

# | DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE COHETE AMATEUR

**Trabajo Fin de Grado**

*Grado en Ingeniería Mecánica*

**Autor:** Antón Patiño Carro

**Tutor:** Emilio Sanjurjo Maroño



# ÍNDICE

- Objeto y alcance
- Antecedentes
- Requisitos de diseño
- Análisis de soluciones
- Conclusiones y trabajos futuros



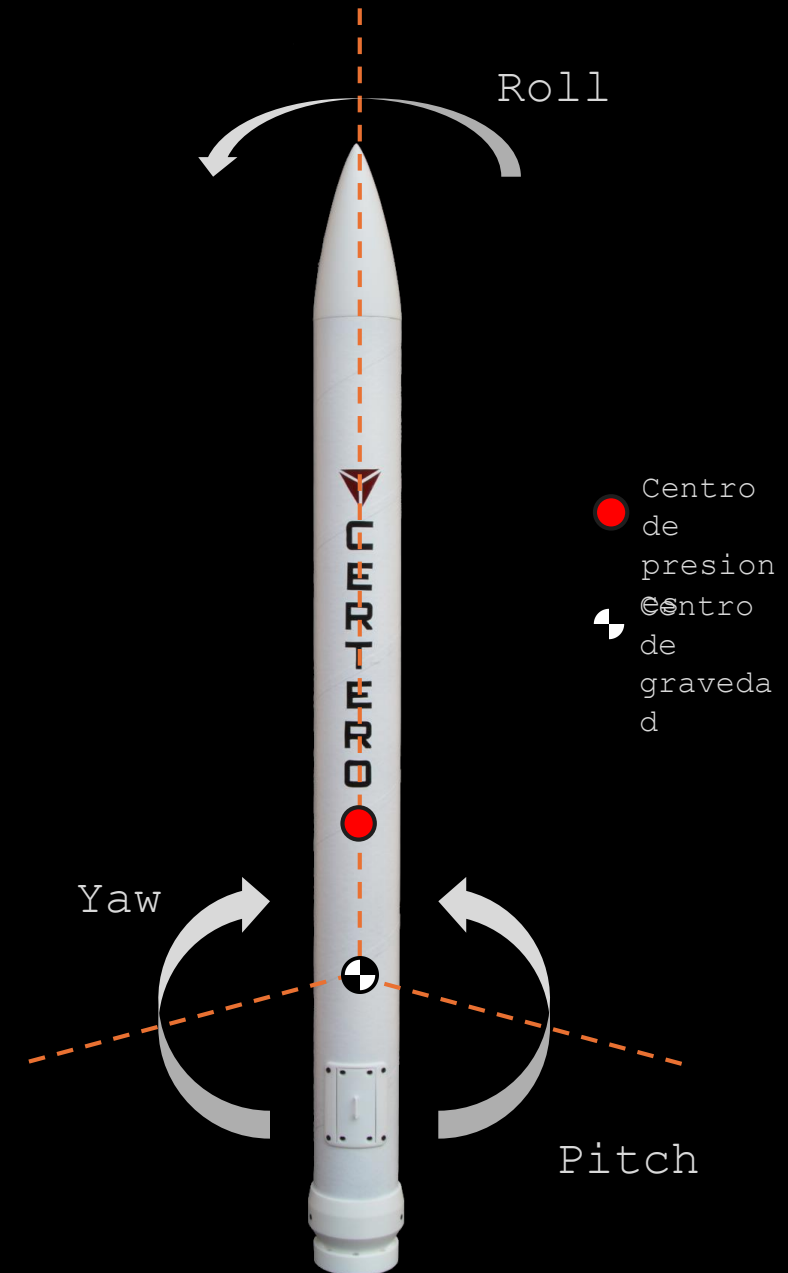
# | OBJETO Y ALCANCE

- Objeto: diseño, fabricación y ensamblaje de un cohete TVC (Thrust Vector Control) preciso, económico, modular e intuitivo.
- Alcance: sistema estructural, de actuación, electrónico, de control y programación, fabricación y ensamblaje.  
Excluido: sistema de paracaídas y pruebas de lanzamiento.



