

•••••  
•••••

# DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SISTEMA DE CONTROL PARA EL ÁNGULO DE ATAQUE USANDO ALGORITMOS DE CONTROL DE RECHAZO ACTIVO DE PERTURBACIONES EN UAVS

*Autor:*

José Luis Musoles Agaña

[jomuag1@etsid.upv.es](mailto:jomuag1@etsid.upv.es)

*Tutor del TFM:*

Sergio García-Nieto Rodriguez

[sgnieto@isa.upv.es](mailto:sgnieto@isa.upv.es)

*Valencia, 20/09/2024*



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

*ai2*

# Índice

- 1. Introducción
- 2. Objetivos
- 3. Plataforma de Vuelo
- 4. Arquitectura de Control
- 5. Análisis de Resultados
- 6. Conclusiones

# 1. Introducción

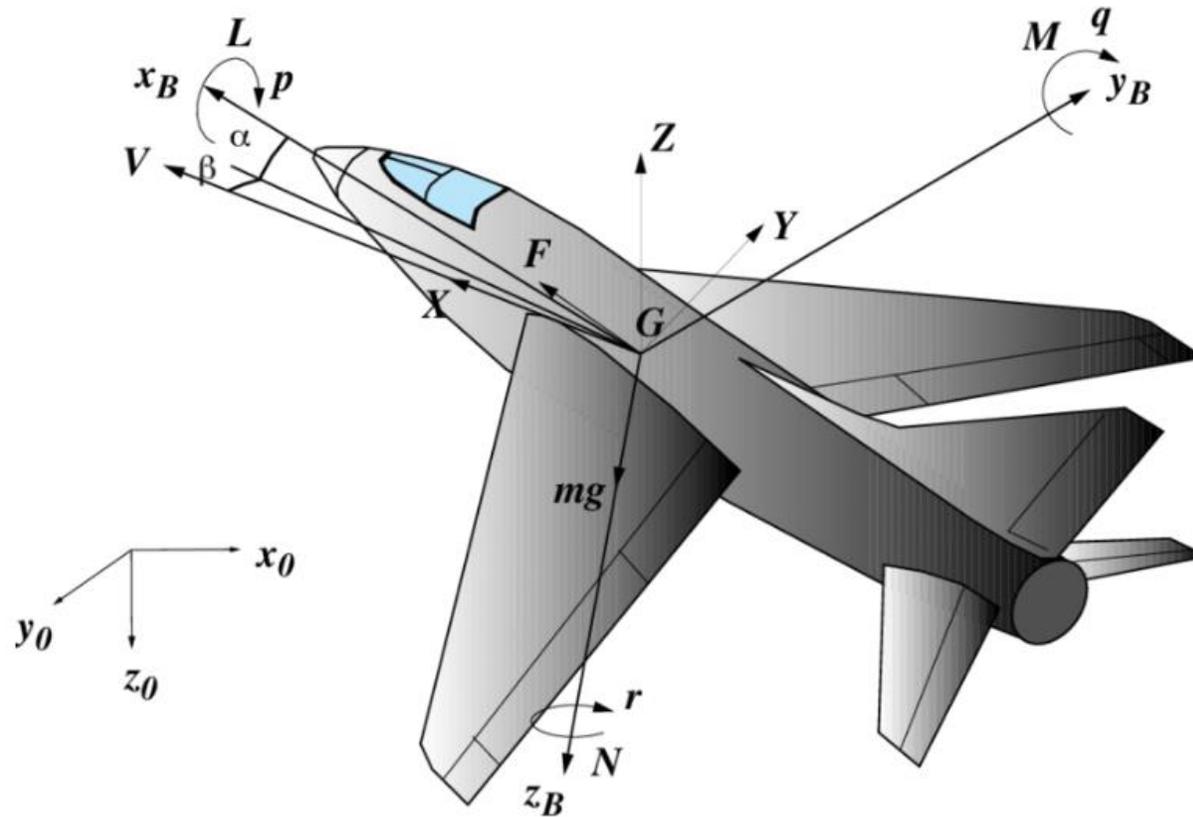


Figura 1: Diagrama de fuerzas y momentos en los ejes de la aeronave

## 2. Objetivos

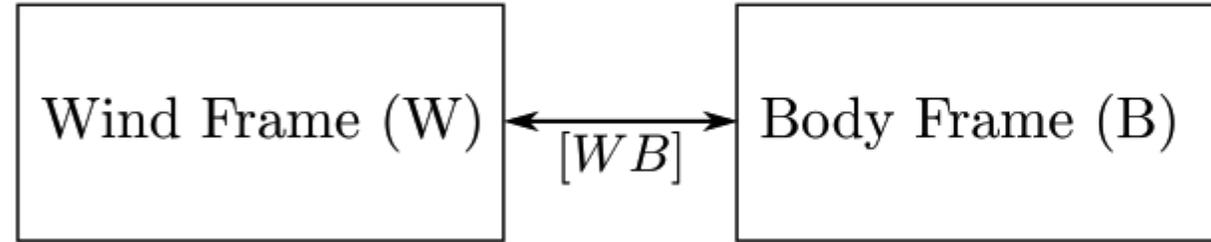
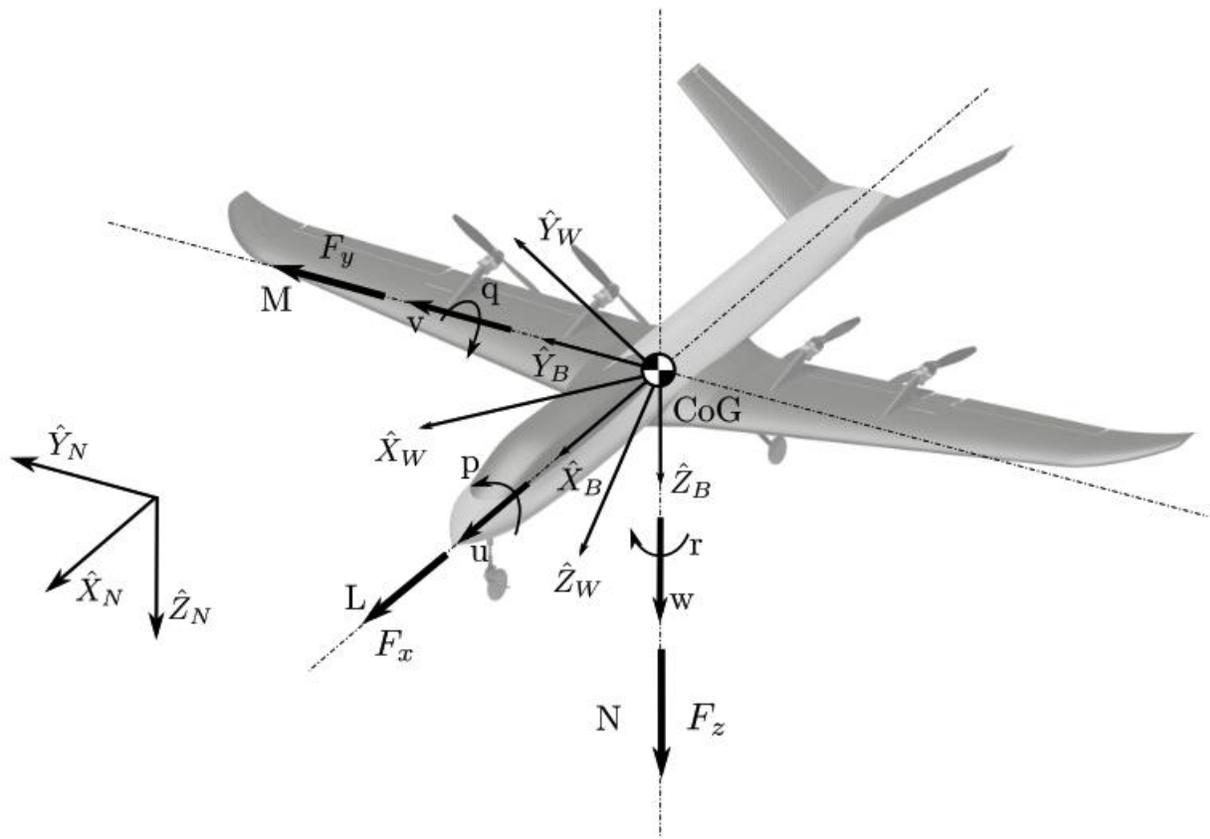
- Validación de una nueva técnica de control: MADRPC
  - Basado en el control predictivo y el rechazo de perturbaciones
  - Ventajas:
    - Menor tiempo de modelado del sistema a controlar
    - La complejidad del problema de optimización es constante, independiente de la complejidad del sistema a controlar
  - Se comparará con dos técnicas tradicionales de control: PID y el MPC
- Desarrollo del modelo no lineal de la plataforma de vuelo

# 3. Plataforma de Vuelo

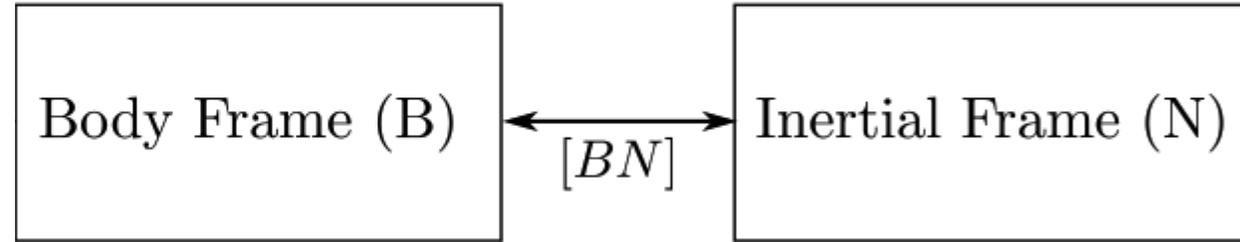
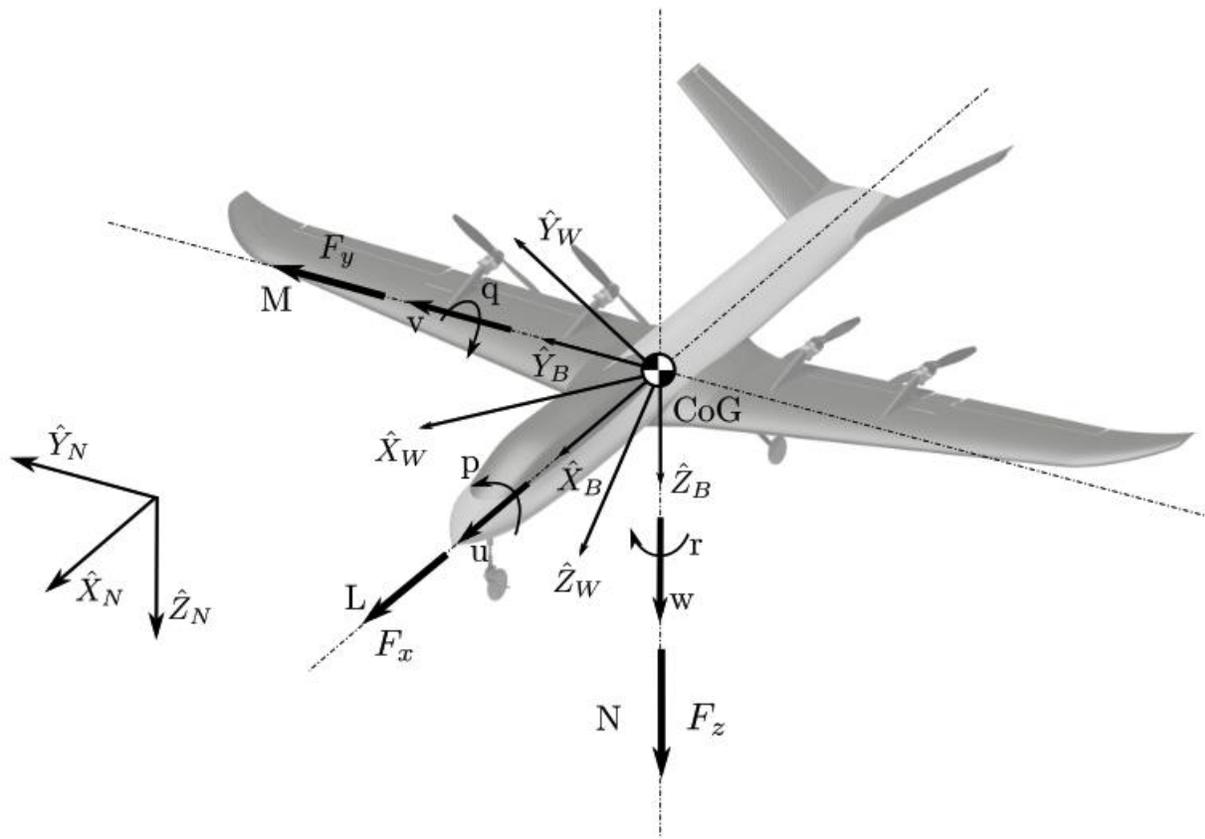


Figura 2: Render del diseño final del prototipo del H200

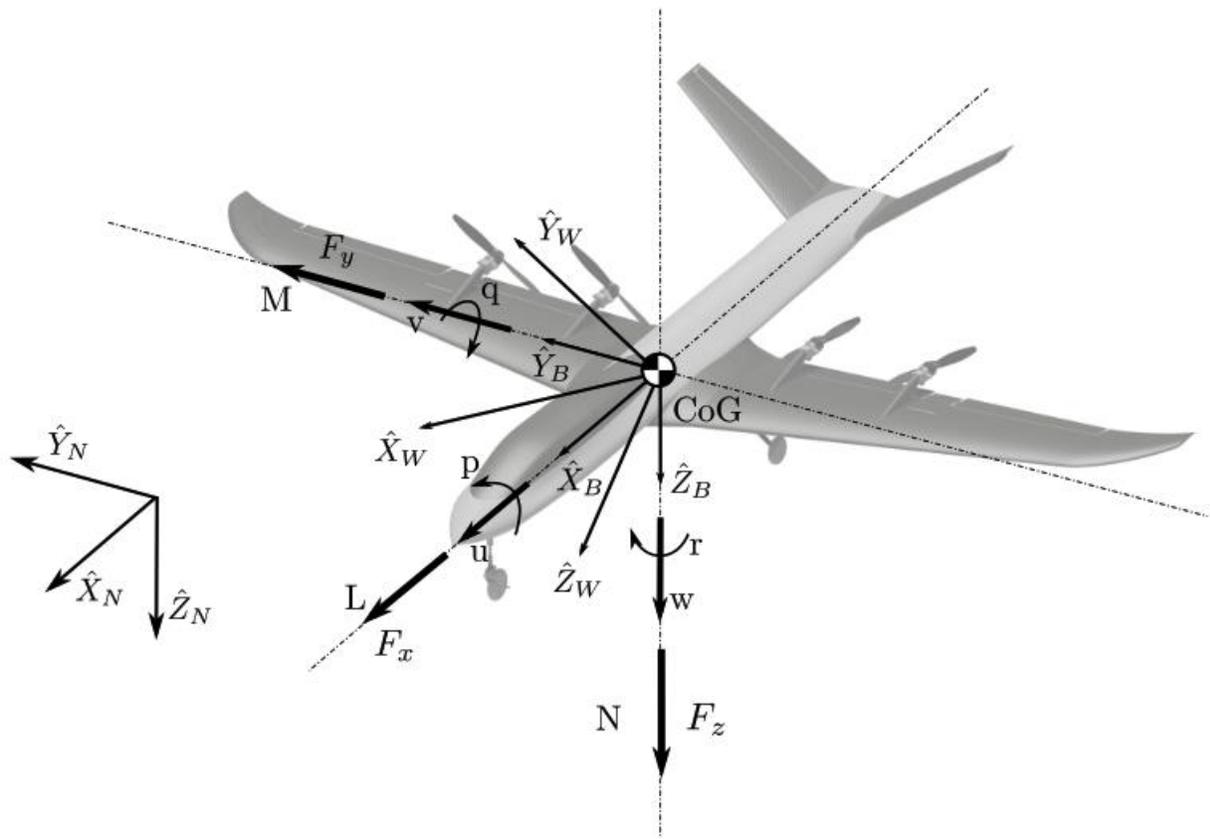
# 3. Plataforma de Vuelo



# 3. Plataforma de Vuelo



# 3. Plataforma de Vuelo



$$\sum \vec{F} = m \dot{\vec{V}} \implies \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \frac{d}{dt} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}$$

$$\sum \vec{M} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = C_{oG} \dot{\vec{H}} = \frac{d}{dt} \begin{pmatrix} C_{oG} \dot{\vec{H}} \end{pmatrix}$$

$$\dot{\vec{V}} = \frac{d}{dt} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} + {}^N \vec{\omega}^B \times \vec{V}$$

$$C_{oG} \dot{\vec{H}} = \frac{d}{dt} \begin{pmatrix} C_{oG} \vec{H} \end{pmatrix} + {}^N \vec{\omega}^B \times C_{oG} \vec{H}$$

