



REVISIÓN FINAL



Proyecto Hummingbird



1. Diseño
2. Estructuras
3. Aerodinámica
4. Estabilidad y Control
5. Propulsión
6. Actuaciones
7. Avances Tecnológicos



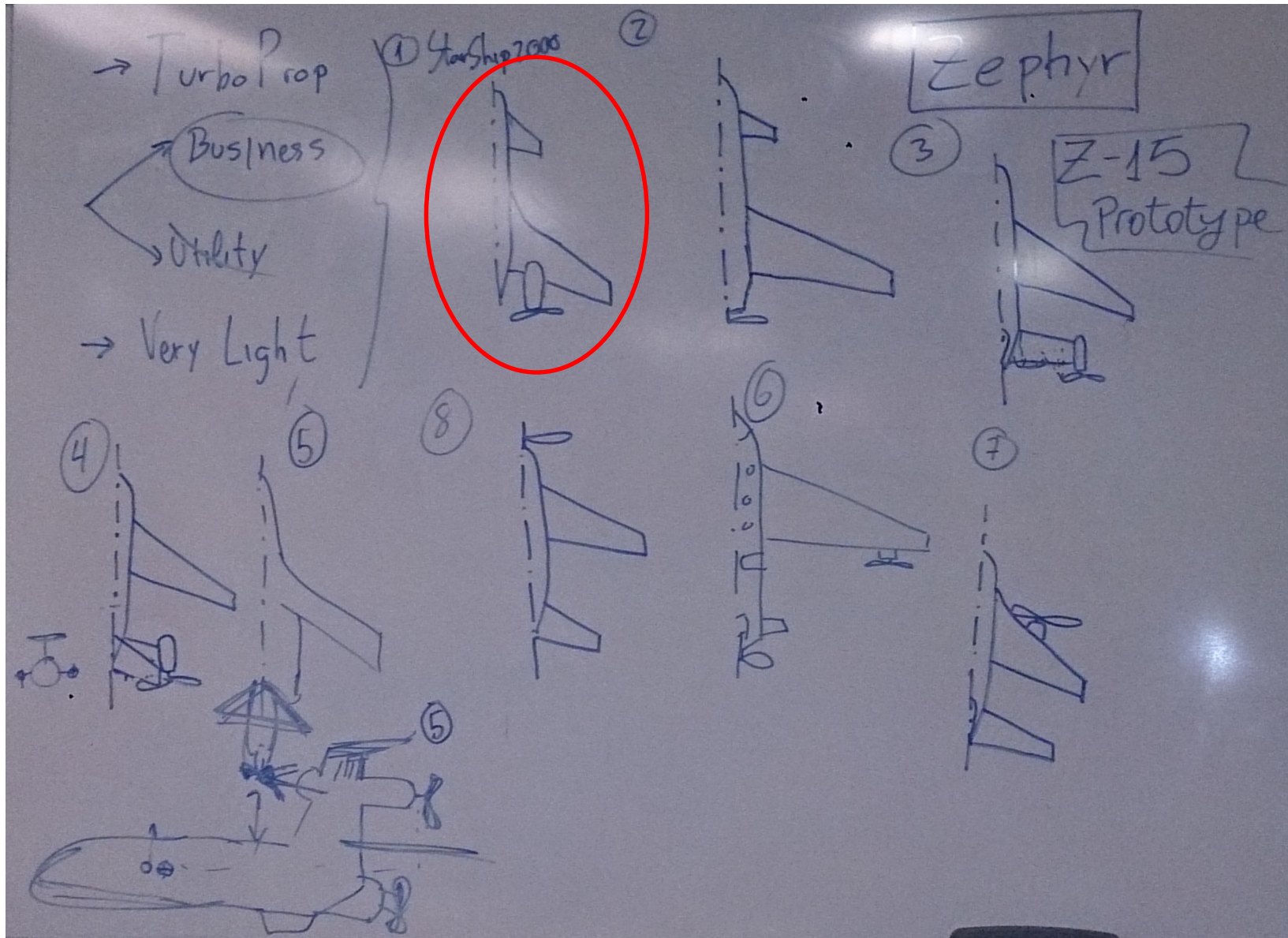
DISEÑO



1. Evolución del diseño
2. Tren de aterrizaje
3. Planos y dimensiones
4. Active noise cancellation
5. Windowless fuselage (CPI)

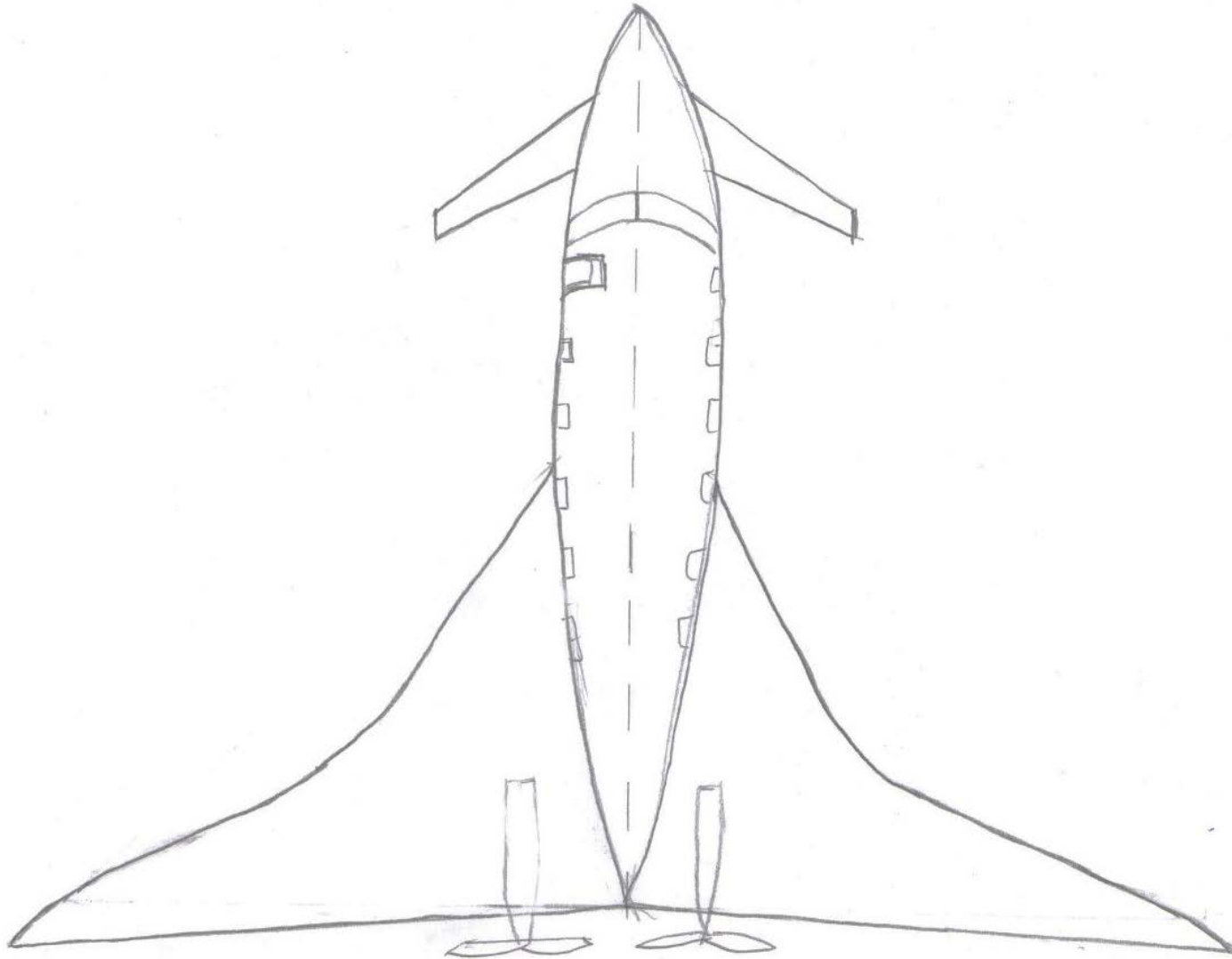
Evolución del diseño

Zephyr



Evolución del diseño

Zephyr



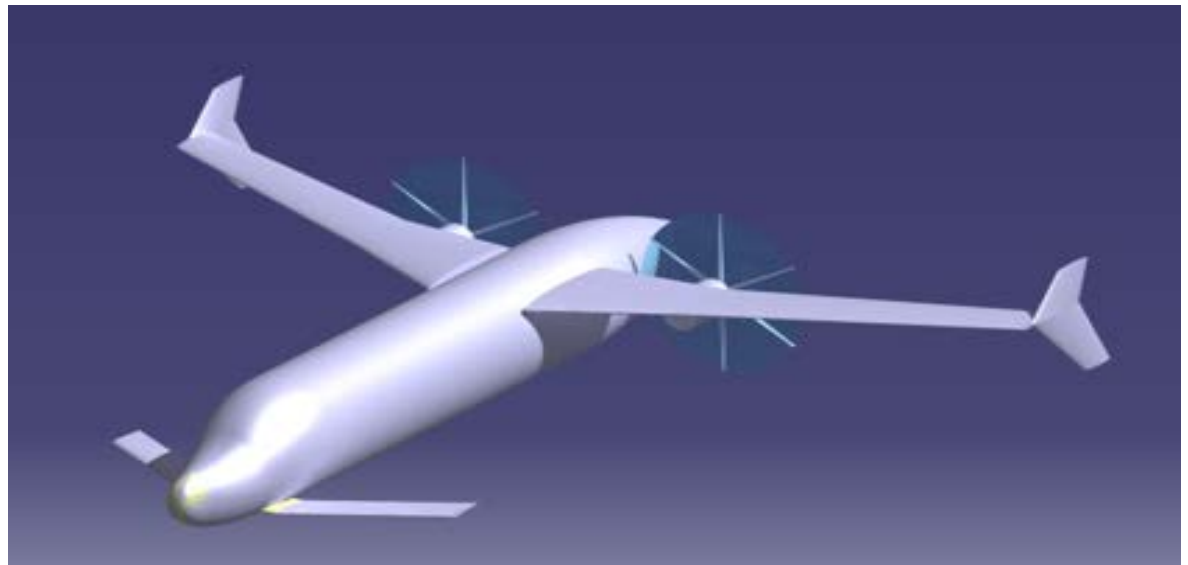
Evolución del diseño

Zephyr



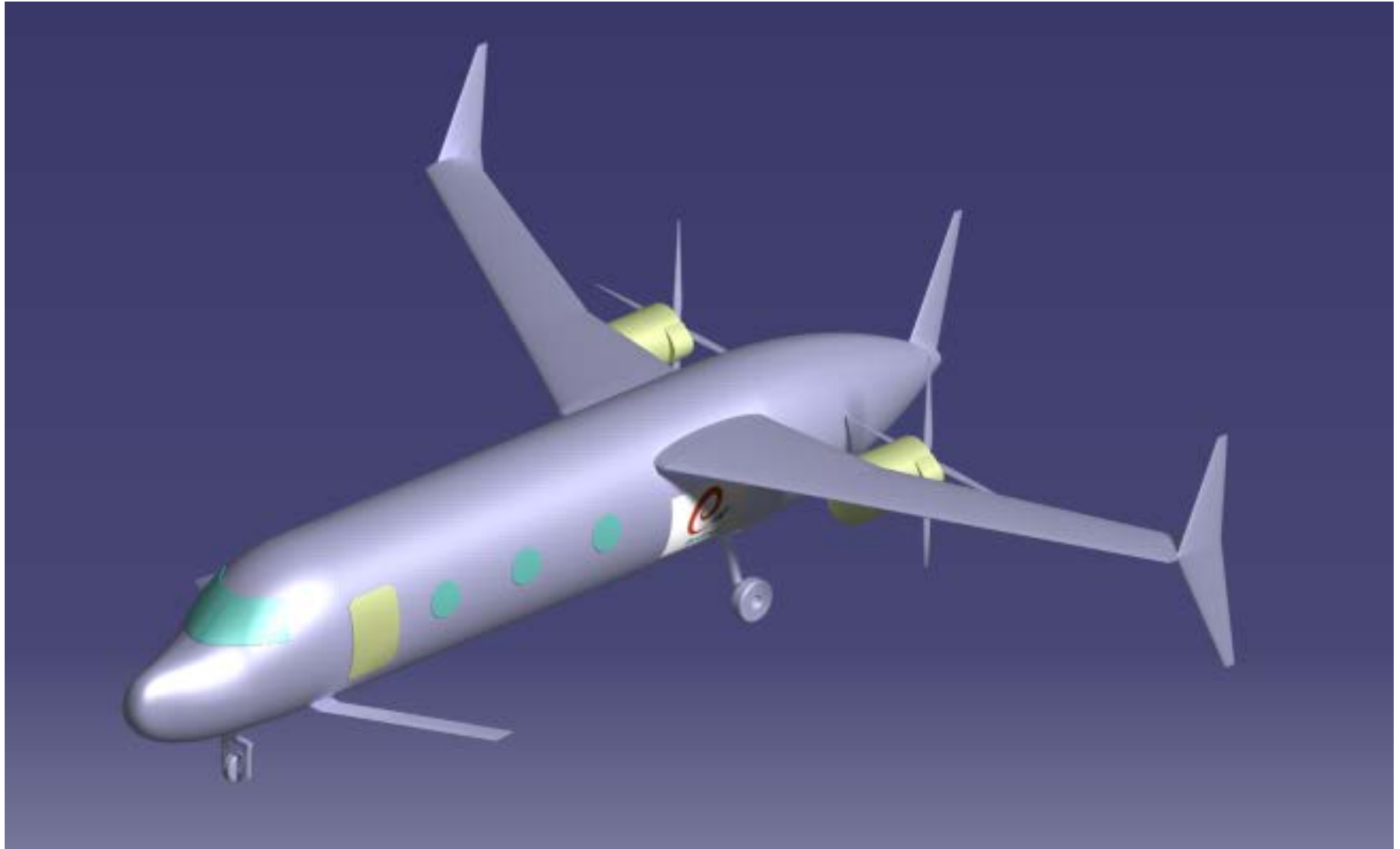
2ª REVISION

3ª REVISION



Evolución del diseño

Zephyr

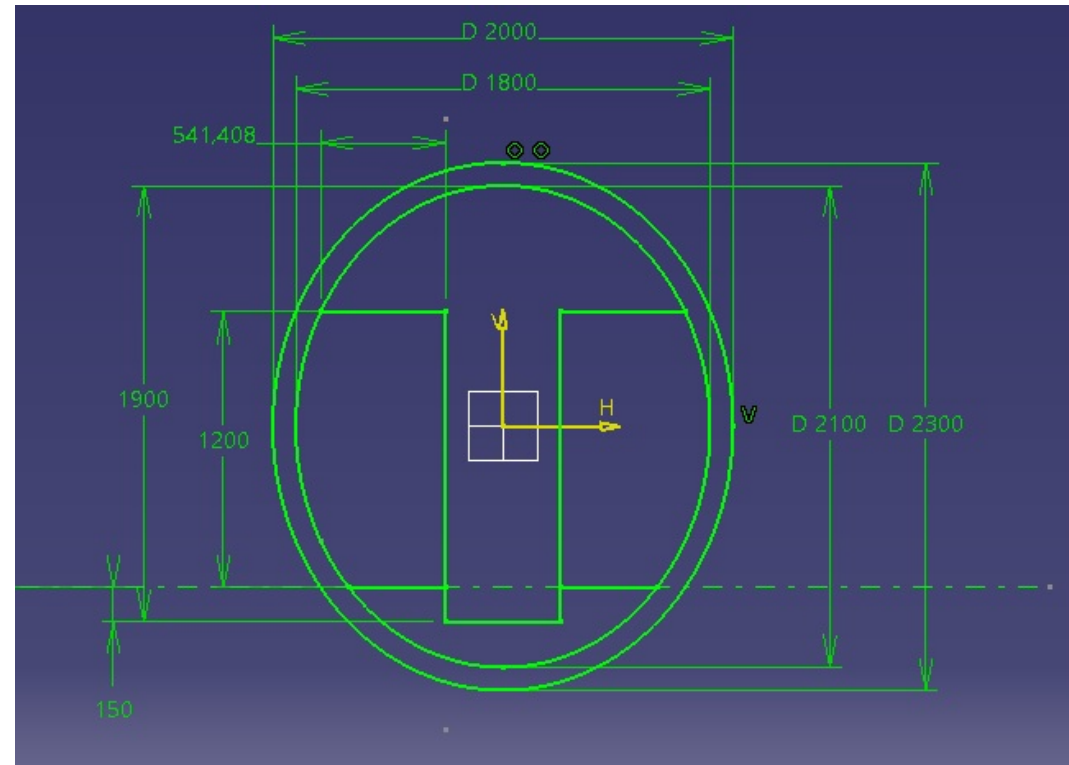


Evolución del diseño

Zephyr

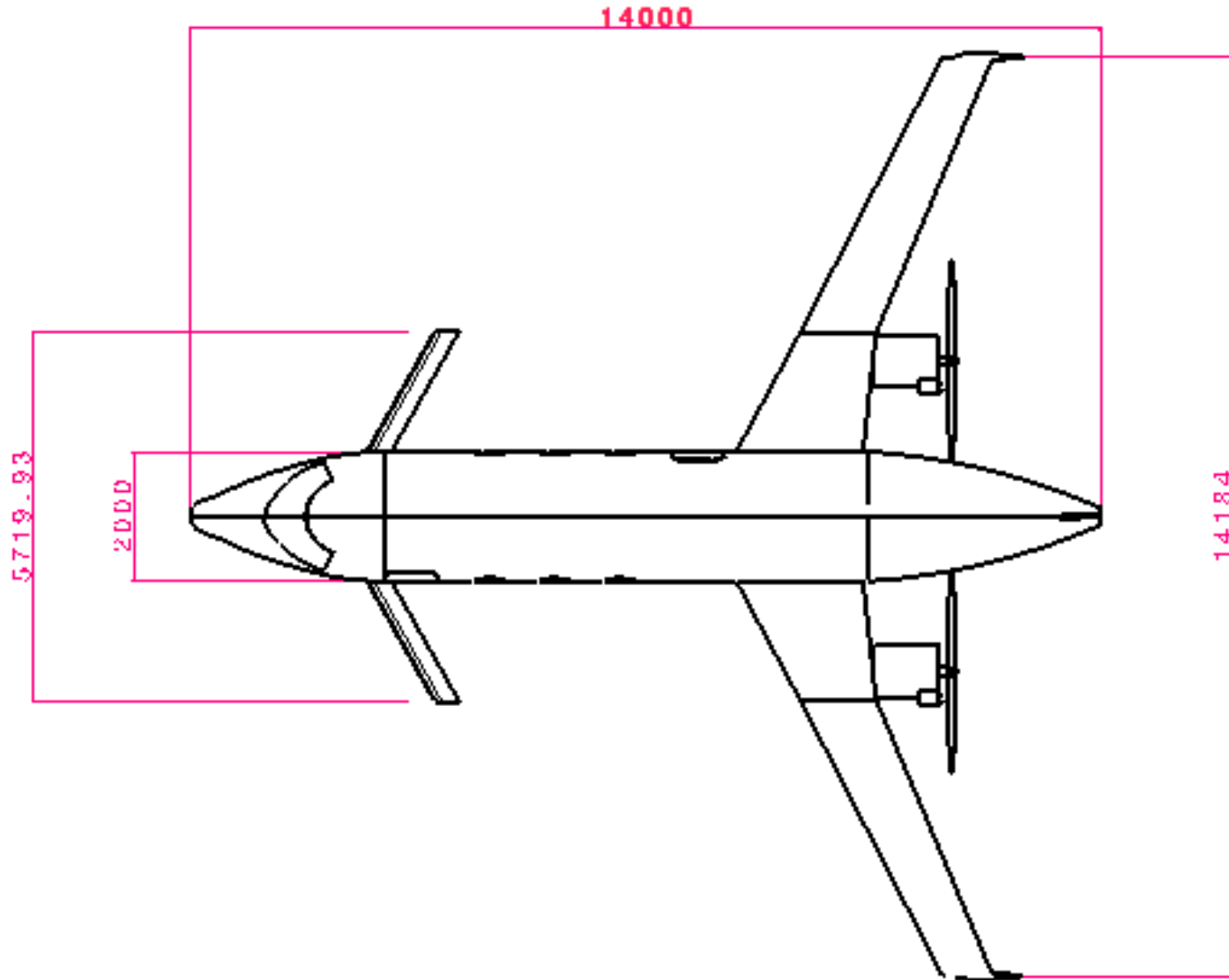


- Altura (H): Se ha elegido de tal manera que los pasajeros puedan ir erguidos. $H=2.3m$ quedando $H_{cabin} = 1,900$.
- Anchura (W): Se ha elegido $W=2m$, quedando $W_{cab} = 1,8m$
- $D_{ave} = 2,15m$

