

# Proyecto NTA17



ETSI, Sevilla

20 de Junio 2017

# Quiénes somos



- Fundada en año 2016
- Equipo Internacional y Multidisciplinar

# Organización interna

## DISEÑO

- Ballesteros Garnica, Marcos
- Romero Cornejo, Mario

## ESTRUCTURAS

- Piña Méndez, Aurelio Jesús
- Vilches Caro, Carlos

## ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

- Cicciarelli, Clarissa
- Sandoval Mora, Beatriz

## AERODINÁMICA

- Godino Fuentes, Águeda
- Pajuelo García, Alejandro

## ESTABILIDAD

- Hakami, Reza
- Itim, Salah

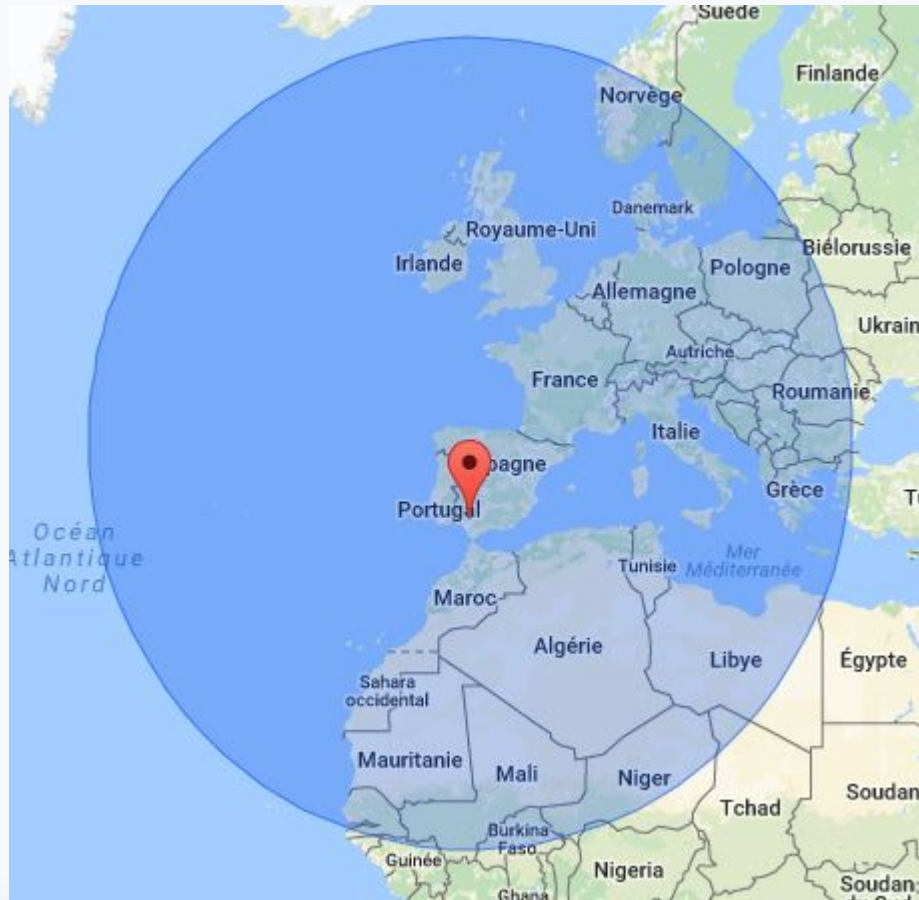
# NTA Objetivos



- Reducir Impacto medioambiental
- Aumentar Eficiencia económica
- Disminución del ruido → Mayor confort

## Proyecto NTA17: Future Turboprop – Powered Passenger Aircraft

# NTA Objetivos



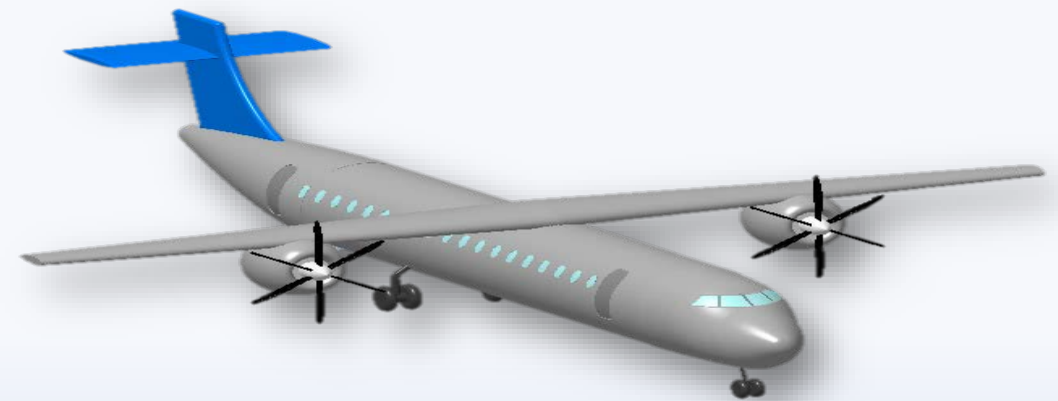
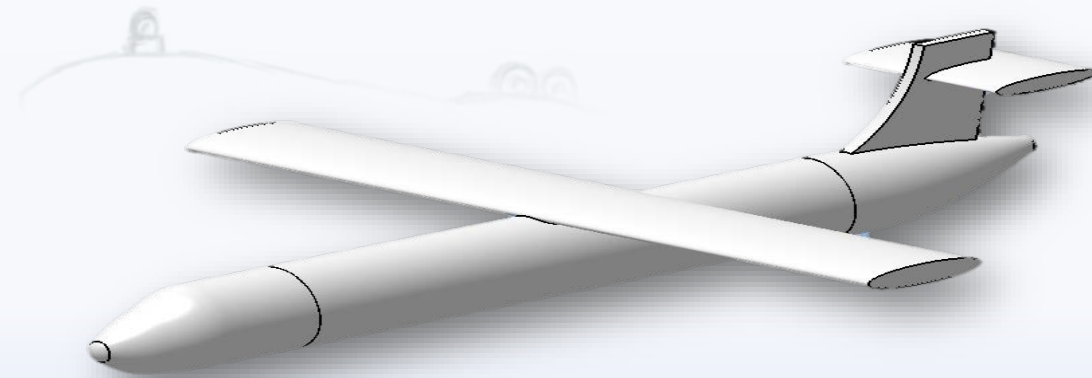
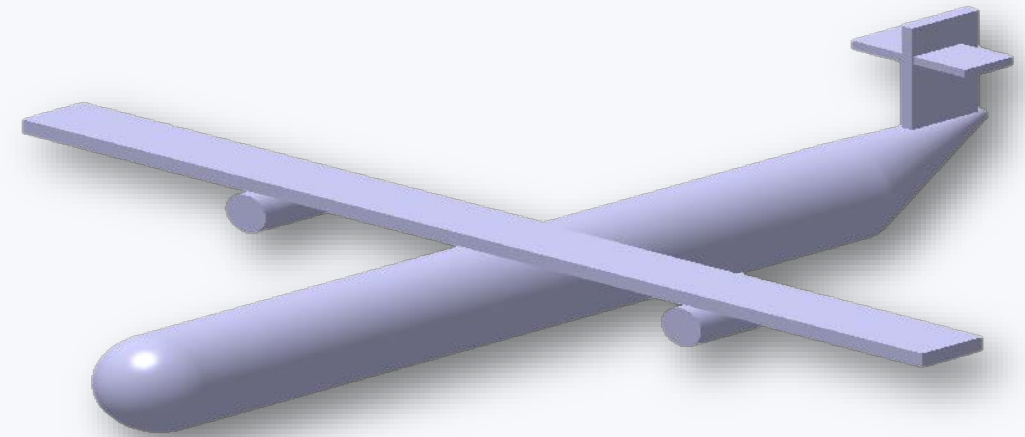
➤ Alcance : 2900 km

