



Análisis de la Estabilidad y el Control de un avión no tripulado. El proyecto Céfiro

Autor: Pedro López Teruel

Tutor: Sergio Esteban Roncero

Departamento Ingeniería Aeroespacial



- ¿Por qué?
 - Introducción y motivación
- ¿Cómo?
 - Configuración básica del avión
 - Ecuaciones del movimiento
 - Estimación de las derivadas de estabilidad
 - Análisis de estabilidad
 - Estabilidad estática longitudinal
 - Estabilidad dinámica longitudinal
 - Estabilidad estática lateral-direccional
 - Estabilidad dinámica lateral-direccional
 - Validación del modelo con resultados experimentales
 - Futuras mejoras
 - Conclusión



Introducción



- Motivación: el Proyecto Céfiro, una plataforma de pruebas.
- RFP: qué características ha de cumplir
- Proyecto fin de carrera de 5 alumnos
 - Aerodinámica.
 - Actuaciones y modelado de la planta propulsora.
 - Estabilidad y control.
 - Diseño estructural y procesos de construcción.
 - Fabricación, integración de sistemas y pruebas funcionales.
- La estabilidad: requisito imprescindible para el vuelo



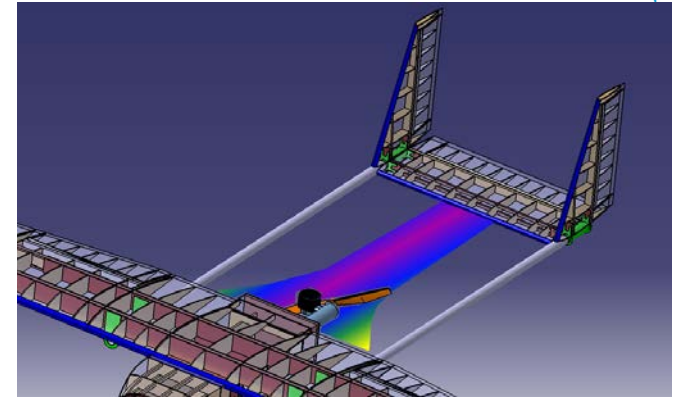


Configuración básica del avión



Configuración básica del avión

- Tamaño reducido del avión
- Configuración propulsora del motor
- Amplia bahía de carga
- Tubos de cola (ahorro importante de peso)
- Configuración de cola baja



Construcción como aeromodelo. Diseño como avión

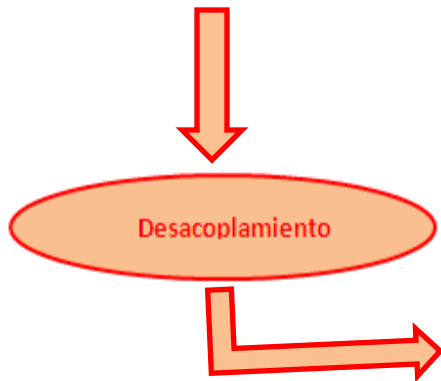
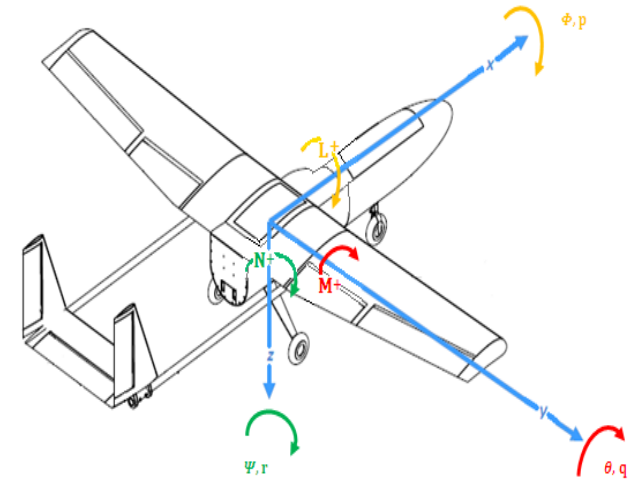


Ecuaciones del movimiento



Ecuaciones del movimiento

Equilibrio de fuerzas	Equilibrio de momentos
$F = m \left(\frac{dV}{dt} \right)_i$	$M = \left(\frac{dH}{dt} \right)_i = \left(\frac{d(I\omega)}{dt} \right)_i = \left(\frac{dI}{dt} \right)_i \omega + I \left(\frac{d\omega}{dt} \right)_i$
$F_x = m(\dot{U} + qW - rV)$ $F_y = m(\dot{V} + rU - pW)$ $F_z = m(\dot{W} + pV - qU)$	$L = \dot{p}I_x - I_{xz}(pq + \dot{r}) + qr(I_z - I_y)$ $M = \dot{q}I_y + rp(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2)$ $N = \dot{r}I_z - I_{xz}(\dot{p} - qr) + pq(I_y - I_x)$
Linealización del problema	
$\Delta C_x = \frac{\partial C_x}{\partial u} u + \frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial C_x}{\partial \theta} \Delta \theta + \frac{\partial C_x}{\partial \dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \frac{\partial C_x}{\partial q} q + \frac{\partial C_x}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e \dots$	



Problema Longitudinal	Problema lateral-direccional
$\dot{x} = A \cdot x + B \cdot \delta_e$	$\dot{x} = A \cdot x + B \cdot u$
$x = \begin{bmatrix} \hat{u} \\ \Delta \alpha \\ \hat{q} \\ \Delta \theta \end{bmatrix}$	$x = \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta \phi \\ p \\ \Delta \psi \\ r \end{bmatrix}$
δ_e	$u = \begin{bmatrix} \Delta \delta_r \\ \Delta \delta_a \end{bmatrix}$

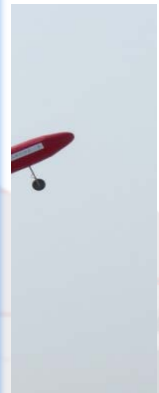
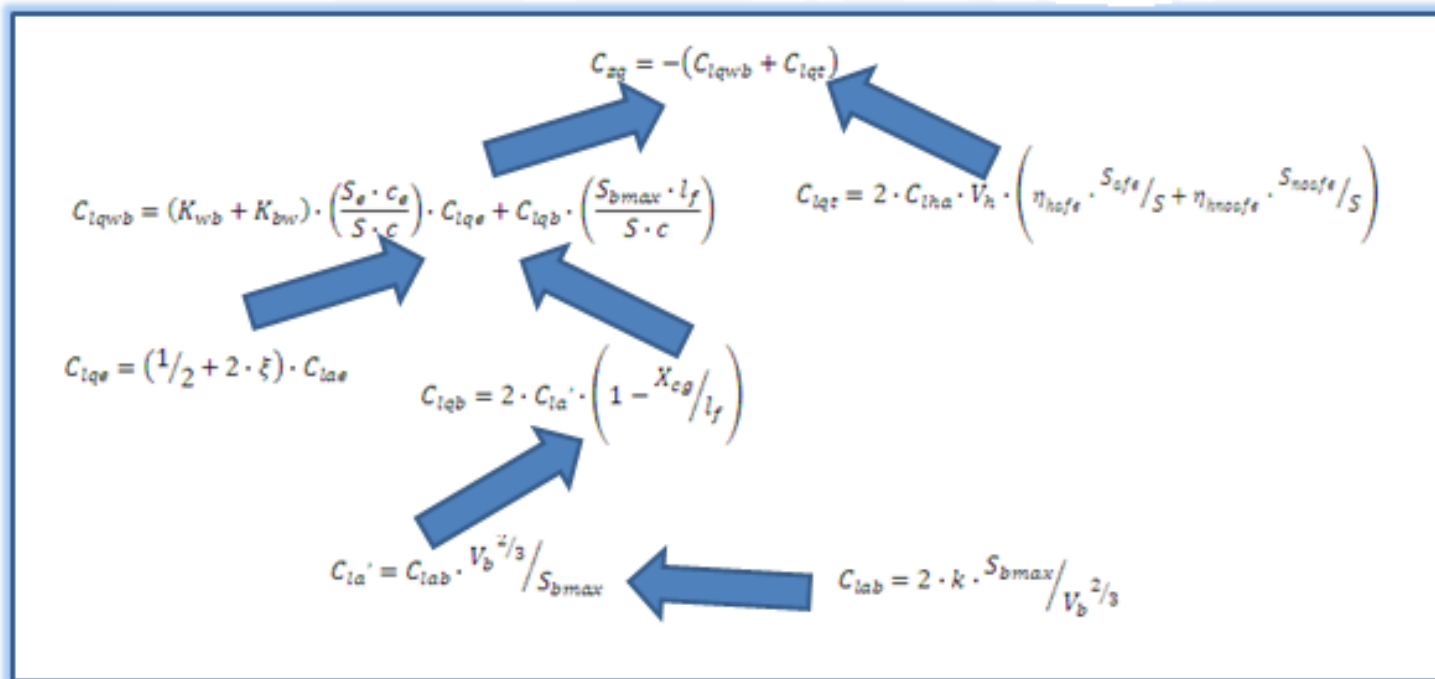


Estimación de las derivadas de estabilidad



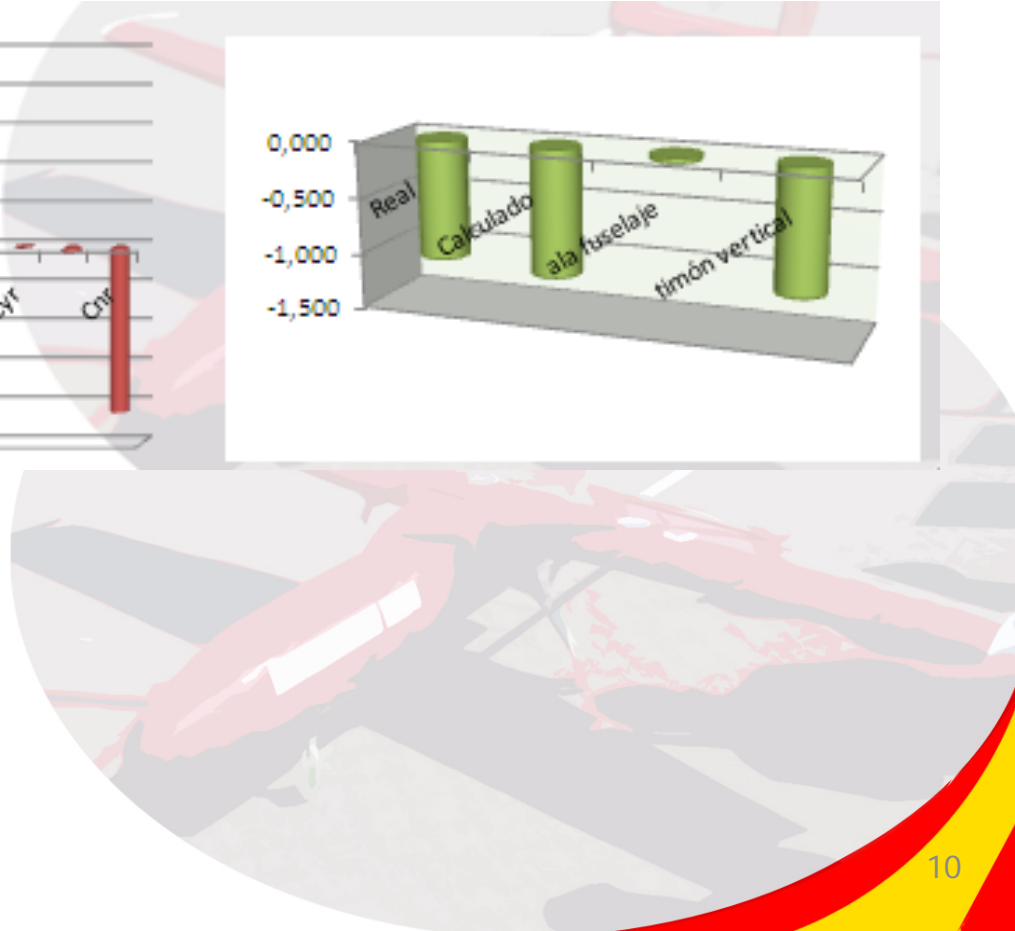
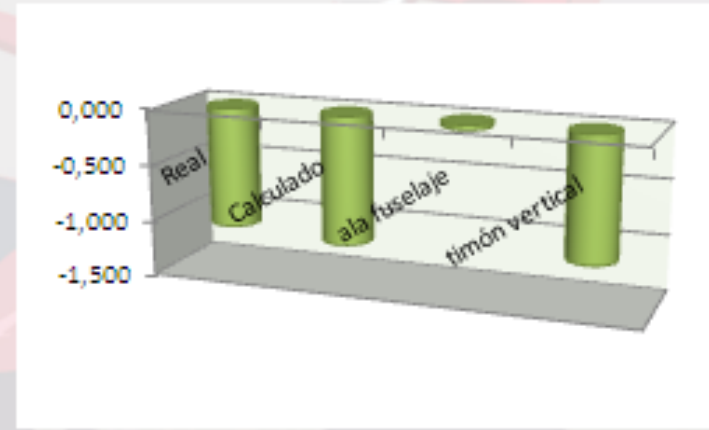
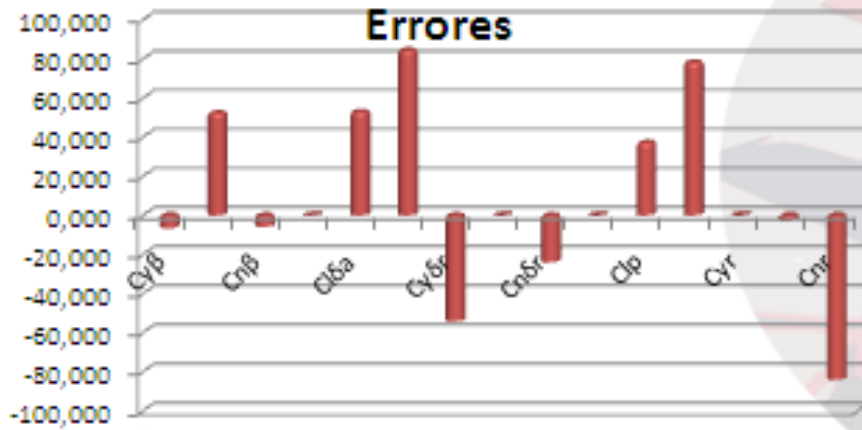
Estimación de las derivadas de estabilidad

- Desarrollo de un método analítico de cálculo.
- Utilización del Boeing 747 como avión para validar el modelo.