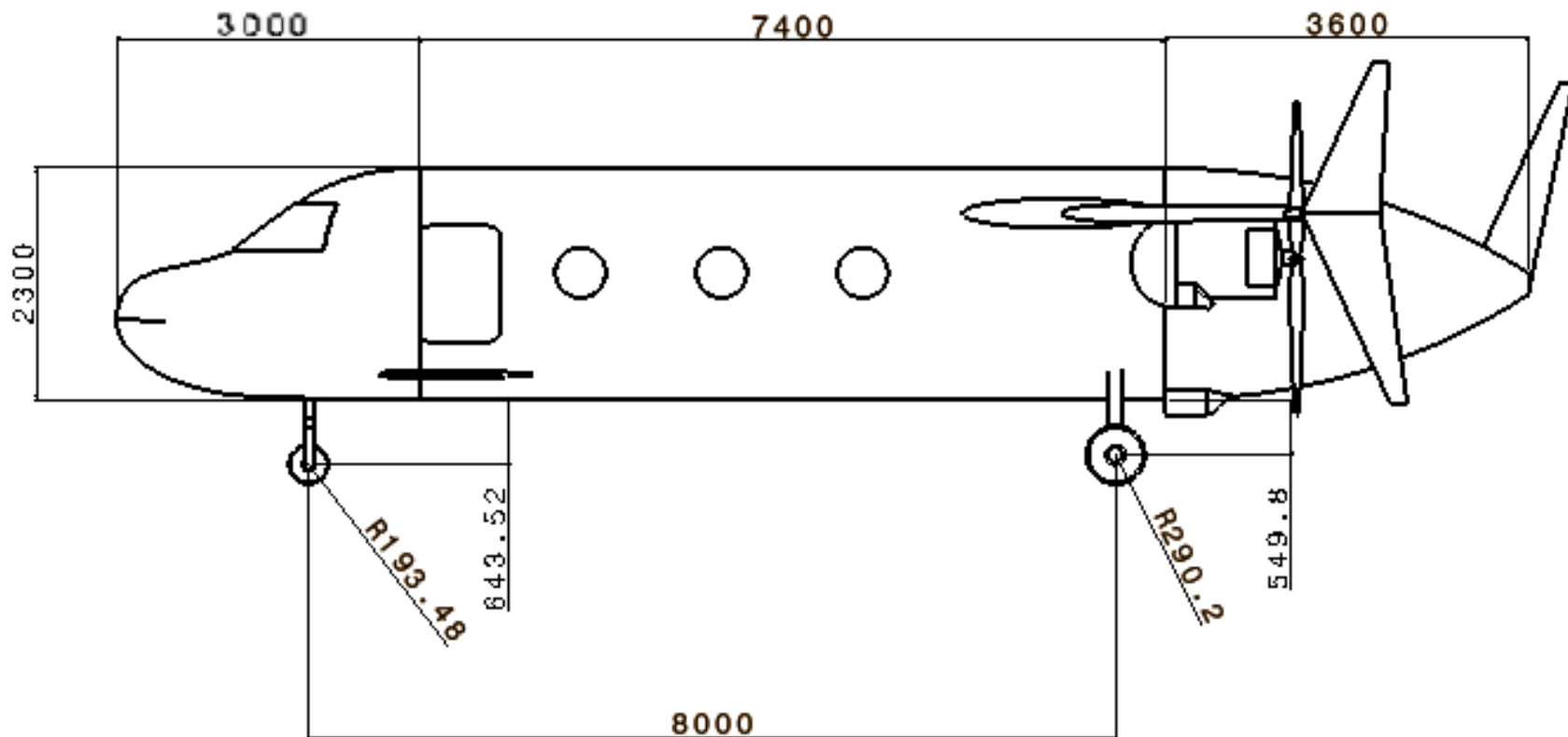


Planos y dimensiones

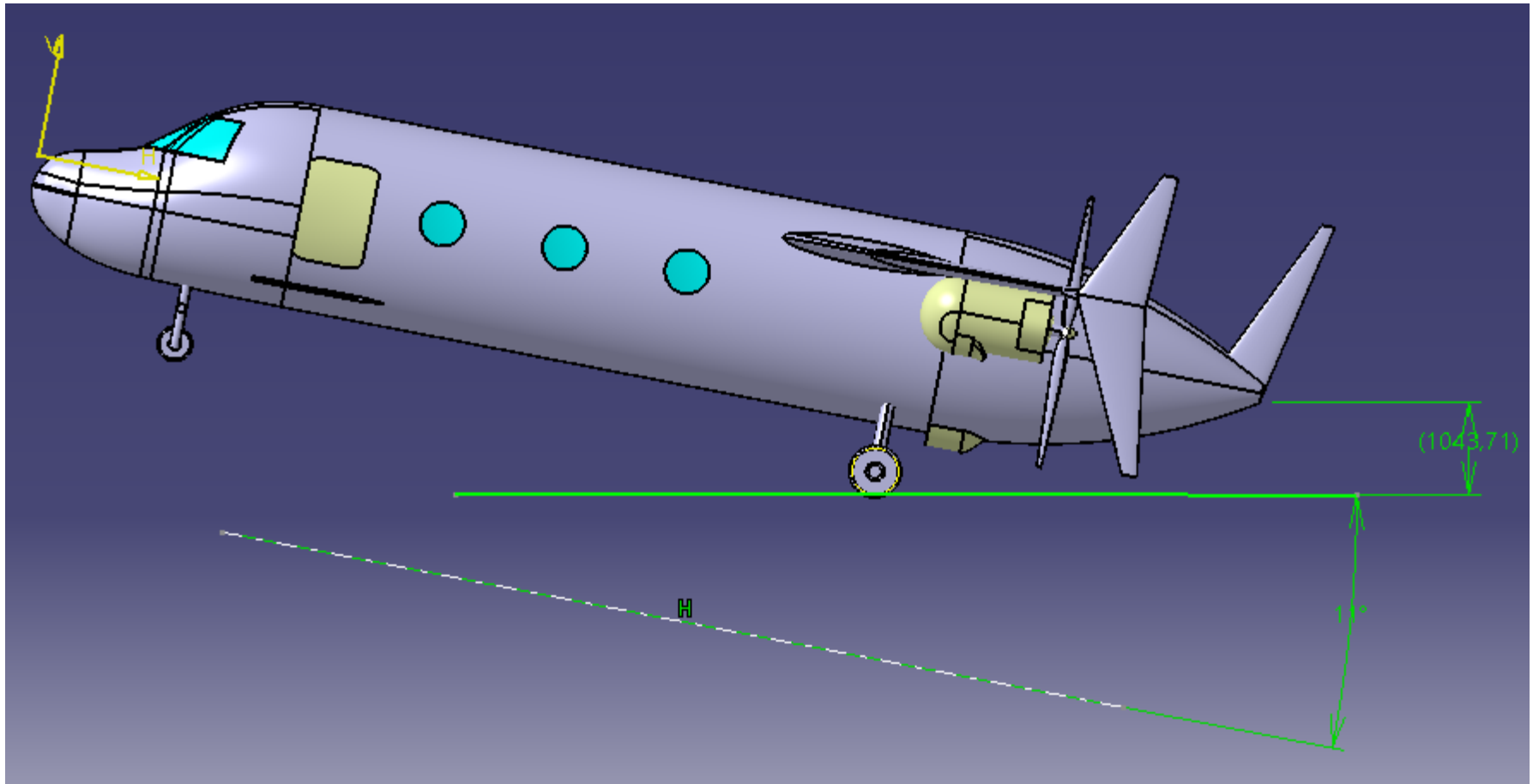
Zephyr



Planos y dimensiones

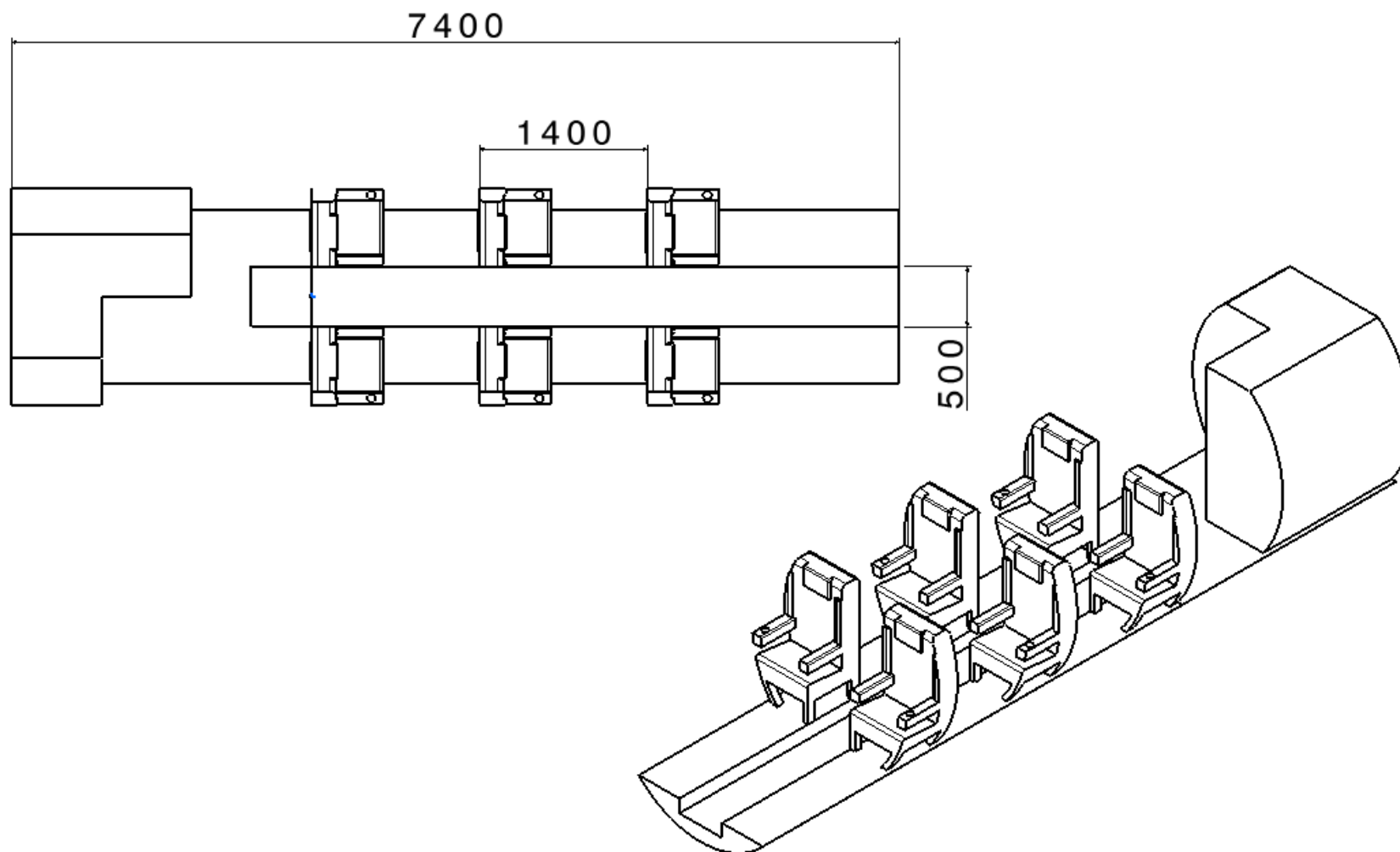


Tren de aterrizaje



Planos y dimensiones

Zephyr

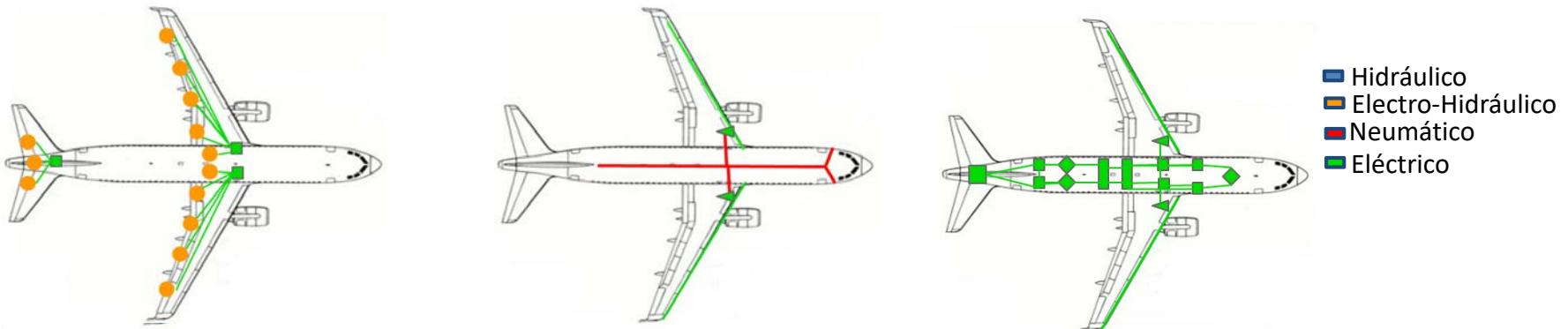




MEA: Es una realidad que permite reducir los sistemas hidráulico y neumático de potencia mediante un sistema eléctrico de mayor envergadura

Ventajas:

- Se prescinde del sangrado de aire en el motor, disminuyendo el consumo específico.
- Más seguro.
- Menor coste de mantenimiento



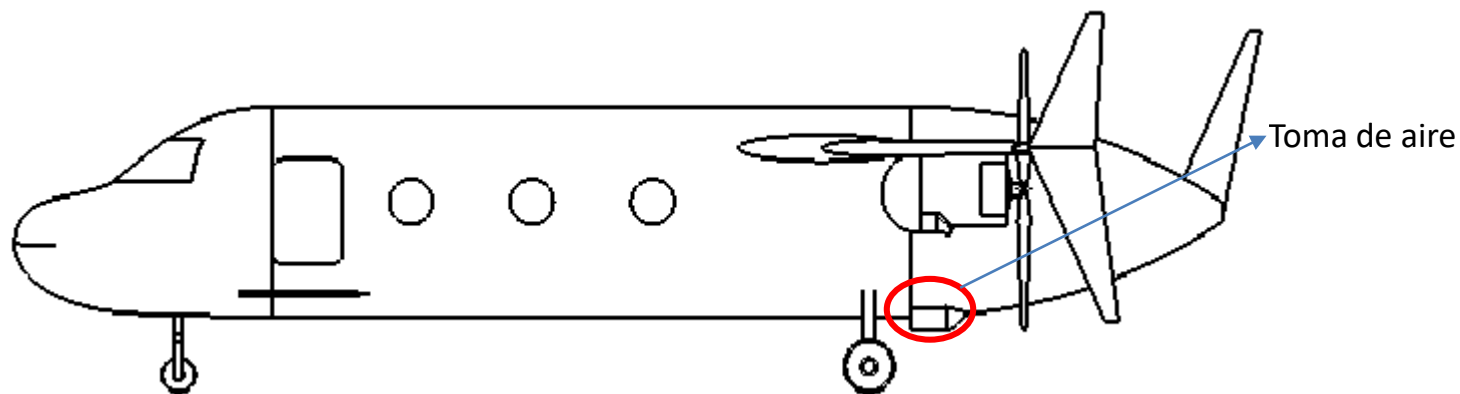


Aeronave Convencional:

- 2 Sistemas hidráulicos
- Sistema neumático que obtiene el aire del sangrado del motor.
- Sistema eléctrico

MEA:

- 1 Sistema hidráulico + 1 Sistema electrohidráulico
- Sistema neumático obtiene el aire del exterior llevándolo directamente a compresores eléctricos, sin sangrado
- Sistema eléctrico más robusto.





ESTRUCTURAS



1. Estudio de los pesos
2. Lógica de materiales
3. Diagrama V-n
4. Cargas
5. Envolvente del centro de gravedad
6. Comparativa de pesos



- Peso de la tripulación y de la carga de pago: $W_c + W_{PL} = 560 \text{ kg}$

- Fracción de peso en vacío: $\frac{W_e}{W_0} = 0,641$

- Fracción de peso de combustible: $\frac{W_f}{W_0} = 0,251$

$$W_0 = \frac{W_c + W_{PL}}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \frac{W_e}{W_0}} \quad \longrightarrow \quad W_0 = 5190 \text{ kg}$$



- Se consigue aumentar la carga alar:

$$\frac{W}{S} = 2750 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \longrightarrow \frac{W}{S} = 3500 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

lo cual permite reducir la superficie sustentadora y con ello el peso.

- Con estos datos e iterando se alcanzan los siguientes valores finales de superficie y peso.

$$W = 7858 \text{ kg}$$

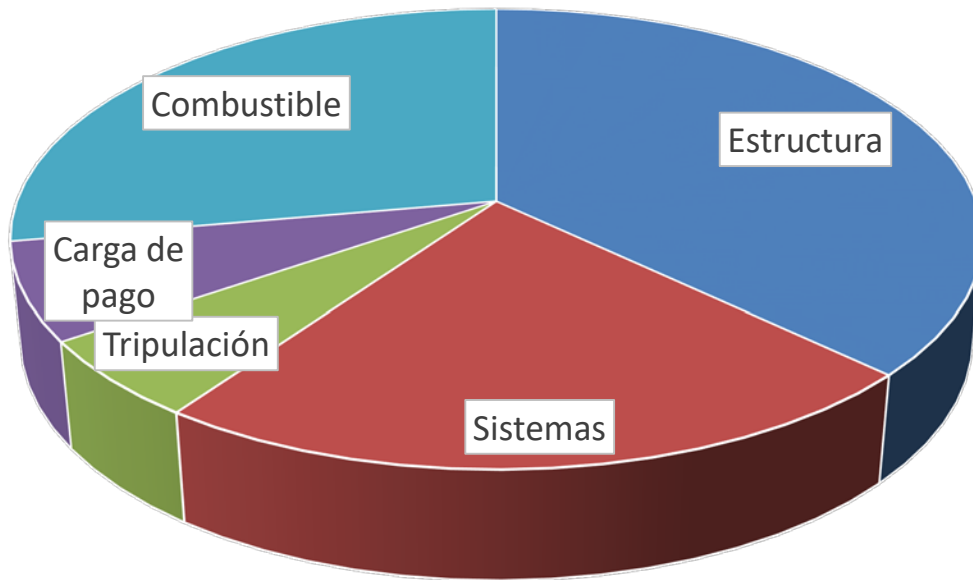
$$S_{wing} = 17,62 \text{ m}^2$$
$$S_{canard} = 4,40 \text{ m}^2$$

Método Completo – Pesos finales

Zephyr



Peso total



$$W_0 = 4518 \text{ kg}$$

Estructuras	1675 kg
Sistemas	1027 kg
Tripulación	252 kg
Carga de pago	309 kg
Combustible	1255 kg

Peso en vacío	2702 kg
MTOW	5056 kg

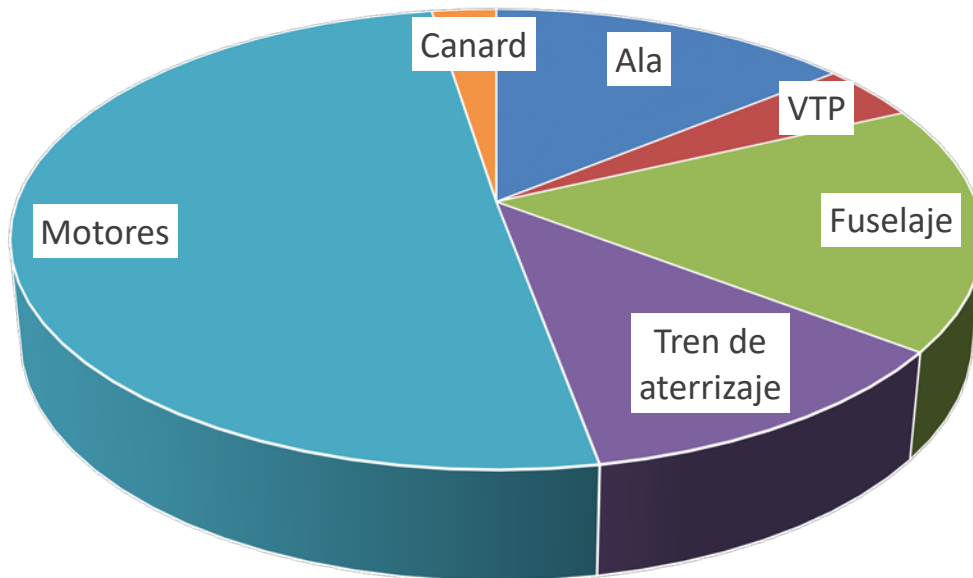
Carga alar	290.5 kg/m^2
Superficie alar	14 m^2
Superficie canard	1.56 m^2

Método Completo – Pesos finales

Zephyr



Pesos estructurales



Ala	236 kg
VTP	66 kg
Fuselaje	290 kg
Tren de aterrizaje	197 kg
Motores	844 kg
Canard	42 kg

Peso Estructura 1622 kg

Peso Refuerzos 53 kg

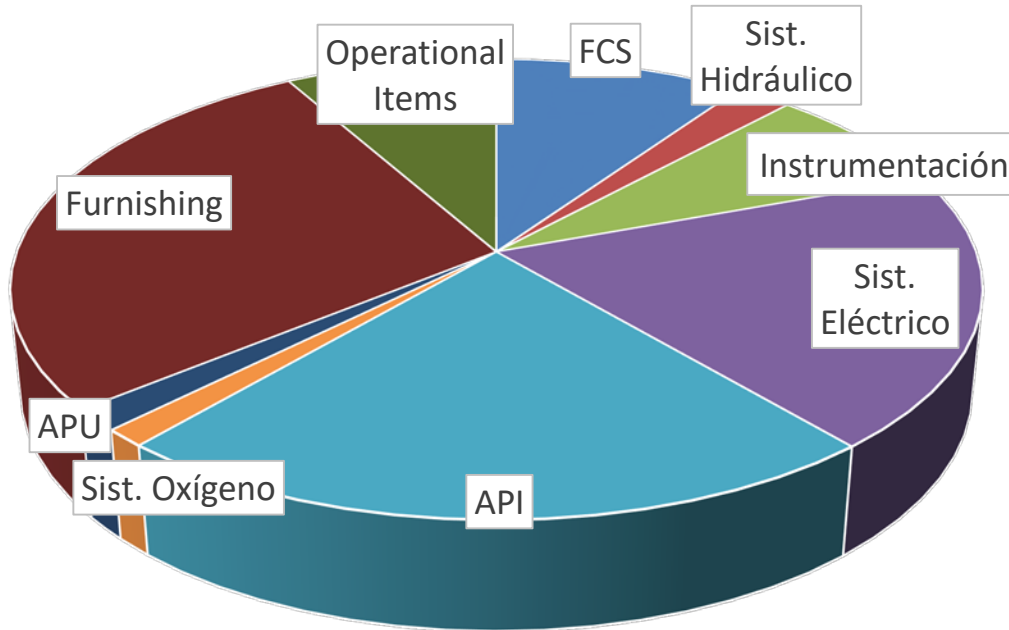
Peso total

Estructura+Refuerzos:

$$W_{estr} = 1675 \text{ kg}$$



Pesos de sistemas



FCS	100 kg
Sist. Hidráulico	23 kg
Instrumentación	77 kg
Sist. Eléctrico	199 kg
API	232 kg
Sist. Oxígeno	13 kg
APU	16 kg
Furnishing	284 kg
Operational Items	85 kg

Peso total Sistemas: $W_{sistemas} = 1027 \text{ kg}$



- Lista de materiales:

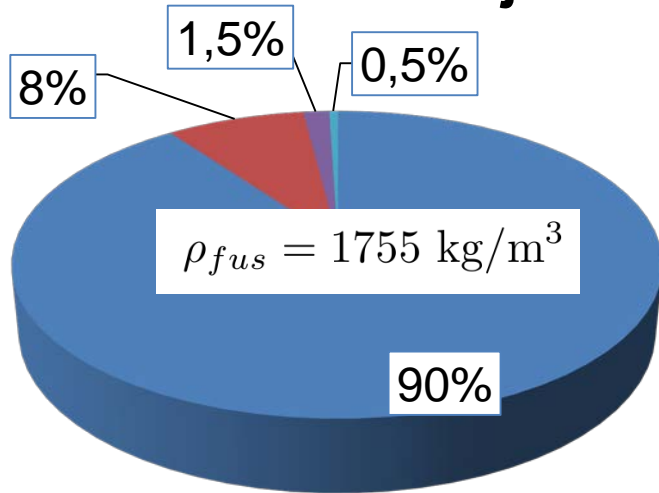
Material	Densidad [kg/m ³]
CFRP (Fibra de carbono + resina Epoxy, cura a 100°C)	1600
Aluminio 6061-T6	2700
Aluminio 7075-T6	2810
Titanio Ti-6Al-4V	4420
Acero AISI 4130	6588

Materiales

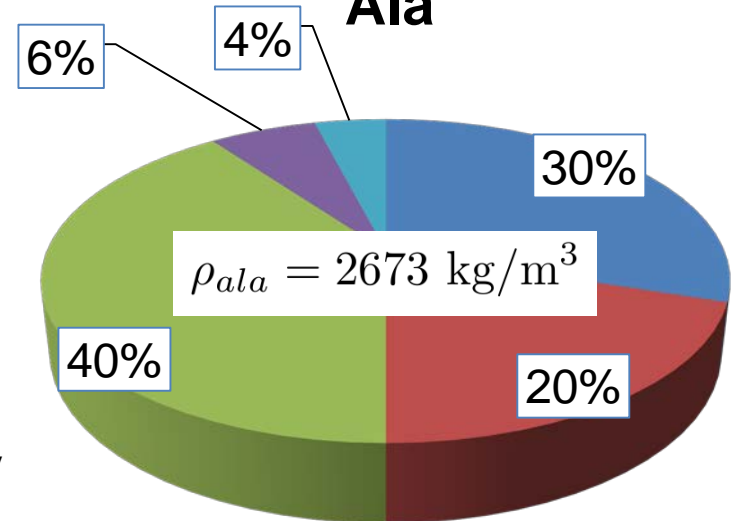
Zephyr



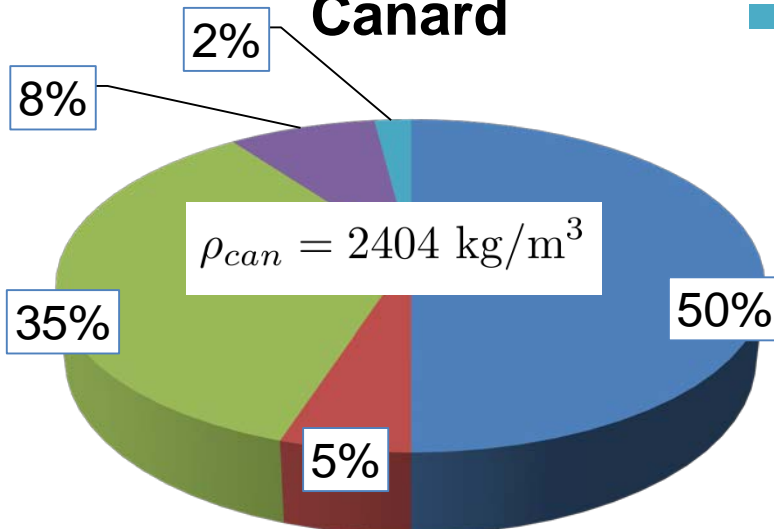
Fuselaje



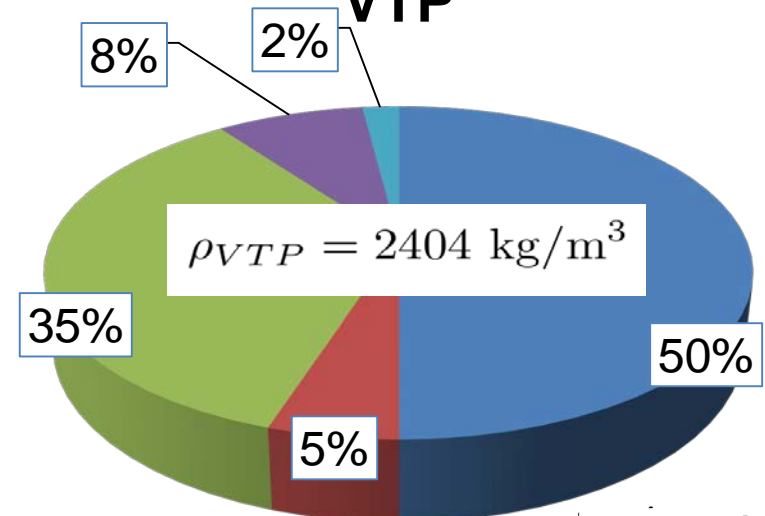
Ala



Canard



VTP



- CFRP
- Al-6061
- Al-7075
- Ti-6Al-4V
- Acero

Diagrama V-n

Zephyr



- Datos:

Dato	Valor [SI]	Valor [Imperial]
Peso de diseño (W_{FDGW})	3890 kg	8580 lb
Densidad a la altitud de vuelo (ρ)	0,530 kg/m ³	0,033 lb/ft ³
superficie sustentadora (S)	15,56 m ²	167,44 ft ²
Coeficiente de sustentación $C_{L_{max}}$		1.56
Coeficiente de sustentación $C_{N_{max}}$		1.91
Coeficiente de sustentación $C_{L_{max,neg}}$		0.60
Coeficiente de sustentación $C_{N_{max,neg}}$		0.73

