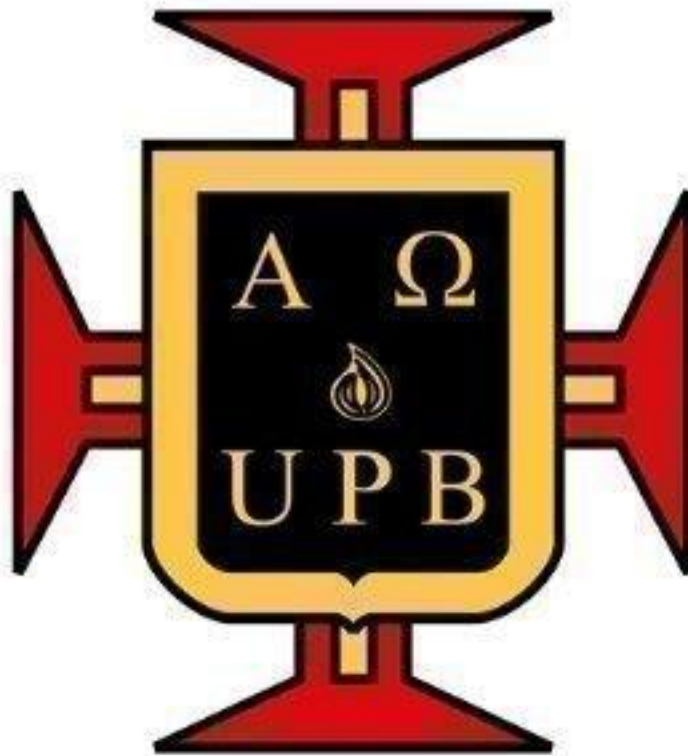


# Informe Final – Modelo de Aeronave Civil RCAM



Autores: Juan Camilo Buitrago - Luis Felipe Gutiérrez

Curso: Dinámica de Vuelo

Profesor: Javier Herrera

Facultad: Ingeniería aeronáutica

Año: 2025

## 1. Backend: Estructura, ecuaciones y módulos

El proyecto implementa el modelo dinámico no lineal RCAM (Research Civil Aircraft Model), que representa una aeronave bimotor genérica con seis grados de libertad. Las ecuaciones siguen la formulación original del manual GARTEUR – Robust Flight Control Design Challenge (RCAM).

Vectores de estado y control:

$$\mathbf{X} = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi]^T$$

$$\mathbf{U} = [\delta a, \delta e, \delta r, T1, T2]^T$$

La integración temporal se realiza mediante `solve_ivp()` de SciPy, con el sistema de ecuaciones en forma explícita:  $\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}, \mathbf{U})$ .

Ecuaciones principales:

1. Dinámica traslacional:  $\dot{\mathbf{V}}_b = (1/m)(\mathbf{F}_g + \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_P) - \boldsymbol{\omega}_b \times \mathbf{V}_b$

2. Dinámica rotacional:  $\dot{\boldsymbol{\omega}}_b = \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{M}_A + \mathbf{M}_P - \boldsymbol{\omega}_b \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_b))$

3. Cinemática:  $\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{T}(\phi, \theta)\boldsymbol{\omega}_b$

El modelo calcula los coeficientes de sustentación, arrastre y fuerza lateral, además de los momentos aerodinámicos alrededor del centro aerodinámico y su transferencia al centro de gravedad.

## 2. Casos de prueba y observaciones

Punto 2 – El sistema alcanza el punto de equilibrio longitudinal con amortiguamiento positivo en los modos short period y phugoid, evidenciando estabilidad estática y dinámica. No se observan acoplamientos significativos entre los ejes lateral y longitudinal.

Punto 3 – La excitación lateral genera un incremento transitorio en las velocidades angulares, acompañado de una respuesta oscilatoria amortiguada propia del modo rolling y del Dutch roll. La dinámica longitudinal muestra leve acoplamiento debido a los cambios en sustentación durante el alabeo.

Punto 4 – La asimetría de empuje introduce momentos de guiñada y alabeo que excitan los modos spiral y Dutch roll, observándose una desviación sostenida en  $\psi$  y una oscilación amortiguada en  $\phi$ . El sistema tiende a una nueva condición de equilibrio lateral con mayor demanda de control direccional.

