

# ESIPROP E32-AFO

El avión que establecerá el estándar de la  
aviación regional del siglo XXI

# Departamento de estructuras



# Estructuras: Comparativa de pesos

Revisión 1	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Métodos Estadísticos</li> <li>• Peso en vacío: 16000 kg</li> </ul>	Peso de inicio: 25000 kg
Revisión 2	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Multiplicadores Lineales</li> <li>• Peso en vacío: 23800 kg</li> </ul>	Peso de inicio: 38700 kg
Revisión 3	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Método GD, USAF, Alternativo.</li> <li>• Peso en vacío: 25700 kg</li> </ul>	Peso de inicio: 41000 kg
Revisión final	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Método GD, USAF, Alternativo, Roskam.</li> <li>• Peso en vacío: 20500 kg</li> </ul>	Peso de inicio: 34900 kg

# Estructuras: Refuerzos

- Incremento de peso asociado a refuerzos.

Componente	Coef. refuerzo	Superficie reforzada	Incremento de peso (kg)
Ala	1,2	10 %	400
Fuselaje	1,2	35 %	1900
Estabilizador horizontal	1,2	5 %	30
Estabilizador vertical	1,2	10 %	50

- Refuerzo importante en fuselaje  $\Rightarrow$  Presurización a menor altura (comodidad)
- Incremento  $\Rightarrow$  6,3 %

# Estructuras: Materiales Compuestos

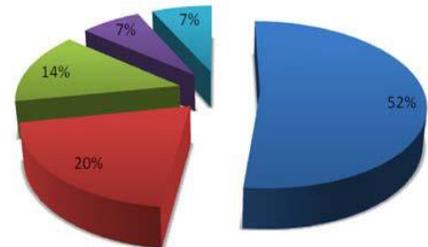
- Reducción de peso estructural.
- Elección de materiales basada en A350 XWB.

Componente	Material compuesto	Reducción de peso (kg)
Ala	67 %	850
Fuselaje	70 %	1300
Estabilizador horizontal	90 %	95
Estabilizador vertical	90 %	130

- Reducción → 6,5 %

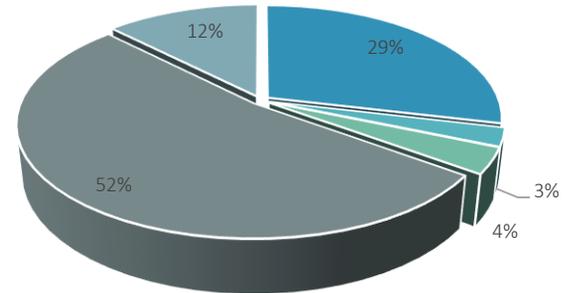


■ Material Compuesto ■ Aluminio ■ Titanio ■ Acero ■ Otros



# Estructuras: Pesos estructurales

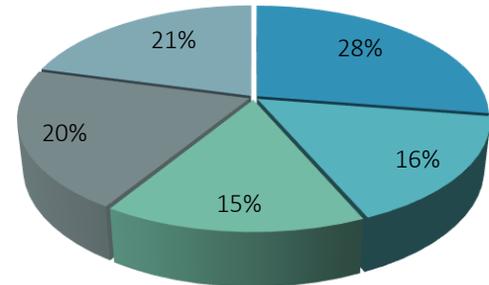
Pesos estructurales	Peso (kg)
Ala	2750
Estabilizador horizontal	250
Estabilizador vertical	350
Fuselaje	5050
Tren de aterrizaje	1200
<b>Total pesos estructurales</b>	<b>9600</b>



- Ala
- Estabilizador horizontal
- Estabilizador vertical
- Fuselaje
- Tren de aterrizaje

# Estructuras: Distribución de pesos

Pesos totales	Peso (kg)
Peso estructural	9600
Planta propulsora	5600
Sistemas fijos	5400
Carga de pago + Tripulación	7100
Combustible	7200
<b>Total peso</b>	<b>34900</b>



- Pesos estructurales
- Peso planta propulsora
- Peso de los sistemas fijos
- Carga de pago + Tripulación
- Combustible

# Estructuras: Comparación

	<b>E32</b>	<b>FOKKER 100</b>
Capacidad	68-76 pasajeros	85-118 pasajeros
Longitud	32,50 m	36 m
Envergadura	30 m	28 m
Peso estructura	9600 kg	13000 kg
Peso motores	5600 kg	5300 kg
Pesos sistemas	5300 kg	5700 kg
Peso en vacío	20.500 kg	24.000 kg
Peso de inicio	34.900 kg	43.400 kg

# Estructuras: Centro de gravedad

En vacío	16,1 m
Con carga y sin combustible	15,90 m
Sin carga y con combustible	16,07 m
Con carga y con combustible	15,92 m

## Evolución del cdg

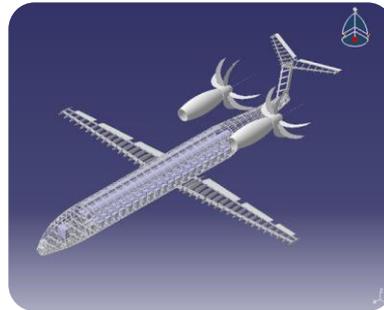


El centro de gravedad permanece constante a lo largo de toda la misión.

# Estructuras: Estructura Interna

## Ala:

- Forma en planta trapezoidal.
- Tres largueros (15%, 35% y 60% de la cuerda).
- Costillas (cada 44 cm).
- Revestimiento de espesor uniforme.



## Fuselaje:

- Monocasco con morro elipsoidal.
- 4 largueros (larguerillos cada 15°).

## Tren de aterrizaje:

- Tipo triciclo.
- Configuración retráctil.

## Tanque de combustible:

- Tipo integral.
- Uno en cada ala y en la zona central del fuselaje.

# Estructuras: Cargas soportadas

- **Aerodinámicas:** Debidas a la acción del aire o flujo. Pueden ser cargas de maniobra y cargas debidas al movimiento de alerones, estabilizadores...
- **De Inercia:** Debidas a la resistencia que opone la aeronave a la aceleración.
- **Causadas por sistema propulsivo:** Son las cargas de tracción o empuje, cargas de inercia, giroscópicas, impuestas por el par motor y por paradas súbitas del motor.
- **En Tren de aterrizaje:** Muy diversas. Absorbe el impacto del aterrizaje y la energía cinética en el descenso.

# Departamento de aerodinámica

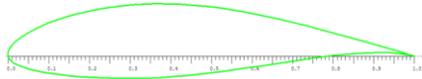
# Comparativa con aviones existentes

Avión	b (m)	S (m <sup>2</sup> )	$\Lambda = b^2/S$
ATR 72	27,05	61	12
Sukhoi Superjet	27,8	56,36	13,71
SAAB 2000	24,76	55,7	11
Ilyushin Il-18	37,40	140	10
			<b><math>\Lambda \sim 12</math></b>

Avión	W TO (N)	S (m <sup>2</sup> )	W/S (Pa)
ATR 72	225.630	61	3.760,5
Sukhoi Superjet	210.915	56,36	3.742,28
SAAB 2000	225.630	55,7	4.050,81
Ilyushin Il-18	627.840	140	4.484,57
			<b><math>\frac{W}{S} \sim 4.009,54</math></b>

# Elección del perfil

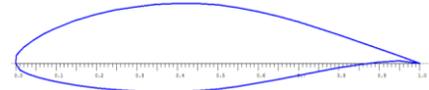
63<sub>2</sub>-615



4412



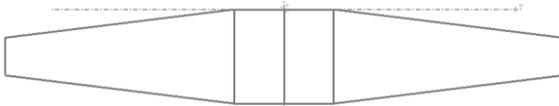
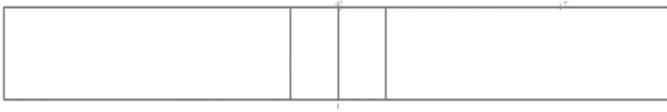
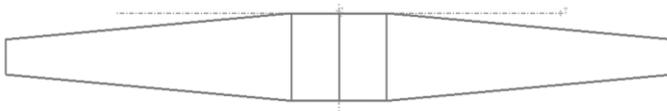
65<sub>3</sub>-618



