

DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN

**“Control de un *Quad-Rotor* Bajo Perturbaciones  
de Viento”**

POR

**Ing. Carlos Icazbalceta Saavedra**

**TESIS**

PRESENTADA COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL  
GRADO DE MAESTRO EN CIENCIAS EN INGENIERÍA ELÉCTRICA

DIRECTOR DE TESIS

**Dr. Alejandro E. Dzul López**

COORDIRECTOR DE TESIS

**Dr. Eduardo Javier Moreno Valenzuela**

ISSN: 0188-9060

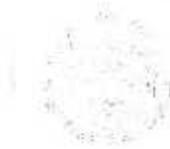


**RIITEC: (20)-TMCIE-2017**

Torreón, Coahuila, México  
Diciembre 2017

SEP

SECRETARÍA DE  
EDUCACIÓN PÚBLICA



TECNOLÓGICO NACIONAL DE MÉXICO  
Instituto Tecnológico de La Laguna

Torreón, Coah., 11/Diciembre/2017  
Dependencia: DEPI/CPCIE  
Oficio: DEPI/CPCIE/161/2017  
Asunto: Autorización de impresión  
de tesis.

**C. Carlos Icazbalceta Saavedra**  
**CANDIDATO AL GRADO DE MAESTRO EN CIENCIAS EN INGENIERÍA ELÉCTRICA.**  
**PRESENTE**

Después de haber sometido a revisión su trabajo de tesis titulado:

**"Control de un Quadrotor con Perturbaciones de Viento"**

Habiendo cumplido con todas las indicaciones que el jurado revisor de tesis hizo, se le comunica que se le concede la autorización con número de registro **RIITEC: (20)-TMCIE-2017**, para que proceda a la impresión del mismo.

**ATENTAMENTE**

EDUCACIÓN TECNOLÓGICA FUENTE DE INNOVACIÓN

**DR. ARMANDO LONGORIA DE LA TORRE**  
Jefe de la División de Estudios de Posgrado e Investigación  
del Instituto Tecnológico de la Laguna



SECRETARÍA DE  
EDUCACIÓN PÚBLICA  
INSTITUTO TECNOLÓGICO  
de la Laguna  
División de Estudios de Posgrado  
e Investigación

AL7/11/17



CACI





Torreón, Coah., 6/Diciembre/2017

**DR. ARMANDO LONGORIA DE LA TORRE**  
**JEFE DE LA DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN**

Por medio de la presente, hacemos de su conocimiento que después de haber sometido a revisión el trabajo de tesis titulado:

**"Control de un Quadrotor con Perturbaciones de Viento"**

Desarrollado por el C. Carlos Icazbalceta Saavedra, con número de control **M1513048** y habiendo cumplido con todas las correcciones que se le indicaron, estamos de acuerdo que se le conceda la autorización de la fecha de examen de grado para que proceda a la impresión de la misma.

**ATENTAMENTE**  
EDUCACIÓN TECNOLÓGICA FUENTE DE INNOVACIÓN

**Dr. Alejandro E. Dzul López**  
Asesor/Director de Tesis

**Dr. Javier Moguero Valenzuela**  
Comité Tutorial

**M.C. Edmundo I. Ollervides Vázquez**  
Comité Tutorial

**Dr. Víctor A. Santibañez Dávila**  
Comité Tutorial



## Dedicatoria

A mi madre Leticia Saavedra, por todo el cariño y el apoyo que me ha dado para perseguir mis metas.

A mis hermanos Daniel, Leticia, José y Mariana que de una u otra forma me motivan a convertirme en una mejor persona.

De forma especial, a mi padre Gerardo Icazbalceta, que a pesar de no estar a mi lado, lo siento más cerca de mí.

## Agradecimientos

Al Dr. Alejandro E. Dzul, por la oportunidad y apoyo para comenzar mis estudios de posgrado. Por su paciencia y disposición al trabajo.

Al Dr. Javier Moreno, por la gran oportunidad de conocer otro ambiente de trabajo. Por el trato amable y apoyo para realizar mi trabajo de tesis.

A mis compañeros de generación y amigos Yasmín, Sergio, Jonathan, Ismael y Ricardo por el apoyo que me dieron.

A Yasmín Rendón por todo su cariño y apoyo a lo largo de mis estudios.

A Ricardo Ovalle, Jorge Montoya y Jorge Villalobos por los consejos y apoyo.

A mis amigos Eduardo Vielma, Mammel Guerrero, Ranso Falcón, Oscar González, Roberto Franco y Mammel Busquets por compartir mi día a día en el laboratorio.

Al Instituto Tecnológico de la Laguna y CONACYT por el apoyo para estudiar un posgrado.

## Control de un *Quad-Rotor* con Perturbaciones de Viento por Carlos Icazbalceta Saavedra

### Resumen

Este trabajo de tesis estudia el efecto de perturbaciones ocasionadas por el viento en un *Quad-rotor* así como el correcto desempeño del vehículo utilizando diversos algoritmos de control. Para este trabajo de tesis se utilizó el Laboratorio Quanser de Vehículos no Tripulados con el robot Qball2 para el cual se diseñaron los siguientes controladores: Un controlador difuso adaptable, un controlador neuronal adaptable y un controlador por aproximación a modos deslizantes mediante inferencia difusa. Para cada uno de los controladores diseñados, se obtuvieron resultados en simulación y experimentalmente. Los resultados experimentales fueron realizados con el Laboratorio Quanser.

## Control de un *Quad-Rotor* con Perturbaciones de Viento

by Carlos Icazbalceta Saavedra

### **Abstract**

In the present thesis work the disturbance effect due to wind gusts applied to a Quad-Rotor and the appropriate performance of some control algorithms are studied. In this thesis work the Quanser Unmanned Vehicle Laboratory and the Qball2 robot were used and the following control techniques were designed: a fuzzy adaptive controller, a neural adaptive controller and an approximation to sliding mode controller by fuzzy inference. Each one of these algorithms was tested in both simulations and experiment. Results were validated using the Quanser Lab.

# Índice general

<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Historia de los <i>UAV</i>	1
1.1.1. Clasificación	5
1.2. Objetivos del Trabajo de Tesis	7
1.2.1. Objetivo General	7
1.2.2. Objetivos Específicos	7
1.3. Estructura del Documento	8
<b>2. Modelado del <i>Quad-Rotor</i></b>	<b>9</b>
<b>3. Control del <i>Quad-Rotor</i></b>	<b>13</b>
3.1. Controlador PID para Traslación	13
3.2. Controlador Difuso Adaptable Indirecto de Orientación (DAI)	14
3.3. Controlador Neuronal Adaptable de Orientación (NAC)	15
3.4. Control por Aproximación a Modos Deslizantes	16
3.4.1. Diseño del Controlador por Modos Deslizantes	16
3.4.2. Sistema Difuso	18
<b>4. Resultados</b>	<b>20</b>
4.1. Simulaciones del Controlador Difuso Adaptable (DAI)	20
4.1.1. Resultados de simulación para la tarea de regulación	20
4.1.2. Resultados de simulación para la tarea de regulación bajo perturbaciones externas	25
4.1.3. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento	29
4.1.4. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento bajo perturbaciones externas	33
4.2. Simulaciones del Controlador Neuronal Adaptable (NAC)	37
4.2.1. Resultados de simulación para la tarea de regulación	37
4.2.2. Resultados de simulación para la tarea de regulación bajo perturbaciones externas	42
4.2.3. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento	47
4.2.4. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento bajo perturbaciones externas	52
4.3. Simulaciones del Controlador por Aproximación a Modos Deslizantes (FIAC)	57
4.3.1. Resultados de simulación para la tarea de regulación	57
4.3.2. Resultados de simulación para la tarea de regulación bajo perturbaciones externas	62

*ÍNDICE GENERAL*

VI

4.3.3. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento . . . . .	66
4.3.4. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento bajo perturbaciones externas . . . . .	71
4.4. Experimentos del Controlador Difuso Adaptable (DAI) . . . . .	75
4.5. Experimentos del Controlador Neuronal Adaptable (NAC) . . . . .	79
4.6. Experimentos del Controlador por Aproximación a Modos Deslizantes (FIAC) . . . . .	83
<b>5. Conclusiones</b> . . . . .	<b>81</b>
5.1. Trabajo Futuro . . . . .	91

# Índice de figuras

1.1. <i>Quad-Rotor</i> Qball 2 de la empresa Quanser . . . . .	2
1.2. Foto del <i>Aviation Torpedo</i> , un <i>UAV</i> capaz de operar sin intervención humana . . . . .	2
1.3. <i>Predator-UAV</i> , vehículo de propósito militar . . . . .	3
1.4. <i>Bothozat</i> , helicóptero desarrollado a inicios de los años 1920s . . . . .	3
1.5. <i>Chinook</i> , helicóptero de transporte militar . . . . .	4
1.6. <i>Osprey</i> , helicóptero de combate . . . . .	4
1.7. <i>Dragonflyes, Quad-Rotor</i> desarrollado por <i>Dragonfly Innovations Inc.</i> . . . .	4
1.8. Helicóptero convencional de un rotor principal y un rotor de cola . . . . .	5
1.9. Helicóptero coaxial . . . . .	6
1.10. Helicóptero de dos rotores . . . . .	6
2.1. Diagrama esquemático del <i>Quad-Rotor</i> . . . . .	10
3.1. Diagrama s Bloques . . . . .	13
3.2. Funciones de membresía de entrada . . . . .	18
3.3. Funciones de membresía de salida . . . . .	19
4.1. Acciones de control para $u_x$ , $u_\phi$ , $u_\theta$ y $u_\psi$ de los controladores DAI y PD. . . . .	21
4.2. Posición en el eje $x$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	22
4.3. Posición en el eje $y$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	22
4.4. Posición en el eje $z$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	23
4.5. Posición angular en $\phi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	23
4.6. Posición angular en $\theta$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	24
4.7. Posición angular en $\psi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	24
4.8. Acciones de control para $u_x$ , $u_\phi$ , $u_\theta$ y $u_\psi$ de los controladores DAI y PD. . . . .	25
4.9. Posición en el eje $x$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	26
4.10. Posición en el eje $y$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	26
4.11. Posición en el eje $z$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	27
4.12. Posición angular en $\phi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	27
4.13. Posición angular en $\theta$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	28
4.14. Posición angular en $\psi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	28
4.15. Acciones de control para $u_x$ , $u_\phi$ , $u_\theta$ y $u_\psi$ de los controladores DAI y PD. . . . .	29

4.16. Posición en el eje $x$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	30
4.17. Posición en el eje $y$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	30
4.18. Posición en el eje $z$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	31
4.19. Posición angular en $\phi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	31
4.20. Posición angular en $\theta$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	32
4.21. Posición angular en $\psi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	32
4.22. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_z$ y $u_\phi$ de los controladores DAI y PD. . . . .	33
4.23. Posición en el eje $x$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	34
4.24. Posición en el eje $y$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	34
4.25. Posición en el eje $z$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	35
4.26. Posición angular en $\phi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	35
4.27. Posición angular en $\theta$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	36
4.28. Posición angular en $\psi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	36
4.29. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_z$ y $u_\phi$ de los controladores NAC y PD. . . . .	38
4.30. Posición en el eje $x$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	38
4.31. Posición en el eje $y$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	39
4.32. Posición en el eje $z$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	40
4.33. Posición angular en $\phi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	41
4.34. Posición angular en $\theta$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	41
4.35. Posición angular en $\psi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	42
4.36. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_z$ y $u_\phi$ de los controladores NAC y PD. . . . .	43
4.37. Posición en el eje $x$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	43
4.38. Posición en el eje $y$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	44
4.39. Posición en el eje $z$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	45
4.40. Posición angular en $\phi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	46
4.41. Posición angular en $\theta$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	46
4.42. Posición angular en $\psi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	47
4.43. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_z$ y $u_\phi$ de los controladores NAC y PD. . . . .	48
4.44. Posición en el eje $x$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	48
4.45. Posición en el eje $y$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	49
4.46. Posición en el eje $z$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	50
4.47. Posición angular en $\phi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	51
4.48. Posición angular en $\theta$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	51
4.49. Posición angular en $\psi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	52
4.50. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_z$ y $u_\phi$ de los controladores NAC y PD. . . . .	53
4.51. Posición en el eje $x$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	53
4.52. Posición en el eje $y$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	54
4.53. Posición en el eje $z$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	55
4.54. Posición angular en $\phi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	56
4.55. Posición angular en $\theta$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	56

4.56. Posición angular en $\psi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	57
4.57. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_\theta$ y $u_\phi$ de los controladores FIAC y SMC. . . . .	58
4.58. Posición en el eje $x$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	59
4.59. Posición en el eje $y$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	59
4.60. Posición en el eje $z$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	60
4.61. Posición angular en $\phi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	60
4.62. Posición angular en $\theta$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	61
4.63. Posición angular en $\psi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	61
4.64. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_\theta$ y $u_\phi$ de los controladores FIAC y SMC. . . . .	62
4.65. Posición en el eje $x$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	63
4.66. Posición en el eje $y$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	63
4.67. Posición en el eje $z$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	64
4.68. Posición angular en $\phi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	64
4.69. Posición angular en $\theta$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	65
4.70. Posición angular en $\psi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	65
4.71. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_\theta$ y $u_\phi$ de los controladores FIAC y SMC. . . . .	66
4.72. Posición en el eje $x$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	67
4.73. Posición en el eje $y$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	68
4.74. Posición en el eje $z$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	69
4.75. Posición angular en $\phi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	69
4.76. Posición angular en $\theta$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	70
4.77. Posición angular en $\psi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	70
4.78. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_\theta$ y $u_\phi$ de los controladores FIAC y SMC. . . . .	71
4.79. Posición en el eje $x$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	72
4.80. Posición en el eje $y$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	72
4.81. Posición en el eje $z$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	73
4.82. Posición angular en $\phi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	73
4.83. Posición angular en $\theta$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	74
4.84. Posición angular en $\psi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	74
4.85. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_\theta$ y $u_\phi$ de los controladores DAI y PD. . . . .	75
4.86. Posición en el eje $x$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	76
4.87. Posición en el eje $y$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	76
4.88. Posición en el eje $z$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	77
4.89. Posición angular en $\phi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	77
4.90. Posición angular en $\theta$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	78
4.91. Posición angular en $\psi$ de los controladores DAI y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	78
4.92. Acciones de control para $u_x$ , $u_y$ , $u_\theta$ y $u_\phi$ de los controladores NAC y PD. . . . .	79
4.93. Posición en el eje $x$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	80
4.94. Posición en el eje $y$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	80
4.95. Posición en el eje $z$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	81

4.96. Posición angular en $\phi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	81
4.97. Posición angular en $\theta$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	82
4.98. Posición angular en $\psi$ de los controladores NAC y PD del <i>quad-rotor</i> . . . . .	82
4.99. Acciones de control para $u_x$ , $u_\phi$ , $u_\theta$ y $u_\psi$ de los controladores FIAC y SMC. . . . .	83
4.100 Posición en el eje $x$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	84
4.101 Posición en el eje $y$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	84
4.102 Posición en el eje $z$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	85
4.103 Posición angular en $\phi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	85
4.104 Posición angular en $\theta$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	86
4.105 Posición angular en $\psi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	86
4.106 Acciones de control para $u_x$ , $u_\phi$ , $u_\theta$ y $u_\psi$ de los controladores FIAC y SMC. . . . .	87
4.107 Posición en el eje $x$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	87
4.108 Posición en el eje $y$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	88
4.109 Posición en el eje $z$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	88
4.110 Posición angular en $\phi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	89
4.111 Posición angular en $\theta$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	89
4.112 Posición angular en $\psi$ de los controladores FIAC y SMC del <i>quad-rotor</i> . . . . .	90

# Capítulo 1

## Introducción

Hoy en día, el uso de vehículos aéreos no tripulados (unmanned aircraft vehicles, UAV) es bastante común, tanto en un entorno civil como para uso militar. El bajo costo y fácil operación contribuyen al uso de estos vehículos en diversas aplicaciones, como tareas de vigilancia, transporte de objetos, estimación de daños en desastres naturales, pronóstico del clima, etc.

El *Quad-Rotor*, ver Fig. 1.1, es un tipo de UAV capaz de mantener un vuelo estacionario (*Hovering*) y lograr volar de forma precisa balanceando las fuerzas producidas por sus cuatro rotores. Una de las ventajas de los *Quad-Rotor* está relacionada a la capacidad de carga que pueden transportar, además de su alta maniobrabilidad, lo cual posibilita el despegue y aterrizaje vertical, también como alcanzar áreas de difícil acceso. Así como poseen grandes ventajas, también su alto consumo de energía y bajo peso de carga (en el caso de *Quad-Rotors* eléctricos) pueden considerarse como desventajas [1].

La mayoría de las aplicaciones de los UAV, y en particular de los *Quad-Rotor*, se desarrollan en el exterior, por lo cual se encuentran en constante contacto con perturbaciones externas que pueden desestabilizar el vehículo, de ahí que el correcto funcionamiento de estas aeronaves se atribuye, en gran medida, a la calidad de los motores, baterías y sensores del vehículo, y por otra parte a la programación y optimización del control del UAV.

### 1.1. Historia de los UAV

Uno de los primeros UAVs fue construido por Lawrence y Sperry en 1916, al cual llamaron *aviation torpedo*, Fig. 1.2, y que voló una distancia de más de 30 millas. Sin embargo debido a la falta de desarrollo tecnológico, estos vehículos no fueron utilizados ni en la primera ni en la segunda guerra mundial. El desarrollo de estos vehículos comenzó a finales de los años 50. Después, Estados Unidos e Israel comenzaron a desarrollar modelos más pequeños con motores de menor potencia como los que se usan en motocicletas. Se podría decir que el prototipo de los UAV actuales puede atribuirse a este periodo. Para la guerra del golfo, Estados Unidos utilizó UAVs para propósitos militares. El UAV más famoso para aplicaciones militares es el *Predator* que se muestra en la Fig. 1.3. La *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), por otro lado, era la principal asociación en la investigación de estos vehículos para uso civil durante este periodo [2].

Como parte de los UAV están los multi-rotores, y de forma más específica los *Quad-Rotor*, los cuales son vehículos de despegue vertical que cuentan con cuatro rotores para elevarse. El diseño de estas aeronaves tiene su inicio alrededor de 1920 cuando un prototipo llamado *De Bothexat* fue construido y volado, ver Fig. 1.4. En un principio el helicóptero contaba con seis rotores pero al darse cuenta que solo cuatro

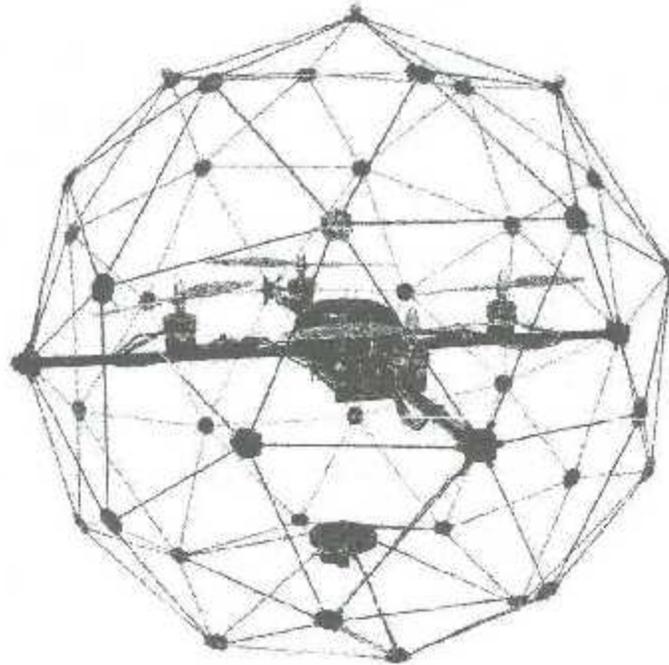


Figura 1.1: *Quad-Rotor Qball 2* de la empresa Quanser

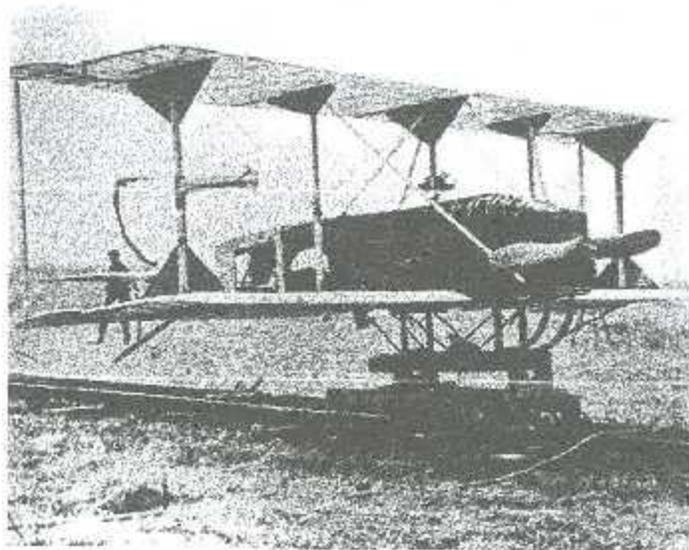


Figura 1.2: *Foto del Aviation Torpedo*, un UAV capaz de operar sin intervención humana.



Figura 1.3: *Predator-UAV*, vehículo de propósito militar

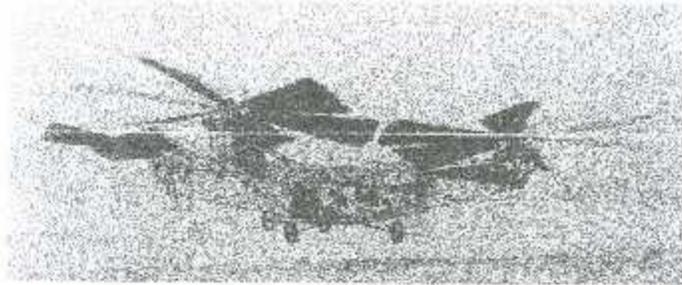


Figura 1.4: *Bell UH-1 Huey*, helicóptero desarrollado a finales de los años 1950s

eran necesarios, entonces dos de éstos fueron descartados.

El desarrollo de helicópteros tuvo una pausa en la década de 1930s y, con la segunda guerra mundial concluida retomó importancia, sin embargo, el enfoque fue dirigido a los helicópteros convencionales que empleaban un rotor principal y uno de cola. Este enfoque dio como resultado la fabricación de dos helicópteros, el Chinook Fig. 1.5 y el Osprey Fig. 1.6, ambos vehículos contaban con asistencia de vuelo por computadora, lo cual redujo significativamente las tareas de vuelo del piloto y así consiguió vuelos más seguros en vehículos aéreos, que de otra forma, serían imposibles de alcanzar.

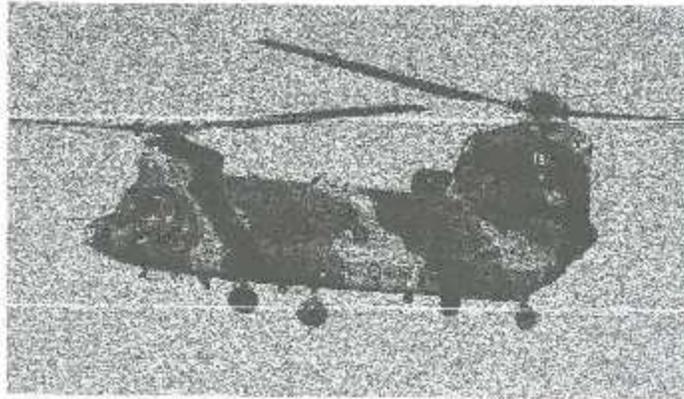


Figura 1.5: *Chinook*, helicóptero de transporte militar



Figura 1.6: *Apache*, helicóptero de combate

Los *Quad-Rotar* retrasaron su desarrollo hasta principios de los años 90s, cuando un sistema controlado por radio y de pequeña escala llamado *Gyro Saucer 1* fue construido y comercializado en Japon. Éste utilizaba giroscopios mecánicos para estabilizarse y motores eléctricos de pequeña escala para activar las propelas. Desafortunadamente las propelas de este vehículo estaban hechas de un material muy delicado, por lo que el contacto con cualquier objeto causaba que éstas se desintegraran.

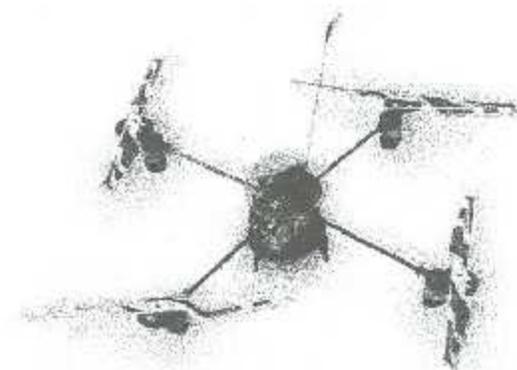


Figura 1.7: *Dragonfly*, *Quad-Rotar* desarrollado por Dragonfly Innovations Inc.



Figura 1.8: Helicóptero convencional de un rotor principal y un rotor de cola

El primer *Quad-Rotor* moderno fue el *Dragonflyer* Fig. 1.7, el cual fue diseñado y fabricado por la empresa *Dragonfly Innovations Inc.* en los años 2000s [3]. A partir de esa fecha y hasta la actualidad, la fabricación de *Quad-rotor* ha crecido enormemente a nivel mundial, dada su sencillez de construcción y precio reducido de los componentes que lo integran.

### 1.1.1. Clasificación

Entre los *UAVs*, podemos encontrar a los helicópteros, los aviones, los dirigibles, etc. Enfocándonos en los helicópteros, éstos pueden clasificarse como:

- Helicópteros convencionales con un rotor principal y uno de cola.
- Helicópteros de un solo motor.
- Helicópteros de rotor coaxial.
- Helicópteros de doble motor a los costados.
- Multi-Rotores.

Los helicópteros convencionales de un rotor principal y uno de cola, ver Fig. 1.8, son los que poseen la configuración más común. El rotor de cola se encarga de compensar el torque producido por el rotor principal, además de controlar el helicóptero a lo largo del eje vertical mientras se encuentra en estado de suspensión (*hover*).

La configuración de un solo rotor utiliza alerones para compensar el torque del rotor. Para controlar los ángulos de cabeceo y balanceo, se utilizan alerones adicionales.

Un helicóptero de rotor coaxial tiene dos rotores, uno sobre otro, ver Fig. 1.9. Los rotores giran en dirección opuesta uno del otro. Dependiendo de la diferencia de velocidad angular de los rotores, el helicóptero gira hacia la izquierda o derecha.

La configuración *tandem* hace uso de dos rotores y es utilizada usualmente en aeronaves de gran tamaño, ver Fig. 1.10.

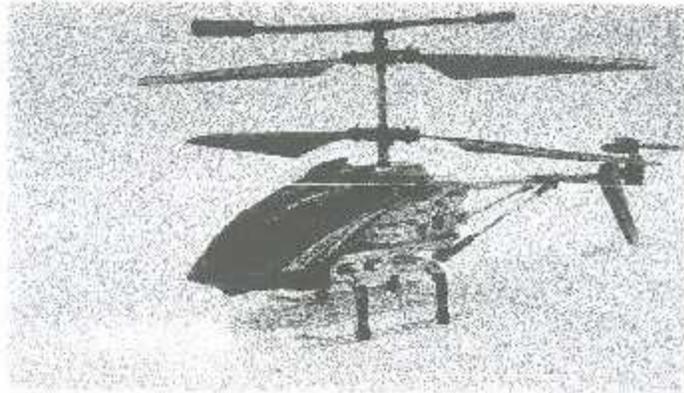


Figura 1.9: Helicóptero coaxial



Figura 1.10: Helicóptero de dos rotores

Finalmente, la configuración multi-rotor, de la cual el más popular es el *Quad-Rotor*, cuenta con cuatro rotores, ver Fig. 1.1. Estos son vehículos muy versátiles y cuentan con la capacidad de poder llevar más carga útil que los helicópteros estándar [1].

Entre los distintos métodos para modelar la dinámica del *Quad-Rotor*, destacan [4], [5], [6] y [7] por incluir en su desarrollo parámetros relacionados con el arrastre del viento y perturbaciones ajenas al vehículo. Esto es de particular interés para este trabajo, debido a que el enfoque del mismo trata de contrarrestar o minimizar el efecto de las perturbaciones generadas por ráfagas de viento. Por otra parte, el calcular o estimar los parámetros relacionados con perturbaciones ajenas al robot, puede generar complicaciones, por lo cual se proponen tres esquemas de control lo suficientemente capaces de contrarrestar o minimizar los efectos del viento en el *Quad-Rotor*.

El esquema difuso adaptable indirecto es un controlador que no requiere del conocimiento de la planta, sin embargo, conocer parte de esta ayuda a lograr un mejor desempeño. Este controlador se aplicó a la dinámica de orientación del *Quad-Rotor* y así también ha sido utilizado en otras plantas, como en [8] donde se utiliza este controlador en un robot manipulador para controlar la fuerza con la que el efector final toca una superficie. En [9] se diseña un control adaptable difuso tipo 2 para un sistema carro péndulo.

El siguiente esquema es el neuronal adaptable, en el cual se buscan estimar ciertos términos de la dinámica de orientación del robot mediante el uso de redes neuronales. Es complicado pensar que el uso de redes neuronales en vehículos aéreos pueda representar una ventaja, por esto, usualmente este tipo de esquemas se proscriben en sistemas como un péndulo de turule, como es el caso de [10]. También, en [11] se utiliza el mismo controlador en un sistema de péndulo de rueda inercial.

El último esquema busca aproximar un control por modos deslizantes mediante inferencia difusa. Con lo anterior se busca utilizar un sistema difuso y así aproximar una función signo para controlar orientación y la posición del eje  $z$ . Este controlador fue reportado en [12] para controlar un sistema carro-péndulo. La teoría referente al sistema difuso puede encontrarse en [13].

## 1.2. Objetivos del Trabajo de Tesis

### 1.2.1. Objetivo General

Estudiar el comportamiento de las perturbaciones ocasionadas por ráfagas de viento y su efecto en el control de un *Quad-Rotor*.

### 1.2.2. Objetivos Específicos

- Revisar el estado del arte de modelos matemáticos del *Quad-Rotor* y estudiar controladores robustos con y sin presencia de viento.
- Diseñar y simular controladores suficientemente robustos para probar en la plataforma Quanser.
- Adaptar la plataforma Quanser para realizar pruebas de los controladores diseñados previamente de forma que se puedan aplicar perturbaciones de viento.
- Realizar experimentos de los controladores diseñados.

### 1.3. Estructura del Documento

El trabajo de tesis está organizado en 7 capítulos que describen el estudio, diseño e implementación de los algoritmos de control presentados.

En el Capítulo 2 se presentan el modelado matemático del *Quad-Rotor* y la descripción de sus parámetros; también se describen los coeficientes de arrastre y las fuerzas que actúan como perturbaciones en la dinámica del robot. Los parámetros que muestra esta sección corresponden a los mostrados en [14], esto debido a que el robot con el que se realizaron los experimentos es el Qball2 de la empresa Quanser.

Los diferentes esquemas de control abordados en este trabajo se presentan en el Capítulo 3, en donde se muestran los diseños de un controlador difuso adaptable, un controlador neuronal adaptable, y un controlador por aproximación a modos deslizantes mediante inferencia difusa.

Los resultados de simulación y de los experimentos se muestran mediante gráficas en el Capítulo 4, además se incluyen tablas con la norma del error.

Las conclusiones se encuentran en el Capítulo 5.

En la última parte del documento se encuentra la bibliografía del trabajo de tesis.

## Capítulo 2

# Modelado del *Quad-Rotor*

El vehículo *Quad-Rotor* es un sistema muy estudiado en los años recientes. Al sistema se le han obtenido modelos aplicando diversos formalismos: Newton-Euler, Cuaterniones, Euler-Lagrange, etc. En el caso particular de este trabajo de tesis, se utilizó el modelado obtenido a través de Euler-Lagrange [15], y es el que se describe a continuación.

Con el fin de facilitar la descripción de las variables utilizadas, considérese la Fig. 2.1, la cual muestra una representación del *Quad-Rotor* con su marco inercial fijado en tierra y el marco móvil fijado al cuerpo.

Las coordenadas generalizadas de posición del vehículo se expresan como

$$X = (x, y, z, \theta, \phi, \psi) \in \mathbb{R}^6 \quad (2.1)$$

donde puede agruparse  $\xi = (x, y, z) \in \mathbb{R}^3$ , denotando así al vector de posición respecto al marco inercial.  $\gamma = (\theta, \phi, \psi) \in \mathbb{R}^3$  describe los ángulos de Euler respecto al marco inercial donde  $\theta$  representa el ángulo de cabeceo (pitch),  $\phi$  es el ángulo de alabeo (roll) y  $\psi$  el ángulo de guiñada (yaw).  $\dot{\xi} = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}) \in \mathbb{R}^3$  representa el vector de velocidades para los ejes  $x$ ,  $y$  y  $z$  respectivamente, mientras que  $\dot{\gamma} = (\dot{\theta}, \dot{\phi}, \dot{\psi}) \in \mathbb{R}^3$  representa el vector de velocidades angulares para  $\theta$ ,  $\phi$  y  $\psi$ .

El Lagrangiano se define como la energía cinética menos la energía potencial, como se muestra a continuación:

$$\mathcal{L} = E_c - E_p \quad (2.2)$$

Para el caso específico del *Quad-Rotor* la energía cinética consta de dos partes: la energía cinética de traslación y la energía cinética de rotación, por lo que la ecuación (2.2) puede reescribirse como

$$\mathcal{L}(x, \dot{x}) = E_{c_{trans}} + E_{c_{rot}} - E_p \quad (2.3)$$

donde  $E_{c_{trans}} = \frac{m}{2} \dot{\xi}^T \dot{\xi}$  es la energía cinética translacional,  $E_{c_{rot}} = \frac{1}{2} \Omega^T I \Omega$  denota la energía cinética rotacional,  $U = mgz$  representa la energía potencial del vehículo,  $z$  define la posición en el eje vertical,  $m$  representa la masa del *Quad-Rotor*,  $\Omega$  es el vector de velocidad angular respecto al marco móvil,  $I$  denota la matriz de inercias y  $g$  es la aceleración debida a la gravedad. Por otro lado, se tiene que

$$\Omega = W_\gamma \dot{\gamma} \quad (2.4)$$

donde

$$W_\gamma = \begin{bmatrix} -\sin \theta & 0 & 1 \\ \cos \theta \sin \phi & \cos \phi & 0 \\ \cos \theta \cos \phi & -\sin \phi & 0 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

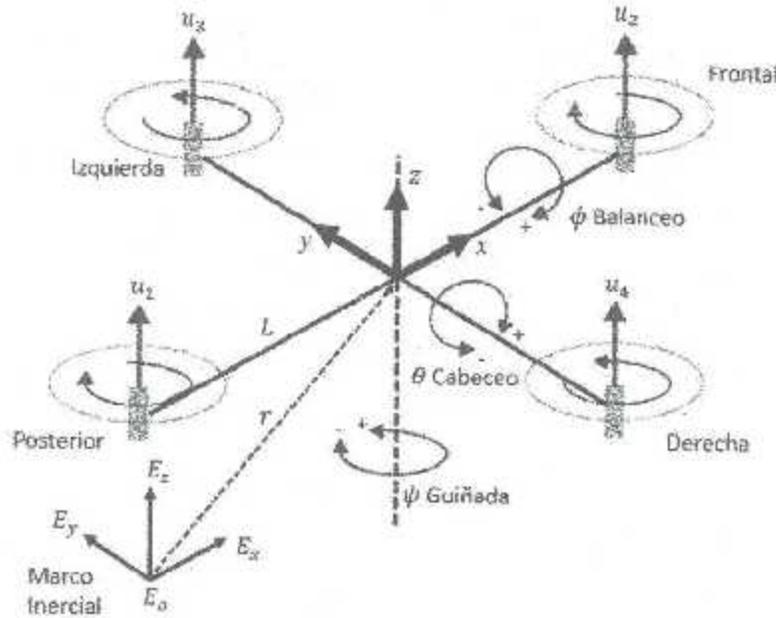


Figura 2.1: Diagrama esquemático del Quad-Rotor

$$\Omega = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi + \dot{\theta} \sin \phi \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Entonces se define

$$J = J(\eta) = W_v^T I W_v \quad (2.7)$$

donde los términos resultantes de 2.7, son escalares equivalentes a las constantes de inercia.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

con  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  y  $I_{zz}$  como las inercias en cada eje. La matriz  $I$  tiene como particularidad ser diagonal, esto debido a que cada término de la matriz solo tiene influencia en su eje coordenado.