# 3. Plataforma de Vuelo

- Matriz de Actitud: [BN]
  - Ángulos de Euler Normales.
  - Cuaterniones.
- Aerodinámica:
  - Aplicados en los ejes viento, mediante la matriz [WB].
  - Datos semi-empíricos y experimentales para los coeficientes aerodinámicos

$${}^W \vec{F}_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w \begin{bmatrix} -C_D \\ C_Y \\ -C_L \end{bmatrix} \quad {}^W \vec{M}_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w \begin{bmatrix} b_w C_l \\ c_w C_m \\ b_w C_n \end{bmatrix}$$

# 4. Arquitectura de Control

$$\sum \vec{F} = m \dot{\vec{V}} \Rightarrow \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \frac{N}{dt} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

$$\sum \vec{M} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = C_{oG} \dot{\vec{H}} = \frac{N}{dt} (C_{oG} \dot{\vec{H}})$$

$$\dot{\vec{V}} = \frac{B}{dt} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + {}^N \vec{\omega}^B \times \vec{V}$$

$$C_{oG} \dot{\vec{H}} = \frac{B}{dt} (C_{oG} \vec{H}) + {}^N \vec{\omega}^B \times C_{oG} \vec{H}$$

Ecuaiones no lineales del H200

Cruise Flight Conditions	
Altitude	100 m
Velocity	21 m/s

Condiciones de crucero para el H200

Linearization

$$G(s) = \frac{1}{|sI - A|} [C \text{adj}(sI - A) B]$$

Modelo de función de transferencia desde el espacio de estados

$$\dot{\vec{x}} = \mathbf{A} \vec{x} + \mathbf{B} \vec{u}$$

$$\vec{y} = \mathbf{C} \vec{x} + \mathbf{D} \vec{u}$$

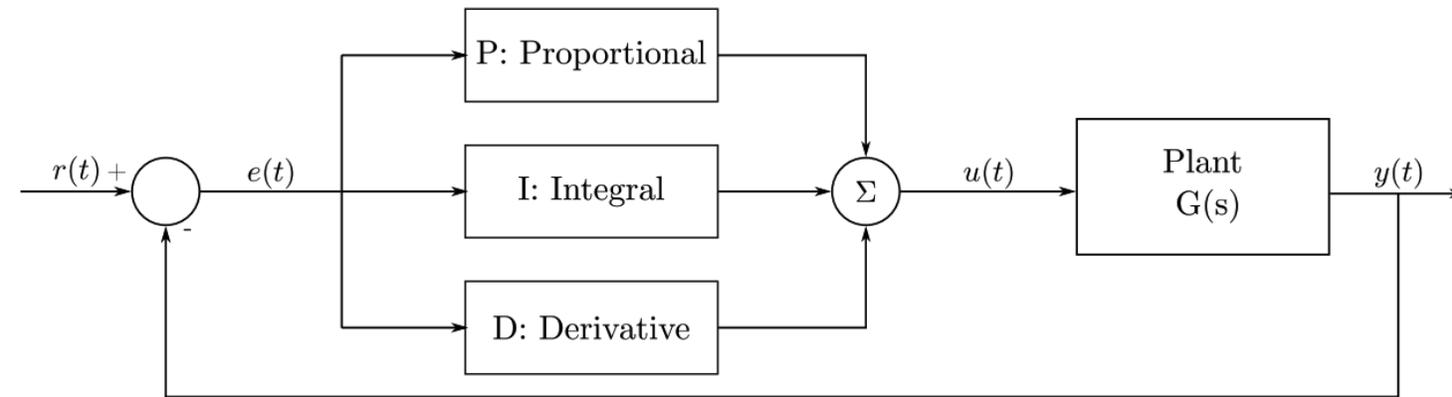
Modelo lineal en espacio de estados del H200

# 4. Arquitectura de Control

$$\vec{x} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad \vec{u} = \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_E \\ \delta_P \\ \delta_R \\ \delta_F \end{bmatrix} \quad \vec{y} = \begin{bmatrix} \vec{x} \\ x \\ y \\ z \\ \xi \end{bmatrix}$$

$$G_{\theta}(s) = \frac{\theta(s)}{\delta_E(s)} = \frac{24.16 s^2 + 109.1 s + 14.62}{s^4 + 7.581 s^3 + 28.9 s^2 + 3.581 s + 8.014}$$

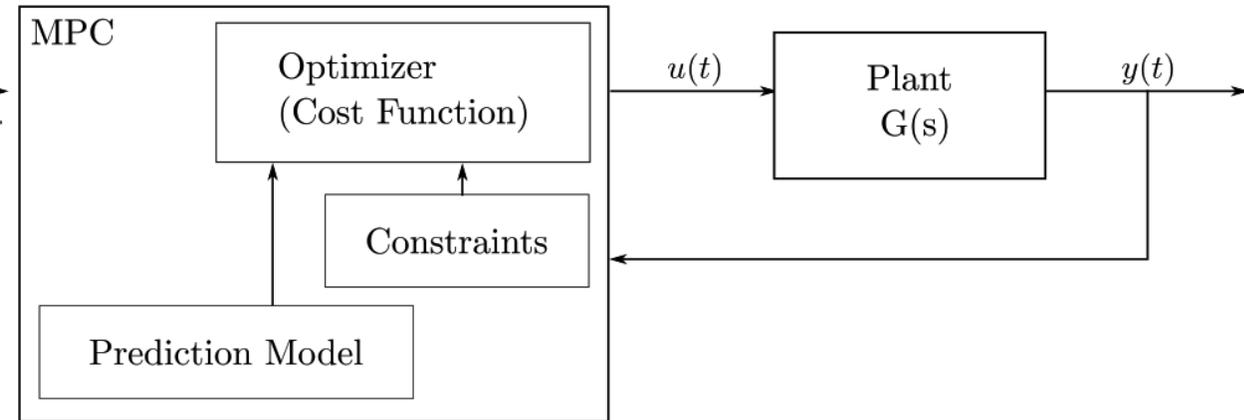
# 4. Arquitectura de Control



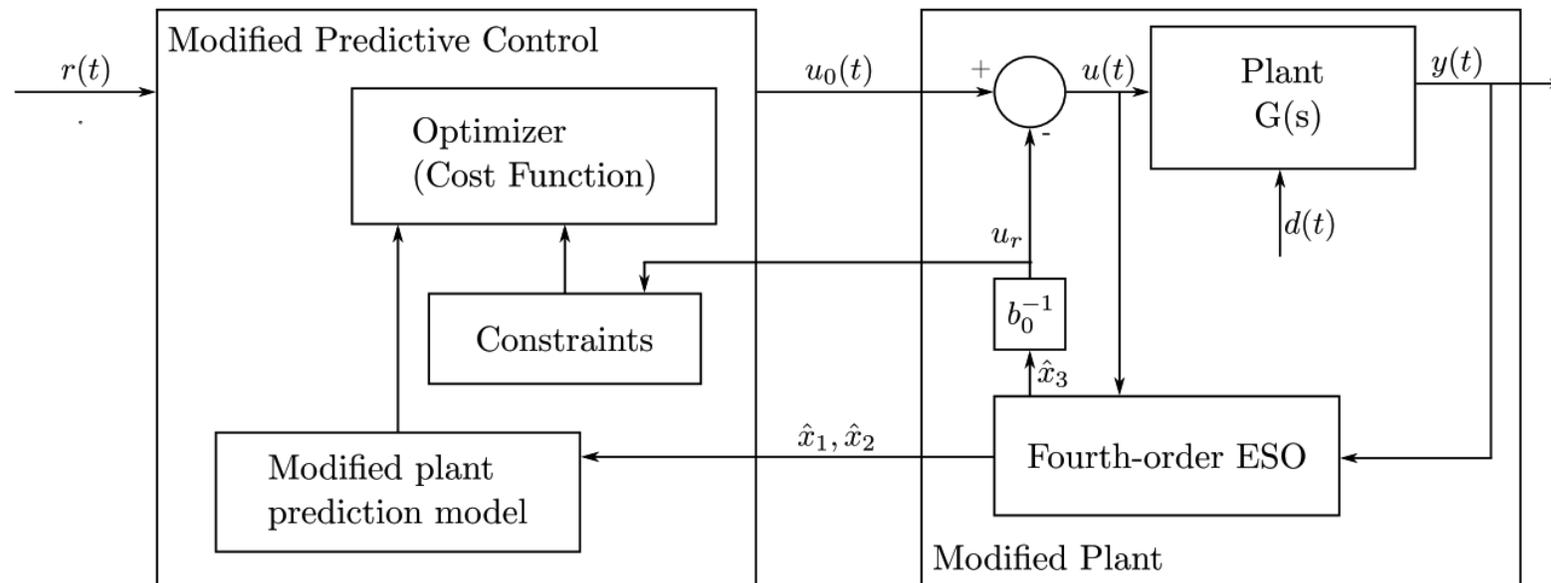
$$\delta_E(t) = K_P + K_I T_s \frac{1}{z-1} + K_D \frac{1}{T_s} \frac{z-1}{z}$$

$$J = \sum_{j=1}^p Q_j [r_{t+j} - y_{t+j|t}]^2 + \sum_{j=1}^c R_j [\Delta u_{t+j-1|t}]^2$$

$$\begin{aligned} \Delta u_{min} \leq \Delta u_{t+j|t} \leq \Delta u_{max} & \text{ for } j = 0, 1, \dots, c-2, c-1 \\ u_{min} \leq u_{t+j|t} \leq u_{max} & \text{ for } j = 0, 1, \dots, c-2, c-1 \\ y_{min} \leq y_{t+j|t} \leq y_{max} & \text{ for } j = 1, 2, \dots, p-1, p \end{aligned}$$



# 4. Arquitectura de Control



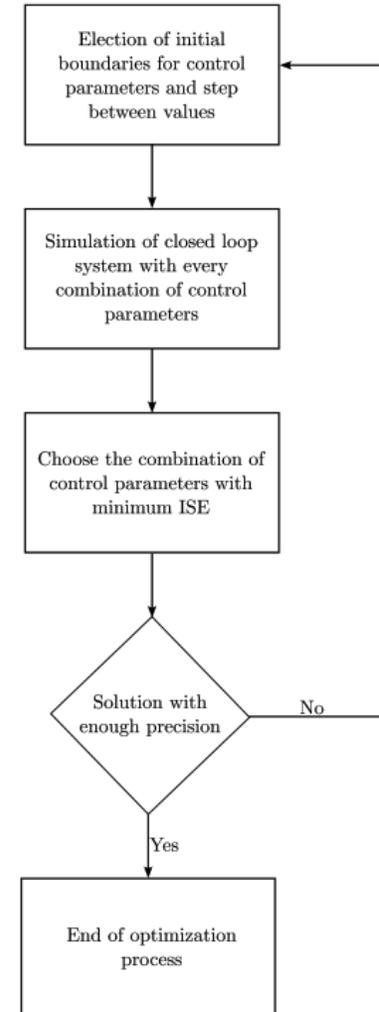
$$\ddot{y} = -\frac{1}{T} \dot{y} + \frac{K}{T} u + f$$

$$J = \sum_{j=1}^p Q_j [r_{t+j} - y_{t+j|t}]^2 + \sum_{j=1}^c R_j [\Delta u_{t+j-1|t}]^2$$

$$\begin{aligned} \Delta u_{min} \leq \Delta u_{t+j|t} \leq \Delta u_{max} & \quad \text{for } j = 0, 1, \dots, c-2, c-1 \\ u_{min} \leq u_{t+j|t} \leq u_{max} & \quad \text{for } j = 0, 1, \dots, c-2, c-1 \\ y_{min} \leq y_{t+j|t} \leq y_{max} & \quad \text{for } j = 1, 2, \dots, p-1, p \end{aligned}$$

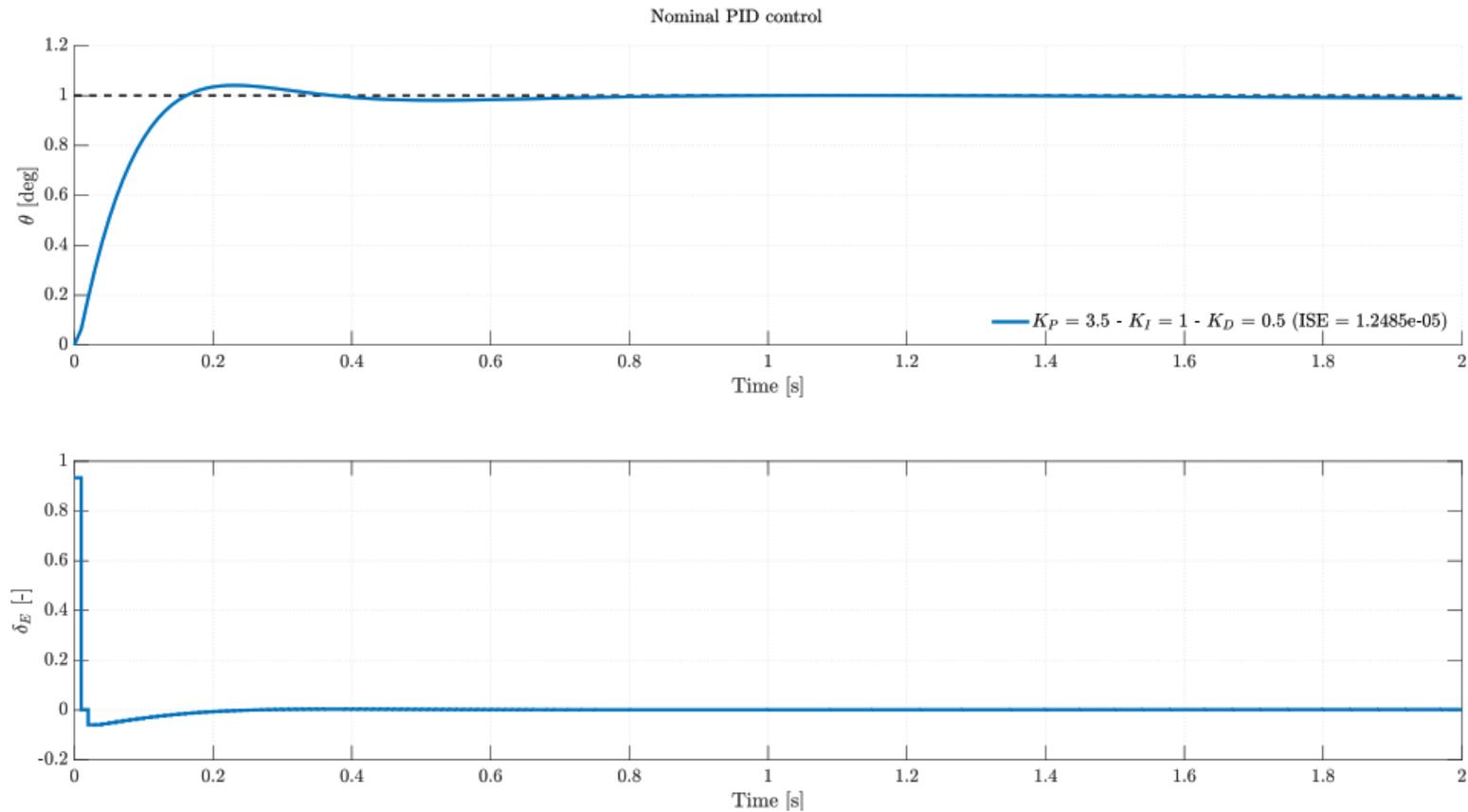
# 4. Arquitectura de Control

- Proceso de diseño para los controladores:
  1. Se eligen los límites de los parámetros de control y el step entre los valores para las posibles combinaciones de ellos.
  2. Se simula el sistema en bucle cerrado con todas las combinaciones de los parámetros de control.
  3. Se calcula el ISE en todas las simulaciones y se escoge la combinación de parámetros con el mínimo ISE.
  4. Se repite el proceso iterativamente hasta que se obtenga una solución suficientemente precisa