Perfil	$C_{l\alpha}$ [1/rad]	$\alpha_{SN}$ [°]	$C_{l_0}$ [1/rad]	$C_{l_{max}}$ [1/rad]	$\alpha_{max}$ [°]	$\alpha_{opt}$ [°]
63 <sub>2</sub> – 615	5,73	-4,6	0,55	2	20	3
4412	5,9	-5	0,5	2,05	20	5
65 <sub>3</sub> – 618	5,1	-4,7	0,55	2	23	2

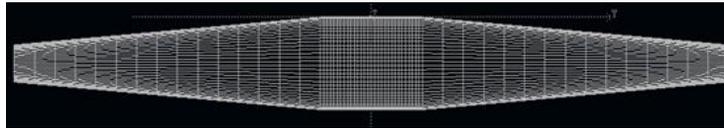
# Comparativa alas

Superficie alar: 71,75 m<sup>2</sup>



	$C_{L\alpha}$ [1/rad]	$C_{L0}$	$C_{Lmax}$	$L/D _{opt}$
E = 0,4 b = 30m AR=12,5	5,15	0,45	1,85	47
E = 1 b = 30m AR=12,5	4,95	0,4	1,7	45
E = 0,4 b = 24m AR = 8	4,5	0,37	1,7	37

# Ala definitiva



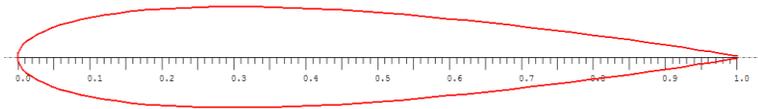
Superficie	71,75 m <sup>2</sup>
Superficie expuesta	61,127 m <sup>2</sup>
Envergadura	30 m
Alargamiento	12,54
Estrechamiento	0,4

MAC	2,551 m
Cuerda en la raíz	3,219 m
Cuerda en la punta	1,288 m
Flecha (1/4 c)	2,15°
Semi-quebro	0,5 m

# Estabilizadores

Perfil NACA 0012

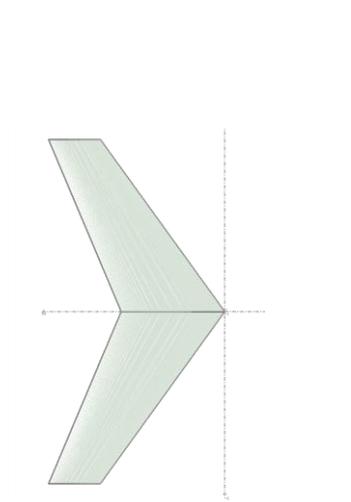
Simétrico



$C_{l\alpha}$	$\alpha_{SN}$	$C_{l0}$	$C_{l_{max}}$	$\alpha_{max}$	$\alpha_{opt}$
6,44	0°	0	1,95	21°	11°

# Estabilizadores (dimensiones)

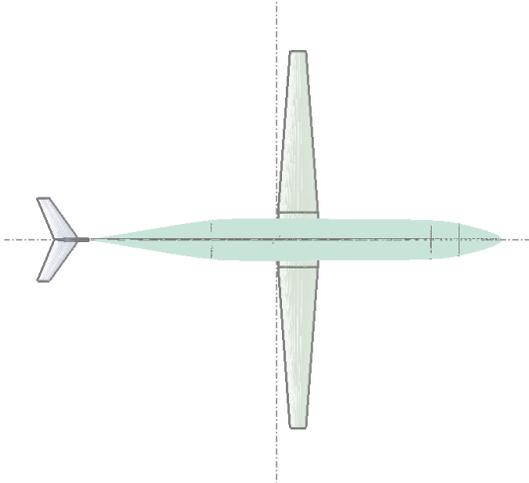
	ESTABILIZADOR	
	HORIZONTAL	VERTICAL
Cuerda raíz	2 m	1,90 m
Cuerda punta	1 m	1,90 m
Envergadura	6,60 m	5,25 m
Superficie	9,75 m <sup>2</sup>	10 m <sup>2</sup>
Alargamiento	4,47	2,75
Estrechamiento	0,5	1
Flecha	30°	13°



# Estabilizadores

	ESTABILIZADOR	
	HORIZONTAL-FUSELAJE	VERTICAL
$C_{L\alpha}$ [1/rad]	3,724	2,697
$C_{Lmax}$	1,45	1,01
$\alpha_{max}$	25°	25°
$C_{L0}$	-0,021	0
$\alpha_{SN}$	0,33°	0°
$\alpha_{opt}$	4°	4°

# Propiedades aerodinámicas del avión

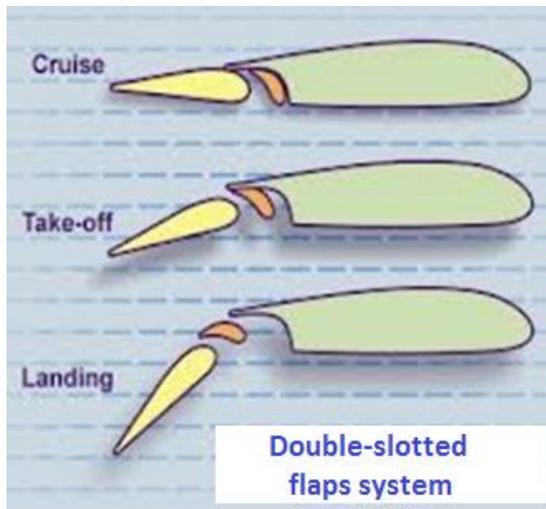


$C_{L\alpha}$	4,787
$\left. \frac{C_L}{C_D} \right _{max}$	23,42
$C_{L0}$	0,341
$C_{L_{max}}$	1,693
$\alpha_{max}$	$17^\circ$
$\alpha_{opt}$	$1^\circ$

