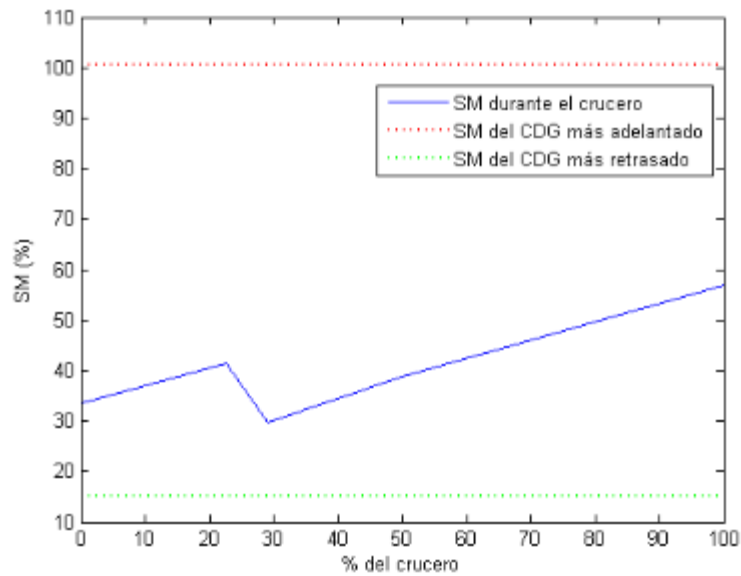


Se observa que, para todas las configuraciones posibles, el SM está entre los límites admisibles:

- Límite inferior donde el avión se hace inestable.
- Límite superior donde el avión deja de ser maniobrable.

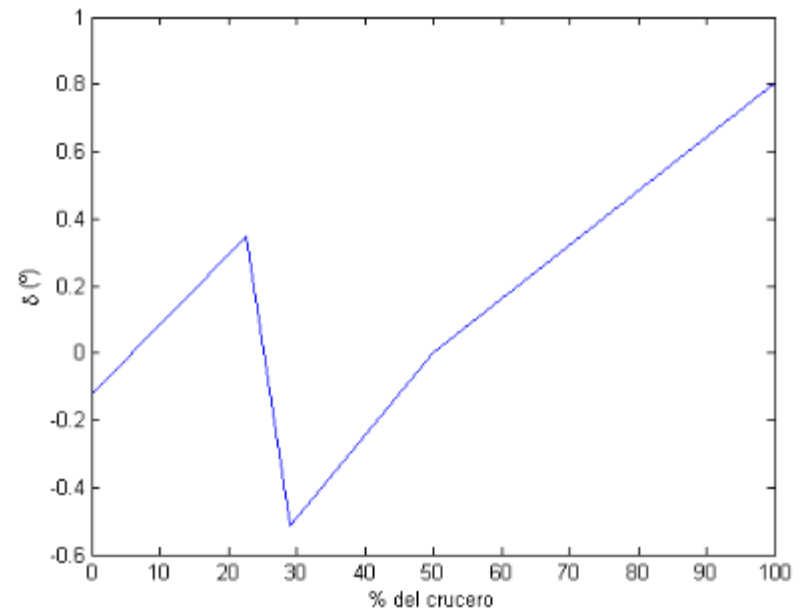
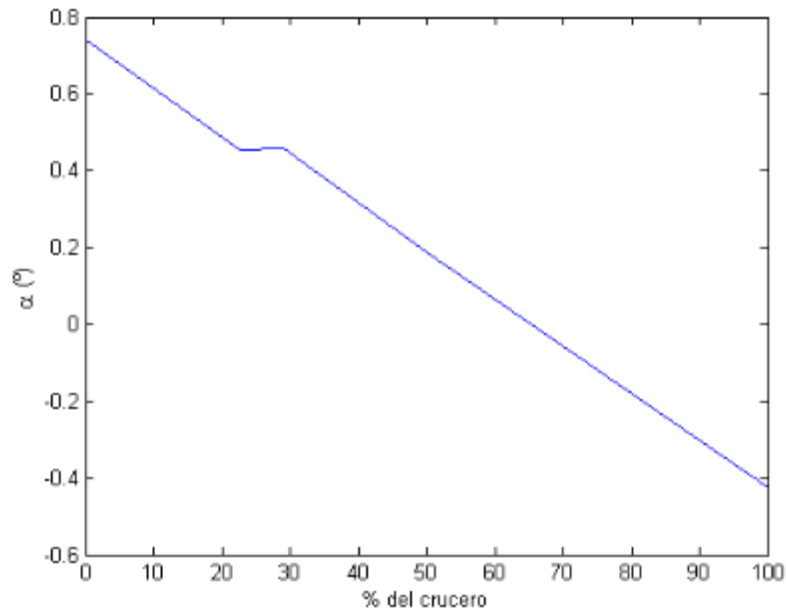
# Estabilidad longitudinal

- Misión de diseño
- Misión económica



# Trimado longitudinal

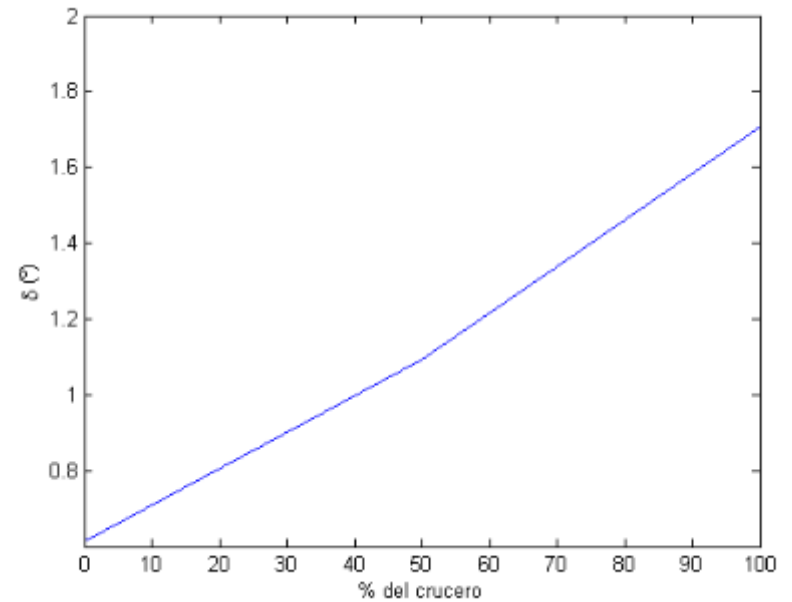
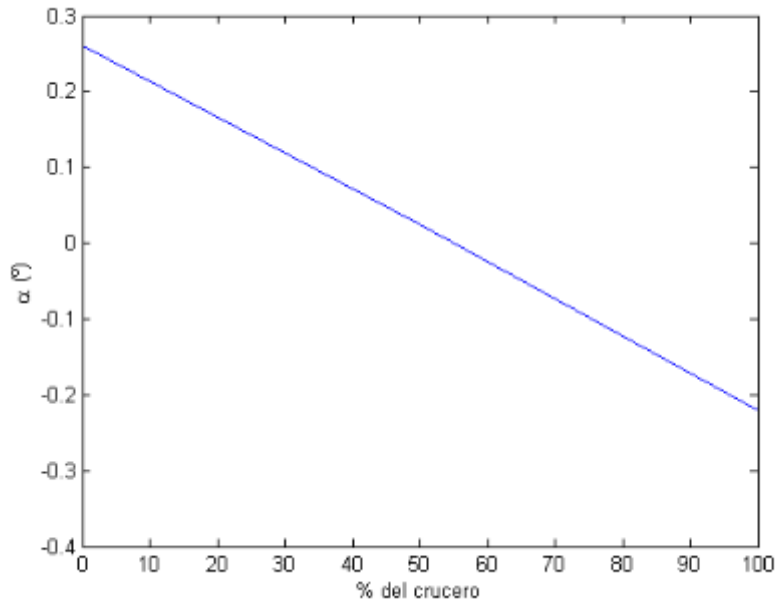
- **Misión de diseño**



