

Dirobas Aerospace

Proyecto D-158

Grupo 4
Cálculo de Aviones
5º Ingeniería Aeronáutica
Curso 2013-2014

Revisión Final



AERODINÁMICA

ESTRUCTURAS

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

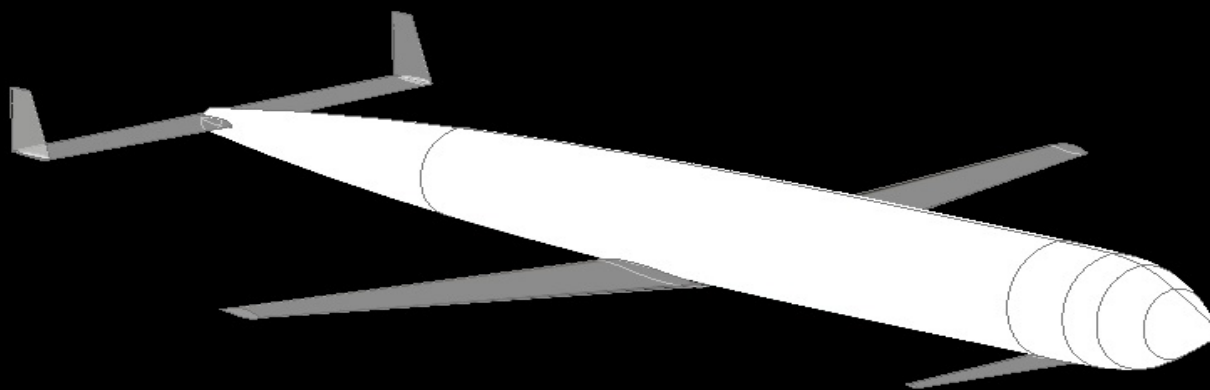
ESTABILIDAD

DISEÑO

Aerodinámica

AERODINÁMICA

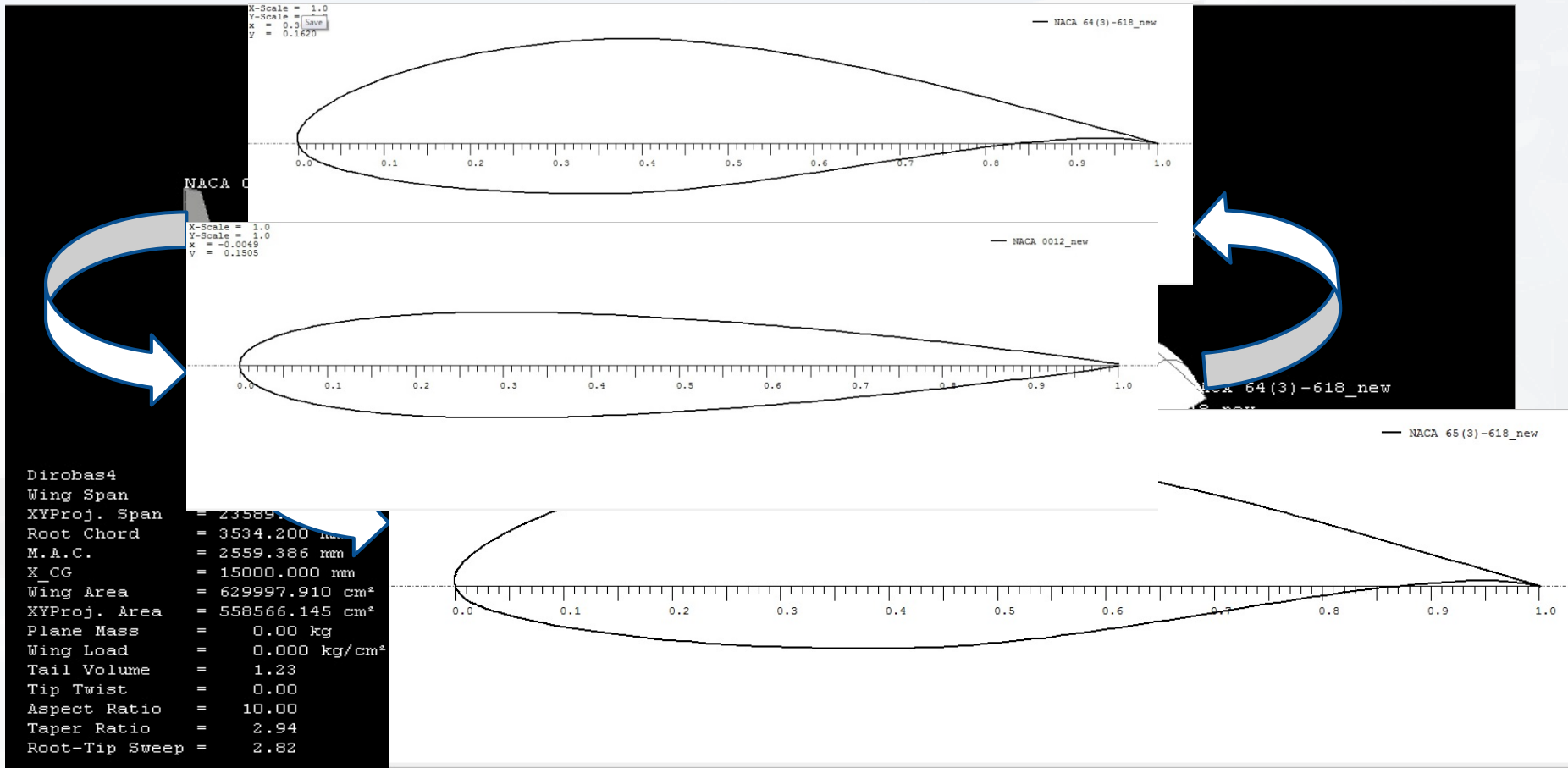
DIROBAS D-15B



```
Dirobas4
Wing Span      = 23679.200 mm
XYProj. Span   = 23589.093 mm
Root Chord     = 3534.200 mm
M.A.C.        = 2559.386 mm
X_CG          = 15000.000 mm
Wing Area     = 629997.910 cm²
XYProj. Area  = 558566.145 cm²
Plane Mass    = 0.00 kg
Wing Load     = 0.000 kg/cm²
Tail Volume   = 1.23
Tip Twist     = 0.00
Aspect Ratio  = 10.00
Taper Ratio   = 2.94
Root-Tip Sweep = 2.82
```

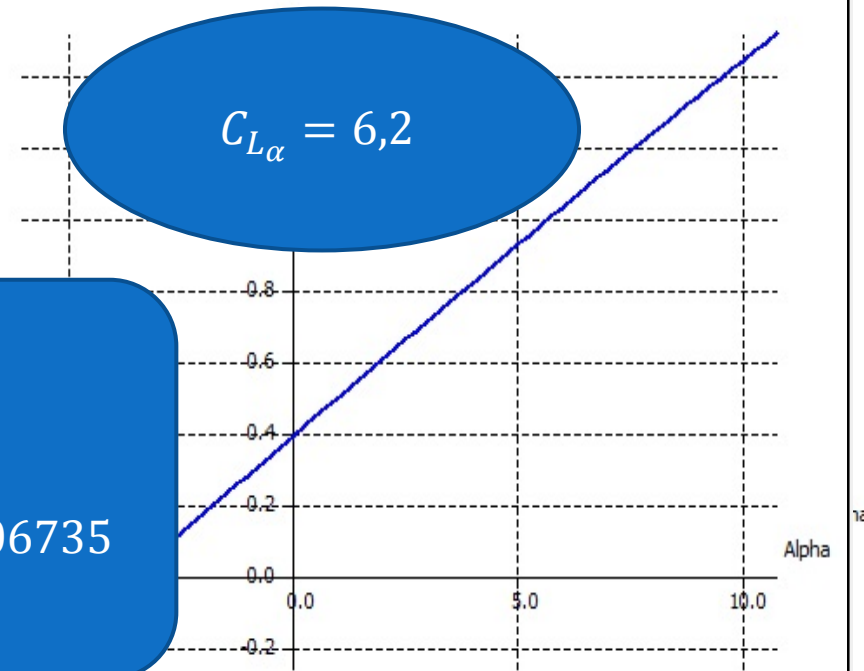
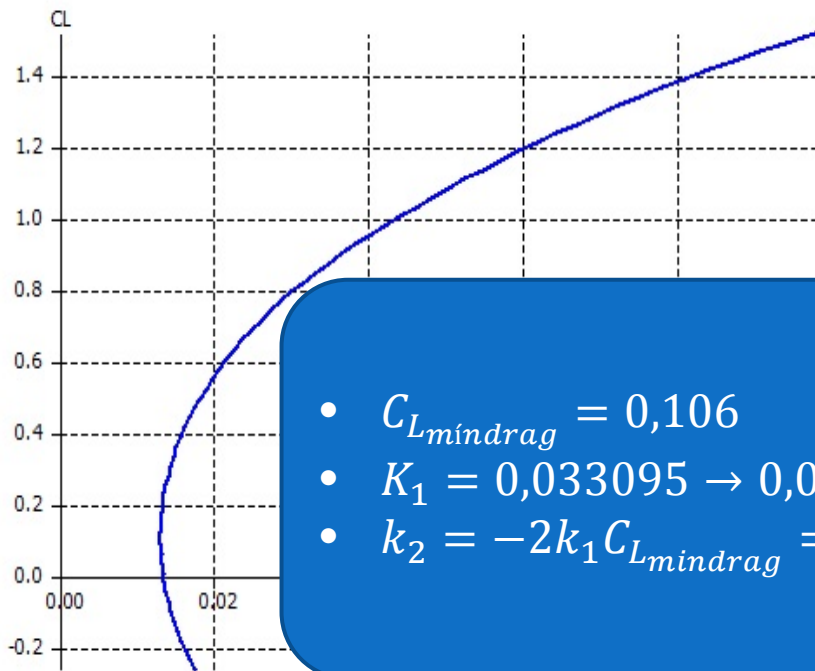
AERODINÁMICA

Perfiles aerodinámicos



AERODINÁMICA

Superficies Aerodinámicas



AERODINÁMICA

Coeficiente de Resistencia, C_{D_0}

$$C_{D_0} = 0,015$$

Dirobas4
Wing Span
XYProj. Spe
Root Chord
M.A.C.
X CG
Wing Area
XYProj. Are
Plane Mass
Wing Load
Tail Volume
Tip Twist
Aspect Rati
Taper Ratic
Root-Tip Swe

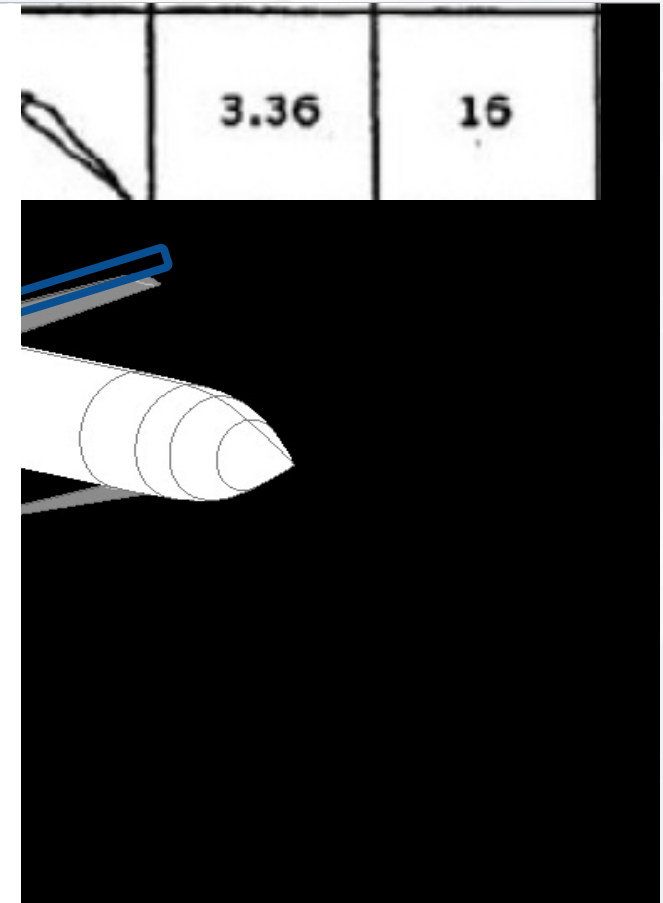
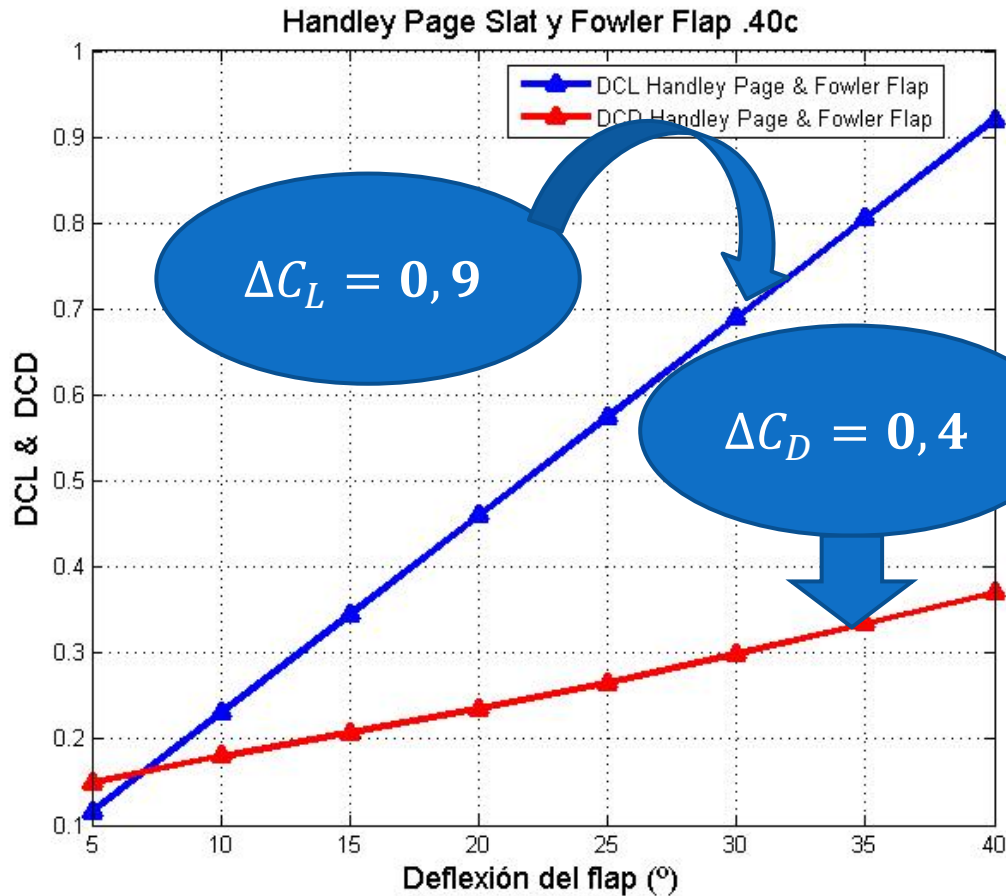
Swept
% Laminar /% Turbulento=50/50