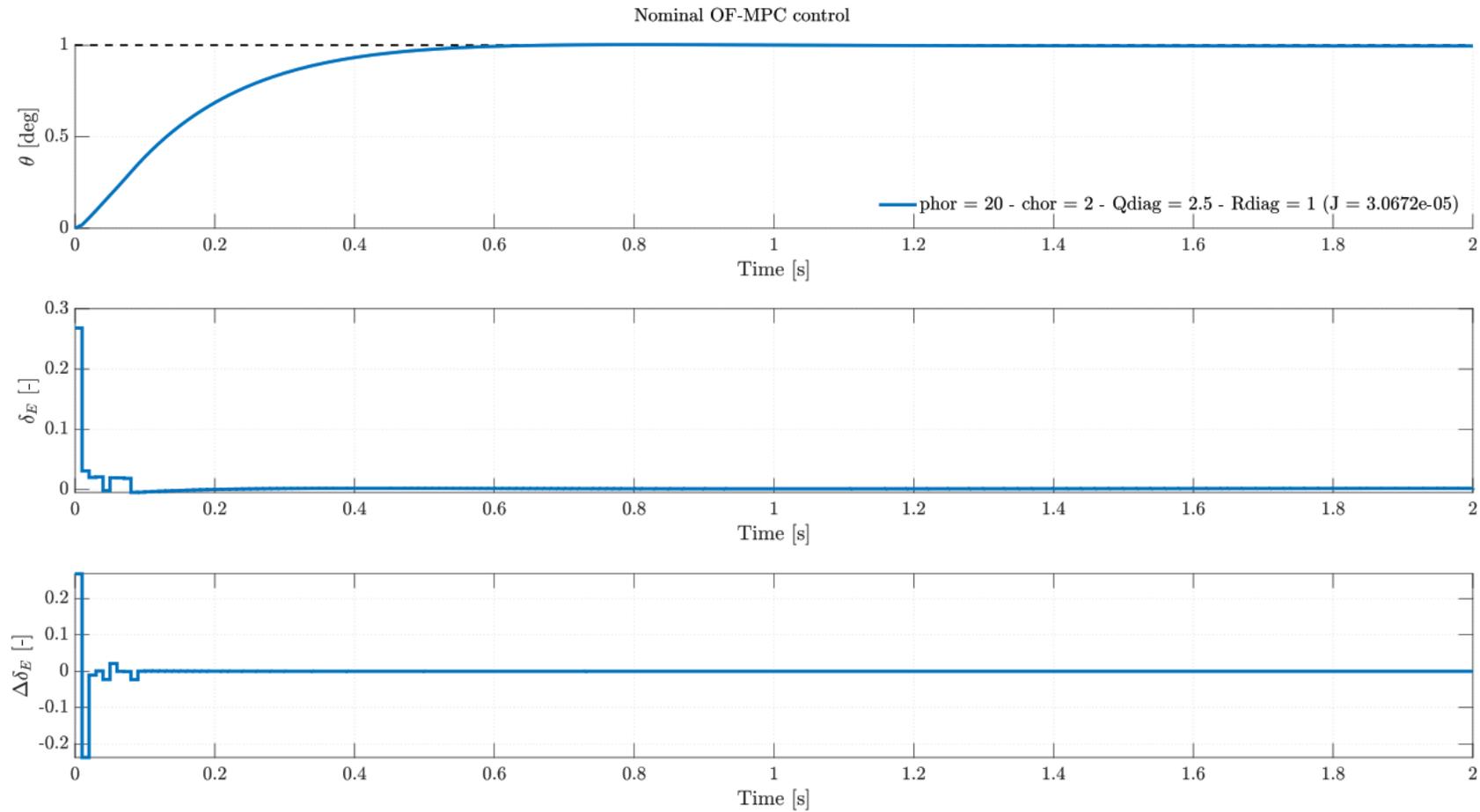


$$ISE = \int_0^{\infty} e^2(t) dt$$

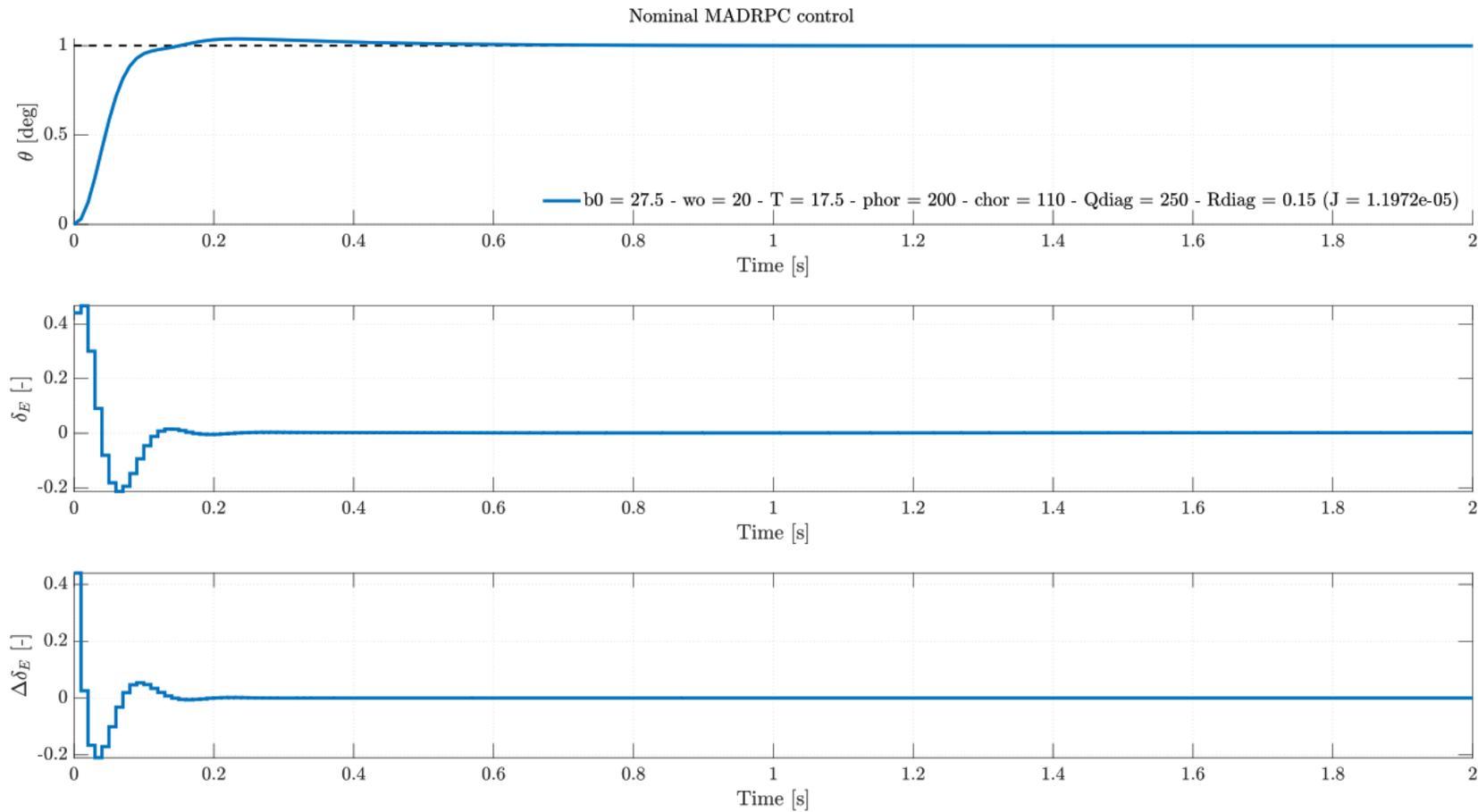
# 4. Arquitectura de Control



# 4. Arquitectura de Control



# 4. Arquitectura de Control



# 5. Análisis de Resultados

- Con los controladores diseñados para la planta lineal, se tiene que realizar la validación con el modelo completo no lineal del H200, en condiciones de equilibrio.
- Por otro lado, se tiene el objetivo de estudiar los controladores en condiciones no nominales.

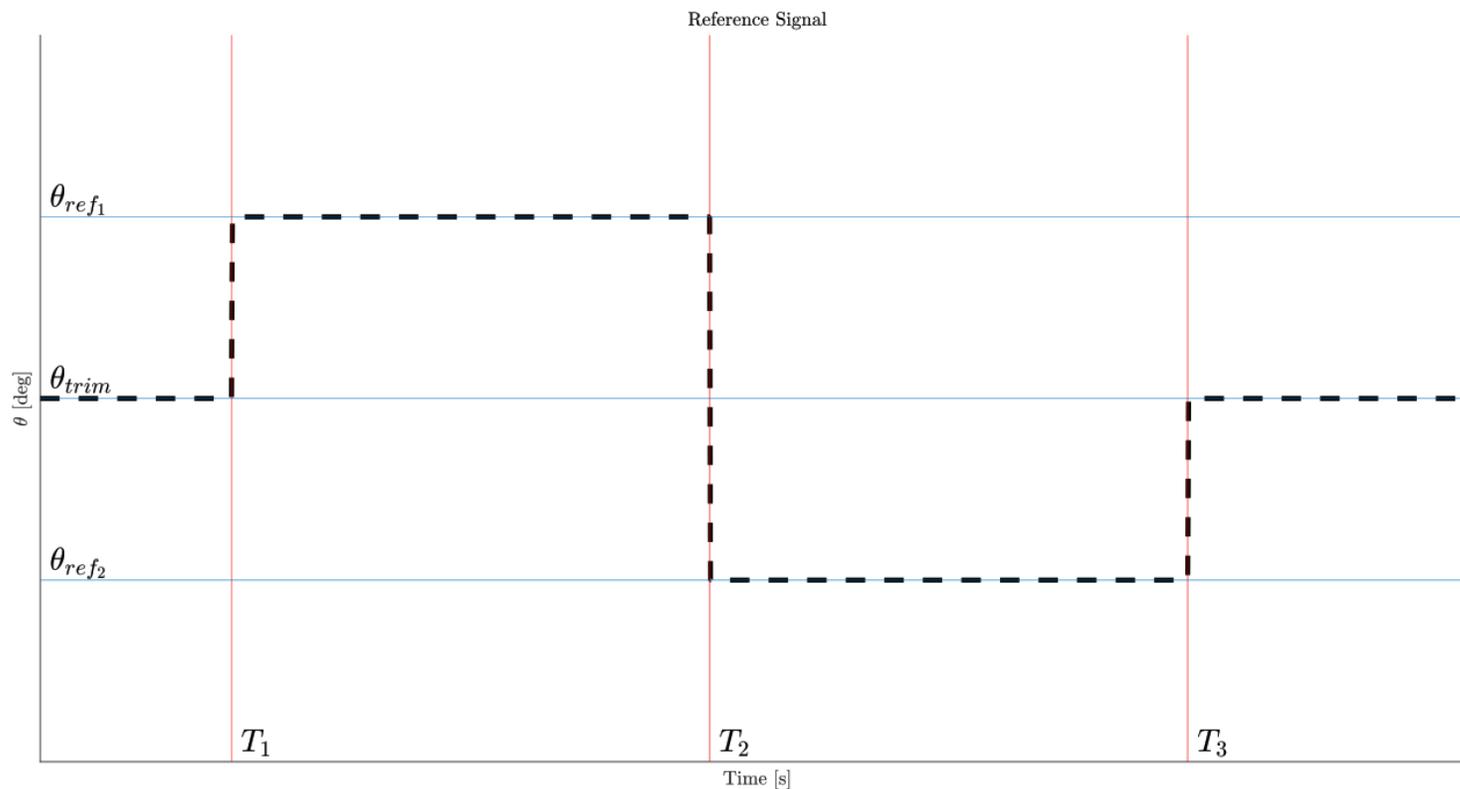
# 5. Análisis de Resultados

- Condiciones de vuelo para los tests:

Tests a realizar	Condiciones de vuelo
Validación de controladores	Condiciones de equilibrio
Batería de tests A: Tests de perturbación de condiciones de vuelo	Modificación en las condiciones de vuelo de equilibrio
Batería de tests B: Tests de perturbación estructural	Modificación en la geometría y las propiedades estructurales del H200
Batería de tests C: Tests de perturbación en la entrada	Modificación mediante la introducción de una perturbación externa al H200

# 5. Análisis de Resultados

- Señal de referencia a seguir durante los tests:



$$\theta_{ref1} > \theta_{trim} > \theta_{ref2}$$

# 5. Análisis de Resultados

- Indicadores de rendimiento de la respuesta:

$$ITAE = \int_0^{\infty} t |e(t)| dt \quad IAE = \int_0^{\infty} |e(t)| dt$$
$$ISE = \int_0^{\infty} e^2(t) dt \quad MSE = \frac{1}{t} \int_0^{\infty} e^2(t) dt$$

# 5. Análisis de Resultados

- Validación de los controladores con planta no lineal:

## Cruise Flight Conditions

Altitude 100 m

Velocity 21 m/s

Symbol	Value	Units
--------	-------	-------

$T_1$	2	s
-------	---	---

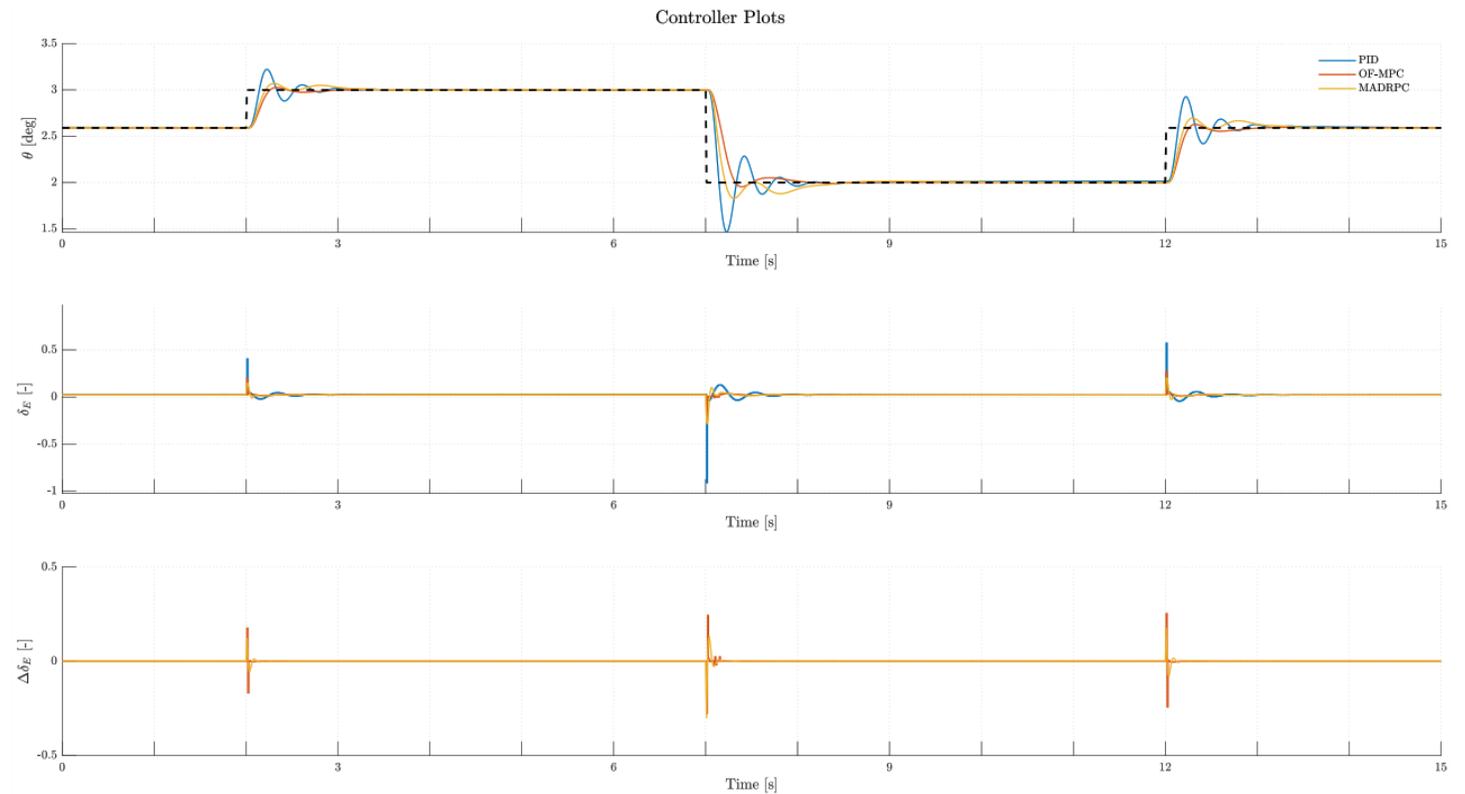
$T_2$	7	s
-------	---	---

$T_3$	12	s
-------	----	---

$\theta_{trim}$	2.5905	deg
-----------------	--------	-----

$\theta_{ref1}$	3	deg
-----------------	---	-----

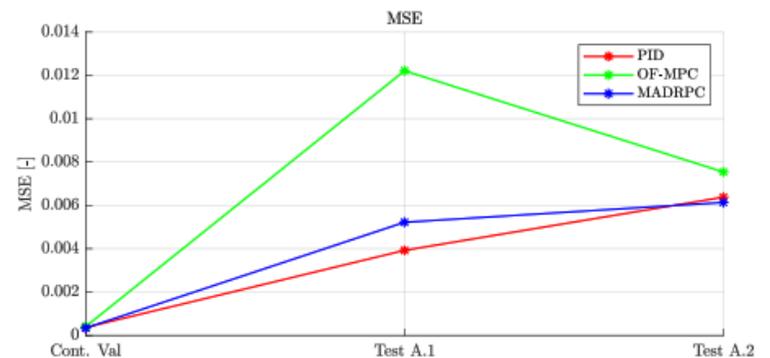
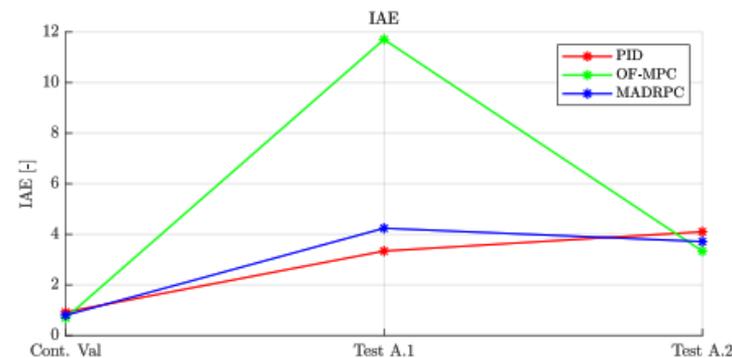
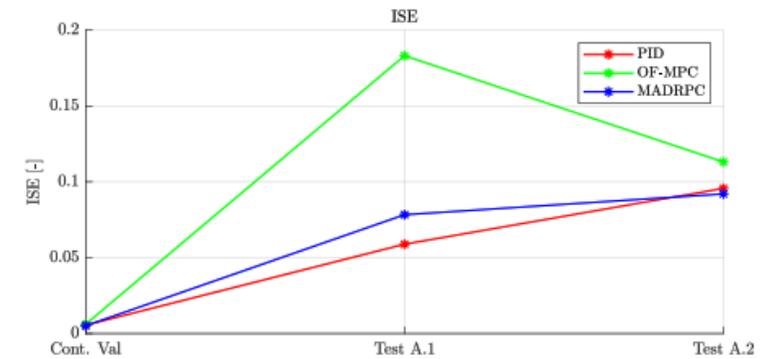
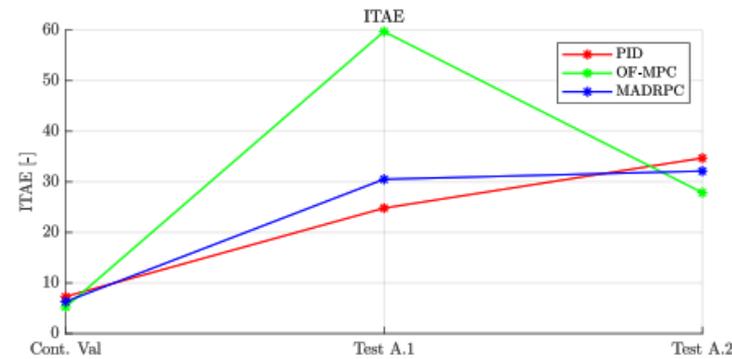
$\theta_{ref2}$	2	deg
-----------------	---	-----



# 5. Análisis de Resultados

- Tests A: Perturbaciones en las condiciones de vuelo

Test	Perturbación
Test A.1	Menor velocidad, igual altitud
Test A.2	Mayor velocidad, igual altitud



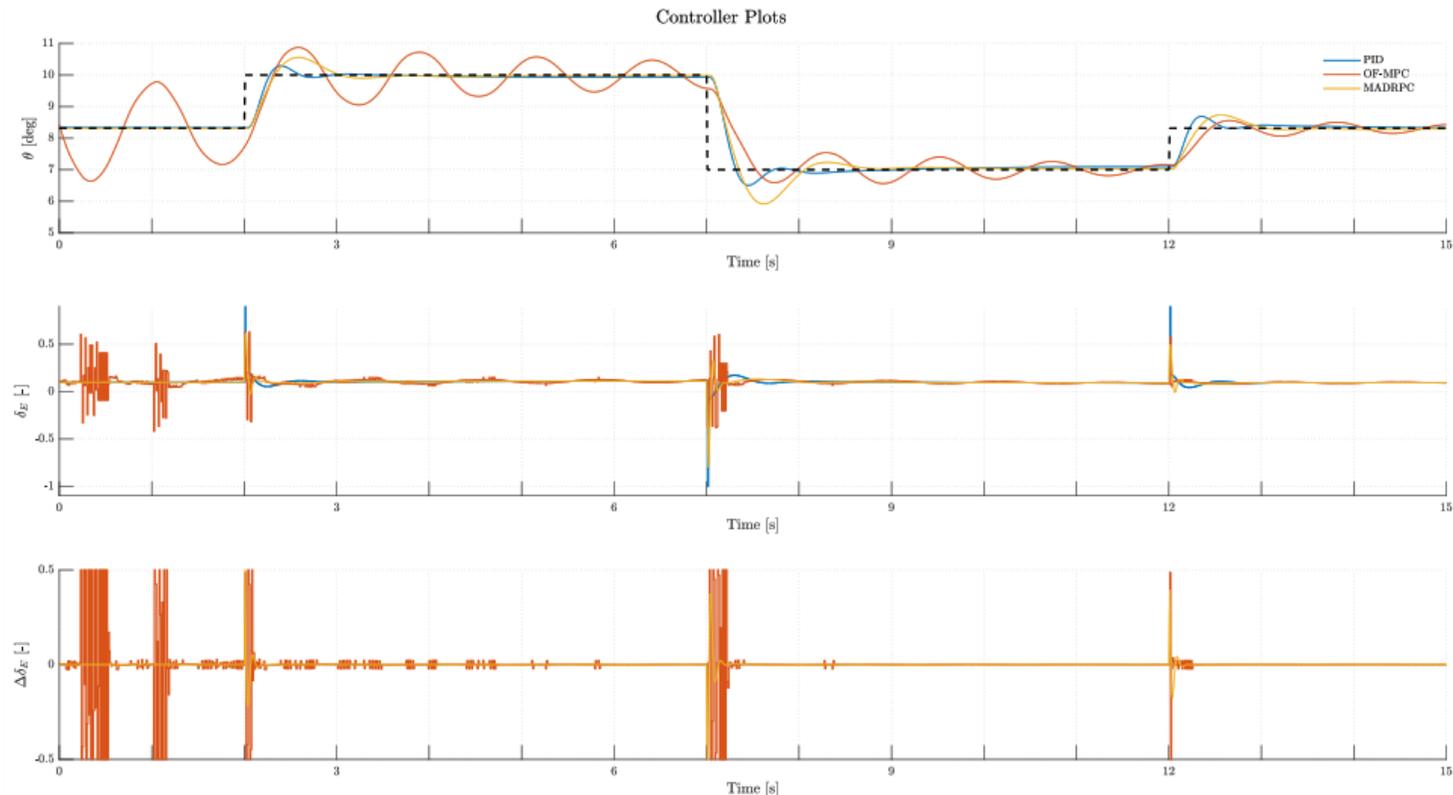
# 5. Análisis de Resultados

- Tests A: Perturbaciones en las condiciones de vuelo – Test A.1

## Flight Conditions

Altitude	100 m
Velocity	15 m/s

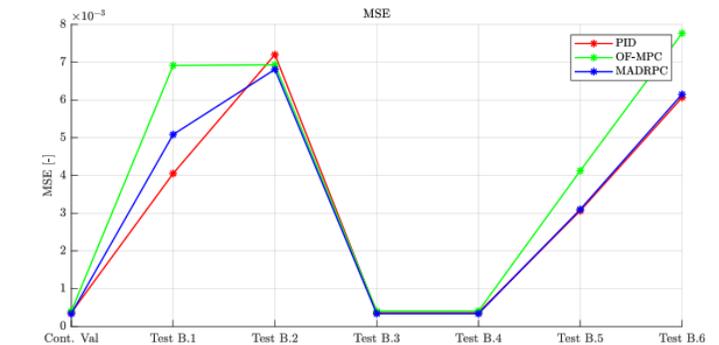
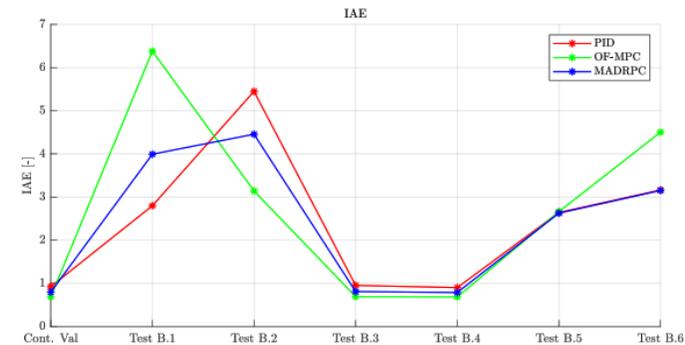
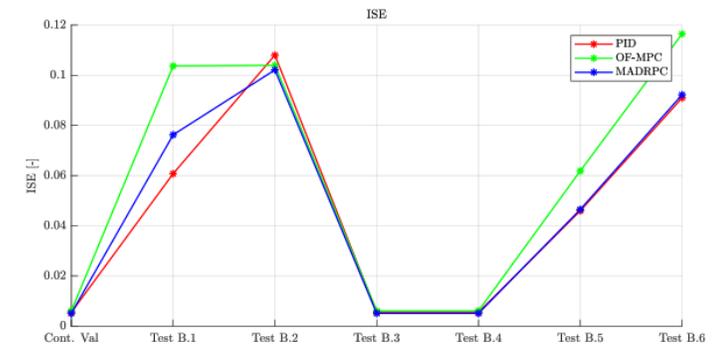
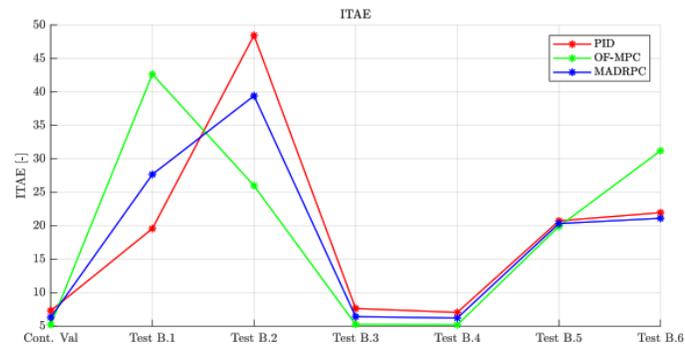
Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	8.3114	deg
$\theta_{ref1}$	10	deg
$\theta_{ref2}$	7	deg



# 5. Análisis de Resultados

- Tests B: Perturbaciones estructurales

Test	Perturbación
Test B.1	Aerodinámica infravalorada
Test B.2	Aerodinámica sobrevalorada
Test B.3	Propulsión infravalorada
Test B.4	Propulsión sobrevalorada
Test B.5	Mayor masa que crucero
Test B.6	Menor masa que crucero



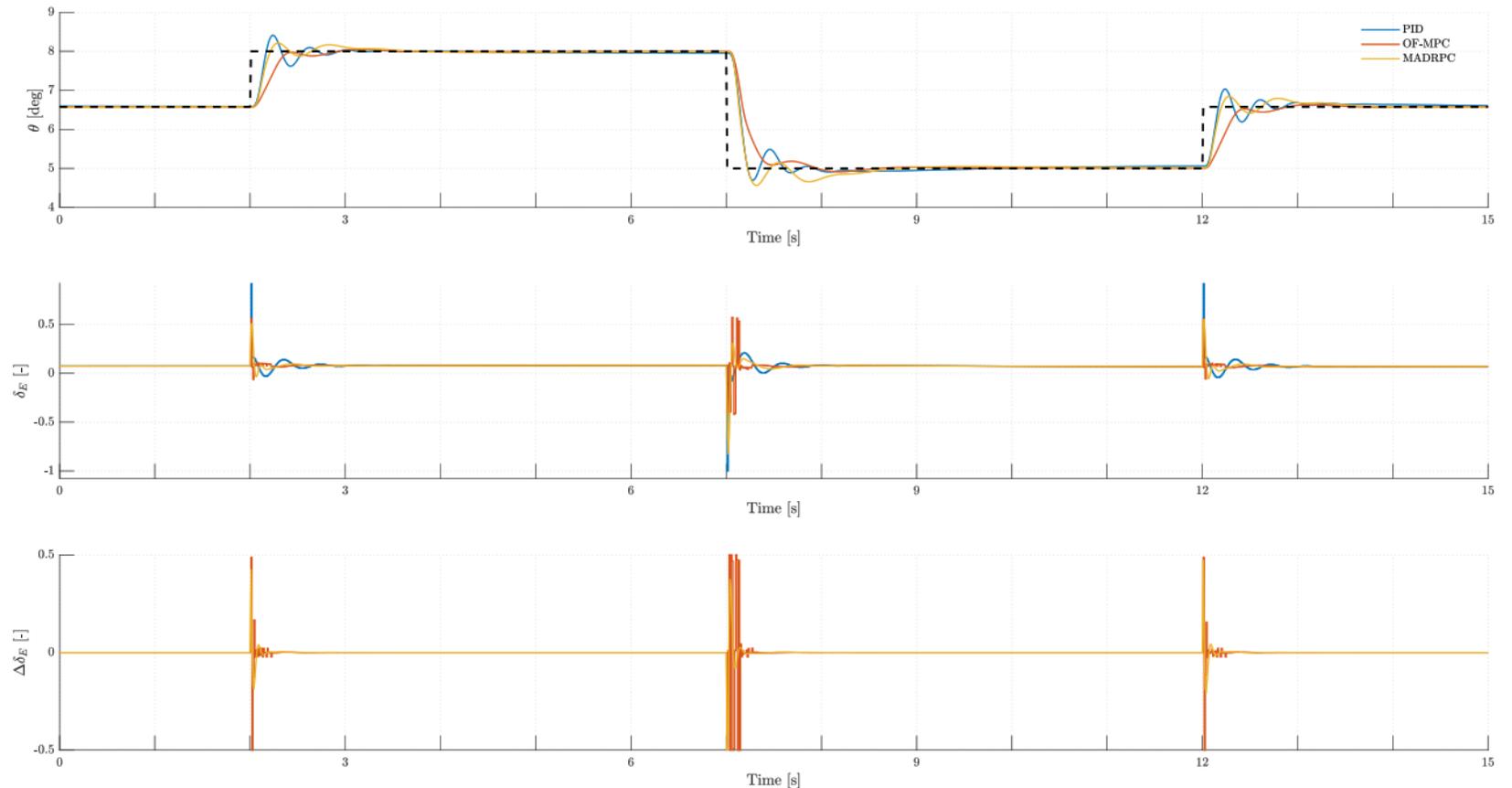
# 5. Análisis de Resultados

- Tests B: Perturbaciones estructurales – Test B.5

$$m_{aircraft} = 25 \text{ kg}$$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	6.5790	deg
$\theta_{ref1}$	8	deg
$\theta_{ref2}$	5	deg