Resistencia de trimado media:  $CD_{trim}=3.6e-5$

# Trimado longitudinal

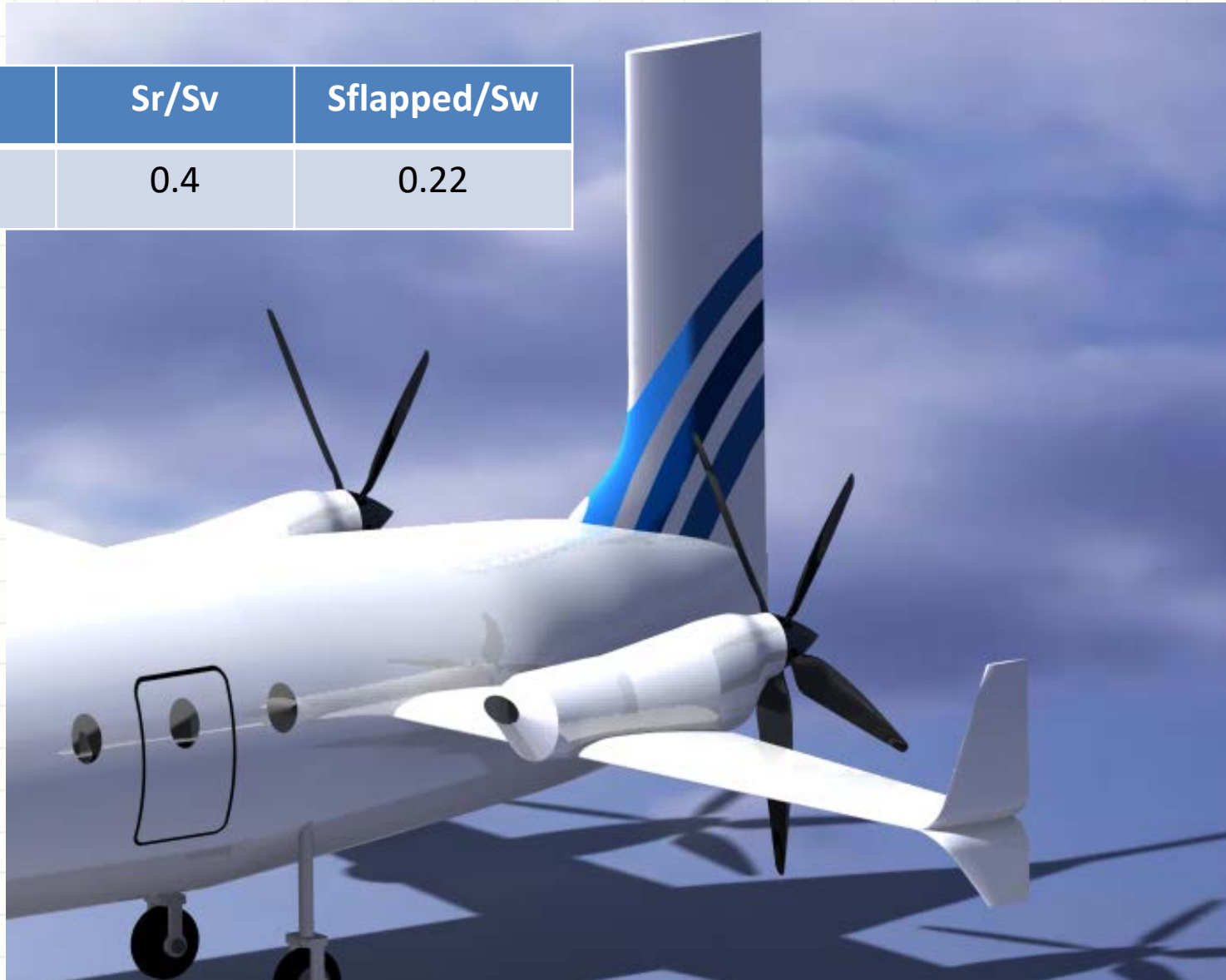
- **Misión Económica**



Resistencia de trimado media:  $CD_{trim}=7.5e-6$

# Estabilidad lateral-direccional

$S_v \text{ (m}^2\text{)}$	$S_r/S_v$	$S_{flapped}/S_w$
3.5	0.4	0.22



# Estabilidad lateral-direccional

## Longitudinal

Cx_alpha	0.1973
Cz_alpha	-7.8744
Cm_alpha	-11.9289
Cx_q	0
Cz_q	-57.3537
Cm_q	-239.6313
Cx_u	-0.0490
Cz_u	-1.2379
Cm_u	0
Cx_alpha_dot	0
Cz_alpha_dot	55.9423
Cm_alpha_dot	-164.0491

## Lateral

Cy_beta	-1.9163
Cl_beta	-0.2655
Cn_beta	0.0252
Cy_p	-0.0283
Cl_p	-0.7793
Cn_p	-0.1157
Cy_r	1.4976
Cl_r	0.3825
Cn_r	-0.6293
Cy_beta_dot	0.1233
Cl_beta_dot	0.0196
Cn_beta_dot	-0.0505

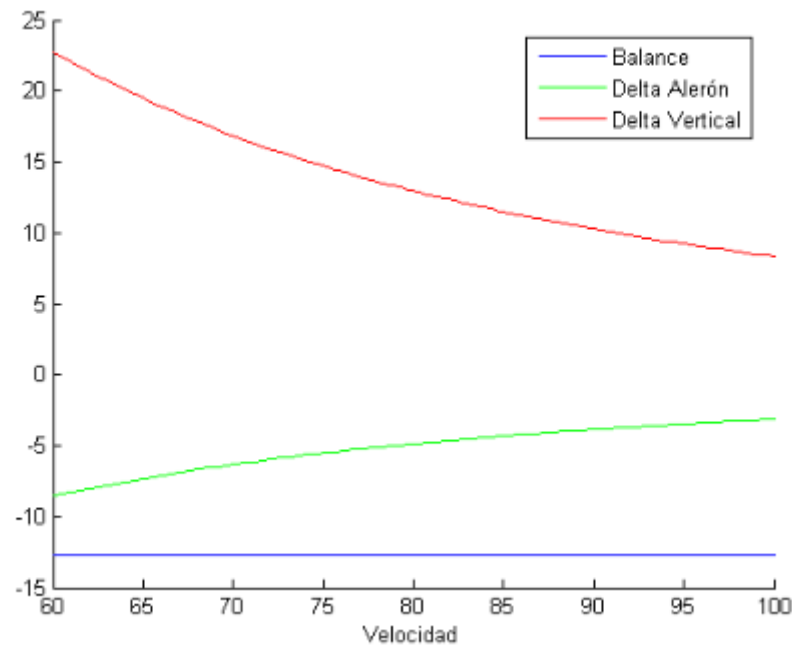
## Control Lateral

Cy_delta_a	0
Cl_delta_a	0.3821
Cn_delta_a	-0.0661
Cy_delta_r	0.9019
Cl_delta_r	0.1435
Cn_delta_r	-0.3698