# Dispositivos hipersustentadores

Flap fowler con doble ranura

Superficie extensible de 70 cm

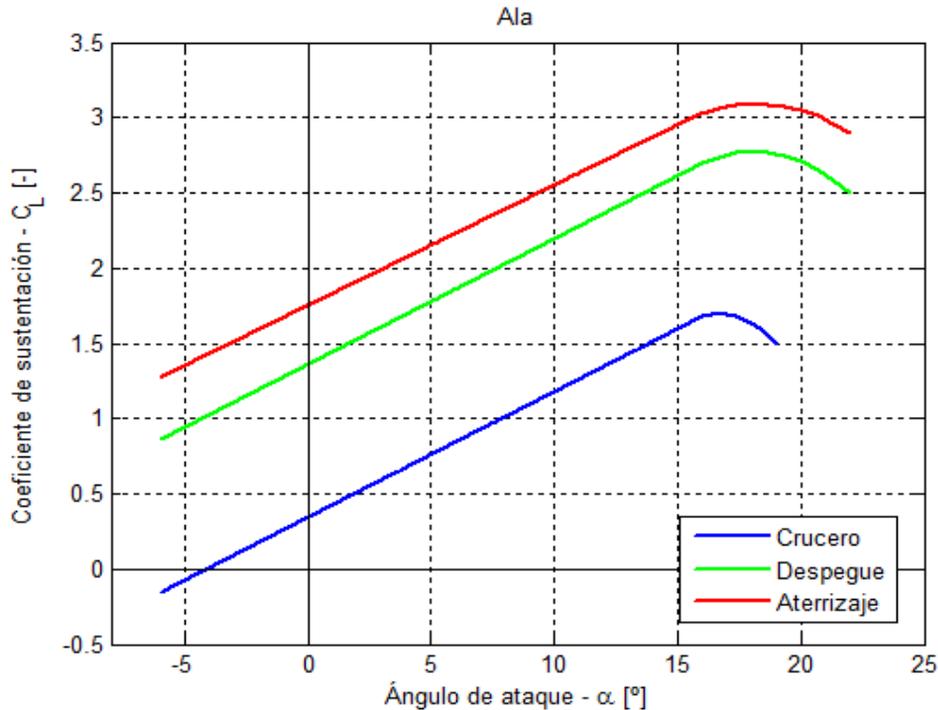


Crucero: 0 grados

Despegue: 30 grados

Aterrizaje: 50 grados

# Incrementos de sustentación

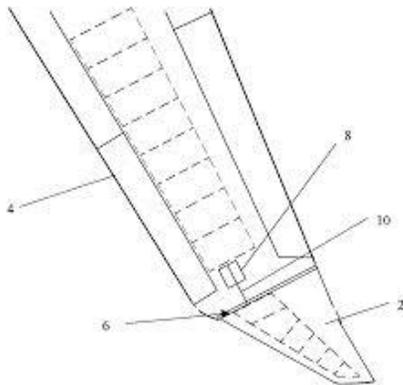


# Winglets

Raked wingtip

Reducción del 5,5% de la resistencia inducida

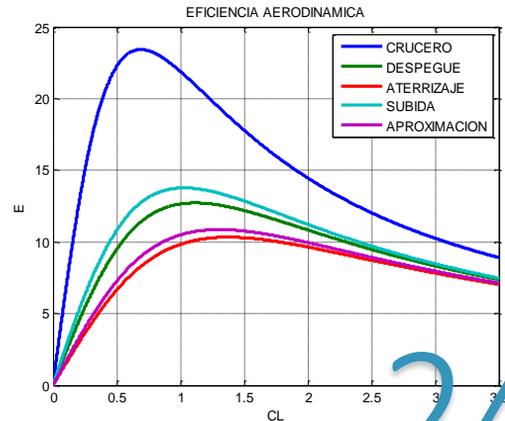
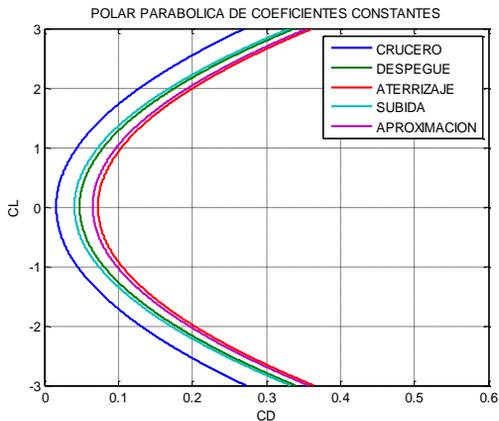
Reducción resistencia total del 4,3%



# Resistencia aerodinámica

Polar parabólica de coeficientes constantes

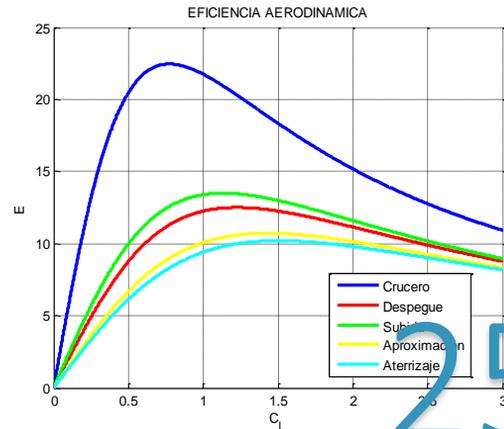
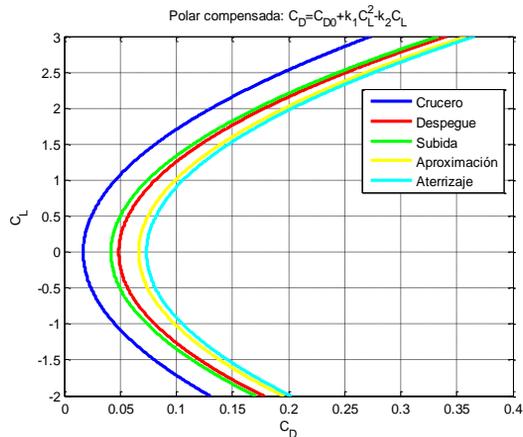
	CRUCERO	DESPEGUE	SUBIDA	ATERRIJAZE	APROXIMACIÓN
K	0,0283972	0,03234735	0,03234735	0,03234735	0,03234735
CD <sub>0</sub>	0,0160463	0,04771997	0,04075133	0,07242494	0,06545630



# Resistencia aerodinámica

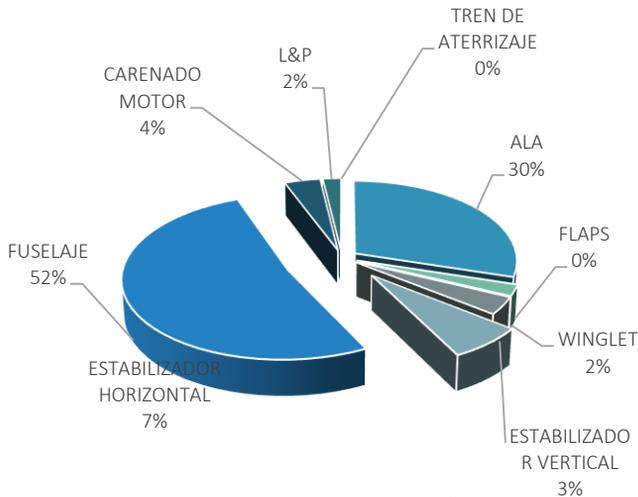
Polar parabólica de coeficientes constantes

	$CD_0$	$K_1$	$K_2$
CRUCERO	0,01674306	0,02839725	-0,0004524
DESPEGUE	0,048276	0,03234735	-0,00051532
ATERRIAJE	0,07312189	0,03234735	-0,00051532
SUBIDA	0,04130736	0,03234735	-0,00051532
APROXIMACIÓN	0,06601233	0,03234735	-0,00051532



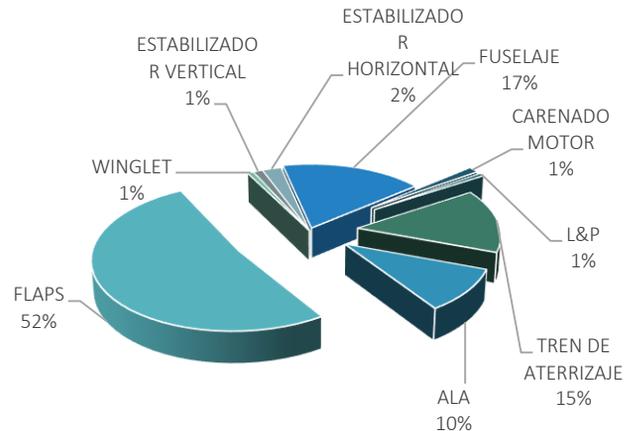
# Resistencia aerodinámica

CRUCERO



- ALA
- WINGLET
- ESTABILIZADOR HORIZONTAL
- CARENADO MOTOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- FLAPS
- ESTABILIZADOR VERTICAL
- FUSELAJE
- L&P

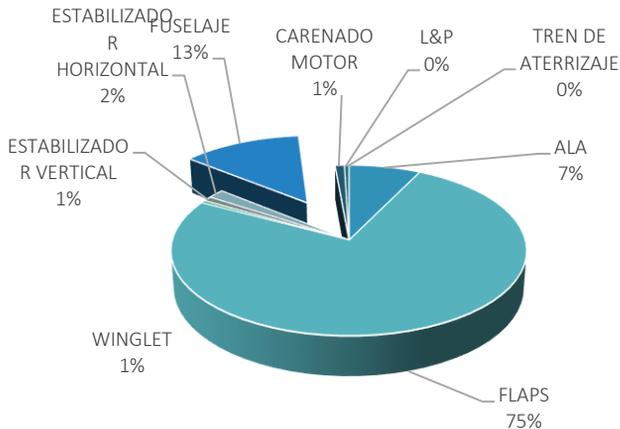
DESPEGUE



- ALA
- WINGLET
- ESTABILIZADOR HORIZONTAL
- CARENADO MOTOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- FLAPS
- ESTABILIZADOR VERTICAL
- FUSELAJE
- L&P