➤ Mejor equilibrio tiempo/coste por un viaje de distancia corta

# Departamento de Diseño

# Diseño

## Evolución



# Diseño

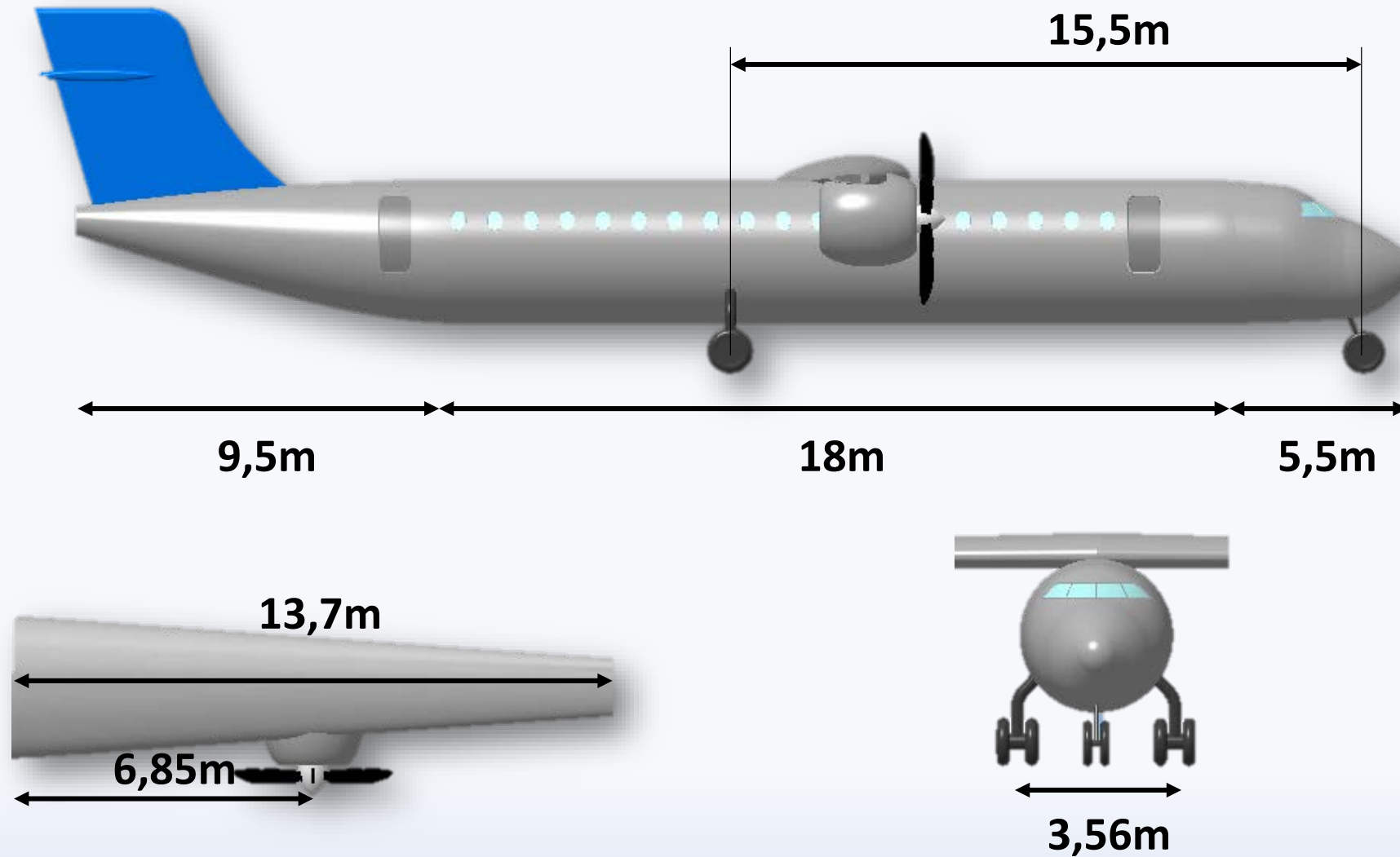
## Diseño final





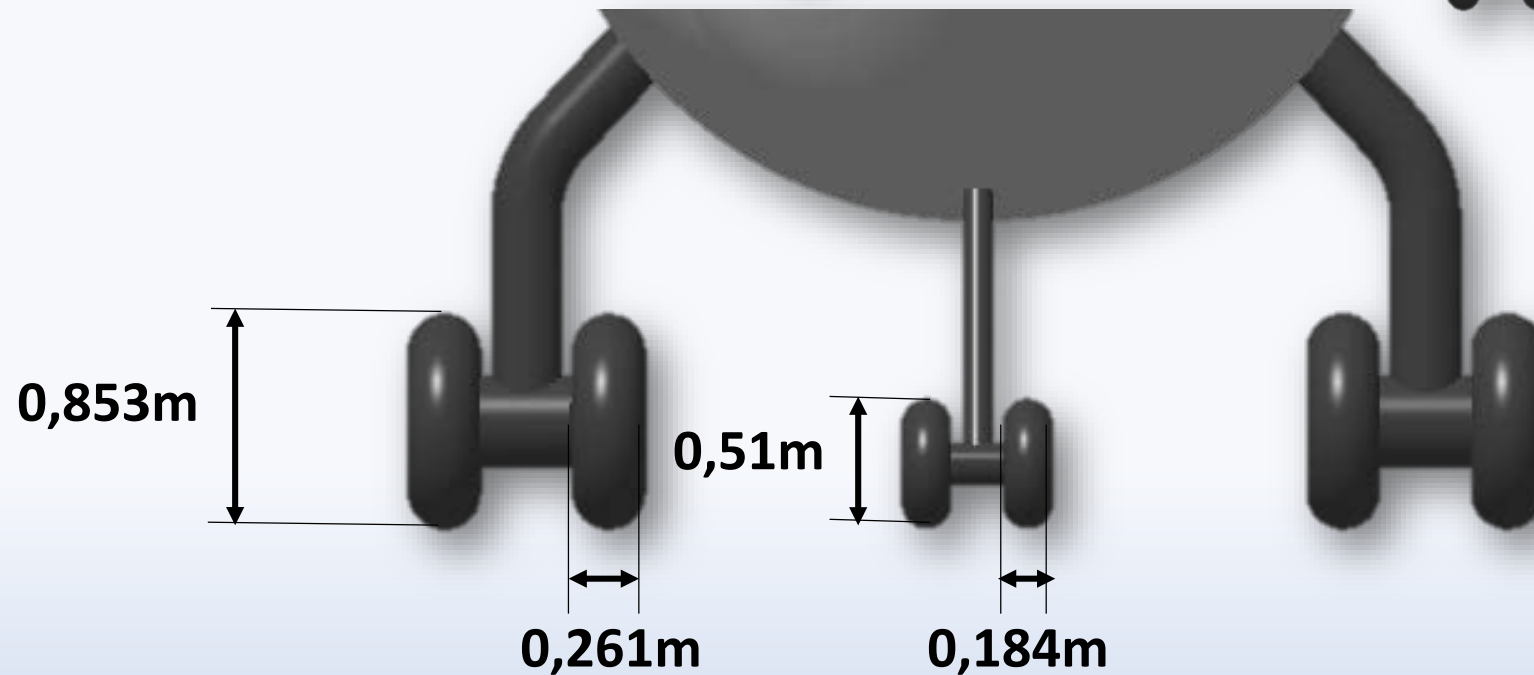
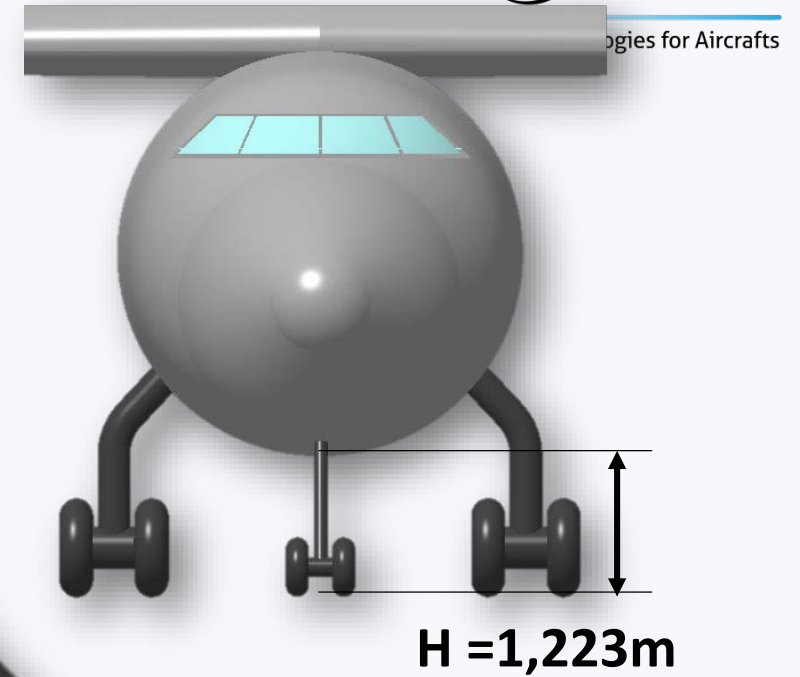
# Diseño