Como resultado la energía cinética rotacional queda como

$$E_{c,r,s} = \frac{1}{2} \dot{\eta}^T J \dot{\eta} \quad (2.9)$$

La dinámica del Quad-Rotor se obtiene mediante el método de Euler-Lagrange

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial q} = \begin{bmatrix} F_c \\ \tau \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

donde  $F_c = [F_x, F_y, F_z] = R\hat{F} \in \mathbb{R}^3$  es la fuerza aplicada al Quad-Rotor,  $\tau = [u_0, u_1, u_2] \in \mathbb{R}^3$  aplicados al centro de masa del vehículo, representan los paros de cabeceo, alabeo y guiñada y  $R$  denota la matriz de rotación.  $R(\theta, \phi, \psi) \in SO(3)$  representa la orientación del acronave relativa al marco inercial, la secuencia

de rotación utilizada es  $z, y, x$ .

$$R = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\theta s_\psi & c_\theta s_\psi & s_\theta s_\psi + c_\theta c_\psi s_\theta \\ c_\theta s_\psi & c_\theta c_\theta s_\psi + s_\theta s_\theta s_\psi & c_\theta s_\theta s_\psi - c_\psi s_\theta \\ -s_\theta & c_\theta s_\theta & c_\psi c_\theta \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

donde  $c_\theta = \cos \theta$ ,  $s_\theta = \sin \theta$ ,  $c_\psi = \cos \psi$ ,  $s_\psi = \sin \psi$ . Además

$$\hat{F} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u \end{bmatrix}$$

donde  $u$  es la fuerza de empuje de la aeronave y está dada por

$$u = \sum_{i=1}^4 J_i \quad (2.12)$$

La ecuación de Euler-Lagrange para  $\xi$  es

$$\frac{d}{dt} \left[ \frac{\partial L_\xi}{\partial \dot{\xi}} \right] - \frac{\partial L_\xi}{\partial \xi} = F_\xi \quad (2.13)$$

$$m\ddot{\xi} + mgE_x = F_\xi \quad (2.14)$$

Luego, las coordenadas de  $\eta$  pueden ser expresadas como

$$\frac{d}{dt} \left[ \frac{\partial L_\eta}{\partial \dot{\eta}} \right] - \frac{\partial L_\eta}{\partial \eta} = \tau \quad (2.15)$$

donde

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_\theta \\ \tau_\psi \\ \tau_\phi \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Partiendo de 2.9 y sustituyendo en 2.15 obtenemos

$$J\ddot{\eta} + \dot{J}\dot{\eta} - \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial \eta} (\dot{\eta}^T J \dot{\eta}) \quad (2.17)$$

se define entonces el vector de fuerzas de Coriolis

$$C(\eta, \dot{\eta}) = \dot{J}\dot{\eta} - \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial \eta} (\dot{\eta}^T J \dot{\eta}) \quad (2.18)$$

de aquí que la dinámica del *Quad-Rotor* puede escribirse en forma vectorial como sigue:

$$m\ddot{\xi} + mgE_x = F_\xi \quad (2.19)$$

$$J\ddot{\eta} = \tau - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} \quad (2.20)$$

o también se puede re-escribir como

$$\ddot{x} = \frac{u_x}{m} (\cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\psi)), \quad (2.21a)$$

$$\ddot{y} = \frac{u_y}{m} (\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \cos(\psi)), \quad (2.21b)$$

$$\ddot{z} = \frac{u_z}{m} (\cos(\phi) \cos(\theta)) - g, \quad (2.21c)$$

$$\ddot{\phi} = b_1 u_\phi - a_1 \dot{\theta} \dot{\psi}, \quad (2.21d)$$

$$\ddot{\theta} = b_2 u_\theta + a_2 \dot{\phi} \dot{\psi}, \quad (2.21e)$$

$$\ddot{\psi} = b_3 u_\psi + a_3 \dot{\phi} \dot{\theta}, \quad (2.21f)$$

donde

$$\begin{aligned} a_1 &= \frac{J_y - J_z}{J_x}, & a_2 &= \frac{J_z - J_x}{J_y}, & a_3 &= \frac{J_x - J_y}{J_z}, \\ b_1 &= \frac{1}{J_x}, & b_2 &= \frac{1}{J_y}, & b_3 &= \frac{1}{J_z}. \end{aligned}$$

El modelo dinámico de las ecuaciones (2.21a)-(2.21f) no cuenta con los términos correspondientes a perturbaciones externas y coeficientes de arrastre, y dado que el principal interés de este trabajo es controlar un *Quad-Rotor* bajo la influencia del viento, entonces

$$\ddot{x} = \frac{u_x}{m} (\cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\psi)) + A_x, \quad (2.22a)$$

$$\ddot{y} = \frac{u_y}{m} (\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \cos(\psi)) + A_y, \quad (2.22b)$$

$$\ddot{z} = \frac{u_z}{m} (\cos(\phi) \cos(\theta)) - g + A_z, \quad (2.22c)$$

$$\ddot{\phi} = b_1 u_\phi + a_1 \dot{\psi} + A_\phi, \quad (2.22d)$$

$$\ddot{\theta} = b_2 u_\theta + a_2 \dot{\psi} + A_\theta, \quad (2.22e)$$

$$\ddot{\psi} = b_3 u_\psi + a_3 \dot{\phi} + A_\psi, \quad (2.22f)$$

en (2.22a)-(2.22f)  $A_x$ ,  $A_y$ ,  $A_z$ ,  $A_\phi$ ,  $A_\theta$  y  $A_\psi$  se suponen pares acotados que actúan como las perturbaciones incidentes en el vehículo.

## Capítulo 3

# Control del *Quad-Rotor*

En este capítulo se detalla el diseño de las estrategias de control utilizadas para las simulaciones y experimentos al que se sometió el *Quad-Rotor*. Los controladores Neuronal Adaptable (NAC) y Difuso Adaptable (DAI), son controladores que no dependen de la dinámica del vehículo, mientras que el modelo matemático de las ecuaciones (2.22a)-(2.22f), se utilizó para diseñar el Control por Aproximación a Modos Deslizantes. Es importante señalar que los pares  $A_x$ ,  $A_y$ ,  $A_z$ ,  $A_\phi$ ,  $A_\theta$  y  $A_\psi$  no se incluyen en el diseño de las leyes de control, por que se trata de perturbaciones externas al modelo.

Las leyes de control propuestas en este capítulo se diseñaron para las tareas de regulación, así como también de seguimiento de trayectorias. Además, se propone un controlador PID, para el cálculo de las trayectorias deseadas para los ángulos  $\phi_d$  y  $\theta_d$  en todos los controladores diseñados para este trabajo de tesis, así también, como un controlador PID para la dinámica del eje  $z$ , utilizado en los controladores Neuronal Adaptable (NAC) y Difuso Adaptable (DAI).

### 3.1. Controlador PID para Traslación

El siguiente controlador PID, se utiliza para generar las trayectorias deseadas para los ángulos  $\phi_d$  y  $\theta_d$  de los controladores posteriores [16]. En la Fig. ?? se muestra la un diagrama de bloques que describe el funcionamiento de los controladores que se presentarán más adelante.

Dado que en las ecuaciones (2.22a) y (2.22b) del modelo del *Quad-Rotor* no existe una entrada de

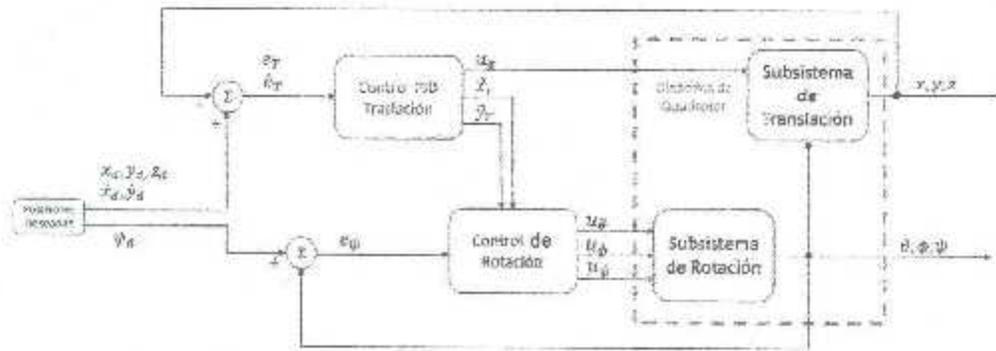


Figura 3.1: Diagrama a Bloques

control para regular directamente la dinámica en los ejes  $X$  y  $Y$ , se transforman estas ecuaciones a las de referencia.

$$\ddot{x}_r = \frac{u_x}{m} (\cos(\theta_d) \sin(\phi_d) \cos(\psi) + \sin(\phi_d) \sin(\psi)), \quad (3.1)$$

$$\ddot{y}_r = \frac{u_x}{m} (\cos(\theta_d) \sin(\phi_d) \sin(\psi) - \sin(\phi_d) \cos(\psi)). \quad (3.2)$$

Se dice entonces, que el vehículo operará en condición de *hover*, por lo que los valores de cabeceo (*pitch*) y alabeo (*roll*) se asumen pequeños ( $\sin(\phi_d) \approx \phi_d$ ,  $\sin(\theta_d) \approx \theta_d$  y  $\cos(\phi_d) \approx \cos(\theta_d) \approx 1$ ) por lo que podemos reescribir (3.1) y (3.2) como

$$\ddot{x}_r = \frac{u_x}{m} (\theta_d \cos(\psi) + \phi_d \sin(\psi)), \quad (3.3)$$

$$\ddot{y}_r = \frac{u_x}{m} (\theta_d \sin(\psi) - \phi_d \cos(\psi)). \quad (3.4)$$

Despejando  $\theta_d$  y  $\phi_d$  se obtienen las ecuaciones para generar las trayectorias deseadas de cabeceo y balanceo.

$$\theta_d = \frac{m}{u_x} [\ddot{x}_d \cos(\psi) + \ddot{y}_d \sin(\psi)], \quad (3.5)$$

$$\phi_d = \frac{m}{u_x} [\ddot{x}_d \sin(\psi) - \ddot{y}_d \cos(\psi)]. \quad (3.6)$$

Las leyes de control del PID para la dinámica en  $x$ ,  $y$  y  $z$  se definen como:

$$u_z = kp_z(\ddot{z}) + ki_z \int (\ddot{z}) dt + kd_z(\dot{\ddot{z}}), \quad (3.7)$$

$$\ddot{x}_d = kp_x(\ddot{x}) + ki_x \int (\ddot{x}) dt + kd_x(\dot{\ddot{x}}), \quad (3.8)$$

$$\ddot{y}_d = kp_y(\ddot{y}) + ki_y \int (\ddot{y}) dt + kd_y(\dot{\ddot{y}}), \quad (3.9)$$

donde  $kp_x$ ,  $kd_x$ ,  $ki_x$ ,  $kp_y$ ,  $kd_y$ ,  $ki_y$ ,  $kp_z$ ,  $kd_z$  y  $ki_z$  son ganancias de diseño constantes y positivas;  $\ddot{x} = \dot{x}_d - \dot{x}$ ,  $\ddot{y} = \dot{y}_d - \dot{y}$ ,  $\ddot{z} = \dot{z}_d - \dot{z}$ ,  $\dot{\ddot{x}} = \ddot{x}_d - \ddot{x}$ ,  $\dot{\ddot{y}} = \ddot{y}_d - \ddot{y}$  y  $\dot{\ddot{z}} = \ddot{z}_d - \ddot{z}$  son el error de posición y error de velocidad, para  $x$ ,  $y$  y  $z$ .

### 3.2. Controlador Difuso Adaptable Indirecto de Orientación (DAI)

La base para el diseño del controlador propuesto en esta sección fue tomado de [8], donde se presenta un controlador similar en estructura, para un robot industrial.

Las leyes de control para el diseño del controlador difuso adaptable indirecto tiene un término que se estima mediante las leyes de adaptación que se muestran más adelante, además cuenta con un controlador PD y una pre-compensación de aceleración deseada y se definen como

$$u_\theta = -\hat{f}_\theta + K_\theta^T \epsilon_\theta + \frac{1}{b_2} \ddot{\theta}_d, \quad (3.10)$$

$$u_\phi = -\hat{f}_\phi + K_\phi^T \epsilon_\phi + \frac{1}{b_1} \ddot{\phi}_d, \quad (3.11)$$

$$u_\psi = -\hat{f}_\psi + K_\psi^T \epsilon_\psi + \frac{1}{b_3} \ddot{\psi}_d, \quad (3.12)$$

donde  $\epsilon_\theta = [\hat{\theta} - \theta]^T$ ,  $\epsilon_\phi = [\hat{\phi} - \phi]^T$  y  $\epsilon_\psi = [\hat{\psi} - \psi]^T$  son los vectores de error para  $\theta$ ,  $\phi$ ,  $\psi$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\phi}$  y  $\dot{\psi}$  respectivamente;  $K_\theta = [k_{p\theta} \ k_{d\theta}]^T$ ,  $K_\phi = [k_{p\phi} \ k_{d\phi}]^T$  y  $K_\psi = [k_{p\psi} \ k_{d\psi}]^T$  son los vectores de ganancias proporcionales y derivativas del controlador y

$$\hat{f}_i = \theta_j^T \sigma(u), \quad (3.13)$$

con

$$\sigma(w) = \frac{\prod_{i=1}^n \mu_{F_i}^{k_i}(w_i)}{\sum_{j=1}^m \left( \sum_{k=1}^{p_j} \left[ \prod_{i=1}^n \mu_{F_i}^{k_i}(w_i) \right] \right)} \quad (3.14)$$

donde  $m$ ,  $p$  y  $n$  son el número de escenarios, el número de reglas en cada escenario y el número de variables de entrada, respectivamente.  $\mu_{F_i}^{k_i}$  es la función de membresía del conjunto difuso  $F_i^{k_i}$ . Para una información más detallada con respecto a la estrategia de control utilizada, el lector puede consultar [13].

Finalmente definimos las ley de adaptación de la siguiente forma:

$$\dot{\zeta}_{f_\theta} = -\gamma_1 e_\theta^T P b \sigma(w), \quad (3.15)$$

$$\dot{\zeta}_{f_\delta} = -\gamma_2 e_\delta^T P b \sigma(w), \quad (3.16)$$

$$\dot{\zeta}_{f_\psi} = -\gamma_3 e_\psi^T P b \sigma(w), \quad (3.17)$$

donde  $\gamma$  es una constante positiva;  $e$  es el vector del error del ángulo respectivo, y  $b = [0 \ 1]^T$ .

$$A^T P + P A = -Q, \quad (3.18)$$

Entonces, partiendo de la ecuación de Lyapunov en (3.18), donde:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ k_1 & k_2 \end{bmatrix}, \quad (3.19)$$

$k_1 > 0$  y  $k_2 > 0$  son ganancias positivas y  $Q$  es una matriz arbitraria  $n \times n$  definida positiva. Ingresando los datos de la ecuación 3.18 en el software Matlab, se obtiene la matriz  $P$  necesaria para las leyes de adaptación descritas en (3.15) - (3.17). Las leyes adaptables de control generan las reglas difusas en línea. Además las incertidumbres se compensan en línea.

### 3.3. Controlador Neuronal Adaptable de Orientación (NAC)

Esta sección propone un controlador neuronal adaptable para regulación y seguimiento de trayectorias, el cual está basado en el propuesto en [10].

La dinámica expresada en (2.22d)-(2.22f) se puede reescribir como:

$$\ddot{\phi} = b_1 u_\phi + f_\phi(\bar{x}), \quad (3.20)$$

$$\ddot{\theta} = b_2 u_\theta + f_\theta(\bar{x}), \quad (3.21)$$

$$\ddot{\psi} = b_3 u_\psi + f_\psi(\bar{x}), \quad (3.22)$$

donde  $f_\phi(\bar{x})$ ,  $f_\theta(\bar{x})$  y  $f_\psi(\bar{x})$  son funciones que contienen parámetros desconocidos. Con la finalidad de lograr llevar los estados a cero, se aproxima esta función utilizando

$$f(\bar{x}) = W^T \sigma(V^T \bar{x}) \quad (3.23)$$

donde  $W \in \mathbb{R}^L$  es el vector de pesos de salida de la red,  $\sigma$  es el vector de funciones de activación,  $V \in \mathbb{R}^{8 \times L}$  es la matriz de pesos de entrada,  $\bar{x} \in \mathbb{R}^8$  es el vector de entrada aumentado de la red neuronal y  $L$  es el número de neuronas en la red. Se proponen entonces las leyes de control como sigue

$$u_\phi = -\hat{f}_\phi(\bar{x}) - K_\phi^T e_\phi, \quad (3.24)$$

$$u_\theta = -\hat{f}_\theta(\bar{x}) - K_\theta^T e_\theta, \quad (3.25)$$

$$u_\psi = -\hat{f}_\psi(\bar{x}) - K_\psi^T e_\psi. \quad (3.26)$$

donde  $K_\phi$ ,  $K_\theta$  y  $K_\psi \in \mathbb{R}^2$  son vectores de ganancias proporcionales y derivativas;  $e_\phi$ ,  $e_\theta$  y  $e_\psi \in \mathbb{R}^2$  son vectores de errores de posición y velocidad;  $\alpha$ ,  $\delta > 0$  son ganancias de diseño.

Las funciones a estimar por la red neuronal están dadas por las siguientes ecuaciones:

$$\hat{f}_\phi = \hat{W}_\phi^T \sigma(V_\phi^T \bar{x}_\phi) \quad (3.27)$$

$$\hat{f}_\theta = \hat{W}_\theta^T \sigma(V_\theta^T \bar{x}_\theta) \quad (3.28)$$

$$\hat{f}_\psi = \hat{W}_\psi^T \sigma(V_\psi^T \bar{x}_\psi) \quad (3.29)$$

donde

$$\bar{x}_\phi = \begin{bmatrix} \hat{\phi}_d \\ \dot{\eta} \\ \dot{\eta} \\ 1 \end{bmatrix} \quad \bar{x}_\theta = \begin{bmatrix} \hat{\theta}_d \\ \dot{\eta} \\ \dot{\eta} \\ 1 \end{bmatrix} \quad \bar{x}_\psi = \begin{bmatrix} \hat{\psi}_d \\ \dot{\eta} \\ \dot{\eta} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

$\sigma$  es un vector conformado por las tangentes hiperbólicas del producto del vector de pesos de entrada y el vector aumentado de entradas de la red ( $\bar{x}_\phi$ ,  $\bar{x}_\theta$ ,  $\bar{x}_\psi$ ).

Finalmente se propone la siguiente ley de adaptación de pesos:

$$\dot{\hat{W}}_\phi = (\alpha_\phi y_\phi + \dot{y}_\phi) N_\phi \sigma(V_\phi^T \bar{x}_\phi) - \kappa_\phi (\alpha_\phi y_\phi + \dot{y}_\phi) N_\phi \hat{W}_\phi \quad (3.31)$$

$$\dot{\hat{W}}_\theta = (\alpha_\theta y_\theta + \dot{y}_\theta) N_\theta \sigma(V_\theta^T \bar{x}_\theta) - \kappa_\theta (\alpha_\theta y_\theta + \dot{y}_\theta) N_\theta \hat{W}_\theta \quad (3.32)$$

$$\dot{\hat{W}}_\psi = (\alpha_\psi y_\psi + \dot{y}_\psi) N_\psi \sigma(V_\psi^T \bar{x}_\psi) - \kappa_\psi (\alpha_\psi y_\psi + \dot{y}_\psi) N_\psi \hat{W}_\psi \quad (3.33)$$

donde:  $N_\phi$ ,  $N_\theta$  y  $N_\psi$  son matrices diagonales definidas positivas de diseño, es decir, los elementos de la matriz se utilizan para sincronizar la velocidad de adaptación del controlador;  $\kappa_\phi$ ,  $\kappa_\theta$  y  $\kappa_\psi$  son ganancias positivas de diseño.

### 3.4. Control por Aproximación a Modos Deslizantes

En esta sección se diseña un controlador por aproximación a modos deslizantes para las tareas de regulación y seguimiento de trayectorias, basado en el esquema propuesto en [12], donde se diseña un controlador por modos deslizantes de primer orden y se sustituye la función signo, típica de este controlador, por un sistema difuso.

#### 3.4.1. Diseño del Controlador por Modos Deslizantes

El control por modos deslizantes (SMC) es una técnica de control que asegura que el sistema vaya hacia una superficie objetivo, manteniendo dicho sistema sobre ella. Esta técnica es muy utilizada para sistemas que se encuentran afectados por perturbaciones externas e incertidumbres paramétricas acopladas a la señal de control. [17].

Se presenta el desarrollo de la ley de control para el ángulo de cabeceo (*pitch*), tomando en cuenta que el procedimiento para el diseño de las leyes de control restantes es similar.

El diseño del controlador inicia definiendo los errores de seguimiento como:

$$e_{x1} = x_d - x, \quad (3.34)$$

$$e_{x2} = \dot{x}_d - \dot{x}, \quad (3.35)$$

$$e_{\theta_1} = \theta_d - \theta, \quad (3.36)$$

$$e_{\theta_2} = \dot{\theta}_d - \dot{\theta}, \quad (3.37)$$

donde  $x_d$ ,  $\dot{x}_d$ ,  $x$  y  $\dot{x}$  representan la posición y velocidad deseadas, posición real y velocidad real del *Quad-Rotor* en el eje  $x$ .  $\theta_d$ ,  $\dot{\theta}_d$ ,  $\theta$  y  $\dot{\theta}$  son la posición y velocidad deseadas, la posición real y la velocidad real del vehículo en el ángulo de cabeceo (*pitch*).

$$\dot{e}_{x1} = e_{x2}, \quad (3.38)$$

$$\dot{e}_{x2} = \ddot{x}_d - \frac{U_x}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi), \quad (3.39)$$

$$\dot{e}_{\theta_1} = e_{\theta_2}, \quad (3.40)$$

$$\dot{e}_{\theta_2} = \ddot{\theta}_d - \frac{U_\theta}{J_z} + a_2 \dot{\phi} \dot{\psi} + \tau_\theta, \quad (3.41)$$

La superficie deslizante  $s_1$  se define de la siguiente forma:

$$s_1 = \beta_1 e_{\theta_1} - e_{\theta_2}, \quad (3.42)$$

$$\dot{s}_1 = \beta_1 (\ddot{\theta}_d - \ddot{\theta}) + \ddot{\theta}_d - \ddot{\theta}, \quad (3.43)$$

donde  $\beta_1 > 0$  es una ganancia de diseño. Entonces, considere ahora la siguiente función de Lyapunov

$$V(s_1) = \frac{1}{2} s_1^2. \quad (3.44)$$

La derivada de (3.44) a lo largo de las trayectorias del error de seguimiento (3.36)-(3.37) está dada por

$$\dot{V}(s_1) = s_1 \dot{s}_1 = s_1 (\ddot{\theta}_d - \ddot{\theta} + \beta_1 e_{\theta_2}), \quad (3.45)$$

$$\dot{V}(s_1) = s_1 (\ddot{\theta}_d - b_2 u_\theta - a_2 \dot{\phi} \dot{\psi} + \beta_1 e_{\theta_2} + \tau_\theta). \quad (3.46)$$

Tomando en cuenta (3.46) se obtiene la ley de control  $U_\theta$  dada por

$$u_\theta = \frac{1}{b_2} (-a_2 \dot{\phi} \dot{\psi} + \ddot{\theta}_d + \beta_1 e_{\theta_2} + v_\theta), \quad (3.47)$$

donde  $v_\theta$  es una nueva entrada de control, la cual se define a continuación, así como las relacionadas a otras leyes de control faltantes.

$$v_\theta = \rho_1 \operatorname{sign}(s_1) + \rho_2 s_1 \quad (3.48)$$

$$v_\phi = \rho_3 \operatorname{sign}(s_2) + \rho_4 s_2 \quad (3.49)$$

$$v_z = \rho_5 \operatorname{sign}(s_3) + \rho_6 s_3 \quad (3.50)$$

$$v_\psi = \rho_7 \operatorname{sign}(s_4) + \rho_8 s_4 \quad (3.51)$$

De este modo, siguiendo un procedimiento similar, las leyes de control toman la siguiente forma:

$$u_x = \frac{m}{f_1} (\rho_5 \operatorname{sign}(s_2) + \rho_6 s_2 + \beta_3 (\dot{x}_d - \dot{x}) + \ddot{x}_d - g), \quad (3.52)$$

$$u_\theta = \frac{1}{b_2} (\rho_1 \operatorname{sign}(s_1) + \rho_2 s_1 + \beta_1 (\ddot{\theta}_d - \ddot{\theta}) + \ddot{\theta}_d - a_2 \dot{\phi} \dot{\psi}), \quad (3.53)$$

$$u_\phi = \frac{1}{b_2} (\rho_3 \operatorname{sign}(s_2) + \rho_4 s_2 + \beta_2 (\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) - \ddot{\phi}_d - a_1 \dot{\theta} \dot{\psi}), \quad (3.54)$$

$$u_\psi = \frac{1}{b_3} (\rho_7 \operatorname{sign}(s_4) + \rho_8 s_4 + \beta_4 (\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + \ddot{\psi}_d - a_3 \dot{\phi} \dot{\theta}), \quad (3.55)$$

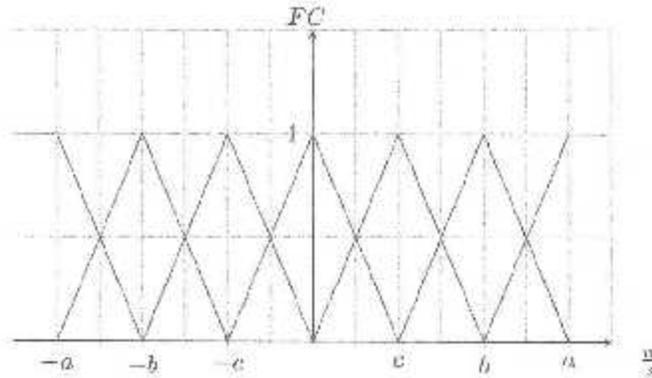


Figura 3.2: Funciones de membresía de entrada

con

$$f_i = \frac{\cos x_7 \cos x_9}{m} \quad (3.56)$$

donde  $\rho_1, \rho_2, \rho_3, \rho_4, \rho_5, \rho_6, \rho_7$  y  $\rho_8$  son constantes de diseño positivas, y

$$s_2 = \beta_2(\phi_d - \phi) + \dot{\phi}_d - \dot{\phi}, \quad (3.57)$$

$$s_3 = \beta_3(z_d - z) + \dot{z}_d - \dot{z}, \quad (3.58)$$

$$s_4 = \beta_4(\psi_d - \psi) + \dot{\psi}_d - \dot{\psi}. \quad (3.59)$$

Las ecuaciones (3.52) - (3.55) muestran las leyes de control por modos deslizantes que se acoplarán con el subsistema difuso para realizar las simulaciones y experimentos en el presente documento.

### 3.4.2. Sistema Difuso

Los sistemas difusos son sistemas basados en reglas, o basados en conocimiento. El núcleo de estos sistemas es el conocimiento basado en reglas del tipo *IF-THEN*. Estas reglas son sentencias en las cuales algunos términos están caracterizados por funciones de membresía continuas. En resumen, la construcción de un sistema difuso comienza obteniendo una colección de reglas basadas en conocimiento. El siguiente paso es combinar estas reglas en un sistema simple. Los tres tipos de sistemas difusos más comúnmente utilizados en la literatura son: los sistemas difusos puros, los sistemas Takagi-Sugeno y los sistemas con fuzzificador y defuzzificador [13].

El sistema difuso que se presenta a continuación, se utiliza para aproximar el comportamiento de una función signo que acelera la convergencia hacia la superficie deslizante y reduce el problema del *chattering*. Es importante señalar que se escogió utilizar un sistema difuso (dado que el uso de una función signo genera vibraciones en el comportamiento del vehículo, y aunado a las perturbaciones externas, puede originar un comportamiento deficiente en el seguimiento de una trayectoria).

Para el diseño del sistema difuso se declaran dos conjuntos difusos, uno de entrada y otro de salida. El conjunto difuso de entrada  $A$ , consta de siete funciones de membresía, dos trapezoidales, y tres triangulares (ver Figura 3.2).

Basados en la Fig. 3.2, los valores:

$$\begin{aligned} FC_{\phi} &= [-1 \ -0.8 \ -0.3 \ 0 \ 0.3 \ 0.8 \ 1] \\ FC_{\theta} &= [-1 \ -0.6 \ -0.3 \ 0 \ 0.3 \ 0.6 \ 1] \\ FC_{\dot{\phi}} &= [-1 \ -0.666 \ -0.333 \ 0 \ 0.333 \ 0.666 \ 1] \\ FC_{\dot{\theta}} &= [-10 \ -8 \ -4 \ 0 \ 4 \ 8 \ 10] \end{aligned}$$

donde el primer valor del conjunto difuso  $FC$ , representa  $-a$  en la Figura 3.2; el segundo valor de  $FC$  es igual a  $-b$ , y así sucesivamente. El conjunto difuso de salida  $B$  consta de siete funciones impulsivas, tal como se muestra en la Figura 3.3, con

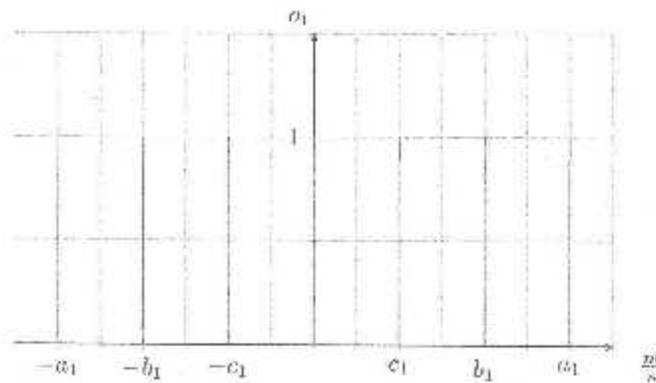


Figura 3.3: Funciones de membresía de salida

$$\begin{aligned} o_{1\phi} &= [-1 \ -0.06 \ -0.03 \ 0 \ 0.03 \ 0.06 \ 1] \\ o_{1\theta} &= [-1 \ -0.6 \ -0.3 \ 0 \ 0.3 \ 0.6 \ 1] \\ o_{1\dot{\phi}} &= [-1 \ -0.06 \ -0.03 \ 0 \ 0.03 \ 0.06 \ 1] \\ o_{1\dot{\theta}} &= [-1 \ -0.6 \ -0.3 \ 0 \ 0.3 \ 0.6 \ 1] \end{aligned}$$

De igual forma que en las funciones de entrada, cada valor de cada vector  $o_i$  representa  $-a_1, -b_1$ , etc. En el Cuadro 3.1 se expresan las reglas para el sistema difuso por inferencia producto, donde si la entrada  $FC$  tiene un valor igual a  $a$ , entonces su salida será  $a$ , considerándose igual para las demás entradas y salidas.

Tabla 3.1: Base de reglas para el sistema difuso

	$-a$	$-b$	$-c$	zero	$c$	$b$	$a$
$o_1$	$a_1$	$b_1$	$-c_1$	zero	$c_1$	$b_1$	$a_1$

## Capítulo 4

# Resultados

Este capítulo muestra los resultados de simulación y experimentos para los controladores mencionados en el capítulo anterior, es decir, el controlador difuso adaptable indirecto (DAI), el controlador neuronal adaptable (NAC) y el controlador por aproximación mediante inferencia difusa (FIAC). Tómese en cuenta que todos los esquemas de control presentados a continuación, tienen un controlador PID para las dinámicas en los ejes  $x$  y  $y$ , y que, además los controladores Neuronal Adaptable (NAC) y Difuso Adaptable (DAI) cuentan también con un controlador PID para la dinámica en el eje  $z$  del vehículo aéreo.

### 4.1. Simulaciones del Controlador Difuso Adaptable (DAI)

Para obtener los resultados que se mostrarán a continuación, se realizaron experimentos para la tarea de regulación con y sin perturbaciones de viento, así como también un seguimiento para una trayectoria circular.

Para las tareas de regulación y de seguimiento, las condiciones iniciales son:  $x(0) = \frac{\pi}{50}$ ,  $y(0) = \frac{\pi}{50}$ ,  $z(0) = 0$ ,  $\theta(0) = 0$ ,  $\phi(0) = 0$  y  $\psi = \frac{\pi}{500}$ . Para las perturbaciones de viento, se aplicó un escalón unitario a los 5 segundos de haber iniciado el tiempo de simulación.

Para la tarea de seguimiento, la trayectoria a seguir está descrita por las siguientes ecuaciones:

$$\dot{x}_d = \frac{1}{2} \cos\left(\frac{\pi}{12.5}t\right); \quad \dot{y}_d = \frac{1}{2} \sin\left(\frac{\pi}{12.5}t\right); \quad z_d = 0; \quad \dot{\psi}_d = 0.$$

Con la finalidad de realizar un análisis objetivo de los resultados, y dado que la ley de control del algoritmo consta de un término proporcional, un término derivativo y un término estimado mediante control adaptable, se propone una comparación entre el controlador adaptable difuso y un controlador PD.

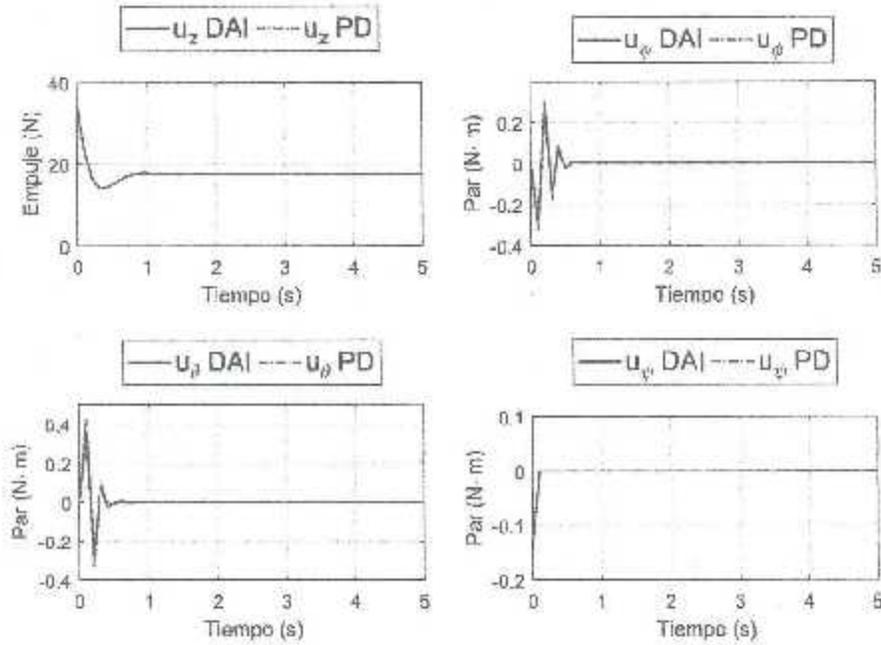
Ambos controladores utilizan las mismas ganancias, es decir,  $K_p = 20$ ,  $K_v = 15$  con la inclusión de una ganancia adaptable  $\gamma = 5$  para el controlador DAI.

#### 4.1.1. Resultados de simulación para la tarea de regulación

Los resultados presentados en las figuras 4.1-4.7 muestran la comparación realizada entre el controlador propuesto y un controlador PD, los cuales tienen por objetivo la tarea de regulación. La Fig. 4.1 muestra las acciones de control de ambos algoritmos, que son muy similares. Las posiciones en los ejes  $x$ ,  $y$  y  $z$  se observan en las Fig. 4.2-4.4, y finalmente la orientación del *Quad-Rotor* está ilustrada por las Fig. 4.5-4.7.

Tabla 4.1: Norma del error de los controladores PD y Difuso Adaptable (DAI) para la tarea de regulación

	$e_{\psi}$	$e_{\theta}$	$e_{\delta}$	$e_{\Delta}$	$e_{\psi}$	$e_{\theta}$	$e_{\delta}$	$e_{\Delta}$
PD	0.0124	0.0151	0.0509	0.0940	0.1033	0.0606		
DAI	0.0124	0.0152	0.0509	0.0846	0.0790	0.0606		

Figura 4.1: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_{\delta}$ ,  $u_{\theta}$  y  $u_{\psi}$  de los controladores DAI y PD.