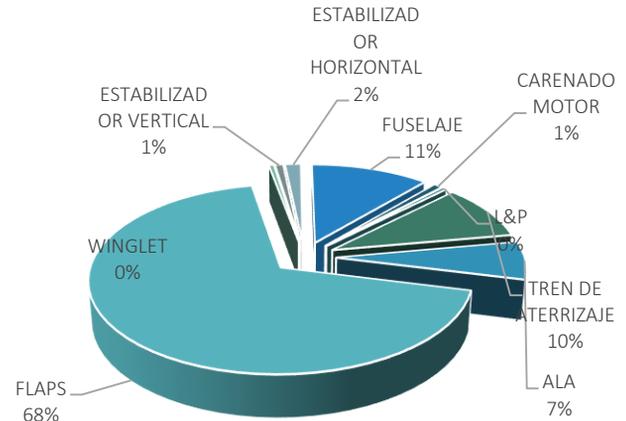
# Resistencia aerodinámica

APROXIMACION



- ALA
- WINGLET
- ESTABILIZADOR HORIZONTAL
- CARENADO MOTOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- FLAPS
- ESTABILIZADOR VERTICAL
- FUSELAJE
- L&P

ATERRIZAJE



- ALA
- WINGLET
- ESTABILIZADOR HORIZONTAL
- CARENADO MOTOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- FLAPS
- ESTABILIZADOR VERTICAL
- FUSELAJE
- L&P

# Departamento de actuaciones y propulsión

## Propulsión y Actuaciones

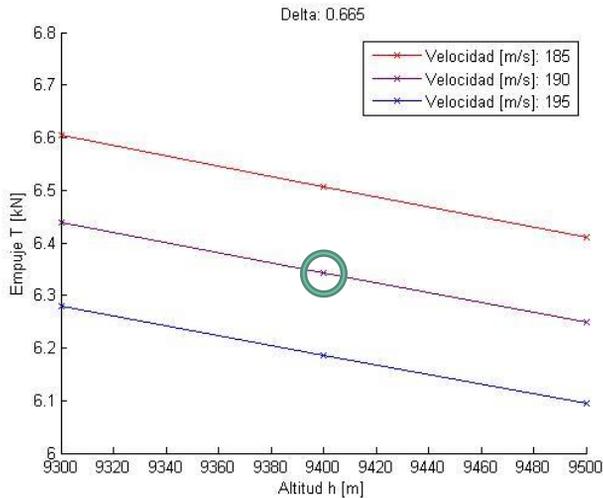
### Condiciones de vuelo en crucero

Peso de la aeronave (kg)	34.100
Superficie (m <sup>2</sup> )	71,75
$C_{D0}$	0,016
k	0,028
Velocidad (m/s)	190
Altitud (m)	9.400
Posición de palanca	0,66

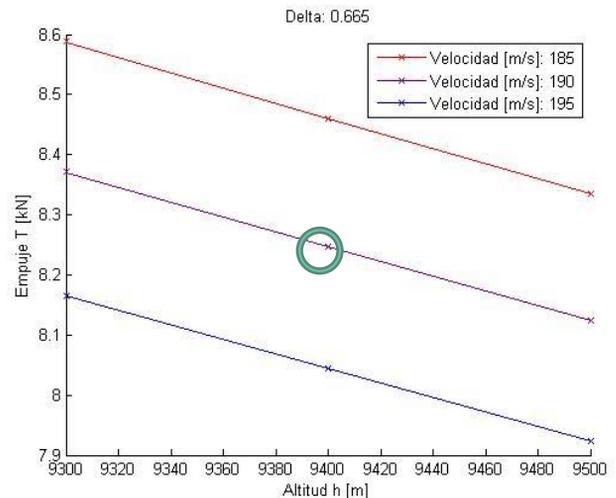
Para estas condiciones,  
el empuje necesario  
estimado total es de  
**13.700 N**

# Propulsión y Actuaciones:

Empuje obtenido con dos motores PW150 para las condiciones dadas



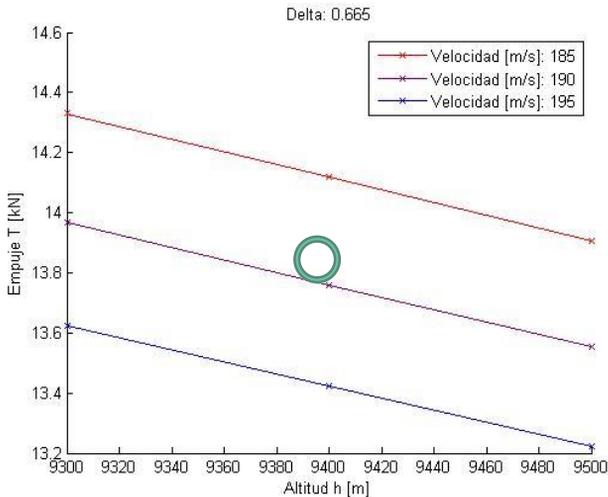
Empuje obtenido con dos motores PW150 aplicando un factor de escala de 1,3 para las condiciones dadas



# Propulsión y Actuaciones: Motor - TP400

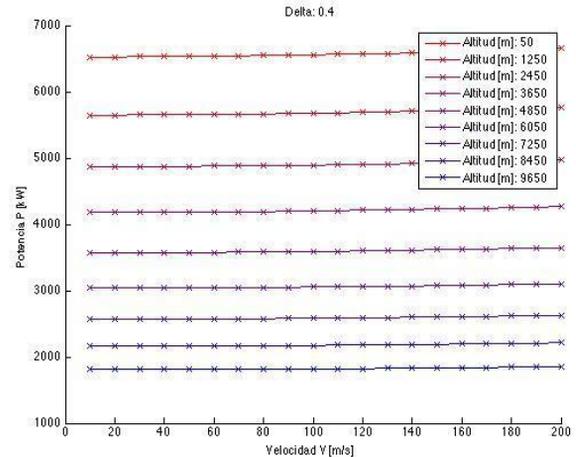
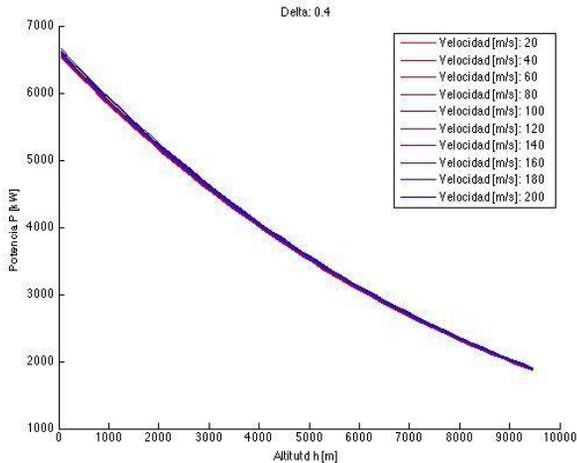
Empuje obtenido con dos motores  
**TP400** para las condiciones dadas

$P_{sl} = 8203 \text{ kW}$   
 $C = 0.39 \text{ lb/shp-hr}$



# Propulsión y Actuaciones: Actuaciones del motor.

**Potencia** Fuerte influencia de la altitud  $P = \delta \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} = \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \frac{P}{P_{SL}}$