## Datos generales



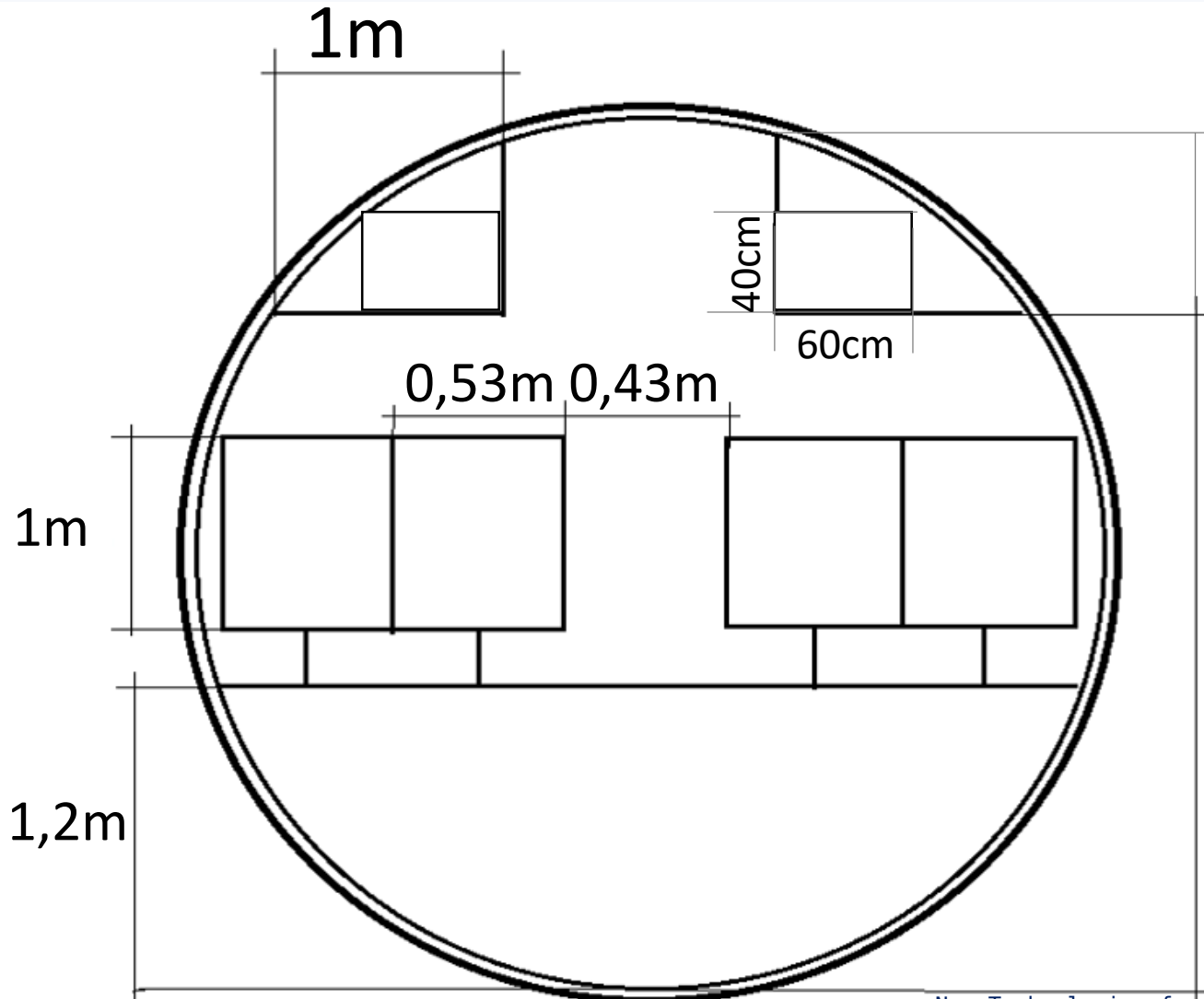
# Diseño

## Tren de Aterrizaje



# Diseño

## Interior



## Seat pitch

 **RYANAIR**

**30-34 in**

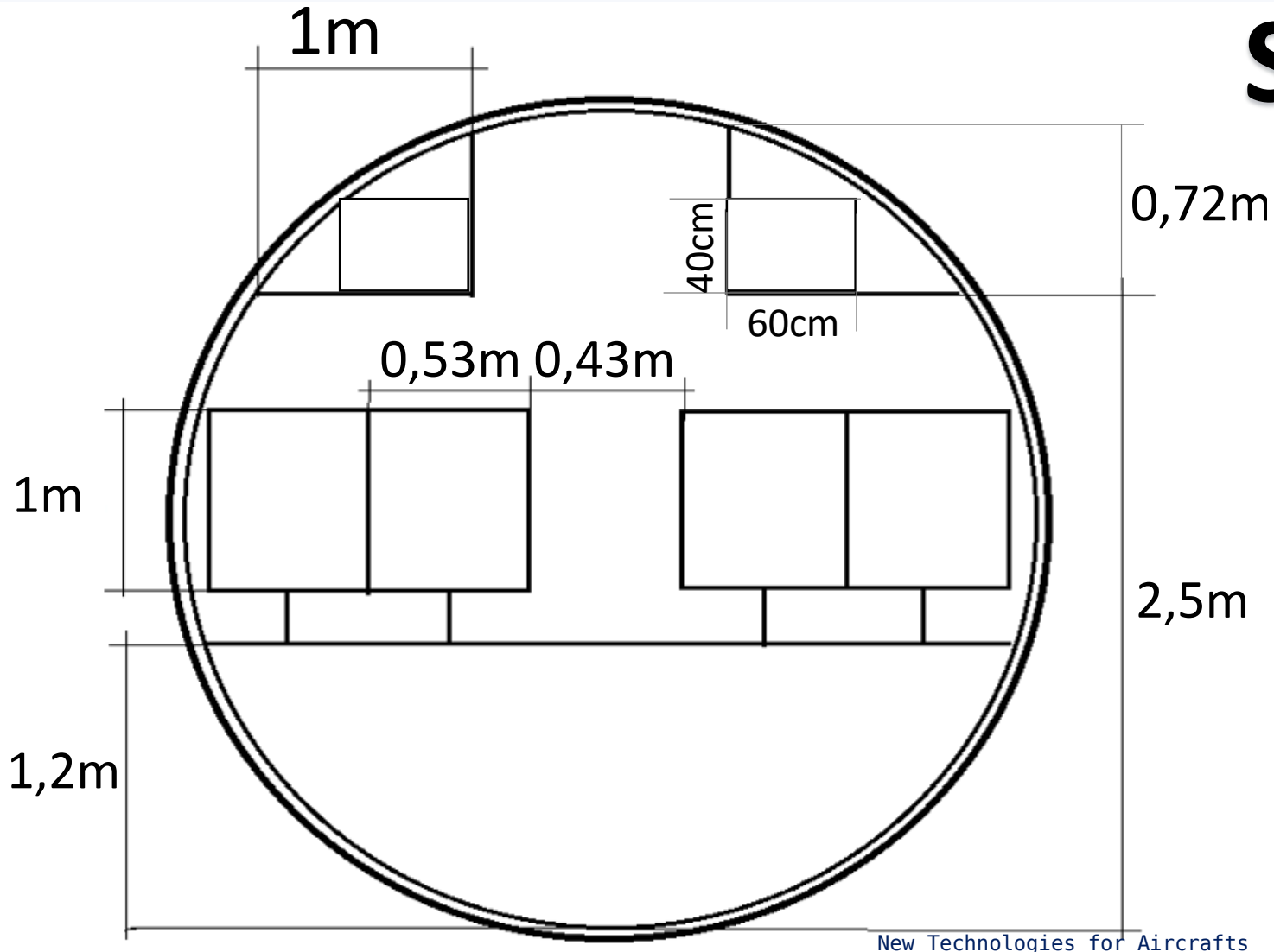
**vueling**

**29-30 in**

**IBERIA** 

**Clase turista: 28-31 in. Primera clase: 31 in**

## Interior



## Seat pitch



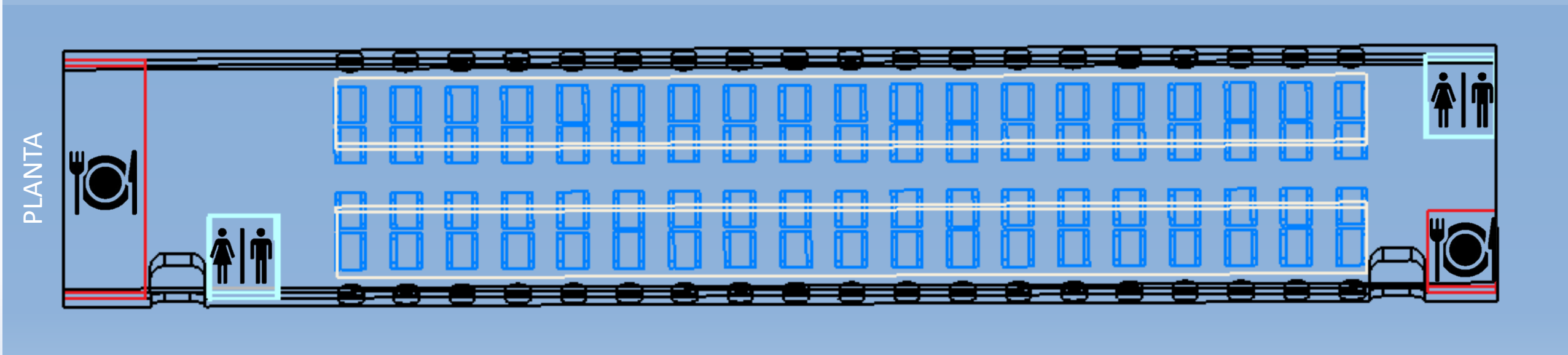
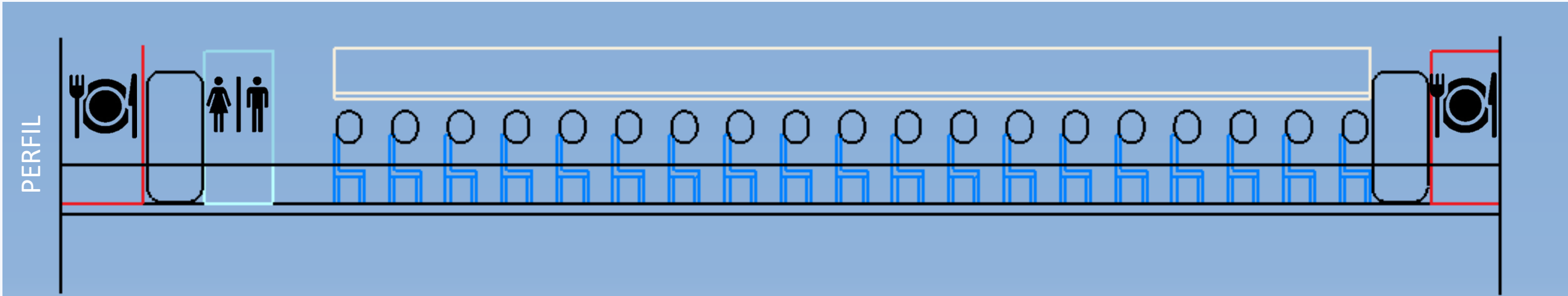
**NTA**