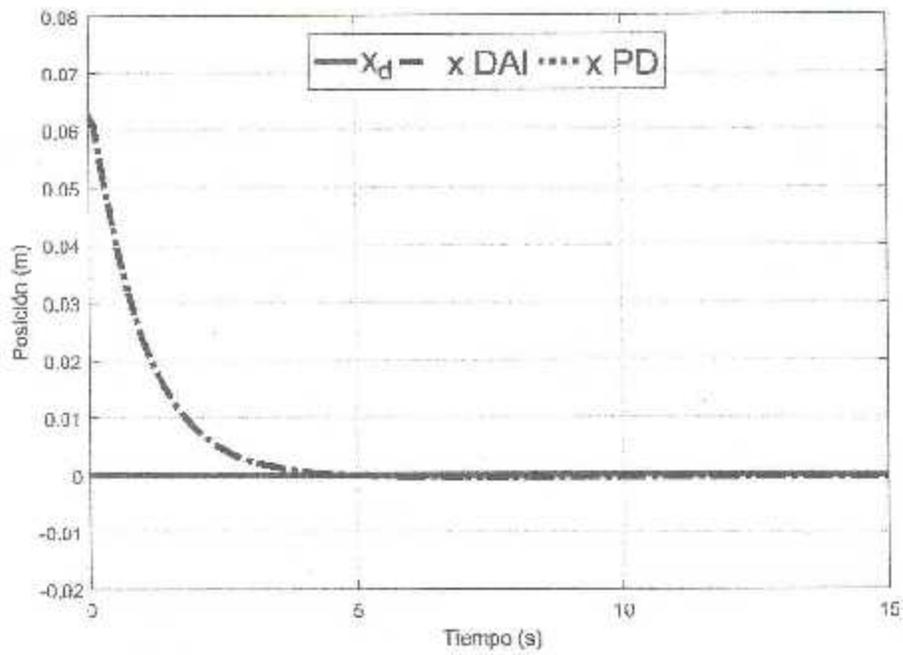


Figura 4.2: Posición en el eje  $x$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

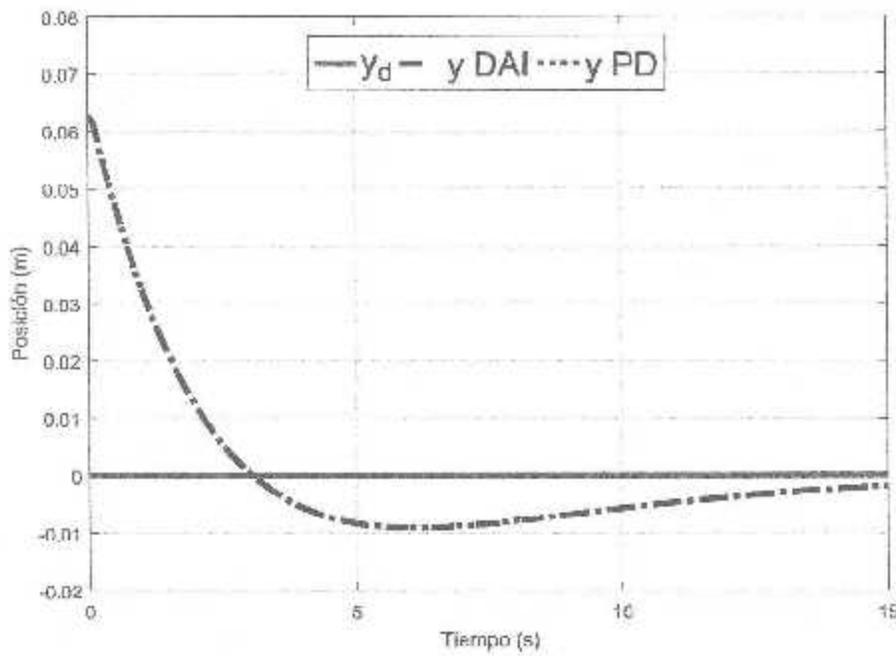
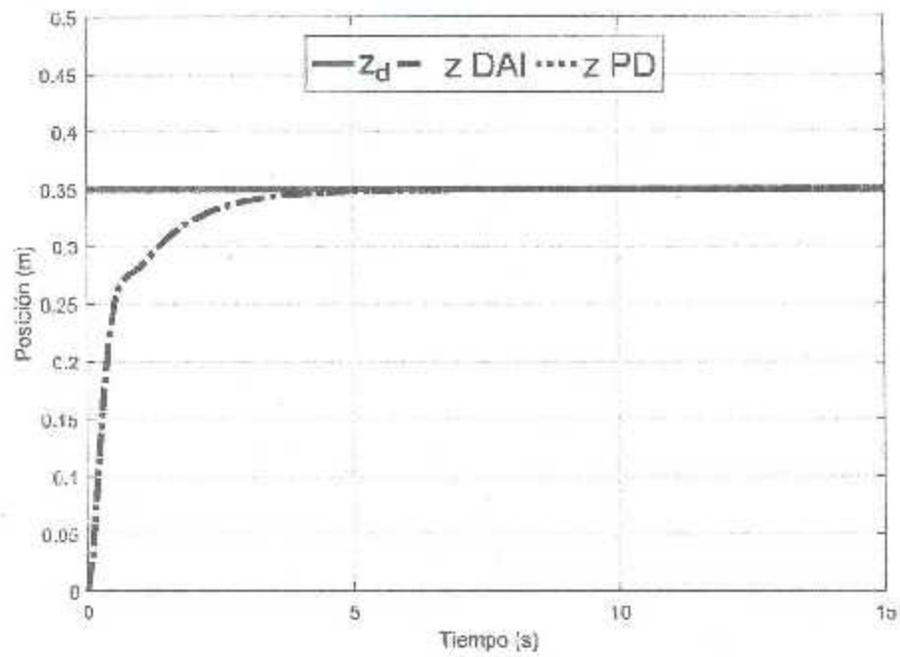
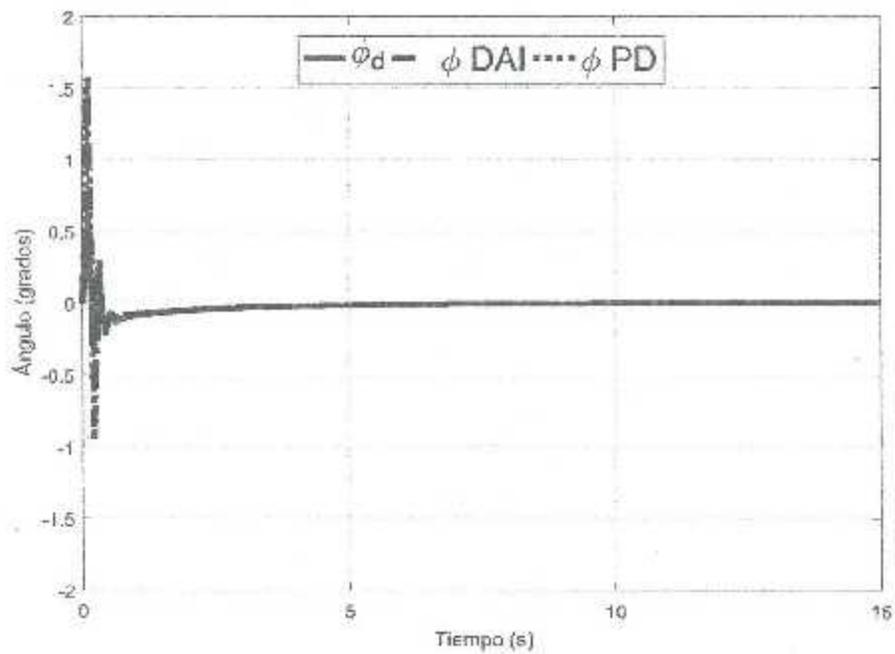


Figura 4.3: Posición en el eje  $y$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

Figura 4.4: Posición en el eje z de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*.Figura 4.5: Posición angular en  $\phi$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*.

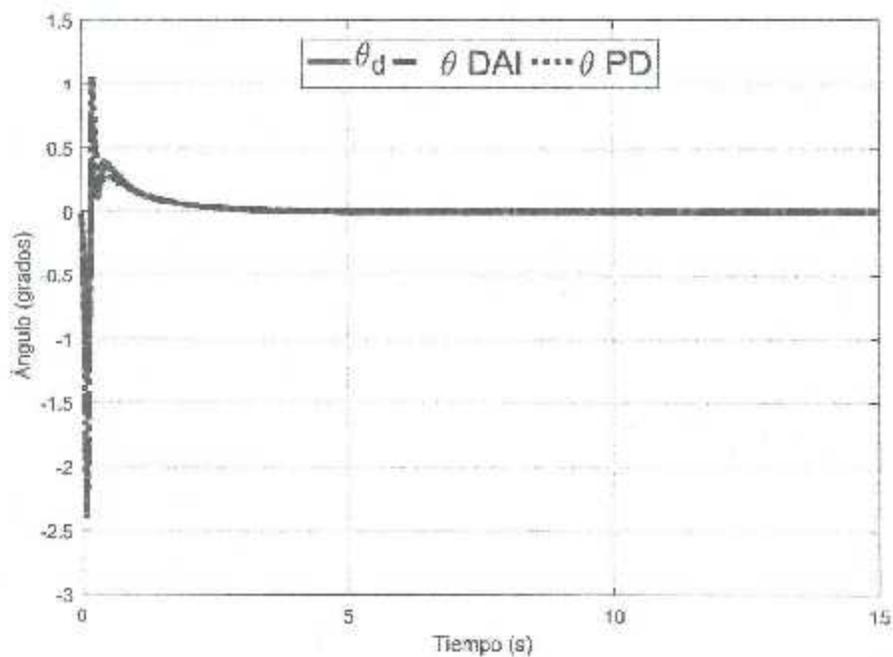


Figura 4.6: Posición angular en  $\theta$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

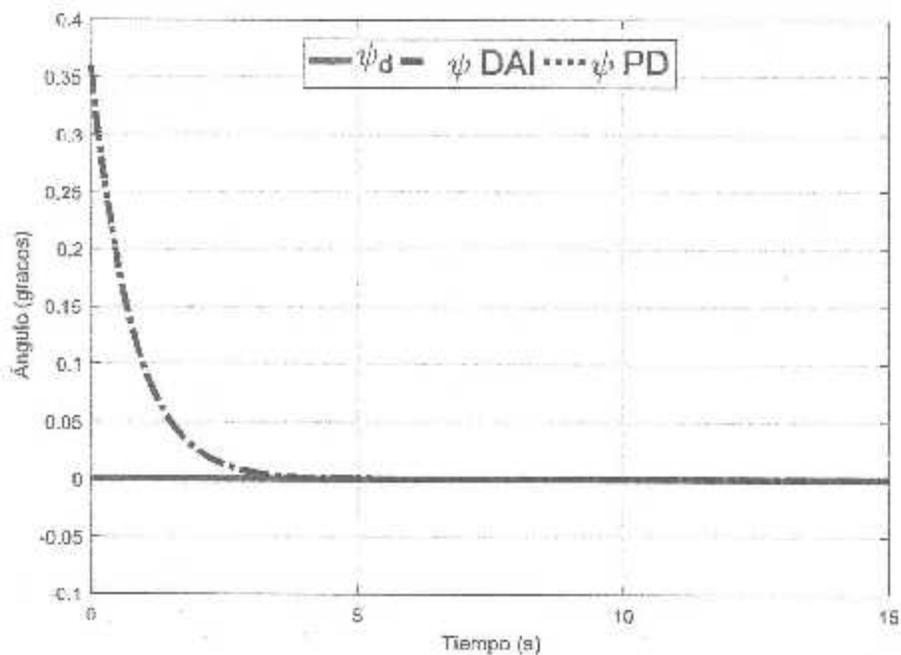


Figura 4.7: Posición angular en  $\psi$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

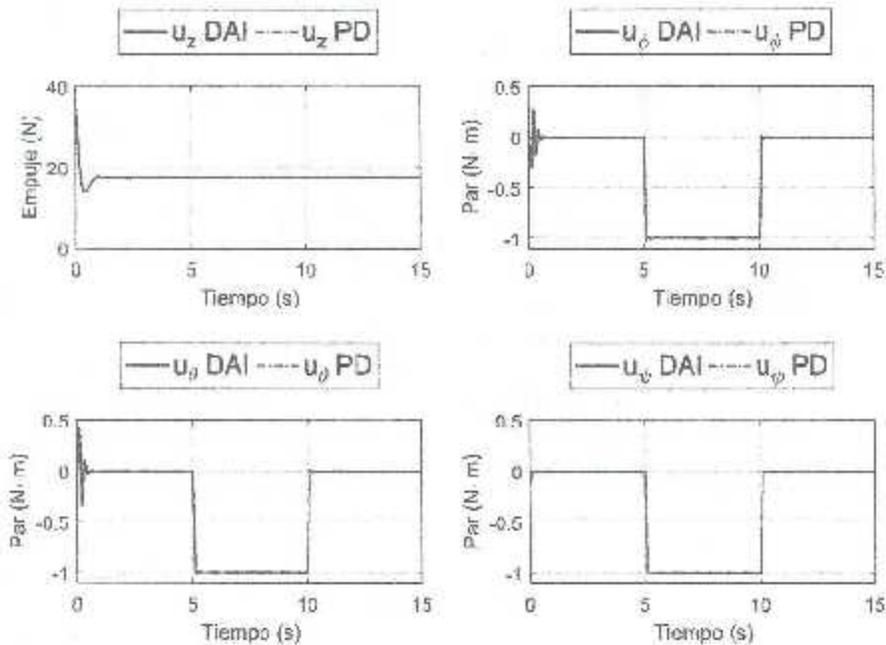
Tabla 4.2: Norma del error de los controladores PD y Difuso Adaptable (DAI) para la tarea de regulación bajo perturbaciones externas

	$\ e\ _2$	$\ e\ _1$	$\ e\ _\infty$	$\ e\ _3$	$\ e\ _4$	$\ e\ _5$
PD	0.0206	0.0234	0.0509	1.5253	1.5259	1.5221
DAI	0.0133	0.0180	0.0509	0.6896	0.4780	1.5221

#### 4.1.2. Resultados de simulación para la tarea de regulación bajo perturbaciones externas

Para esta sección, se realiza la tarea de regulación del *Quad-Rotor* con la inclusión de una perturbación externa al controlador. Lo anterior se logra sumando un escalón unitario a la entrada de control, a los cinco segundos de simulación, y que se desvanece a los diez segundos de simulación, esto con la intención de simular ráfagas de viento que golpean al vehículo y se desvanecen.

Las Fig. 4.8-4.14 muestran que la adición de un término adaptable a la ley de control, disminuye el efecto de las perturbaciones externas considerablemente. Esto se puede confirmar revisando los valores obtenidos en 4.2, donde los resultados mostrados son considerablemente más pequeños.

Figura 4.8: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\delta$  de los controladores DAI y PD.

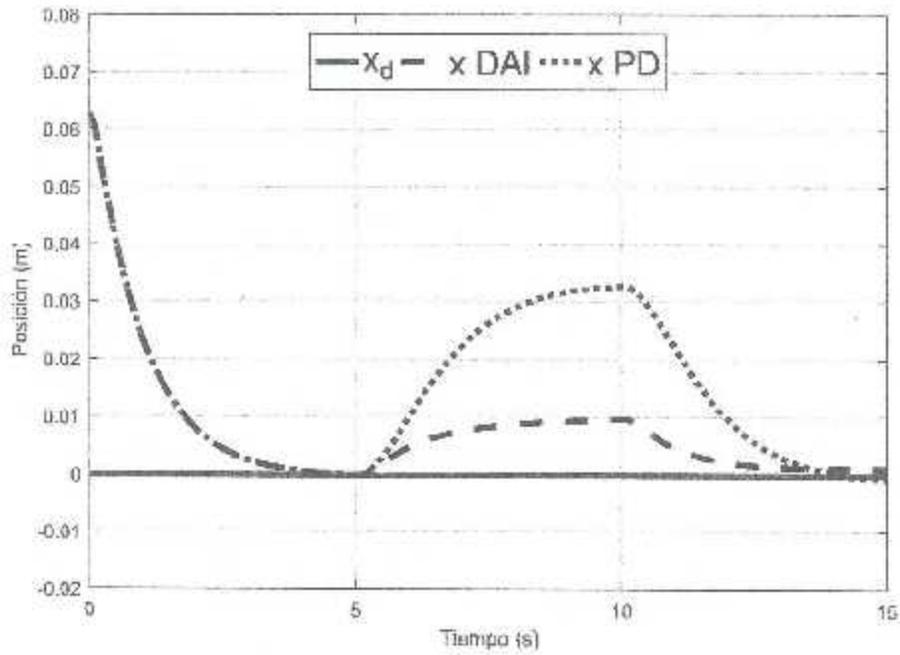


Figura 4.9: Posición en el eje  $x$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

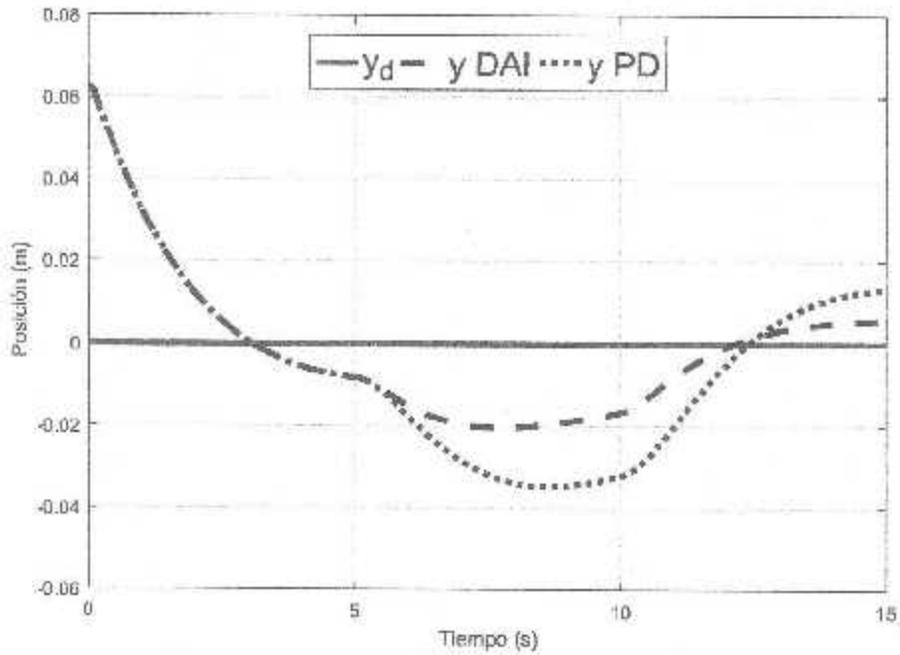


Figura 4.10: Posición en el eje  $y$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

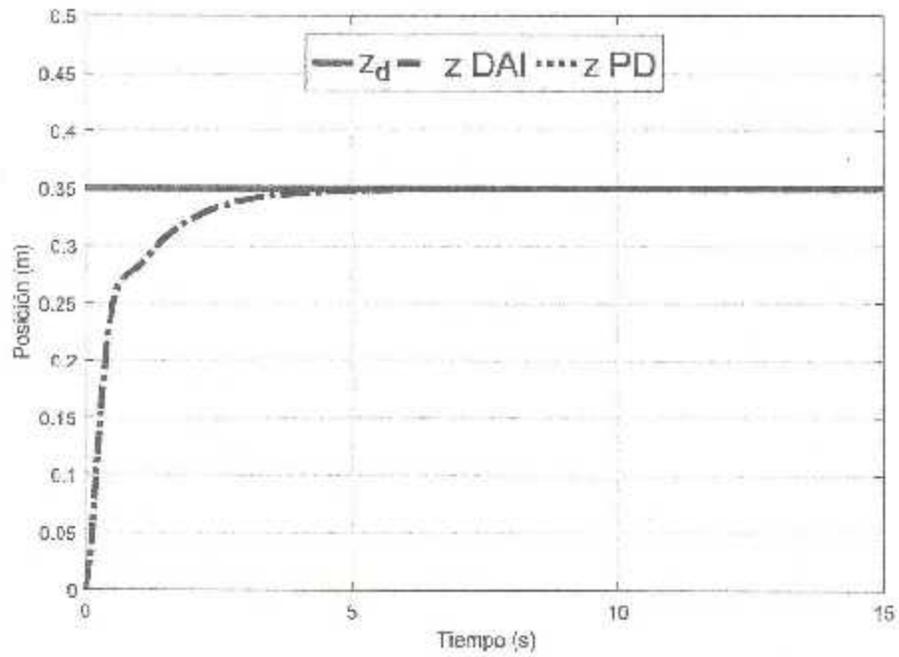


Figura 4.11: Posición en el eje z de los controladores DAI y PD del quad-rotor

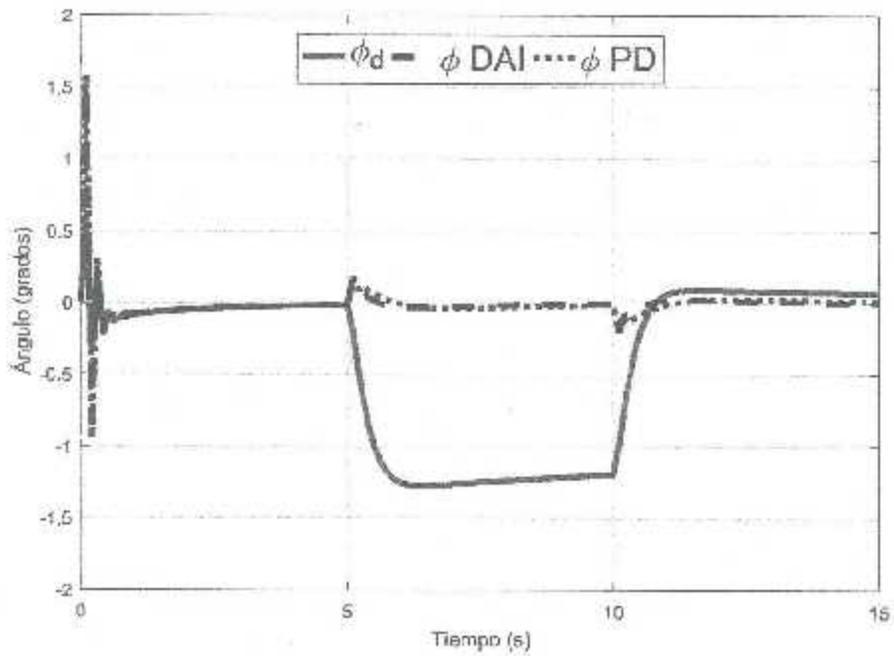


Figura 4.12: Posición angular en  $\phi$  de los controladores DAI y PD del quad-rotor

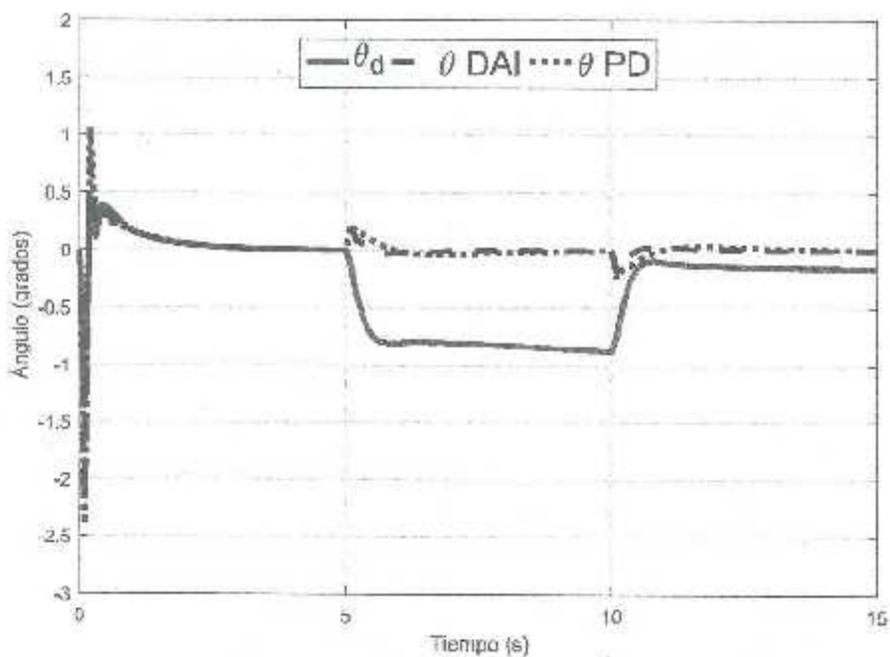


Figura 4.13: Posición angular en  $\theta$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

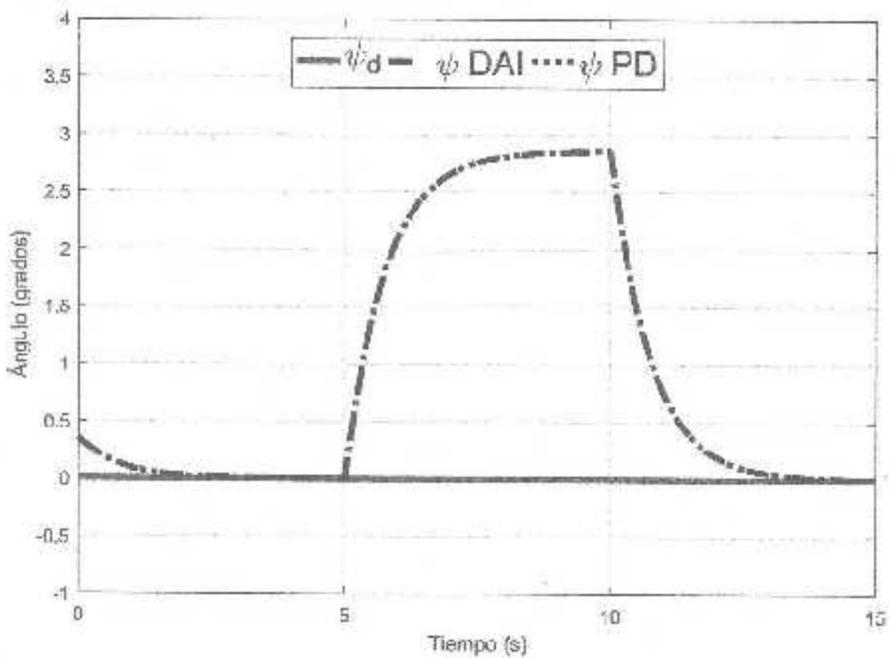


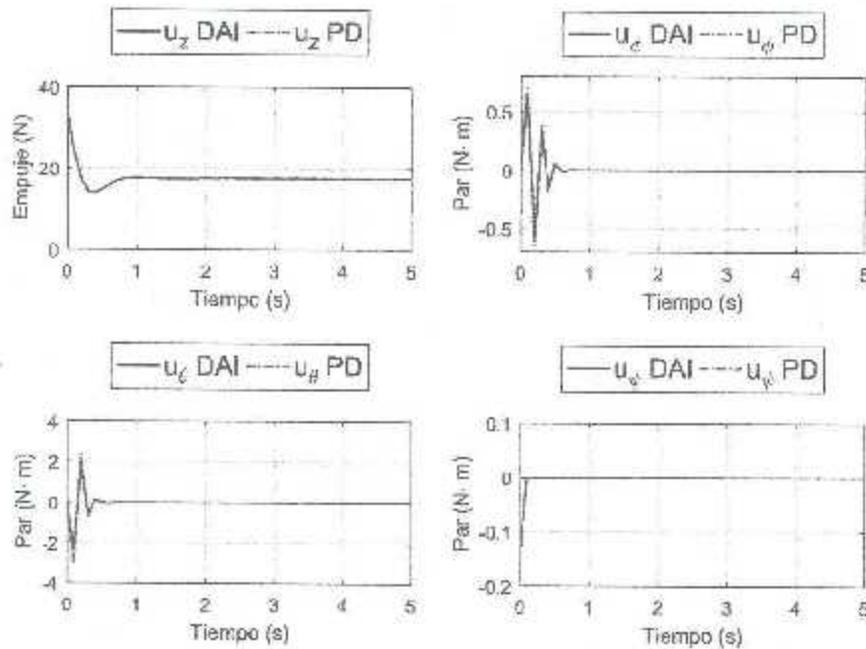
Figura 4.14: Posición angular en  $\psi$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

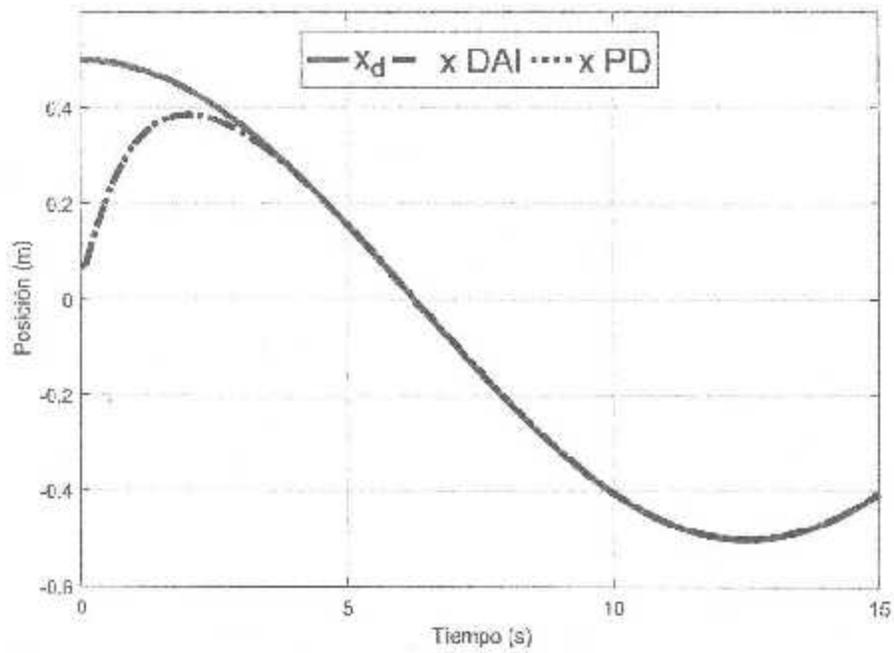
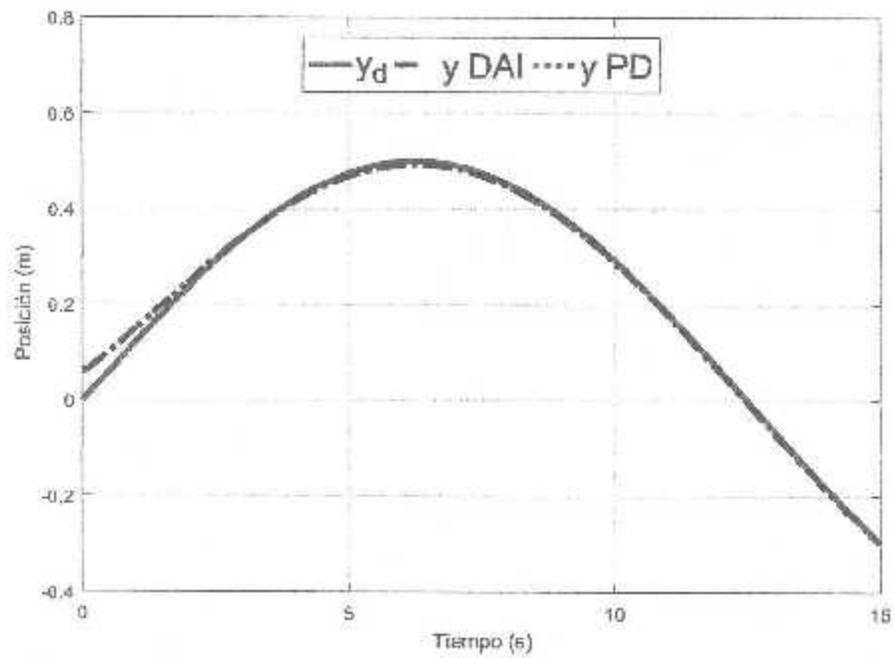
Tabla 4.3: Norma del error de los controladores PD y Difuso Adaptable (DAI) para la tarea de seguimiento de trayectorias

	$\theta$	$\dot{\theta}$	$\ddot{\theta}$	$\phi$	$\dot{\phi}$	$\ddot{\phi}$
PD	0.0858	0.0135	0.0511	0.1992	0.7143	0.0606
DAI	0.0859	0.0134	0.0511	0.1796	0.5496	0.0606

### 4.1.3. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento

Las simulaciones realizadas en esta sección tratan sobre la tarea de seguimiento de una trayectoria. La trayectoria deseada es un círculo de medio metro de diámetro. En las Fig 4.15-4.21 se aprecian resultados similares de ambos controladores, sin embargo, el desempeño de los algoritmos a comparar, es ligeramente distinto, lo que se puede confirmar en el Cuadro 4.3.

Figura 4.15: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\theta$ ,  $u_\phi$  y  $u_\psi$  de los controladores DAI y PD

Figura 4.16: Posición en el eje  $x$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*Figura 4.17: Posición en el eje  $y$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

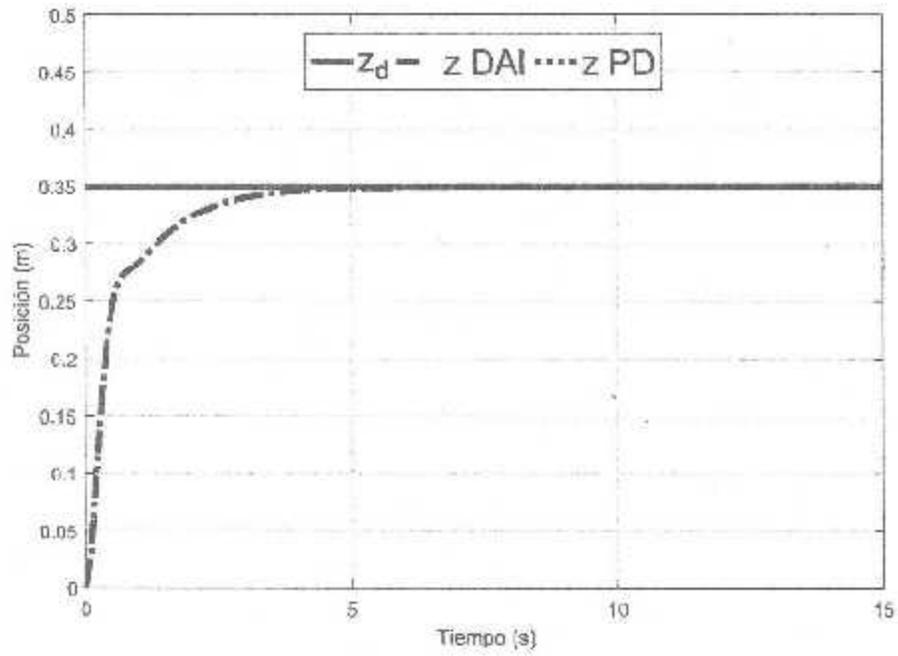


Figura 4.18: Posición en el eje  $z$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

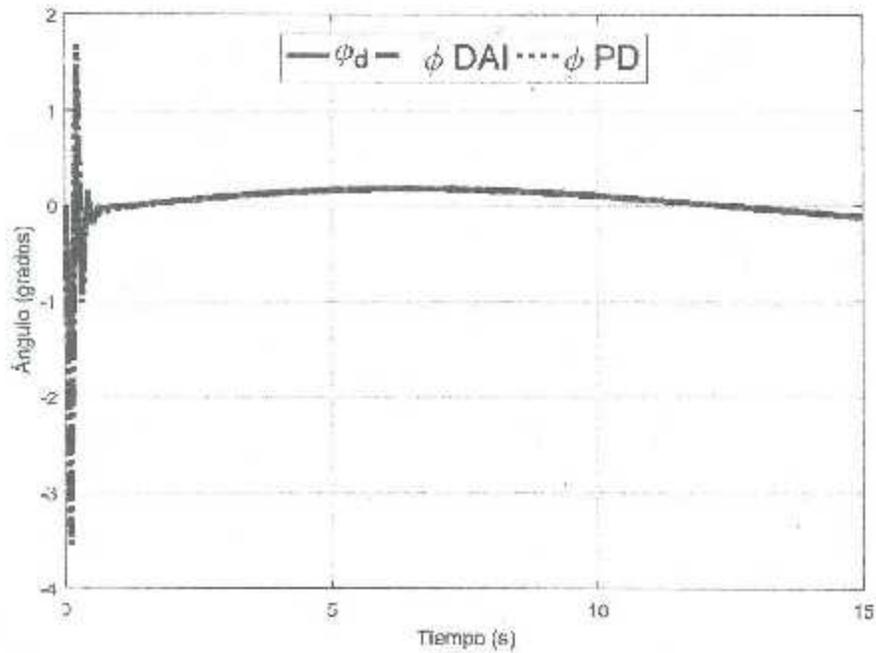


Figura 4.19: Posición angular en  $\phi$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

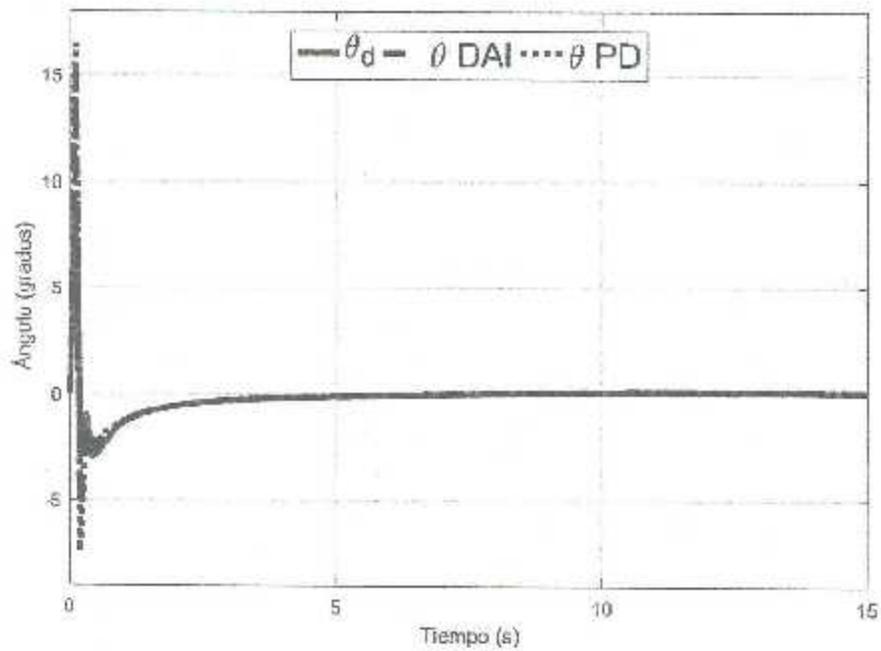


Figura 4.20: Posición angular en  $\theta$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

