

Aprendiendo a volar

Grupo 2.

Cálculo de aviones 2013-2014.

NAS



CONTEXTO



Según el Request for Proposal:

Es raro ver a aviones turbohélices en transportes regionales porque:

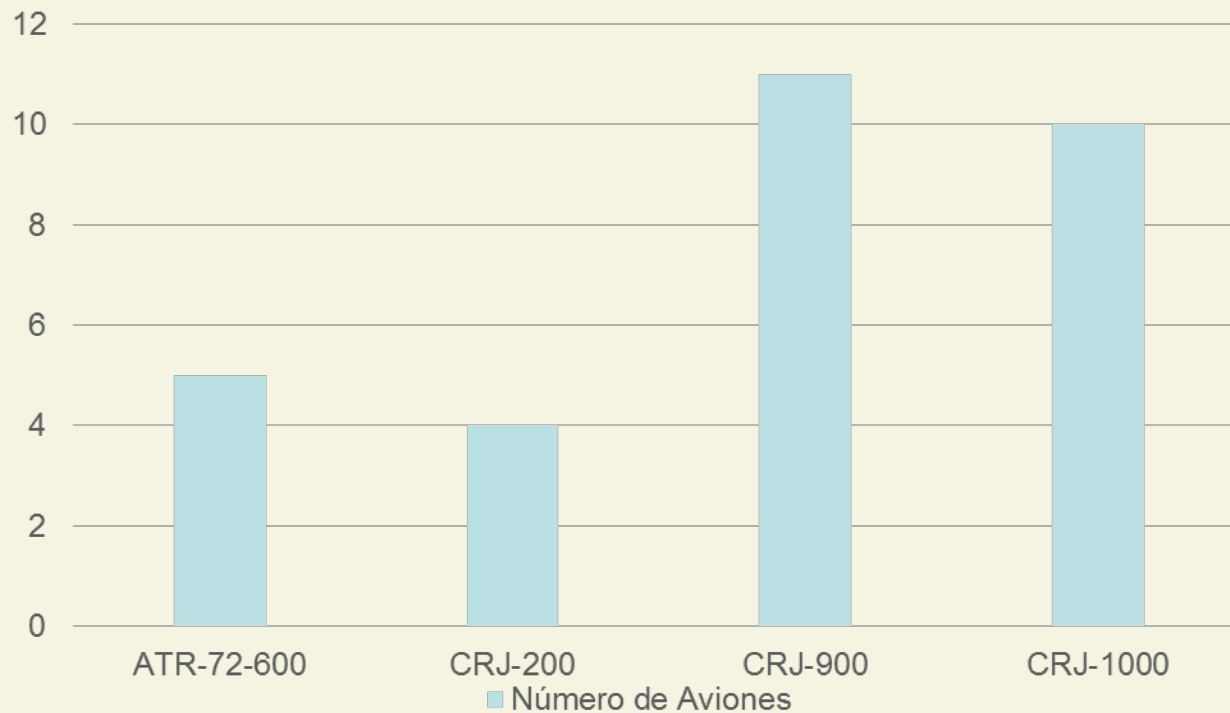
- Los jets regionales tienen una mayor velocidad de crucero y altitud de crucero superior
- Los turbohélices suelen ser menos cómodos y parecen "pasados de moda"