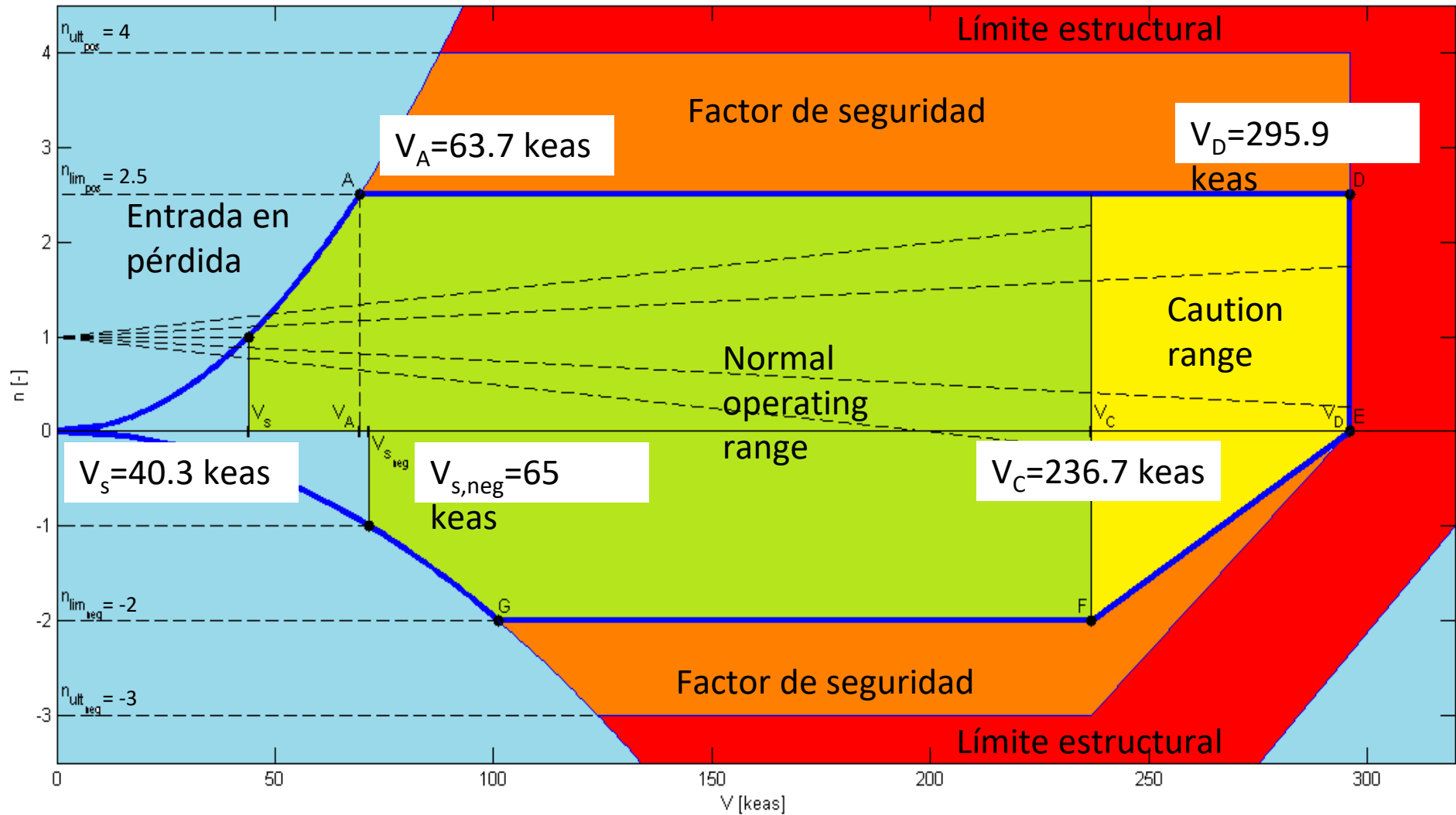
	Positivo	Negativo
Factor de carga límite (n_{lim})	2.5	-2
Factor de carga último (n_{ult})	4	-3

Diagrama V-n

Zephyr

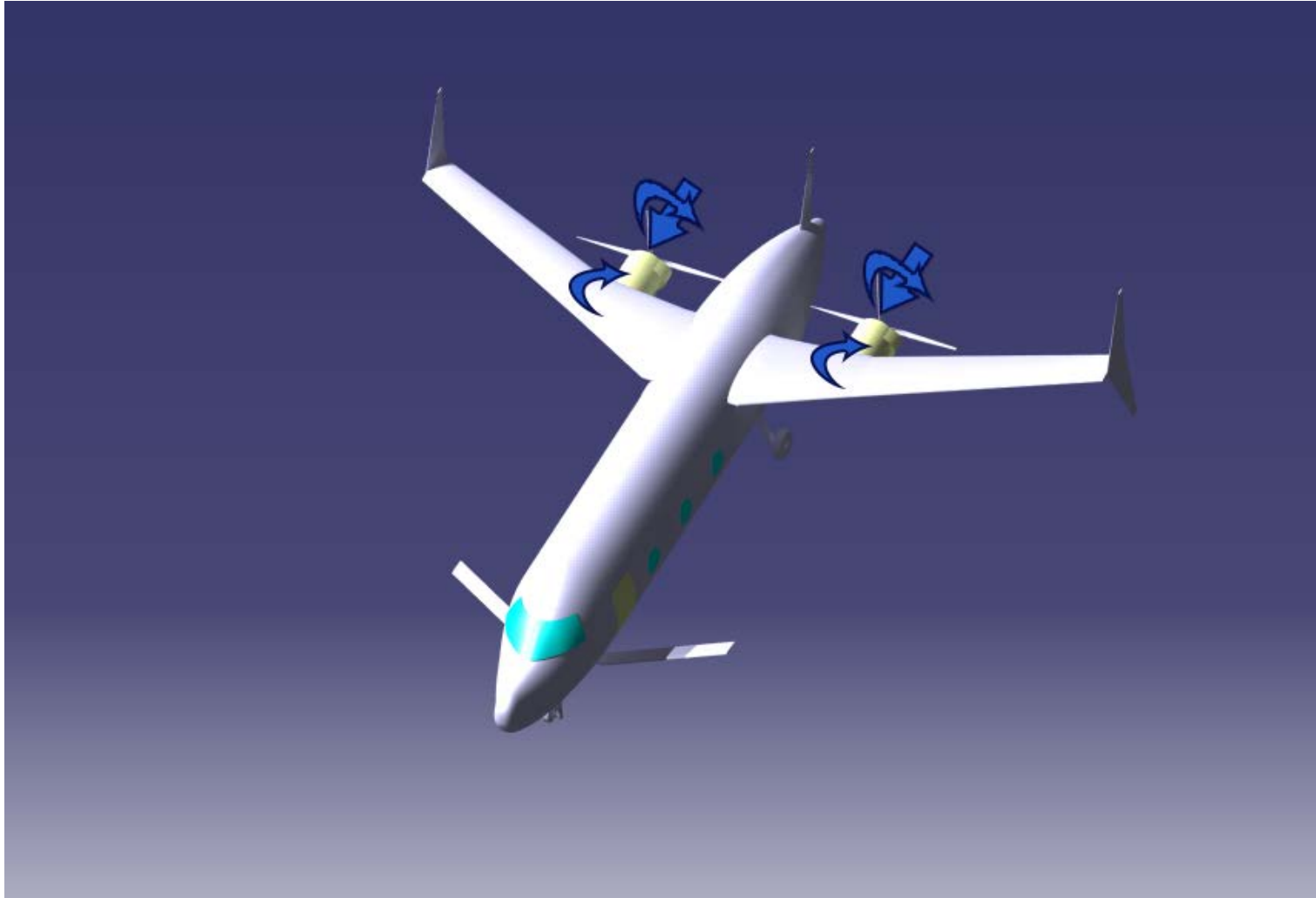


Diagrama de Maniobra



Distribución de cargas

Zephyr

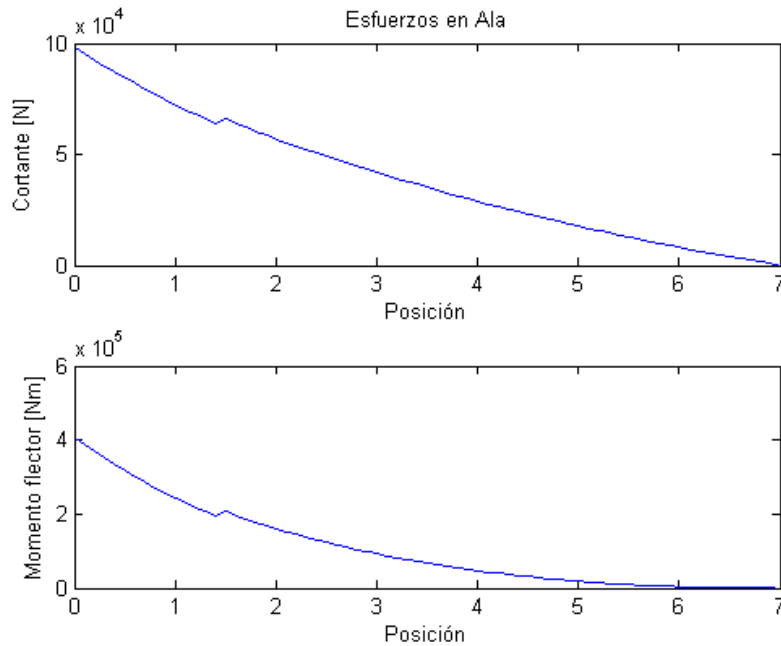


Cargas – Ala y Canard

Zephyr

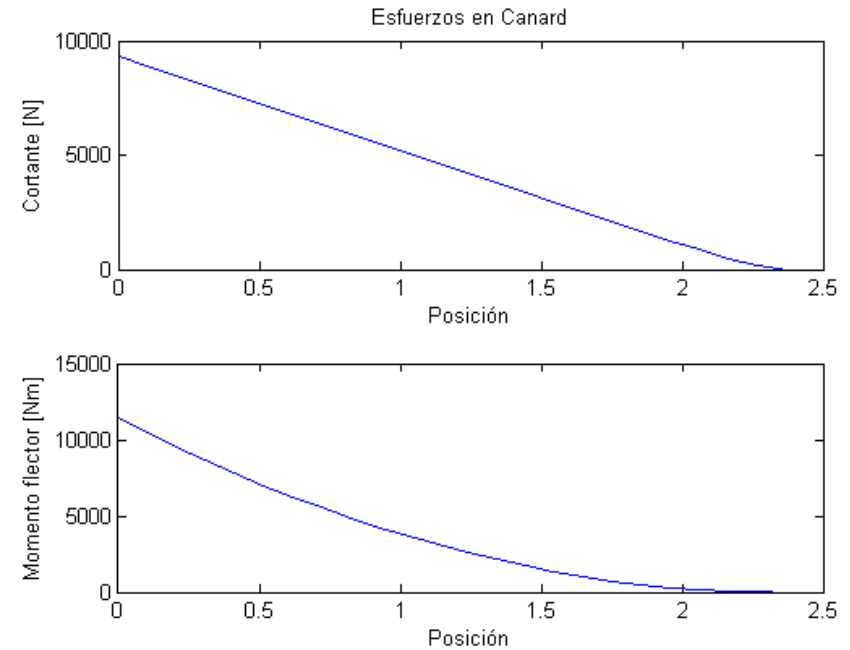


Ala



- Resultante vertical: 98157 N
- Resultante del flector: 408213 Nm
- Resultante del torsor: 2498 Nm

Canard



- Resultante vertical: 9308 N
- Resultante del flector: 11484 Nm
- Resultante del torsor: 267 Nm

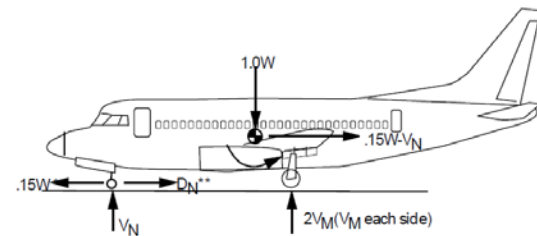
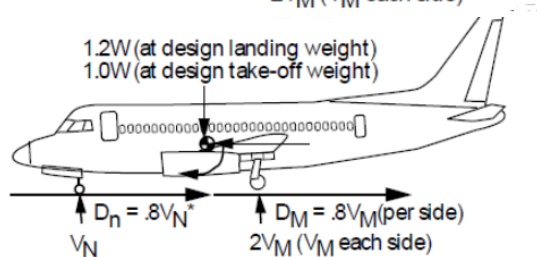
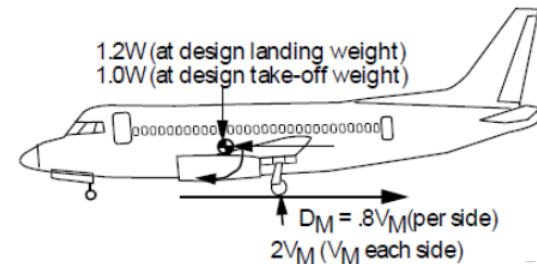
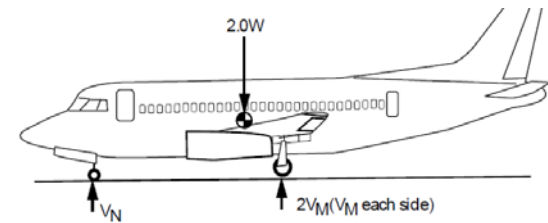
4) Carrera de despegue ($n=0$, $W=W_0$)

5) Balance frenado ($n=0$, $W=W_0$)

a) Dos puntos

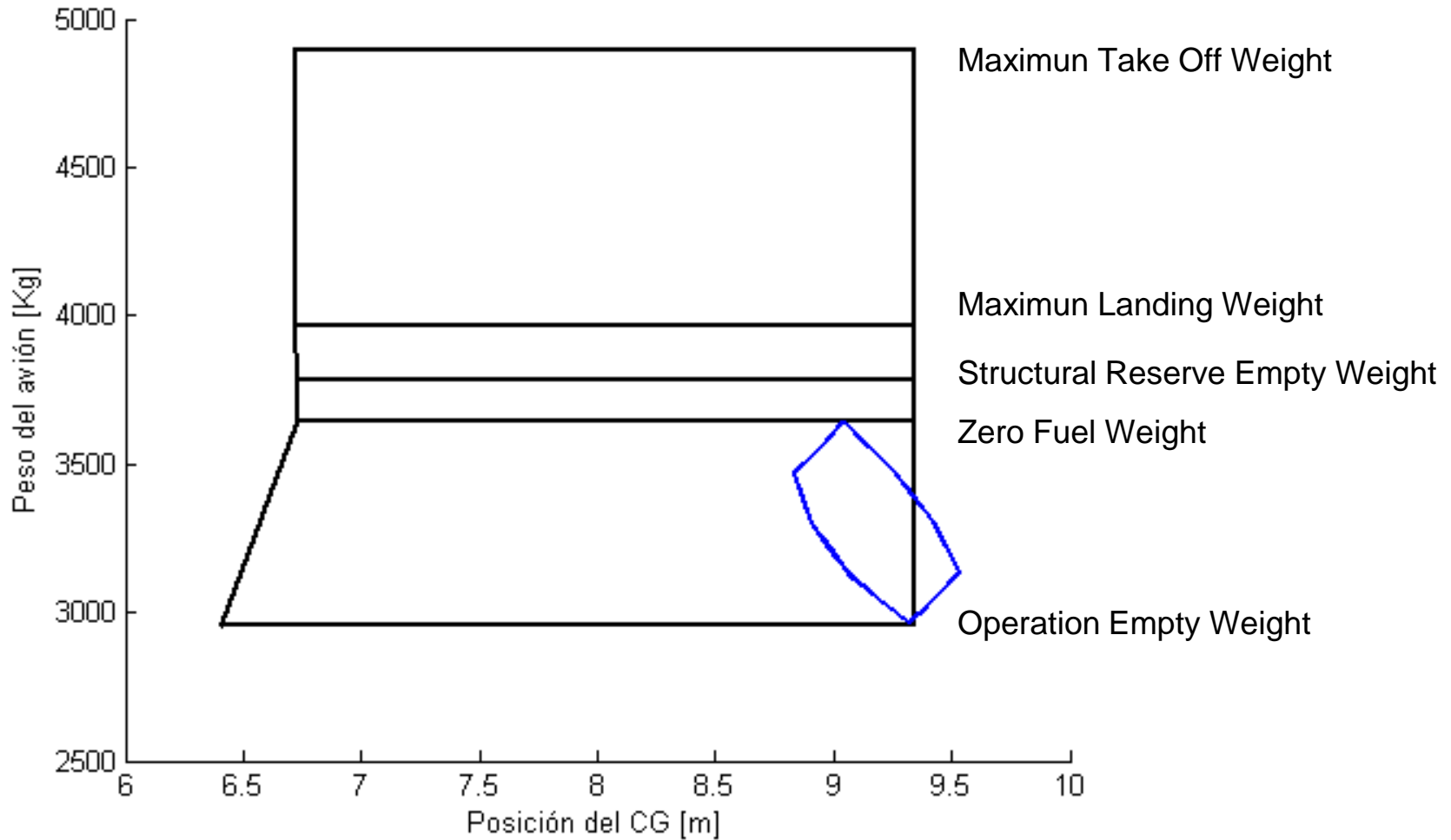
b) Tres puntos

6) Remolque ($n=0$, $W=W_0$)



Envolvente Centro de Gravedad

Zephyr



Comparativa Pesos

Zephyr



	Zephyr Hummingbird	Gates Learjet 28	Cessna Citation II
Estructura	1675 kg	2142 kg	1514 kg
Sistemas	1027 kg	1182 kg	1021 kg
Combustible	1428 kg	2125 kg	2272 kg
Peso en vacío	2702 kg	3906 kg	3186 kg
TOGW	5056 kg	6804 kg	6123 kg



Learjet 28



Cessna Citation II



AERODINÁMICA



1. Análisis de perfiles
2. Geometría del ala y el VTP
3. Análisis de ala y VTP
4. Geometría y Análisis del Canard
5. Polar del avión



- Análisis de perfiles para el ala: XFLR5

Característica	Perfiles ala				
	Roncz 1080 (inner aft)	Roncz 1082	Roncz 1082 tip	NACA 63-412	NACA 23015
C _{dmin}	0,00416	0,00446	0,00416	0,00542	0,00664
C _{mo}	-0,074	-0,09	-0,082	-0,08	-0,016
α_s	4,25	6,6	7,4	4,5	11
C _{lmax}	1,06	1,276	1,216	1,0183	1,77
(C _l /C _d) _{max}	220	226	215,5	100	140
C _{l0} (2D)	0,4708	0,4917	0,4477	0,4119	0,1809
C _{lα}	4,96 (3D)	4,8346	4,87(3D)	4,94 (3D)	4,95 (3D)
Comportamiento en pérdida	Bueno	Bueno	Malo	Malo	Regular

- Análisis de perfiles para el canard: XFLR5

Característica	Perfiles canard		
	Roncz 1046	BL20	NASA/LANGLEY LS(1)-0417MOD
C _{dmin}	0,00705	0,00772	0,007
C _{mo}	-0,14	-0,079	-0,115
α_s	9	6,5	9
C _{lmax}	1,79	1,35	1,9074
(C _l /C _d) _{max}	174,98	125	127,24
C _{l0} (2D)	0,8415	0,5656	0,645
C _{lα}	4,0955 (3D)	4,65 (3D)	4,3187(3D)
Comportamiento en pérdida	Bueno	Muy bueno	Bueno

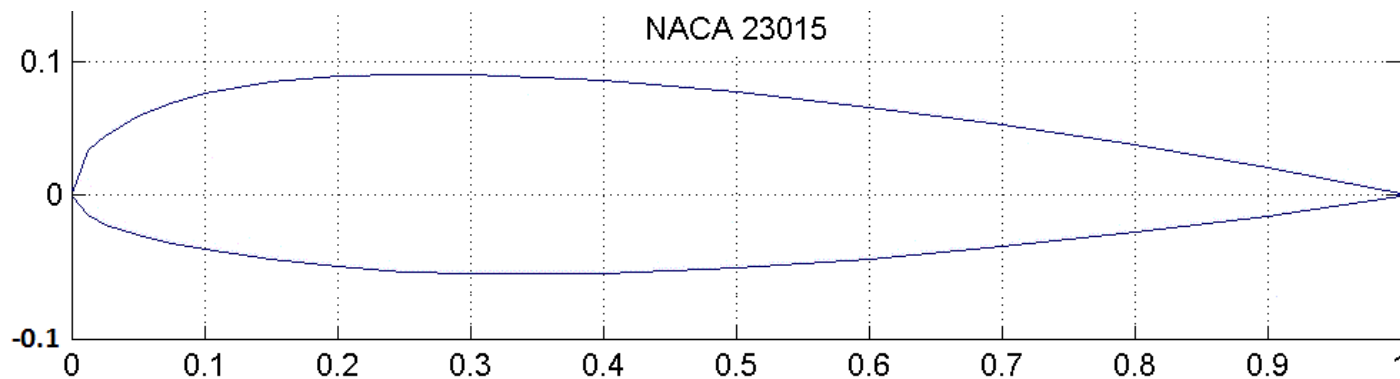
Perfil ala y canard

Zephyr



Característica	NACA 23015
C_{dmin}	0,00664
C_{mo}	-0,016
α_s	11
C_{lmax}	1,77
$(C_l/C_d)_{max}$	140
C_{lo} (2D)	0,1809
$C_l\alpha$	4,95 (3D)
Comportamiento en pérdida	Regular

Máximo espesor = 15%
Máxima curvatura = 1.8%



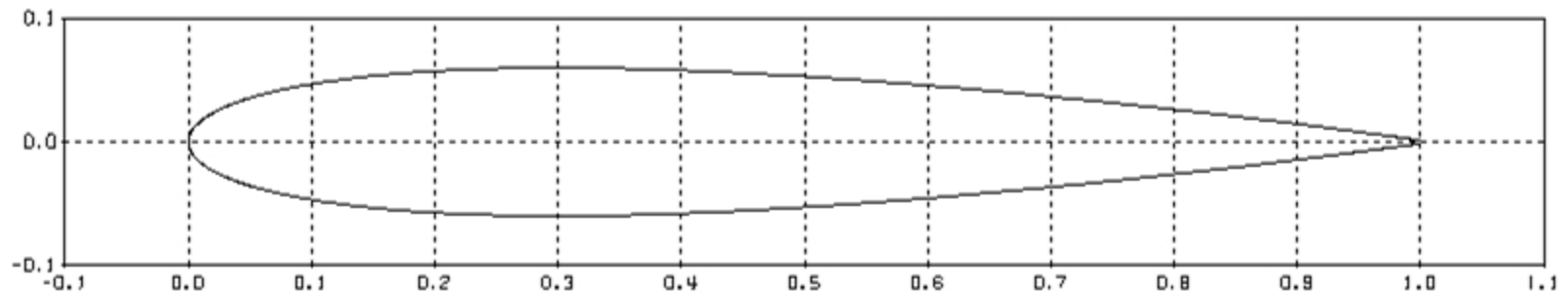
Perfil VTP

Zephyr



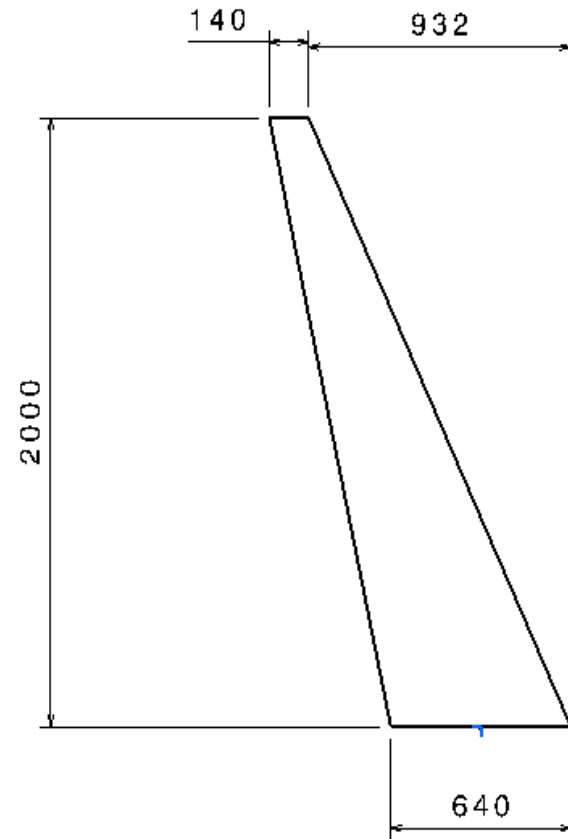
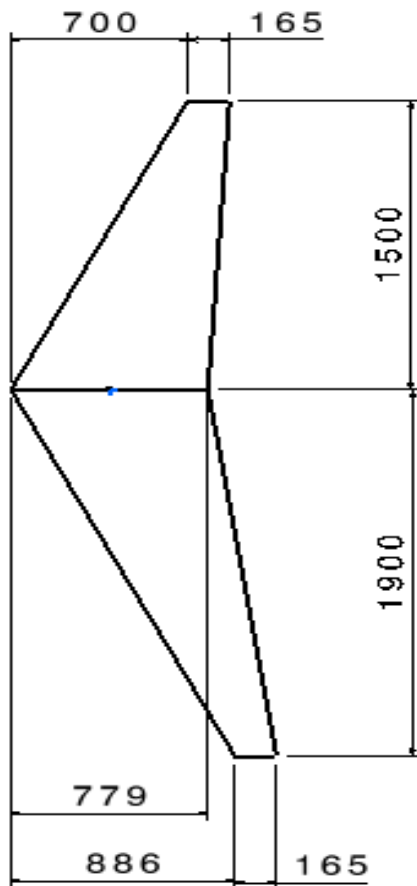
Característica	NACA 0012
Cdmin	0,005
α_s	7,5
Clmax	1,05
Cl₀	0
Clα	4,95 (3D)