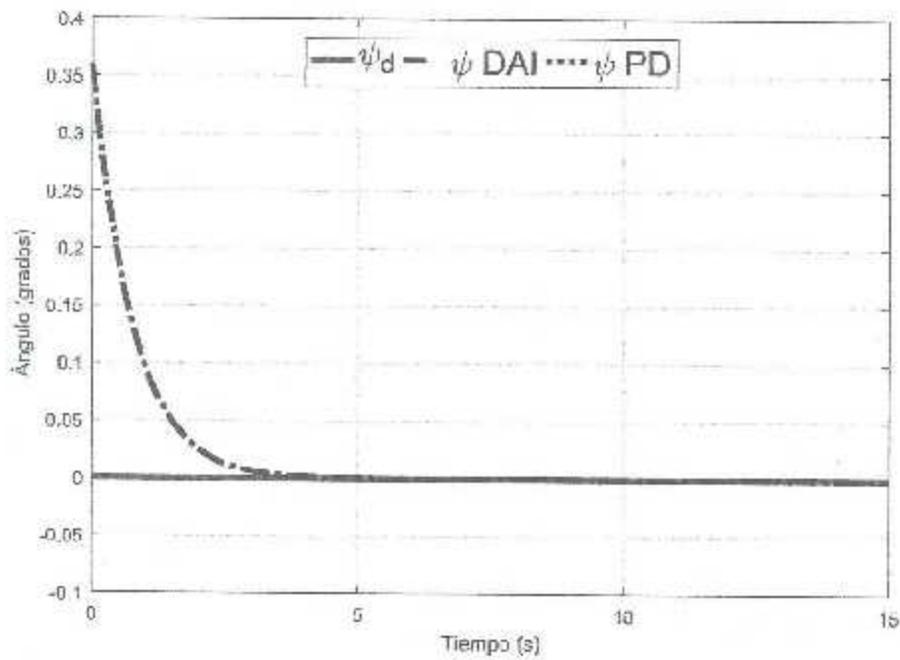


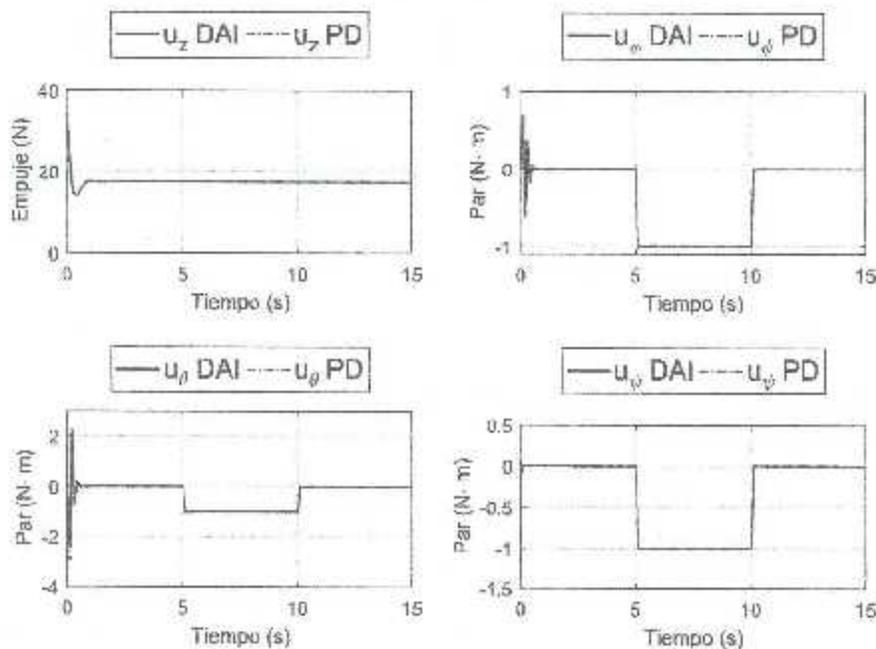
Figura 4.21: Posición angular en  $\psi$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

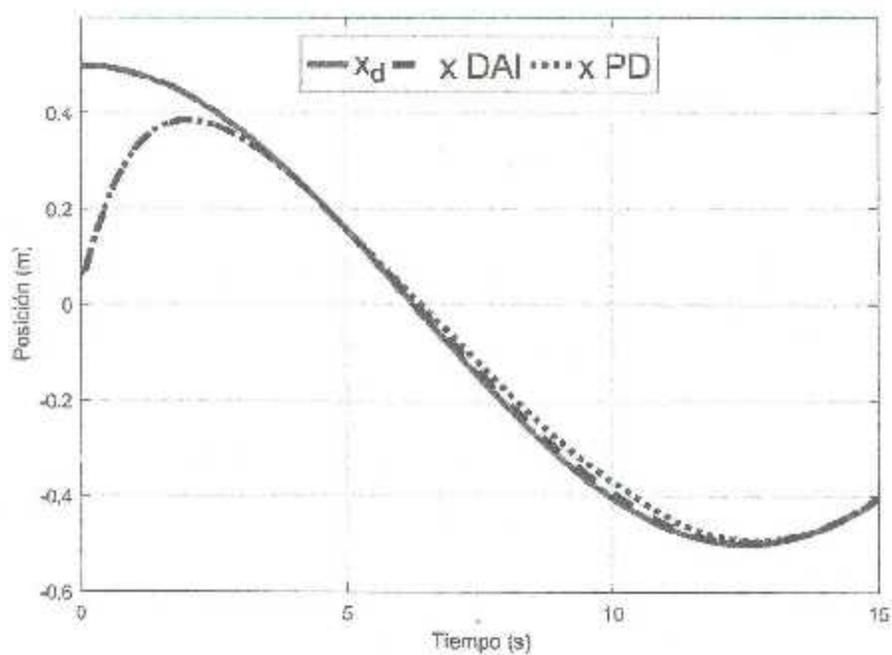
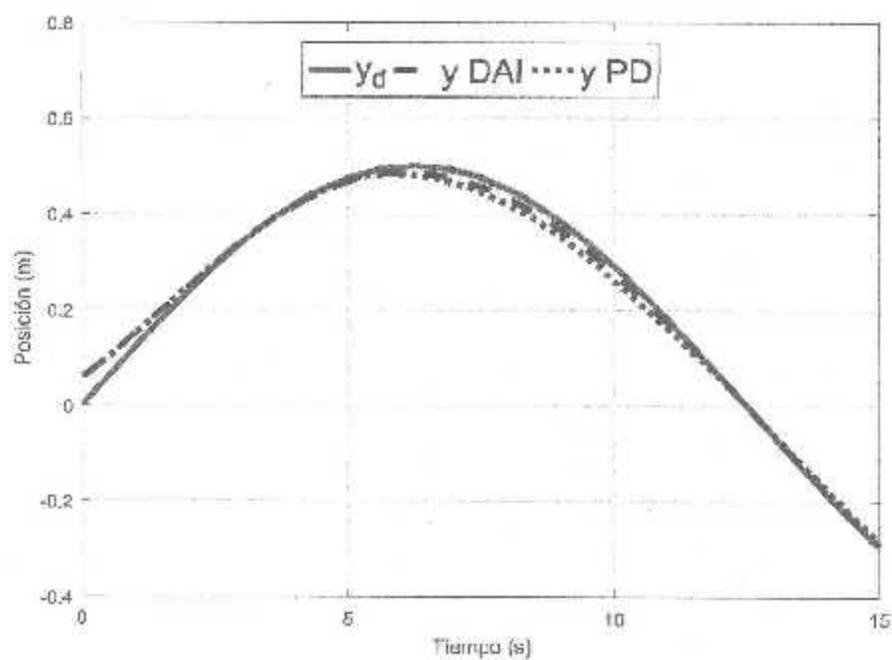
Tabla 4.4: Norma del error de los controladores PD y Difuso Adaptable (DAI) para la tarea de seguimiento de trayectorias bajo perturbaciones externas

	$\ e\ _2$	$\ e\ _1$	$\ e\ _\infty$	$\ e\ _4$	$\ e\ _6$	$\ e\ _8$
PD	0.0876	0.0216	0.0511	1.5349	1.6819	1.5221
DAI	0.0862	0.0160	0.0511	0.7067	0.7273	1.5221

#### 4.1.4. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento bajo perturbaciones externas

Las gráficas presentadas en las Fig. 4.22-4.28 expresan los resultados de la tarea de seguimiento bajo perturbaciones en simulación. A diferencia de las simulaciones realizadas sin perturbaciones externas, en las Fig. 4.23 y 4.24 se muestra una mejora considerable en el seguimiento de la trayectoria deseada del algoritmo propuesto sobre el controlador PD, esto resulta más fácil de apreciar basándose en los valores de la norma del error mostrada en el Cuadro 4.4. Aunque el error de seguimiento no es exactamente cero, la adición del término adaptable en la acción de control resulta en un desempeño sustancialmente superior.

Figura 4.22: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\delta$  de los controladores DAI y PD.

Figura 4.23: Posición en el eje  $x$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*Figura 4.24: Posición en el eje  $y$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

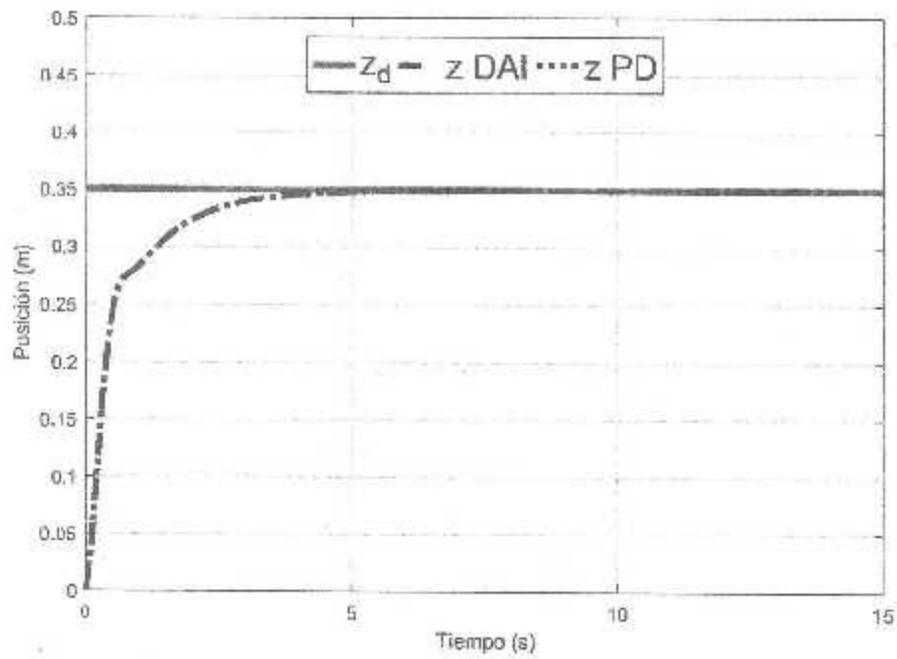


Figura 4.25: Posición en el eje  $z$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

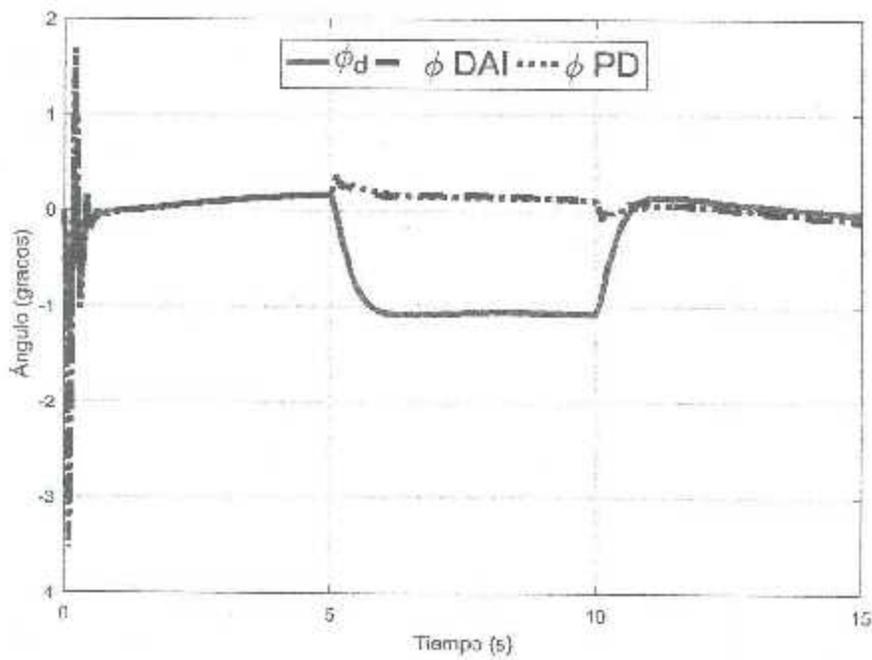


Figura 4.26: Posición angular en  $\phi$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

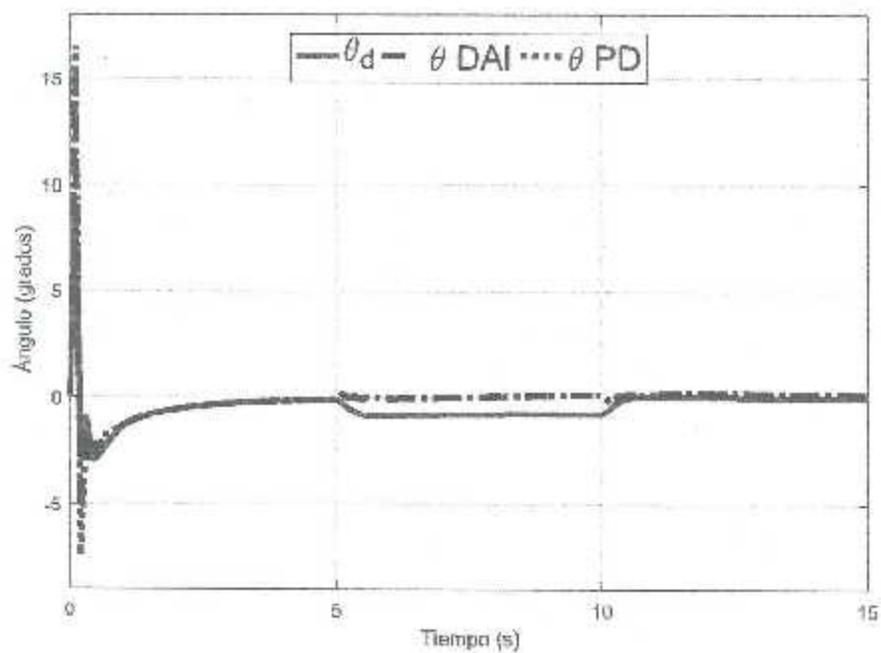


Figura 4.27: Posición angular en  $\theta$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

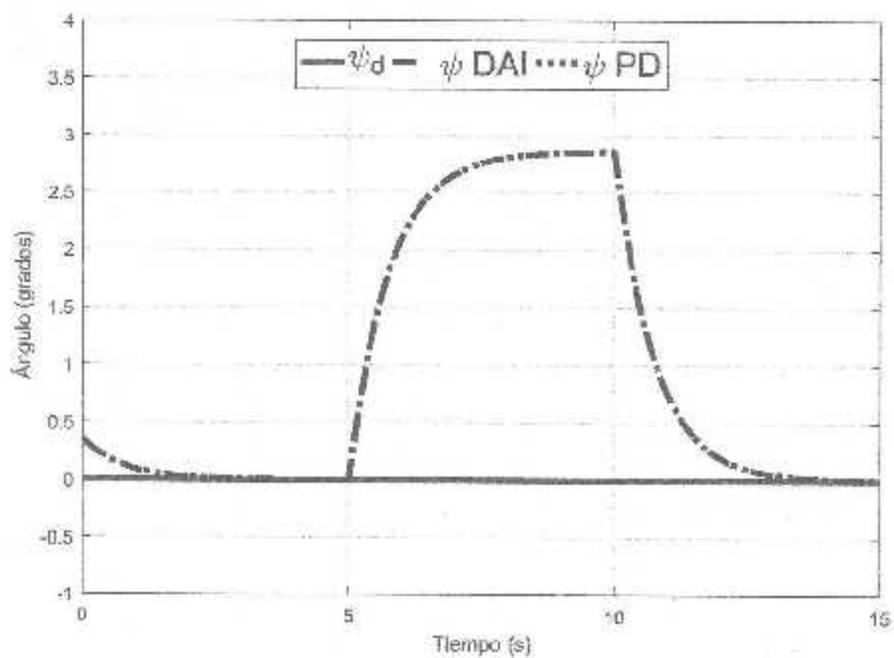


Figura 4.28: Posición angular en  $\psi$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

Tabla 4.5: Norma del error de los controladores PD y Neuronal Adaptable (NAC) para la tarea de regulación

PD	0.0121	0.0122	0.0473	0.0031	0.0027	0.0010
NAC	0.0121	0.0122	0.0473	0.0031	0.0027	0.0010

## 4.2. Simulaciones del Controlador Neuronal Adaptable (NAC)

Esta sección presenta los resultados obtenidos de las simulaciones del controlador neuronal adaptable, donde se realizaron experimentos para las tareas de regulación y seguimiento de una trayectoria con y sin perturbaciones externas.

Las condiciones iniciales son las mismas que las presentadas en el controlador DAI, así como también las perturbaciones aplicadas al sistema.

Los resultados de las simulaciones de esta sección son una comparación entre el algoritmo propuesto (NAC) y un controlador PD. Lo anterior debido a que la ley de control de este algoritmo, consta de un término proporcional, uno derivativo y un término que se adapta mediante la red neuronal descrita en el Capítulo 2.

Las ganancias utilizadas para el controlador PD son  $K_p = 20$  y  $K_v = 15$ , mientras que las ganancias utilizadas para sintonizar la red neuronal son  $\alpha = 0.01$ ,  $\gamma = 1$  y  $\kappa = 0.05$ .

### 4.2.1. Resultados de simulación para la tarea de regulación

Se presentan los resultados para la tarea de regulación del *Quad-Rotor*. Aparentemente el desempeño de ambos controladores presentados en las Fig. 4.29-4.35 es el mismo, lo cual se confirma en el Cuadro 4.5, sin embargo, la aportación del término adaptable en la ley de control del NAC representa una gran parte de la acción de control del algoritmo.

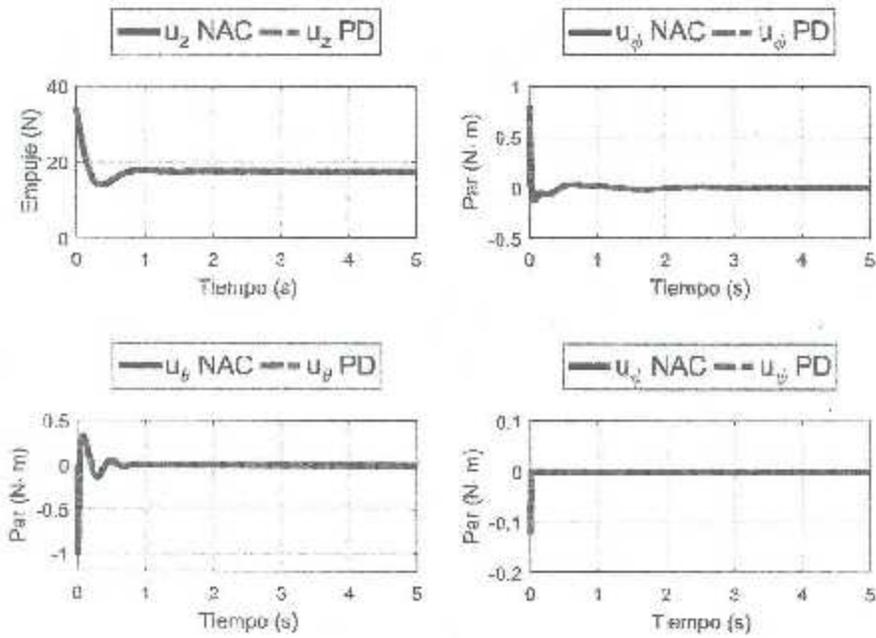


Figura 4.29: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\delta$  de los controladores NAC y PD.

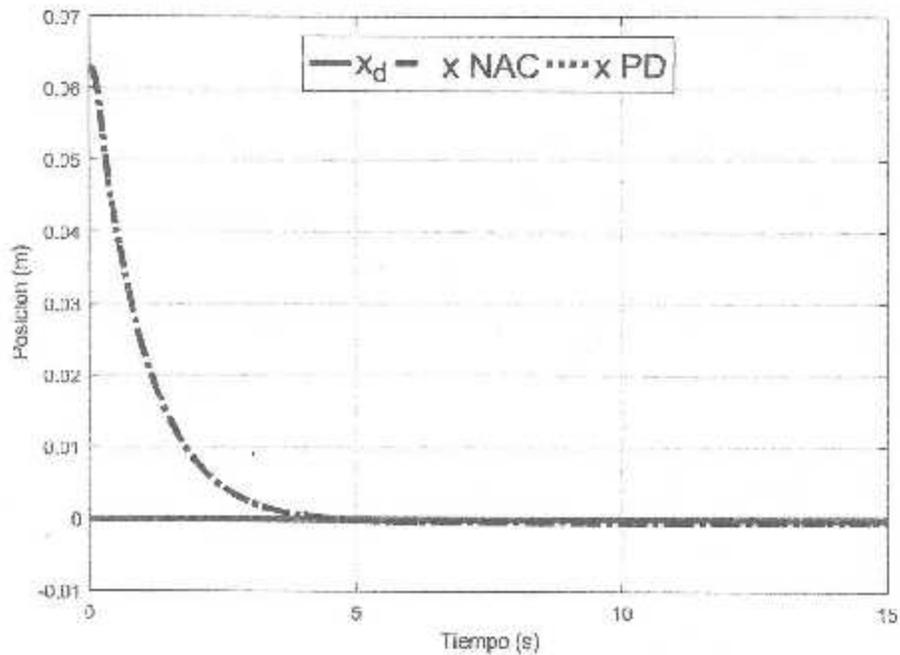
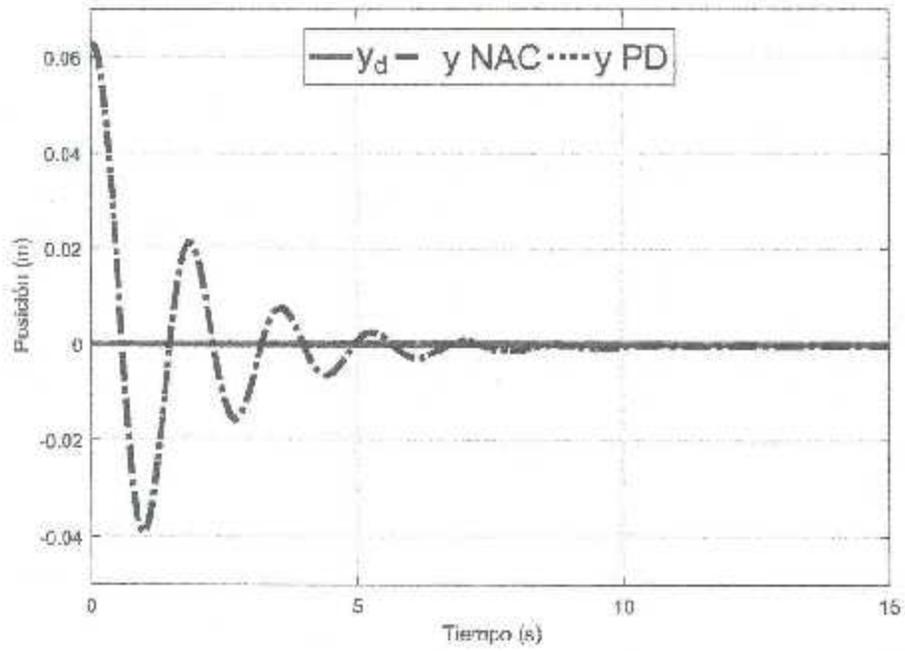
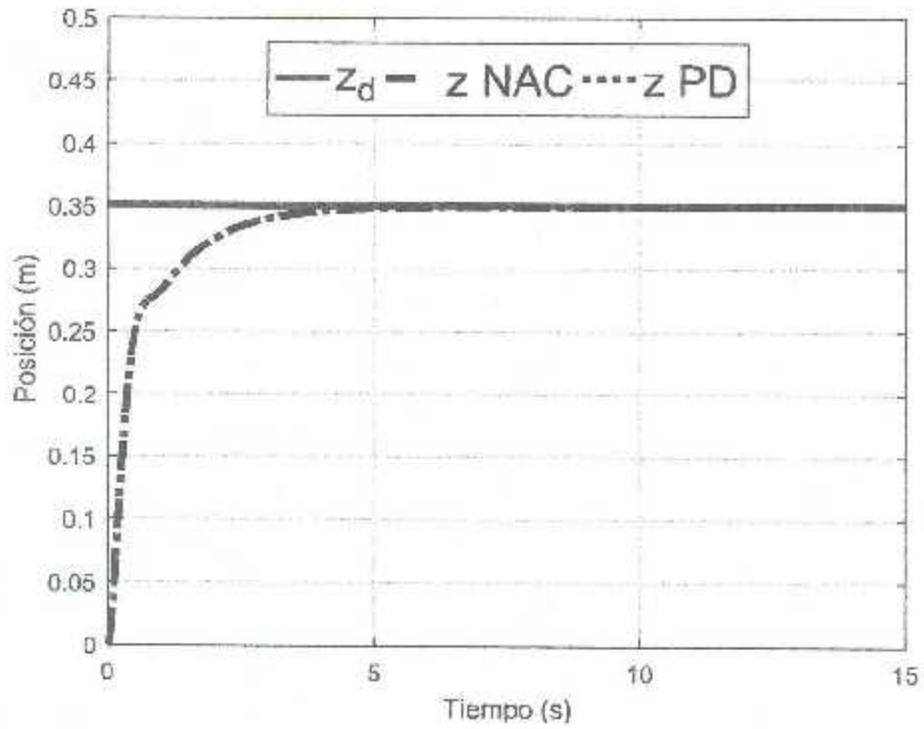


Figura 4.30: Posición en el eje x de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

Figura 4.31: Posición en el eje  $y$  de los controladores NAC y PD del *quad rotor*.

Figura 4.32: Posición en el eje  $z$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

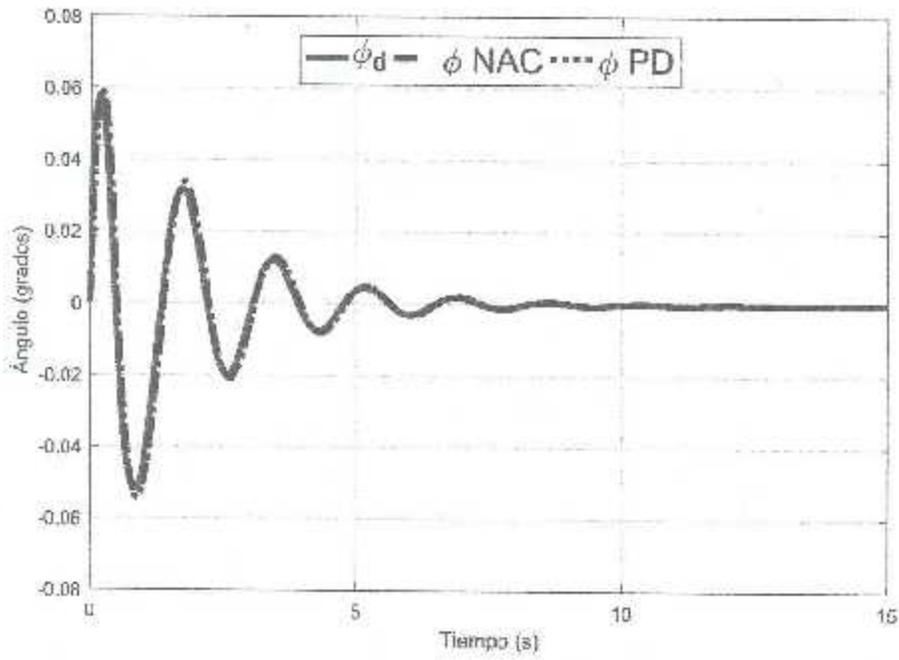
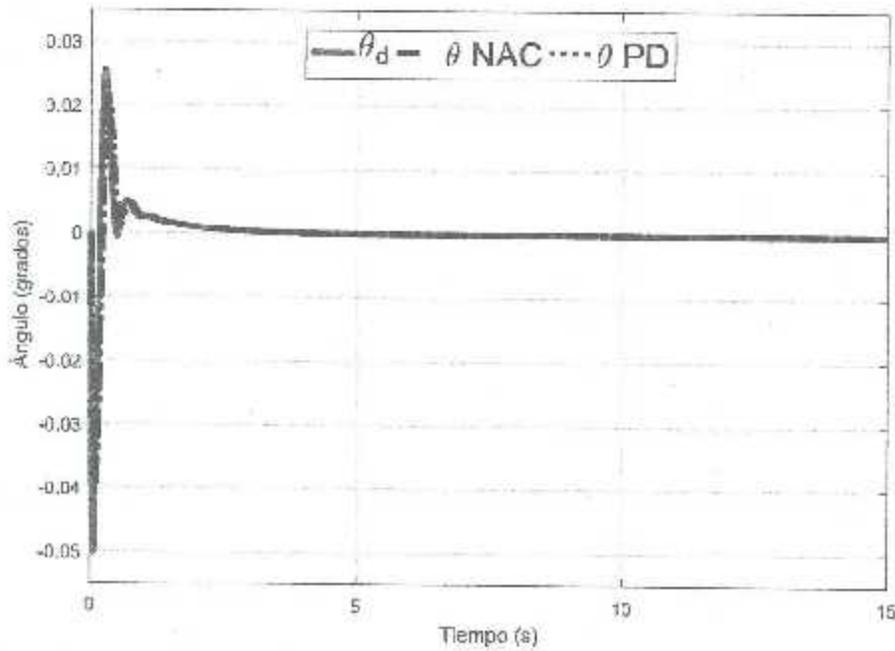
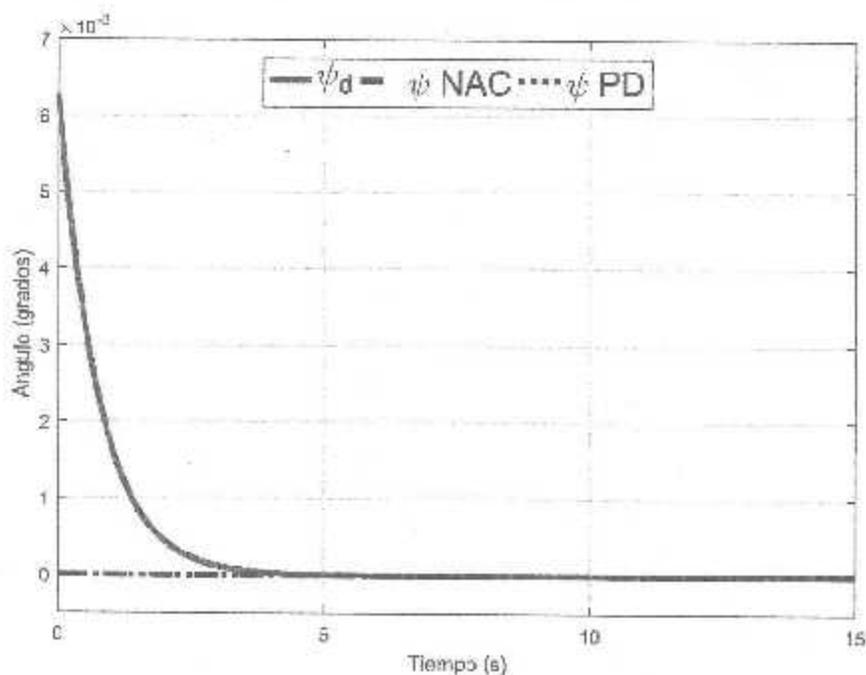
Figura 4.33: Posición angular en  $\phi$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*.Figura 4.34: Posición angular en  $\theta$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*.

Tabla 4.6: Norma del error de los controladores PD y Neuronal Adaptable (NAC) para la tarea de regulación bajo perturbaciones externas

	$\psi_d$	$\dot{\psi}$	$\psi$	$\dot{\psi}$	$\psi$	$\dot{\psi}$
PD	0.0198	0.0122	0.0473	0.0031	0.0266	0.0010
NAC	0.0198	0.0122	0.0473	0.0031	0.0266	0.0010

Figura 4.35: Posición angular en  $\psi$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

#### 4.2.2. Resultados de simulación para la tarea de regulación bajo perturbaciones externas

La adición de una fuerza externa a la entrada de control en el ángulo de cabeceo pretende simular el efecto del viento en la respuesta de ambos controladores, esto para comparar ambas respuestas de forma que resulte evidente el aporte del algoritmo, sin embargo, dado que la red neuronal depende del error, la poca excitación en las simulaciones da como conclusión un resultado similar para ambos controladores, ver Cuadro 4.6.

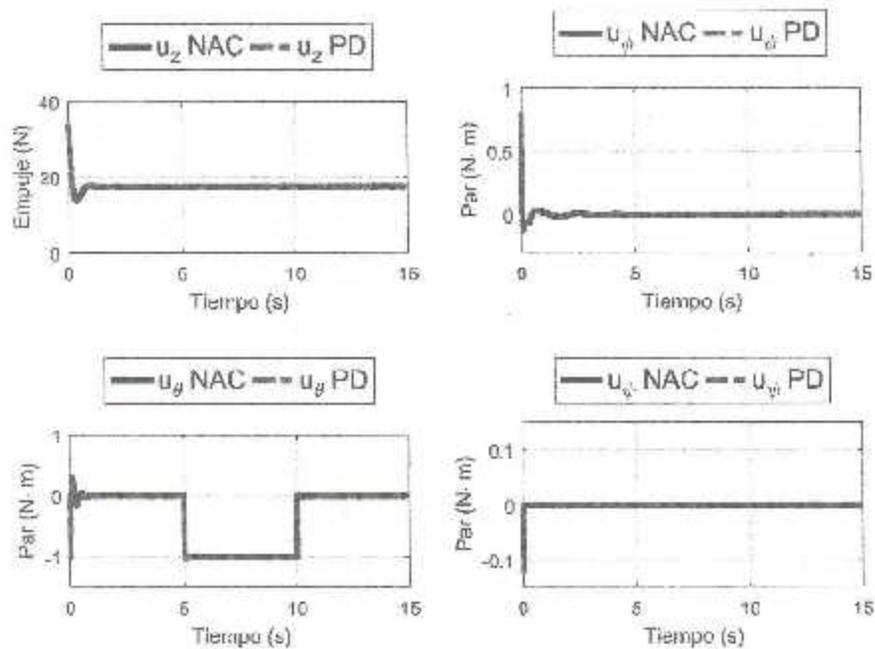


Figura 4.36: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\psi$  de los controladores NAC y PD.

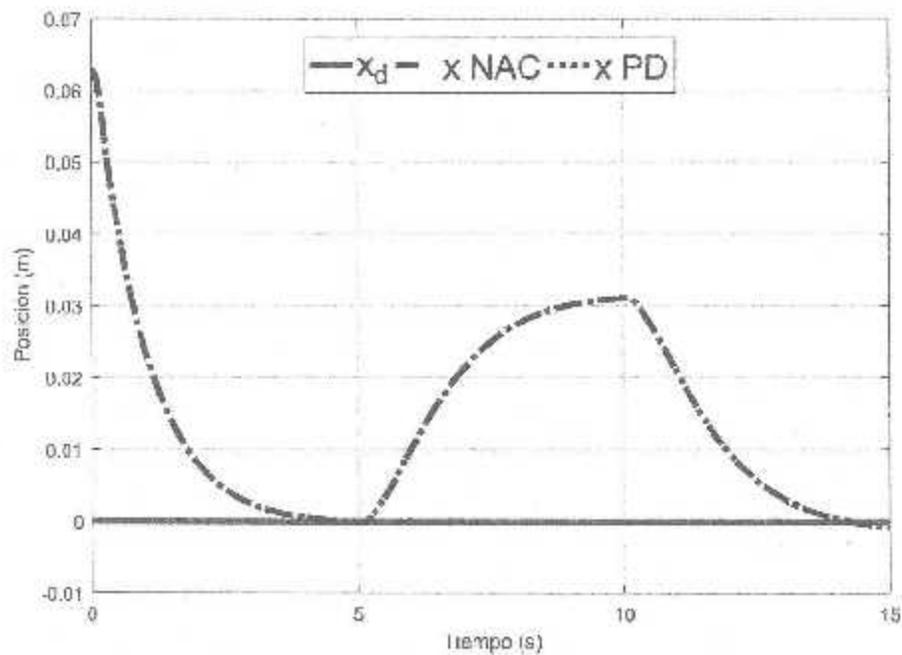
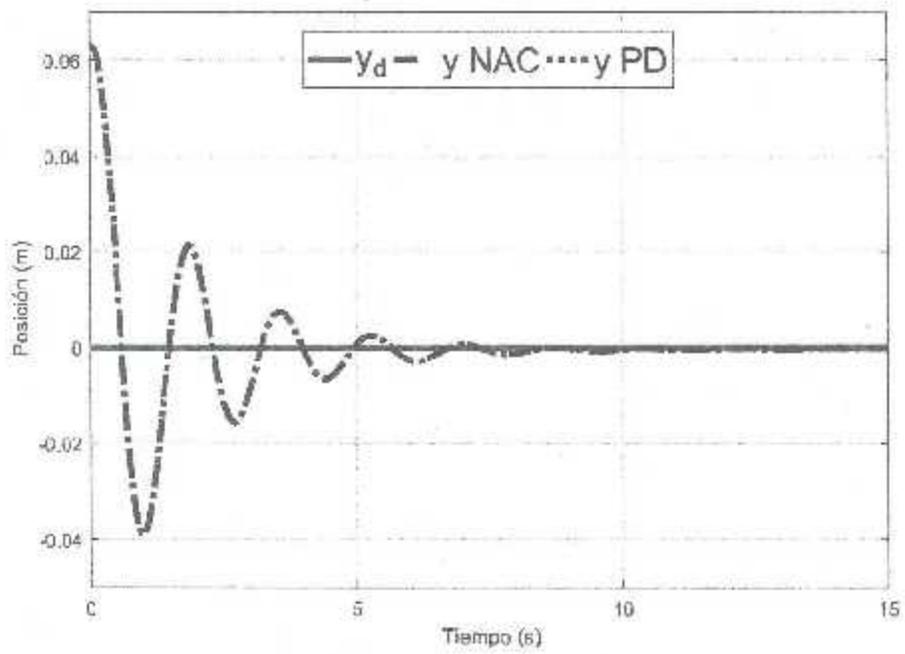
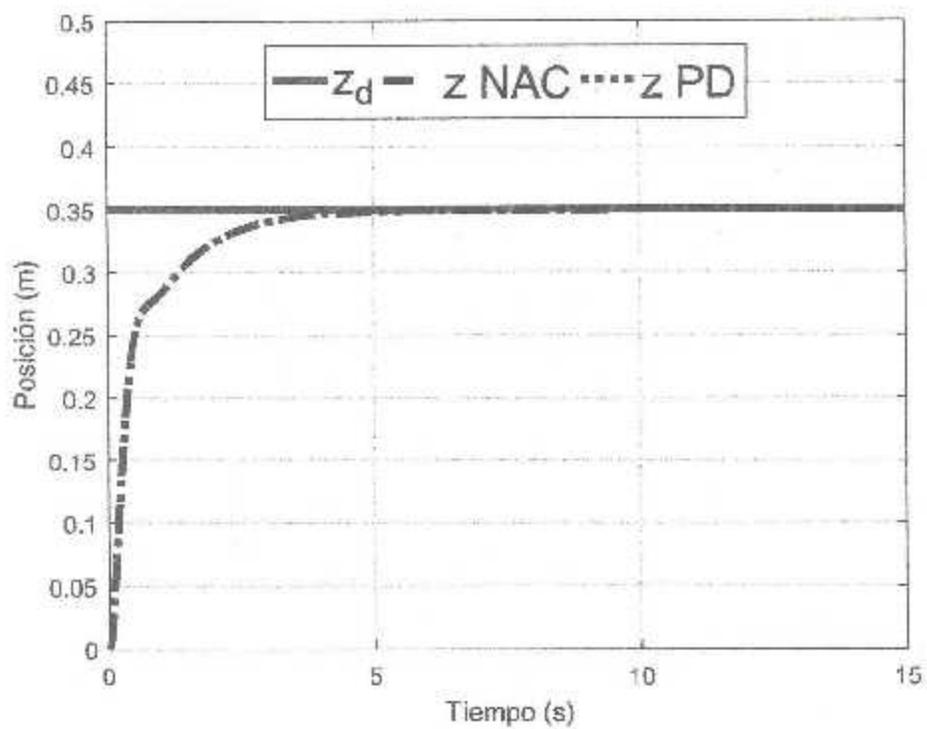


Figura 4.37: Posición en el eje  $x$  de los controladores NAC y PD del *quadrotor*

Figura 4.38: Posición en el eje  $y$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

Figura 4.39: Posición en el eje  $z$  de los controladores NAC y PD de *quad-rotor*.