CONTEXTO



Flotas de aerolíneas regionales

Air Nostrum

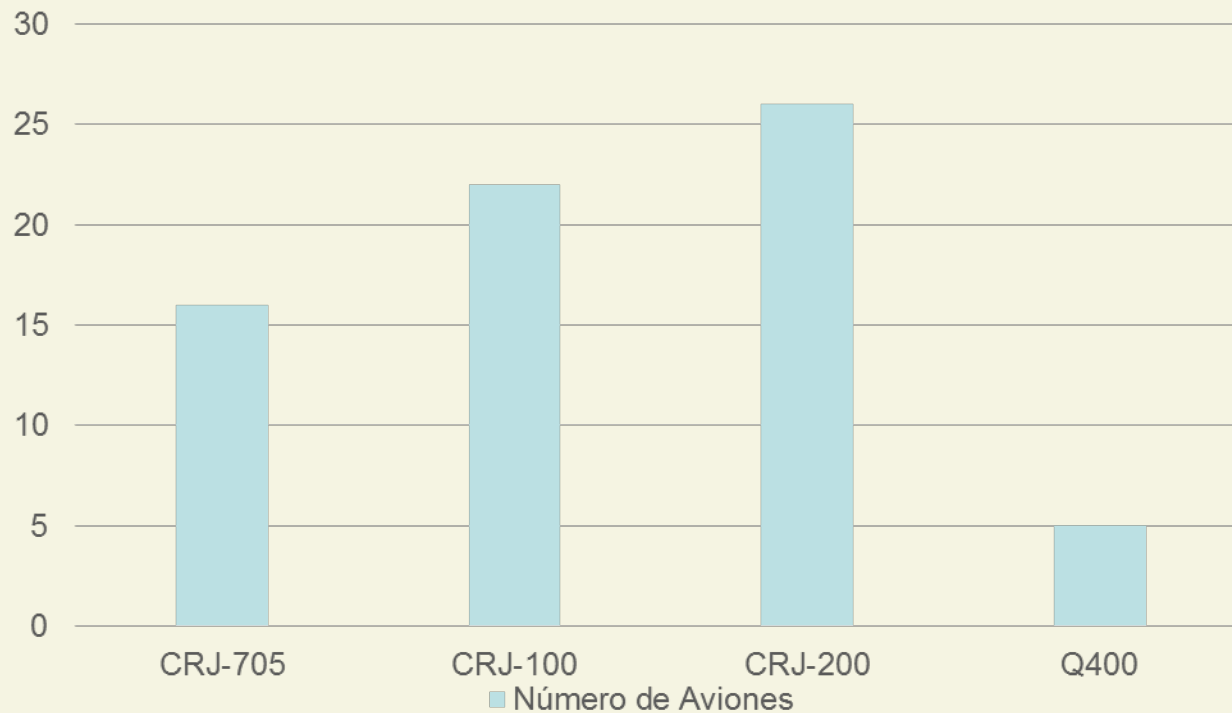


CONTEXTO



Flotas de aerolíneas regionales

Air Canada Jazz

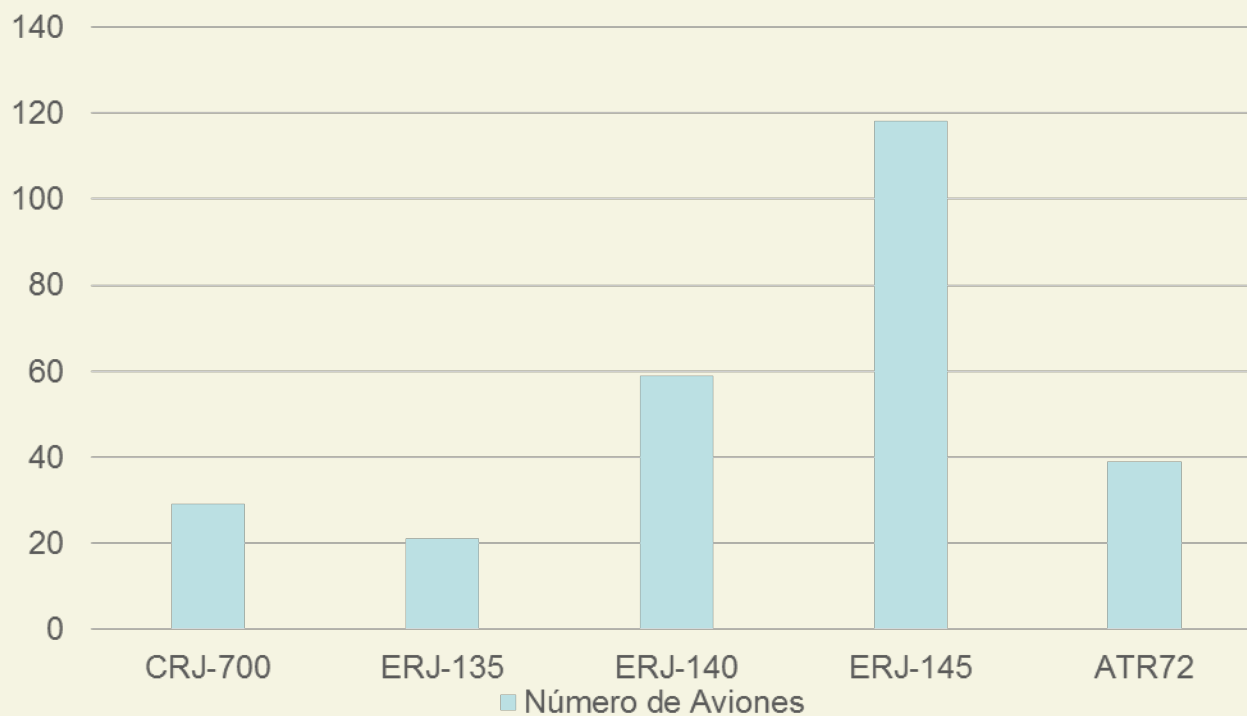


CONTEXTO



Flotas de aerolíneas regionales

American Eagle

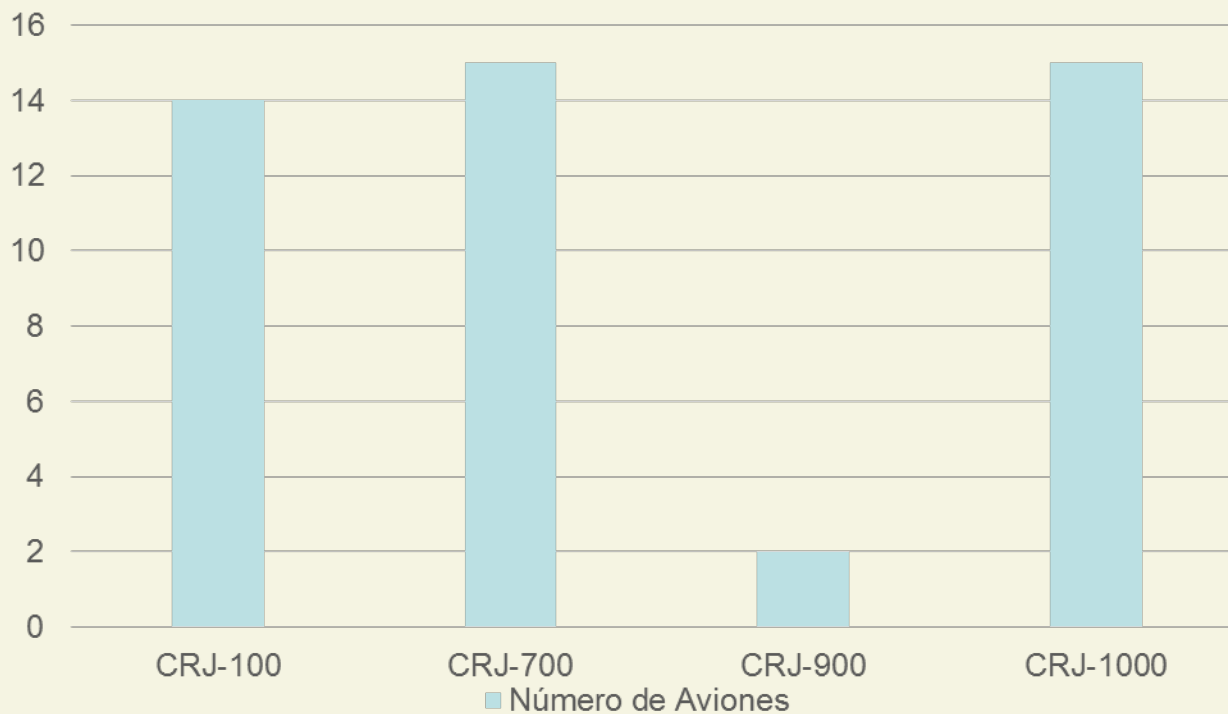


CONTEXTO



Flotas de aerolíneas regionales

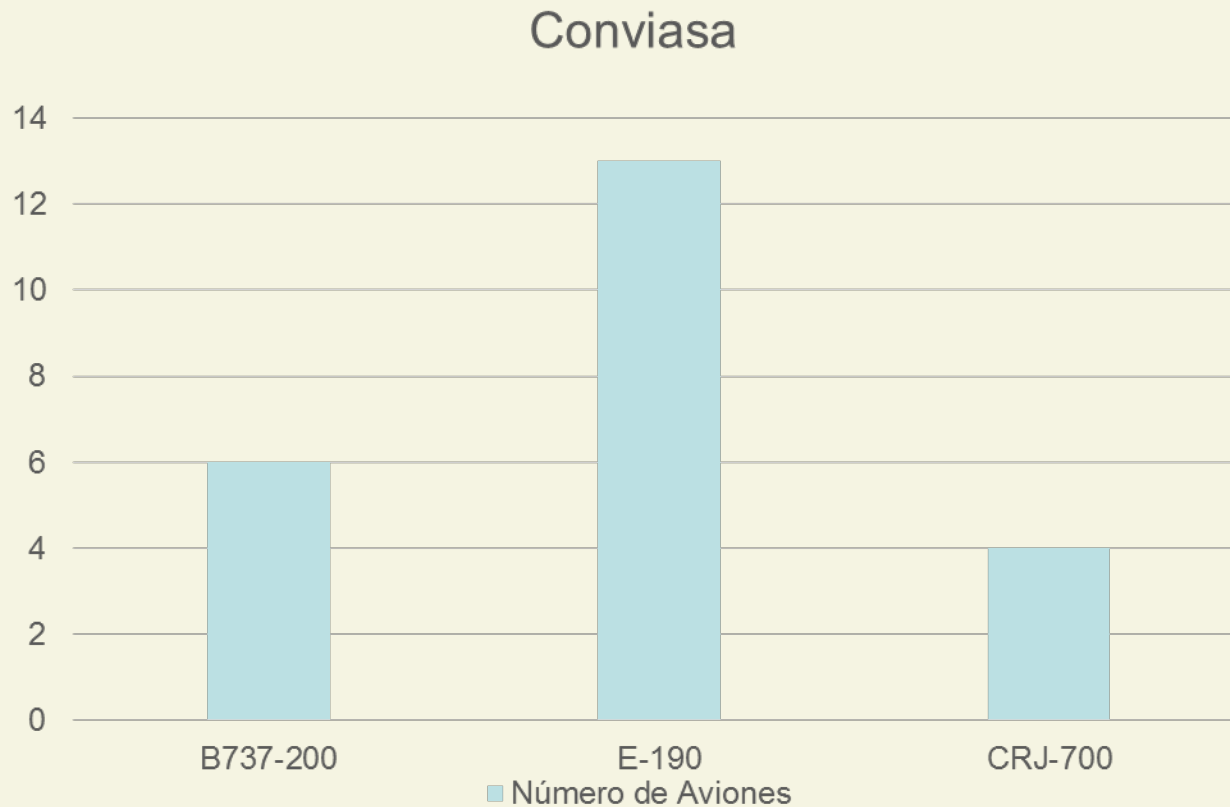
Brit Air



CONTEXTO



Flotas de aerolíneas regionales

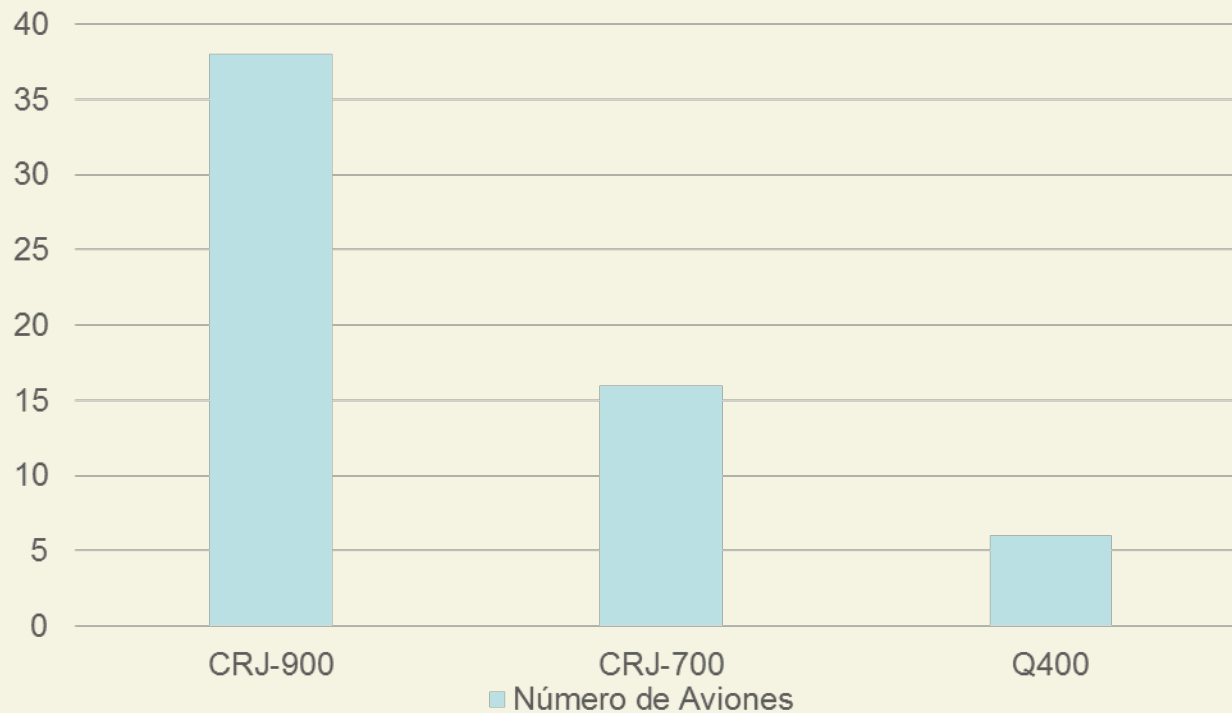


CONTEXTO



Flotas de aerolíneas regionales

Mesa Airlines



CONTEXTO



- Es cierto que las aerolíneas regionales apuestan por los turbofan.

¿POR QUÉ?

CONTEXTO



Según el Request for Proposal:

Es raro ver a aviones turbohélices en transportes regionales porque:

- Los jets regionales tienen una mayor velocidad de crucero y altitud de crucero superior
- Los turbohélices suelen ser menos cómodos y parecen "pasados de moda"

CONTEXTO



Entonces ¿cuál es el objetivo?

- Un turbohélice con velocidad de crucero y altitud de crucero comparable a turbojet.
- Un turbohélice que debe ser cómodos y con una estética “a la moda”

CONTEXTO



Entonces ¿cuál es el objetivo?

¿Hacer el mejor turbohélice del mercado?

CONTEXTO



NO

CONTEXTO



El objetivo es hacer

**La mejor aeronave del
mercado**

CONTEXTO



¿Cómo?

Utilizamos el turbojet más utilizado para una misión igual a la del RFP.

BOMBARDIER CRJ-705

75 pasajeros



CONTEXTO



¿Cómo?

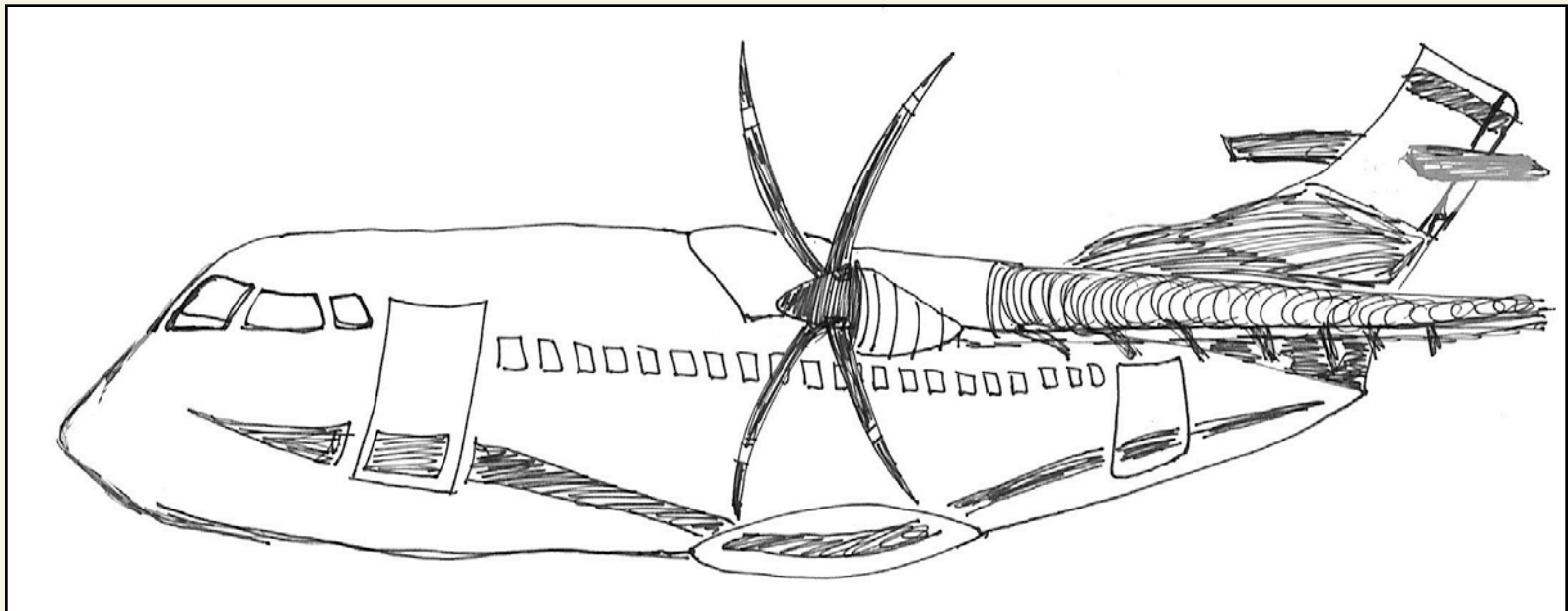
Se estudian tecnologías que mejoren las carencias de los turbohélices:

- Tecnologías de reducción de ruido en la piel
- Motores en desarrollo (propfan)
- Combustible menos nocivo al medio ambiente.
- Situación del motor lo más alejado de la cabina.
- Doble hélice en el motor.
- Arriostramiento de las alas para reducción de peso.

DISEÑO



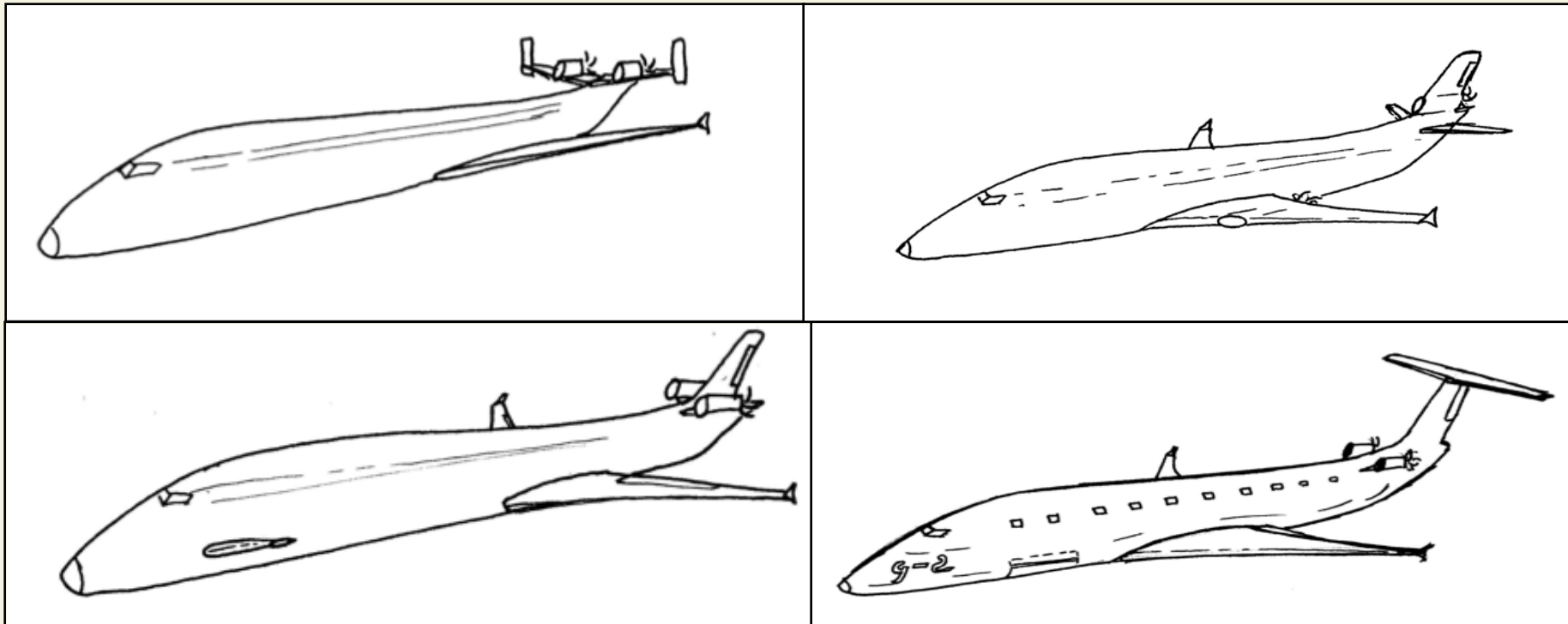
Desarrollo (Diseño Previo)