# ANTECEDENTES

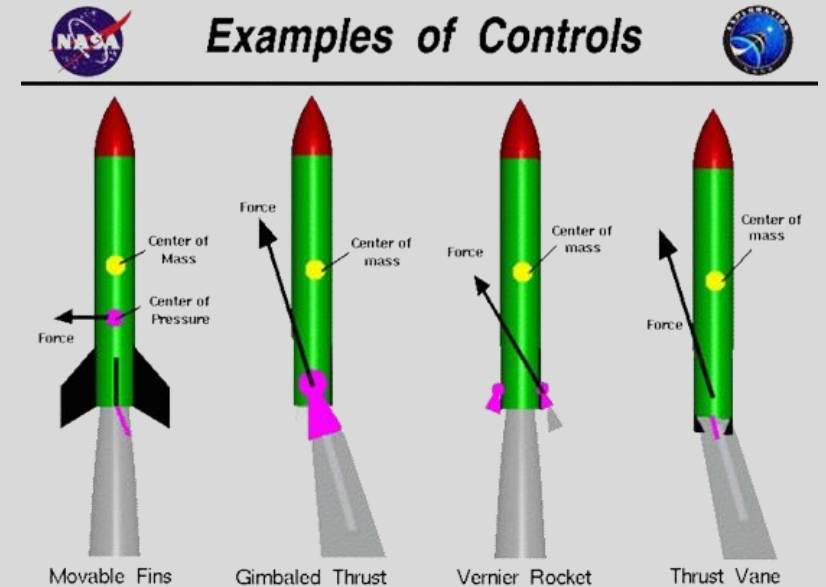
- Estabilidad:
  - Estables: centro de presión bajo centro de gravedad y no permiten modificar la trayectoria por sí solo.
  - Inestables: centro de presión sobre centro de gravedad, requieren sistema para controlarlo y sí permiten elegir la trayectoria.
- Sometido a perturbaciones aerodinámicas.
- Para corregir automáticamente el rumbo, se debe actuar sobre:
  - Cabeceo (*Pitch*) y Guiñada (*Yaw*): Controlan la orientación espacial y la dirección de la trayectoria vertical.
  - Balanceo (*Roll*): Controla la rotación sobre el propio eje longitudinal del vehículo.



# ANTECEDENTES

## Tipos de control

- Aletas fijas: No controlable (sistema estable), requiere fuerzas aerodinámicas.
- Aletas móviles: Deflexión de las aletas, requiere fuerzas aerodinámicas.
- Thrust Vanes: uso de deflectores a la salida del motor, eficiencia baja.
- Motores Vernier: uso de motores secundarios, eficiencia baja.
- Gimbaled Thrust: orientación del motor principal por actuadores, eficiencia alta.



# | REQUISITOS DE DISEÑO

- Modularidad de los componentes y sistemas
- Rápida puesta en marcha
- Máximo momento de inercia
- Mínimo peso
- Motor ajustado al Real Decreto 989/2015
- Sistema electrónico ajustado a IPC-2221
- Capacidad de carga máxima
- Volumen útil para impresión 3D reducido a  $180 \times 180 \times 180$  mm



# | DISEÑO ESTRUCTURAL

## Diseño inicial

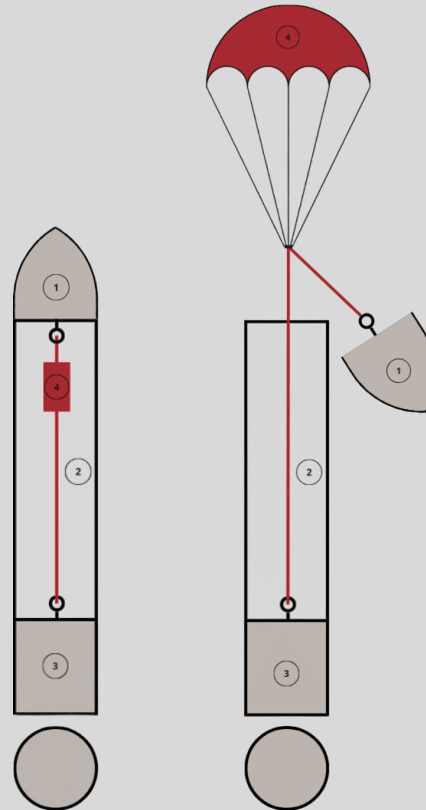
- Barras de fibra de carbono de extremo a extremo → transmisión de tensiones del paracaídas al módulo inferior.
- Peso elevado (1,2 kg), no concentrado en los extremos.
- Módulo inferior alto (38 cm)
- Diámetro elevado (10 cm).
- Capacidad de carga reducida.



# DISEÑO ESTRUCTURAL

## Diseño final

- Paracaídas vinculado al módulo inferior por cuerda interior, permitiendo un fuselaje sin función estructural, menor capacidad resistente requerida.