Controller Plots



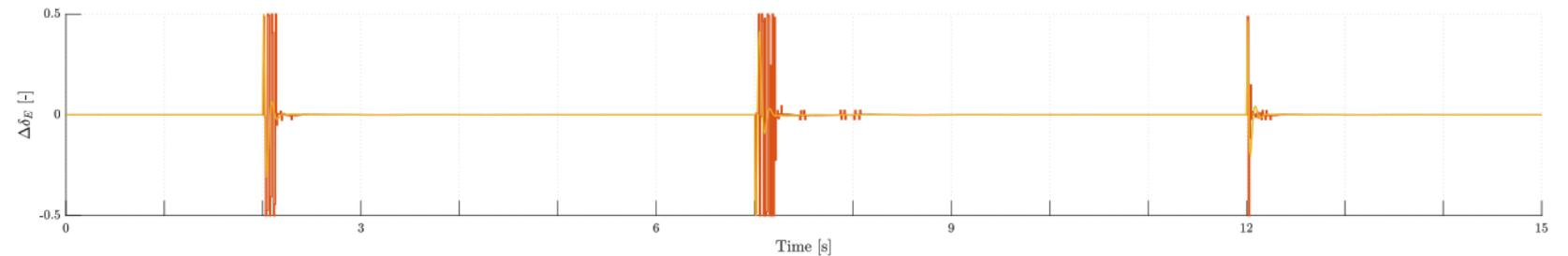
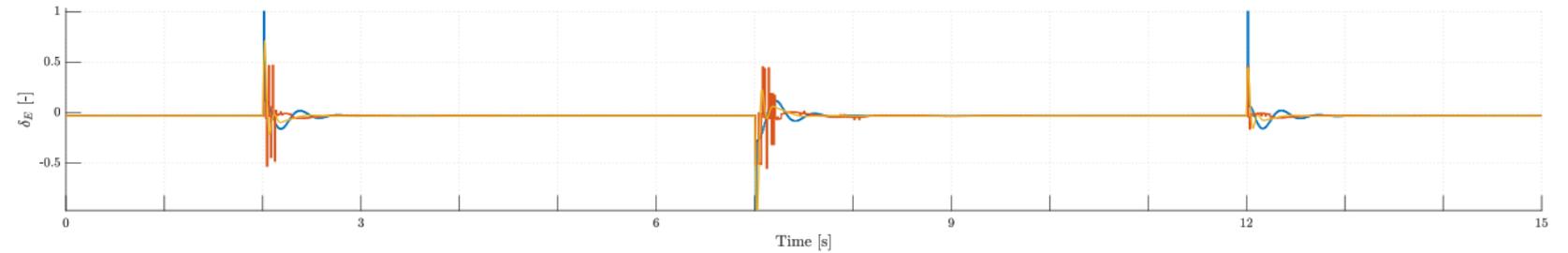
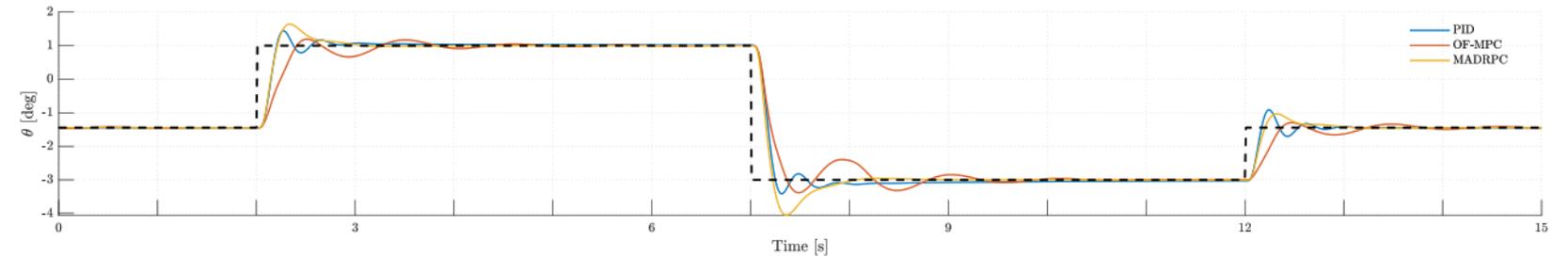
# 5. Análisis de Resultados

- Tests B: Perturbaciones estructurales – Test B.6

$$m_{aircraft} = 5 \text{ kg}$$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	-1.4435	deg
$\theta_{ref1}$	1	deg
$\theta_{ref2}$	-3	deg

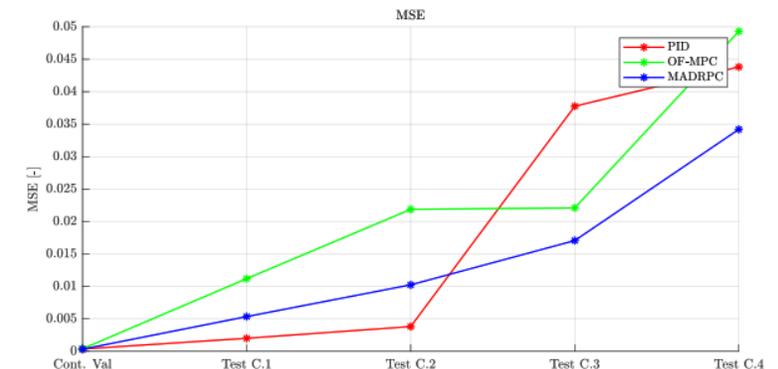
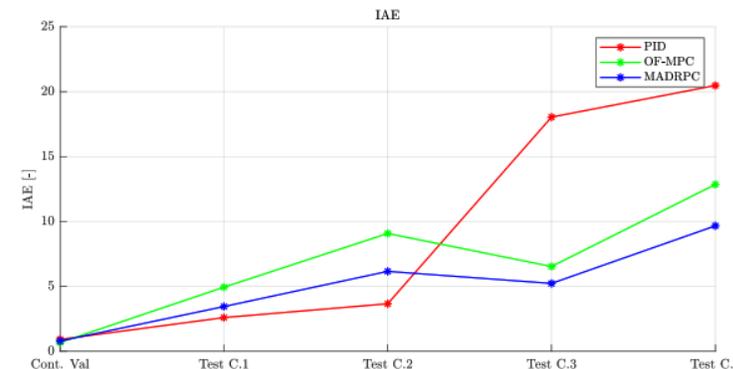
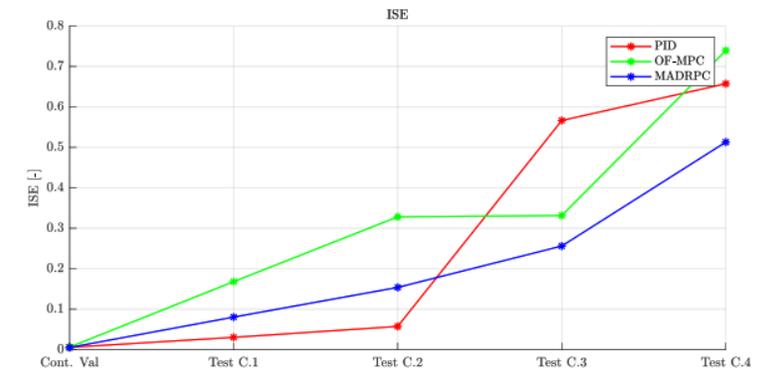
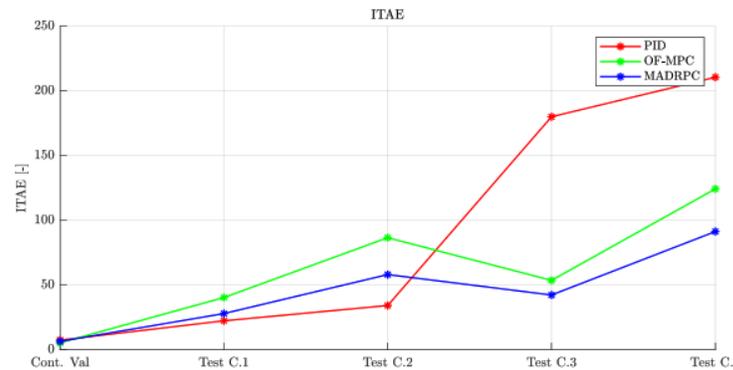
Controller Plots



# 5. Análisis de Resultados

- Tests C: Perturbaciones externas

Test	Perturbación
Test C.1	Viento mantenido
Test C.2	Viento limitado en el tiempo
Test C.3	Perturbación en la entrada mantenida
Test C.4	Perturbación en la entrada limitada en el tiempo



# 5. Análisis de Resultados

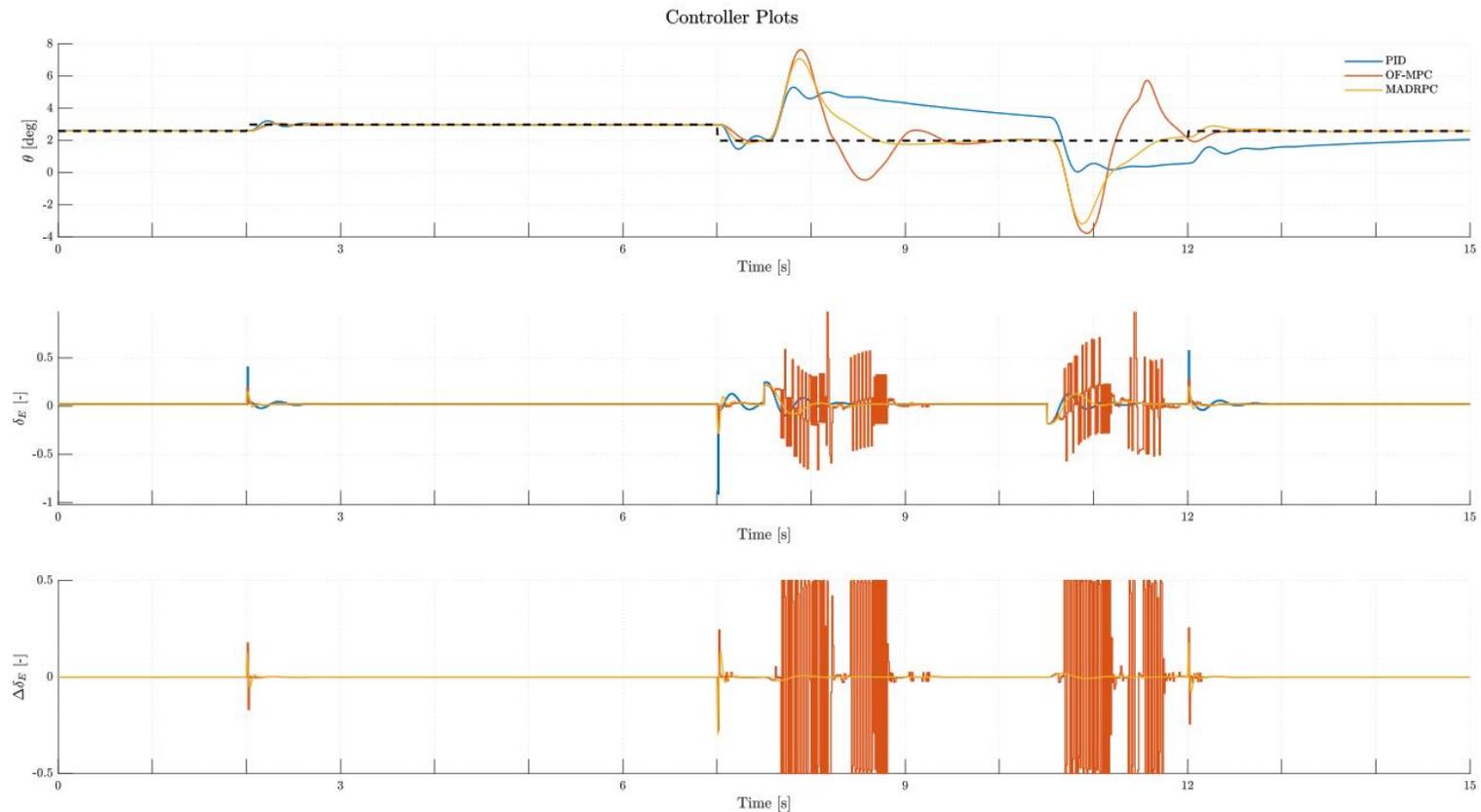
- Tests C: Perturbaciones externas – Test C.4

$$A_{input,amp} = 0.2$$

$$T_{input,dis} = 7.5 \text{ s}$$

$$T_{dur\ input} = 3 \text{ s}$$

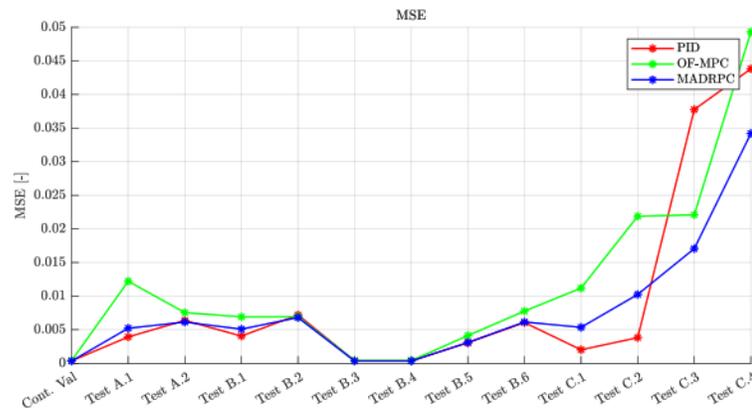
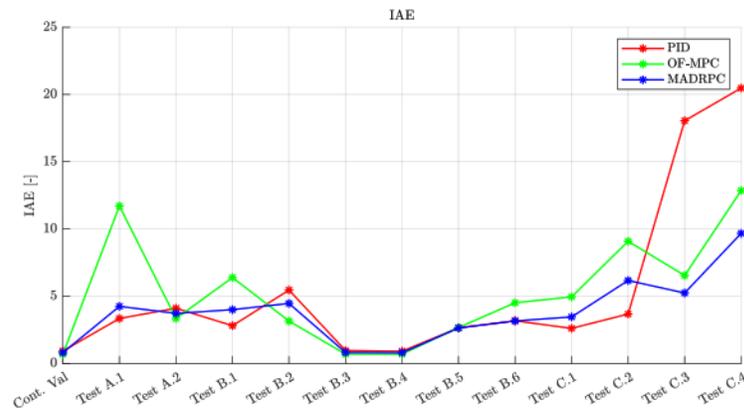
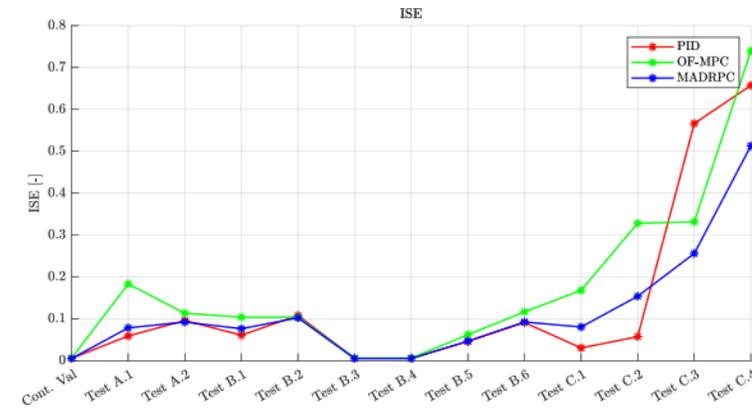
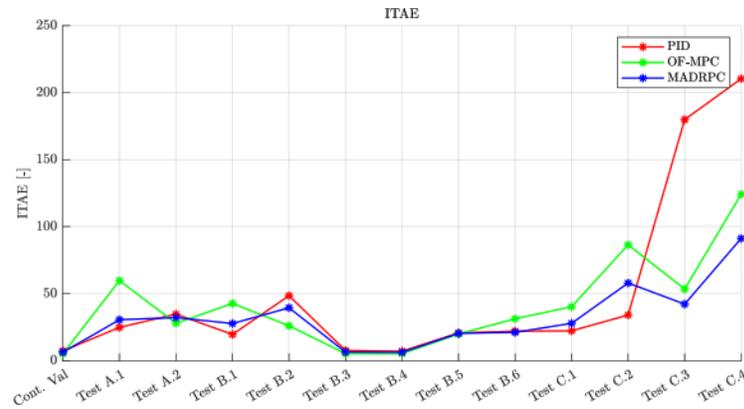
Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	2.5905	deg
$\theta_{ref1}$	3	deg
$\theta_{ref2}$	2	deg



# 6. Conclusiones

- Se ha diseñado un modelo no lineal válido para el H200.
- Diseñado y validado el control mediante un nuevo algoritmo de control usando dos parámetros naturales de la planta.
- Comparado este nuevo algoritmo de control con el PID y el MPC, donde éstos, aun usando toda la información de la planta, el MADRPC es capaz de igualar su efectividad.
  - Además, la complejidad no se incrementa, ya que solo utiliza dos estados en su planta modificada.
- Se puede concluir que el MADRPC es capaz de reducir el tiempo de necesario para modelar la planta sin perder efectividad.