DISEÑO



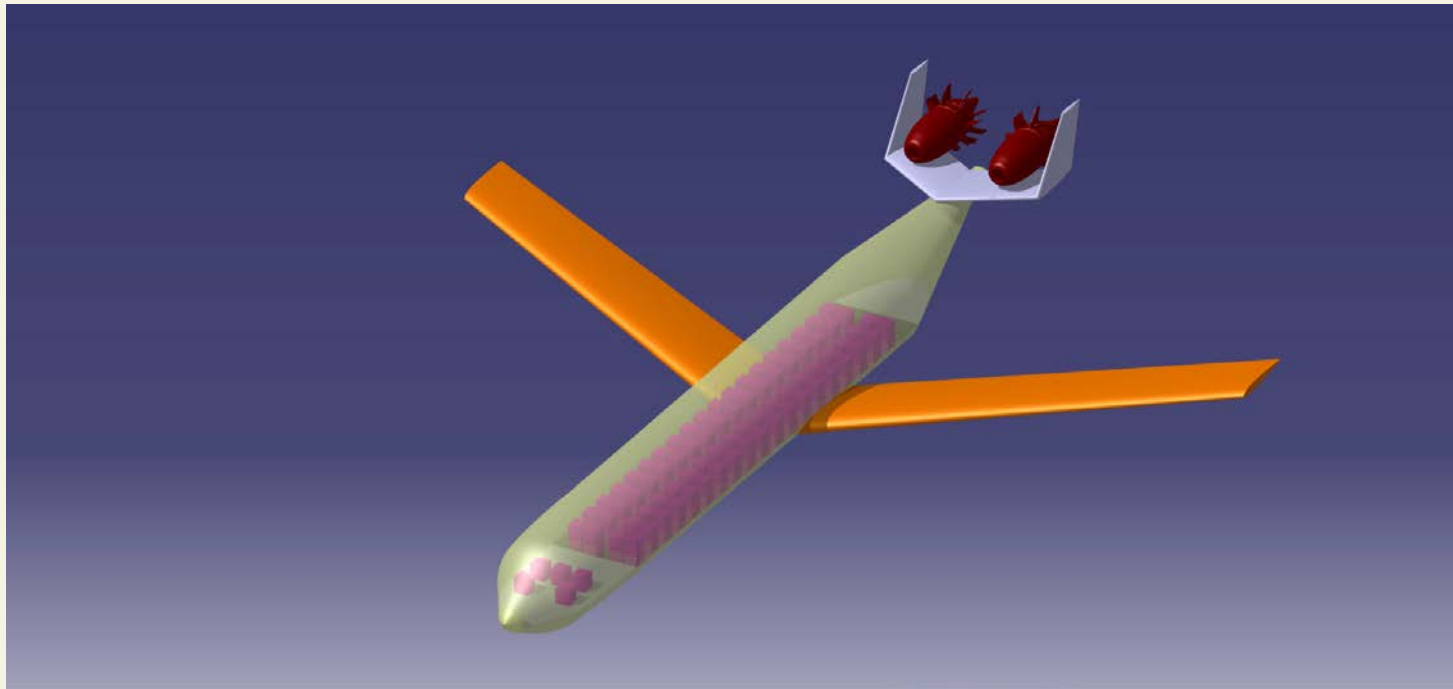
Desarrollo (Primera Revisión)



DISEÑO



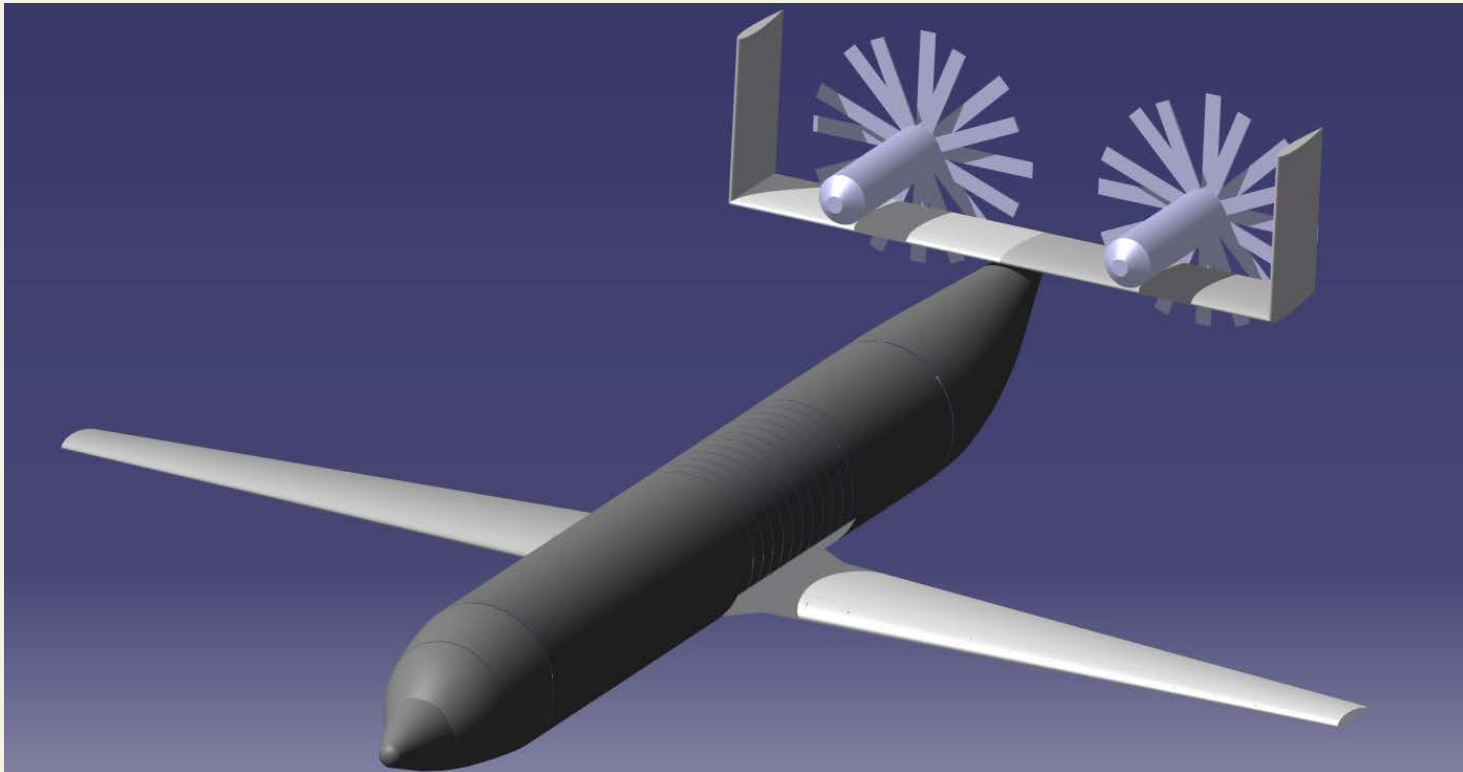
Desarrollo (Segunda Revisión)



DISEÑO



Desarrollo (Tercera Revisión)



DISEÑO



Desarrollo (Estado Final)

DISEÑO



TURBOHÉLICE N4S



DISEÑO - SISTEMAS



Electric Green Taxiing System

Rodaje eléctrico:

- Reducción de tiempos de maniobra más del 50%
- 4% menos de consumo total de fuel
- Disminución del ruido, contaminación, daños
- Sencillez de maniobra, más precisión
- Optimizado para aeropuertos de corto/medio recorrido
- Más seguridad en tierra



DISEÑO - SISTEMAS



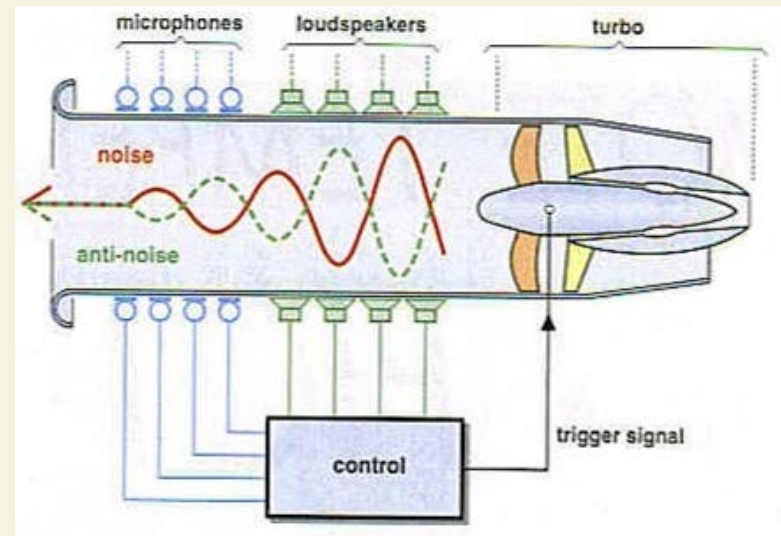
Active Noise Reduction

'Anti-Noise' panel:

- Gran reducción del nivel de ruido
- Paneles estrechos y ligeros
- Reducción significativa del consumo de fuel
- Actuadores individuales para garantizar el funcionamiento simple

ENVIsys:

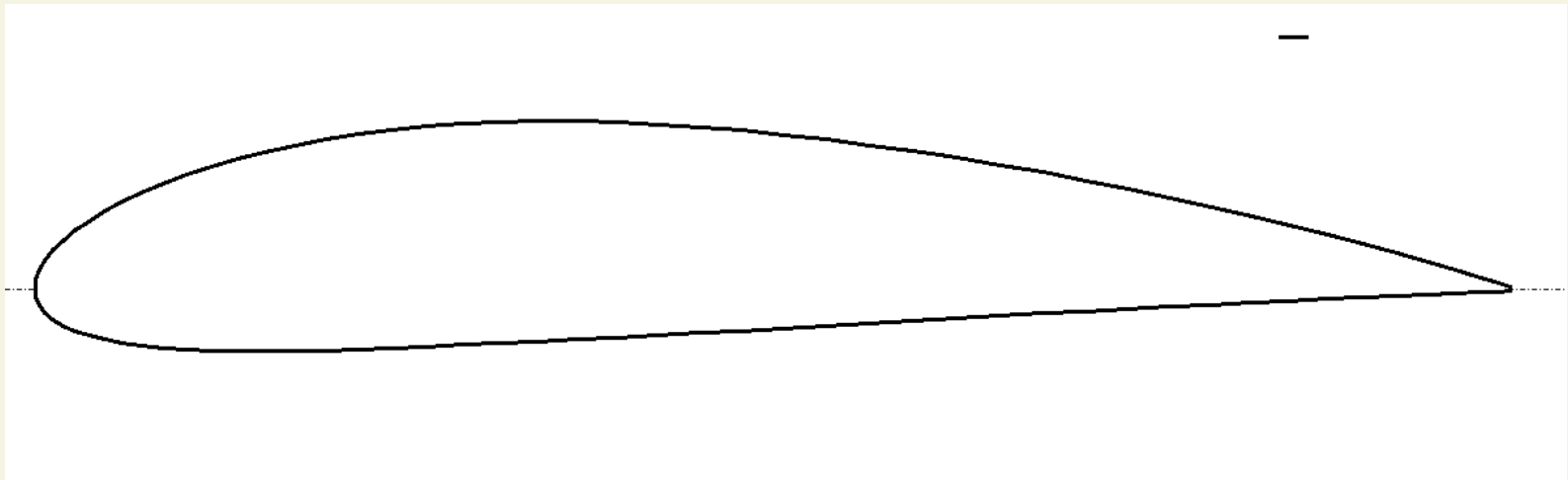
- Aislamiento del ruido estructural
- Actuadores pequeños
- Procesamiento digital del control de ruido



Aerodinámica



Geometría : perfil NACA 4415

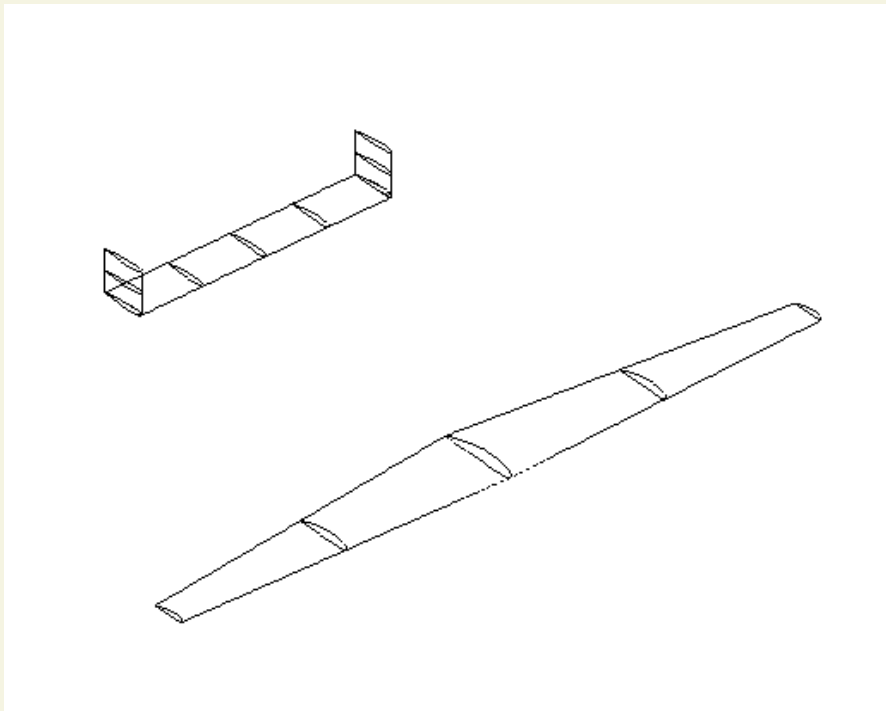


- CL_0 ALTO  MEJORAS EN CUANTO A ESTABILIDAD
- MEJOR CL_{MAX} SIN PENALIZAR EN EXCESO CL_α

Aerodinámica



Geometría : ala y estabilizadores



- $S = 62\text{m}^2$
- $\Lambda = 12\text{m}$
- Flecha en c/4 nula \longrightarrow eficiencia \uparrow
- Flecha en b.a. = $2,045^\circ$
- $b = 27,2763\text{m}$
- $E = 0,4$
- $Cr = 3,2418\text{m}$
- $Ct = 1,3\text{m}$
- $Xca = 0,8115\text{m}$
- $MAC = 2,4121\text{m}$

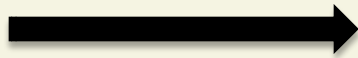
Estabilizadores \longrightarrow NACA 0012