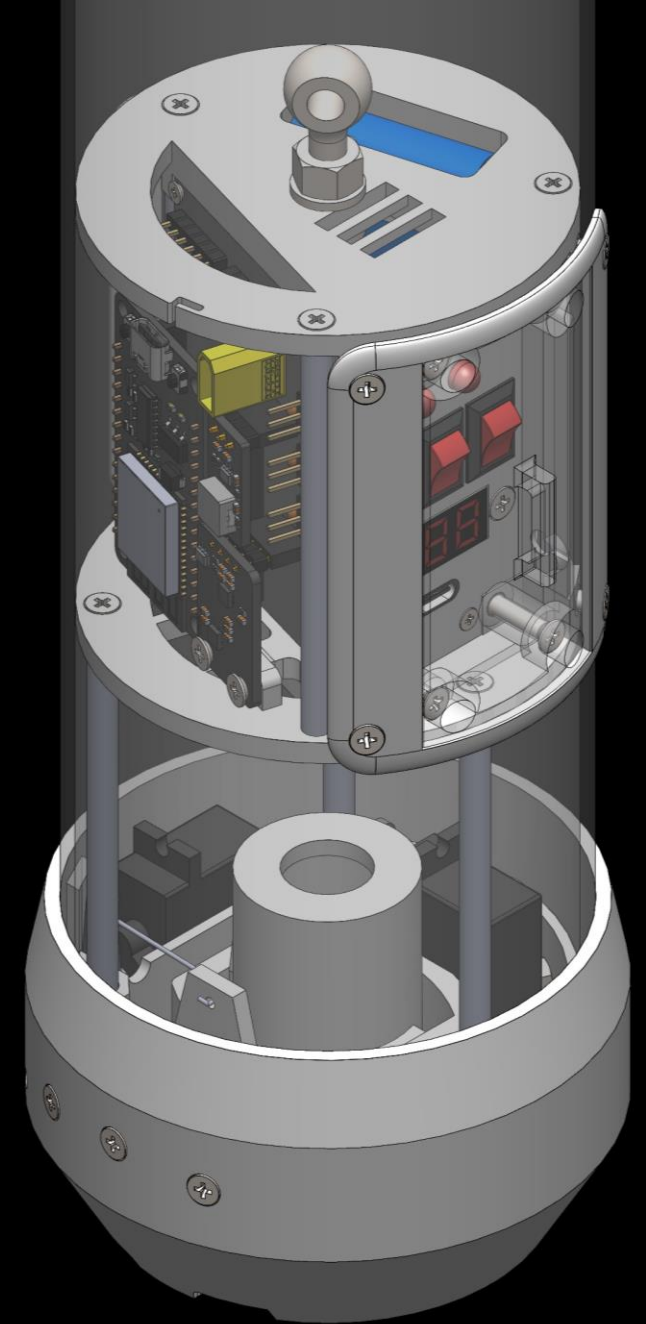
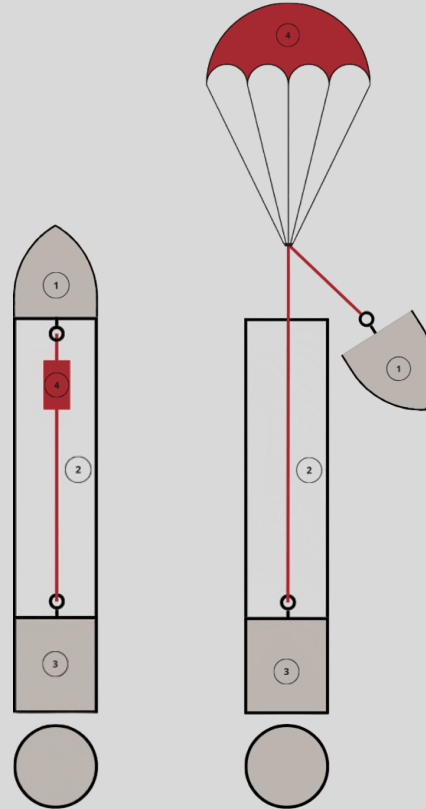




# DISEÑO ESTRUCTURAL

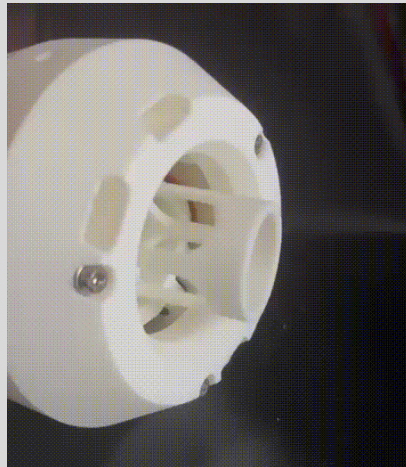
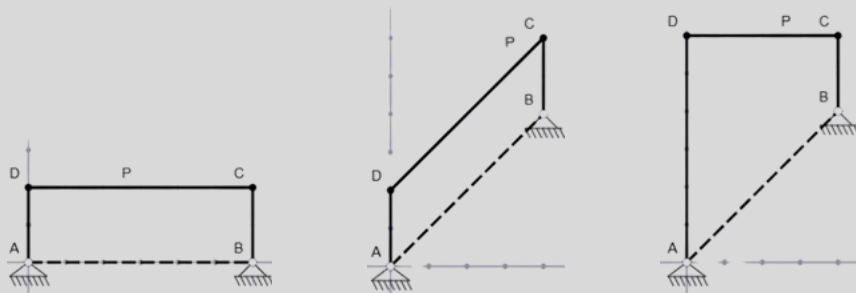
## Diseño final

- Paracaídas vinculado al módulo inferior por cuerda interior, permitiendo un fuselaje sin función estructural, menor capacidad resistente requerida.
- Reducción del diámetro (8 cm)
- Reducción del peso (0,723 Kg)
- Concentración del peso en los extremos (módulo compacto, 18 cm de altura)



# SISTEMA DE ACTUACIÓN

- Mecanismo de gimbal de 2 grados de libertad controlado por 2 servomotores mediante cuadriláteros articulados (limitado a  $12^\circ$ ).
- Se comparan 3 mecanismos tipo cuadrilátero articulado para la transmisión del movimiento de los servomotores a la tobera.
- Se selecciona el mecanismo 1 debido a la sencillez y seguridad frente al tipo 2 o 3.