# Estabilidad lateral-direccional

- Fallo de motor en despegue

$\delta r$	$\delta a$
14.6	-5.5

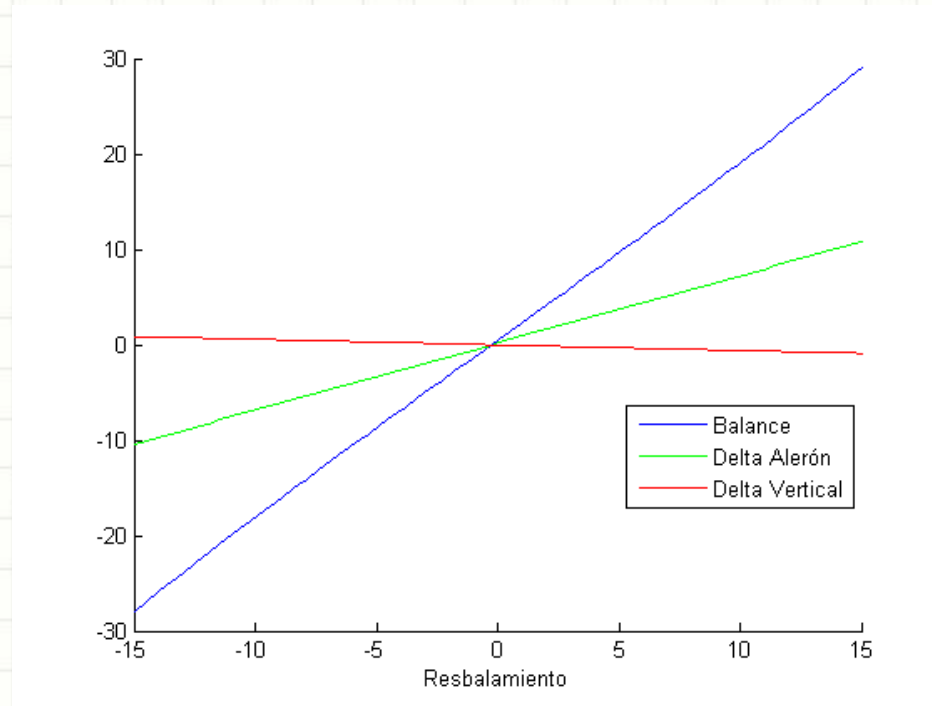




# Estabilidad lateral-direccional

- Resbalamiento de 15 grados

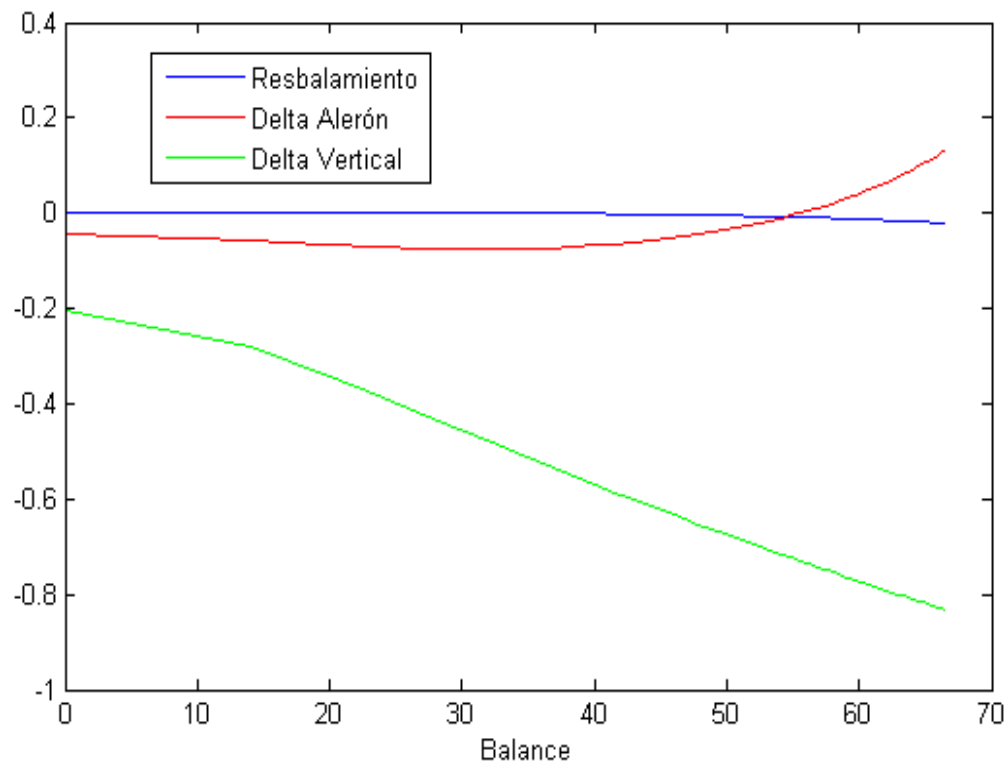
$\delta_r$	$\delta_a$
-0.9	10.76



# Estabilidad lateral-direccional

- Viraje estacionario

$\delta r$	$\delta a$
-0.83	0.12



# Estabilidad dinámica longitudinal

	Corto periodo	Fugoide
Autovalores	$-4.3943 \pm j 8.5606$	$-0.0033 \pm j 0.0905$
Frecuencia natural (rad/s)	9.6225	0.0905
Amortiguamiento	0.4567	0.0363
Tiempo mitad (s)	0.1577	210.66

No hay requerimientos de FAR 25 en cuanto al amortiguamiento o tiempo mitad.

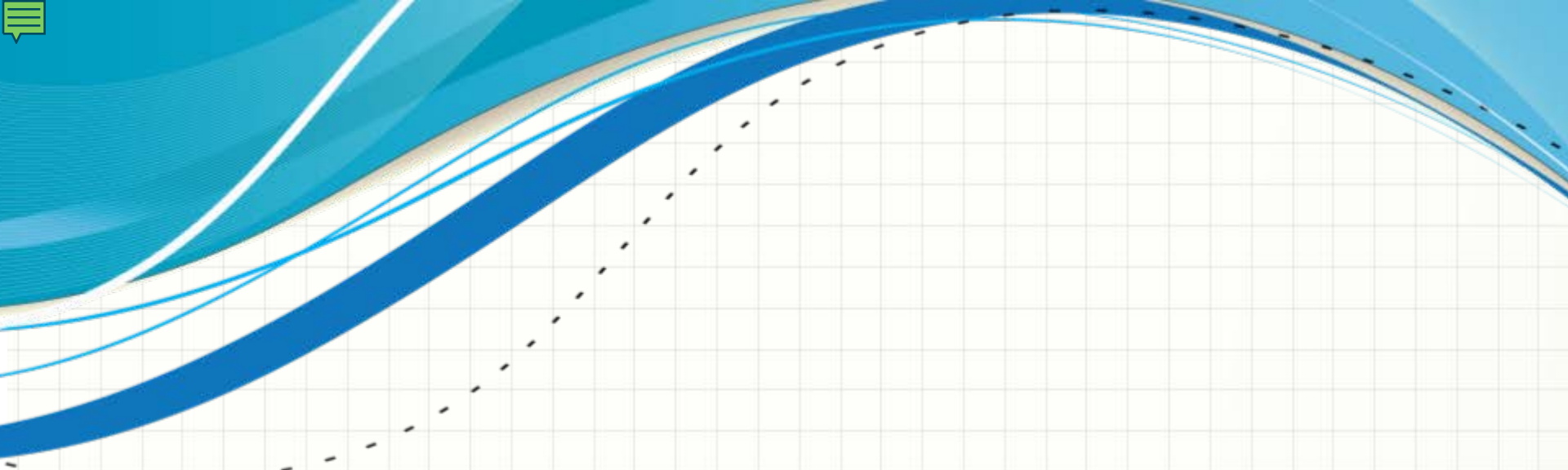
Para el corto periodo el requerimiento de las FAR 25 es que el modo esté altamente amortiguado en el caso de las mejores cualidades de vuelo.