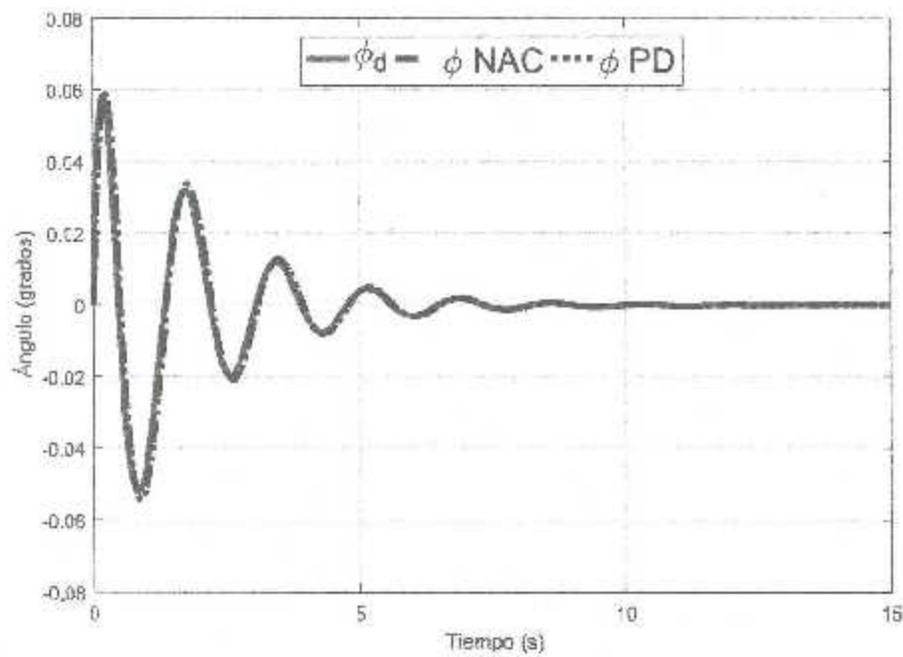


Figura 4.40: Posición angular en  $\phi$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

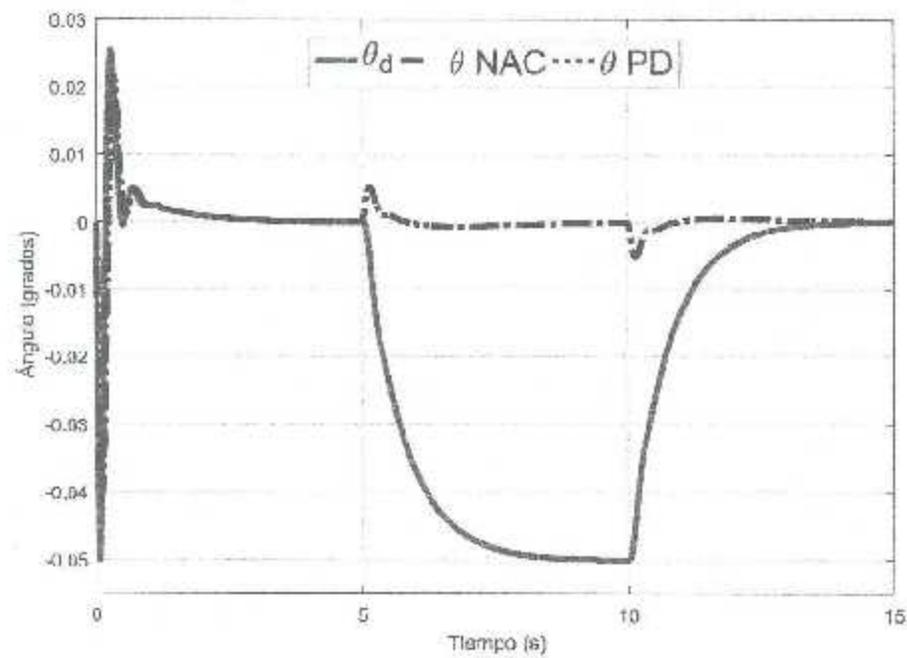


Figura 4.41: Posición angular en  $\theta$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

Tabla 4.7: Norma del error de los controladores PD y Neuronal Adaptable (NAC) para la tarea de seguimiento de trayectorias

PD	0.0847	0.0971	0.0480	0.0136	0.0216	0.0010
NAC	0.0848	0.0966	0.0480	0.0124	0.0212	0.0010

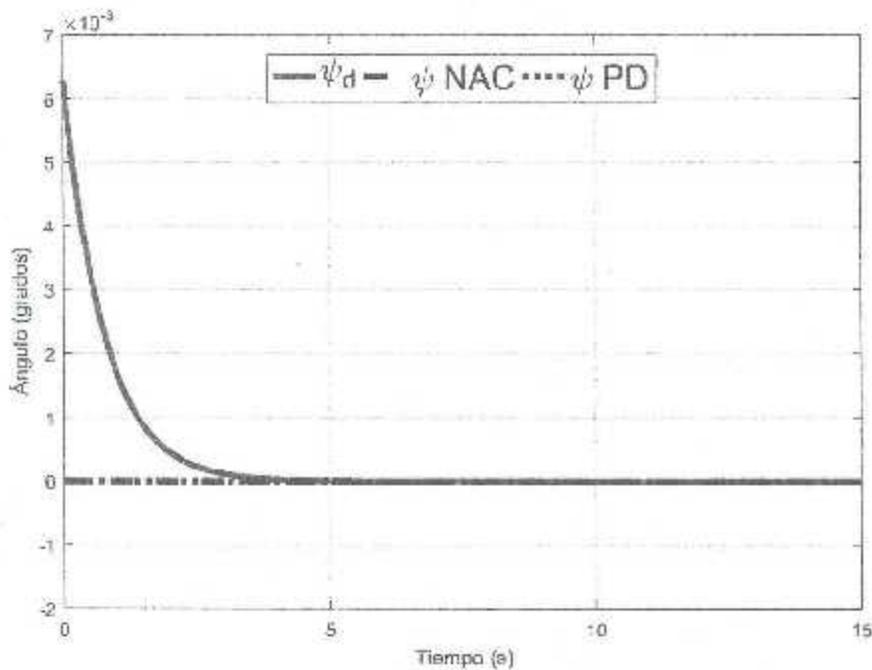


Figura 4.42: Posición angular en  $\psi$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

#### 4.2.3. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento

De igual forma que en las secciones anteriores, el efecto del controlador neuronal resulta casi imperceptible, sin embargo la aportación de la red neuronal en la acción de control aumenta conforme el error se incrementa y aunque aparentemente no hay un efecto positivo, ver Fig. 4.43-4.49, el desempeño del algoritmo neuronal es ligeramente mejor al del controlador PD.

A diferencia de las pruebas anteriores, al observar el Cuadro 4.7, y tomando en cuenta que la red neuronal necesita una mayor excitación del error para desempeñarse de mejor forma, las simulaciones para la tarea de seguimiento demuestran una mejoría general para dicha tarea.

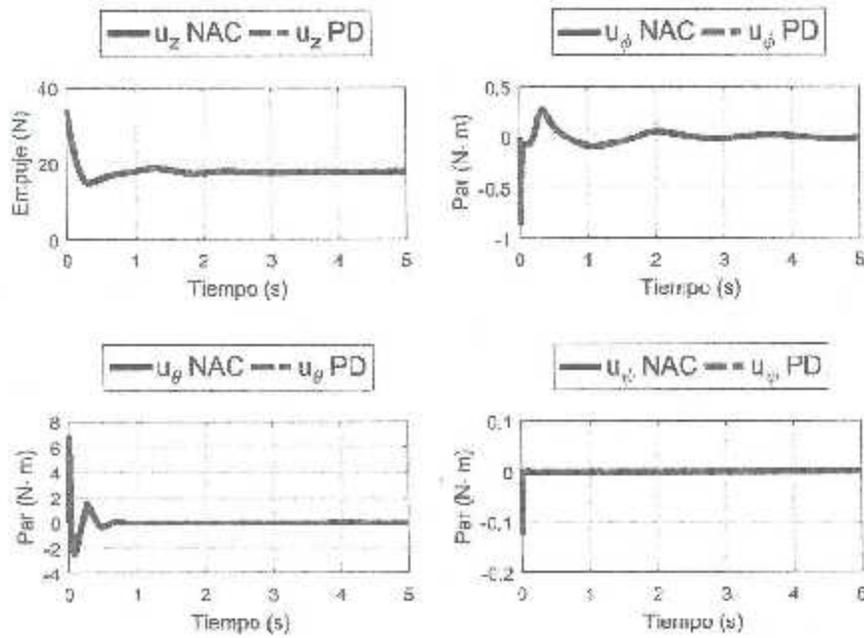


Figura 4.43: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_x$  de los controladores NAC y PD.

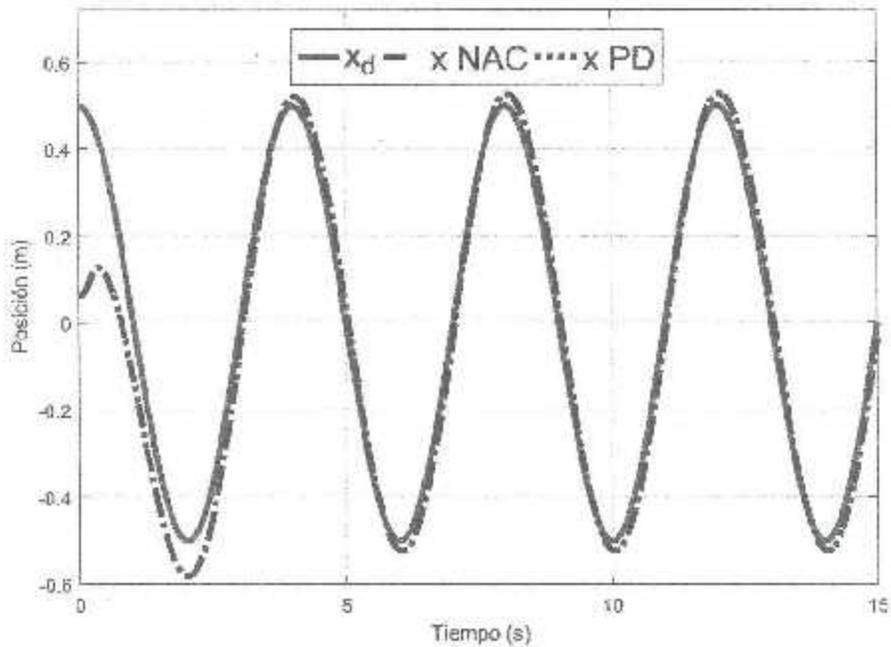
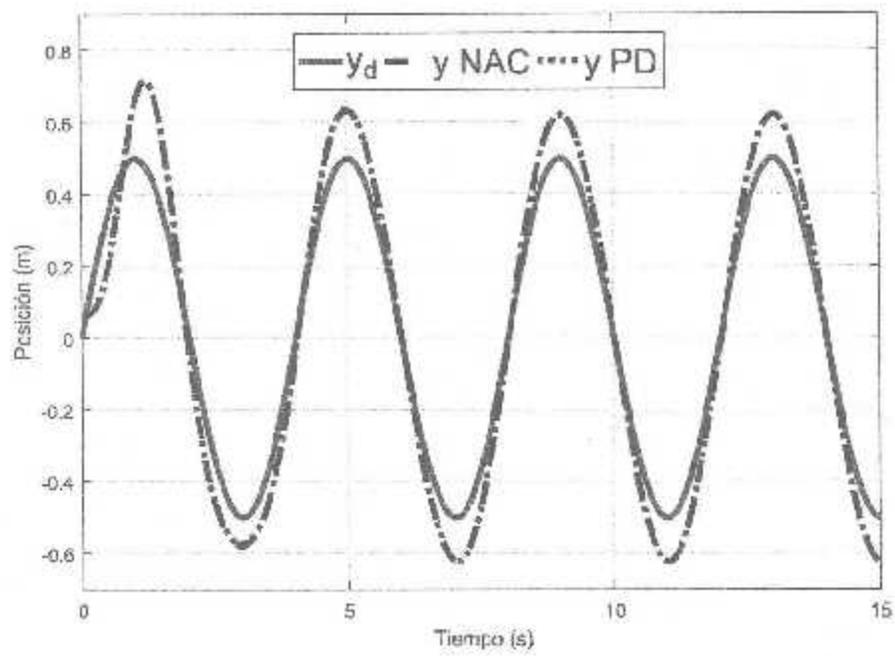
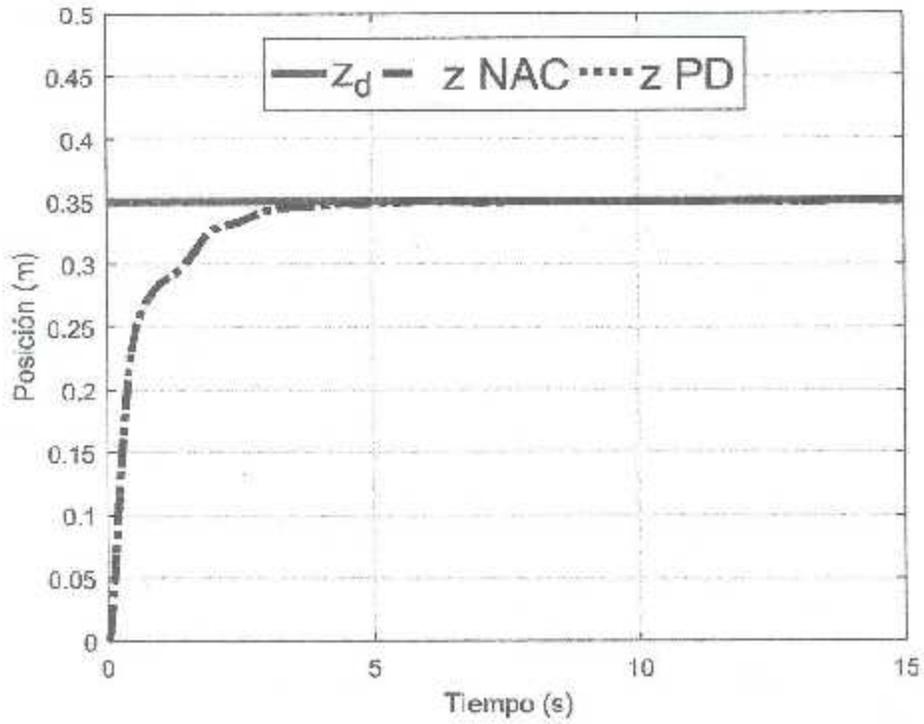


Figura 4.44: Posición en el eje  $x$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

Figura 4.45: Posición en el eje  $y$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

Figura 4.46: Posición en el eje  $z$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

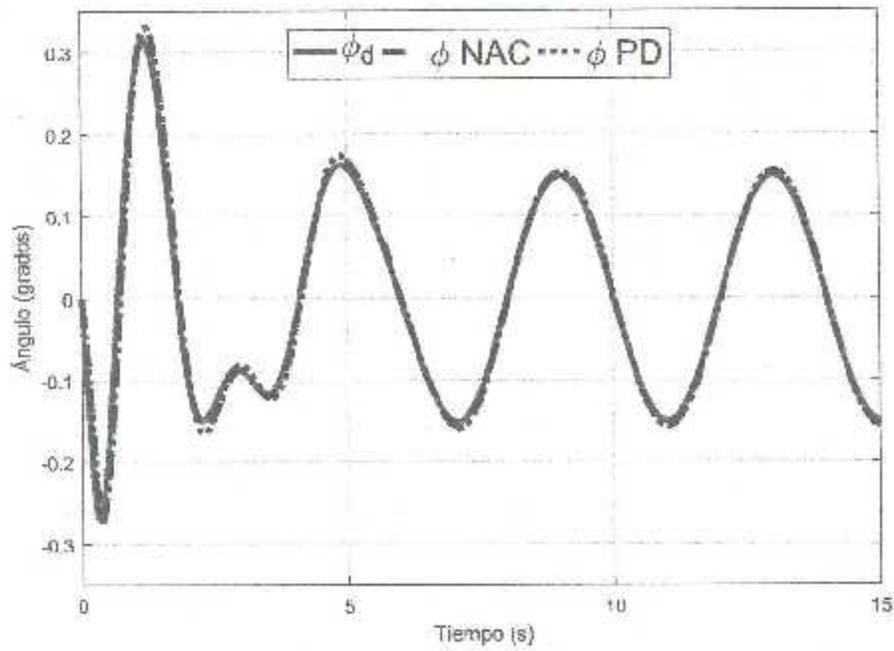


Figura 4.47: Posición angular en  $\phi$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

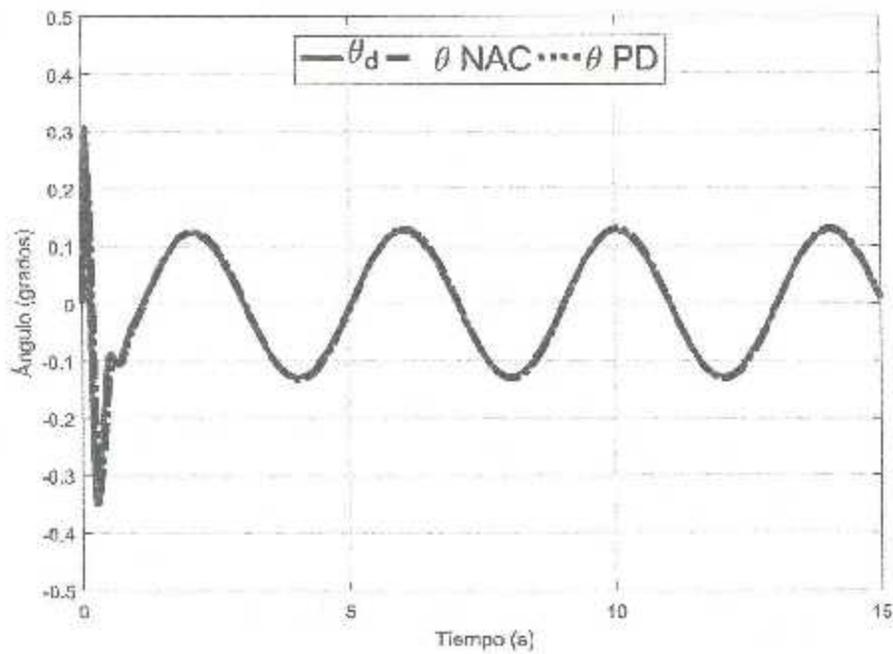


Figura 4.48: Posición angular en  $\theta$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

Tabla 4.8: Norma del error de los controladores PD y Neuronal Adaptable (NAC) para la tarea de seguimiento de trayectorias bajo perturbaciones externas

PD	0.0863	0.0971	0.0480	0.0136	0.0344	0.0010
NAC	0.0863	0.0966	0.0480	0.0124	0.0342	0.0010

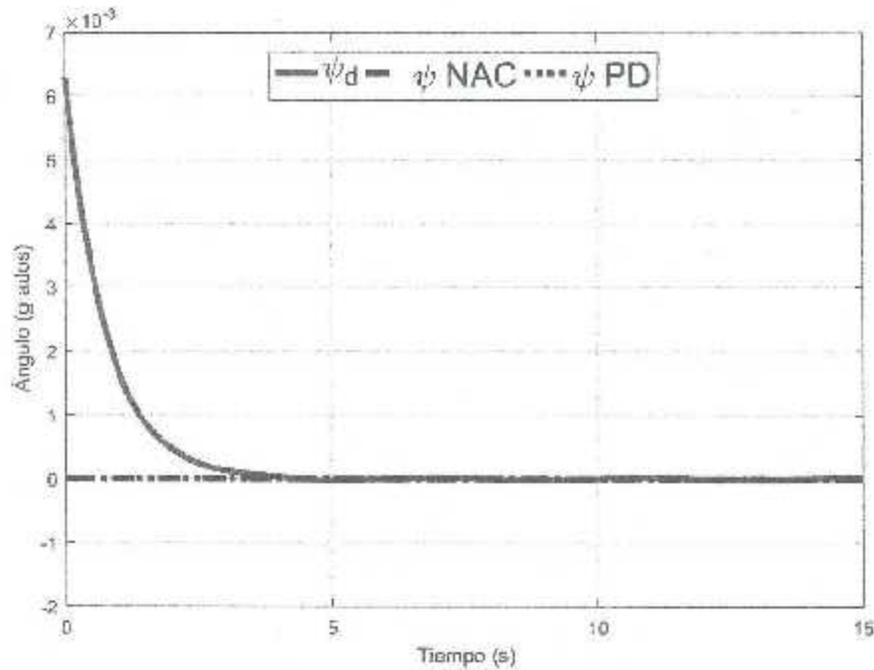


Figura 4.49: Posición angular en  $\psi$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

#### 4.2.4. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento bajo perturbaciones externas

La respuesta de las Fig. 4.50 - 4.50 son similares y las gráficas no denotan una mejora perceptible del comportamiento del *quad-rotor* con ninguno de los controladores, inclusive teniendo en cuenta la aplicación de perturbaciones externas al sistema, sin embargo, el Cuadro 4.8, demuestra una ligera mejoría en el desempeño de la red neuronal.

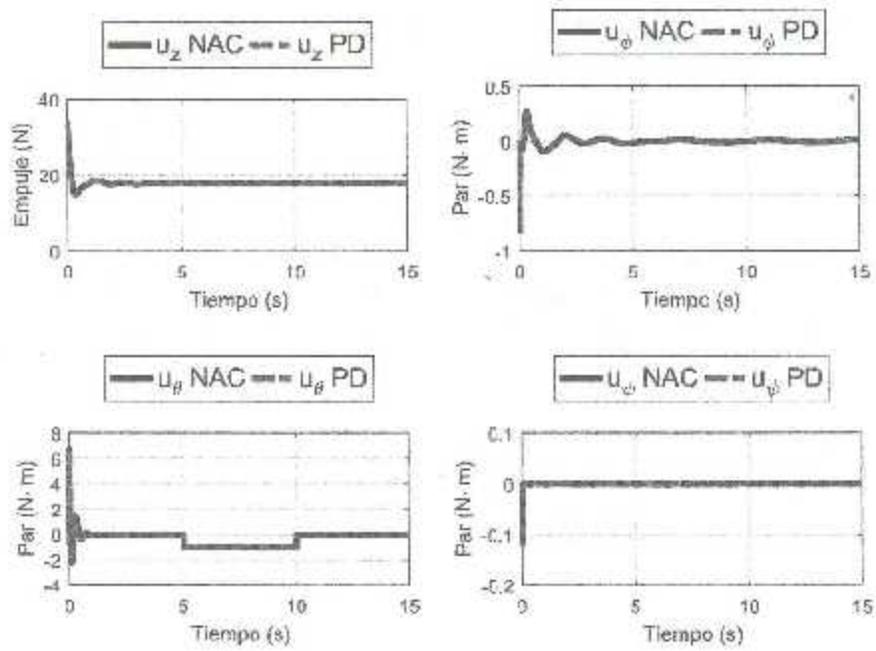


Figura 4.50: Acciones de control para  $u_x$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\psi$  de los controladores NAC y PD.

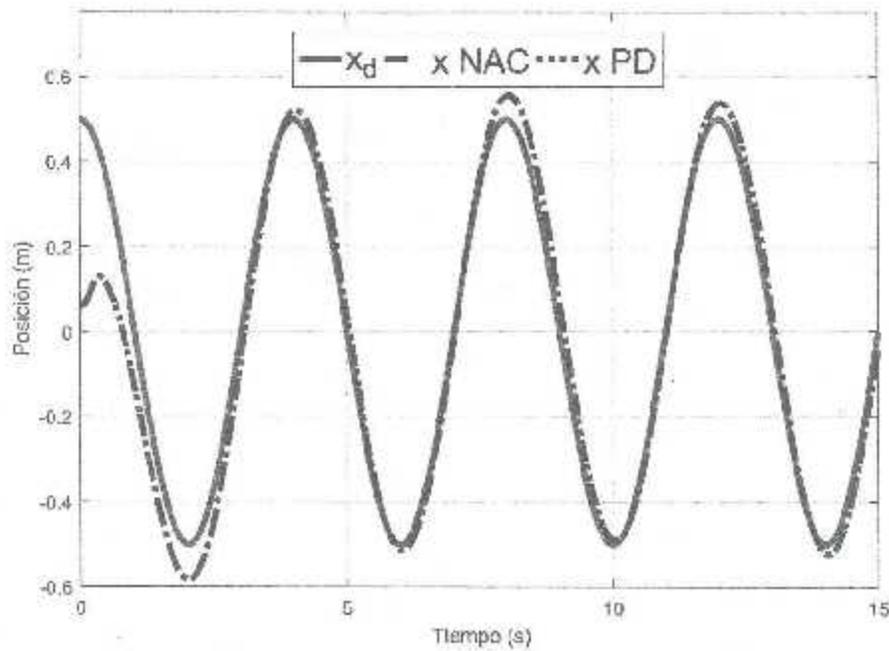


Figura 4.51: Posición en el eje  $x$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

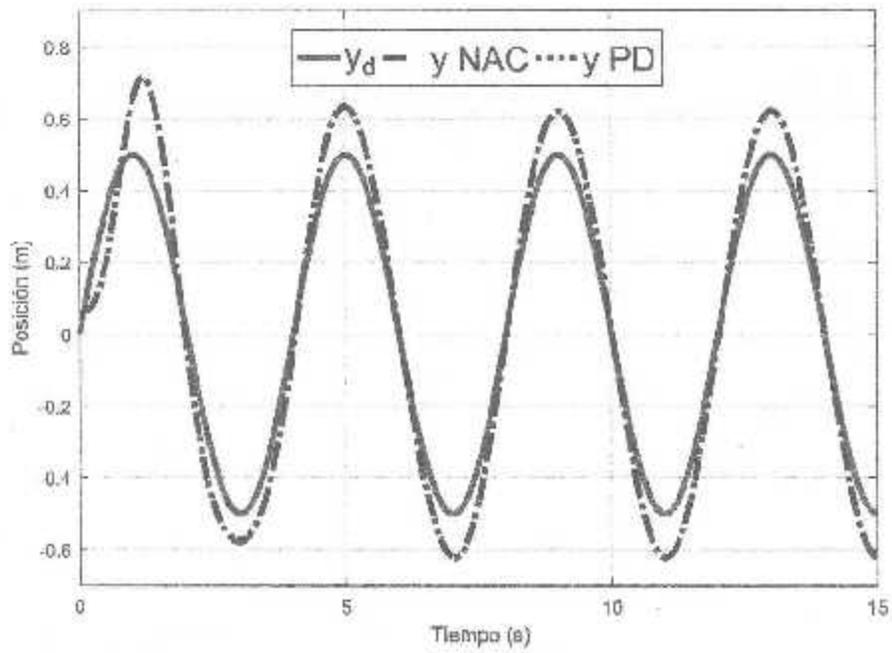
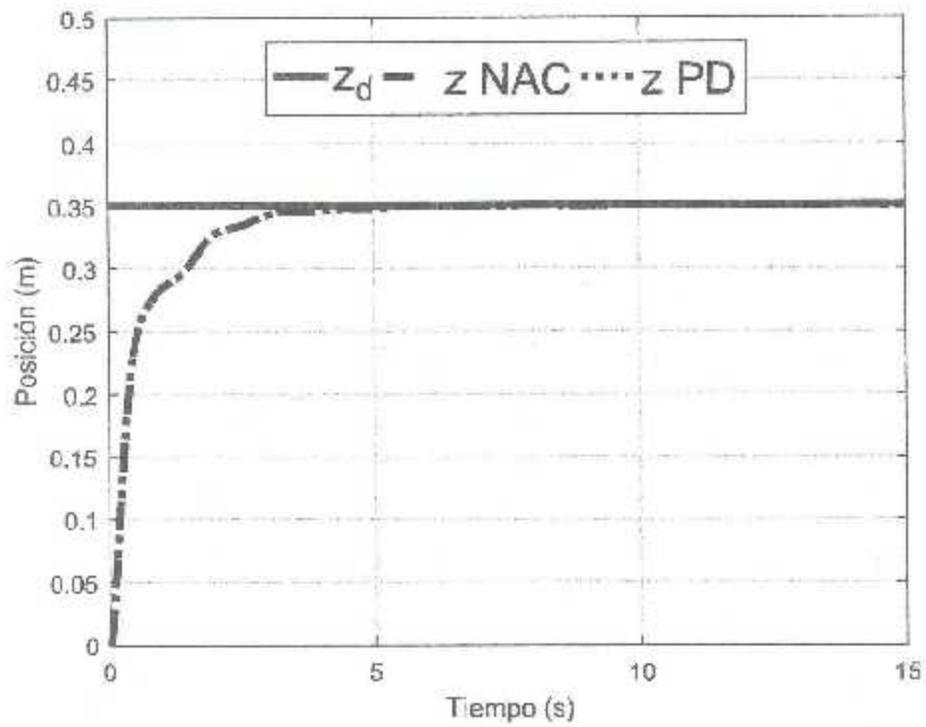


Figura 4.52: Posición en el eje  $y$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

Figura 4.53: Posición en el eje  $z$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

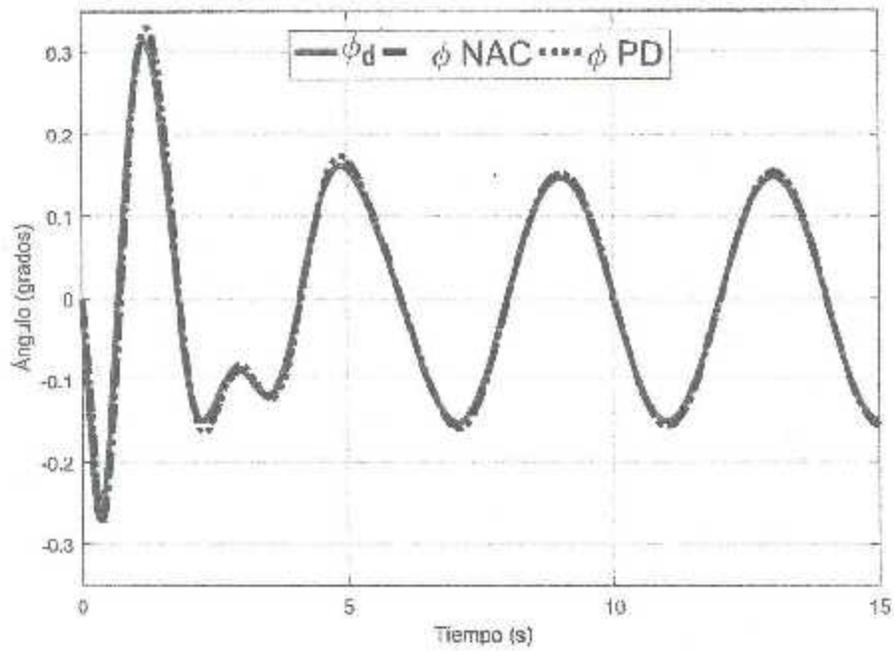


Figura 4.54: Posición angular en  $\phi$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

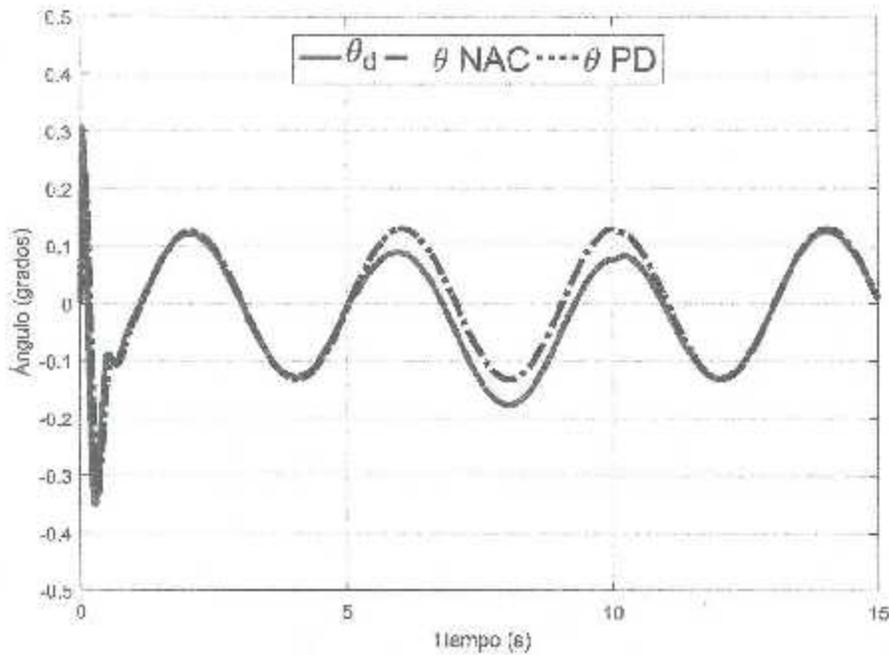


Figura 4.55: Posición angular en  $\theta$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

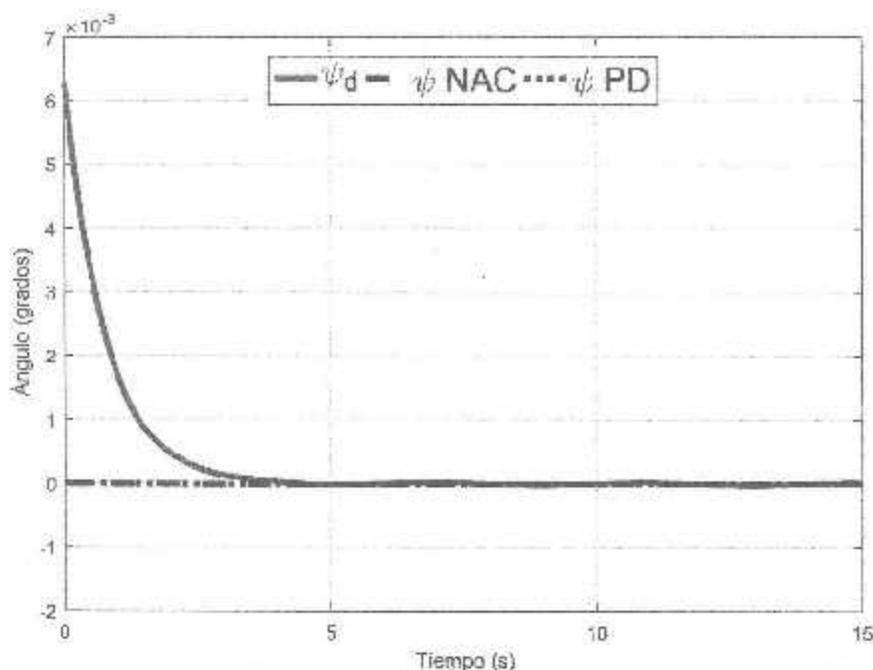


Figura 4.56: Posición angular en  $\psi$  de los controladores NAC y PD del quad-rotor

### 4.3. Simulaciones del Controlador por Aproximación a Modos Deslizantes (FIAC)

Para objeto de comparación se diseñó un controlador por modos deslizantes convencional (SMC) y se presentan los resultados de simulación de este controlador y el controlador por aproximación a modos deslizantes (FIAC).

Las tareas a realizar por los controladores presentados en esta sección son las de regulación y seguimiento de trayectorias con y sin la influencia de una fuerza externa al sistema, representada por un escalón unitario que inicia en el segundo cinco de simulación y desaparece al segundo diez.

Las condiciones iniciales para los ejes  $x$ ,  $y$ ,  $z$  y el ángulo de guiñada ( $yaw$ ), son las mismas que en las dos secciones anteriores.

#### 4.3.1. Resultados de simulación para la tarea de regulación

Como se mencionó en capítulos anteriores, el objetivo principal del controlador por aproximación a modos deslizantes, es el de reducir el efecto del *chattering* en el vehículo. En las Fig. 4.57-4.63 la diferencia principal es la oscilación de las señales mostradas, debido a la discontinuidad de la función signo. En general, la respuesta del controlador por modos deslizantes convencional tiende a oscilar con una mayor frecuencia, y como consecuencia, el desempeño del controlador FIAC es claramente superior, y esto se puede ver claramente en el Cuadro 4.9.