$$C_{D_{0w}} = 0,0058$$

$$C_{D_{0w}} = 0,00044$$

AERODINÁMICA

High Lift Devices (HLD)



AERODINÁMICA

Polar Parabólica Compensada

$$C_D = 0,015 + 0,03177C_L^2 - 0,006735C_L$$

Despegue
 $\delta = 20^\circ$

$$C_D = 0,2820$$

Aterrizaje
 $\delta = 30^\circ$

$$C_D = 0,3316$$

Di
W
X
R
M
U
I
I
T

Root-Tip Sweep = 2.82

Actualizaciones Propulsión

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

- Requisitos de potencia

- $\frac{W}{S_{T0}} = 4370 Pa$

- $S = 63 m^2$

- $W_{T0} = 28062 kg$

- Crucero → Segmento más restrictivo

$$\delta_{T_{cruise}} = 0,9$$

$P_{nec} = 10725 hp$

Se necesita
escalar el motor

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

- Decisión multicriterio

- *Peso (Estructural)*
- *Esbeltez (Aerodinámico)*
- *Consumo específico (Actuaciones)*
- *Potencia (Propulsión)*



Cuatro motores:

- Avco Lycoming → Mayor consumo
- Pratt & Whitney
- Rolls-Royce → Más pesado
- Allison (Rolls-Royce) → Adaptación de rpm

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

2 Motores

Diam. de palas [m]

3,93

Factor escalado 1.1

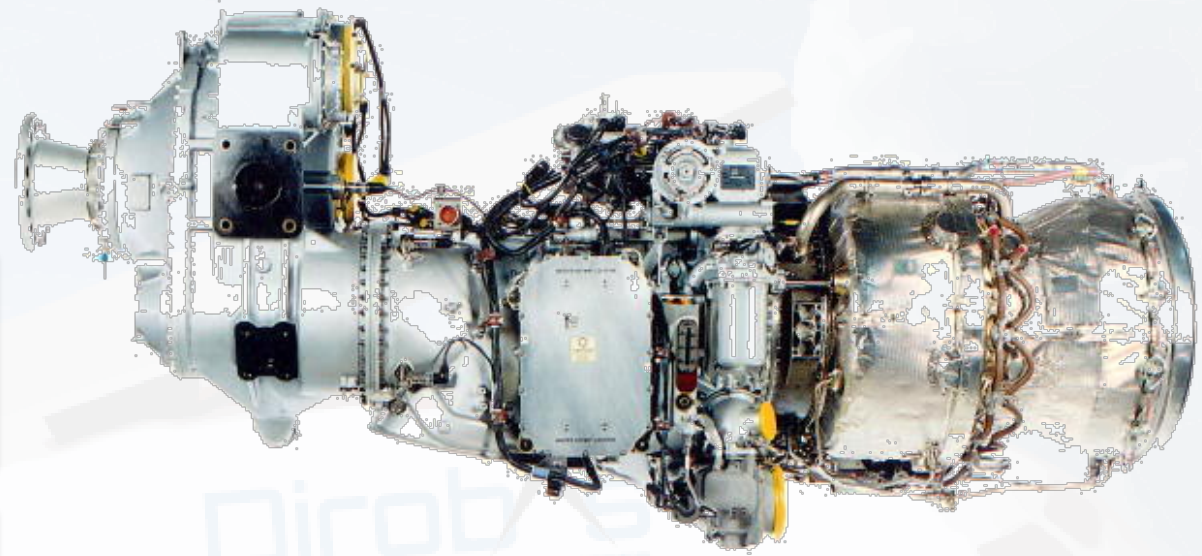
$P_{SL} [hp] = 5075$

$C_{bhp} [lb \cdot h/hp] = 0,433$

$D[m] = 0,865$

$L[m] = 2,203$

$W_{dry} [kg] = 528,9$

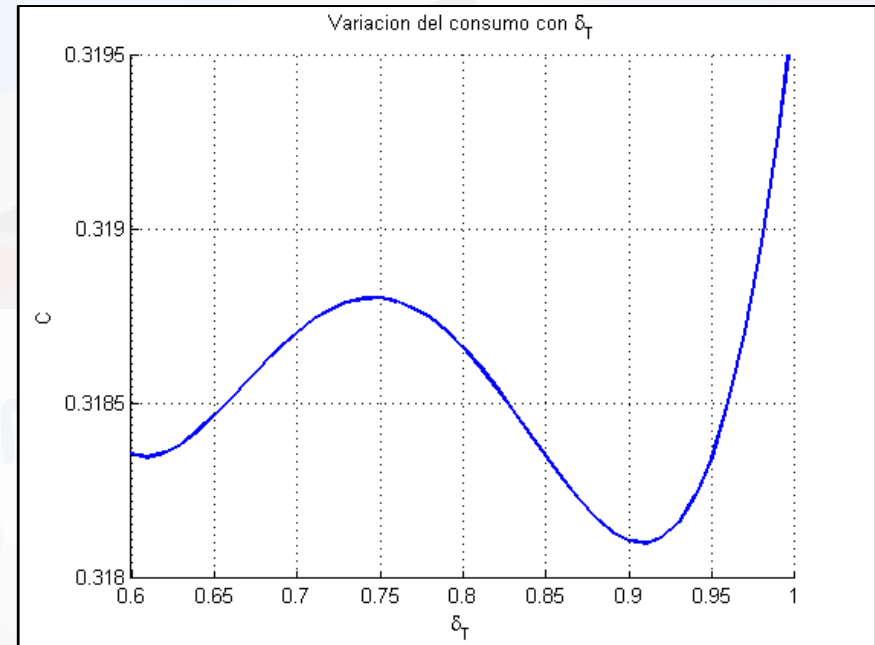


Pratt-Whitney PW150

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

- Posiciones de palanca

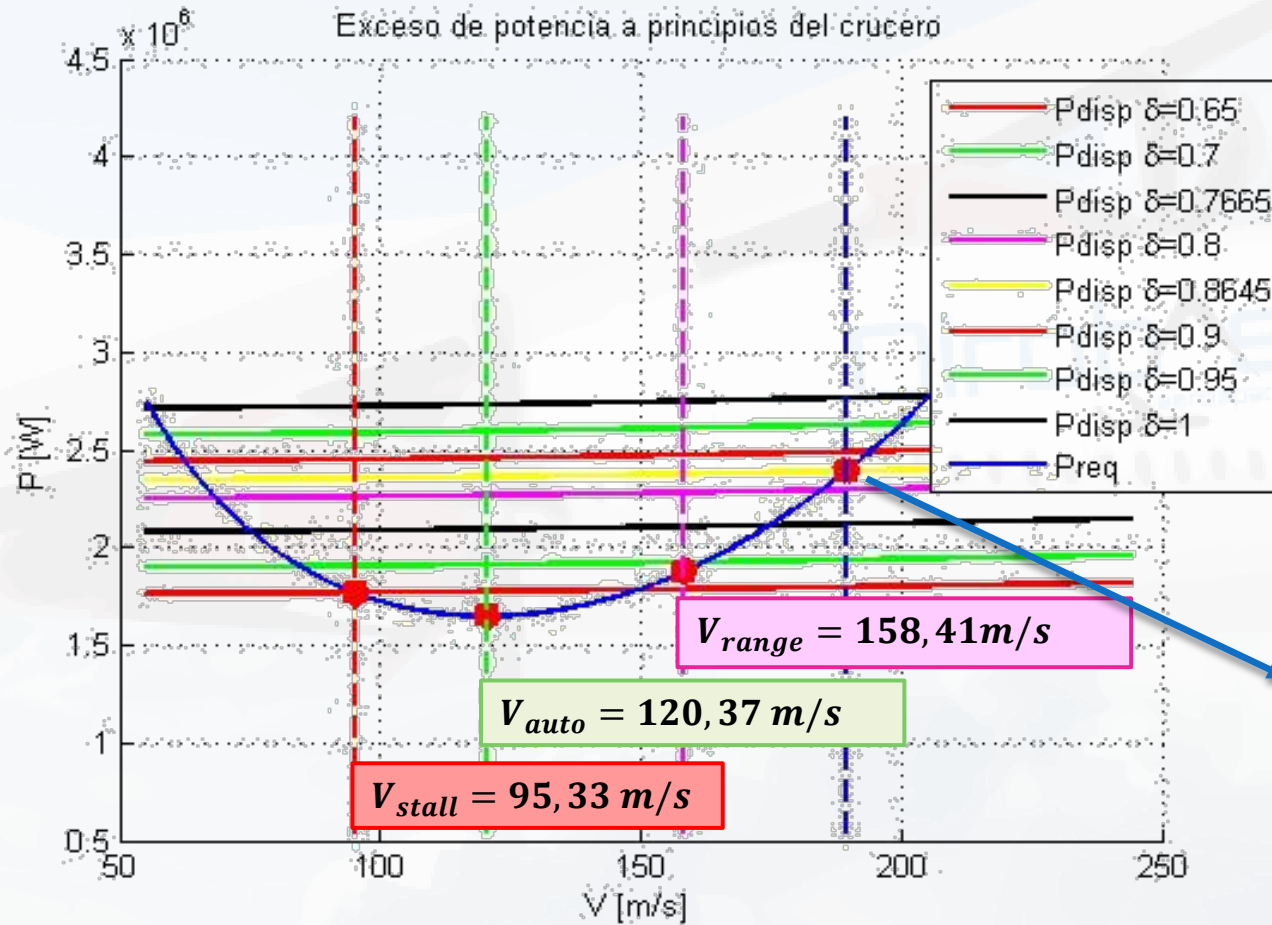
Segmento	$\delta_{T,opt}$
Taxi	0.05
Despegue	0.9
Subida 1	0.8192
Subida 2	0.3410
Subida 3	0.4198
Subida 4	0.0609
Aceleraciones (1-3)	0.9
Crucero	0.8645-0.8098
Descenso (1-2)	0.05
Aproximación+Aterrizaje	0.05
Loiter y Espera	0.1174 , 0.1290