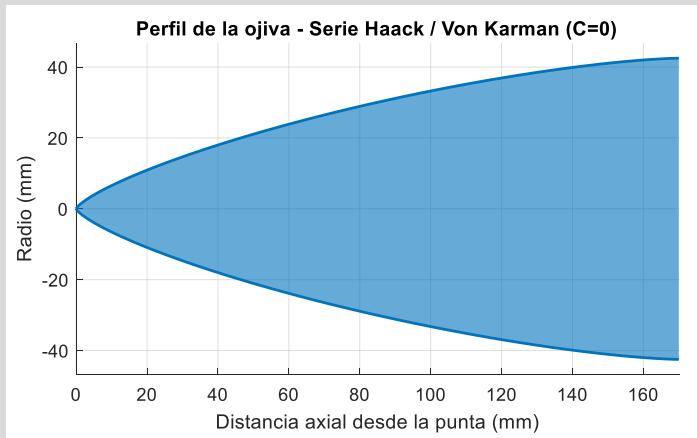
# OJIVA

- Velocidad sub-sónica → efectos aerodinámicos similares en todas las ojivas.
- Ojiva de Von Kármán (serie Haack, C=0), perfil aerodinámico óptimo de mínima resistencia al avance para longitud y diámetro dados.

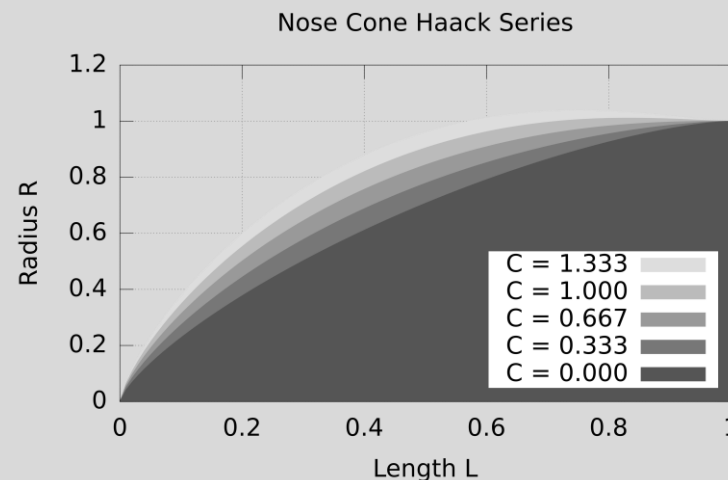
$$\theta = \arccos\left(1 - \frac{2x}{L}\right)$$

$$y = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2} + C \sin^3 \theta}$$

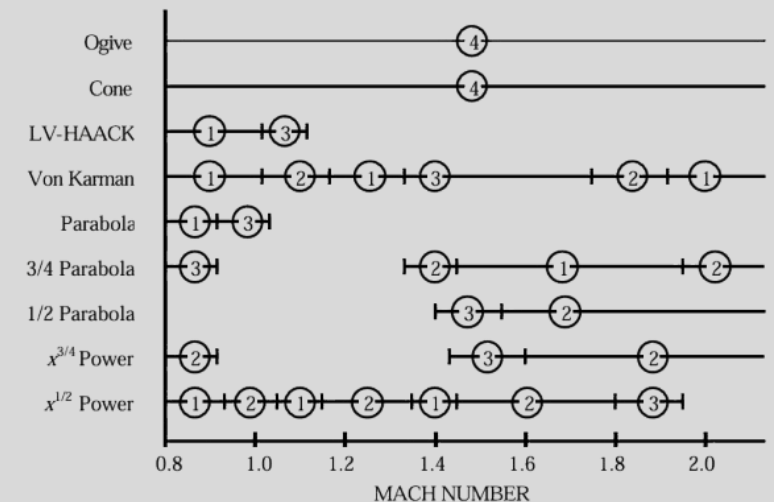
*Ecuaciones paramétricas de la serie Haack.*