Perfil simétrico
Máximo espesor = 12%



Geometría VTP

$Cl\alpha=4,6$



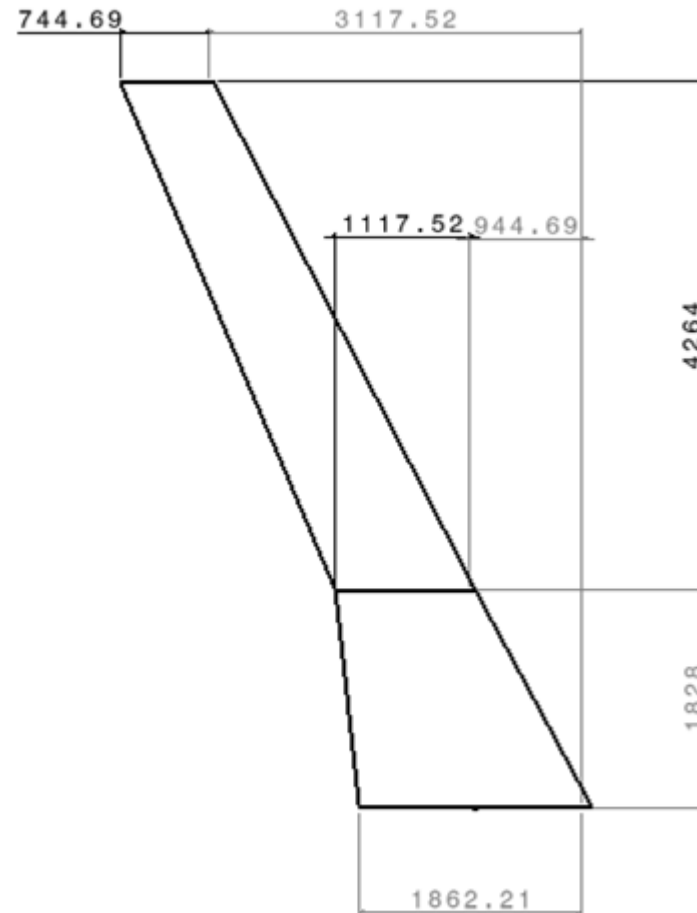


$$AR = 10,6$$

$$E_1 = 0,6; \psi_1 = 27,3^\circ$$

$$E_2 = 0,4; \psi_2 = 27^\circ$$

$$S = 14 \text{ m}^2$$



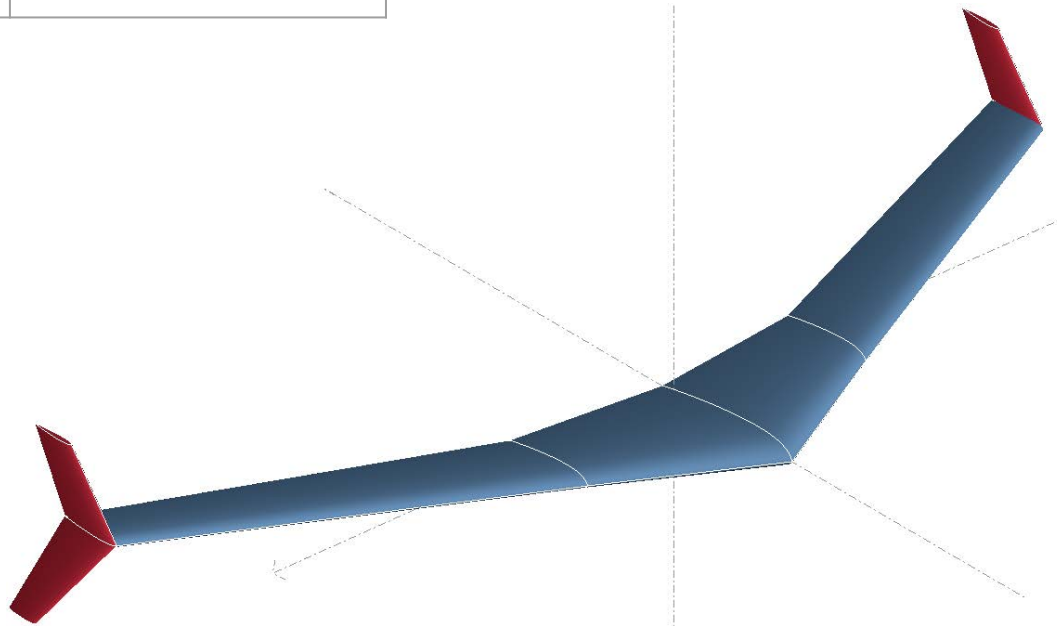
Análisis ala y VTP

Zephyr



	Datos del ala
Cdmin	0,0085
(Cl/Cd)max	33
α de máxima eficiencia	5
Cl₀	0,081
Clα	0,075

	Datos del ala
αs	12
Clmax	1,40
Entrada en pérdida	Brusca
Xca	1,76
Cmo	-0,014



Análisis canard

Zephyr



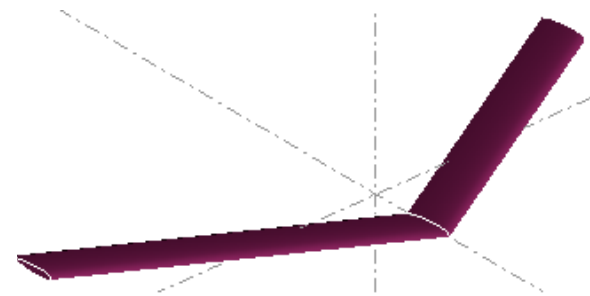
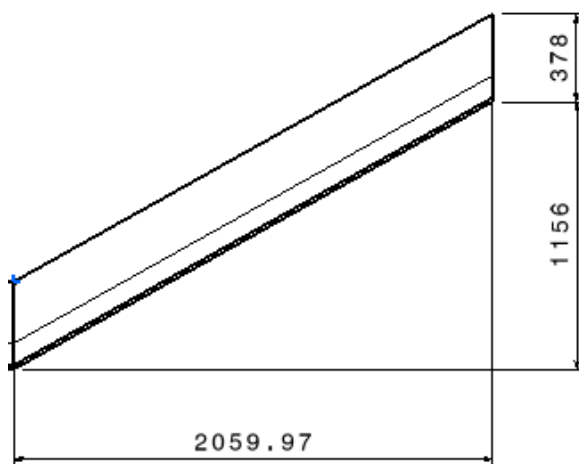
	Datos del canard
α_s	12,5
C_{lmax}	0,14
Entrada en pérdida	Brusca
C_{lo}	0,0084
$C_{l\alpha}$	0,0076

	Datos del ala
C_{dmin}	0,00083
$(C_l/C_d)_{max}$	31
α de máxima eficiencia	5
X_{ca}	0,65
C_{mo}	-0,00015

$$AR = 10,92$$

$$E = 0,6 ; \psi = 29,3^\circ$$

$$S = 1,556 \text{ m}^2$$





- Polar del avión en configuración limpia

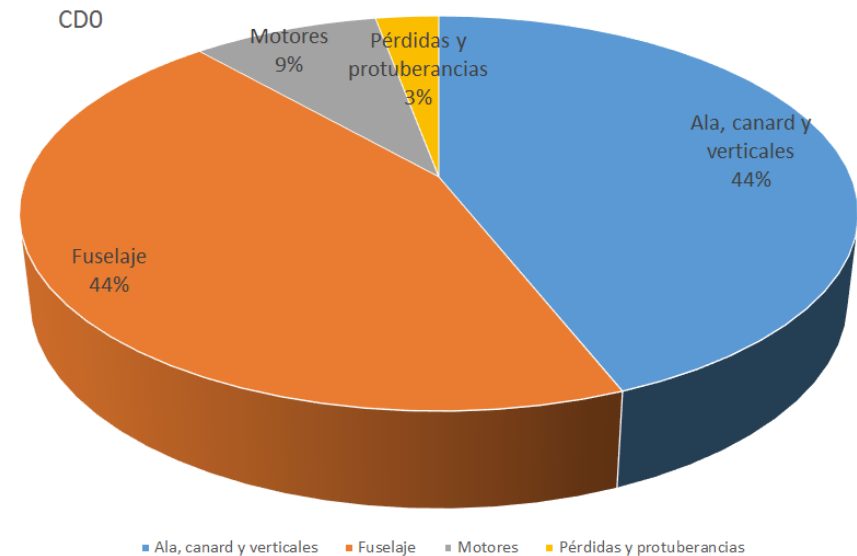
$$C_D = C_{D0} + k_1 C_L + k_2 C_L^2$$

$$C_{D0} = 0.0198$$

$$k_1 = -0.003$$

$$k_2 = 0.0314$$

	CD0
Ala, canard y verticales	0.0087
Fuselaje	0.0088
Motores	0.0017
Pérdidas y protuberancias	0,00058



Polar del avión



- Polar del avión en configuración sucia

NO SE REQUIEREN DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES

$$C_{Lmax}=1,56$$

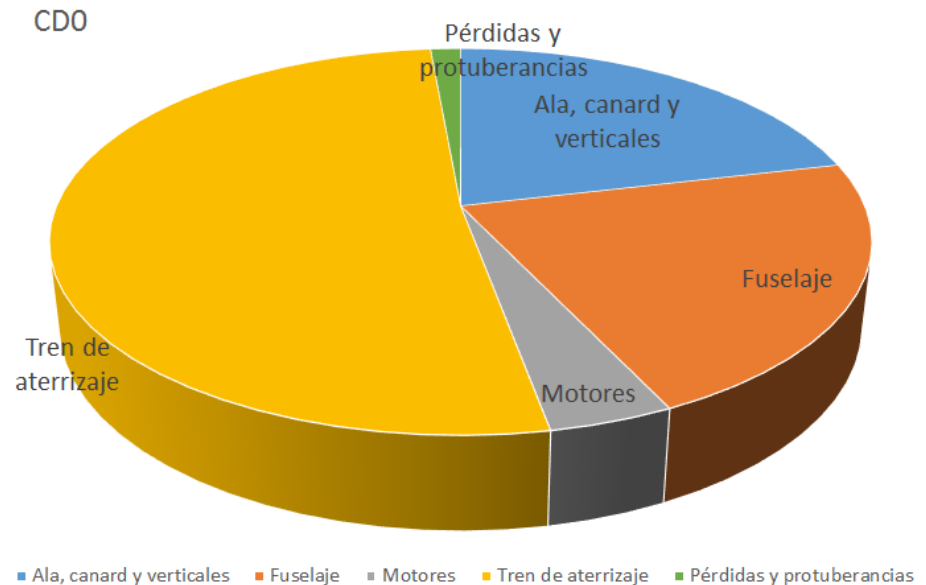
$$C_{D0}= 0.0408$$

$$k_1= -0.003$$

$$C_D=C_{D0}+k_1C_L+k_2C_L^2$$

$$k_2= 0.0314$$

	CD0
Ala, canard y verticales	0.0087
Fuselaje	0.0088
Motores	0.0017
Tren de aterrizaje	0.021
Pérdidas y protuberancias	0.00058





***ESTABILIDAD Y
CONTROL***



1. Estabilidad longitudinal

- Incidencia de las superficies sustentadoras
- Margen estático
- Trimado longitudinal durante el crucero

2. Estabilidad lateral

- Superficies de control lateral-direccional
- Condiciones *One Engine Inoperative*
- Condiciones de viento cruzado

3. Estabilidad dinámica

- Presentación de derivadas de estabilidad
- Estudio de la dinámica longitudinal
- Estudio de la dinámica lateral



INCIDENCIAS DE ALA Y CANARD

Criterios:

- Generar la sustentación necesaria: $W = L = L_{canard} + L_{wing}$
- El canard debe entrar en pérdida antes que el ala.

Sistema de 2 ecuaciones con dos incógnitas:

$$\left. \begin{aligned} \frac{2W}{\rho_{cruise} V_{cruise}^2 S_{ref}} &= C_{L0_w} + i_w C_{L\alpha_w} + C_{L0_c} + i_c C_{L\alpha_c} \\ i_c &= i_w + 2^\circ \end{aligned} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{aligned} i_w &= 1,93^\circ \\ i_c &= 3,93^\circ \end{aligned} \right.$$

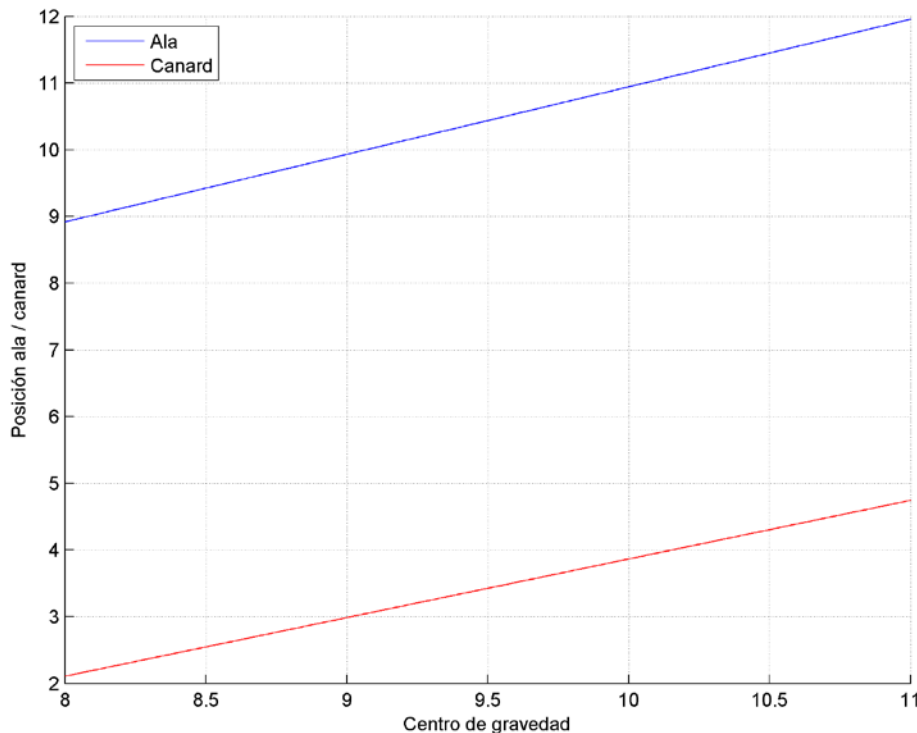


POSICIONAMIENTO DE LAS SUPERFICIES SUSTENTADORAS

Criterios:

- Equilibrio de momentos en vuelo de crucero.
- Margen estático adecuado, $ME = \frac{X_{NA} - X_{CG}}{c} \approx 0,22$.

Estudio realizado en el punto medio del crucero.



Cada posible situación del centro de gravedad proporciona una combinación de posiciones para ala y canard.

Finalmente, se tienen las siguientes posiciones:

$$X_w = 10,15 \text{ m}$$

$$X_c = 3,25 \text{ m}$$

El centro de gravedad a mitad de crucero queda:

$$X_{CG_{zf}} = 9,21 \text{ m}$$

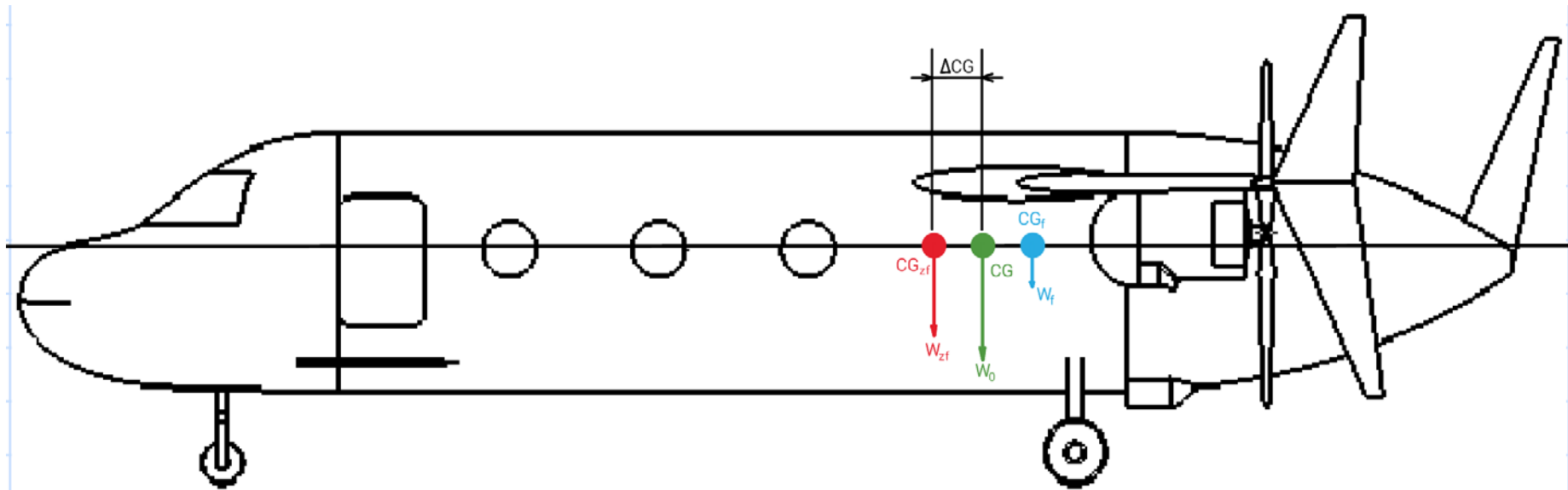
$$X_{NA} = 9,49 \text{ m}$$



EVOLUCIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD DURANTE EL CRUCERO

OBJETIVO: Mínimo desplazamiento del centro de gravedad de la aeronave durante el crucero.

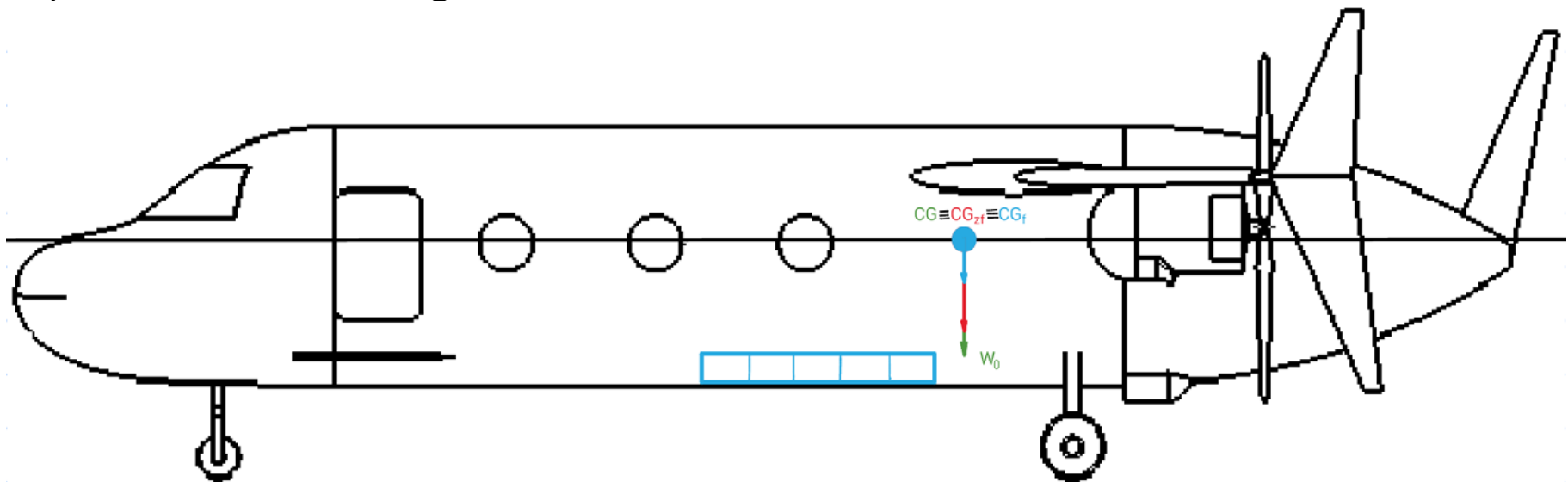
Solo con depósitos en ala y canard el centro de gravedad total experimenta variaciones importantes.





EVOLUCIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD DURANTE EL CRUCERO

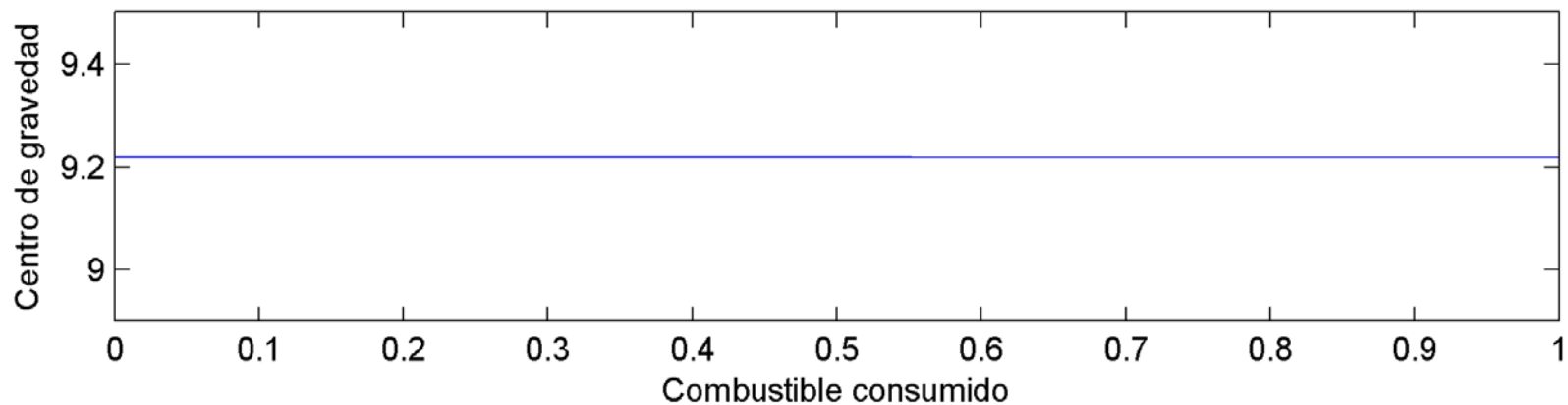
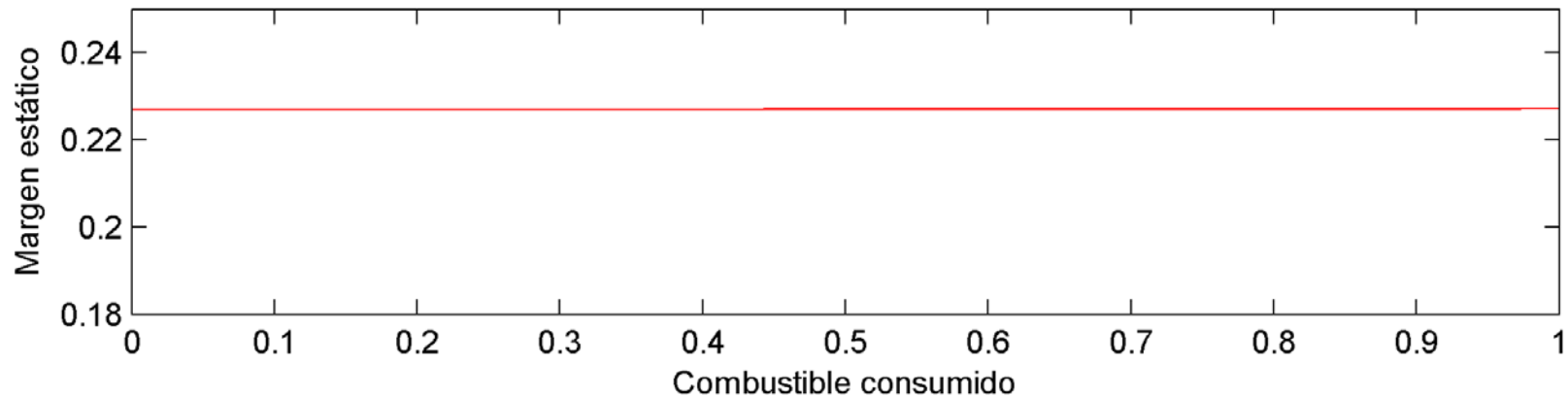
SOLUCIÓN: Tercer depósito situado en la mitad del fuselaje que **permite ajustar** la posición del **centro de gravedad del combustible** a la misión.