← Análisis de tramos

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

- Exceso de potencia en crucero



$h = 28000 \text{ ft}$

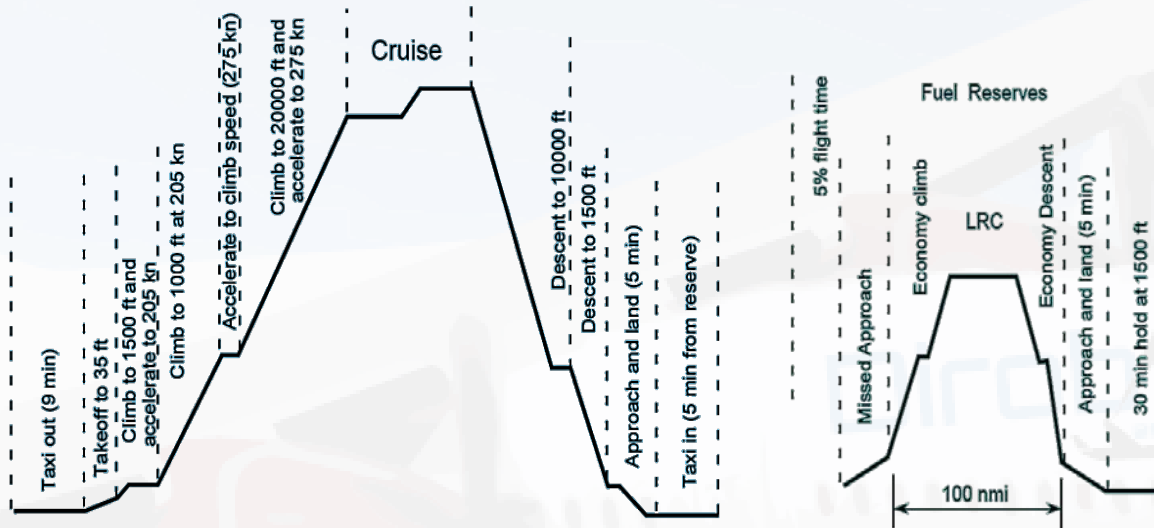
$M = 0,62$

$V_{cruise} = 189,4 \text{ m/s}$

$\delta_T^* = 0,8645$

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

- Misión de diseño y reserva de combustible



$Consumo_{Eco} = 969,39 \text{ kg}$
 $Reserva = 600,51 \text{ kg}$

$t_{Eco} = 1,431 \text{ h}$

$CASM_{eco} = 19,8 \text{ cents}$

$Consumo_{Design} = 3465 \text{ kg}$
 $Reserva = 610 \text{ kg}$

$Total = 4075 \text{ kg}$

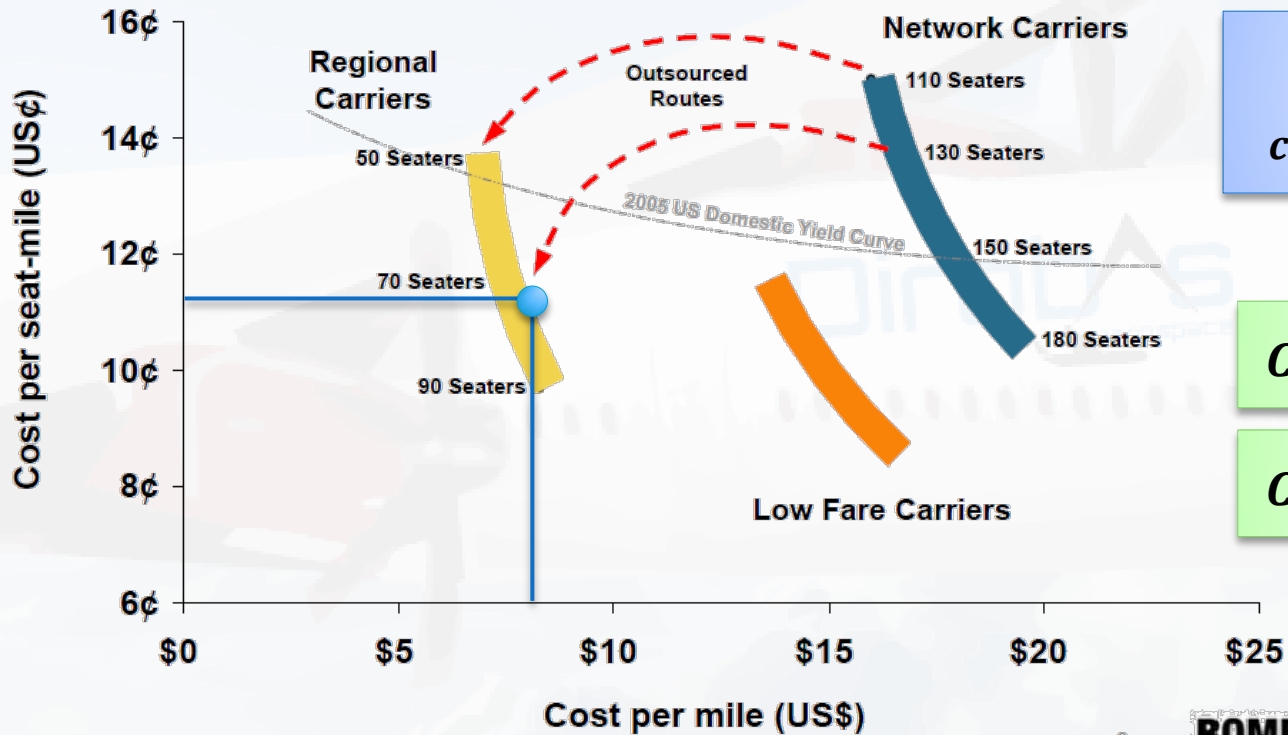
$t_{Design} = 4,804 \text{ h}$

$CASM_D = 16,77 \text{ cents}$

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

- Comparativa CASM

Aircraft Unit Cost Comparison (500 nm Sector)



$R = 500 \text{ nm}$
 $cost_{fuel} = 1,80\$/gallon$



$CASM_D = 11,52 \text{ cents}$

$Cost \text{ per mile} = 8,5 \$$

Assumptions: US operating environment and fuel price @ \$1.80 per US gallon



ACTUACIONES-PROPULSIÓN

- Evolución de la misión de diseño

Segmento	Distancia[m]	Tiempo [s]	Consumo[Kg]
Taxi	-	540	30,7447
Despegue	1098	22,3	14,526
Subida 1	1666,8	25,6	16,3732
Subida 2	35233	721,2	102,6454
Subida 3	56257	398,5	113,7405
Subida 4	58722	300,2	91,3654
Aceleraciones (1-3)	91644,3	253,5	195,6645
Crucero	2534700	13381	2790,4
Descensos (1-2)	175183	1474,6	73,9167
Acerc.+ Aterrizaje	24136,8	264,2	18,1799
Taxi	-	300	17,0804

$$S_{TO_n} = 1098 \text{ m}$$

$$S_{TO_{hh}} = 1347,4 \text{ m}$$

$$\gamma_{climb1} = 15^\circ$$

$$\gamma_{climb2} = 4,1969^\circ$$

$$\gamma_{climb3} = 3,0882^\circ$$

$$\gamma_{climb4} = 2,3605^\circ$$

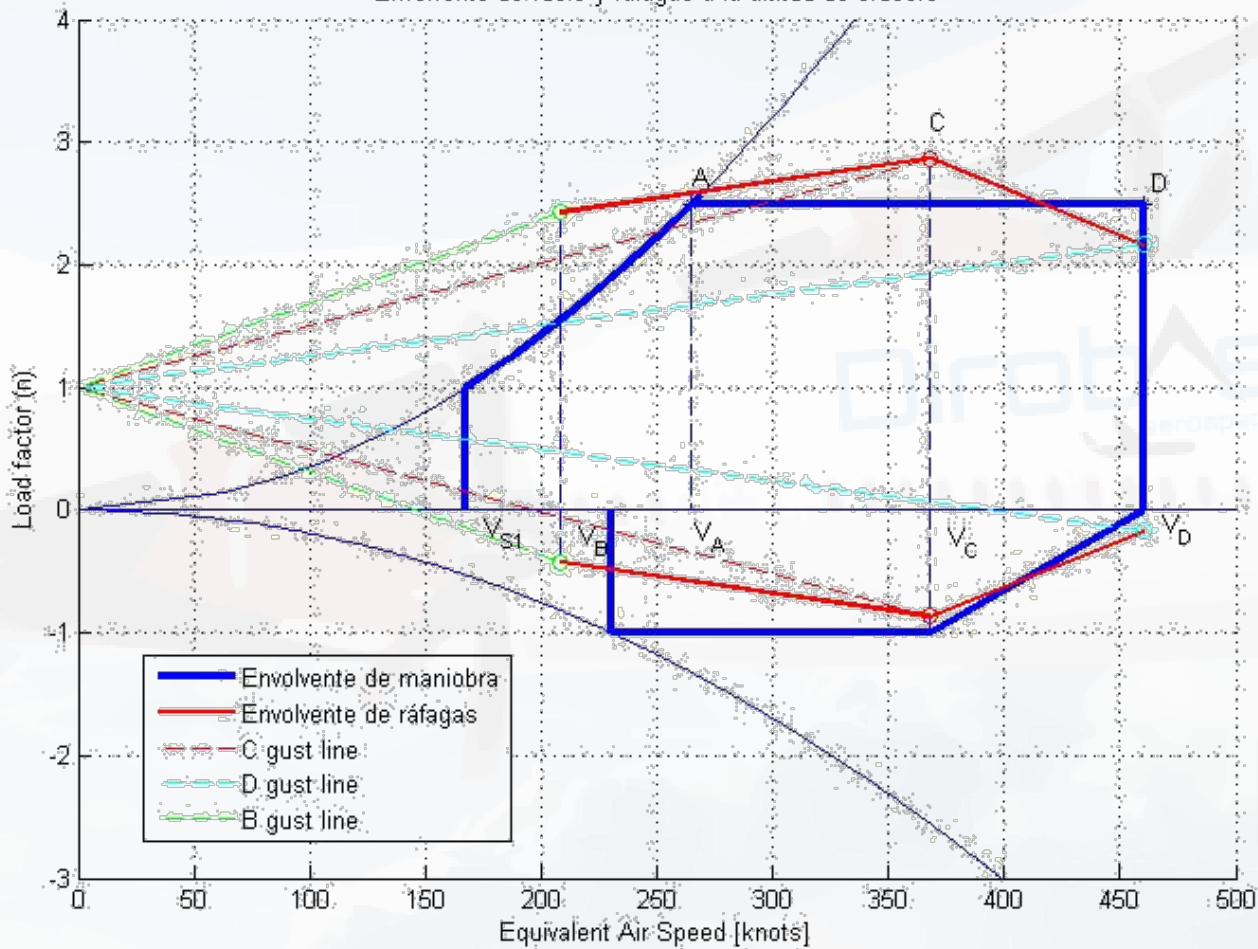
$$S_{land_n} = 980,8 \text{ m}$$

$$S_{land_{hh}} = 1102,4 \text{ m}$$

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

- Envolverte de vuelo.

Envolverte de vuelo y ráfagas a la altitud de crucero.



$$n_{m\acute{a}x} = 2.5$$

$$n_{\acute{u}ltimo} = 4$$

$$n_{m\acute{i}n} = -1$$

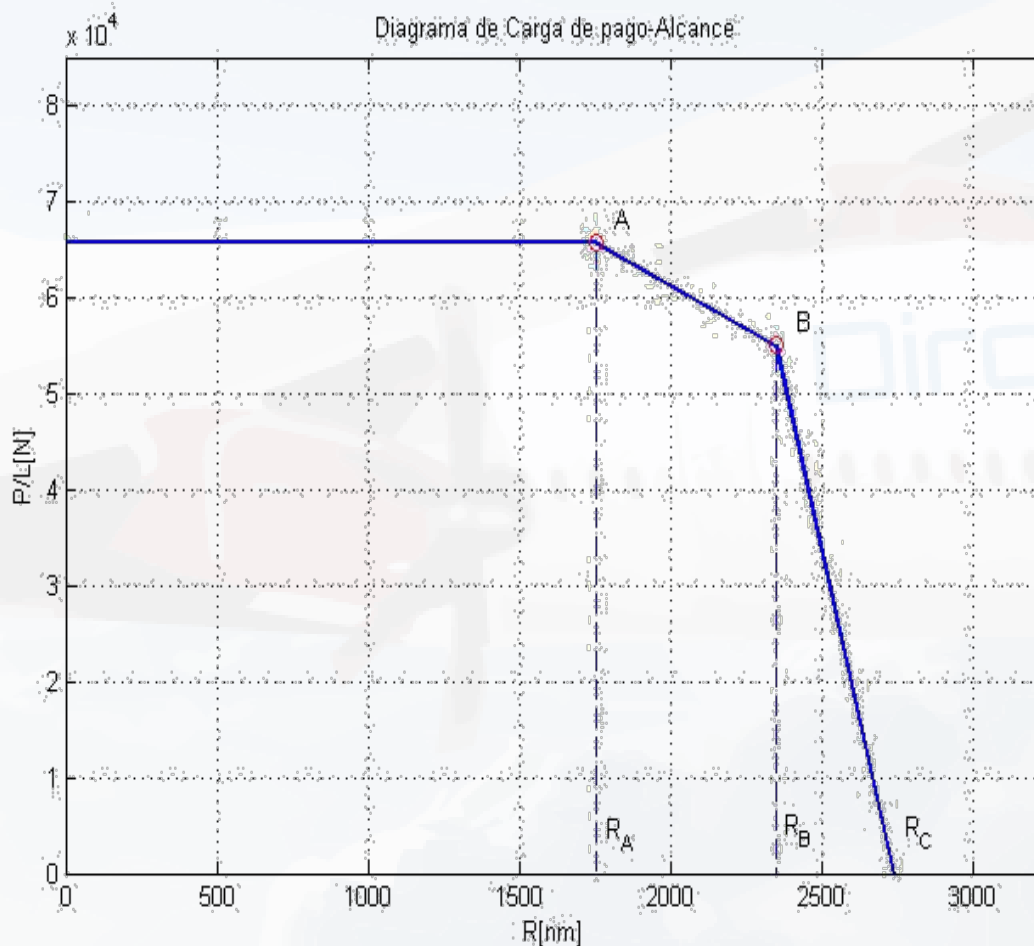
$$n_{S1} = 1$$

$$1,5n_{c_g} = 4,3$$

Refuerzos necesarios

ACTUACIONES-PROPULSIÓN

- Diagrama carga de pago-alcance.