Aerodinámica



Operaciones: despegue (TO) a 0 ft

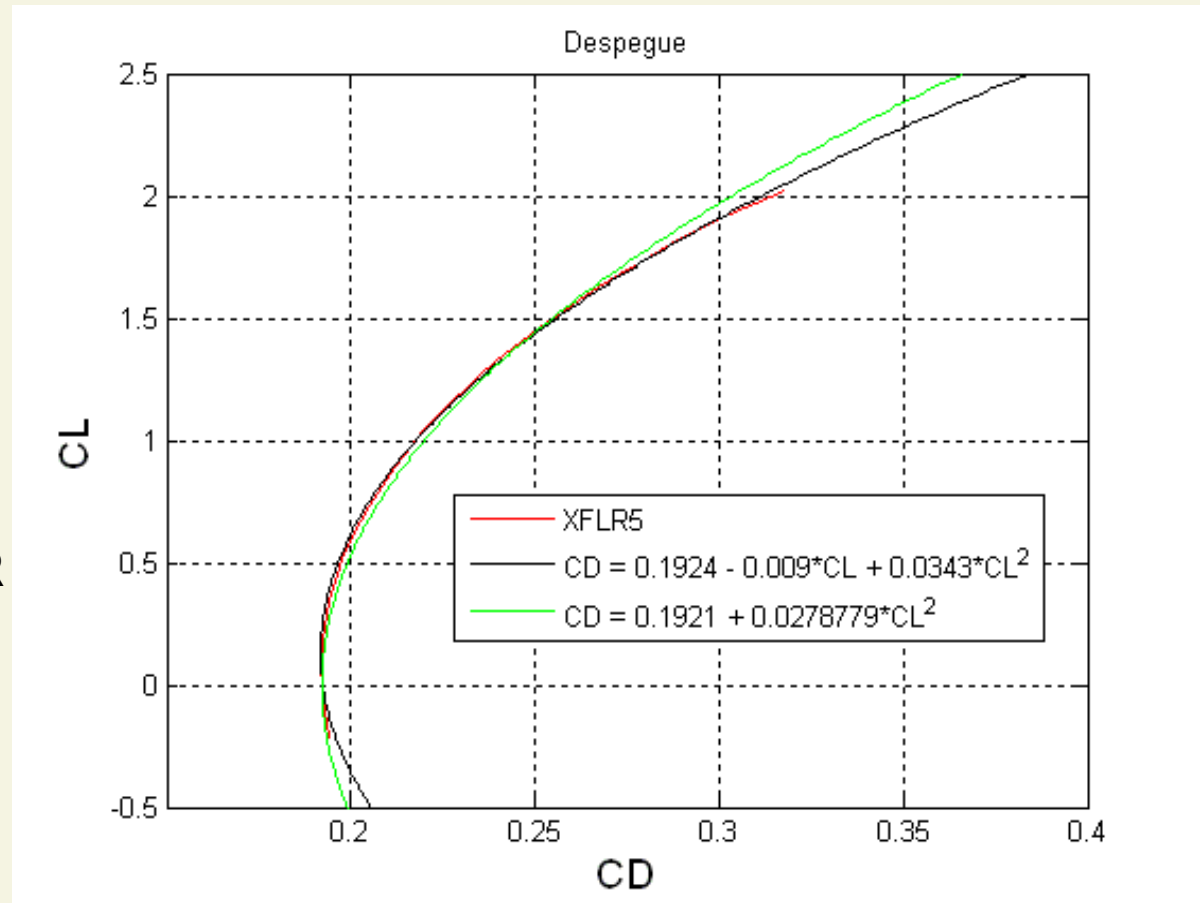
POLAR



CD0=0,1921

Configuración sucia

FLAPS SINGLE FOWLER



Aerodinámica



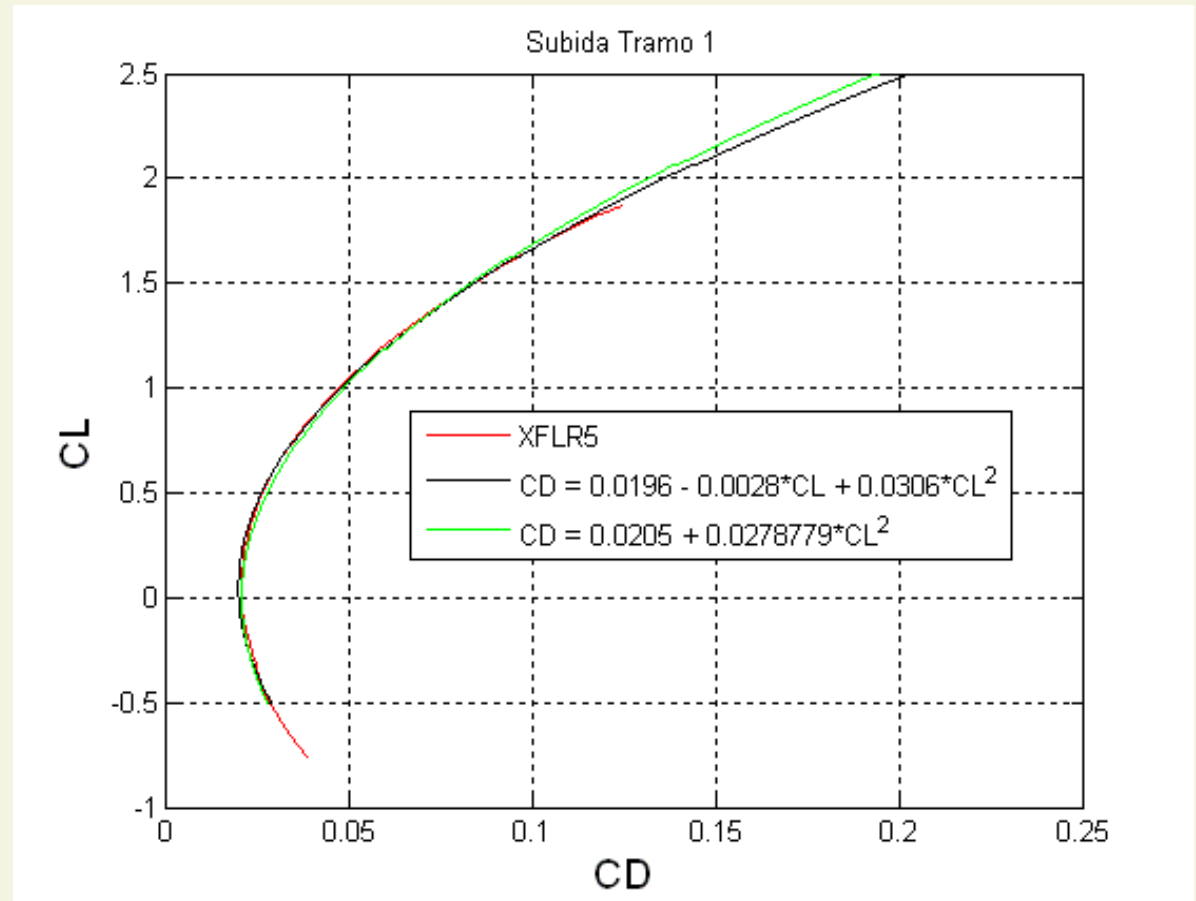
Operaciones: subida

POLAR



CD0=0,0205

CD0 va disminuyendo
conforme se sube



Aerodinámica



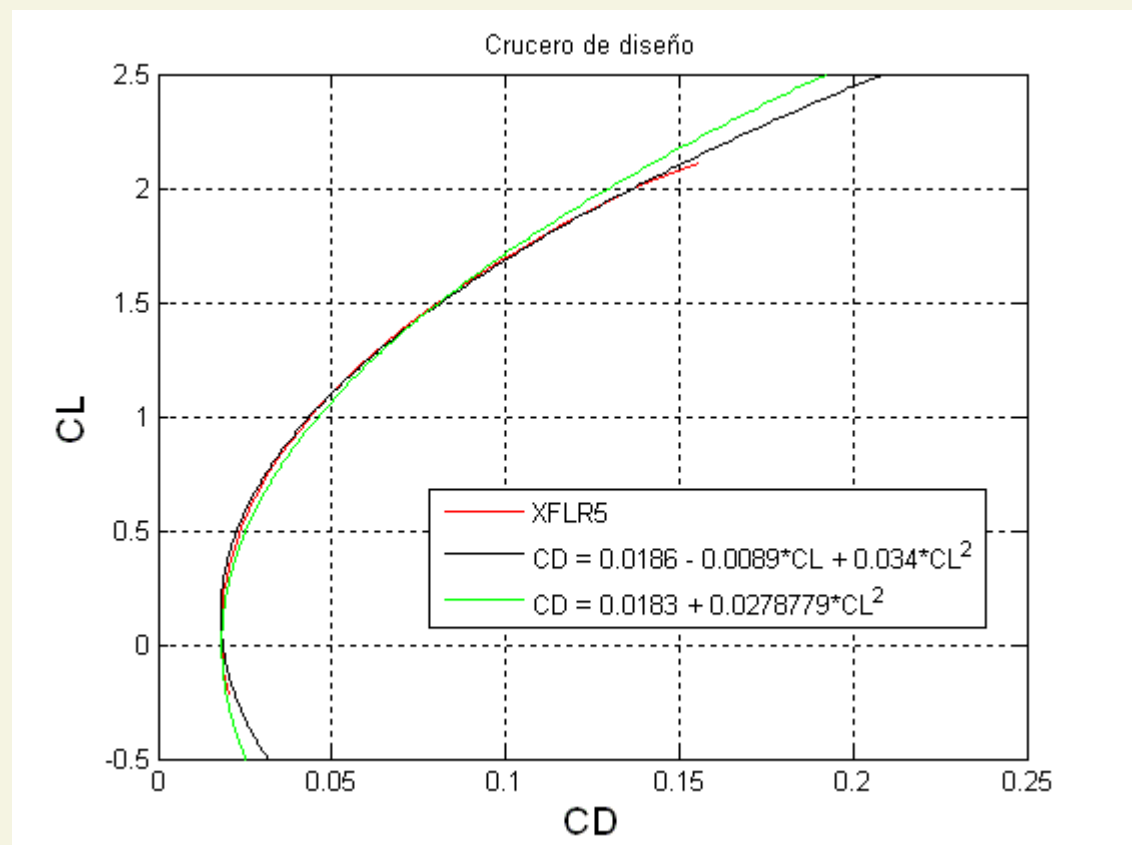
Operaciones: crucero de diseño

POLAR



CD0=0,0183

Mínimo valor de CD0



Aerodinámica



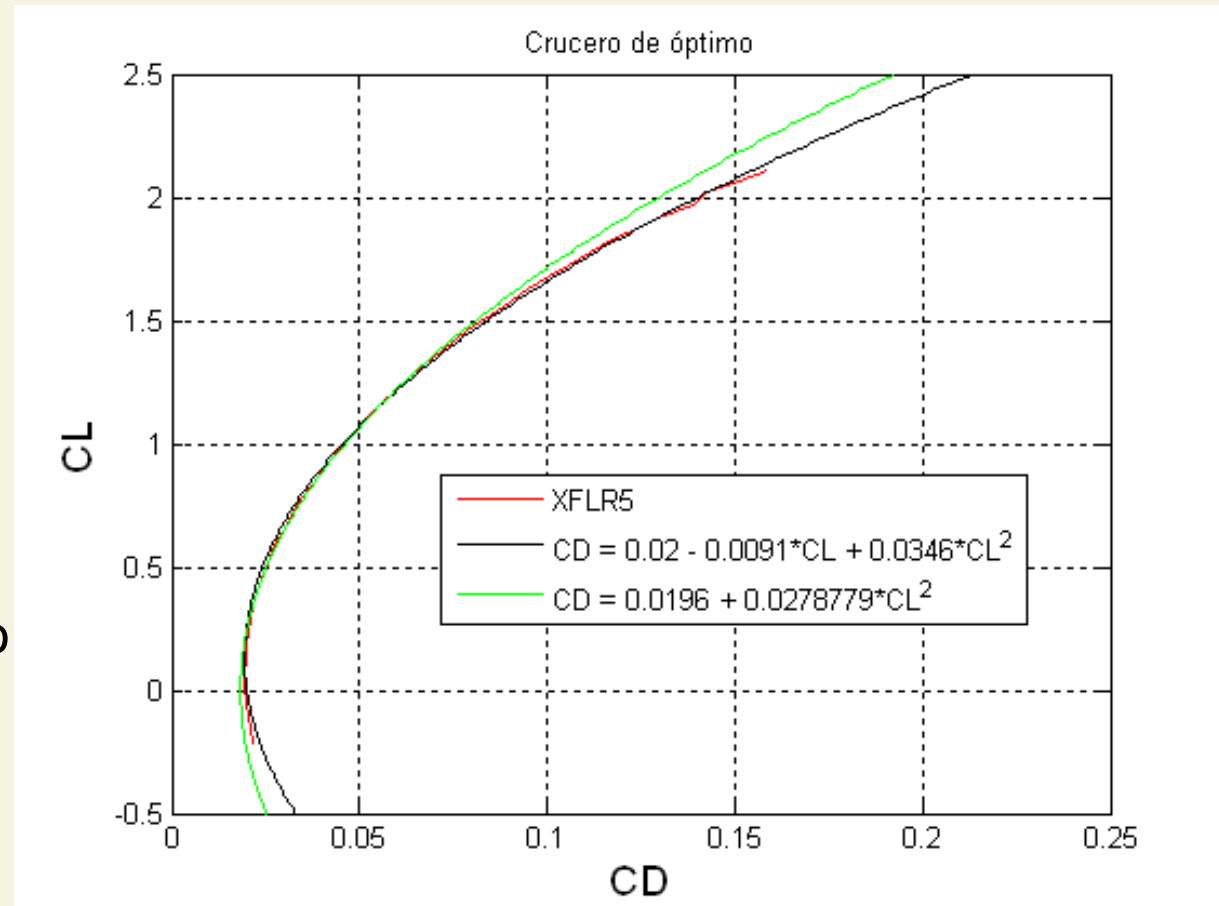
Operaciones: crucero óptimo

POLAR



CD0=0,0196

Mayor velocidad de vuelo



Aerodinámica



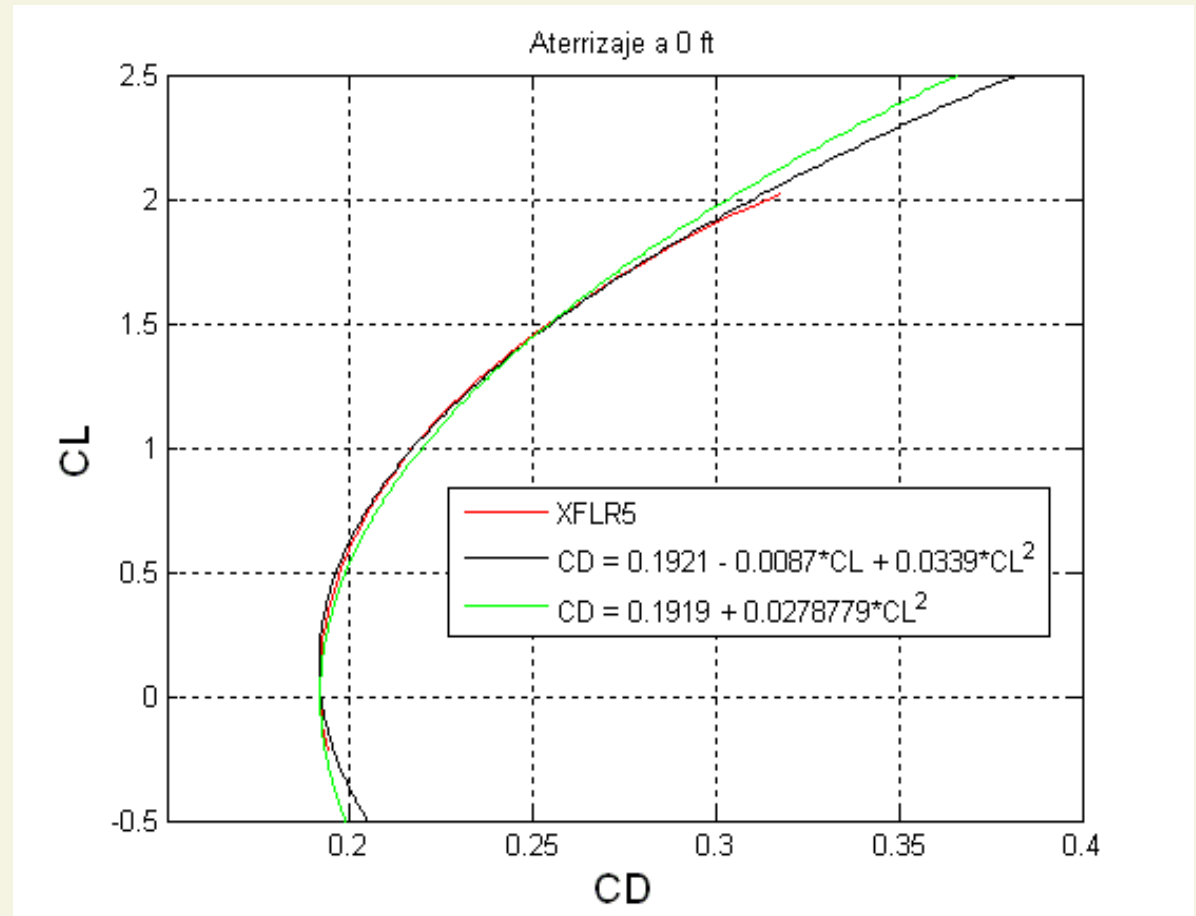
Operaciones: aterrizaje (LNDG) a 0 ft

POLAR



CD0=0,1921

FLAPS SINGLE FOWLER



Aerodinámica



Optimización eficiencia

- Proceso iterativo CD_0 : 0,03 \longrightarrow 0,0183
- Forma alar en planta
- Winglets

ESTABILIDAD



Superficies de Control

ALA	
Superficie Alar	$62m^2$
Superficie alerón	$7.6m^2$
Cuerda alerón	$0.56m$

ESTABILIZADOR HORIZONTAL	
Superficie HTP	$19.08m^2$
Superficie elevador	$4.77m^2$
Cuerda elevador	$0.445m$

ESTABILIZADOR VERTIAL	
Superficie VTP	$11.0m^2$
Superficie timón	$2.1m^2$
Cuerda timón	$0.445m$



ESTABILIDAD



MARGEN ESTÁTICO

Posición del ala

13.6m

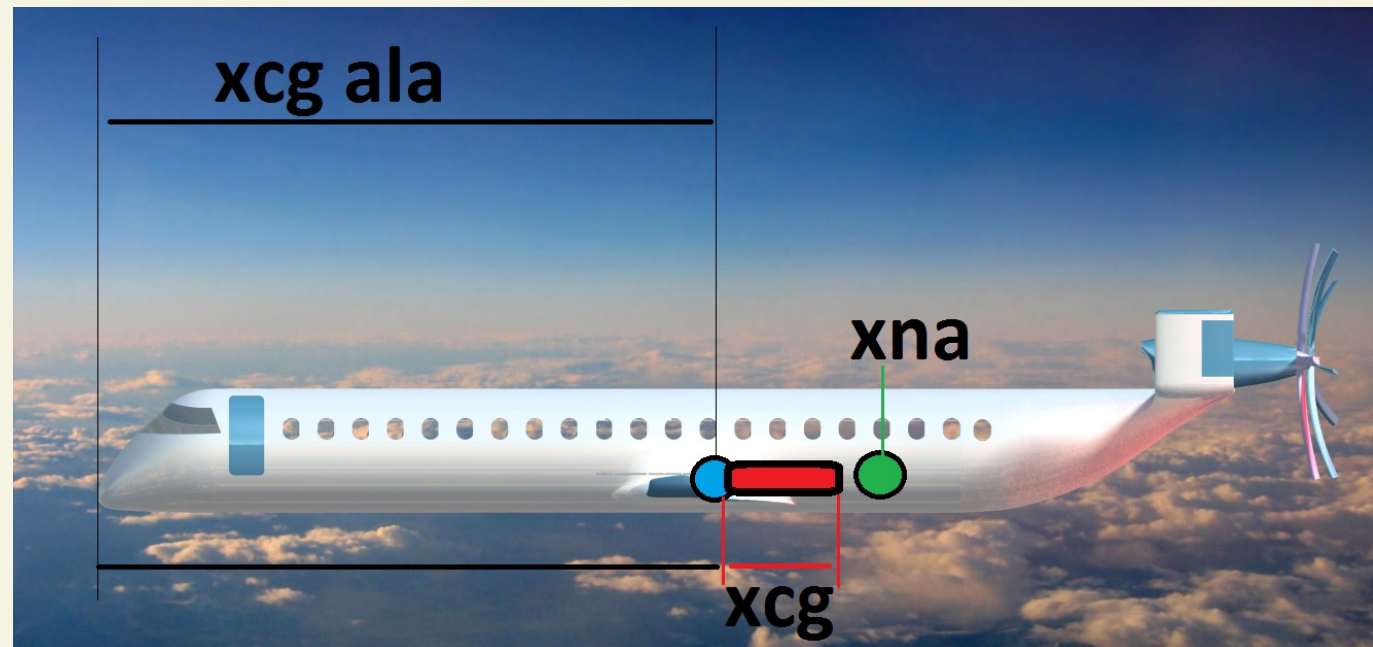
Posición del CG

13.7m – 14.6m

Posición del CA

14.7m

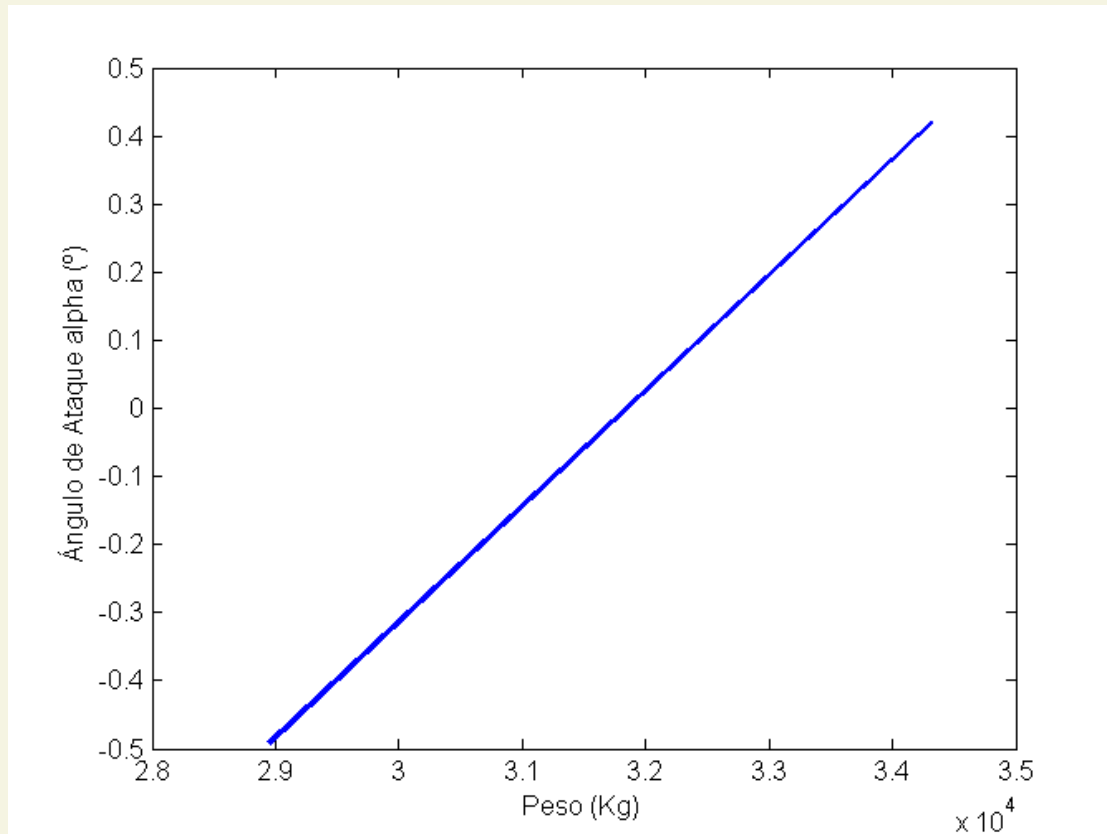
SM_{PL}	SM_{PL-Nf}	SM_{NPL}	SM_{NPL-Nf}	SM
41,2%	30,2%	21,95%	25,2%	23.00%



ESTABILIDAD



Trimado Longitudinal