Ley de consumo proporcional al combustible contenido en cada depósito \Rightarrow **Posición del centro de gravedad del combustible se mantiene constante.**



EVOLUCIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD DURANTE EL CRUCERO



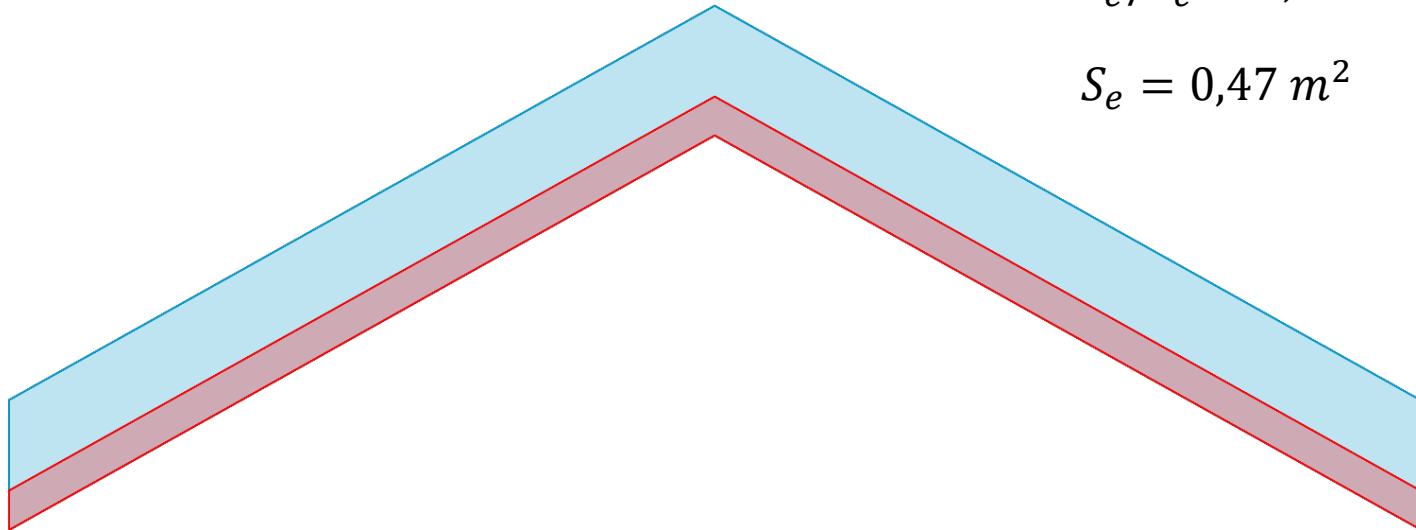


TRIMADO LONGITUDINAL DE LA AERONAVE EN CRUCERO

$$S_{canard} = 1,56 \text{ m}^2$$

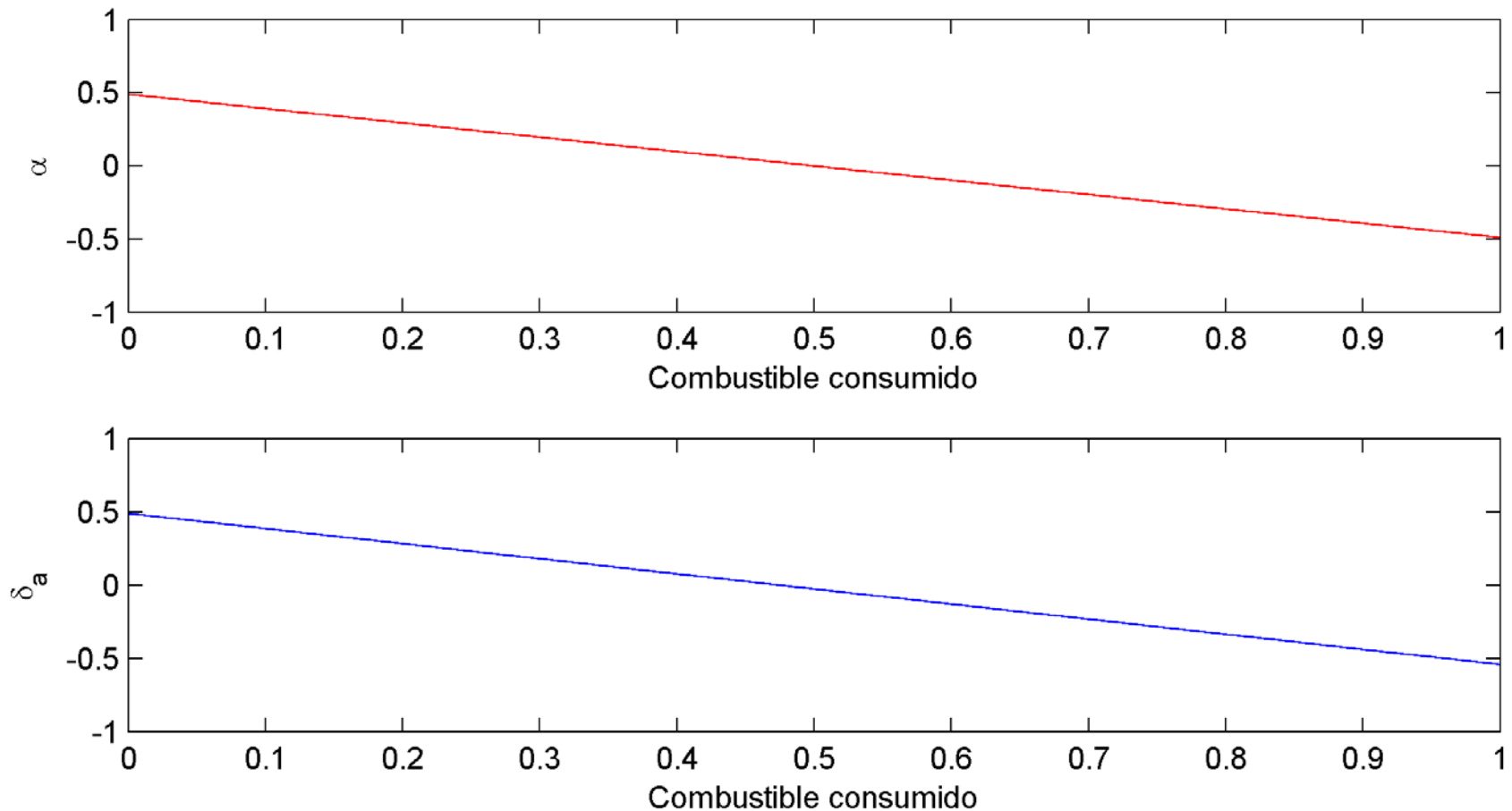
$$S_e/S_c = 0,3$$

$$S_e = 0,47 \text{ m}^2$$





TRIMADO LONGITUDINAL DE LA AERONAVE EN CRUCERO



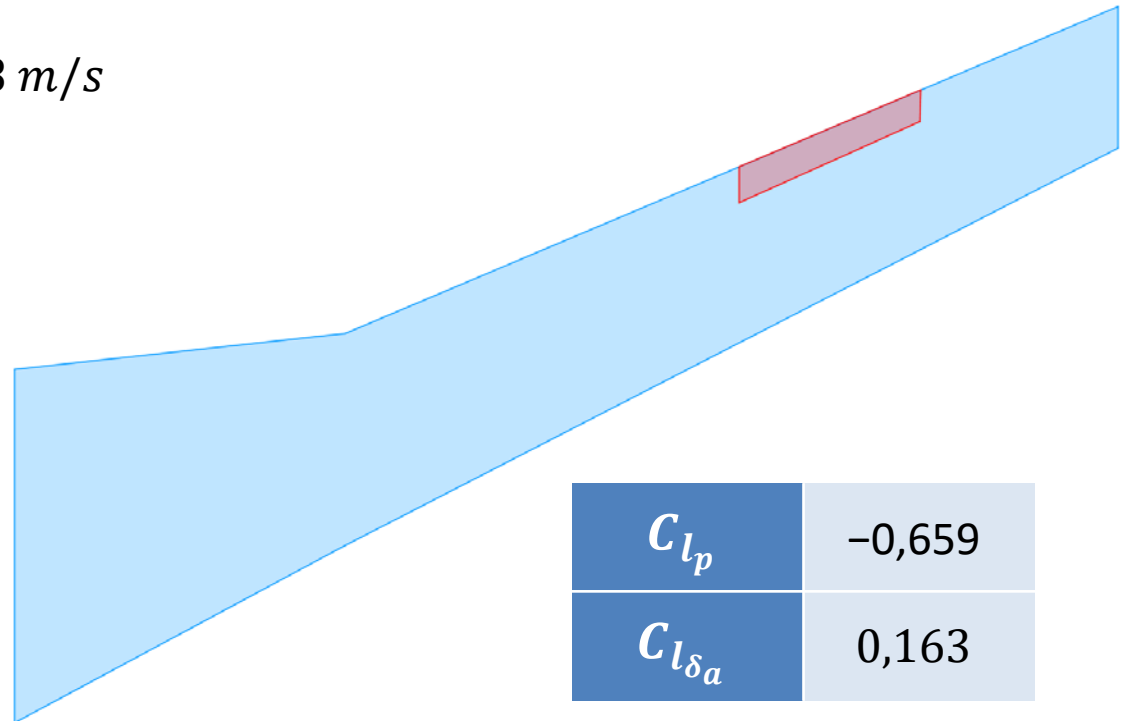


DIMENSIONAMIENTO DE LOS ALERONES

CRITERIO:

- $P > 0,561 \text{ rad/s} \Rightarrow$ Giro de 45° en 1,4 s con condiciones:
 - ✓ $V = V_{corner} = 52,188 \text{ m/s}$
 - ✓ $\delta_{a_{max}} = 20^\circ$

Geometría	
Y_i	4 m
Y_f	5 m
c_a/c_w	0,15
$S_{a_{total}}$	0,369 m ²



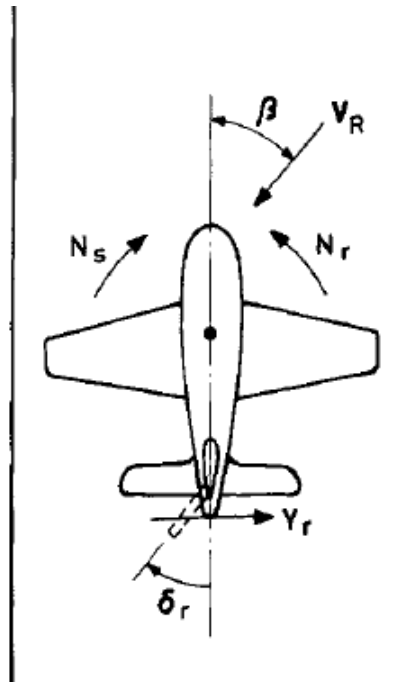
C_{l_p}	-0,659
$C_{l_{\delta a}}$	0,163



DIMENSIONAMIENTO ESTABILIZADOR VERTICAL

Criterios:

- Satisfacción de los requerimientos para condiciones *One Engine Inoperative*
- Vuelo con viento cruzado, $\beta = 15^\circ$
- $C_{n\beta} > 0 \Rightarrow$ **MÁS RESTRICTIVO**



$$N_S = N_R$$

N_S - Stability
Yawing Moment

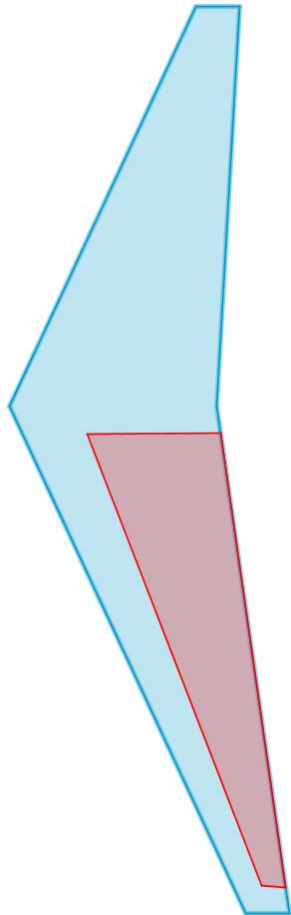
N_R - Yawing Moment
Due to Rudder

Y_r - Side Force
Due to Rudder



DIMENSIONAMIENTO ESTABILIZADOR VERTICAL

SOLUCIÓN ADOPTADA



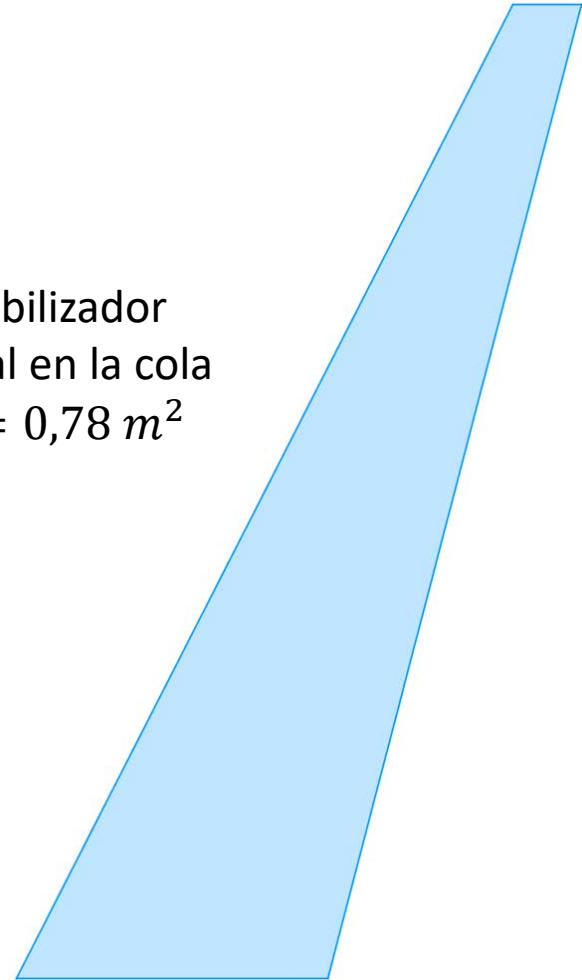
Estabilizador vertical y timón de dirección en punta de ala.

$$S_{V_w} = 3,22 \text{ m}^2$$

$$S_r/S_{V_w} = 0,31$$

Estabilizador vertical en la cola

$$S_{V_t} = 0,78 \text{ m}^2$$



DERIVADAS DE ESTABILIDAD-CONTROL Y DE ESTABILIDAD-LATERAL DIRECCIONAL

$C_{y\delta_r}$	0.5384
$C_{l\delta_r}$	0.0199
$C_{n\delta_r}$	-0.1445

$C_{y\beta}$	-1.1874
$C_{l\beta}$	-0.1566
$C_{n\beta}$	0.0515

$C_{y\delta_a}$	0
$C_{l\delta_a}$	0.163
$C_{n\delta_a}$	-0.012



DESPEGUE EN CONDICIONES DE FALLO MOTOR

$$V = 65,5 \text{ m/s}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$W = W_0 = 4518 \text{ kg}$$

$$P_{max} = 1548,96 \text{ kW} \Rightarrow P_{eng} = 774,48 \text{ kW}$$

$$\left. \begin{array}{l} F_{eng} = 9452,3 \text{ N} \\ d = 2,4 \text{ m} \end{array} \right\} N_{eng} = 24,954 \text{ kN} \cdot \text{m}$$

En estas condiciones e imponiendo ángulo de resbalamiento nulo, $\beta \approx 0^\circ$

$$\left\{ \begin{array}{l} \phi = -10,83^\circ \\ \delta_a = -2,84^\circ \\ \delta_r = 22,34^\circ \end{array} \right.$$



DESPEGUE EN CONDICIONES DE VIENTO CRUZADO

$$V = 65,5 \text{ m/s}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$W = W_0 = 4518 \text{ kg}$$

$$\beta = 15^\circ \Rightarrow V_w = 17,5 \text{ m/s}$$

En estas condiciones, las siguientes deflexiones y ángulo de balance son requeridos para mantener el equilibrio de la aeronave:

$$\begin{cases} \phi = 14,27^\circ \\ \delta_a = 16,27^\circ \\ \delta_r = 4,67^\circ \end{cases}$$



TABLA DE DERIVADAS DE ESTABILIDAD

Longitudinal

Cx_alpha	0.1773
Cz_alpha	-6.3278
Cm_alpha	-4.6562
Cx_q	0
Cz_q	-15.5069
Cm_q	-15.7126
Cx_u	-0.0423
Cz_u	-0.8754
Cm_u	0
Cx_alpha_dot	0
Cz_alpha_dot	104.4660
Cm_alpha_dot	-80.3359

Lateral

Cy_beta	-1.1874
Cl_beta	-0.1566
Cn_beta	0.0515
Cy_p	0.1496
Cl_p	-0.6590
Cn_p	-0.1772
Cy_r	0.7016
Cl_r	0.1279
Cn_r	-0.2063
Cy_beta_dot	0.1202
Cl_beta_dot	0.0044
Cn_beta_dot	-0.0340

Control Longitudinal

Cl_delta_e	0	▲
Cm_delta_e	0	
Cl_delta_c	0.0477	
Cm_delta_c	0.2331	▼

Control Lateral

Cy_delta_a	0
Cl_delta_a	0.1633
Cn_delta_a	-0.0120
Cy_delta_r	0.5384
Cl_delta_r	0.0199
Cn_delta_r	-0.1445



ESTABILIDAD DINÁMICA LONGITUDINAL

Corto período			Fugoide
Muy amortiguado			Muy poco amortiguado
Se amortigua por la contribución de:	$C_{M\alpha}$	-4.65	Se amortigua por el efecto de la resistencia aerodinámica
	C_{Mq}	-15.51	
	$C_{M\dot{\alpha}}$	-80.34	
Involucra a α y a q			Involucra a u y a θ

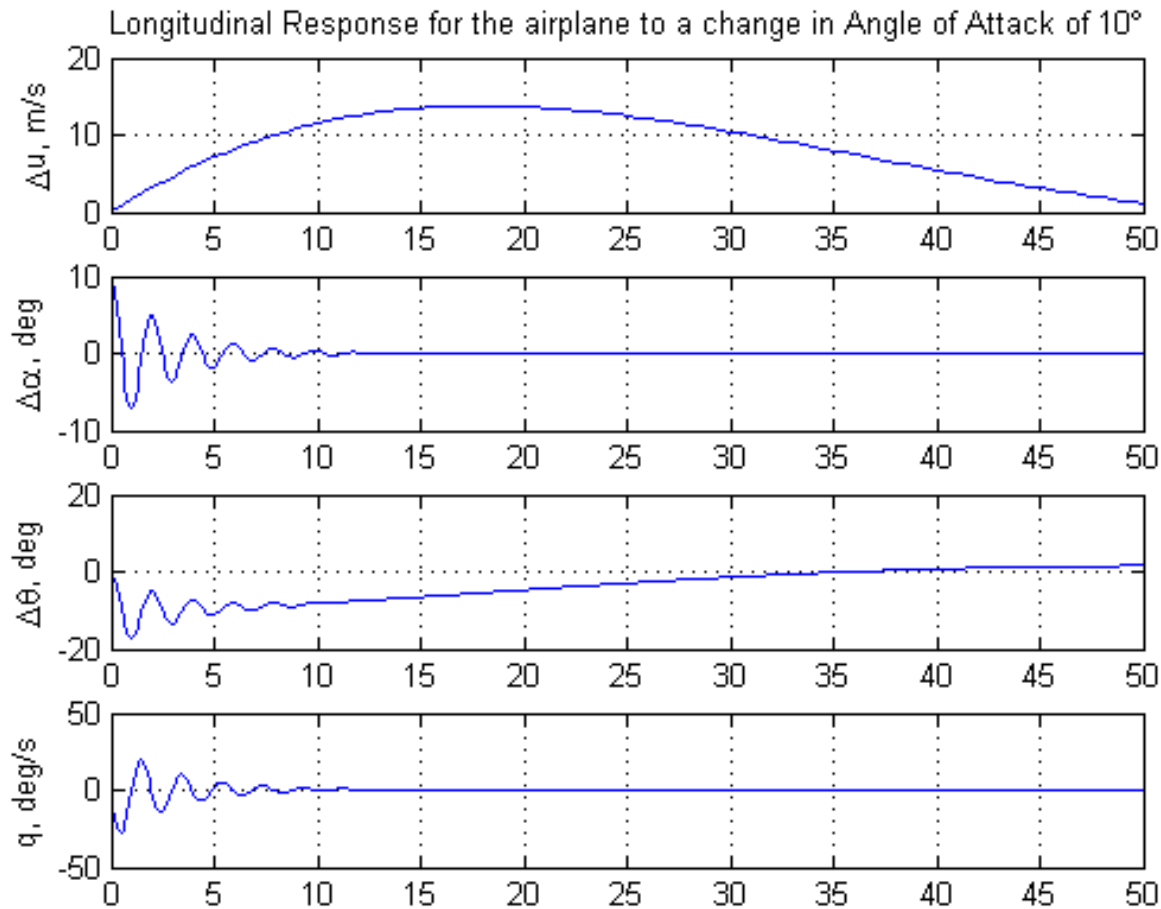


ESTABILIDAD DINÁMICA LONGITUDINAL

Autovalores	ω_n (rad/s)	T (s)	ζ	$t_{1/2}$ (s)	$N_{1/2}$	δ	
-0.3466 + 3.2072i	3.23	1.95	0.108	1.99	1.02	0.68	CORTO PERIODO
-0.3466 - 3.2072i							
-0.0337 + 0.0586i	0.068	92.96	0.499	20.55	0.19	3.63	FUGOIDE
-0.0337 - 0.0586i							



ESTABILIDAD DINÁMICA LONGITUDINAL





ESTABILIDAD DINÁMICA LATERAL

Balanceo holandés		Converg. en balance		Espiral	
Muy poco amortiguado		Muy amortiguado		Muy poco amortiguado	
$c_{n\beta}$	0.052	c_{lp}	-0.66	$c_{n\beta}$	0.052
$c_{l\beta}$	-0.16	I_{xx}	502417 $kg\ m^2$	$c_{l\beta}$	-0.16
Involucra a β y a Ψ		Involucra a ϕ		Involucra a ϕ y a Ψ	

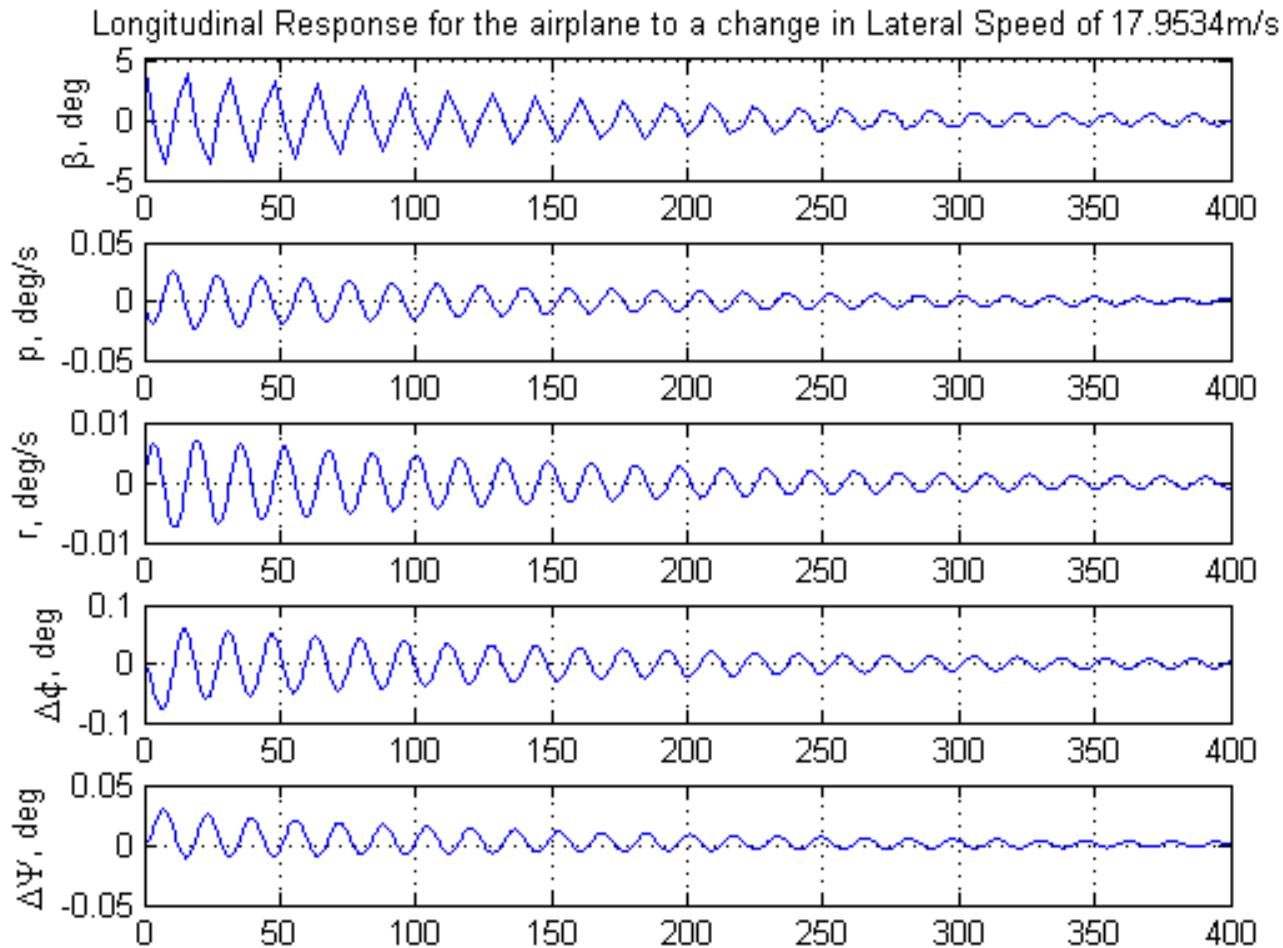


ESTABILIDAD DINÁMICA LATERAL

Autovalores	ω_n (rad/s)	T (s)	ζ	$t_{1/2}$ (s)	$N_{1/2}$	δ	
-0.0056 + 0.3888i	0.39	16.16	0.014	124.64	7.69	0.09	BALANCEO HOLANDÉS
-0.0056 - 0.3888i							
-0.2333	0.2333	-	1	2.97	-	-	CONVERGENCIA EN BALANCE
-0.0076	0.0076	-	1	91.26	-	-	ESPIRAL



ESTABILIDAD DINÁMICA LATERAL





PROPULSIÓN

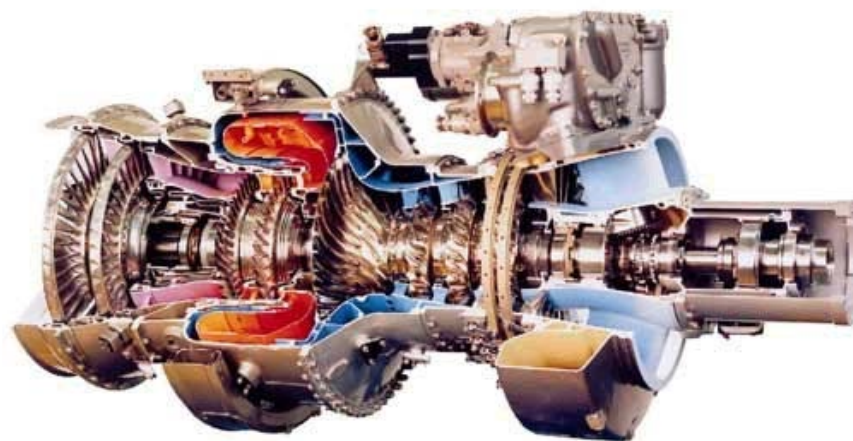


- 1. Elección de motor**
- 2. Adaptación del motor**
- 3. Gráficas de Actuaciones:**
 - 3.1 SFC vs V y SFC vs h**
 - 3.2 P vs V y P vs h**



Roll Royce RTM 322-01/9

Fabricante	Roll-Royce
Modelo	RTM 322-01/9
Potencia	2430 shp
Consumo específico	0.42 lb/shp hr
Longitud	1.17 m
Ancho/Diámetro	0.66 m
Peso	226.34 kg