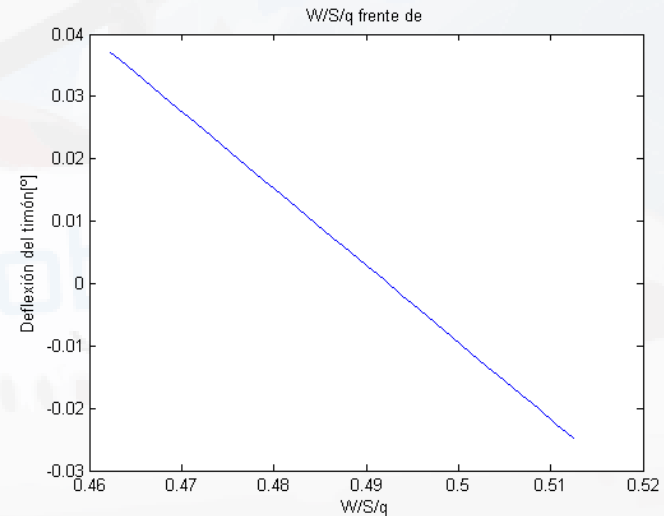
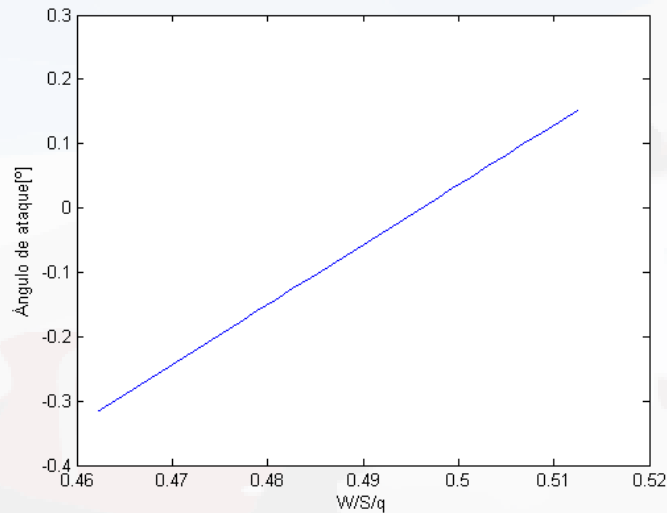
	R [nm]	Payload [Kg]
A	1755	6692
B	2348	5614
C	2738	0

Estabilidad

ESTABILIDAD

Estabilidad Longitudinal

- Trimado



Superficies	Incidencia
Ala	0.5
Canard	-1.75
Estabilizador	-0.4

ESTABILIDAD

- Centro de gravedad y margen estático

Configuración	SM
Avión con cargas, pasajeros y combustible	0.166
Avión vacío	0.0438
Avión con carga y pasajeros sin combustible	0.25
Avión con carga y combustible, sin pasajeros	0.166

- Posición más adelantada y retrasada posibles

Posición cdg	Distancia
Más adelantada	13.79 m
Más retrasada	26.1 m
Punto neutro	17.375 m

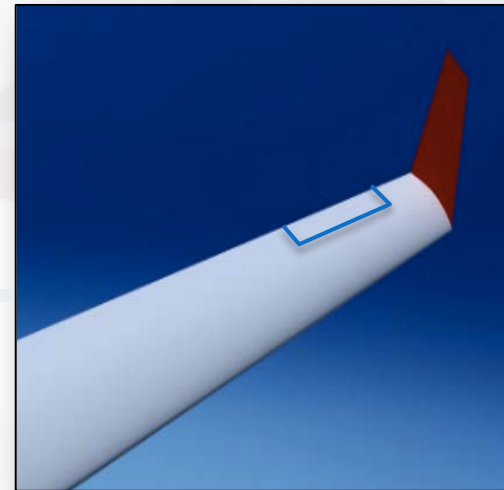
Superficie del elevador: 15% del canard

ESTABILIDAD

Estabilidad Lateral-Direccional



- $S_{\text{vertical}} = 5.86 \text{ m}^2$
- $S_{\text{rudder}} = 1.94 \text{ m}^2$



- $S_{\text{alergones}} = 1.36 \text{ m}^2$

ESTABILIDAD

Maniobras

- Fallo motor: Vuelo nivelado (sin balance $\phi=0$)

$$\beta = 1.81^\circ \quad \delta_a = -0.773^\circ \quad \delta_r = 4.57^\circ$$

- Velocidad mínima de control

$$V_{mc} = 48.77 \text{ m/s} < 1.2 V_{stall}$$

ESTABILIDAD

Maniobras

- Viraje uniforme:

· $R=1145$ m, $V=60$ m/s, $\phi=20^\circ$

$$\beta = 0.572^\circ \quad \delta_\alpha = -5.720^\circ \quad \delta_r = 1.190^\circ$$

ESTABILIDAD

Derivadas de Estabilidad

	α	U	q	α	δe
CL	6.38	0.29	7.35	4.01	1.67
CD	0.2	0	0	0	-
Cm	-1.06	0	-83.22	-26.04	-7.98

	β	P	r	δa	δr
CY	-0.42	-0.21	0.45	0	0.23
CI	-0.03	-0.57	0.08	0.0013	0.01
Cn	0.23	-0.11	-0.01	-0.0013	-0.14

ESTABILIDAD

Estabilidad Dinámica

	ζ	w	Nivel
Corto periodo	0.0349	-	3
Fugoide	0.0194	-	2
Balanceo holandés	0.0192	1.2515	1

$$S_{1,2} = -0.024 \pm 1.2513i$$

$$S_3 = 0.0696$$

$$S_4 = -2.3501$$

	T [s]	Nivel
Espiral	9.9694	2
Convergencia Balance	0.4255	1

$$S_{1,2} = -0.22345 \pm 6.707i$$

$$S_{1,2} = -0.0016 \pm 0.0817i$$

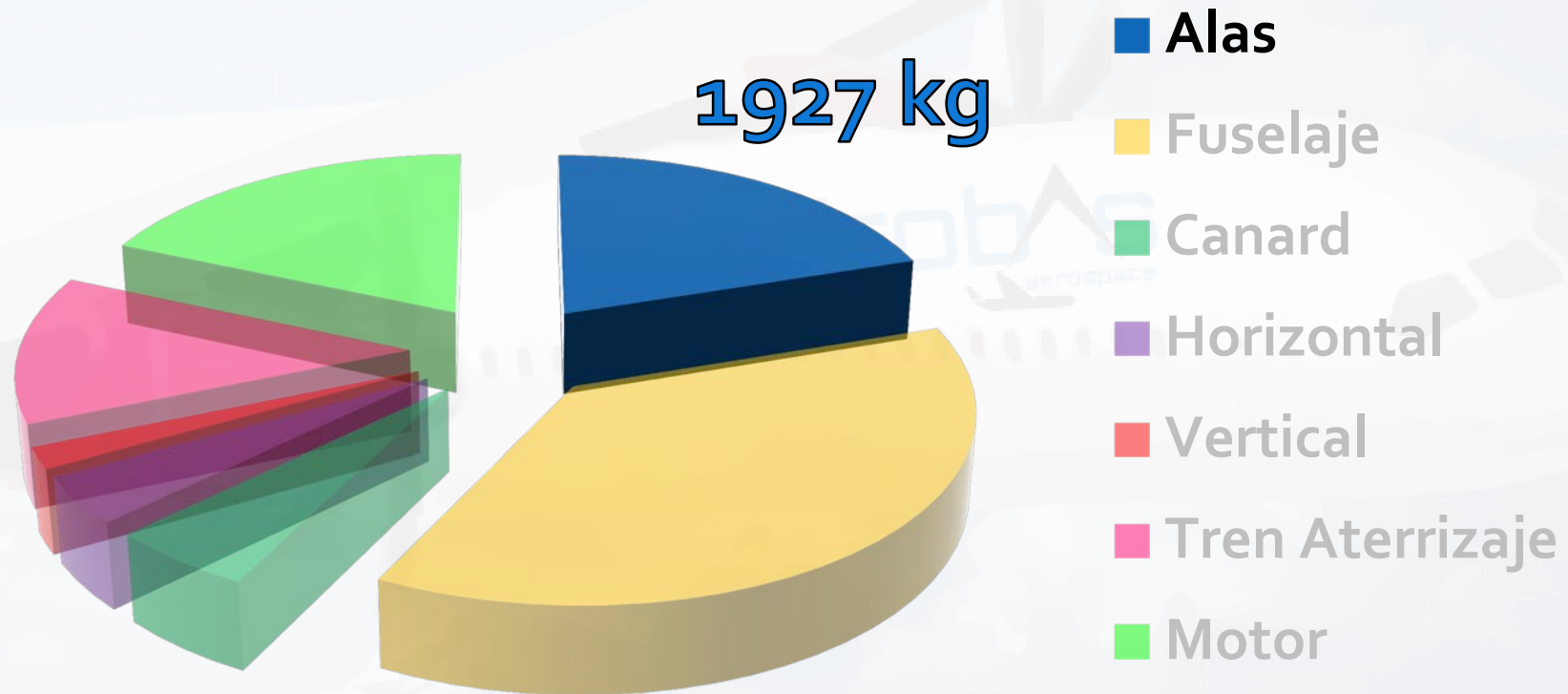
Estructuras

ESTRUCTURAS

- Estimación de Pesos Geometría – Estadística
 - Peso Estructural
 - Peso de Sistemas
- Pesos Finales
- Evolución de Pesos
- Materiales
- Refuerzos