# Estabilidad dinámica lateral-direccional

	Converg. Balance	Espiral	Balanceo holandés
Autovalores	-2.7823	-0.1266	$-0.097 \pm j 1.5923$
Frecuencia natural (rad/s)			1.5953
Amortiguamiento			0.0608
Tiempo mitad (s)	0.2491	5.4747	7.1409

No existen requerimientos civiles para el modo de convergencia en balance o el modo espiral. En el caso de la normativa militar, la constante de tiempo de la convergencia en balance para este tipo de avión ha de ser inferior a 1.4 s (0.32 s).

El único requerimiento de las FAR 25 en torno al balanceo holandés es que el amortiguamiento sea mayor que cero.



# **PROPULSIÓN Y ACTUACIONES**

# Elección de la planta propulsora

## Objetivo de Perwings:

**Volar rápido**



**Gran potencia**

**Volar lejos**



**Mecánica ligera**

**Volar eficientemente**

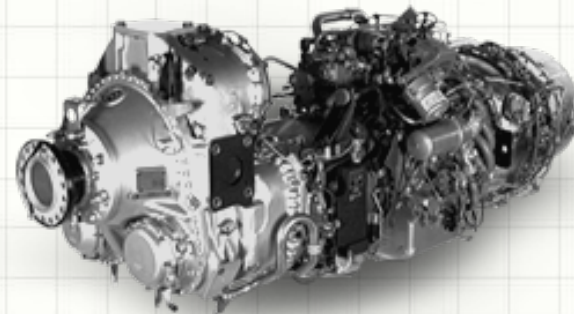


**Bajo consumo**

# Elección de la planta propulsora

## Alternativa 1: PW-127

- Potencia: 2750 hp.
- Velocidad máx: 1200 rpm.
- Dimensiones: 33x26x84 inch.
- Peso seco: 1060 kg.
- SFC nominal: 0,459



## Alternativa 2: PW-123

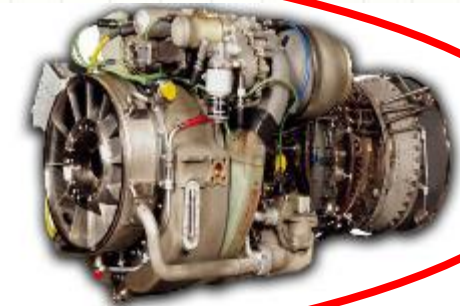
- Potencia: 2150 hp.
- Velocidad máx: 1200 rpm.
- Dimensiones: 33x26x84 inch.
- Peso seco: 450 kg.
- SFC nominal: 0,463



# Elección de la planta propulsora

## Alternativa 3: GE T700-GE-T6E

- Potencia: 2270 hp.
- Velocidad máx: 1400 rpm.
- Dimensiones: 25x48,2 inch.
- Peso seco: 241 kg.
- SFC nominal: 0,434



**Problema!**

**¡¡Es un motor diseñado para helicópteros!!**

**Solución:**

**El motor puede ser adaptado para su uso como turboprop según la EASA:**

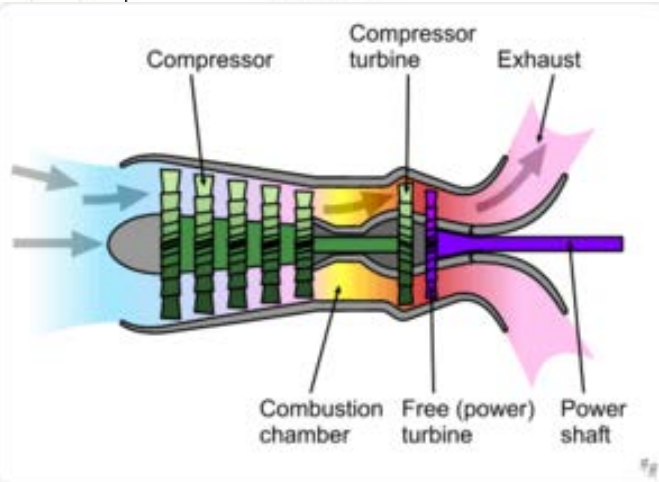
**EASA IM.E.10 del 5 sept 2013**

**Uso militar. Series de versión comercial: CT7**

\*Imágenes: <http://www.geaviation.com/>



# Elección de la planta motora



nominal values for reference only. M  
the relevant engine Installation Manual

engine accessories and optional equipme  
FADEC cable from engine harness co

, -8B5, -8E, -8E5, -8F, -8F5:

sea-level static ICAO standard conditio  
specified are the minimum guaranteee  
for aircraft accessories, no anti-icing



“El sistema de acoplamiento del motor, reductora, tobera... que nos permite usar el turboshaft como turboprop, conllevará un peso adicional de unos 120 kg.”

CT7-2E1, -8, -8A, -8A5, -8B, -8B5, -8E, -8E5, -8F, -8F5 engine models, a dual channel full authority digital electronic engine control system (FADEC) for engine speed control, engine load sharing, and redundant gas generator and power turbine overspeed protection. The engine type definition does not include the starter or the mounts.

The CT7-5A2, -7A, -9B, -9C, -9C3 engine models are front drive turboprop engines featuring a single-spool gas generator section consisting of a five-stage axial, single-stage centrifugal flow compressor, a through flow annular combustion chamber, a two-stage axial flow gas generator turbine, a free or independent two-stage axial flow power turbine and an integral propeller gearbox.

- Peso seco: 360 kg.

# Elección de la planta motora

## Hélice:

- Nº de palas: Cinco (5)
- Velocidad máx: 1400 rpm.
- Diámetro: 2,9 m.
- Rendimiento propulsivo: 0,85



- Diámetro estimado a partir del régimen de giro de la hélice y de la velocidad estimada en punta de pala –en torno a 700 ft/s-

# Volar a máximo alcance/autonomía

Intención inicial de volar a  $C_{Lopt}$  en crucero, es decir, conseguir que se cumpla:

O bien

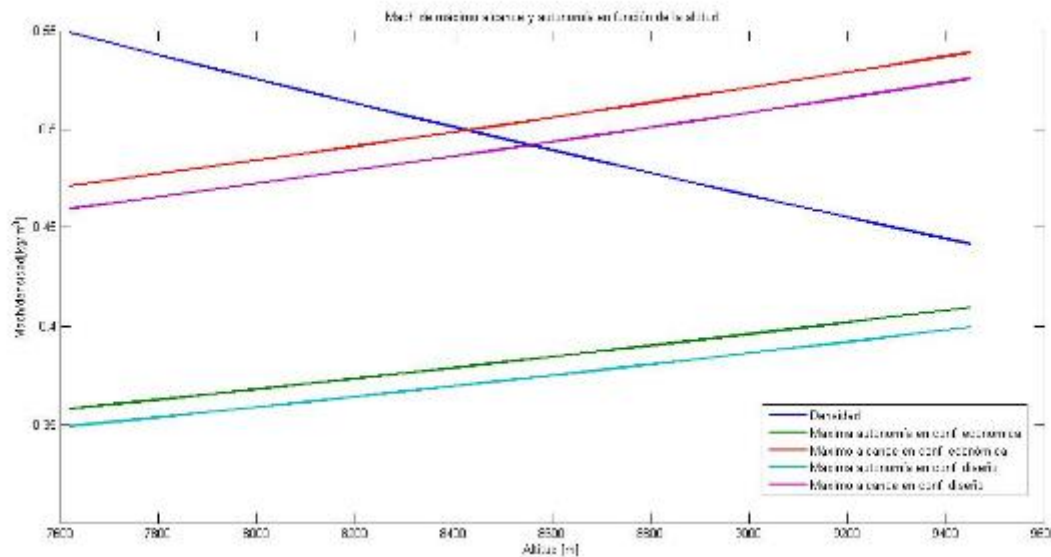
$$\frac{W_{crucero}}{qS} = C_{Lopt} \longrightarrow C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \approx 0.775$$

$$V_{\min \text{ thrust or drag}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}$$

$$V_{\min \text{ power}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D0}}}$$