*Perfil de la ojiva de Von Kármán.*



*Perfiles de la serie Haack para distintos valores de C.*



*Comparación cualitativa de las ojivas a distintas velocidades.*

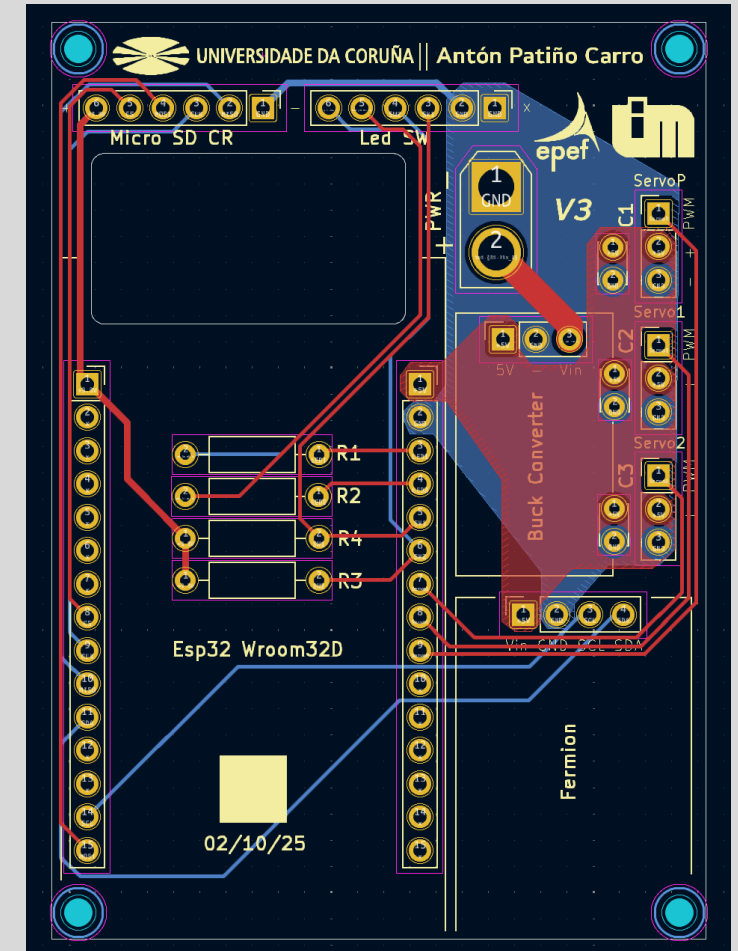
# | DISEÑO DEL CIRCUITO ELECTRÓNICO

| Componentes                      | Consumo máximo (mA) |
|----------------------------------|---------------------|
| Microcontrolador esp32 Wroom-32d | 150                 |
| IMU Df Robot Fermion 10 DOF      | 40                  |
| Lector tarjeta microSD           | 200                 |
| 3 Servomotores                   | 700                 |
| 2 LEDS                           | 10                  |
| Voltímetro digital               | 20                  |
| Buck Converter                   | 30 %                |
| Batería LiPo 2S 1000 mAh 20 cc   | -                   |
| Total                            | 3300                |



# DISEÑO DEL CIRCUITO ELECTRÓNICO

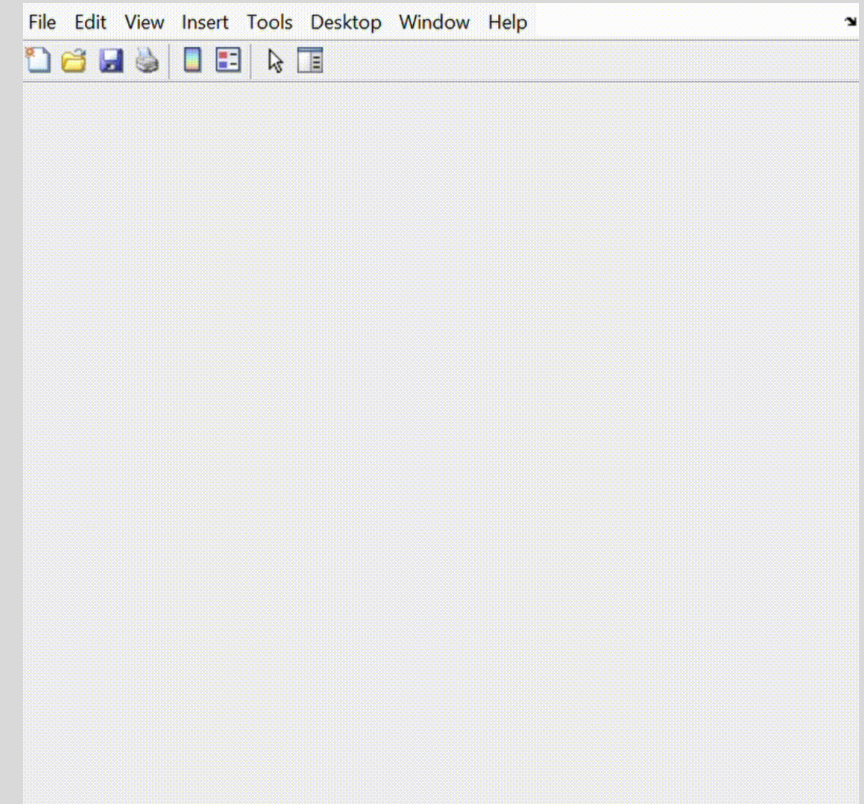
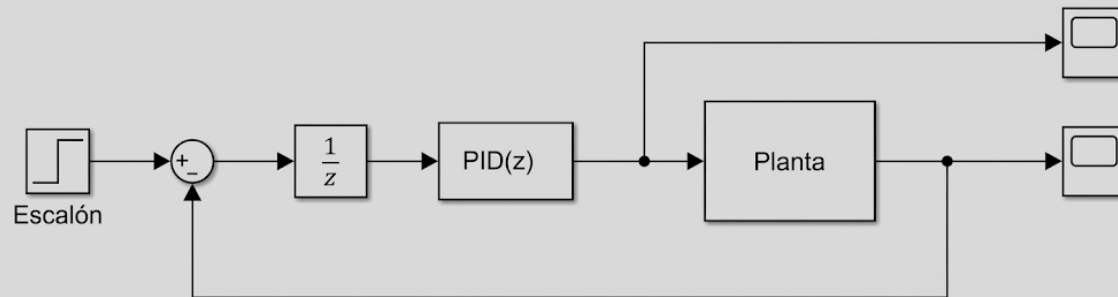
- Diseño del PCB en KiCad: planos de potencia para distribución de energía y reducción de ruido.
- Condensadores cerámicos de desacoplamiento para filtrado de ruido de alta frecuencia de los servomotores.
- Dimensionado de pistas según estándar IPC-2221.
- Comunicación con microcontrolador: IMU (I2C), Tarjeta microSD (SPI).
- Fabricación del PCB por empresa externa.