Punto 5 – El algoritmo PSO convergió a una condición de equilibrio longitudinal caracterizada por un ángulo de ataque de  $4.07^\circ$ , actitud de cabeceo de  $5.04^\circ$  y deflexión del elevador de  $-8.68^\circ$ , minimizando la función de costo a  $J = 6.688 \times 10^{-11}$ . Esto indica que las aceleraciones lineales y angulares en el eje longitudinal son prácticamente nulas, logrando un punto de trimado estable donde las fuerzas aerodinámicas, el peso y el empuje se equilibran, garantizando vuelo nivelado sin requerimientos adicionales de control.

### 3. Función de costo

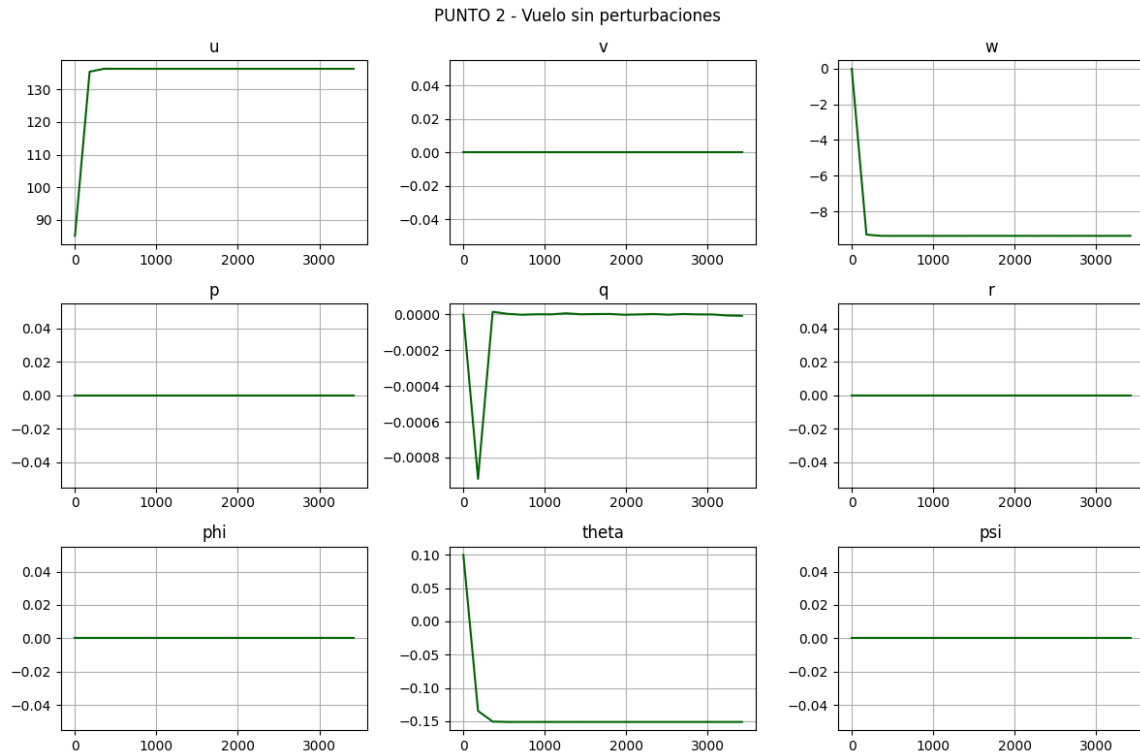
En el punto 5 se realiza el trimado considerando tres variables:  $\alpha$ ,  $\theta$  y  $\delta_e$ , manteniendo velocidad y potencia constantes. El objetivo es minimizar las aceleraciones longitudinales y de cabeceo mediante la función de costo:

$$J = f_u^2 + f_w^2 + f_q^2$$

Los resultados finales fueron:  $\alpha = 4.07^\circ$ ,  $\theta = 5.04^\circ$ ,  $\delta_e = -8.68^\circ$ , con un costo final  $J \approx 6.688e-11$ . El PSO converge en menos de 60 iteraciones, mostrando estabilidad y precisión.