Cond. Máxima autonomía

Cond. Máximo alcance



- Sólo posible en max. Alcance configuración económica
- Baja velocidad (poco atractivo)
- Poca palanca: sube  $C_{bhp}$   
QUEDA DESCARTADO

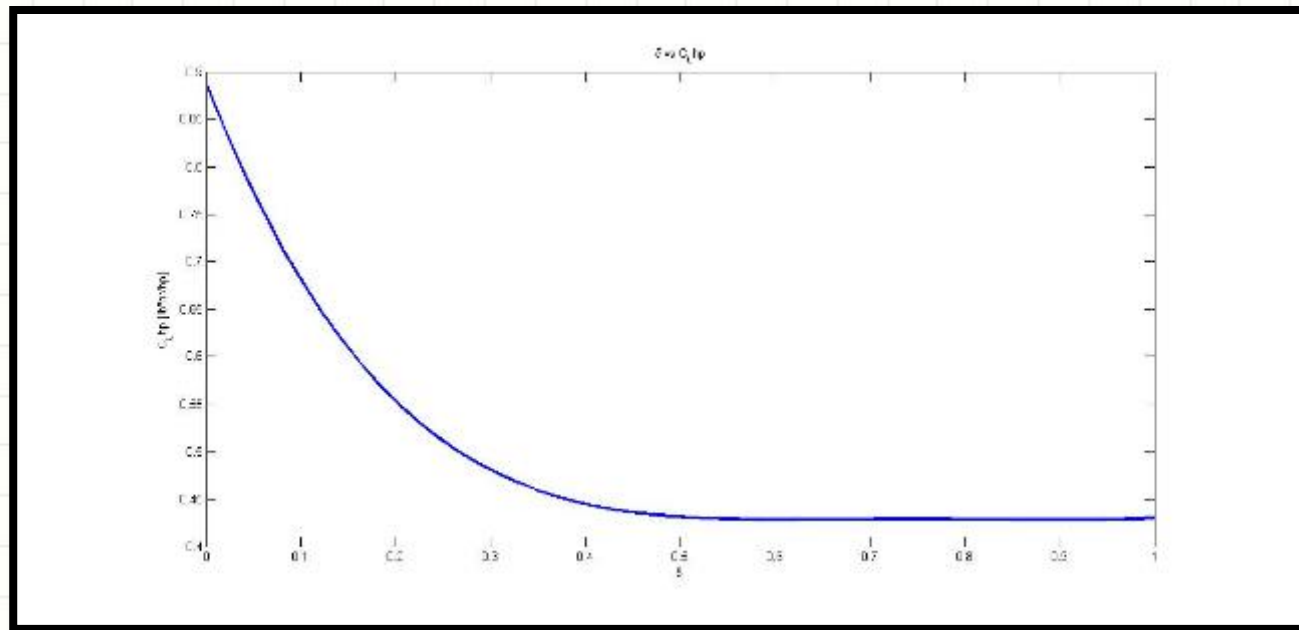
FILOSOFÍA:

“MÁS ALTO, MÁS RÁPIDO, MÁS CÓMODO”

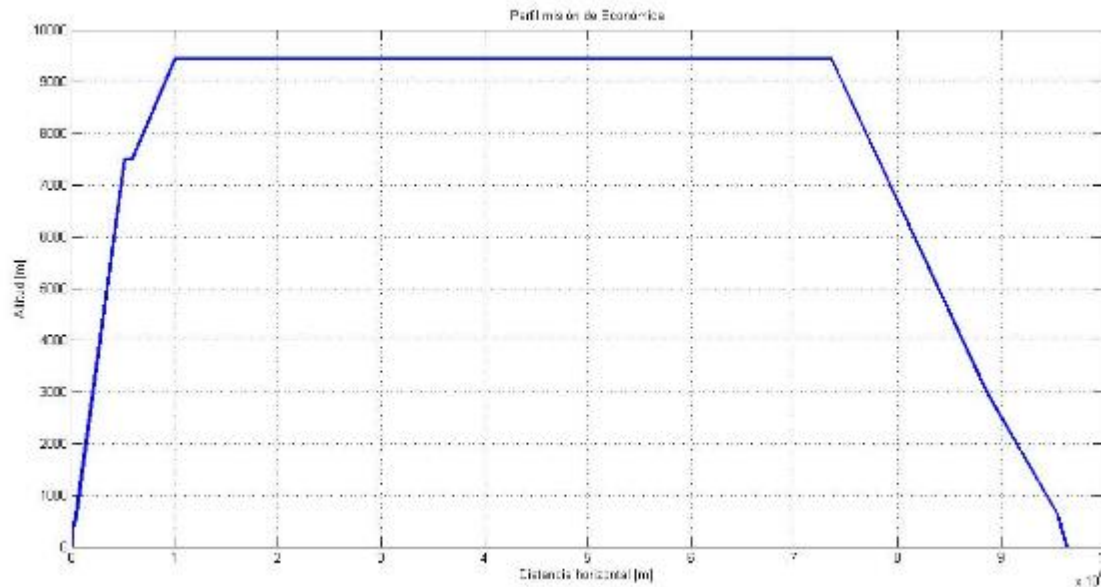
# Consumo específico

## Variación con M y H (Modelo propulsivo):

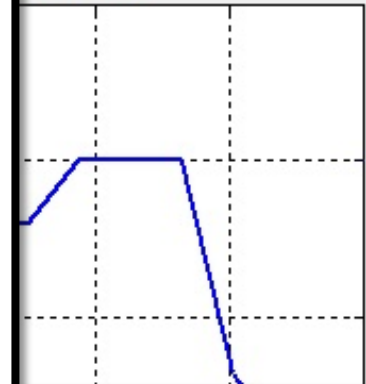
- $C_{bhp} = C_{bhp} * (1 + 1.44 * M) * \sqrt{\frac{T}{T_{SL}}}$
- $C_{bhp} = C_{bhp}(\delta)$



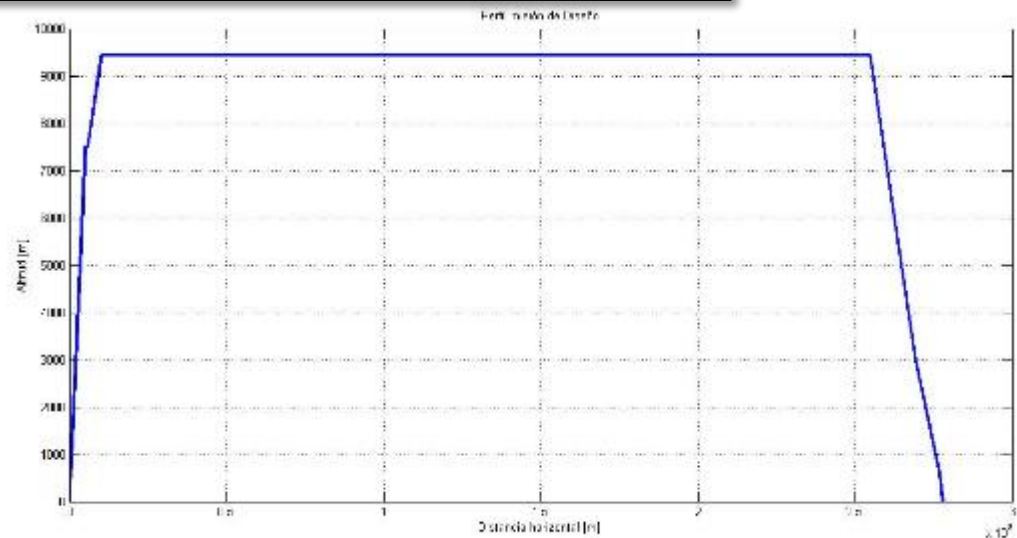
# Perfil del viaje



la misión



- Aceleración a  $M=0,68$
- Crucero a 9450 m. y  $M=$
- Descenso a 3000 m. (Frena
- Descenso a 500 m. (Frena
- Descenso a 11 m. (Frena
- Aterrizaje y taxi