Trimado Longitudinal

α_{TRIM}

δ_{TRIM}

$\pm 0.5^\circ$

0.400°

ESTABILIDAD



Trimado Lateral

Trimado Lateral

$\phi = 0^\circ$	$\phi = 5^\circ$	$\phi = 30^\circ$
$\beta = 0^\circ$	$\beta = -0.1575^\circ$	$\beta = -0.9037^\circ$
$\delta a = 0^\circ$	$\delta a = -0.0055^\circ$	$\delta a = -0.0318^\circ$
$\delta r = 0^\circ$	$\delta r = -0.2382^\circ$	$\delta r = -1.3663^\circ$

Velocidad Mínima de vuelo

$$V_{mc} = 38m/s$$

Caso fallo motor

$$\delta a = -0.03271^\circ$$

$$\delta r < \pm 12^\circ$$

Viraje Estacionario

$$n = 1.7, \quad \phi = 56^\circ$$

$$Rt = 990m$$

$$\beta = 0.2491^\circ$$

$$\delta a = -0.0327^\circ$$

$$\delta r = 0.2793^\circ$$



ESTABILIDAD



DERIVADAS DE ESTABILIDAD

Derivada de Estabilidad Longitudinal	Valor	¿Cumple criterio de Estabilidad?
Cd_{α}	13.2	-
$Cd_{\delta e}$	0	-
Cd_u	0	SI
Cl_0	0.35	-
Cl_{α}	5.1823	SI
$Cl_{\dot{\alpha}}$	17.89	-
$Cl_{\delta e}$	1.7066	-
Cl_q	23.5	-
Cl_u	0	-
Cm_0	-0.5599	SI
Cm_{α}	-1.03646	SI
$Cm_{\dot{\alpha}}$	17.893	-
$Cm_{\delta e}$	9.83	-
Cm_q	-108.5	SI
Cm_u	0	-
$Cm_{T\alpha}$	0	-
Cm_{Tu}	0.0561	-
CT_{xu}	-0.0561	-

Derivada de Estabilidad Lateral	Valor	¿Cumple criterio de Estabilidad?
Cl_{β}	-0.0536	SI
$Cl_{\delta a}$	0.750	-
$Cl_{\delta r}$	0.0180	-
Cl_p	-0.600	SI
Cl_r	0.1723	-
Cn_{β}	0.149	SI
$Cn_{\delta a}$	-0.0525	-
$Cn_{\delta r}$	-0.09742	-
Cn_p	2.1409	-
Cn_r	-0.0063	SI
Cy_{β}	-0.6324	SI
$Cy_{\delta a}$	0	-
$Cy_{\delta r}$	0.1567	-
Cy_p	0.9918	SI
Cy_r	0.4852	-