# SISTEMA DE CONTROL

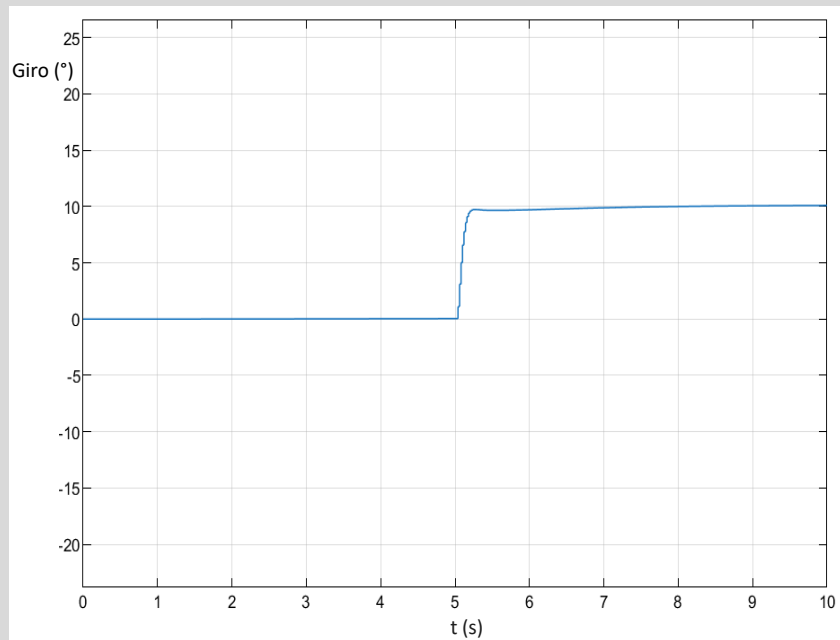
- Regulador PID discreto con sistema MIMO de 2 grados de libertad linealizado a 2 sistemas SISO independientes (pitch y yaw), con saturación en los servomotores a  $10^\circ$ .
- Modelado de la planta en Simulink, ajustando la respuesta a través del ajuste de parámetros.
- Diseño de simulaciones de vuelo.



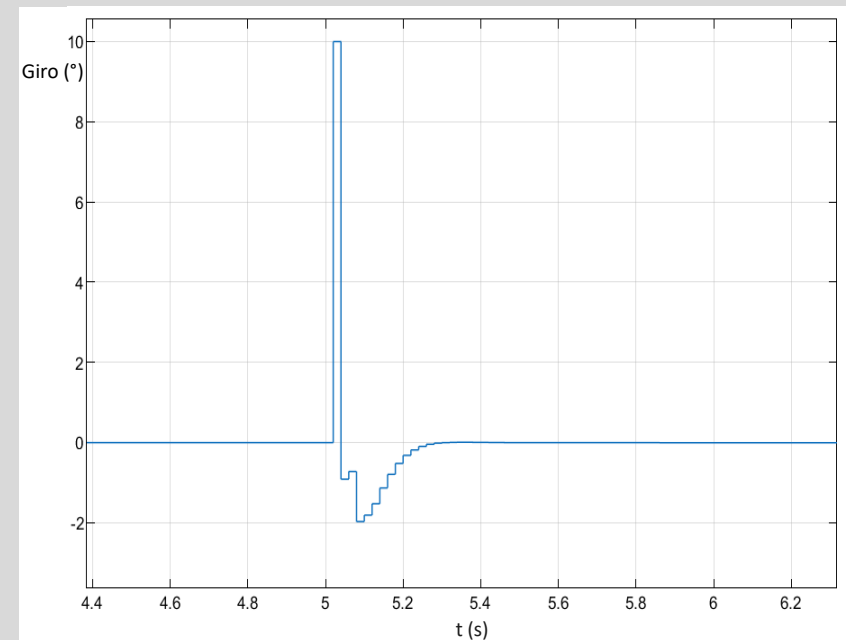
*Simulación de vuelo ante viento continuo.*

# SISTEMA DE CONTROL

- Hipótesis de linealización validadas mediante análisis de las respuestas de los actuadores (servomotores) y del sistema (cohete completo) a entrada escalón de  $10^\circ$ , y mediante simulaciones de vuelo en diferentes escenarios.