Tabla 4.9: Norma del error de los controladores por modos deslizantes (SMC) y por aproximación (FIAC) para la tarea de regulación

SMC	0.4543	0.0484	0.0340	1.4226	5.5453	0.0004
FIAC	0.0096	0.0087	0.0553	0.0256	0.0143	0.0005

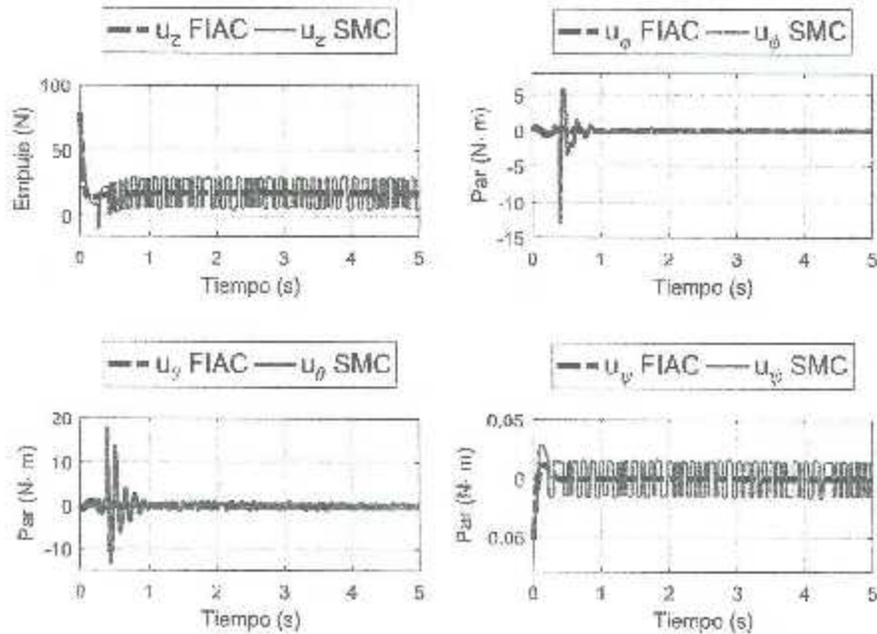


Figura 4.57: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\psi$  de los controladores FIAC y SMC.

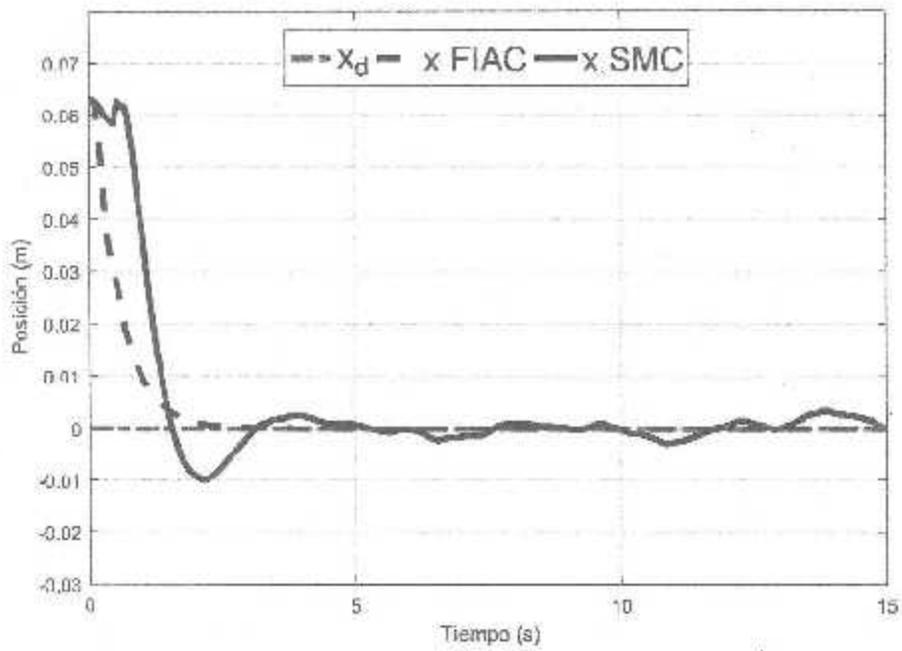


Figura 4.58: Posición en el eje  $x$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

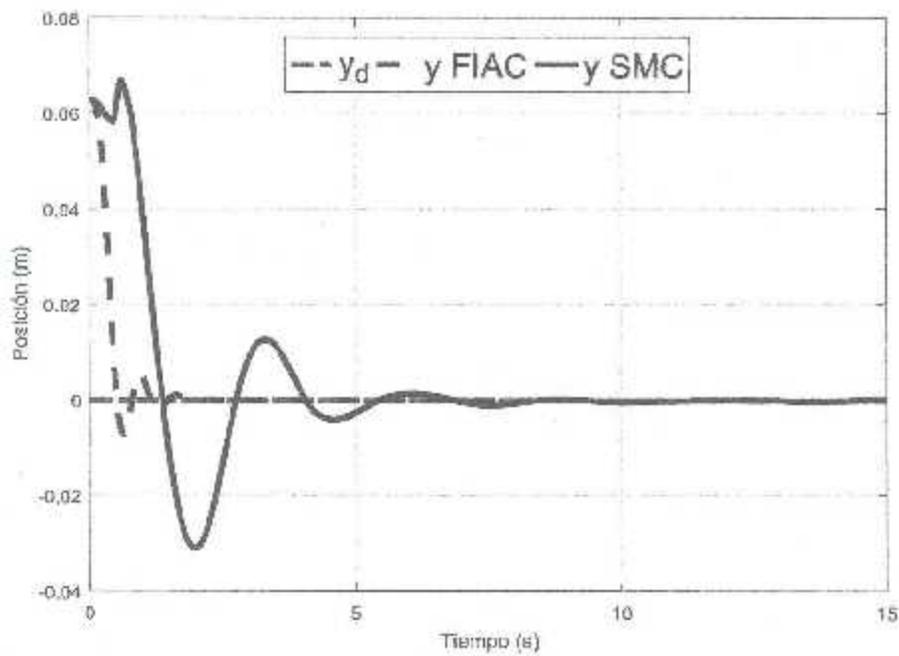
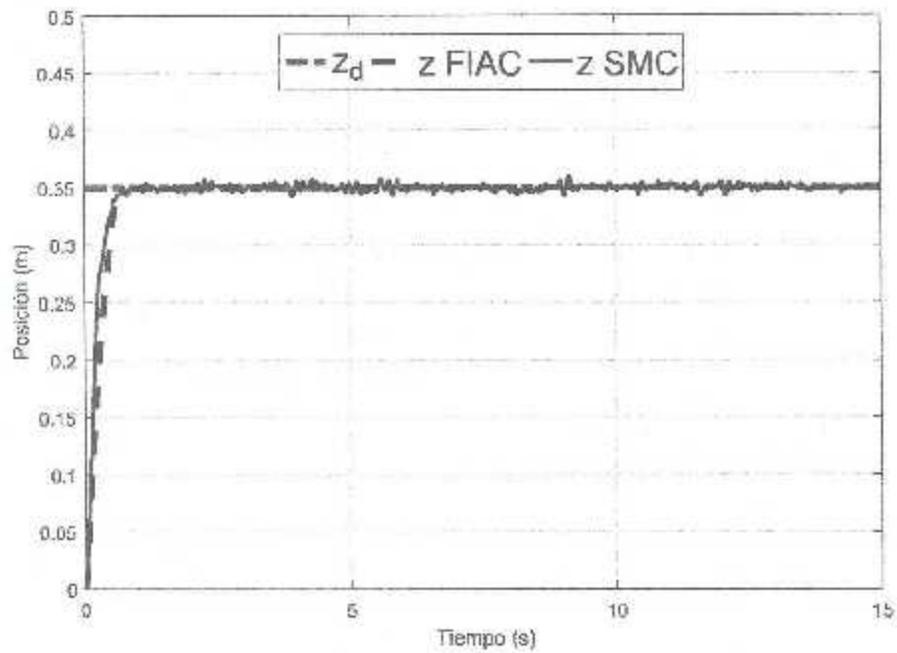
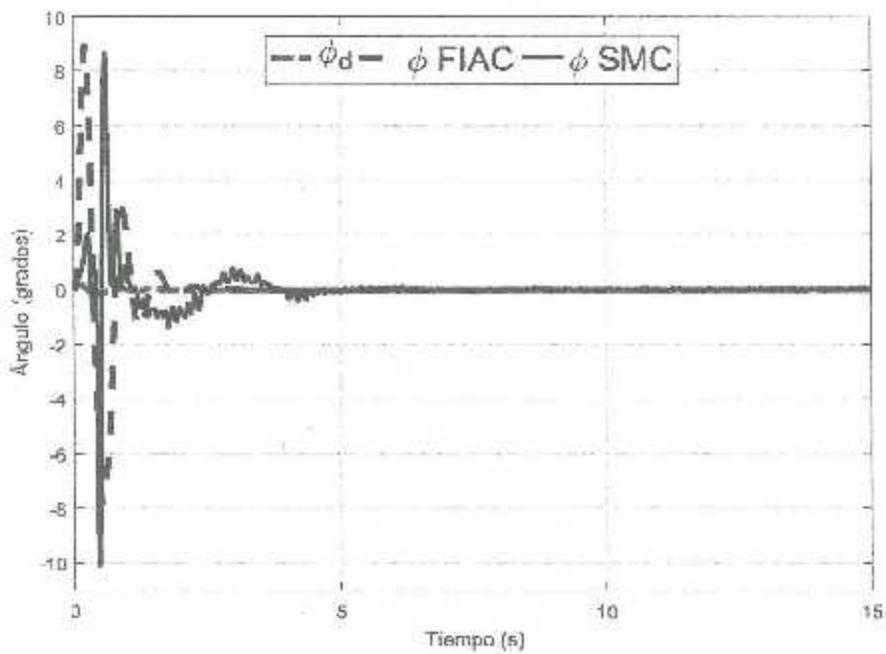


Figura 4.59: Posición en el eje  $y$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

Figura 4.60: Posición en el eje  $z$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*Figura 4.61: Posición angular en  $\phi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

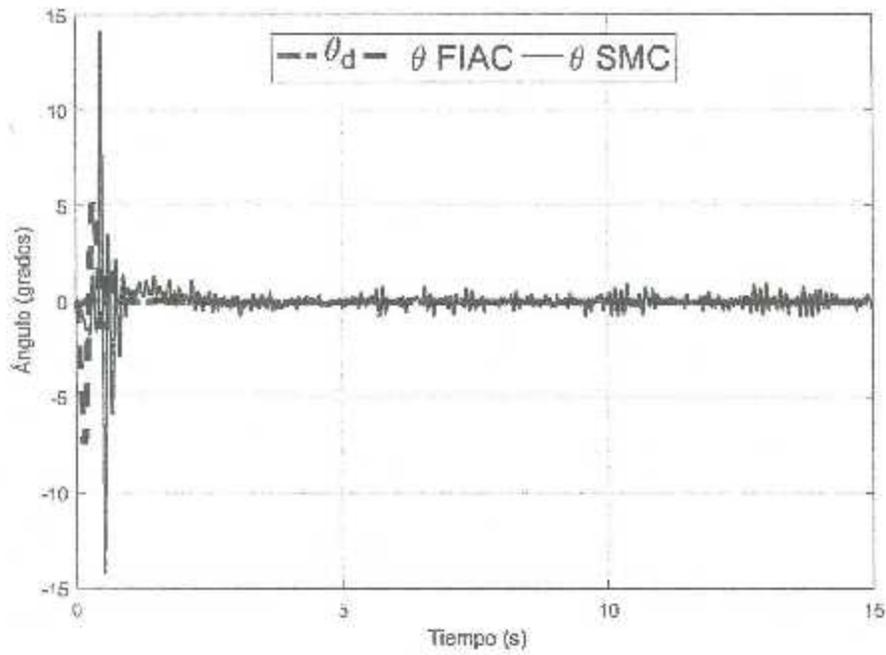


Figura 4.62: Posición angular en  $\theta$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

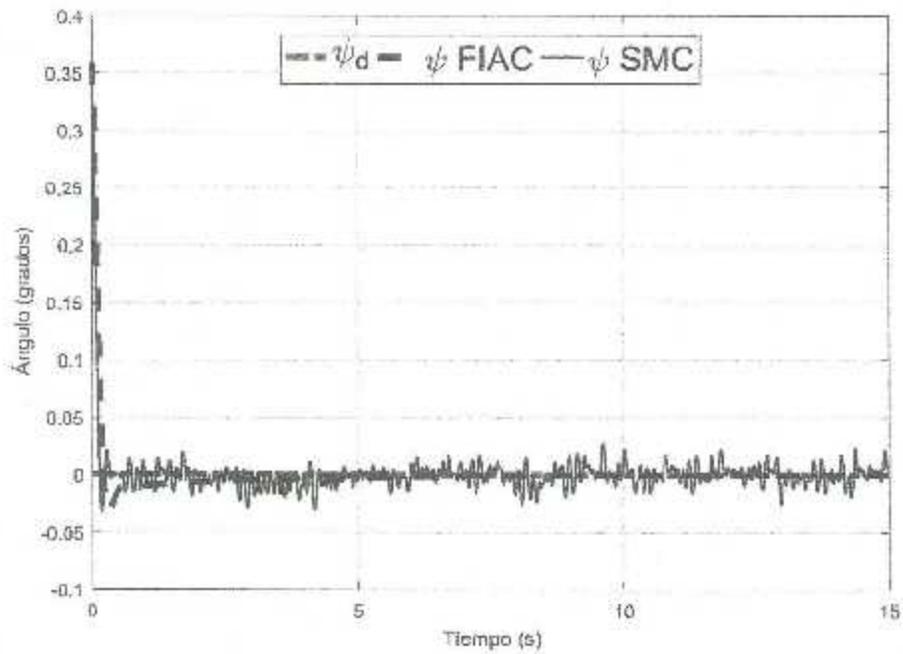


Figura 4.63: Posición angular en  $\psi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

Tabla 4.10: Norma del error de los controladores por modos deslizantes (SMC) y por aproximación (FIAC) para la tarea de regulación bajo perturbaciones externas

	$u_x$	$u_y$	$u_z$	$u_\phi$	$u_\psi$	$u_\theta$
SMC	0.1186	0.3557	0.0340	1.4735	4.5022	0.0004
FIAC	0.0113	0.0087	0.0553	0.0256	0.0231	0.0095

#### 4.3.2. Resultados de simulación para la tarea de regulación bajo perturbaciones externas

Las perturbaciones aplicadas a las simulaciones iguales a la unidad, y a pesar de ser tan pequeñas, el efecto que tienen en el controlador por modos deslizantes convencional resulta claramente mayor a aquel del controlador por aproximación.

Aunque el efecto de la perturbación aplicada al sistema hace que su respuesta salga de la referencia, es claro que ambos controladores destacan por regresar el sistema a la posición deseada en un tiempo finito, sin embargo en el Cuadro 4.10, resulta evidente que el controlador FIAC mantiene valores de error mucho más pequeños que el controlador SMC.

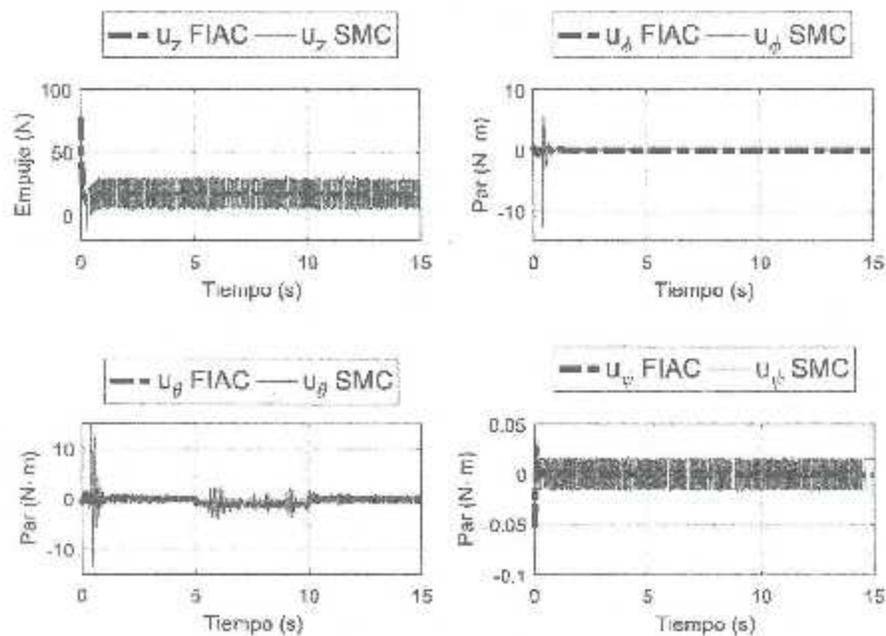


Figura 4.64: Acciones de control para  $u_x$ ,  $u_y$ ,  $u_z$  y  $u_\theta$  de los controladores FIAC y SMC.

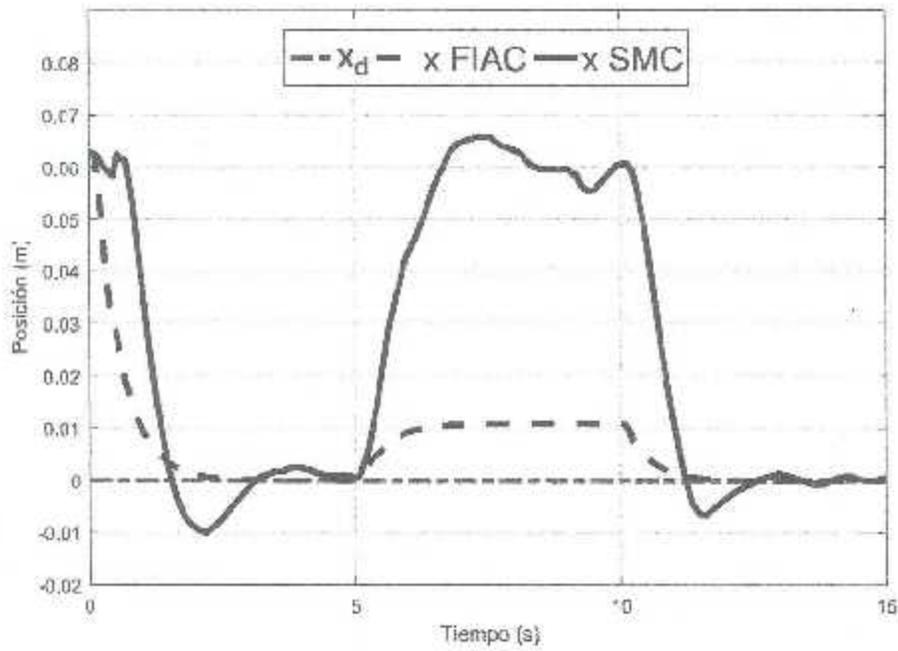


Figura 4.65: Posición en el eje  $x$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

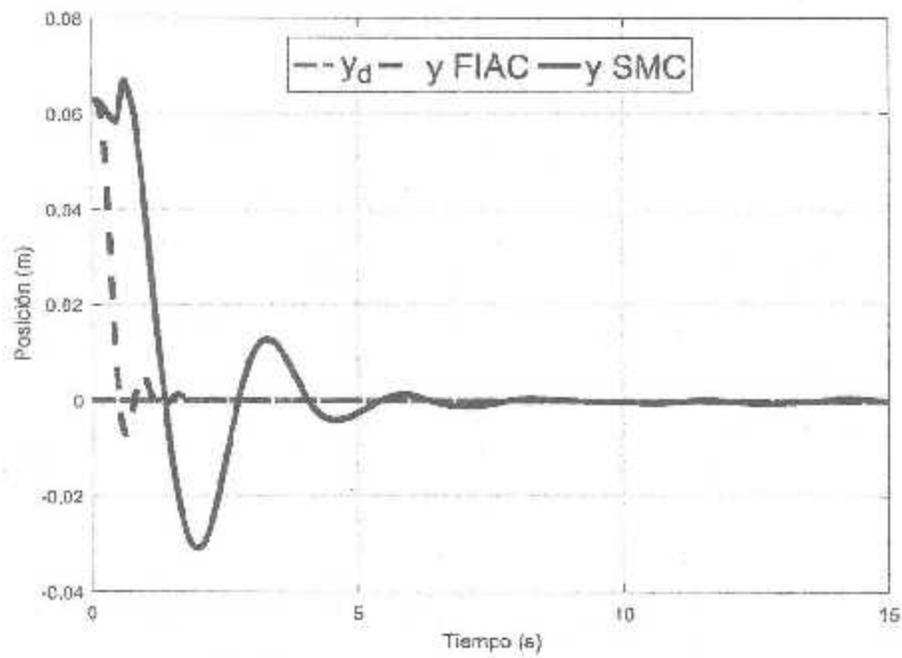
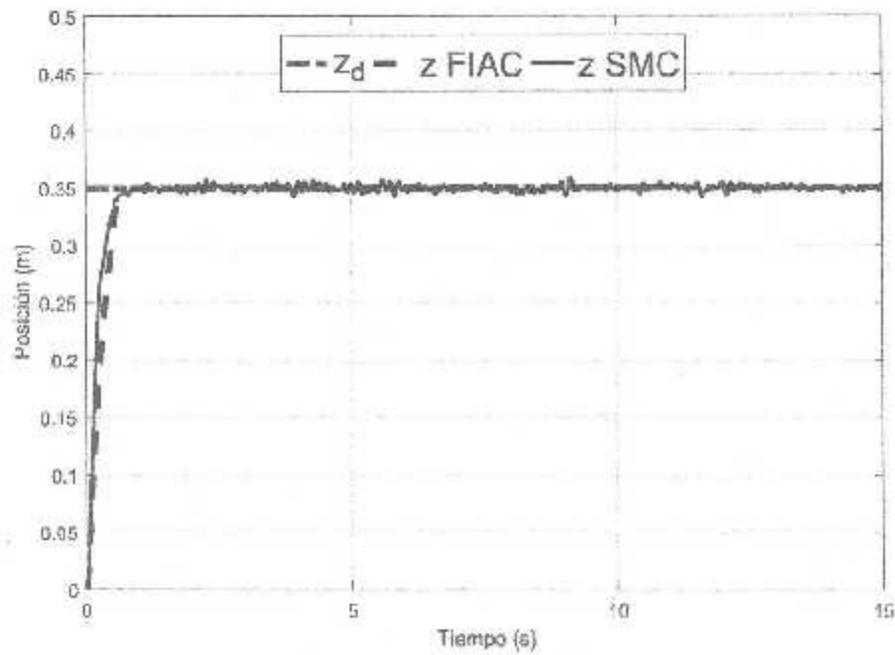
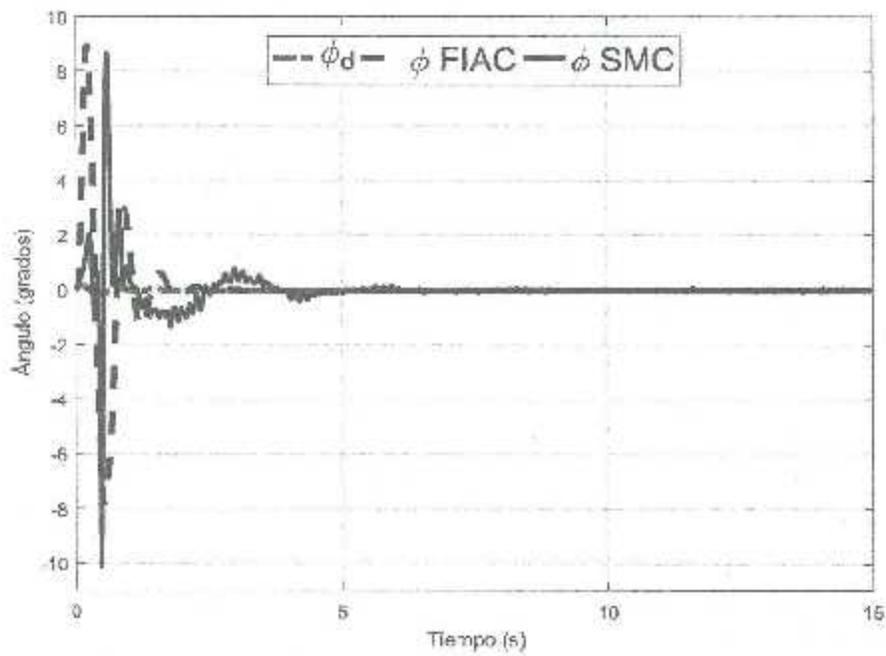


Figura 4.66: Posición en el eje  $y$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

Figura 4.67: Posición en el eje  $z$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*Figura 4.68: Posición angular en  $\phi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

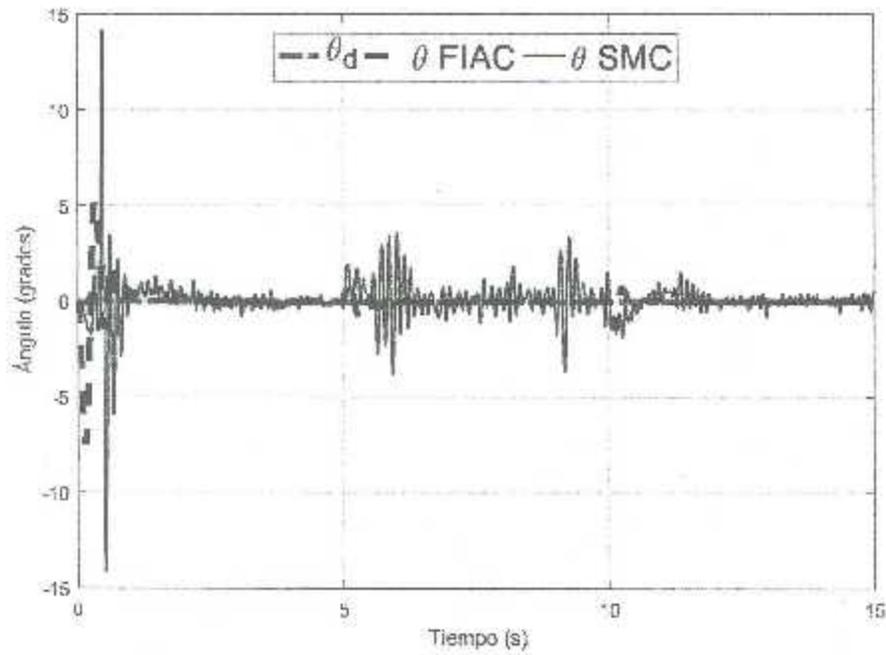


Figura 4.69: Posición angular en  $\theta$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*.

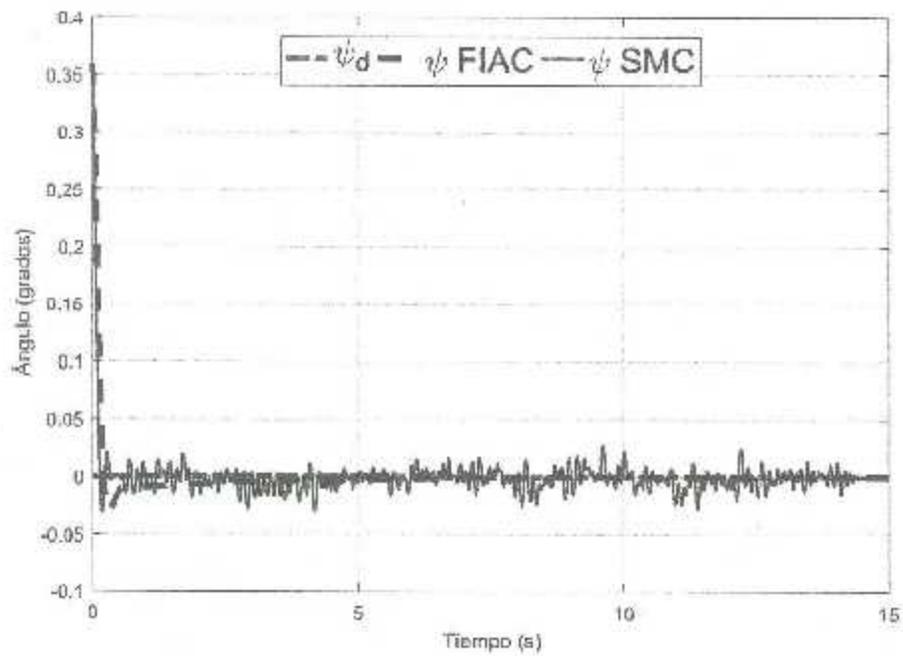


Figura 4.70: Posición angular en  $\psi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*.

### 4.3.3. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento

Esta sección muestra el comportamiento del sistema cuando se le da la tarea de seguimiento de una trayectoria circular, donde las condiciones iniciales del sistema son las mismas que en el resto de los controladores de este capítulo. La posición del robot en los ejes  $x$ ,  $y$  y  $z$  están dados por las Fig. 4.72-4.74, mientras que la orientación del brazo está dado por las Fig. 4.75-4.77.

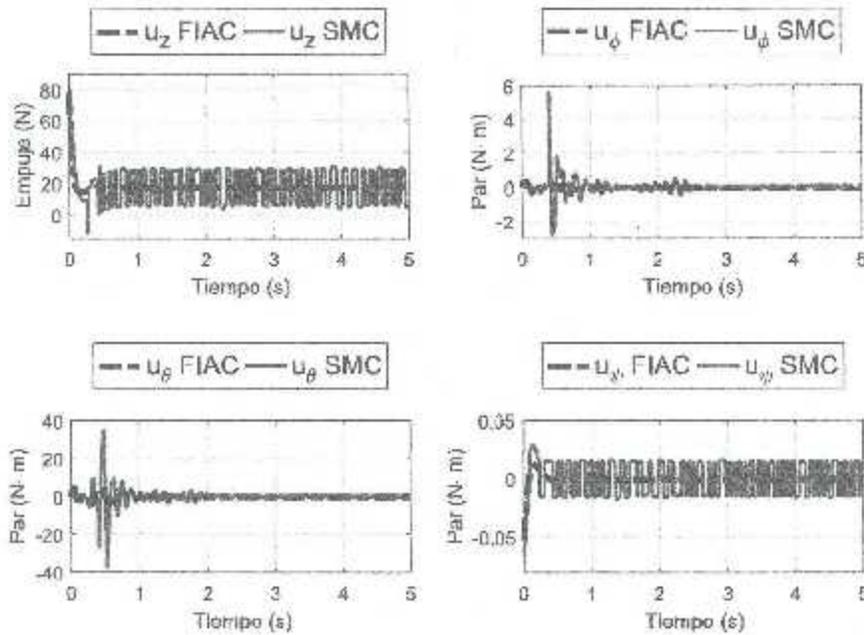
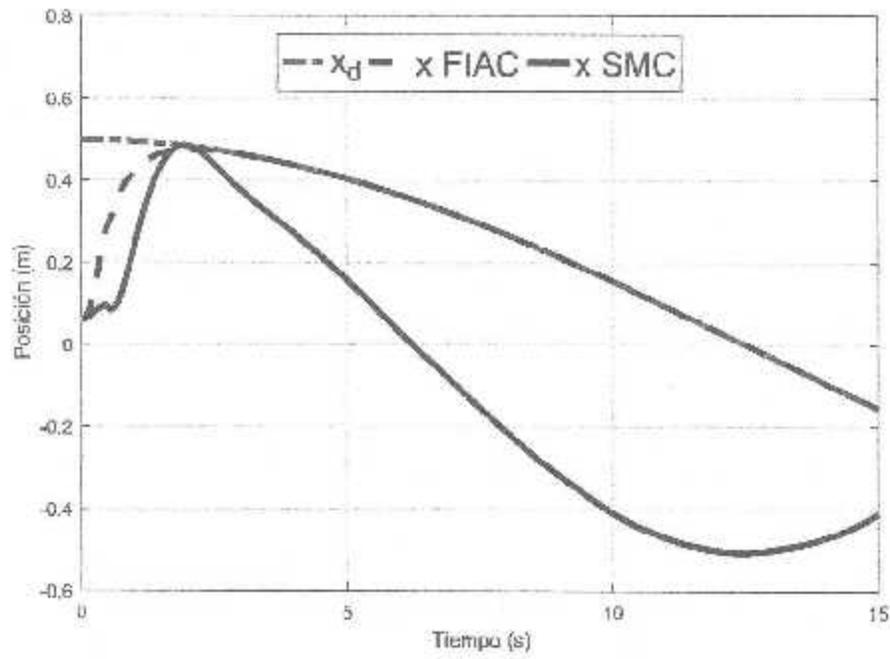


Figura 4.71: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\psi$  de los controladores FIAC y SMC.