ESTABILIDAD



Estabilidad Dinámica

Autovalores Longitudinal			
S ₁	S ₂	S ₃	S ₄
-0.568 ± 0.467i		-0.0093 ± 0.0456i	

Autovalores Lateral-Direccional				
S ₁	S ₂	S ₃	S ₄	S ₅
0.000	-0.2369±0.5002i	0.168	-0.0516	

CUMPLE TODOS LOS REQUISITOS DE VUELO CIVIL FAR 23, FAR 25 Y VLA

- Fugoide: **ESTABLE**
 - ω_{PH} : **0.4927**
 - ξ_{PH} : **0.3182**
- Corto periodo: **ESTABLE**
 - ω_{sp} : **0.0465**
 - ξ_{sp} : **0.1998**
- Balanceo Holandés: **ESTABLE**
 - ω_{dr} : **0.441**
 - ξ_{dr} : **0.538**
- Espiral: **INESTABLE**
- Convergencia en balance: **ESTABLE**
 - **Tr=19.37s**

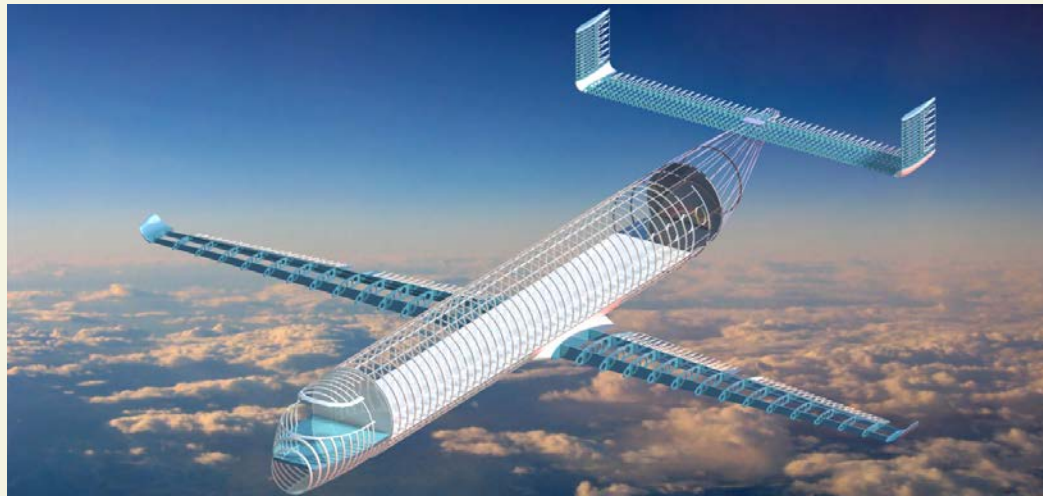
Estructuras



Principales cambios efectuados

En el área de Estructuras, los principales cambios efectuados han sido:

- Reducción de peso debida a los **materiales compuestos**
- Reducción de peso debida al **arriostramiento interno** del ala
- Cálculo de las principales cargas del avión, con el consiguiente uso de **refuerzos** en las distintas zonas



Estructuras



Pesos (Kg)

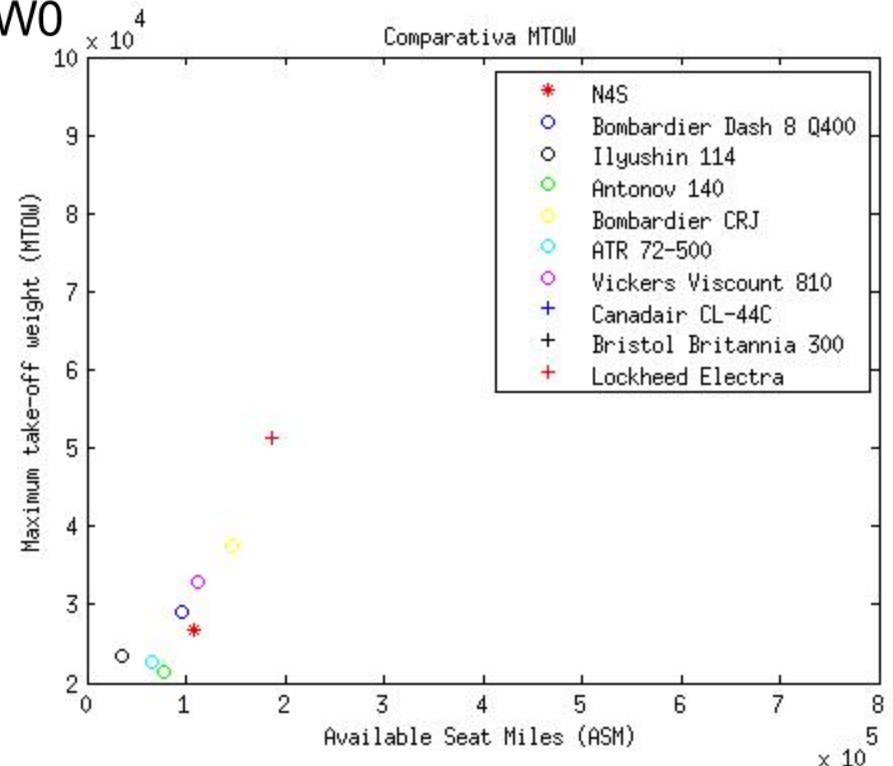
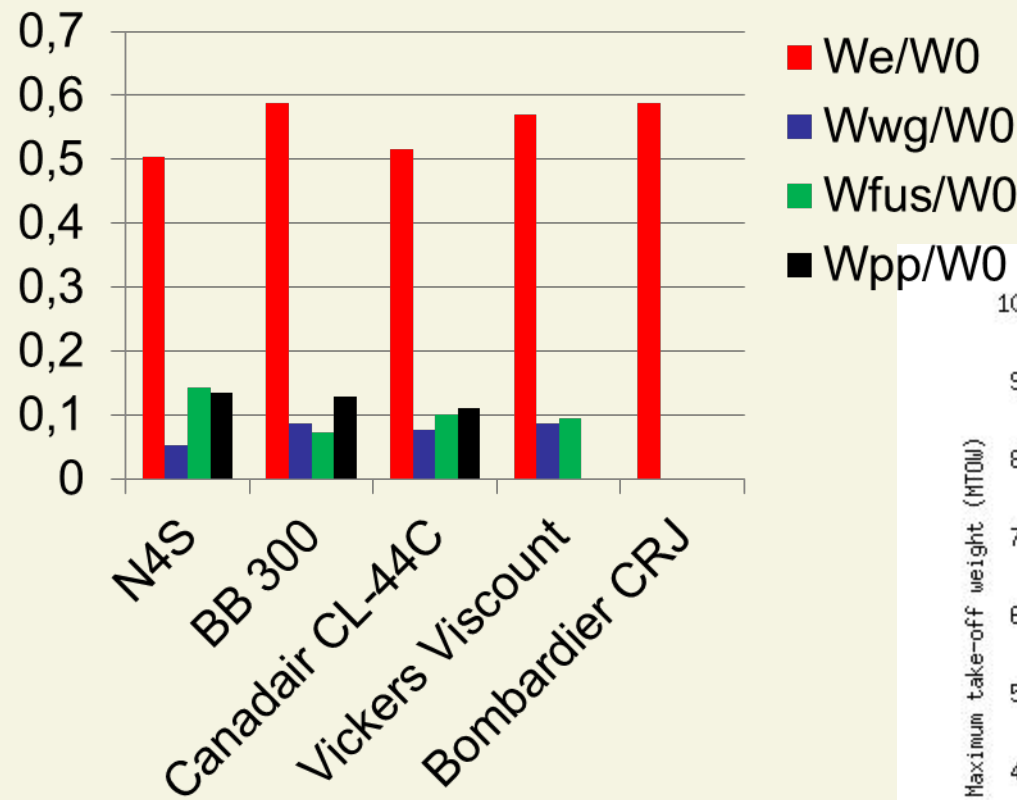
Elementos		3º Revisión	Revisión Final	Reducción
Carga de Pago		6692.8	6692.8	0 %
Tripulación		412	412	0 %
Combustible		6274.6	5113	18.51 %
Estructuras	Total	12034	10107	16.01 %
	Ala	2115.2	1418.1	32.96 %
	Estabilizador Horizontal	238.5	206.25	13.52 %
	Estabilizadores Verticales	150.77	128.2	14.97 %
	Fuselaje	4166.7	3810	8.56 %
	Tren de aterrizaje	988	924.34	6.44 %
	“Góndolas”	715	595.52	16.71 %
	Motores (x2)	1830	1512	17.37 %
Sistemas		3427.7	3408.4	0.56 %

Estructuras



Comparación del N4S con otros modelos

$W_0 = 25732 \text{ kg}$

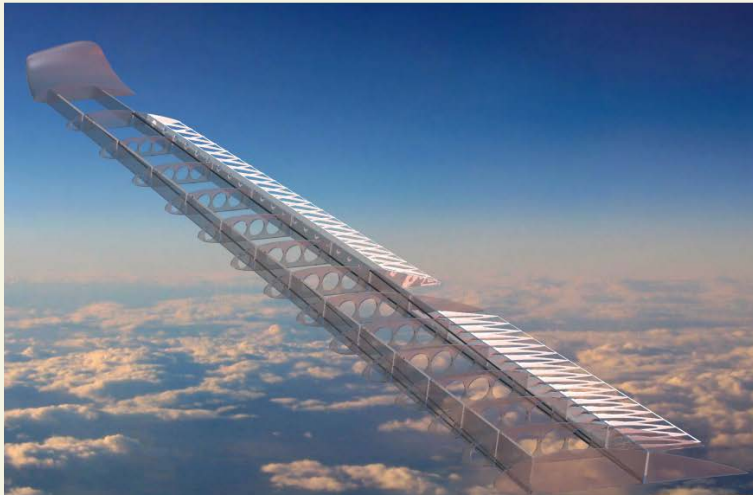


Estructuras



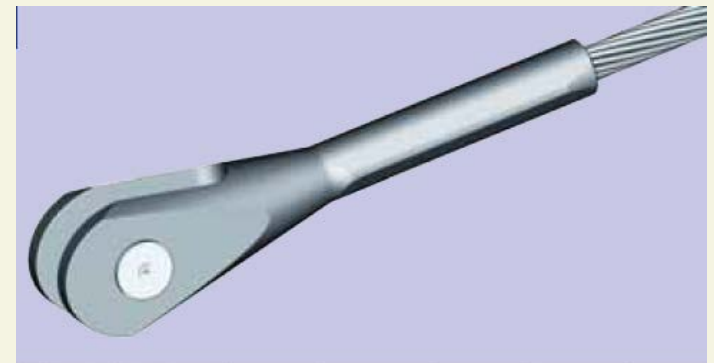
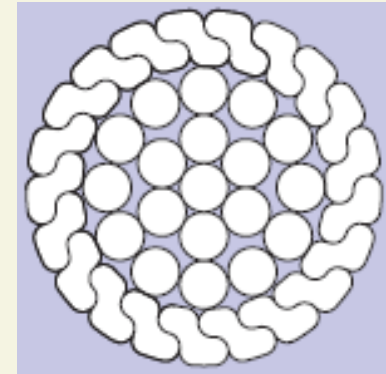
Arriostramiento

Una de las principales características del N4S es el uso de cables internos en las alas para evitar el uso de larguerillos.



Las ventajas que presenta son una reducción del coste de mantenimiento y del peso.

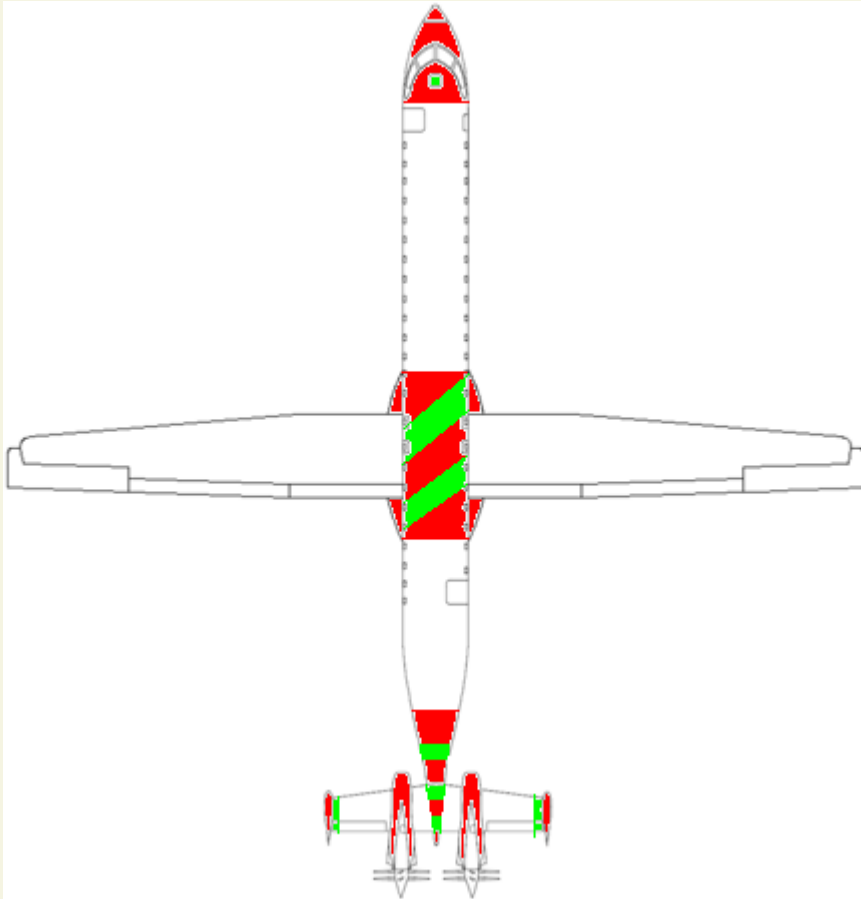
Los cables usados son capaces de soportar hasta 20000 kN y son resistentes a la corrosión.