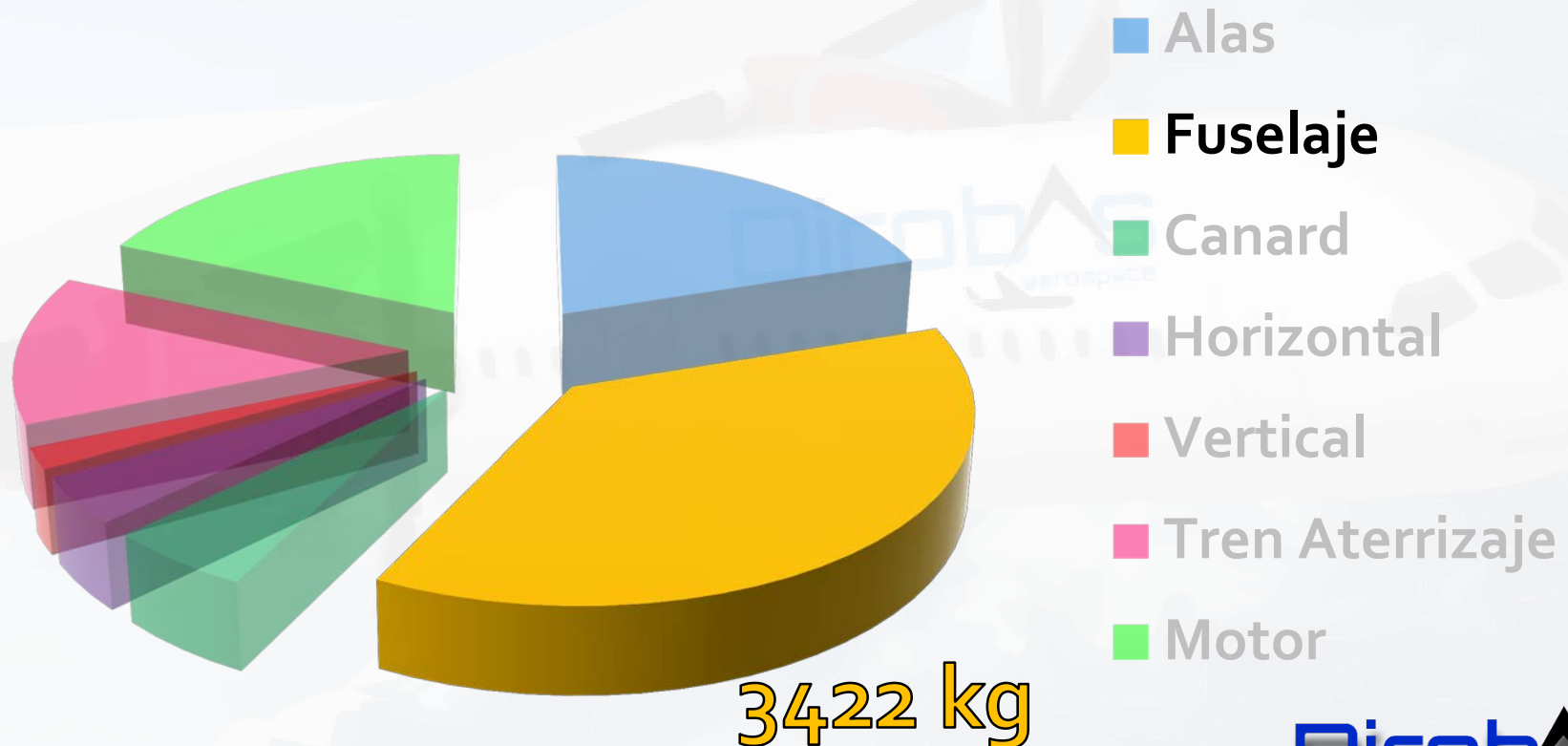
ESTRUCTURAS

- Estimación de Pesos Geometría – Estadística
 - **Peso Estructural**



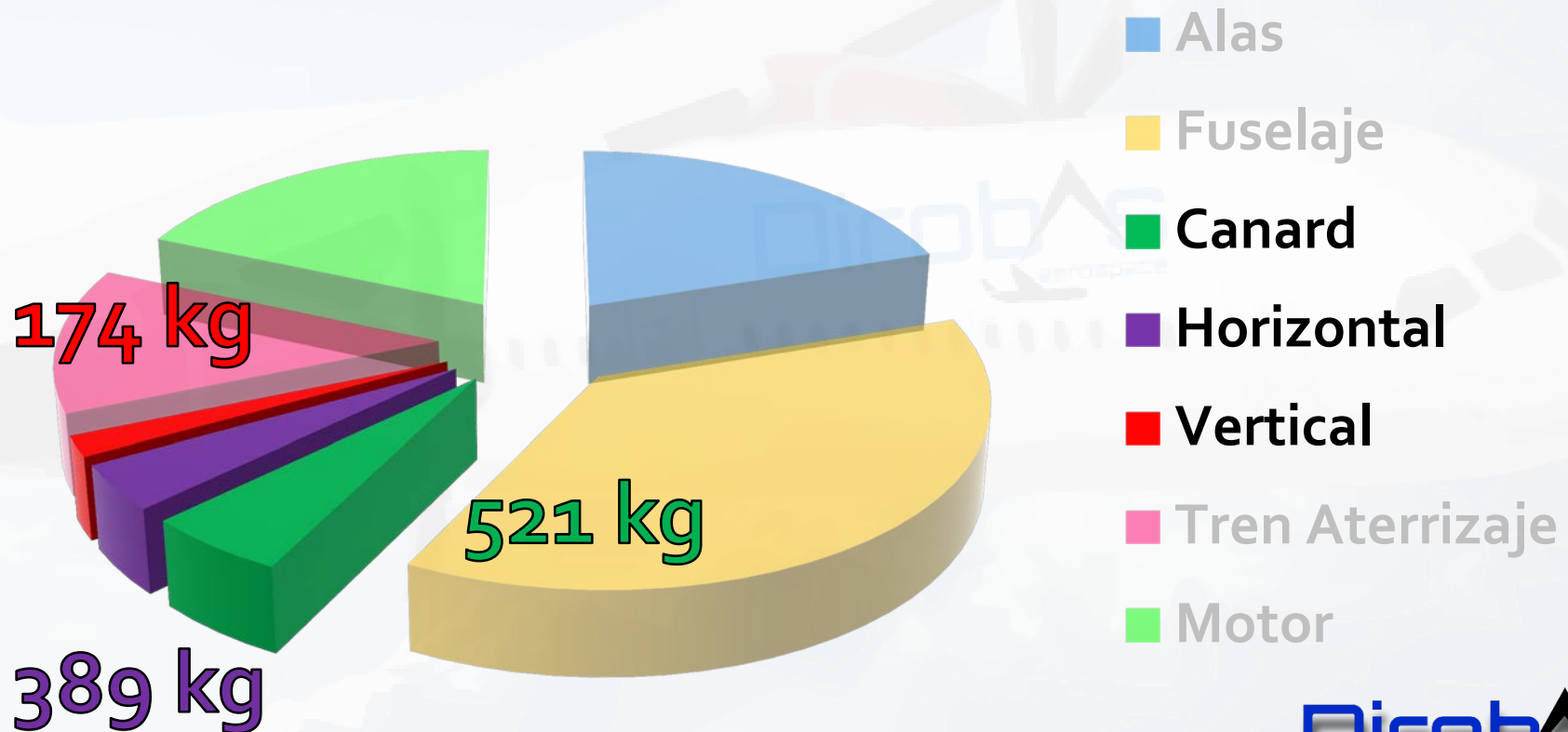
ESTRUCTURAS

- Estimación de Pesos Geometría – Estadística
 - **Peso Estructural**



ESTRUCTURAS

- Estimación de Pesos Geometría – Estadística
 - **Peso Estructural**



ESTRUCTURAS

- Estimación de Pesos Geometría – Estadística
 - **Peso Estructural**

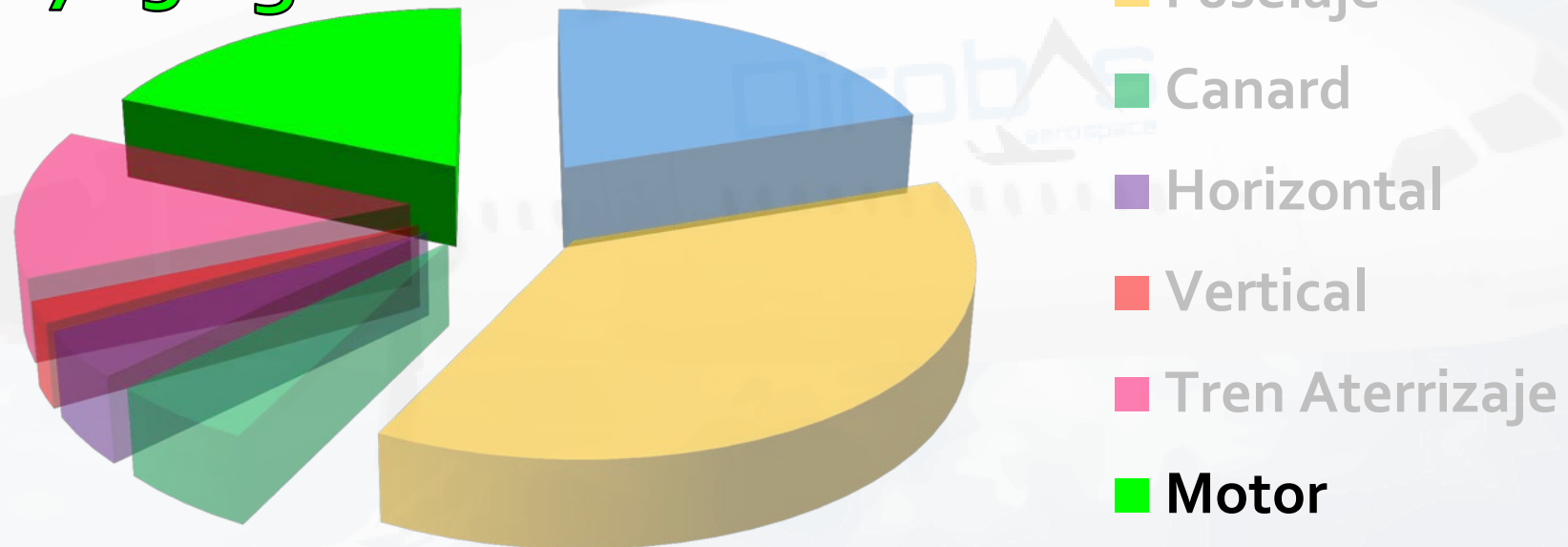
1238 kg



ESTRUCTURAS

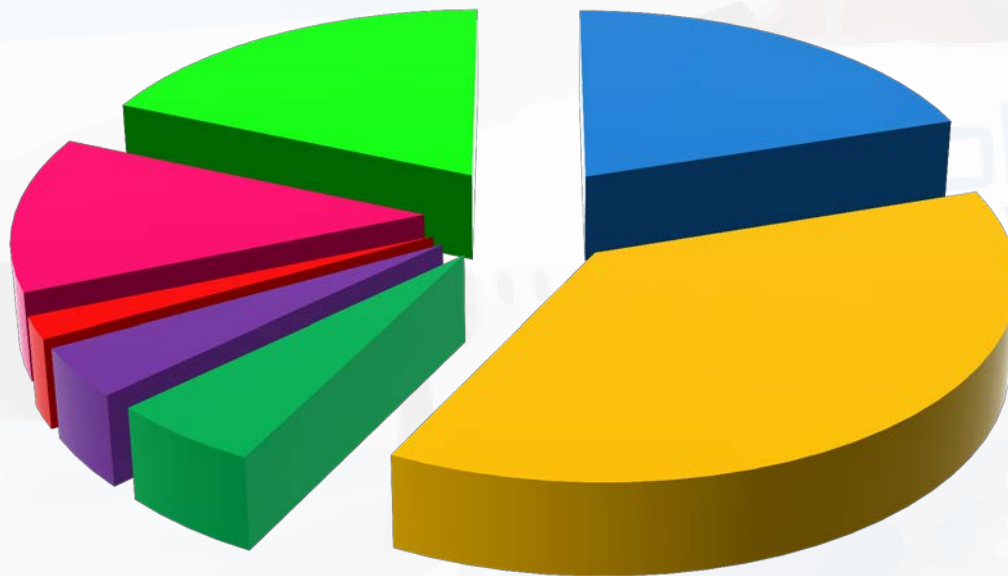
- Estimación de Pesos Geometría – Estadística
 - **Peso Estructural**