# 6. Conclusiones



MUCHAS GRACIAS POR SU  
ATENCIÓN

# Presupuesto

Expenses [€]	W1 [€]	W2 [€]	W3 [€]	Total [€]
<b>Material Execution Sum [€]</b>	7589.84	893.66	893.66	9377.17
15% General Costs	1138.48	134.05	134.05	1406.58
6% Industrial Benefit	455.39	53.62	53.62	562.63
<b>Investment Budget</b>	9183.71	1081.33	1081.33	11346.37
21% VAT	1928.58	227.08	227.08	2382.74
<b>Initial Bidding Budget</b>	11112.29	1308.41	1308.41	13729.11

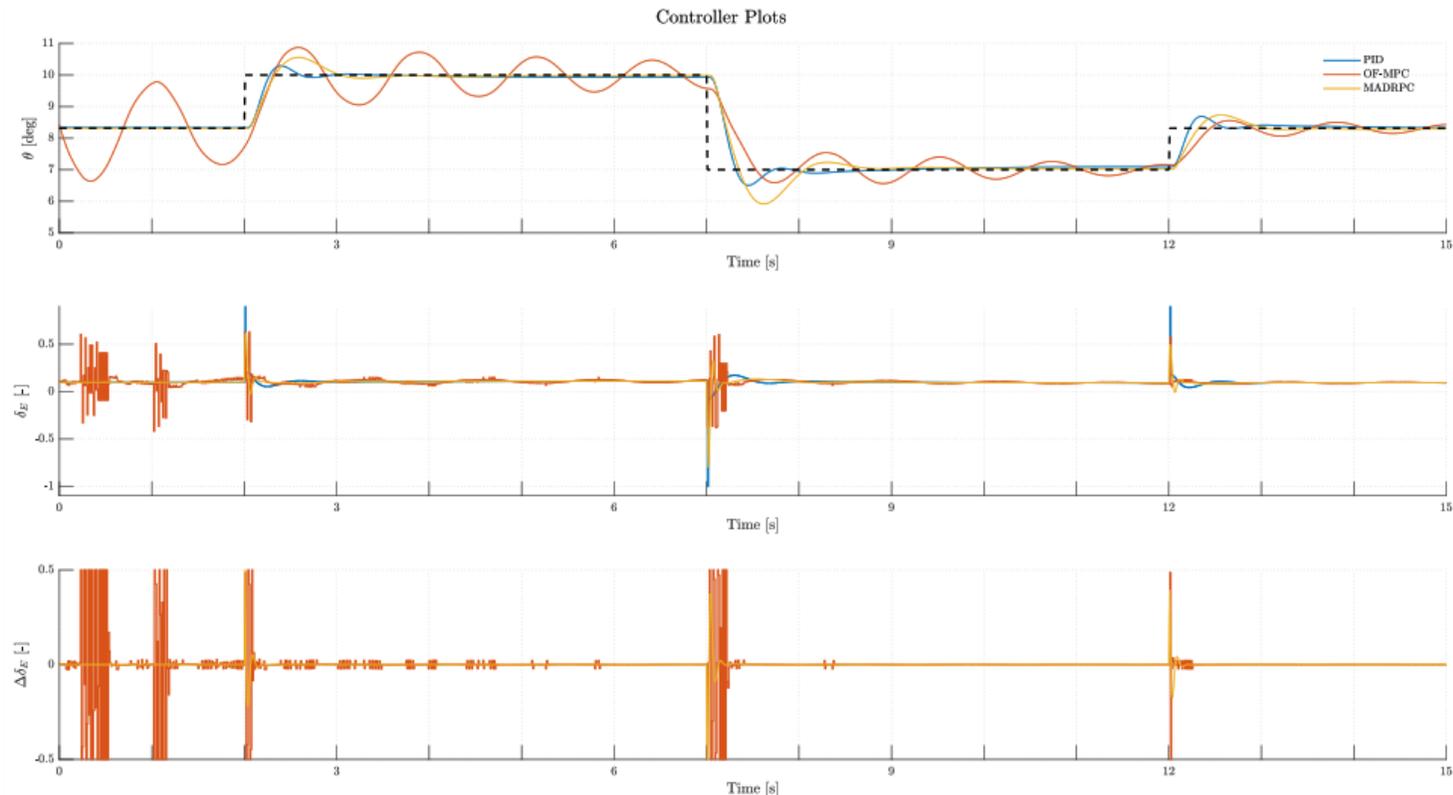
# Análisis de Resultados

- Tests A: Perturbaciones en las condiciones de vuelo – Test A.1

## Flight Conditions

Altitude	100 m
Velocity	15 m/s

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	8.3114	deg
$\theta_{ref1}$	10	deg
$\theta_{ref2}$	7	deg



# Análisis de Resultados

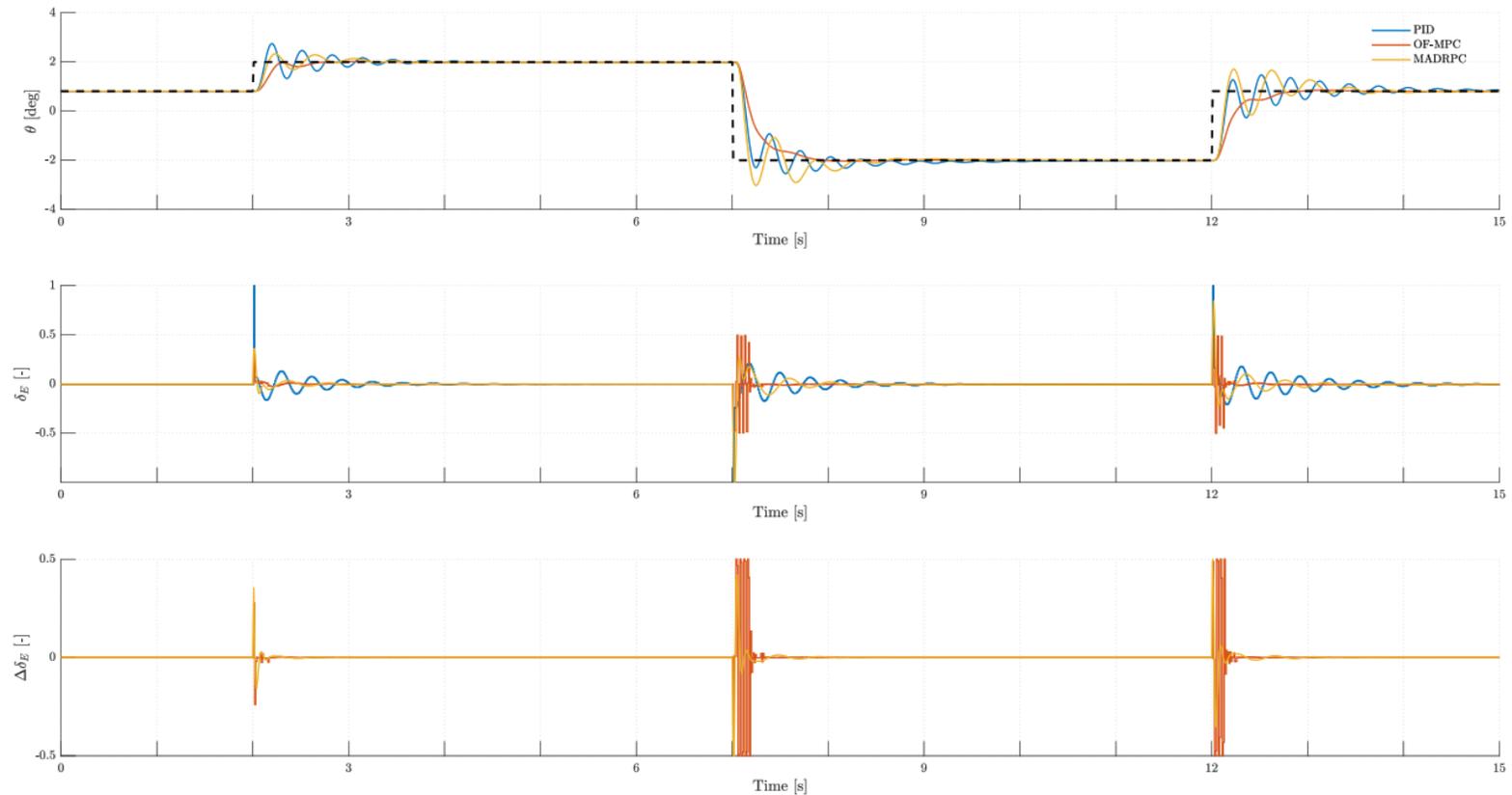
- Tests A: Perturbaciones en las condiciones de vuelo – Test A.2

## Flight Conditions

Altitude	100 m
Velocity	25 m/s

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	0.8127	deg
$\theta_{ref1}$	2	deg
$\theta_{ref2}$	-2	deg

Controller Plots



# Análisis de Resultados

## • Tests B: Perturbaciones estructurales – Test B.1

$$C_{L\theta,mod} = C_{L\theta} \cdot k$$

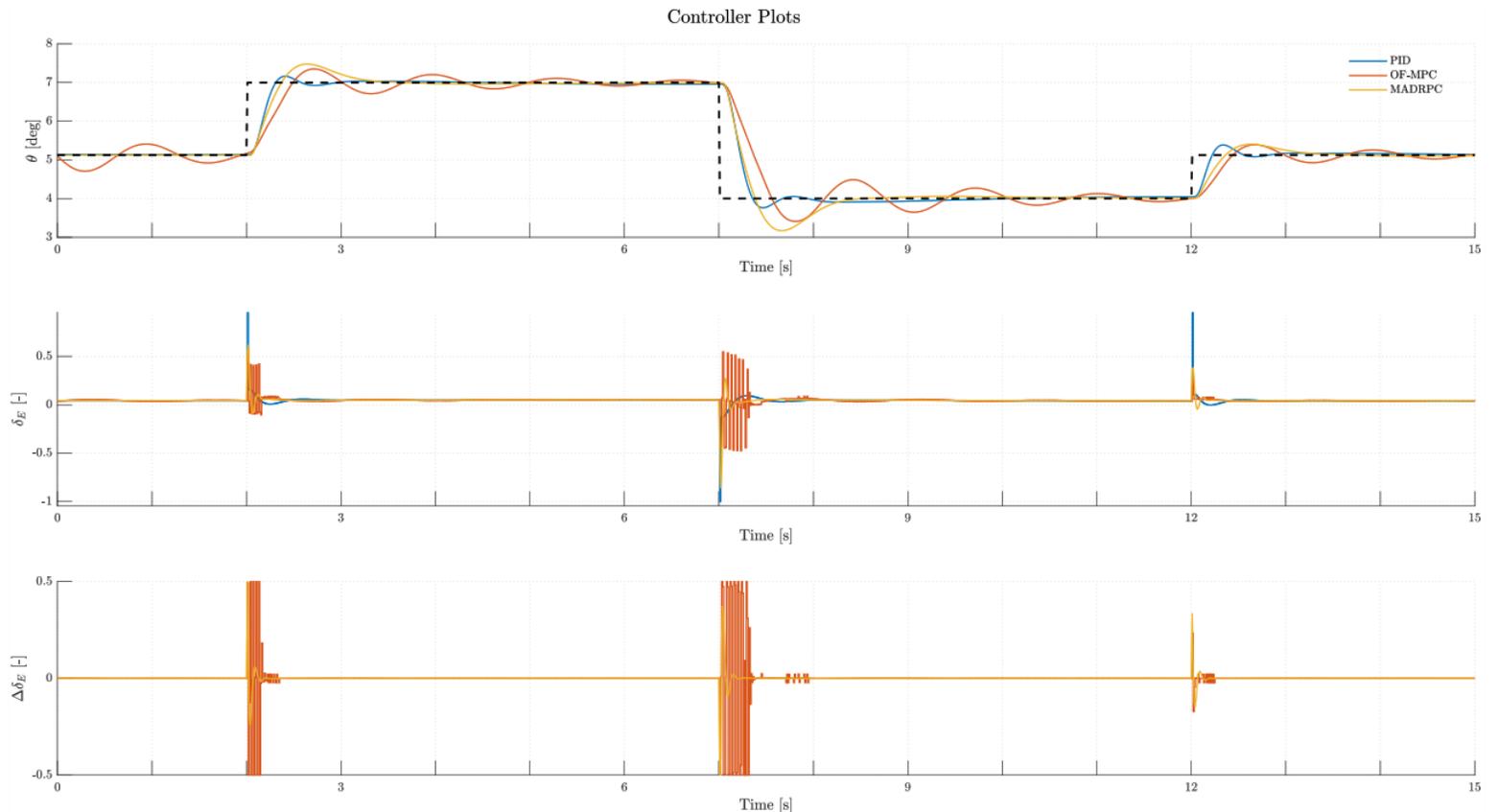
$$C_{m\theta,mod} = C_{m\theta} \cdot k$$

$$C_{L\delta_E,mod} = C_{L\delta_E} \cdot k$$

$$C_{m\delta_E,mod} = C_{m\delta_E} \cdot k$$

$k = 0.5$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	5.1218	deg
$\theta_{ref1}$	7	deg
$\theta_{ref2}$	4	deg

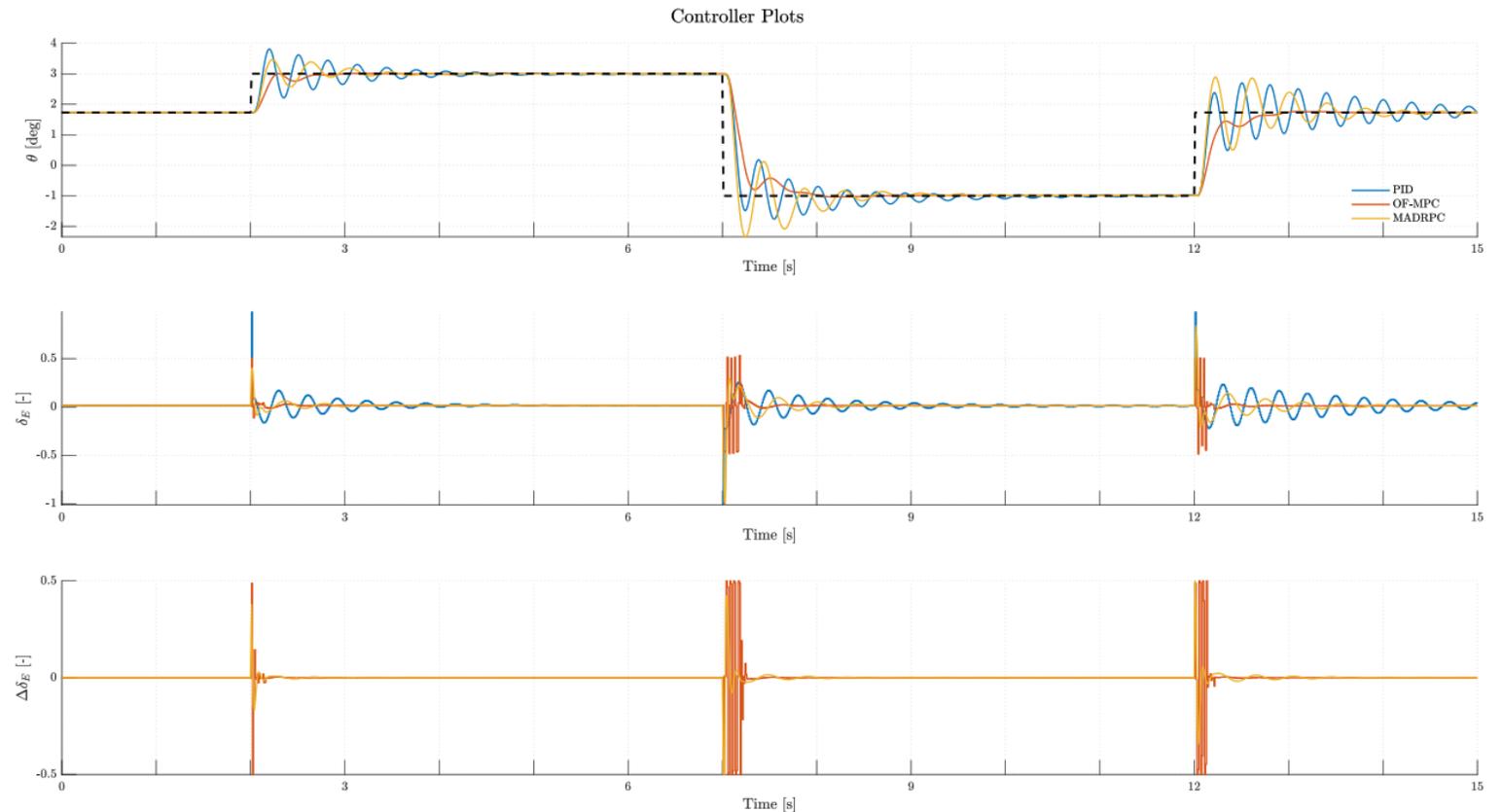


# Análisis de Resultados

## • Tests B: Perturbaciones estructurales – Test B.2

$$\begin{aligned}
 C_{L\theta,mod} &= C_{L\theta} \cdot k \\
 C_{m\theta,mod} &= C_{m\theta} \cdot k \\
 C_{L\delta_E,mod} &= C_{L\delta_E} \cdot k \\
 C_{m\delta_E,mod} &= C_{m\delta_E} \cdot k
 \end{aligned}
 \quad k = 1.5$$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	1.7337	deg
$\theta_{ref1}$	3	deg
$\theta_{ref2}$	-1	deg