Adaptación del motor

Zephyr



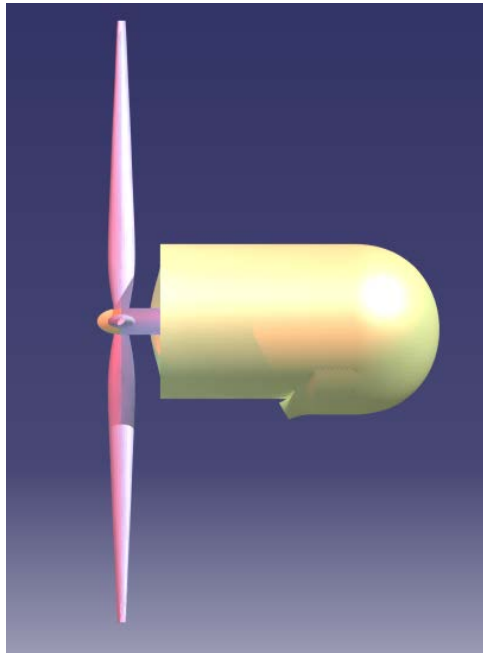
MOTOR: Roll Royce RTM 322-01/9	
COMBUSTIBLE: JET-A1	
Densidad	815.9 kg/m ³
HÉLICE	
Número de palas	4 palas
Diámetro	3 m
Peso de la hélice	33 kg
Peso del SPINNER	2 kg
Peso de la REDUCTORA	47 kg
Peso total	308.34 kg

Escalado de motor (factor 0.9):

	Sin escalar	Escalado
Potencia	2430 shp	2106 shp
Consumo específico	0.42 lb/shp hr	0.42 lb/shp hr
Longitud	1.17 m	1.1306 m
Ancho/Diámetro	0.66 m	0.6353 m
Peso total (Sin hélice)	275.34	247.806 kg
Peso total	308.34 kg	280.806 kg



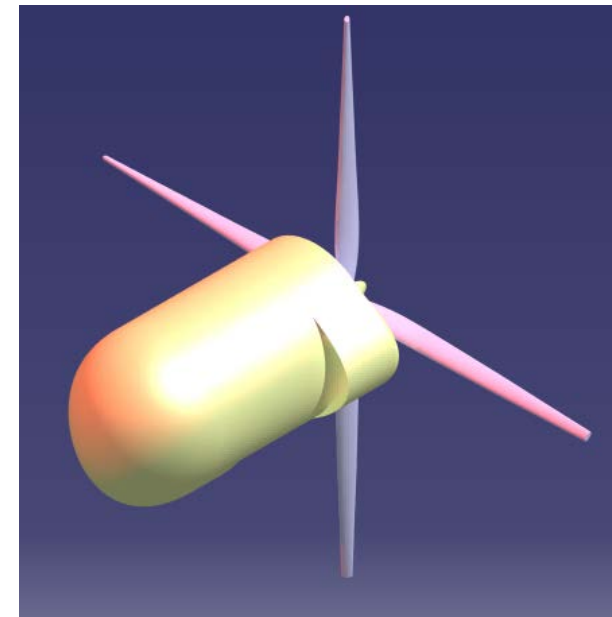
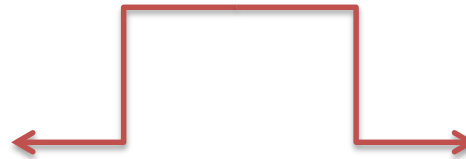
Configuración PUSHER



Redirigir la salida de aire de la tobera



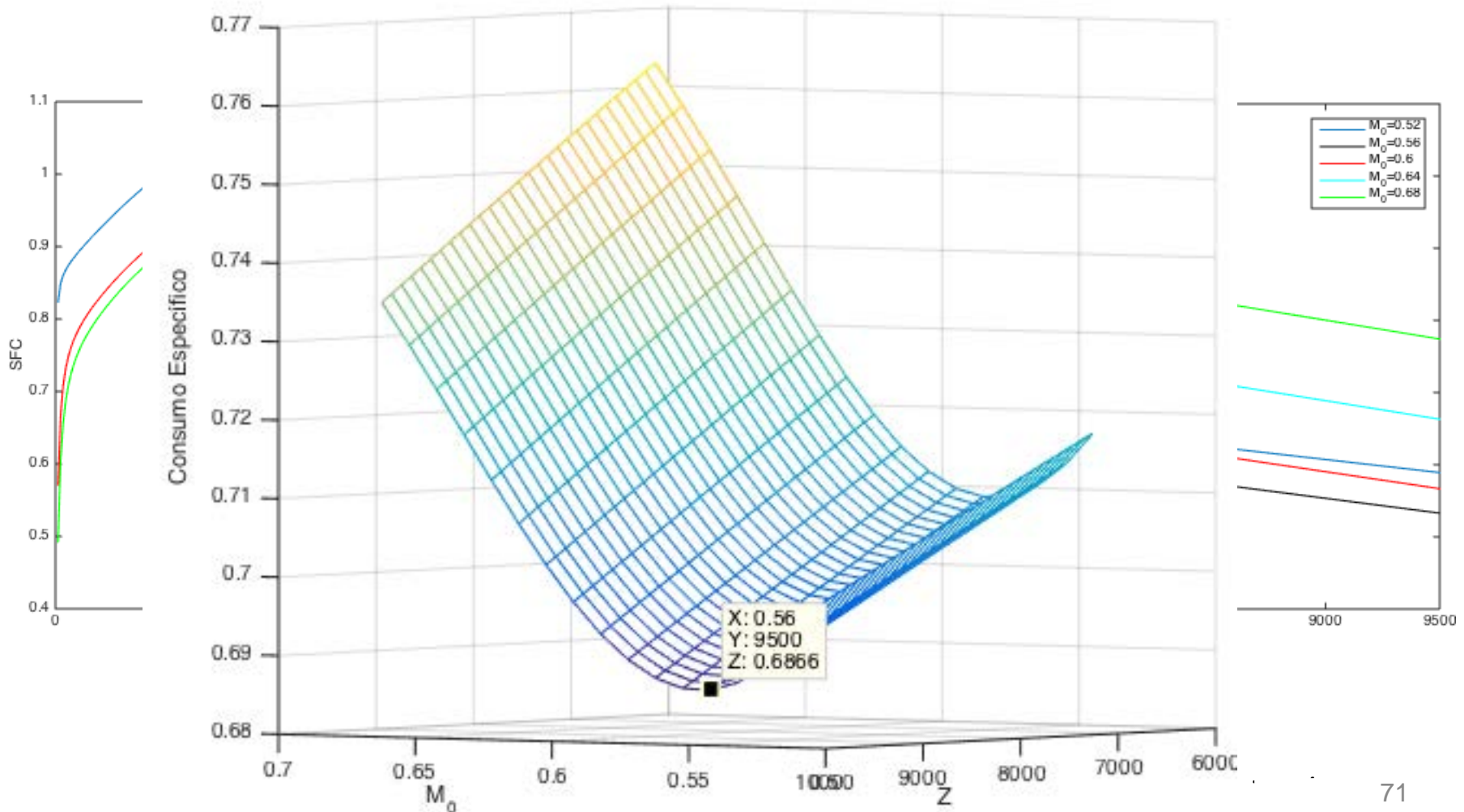
Es necesario



Redirigir toma de aire en la dirección de vuelo

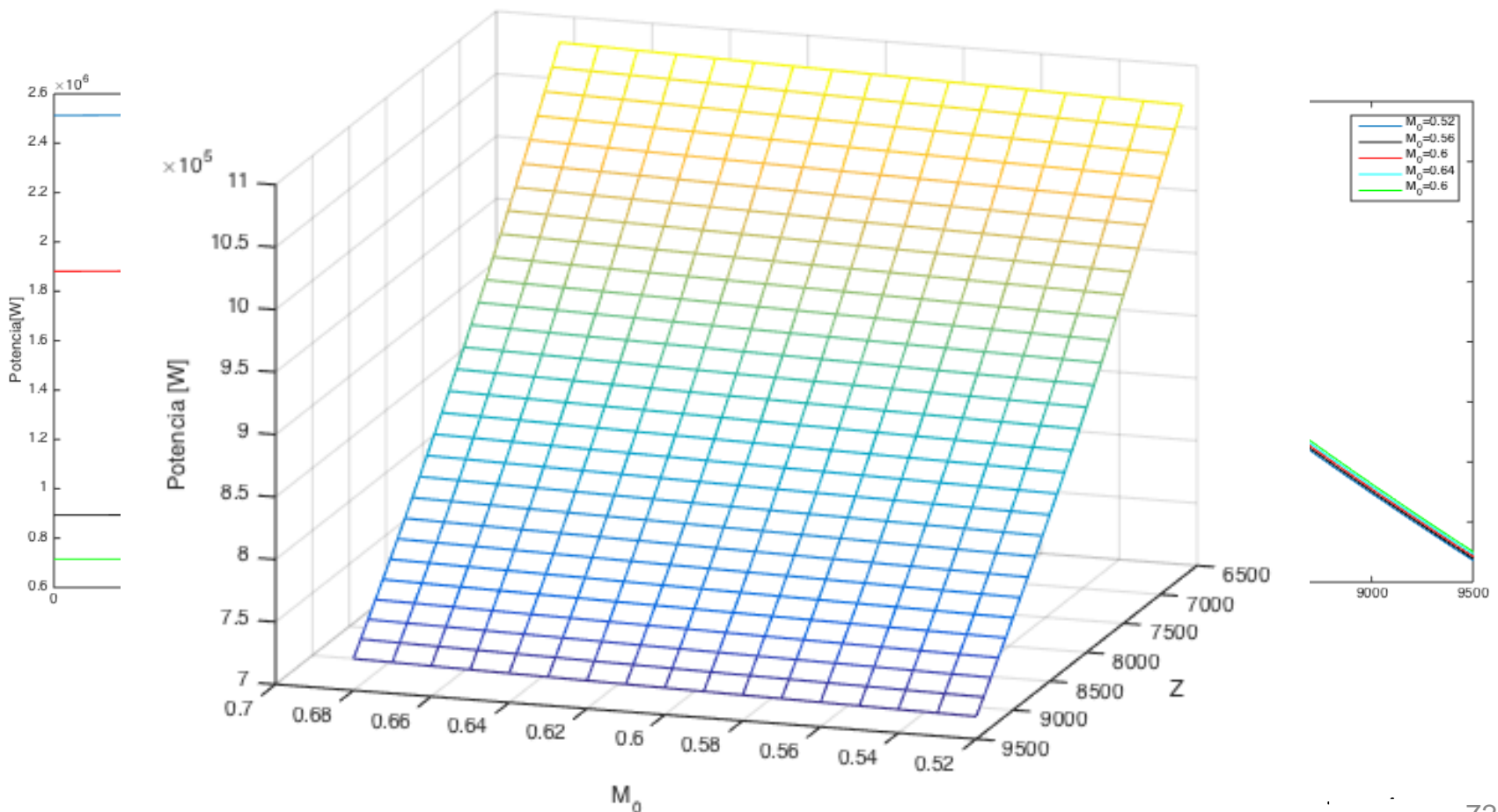


Gráficas de Actuaciones: SFCvs α y SFCvsV





Gráficas de Actuaciones: PvsH y PvsV





ACTUACIONES



- 1. Selección de la Carga Alar**
- 2. Misión Económica**
- 3. Misión de Diseño**
- 4. Cumplimiento del RFP**
- 5. Diagrama Carga de Pago – Alcance**
- 6. Propuestas de mejora**

Selección de W/S

Zephyr



El grupo Zephyr decidió aumentar la carga alar **disminuyendo la superficie alar**

Se logra

1. Disminuir la resistencia en crucero
2. Disminuir el peso de la aeronave

Conllevan

Disminuir consumo
+
Disminuir tiempo

DISMINUIR CASM

• Antes:

MTOW=5172kg
S=20.56m²

} W/S=2467.77 N/m²

• Ahora:

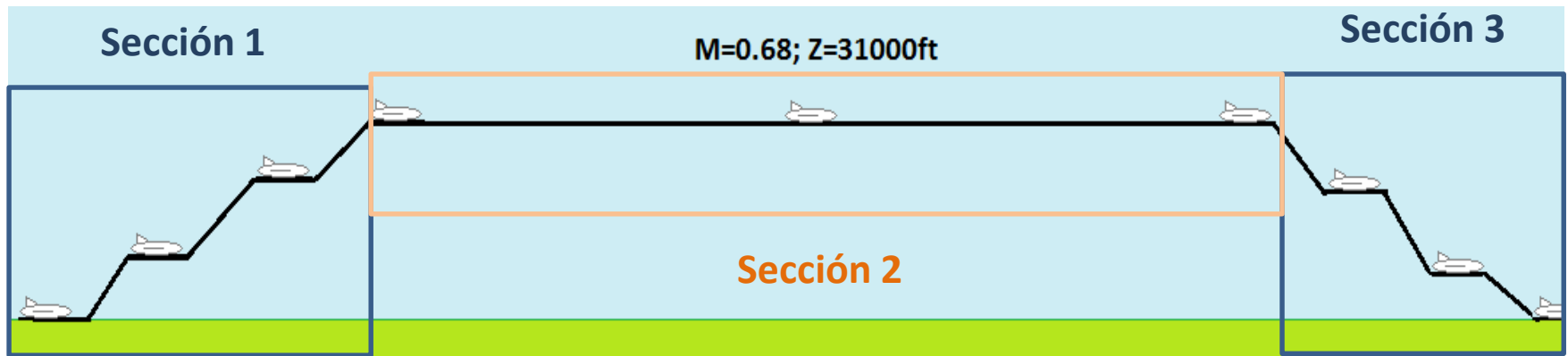
MTOW=4518kg
S=15.56m²

W/S=2848.43N/m²

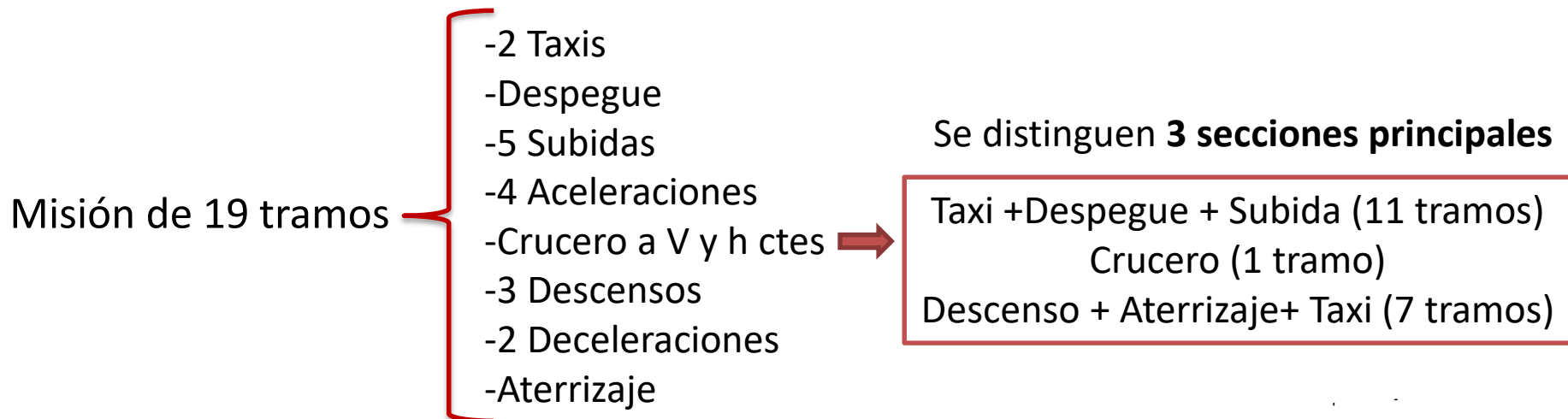
SE LOGRÓ UNA DISMINUCIÓN DE 5 CÉNT\$ DEL CASM

Misión Económica

Zephyr

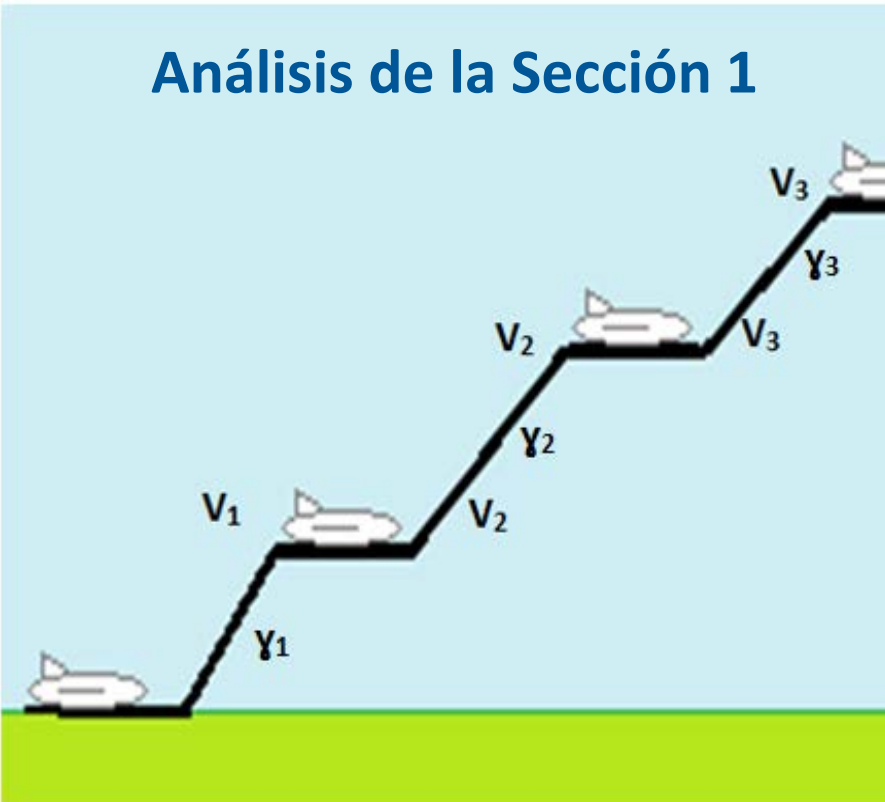


OBJETIVO: Transportar a 6 pasajeros un trayecto de 500 millas náuticas





Análisis de la Sección 1



•Despegue:

- Palanca: $\delta=0.5$
- Distancia total=270.04 m
- Ángulo de subida hasta 1500ft: $\gamma=9.74^\circ$

• Subidas:

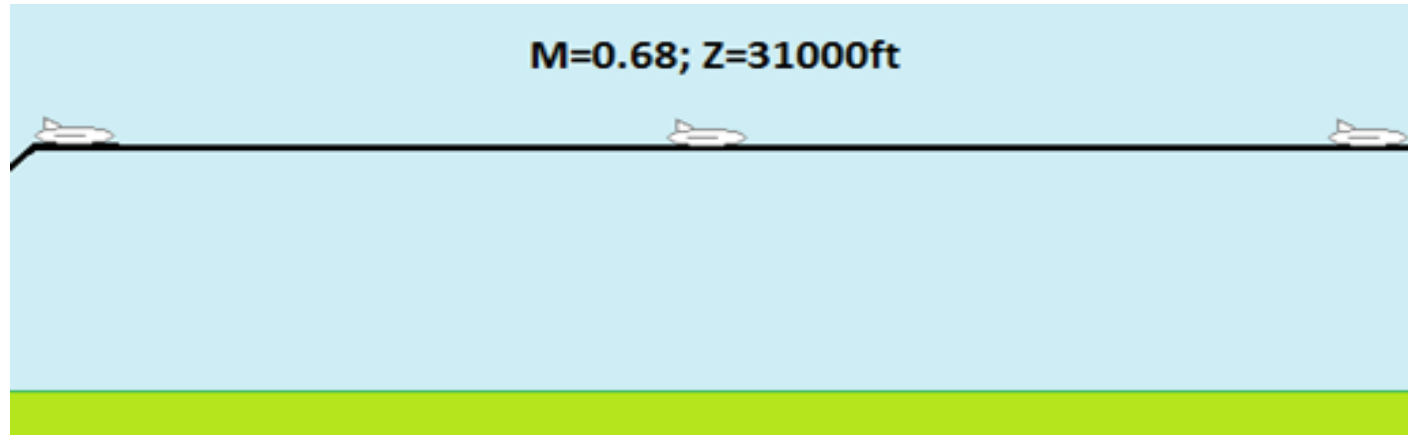
Subida	Palanca δ	Ángulo γ	Altura inicial	Altura final	Velocidad
1	0.45	9.57	457.2m	3000m	108m/s
2	0.78	8.19	3000m	6096m	141m/s
3	0.99	1.62	6096m	9449m	205.3m/s

Resultados Totales de la Sección 1

- Distancia Recorrida: **43.3 km**
- Tiempo: **18.04 min**
- Combustible Consumido: **146.64 kg**



Análisis de la Sección 2

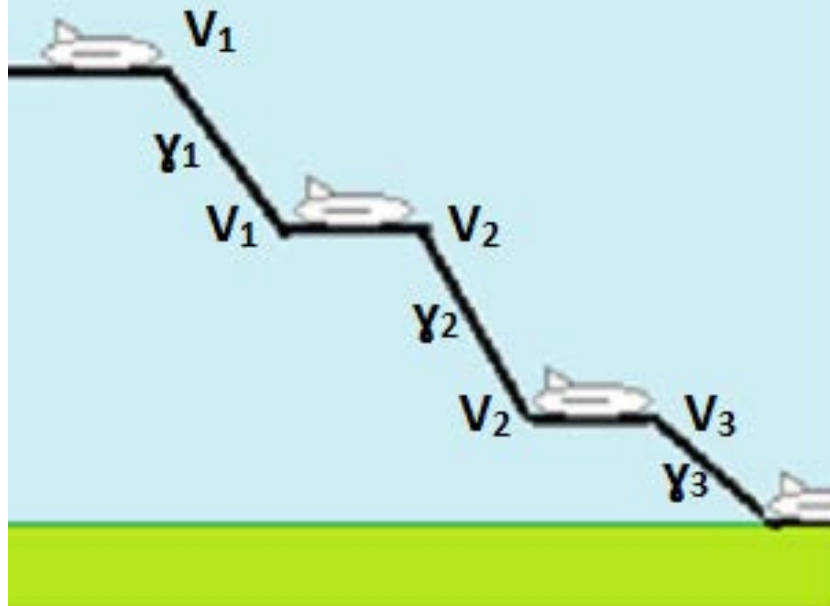


Resultados del Crucero

- Distancia Recorrida: **578.93 km**
- Tiempo: **47.01 min**
- Combustible Consumido: **233.82 kg**
- Palanca media: **0.81**



Análisis de la Sección 3



• Descenso:

Descenso	Palanca δ	Ángulo γ	Altura inicial	Altura final	Velocidad media
1	0.18	-4.58	9449m	4000m	205.3m/s
2	0.1	-3.44	4000m	457.2m	150m/s
3	0.02	-2.86	457.2m	15.7m	70m/s

• Aterrizaje:

- Palanca de reversa: $\delta_r = 0$
- Tiempo en activar frenos: 3s
- Distancia total=812.4 m

Resultados Totales de la Sección 3

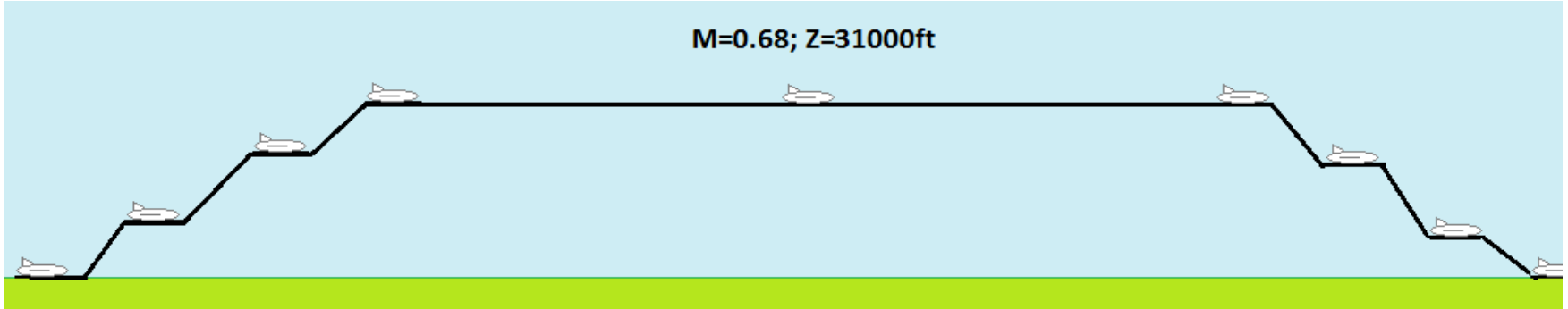
- Distancia Recorrida: **163.2 km**
- Tiempo: **18.43 min**
- Combustible Consumido: **48.21 kg**

Misión Económica

Zephyr



M=0.68; Z=31000ft



Resultados totales

Distancia	927.8 km
Fuel consumido	383.51 kg
Tiempo	1h 23min
CASM	174.87 céntimos de \$