1783 kg



ESTRUCTURAS

- Estimación de Pesos Geometría – Estadística
 - **Peso Estructural**

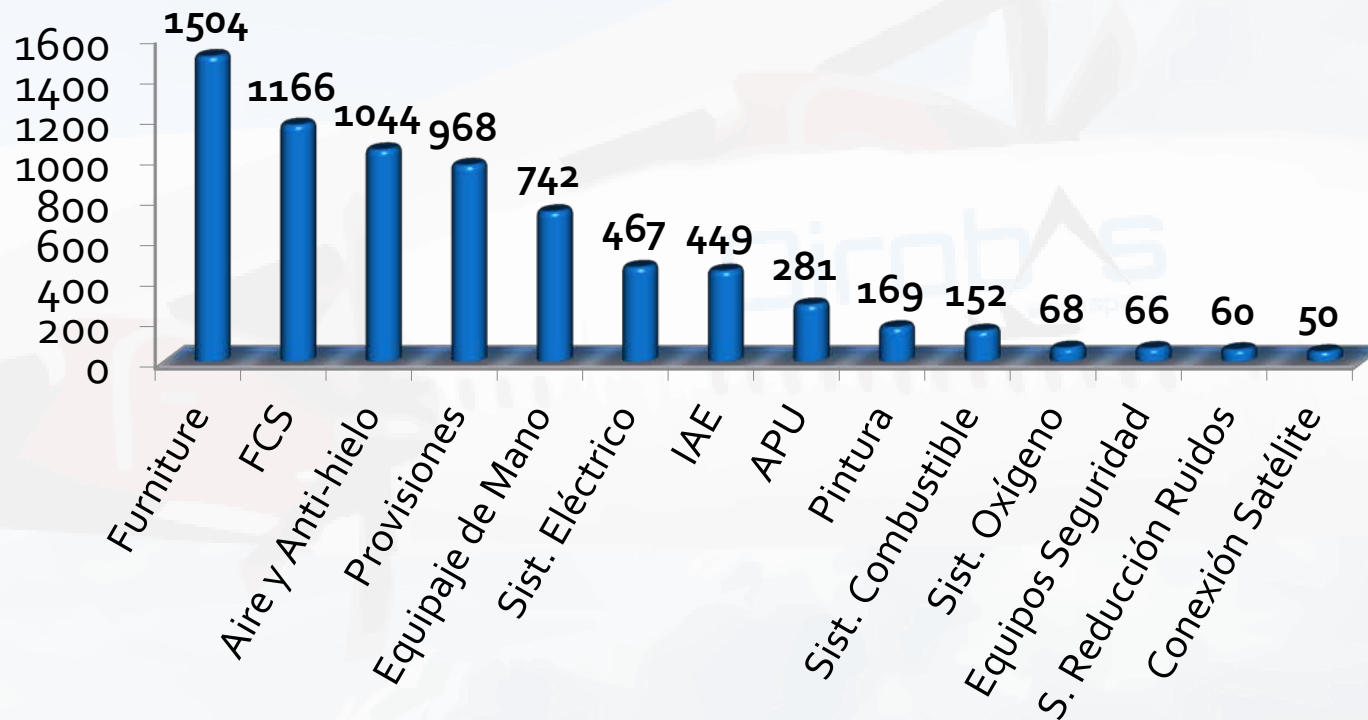


- Alas
- Fuselaje
- Canard
- Horizontal
- Vertical
- Tren Aterrizaje
- Motor

Peso Estructural 9654 kg

ESTRUCTURAS

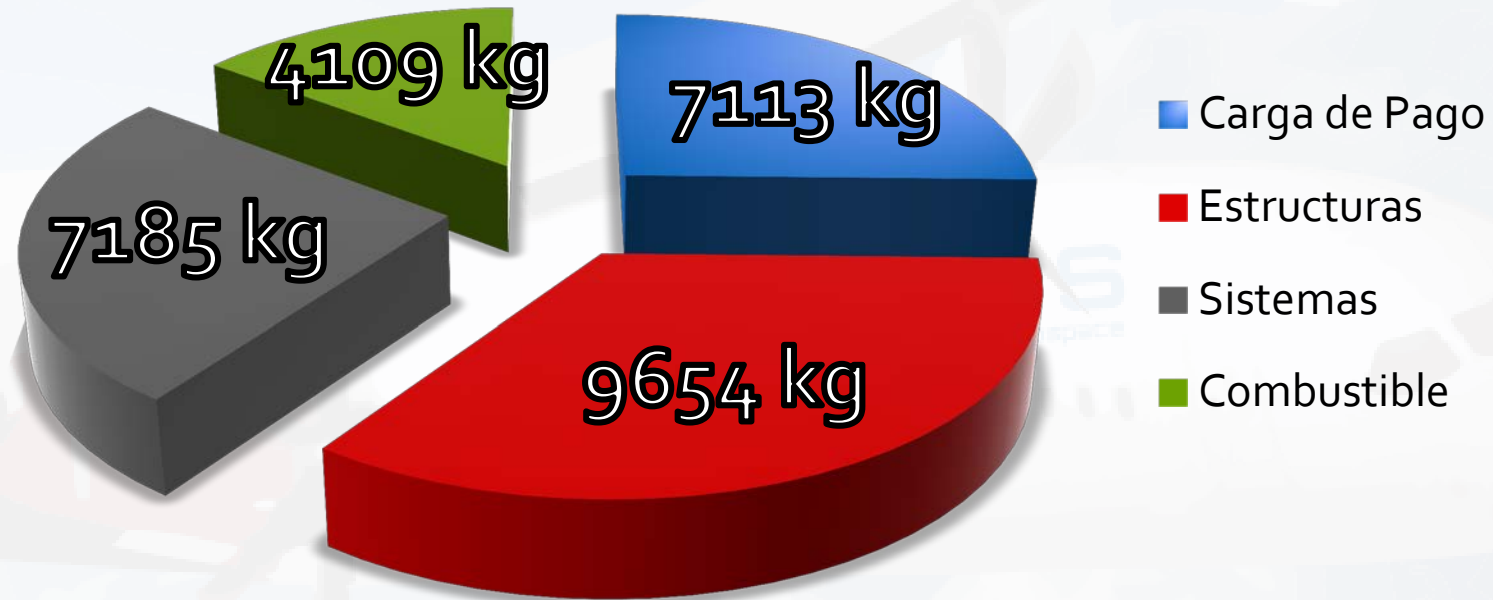
- Estimación de Pesos Geometría – Estadística
 - **Peso de Sistemas (kg)**



Peso de Sistemas 7185 kg

ESTRUCTURAS

- Pesos Finales



Peso en Vacío 16839 kg
MTOW 28062 kg

ESTRUCTURAS

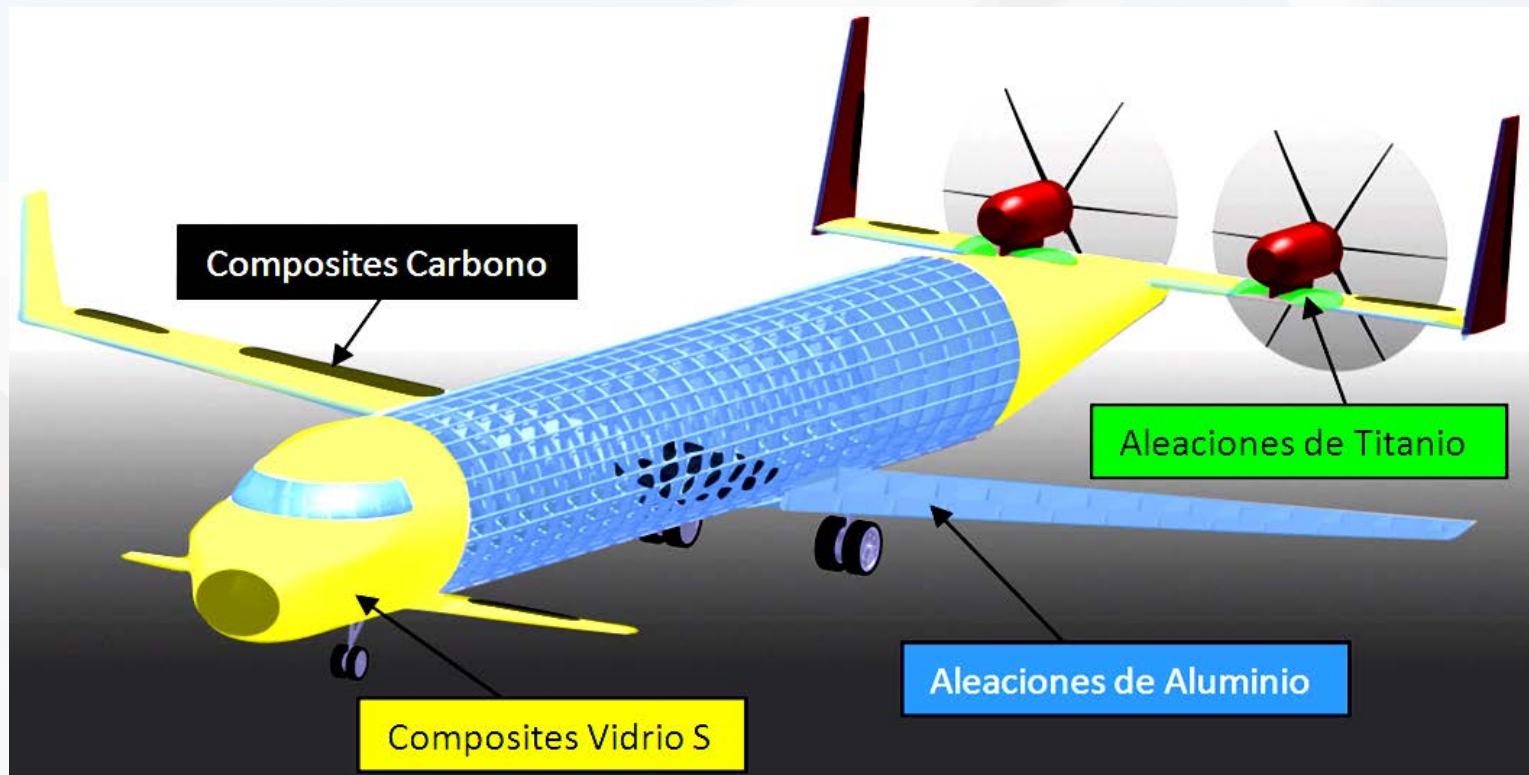
- Evolución de Pesos

	FOS	Initial Sizing	M. Lineales	Final	σ/μ
MTOW	35969 kg	37842 kg	33759 kg	28062 kg	12.50 %

	M. Lineales	Roskam	Final	σ/μ
Estructuras	13113 kg	9842 kg	9654 kg	17.89 %
Alas	3144kg	3443 kg	1958 kg	27.57 %
Fuselaje	7134kg	3217 kg	3622 kg	46.25 %
Empenaje	733 kg	765 kg	1084 kg	22.55 %
Tren Aterrizaje	1477 kg	1475 kg	1238 kg	9.84 %
Motores	625 kg	952 kg	1783 kg	53.30 %
Sistemas	5837 kg	9304 kg	7185 kg	23.48 %
Vacío	18950 kg	19118 kg	16839 kg	6.94 %

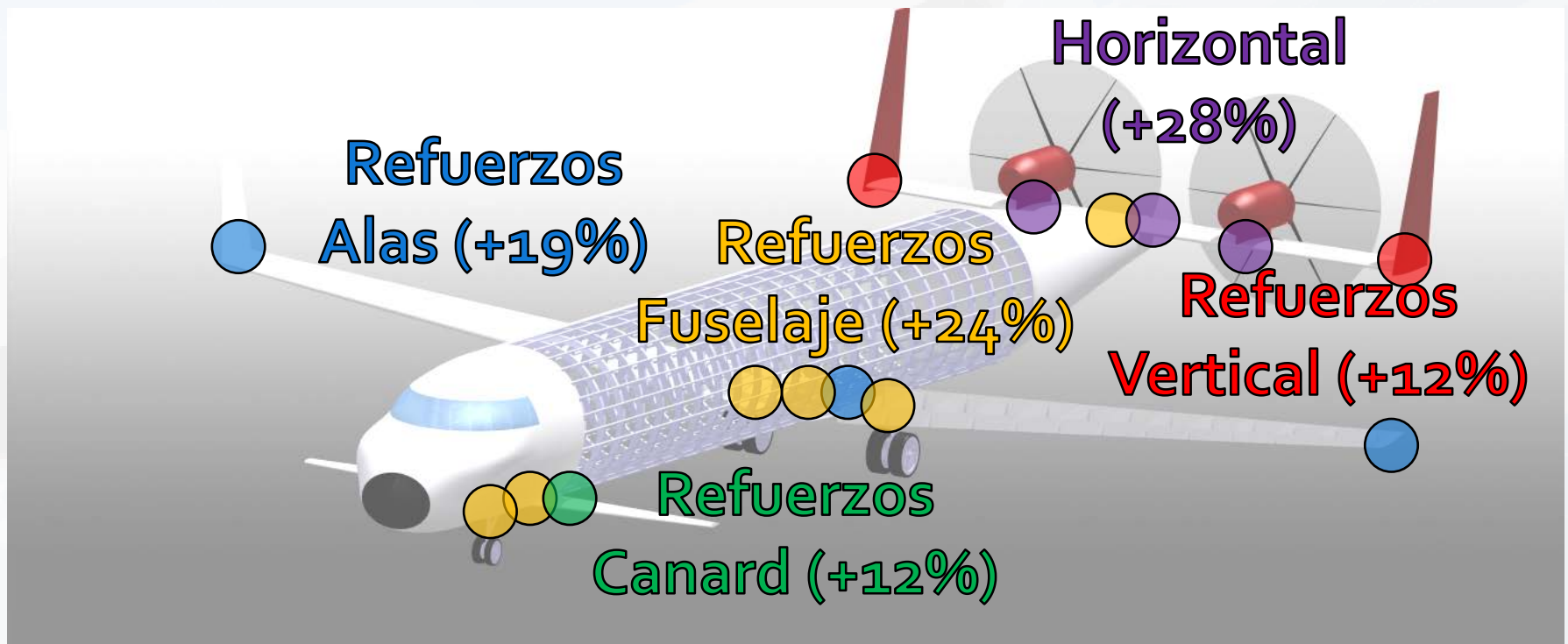
ESTRUCTURAS

- Materiales



ESTRUCTURAS

- Refuerzos



Diseño

DISEÑO

- Evolución del proyecto Dirobias D15
- Sistemas a bordo
- Determinación de los centros de gravedad
- Diseño final

