

Columbus Defense S.A.

CDMS-300



Introducción



Colombus Defense es una empresa cuyo objetivo es diseñar, calcular y construir aeronaves personalizadas de despliegue táctico-militar cumpliendo de manera fiel los requisitos del cliente.

¿QUÉ OFRECEMOS?

- Innovación
- Exigencias en calidad, fiabilidad y seguridad
- Integración de últimas tecnologías y sistemas
- Profesionalidad → Ingeniería concurrente
- Satisfacción del cliente



CDMS-300





Aerodinámica

1. Selección de los perfiles.
2. Selección configuración alar.
 - Ala Convencional.
 - Diseño innovador.
 - Comparación.
3. Polar del avión y Coeficiente de Oswald.
4. Herramientas para reducción de la resistencia.
5. Dispositivos Hipersustentadores.

Selección del perfil



	Weight	NACA 747a415	NACA 4415	NACA 4412	NACA 63(2)615	NACA 63(3)618	NACA 64(3)618	NACA 64(2)415	NACA 65(3)618
C_{dmin}	0.3	0.00530	0.00498	0.00488	0.00451	0.00437	0.00423	0.00448	0.00431
C_{m_0}	0.125	-0.030	-0.091	-0.106	-0.123	-0.121	-0.123	-0.083	-0.124
α_s	0,15	10	20	21	22	22	24	23.5	25
α_0	0.125	-2.05	-4.20	-4.25	-4.59	-4.56	-4.58	-3.10	-4.65
$\left(\frac{c_l}{c_d}\right)_{max}$	0.15	144.3	155.6	177.3	160.5	160	154.3	152.8	153.1
C_{l_α}	0.15	0.1119	0.0868	0.1087	0.1123	0.1140	0.1099	0.1097	0.0089
Σ	1	84.19	88	92.95	95.50	97.57	99.28	95.33	97.91

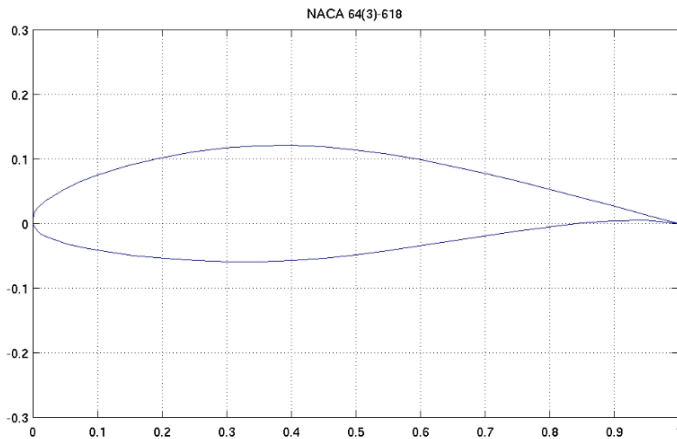
Mayor ponderación \longrightarrow Resistencia mínima

Perfiles elegidos



ALAS:

NACA 64(3)618



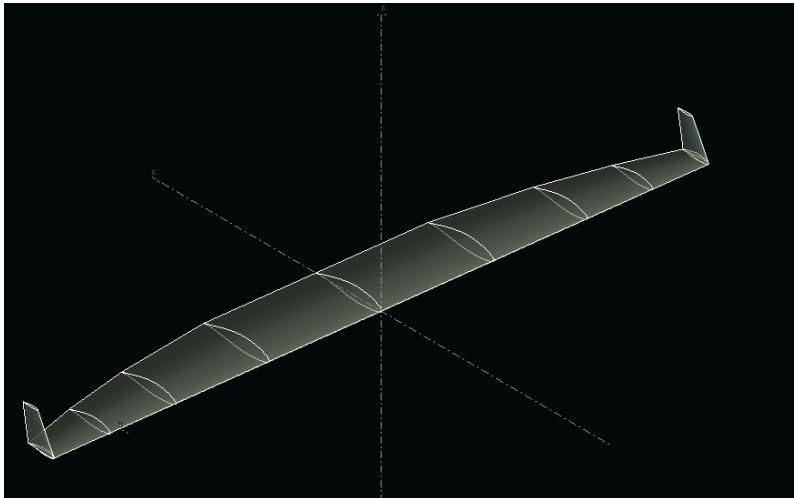
- Máxima curvatura del 3.31%
- Máxima curvatura localizada al 51.36% del borde de ataque
- Espesor máximo 18% y su posición está al 36.95%

SUPERFICIES DE CONTROL:

Perfiles NACA simétricos:

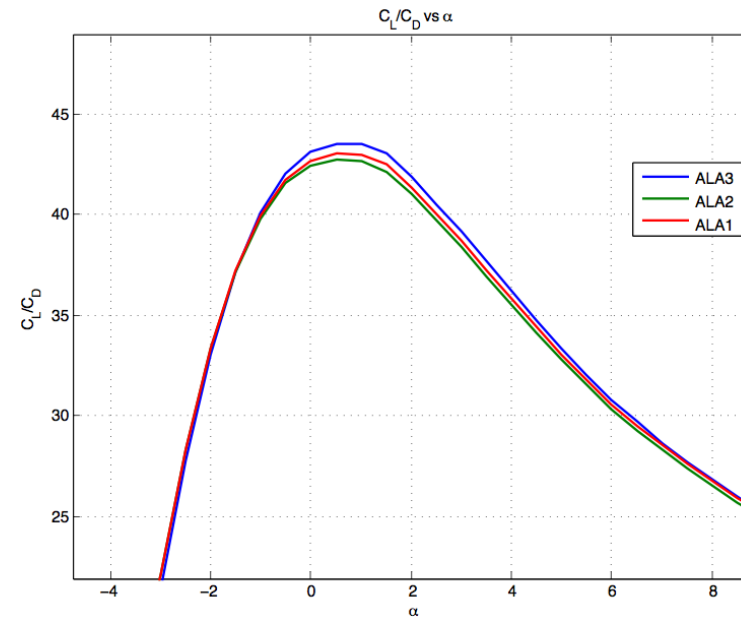
- NACA 0010
- NACA 0012

Ala convencional



Características:

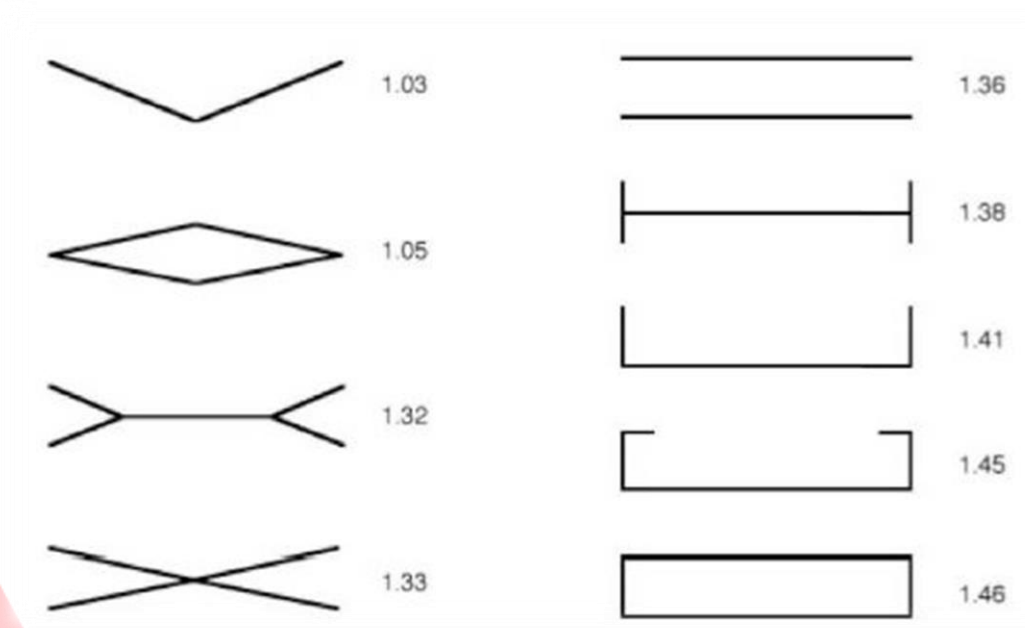
- Tres estrechamientos
- Sin flecha en el borde ataque
- Winglets
- $AR=10.47$
- $S=117.6 \text{ m}^2$
- $M.A.C.=3.51 \text{ m}$
- $E=0.39$



Diseño Innovador



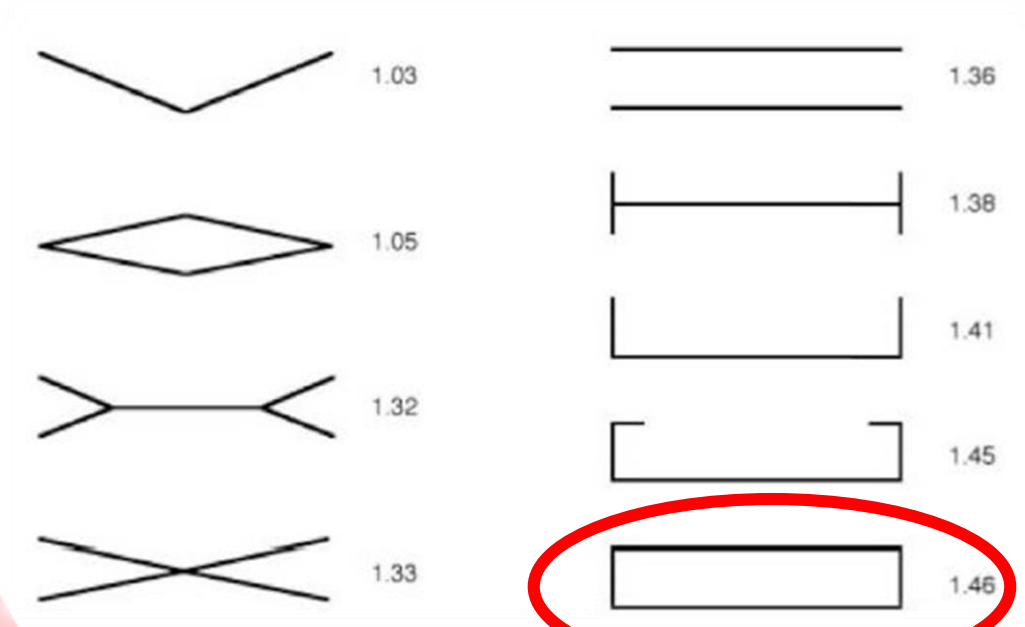
Configuración no planar:



Diseño Innovador



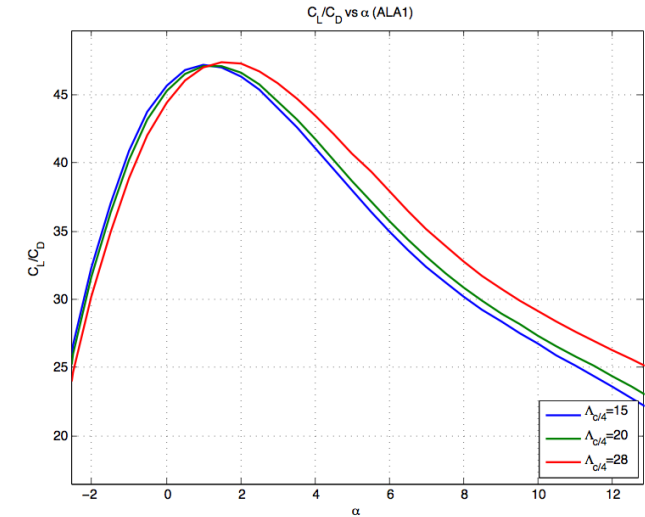
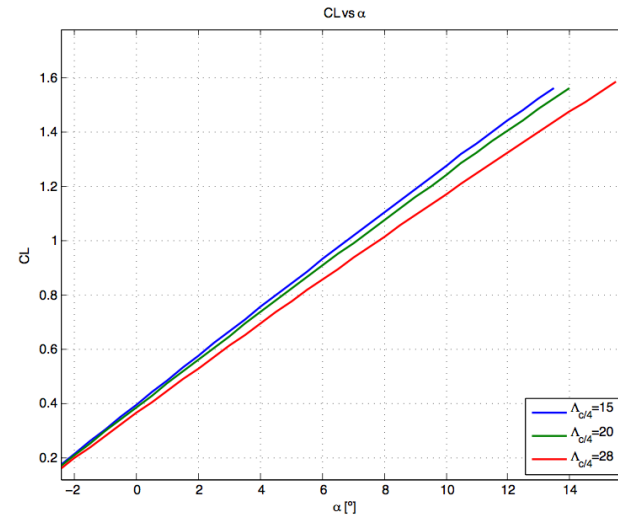
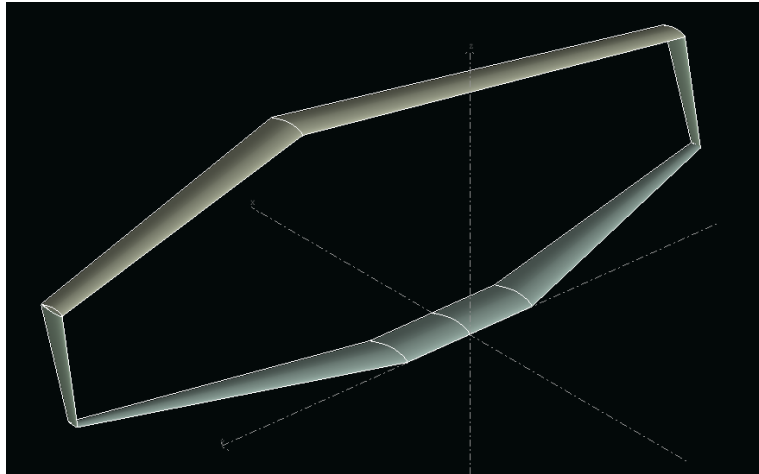
Configuración no planar:



BOX WING

Columbus Defense

BOX WING



Datos avión completo:

$$AR_{\text{Box Wing}} = 10.47$$

$$C_{L0} = 1.009$$

$$C_{L\alpha} = 10.058 \text{ 1/rad}$$

$$C_{M0} = 0.3128$$

$$C_{M\alpha} = -3.36 \text{ 1/rad}$$

Forward wing:

$$AR = 20.83$$

$$S = 58.8 \text{ m}^2$$

$$M.A.C. = 1.886 \text{ m}$$

$$E = 0.25$$

$$\Lambda_{c/4} = -15^\circ$$

Aft wing:

$$AR = 20.83$$

$$S = 58.8 \text{ m}^2$$

$$M.A.C. = 1.7 \text{ m}$$

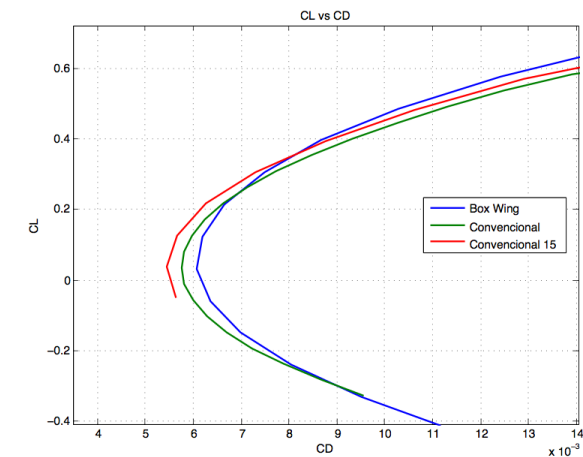
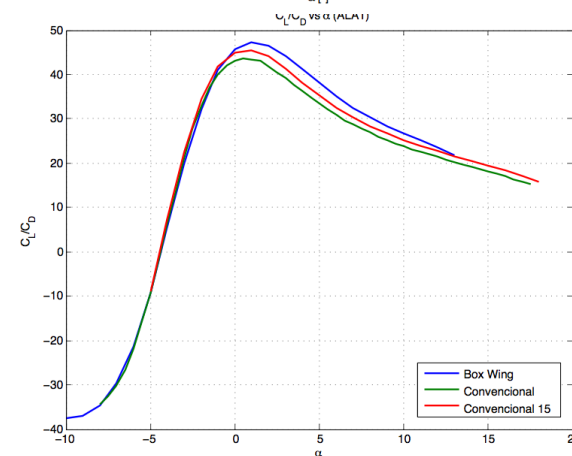
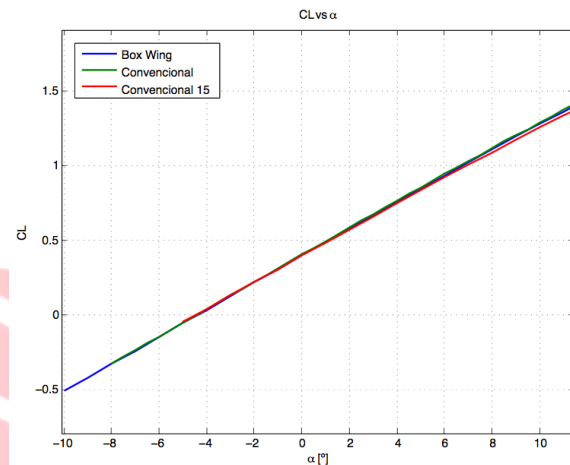
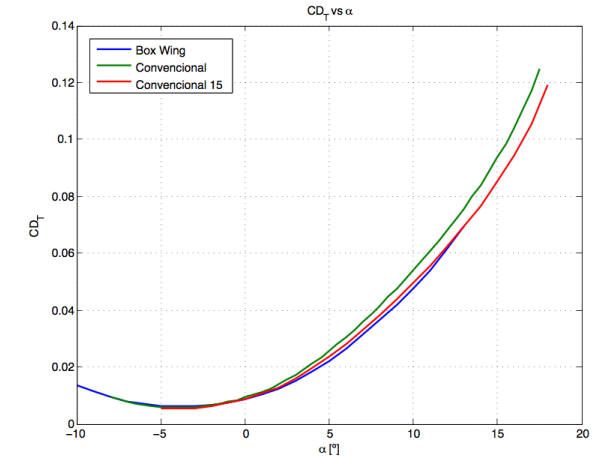
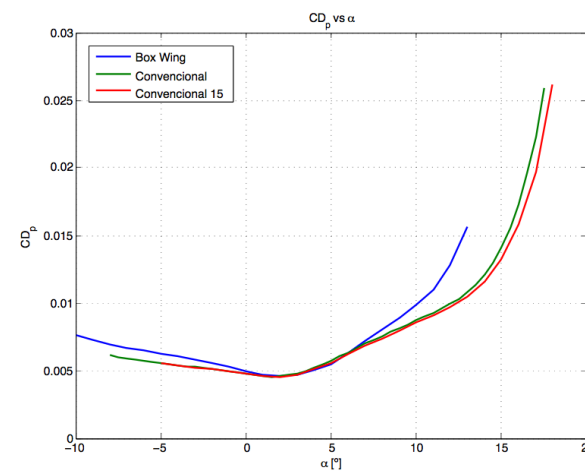
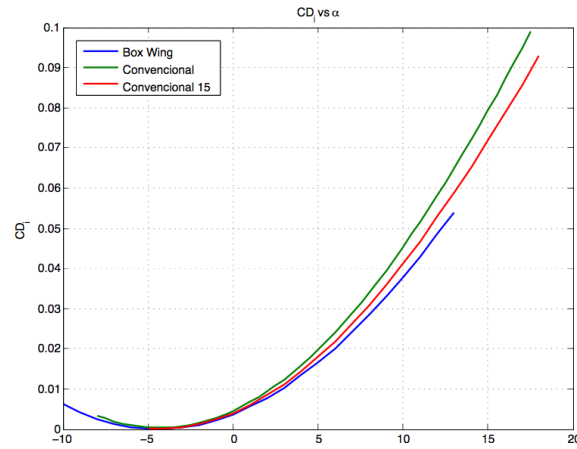
$$E = 0.68$$

$$\Lambda_{c/4} = 15^\circ$$

Comparación



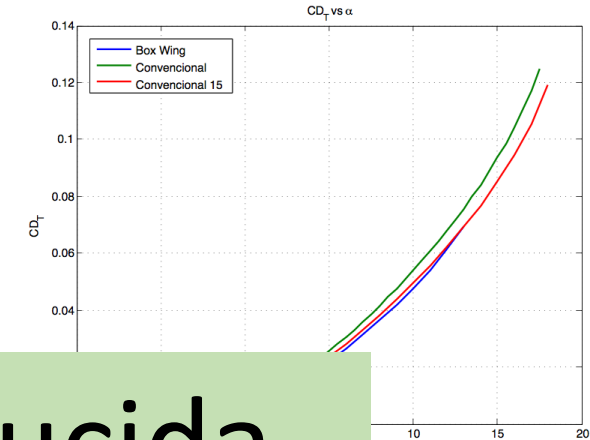
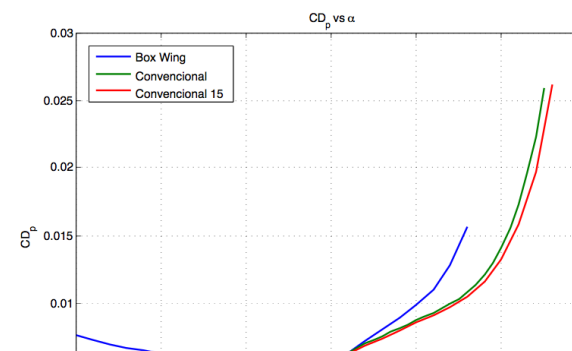
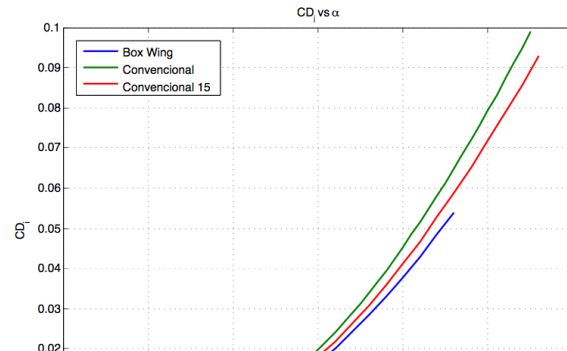
ALA CONVENCIONAL vs BOX WING:



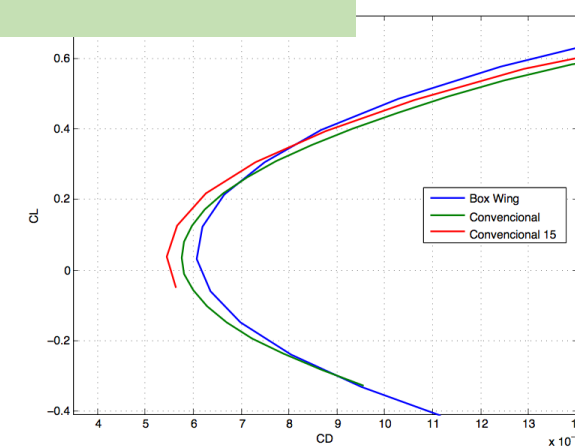
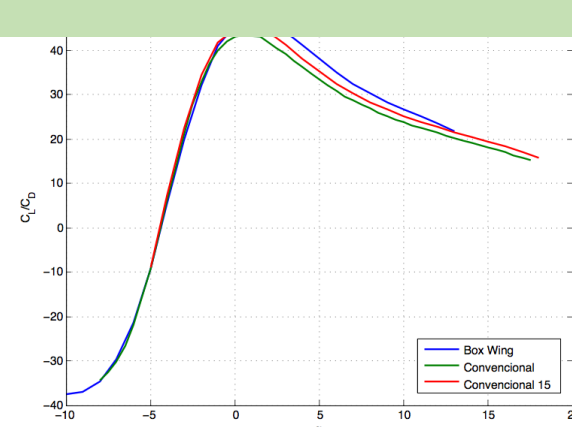
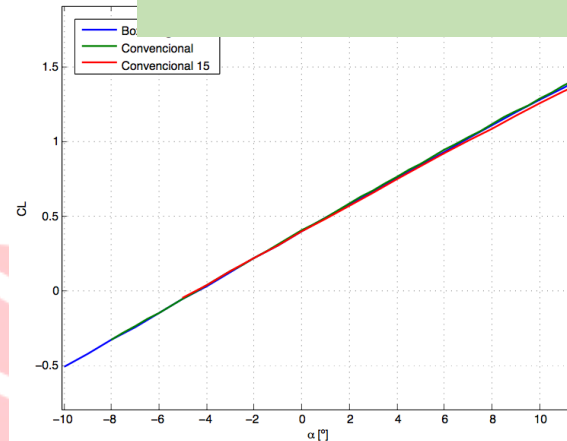
Comparación



ALA CONVENCIONAL vs BOX WING:



Menor resistencia inducida





POLAR DEL AVIÓN Y COEFICIENTE DE OSWALD:

$$CD = CD_0 + K_1 CL^2 - K_2 CL$$

AVIÓN CONVENCIONAL:

$$CD_{0 \text{ clean}} = 0.0167$$

$$CD_{0 \text{ dirty, TO}} = 0.0632$$

$$K_1 = 0.035$$

$$K_2 = 0.0066$$

$$e = 0.9195$$

BOX WING:

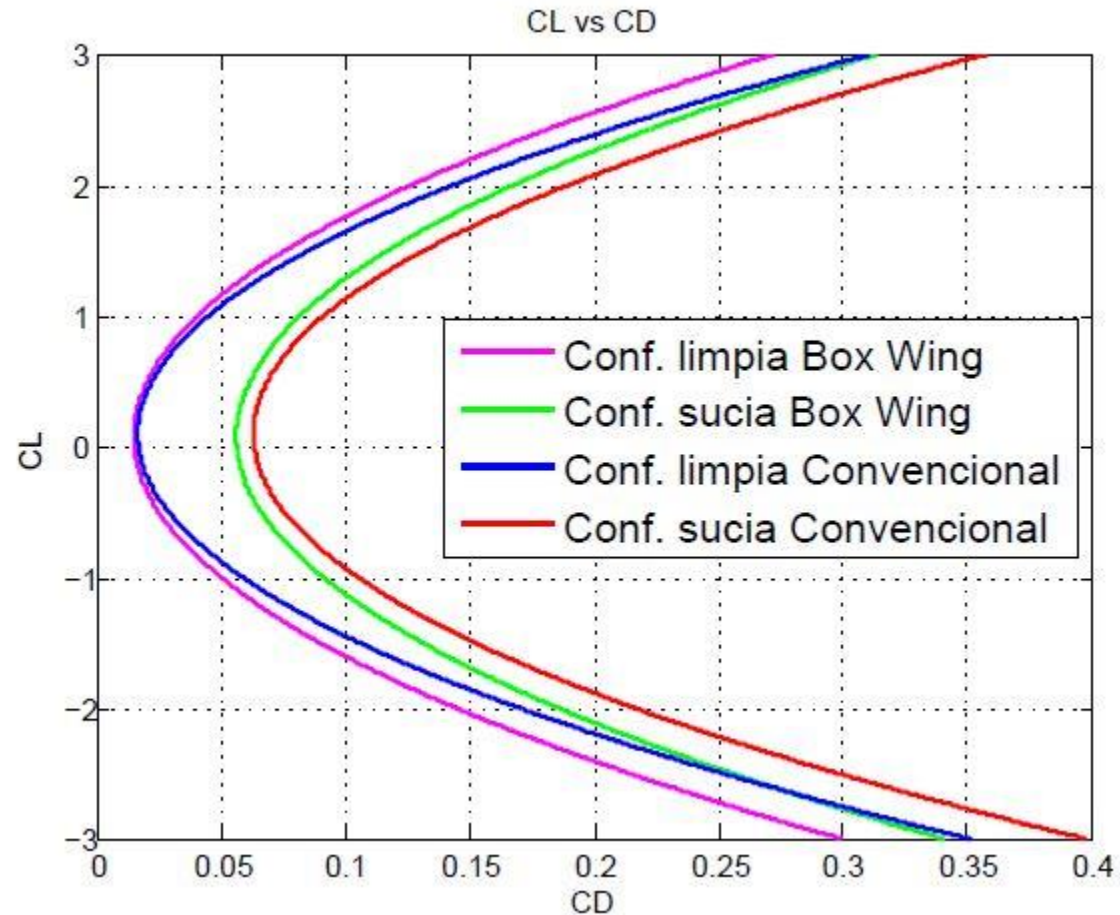
$$CD_{0 \text{ clean}} = 0.0150$$

$$CD_{0 \text{ dirty, TO}} = 0.0562$$

$$K_1 = 0.0301$$

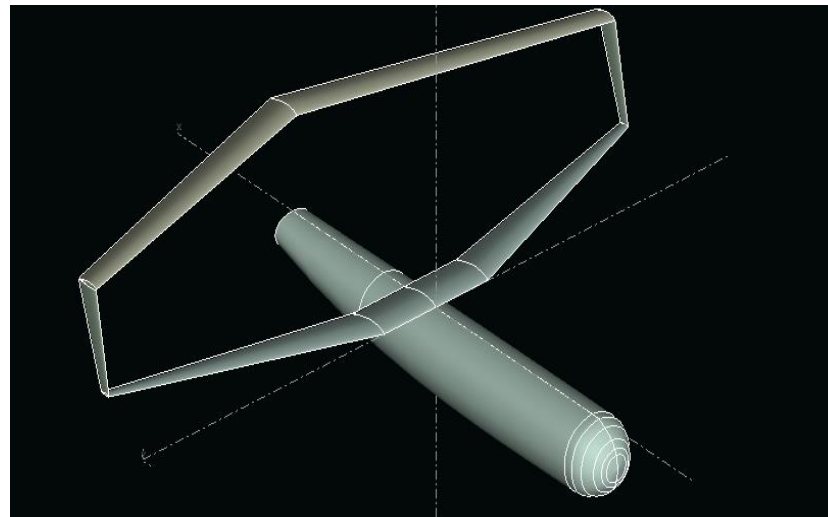
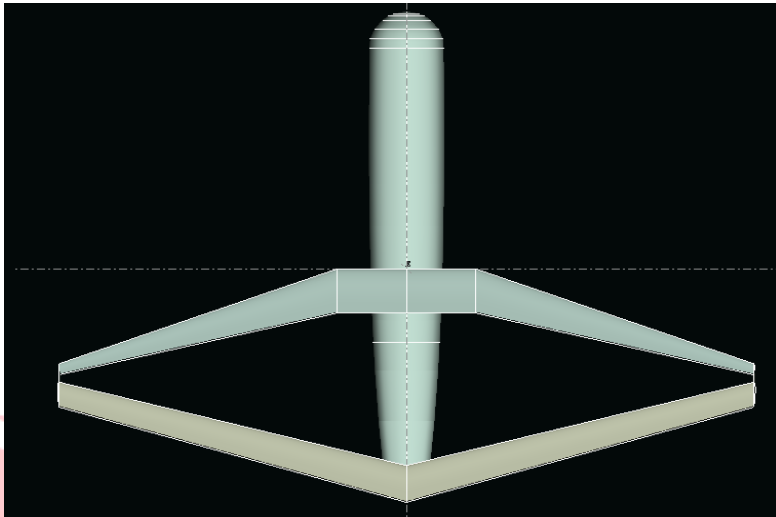
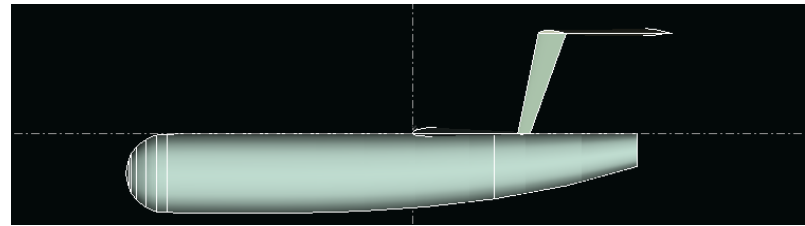
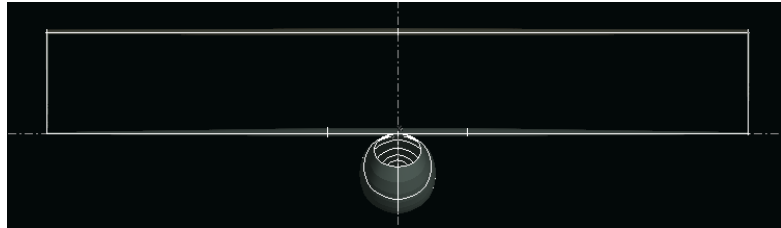
$$K_2 = 0.0045$$

$$e = 0.9897$$



$$S_{\text{ref}} = 117.6 \text{ m}^2$$

Elección de BOX WING





POLAR DEL AVIÓN:

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

$$K_1 = 0.0301$$

$$K_2 = 0.0045$$

$$C_{D0, \text{clean}} = 0.0237$$

$$C_{D0, \text{dirty, TO}} = 0.0649$$

$$C_{D0, \text{dirty, LDNG}} = 0.1199$$

$$S_{\text{ref}} = 58.8 \text{ m}^2$$

COEFICIENTE DE OSWALD:

•Literatura:

$$e_{\text{DeYoung}} = 1.3587$$

$$e_{\text{Prandtl}} = 1.2261$$

$$e_{\text{Rizzo}} = 1.1876$$

$$h/b = 0.14$$

•XFLR5:

$$e = 0.9897$$

Reducción resistencia



- Uso de Smart Surface, inspirado en pieles de animales marinos → 10%
- Perfiles aerodinámicos en la parte de la rampa → 3.3%
- Deflexión flexible de superficies aerodinámicas → 12%