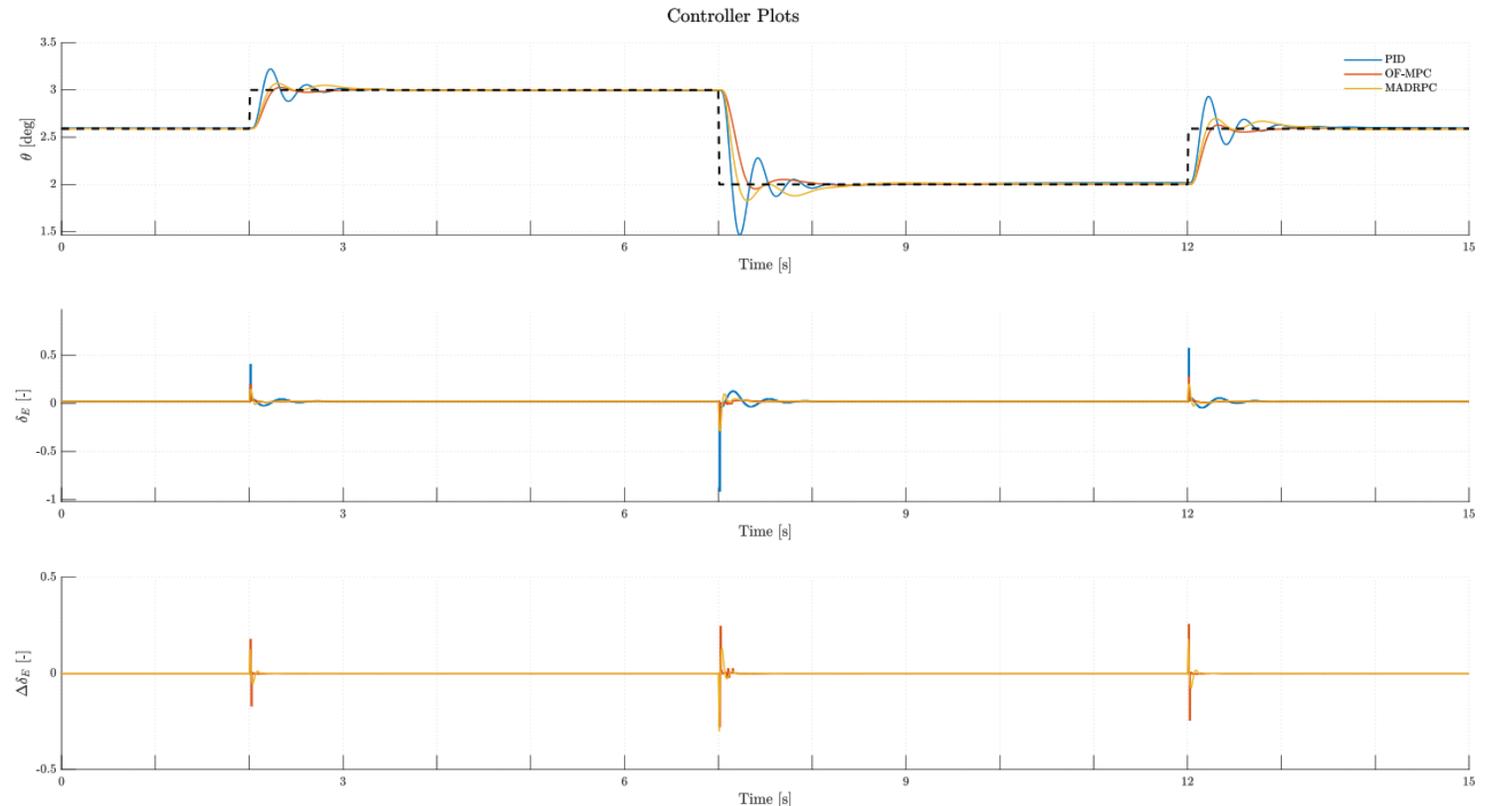


# Análisis de Resultados

- Tests B: Perturbaciones estructurales – Test B.3

$$\begin{aligned}
 pC_{T_0,mod} &= pC_{T_0} \cdot k \\
 pC_{T_1,mod} &= pC_{T_1} \cdot k \\
 pC_{T_2,mod} &= pC_{T_2} \cdot k \\
 pC_{T_3,mod} &= pC_{T_3} \cdot k
 \end{aligned}
 \quad k = 0.5$$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	2.5905	deg
$\theta_{ref1}$	3	deg
$\theta_{ref2}$	2	deg



# Análisis de Resultados

- Tests B: Perturbaciones estructurales – Test B.4

$$pC_{T_0,mod} = pC_{T_0} \cdot k$$

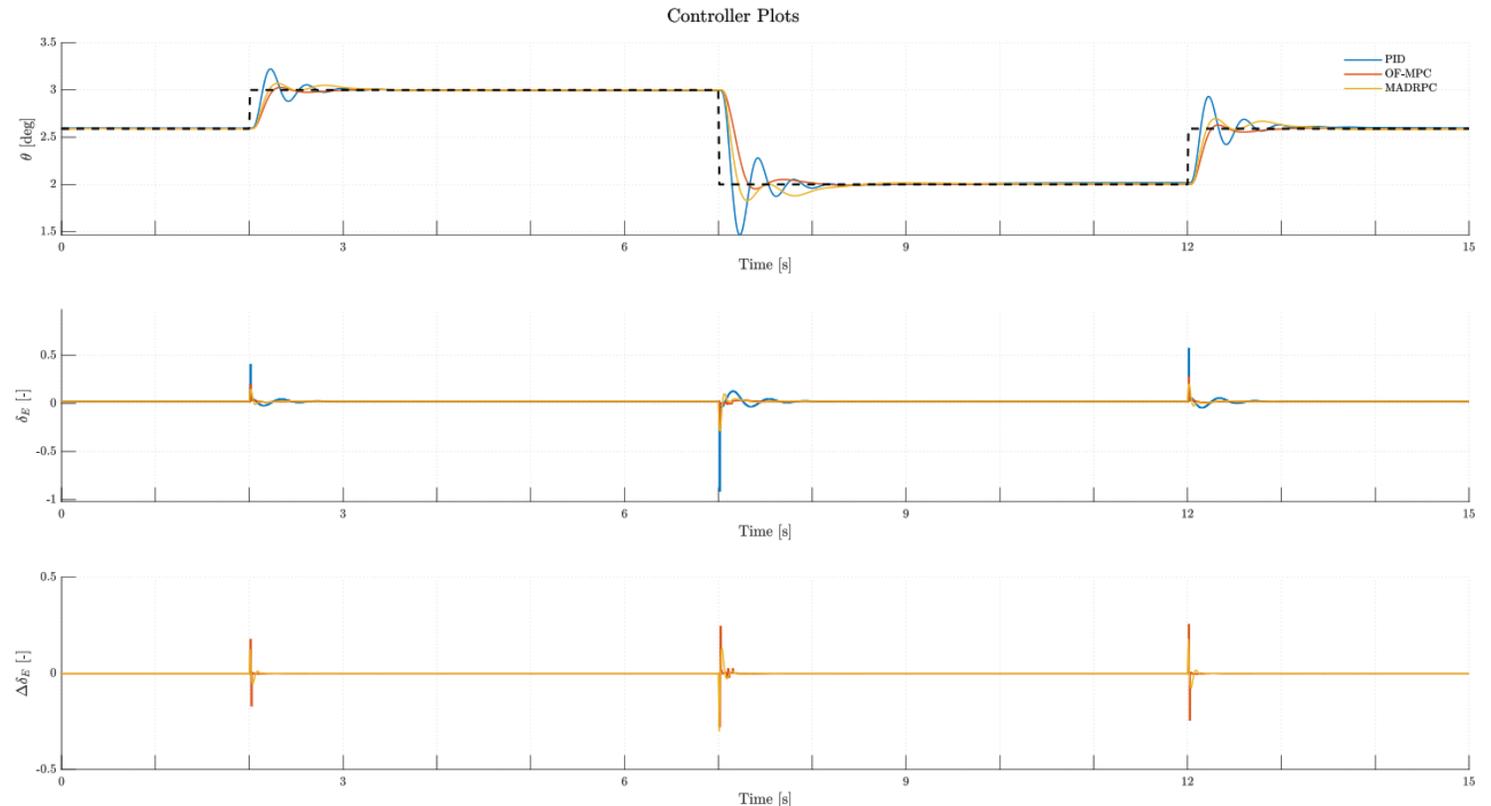
$$pC_{T_1,mod} = pC_{T_1} \cdot k$$

$$pC_{T_2,mod} = pC_{T_2} \cdot k$$

$$pC_{T_3,mod} = pC_{T_3} \cdot k$$

$k = 1.5$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	2.5905	deg
$\theta_{ref1}$	3	deg
$\theta_{ref2}$	2	deg



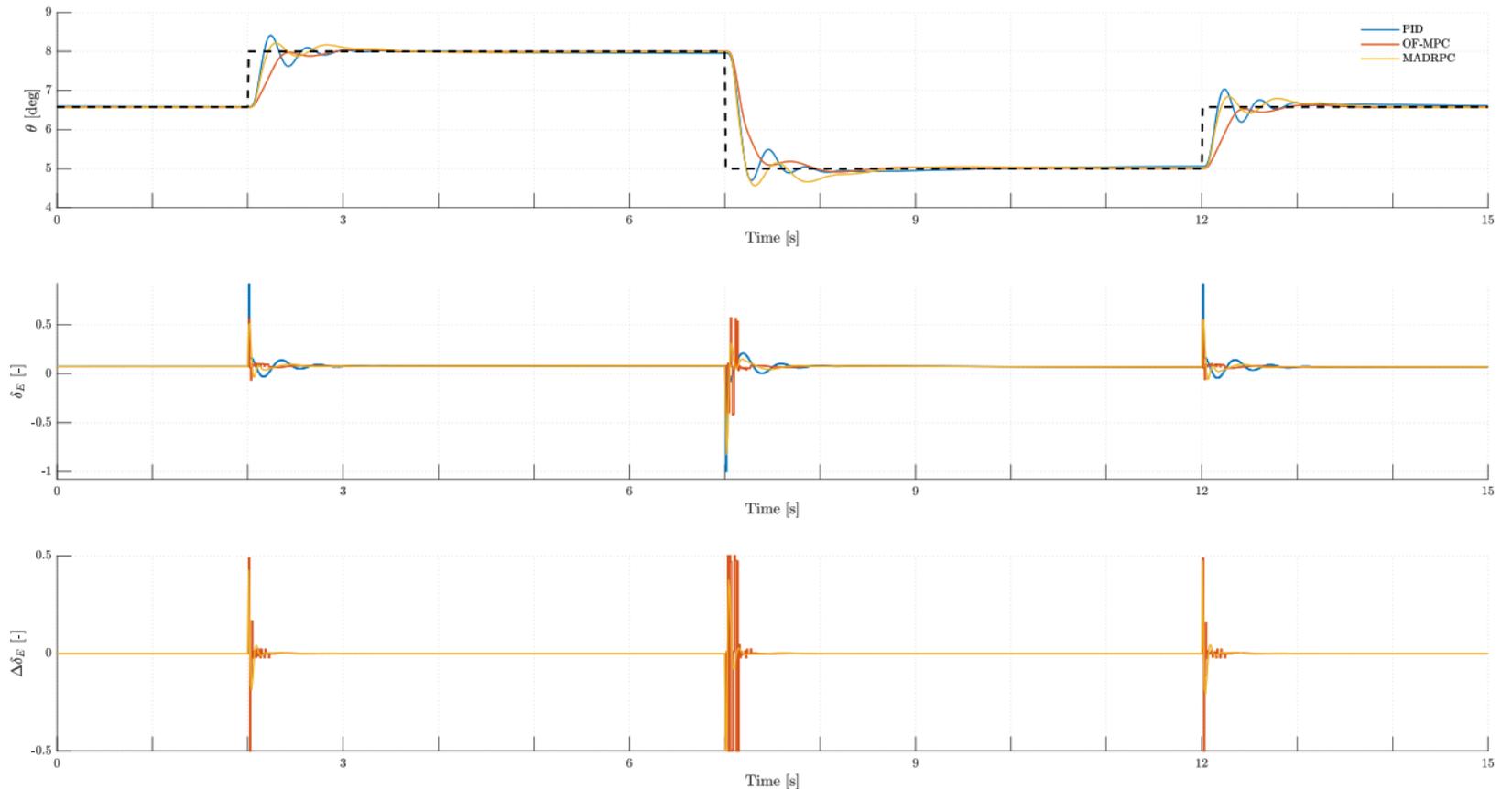
# Análisis de Resultados

- Tests B: Perturbaciones estructurales – Test B.5

$$m_{aircraft} = 25 \text{ kg}$$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	6.5790	deg
$\theta_{ref1}$	8	deg
$\theta_{ref2}$	5	deg

Controller Plots

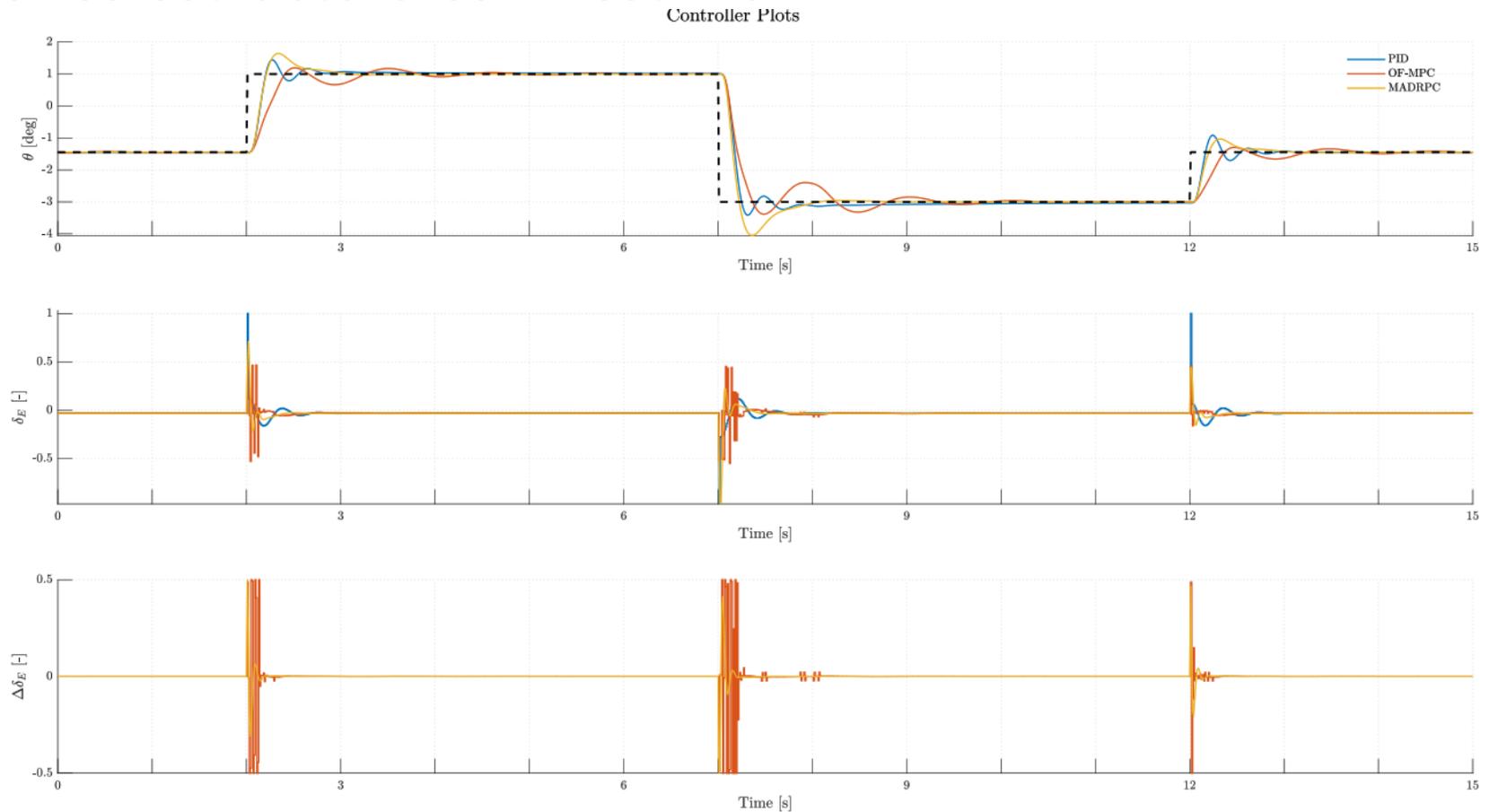


# Análisis de Resultados

- Tests B: Perturbaciones estructurales – Test B.6

$$m_{aircraft} = 5 \text{ kg}$$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	-1.4435	deg
$\theta_{ref1}$	1	deg
$\theta_{ref2}$	-3	deg