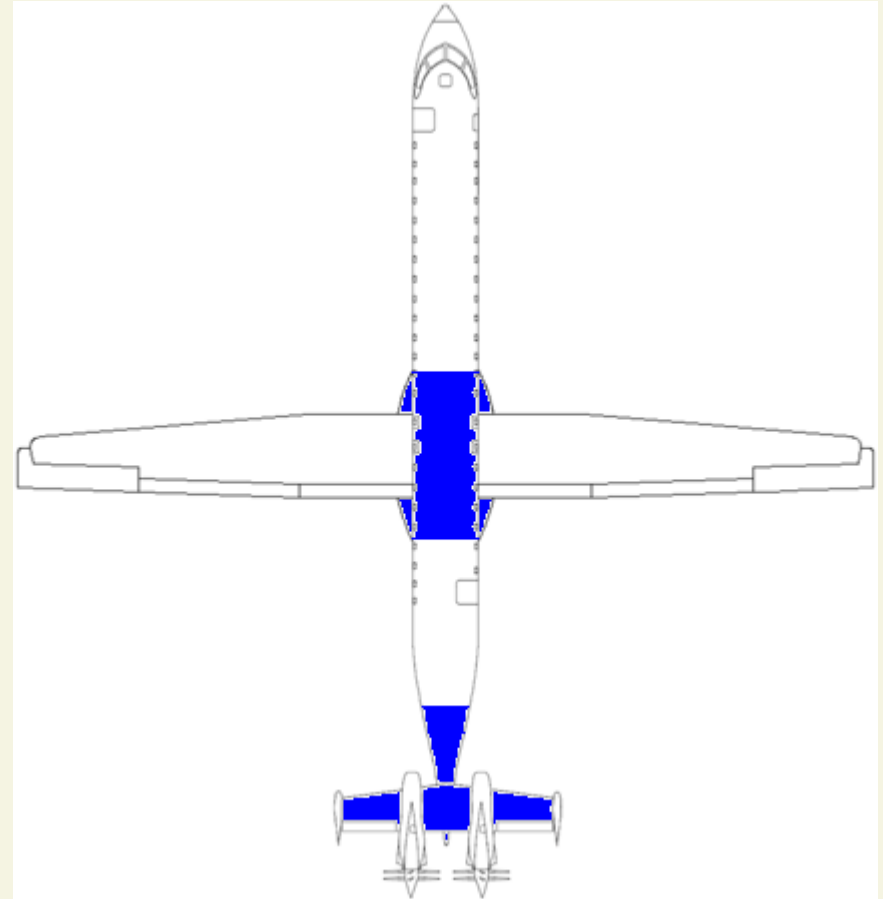
Estructuras



Zonas de cargas y refuerzos



Verde: Cargas Aerodinámicas
Rojo: Cargas estructurales



Zonas de Refuerzos más destacables

Propulsión



Europrop
TP 400-R



+
MODIFICACIONES



OPEN FAN



Propulsión



Europrop TP 400-R



CARACTERÍSTICAS	
F=0.8	
Psl	8800 hp
CPsl	0,39 lb/(hr*hp)
Configuración Bimotor	
Diámetro de Palas	4,35 m

Propulsión

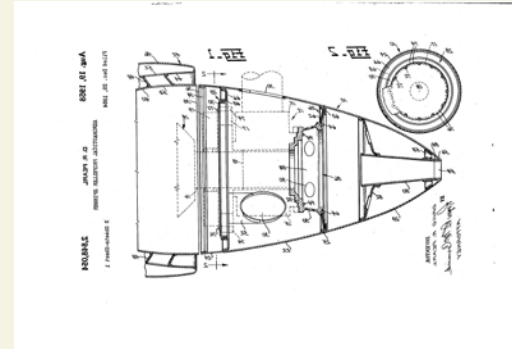


MODIFICACIONES

- Configuración Propulsora



- Spinner Hueco



- Hélice Contra-rotativa



- Distinto número de palas (4-5)



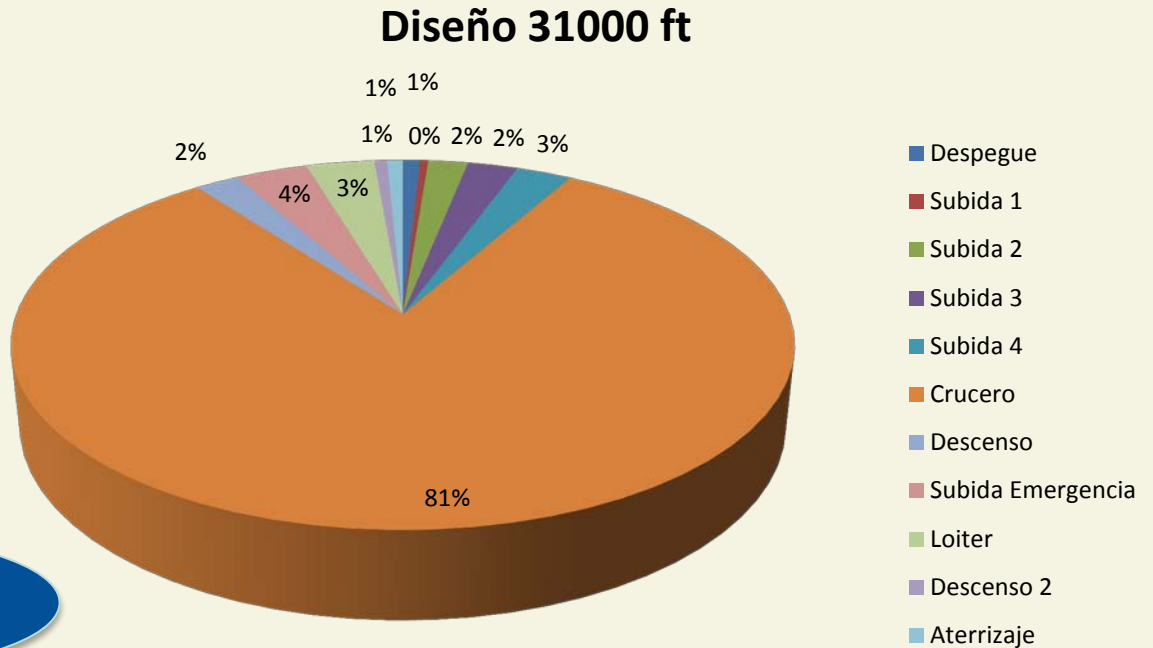
Propulsión



Consumo de combustible. Misión Diseño

h=31000 ft M=0,68	
SEGMENTO DE VUELO	COMBUSTIBLE (kg)
Despegue	42,977
Subida 1	19,74
Subida 2	98,23
Subida 3	123,80
Subida 4	137,57
Crucero	4160,2
Descenso	108,78
Subida Emergencia	178,56
Loiter	168,14
Descenso 2	31,50
Aterrizaje	38,98
total	5108,47

5108,47 kg

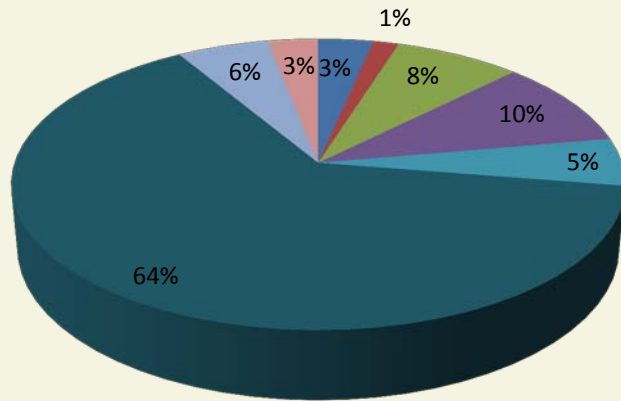


Propulsión



Consumo de combustible

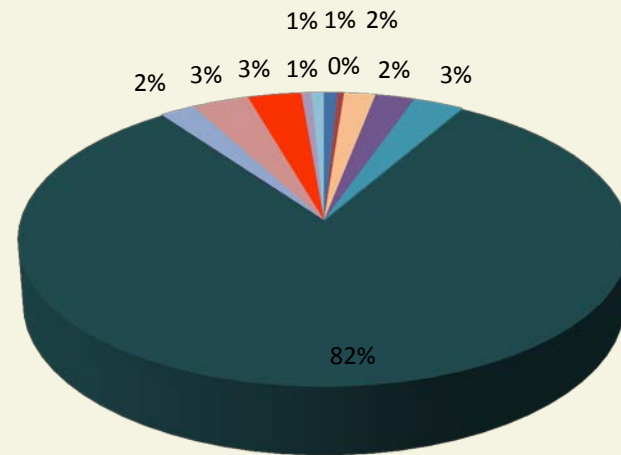
Económica 25000 ft



- Despegue
- Subida 1
- Subida 2
- Subida 3
- Subida 4
- Crucero
- Descenso
- Aterrizaje

TOTAL= 1279,75 kg

Misión Óptima



- Despegue
- Subida 1
- Subida 2
- Subida 3
- Subida 4
- Crucero
- Descenso
- Subida Emergencia
- Loiter
- Descenso 2
- Aterrizaje

TOTAL= 5251,65 kg

Propulsión



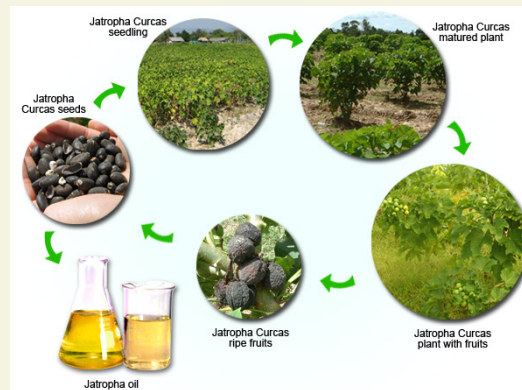
Estudio Diferentes Combustibles. Misión Diseño

TIPO	Hp (MJ/kg)	KILOS TOTALES
JP-4	42,800	5108,469
JP-7	43,500	5026,264
BIOTURBOSINA	44,300	4935,50
H2 LÍQUIDO	120,070	1820,96

JP7



BIOTURBOSINA



H2 LÍQUIDO



Actuaciones



Despegue

	a) 0'	b) 7800'
W/P	0.0366	0.0399
V_{STALL}	43.11 m/s	46.95 m/s
S_T	1166.9 m	980.41 m

Aterrizaje

	a) 0'	b) 7800'
Ang. Aprox.	5°	5°
V_{STALL}	36.79 m/s	40.06 m/s
S_T	1178.1 m	1304.3 m

Actuaciones



Subida

Tramo (ft)	Velocidad(m/s)	Gamma(°)	Tiempo(s)	Distancia(km)
35-1500	85.0396	6	50.2355	4.248
1500-10000	105.5555	5.6	261.4325	26.423
10000-20000	141.3888	4	309.0404	43.588
20000-31000	141.3888	3.5	362.7759	63.975

Reducción de velocidad,
respecto crucero, en el último
tramo para subir más rápido

Subida final hasta 25000 ft para
la misión económica

CASM

Actuaciones



Crucero

Misión	Alcance máximo	Autonomía máxima
Diseño	3864.5 km	9.31 horas
Económica	799.4 km	1.36 horas

Perfil de vuelo	Altura de crucero	Mach de vuelo
Diseño	31000 ft	0.68
Económica	25000 ft	0.68

Disminución del consumo con la altura

Para la misión económica no compensa subir tanto

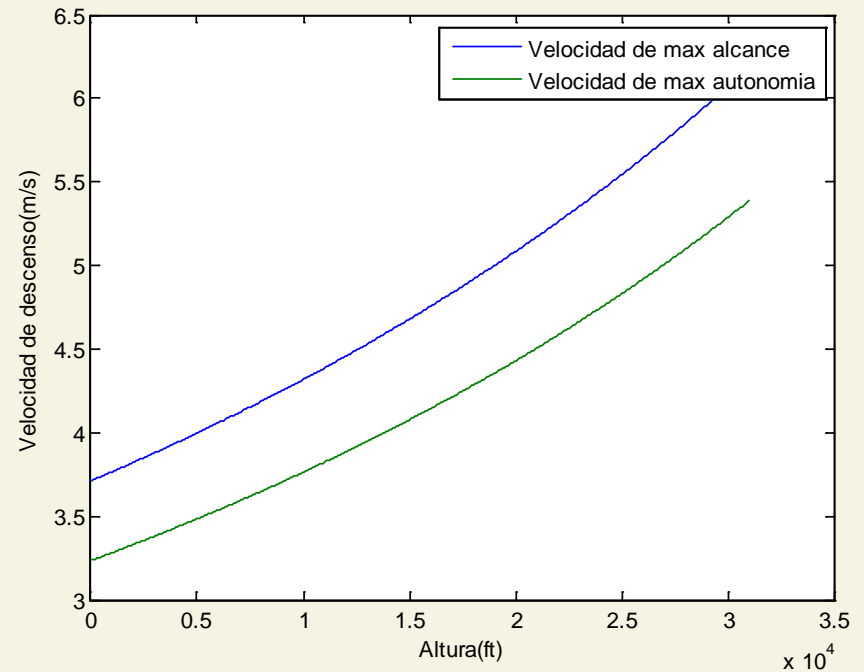
Disminución del tiempo de vuelo → CASM

Actuaciones



Descenso

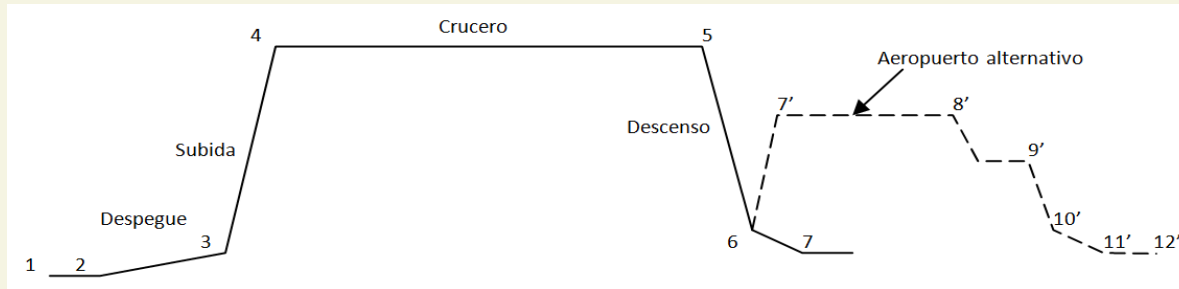
Misión	Gamma de descenso	Velocidad de descenso
Diseño	3°	4.96 m/s
Económica	2.618°	4.68 m/s