Figura 4.72: Posición en el eje  $x$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

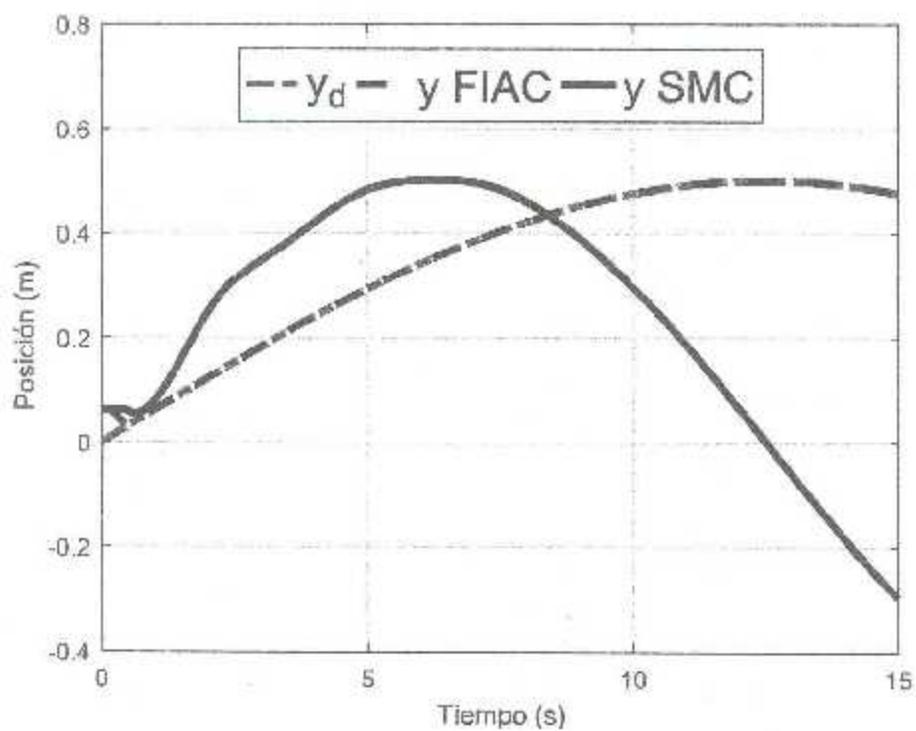


Figura 4.73: Posición en el eje  $y$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

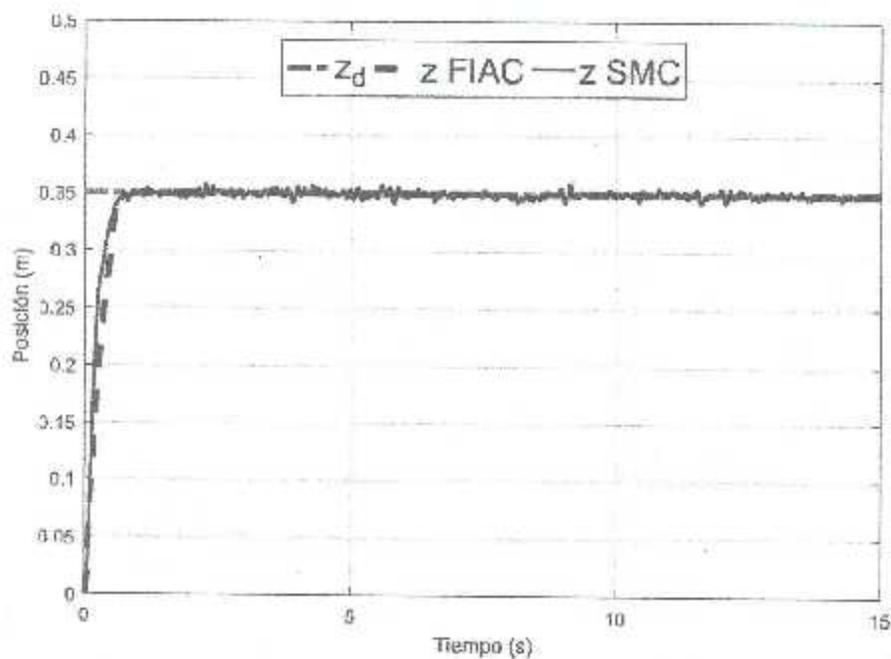


Figura 4.74: Posición en el eje  $z$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

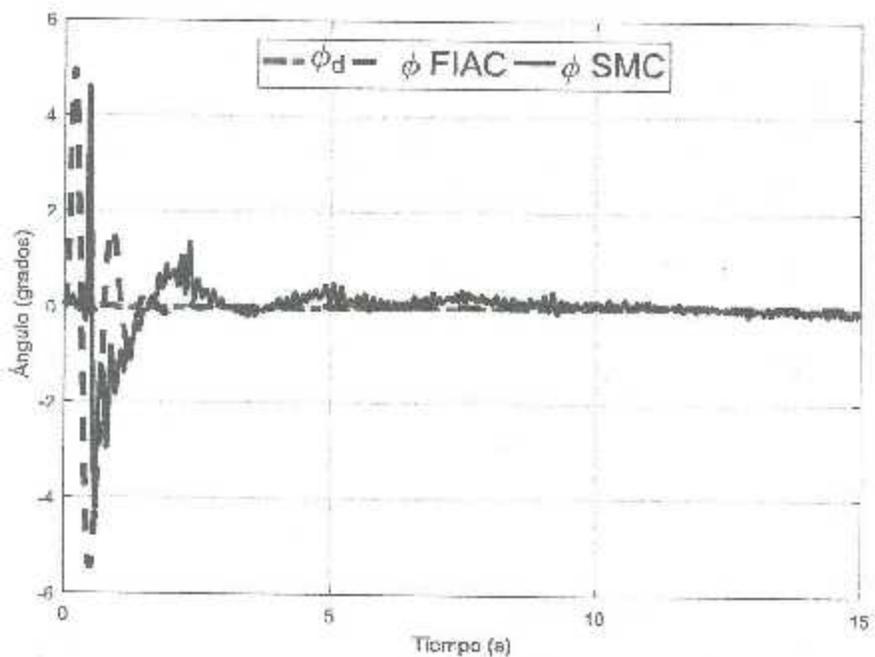
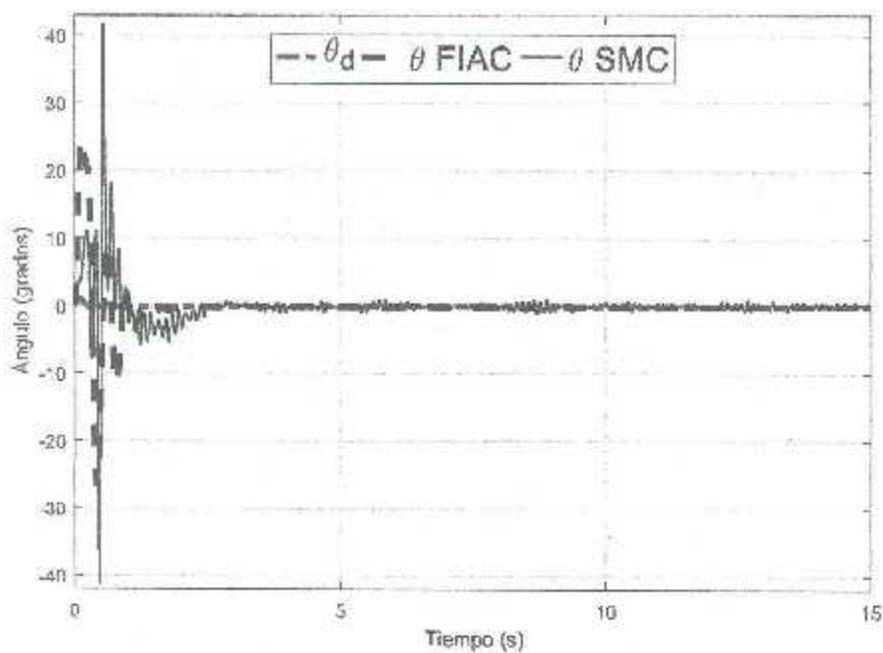
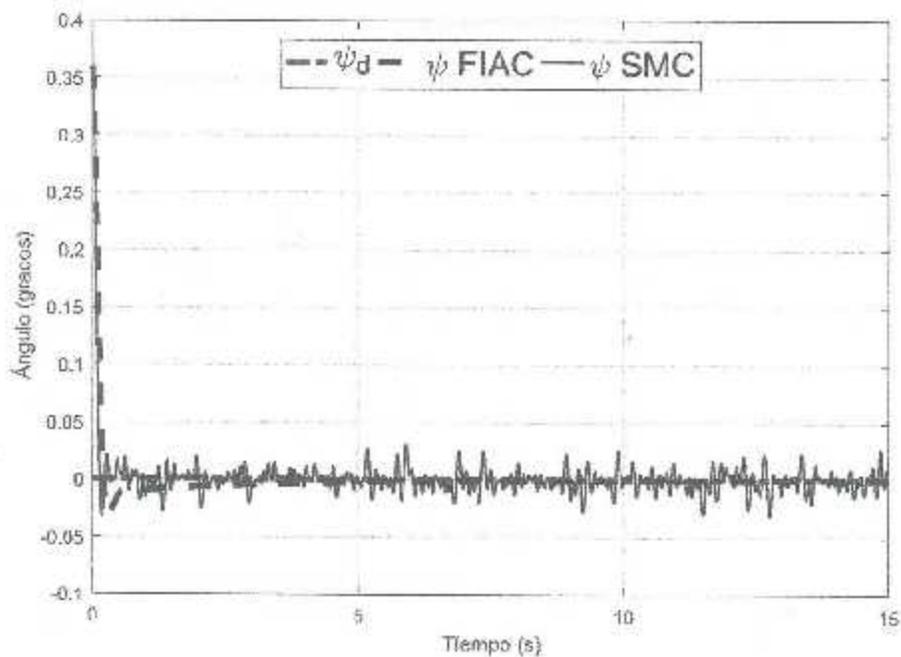


Figura 4.75: Posición angular en  $\phi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

Figura 4.76: Posición angular en  $\theta$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*Figura 4.77: Posición angular en  $\psi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

#### 4.3.4. Resultados de simulación para la tarea de seguimiento bajo perturbaciones externas

En esta sección se muestran los resultados obtenidos de las simulaciones para la tarea de seguimiento bajo perturbaciones externas del algoritmo propuesto, es decir, FIAC, contra la respuesta del controlador por modos deslizantes de primer orden.

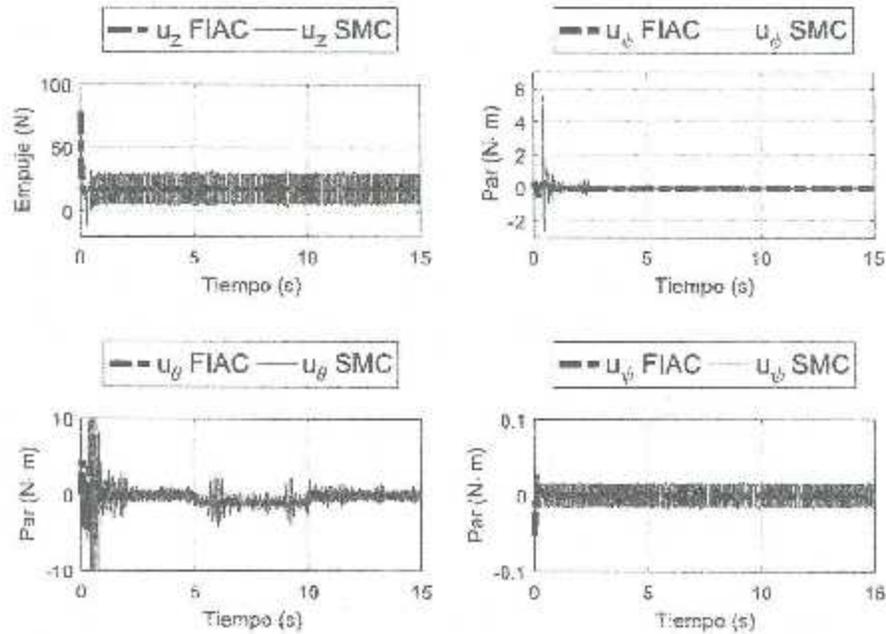


Figura 4.78: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\psi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\phi$  de los controladores FIAC y SMC.

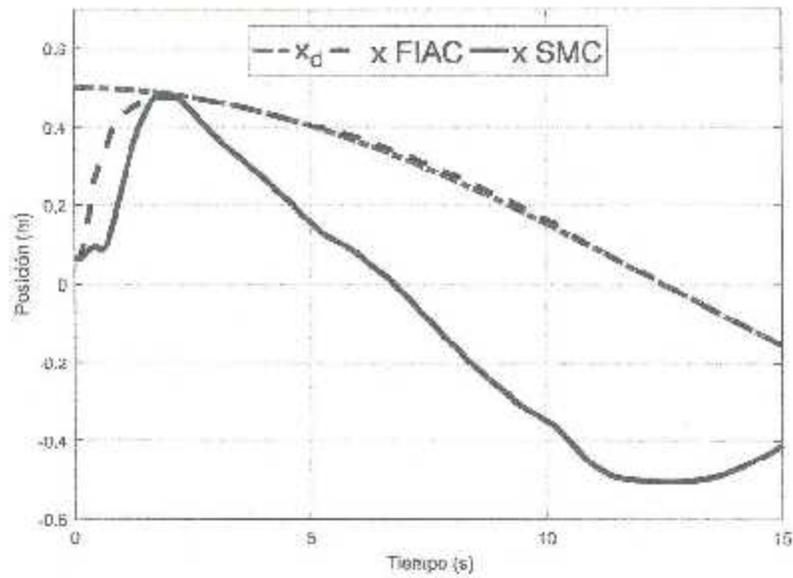


Figura 4.79: Posición en el eje  $x$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*.

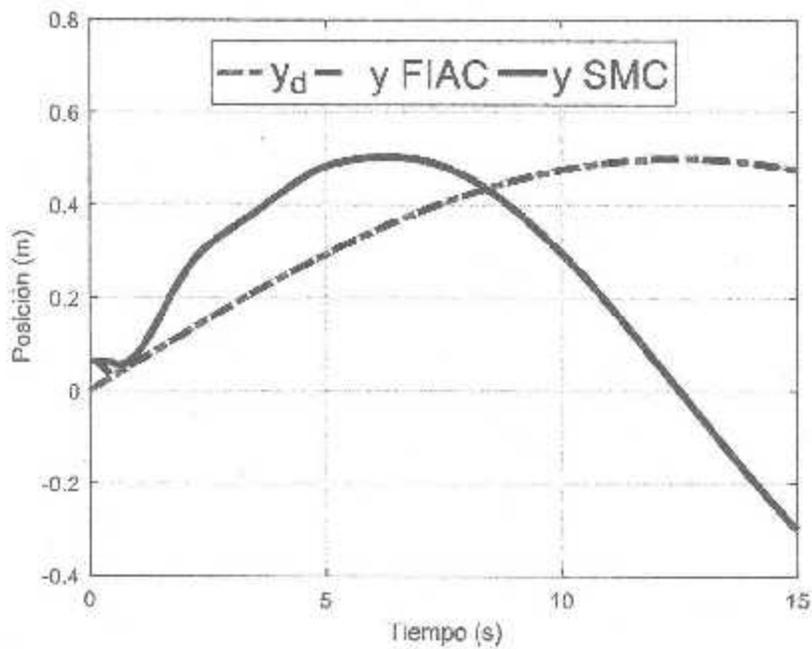
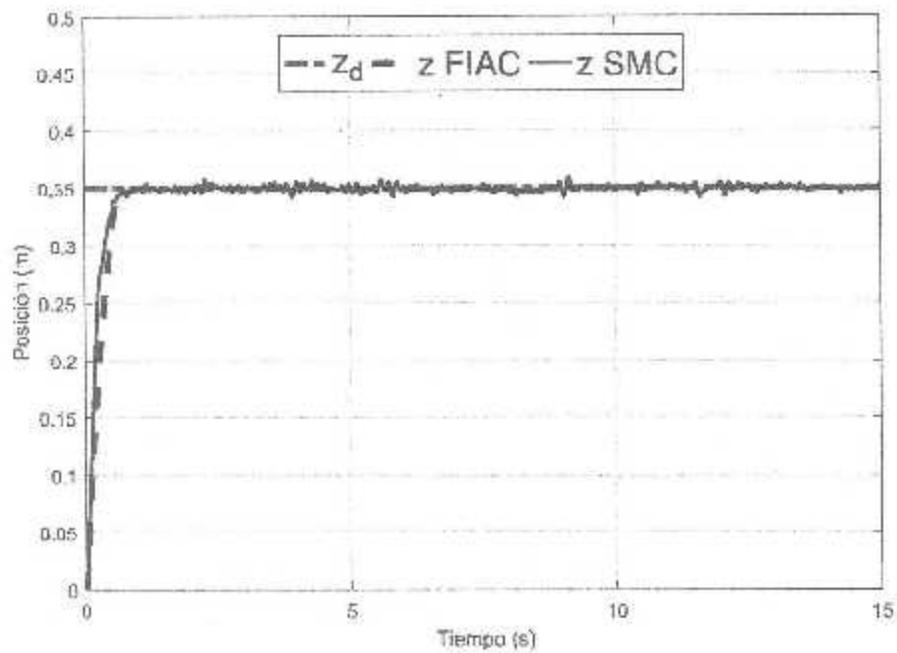
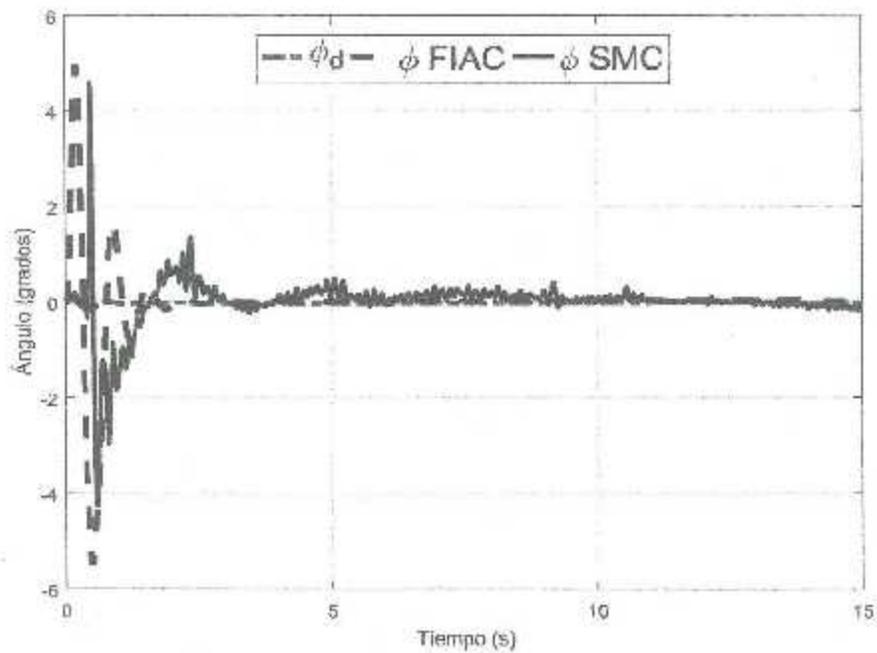


Figura 4.80: Posición en el eje  $y$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*.

Figura 4.81: Posición en el eje  $z$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*Figura 4.82: Posición angular en  $\phi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

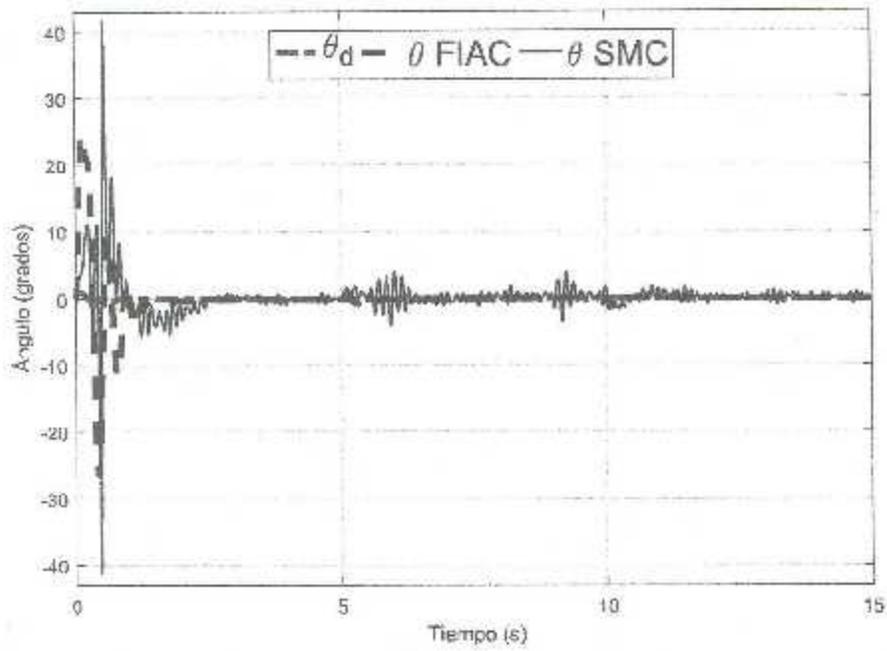
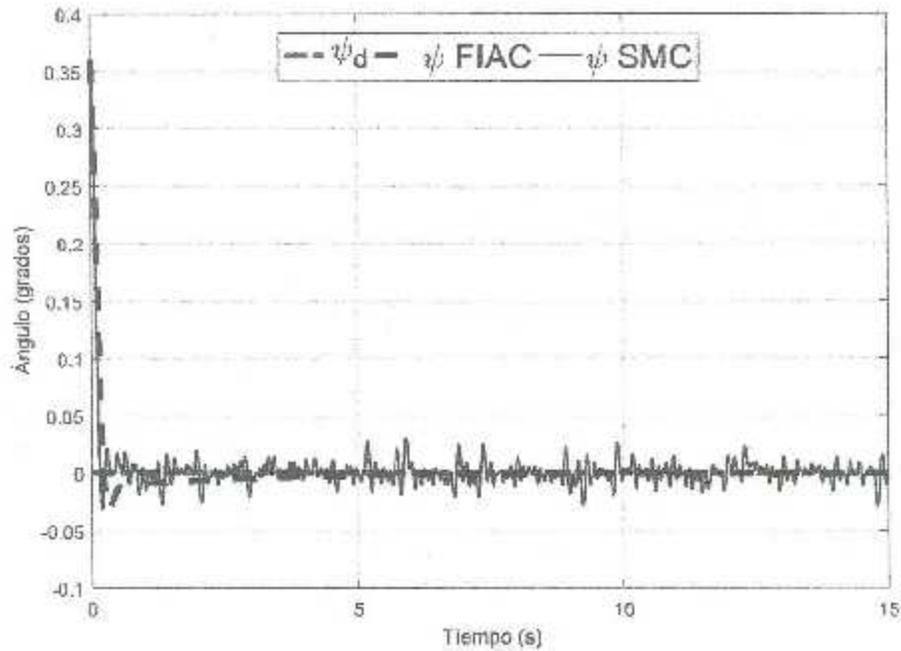
Figura 4.83: Posición angular en  $\theta$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*Figura 4.84: Posición angular en  $\psi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

Tabla 4.11: Norma del error de los controladores PD y Difuso Adaptable (DAI) para la tarea de regulación en tiempo real

PD	0.0250	0.6127	0.0314	0.6105	1.1807	0.3822
DAI	0.0216	0.0217	0.0223	0.6198	0.5544	0.3879

#### 4.4. Experimentos del Controlador Difuso Adaptable (DAI)

Para esta sección se realizaron pruebas experimentales con el controlador difuso adaptable y se compararon contra un controlador PD, de la misma forma que se realizó en las simulaciones, con el objetivo de medir el desempeño del algoritmo propuesto, lo que se ilustra en las Fig. 4.85- 4.91.

El Cuadro 4.11 muestra que el controlador Difuso Adaptable tiene un mejor desempeño en la tarea de regulación, comparado contra el controlador PD. Esto significa que el término adaptable en la ley de control, disminuye la señal de error.

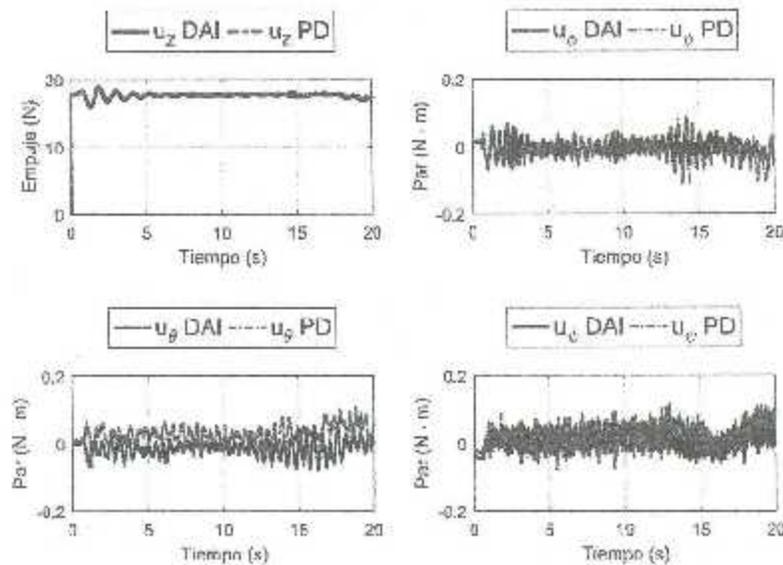
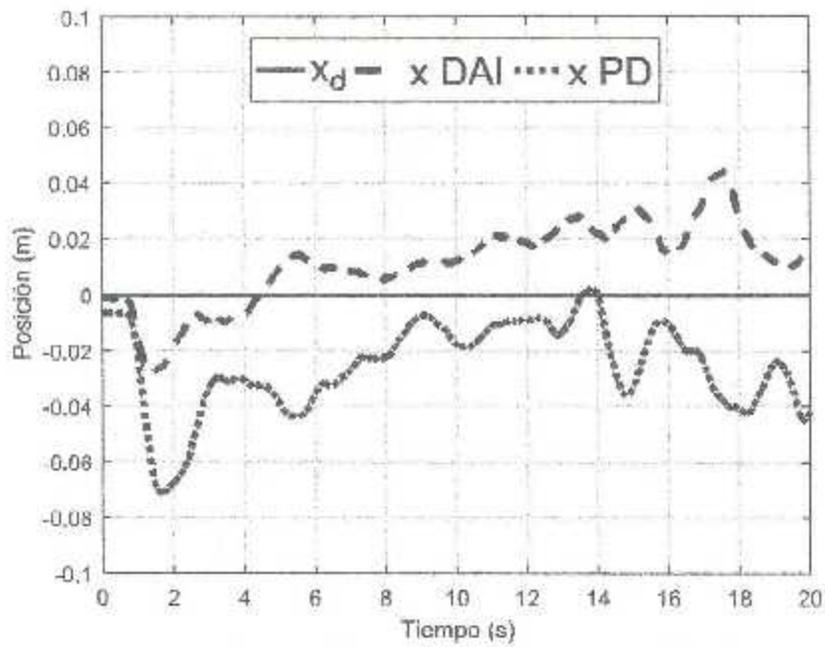
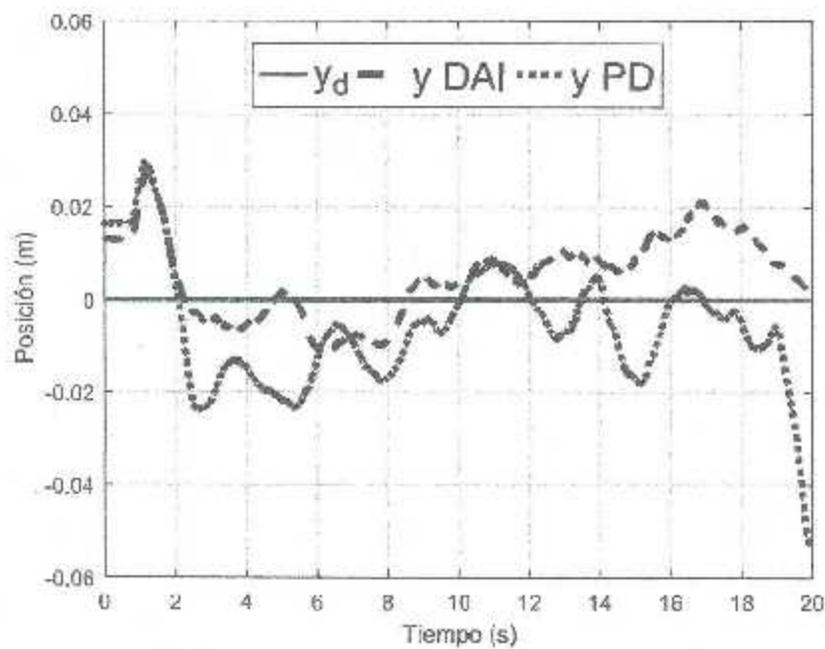


Figura 4.85: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_{\theta}$ ,  $u_{\psi}$  y  $u_{\phi}$  de los controladores DAI y PD.

Figura 4.86: Posición en el eje  $x$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*Figura 4.87: Posición en el eje  $y$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*

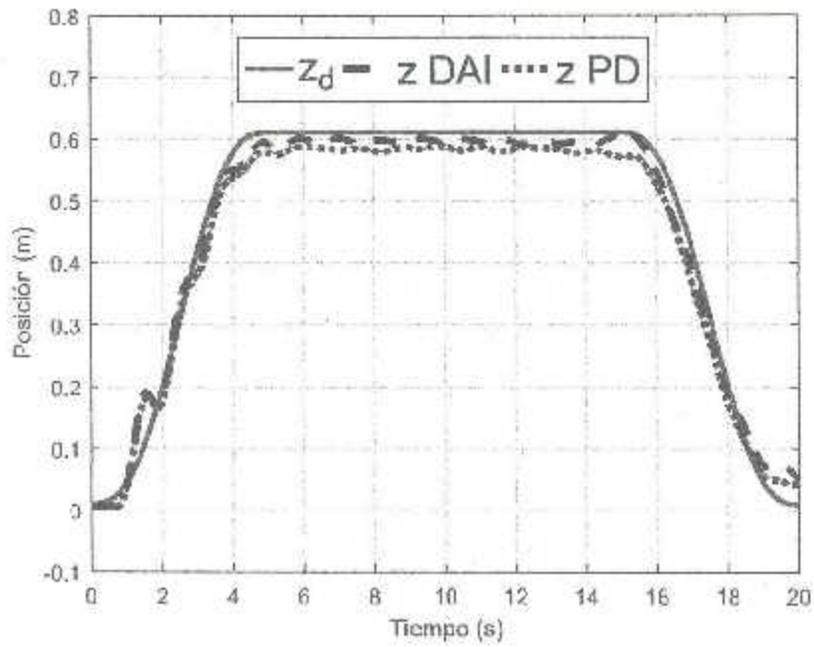


Figura 4.88: Posición en el eje  $z$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*.

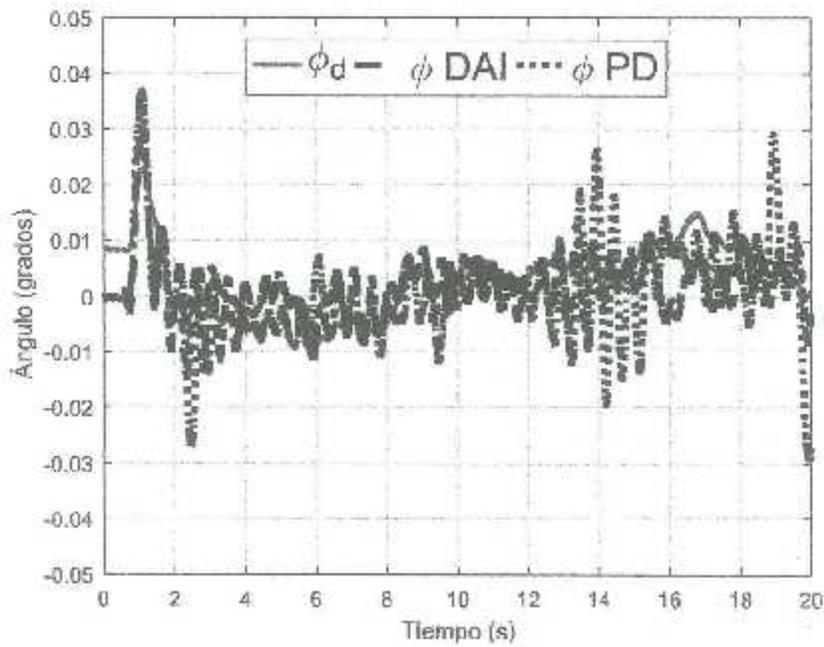


Figura 4.89: Posición angular en  $\phi$  de los controladores DAI y PD del *quad-rotor*.

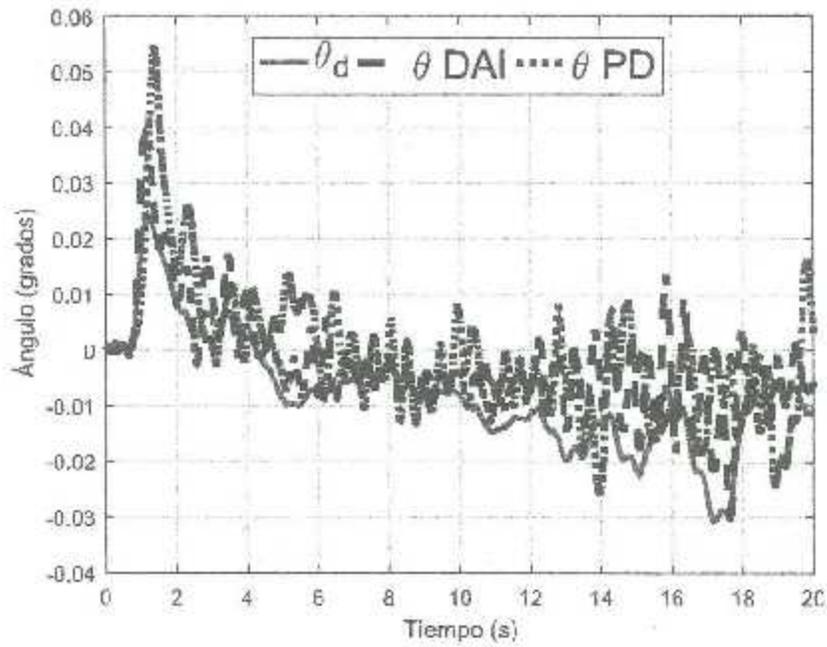


Figura 4.90: Posición angular en  $\theta$  de los controladores DAI y PD del quad-rotor

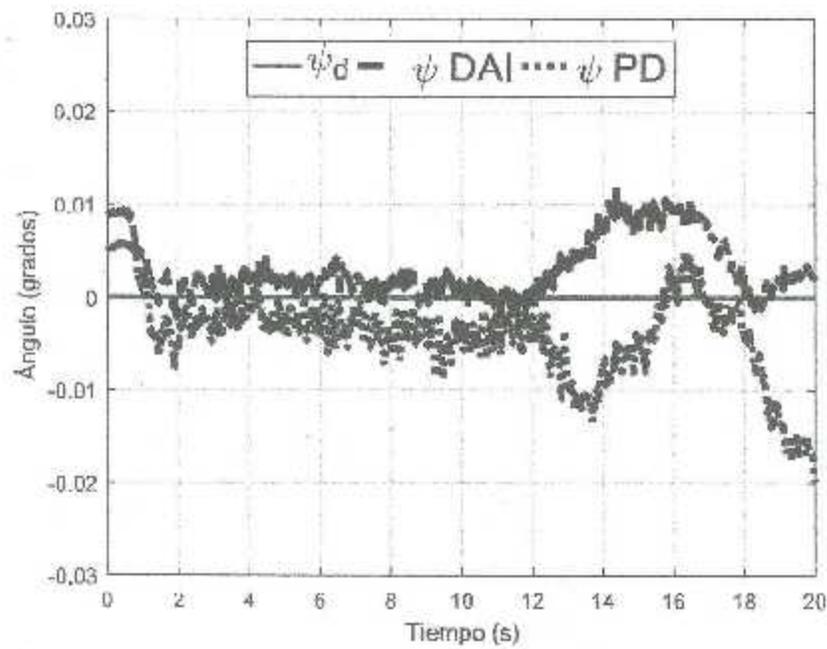


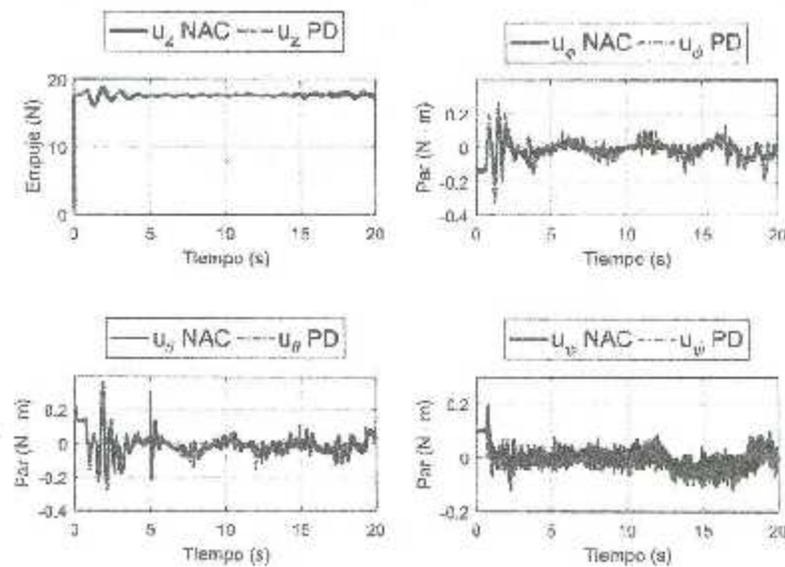
Figura 4.91: Posición angular en  $\psi$  de los controladores DAI y PD del quad-rotor

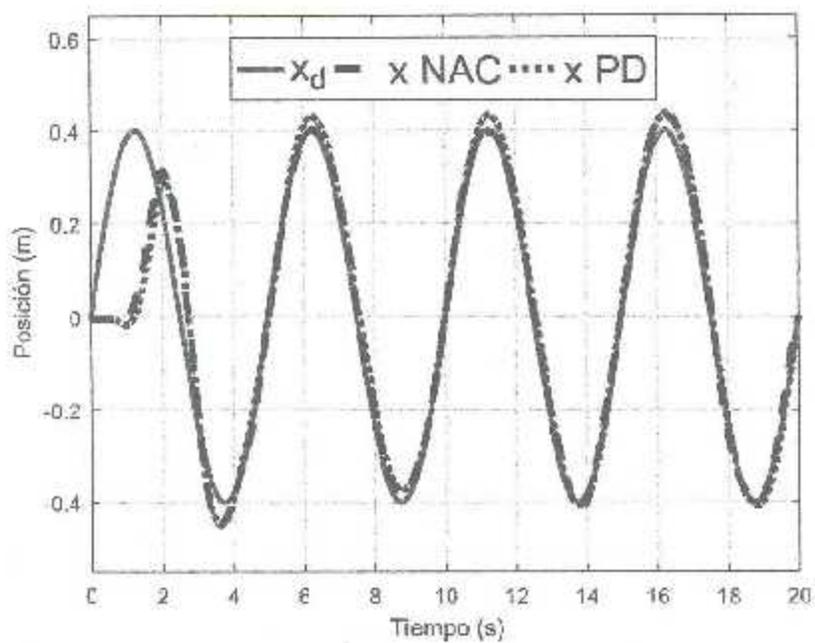
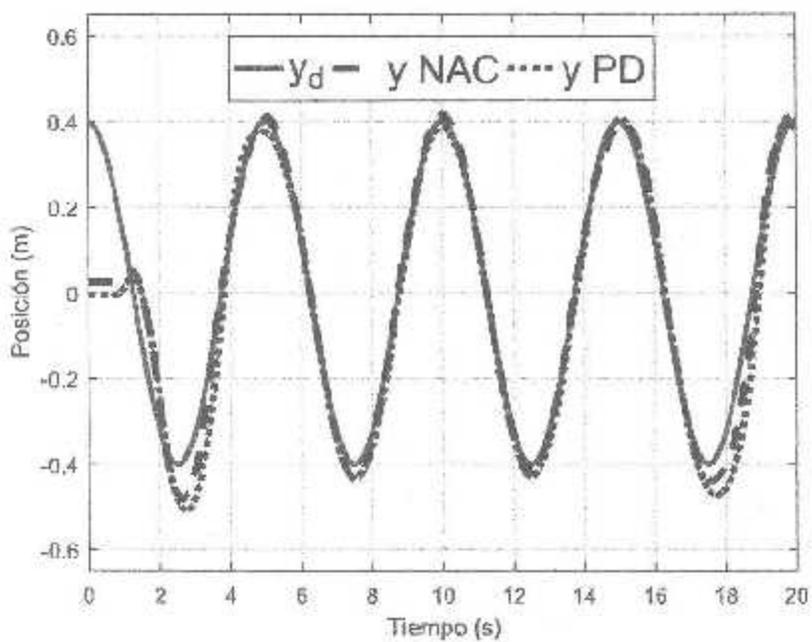
Tabla 4.12: Norma del error de los controladores PD y Neuronal Adaptable (NAC) para la tarea de regulación en tiempo real

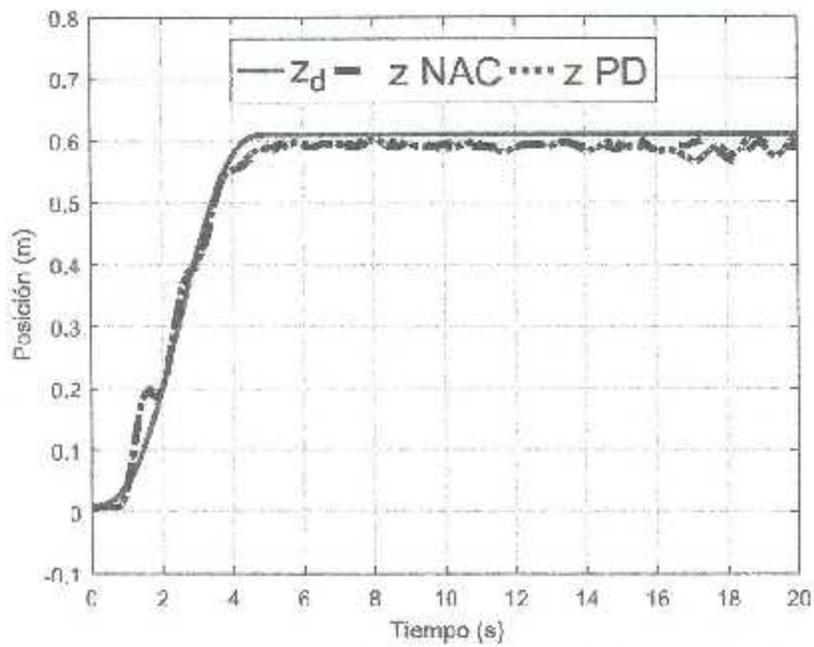
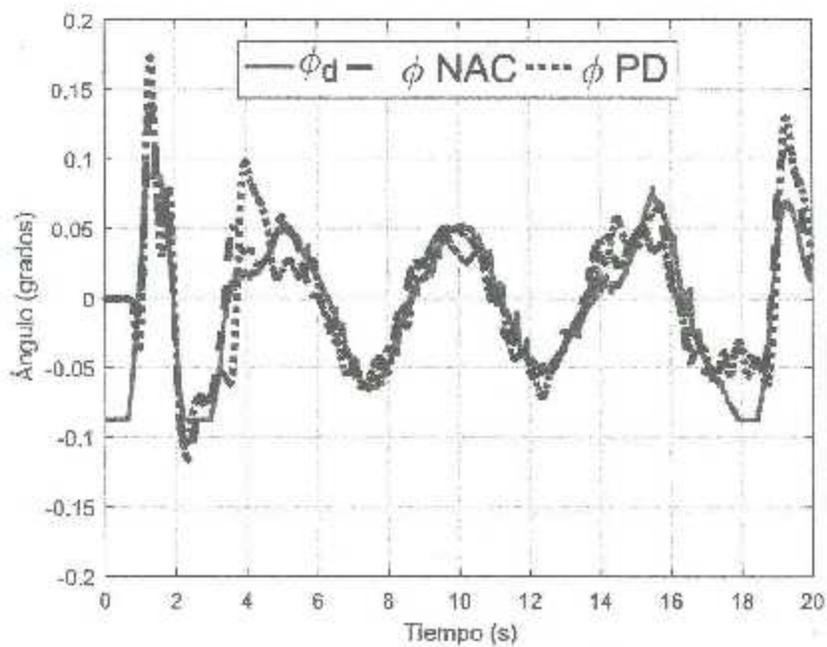
	$u_x$	$u_\phi$	$u_\theta$	$u_\psi$	$u_z$	$u_\omega$
PD	0.0265	0.0489	0.0206	1.2200	0.9993	0.3684
NAC	0.0207	0.0310	0.0185	1.0788	0.9765	0.3089

#### 4.5. Experimentos del Controlador Neuronal Adaptable (NAC)

Esta sección detalla los resultados del control neuronal adaptable para la tarea de seguimiento de trayectorias, es importante señalar que no se presentan resultados para la tarea de regulación para este algoritmo, esto debido a que el controlador depende de la excitación del error de posición, y dado que el error es muy pequeño para la tarea de regulación el algoritmo resulta no tener un efecto positivo en la respuesta del sistema. En cambio para la tarea de seguimiento de trayectorias, el Cuadro 4.12 presenta los valores de la norma del error, con lo que se muestra un mejor desempeño del controlador propuesto para esta sección.