DISEÑO

- Evolución temporal

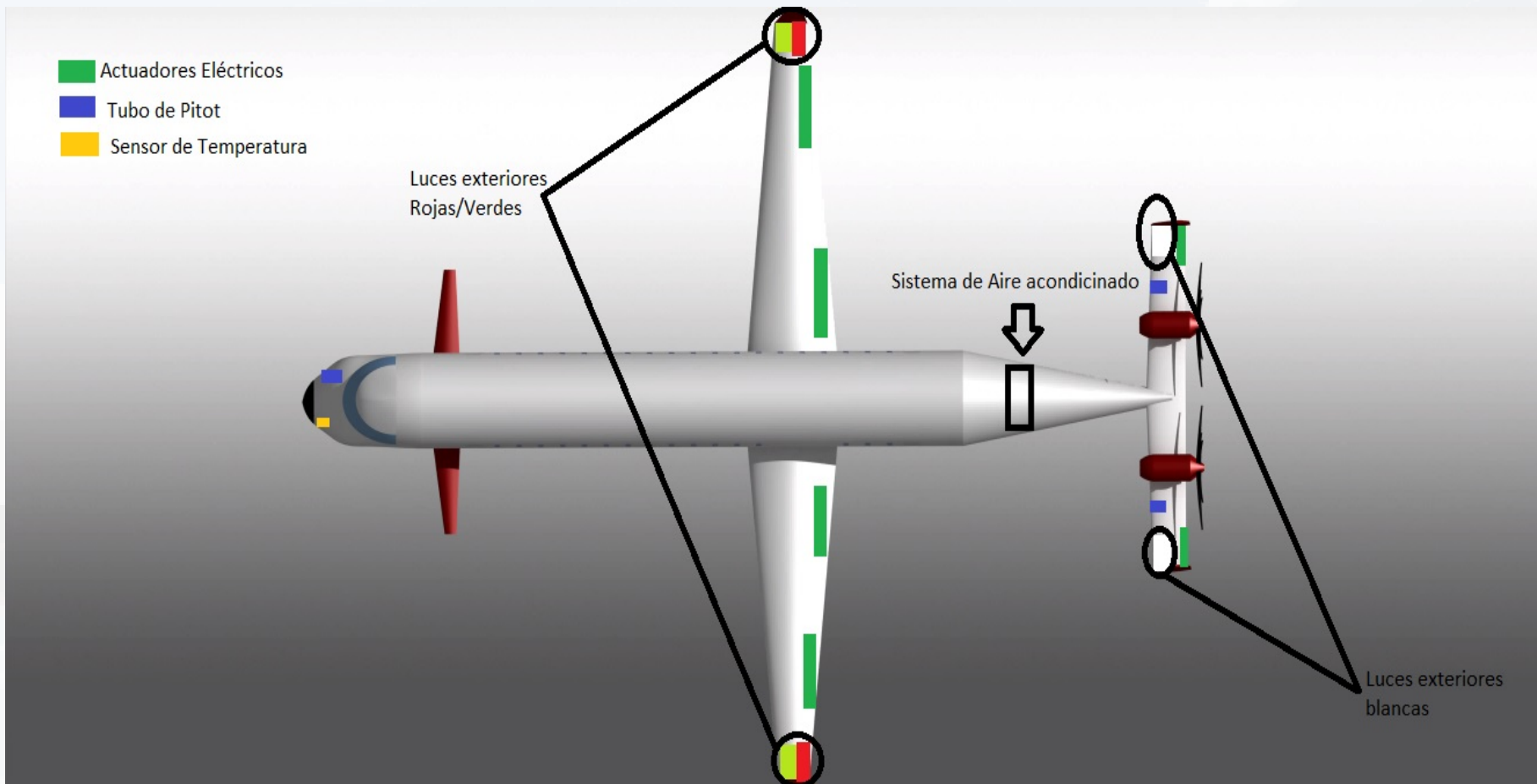


DISEÑO

- Evolución del proyecto Dirobas D15
- Sistemas a bordo
- Determinación de los centros de gravedad
- Diseño final

DISEÑO

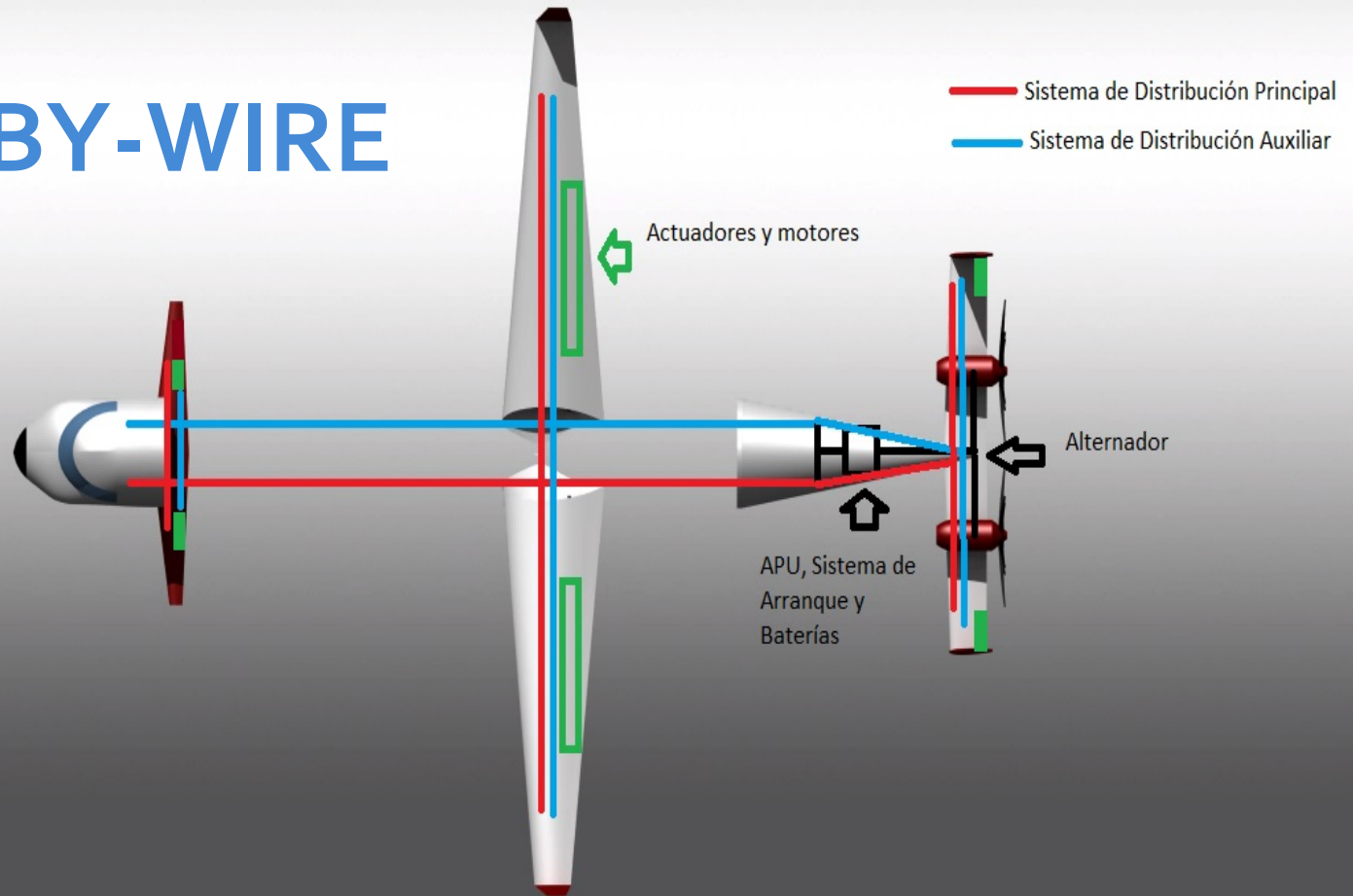
- Sistemas y ubicación



DISEÑO

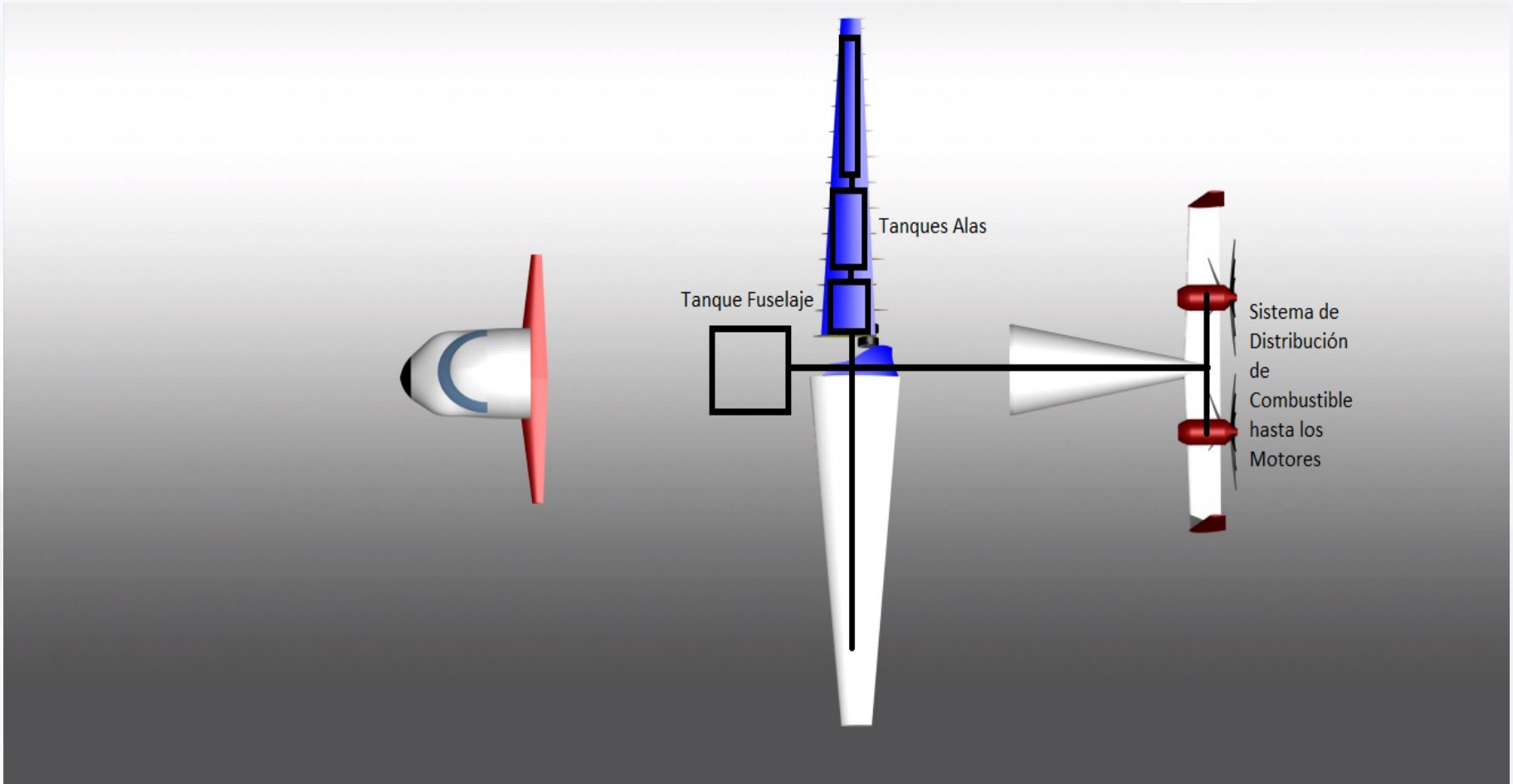
- Sistema eléctrico

FLY-BY-WIRE



DISEÑO

- Sistema de combustible

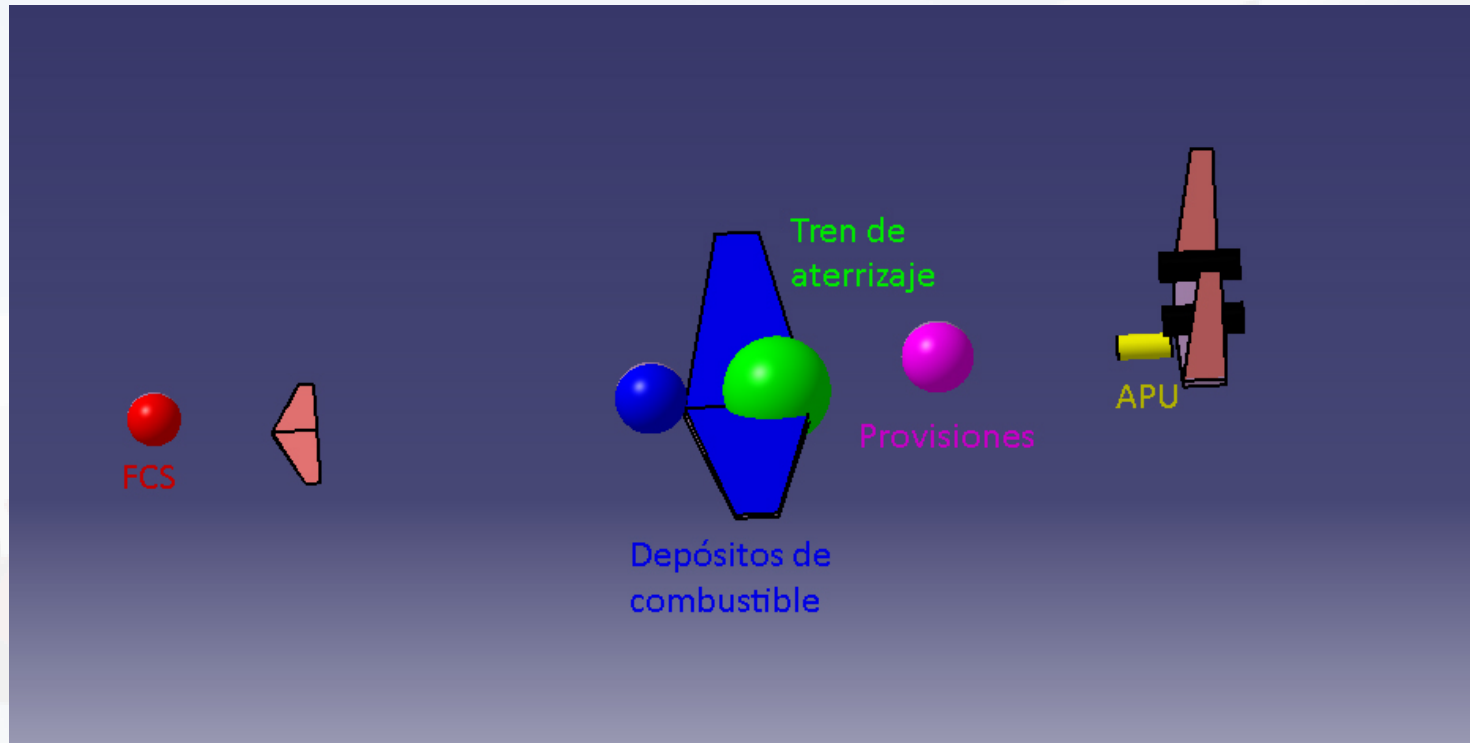


DISEÑO

- Evolución del proyecto Dirobas D15
- Sistemas a bordo
- Determinación de los centros de gravedad
- Diseño final