Estimación de las derivadas de estabilidad

- Criterio:
 - Error no mayor del 100 %
 - Igual signo
 - Si se detecta un error se realiza un análisis detallado por partes



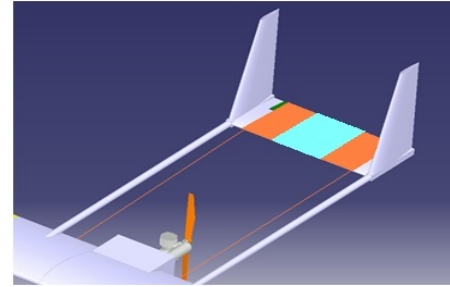


Estabilidad estática longitudinal



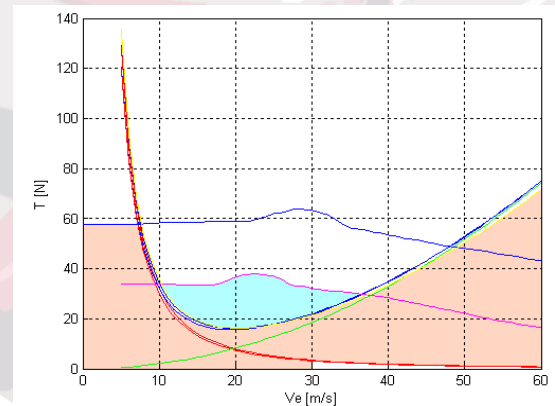
Estabilidad estática longitudinal

- Posición del punto neutro
- Margen estático
- Posición del centro de gravedad
- Carga y centrado del avión
- Criterio de estabilidad
- Trimado longitudinal
- Otros estudios estáticos:
 - Configuración limpia y sucia
 - Deflexión de estela
 - Estudio de incidencias
 - Modelo de helicóptero para la hélice
 - Distintos regímenes de motor
 - Configuración alternativa: cola alta



$$\sum F_x = \frac{W}{qS} - C_{L0} - C_{L\alpha} \cdot \alpha - C_{L\delta e} \cdot \delta e$$

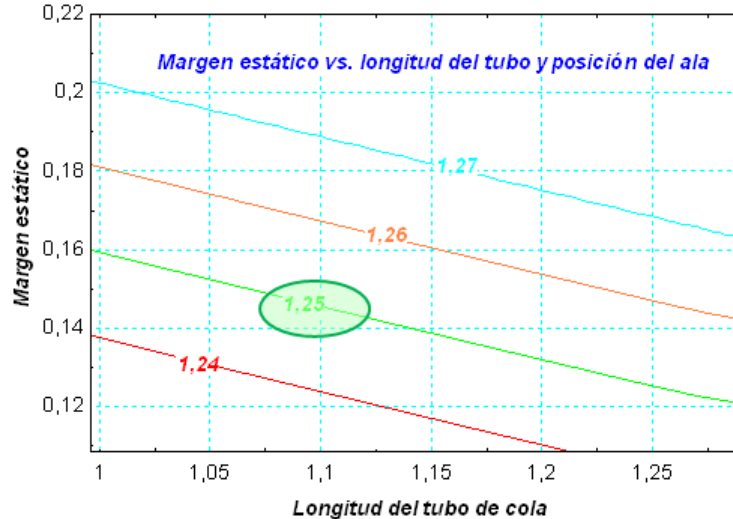
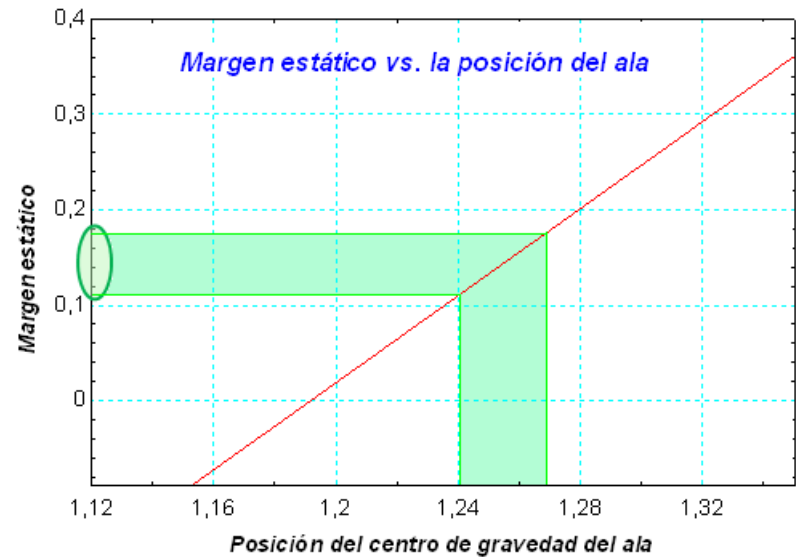
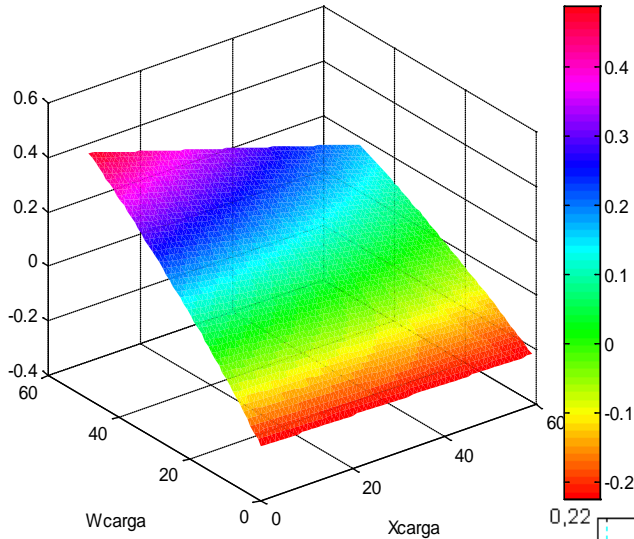
$$\sum M_x = 0 = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\delta e} \cdot \delta e$$



Estabilidad estática longitudinal

Margen estático

DIAGRAMA DE CENTRADO DE CARGA



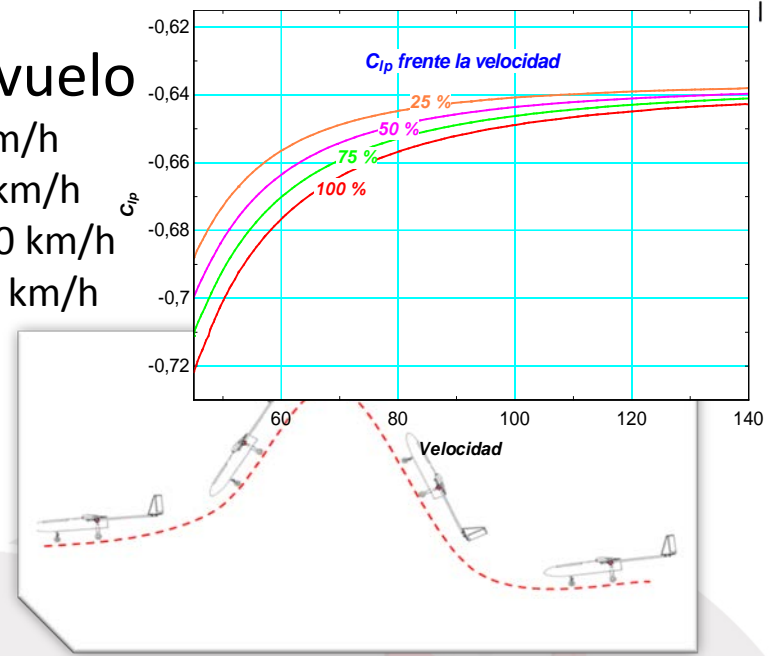


Estabilidad dinámica longitudinal



Estabilidad dinámica longitudinal

- Solución para varios segmentos de vuelo
 - Crucero al 25 % del motor y velocidad 90 km/h
 - Crucero al 75 % del motor y velocidad 140 km/h
 - Despegue al 100 % del motor y velocidad 50 km/h
 - Aterrizaje al 10 % del motor y velocidad 50 km/h
- Modo fugoide
- Modo de corto periodo
- Aproximación de los modos
 - Modo fugoide
 - Modo de corto periodo
- Estudio de la respuesta para varias configuraciones
 - Variación de la superficie estabilizador horizontal
 - Variación de la longitud de los tubos de cola
 - Variación de la posición del centro de gravedad



Estabilidad dinámica longitudinal

$$A = \begin{pmatrix} \frac{C_{z\ddot{\alpha}} + \xi_1 \cdot C_{z\dot{\alpha}}}{\mu} & \frac{C_{m\ddot{\alpha}} + \xi_1 \cdot C_{m\dot{\alpha}}}{\mu} & \frac{C_{mq} \cdot \bar{c} + \xi_1 \cdot (\mu + C_{zq} \cdot \bar{c})}{\mu} & C_{z\alpha} + \xi_1 \cdot C_{z\dot{\alpha}} \\ \frac{C_{z\ddot{\alpha}}}{\mu - \bar{c} \cdot C_{z\dot{\alpha}}} & \frac{C_{m\ddot{\alpha}}}{\mu - \bar{c} \cdot C_{m\dot{\alpha}}} & \frac{\mu + C_{zq} \cdot \bar{c}}{\mu - \bar{c} \cdot C_{z\dot{\alpha}}} & C_{z\dot{\alpha}} \\ \frac{C_{m\ddot{\alpha}} + \xi_2 \cdot C_{m\dot{\alpha}}}{\tilde{I}_y} & \frac{C_{m\ddot{\alpha}} + \xi_2 \cdot C_{m\dot{\alpha}}}{\tilde{I}_y} & \frac{C_{mq} \cdot \bar{c} + \xi_2 \cdot (\mu + C_{zq} \cdot \bar{c})}{\tilde{I}_y} & C_{m\dot{\alpha}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$$

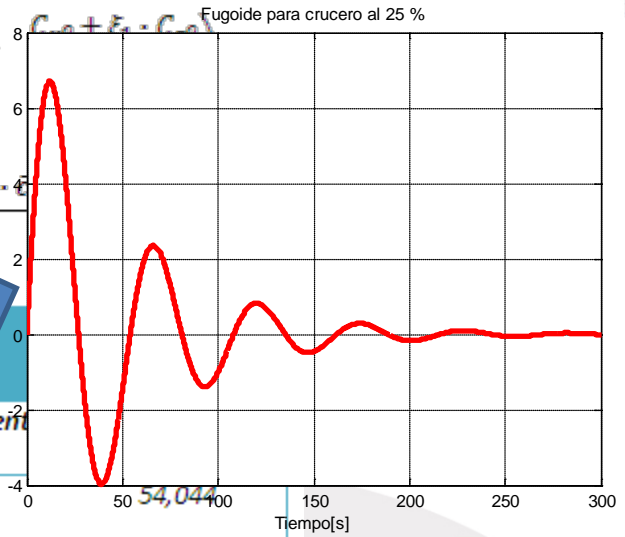
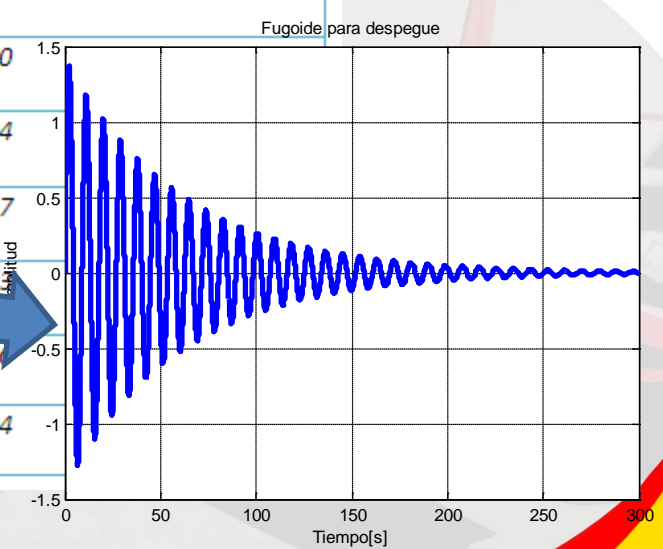


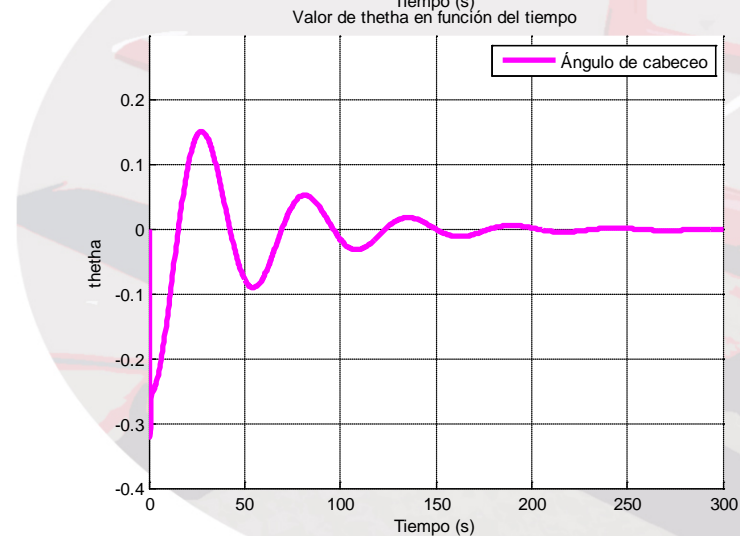
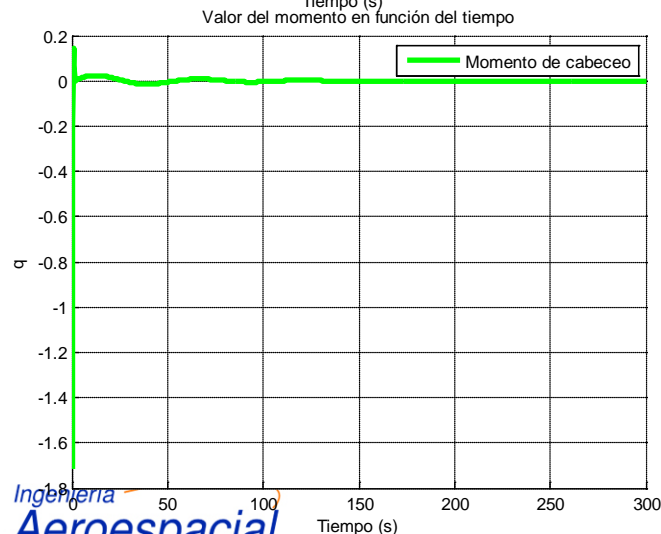
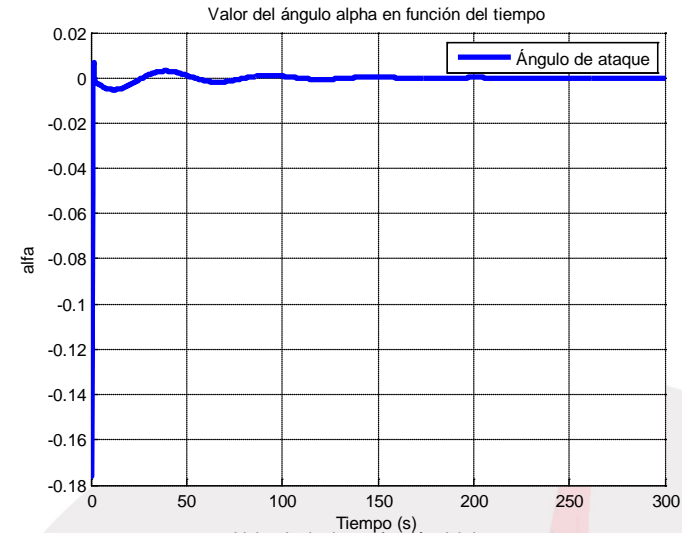
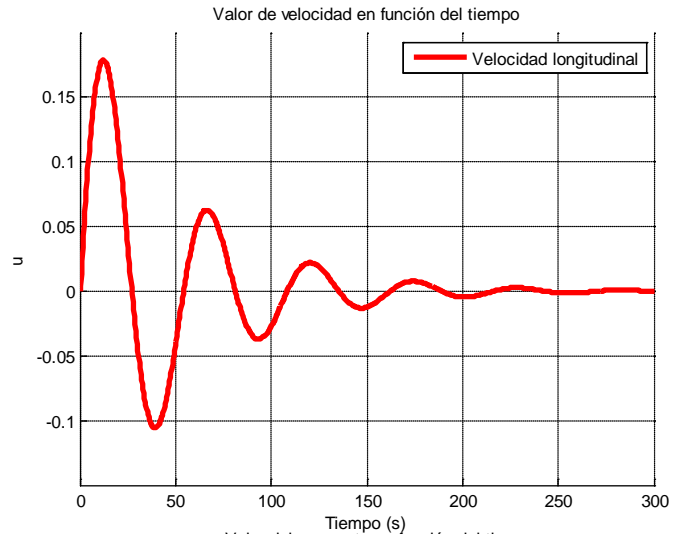
Tabla de autovalores