HLD



Slat & double-slotted Fowler Flap

DESPEGUE:

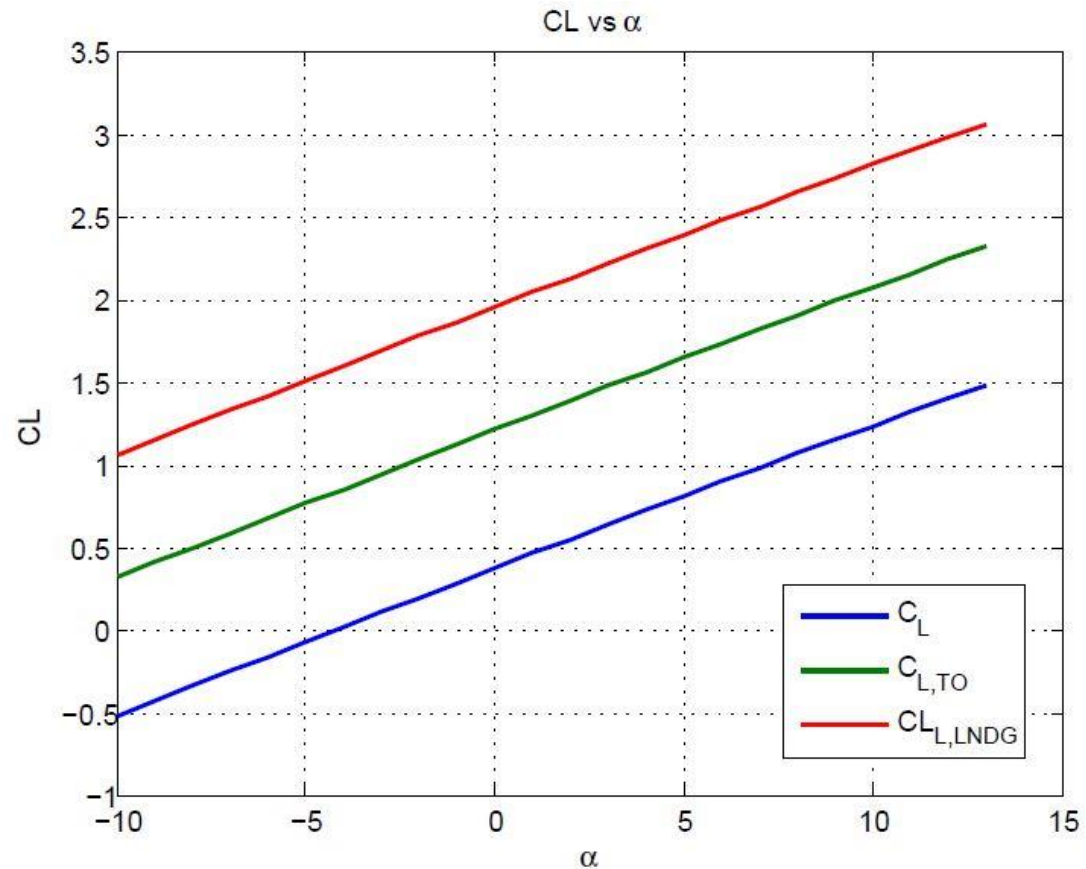
- 55% en Forward wing

$$C_{L,TO}=2.70$$

ATERRIZAJE:

- 55% en Forward wing
- 50% en Aft wing

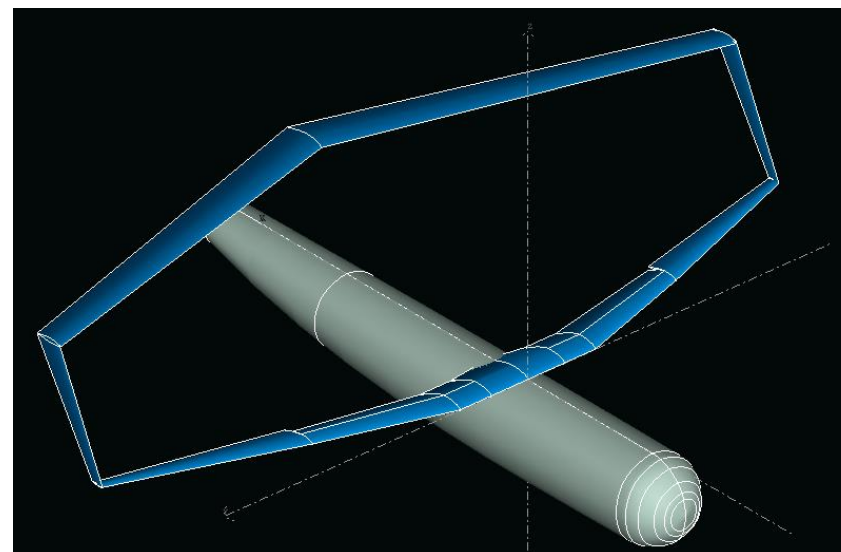
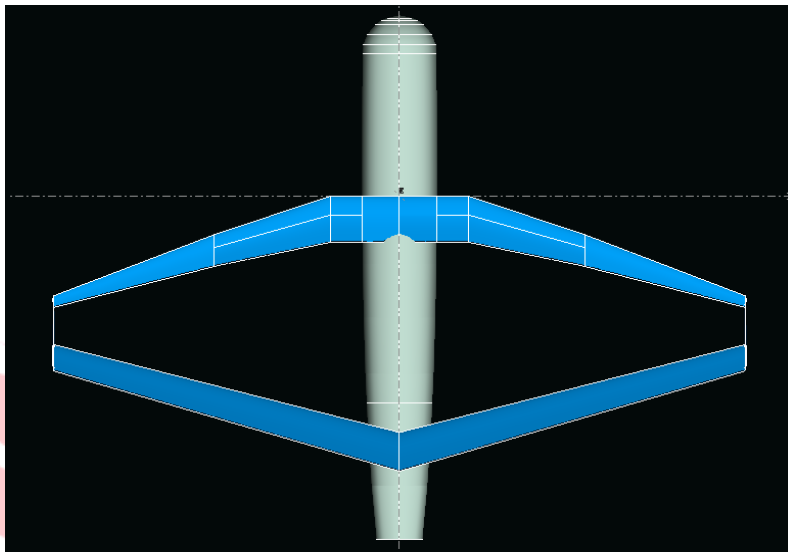
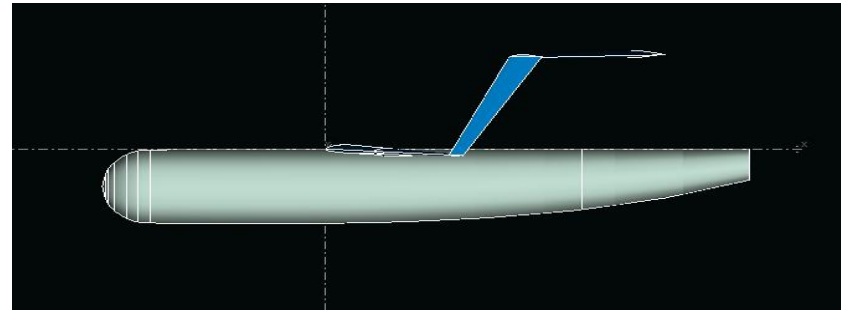
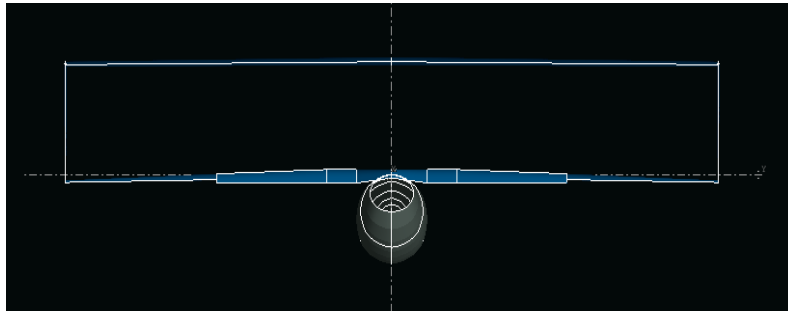
$$C_{L\max,LNDG}=3.44$$



BOX WING CON FLAPS



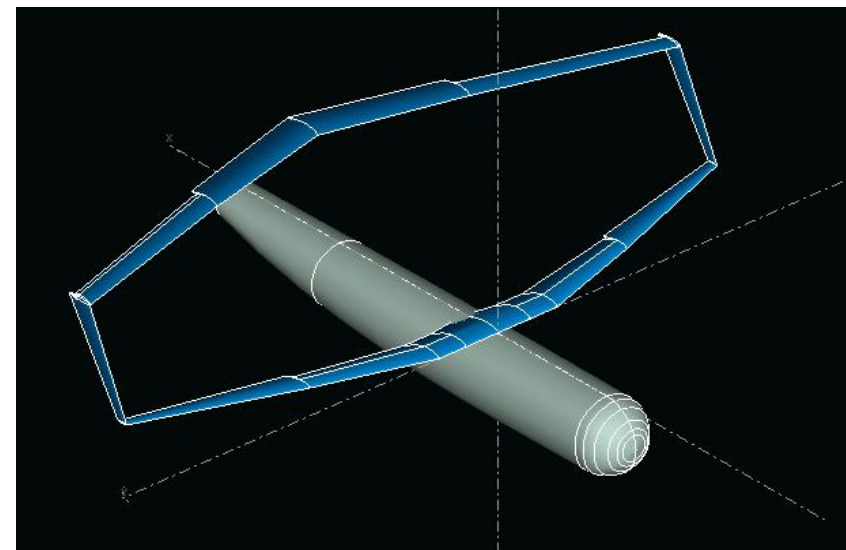
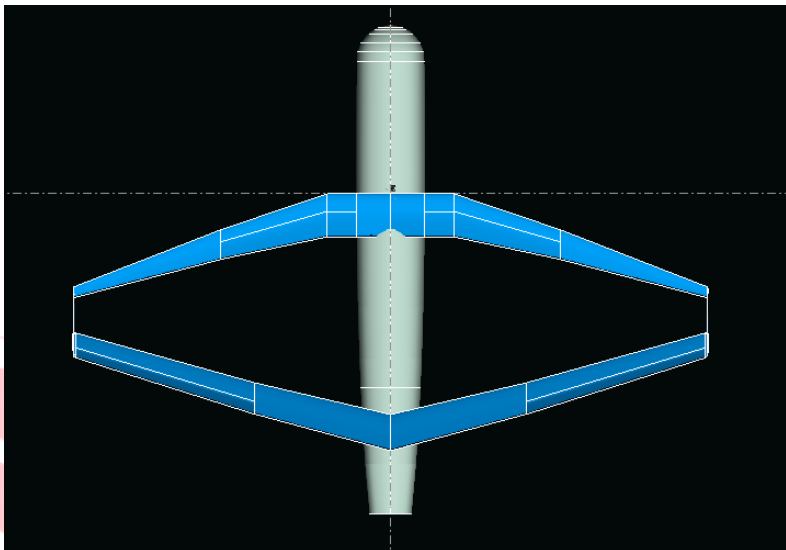
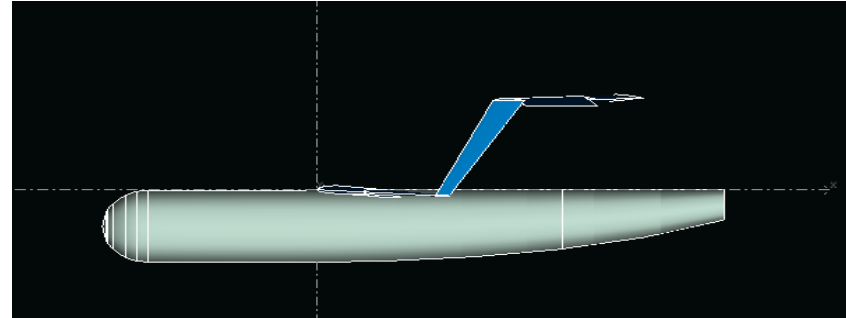
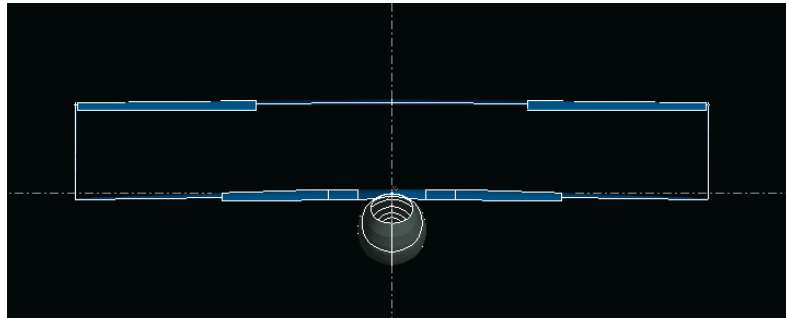
DESPEGUE:



BOX WING CON FLAPS



ATERRIZAJE:



Estructuras



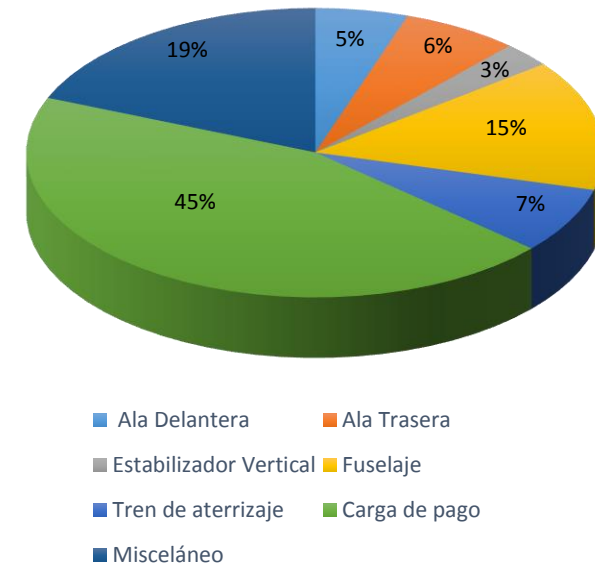
1. Estimación y evolución de pesos.
 - Comparación con aviones con misiones similares.
2. Estructura interna.
 - Alas.
 - Fuselaje.
3. Estudio avanzado de materiales.
4. Estudio de cargas y refuerzos estructurales.
 - Cargas aerodinámicas y estructurales.
 - Refuerzos estructurales.
5. Envoltente del centro de gravedad. Ley de combustible.
6. Tren de aterrizaje.
7. Diagrama V-n. Rachas de viento

Estimación de pesos



Estimación de Pesos (Misión 3) [kg]			
	Rev. 1	Rev. 2	Rev. 3/Final
W_w	9291	5430	4254
W_v	793	1012	992
W_{fus}	6907	4544	5258
W_{lg}	2685	2850	2641
W_{fix}	10614	9677	6751
W_e	33963	26331	22936
W_{TO}	62436	54794	51403

Desglose de Pesos Totales (Misión 3)



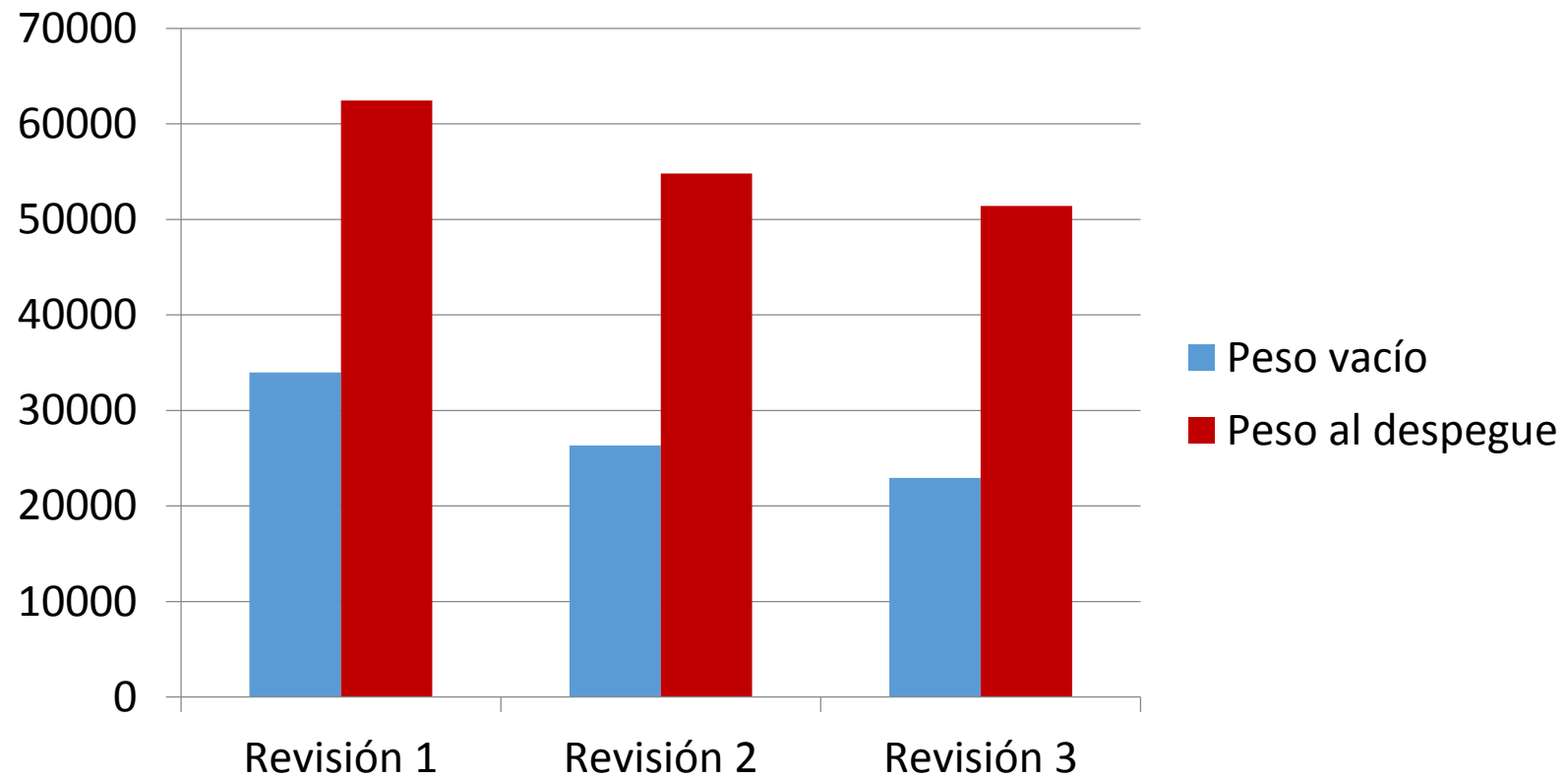
Factores variación del peso



- Reducción factor de carga
- Refuerzos
- Optimización peso sistemas
- Cambio de motores y combustible necesario

Evolución de pesos

MISIÓN 3

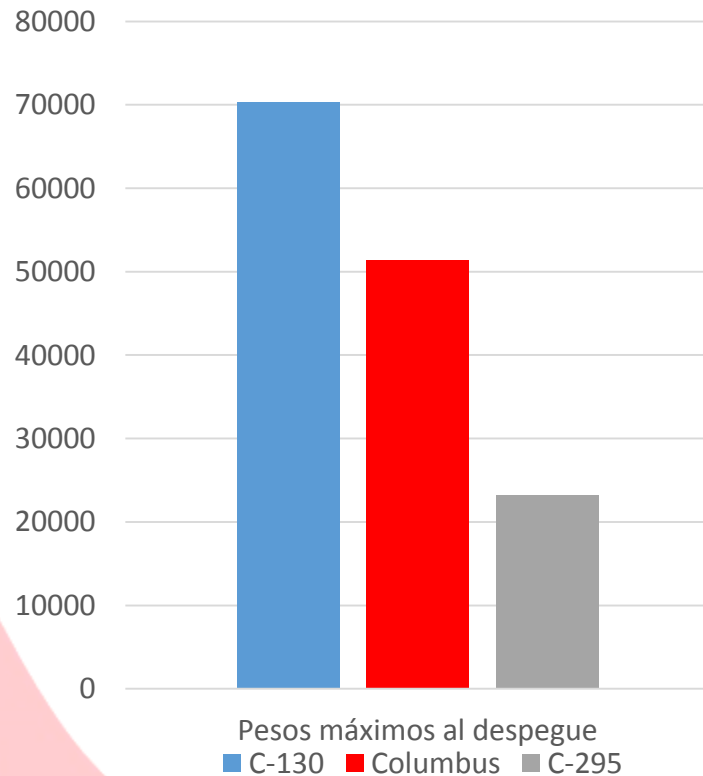




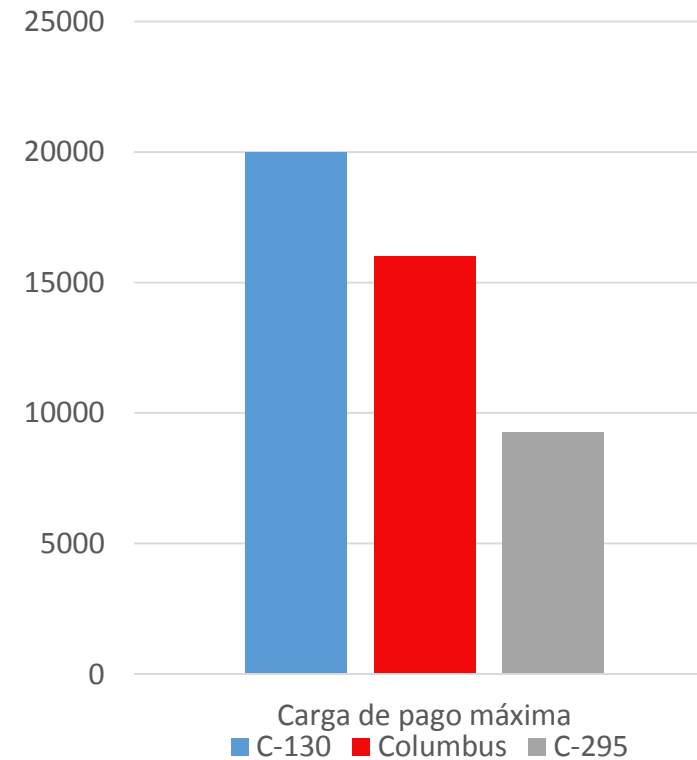
Comparación de peso

AVIONES CON MISIONES SIMILARES

PESO MÁXIMO AL DESPEGUE

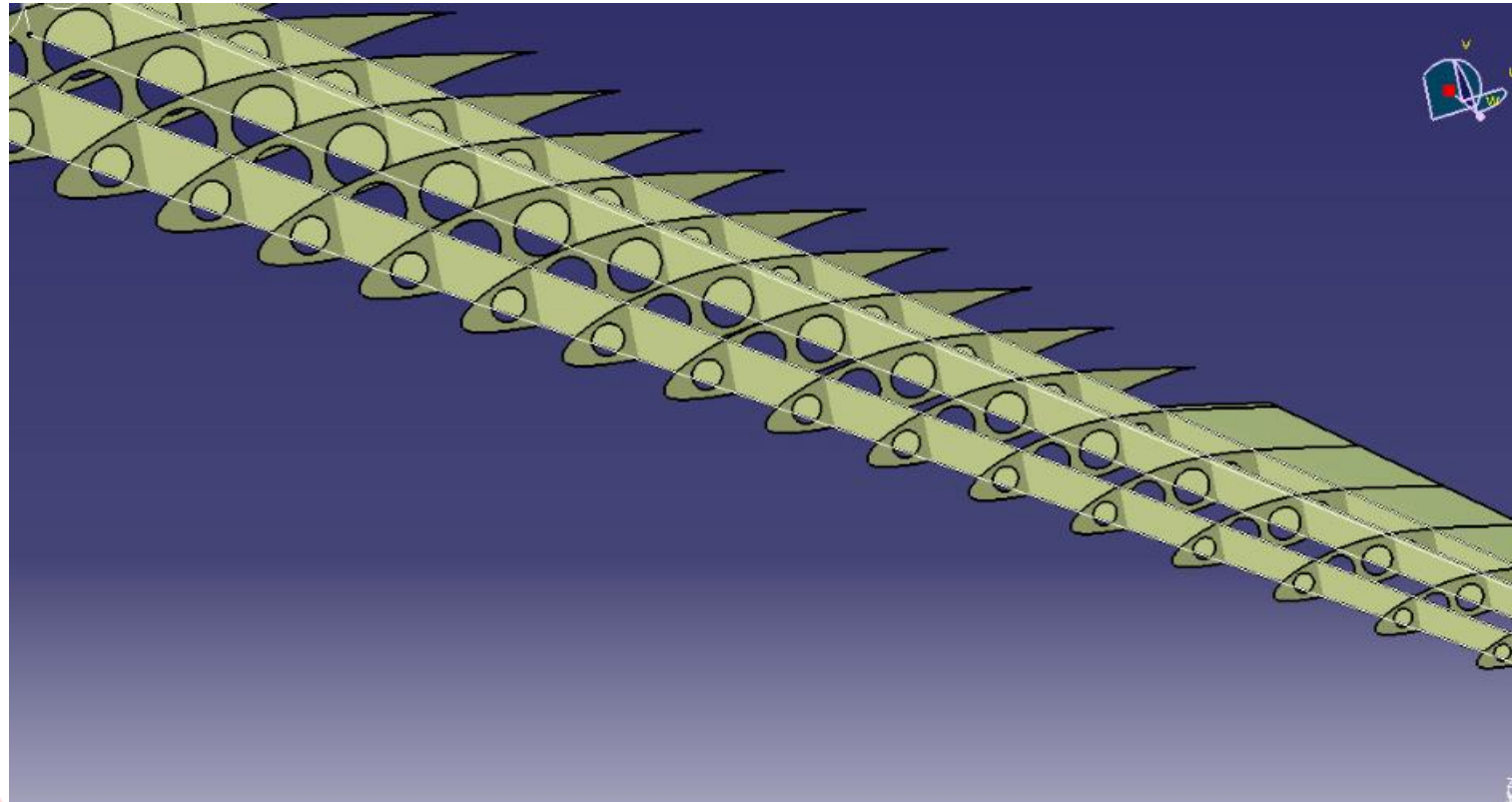


CARGA DE PAGO MÁXIMA



Estructura interna

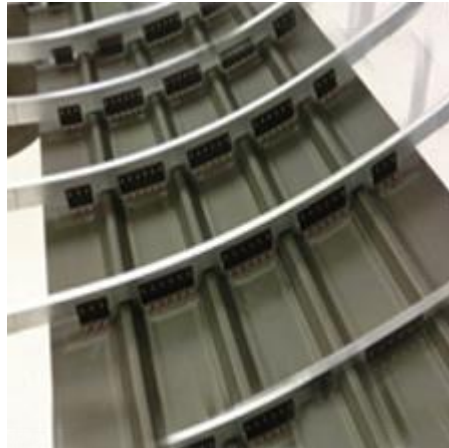
ALAS



Estructura interna

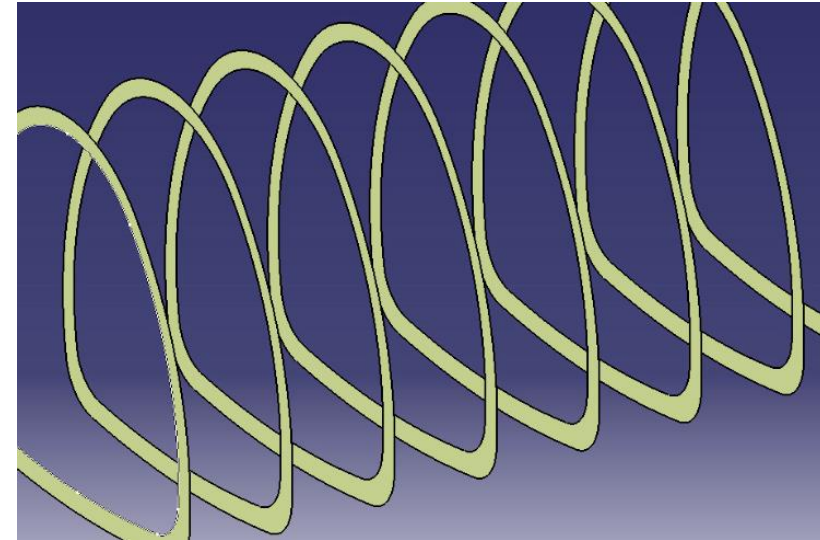


FUSELAJE



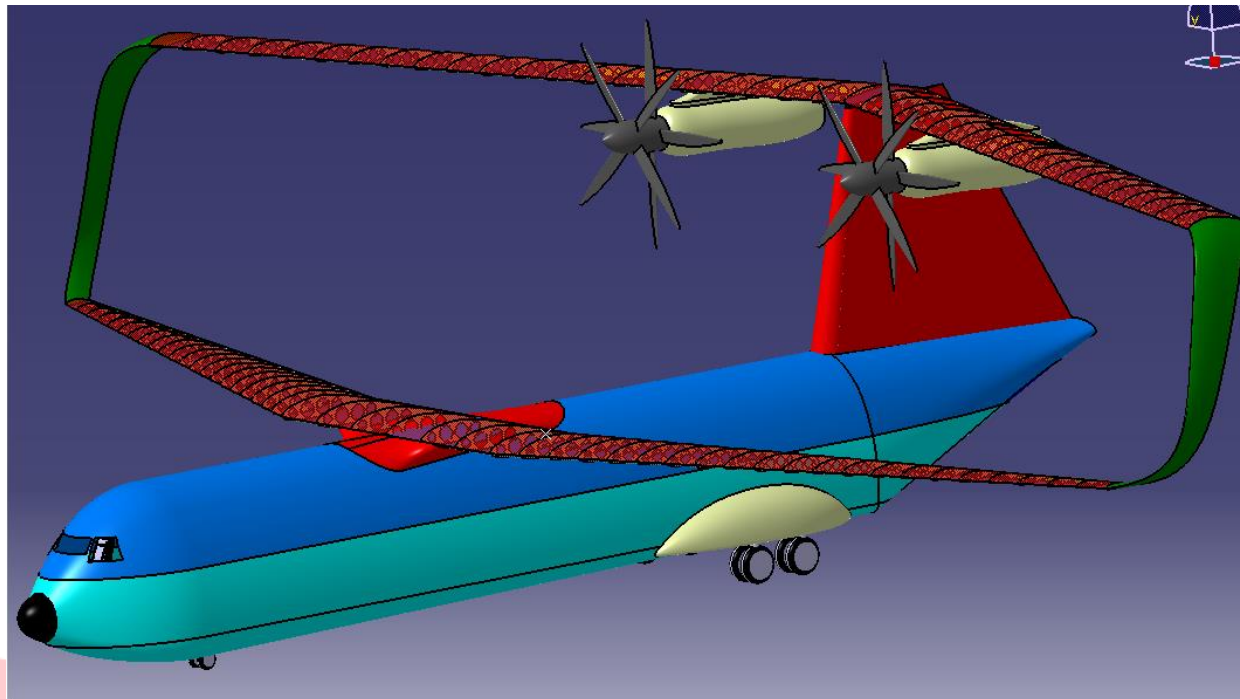
PANELES DE MATERIAL
COMPUESTO CON
LARGUERILLOS







EXCEPTO EN LA ZONA DE
LA CABINA



CUADERNAS
METÁLICAS

Estudio avanzado de materiales

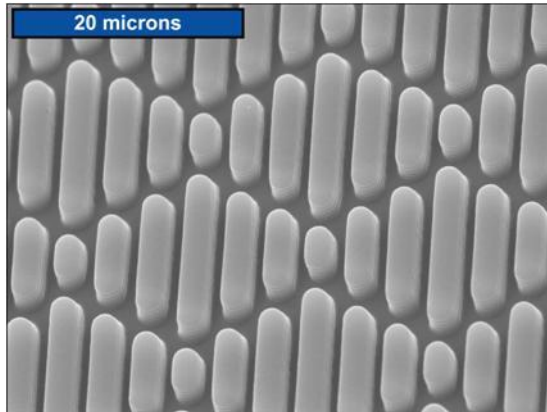


-  Fibra de carbono
-  Sharklet® Smartskin
-  Refuerzo de Kevlar®
-  Panel Sándwich Fibra de carbono
-  Titanio
-  Aleación de aluminio aeronáutico