# Propulsión y Actuaciones: Actuaciones del motor.

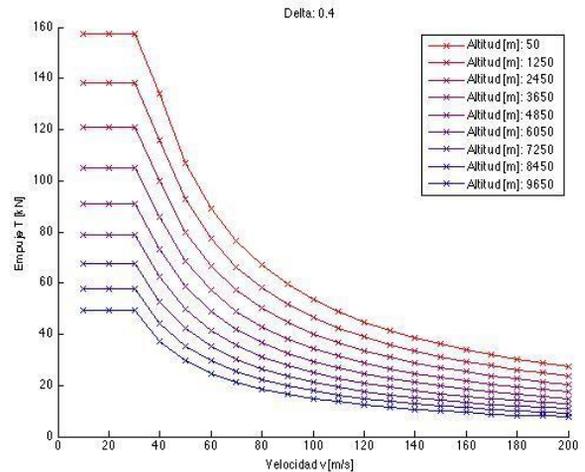
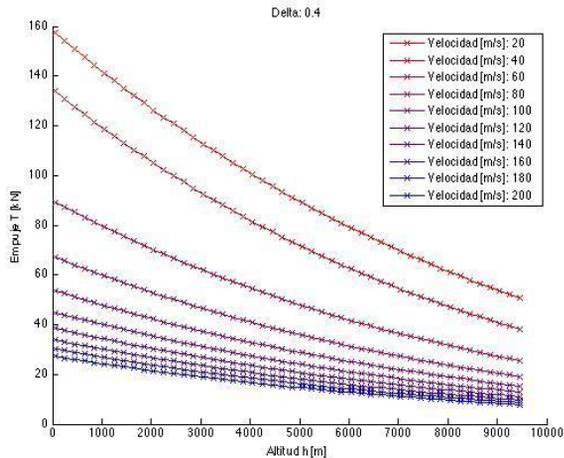
Empuje

$$T = \frac{P}{V} \eta_p$$

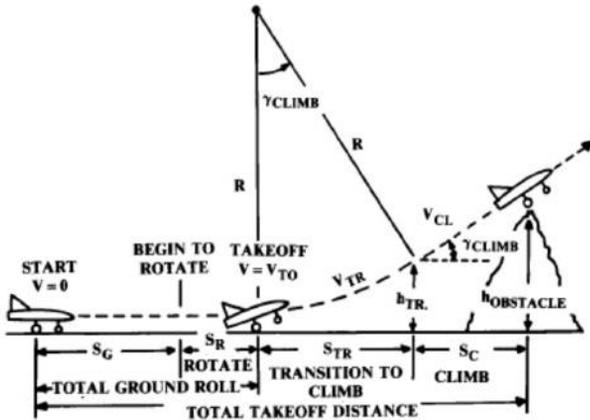
$$\eta_p = \frac{\eta_{installed}}{0,1} M \rightarrow M \leq 0,1$$

$$\eta_p = \eta_{installed} \rightarrow M \geq 0,1$$

Influencia del rendimiento propulsivo



# Propulsión y Actuaciones: Despegue



	Configuración Nominal	Configuración High-Hot
Velocidad de despegue ( $v_{TO}$ )	57 m/s	57 m/s
Ángulo de ascenso ( $\gamma_{CLIMB}$ )	18°	32°
Altura de transición ( $h_{TR}$ )	86 m	290 m
Distancia total ( $S_G+S_R+S_{TR}$ )	1.168 m	1.528 m

## Propulsión y Actuaciones: segmentos de subida

- Subida más agresiva para aprovechar el pequeño exceso de motor.
- Separación en 4 tramos para lograr el ajuste (Misión de diseño):
  1. Subida y aceleración hasta 475m y 100m/s.
  2. Subida hasta los 6.000m.
  3. Subida y aceleración hasta los 9.400m y 120m/s.
  4. Aceleración hasta los 190m/s.

Segmento	$V_0$ (m/s)	$V_{subida}$ (m/s)	Aceleración (m/s <sup>2</sup> )	Tiempo (s)	Distancia (km)	Combustible (kg)
Subida 1	62	10	0,8	48	4	40
Subida 2	100	10	0	553	55	309
Subida 3	100	4	0,024	850	94	316
Aceleración 4	120	0	0,15	467	72	181

## Propulsión y Actuaciones: Crucero

**Estudio paramétrico del crucero:** Masa de combustible (kg) en función de altura y velocidad para una distancia equivalente al alcance de la misión de diseño:

<b>Altura (m)</b>	<b>190 m/s</b>	<b>200 m/s</b>	<b>210 m/s</b>
9.400	5.597	5.946	6.348
9.000	5.702	6.085	6.523
8.500	5.852	6.275	6.761
8.000	6.024	6.486	7.019
7.700	6.137	6.623	7.184
	T= 4h 20min	T= 4h 10min	T= 3h 55min

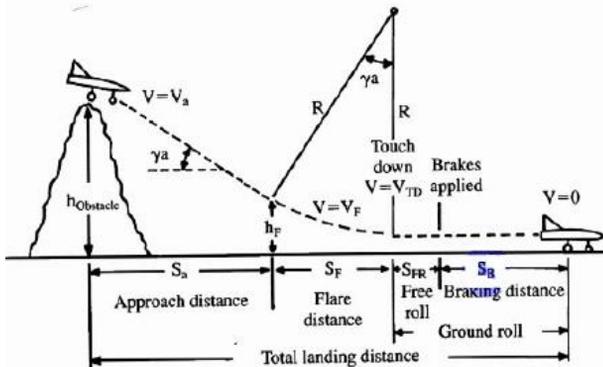
Se ha decidido que el crucero se realizará a 9.400 m de altura y 190 m/s de velocidad.

# Propulsión y actuaciones: descenso y espera

- El descenso se ha realizado en un solo tramo, descendiendo desde la altura de crucero hasta los 475m y decelerando hasta los 118m/s para iniciar en ese punto la aproximación.
- El segmento de espera se ha realizado a 100m/s y una altura de 474m

Segmento	$V_0$ (m/s)	$V_{subida}$ (m/s)	Aceleración (m/s <sup>2</sup> )	Tiempo (s)	Distancia (km)	Combustible (kg)
Descenso	190	-5	-0,04	1.785	291	180
Espera	100	0	0	1.800	No aplica	395

# Propulsión y Actuaciones: Aterrizaje



	Configuración Nominal	Configuración High-Hot
Velocidad de acercamiento ( $V_a$ )	67,12 m/s	67,12 m/s
Ángulo de planeo ( $\gamma_a$ )	-4 °	-4 °
Velocidad de aterrizaje ( $V_{TD}$ )	61,96 m/s	61,96 m/s
Distancia total ( $S_a+S_F+S_{FR}+S_B$ )	606 m	632 m

## Propulsión y Actuaciones : Combustibles consumidos

	Misión de Diseño	Misión Económica
Consumo [kg]	5.969	1.524
Combustible de Reserva [kg]	1.308	1.050
Combustible Total [kg]	7.277	2.574

# Propulsión y Actuaciones

CASM : COST AVAILABLE SEAT MILES (costo de milla por asiento disponible)

$$CASM = \frac{DOC}{ASM} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} ASM = DISTANCIA \text{ (nmi)} * ASIENTOS \\ \text{DISPONIBLES} \\ DOC = (t(s) * CI + MASA FUEL \text{ (kg)}) * COSTO FUEL \end{array} \right. \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} CI = 1Kg/s \\ COSTO = 97ctmos\$/kg \end{array} \right.$$

	TIEMPO	MASA FUEL (kg)	DISTANCIA (nmi)	CASM
Misión Diseño	5h	6.036	1.921	15,81
Misión Económica	1h 30min	1.560	499	18,64

# Departamento de estabilidad

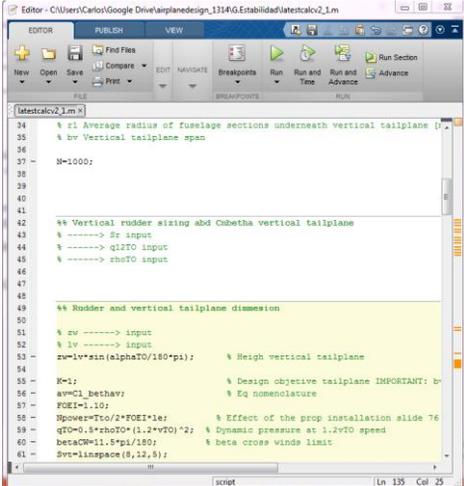
# Herramientas de cálculo

Herramientas informáticas que permiten una rápida actualización de los datos.