	Autovalores	Frecuencia	Amortiguamiento
Crucero al 25 %	$-0,017 \pm 0,703i$	0,1179	0,1646
	$-2,824 \pm 3,021i$	4,1353	0,683
Crucero al 75 %	$-0,029 \pm 0,239i$	0,2415	0,1240
	$-4,431 \pm 4,772i$	6,5124	0,6804
Despegue	$-0,017 \pm 0,703i$	0,7028	0,0237
	$-2,112 \pm 2,112i$	2,9999	0,6513
Aterrizaje	$-0,004 \pm 0,626i$	0,626	0,0051
	$-1,646 \pm 1,758i$	2,4084	0,6834



Estabilidad dinámica longitudinal

Respuesta del sistema





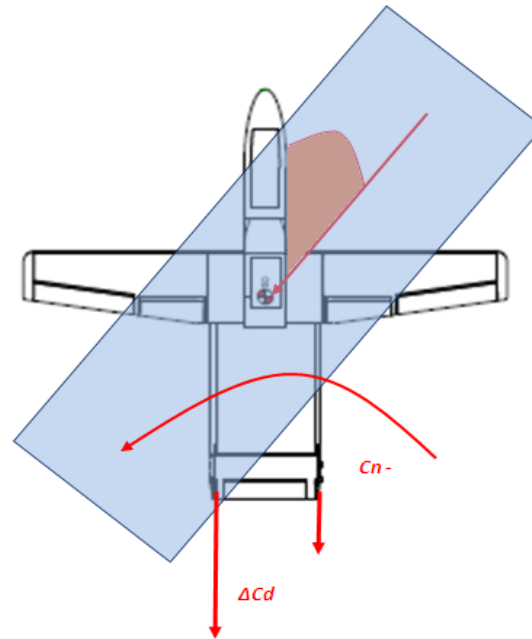
Estabilidad estática lateral-direccional



Estabilidad estática lateral-direccional

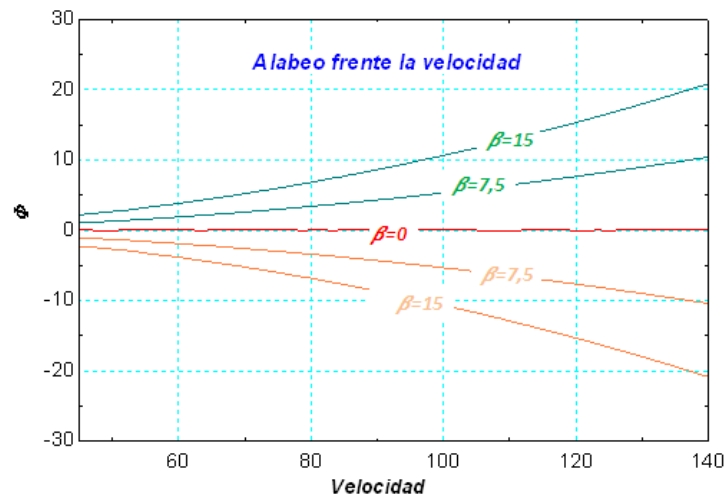
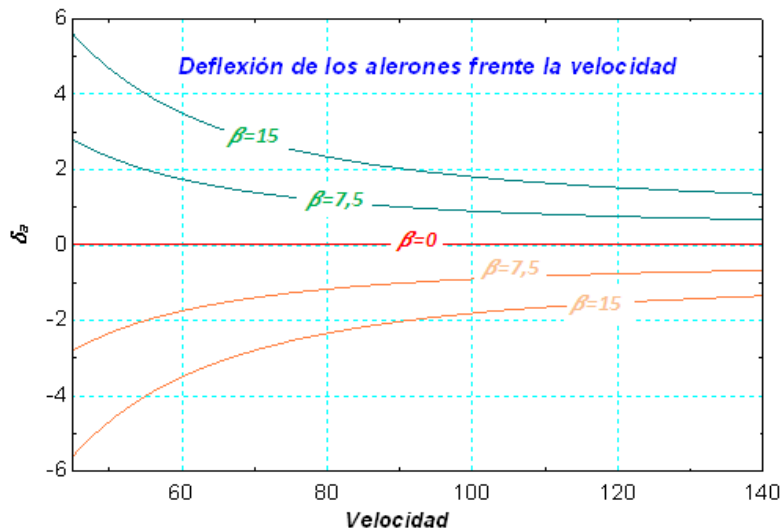
- Criterio de estabilidad estática lateral-direccional
- Trimado lateral del avión
- Diferentes configuraciones de vuelo
- Interferencias entre superficies
 - Configuración propulsora

$$\begin{pmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta\alpha} & C_{y\delta r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta\alpha} & C_{l\delta r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta\alpha} & C_{n\delta r} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \beta \\ \delta\alpha \\ \delta r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -mg \cos\gamma \sin\Phi / qS \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

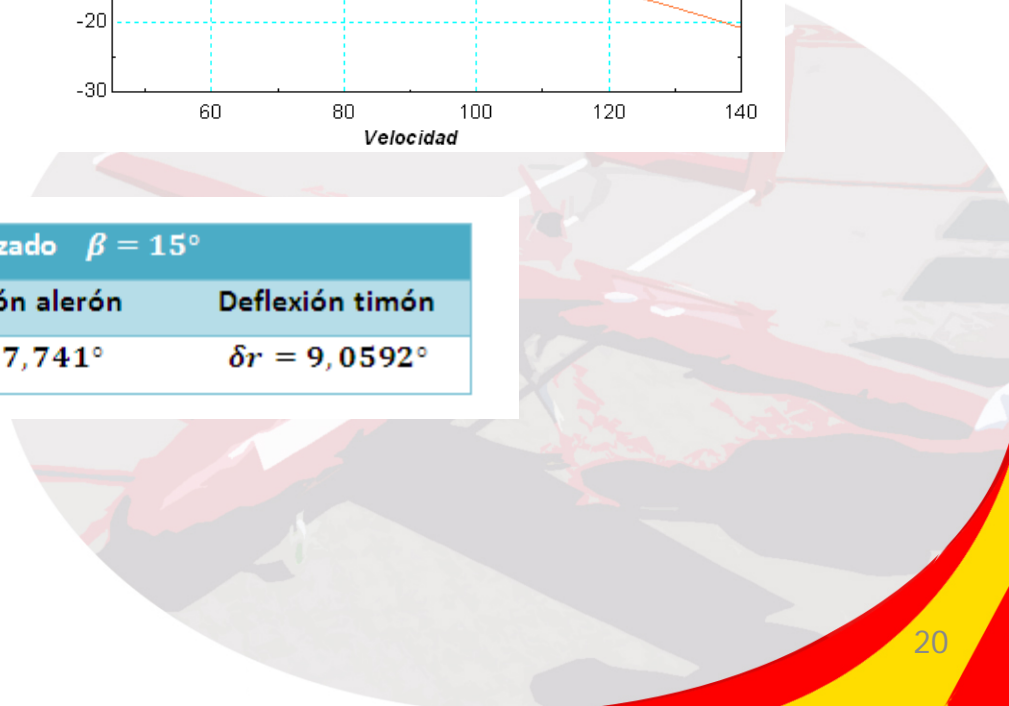


Estabilidad estática lateral-direccional

Trimado del avión frente a resbalamiento



Viento cruzado $\beta = 15^\circ$		
Alabeo	Deflexión alerón	Deflexión timón
$\Phi = 9,005^\circ$	$\delta\alpha = 7,741^\circ$	$\delta r = 9,0592^\circ$





Estabilidad dinámica lateral-direccional



Estabilidad dinámica lateral-direccional

- Solución para varios segmentc

- Crucero al 25 % del motor y velocid
- Crucero al 75 % del motor y velocid
- Despegue al 100 % del motor y velc
- Aterrizaje al 10 % del motor y veloc

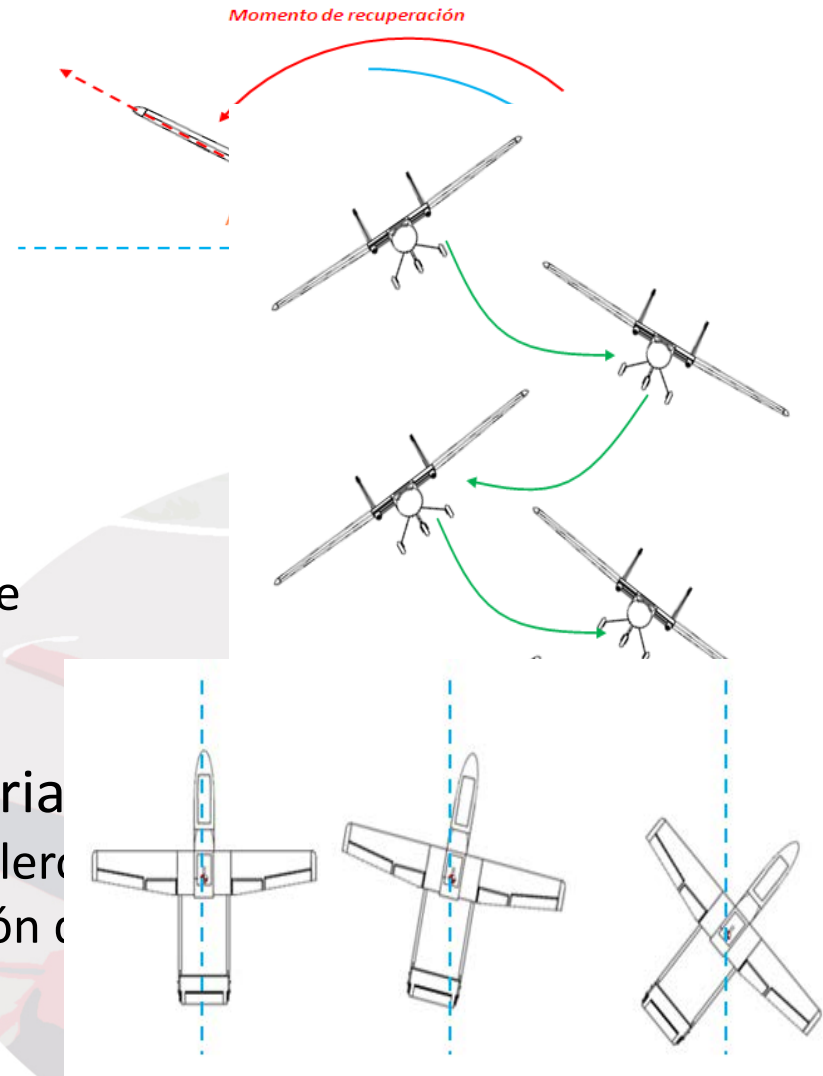
- Modo de convergencia en balan
- Modo de balanceo holandés
- Modo espiral

- Aproximación de los modos

- Modo de convergencia en balance
- Modo de balanceo holandés
- Modo espiral

- Estudio de la respuesta para varia

- Variación de la superficie de los alerones
- Variación de la superficie del timón



Estabilidad dinámica lateral-direccional

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} & a_{45} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} & a_{55} \end{pmatrix}$$

$$a_{15} = -\frac{\mu - b_{med} \cdot C_{yr}}{\mu - b_{med} \cdot C_{y\dot{\beta}}}$$

$$a_{51} = C_{n\beta} \cdot I_{x1}' + C_{l\beta} \cdot I_{xz1}' + \xi_2 \cdot b_{med} \cdot a_{11}$$

Autovalores estabilidad lateral-direccional

Crucero al 25 %	-14,8229	-0.945 ± 3.011 i	-0,0059	0
Crucero al 75 %	-22,9344	-1,2425 ± 4,6495 i	-0,0411	0
Despegue	-7,8425	-1,2176 ± 1,7648 i	0,0444	0
Aterrizaje	-7,3948	-1,1827 ± 1,7533 i	0,0455	0



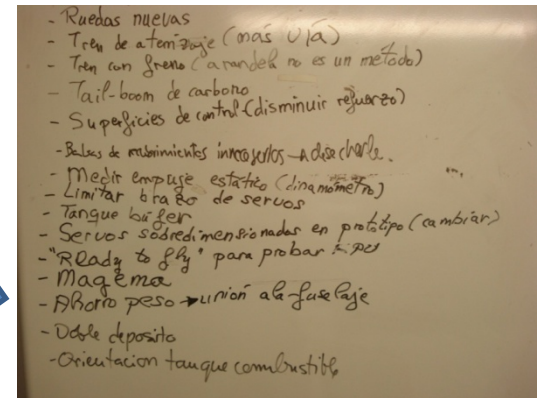
Validación del modelo con resultados experimentales



Validación del modelo con resultados experimentales

Primer vuelo con incidentes

- No se detectaron grandes fallos de ingeniería.
- Demostración de la capacidad de vuelo del avión.
- Reacción muy buena frente a mandos libres.
- Surgieron muchas cuestiones



"entia non sunt multiplicanda praeter necessitatem"

Piloto con poca experiencia

Segundo vuelo muy satisfactorio:

- Muy estable durante todos los segmentos de vuelo.
- Muy buena controlabilidad del avión.
- El avión no se encontraba trimado al principio.
- Gran experiencia en el estudio del modo espiral



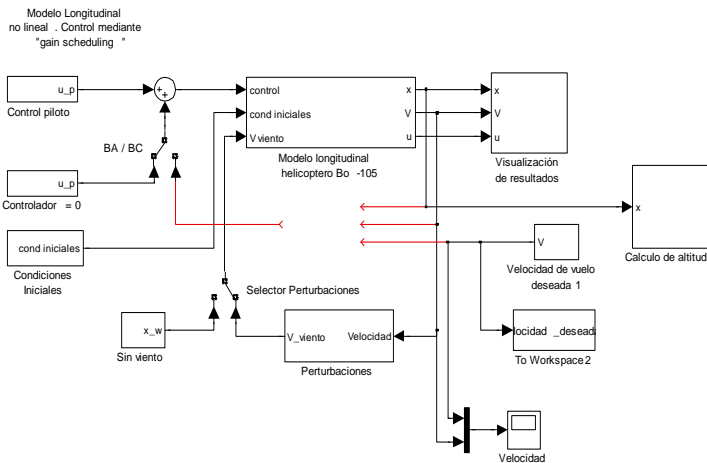


Futuras mejoras y conclusiones



Futuras mejoras

- Depuración del modelo de planta propulsora
- Modelo realimentado en vuelo
- Medida de las derivadas de estabilidad reales: túnel de viento
- Cambio del material de los tubos de cola:
 - Aumenta la capacidad de carga de pago.



Conclusiones

- El diseño y la construcción de una aeronave es un proceso **complejo**.



- **Continuo flujo** entre las diferentes áreas.
- Validación de un avión: **vuelo** del mismo



Conclusiones de estabilidad

- Investigadores de otras universidades han sido menos estrictos con el margen de error en las **derivadas de estabilidad**.
 - 300 % de error.
- **Resultados en vuelo** muy satisfactorios:
 - Estabilidad.
 - Controlabilidad y maniobrabilidad.
 - Estudio de los modos.
 - Trimado.