Optimización
CASM

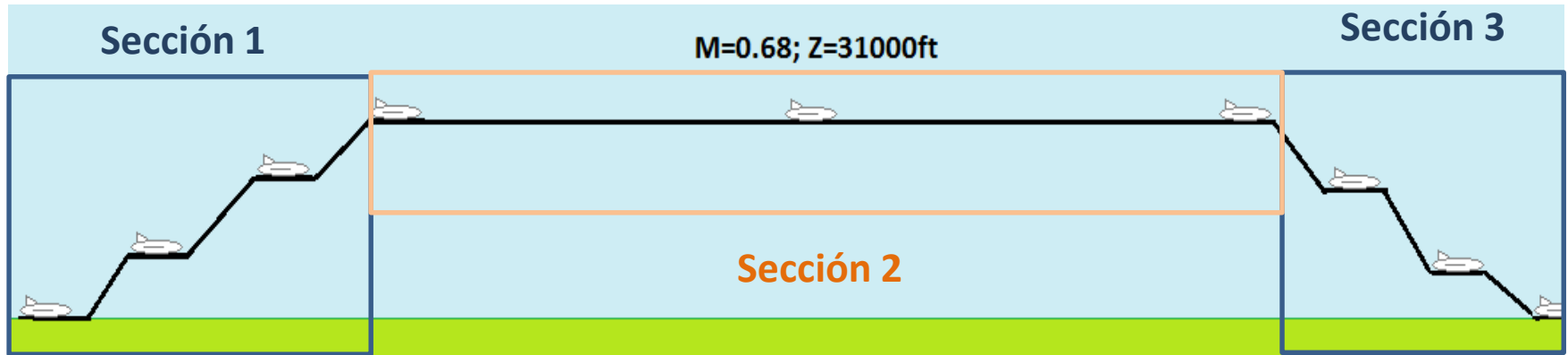
1. Tecnología MEA
2. Máxima altitud
3. Crucero a máxima velocidad
4. Subidas y Descensos a altas velocidades

Reducción del Consumo
de Combustible

Reducción del Tiempo de
Vuelo

Misión de Diseño

Zephyr



OBJETIVO: Transportar a 3 pasajeros un trayecto de 1500 millas náuticas

Misión de 17 tramos

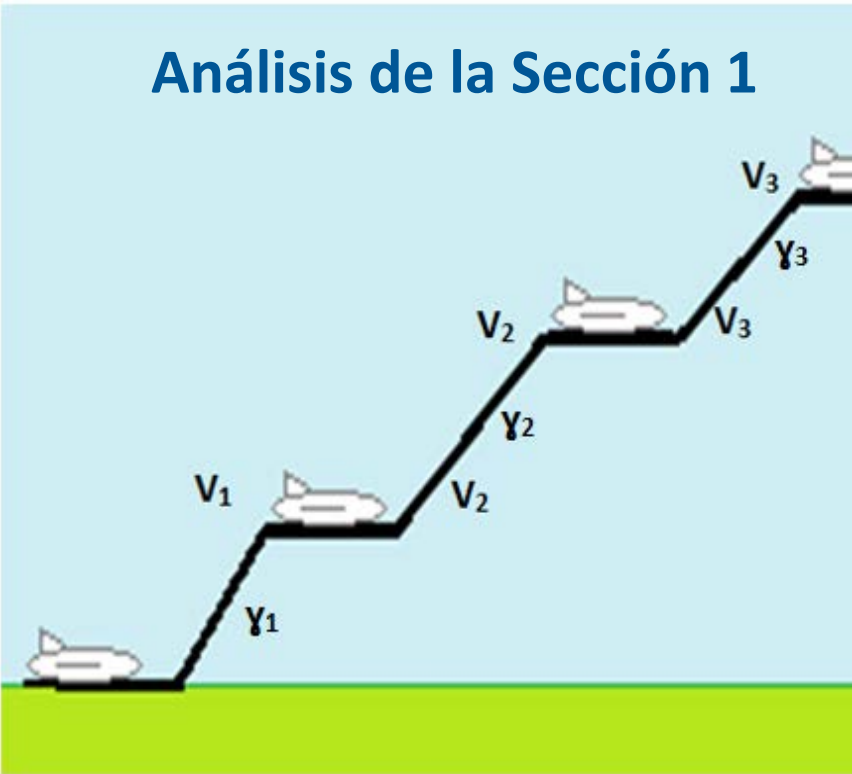
- 2 Taxis
- Despegue
- 3 Subidas
- 3 Aceleraciones
- Crucero a V y h ctes
- 3 Descensos
- 3 Deceleraciones
- Aterrizaje

Se distinguen **3 secciones principales**

Taxi +Despegue + Subida (8 tramos)
Crucero (1 tramo)
Descenso + Aterrizaje+ Taxi (8 tramos)



Análisis de la Sección 1



• Despegue:

- Palanca: $\delta = 0.45$
- Distancia total = 372.03 m

• Subidas:

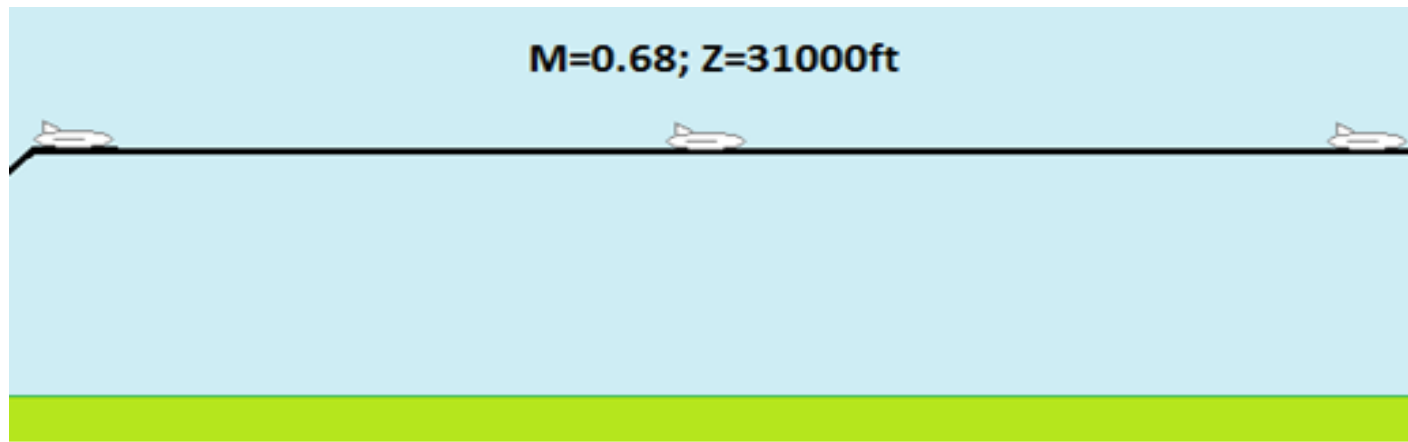
Subida	Palanca δ	Ángulo γ	Altura inicial	Altura final	Velocidad
1	0.58	9.74	10.6m	3000m	121.7m/s
2	0.82	8.7	3251.5m	6096m	130m/s
3	0.97	3.67	6502.4m	9449m	169.8m/s

Resultados Totales de la Sección 1

- Distancia Recorrida: **126.4 km**
- Tiempo: **13 min 44 s**
- Combustible Consumido: **108.22 kg**



Análisis de la Sección 2

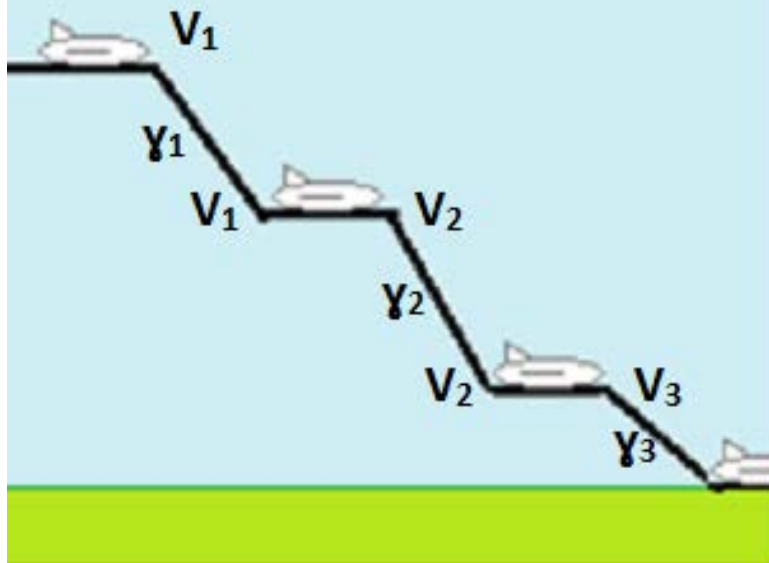


Resultados del Crucero

- Distancia Recorrida: **2399.7 km**
 - Tiempo: **3 h 15 min**
- Combustible Consumido: **971.73 kg**
 - Palanca media: **0.82**



Análisis de la Sección 3



• Descenso:

Descenso	Palanca δ	Ángulo γ	Altura inicial	Altura final	Velocidad media
1	0.0258	-0.054	9948.8m	5300m	140m/s
2	0.0266	-0.045	5300m	2000m	110m/s
3	0.0212	-0.03	2000m	15.3m	80m/s

• Aterrizaje:

- Palanca de reversa: $\delta_r = 0.05$
- Tiempo en activar frenos: 3s
- Distancia total= 698.22 m

Resultados Totales de la Sección 3

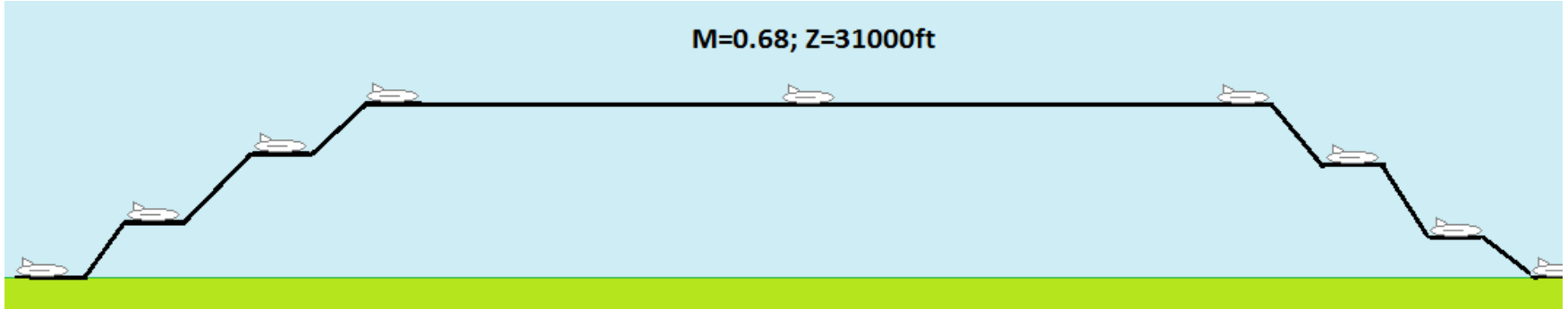
- Distancia Recorrida: **266.29 km**
- Tiempo: **41 min 9 s**
- Combustible Consumido: **25.4 kg**

Misión de Diseño

Zephyr



M=0.68; Z=31000ft



Resultados totales

Distancia	2793.4 km = 1508 nm
Fuel consumido	1111 kg
Tiempo	4h 10 min
CASM	345.5 céntimos de \$

Optimización
CASM

1. Tecnología MEA
2. Máxima altitud
3. Crucero a máxima velocidad
4. Subidas y Descensos a altas velocidades

Reducción del Consumo
de Combustible

Reducción del Tiempo de
Vuelo



1. Despegue y aterrizaje "High and Hot"

Condiciones H&H

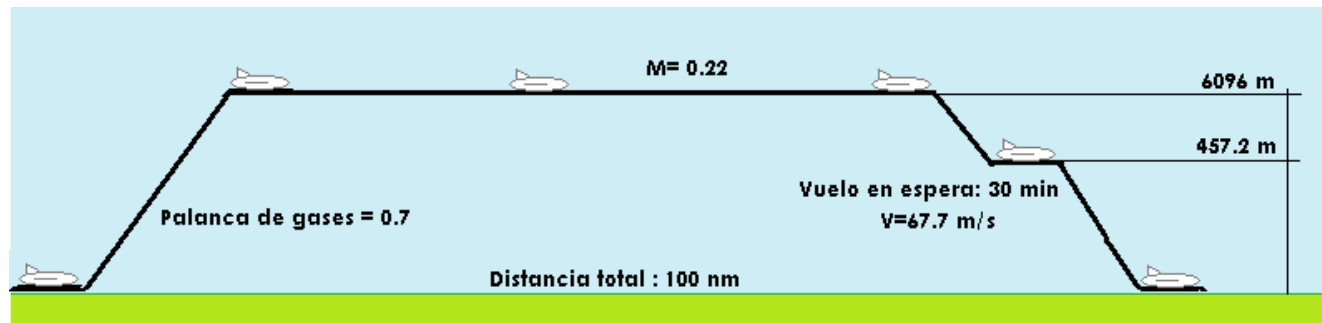
Altura = 2377m
Temperatura = 302.5 K



Variable	Despegue	Aterrizaje (85%fuel)
Palanca	0.6	0.05(reversa)
Pista empleada	423.33 m	968 m
Tiempo total	10.64 s	20.13 s
Combustible total	1.27 kg	0.55 kg

2. Reserva:

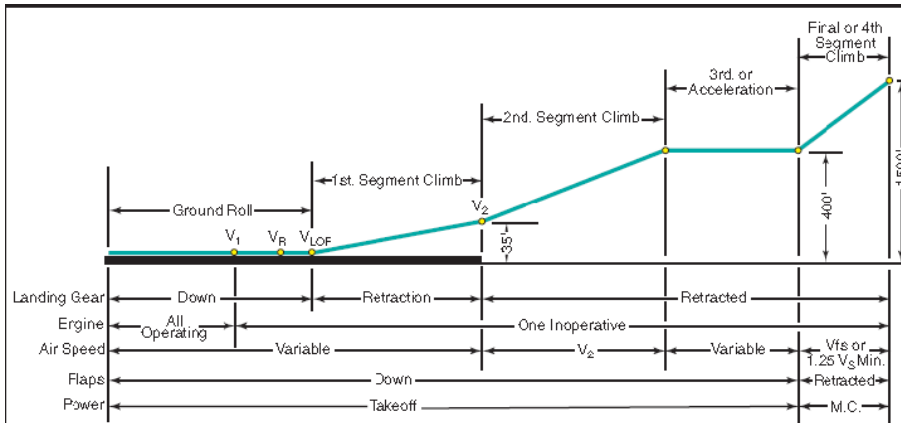
Aterrizaje abortado y desvío a aeropuerto a 100 nm



Combustible consumido:
148.595 kg



3. Despegue con fallo de un motor



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	Jp	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)

* Required Absolute Minimum Gradient of Flight Path

1 único motor a máxima potencia.

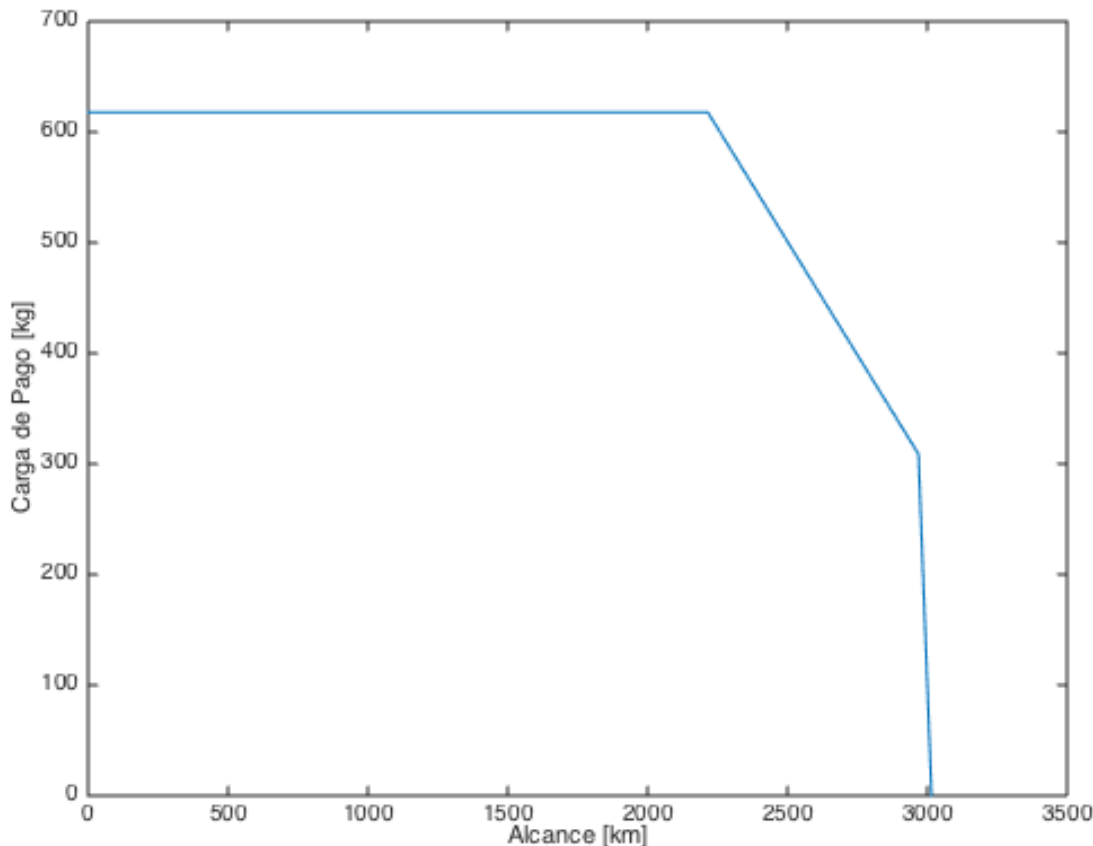
Variable	Valor	Exigido
Pista empleada	556.83 m	< 1371.6 m
Ángulo de subida 1	27.58°	> 1.37°
Ángulo de subida 2	25.21°	> 0.68°
Tiempo total	30 s	-
Combustible total	8.52 kg	-

Carga de Pago - Alcance

Zephyr



Para $h=31000\text{ft}$ y $M=0.68$



- Misión de Diseño:

Carga de pago=308.9kg

Alcance Máximo=2968km

- Misión Económica:

Carga de Pago=617.8kg

Alcance Máximo=2216km

Propuestas de mejora

Zephyr



Se ha realizado el análisis del crucero a distintas velocidades de vuelo:

- Misión de Diseño (31000ft):

Mach	Palanca	Tiempo[s]	Fuel Consumido [kg]	CASM [cent\$]
0.68	~0.81	11731	973.8	315.9
0.7	~0.88	11396	1037.8	309.2
0.72	~0.94	11079	1106.9	303.0
0.75	~1.06	10636	1237.8	295.3

Opción óptima
M=0.72

- Planta motora capaz de proporcionar esta velocidad
- Fuel Consumido < Fuel Disponible en Tanques = 1428kg
- Reducción del CASM en crucero de 12.9 cént\$

- Misión Económica (31000ft):

Menor peso de combustible



Posibilidad de aumentar más la Velocidad



Importante Efecto de Compresibilidad



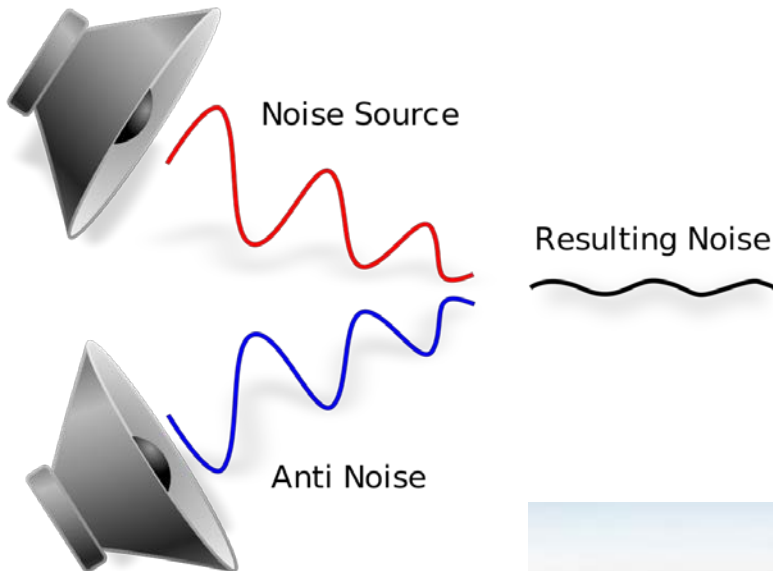
El estudio se llevará a cabo en fases más avanzadas del proyecto



Avances Tecnológicos

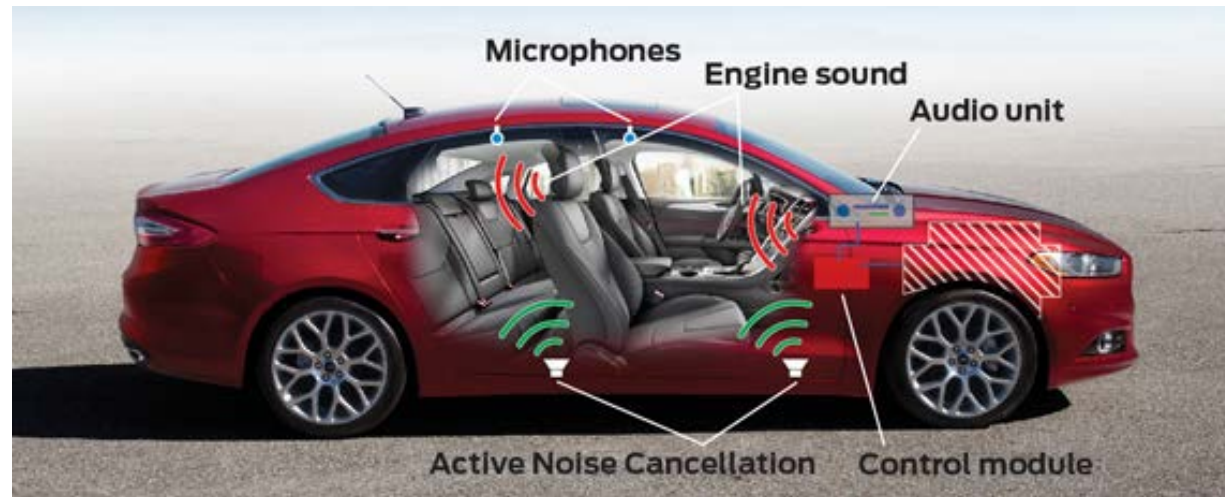
Active Noise Cancellation

Zephyr



Los micrófonos graban el ruido a eliminar y los altavoces lo reproducen con fase opuesta.

Reducciones de hasta el 50% del ruido en cabina.





g+1 0



0 Reseñas
Escribir reseña

Understanding Active Noise Cancellation

Escrito por Colin N. Hansen

128

Understanding Active Noise Cancellation

corresponding to harmonics of the blade passing frequency) in aircraft ranging in size up to to 100 seats and one commercial system that achieves an average reduction of about 6 dB(A) is currently in service in a SAAB 340 aircraft. Reductions of up to 10 dB overall and 20 dB at the propeller blade pass frequency have been achieved on a King Air aircraft (Lord Corporation Web site 1998) using eight loudspeakers and 16 microphones. A commercially available system for a SAAB 2000 propeller aircraft uses a multi-channel controller of 27 loudspeakers and 72 microphones to achieve significant noise reduction of the first four harmonics of the propeller blade passing frequency. Another commercial system, installed on the deHavilland Dash 8 propeller aircraft, relies on actuators attached to the fuselage and does not use any loudspeakers at all. The system produces a noise reduction of 7 dB(A) in interior noise as well as a reduction in the fuselage vibration levels.

Fuller et al. (1997, 1998) have shown that it is possible to reduce noise transmission into the fuselage in a Cessna Citation by using an actively controlled foam skin attached to the interior fuselage surface.