*Respuesta del cohete a entrada escalón de  $10^\circ$*

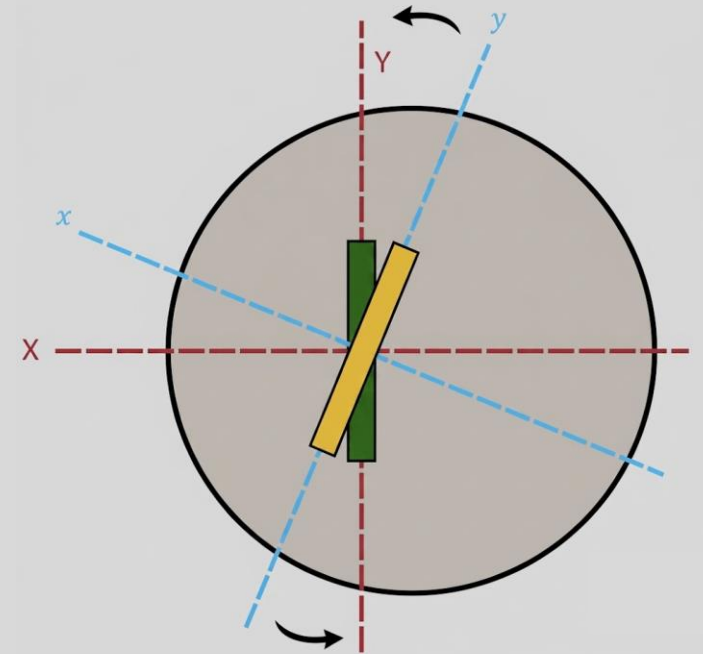


*Respuesta de los servomotores a entrada escalón de  $10^\circ$*

# PROGRAMACIÓN

- Algoritmo PID programado en Arduino IDE, prescindiendo de las librerías de fusión de sensores proporcionadas por el fabricante de la IMU (incompatibles con ESP32).
- Implementación de mecanismos de anti-windup para evitar la saturación del término integral.
- Filtro complementario: ponderación giróscopo 0,98 / acelerómetro 0,02. Magnetómetro descartado.
- Calibración de sensores (bias, desalineación de ejes)
- Corrección de la desalineación de la IMU mediante una matriz de rotación.

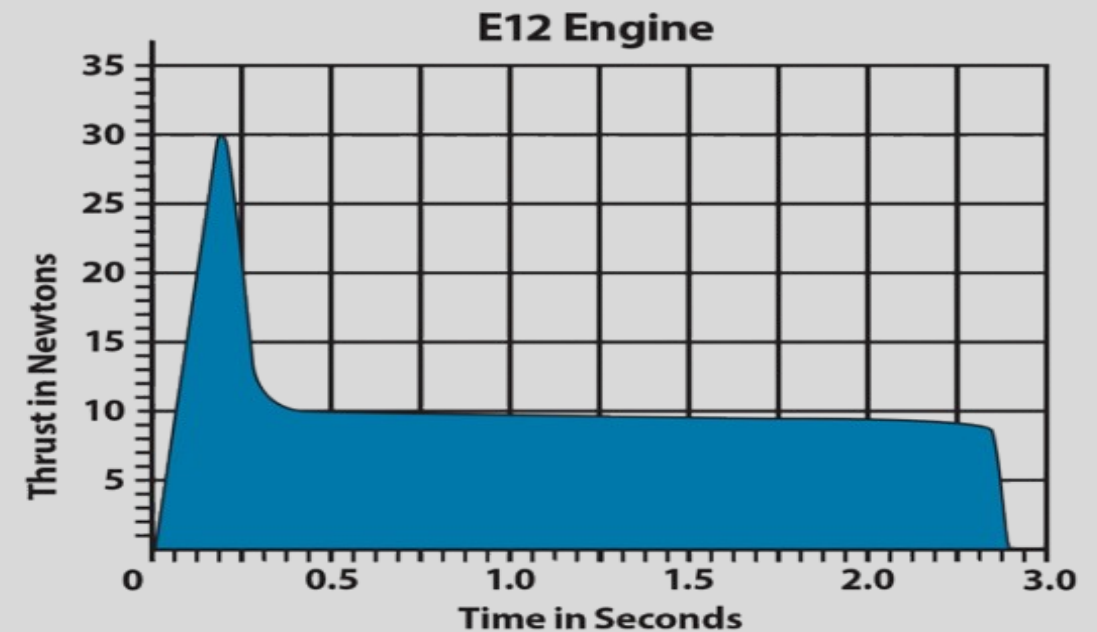
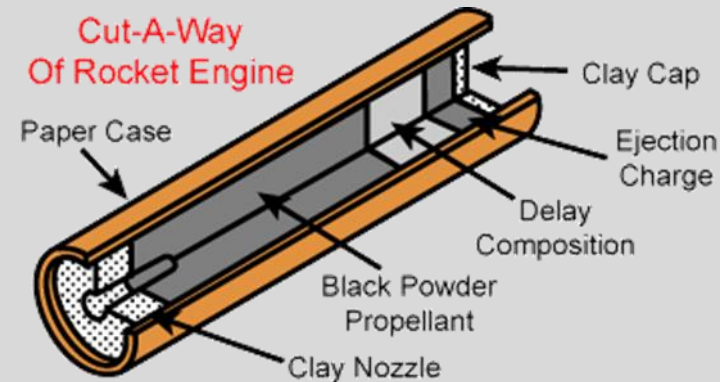
$$\begin{bmatrix} \phi \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_{IMU} \\ \psi_{IMU} \end{bmatrix}$$