“La fortuna sonríe a los osados”



Cuestiones

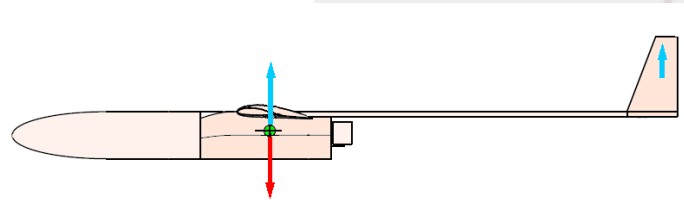
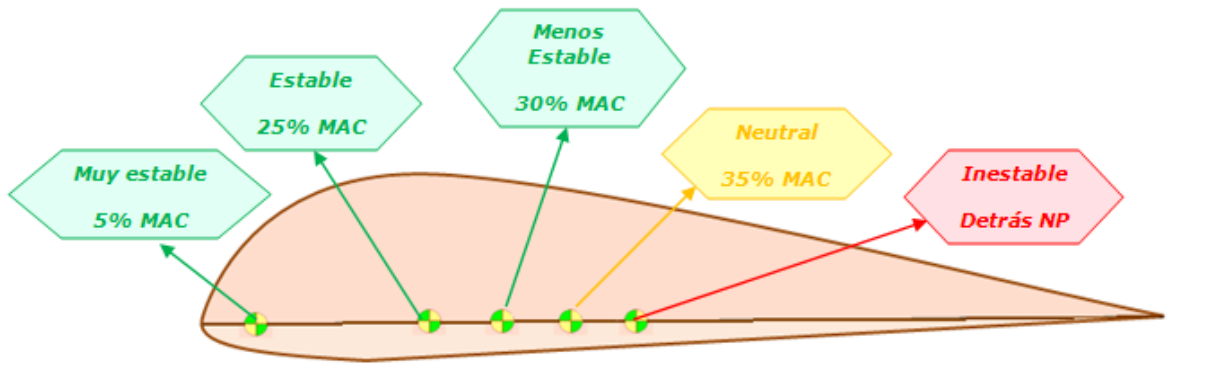


Estabilidad estática longitudinal

- Posición del punto neutro y del centro de gravedad

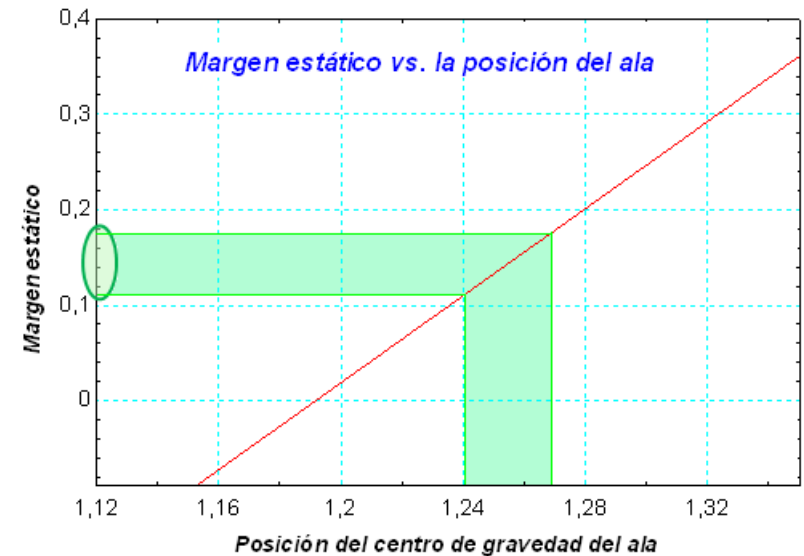
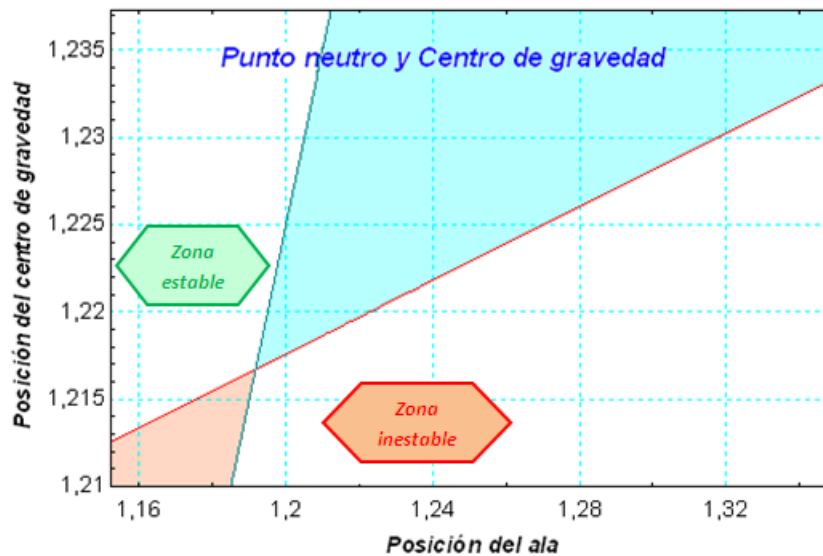
$$0 = C_{L_{nsb}} \cdot (\overline{X_{cg}} - \overline{X_{nsb}}) - C_{L_{\alpha}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \left(\eta_{h_{af}} \cdot \frac{S_{af}}{S} + \eta_{h_{noaf}} \cdot \frac{S_{noaf}}{S}\right) \cdot (\overline{X_{cat}} - \overline{X_{cg}})$$

$$C_{m_{ns}} = -C_{L_{\alpha}} \cdot (N_0 - \overline{X_{cg}})$$



Estabilidad estática longitudinal

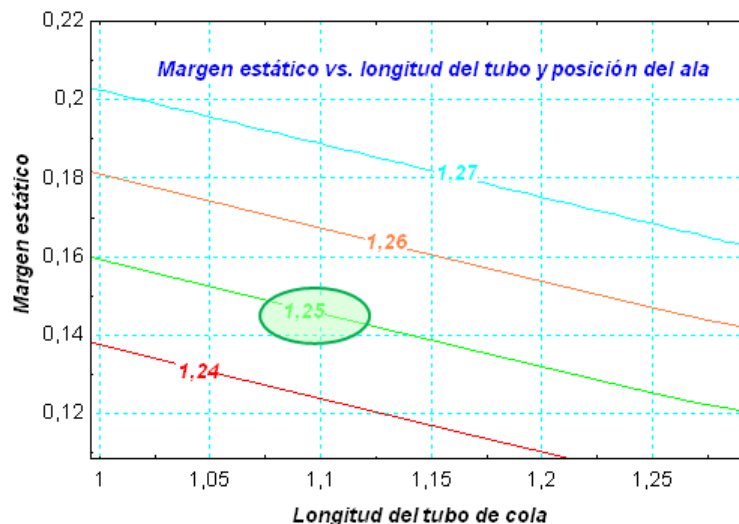
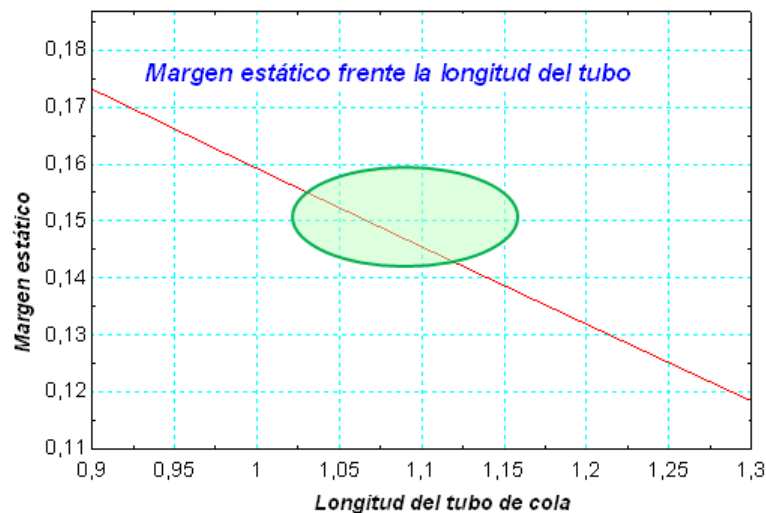
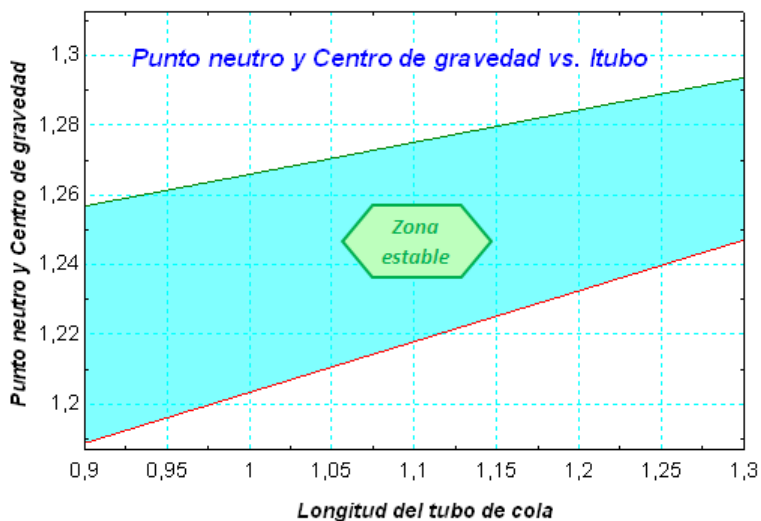
- Margen estático. Frente la posición del ala



$$\text{Margen estático} = SM = N_0 - X_{cg} \approx 15\% - 20\%$$

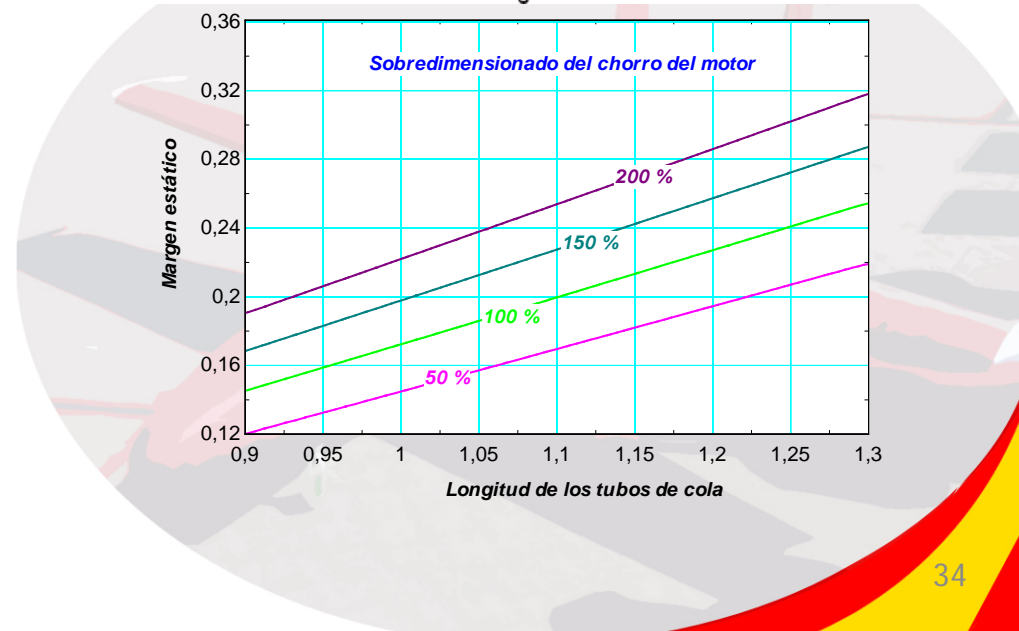
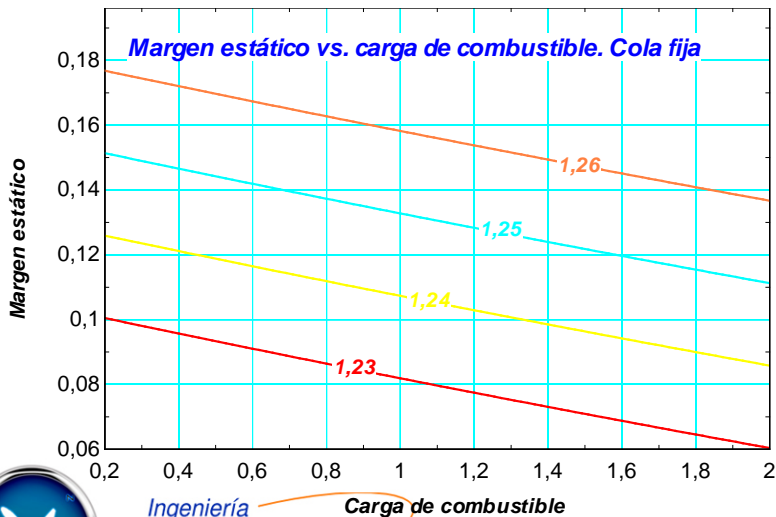
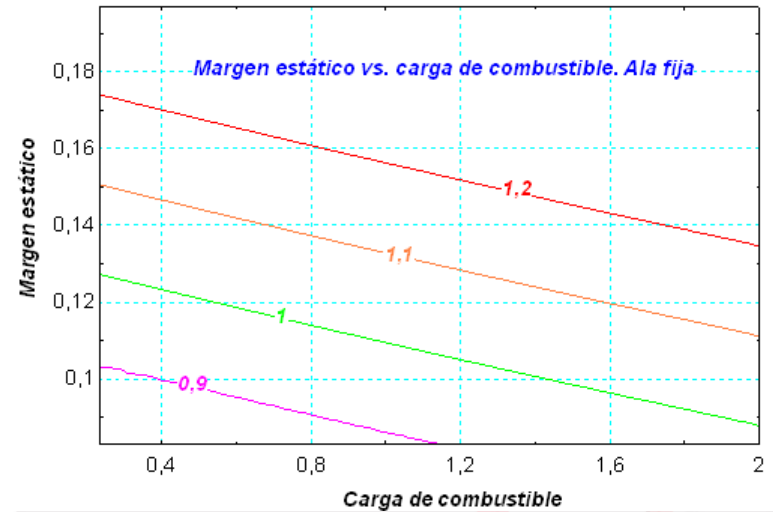
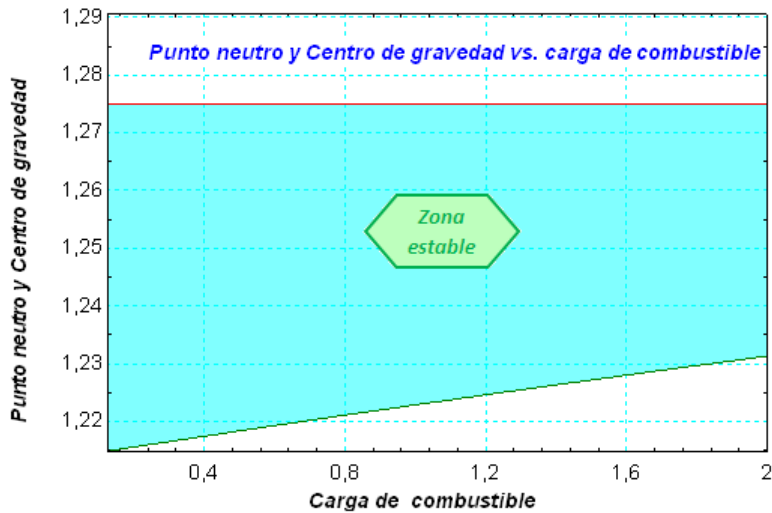
Estabilidad estática longitudinal