Sencillo análisis paramétrico para la optimización del modelo.

Más de 1000 líneas de código escritas en MATLAB.

Uso del programa DATCOM.



```

34 % z1 Average radius of fuselage sections underneath vertical tailplane (
35 % by Vertical tailplane span
36
37 N=1000;
38
39
40
41
42 %% Vertical rudder sizing abd Cibetha vertical tailplane
43 % -----> Sr input
44 % -----> q12TO input
45 % -----> rhoTO input
46
47
48
49 %% Rudder and vertical tailplane dimission
50
51 % zw -----> input
52 % lV -----> input
53 zw=lV*sin(alphaTO/180*pi); % Weigh vertical tailplane
54
55 K=1; % Design objective tailplane IMPORTANT: b
56 av=Cl_bethaV; % Eq nomenclature
57 FGE=1.10; % Effect of the prop installation slide 76
58 Npower=Tto/2*FOE*1e; % Dynamic pressure at 1.2VTO speed
59 qTO=0.5*rhoTO*(1.2*VTO)^2; % beta cross winds limit
60 betacw=11.5*pi/180;
61 Svc= linspace(8,12,5);

```

# Centro de gravedad durante el crucero

El centro de gravedad no cambia

Adición tanque ventral

Fracción combustible: 0,845

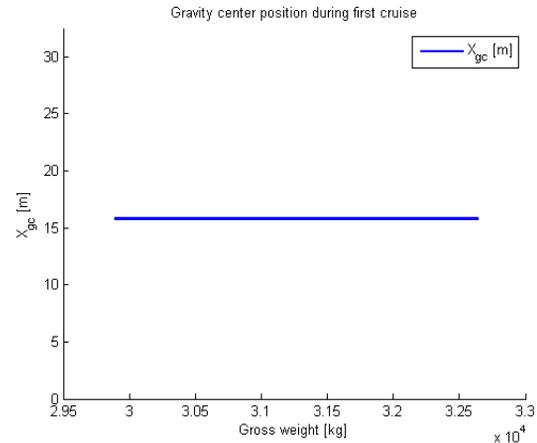
Posición retrasada respecto al centro de gravedad: 21,3 m

$X_{gc2}$  15,839 m

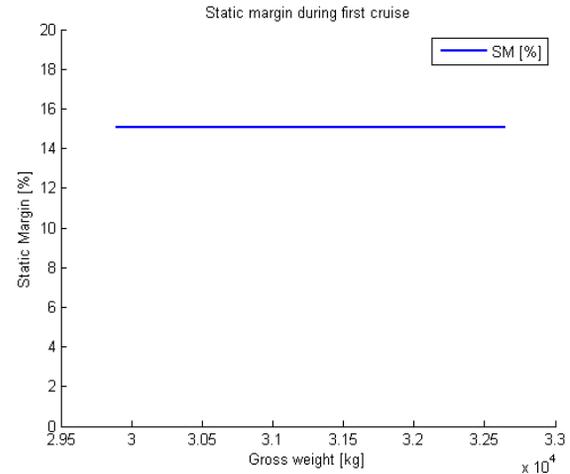
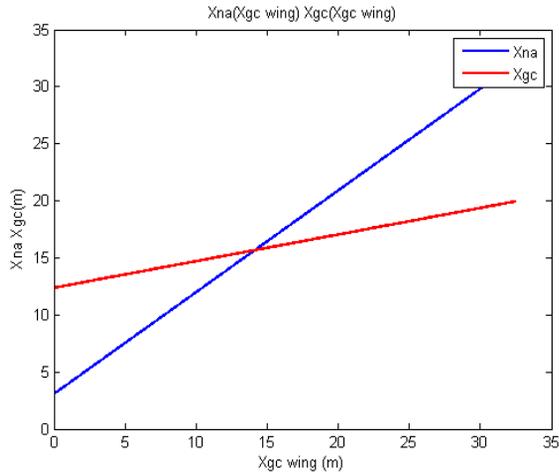
$X_{gc3}$  15,839 m

$SM_2$  15,103 %

$SM_3$  15,097 %



# Margen estático y posición ala



$X_w$  Posición del borde de ataque del ala

12,81 m

$X_{na}$  Posición del punto neutro del avión

16,74 m

$l_v$  Brazo de palanca del plano vertical

19,34 m

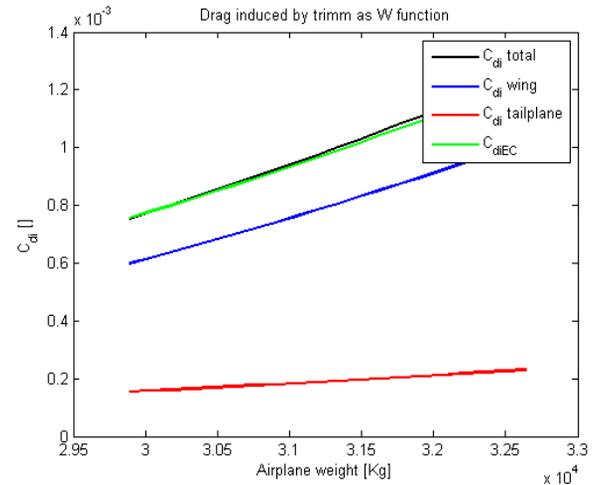
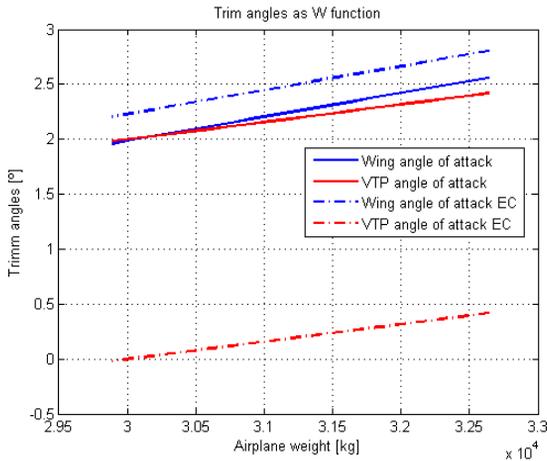
$X_{acw}$  Posición del centro aerodinámico del ala

13,84 m

$X_{gc}$  Posición del centro de gravedad del avión (punto 2)

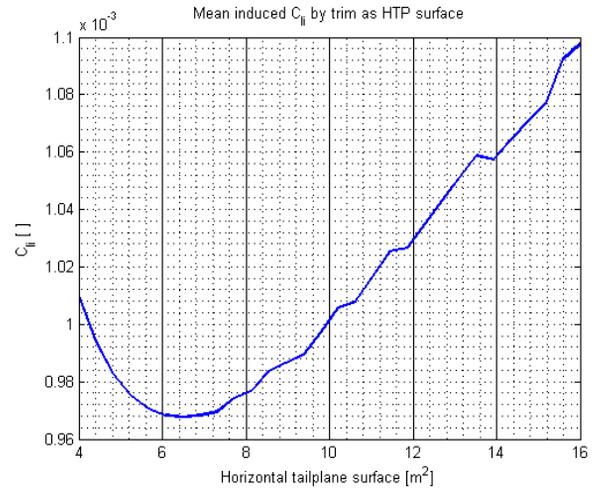
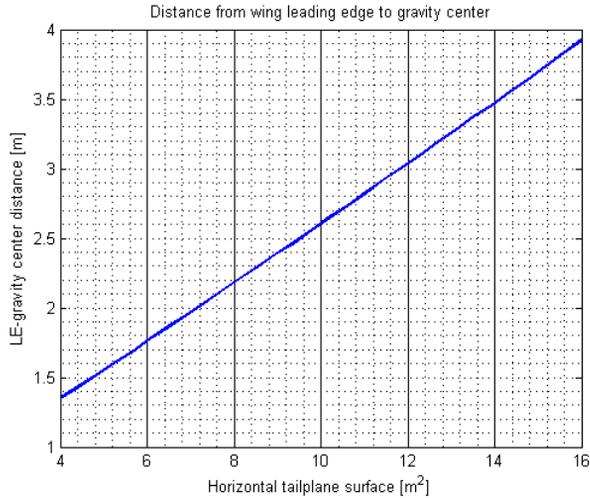
16,25 m