Estudio avanzado de materiales



SHARKLET® SMART SKIN



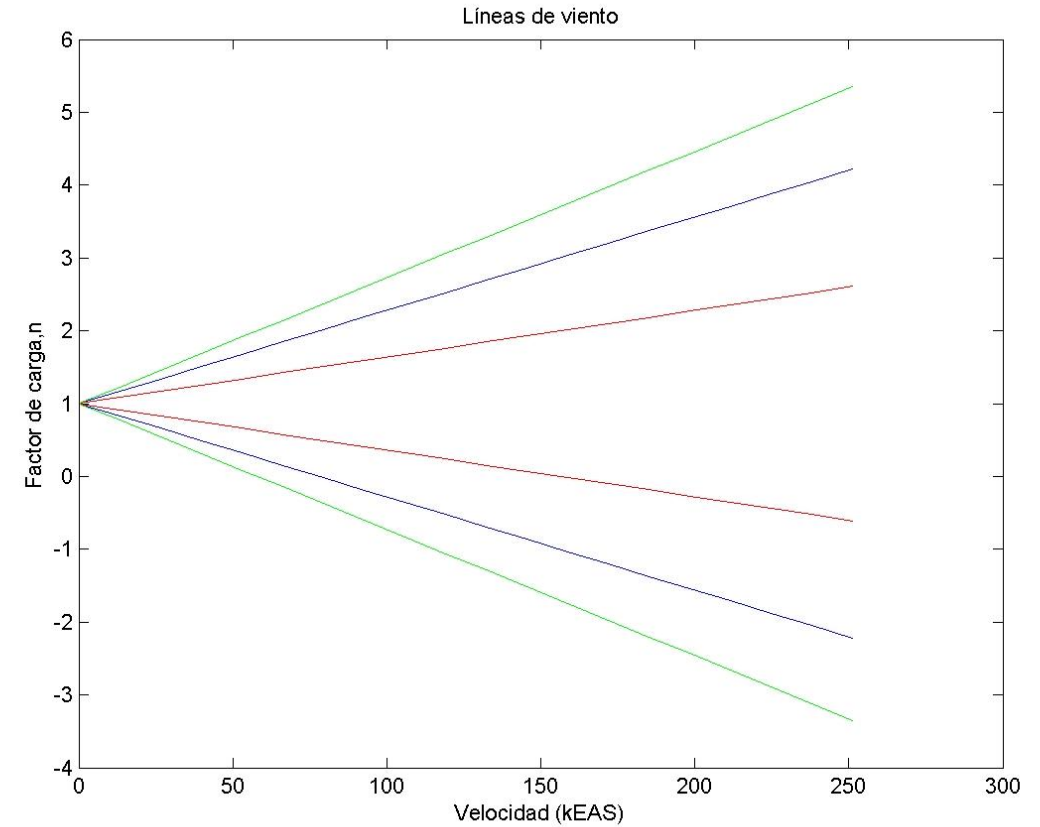
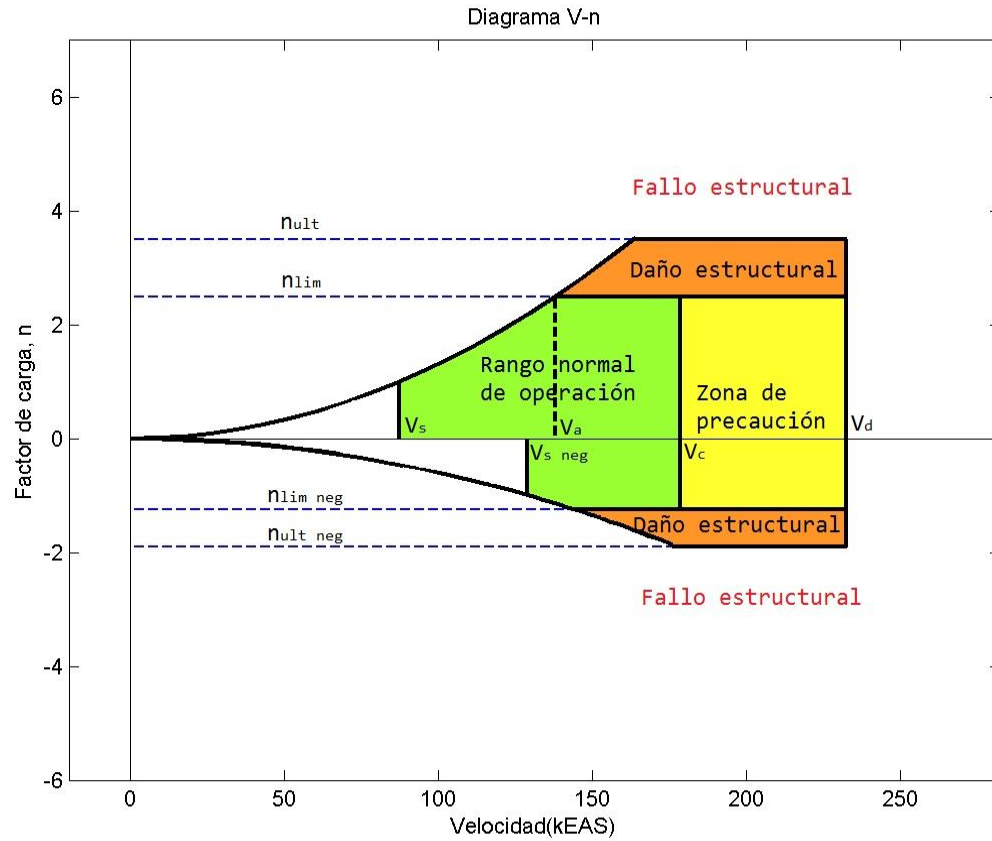
- Imita las escamas de la piel de tiburón.
- Material muy ligero
- Aumenta el flujo laminar un 10%



DISMINUCIÓN DE LA
RESISTENCIA

- Recubre la estructura del fuselaje

Diagrama V-n



- V_c : velocidad crucero
- V_D : velocidad de picado
- V_B : velocidad de diseño máximo viento

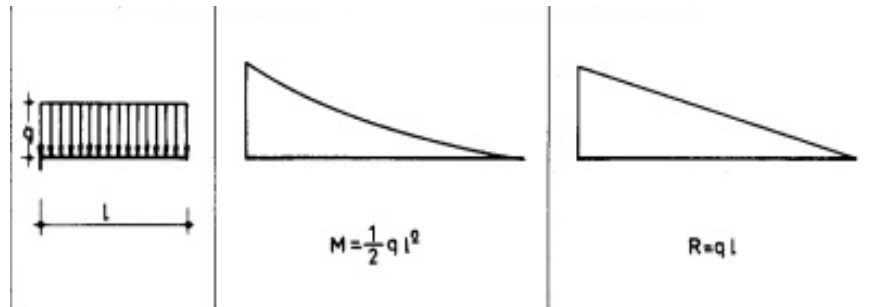
Estudio de cargas y refuerzos



CARGAS AERODINÁMICAS Y ESTRUCTURALES

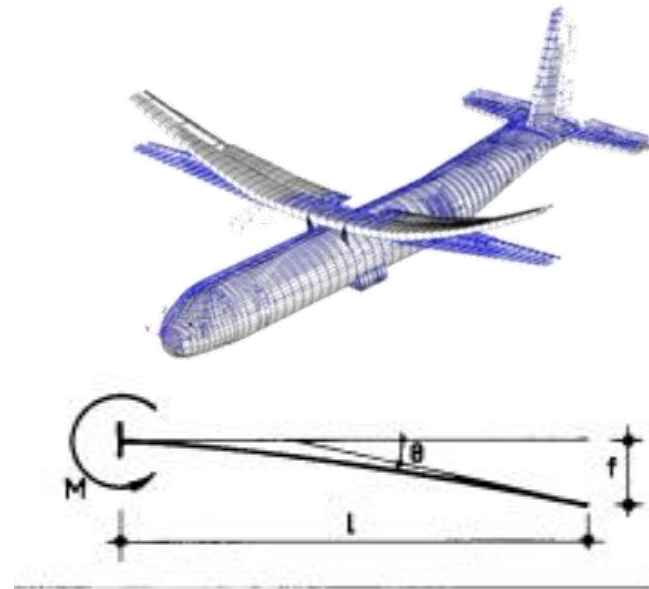
- Estimación de los esfuerzos en las uniones ala-fuselaje y ala-estabilizador vertical:

TEORÍA DE VIGAS



Para nuestro caso:

- $q \sim 4500 \text{ [N/m}^2\text{]} \times 2 \text{ [m]} = 9000 \text{ [N/m]}$
- $L = 17,5 \text{ [m]}$



$$M = 1/2 * q * L^2 = 78,8 \text{ [KN*m]}$$

$$M_{\text{total}} = 2 * M = \mathbf{157,6 \text{ [KN*m]}}$$

$$R_{\text{total}} = 2 * q * L = \mathbf{315 \text{ [KN]}}$$

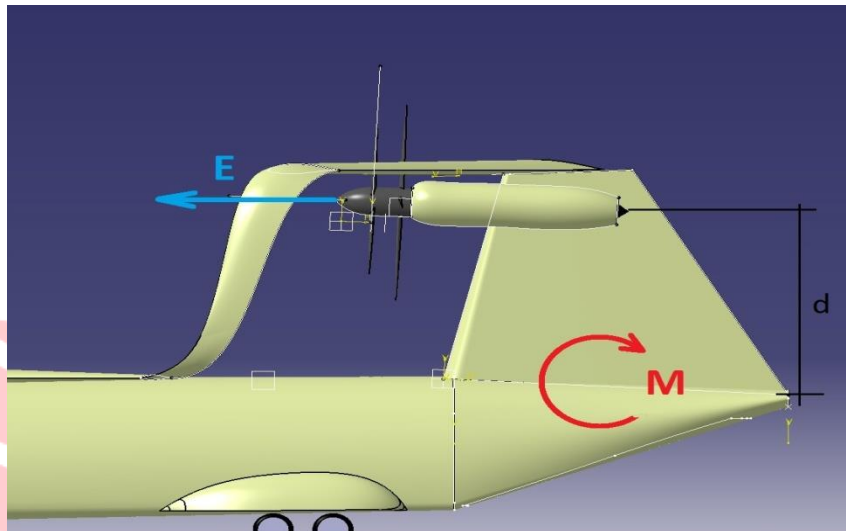
Estudio de cargas y refuerzos



CARGAS AERODINÁMICAS Y ESTRUCTURALES

- Estimación del esfuerzo en la unión estabilizador vertical-fuselaje por el empuje de los motores:

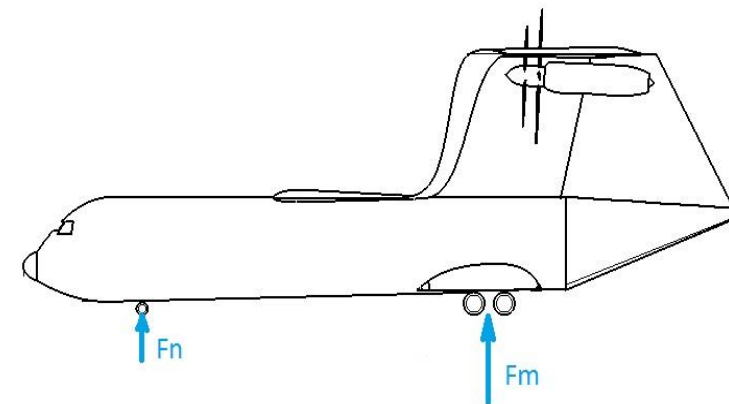
$$M = E * d \sim 90 \text{ [KN]} * 5 \text{ [m]} = 450 \text{ [KN*m]}$$



- Estimación fuerza que soporta el tren de aterrizaje y zona inferior del fuselaje:

$$F_{n_{\text{máxima}}} = 117,3 \text{ [KN]}$$

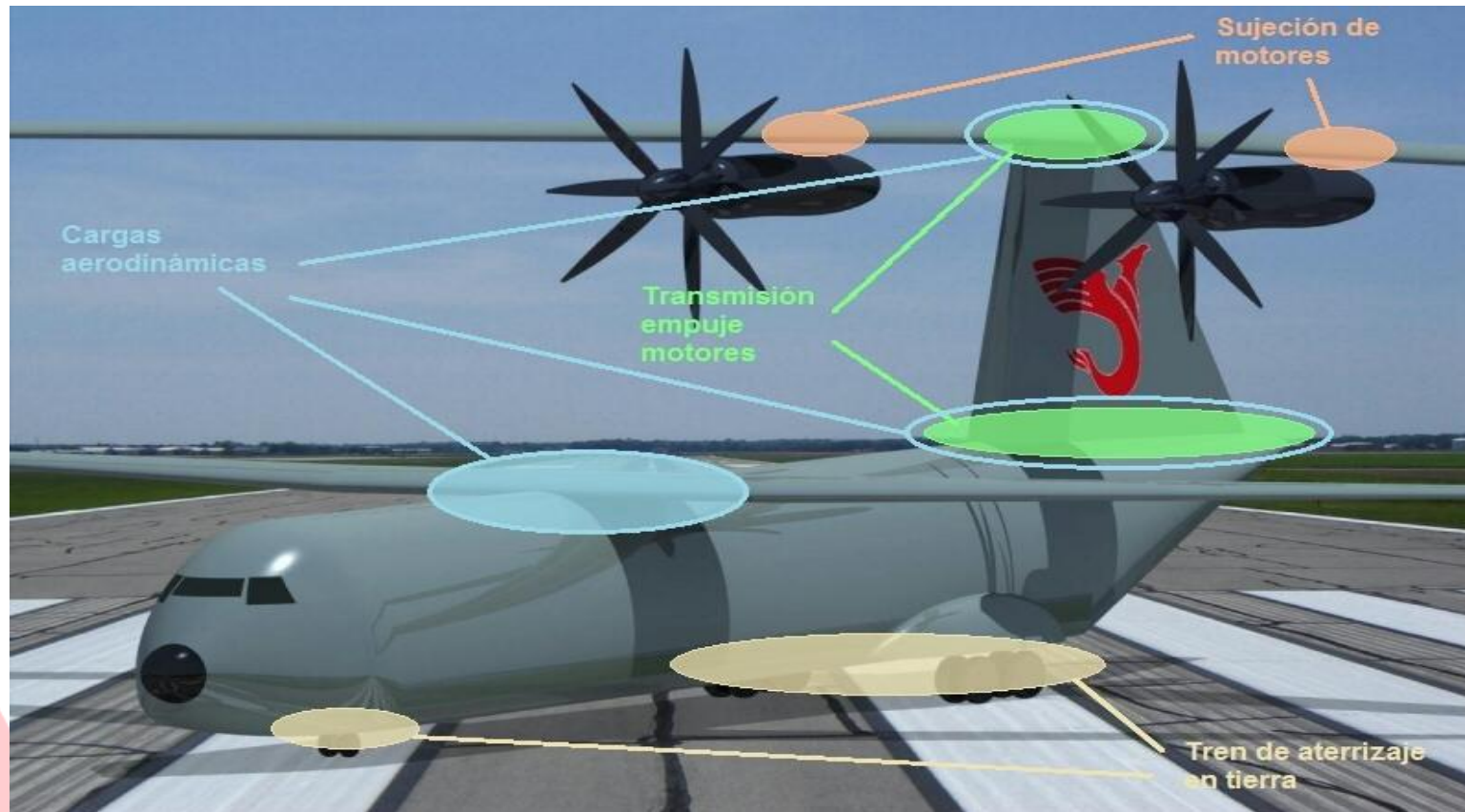
$$F_{m_{\text{máxima}}} = 347,1 \text{ [KN]}$$



Estudio de cargas y refuerzos



REFUERZOS ESTRUCTURALES



Estudio de cargas y refuerzos



REFUERZOS ESTRUCTURALES

CARGAS AERODINÁMICAS

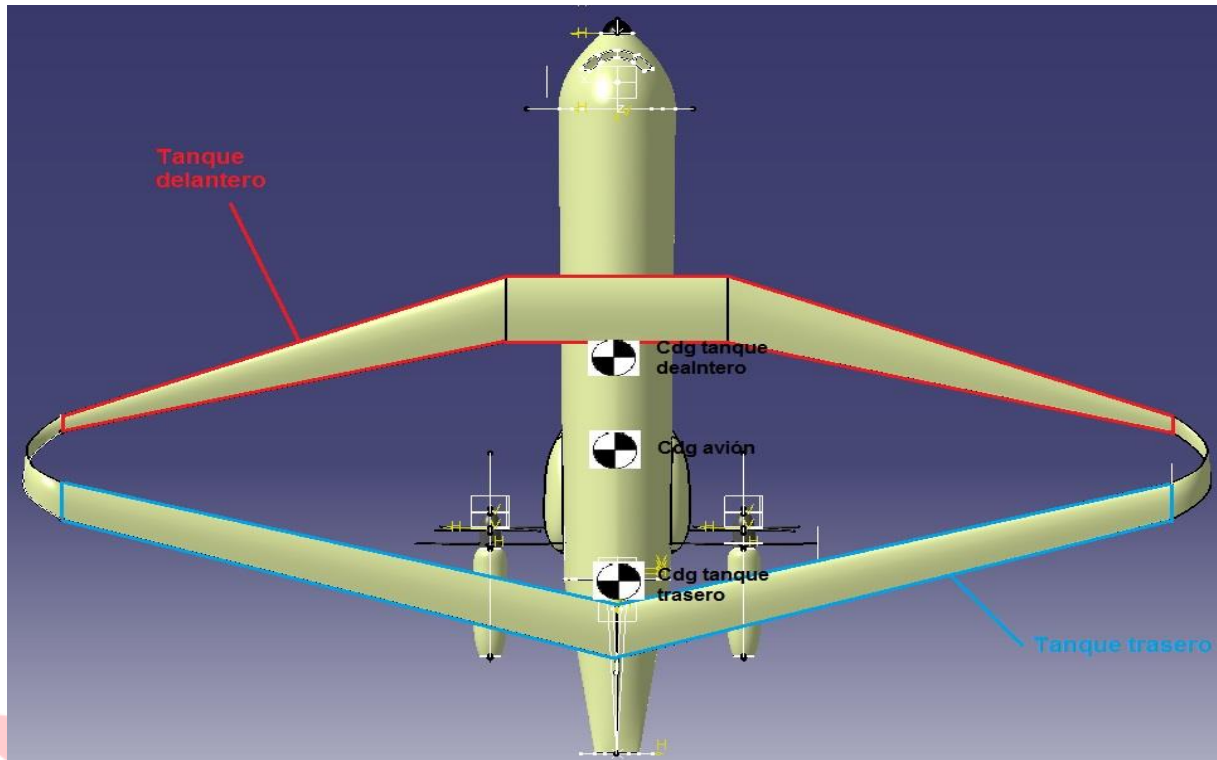
	Carga soportada	Refuerzo	Incremento peso (lb)
Ala delantera - fuselaje	157,6 [KN/m]	10%	773,7
Ala trasera - estabilizador vertical	157,6 [KN/m]	10%	314,8
Fuselaje - estabilizador vertical	315 [KN]	5%	338,6
TOTAL			1427,1 (648,7 kg)

CARGAS ESTRUCTURALES

	Carga soportada	Refuerzo	Incremento peso (lb)
Tren de aterrizaje	464,4 [KN]	10%	595
Góndolas (sujeción de motores)		7.5%	668,3
Fuselaje -estabilizador vertical	450 [KN/m]	12.5%	846,5
Ala trasera-estabilizador vertical	90 [KN]	10%	629,6
TOTAL			2739,4 (1245,2 kg)

- $W_{structure}$: 11.330 kg → 13.143 kg
- W_e : 20.961 kg → 22.936 kg
- W_{TO} : 49.429 kg → 51.403 kg

Envolvente del Cdg. Ley de combustible



Se juega con el consumo de combustible de cada tanque para mantener el cdg fijo

Cdg total fijo
en 15.9 m

Cumple requisitos de
estabilidad

Cdg del combustible
variable

Tanque ala
delantera

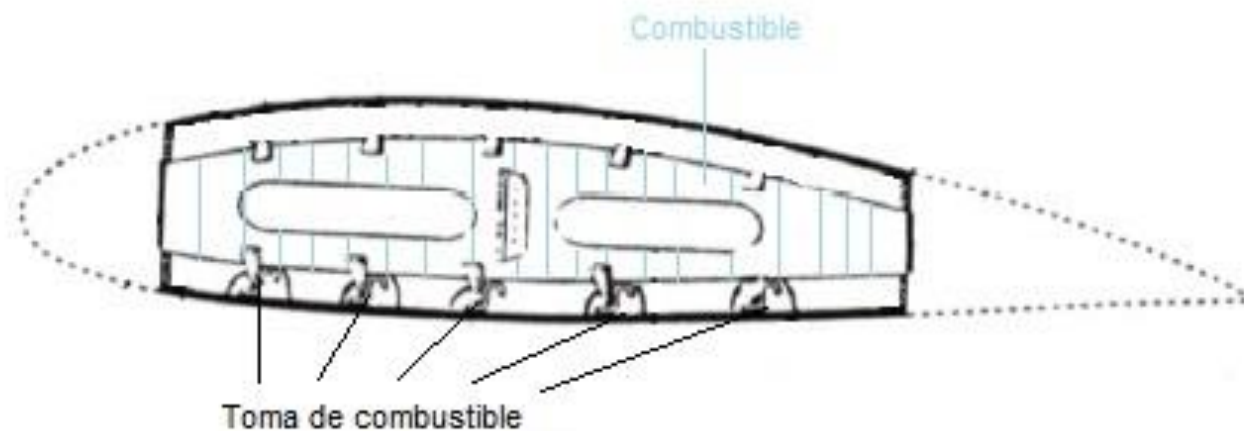
Tanque ala
trasera

Envolvente del Cdg.

Ley de combustible



HIPÓTESIS DEL CONSUMO DE COMBUSTIBLE



Consumo de combustible uniforme en cada ala

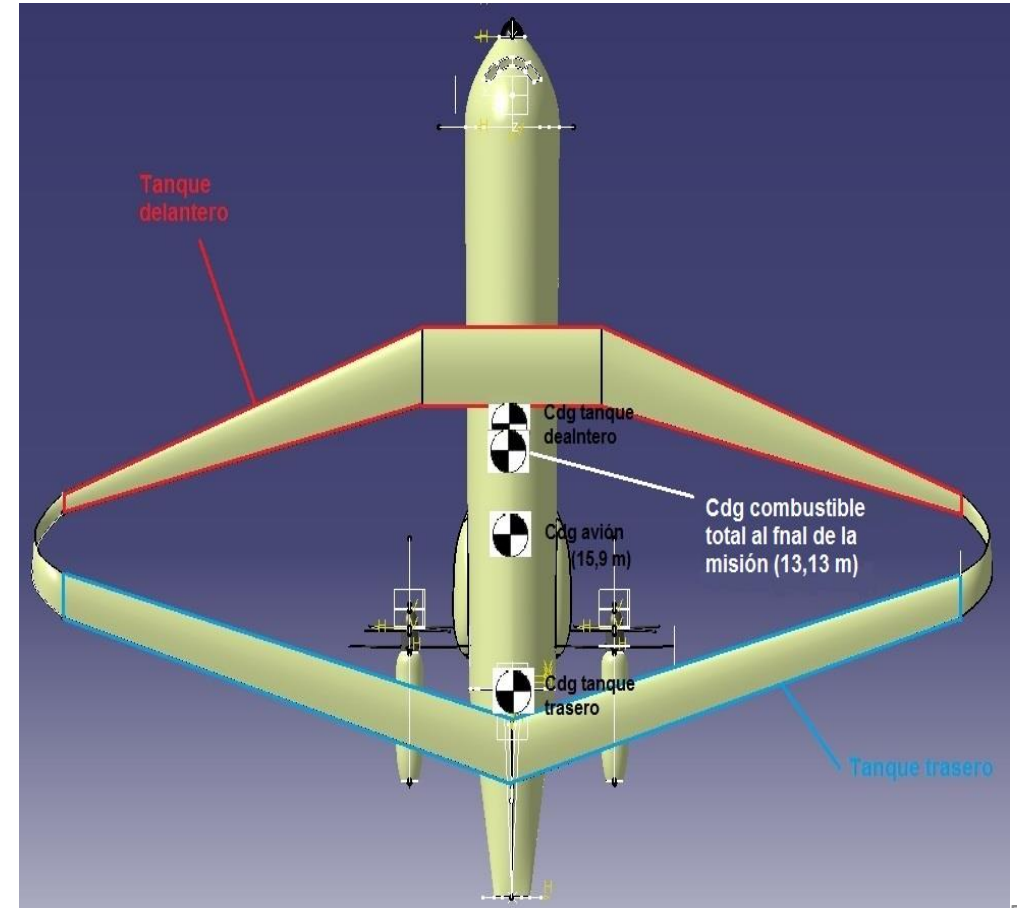
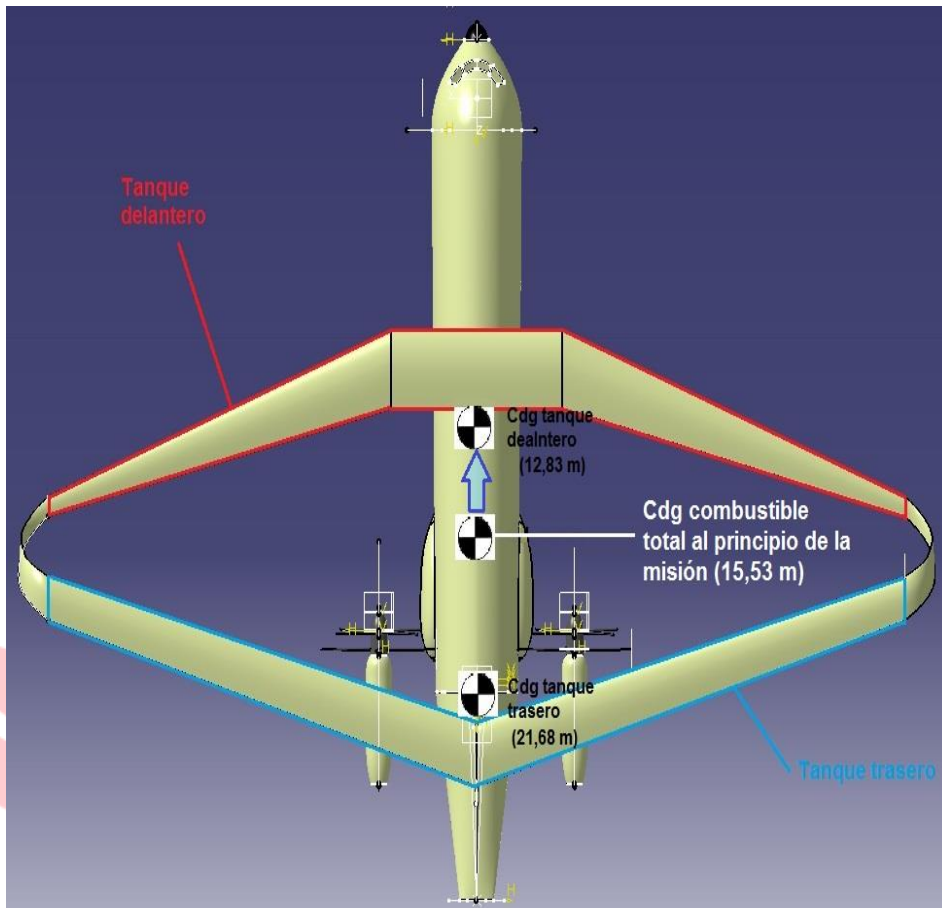


El cdg de cada tanque debe mantenerse constante

Envolvente del Cdg. Ley de combustible



POSICIÓN CDG DEL COMBUSTIBLE A LO LARGO DEL VUELO

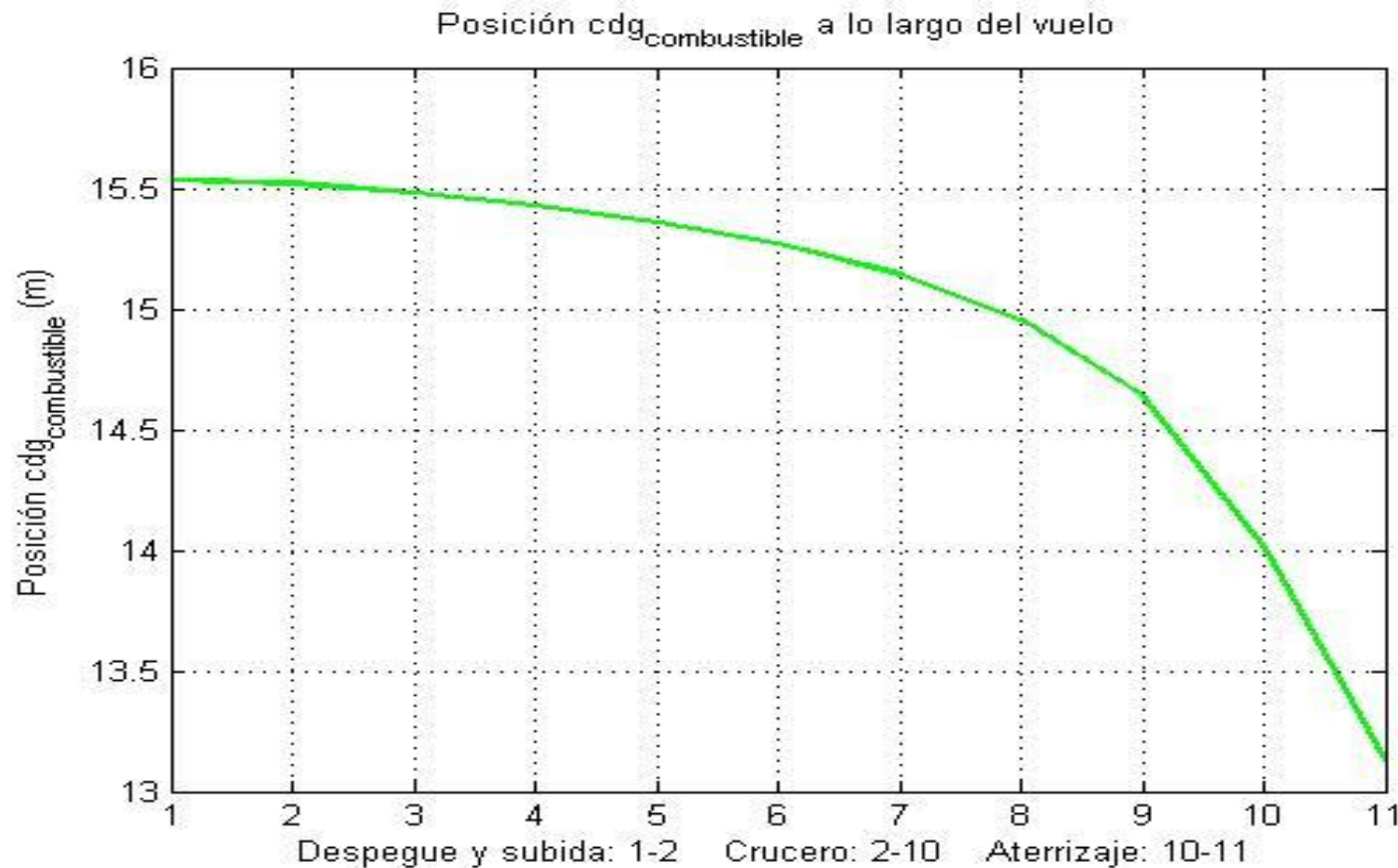


Envolvente del Cdg.

Ley de combustible



POSICIÓN CDG COMBUSTIBLE A LO LARGO DEL VUELO (MISIÓN 3)

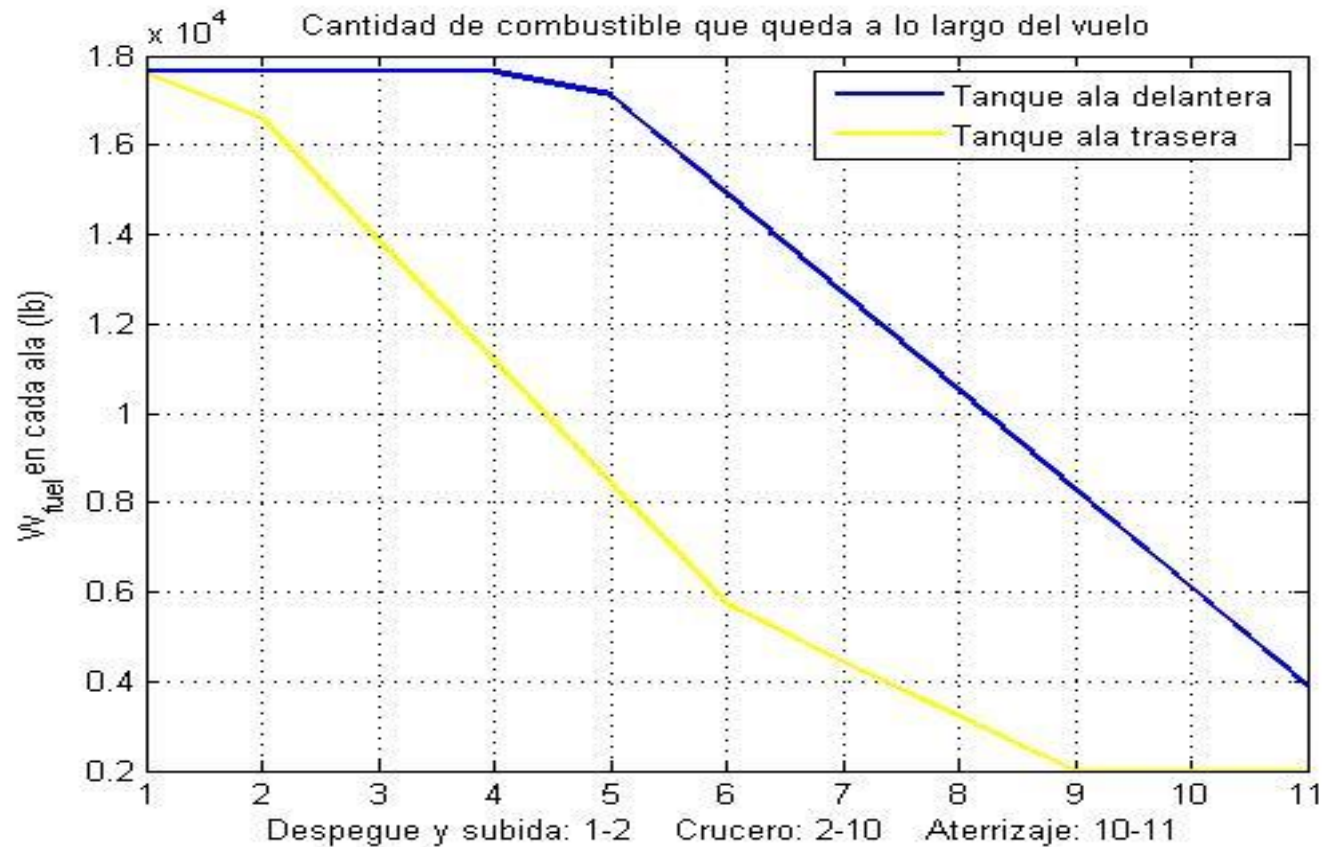


Envolvente del Cdg.