New Technologies for Aircrafts

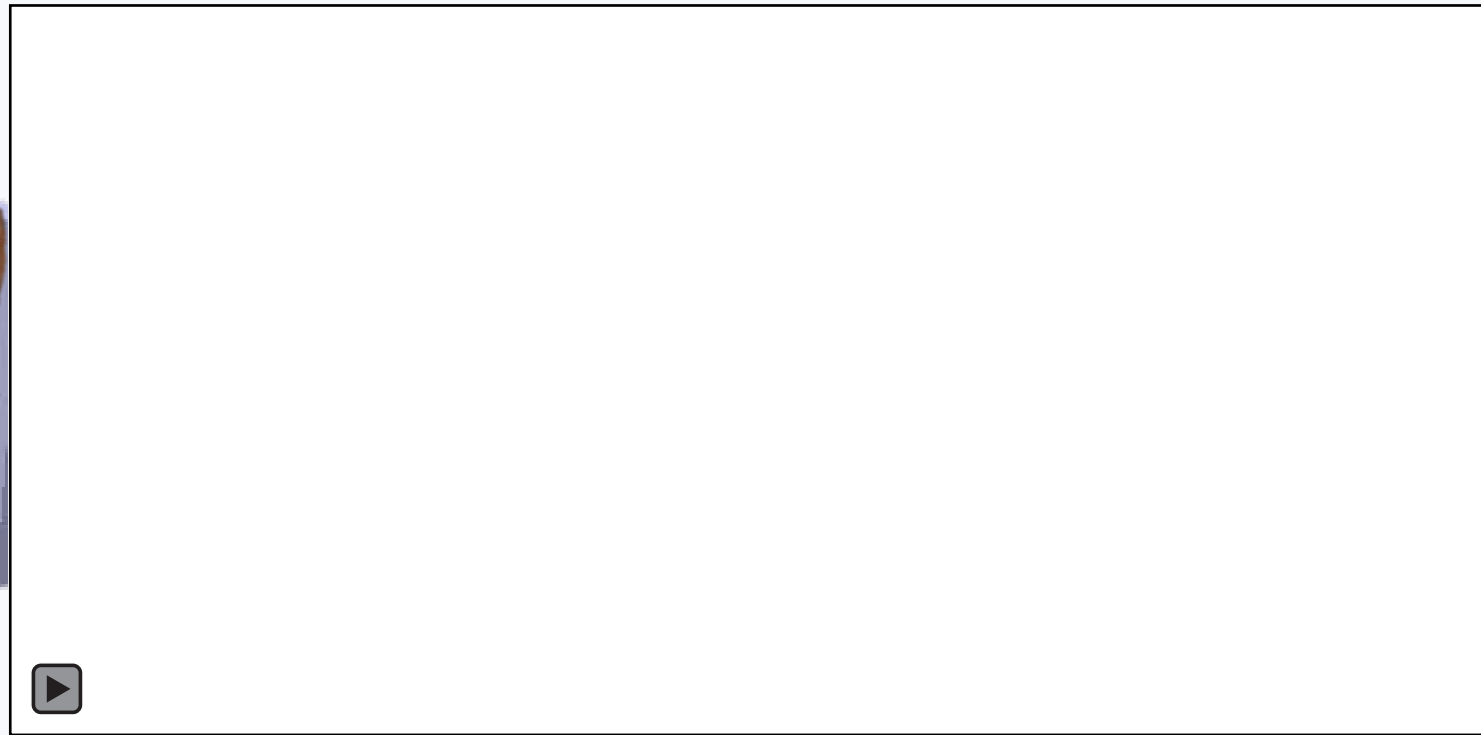
**35,2 in**

# Diseño

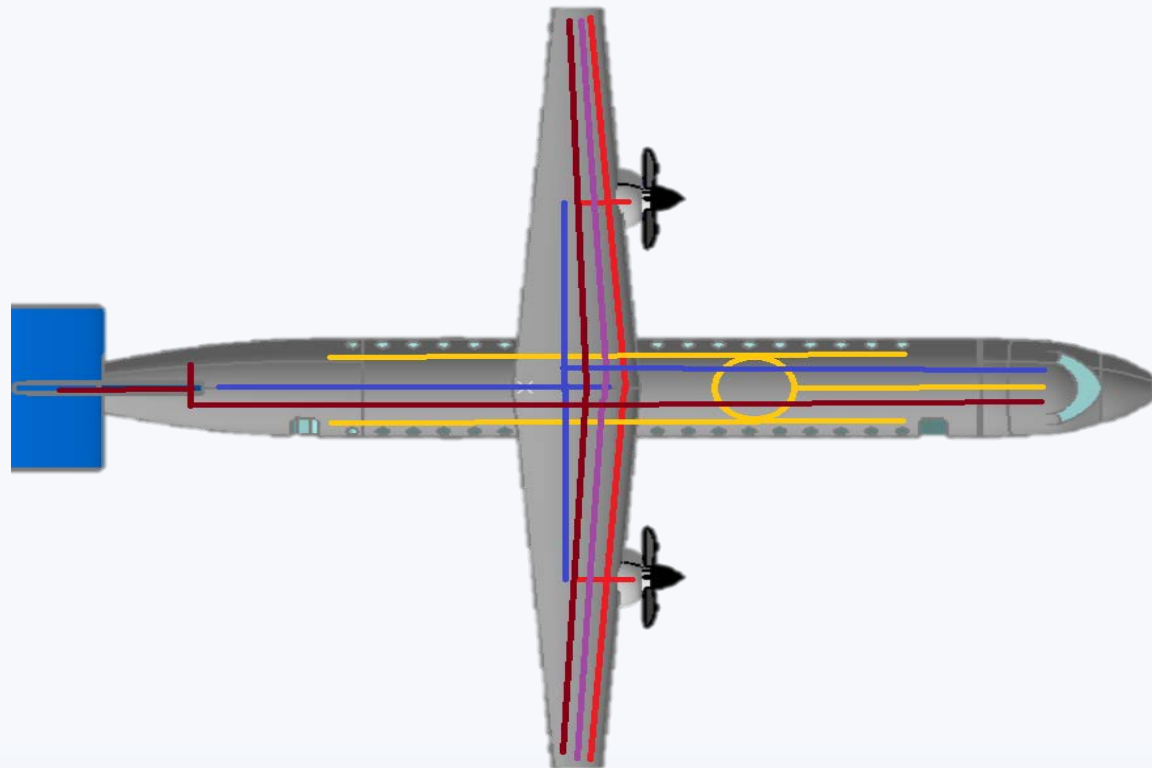
## Distribución interna



## Distribución interna



## Sistemas



Sistema combustible ■

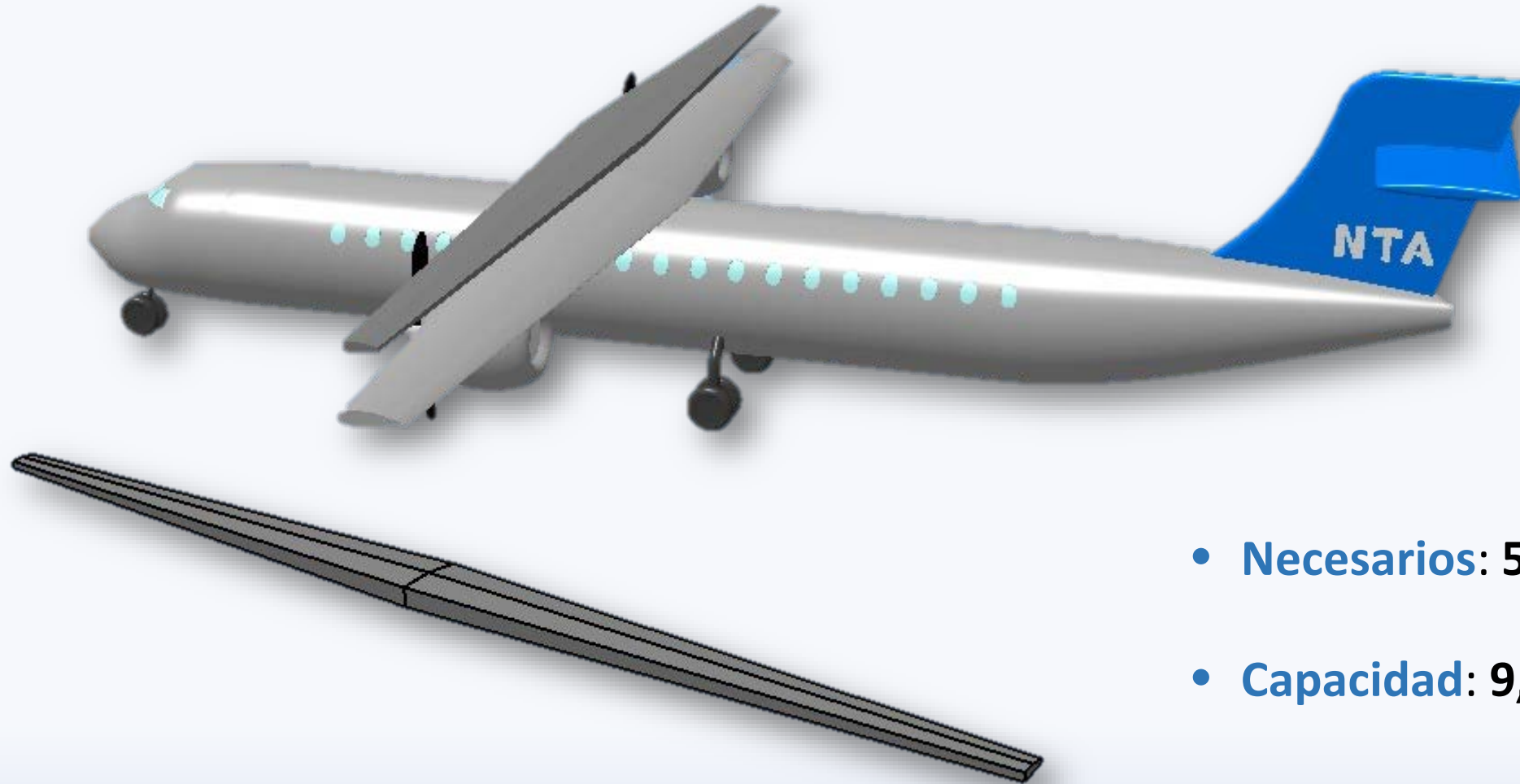
Sistema anti-hielo ■

Sistema hidráulico ■

Sistema oxígeno ■

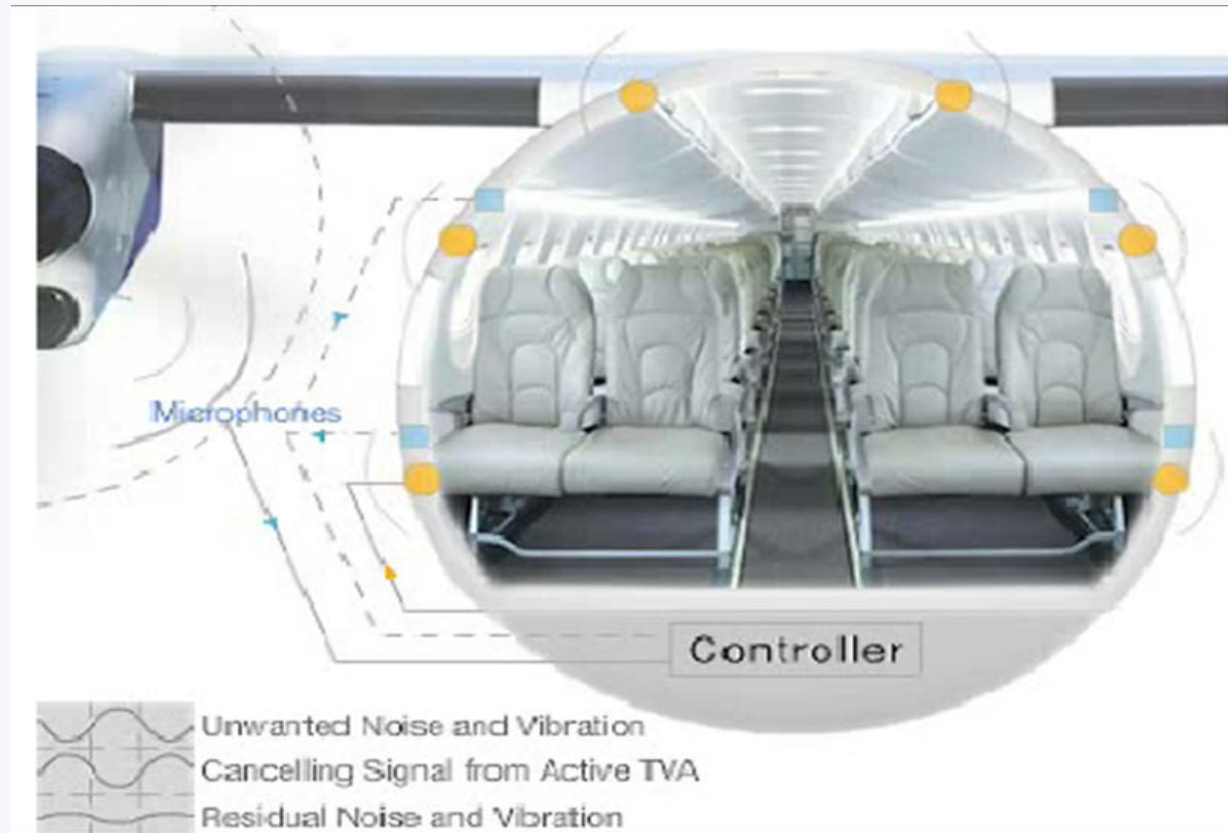
Sistema eléctrico ■

## Depósito de combustible



- **Necesarios: 5,62m<sup>3</sup>**
- **Capacidad: 9,18m<sup>3</sup>**



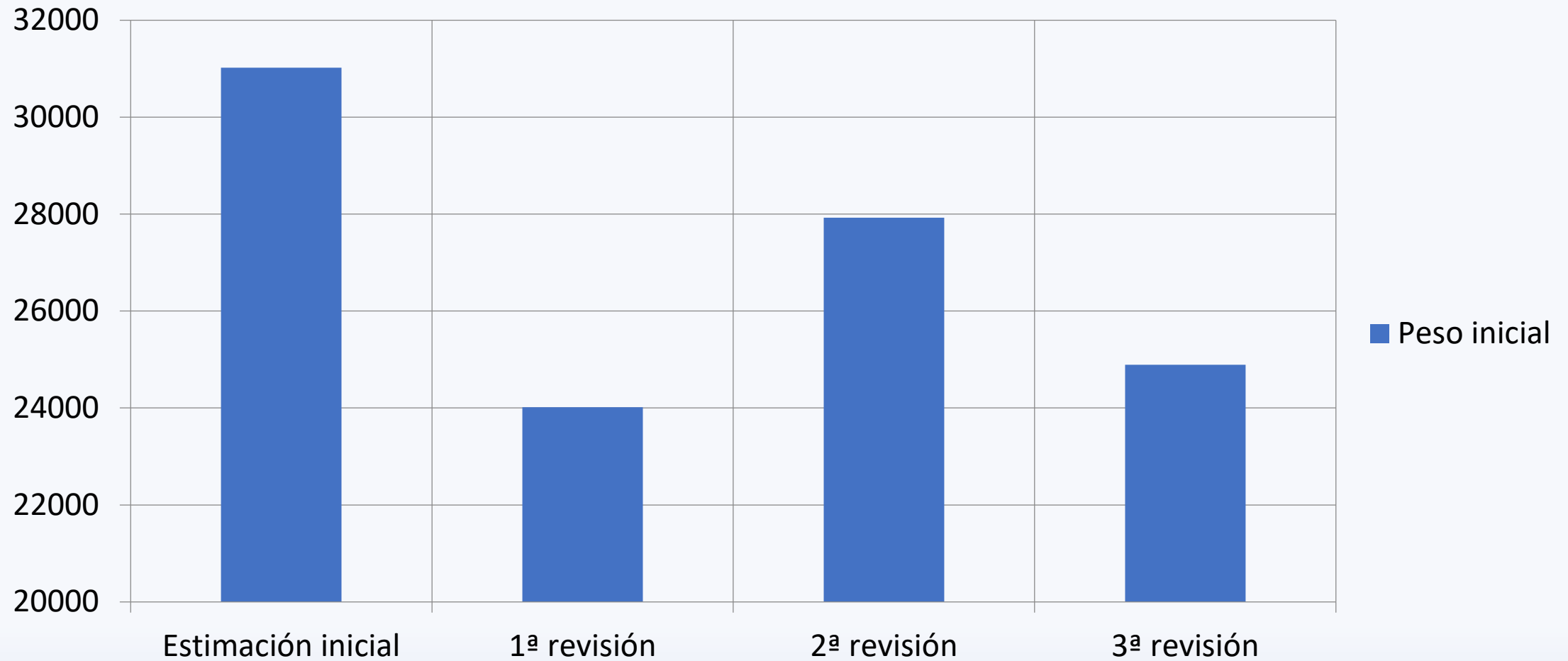


- **Wifi:**  
Gratis hasta 50 megas, después entre 5 y 10 euros por hora.
- **Reposacabezas:**  
Reposacabezas laterales en cada asiento.
- **Insonorización en cabina:**  
Aislamiento acústico en cabina con revestimiento de materiales de vinilo de hasta 3.2mm.

# Departamento de Estructuras

# Estructuras

## Evolución Peso Inicial



# Estructuras

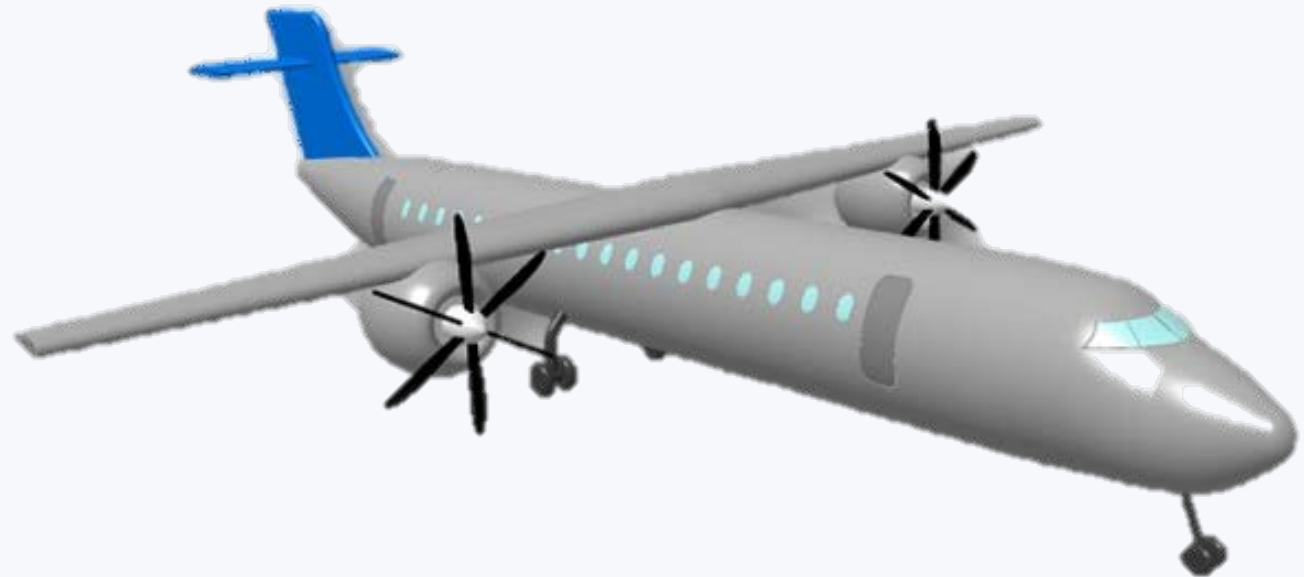
Peso Total [kg]	
Estructuras sin refuerzos	8142.85
Refuerzos	125.32
Sistemas	4838.02
Tripulación	335.66
Carga de pago	6898.68
Combustible	4551.36