# Despegue

MISION

Despegue

Tiempo ground:	8.5384 (s)
Distancia ground:	270.8984 (m)
Fuel ground:	1.218 (kg)
Tiempo transicion:	0.9255 (s)
Distancia transicion:	58.0066 (m)
Fuel transicion:	0.14711 (kg)
Tiempo climb:	0 (s)
Distancia climb:	0 (m)
Fuel climb:	0 (kg)
Tiempo total:	9.4639 (s)
Distancia total:	328.905 (m)
Fuel total:	1.3651 (kg)

Altura local: 0 [m]

Distancia final: 60000

Subida

Tiempo empleado:	8.3088 (s)
Fuel consumido:	1.2091 (kg)
Peso final:	52607.0585 (N)
Distancia final:	486.7303 (m)
Angulo de subida medio:	0.35605 (rad)
Velocidad horizontal media:	58.5798 (m/s)
Velocidad vertical media:	21.7858 (m/s)
Palanca media:	0.95 (-)
Empuje medio:	22159.9248 (N)
L/D medio:	12.908 (-)
Altura final:	191.8188 (m)

Crucero

Tiempo empleado:	4.8283 (s)
Fuel consumido:	0.67306 (kg)
Peso final:	52600.4462 (N)
Distancia final:	335.3572 (m)

Subida

Tiempo empleado:	12.6455 (s)
Fuel consumido:	1.8709 (kg)
Peso final:	52582.1174 (N)
Distancia final:	923.5038 (m)
Angulo de subida medio:	0.28048 (rad)
Velocidad horizontal media:	73.0296 (m/s)
Velocidad vertical media:	21.0383 (m/s)
Palanca media:	0.95 (-)
Empuje medio:	17761.758 (N)
L/D medio:	15.7758 (-)
Altura final:	457.7337 (m)

Items	1st. T/O Segment	2nd. T/O Segment	Transition (Acceleration)	Final T/O Segment
* 2 Engine	Positive	2.4%	Positive	1.2%
3 Engine	3.0%	2.7%	Positive	1.5%
4 Engine	5.0%	3.0%	Positive	1.7%
Wing Flaps	T.O.	T.O.	T.O.	Up
Landing Gear	Down	Up	Up	Up
Engines	1 Out	1 Out	1 Out	1 Out
Power	T.O.	T.O.	T.O.	M.C.
Air Speed	$V_{LOF} \rightarrow V_2$	$V_2$	$V_2 \rightarrow 1.25 V_S$ (Min)	$1.25 V_S$ (Min)

# Subida

Empuje medio:

$T=12056,7 \text{ N}$

“ El ascenso viene condicionado por el exceso de potencia ”

Se opta por subir a posición de palanca constante, de tal forma que el ángulo de subida y con ello la velocidad vertical son variables. Sus valores más representativos son:

$$\gamma_{ECO} = 0,165 \text{ rad}$$

$$V_{VECO} = 24.22 \text{ m/s}$$

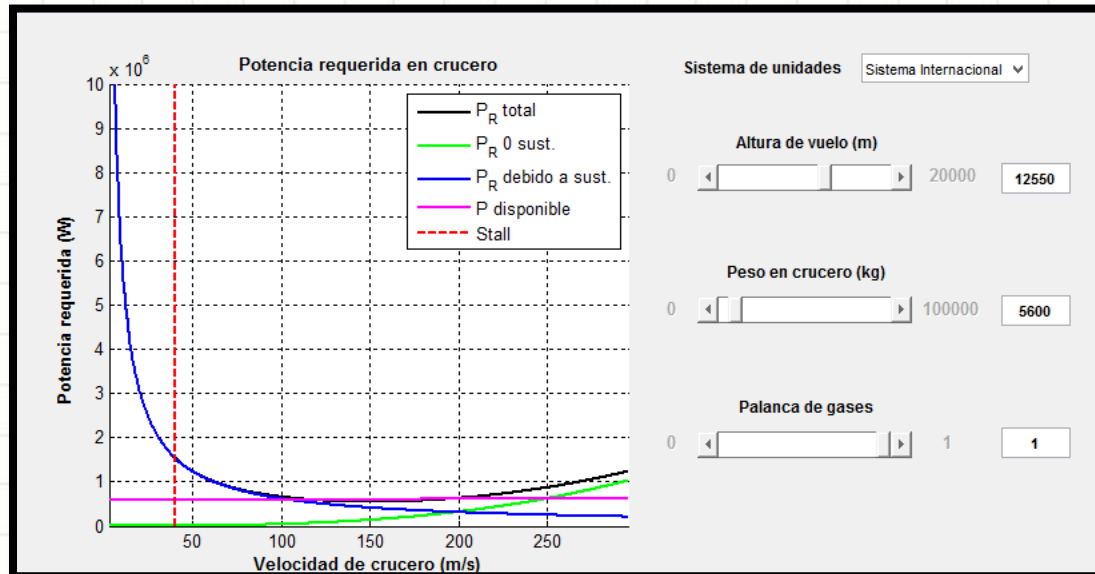
$$\gamma_{DIS} = 0,159 \text{ rad}$$

$$V_{VDIS} = 23,5 \text{ m/s}$$

# Techo de vuelo

- Potencia requerida para volar a velocidad de mínima resistencia es igual a máxima potencia disponible para el caso del techo de vuelo.
- **TECHO EN TORNO A LOS 12550 m.**

- Los cálculos con ecuaciones de la mecánica del vuelo respaldan el resultado.