- Margen estático. Frente la posición de la cola



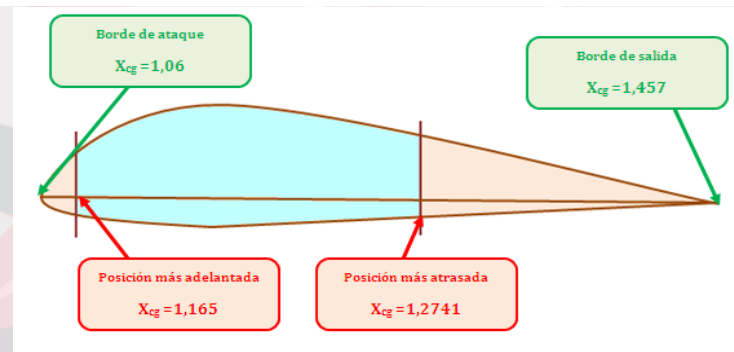
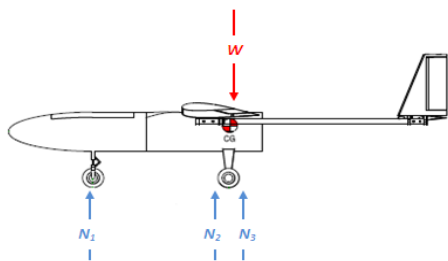
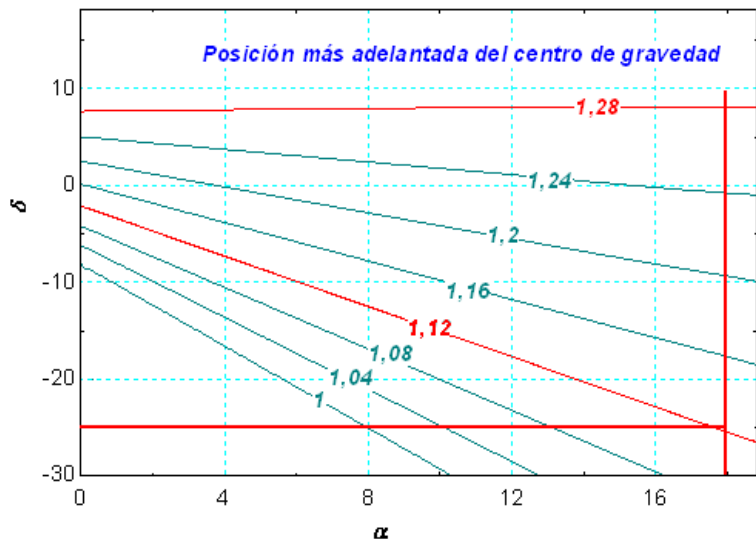
Estabilidad estática longitudinal

- Margen estático. Frente la carga de combustible



Estabilidad estática longitudinal

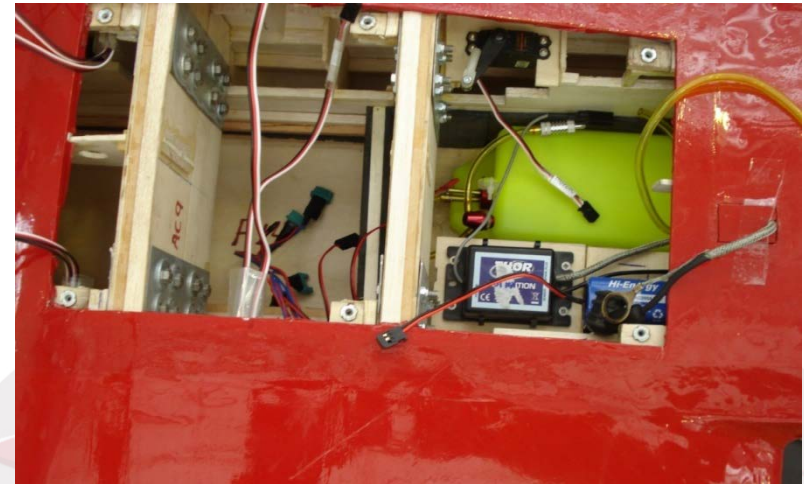
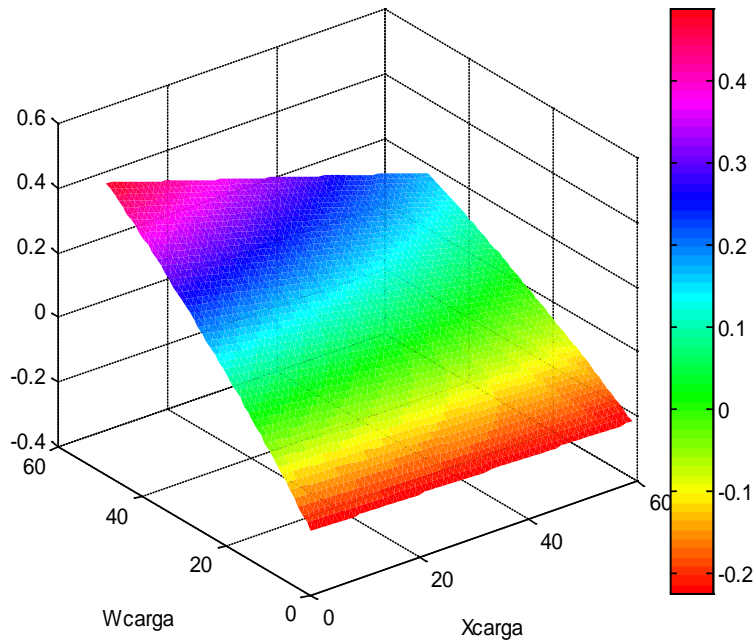
- Posición real del centro de gravedad y límites del mismo



Estabilidad estática longitudinal

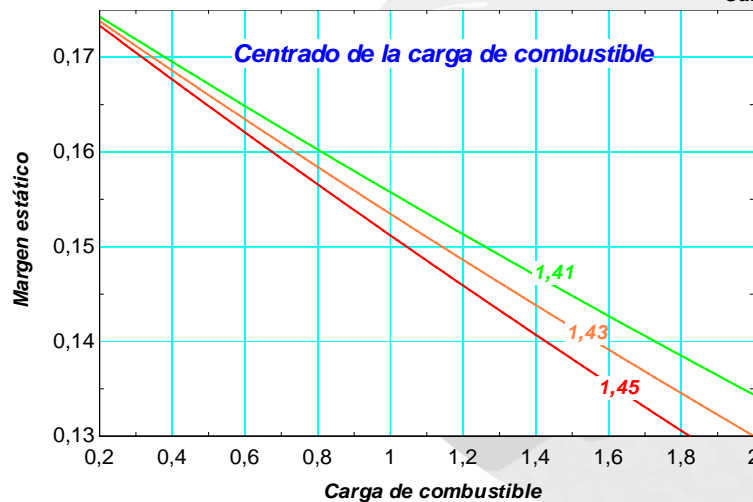
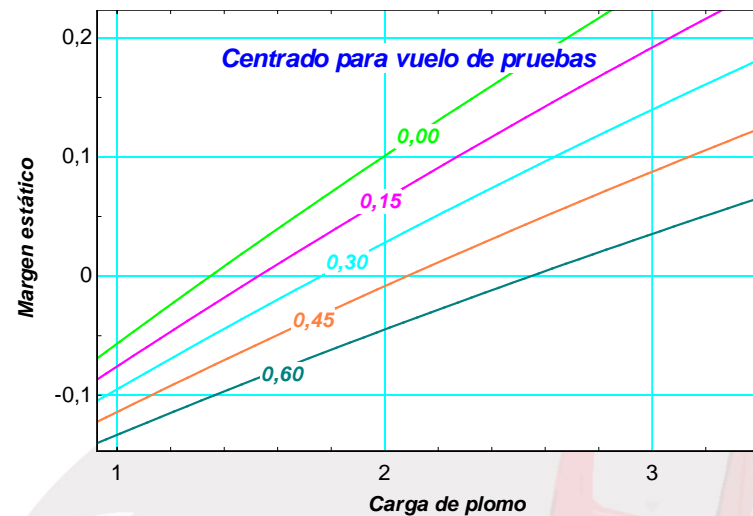
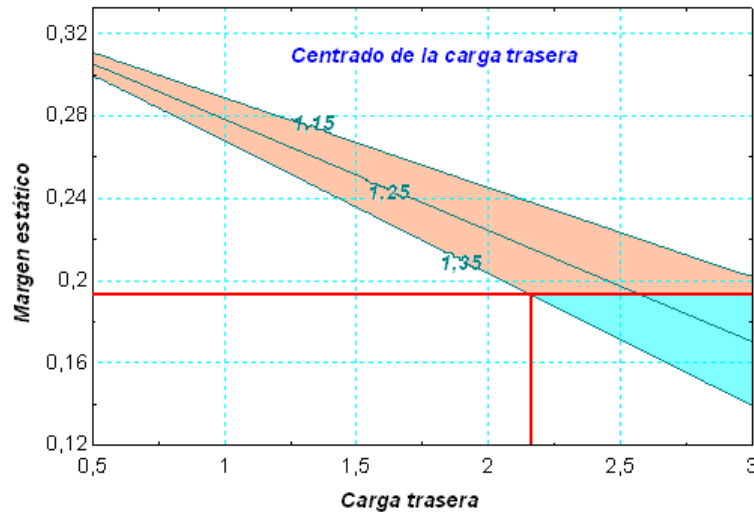
- **Centrado de la carga de pago**

DIAGRAMA DE CENTRADO DE CARGA



Estabilidad estática longitudinal

- Centrado de la carga de pago

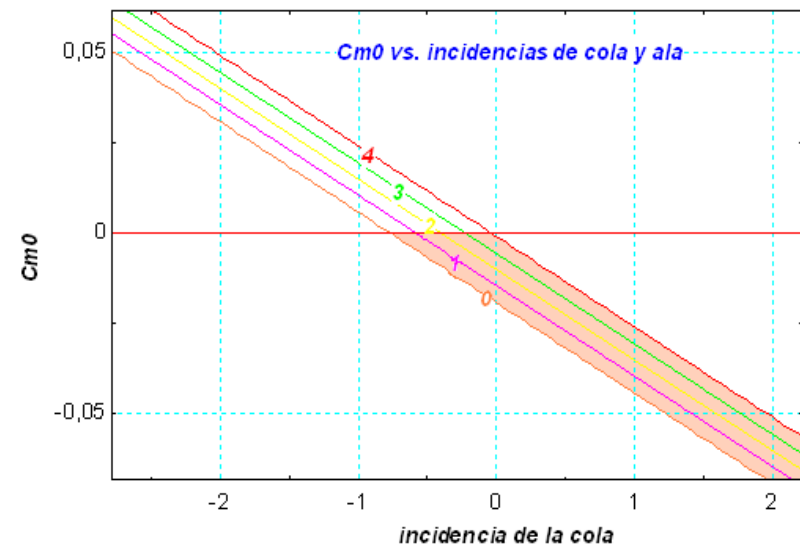
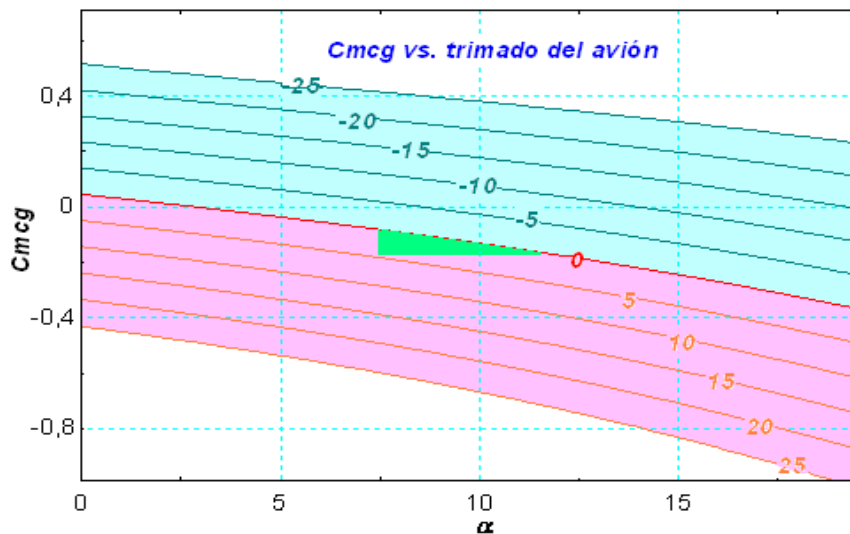


Estabilidad estática longitudinal

- Criterio de estabilidad longitudinal

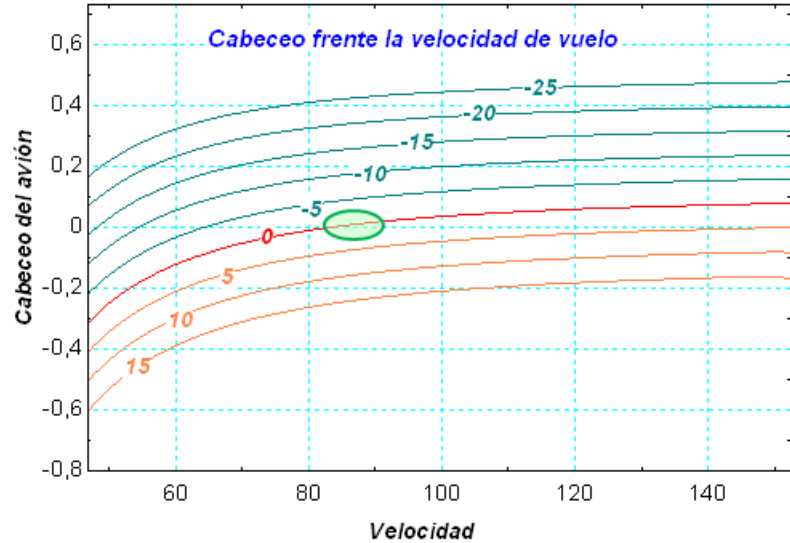
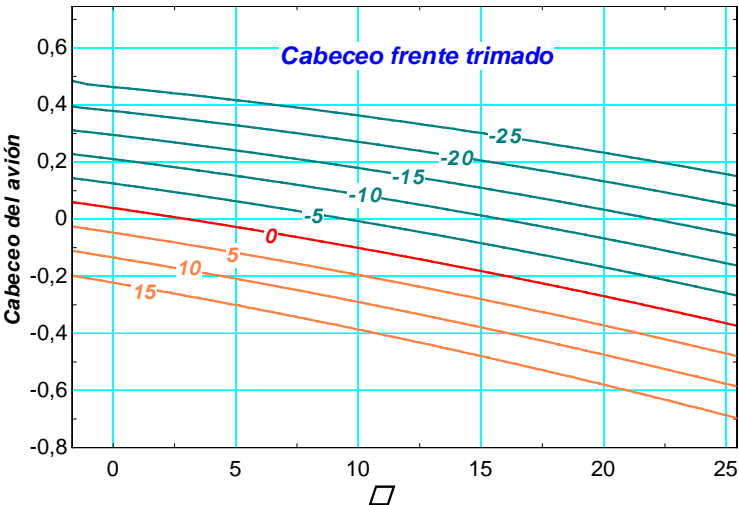
C_{m0}	$C_{m\alpha}$
$0,0615 > 0$	$-0,5631 < 0$

$$C_{m\alpha g} = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha_{wb} + C_{m\alpha e} \cdot \delta_e$$