Peso en vacío [Kg]
<b>13106.2</b>

Peso máximo al despegue [Kg]	
Misión Diseño	24891.9
Misión Económica	22738.86

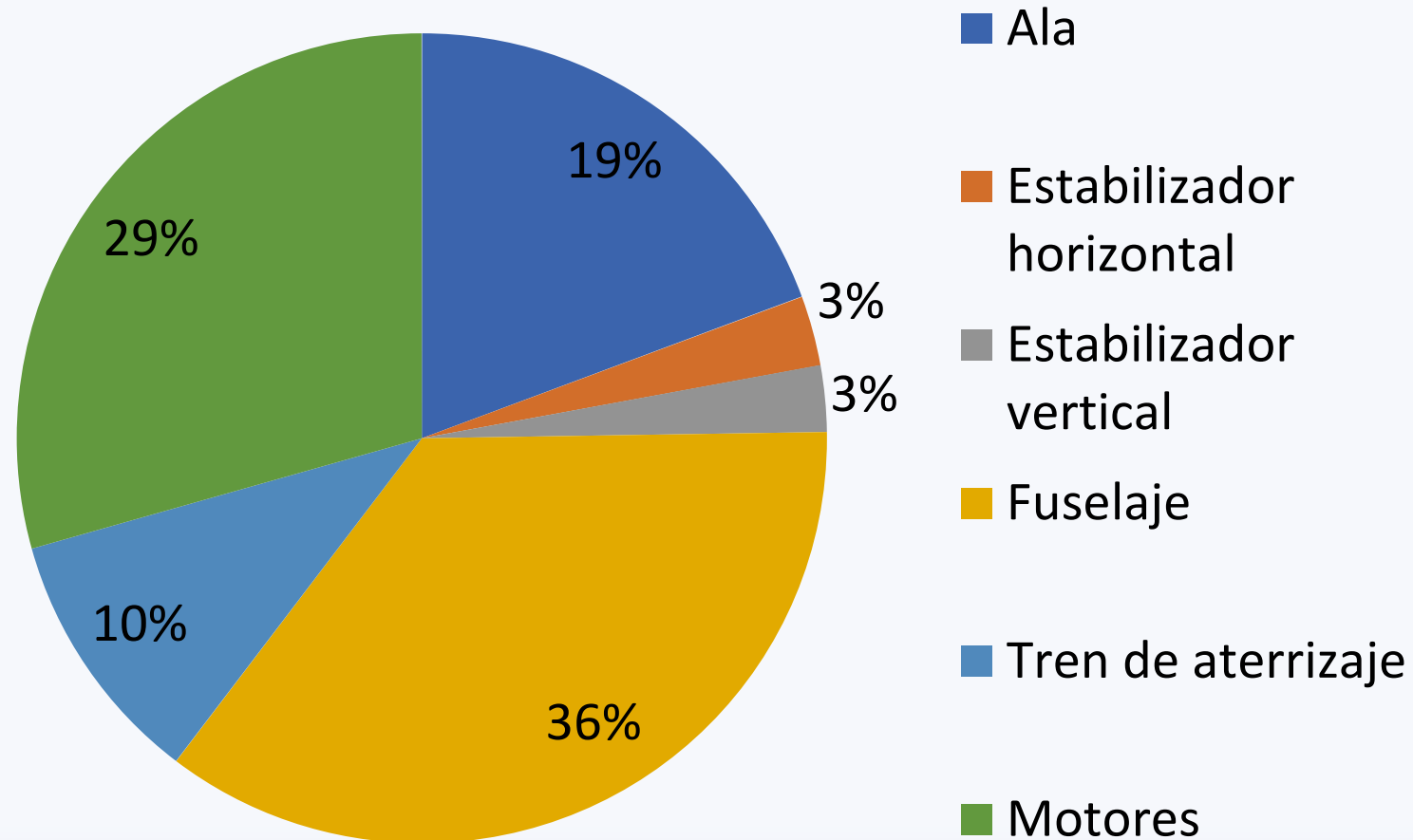
# Estructuras

Grupos estructurales	Peso estructura [kg]
Ala	1597.73
Estabilizador horizontal	230.53
Estabilizador vertical	219.16
Fuselaje	2943.05
Tren de Aterrizaje	848.47
Motores	2429.25
<b>Total W estructura</b>	<b>8268.18</b>



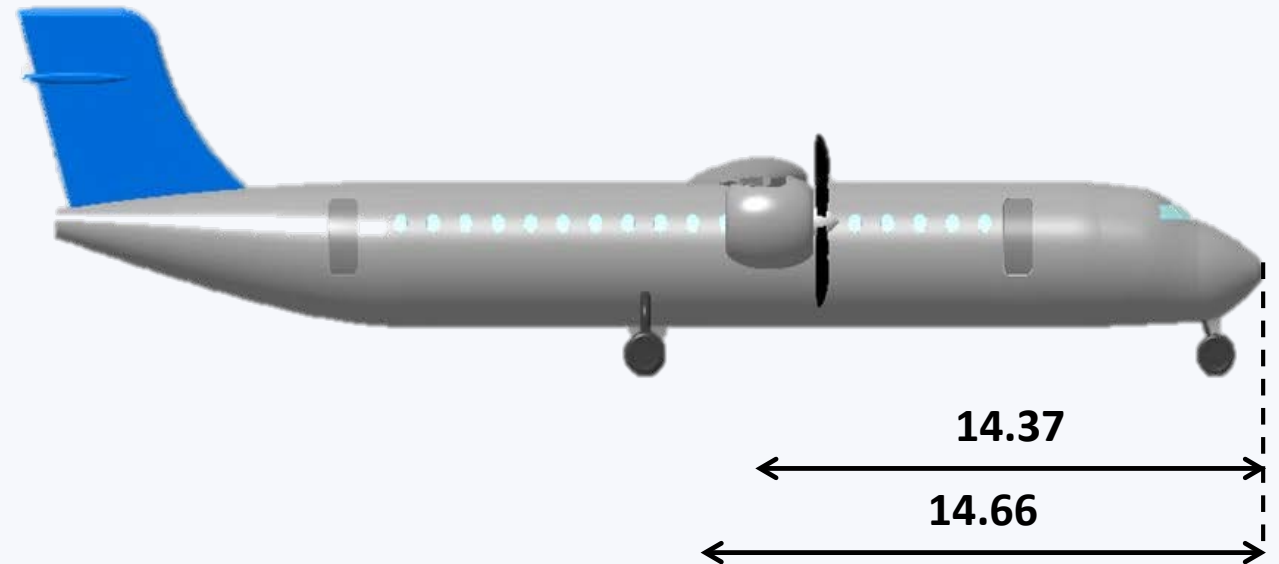
# Estructuras

## Pesos grupos estructurales



## Posición del centro de gravedad

Centro de Gravedad [m]	Con carga de pago	Sin carga de pago
Con combustible	14.37	14.32
Sin combustible	14.66	14.74



## Refuerzos y reducciones de material

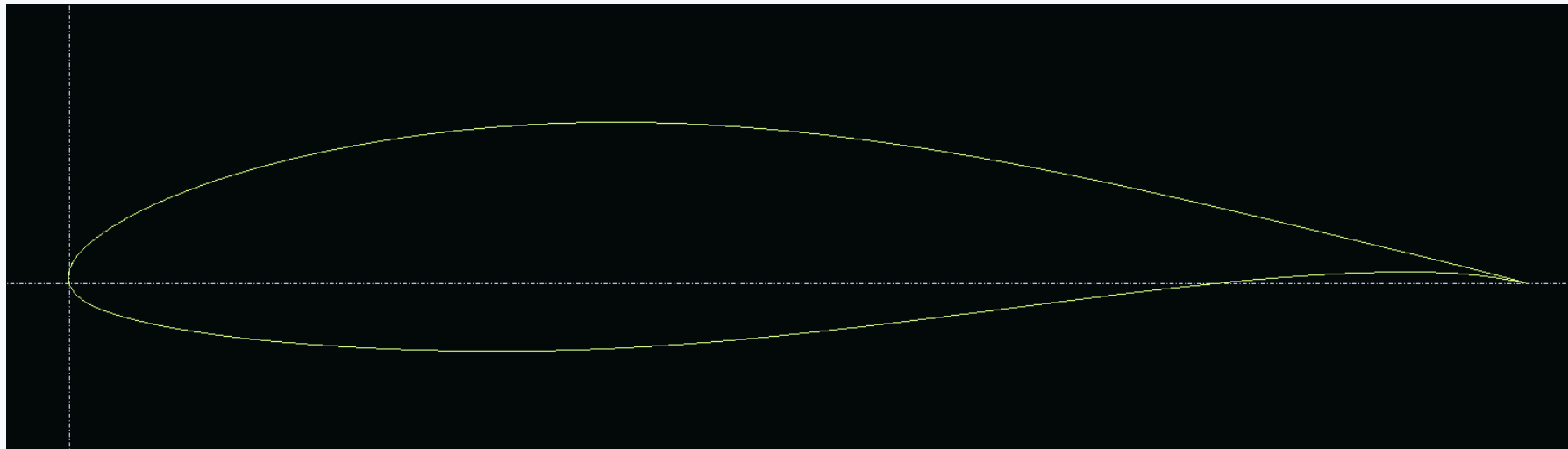
Porcentaje reforzado [%]	
Fuselaje	10
Ala	15
Estabilizadores	5
Tren de Aterrizaje	10

Peso sin reducción [Kg]	Peso con reducción [Kg]
25480.6	24891.9



# Departamento de Aerodinámica

## Elección del perfil alar



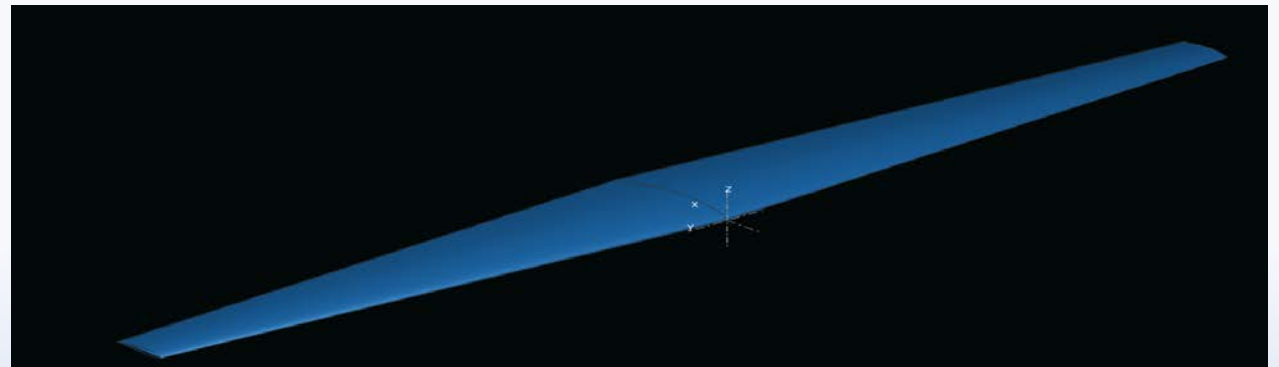
**NACA 63(2)615**

Parámetros Aerodinámicos	$C_{lmax}$	$\alpha_{max}$	$\alpha_0$	$C_{l\alpha}$	$C_{l0}$	$C_{m0}$	$C_{dmin}$	$(C_l/C_d)_{max}$
	2.05	22	-4.4	6.27	0.55	-0.1225	0.005	170

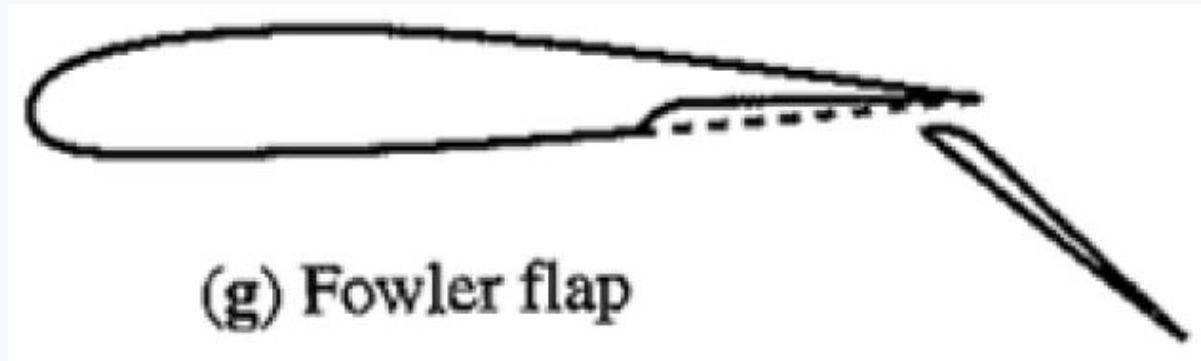
## Análisis 3D del ala

Parámetros geométricos	
$S [m^2]$	62.6
$b [m]$	27.4
AR	12
E	0.4
$c_r [m]$	3.262
$c_t [m]$	1.3048
$\psi$	2.043°

Parámetros aerodinámicos	
$C_{Lmax}$	1.97
$C_{Lo}$	0.4
$C_{L\alpha}$	5.25
$C_{Mo}$	-0.29
$C_{M\alpha}$	-2.20
$(C_L/C_D)_{max}$	46