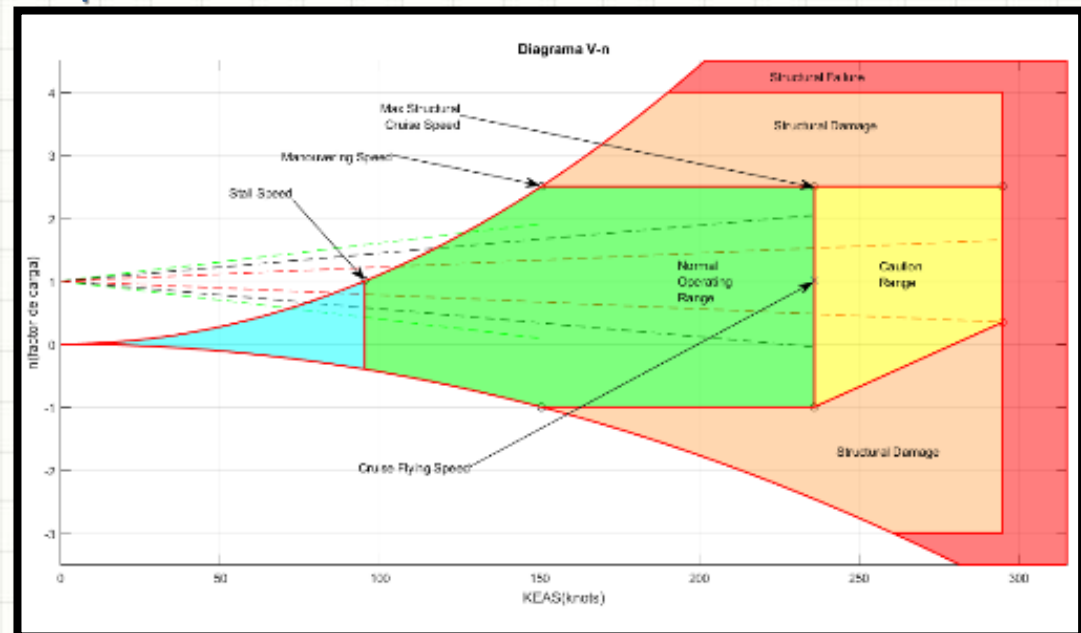


# Velocidades máximas

- La velocidad máxima será aquella en la que la potencia requerida sea igual a la máxima potencia disponible, siempre y cuando ésta no comprometa la integridad estructural de la aeronave.

<u>Velocidades Máximas</u>				
$V_{MAX,SL}$ (km/h)	$V_{MAX,h1}$ (km/h)	$V_{MAX,h2}$ (km/h)	$V_{MAX,CR}$ (km/h)	$V_{MAX,CL}$ (km/h)
448,48	521,88	614,40	746,97	530,00

- Con estas Vmax, en ningún caso se sobrepasarán los 240 KEAS



# Misión de emergencia

- Procedimiento de emergencia:
  - Tras último segmento de descenso, se asciende a 20 000 ft
  - Crucero de 100 nm a configuración de máx. autonomía
  - Descenso a 1 500 ft
  - Loiter: Viraje continuo durante 30 min.
  - Descenso final y aterrizaje

Viraje:

$$n_{med} = 1,7$$

$$KEAS = 133$$

**ESTRUCTURALMENTE  
SEGURO**

- **CASO MÁS CRÍTICO: MISIÓN ECONÓMICA ¿POR QUÉ?**



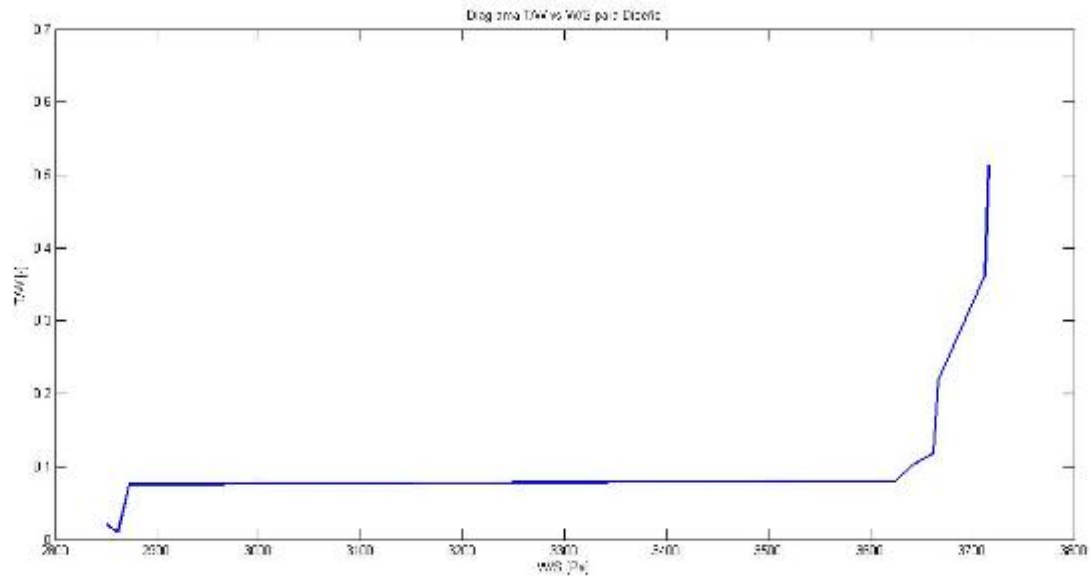
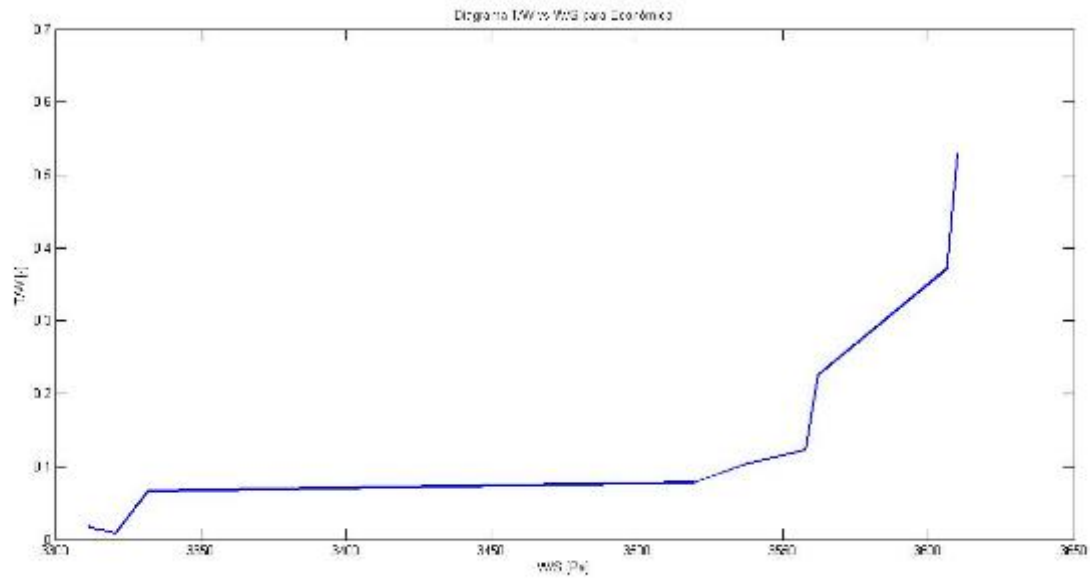
El consumo de combustible del procedimiento de emergencia en misión económica será conservativo – y por tanto seguro – para la de diseño

Supone un mayor porcentaje de combustible respecto al consumido

La carga de pago es mayor, luego se consumirá más combustible

$W_{f,CL}$ (kg)	$W_{f,CR1}$ (kg)	$W_{f,DESaLOT}$ (kg)	$W_{f,LOITER}$ (kg)	$W_{f,DES}$ (kg)	$W_{f,TOTAL}$ (kg)
48	71	42	91	12	264

# T/W vs W/S



# Combustible y tiempo

## ECONÓMICA

$W_{f,TOTAL}$  (kg) 747,43

tiempo 1h 35'