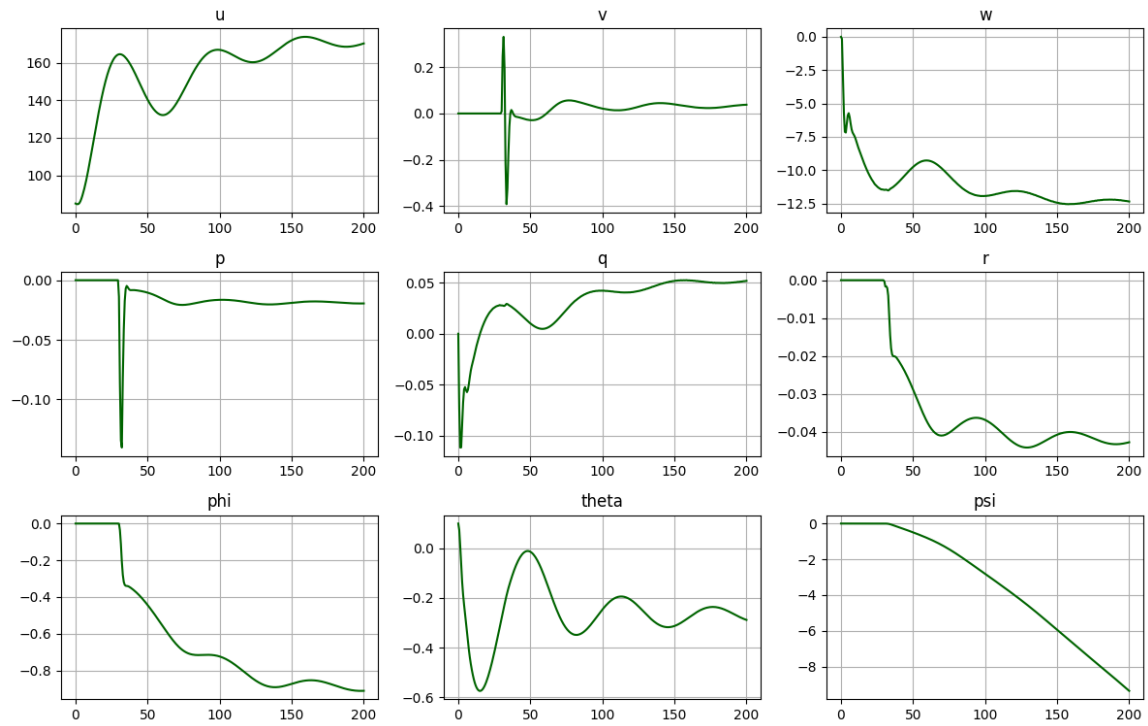
### 4. Gráficas principales

Punto 2: la aeronave mantiene un comportamiento estable y equilibrado, con velocidades y ángulos constantes. Las pequeñas variaciones iniciales se amortiguan rápidamente, indicando vuelo trimado y sin oscilaciones significativas.



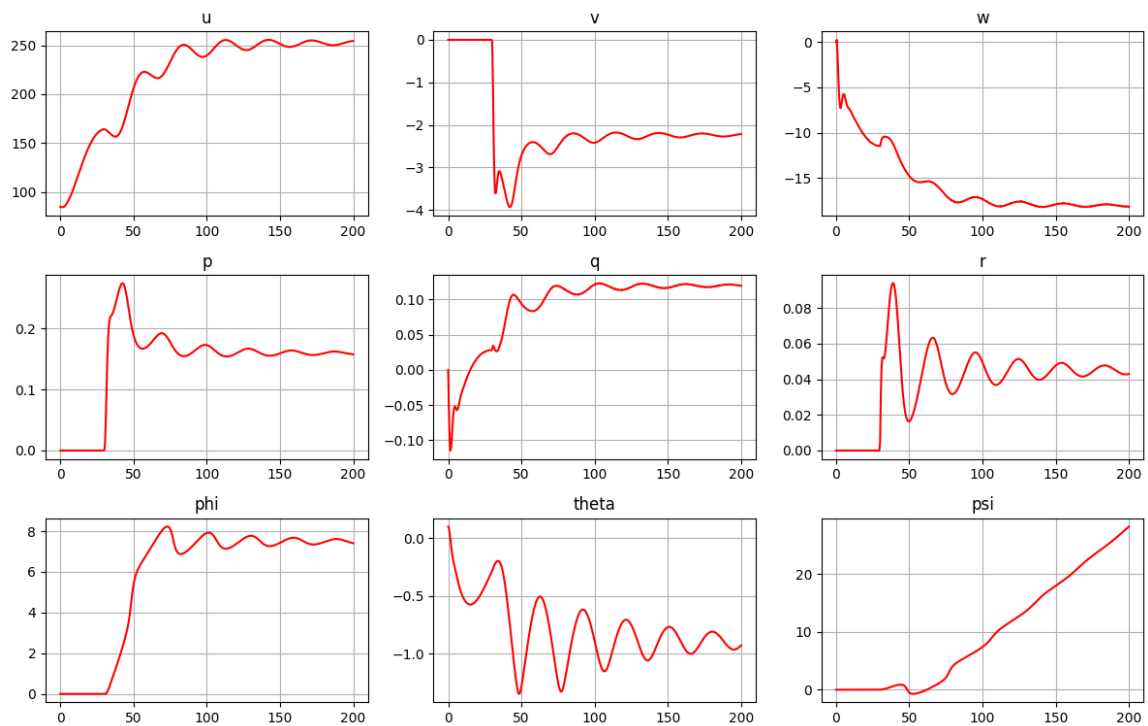
Punto 3: la deflexión de los alerones produce un alabeo que genera oscilaciones transitorias en los ejes lateral y direccional. Estas oscilaciones se amortiguan progresivamente, evidenciando una respuesta estable del sistema de control.