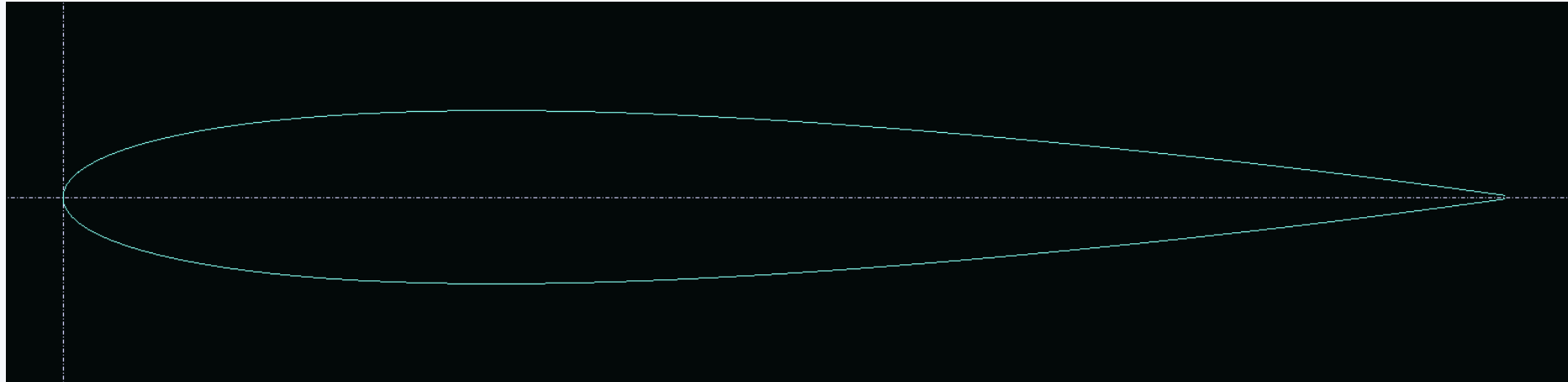


## Dispositivos hipersustentadores



Configuración	Deflexión	$C_{Lmax}$
Limpia		1.97
Despegue	20°	2.417
Aterrizaje	40°	3.02

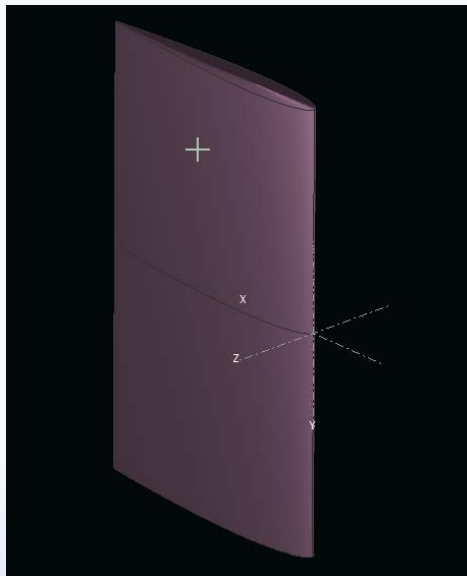
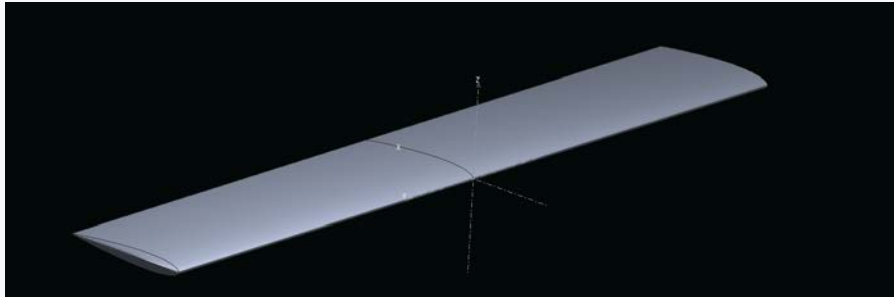
## Elección del perfil del VTP y HTP



**NACA 0012**

Parámetros Aerodinámicos	$C_{lmax}$	$\alpha_{max}$	$\alpha_o$	$C_{l\alpha}$	$C_{l0}$	$C_{m0}$	$C_{dmin}$	$(C_l/C_d)_{max}$
	<b>1.98</b>	<b>22</b>	<b>0</b>	<b>6.52</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>0.005</b>	<b>150</b>

## Análisis 3D del VTP y HTP



### Parámetros geométricos

$S [m^2]$	<b>12.18</b>
$b [m]$	<b>8.548</b>
AR	<b>6</b>
$c [m]$	<b>1.425</b>

### Parámetros geométricos

$S [m^2]$	<b>13</b>
$b [m]$	<b>4.65</b>
AR	<b>1.66</b>
$c [m]$	<b>2.8</b>

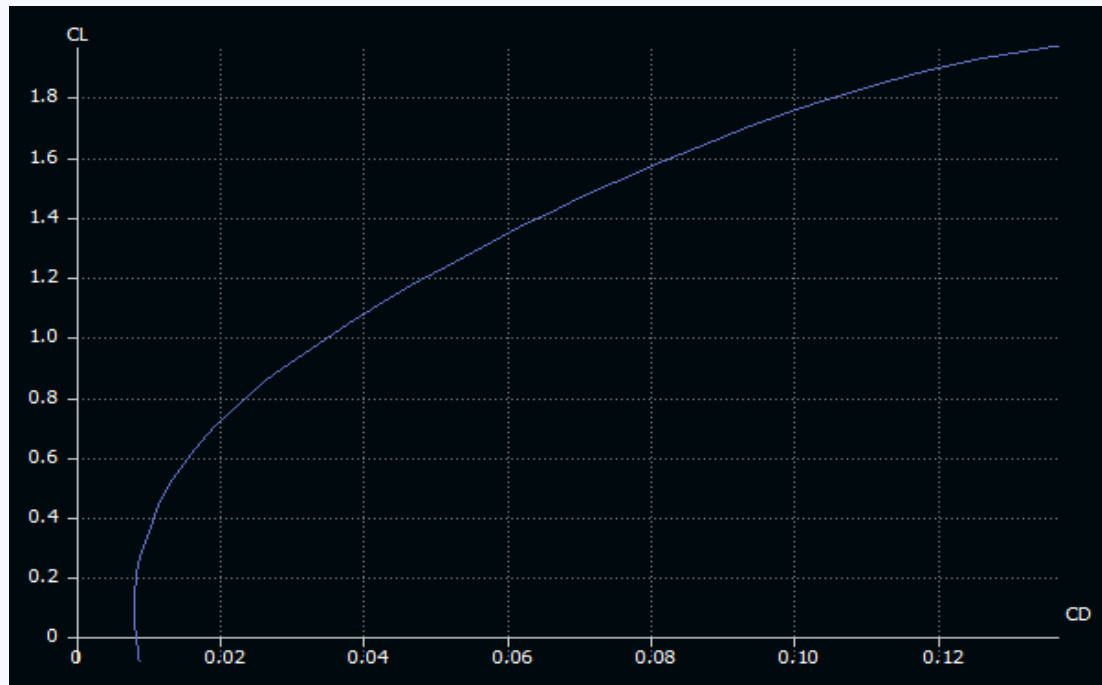
### Parámetros aerodinámicos

$C_{Lmax}(Clean)$	<b>1.97</b>
$C_{L\alpha}$	<b>4.23</b>

### Parámetros aerodinámicos

$C_{Lmax}(Clean)$	<b>0.94</b>
$C_{L\alpha}$	<b>2.13</b>

## Cálculo del $C_D$



$$C_D = C_{D0} + K_1 C_L^2 + K_2 C_L$$

$K_1$	$K_2$
0.036768	-0.011295

## Cálculo del $C_{D0}$

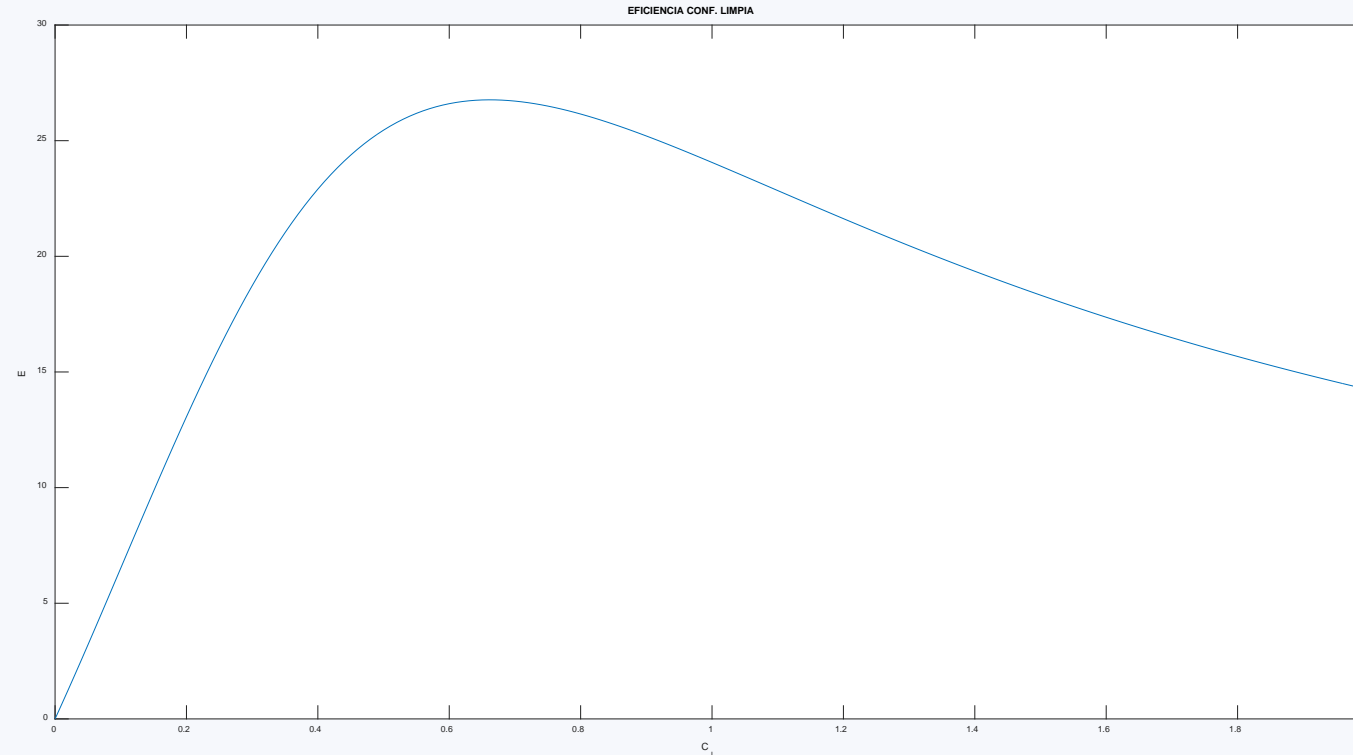
$C_{D0}$  con Component Buildup Method

- Ala
- Estabilizadores
- Fuselaje
- Motores
- Tren de aterrizaje
- Upsweep
- Dispositivos hipersustentadores
- Leaks and protuberances

Configuración	$C_{D0}$
Limpia	0.0161
Despegue	0.0635
Aterrizaje	0.1045



## Eficiencias Aerodinámicas



$E_{TOF}$	$E_C$	$E_{CR1}$	$E_{CR2}$	$E_D$	$E_{LN}$
9,68	23,42	26,77	23,18	21,51	7,48

# Departamento de Estabilidad

# Estabilidad

## Condición de estabilidad y manejabilidad verificada

	Margen de estabilidad [%]	Centro de Gravedad [m]
Sin carga de pago + sin combustible	10,8	14,66
Sin carga de pago + con combustible	23,1	14,38
Con carga de pago + con combustible	21,8	14,41
Con carga de pago + sin combustible	12,6	14,61

## Estabilidad estática longitudinal

Características del avión	Valor
$C_{L0}$	0,473
$C_{L\alpha}$	5,96
$C_{M0}$	0,0727
$C_{M\alpha}$	-1,19