Ley de combustible



COMBUSTIBLE EN CADA TANQUE (MISIÓN 3)

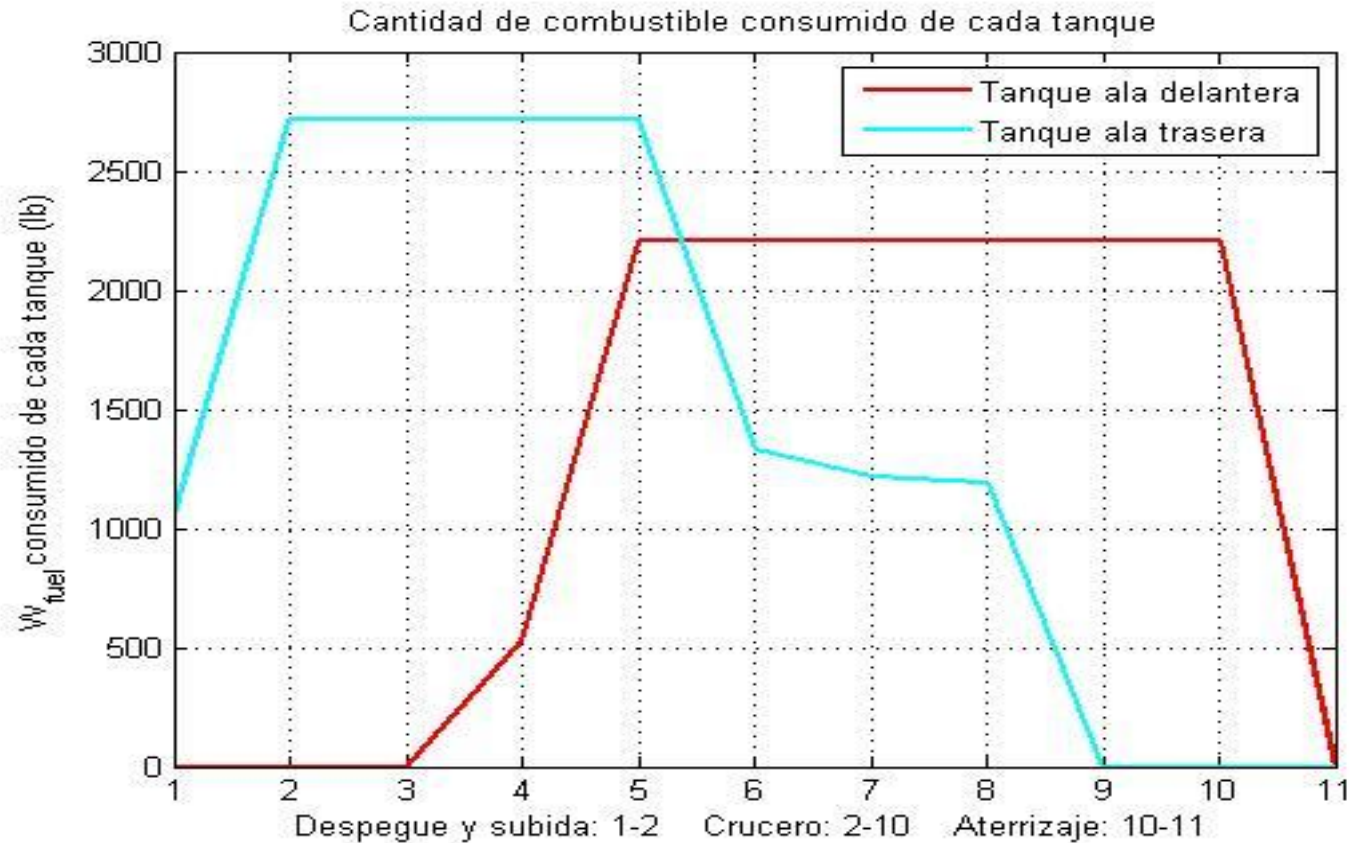


Envolvente del Cdg.

Ley de combustible



COMBUSTIBLE CONSUMIDO DE CADA TANQUE (MISIÓN 3)

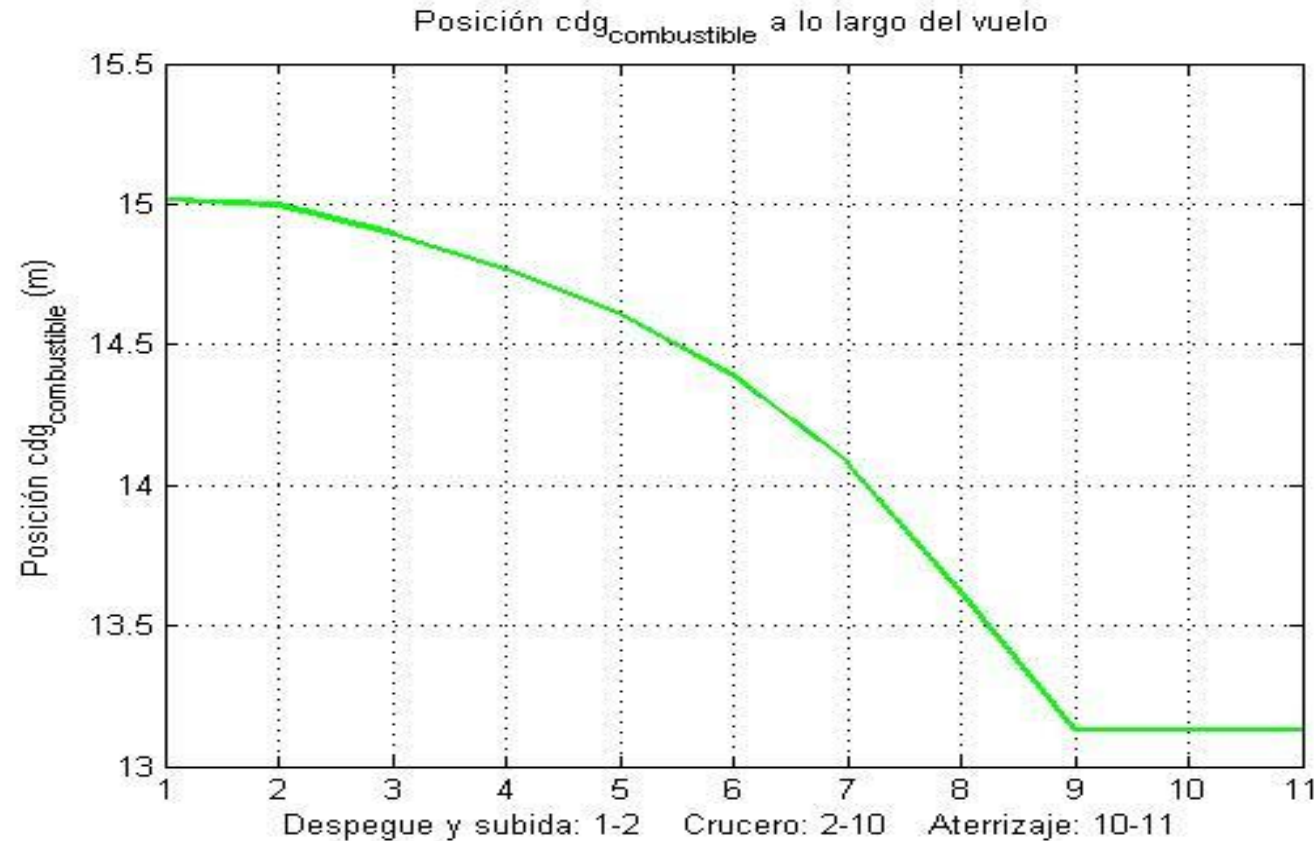


Envolvente del Cdg.

Ley de combustible



POSICIÓN CDG COMBUSTIBLE A LO LARGO DEL VUELO (MISIÓN 1)

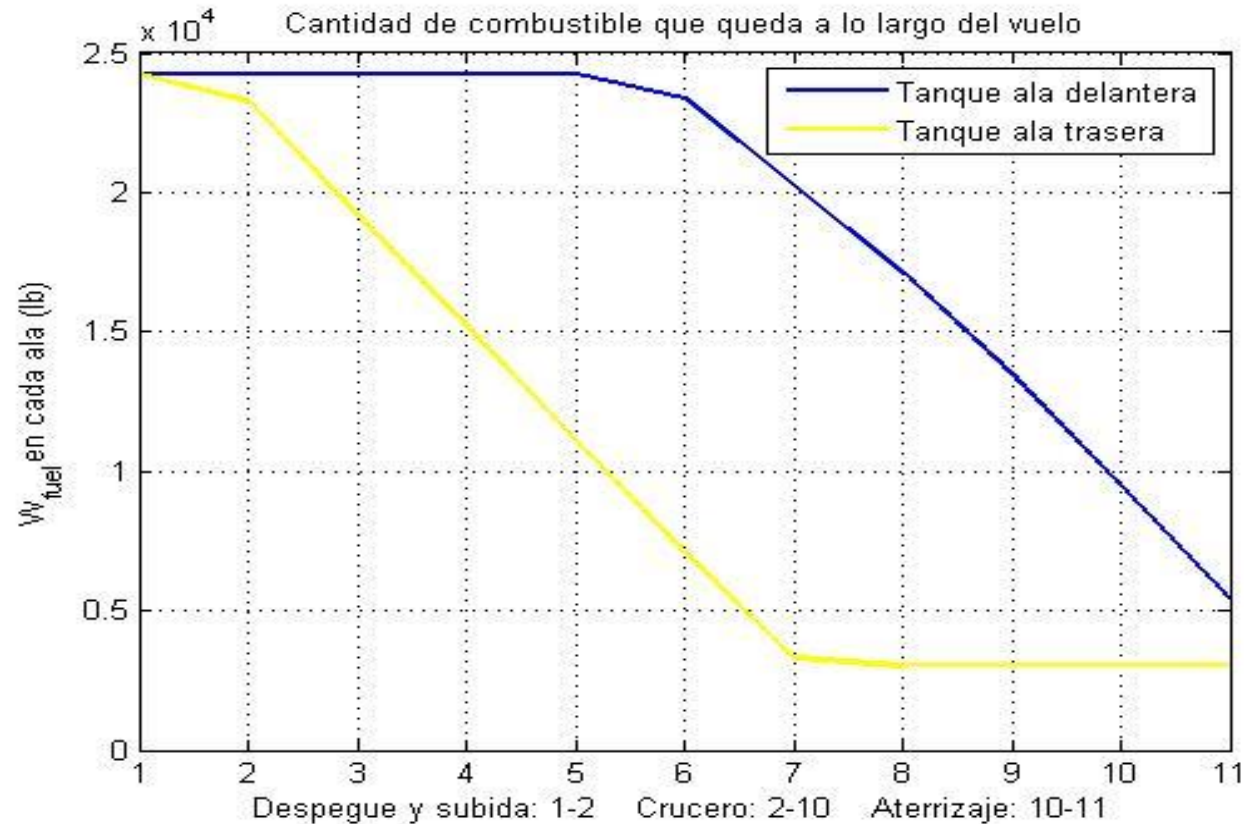


Envolvente del Cdg.

Ley de combustible



COMBUSTIBLE EN CADA TANQUE (MISIÓN 1)

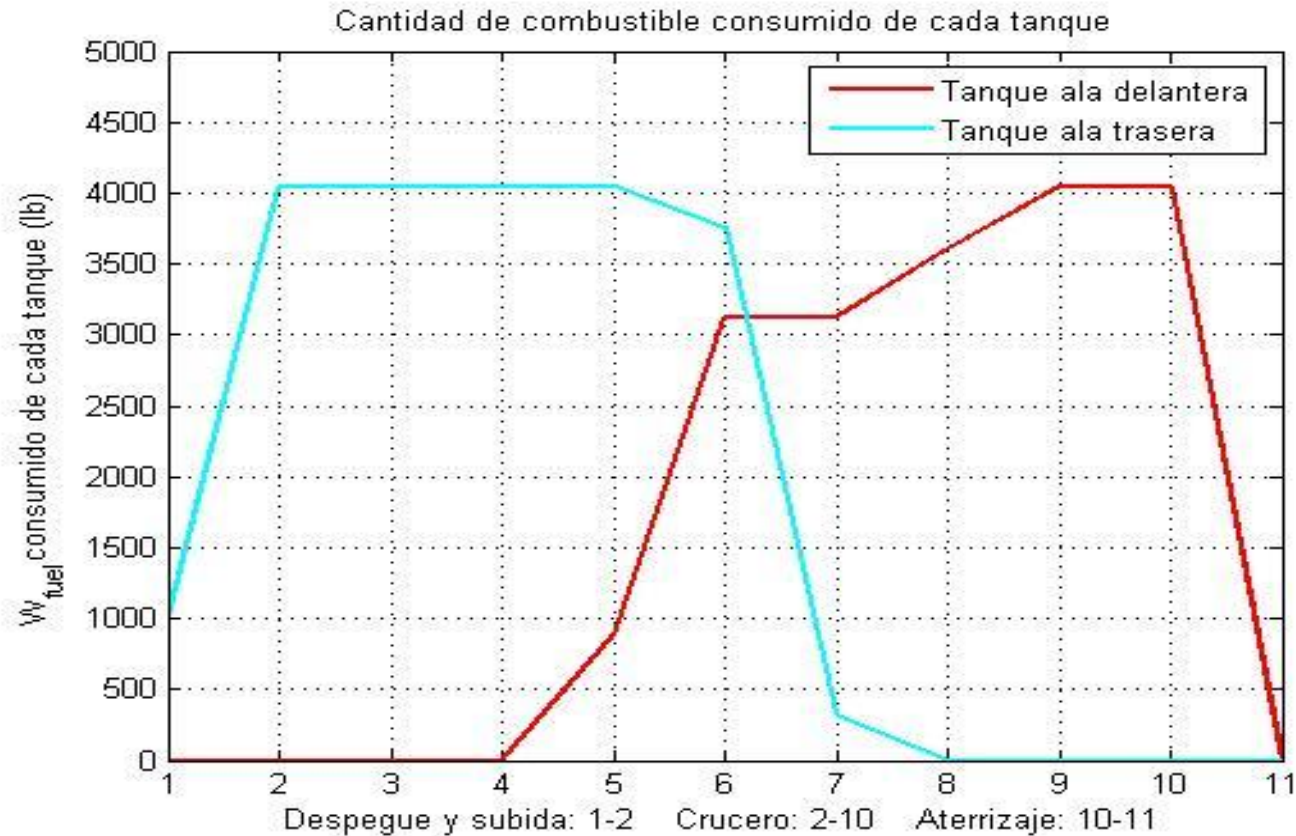


Envolvente del Cdg.

Ley de combustible



COMBUSTIBLE CONSUMIDO DE CADA TANQUE (MISIÓN 1)



Tren de aterrizaje

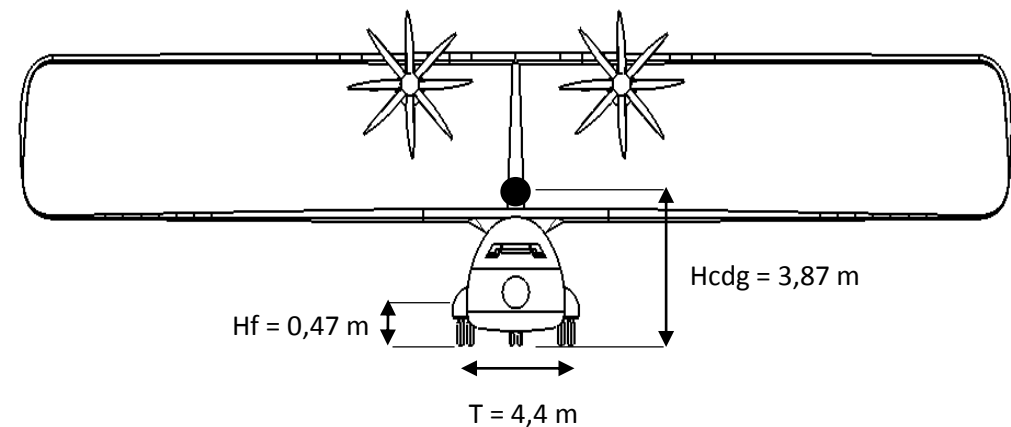
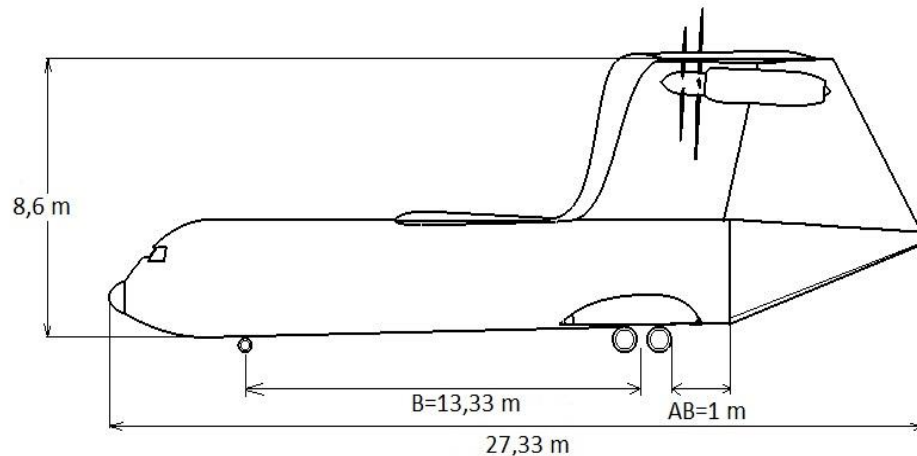
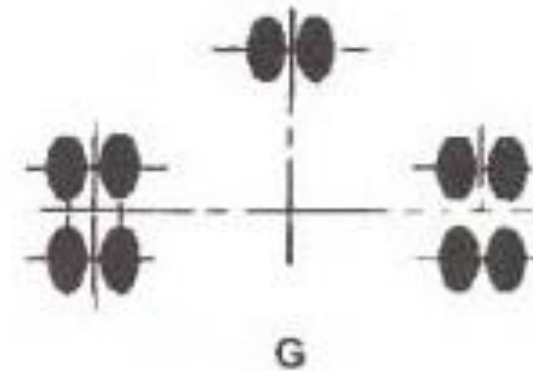


DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE

Tren triciclo con doble rueda



- 2 ruedas en tren delantero ($D=0,44$ m; $W=0,16$ m)
- 2 trenes de 4 ruedas en principal ($D=0,81$ m; $W=0,24$ m)



Tren de aterrizaje



→ CUMPLE REQUISITOS

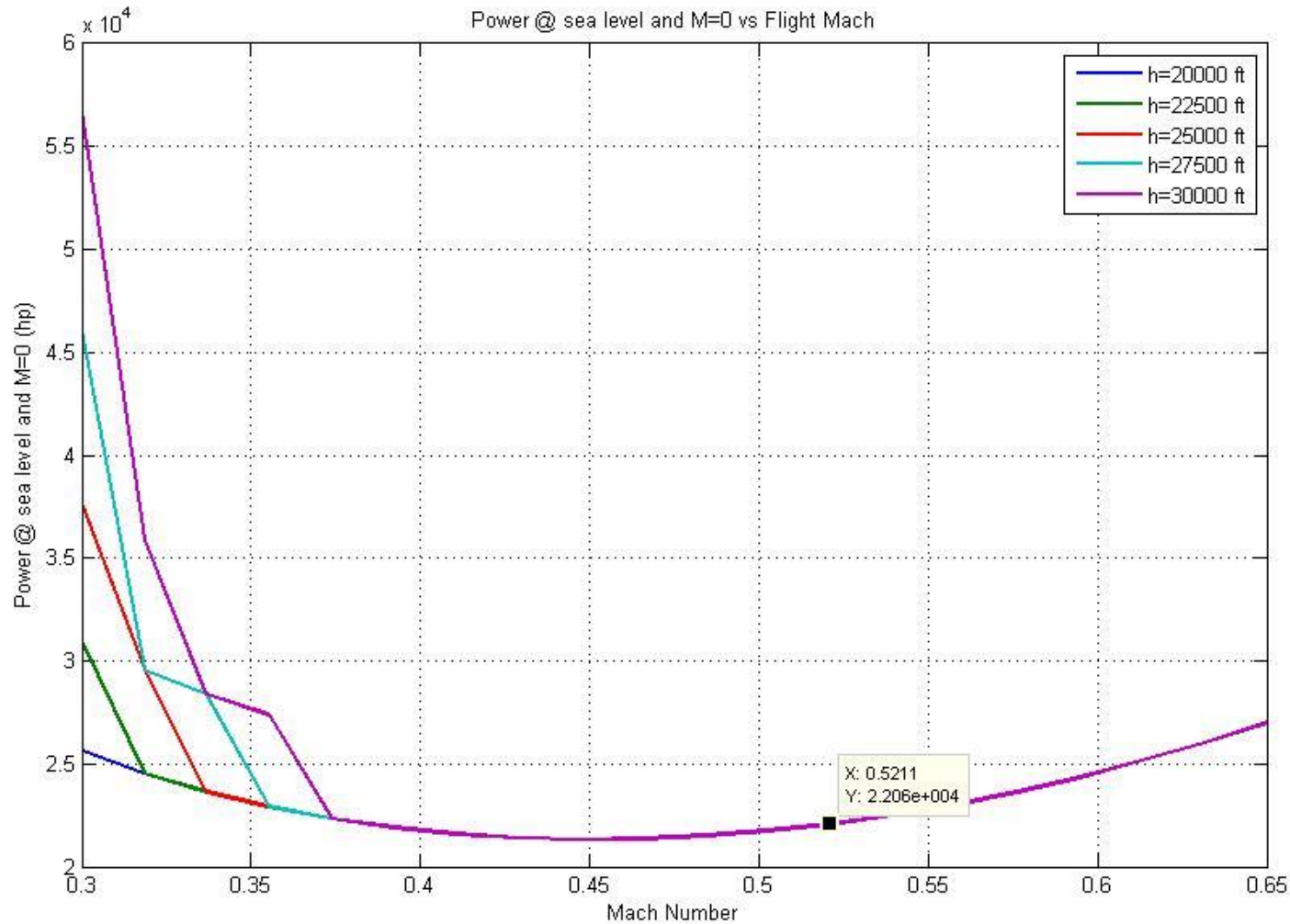
- $\alpha_C \geq \alpha_{TO}$ → LA COLA NO IMPACTA CON EL SUELO
- Porcentaje de peso máximo (despegue y aterrizaje) que soporta:
 - Tren principal: 94% peso total → entre 80-95% **CUMPLE**
 - Tren delantero: 19% peso total → entre 5-20% **CUMPLE**
- Velocidad máxima de taxi y radio de giro mínimo:
 $V_{max} = 23$ knots, $R_{min} = 25$ m → entre 5-25 knots **CUMPLE**
- Estabilidad con viento cruzado de 50 knots y peso mínimo (en vacío) → situación límite → **CUMPLE**

Propulsión



- *Introducción*
- *Comparativa motores*
- *Característica del motor elegido*
- *Posiciones de palanca*

Introducción



Para volar a $M = 0.5$



$P = 22000 \text{ hp}$

Comparativa Motores



NOMBRE	CONSUMO ESPECÍFICO [lb/hp h]	PESO EN VACÍO [Kg]	POTENCIA NOMINAL [hp]
Turbodyne – XT37 (escalado 1.2)	0.67	3265,9	12000
Progress – D136	0.456	1050.1	11400
Kuznetsov – NK12M (escalado 0.8)	0.36	4144.8	11836

Características Motores



DIMENSIONES (E = 0.8)

$L = 5.5694 \text{ m}$ $D = 1.0681 \text{ m}$
 $H = 1.3886 \text{ m}$ $V = 8.2603 \text{ m}^3$

CARACTERÍSTICAS (E = 0.8)

Peso en Vacío = 4144.8 Kg
Potencia Nominal = 11836 hp



Photo Copyright © Jakob Dahlgaard Kristensen

AVIATIONLINEERS.NET

Posiciones de Palanca



MISIÓN 1 (*Surveillance / Interdiction*)

$\delta_{T,TO}$	$\delta_{T,CL}$	$\delta_{T,CR1}$	$\delta_{T,CR2}$	$\delta_{T,LT}$	$\delta_{T,D}$
1.05	1.04	0.79	0.80	0.31	0.05

MISIÓN 2 (*SAR / Low – Altitude Patrol*)

$\delta_{T,TO}$	$\delta_{T,CL}$	$\delta_{T,CR1}$	$\delta_{T,CR2}$	$\delta_{T,LT}$	$\delta_{T,D}$
1.05	1.02	0.59	0.46	0.27	0.05

MISIÓN 3 (*Cargo Mission*)

$\delta_{T,TO}$	$\delta_{T,CL}$	$\delta_{T,CR1}$	$\delta_{T,CR2}$	$\delta_{T,LT}$	$\delta_{T,D}$
1.05	1.03	0.98	-	-	0.05

Posiciones de Palanca



MISIÓN 4A (*Human Transport*)

$\delta_{T,TO}$	$\delta_{T,CL}$	$\delta_{T,CR1}$	$\delta_{T,CR2}$	$\delta_{T,LT}$	$\delta_{T,D}$
1.05	0.98	0.81	-	-	0.05

MISIÓN 4B (*Med-Evac & Multi-Person*)

$\delta_{T,TO}$	$\delta_{T,CL}$	$\delta_{T,CR1}$	$\delta_{T,CR2}$	$\delta_{T,LT}$	$\delta_{T,D}$
1.05	1.02	0.79	-	-	0.05

Actuaciones



- *Despegues (nominal y con fallo de motor)*
- *Subidas*
- *Cruceros*
- *Descensos*
- *Aterrizajes*
- *Consumos de combustibles por tramos*
- *Costes*
- *Diagrama carga de pago – alcance*
- *Envolvente de vuelo*
- *Misión mejorada*

Despegue Nominal



MISIÓN 3

TRAMO	RODADURA	TRANSICIÓN
DISTANCIA (m)	436.29	159.61
Supera 35 ft (m)	595.90	

NORMAL DAY

TRAMO	RODADURA	TRANSICIÓN
DISTANCIA (m)	456.67	160.87
Supera 35 ft (m)	617.55	

HIGH HOT

Despegue Fallo de Motor



MISIÓN 3

TRAMO	RODADURA	TRANSICIÓN
DISTANCIA (m)	479.9397	164.5989
Supera 35 ft (m)	644.5386	

NORMAL DAY

TRAMO	RODADURA	TRANSICIÓN
DISTANCIA (m)	479.9397	164.5989
Supera 35 ft (m)	760.3704	

HIGH HOT

Subidas



	γ [°]	G [%]	X [m]	t [s]
MISIÓN 1	5.9	10.5	68227	686.7
MISIÓN 2	8.2	14.5	47263	508.3
MISIÓN 3	4.7	7.9	91800	885.2
MISIÓN 4 (trans.)	4.4	7.7	94612	774.7
MISIÓN 4 (med.)	5.6	9.9	74576	750.6

Cruceros



	Distancia [nmi]	R _{MAX} [nmi]	Consumo [kg]	t [h]
MISIÓN 1	2900	-	14444	10.49
MISIÓN 2	2000	-	9834.3	7.46
MISIÓN 3	2725	2725	16500	9.14
MISIÓN 4 (trans.)	4350	4350	21650	14.6
MISIÓN 4 (med.)	4440	4440	21803	14.9

Aterrizajes



MISIÓN 3

TRAMO	ACERCAMIENTO	FLARE	RODADURA
DISTANCIA (m)	443.6	326.1	406.9
NORMAL DAY		TOTAL (m)	1176.6

TRAMO	ACERCAMIENTO	FLARE	RODADURA
DISTANCIA (m)	507.2	163.6	530.9
HIGH HOT		TOTAL (m)	1201.7

Consumos de Combustibles



TRAMO	CONSUMO COMBUSTIBLE (kg)	TIEMPO DE VUELO (h)	DISTANCIA RECORRIDA (km)	CARGA DE PAGO (kg)
MISIÓN 1	22528	15.06	7344.8	5898
MISIÓN 2	1487.1	10.58	4113.5	6803
MISIÓN 3	1746.0	9.77	5277.7	16000
MISIÓN 4 (versión trans.)	22550	15.27	8291.7	6460
MISIÓN 4 (versión med.)	22569	15.54	8436.0	6049.6

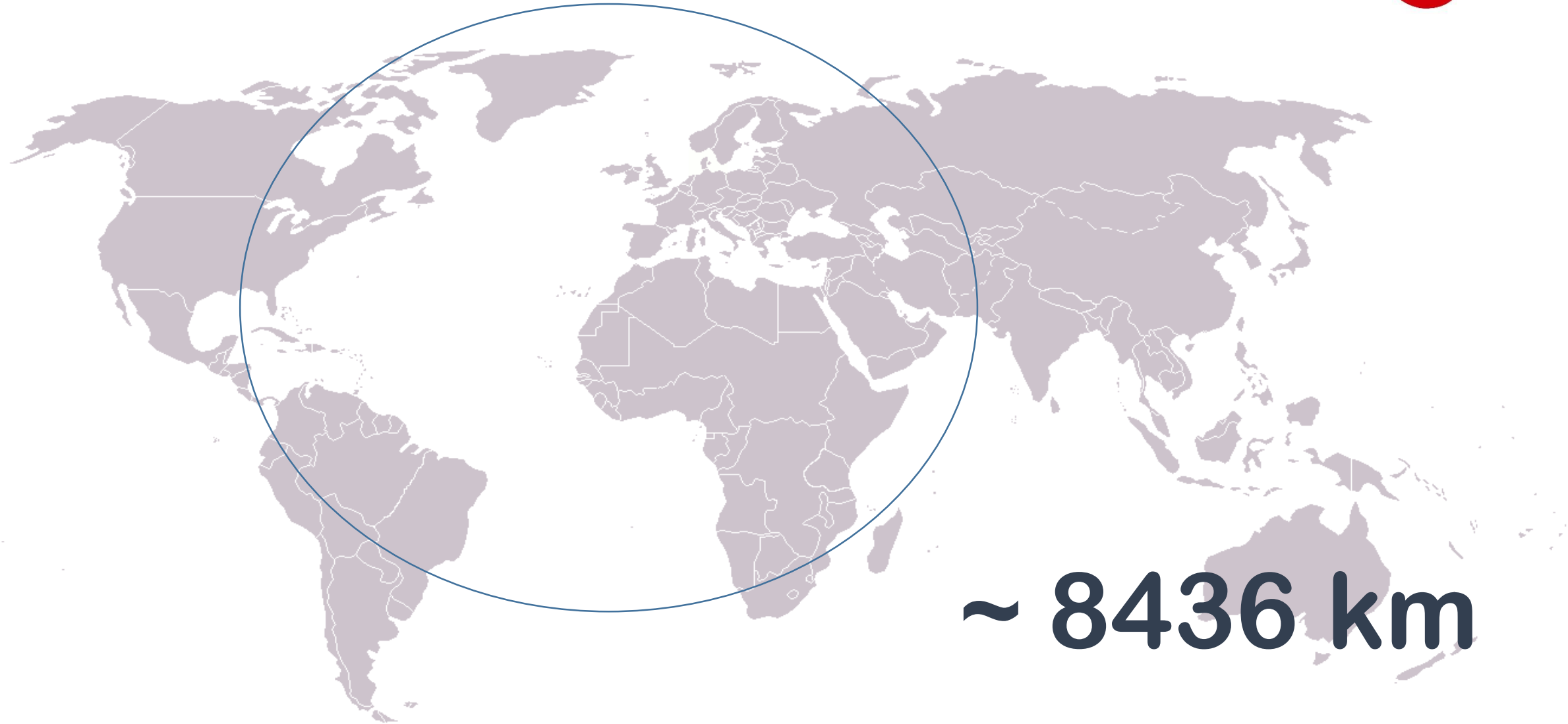
Costes



CAPM – DOC

	MISIÓN 1	MISIÓN 2	MISIÓN 3	MISIÓN 4 (ver. transporte)	MISIÓN 4 (ver. médica)
CAPM (cent)	16.75	18.37	6.04	14.01	14.9
DOC (€)	74468	51376	51081	75212	76180