Actuaciones



Loiter



Crucero a 20000 pies

Velocidad = V.max autonomía = 84.07 m/s
Autonomía = 30.41 minutos

Vuelo de espera durante 30 min a
1500 pies

Velocidad = V.max autonomía = 62.48 m/s
Alcance = 156.53 km

Actuaciones



CASM

Perfil de vuelo	Altura de crucero	Mach de vuelo
Diseño	31000 ft	0.68
Económica	25000 ft	0.68
Óptima	32000 ft	0.72



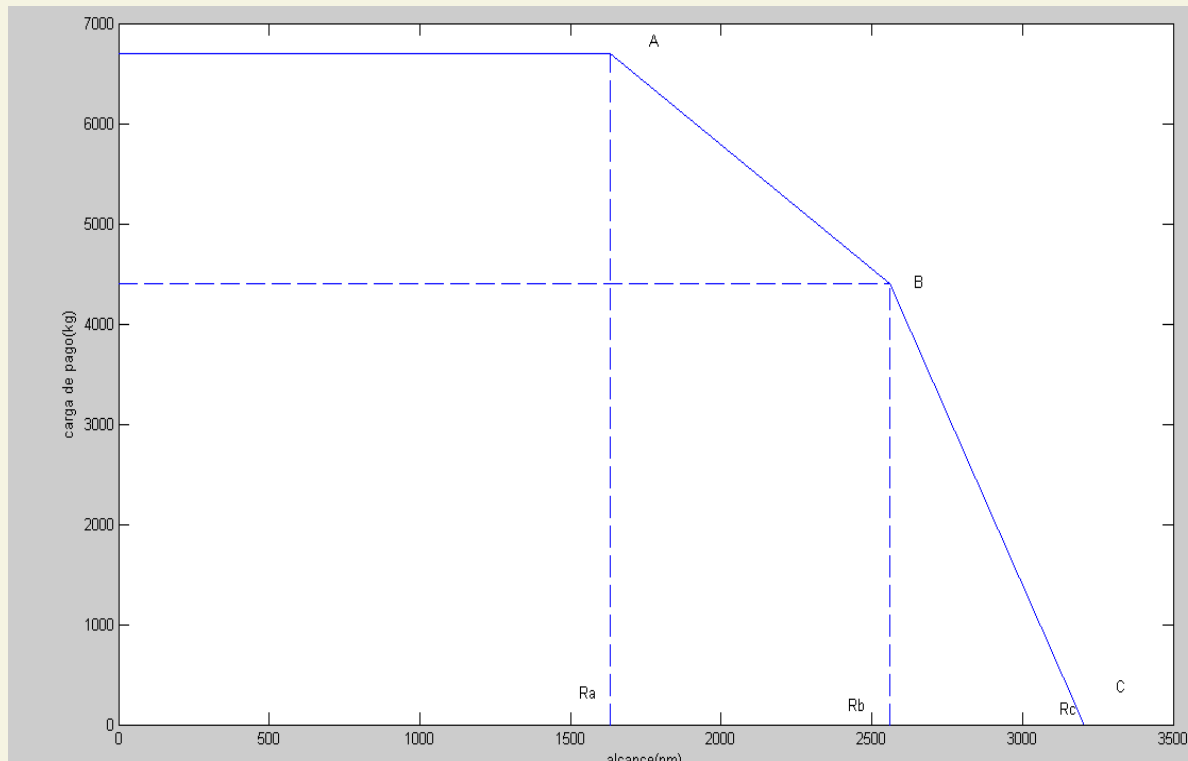
Sacamos partido a nuestra superioridad en potencia

Misión	CASM (céntimos\$)
Diseño	18.50
Económica	18.28
Óptima	18.18

Actuaciones



Diagrama carga de pago- radio de acción

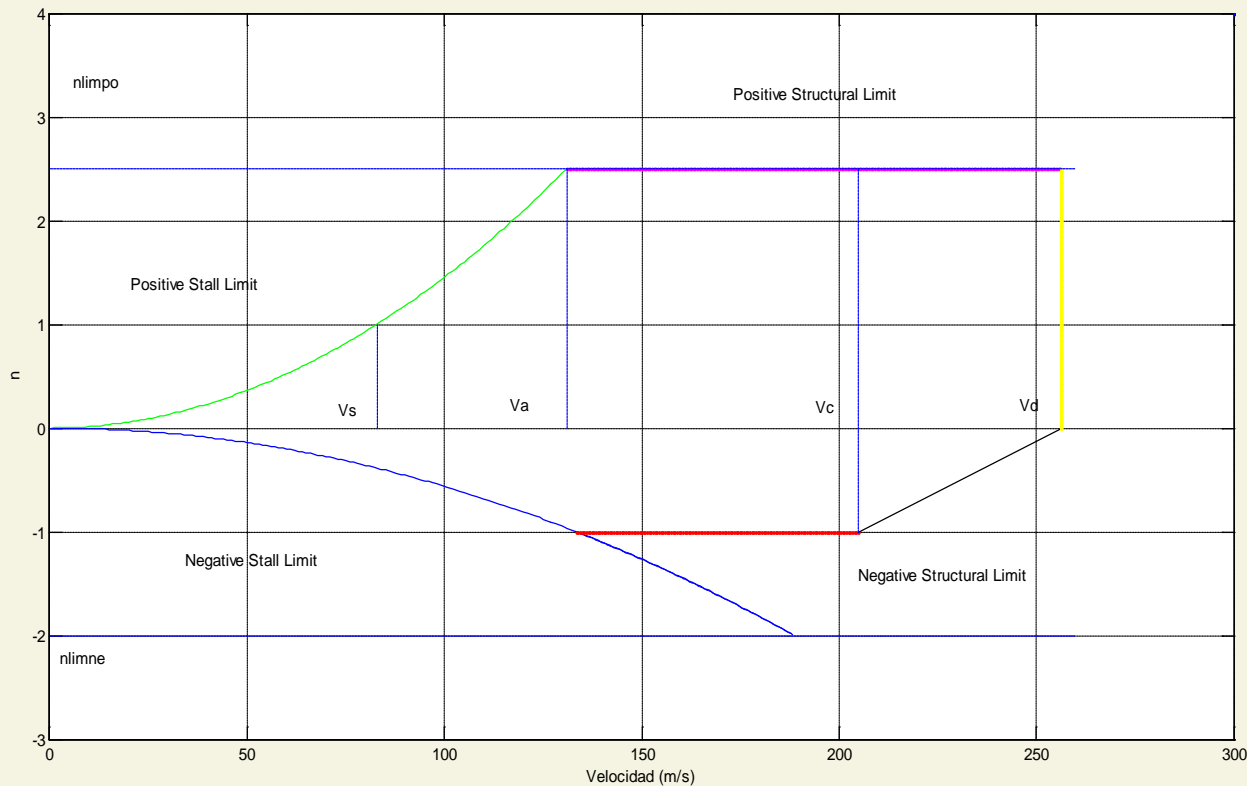


Punto	Carga de pago(kg)	Range (m)
A	6692.8	1631.5
B	4395.7	2558.9
C	0	3205.5

Actuaciones



Diagrama V-n



	V(m/s)
Vs	82.92
Va	131.11
Vc	205.26
Vd	256.25

CONCLUSIÓN



Entonces,

¿Por qué es el mejor?

CONCLUSIÓN



Entonces,

¿Por qué es el mejor?

Porque cada departamento se ha asegurado de ello.

CONCLUSIÓN



Diseño



Diseño moderno y atractivo (ala baja)

Motores en cola
(disminuyen ruido)

CONCLUSIÓN



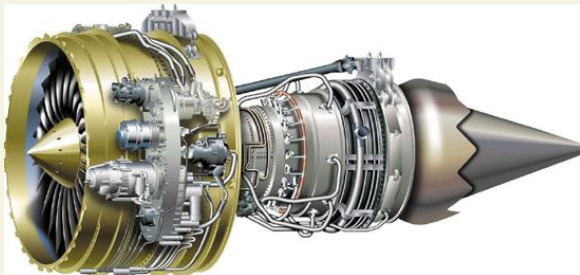
Propulsión

Europrop TP 400-R



**390 kg más
por motor**

GE CF34-8C5
(BOMBARDIER CRJ 705)



EUROPROP TP-400-R	GE CF34-8C5
POTENCIA NIVEL DEL MAR (hp)	✓
8800	14500
CONSUMO ESPECÍFICO (lb/(hr*hp))	✓
0,39 + mejoras	0,39
PESO EN VACÍO DEL MOTOR (lb)	✗
3333,6	2470
LONGITUD (in)	=
128	128,1
DIÁMETRO (in)	✓
33,79	52

**MENOR CONSUMO PARA LA
MISMA DISTANCIA**

CONCLUSIÓN

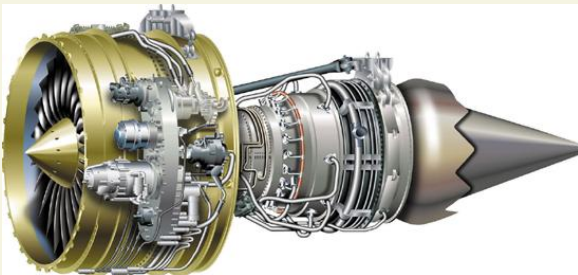


Actuaciones

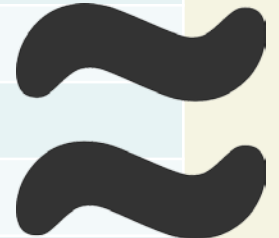
Europrop TP 400-R



GE CF34-8C5
(BOMBARDIER CRJ 705)



EUROPROP TP-400-R	GE CF34-8C5
RANGO DE LA MISIÓN DE DISEÑO (mn)	
1600 + EMERG	1800
ALTURA CRUCERO (ÓPTIMA) (ft)	
32000	37000
VELOCIDAD DE CRUCERO (ÓPTIMA) (m/s)	
216,3878	238,05



- SE CONSIGUE APROXIMAR AL RANGO DE VELOCIDADES DE UN TURBOFAN
- MANTENER LA ALTITUD DE VUELO DE UN TURBOFAN
- MANTENER LA DISTANCIA DE LA MISIÓN MEJORANDO LOS KILOS DE COMBUSTIBLE

CONCLUSIÓN



Estabilidad

El N4S es un avión más compacto que el avión modelo, Bombardier CRJ 705, con todo lo que esto aporta; más maniobrabilidad, potencia de control, menos posibilidad de riesgo de entrada en pérdida de la cola, debido a que el Bombardier tiene cola en T y el N4S no.



CONCLUSIÓN

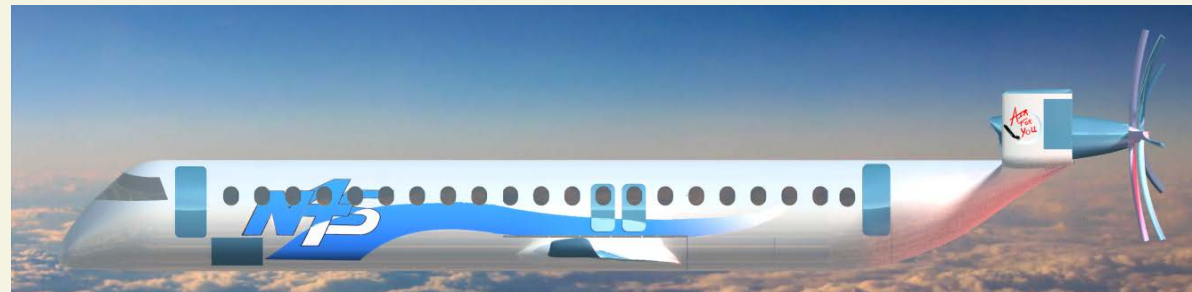


Estructuras

El CRJ705 tiene un ASM un 26.47% mayor que el N4S, pero el peso en cambio es un 31.24% mayor.

Proporcionalmente el N4S tiene **mejores características en cuanto al peso al despegue.**

En el caso del peso en vacío, para la misma diferencia de ASM, la diferencia es del 36.93%.





MUCHAS GRACIAS