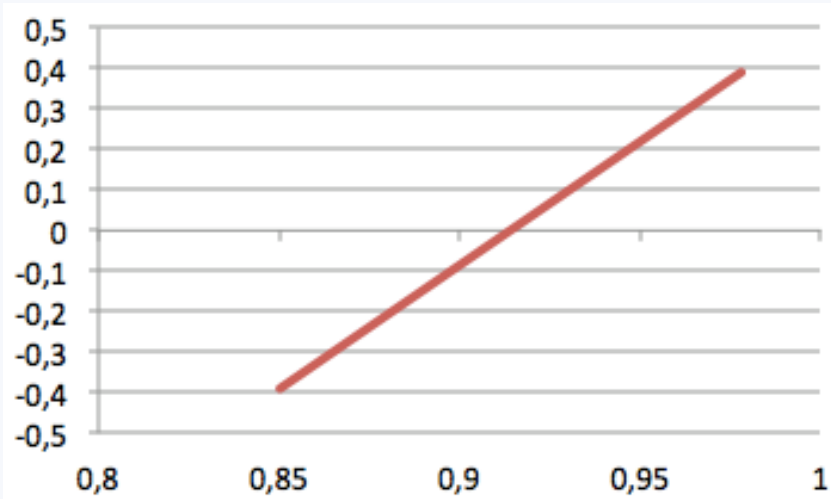
$$C_{M0} > 0$$

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

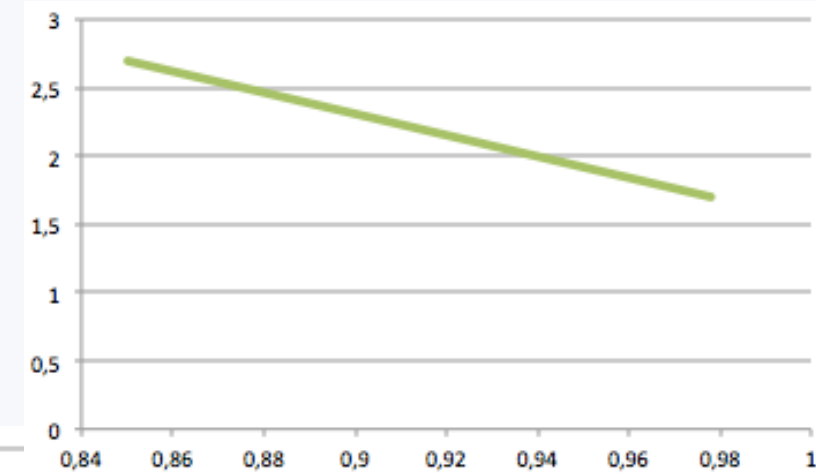
# Estabilidad

## Trimado

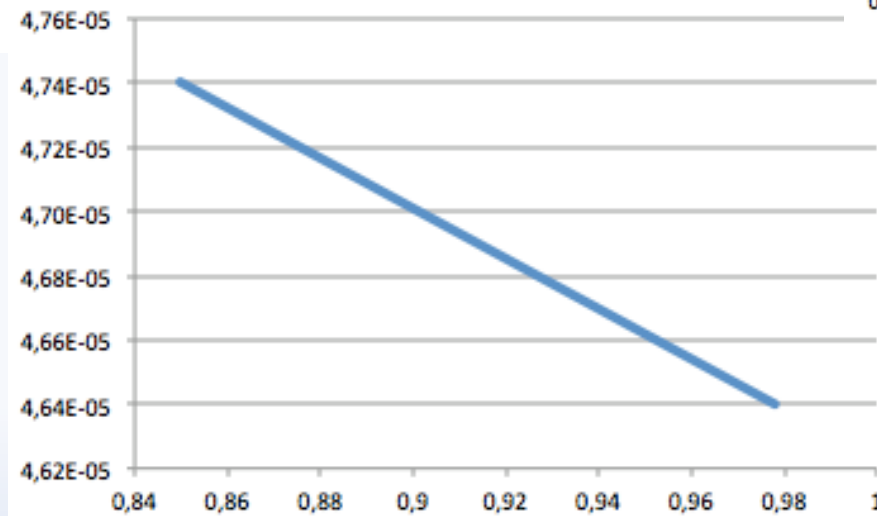
### Ángulo de ataque $\alpha$



### Ángulo de ataque $\delta_e$



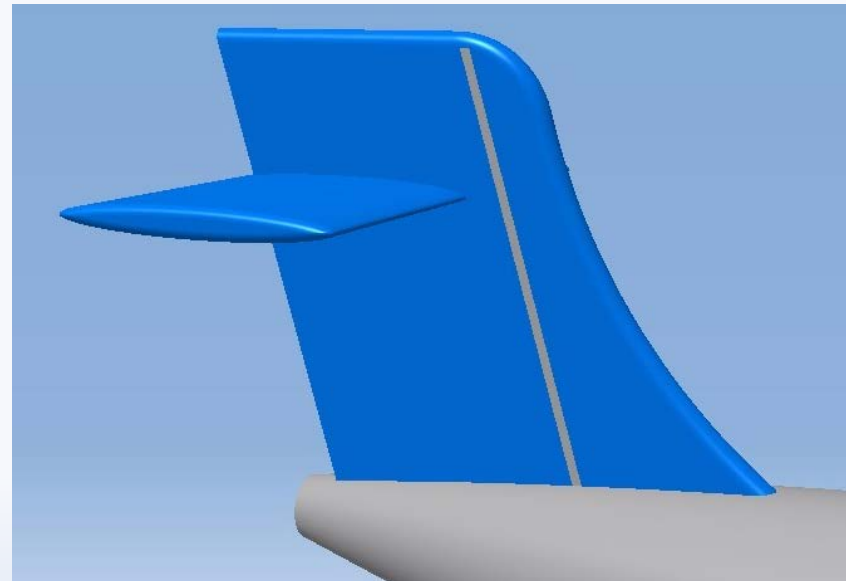
Resistencia inducida  $C_{Di}$   
durante el crucero



# Estabilidad

## Estabilizadores

Geometría	Estabilizador Horizontal	Estabilizador Vertical
Superficie [m <sup>2</sup> ]	12,18	13
Cuerda [m]	1,42	2,8
Alargamiento [m]	6	1,66



# Departamento de Actuaciones y Propulsión

## Misiones de diseño y económica

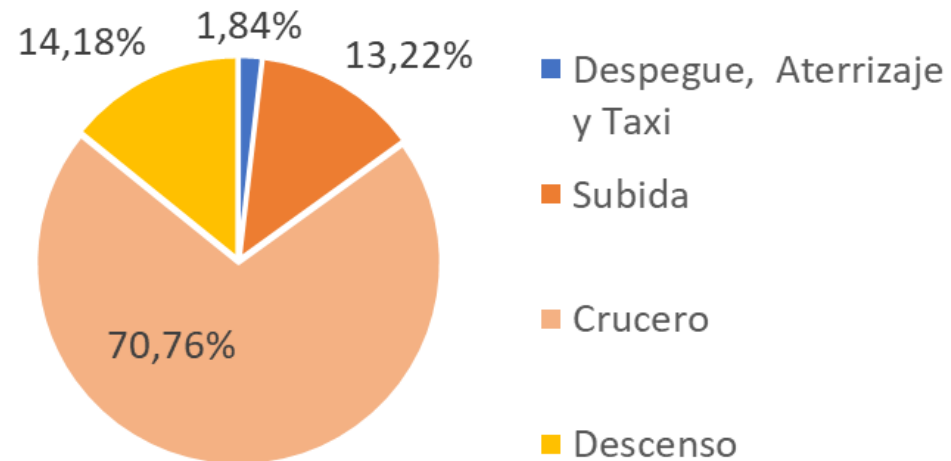


	Tramo Crucero				
	Mach	h máx (ft)	Distancia recorrida (Km)	Consumo combustible (Kg)	Tiempo
Misión de Diseño	0,62	30000	2188,4	3039,25	3 h 15 min
Misión Económica	0,62	26000	161,66	250,19	15 min

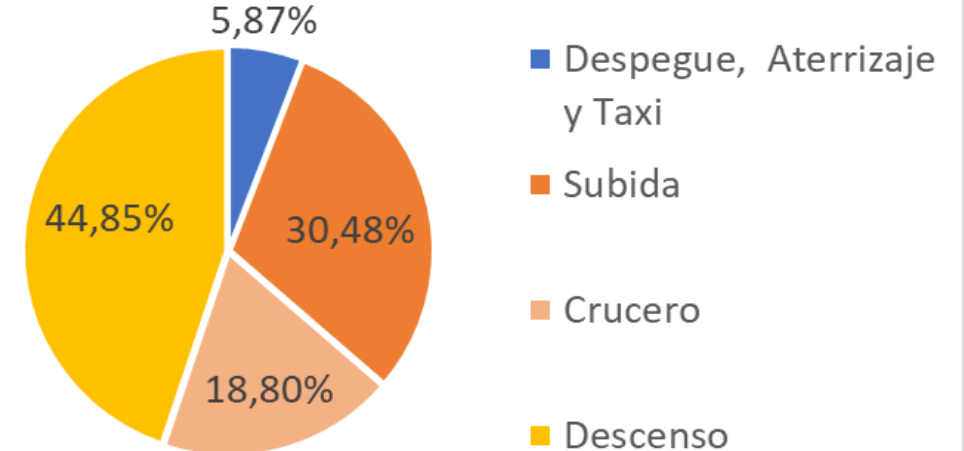


## Misiones de diseño y económica

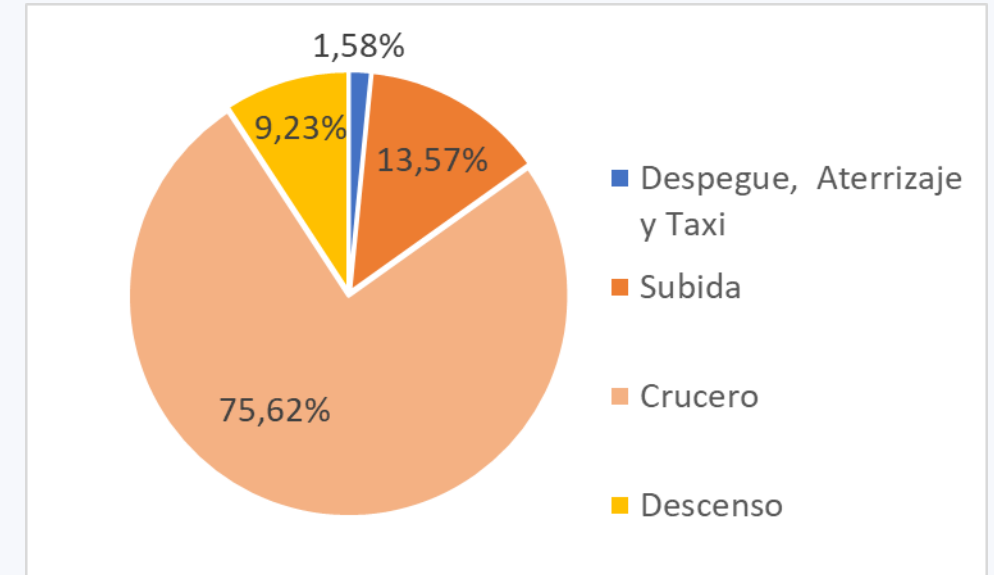
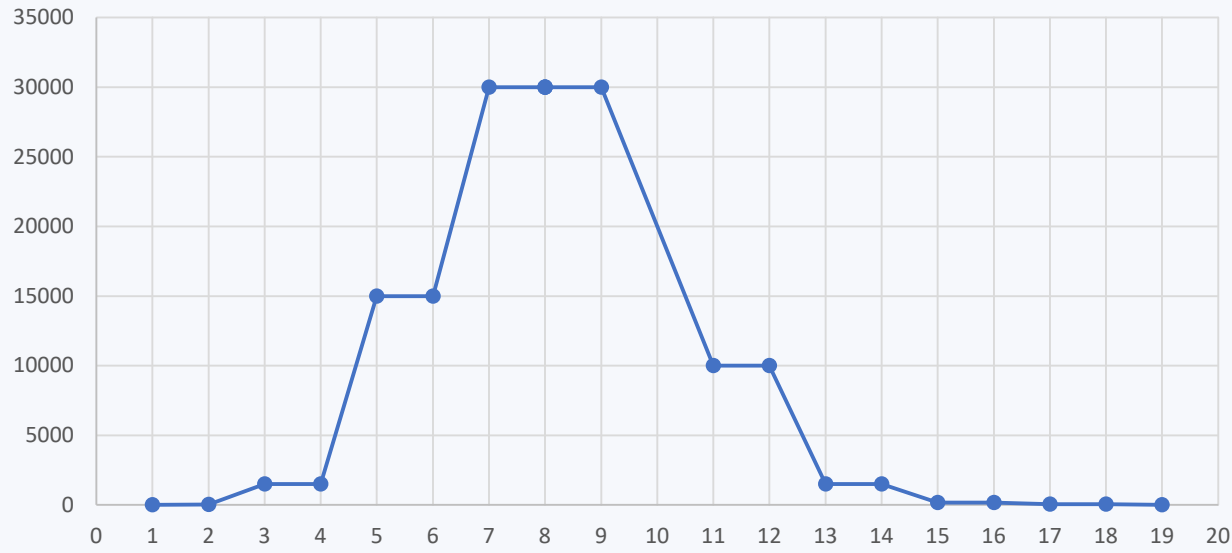
### MISION DISEÑO