# MOTOR

- Motores de estado sólido comerciales de 24 mm debido al menor coste, mayor sencillez y disponibilidad frente a motores híbridos o líquidos.
- Se analizan los motores Estes E12-P, Aerotech F12-P y Cesaroni F51-P.
- Simulación de altura, velocidad y aceleración para cada motor con OpenRocket.
- Temperatura exterior del motor inferior a 40°C (gracias al aislante térmico y tiempo de quemado corto).



|   | Nombre       | Configuración | Apogeo | Velocidad máxima | Aceleración máxima    | Tiempo hasta el apogeo |
|---|--------------|---------------|--------|------------------|-----------------------|------------------------|
| ❗ | Simulation 1 | [E12-P]       | 23,4 m | 19,3 m/s         | 31,1 m/s <sup>2</sup> | 3,48 s                 |
| ✅ | Simulation 2 | [F12J-P]      | 80,2 m | 28 m/s           | 18,9 m/s <sup>2</sup> | 5,18 s                 |
| ✅ | Simulation 3 | [75F51-12A-P] | 233 m  | 69,6 m/s         | 88 m/s <sup>2</sup>   | 7 s                    |

# FABRICACIÓN

- Materiales: PLA (módulo estructural), aluminio (separadores), cartón duro (fuselaje) → buena relación resistencia-peso, bajo coste.
- Uniones atornilladas: pernos M2, M2,5 y M3 (cabeza Phillips o Allen) con tuercas/insertos roscados.
- Acabado del fuselaje: imprimación en spray con acabado en blanco brillante. Posteriormente se añaden los elementos gráficos.

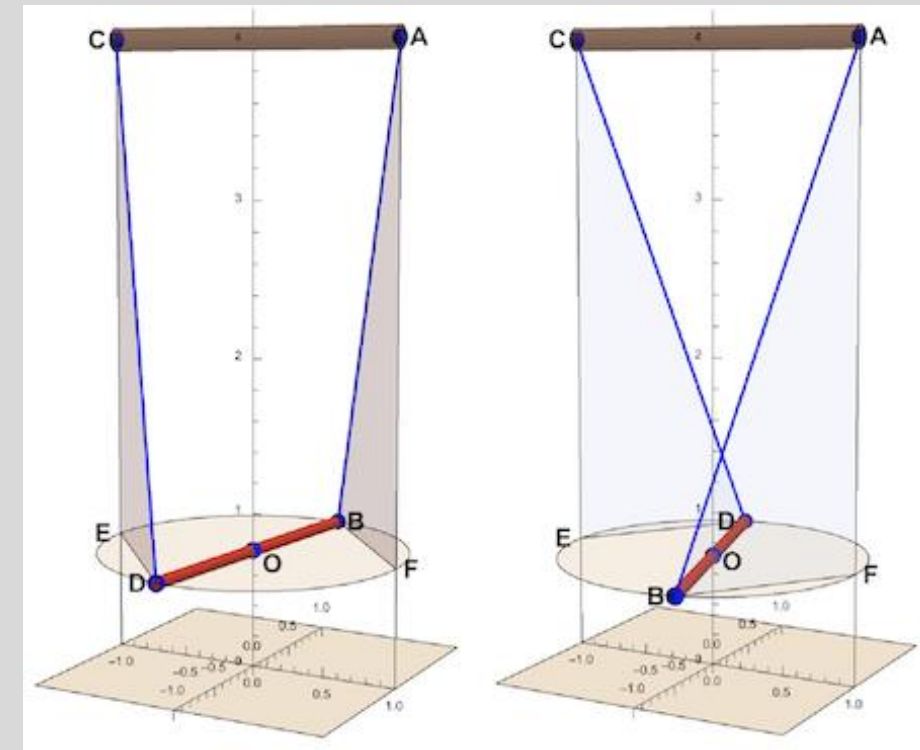


# TOMA DE DATOS Y MEDIDAS

Magnitudes necesarias: centro de gravedad, centro de presión y momento de inercia (ejes pitch y yaw).

- Centro de gravedad: medición directa sobre el cohete.
- Centro de presión: obtenido de OpenRocket.
- Momento de inercia se calcula mediante la ecuación del péndulo bifilar:

$$I = \frac{m \cdot g \cdot d^2 \cdot T^2}{16 \cdot \pi^2 \cdot L}$$



# | CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

- Integra diferentes disciplinas que confluyen en un prototipo funcional, integrando:
  - Estructura completa.
  - Sistema TVC operativo.
  - PCB fabricado según normas industriales.
  - Algoritmo de control validado mediante simulación.
- Trabajos futuros:
  - Sistema de paracaídas.
  - Control en el eje de roll.
  - Actualización del controlador PID a un algoritmo LQR.