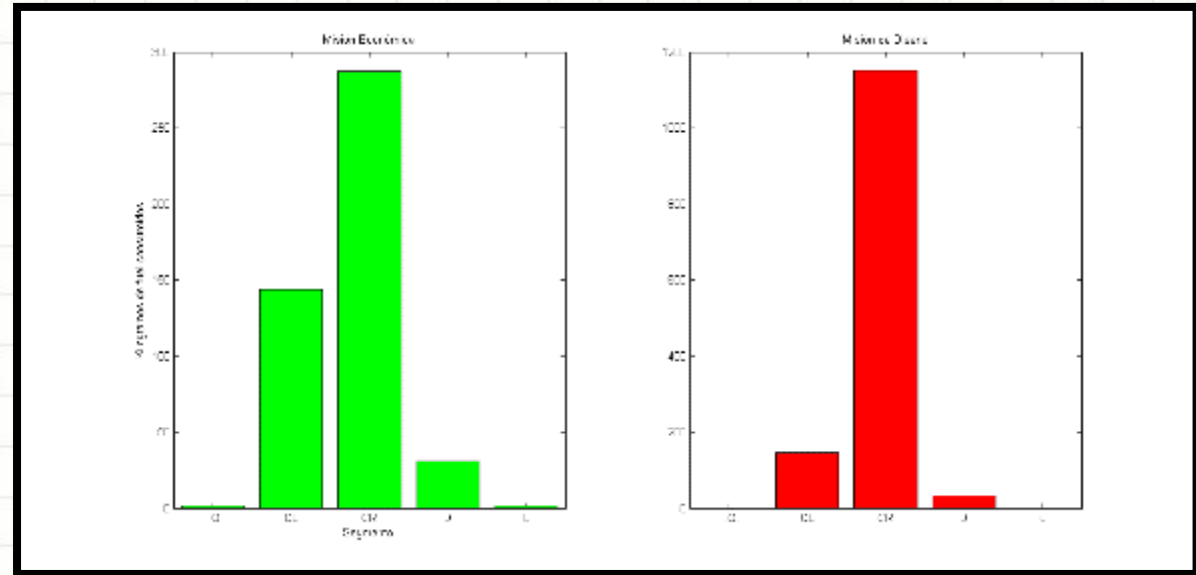
CASM (cents) 191,3

## DISEÑO

$W_{f,TOTAL}$  (kg) 1613,8

tiempo 4h

CASM (cents) 343,35



## MISIÓN ECONÓMICA

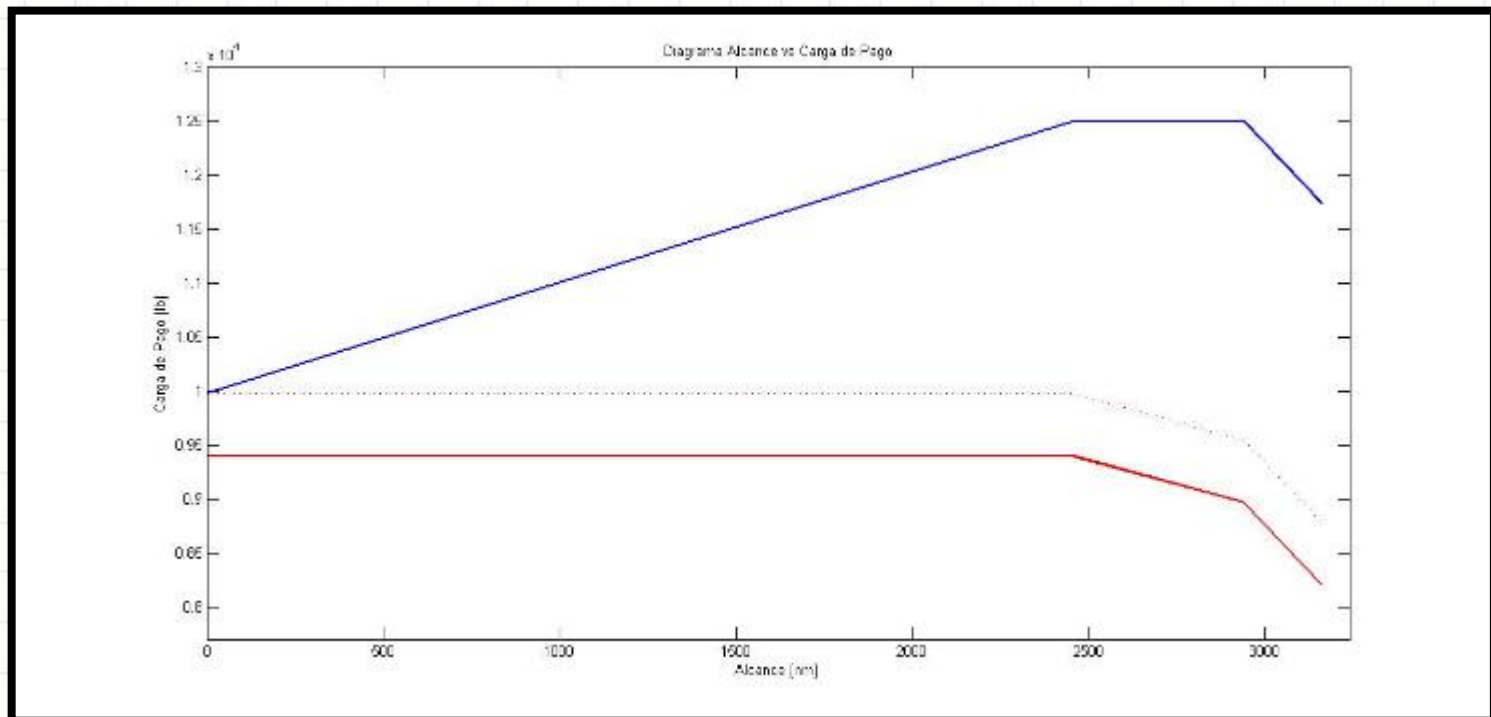
$W_{f,TOF}$ (kg)	$W_{f,CL}$ (kg)	$W_{f,CR1}$ (kg)	$W_{f,CR2}$ (kg)	$W_{f,D}$ (kg)	$W_{f,LN}$ (kg)
1,36	143,72	287,30	71,00	30,82	1,56

## MISIÓN DE DISEÑO

$W_{f,TOF}$ (kg)	$W_{f,CL}$ (kg)	$W_{f,CR1}$ (kg)	$W_{f,CR2}$ (kg)	$W_{f,D}$ (kg)	$W_{f,LN}$ (kg)
1,38	145,77	1150,59	70,45	31,97	1,32

# Alcance y autonomía

- **MISIÓN ECONÓMICA:**
  - **ALCANCE MAX: 1690,07 km**
  - **AUTONOMÍA MAX: 2h 18 min**
- **MISIÓN DE DISEÑO:**
  - **ALCANCE MAX: 5426,46 km**
  - **AUTONOMÍA MAX: 7h 21min**
- **El máximo alcance se ha calculado para un crucero con  $C_L$  y  $V$  ctes.**



**Mmepty= 3472 kg**  
**Mcrew= 252 kg**  
**RF=264 kg**

**MPL=652kg**  
**MTOW=5970 kg**

**Alcance máximo ~5900 km**  
**(con avión vacío)**

# ¿Por qué Suppa Prop Fire? Comparativa

	<b>SPF</b>	<b>BCraft King Air</b>	<b>ADAM A700</b>	<b>Starship</b>
<b>V crucero</b>	<b>205,3 m/s</b>	148 m/s	190 m/s	158 m/s
<b>h crucero</b>	31000 ft	25000 ft	<b>35000 ft</b>	-
<b>Techo</b>	<b>41000 ft</b>	35105 ft	<b>41000 ft</b>	<b>41000ft</b>
<b>Autonomía</b>	<b>7 h 22 min</b>	-	-	-
<b>Alcance</b>	<b>5422 km</b>	3338 km	-	2536 km
<b>Rate of Climb</b>	<b>25 m/s</b>	12,5 m/s	13 m/s	14 m/s
<b>Motor</b>	<b>turboprop</b>	<b>turboprop</b>	<b>turbojet</b>	<b>turboprop</b>



**PERWINGS**

**¡MUCHAS GRACIAS!**