### MISION ECONÓMICA



## Misión óptima



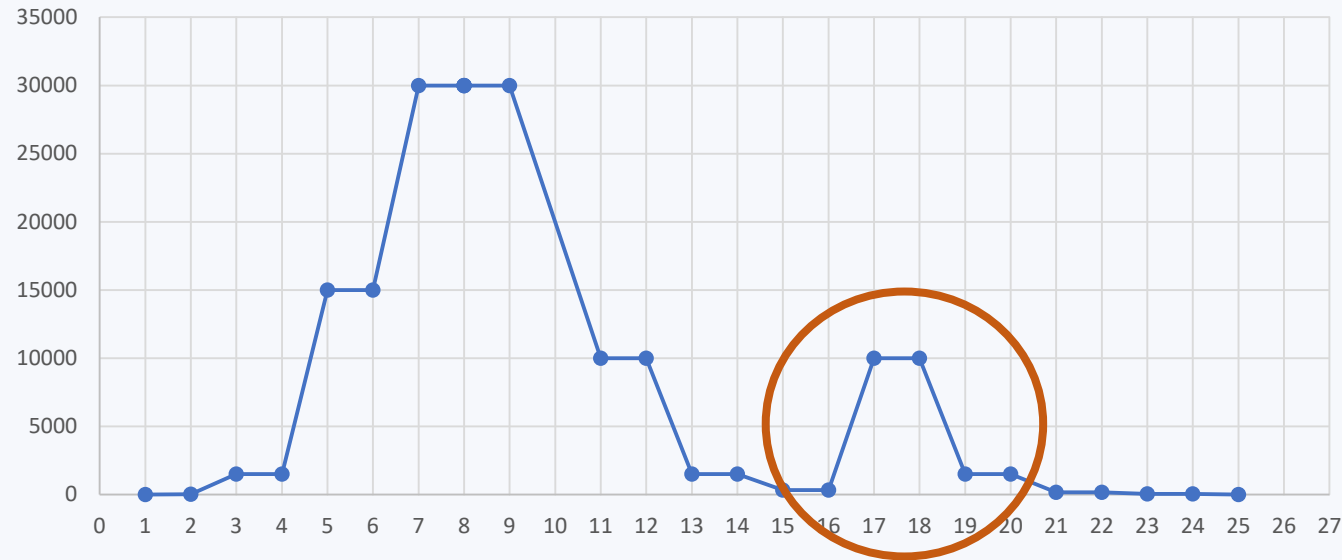
Tramo Crucero				
Mach	h máx (ft)	Distancia recorrida (Km)	Consumo combustible (Kg)	Tiempo
<b>0,73</b>	<b>30000</b>	<b>2229,14</b>	<b>3813,5</b>	<b>2 h 56 min</b>

## Comparativa entre misiones

Resultados Finales	Misión Diseño	Misión Económica	Misión Optimizada
Distancia (Km)	2963,20	740,80	2963,20
Fuel Consumido (Kg)	4295,16	1330,68	5043,19
Tiempo	5h 10 min	1 h 42 min	4 h 45 min
CASM (céntimos \$)	19,71	20,50	19

# Actuaciones

## Misión de diseño con aborto de aterrizaje y desvío



	Misión Diseño
Distancia (Km)	<b>185,20</b>
Fuel Consumido (Kg)	<b>607,56</b>
Tiempo (h)	<b>1,00</b>

# Actuaciones

## Despegue

	Misión Diseño	Misión Económica	Misión Óptima
Distancia (km)	374,77	304,20	415,00
Tiempo (s)	10,92	9,32	11,78
Fuel consumido (kg)	6,83	5,79	7,40

## Aterrizaje

	Misión Diseño	Misión Económica	Misión Óptima
Distancia (km)	631,02	649,79	661,50
Tiempo (s)	20,34	20,35	20,97
Fuel consumido (kg)	6,30	6,52	6,30

## Fallo motor

	Misión Diseño
Distancia (km)	631,02
Tiempo (s)	20,34
Fuel consumido (kg)	6,3

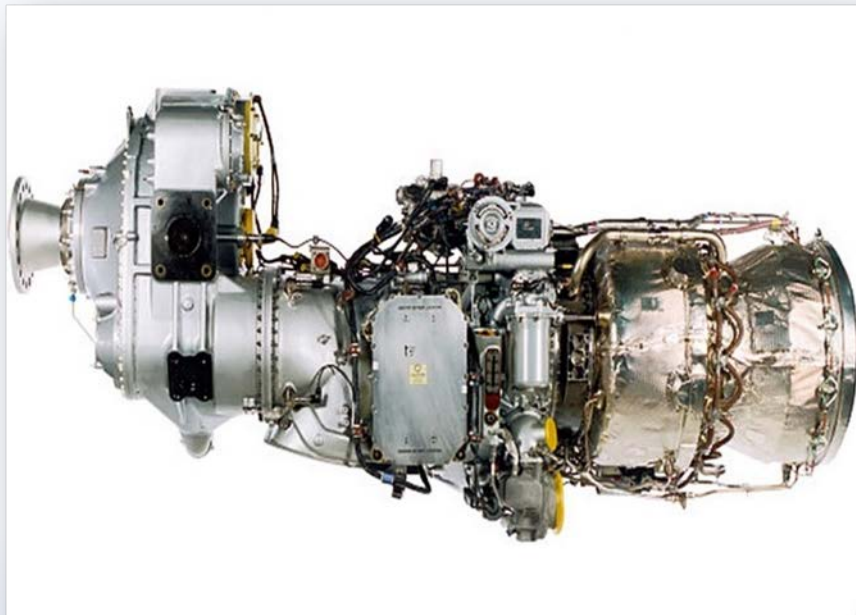
# Propulsión

## Criterios de selección: motor

- Potencia
- Consumo específico
- Peso estructural



Fabricante Americano  
Pratt & Whitney



Datos	Valor
Modelo de Motor	PW150A
Factor de Escala	1,2
Rendimiento Propulsivo	0,82
Potencia máxima a nivel del mar por udad	6090 shp

# Propulsión

## Criterios de selección: hélice

- Niveles bajos de ruido
- Bajo peso
- Bajo coste de mantenimiento



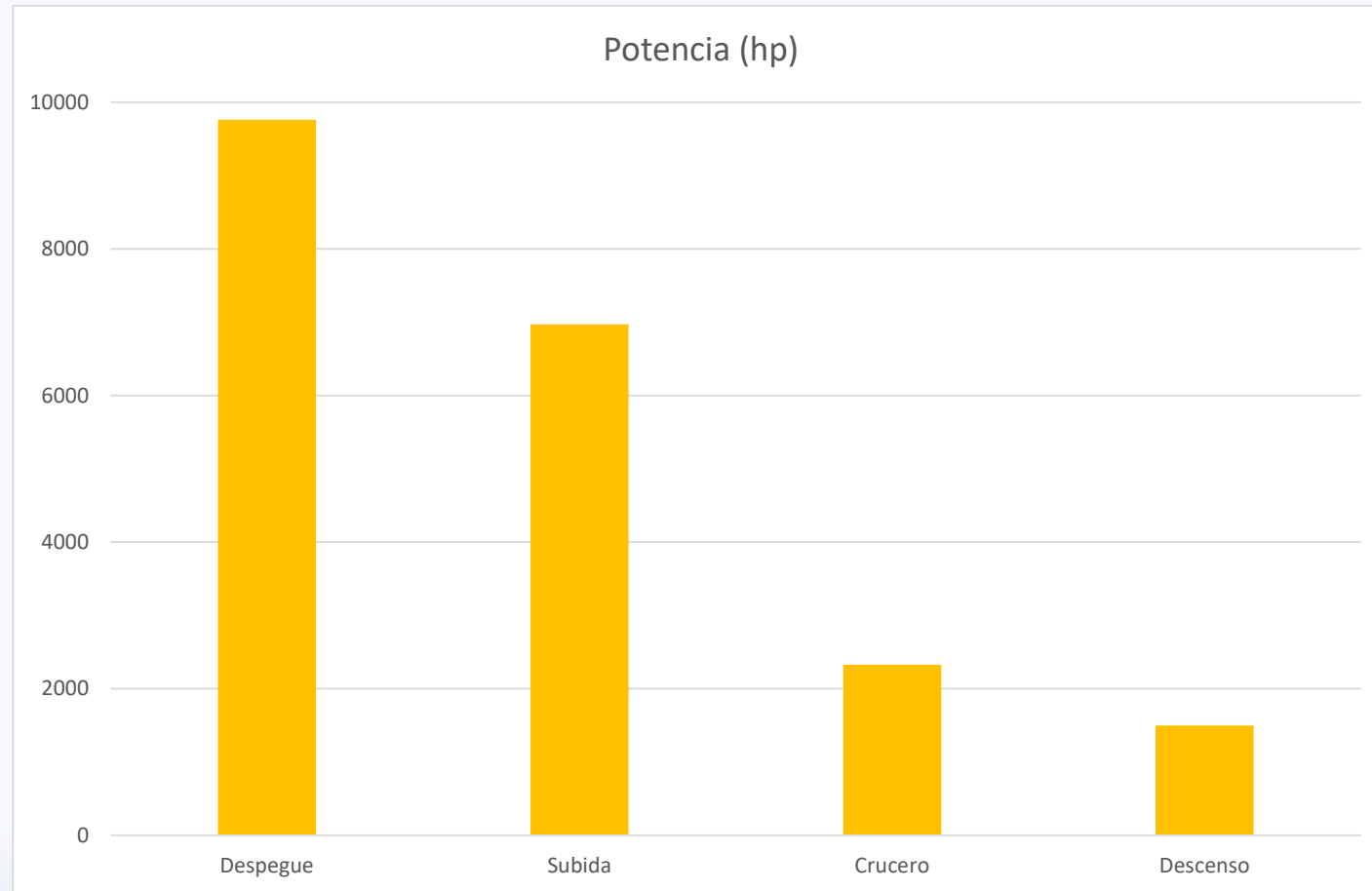
Fabricante Británico  
Dowty Propellers



Datos	Valor
Modelo de la Hélice	R408/6-123-F/20
Diámetro	4,115 m
N. Palas	6
Peso	252 Kg

# Propulsión

## Estudio de la potencia en los tramos





# Conclusiones y Líneas de mejora

# ¿Por qué NTA17?

## USUARIO

**CONFORT**

**AMPLIA ZONA DE  
OPERACIÓN**

**BILLETES  
ECONÓMICOS**

## CLIENTE

**EFICIENCIA  
PROPULSIVA**

**AHORRO DE  
COMBUSTIBLE**

# ¿Por qué NTA17?

## MERCADO

Avión	País	Capac.	Alcance (nmi)	V Crucero (km/h)	MTOW (Kg)	Longitud (m)	Envergad. (m)	Swing (m)	Potencia Propulsiva Total (shp)
ATR 72-500	Francia e Italia	74	785	509.30	22800	27.2	27.1	61.0	2 x 2750
Saab 2000	Suecia	50	1549	682.30	22999	27.3	24.8	55.7	2 x 4150
Bombardier Q400	Canadá	70	1567	667.00	29260	32.8	28.4	63.1	2 x 5075
Ilyushin IL-114-100	Rusia	64	620	470.00	23500	26.9	30.0	81.9	2 x 2645
<b>NTA17</b>	España	75	1600	676.69	24892	33.0	27.4	62.6	2 x 6090

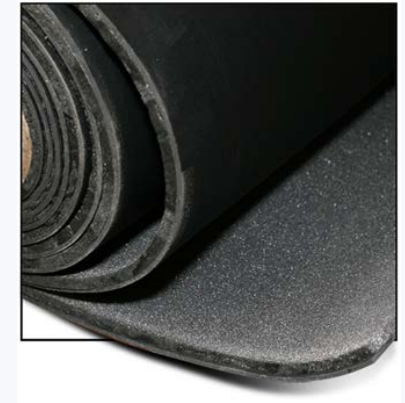
# LÍNEAS DE MEJORA

## REDUCCIÓN DEL RUIDO

**HÉLICE**



**FUSELAJE**



**POSICIONAMIENTO DE MOTORES**

# LÍNEAS DE MEJORA

## DISMINUCIÓN DEL IMPACTO MEDIOAMBIENTAL

**USO DE COMBUTIBLES  
ALTERNATIVOS**

**MEJORAS EN LA EFICIENCIA  
AERODINÁMICA**

**AUMENTO USO DE  
MATERIALES COMPUESTOS**



**Disminución en las  
emisiones de CO<sub>2</sub>**

**NTA Company will make your  
wishes come true**



---

New Technologies for Aircrafts