PUNTO 3 - Respuesta a alerones +5°

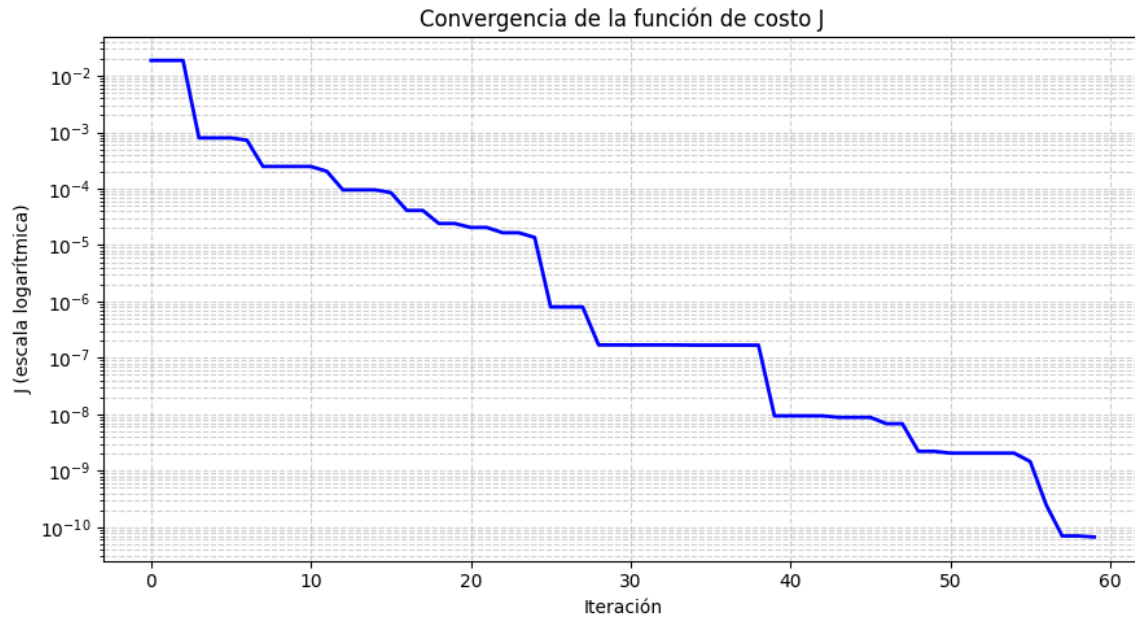


Punto 4: la pérdida asimétrica de empuje provoca desviación, alabeo y guiñada hacia el lado del motor inoperativo. El comportamiento muestra la necesidad de aplicar control direccional y potencia diferencial para recuperar la estabilidad.

PUNTO 4 - Apagado de motor izquierdo ( $t \geq 30$  s)



Punto 5: curva logarítmica decreciente de J indicando convergencia.



## 5. Conclusiones

El modelo RCAM reproduce adecuadamente las dinámicas longitudinal, lateral y direccional de una aeronave bimotor. Las simulaciones muestran comportamientos coherentes y físicamente realistas. El uso del PSO permitió encontrar la condición de vuelo nivelado y trimado de forma automática sin linealizar el modelo.

## Referencias

1. GARTEUR. Robust Flight Control Design Challenge Problem Formulation and Manual: The Research Civil Aircraft Model (RCAM).
2. Notas de clase – Dinámica de Vuelo, Universidad Pontificia Bolivariana.