Envolvente de Vuelo

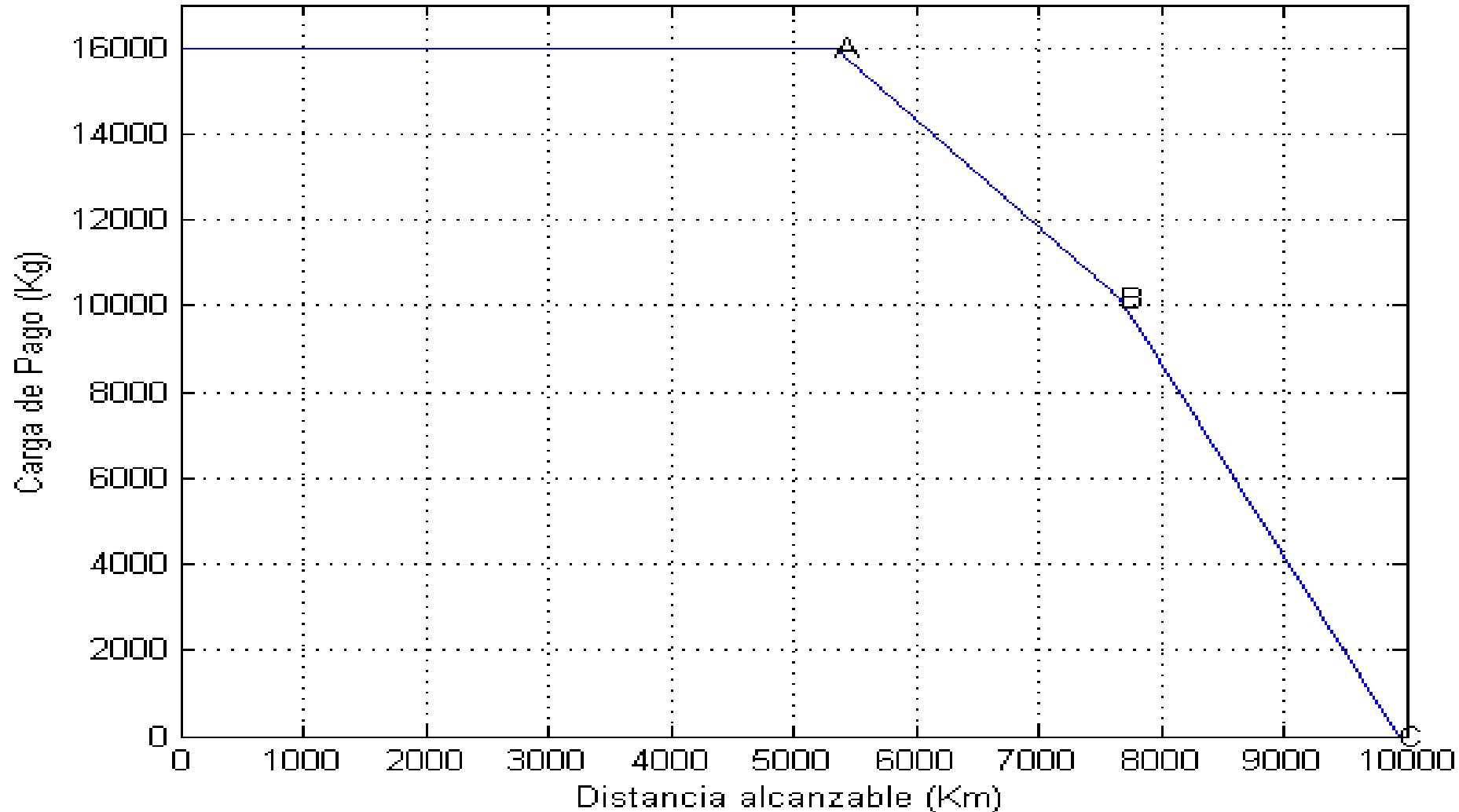


~ 8436 km

Carga de Pago - Alcance

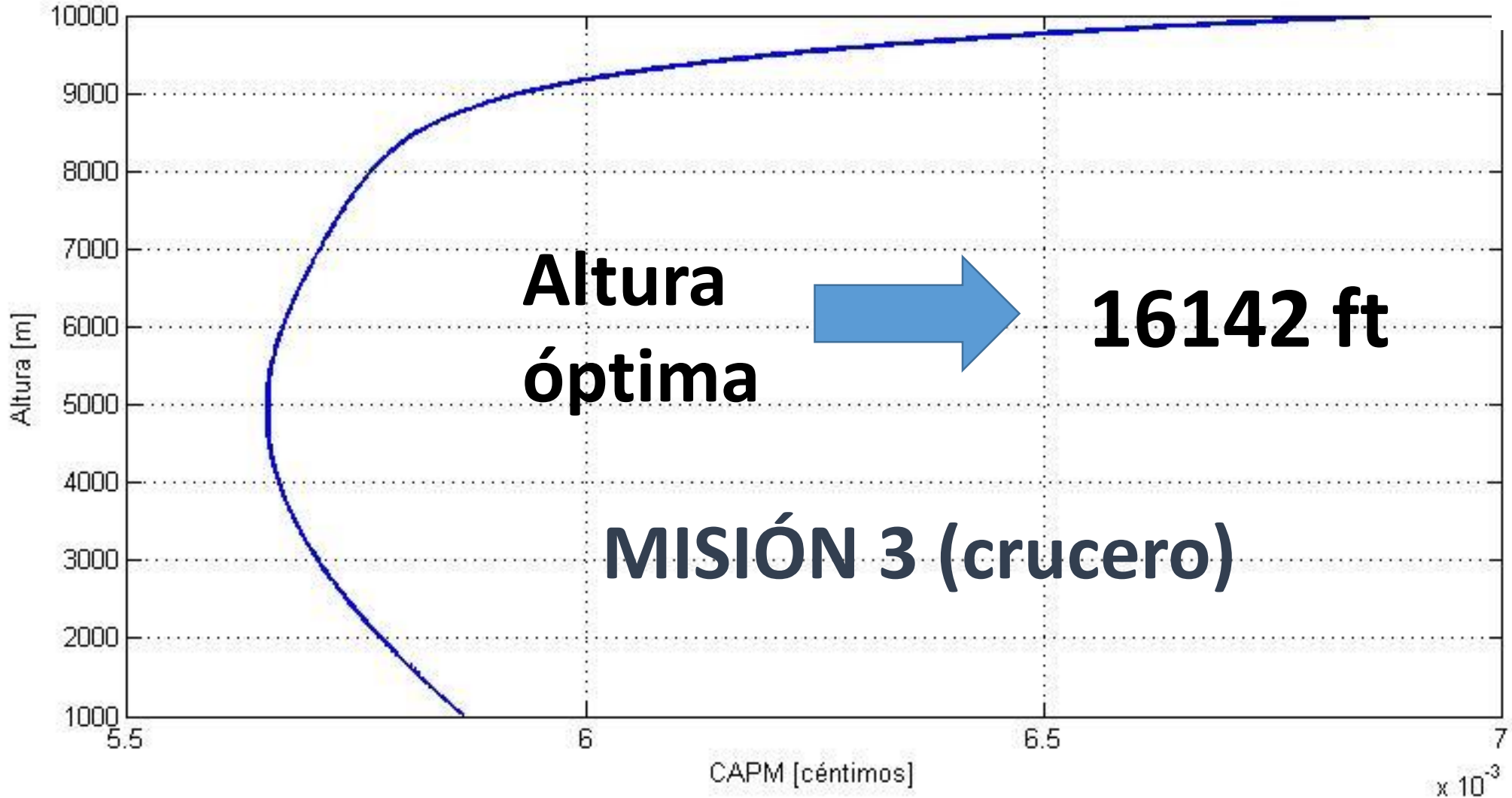


Diagrama Carga de Pago - Alcance



MISIÓN 3

Misión Mejorada



Misión Mejorada



MISIÓN MEJORADA

$R = 2600 \text{ nmi}$
 $V = 153 \text{ m/s}$
 $h = 16\,142 \text{ ft}$
 $DOC = 49\,146 \text{ €}$

MISIÓN ORIGINAL

$R = 2600 \text{ nmi}$
 $V = 153 \text{ m/s}$
 $h = 25\,000 \text{ ft}$
 $DOC = 51\,081 \text{ €}$

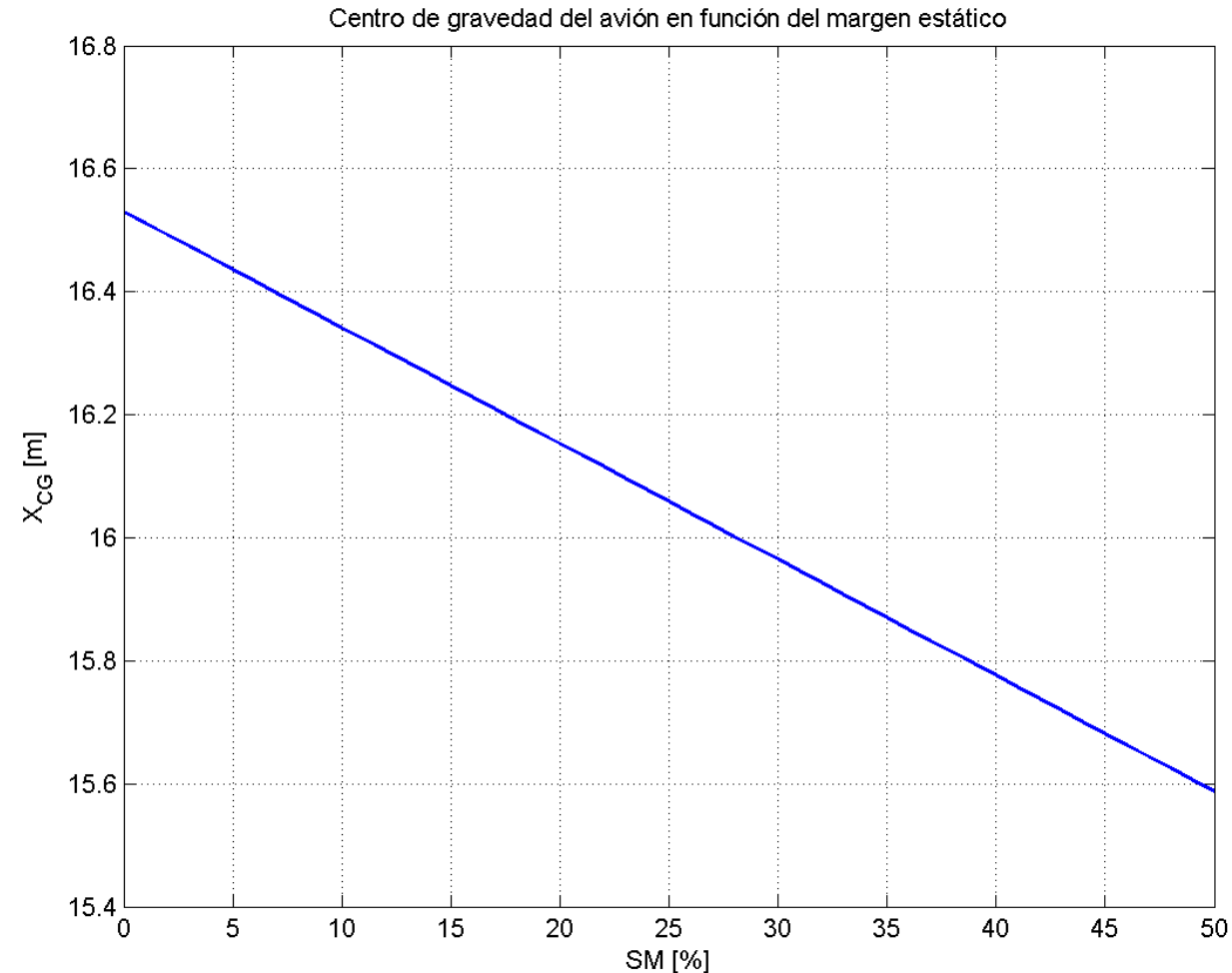
AHORRO DEL 3.78%
1698 €

Estabilidad y control



1. Configuración longitudinal del avión.
2. Trimado longitudinal en vuelo de crucero:
 - Incidencias.
 - Geometría del elevador.
 - α_{trim} , $\delta_{e,trim}$, $C_{D,trim}$.
 - Derivadas de estabilidad.
3. Equilibrado lateral-direccional:
 - Dimensionado del vertical.
 - Dimensionado del alerón.
 - Fallo de motor, viento cruzado y viraje nivelado.
 - Derivadas de estabilidad.
4. Dinámica del avión.

Configuración longitudinal



$$X_{cg_1} = 12.83\text{m}$$

$$X_{cg_2} = 21.09\text{m}$$

$$X_{NA} = 16.53\text{m}$$

Fijando SM=33.4% →
 $X_{cg} = 15.9\text{m}$. Ubicadas las alas, el centro de gravedad depende del resto de elementos de estructuras.

Ley de combustible

Análisis del vuelo equilibrado



•Condiciones de vuelo:

- Altitud de 25000 ft y $M=0.495$
- Punto de diseño: punto medio del crucero para la misión de carga
- Peso al despegue → Departamento de Estructuras



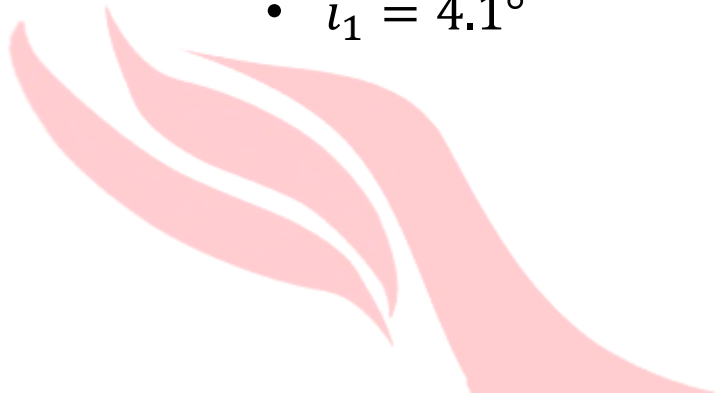
Departamento de Actuaciones

•Incidencias:

- $i_2 = -1.5^\circ$
- $i_1 = 4.1^\circ$

Elevador

- 25% cuerda media
- 30% envergadura
- $S_e = 5.00\text{m}$
- $S_e/S_2 = 0.085$



Análisis del vuelo equilibrado



- Derivadas de estabilidad: Dificultad en modelar el avión

→ No existe estabilizador horizontal. →

Dos alas
ligadas

$$C_{L_0} = 1.0009$$

$$C_{L_\alpha} = 10.0583$$

$$C_{L_{\delta_e}} = 0.8821$$

$$C_{M_0} = 0.3128 > 0$$

$$C_{M_\alpha} = -3.3595 < 0$$

$$C_{M_{\delta_e}} = -2.4274$$

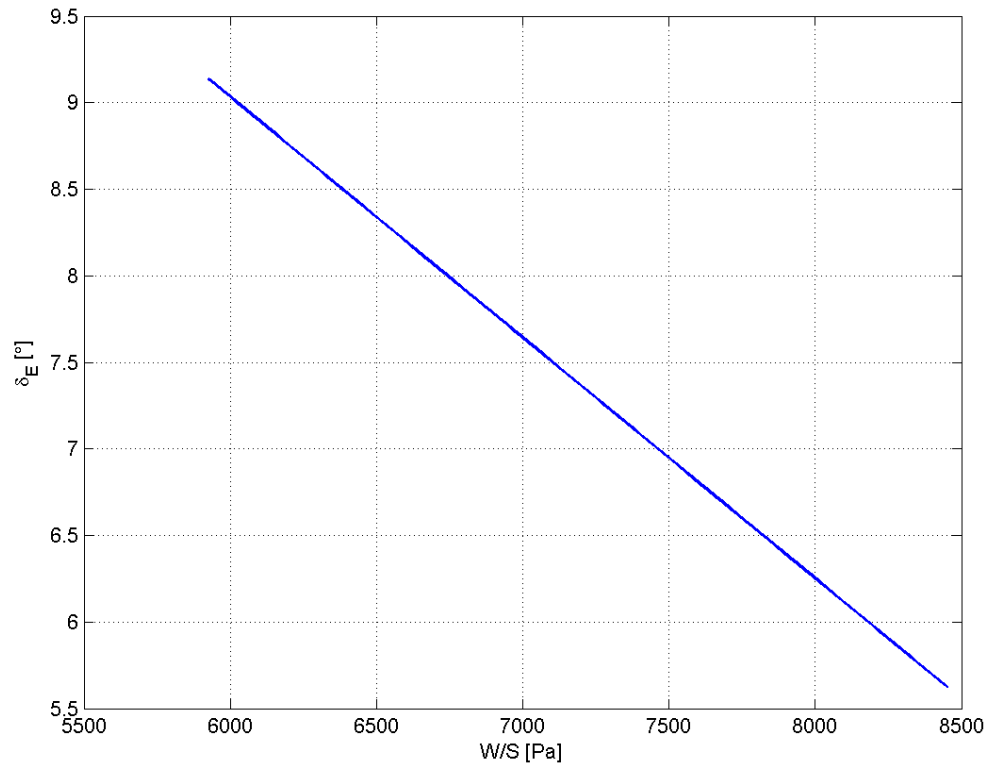
- Centro de gravedad más adelantado= 15.44m .
Determinado por potencia de control máxima en despegue



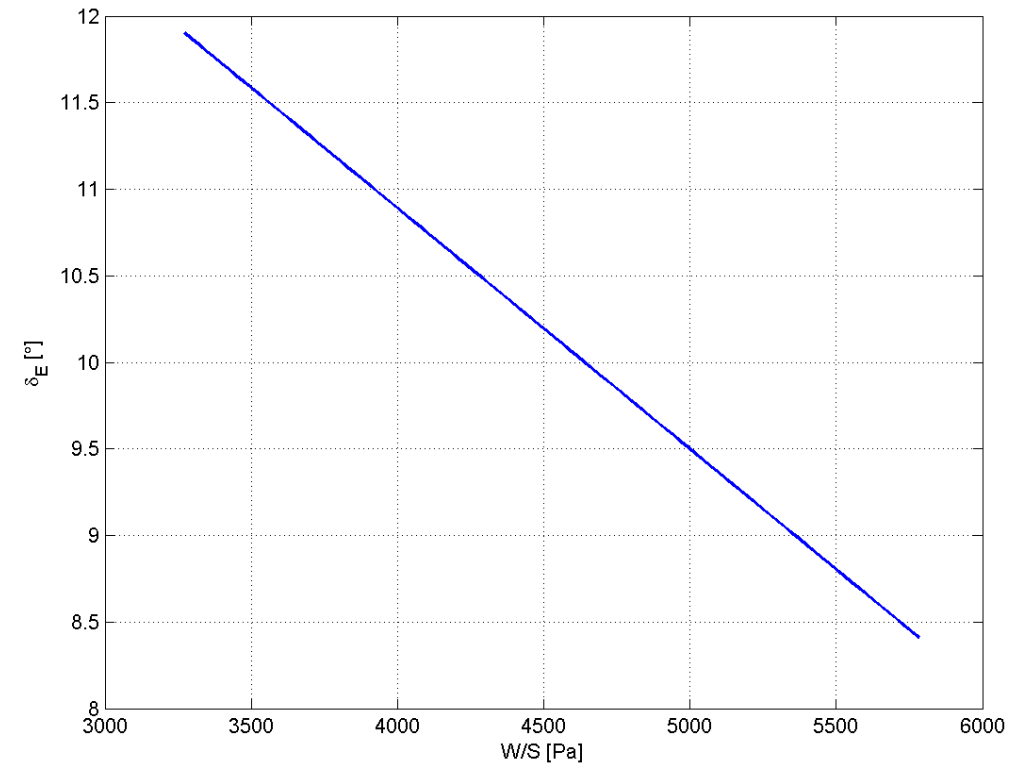
- Comparación con/sin carga de pago:

$$\delta_e$$

Con carga de pago



Sin carga de pago

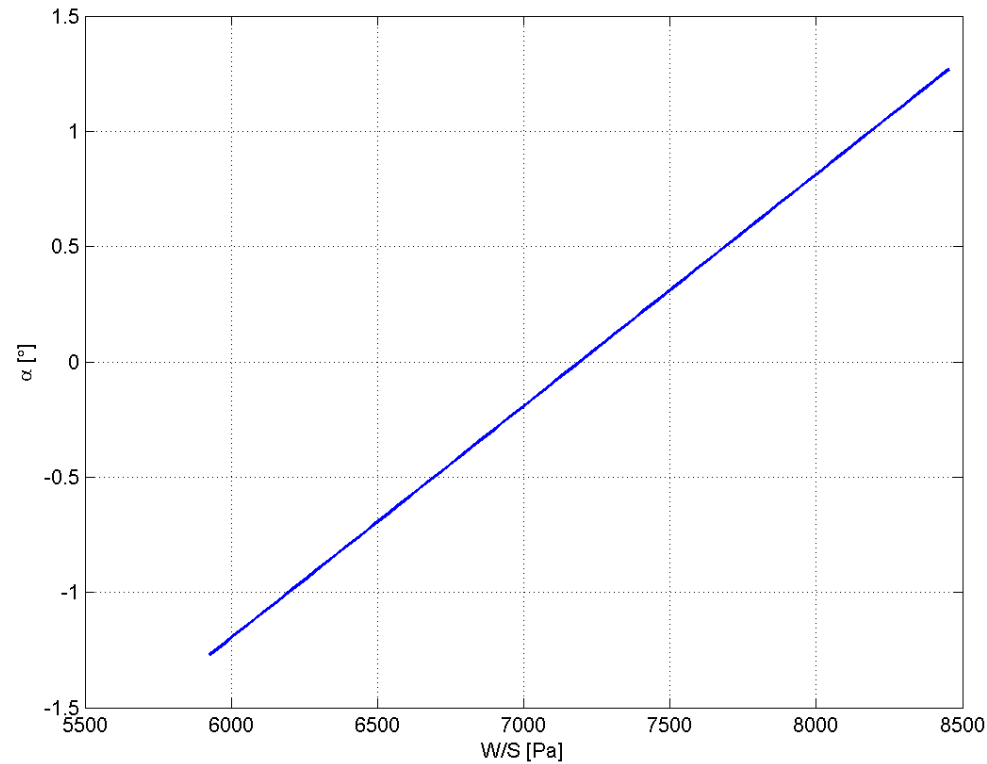




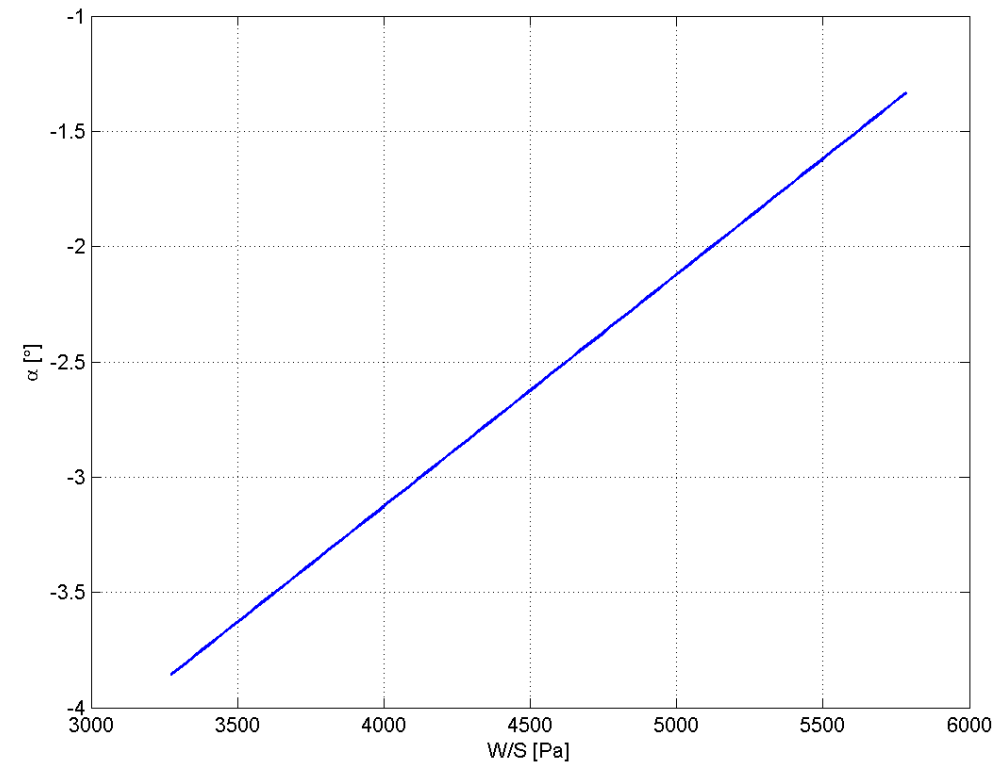
- Comparación con/sin carga de pago:

α

Con carga de pago



Sin carga de pago

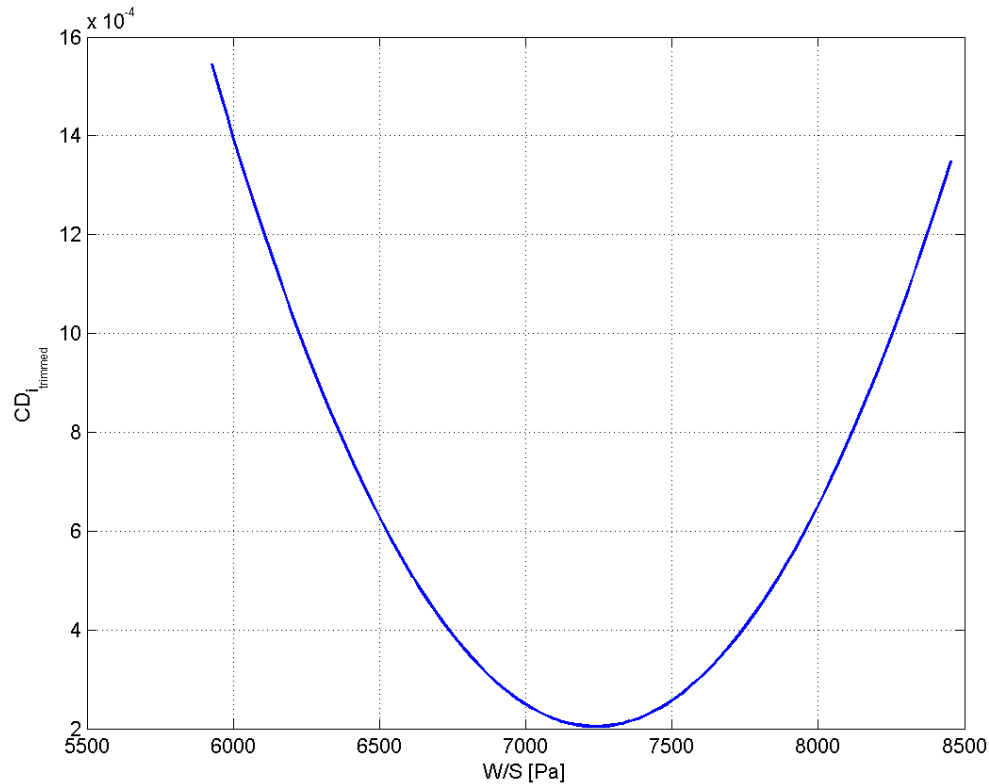


- Comparación con/sin carga de pago:

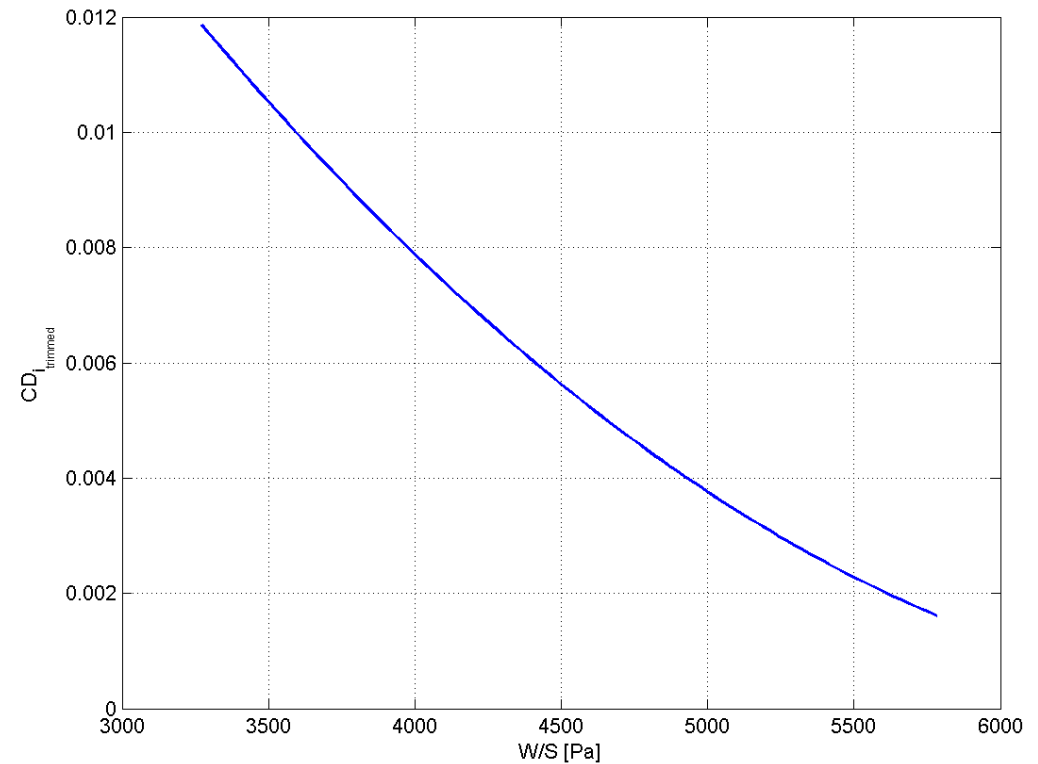
$$C_{D_{trim}}$$



Con carga de pago

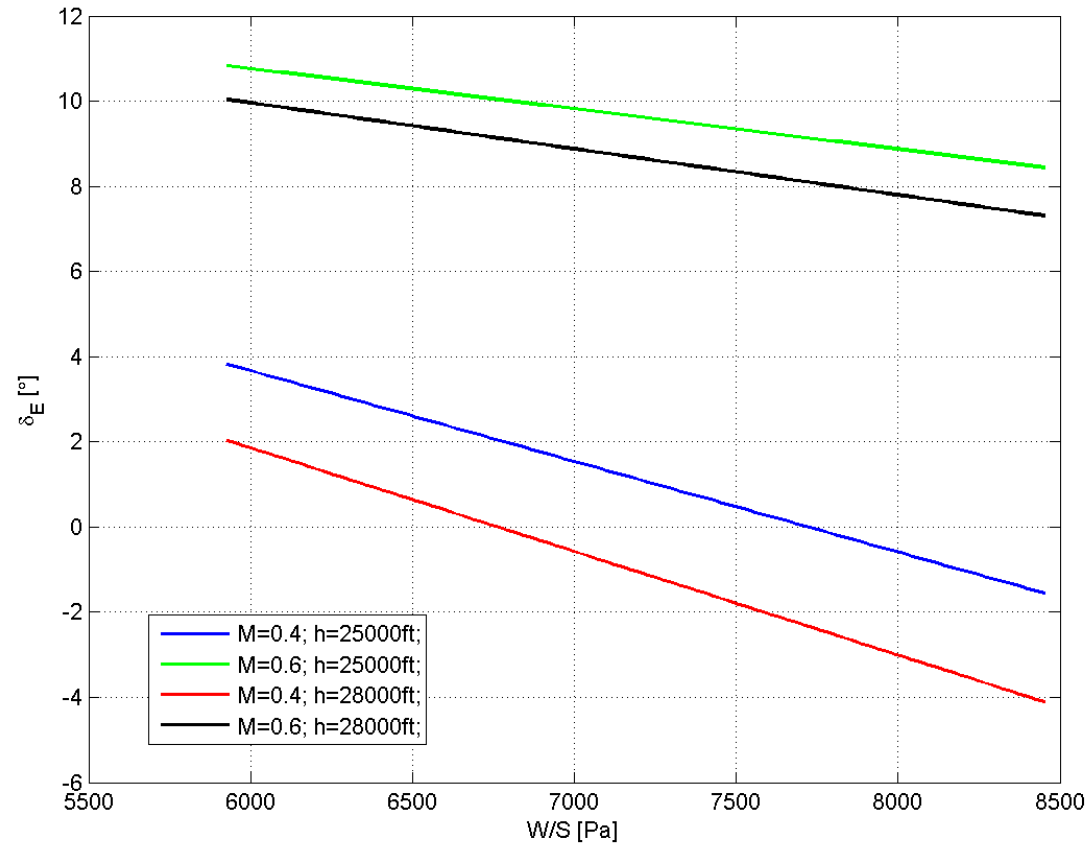


Sin carga de pago



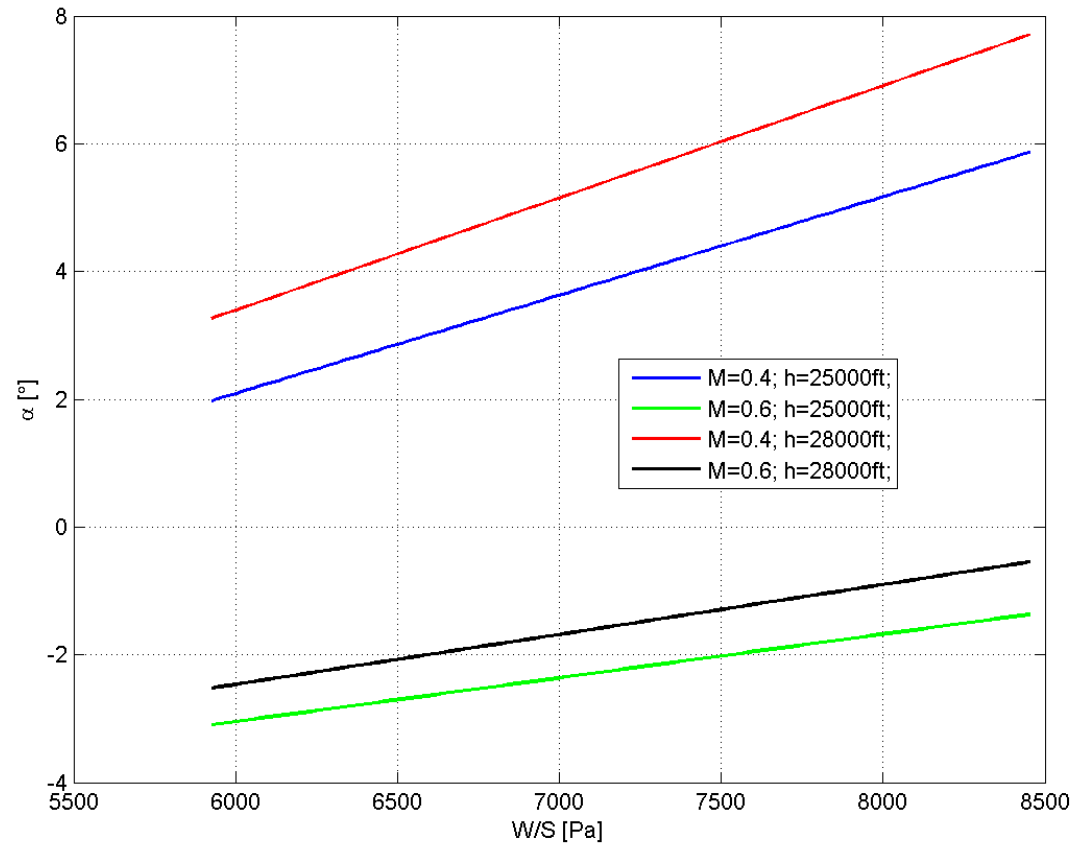
- Estudio de trimado para distintas condiciones de vuelo:

$$\delta_e$$



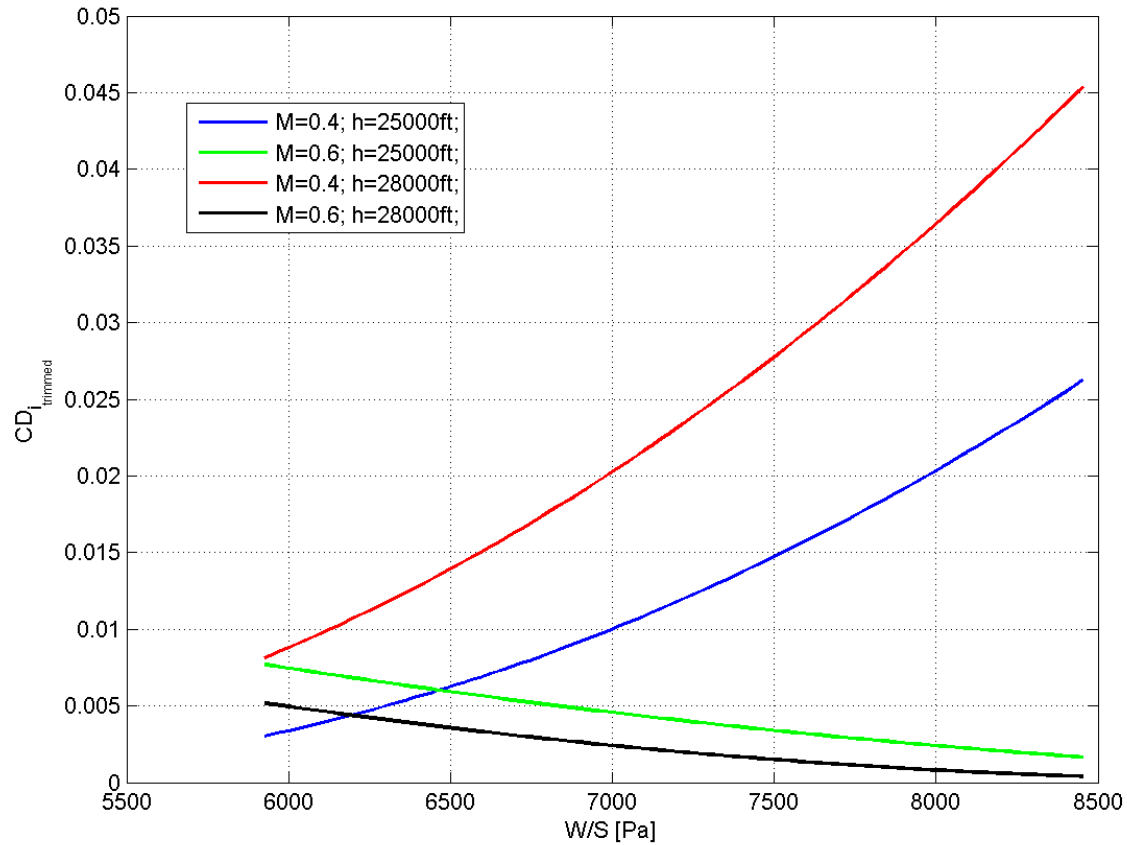
- Estudio de trimado para distintas condiciones de vuelo:

α



- Estudio de trimado para distintas condiciones de vuelo:

$$C_{D_{trim}}$$



Dimensionado VTP



Condicionado por 3 problemas:

- FALLO DE MOTOR
- VIENTO CRUZADO
- VIRAJE ESTACIONARIO

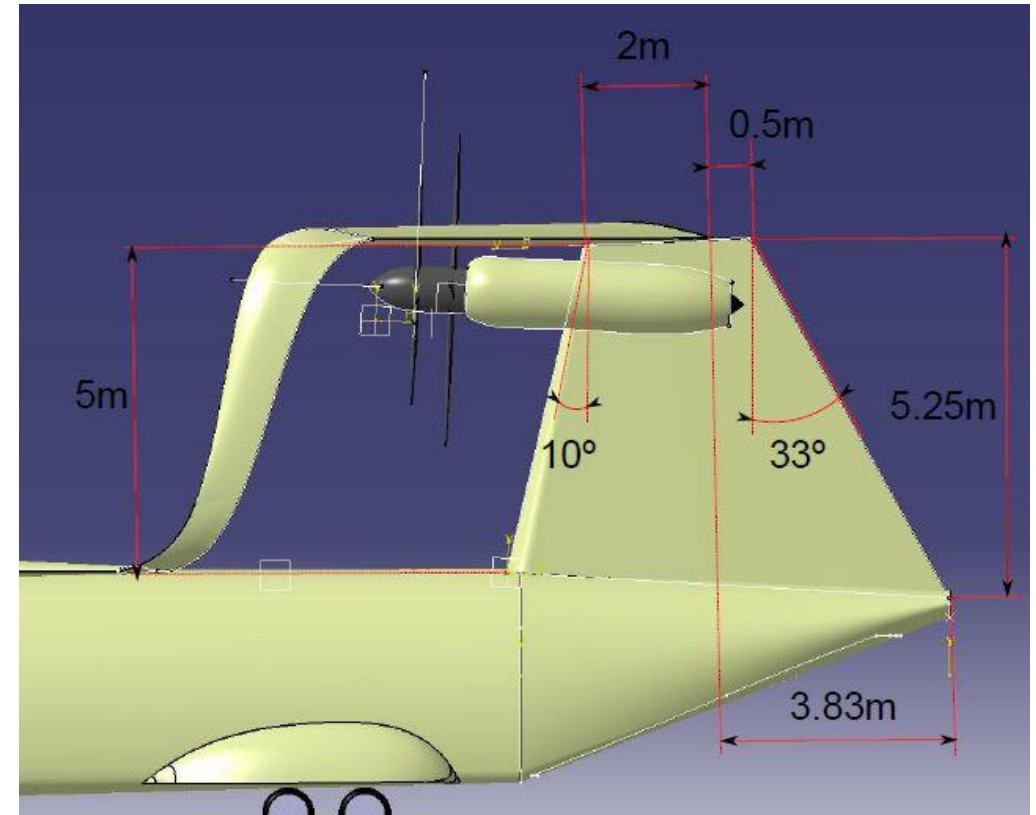
LAS DIMENSIONES CARACTERÍSTICAS



- Pivota completamente

Datos:

- $S_v = 23.66 \text{ m}^2$
- $L_e = 4 \text{ m}$



Dimensionado Alerón



• Longitud del alerón



**20 % de la semienvergadura
del primer ala.**

• Cuerda del alerón



**25 % de la cuerda en cada posición
de la envergadura.**



Equilibrado Lateral -Direccional



Derivadas de estabilidad estática lateral-direccional:

- $C_{y\beta} = -1.6049 < 0$
- $C_{l\beta} = -0.0817 < 0$
- $C_{n\beta} = 0.2986 > 0$

- $C_{y\delta a} = 0$
- $C_{l\delta a} = 0.3003 > 0$
- $C_{n\delta a} = -0.0242 < 0$

- $C_{y\delta r} = 1.1286 > 0$
- $C_{l\delta r} = 0.0748 > 0$
- $C_{n\delta r} = -0.2036 < 0$

SE CUMPLEN LOS CRITERIOS DE ESTABILIDAD ESTÁTICA

Alta potencia de control lateral

Nota: Unidades empleadas 1/rad

Equilibrado Lateral -Direccional



Deflexiones de las superficies de control

• **Fallo de motor**
($\beta = 0^\circ$)

$$\left[\begin{array}{l} \delta_a = 1.0400^\circ \\ \delta_r = -4,1749^\circ \\ \phi = 4.9009^\circ \end{array} \right.$$



Cumple normativa

• **Viento cruzado**
($\beta = 15^\circ$)

$$\left[\begin{array}{l} \delta_a = -1.4436^\circ \\ \delta_r = 22.1728^\circ \\ \phi = -0.9886^\circ \end{array} \right.$$



Verifica el Margen de
Potencia de control

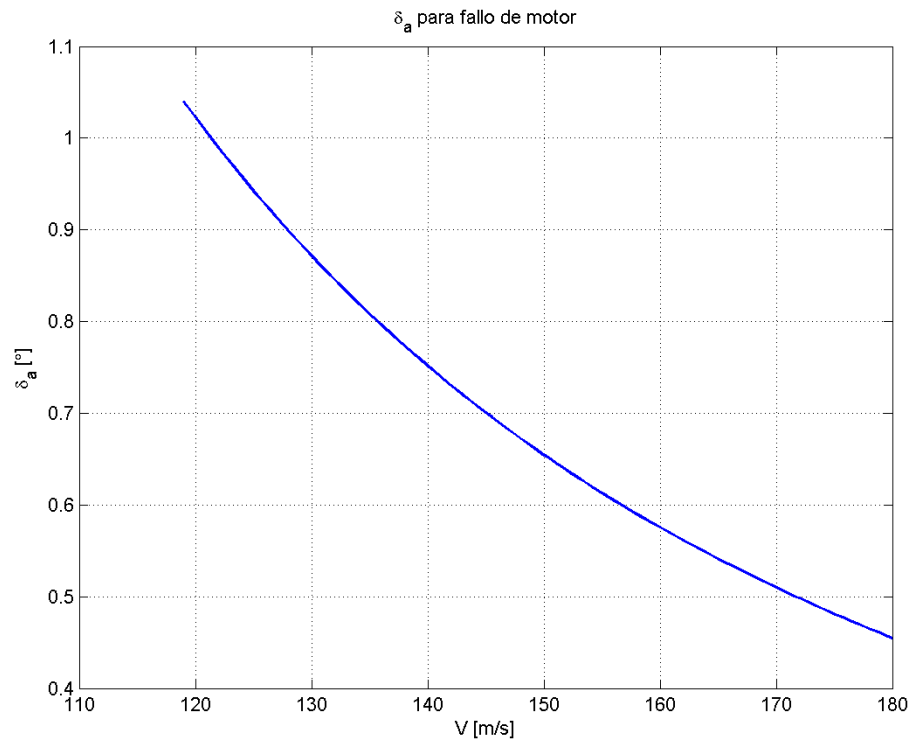
• **Viraje estacionario**
($\phi = 33^\circ$)

$$\left[\begin{array}{l} \delta_a = 0.0273^\circ \\ \delta_r = -1.8569^\circ \\ \beta = -1.1959^\circ \end{array} \right.$$

Equilibrado Lateral -Direccional

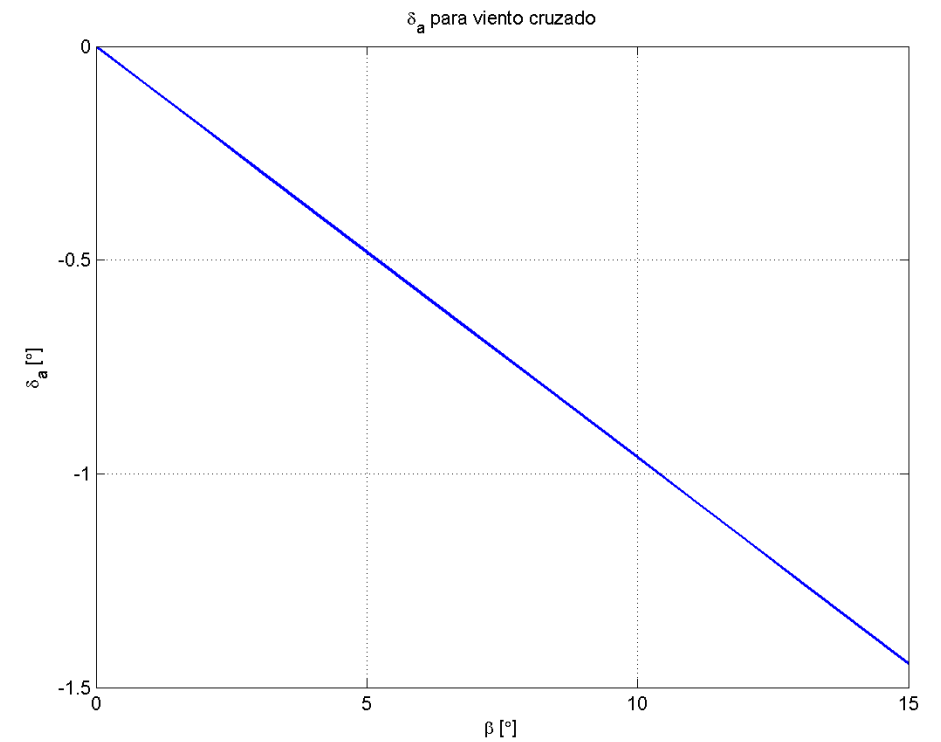


Deflexiones de las superficies de control



δ_a

V

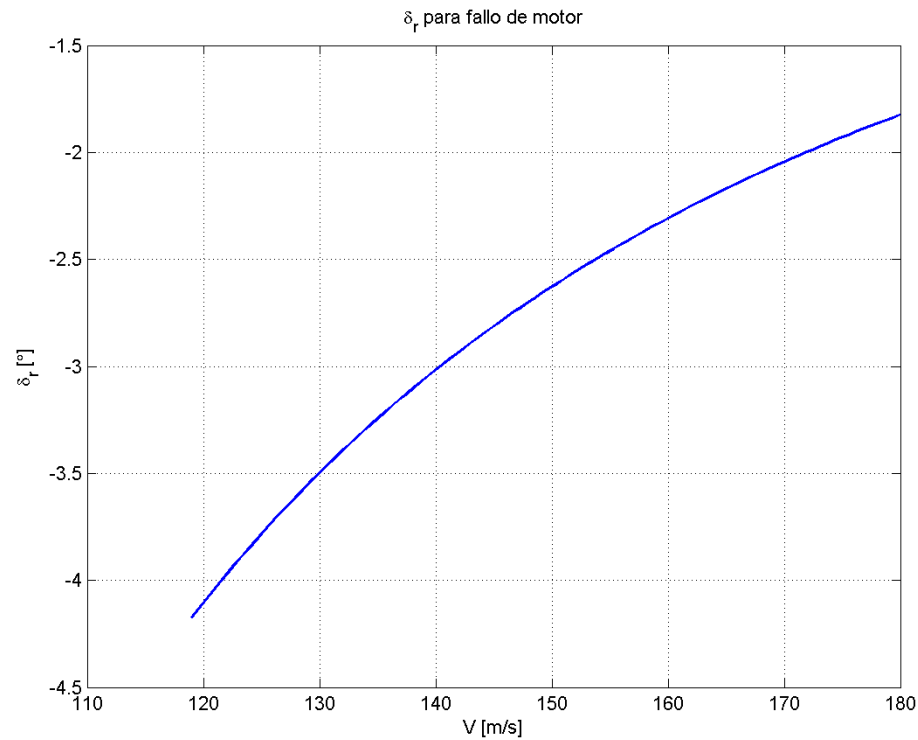


β

Equilibrado Lateral -Direccional

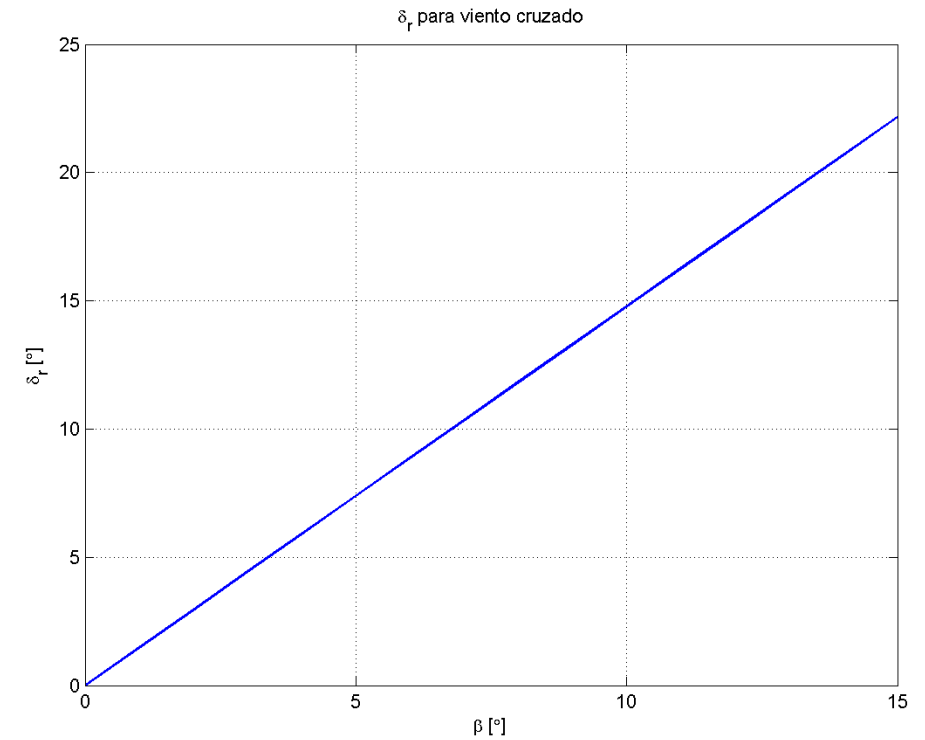


Deflexiones de las superficies de control



δ_r

V

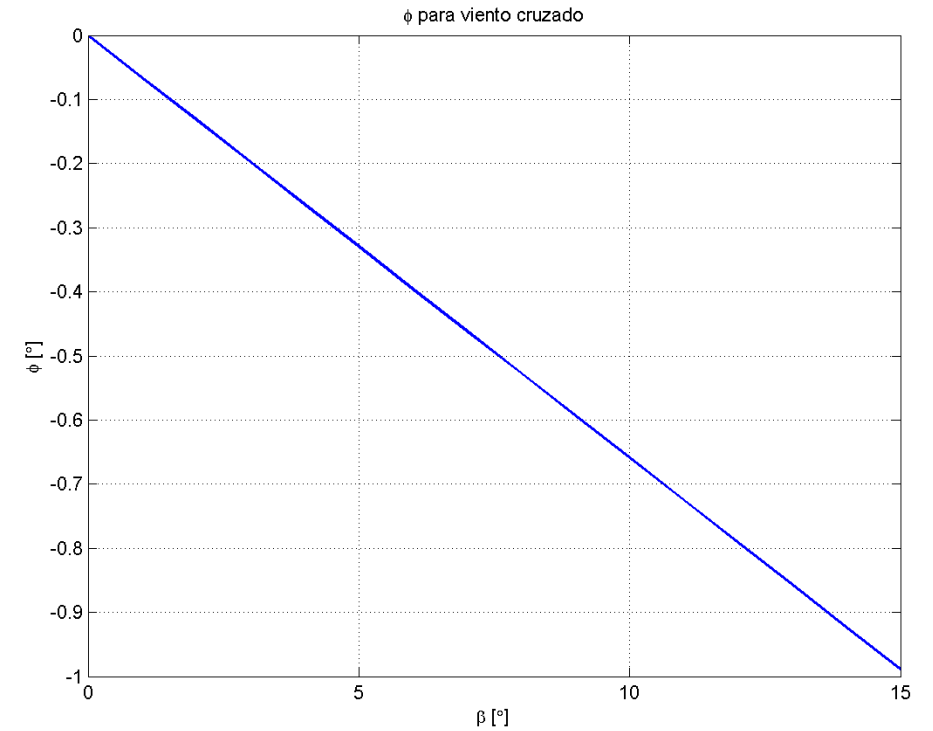
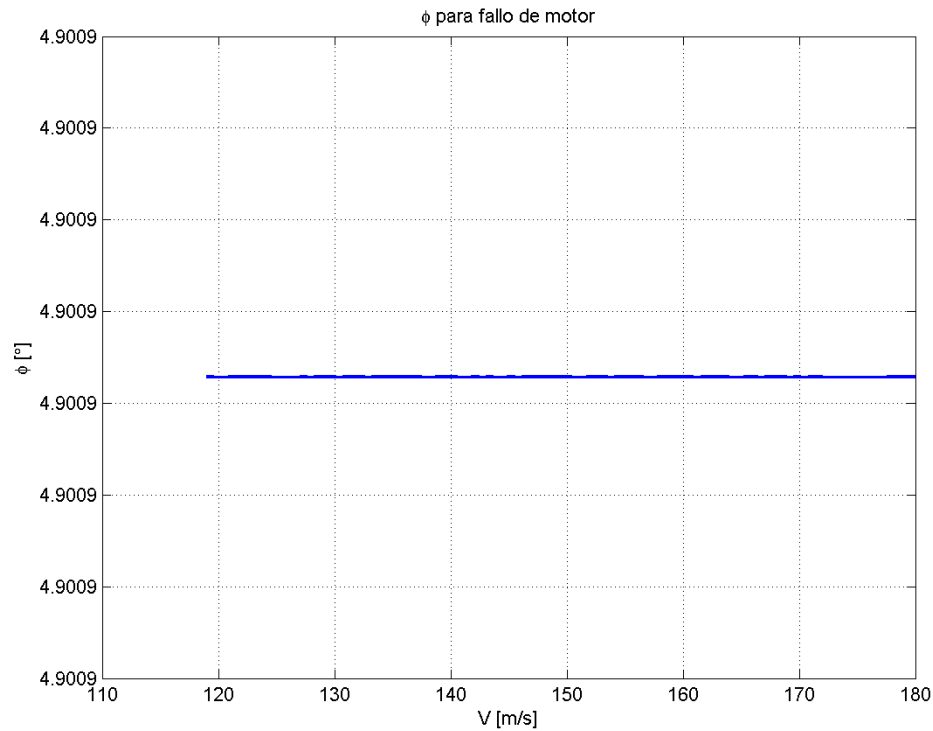


β

Equilibrado Lateral -Direccional



Deflexiones de las superficies de control



ϕ

V

β

Dinámica



Derivadas de estabilidad longitudinales:

$$\begin{aligned}C_{L\alpha} &= 10.0583 > 0 \\C_{D\alpha} &= 0.6279 \\C_{M\alpha} &= -3.3595 < 0\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_{L\delta_e} &= 0.8821 \\C_{D\delta_e} &= 0 \\C_{M\delta_e} &= -2.4274\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_{L\dot{\alpha}} &= 1.7745 \\C_{D\dot{\alpha}} &= 0 \\C_{M\dot{\alpha}} &= -4.8831\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_{T_{x_1}} &= C_{D_1} \\C_{T_{x_u}} &= -3C_{T_{x_1}} \\C_{M_{T_1}} &= -C_{M_1} \\C_{M_{T_u}} &= 0.3931 \\C_{M_{T\alpha}} &= 0 \\C_{T_{x\alpha}} &= 0\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_{L_q} &= 9.1230 \\C_{D_q} &= 0 \\C_{M_q} &= -75.8759 < 0\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_{L_u} &= 0.3280 \\C_{D_u} &= 0 \\C_{M_u} &= 0\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_{L_1} &= 1.0107 \\C_{D_1} &= 0.0588 \\C_{M_1} &= 0\end{aligned}$$

Dinámica



Modos longitudinales:

Fugoide

$$s_{ph} = -0.0023 \pm 0.1015 i \text{ [1/s]}$$

$$\omega_n = 0.1016 \text{ rad/s}$$

$$\xi = 0.0224$$

$$t_1 = 305.3 \text{ s}$$

$$\frac{1}{2}$$

$$N_1 = 4.93$$

$$\frac{1}{2}$$

$$T = 61.8 \text{ s}$$

$$\delta = 0.1405$$

MIL-F-8785C → level 2

Corto Período

$$s_{ph} = -0.2897 \pm 0.7412 i \text{ [1/s]}$$

$$\omega_n = 0.7958 \text{ rad/s}$$

$$\xi = 0.3640$$

$$t_1 = 2.4 \text{ s}$$

$$\frac{1}{2}$$

$$N_1 = 0.28$$

$$\frac{1}{2}$$

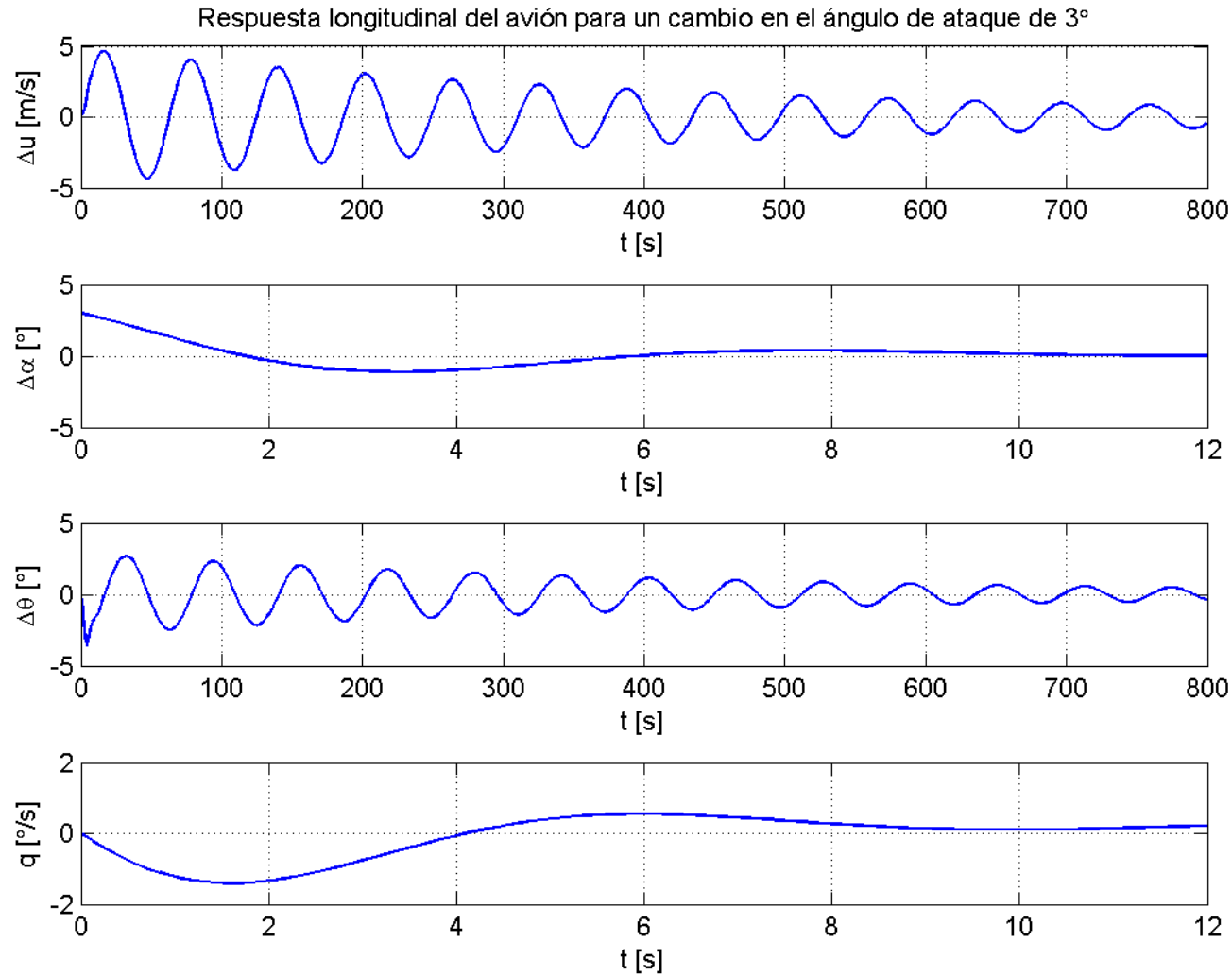
$$T = 8.48 \text{ s}$$

$$\delta = 2.4556$$

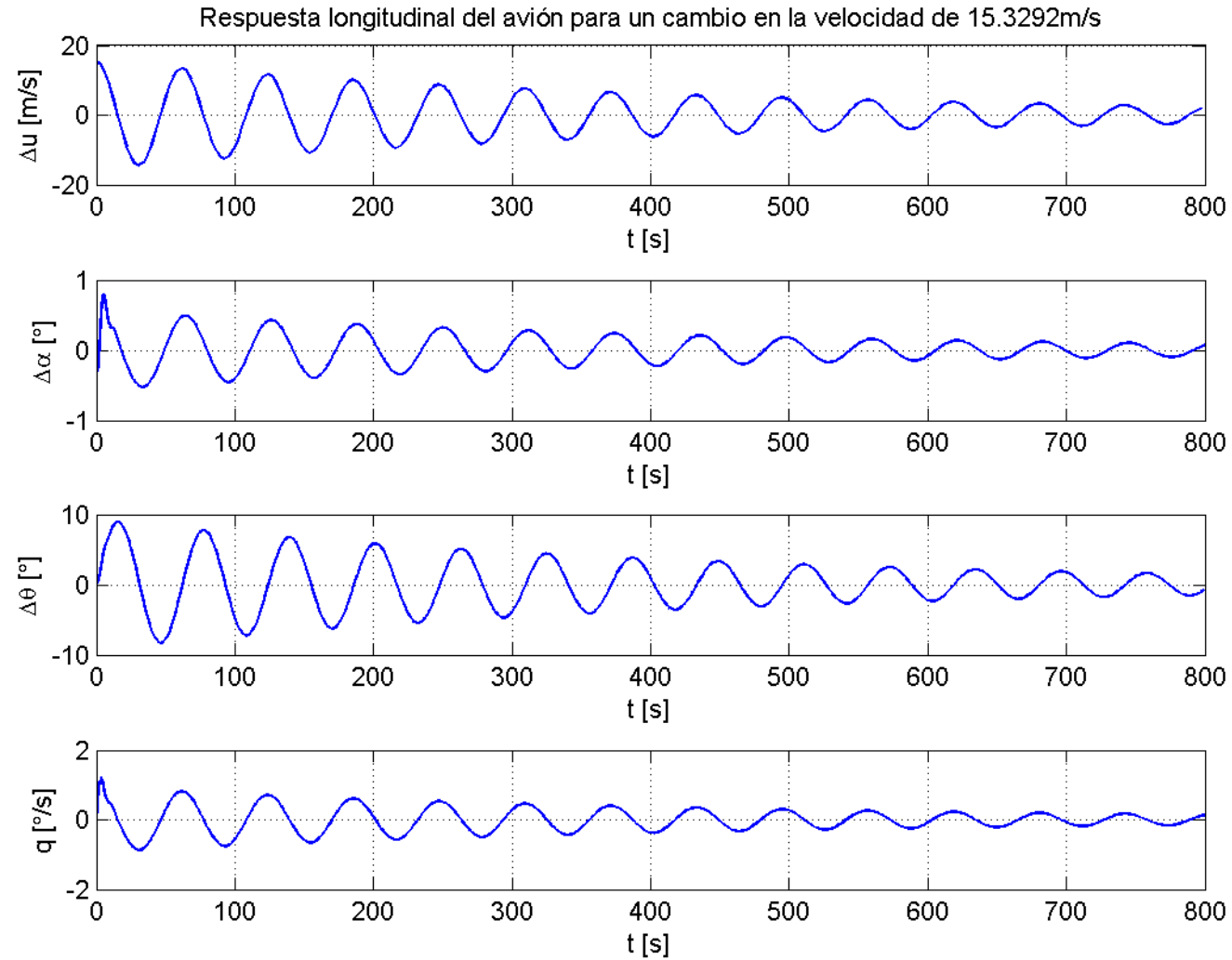
MIL-F-8785C → level 1

Dinámica

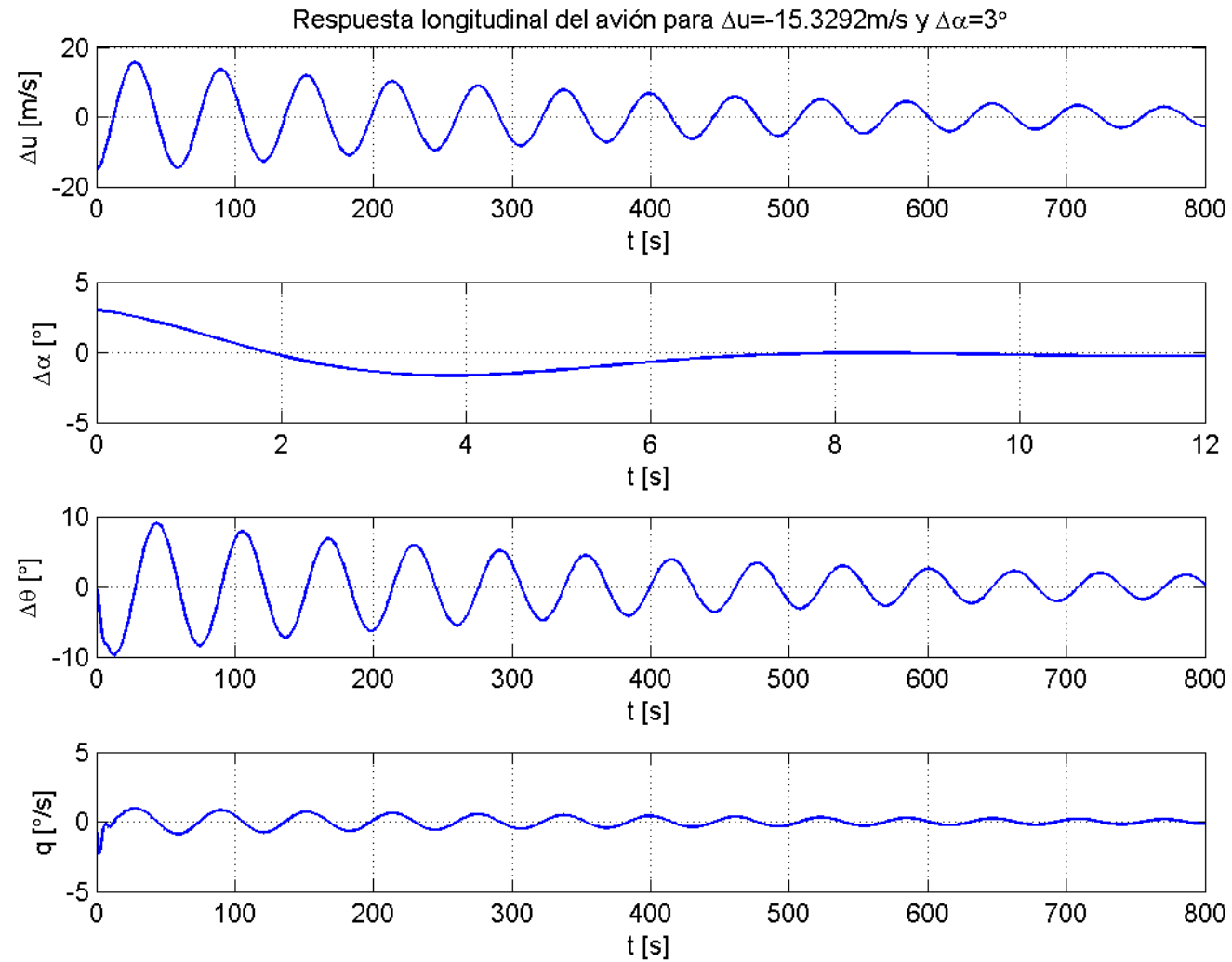
Plots longitudinales:



Dinámica



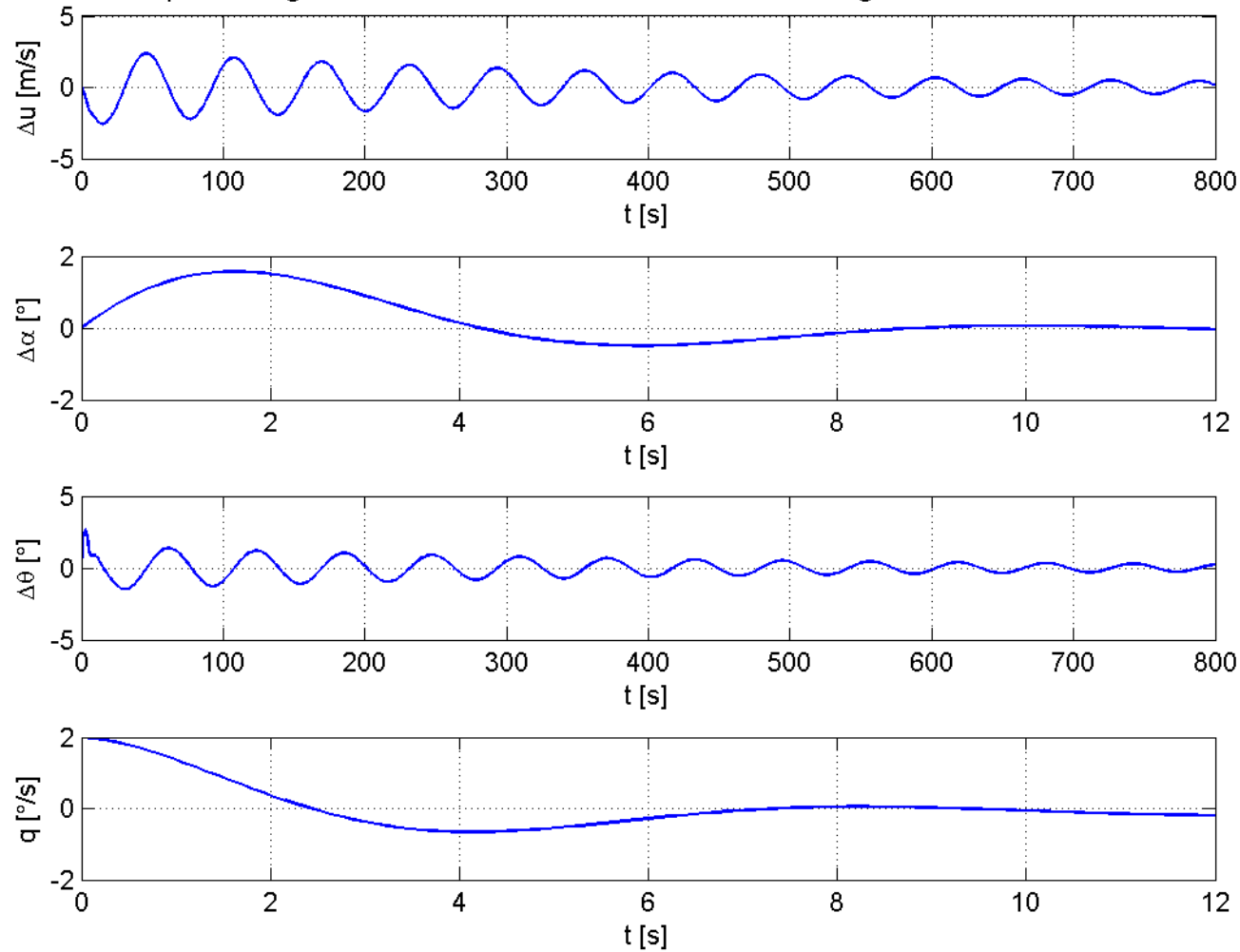
Dinámica



Dinámica



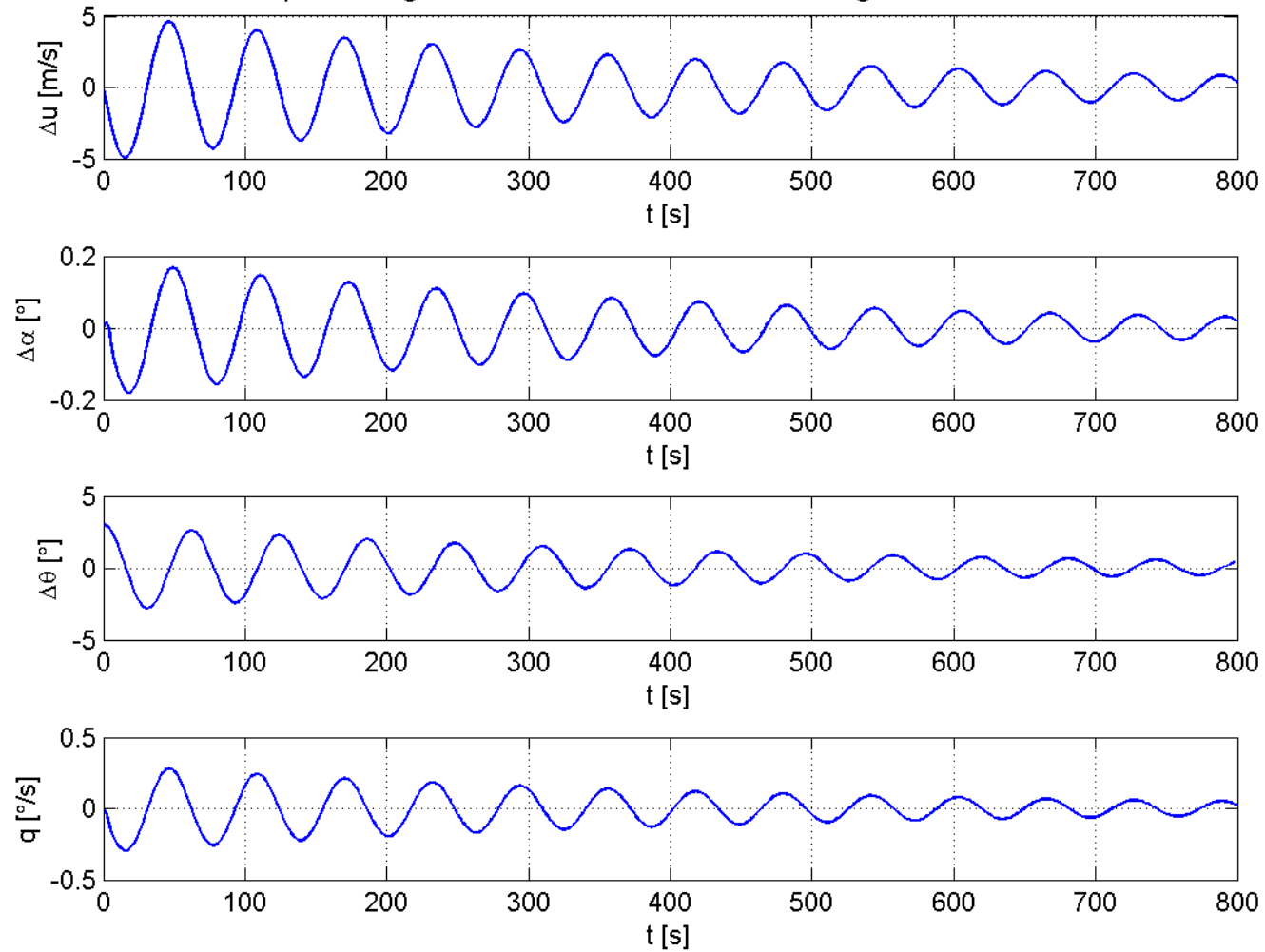
Respuesta longitudinal del avión a un cambio en la velocidad angular de cabeceo de 2°/sec



Dinámica



Respuesta longitudinal del avión a un cambio en el ángulo de asiento de 3°



Dinámica



Derivadas de estabilidad lateral-direccionales:

$$\begin{aligned}C_{Y_p} &= 0.3960 \\C_{l_p} &= -1.4525 < 0 \\C_{n_p} &= -0.0727\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_{Y_r} &= 0.6335 \\C_{l_r} &= 0.3082 \\C_{n_r} &= -0.1008 < 0\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_{Y_{\dot{\beta}}} &= 0.0570 \\C_{l_{\dot{\beta}}} &= 0.0038 \\C_{n_{\dot{\beta}}} &= -0.0103\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_{Y_{T\beta}} &= 0 \\C_{n_{T\beta}} &= 0\end{aligned}$$

Dinámica



Modos longitudinales:

Balaceo Holandés

$$s_{ph} = -0.0326 \pm 0.4732 i [1/s]$$

$$\omega_n = 0.4743 \text{ rad/s}$$

$$\xi = 0.0687$$

$$t_{\frac{1}{2}}$$

$\frac{2}$

$$N_{\frac{1}{2}} = 1.60$$

$\frac{2}$

$$T = 13.3 \text{ s}$$

$$\delta = 0.4325$$

MIL-F-8785C → level 2

Espiral

$$s_{\text{espiral}} = 0.0097 [1/s]$$

$$T_2 = 71.4 \text{ s}$$

MIL-F-8785C → level 1

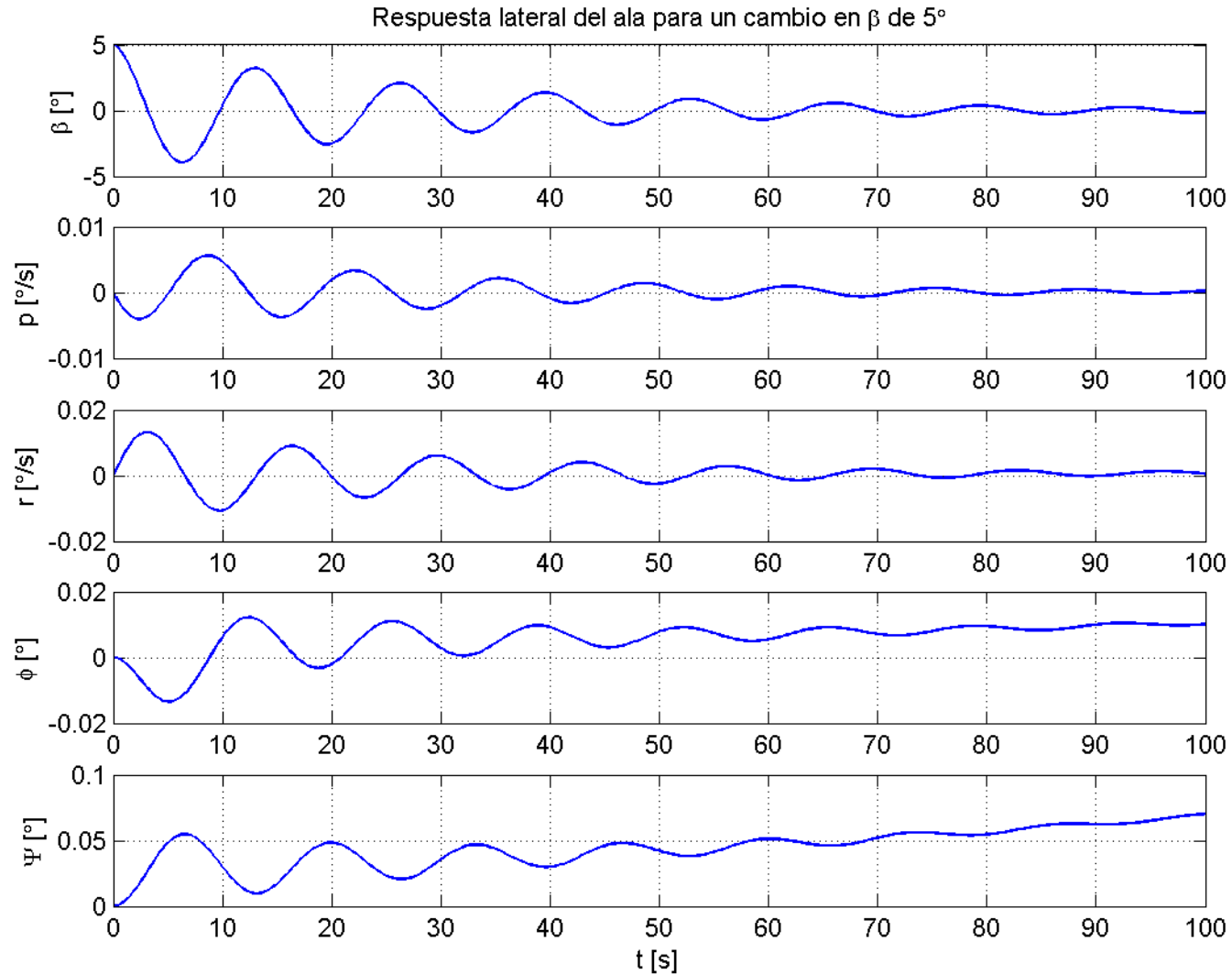
Convergencia en balance

$$s_{\text{balance}} = -0.1873 [1/s]$$

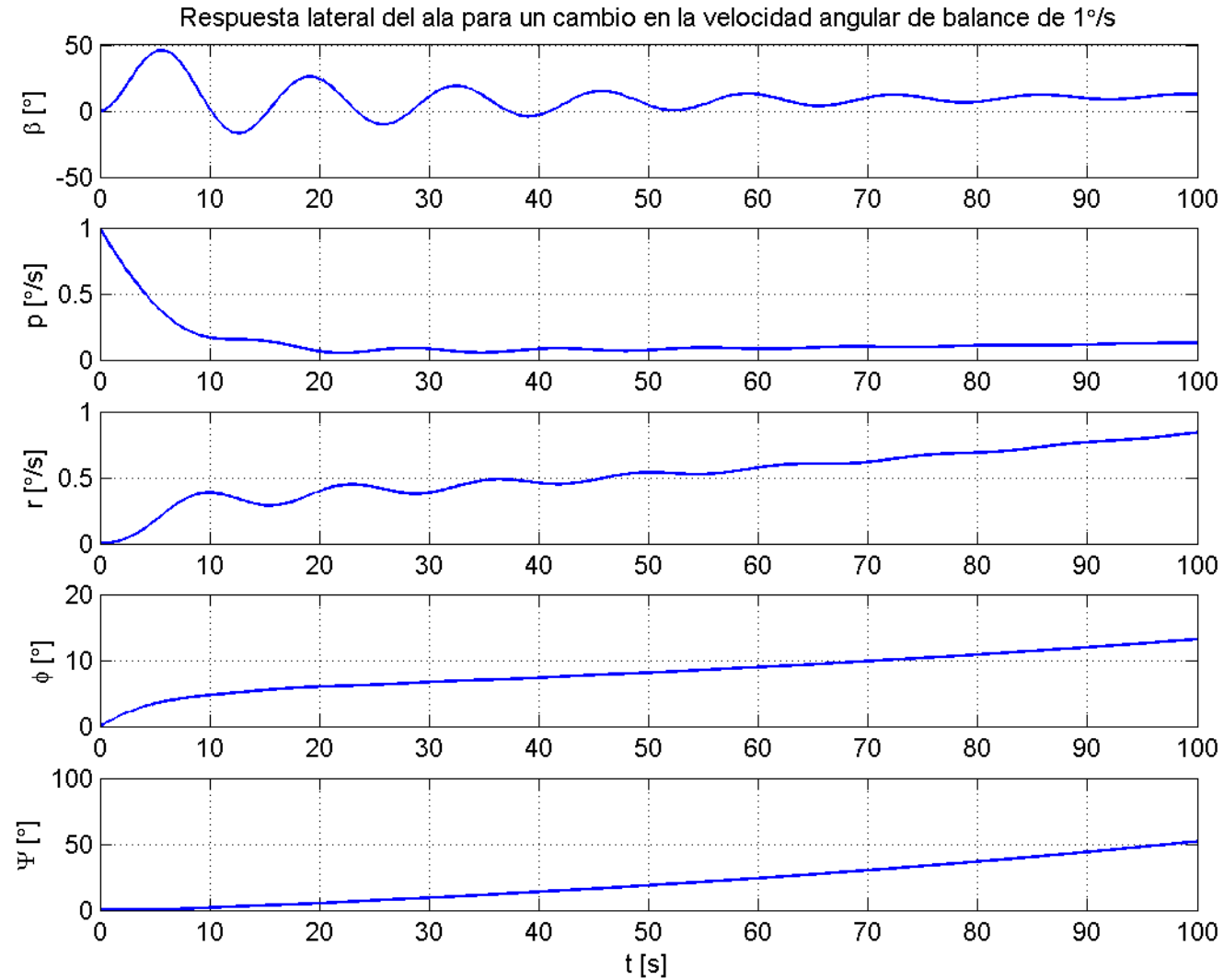
$$T_{\frac{1}{2}}$$

$\frac{2}$

MIL-F-8785C → level 3



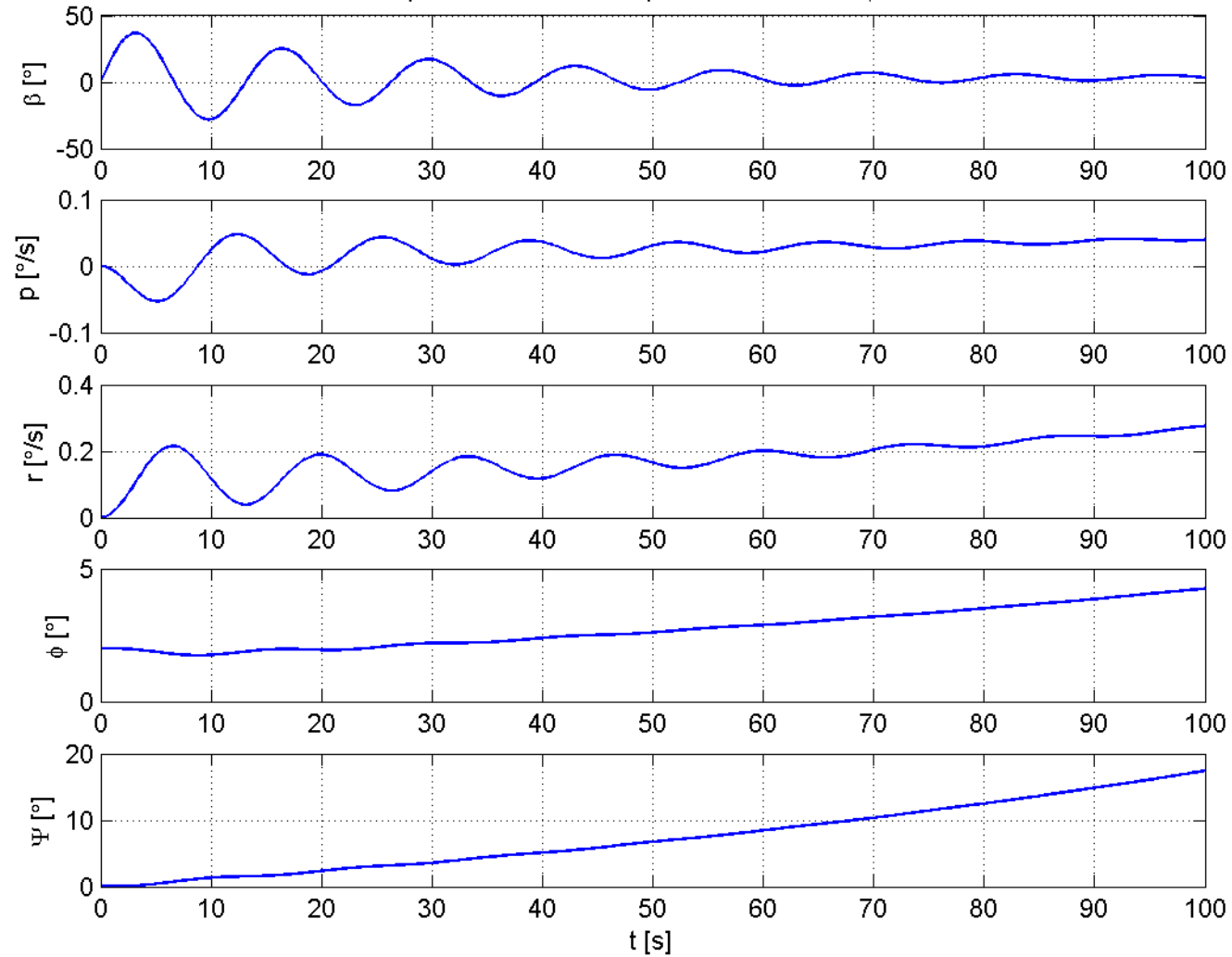
Dinámica



Dinámica



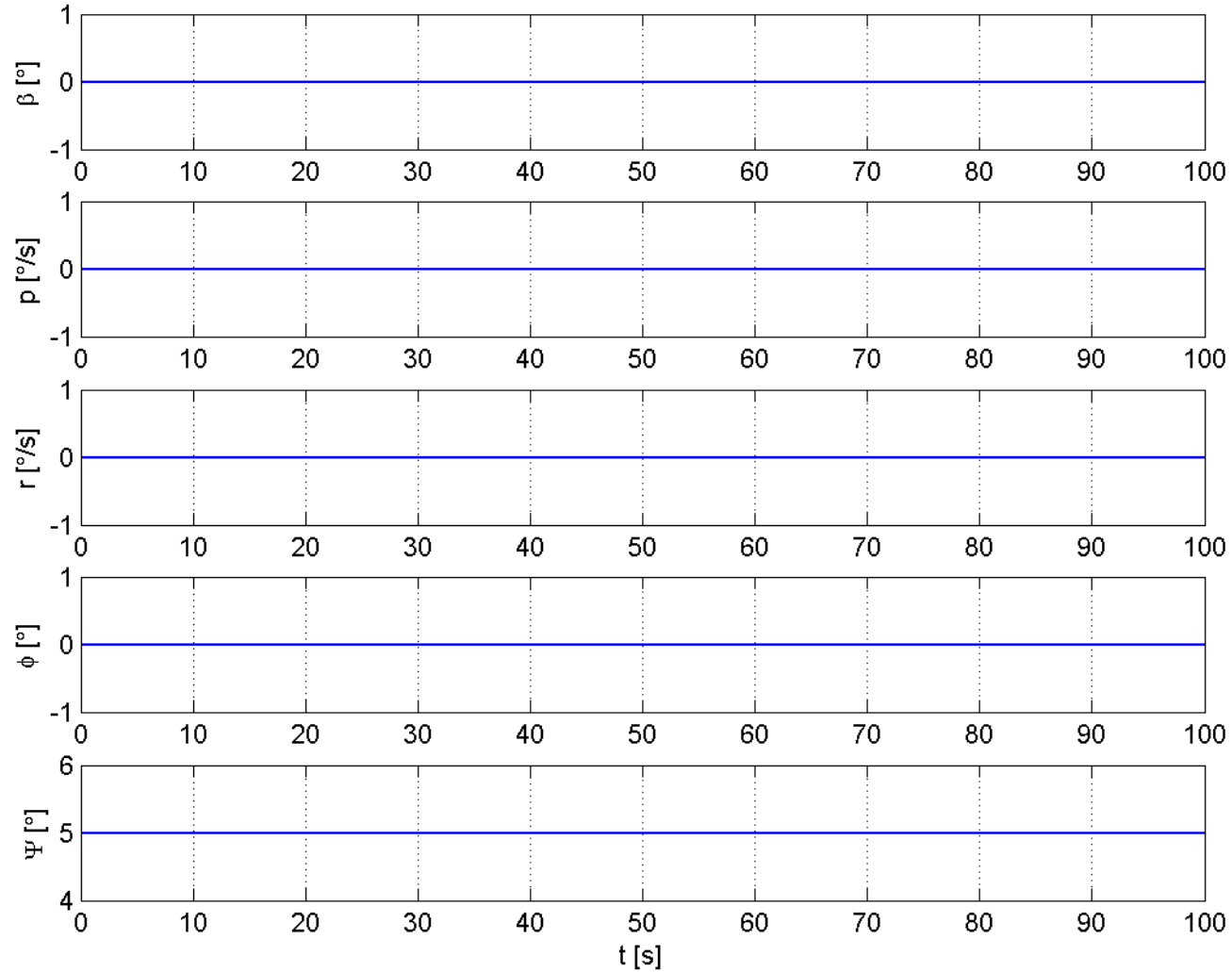
Respuesta lateral del ala para un cambio en ϕ de 2°



Dinámica



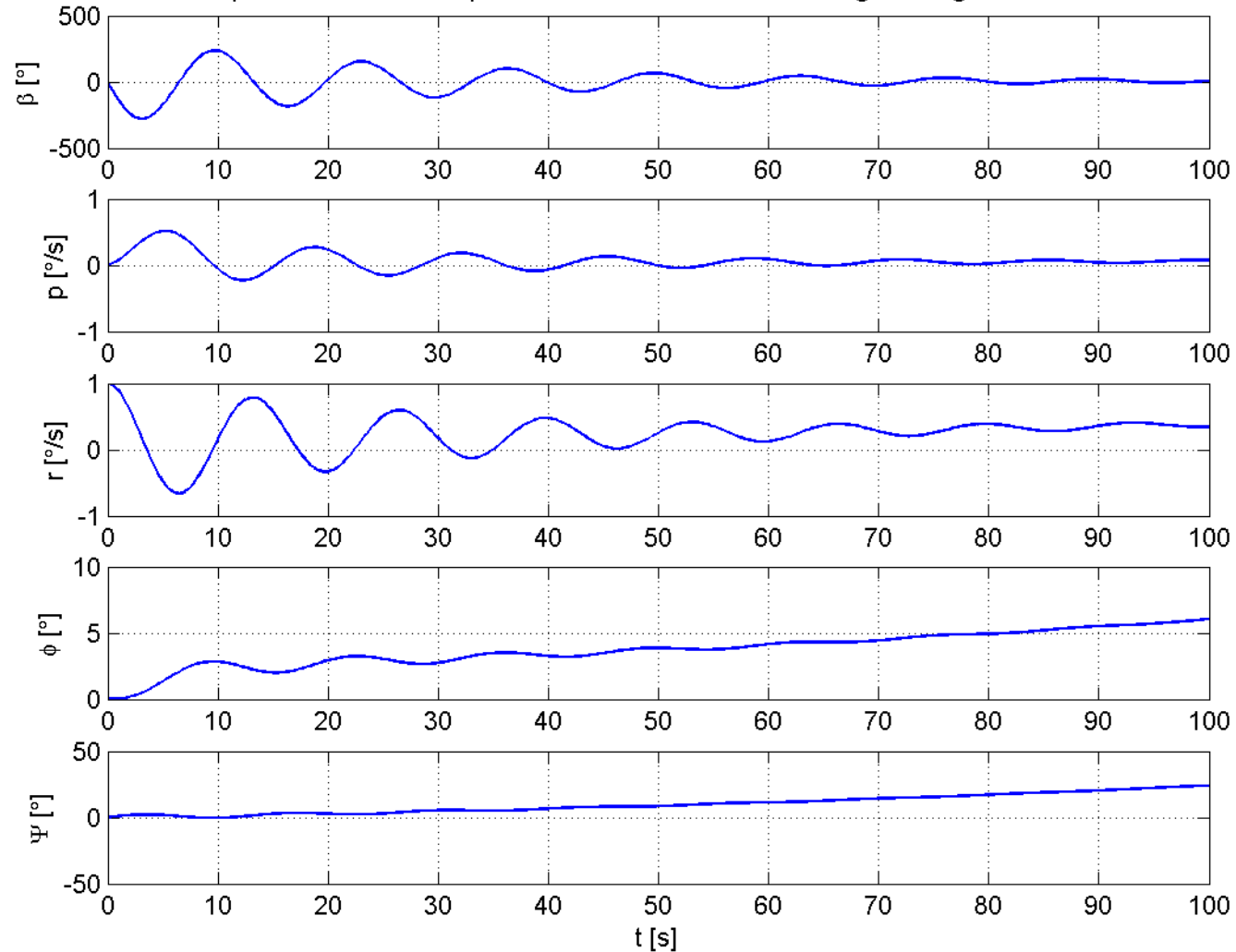
Respuesta lateral del ala para un cambio en Ψ de 5°



Dinámica



Respuesta lateral del ala para un cambio en la velocidad angular de guiñada de 1°/s