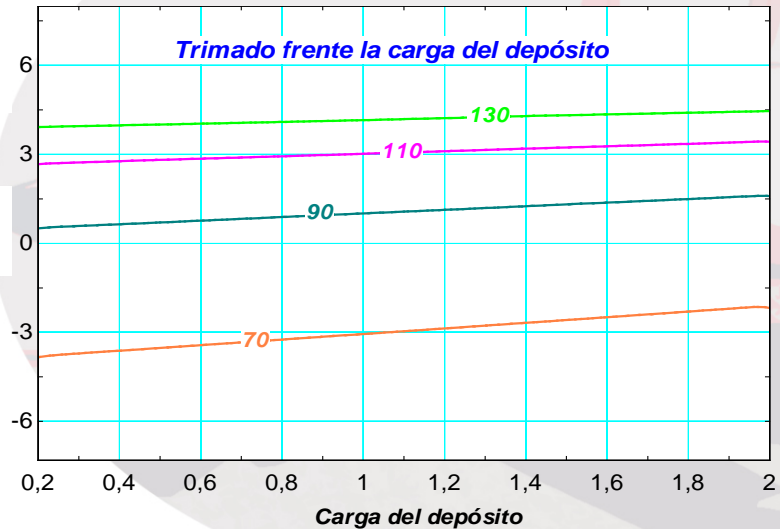
Estabilidad estática longitudinal

- Trimado del avión



Incidencia de ala ($\delta=0$)	Incidencia de la cola ($\delta=0$)
2°	$-1,33^\circ$

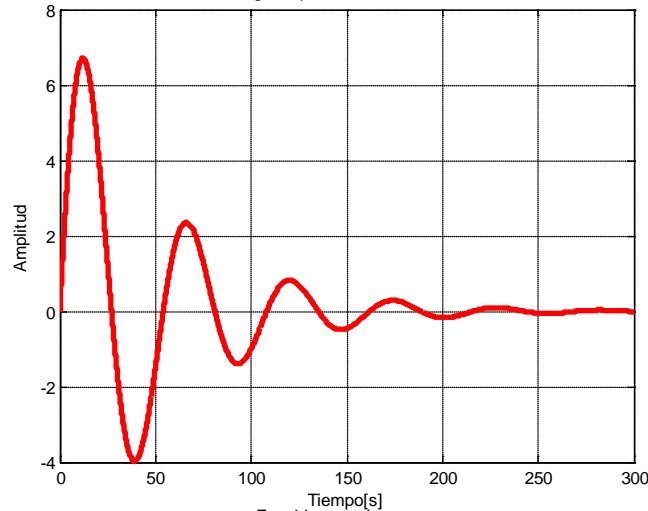
Trimado del ala	Trimado de la cola
$\alpha = 1,683^\circ$	$\delta = 1,011^\circ$



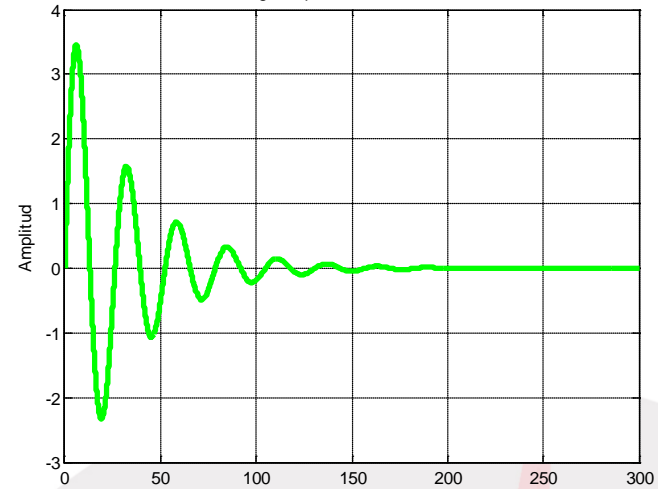
Estabilidad dinámica longitudinal

- Modo fugoide (300 segundos)

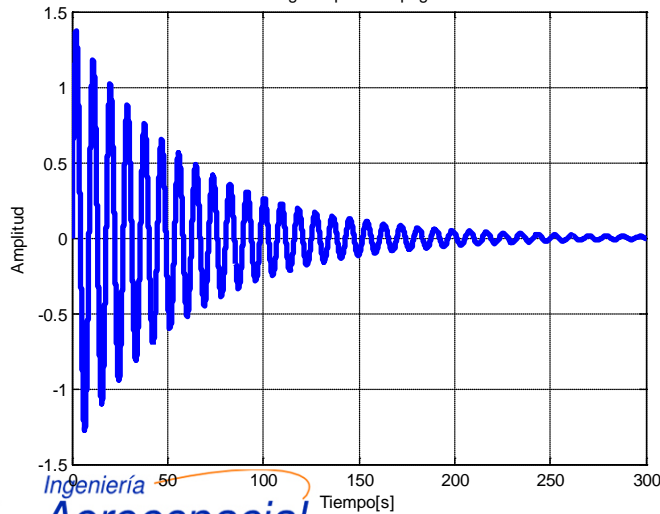
Fugoide para crucero al 25 %



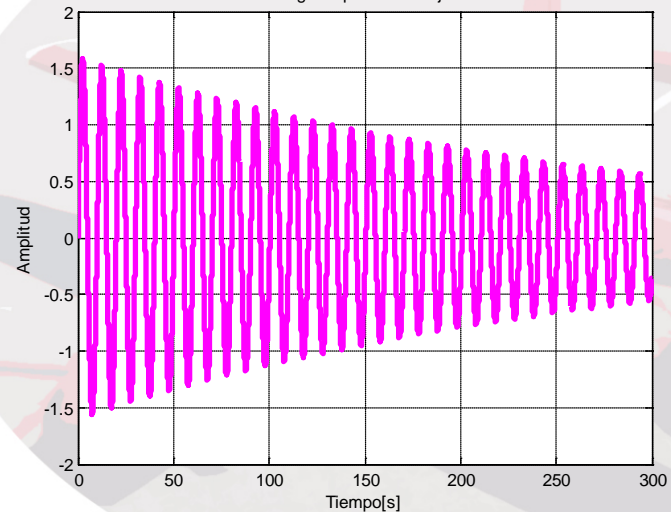
Fugoide para crucero al 75 %



Fugoide para despegue

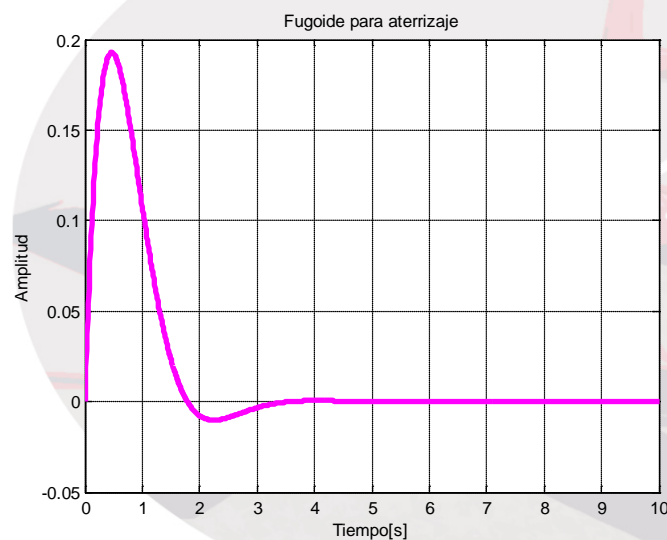
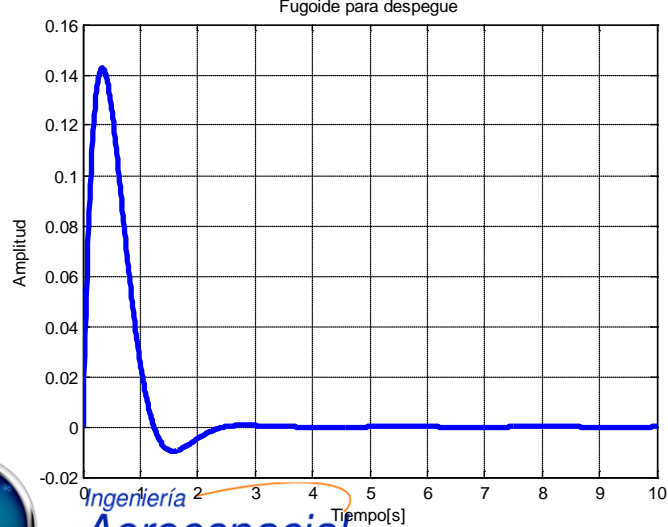
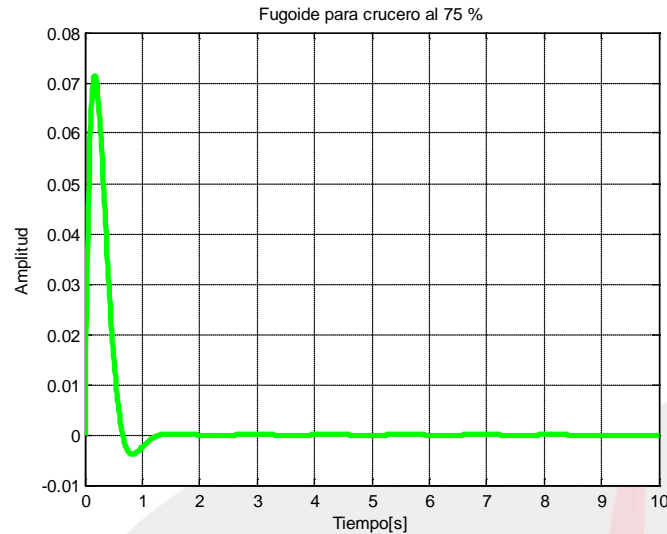
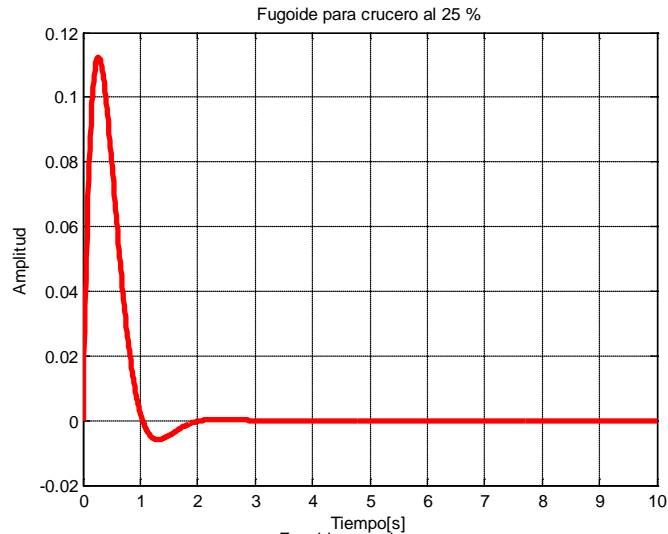


Fugoide para aterrizaje



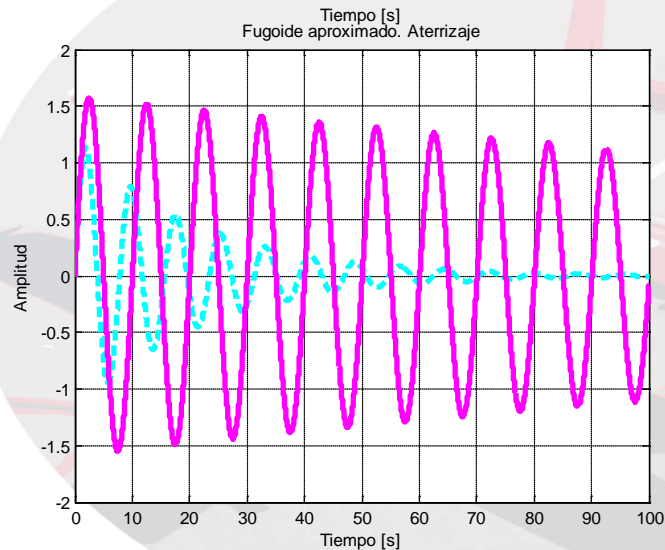
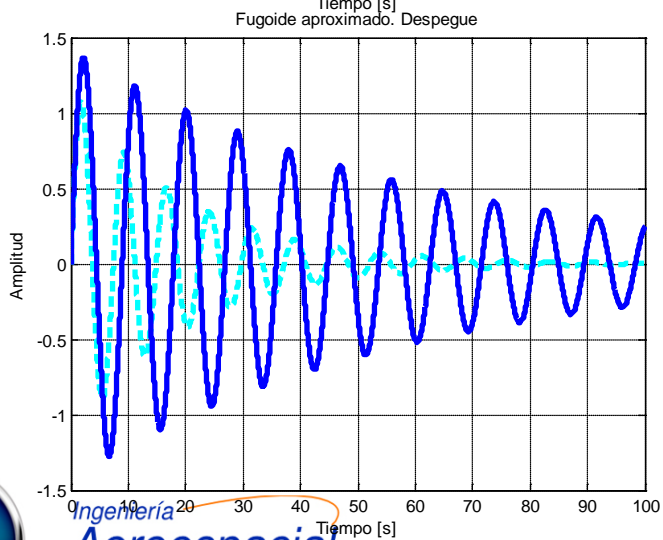
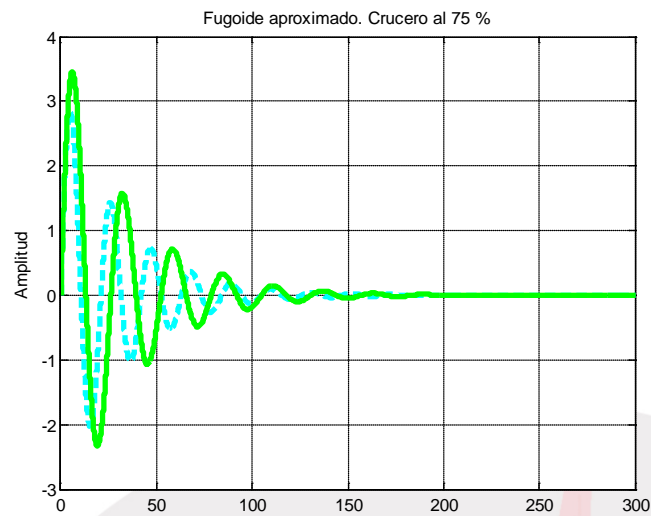
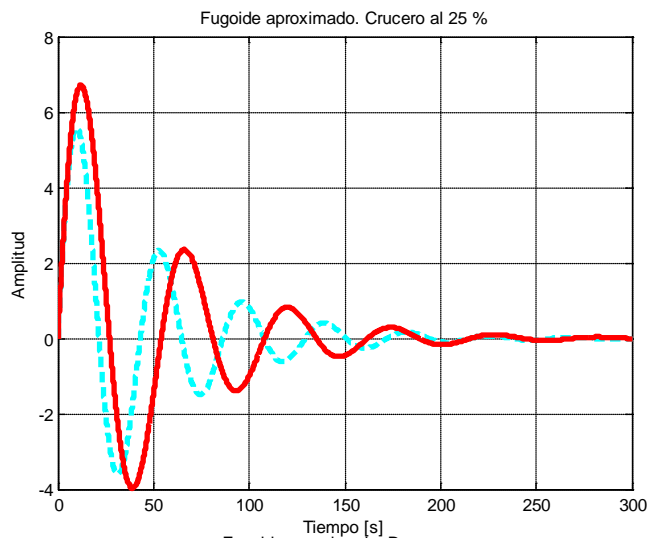
Estabilidad dinámica longitudinal