Figura 4.92: Acciones de control para  $u_x$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\psi$  de los controladores NAC y PD.

Figura 4.93: Posición en el eje  $x$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*Figura 4.94: Posición en el eje  $y$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

Figura 4.95: Posición en el eje  $z$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*Figura 4.96: Posición angular en  $\phi$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

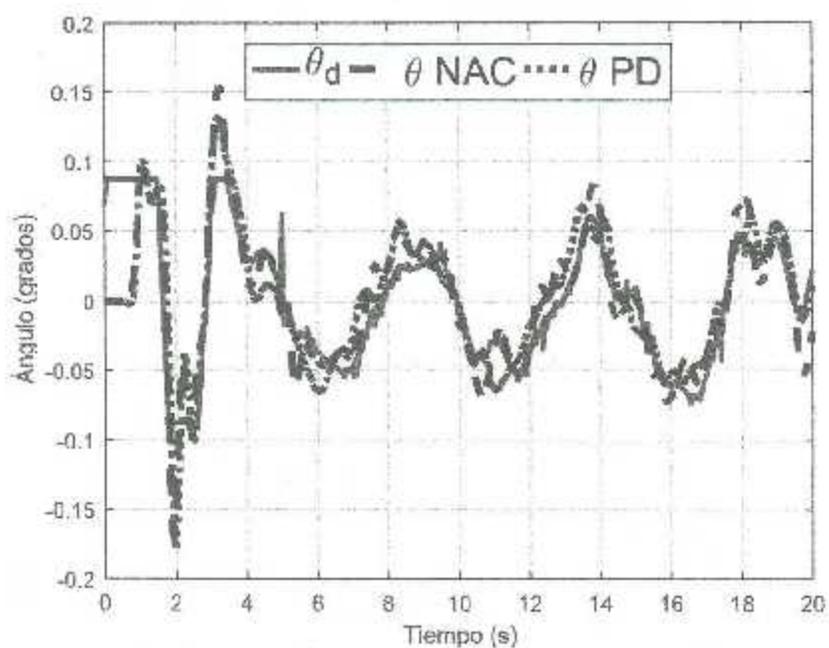
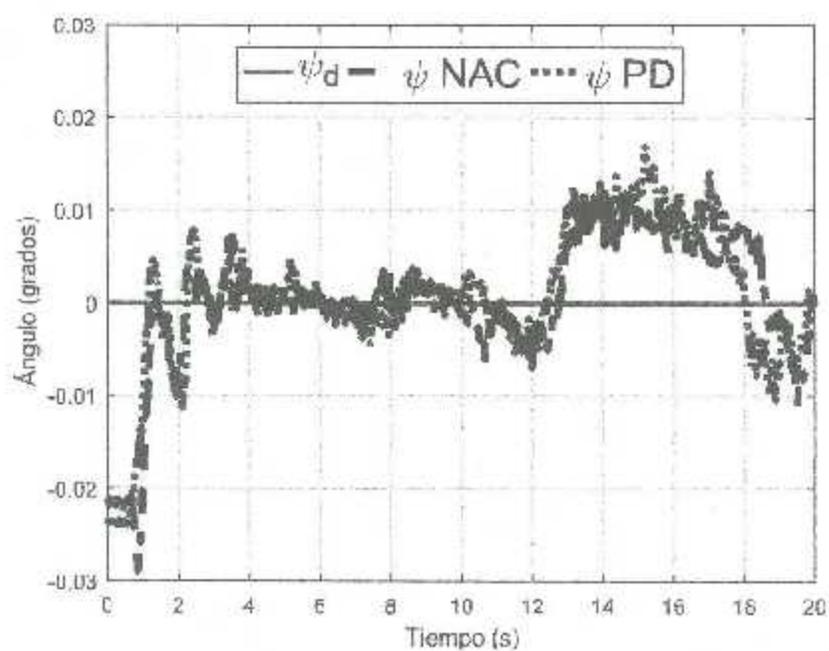
Figura 4.97: Posición angular en  $\theta$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*Figura 4.98: Posición angular en  $\psi$  de los controladores NAC y PD del *quad-rotor*

Tabla 4.13: Norma del error de los controladores por modos deslizantes (SMC) y por aproximación (FIAC) para la tarea de regulación en tiempo real

SMC	0.0389	0.0181	0.4102	1.2947	1.4228	1.4037
FIAC	0.0319	0.0163	0.4668	0.9730	0.8142	1.1924

#### 4.6. Experimentos del Controlador por Aproximación a Modos Deslizantes (FIAC)

Los experimentos detallados en esta sección, corresponden a la comparación entre el controlador por modos deslizantes de primer orden contra el controlador por aproximación a modos deslizantes para la tarea de regulación.

Las Fig. 4.99-4.105 corresponden a las pruebas experimentales sin la influencia de perturbaciones externas para la tarea de regulación, mientras que las Fig. 4.106-4.112 son los resultados de los experimentos bajo perturbaciones de viento en el eje  $x$  de valor igual a  $1 \frac{m}{s}$ .

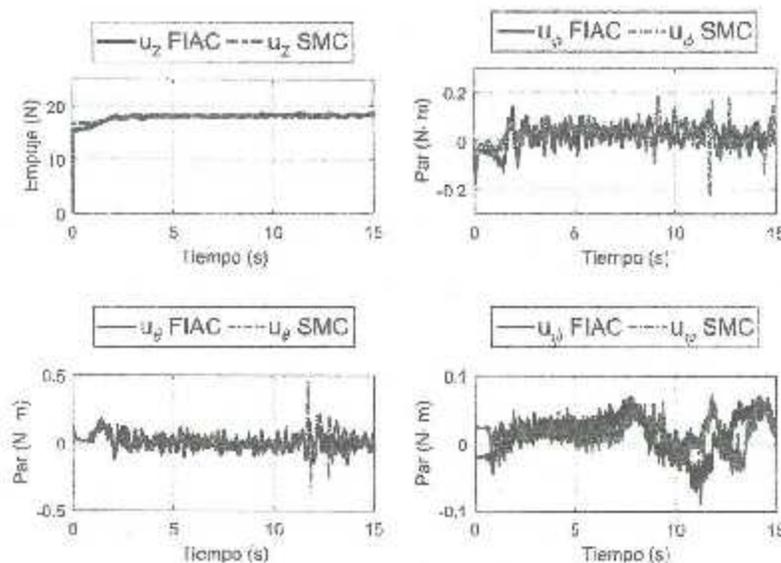
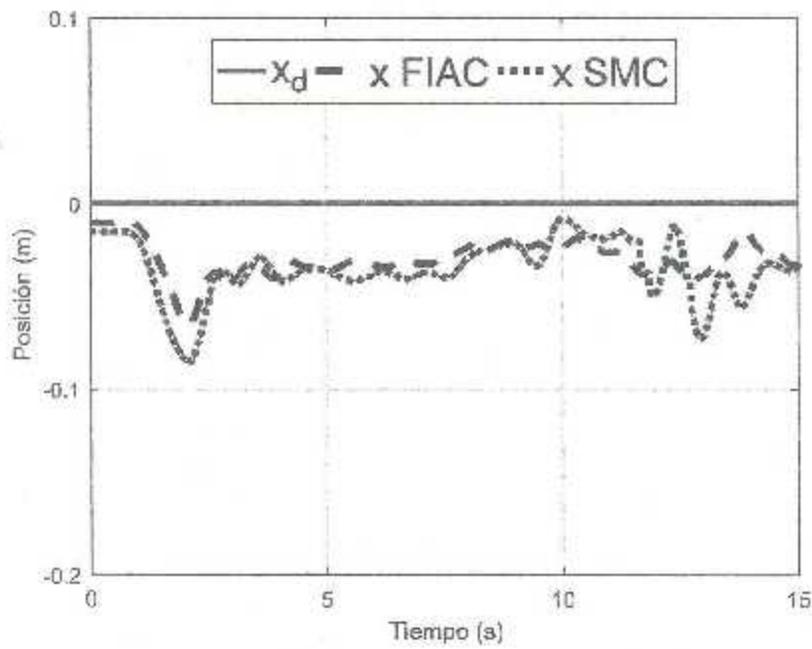
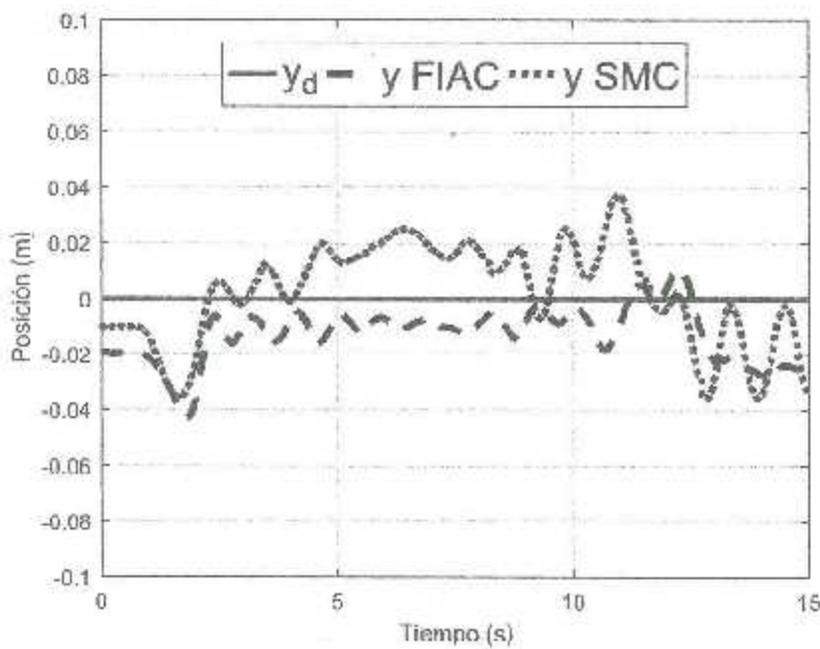


Figura 4.99. Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\theta$ ,  $u_\phi$  y  $u_\psi$  de los controladores FIAC y SMC.

Figura 4.100: Posición en el eje  $x$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*Figura 4.101: Posición en el eje  $y$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

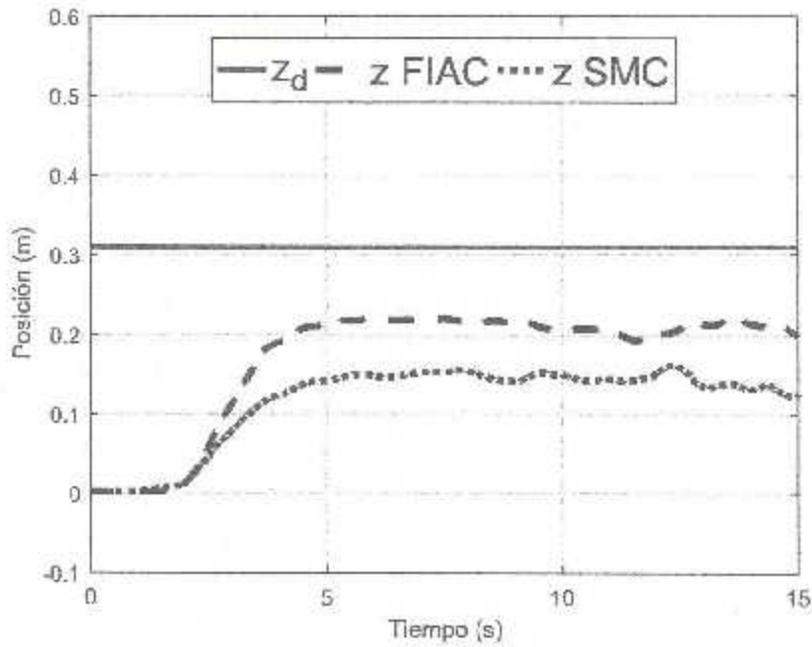


Figura 4.102: Posición en el eje z de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

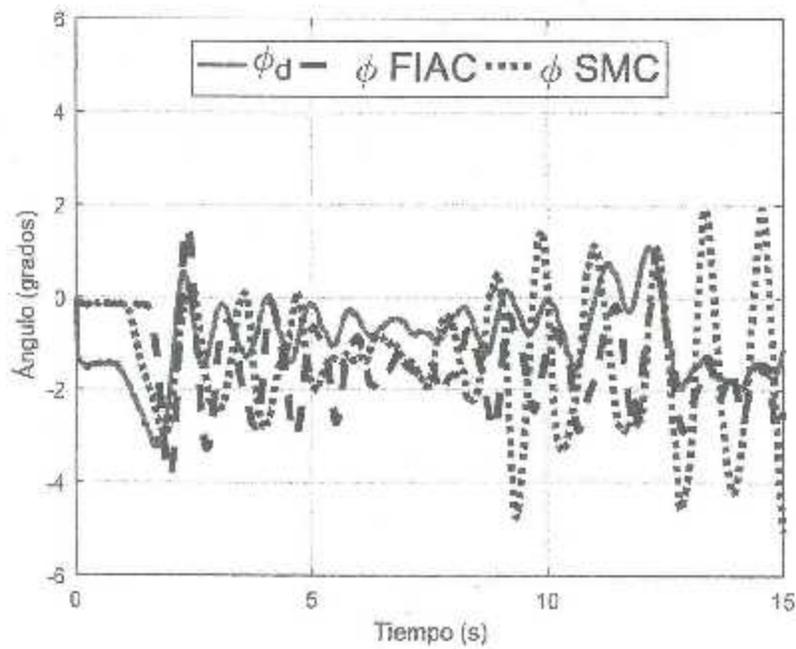


Figura 4.103: Posición angular en  $\phi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

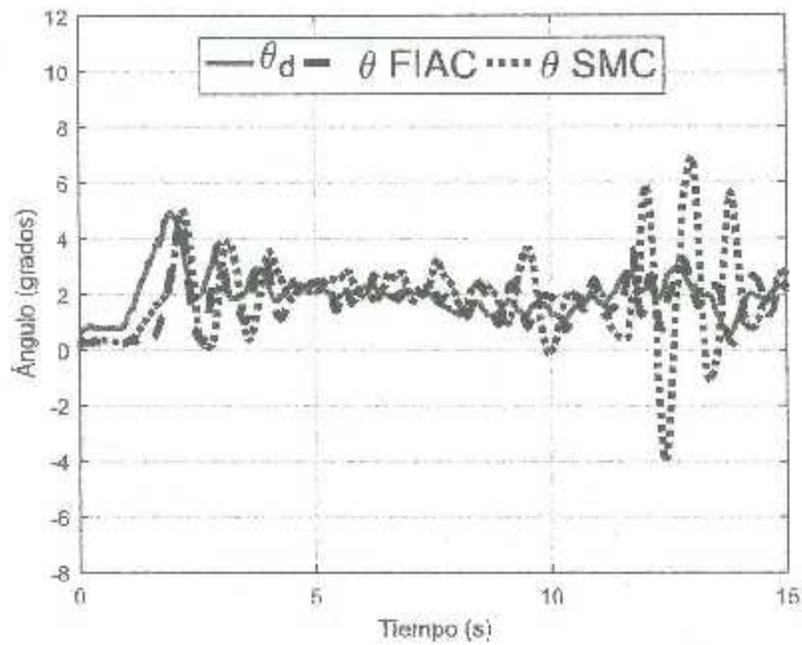


Figura 4.104: Posición angular en  $\theta$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

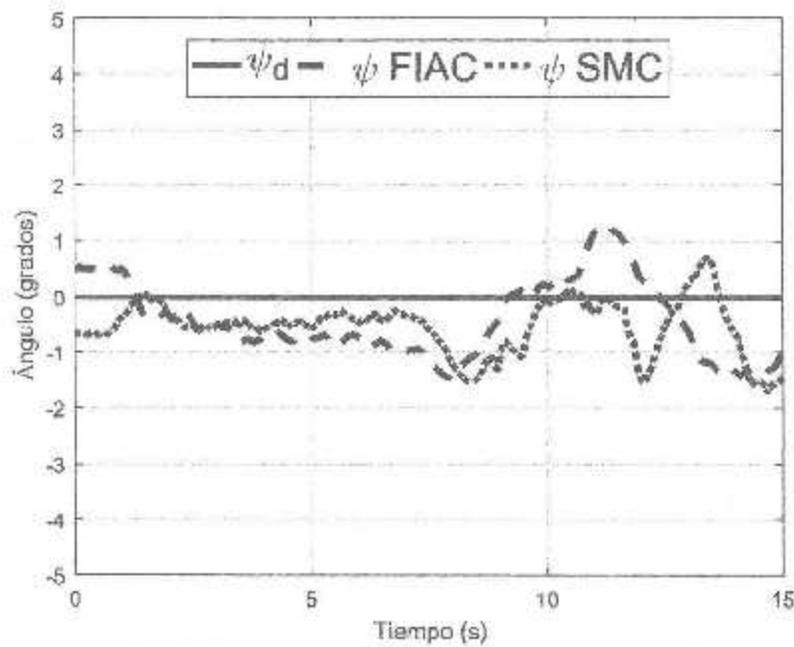


Figura 4.105: Posición angular en  $\psi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

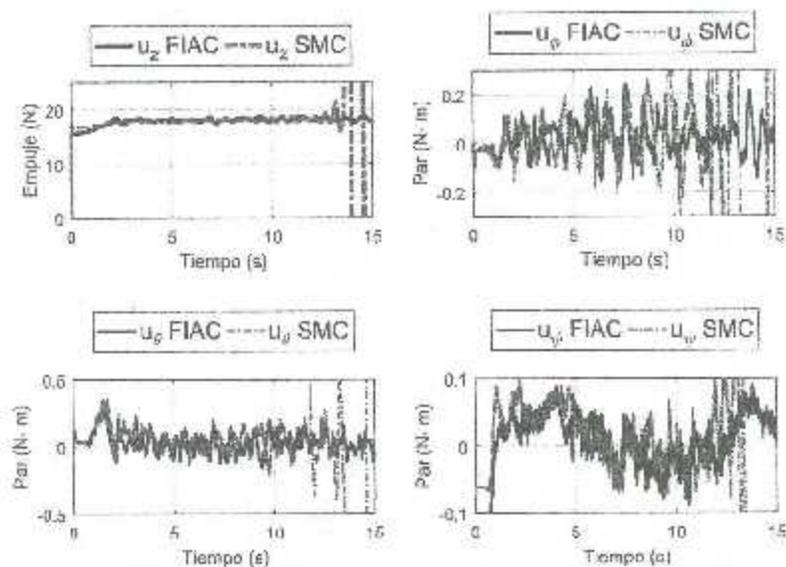


Figura 4.106: Acciones de control para  $u_z$ ,  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\psi$  de los controladores FIAC y SMC.

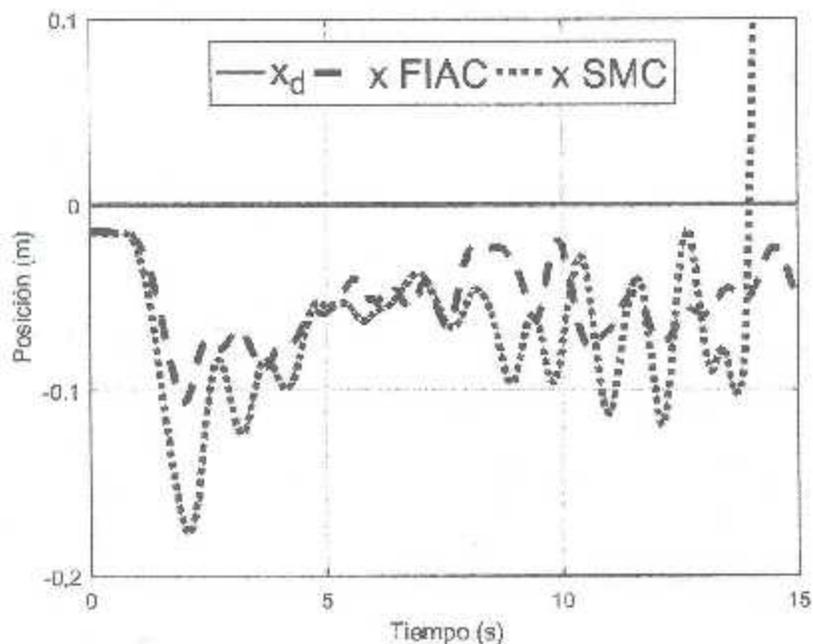
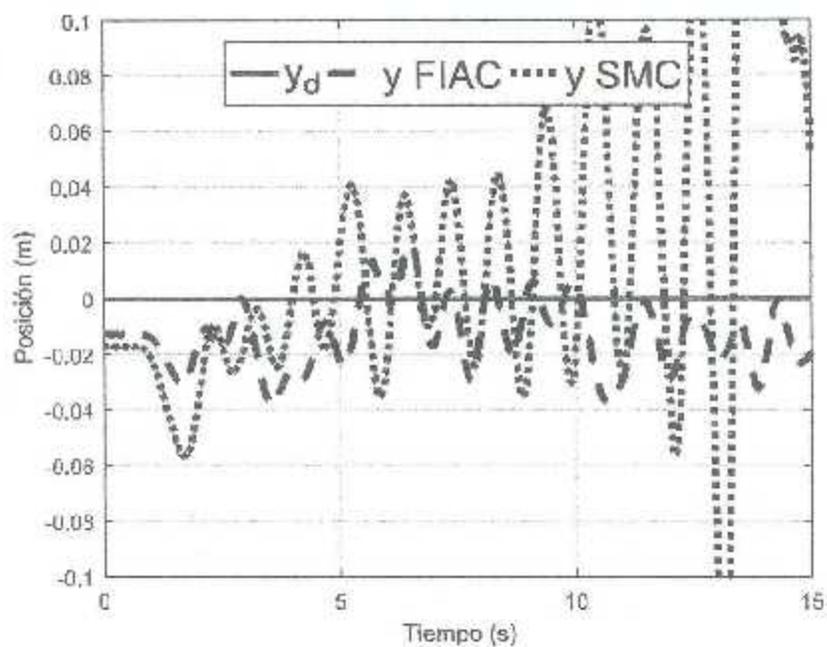
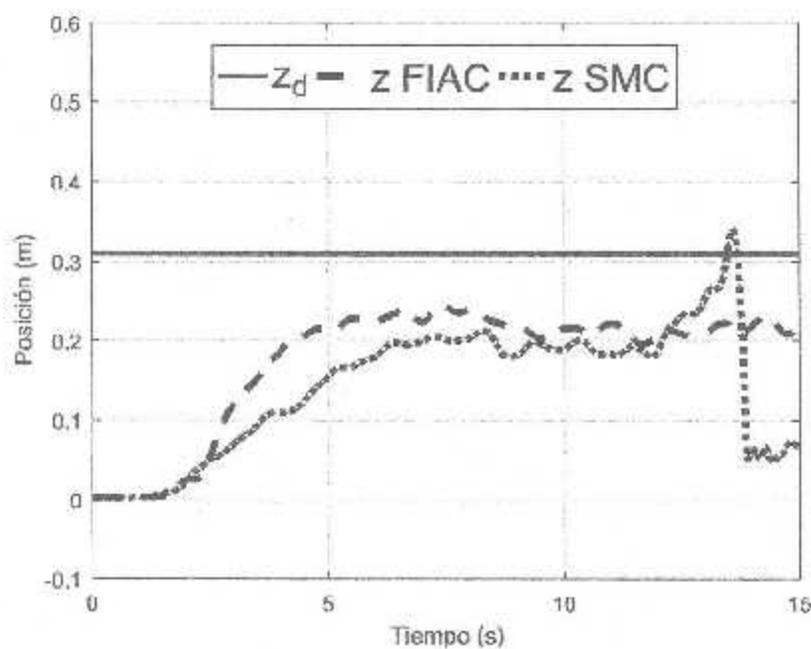


Figura 4.107: Posición en el eje  $x$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

Figura 4.108: Posición en el eje  $y$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*Figura 4.109: Posición en el eje  $z$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

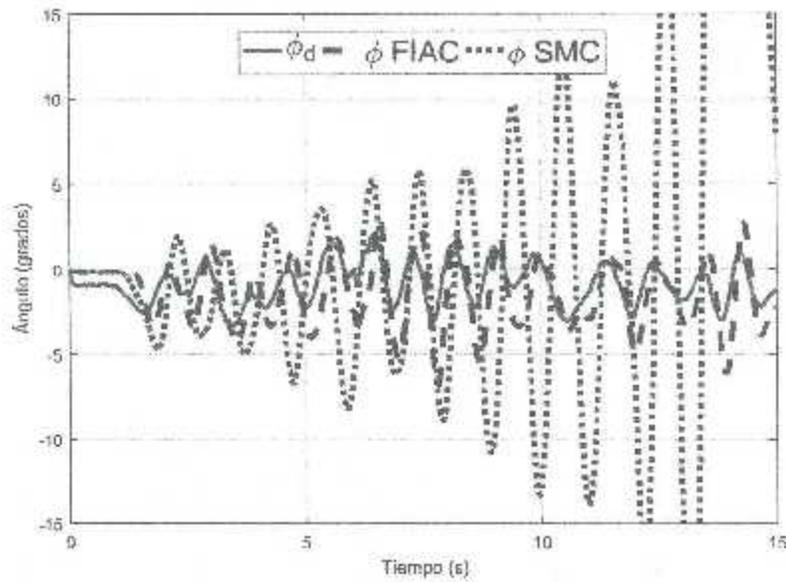


Figura 4.110: Posición angular en  $\phi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

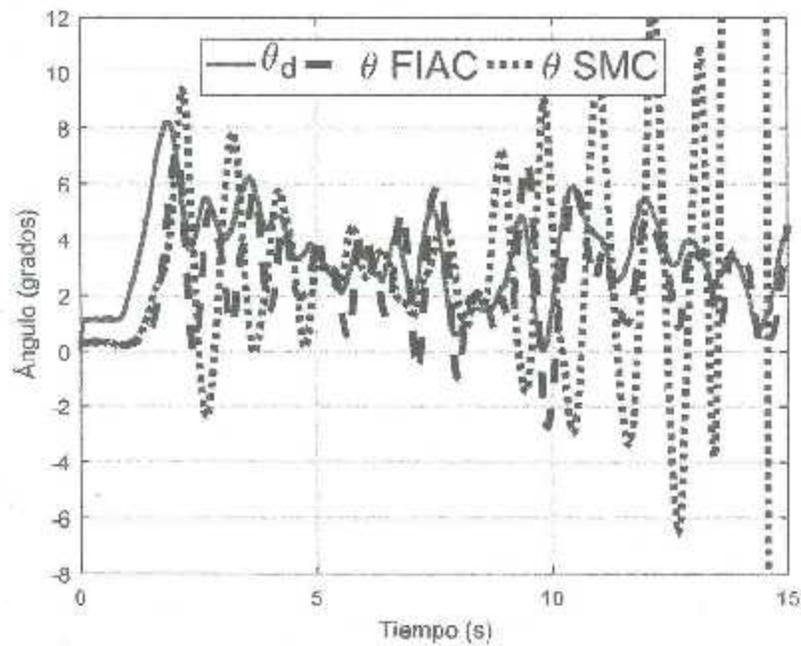


Figura 4.111: Posición angular en  $\theta$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

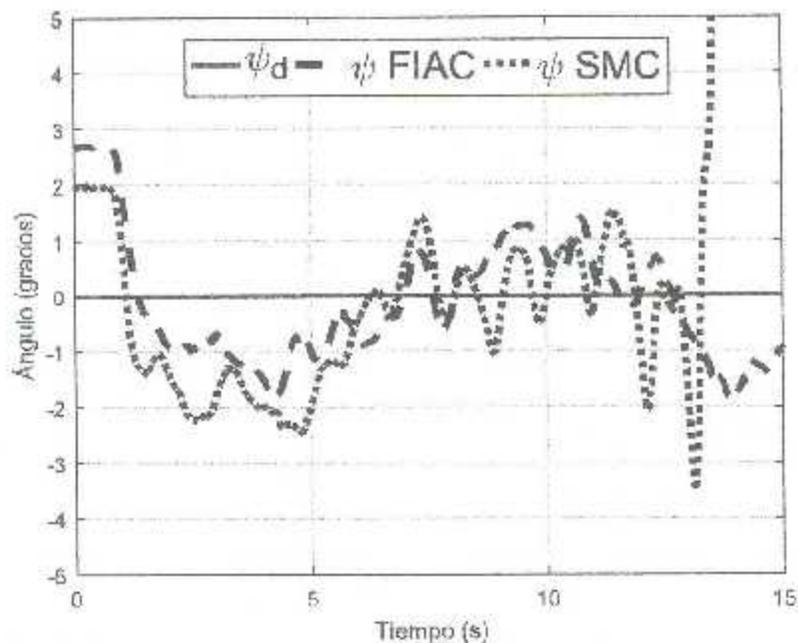


Figura 4.112: Posición angular en  $\psi$  de los controladores FIAC y SMC del *quad-rotor*

Tabla 4.14: Norma del error de los controladores por modos deslizantes (SMC) y por aproximación (FIAC) para la tarea de regulación en tiempo real bajo perturbaciones externas

SMC	0.1346	0.0667	0.4402	23.8035	15.7836	4.2461
FIAC	0.0563	0.0180	0.4717	1.8849	1.6895	1.4907

Los resultados de los experimentos sometidos a ráfagas de viento, ver Fig. 4.106-4.112 muestran que el controlador por aproximación a modos deslizantes logra mantener el vehículo en vuelo, mientras que el controlador por modos deslizantes convencional no logra mantenerse en el aire.

## Capítulo 5

# Conclusiones

Se realizó el diseño de tres controladores: un controlador difuso adaptable, un controlador neuronal adaptable y un controlador por aproximación a modos deslizantes. Además se demostró la efectividad de los algoritmos propuestos mediante la comparación con dos controladores en simulaciones y en pruebas experimentales, mediante la norma del error en los Cuadros 4.1-4.14.

Se realizaron simulaciones para el controlador difuso adaptable para las tareas de regulación y seguimiento con y sin fuerzas externas aplicadas al sistema, resultaron ser favorables al algoritmo propuesto. Además, también se realizaron experimentos para la tarea de regulación en la plataforma experimental de la empresa Quanser.

El controlador neuronal adaptable en simulaciones tuvo un desempeño similar al del controlador PID, debido a la poca excitación del error. Además las pruebas experimentales para este algoritmo sólo tuvieron resultados favorables para la tarea de seguimiento.

Finalmente, tanto en simulaciones como en experimentos, el controlador por aproximación a modos deslizantes resultó tener un desempeño superior al del controlador por modos deslizantes de primer orden, teniendo en cuenta que la única diferencia entre ambos controladores (FLAC y SMC) fue la sustitución de la función signo por un sistema difuso.

### 5.1. Trabajo Futuro

Tomando en cuenta que los resultados del controlador neuronal adaptable para la tarea de seguimiento resultaron favorables, se tiene el objetivo de realizar pruebas de este controlador para la tarea de regulación sometiendo el vehículo a ráfagas de viento, ya que al incrementar la señal de error, el controlador tendría, en teoría, un mejor desempeño.

Realizar pruebas bajo la influencia de viento para el controlador adaptable difuso, ya que por falta de tiempo se omitieron estos experimentos para el trabajo de tesis.

Probar los algoritmos aplicados en este trabajo de tesis para otra plataforma experimental, tomando en cuenta que la plataforma *Qball 2* está diseñada para vuelos en interiores, por lo que las ráfagas de viento se aplicaron utilizando un ventilador industrial; resultaría interesante verificar los resultados obtenidos al zire libre.

# Bibliografía

- [1] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, *Modelling and control of mini-flying machines*. Physica-Verlag, 2005.
- [2] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, and D. Nakazawa, *Autonomous flying robots: unmanned aerial vehicles and micro aerial vehicles*. Springer Science & Business Media, 2010.
- [3] D. Norris, *Build Your Own Quadcopter: Power Up Your Designs with the Parallax Elev-8*. McGraw Hill Professional, 2014.
- [4] F. Yacef, O. Bouhali, and M. Hamraoui, "Adaptive fuzzy tracking control of unmanned quadrotor via backstepping," *Industrial Electronics (ISIE), 2014 IEEE 23rd International Symposium on*, pp. 40–45, 2014.
- [5] C. Coza, C. Nicol, C. Macusb, and A. Ramirez-Serrano, "Adaptive fuzzy control for a quadrotor helicopter robust to wind buffeting," *Journal of Intelligent & Fuzzy Systems*, vol. 22, no. 5, 6, pp. 267–283, 2011.
- [6] J. Escarcño, S. Salazar, H. Romero, and R. Lozano, "Trajectory control of a quadrotor subject to 2d wind disturbances," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, pp. 1–13, 2012.
- [7] W. Chen, S. Lifeng, and M. Nahon, "Adaptive robust backstepping (arb) control for quadrotor robot in presence of payload variation and unknown disturbances," *International Journal of Control and Automation*, vol. 9, no. 3, pp. 417–434, 2016.
- [8] N. Mendes and P. Neto, "Indirect adaptive fuzzy control for industrial robots: a solution for contact applications," *Expert Systems with Applications*, vol. 42, no. 22, pp. 8929–8935, 2015.
- [9] M. F. Ruvalcaba, M. A. Llama, and F. Jurado, "Control adaptable difuso tipo 2 aplicado a un sistema carro-péndulo," 2016.
- [10] J. Moreno-Valenzuela, C. Aguilar-Avelar, S. A. Puga-Guzmán, and V. Santibáñez, "Adaptive neural network control for the trajectory tracking of the furuta pendulum," *IEEE Transactions on Cybernetics*, vol. 46, no. 12, pp. 3439–3452, 2016.
- [11] J. Moreno-Valenzuela, C. Aguilar-Avelar, S. Puga-Guzmán, and V. Santibáñez, "Two adaptive control strategies for trajectory tracking of the inertis wheel pendulum: neural networks vis à vis model regressor," *Intelligent Automation & Soft Computing*, vol. 23, no. 1, pp. 63–73, 2017.
- [12] L. R. Ovalle, M. A. Llama, and M. F. Ruvalcaba, "Control por modos deslizantes difusos acoplados: Aplicación experimental a un sistema carro-péndulo," *Memorias del XVII Congreso Mexicano de Robótica*, pp. 1–6, 2015.
- [13] L.-X. Wang, *A course in fuzzy systems*. Prentice-Hall press, USA, 1999.
- [14] Quanser, Inc., 119 Spy Court Markham, Ontario, Canada, *User Manual QBell 2 for Quarc*, 2014.

- [15] G. R. Flores Colunga, A. Guerrero, J. A. Escareño, and R. Lozano, "Modeling and Control of mini UAV," in *Flight Formation Control* (R. L. E. Josep Guerrero (Editor), ed.), pp. 99–134, Wiley, Feb. 2012.
- [16] R. Kelly and V. Santibáñez, *Control de movimiento de robots manipuladores*. Pearson Educación, 2003.
- [17] J.-J. E. Slotine, W. Li, *et al.*, *Applied nonlinear control*, vol. 199. prentice-Hall Englewood Cliffs, NJ, 1991.