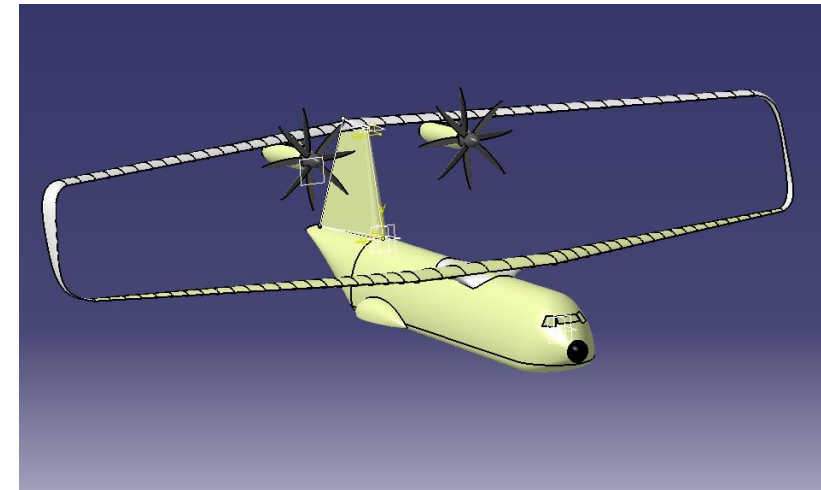
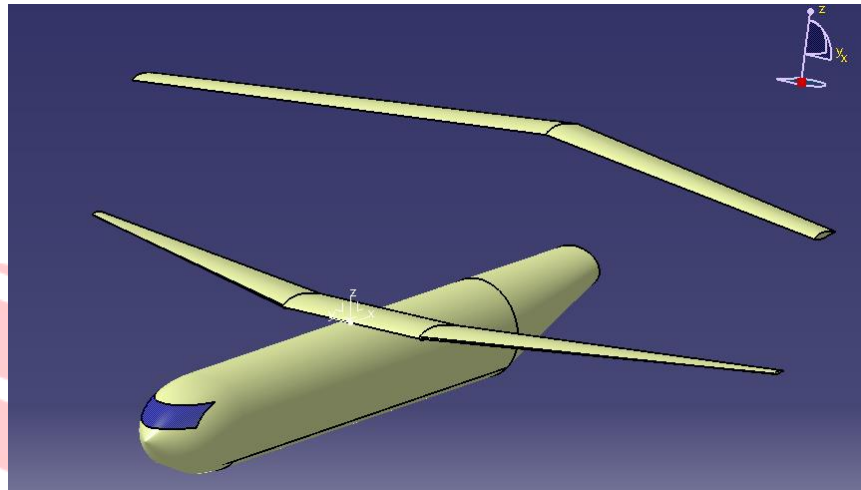
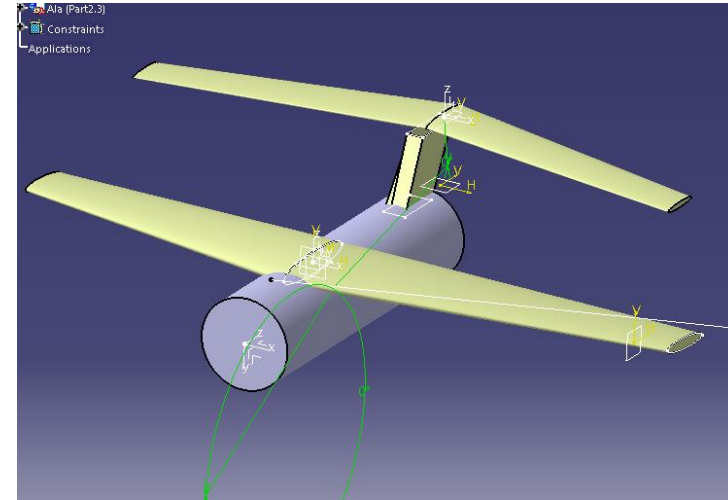
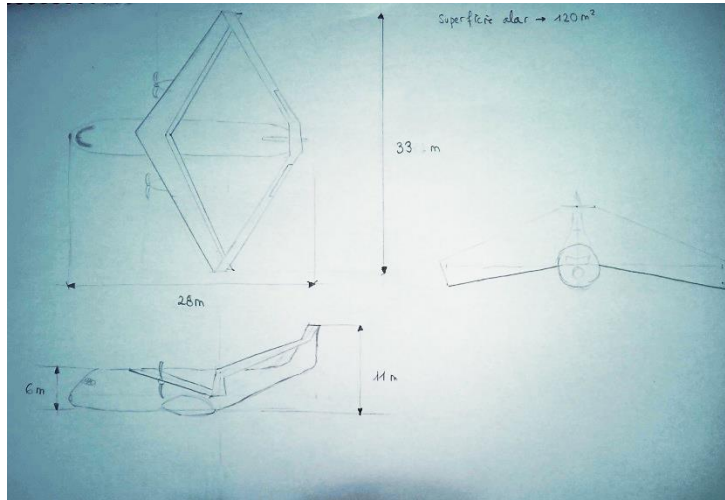


Diseño



1. Evolución del diseño
2. Bodega de carga
3. Rampa trasera
4. Superficies de control
5. Sistemas
6. Sensores y equipos

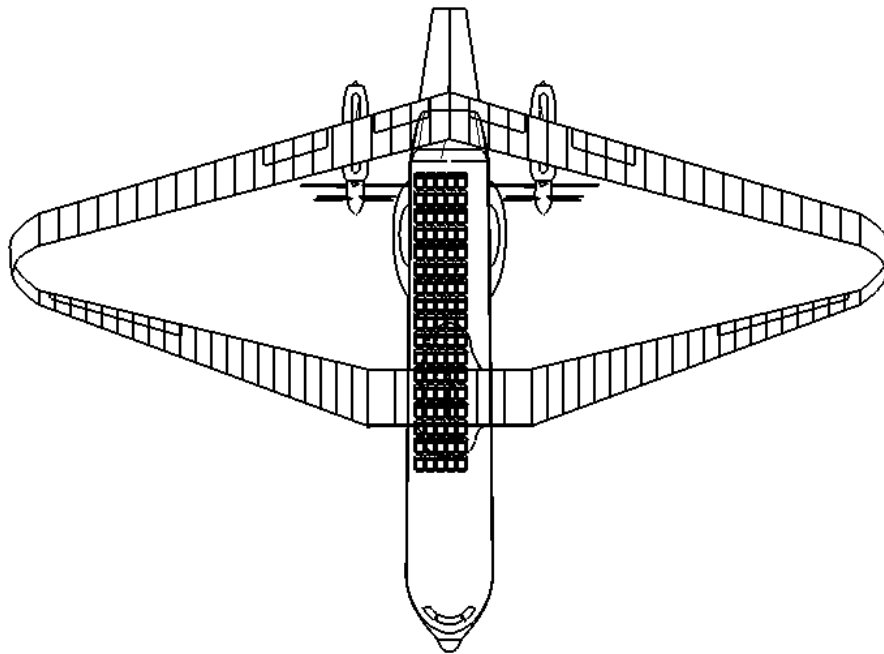
Evolución



Bodega de carga



- Dimensiones definidas por los requisitos impuestos por el cliente en el RFP.
- Misión restrictiva: Transporte/Evacuación



Dimensiones características	
Longitud total [m]	27,33
Envergadura [m]	35
Ancho máximo bodega [m]	3,65
Altura máxima bodega [m]	3,63
D_{eq} máximo [m]	3,73
D_{eq} mínimo [m]	3,38
Volumen de bodega [m ³]	173,9

Bodega de carga



Misión humanitaria



Capacidad de transporte	
Arroz	25 T
Aceite	25 T
Leche en polvo	25 T
Medicamentos	25 T
Mantas	10000 ud
Ropa	15 T
Tiendas de campaña	625 ud.
Cajas de herramientas	625 ud.

* Datos extraídos de *Handbook for delegates. International Federation of Red Cross and Red Crescent Societies*

Rampa trasera



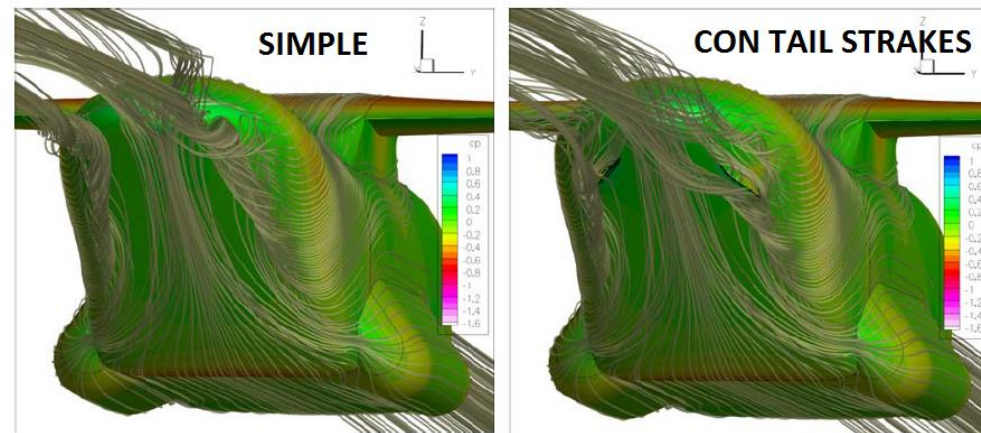
Objetivo: Minimizar la resistencia

Diseño optimizado para reducir el *upsweep angle*

→ 8,91°

Uso de tail strakes

→ C_D se reduce un 3,3%



Superficies de control



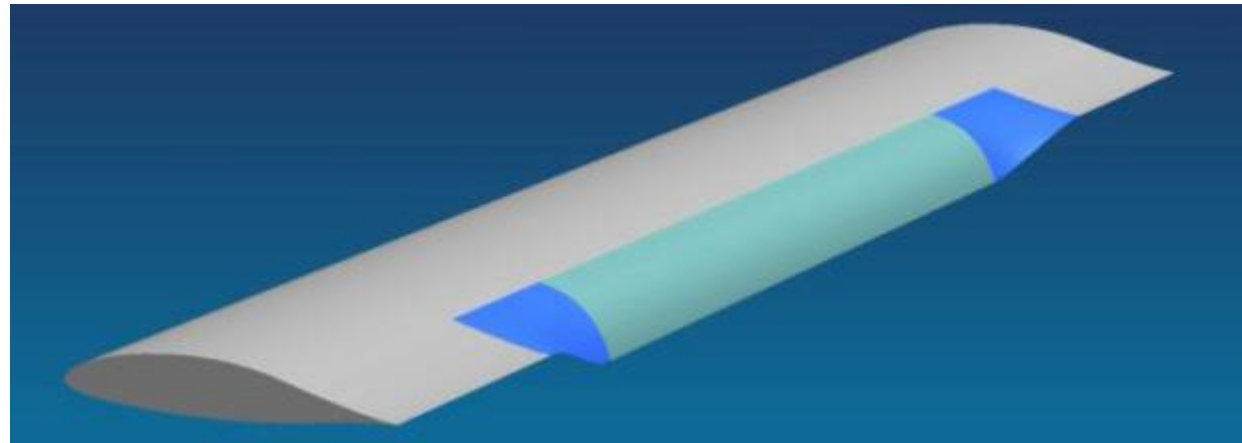
Objetivo: Minimizar la resistencia



Uso de *flexsys* de Flexfoil™



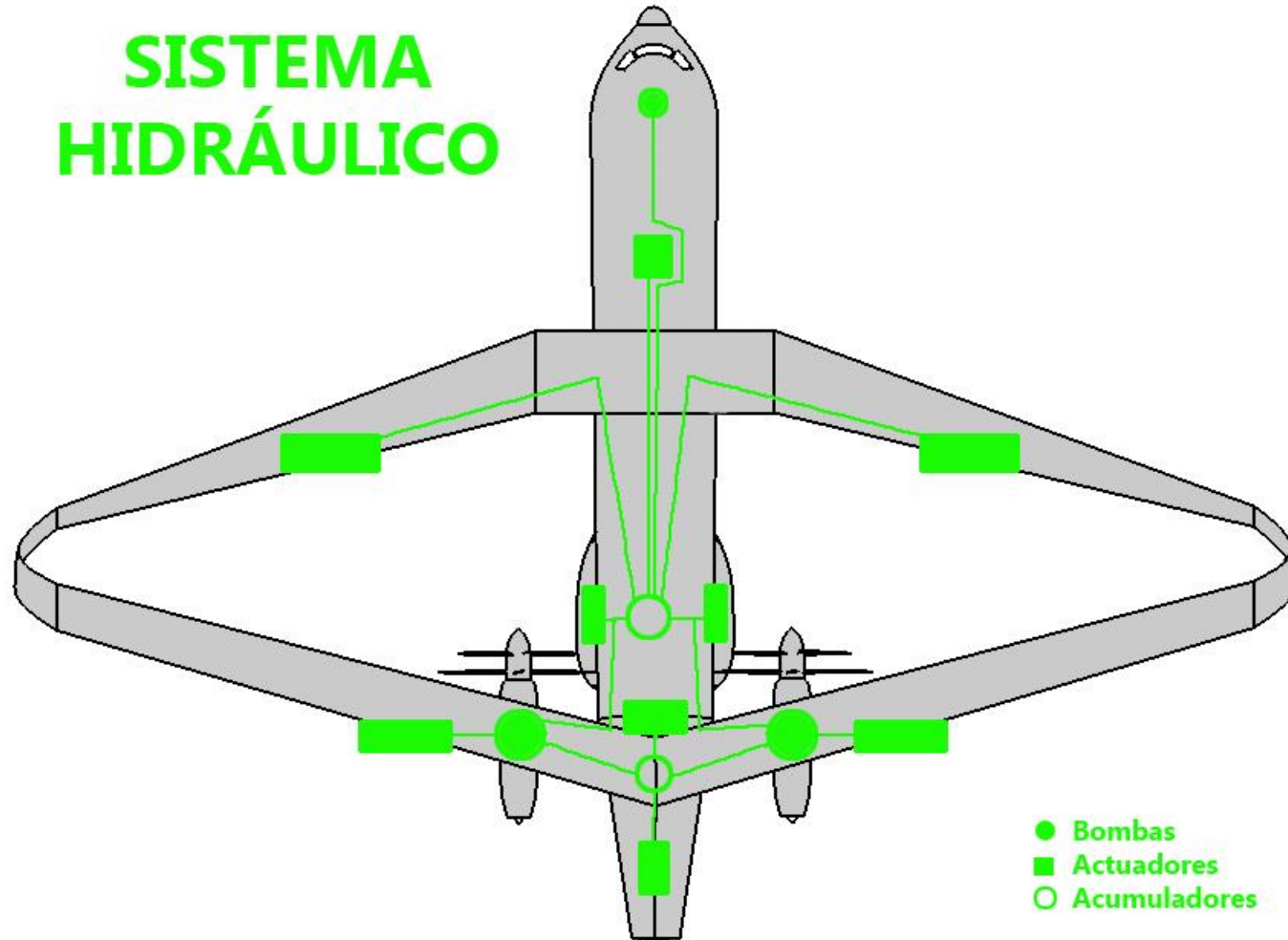
$\Delta C_{D0} = -12\%$



Sistemas

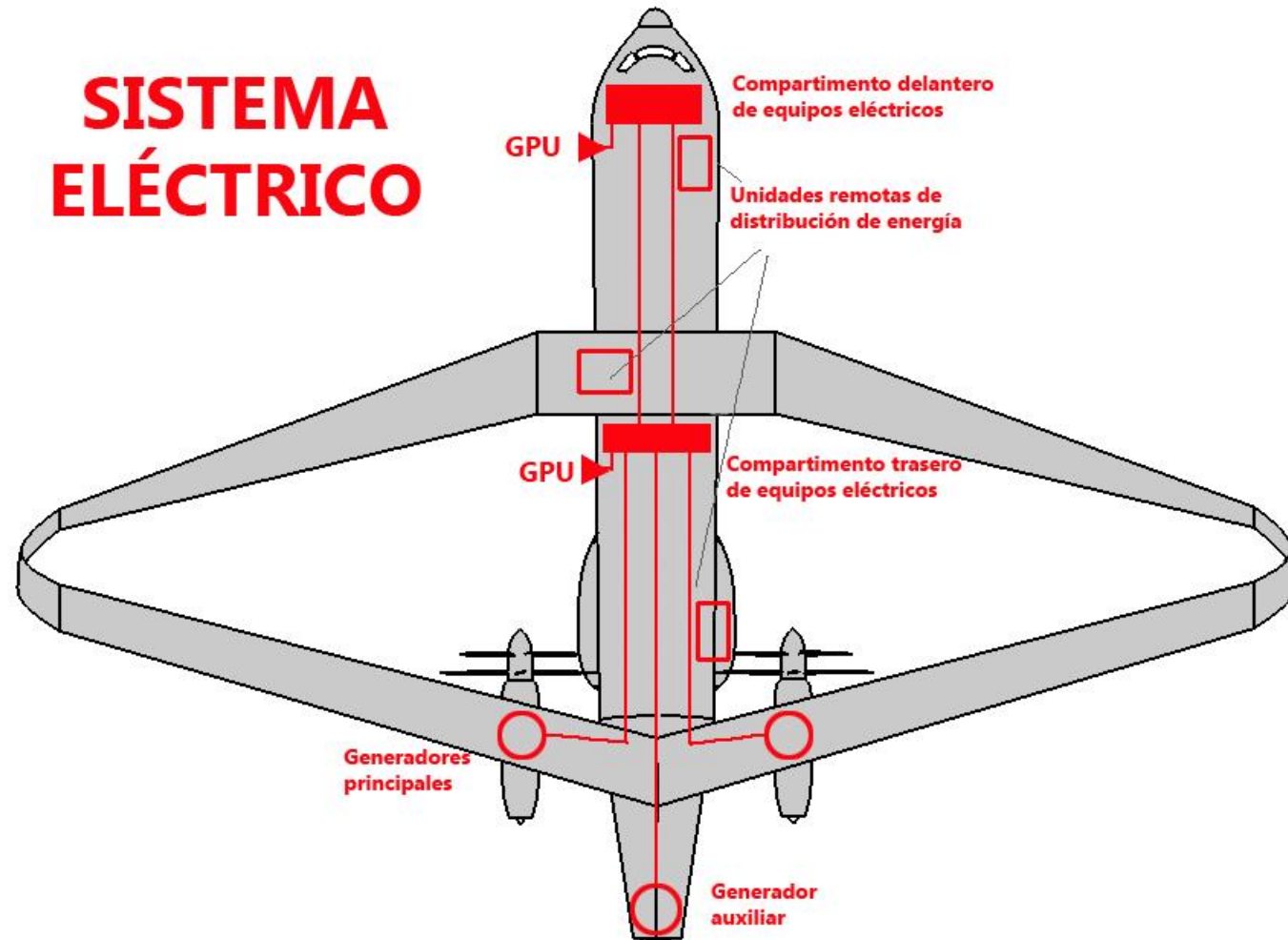


SISTEMA HIDRÁULICO





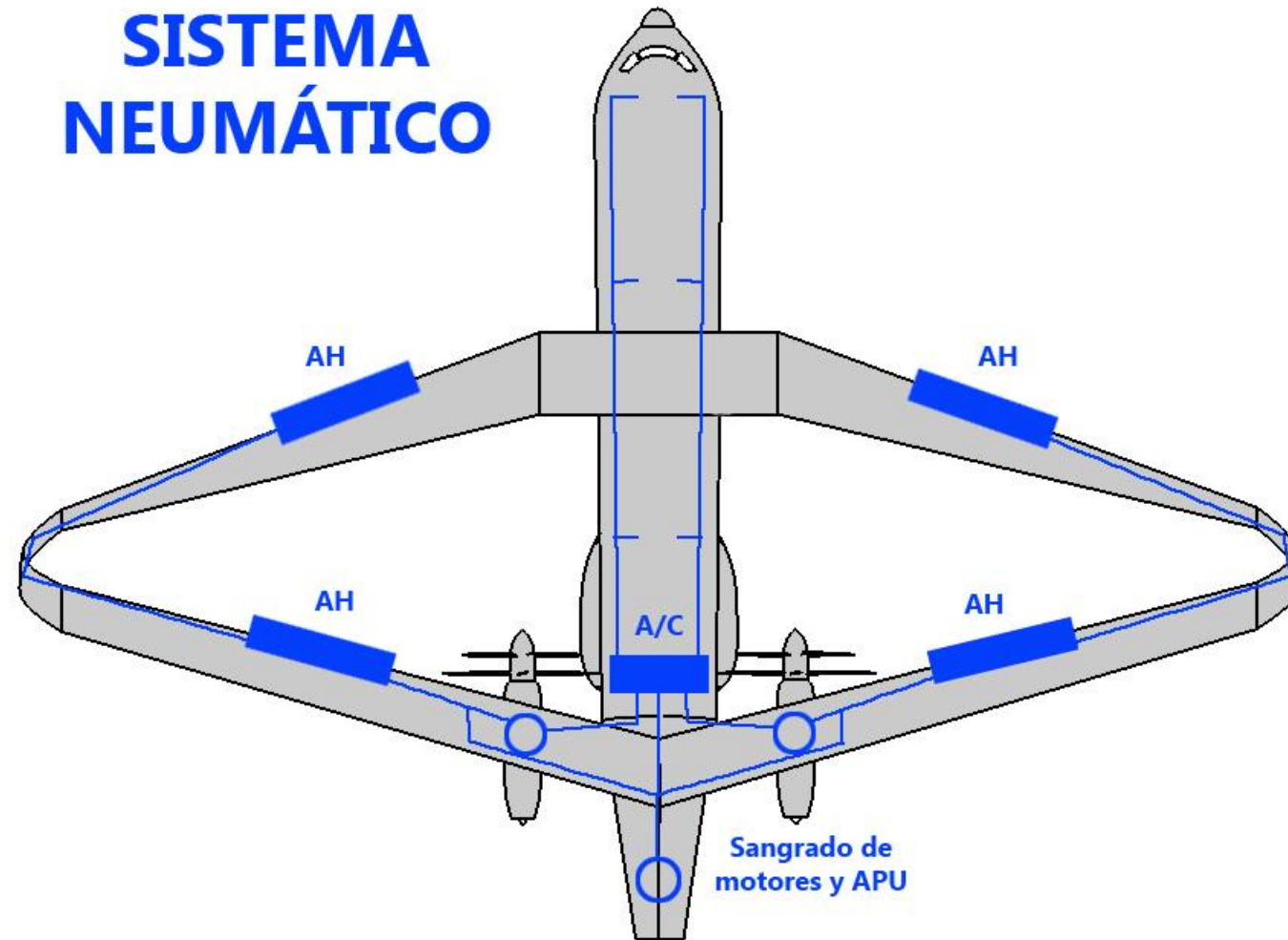
SISTEMA ELÉCTRICO



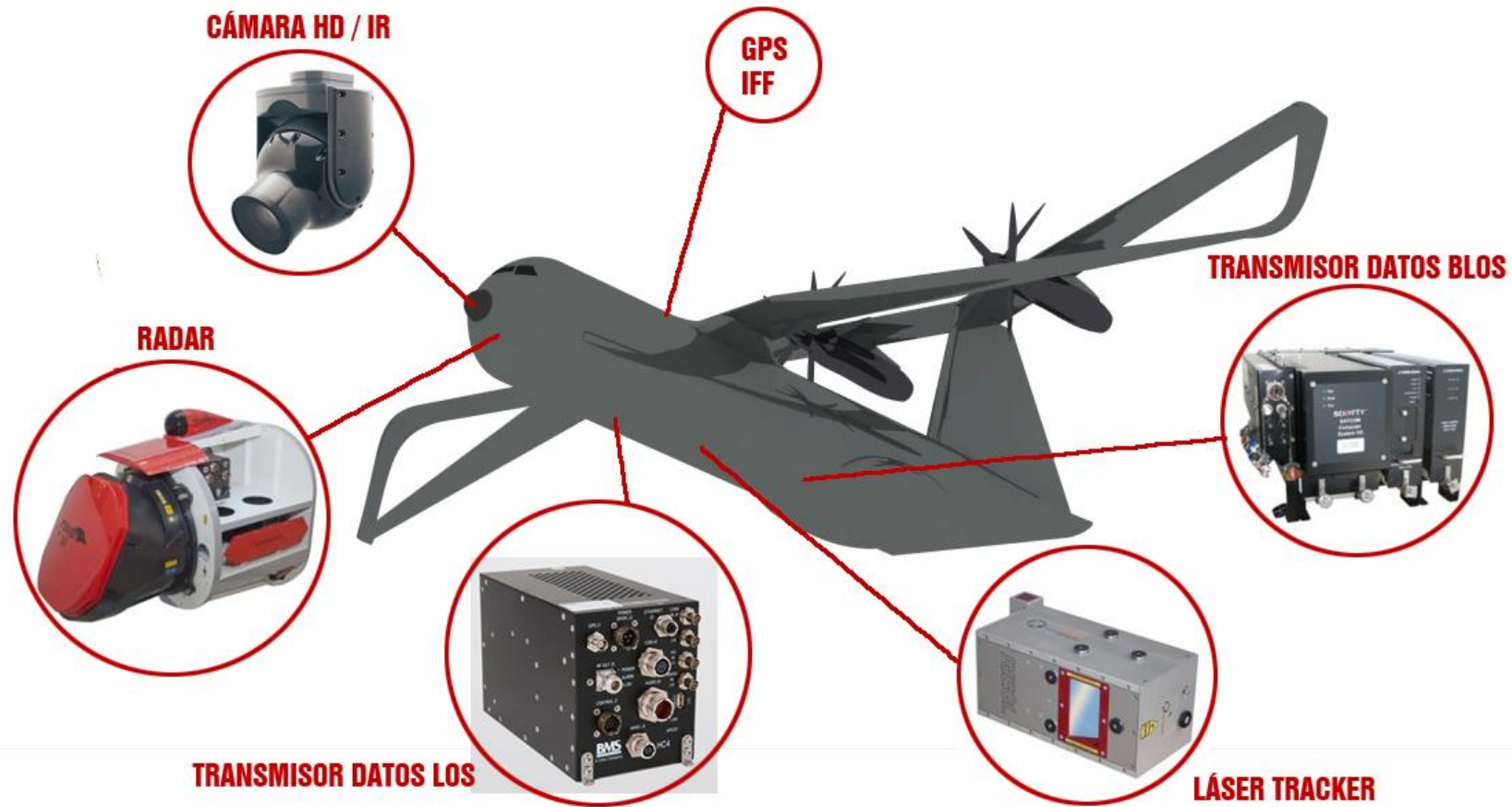
Sistemas



SISTEMA NEUMÁTICO



Sensores y equipos





GRACIAS POR SU ATENCIÓN

*Ana Meroño Garnica
Laura Susana Álvarez Mera
Manuel Moreno Morón
Jorge Narbona González
José Manuel Carmona Romero
José María Cruz Marín
Enrique Hinojosa Mármol
Juan Pérez González
Daniel García Teba
Julián Peral González
Alberto Mañero Contreras*



Aerodinámica



POLAR DEL AVIÓN:

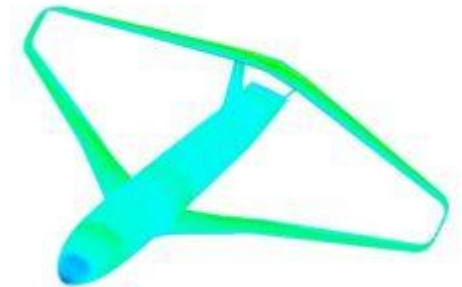
Desglose C_{D0} :

- $C_{D0, fuselaje} = 0.0080$
- $C_{D0, alas} = 0.0055$
- $C_{D0, vertical} = 0.0019$
- $C_{D0, góndolas} = 0.00034$
- $C_{D0, upsweep} = 0.066$
- $C_{di trimado} = 0.00097$
- $C_{Dmis, LG} = 0.012$
- $C_{D0, flaps, TO} = 0.0284$
- $C_{D0, flaps, LNDG} = 0.0823$

COEFICIENTE DE OSWALD:

Diversos estudios sobre Box Wing:

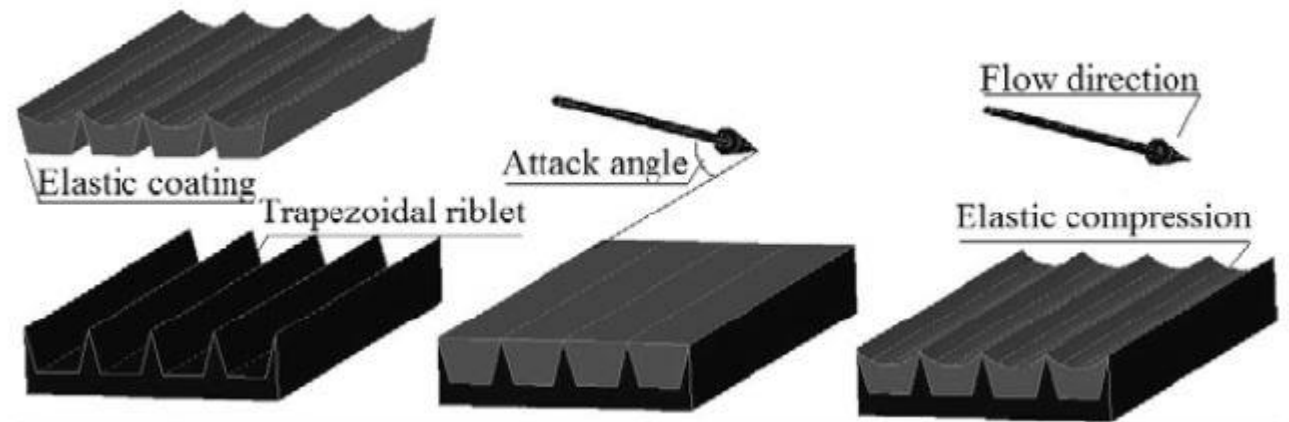
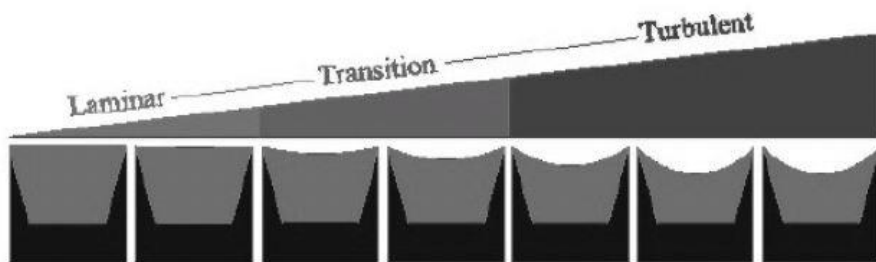
- Best Wing System, Prandtl 1924.
- Non planar wing concept, Kroo 2005.
- Estudios CFD.
- Tunel de viento ($e=1.23$).



Aerodinámica



SMART SURFACE: Se trata de un nuevo tipo de superficie de composite que combina riblets con revestimiento elástico. Está inspirado en pieles de animales marinos y diseñados para que según las condiciones del flujo, este interactúe con la superficie de diferente forma.

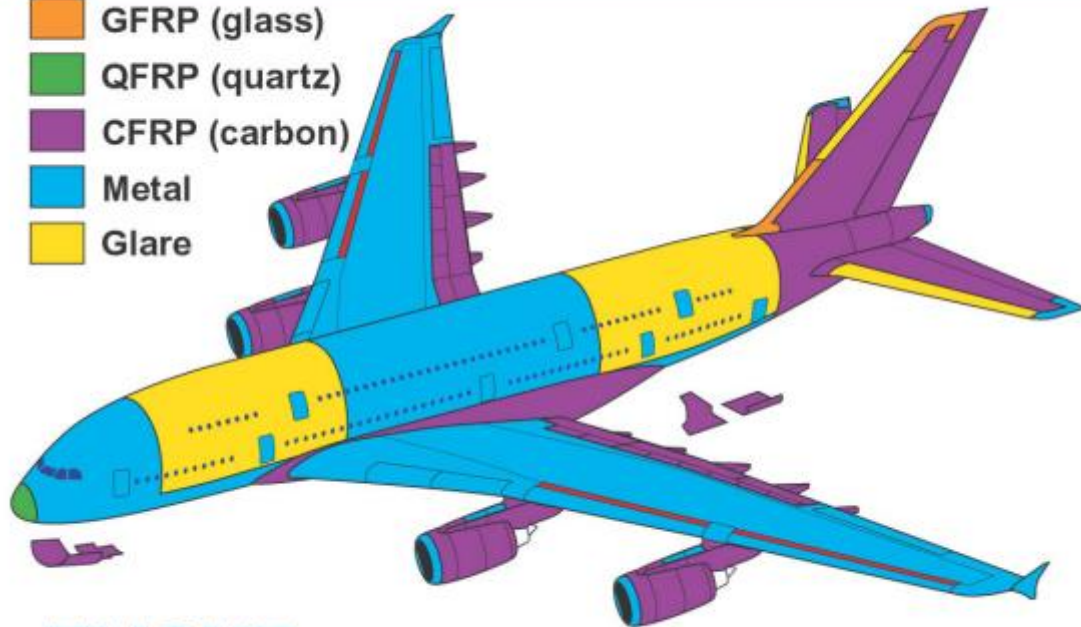


Selección de materiales



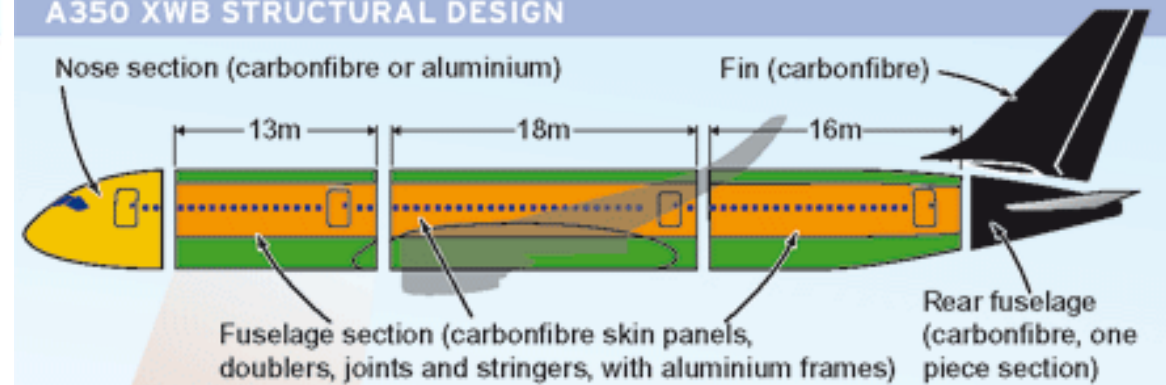
A380-800 MATERIALS OVERVIEW

- GFRP (glass)
- QFRP (quartz)
- CFRP (carbon)
- Metal
- Glare

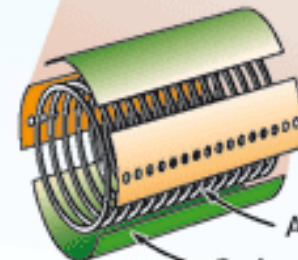


FLIGHT
INTERNATIONAL
© 2005 Reed Business Information

A350 XWB STRUCTURAL DESIGN



Four shell skin panel concept



A350 XWB material breakdown



Note: A350-900 shown

FLIGHT
INTERNATIONAL
© 2005 Reed Business Information
TM BICHENO-BROWN 2006

Selección de materiales