- Modo de corto periodo (10 segundos)



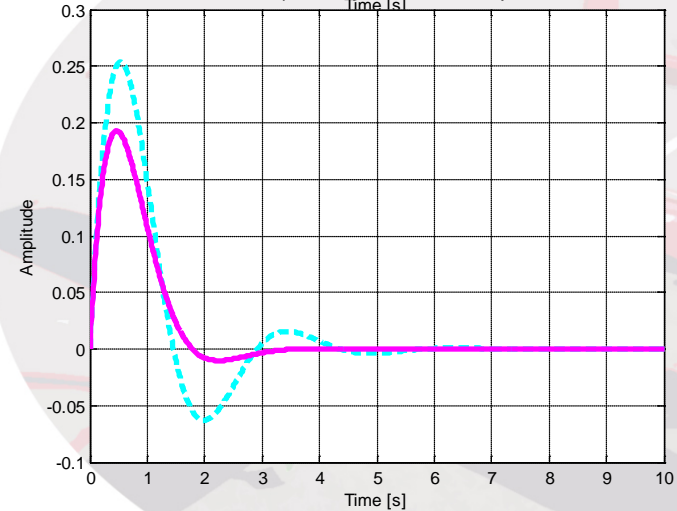
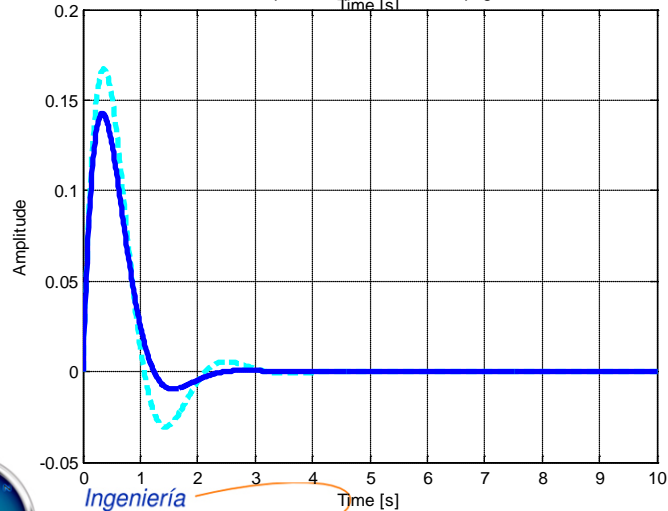
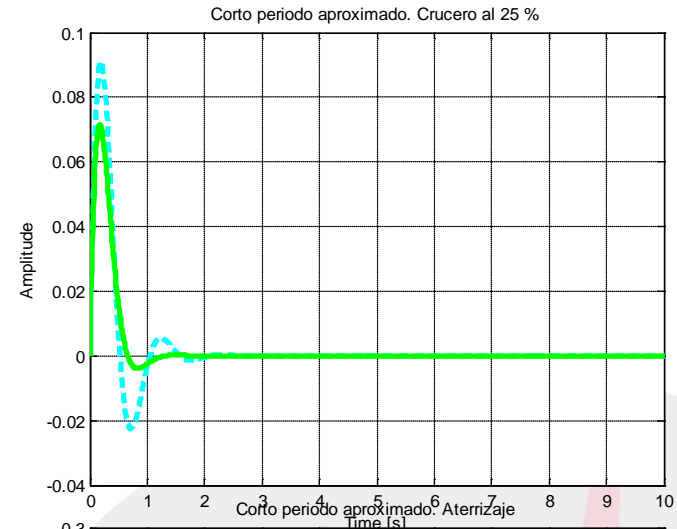
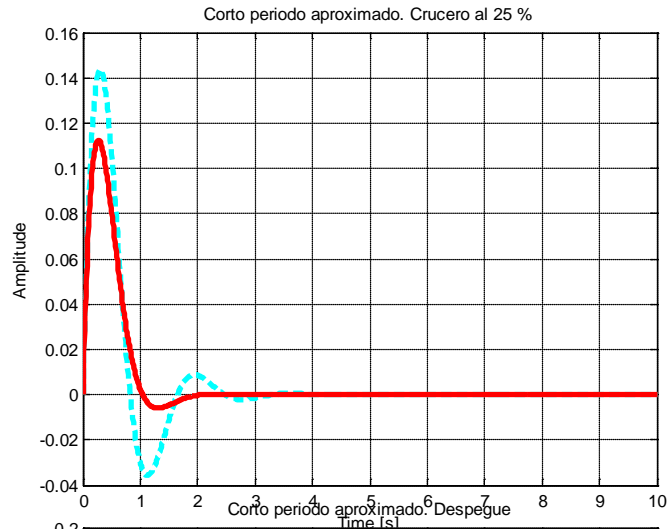
Estabilidad dinámica longitudinal

- Aproximación de los modos



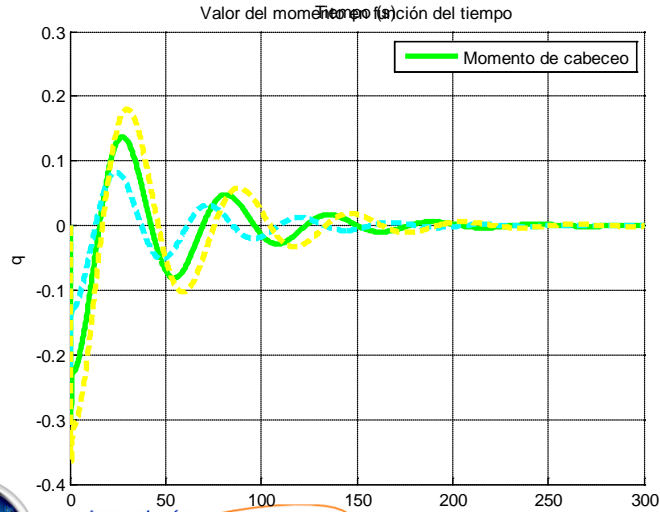
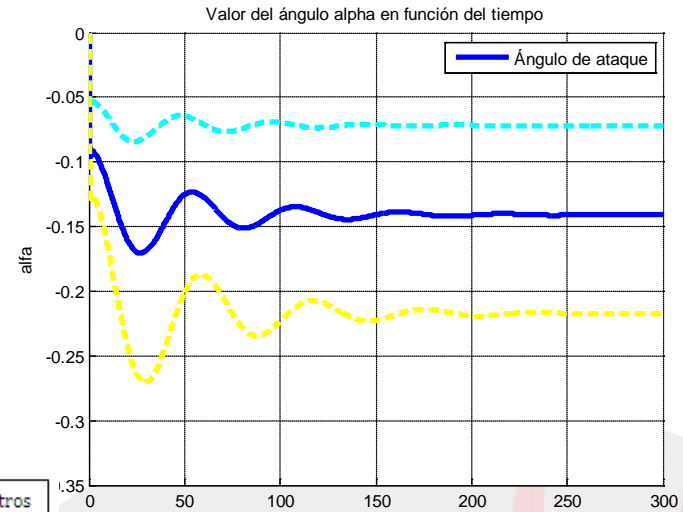
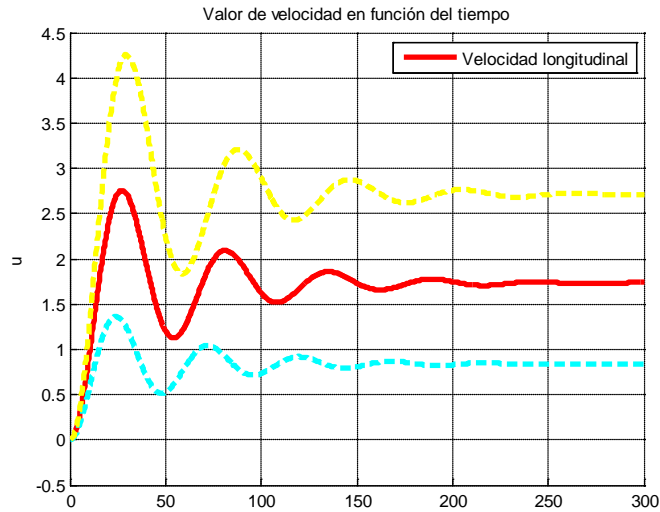
Estabilidad dinámica longitudinal

- Aproximación de los modos

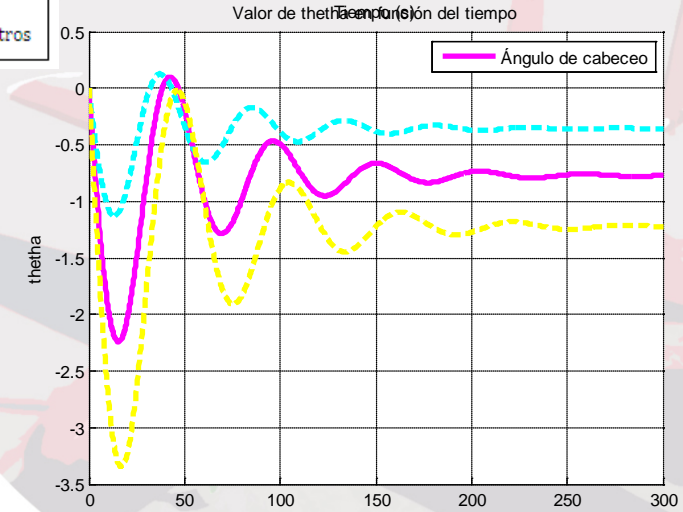


Estabilidad dinámica longitudinal

- Diferentes configuraciones. Variación tamaño estabilizador horizontal

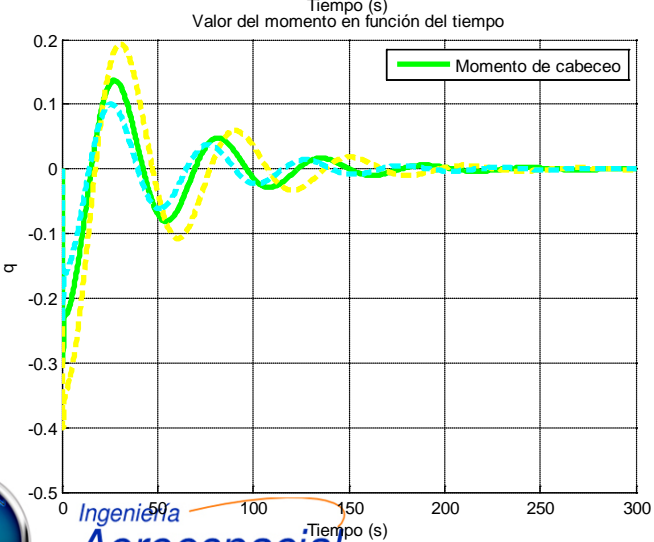
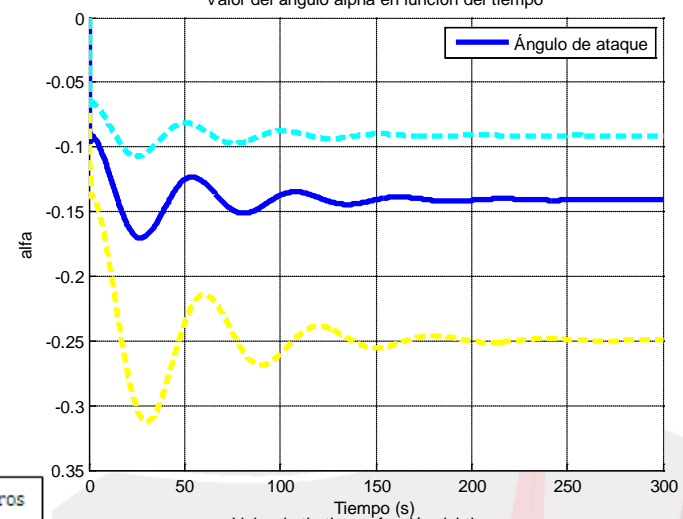
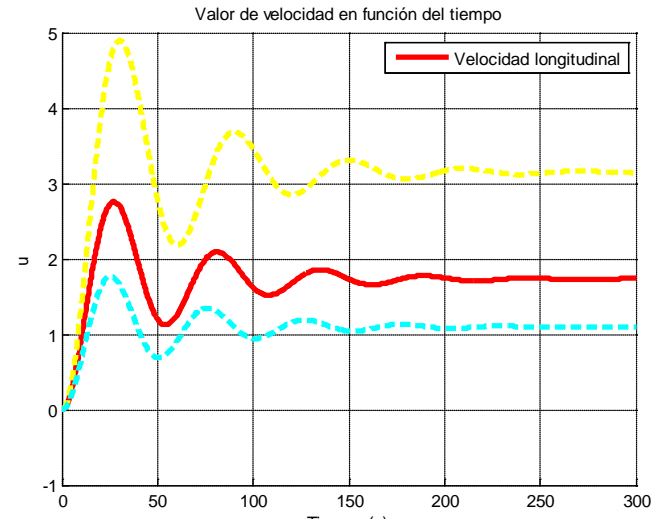


— 50 centímetros
— 90 centímetros

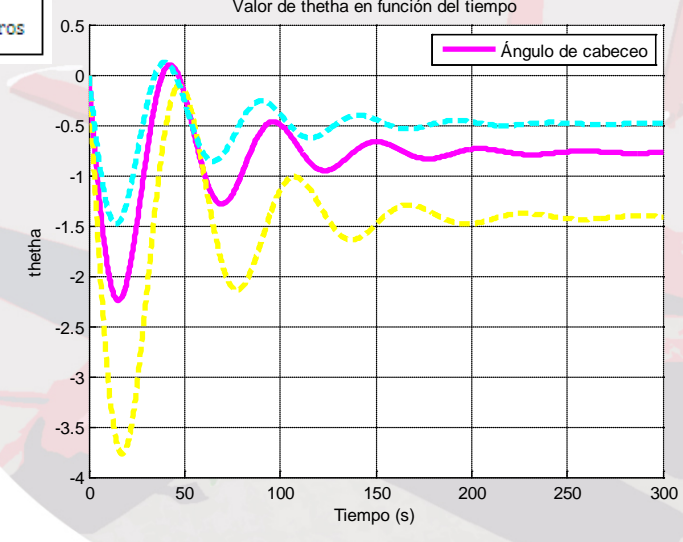


Estabilidad dinámica longitudinal

- Diferentes configuraciones. Variación de la longitud de los "booms"