DISEÑO

- Modelo simplificado



Depósito de combustible
MÓVIL

DISEÑO

- Centros de gravedad

Configuración	Posición [m]	Posición [%]
Pasajeros + Combustible	17	54
Pasajeros	16.7	53.1
Combustible	16.95	53.7
Vacío	17.2	54.7

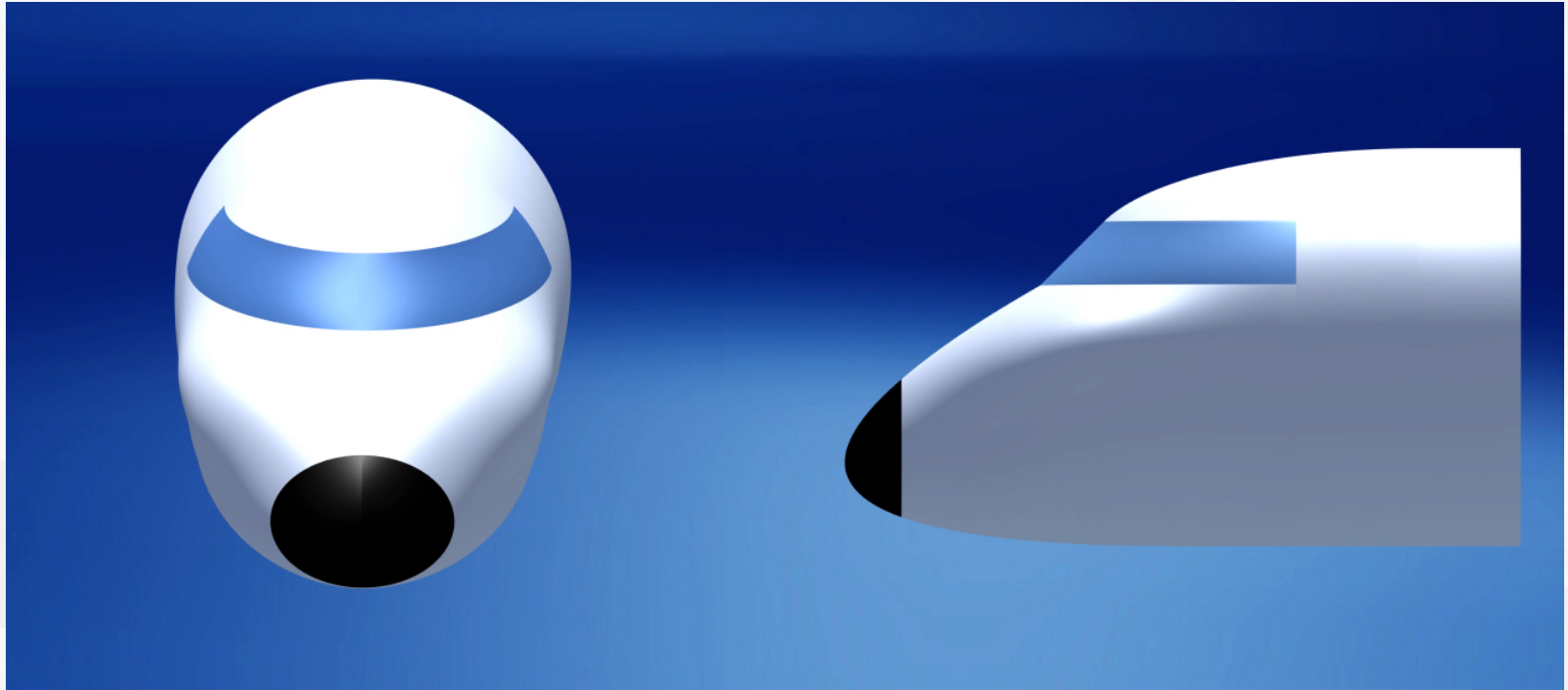
**Centro de gravedad
VARIABLE**

DISEÑO

- Evolución del proyecto Dirobas D15
- Sistemas a bordo
- Determinación de los centros de gravedad
- Diseño final

DISEÑO

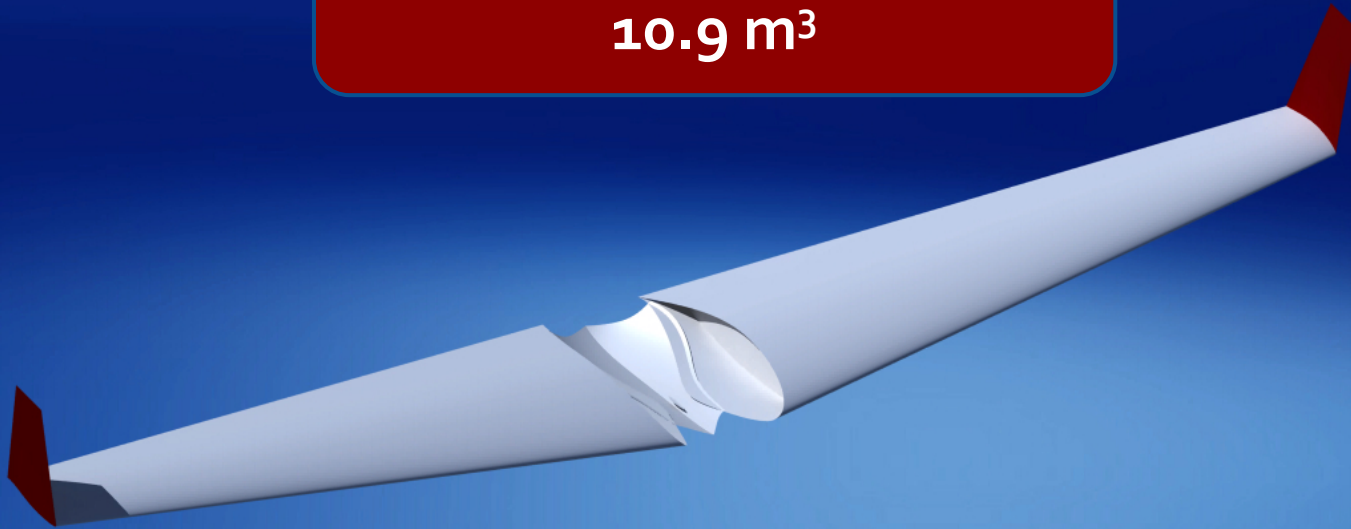
- Fuselaje



DISEÑO

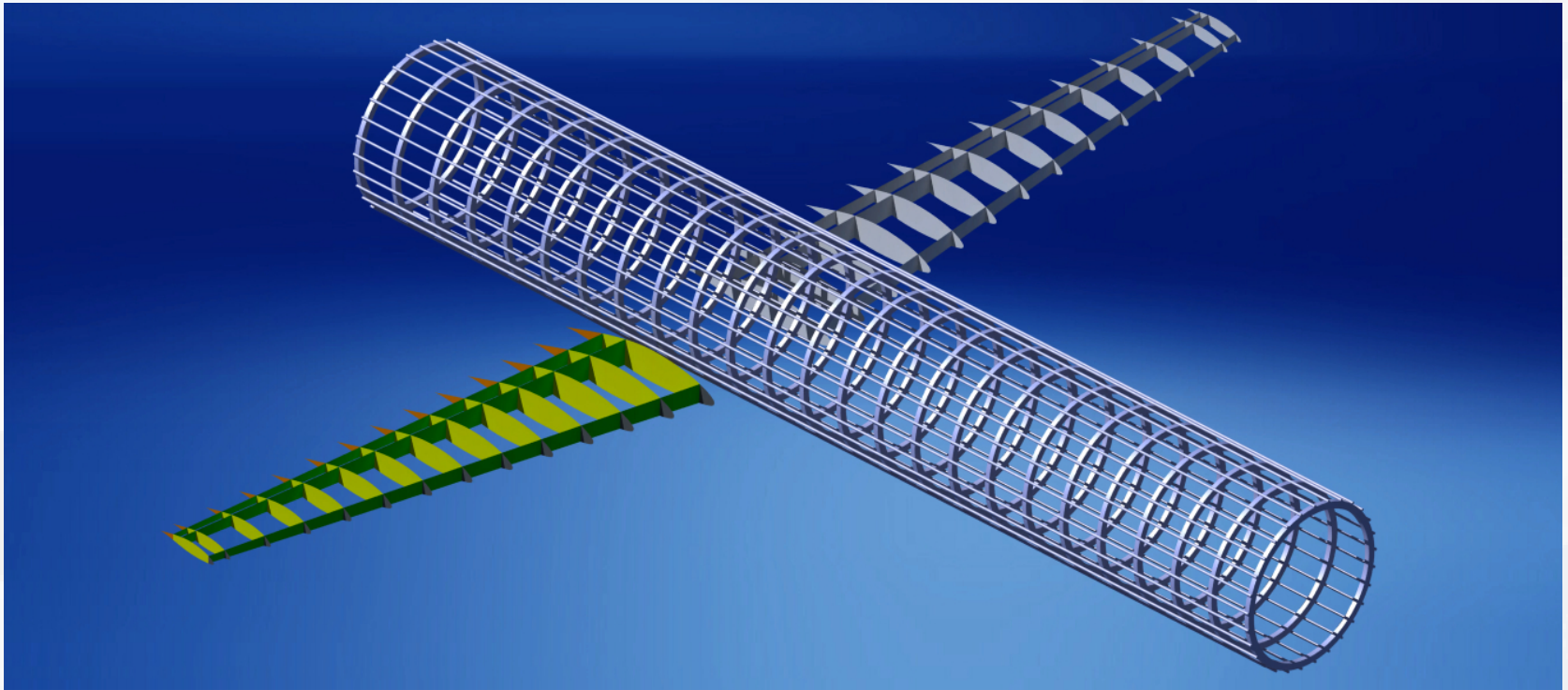
- Superficies aerodinámicas

Capacidad de combustible
 10.9 m^3



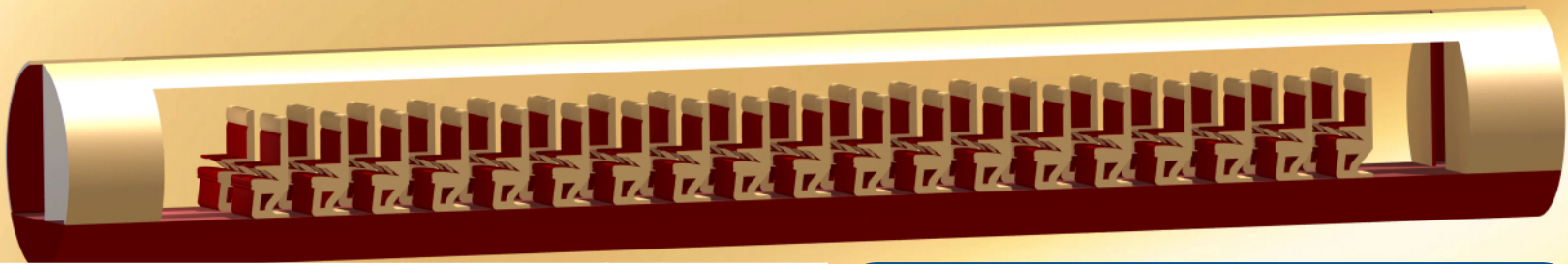
DISEÑO

- Estructura interna



DISEÑO

- Cabina de pasajeros y bodega de carga



Parámetro	Valor [SI]
Volumen cabina pasajeros	142
Volumen de bodega	17.3
Ancho Asiento	0.43
Separación Asientos	0.79

Volumen de bodega > 12.74 m³

DISEÑO

- Conjunto

ALZADO



Dirobas D-15





DUDAS Y PREGUNTAS