# Cálculo del trimado

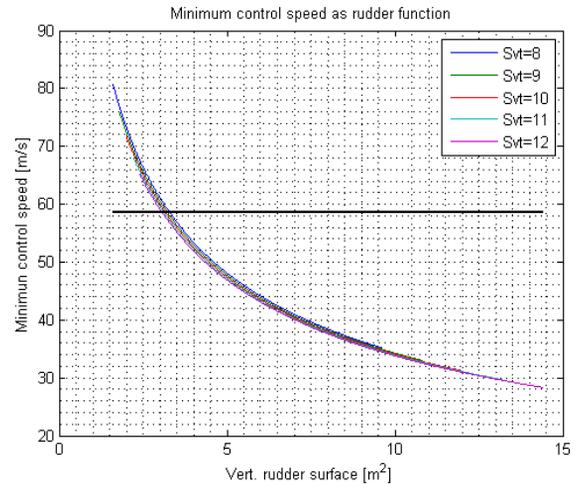
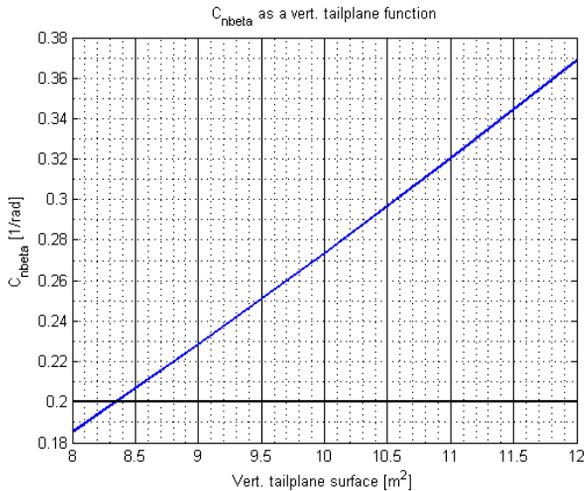


Incidencia	punto final de crucero	punto inicial de crucero
Ala	1,12°	1,78°
Estabilizador horizontal	1,83°	2,36°

# Estabilizador horizontal

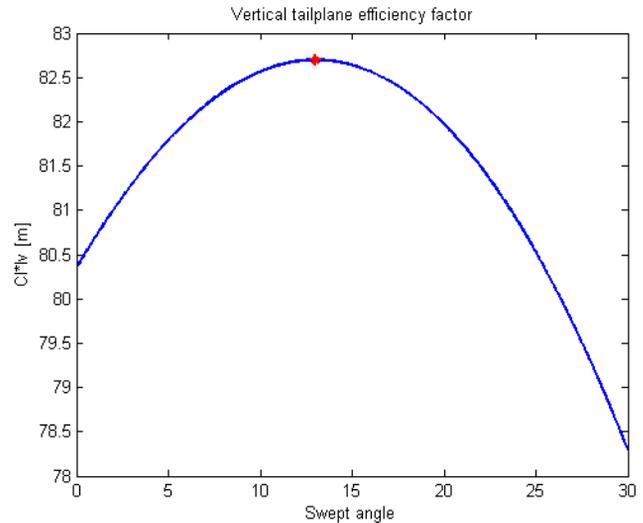
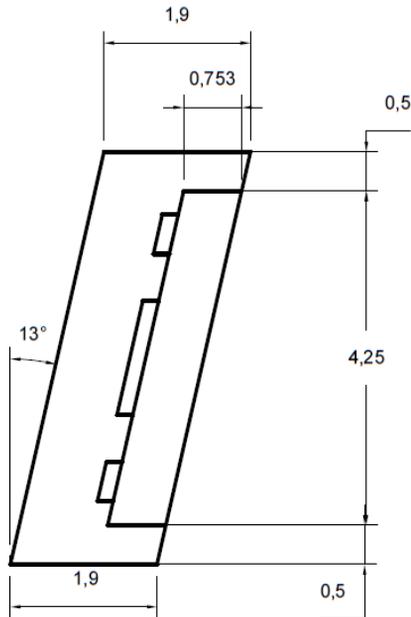


# Estabilizador vertical

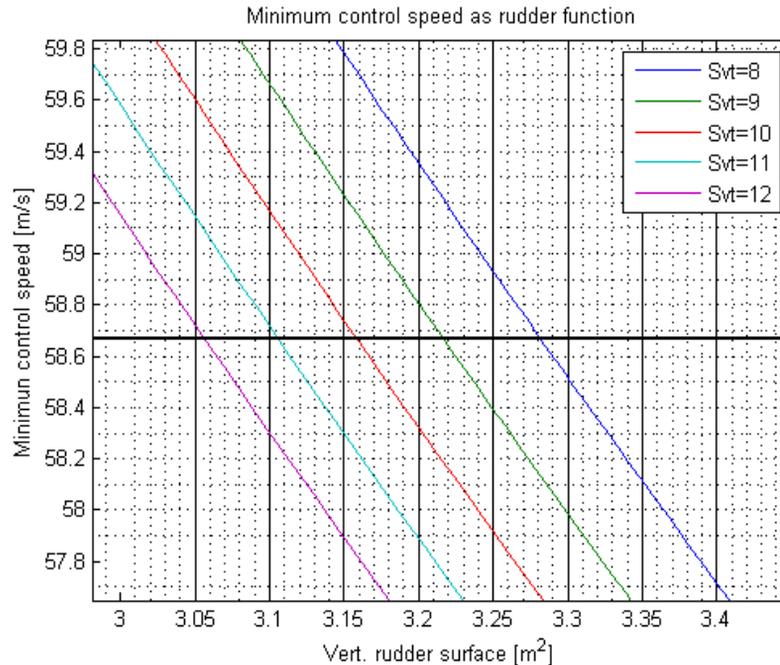


$S_v$	9,975m <sup>2</sup>
$c$	1,9m
$b$	5,25m

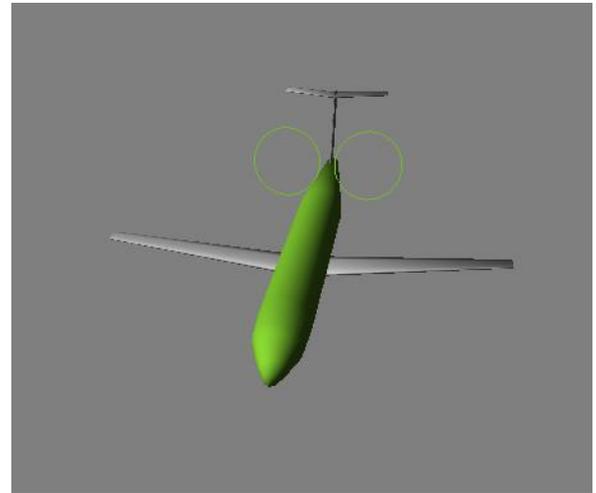
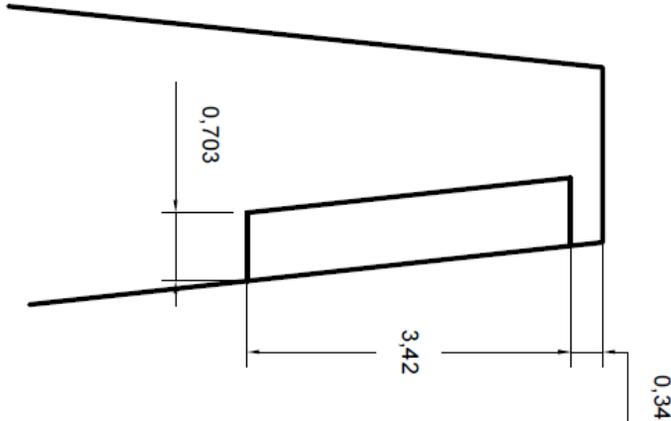
# Estabilizador vertical