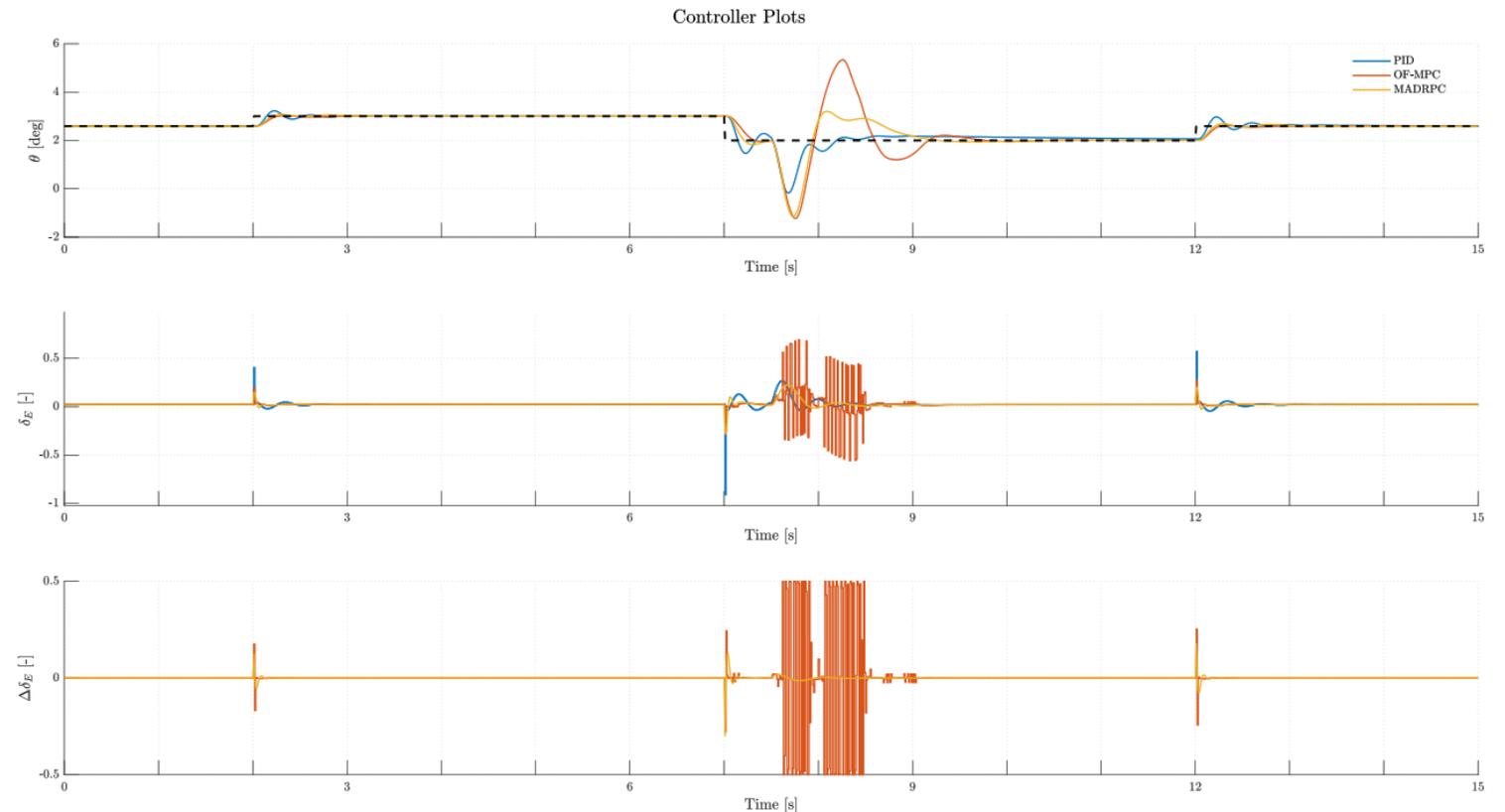


# Análisis de Resultados

- Tests C: Perturbaciones externas– Test C.1

$$E_W = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -5 \end{bmatrix} \quad T_{dis,wind} = 7.5 \text{ s}$$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	2.5905	deg
$\theta_{ref1}$	3	deg
$\theta_{ref2}$	2	deg

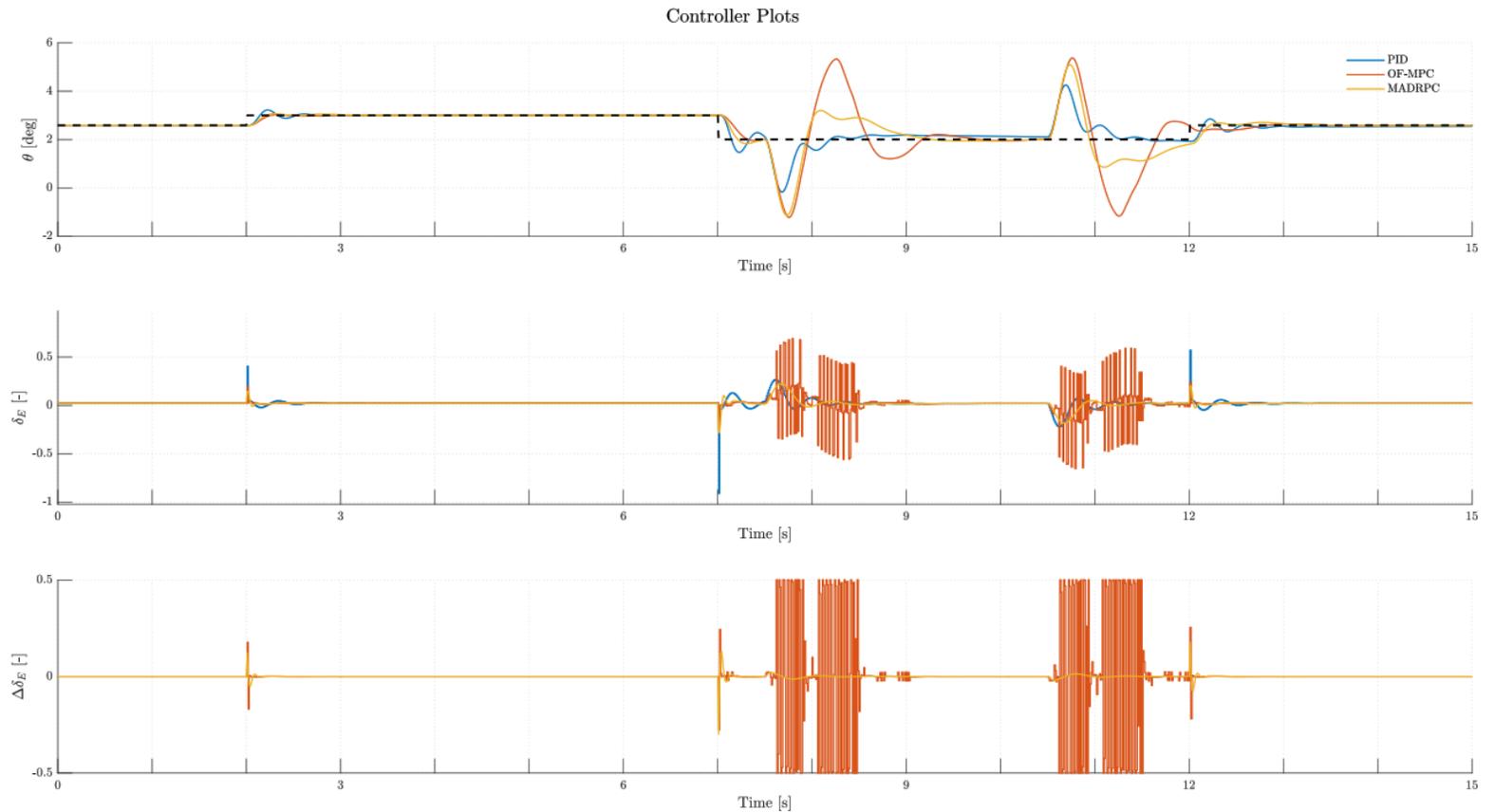


# Análisis de Resultados

- Tests C: Perturbaciones externas– Test C.2

$$E_W = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -5 \end{bmatrix} \quad \begin{aligned} T_{dis,wind} &= 7.5 \text{ s} \\ T_{dur\ wind} &= 3 \text{ s} \end{aligned}$$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	2.5905	deg
$\theta_{ref1}$	3	deg
$\theta_{ref2}$	2	deg



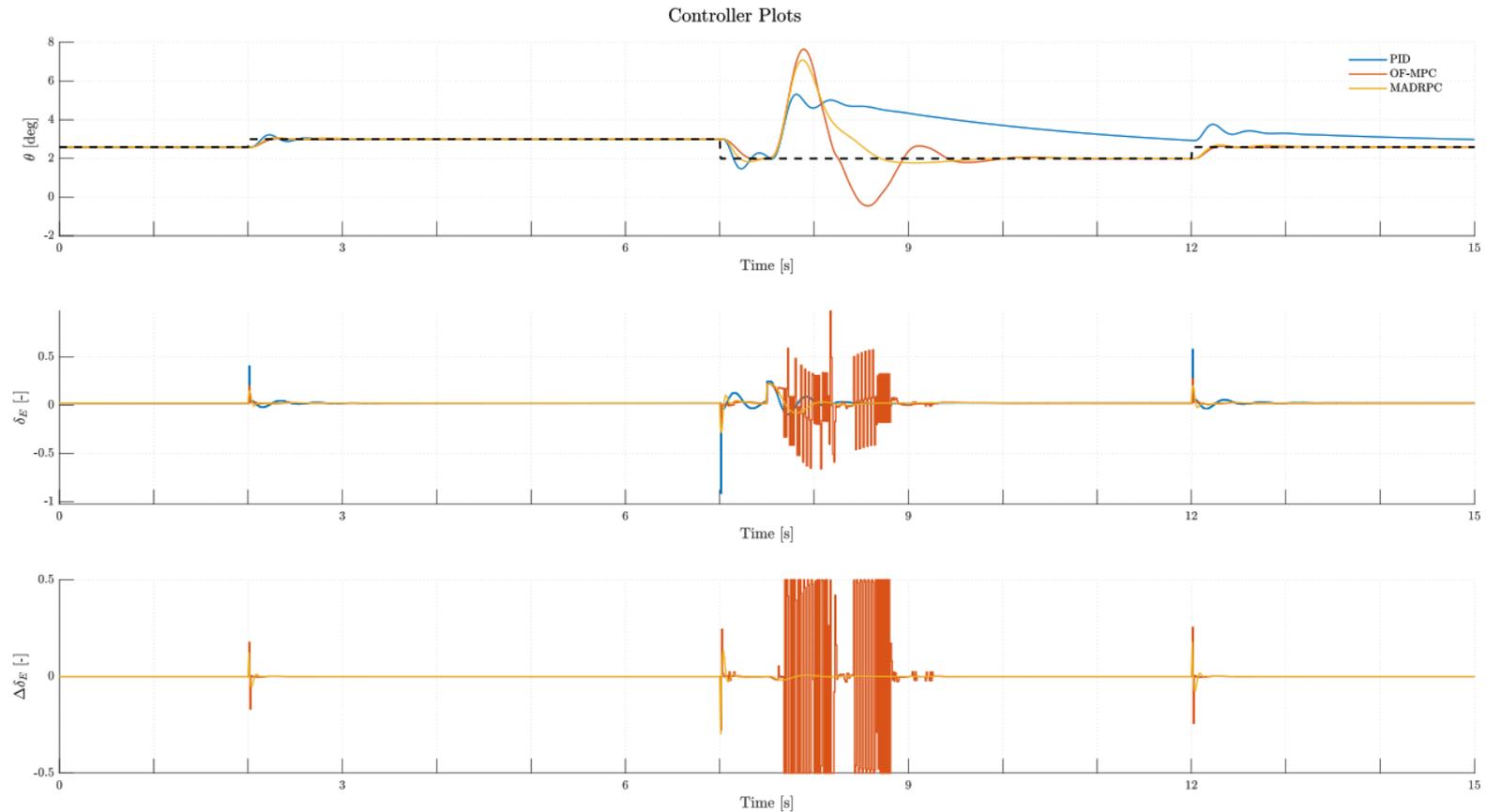
# Análisis de Resultados

- Tests C: Perturbaciones externas– Test C.3

$$A_{input,amp} = 0.2$$

$$T_{input,dis} = 7.5 \text{ s}$$

Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	2.5905	deg
$\theta_{ref1}$	3	deg
$\theta_{ref2}$	2	deg



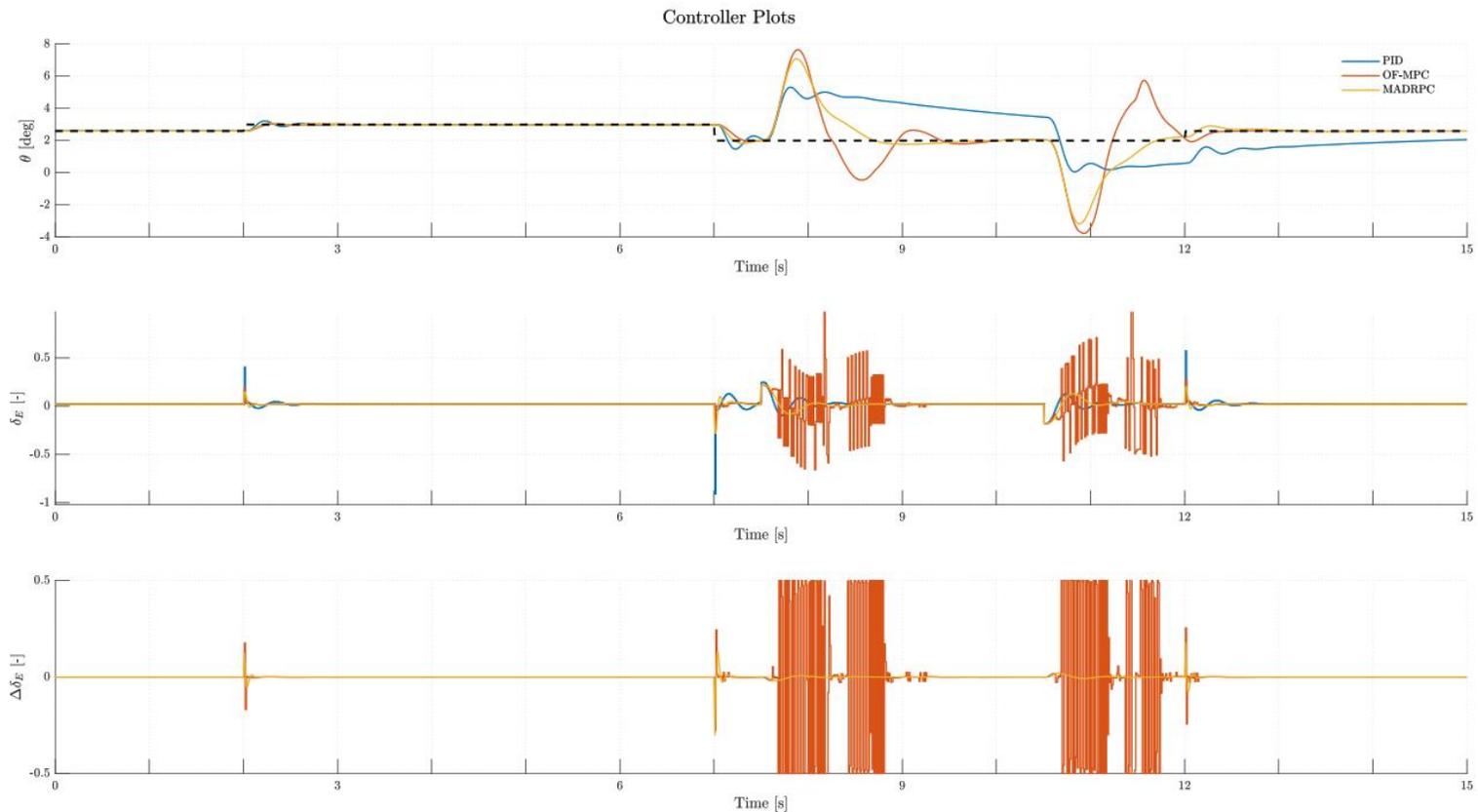
# Análisis de Resultados

- Tests C: Perturbaciones externas – Test C.4

$$A_{input,amp} = 0.2$$

$$T_{input,dis} = 7.5 \text{ s}$$

$$T_{dur\ input} = 3 \text{ s}$$



Symbol	Value	Units
$T_1$	2	s
$T_2$	7	s
$T_3$	12	s
$\theta_{trim}$	2.5905	deg
$\theta_{ref1}$	3	deg
$\theta_{ref2}$	2	deg