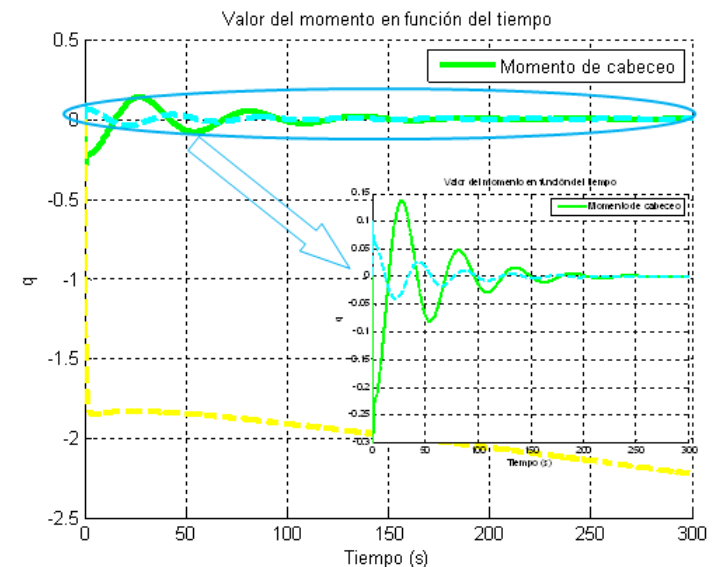
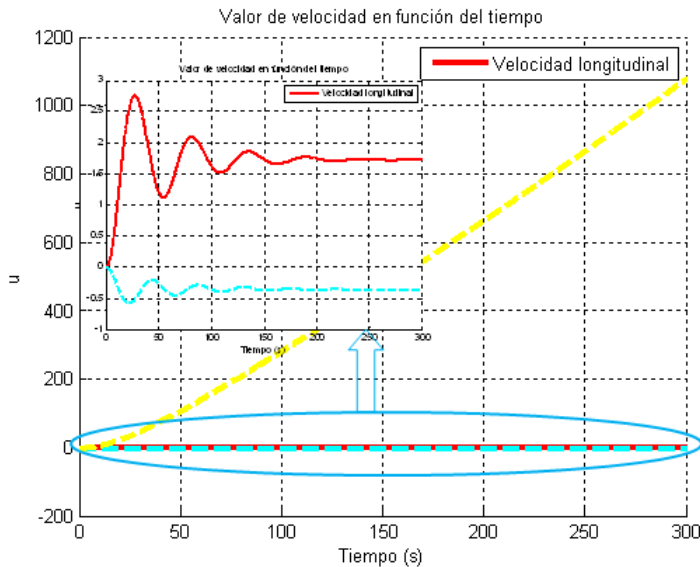


— 90 centímetros
- - 130 centímetros



Estabilidad dinámica longitudinal

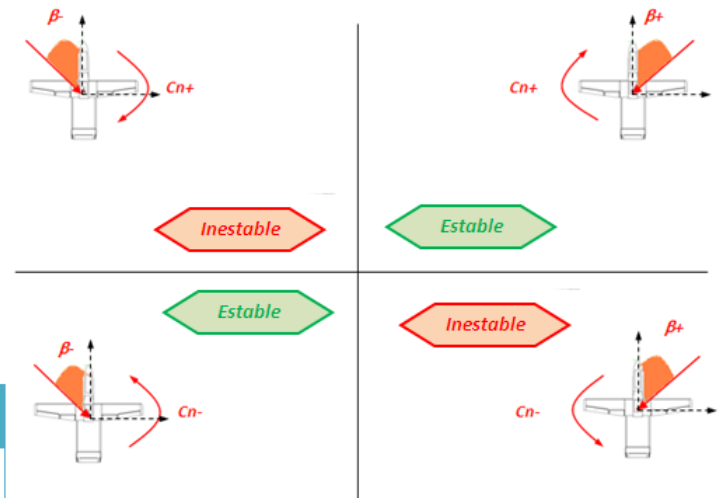
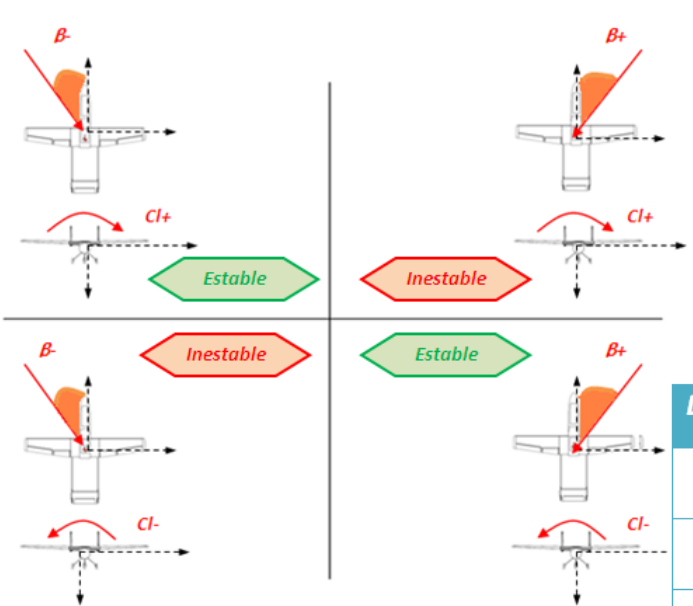
- Diferentes configuraciones. Variación del margen estático



Autovalores		
Margen estático 15 %	Margen estático 25 %	Margen estático 0 %
$-2.8243 + 3.0206i$	$-2.8246 + 4.1676i$	-4.1172
$-2.8243 - 3.0206i$	$-2.8246 - 4.1676i$	-1.5239
$-0.0194 + 0.1163i$	$-0.0193 + 0.1438i$	-0.0464
$-0.0194 - 0.1163i$	$-0.0193 - 0.1438i$	$0,0008$

Estabilidad estática lateral-direccional

- Criterio de estabilidad estática lateral-direccional

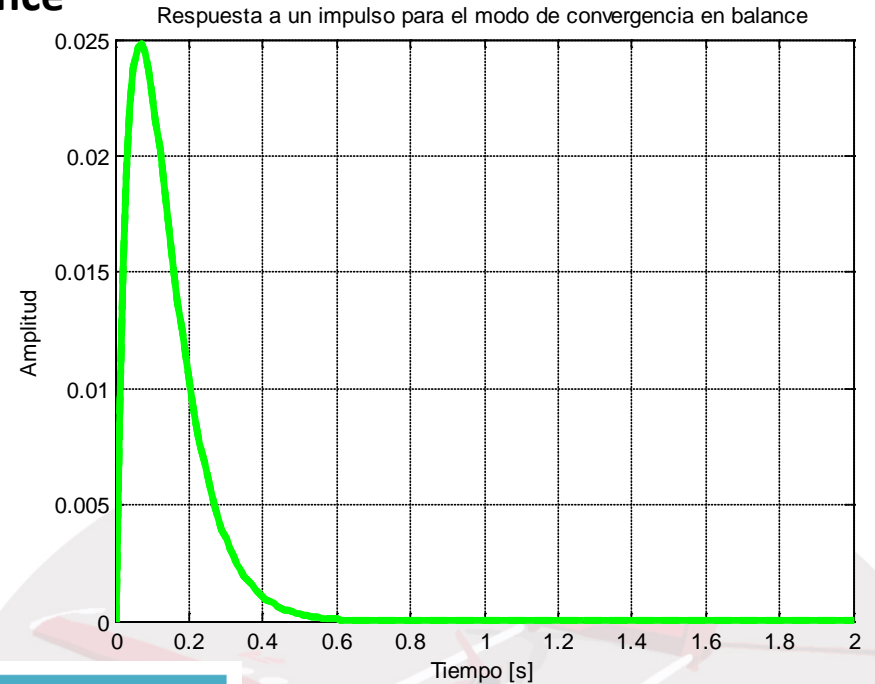
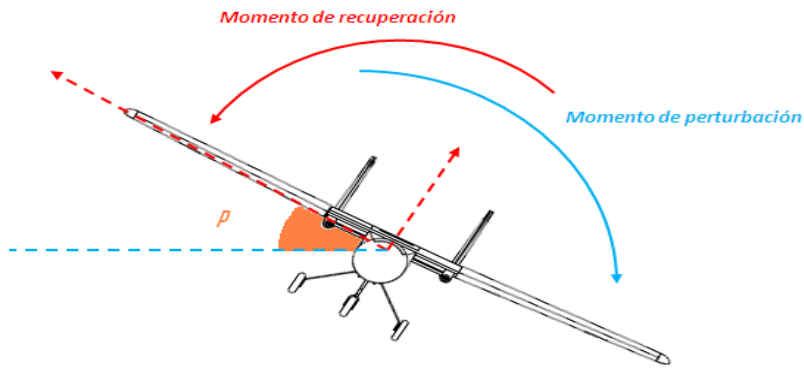


Derivadas de estabilidad laterales	
$C_{y\beta}$	-0,499
$C_{n\beta}$	0,0817
$C_{l\beta}$	-0,0364
$C_{y\delta a}$	0
$C_{n\delta a}$	-0,0088
$C_{l\delta a}$	0,22
$C_{y\delta r}$	0,2565
$C_{n\delta r}$	-0,1277
$C_{l\delta r}$	0,0233



Estabilidad dinámica lateral-direccional

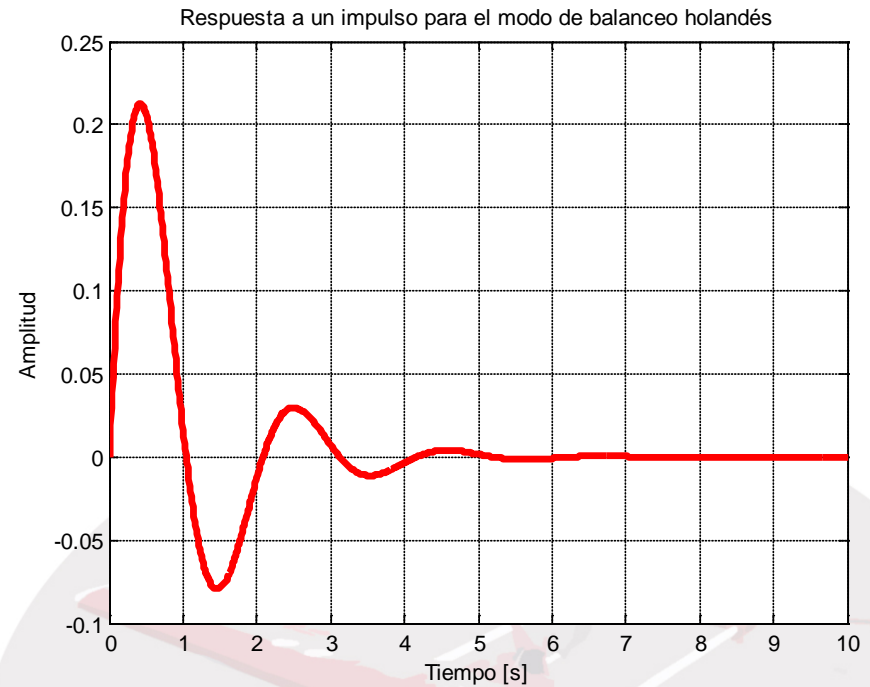
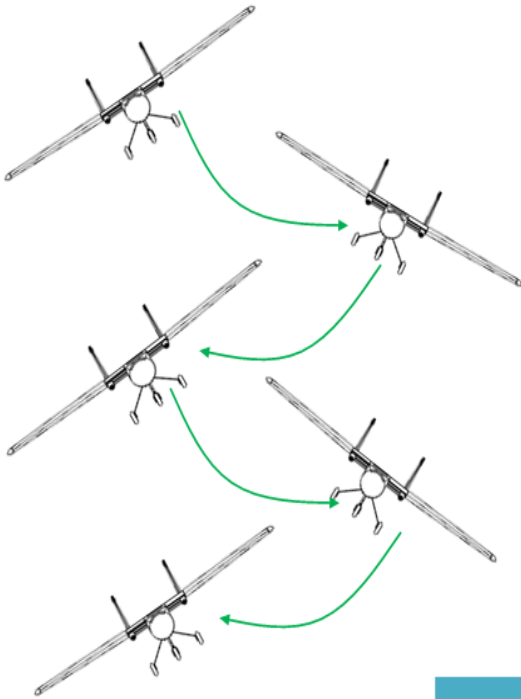
- **Modo de convergencia en balance**



Modo de convergencia en balance	
	Autovalores
Crucero al 25 %	-14,8229
Crucero al 75 %	-22,9344
Despegue	-7,8425
Aterrizaje	-7,3948

Estabilidad dinámica lateral-direccional

- Modo de balanceo holandés

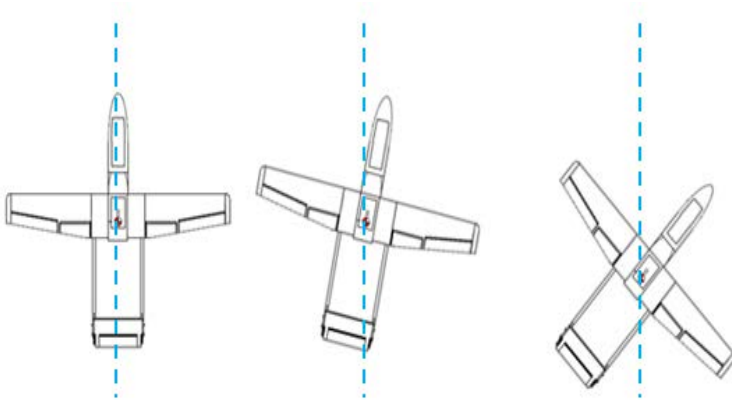


Modo de balanceo holandés

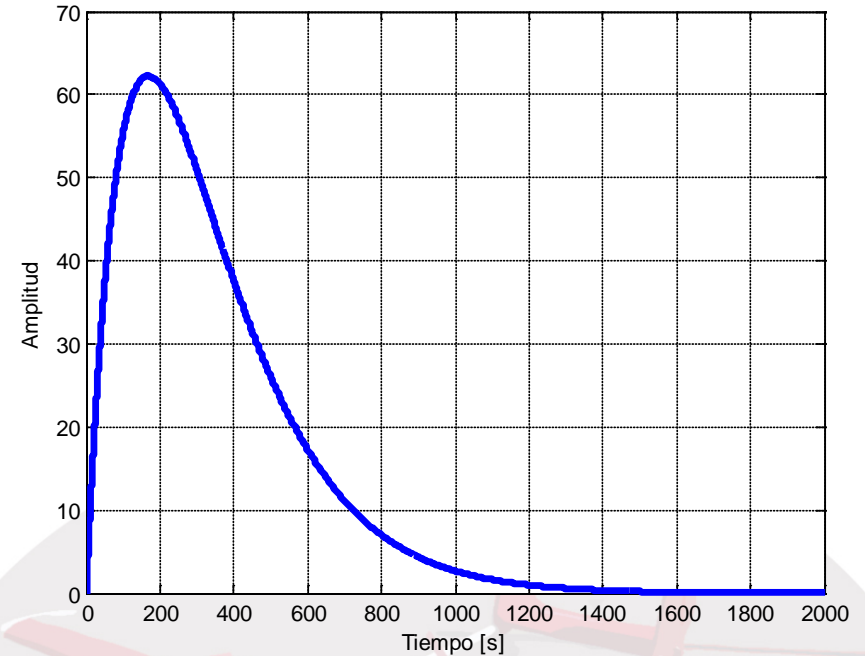
	Autovalores
Crucero al 25 %	$-0,9451 \pm 3,1601i$
Crucero al 75 %	$-0,9463 \pm 3,0156i$
Despegue	$-1,2176 \pm 1,7649i$
Aterrizaje	$-1,1827 \pm 1,7533i$

Estabilidad dinámica lateral-direccional

- **Modo espiral**



Respuesta a un impulso para el modo espiral



<i>Modo espiral</i>	
	<i>Autovalores</i>
<i>Crucero al 25 %</i>	<i>-0,0059</i>
<i>Crucero al 75 %</i>	<i>-0,0411</i>
<i>Despegue</i>	<i>0,0444</i>
<i>Aterrizaje</i>	<i>0,0455</i>

Estabilidad dinámica lateral-direccional

- Variación del tamaño de los alerones y del timón de dirección