# Timón de dirección



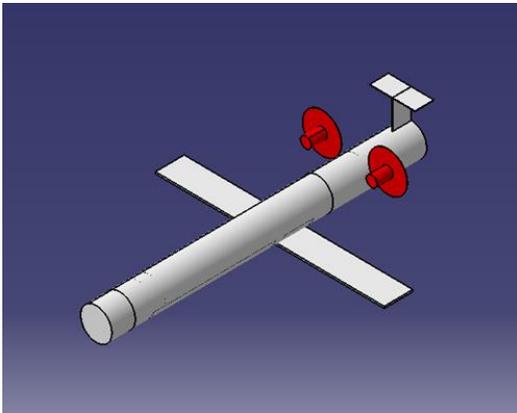
# Dimensionado de alerones



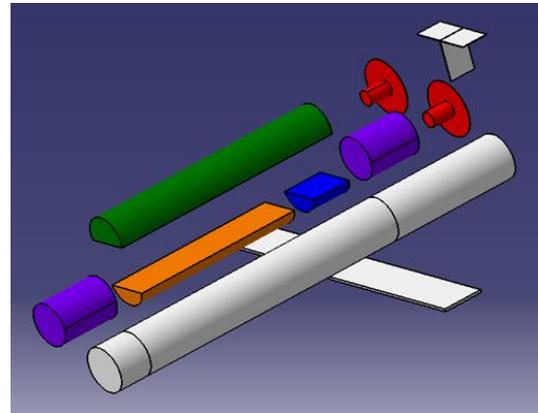
# Departamento de diseño



# Evolución del diseño: diseño de bloques

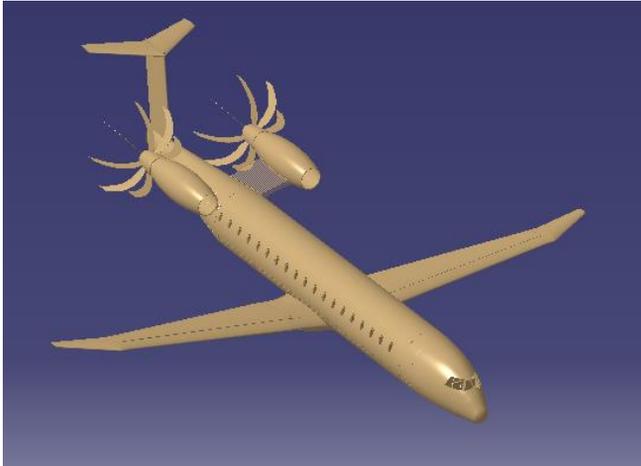


Diseño simplificado

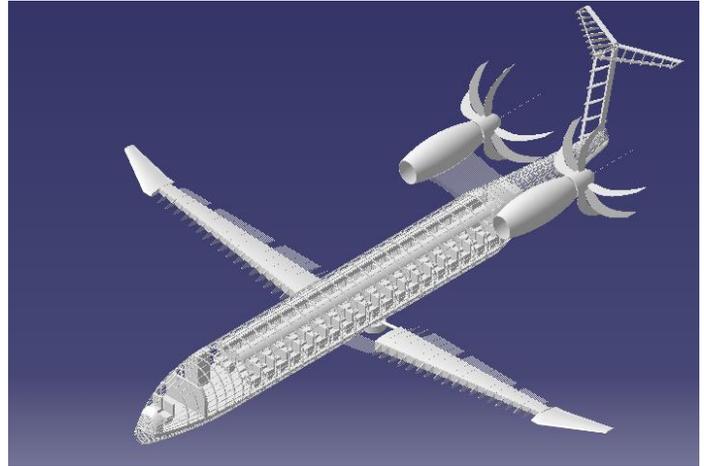


Diseño de sistemas por bloques

# Evolución diseño: diseño final

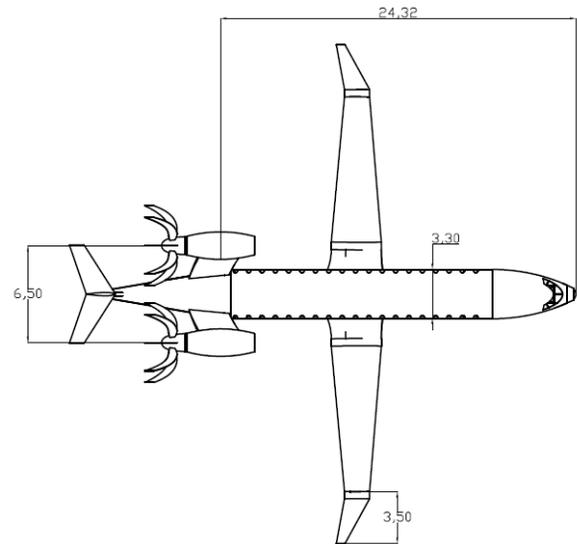
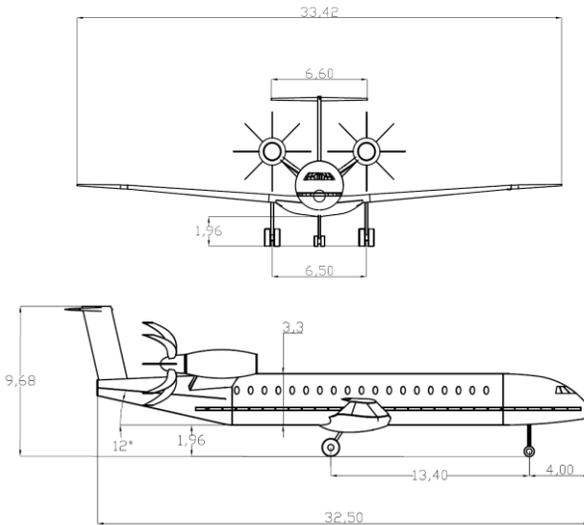


Diseño final

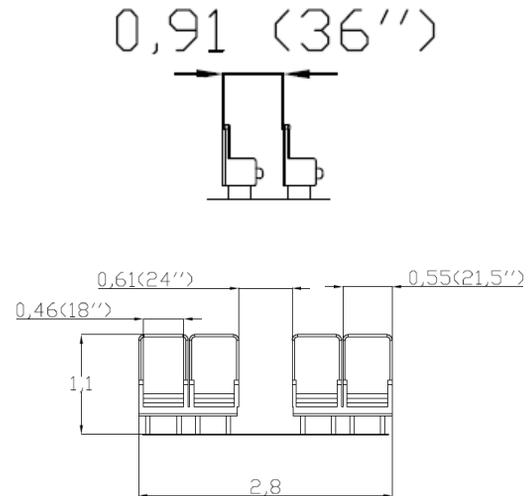
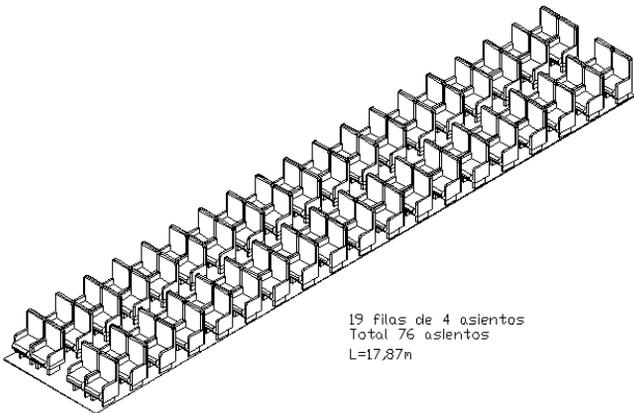


Diseño estructural

# Vistas acotadas



# Justificación del diseño: comodidad



<https://www.youtube.com/watch?v=gyz-KF6qo6o>

# Justificación del diseño: ruido



- Motores más alejados del fuselaje.
- Motores en configuración “pusher”.
- Sistema de sincronización de giro de los motores para reducir las vibraciones y ruido en la cabina de pasajeros.
- Utilización de materiales para la insonorización (derivados de los plásticos).

# Ventaja competitiva del E32-AFO