Windowless fuselaje (CPI)



VENTAJAS:

1. Reducción de la resistencia aerodinámica.
2. Mayor ángulo de visión del exterior de los pasajeros.
3. Reducción del espesor del fuselaje.
4. Disminución de peso \Rightarrow *ahorro de combustible.*



GRACIAS POR SU ATENCIÓN

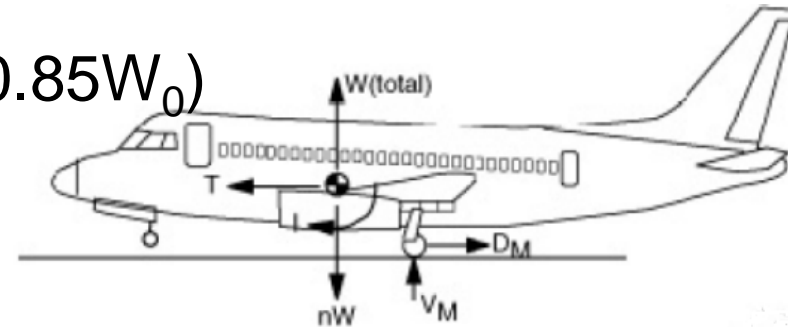
Cargas – Tren de aterrizaje

Zephyr



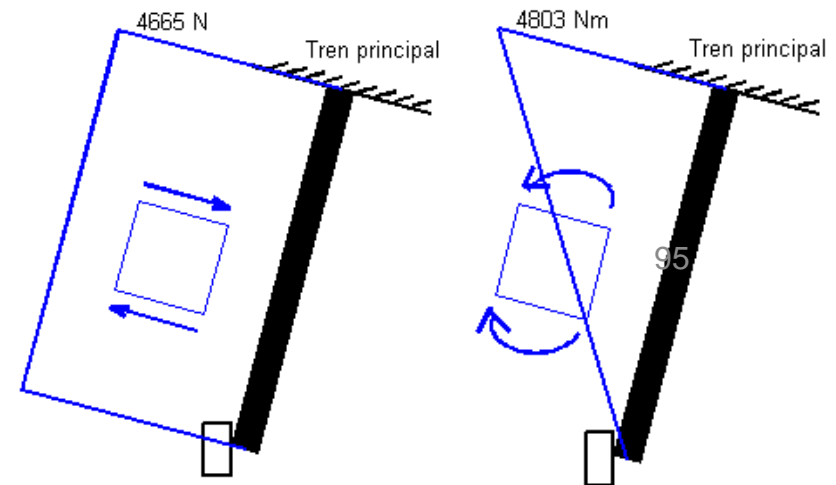
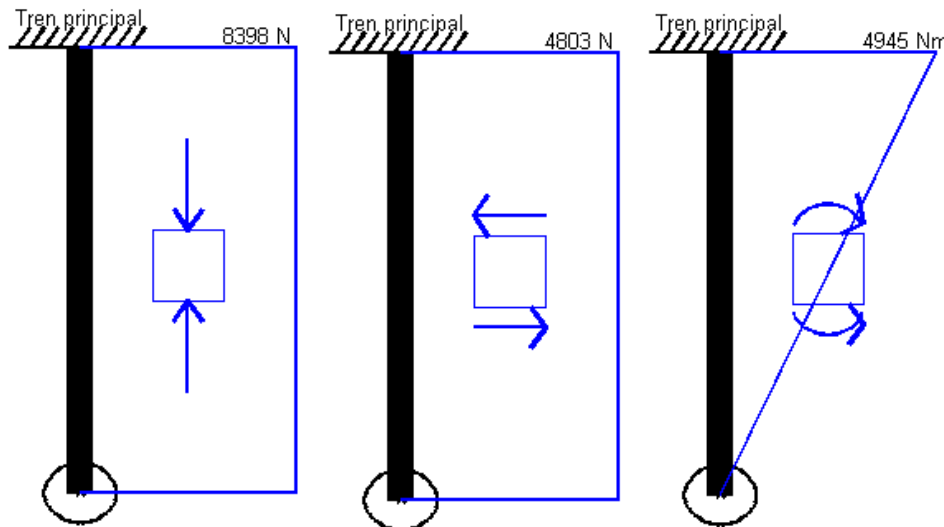
1) Aterrizaje nivelado ($n=0.49$, $W=0.85W_0$)

- Dos puntos:



Esfuerzo	Valor
Axil (de compresión)	8398 N
Cortante Y	4803 N
Momento flector máx XY	4945 Nm

Esfuerzos plano frontal	Valor
Cortante Z	4665 N
Momento flector máx XZ	4803 Nm



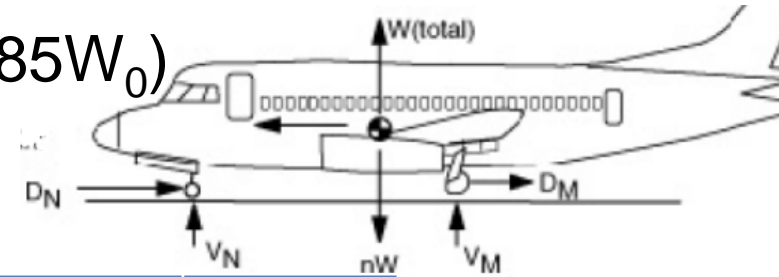
Cargas – Tren de aterrizaje

Zephyr



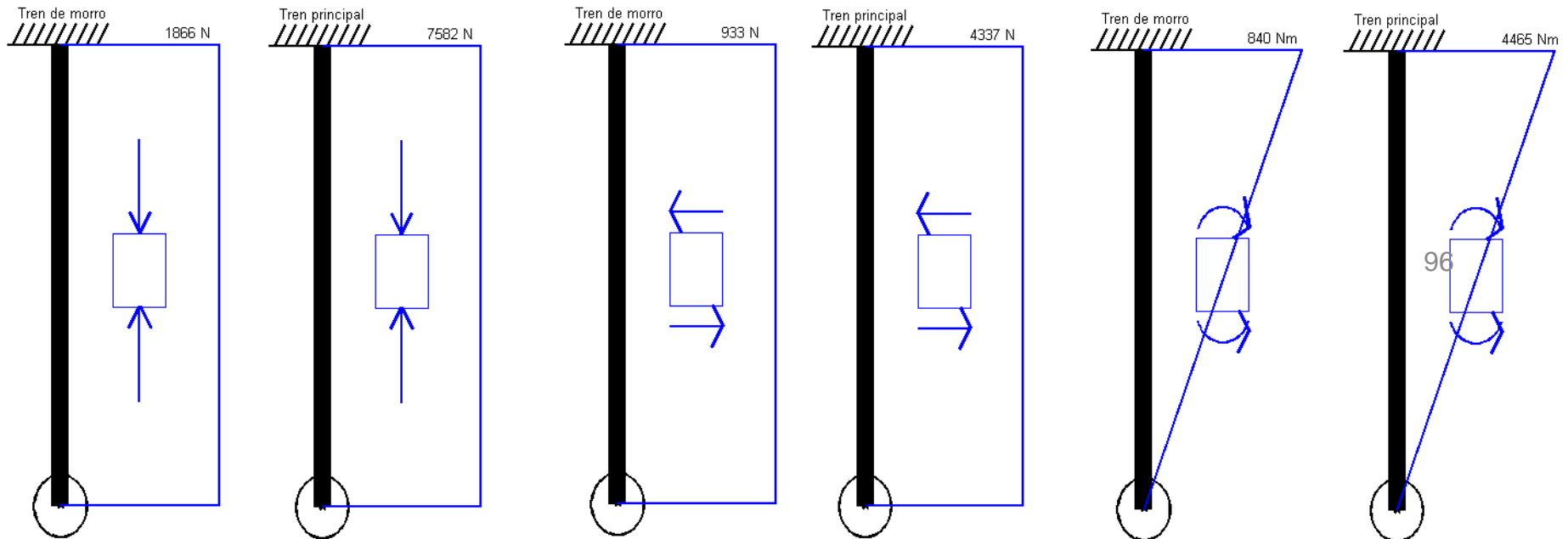
1) Aterrizaje nivelado ($n=0.49$, $W=0.85W_0$)

- Tres puntos:



Esfuerzo	NLG	MLG
Axil [N]	1866	7582
Cortante [N]	933	4337
Flector [Nm]	840	4465

Esfuerzos frontal	Valor
Cortante [N]	4665
Flector [Nm]	4803

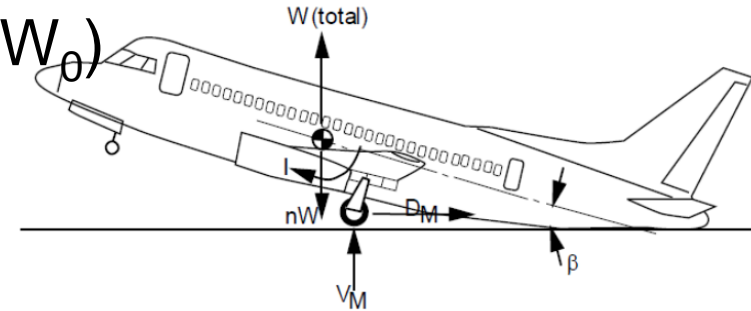


Cargas – Tren de aterrizaje

Zephyr

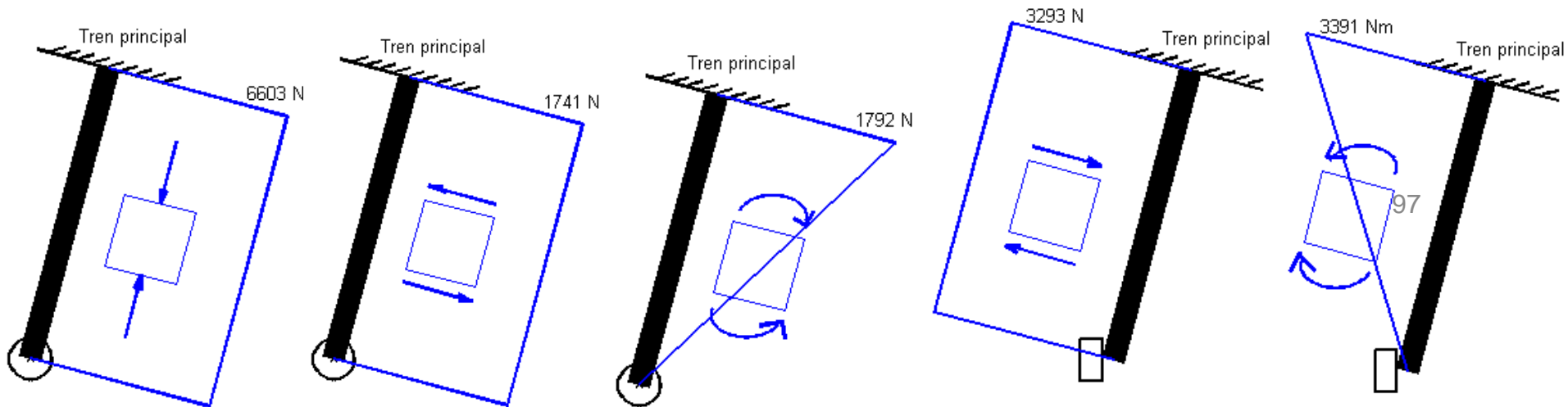


2) Tail down landing ($n=0.64$, $W=0.85W_0$)



Esfuerzo	Valor
Axil (de compresión)	6603 N
Cortante Y	1741 N
Momento flector máx XY	1792 Nm

Esfuerzos plano frontal	Valor
Cortante Z	3293 N
Momento flector máx XZ	3391 Nm

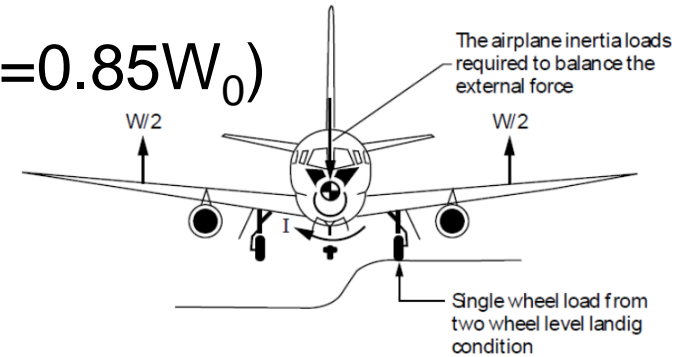


Cargas – Tren de aterrizaje

Zephyr

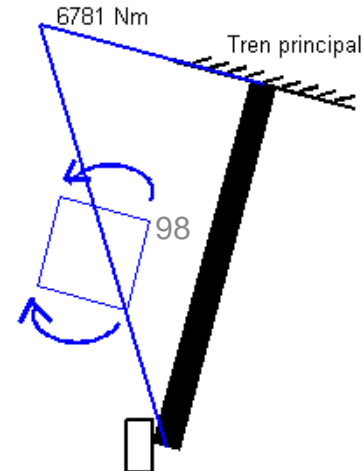
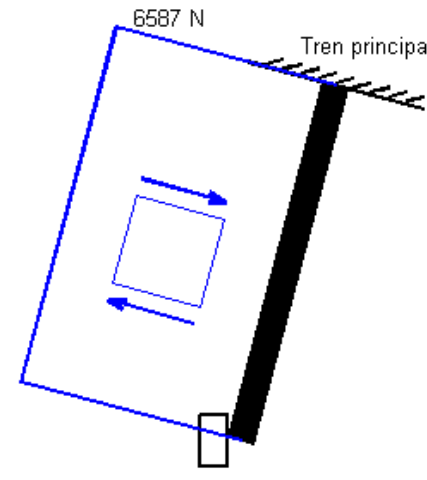
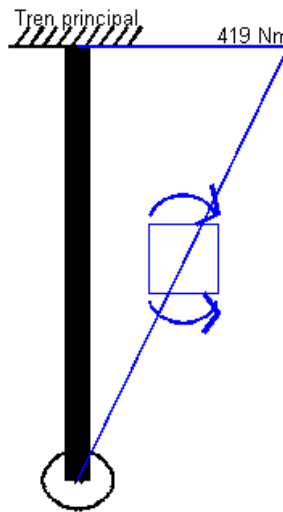
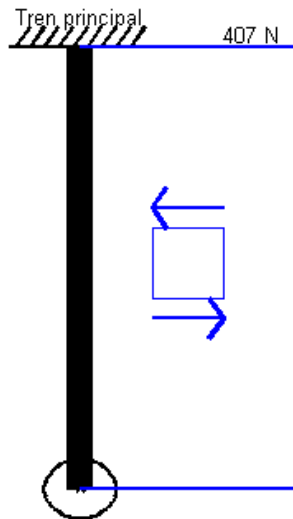
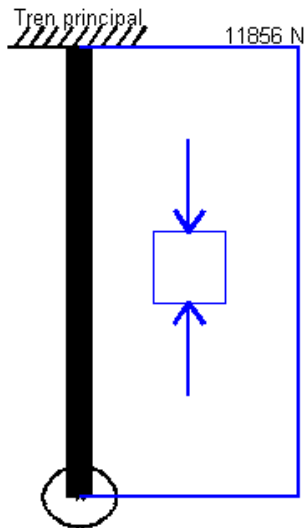


3) Aterrizaje a una rueda ($n=0.64$, $W=0.85W_0$)



Esfuerzo	Valor
Axil (de compresión)	11856 N
Cortante Y	407 N
Momento flector máx XY	419 Nm

Esfuerzos plano frontal	Valor
Cortante Z	6587 N
Momento flector máx XZ	6712 Nm

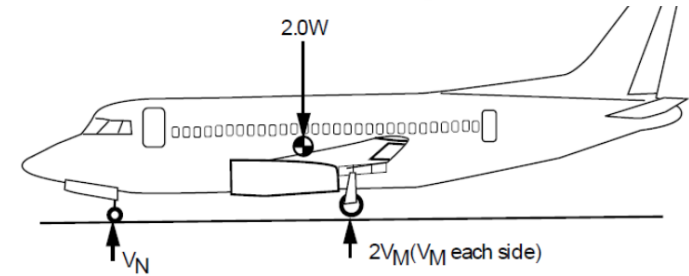


Cargas – Tren de aterrizaje

Zephyr

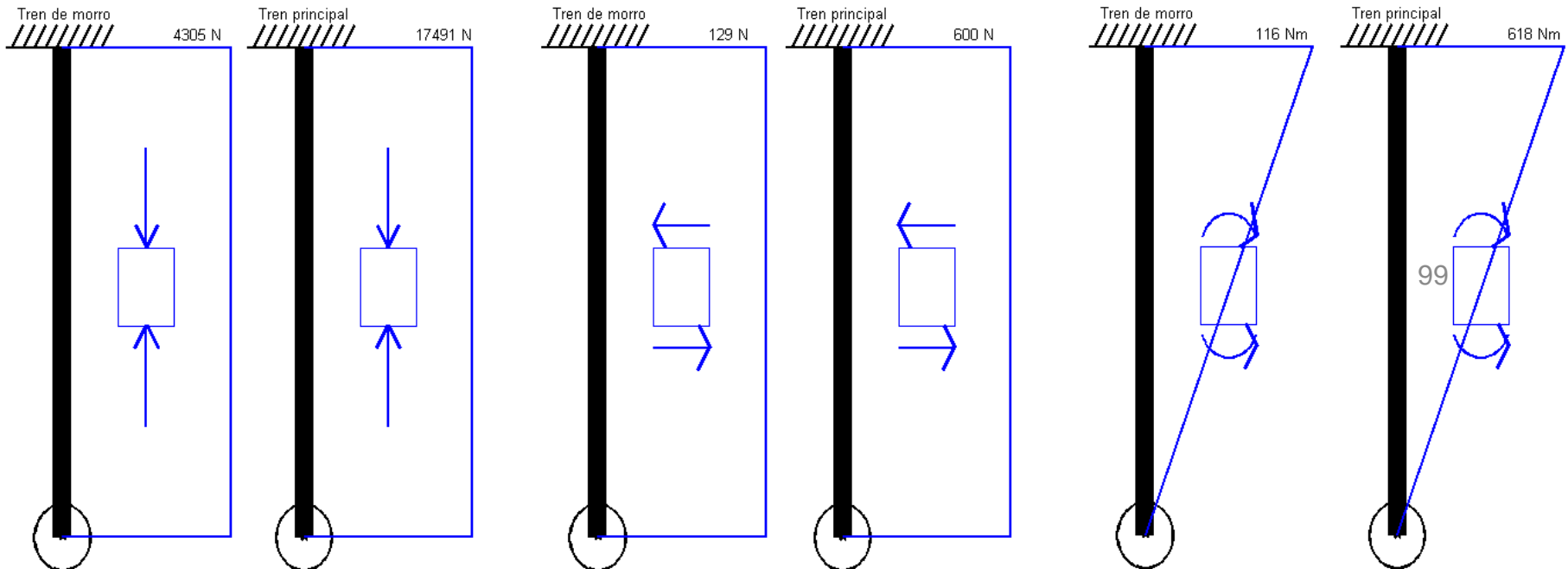


4) Carrera de despegue ($n=0$, $W=W_0$)



Esfuerzo	NLG	MLG
Axil [N]	4305	17491
Cortante [N]	129	600
Flector [Nm]	116	618

Esfuerzos frontal	Valor
Cortante [N]	9717
Flector [Nm]	10004

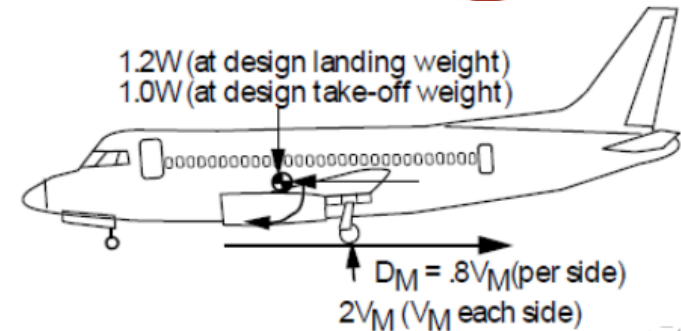


Cargas – Tren de aterrizaje

Zephyr

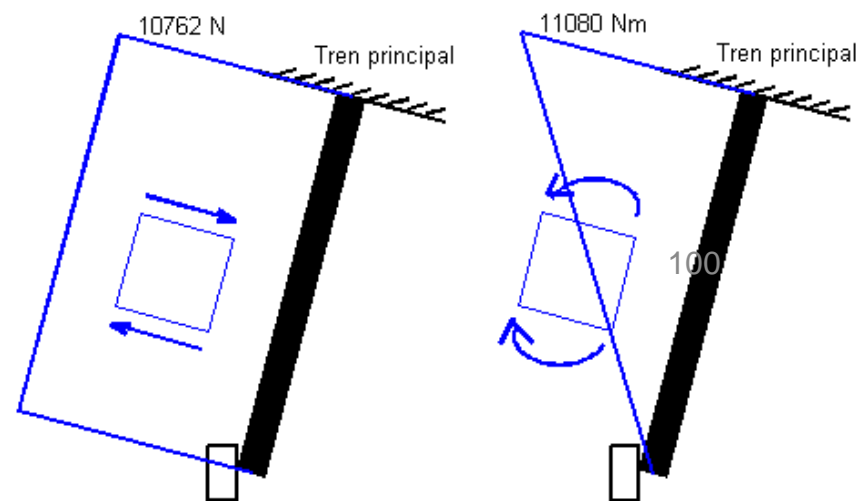
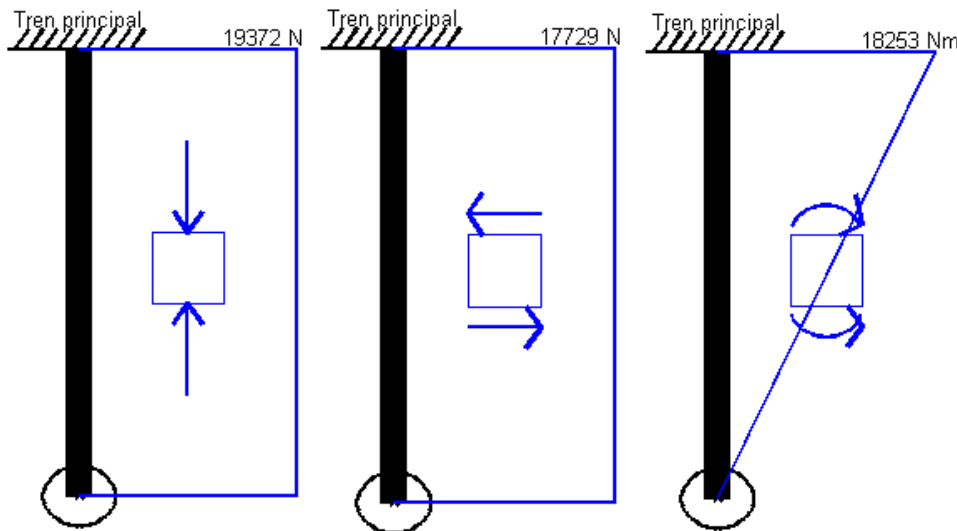


- 5) Balance frenado ($n=0, W=W_0$)
- Dos puntos:



Esfuerzo	Valor
Axil (de compresión)	19372 N
Cortante Y	17729 N
Momento flector máx XY	18253 Nm

Esfuerzos plano frontal	Valor
Cortante Z	10762 N
Momento flector máx XZ	11080 Nm



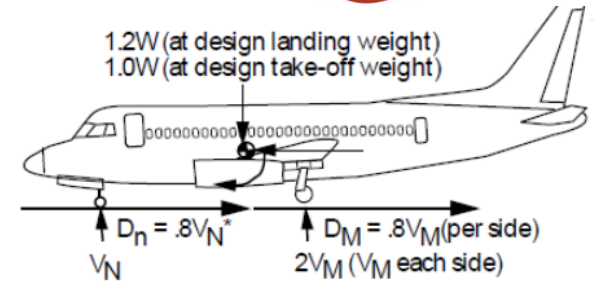
Cargas – Tren de aterrizaje

Zephyr



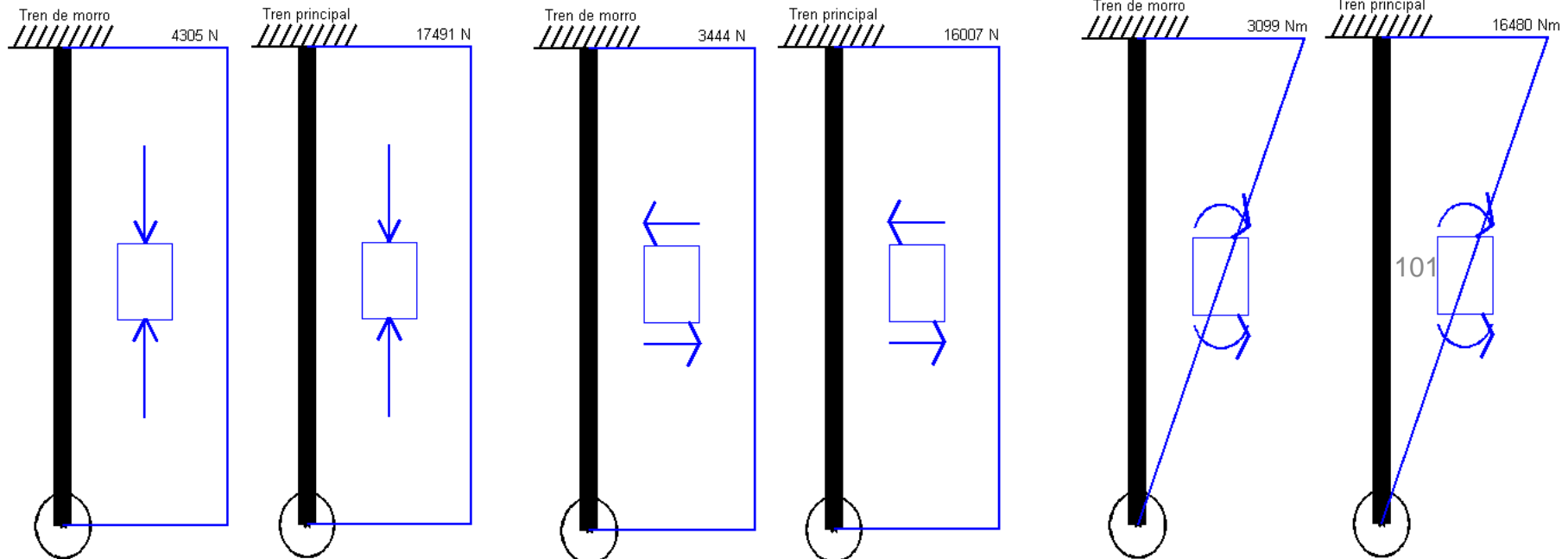
5) Balance frenado ($n=0$, $W=W_0$)

- Tres puntos:



Esfuerzo	NLG	MLG
Axil [N]	4305	17491
Cortante [N]	3444	16007
Flector [Nm]	3099	16480

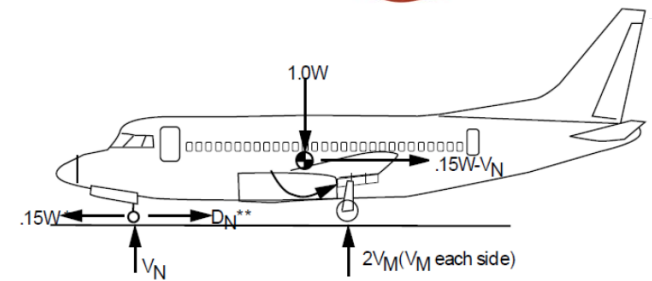
Esfuerzos frontal	Valor
Cortante [N]	9717
Flector [Nm]	10004



Cargas – Tren de aterrizaje



6) Remolque (n=0, $W=W_0$)



Esfuerzo	NLG	MLG
Axil [N]	4305	17491
Cortante [N]	6519	600
Flector [Nm]	5867	618

Esfuerzos frontal	Valor
Cortante [N]	9717
Flector [Nm]	10004

