

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ

ESCUELA DE POSGRADO



**DISEÑO DE UN CONTROLADOR NEURONAL PARA LA ESTABILIDAD
DEL MOVIMIENTO LATERAL DE UNA AERONAVE**

**TESIS PARA OPTAR EL GRADO DE MAGÍSTER EN INGENIERÍA DE
CONTROL Y AUTOMATIZACIÓN**

Autor:

José Luis Calderón Calderón

Asesor:

Dr. Antonio Manual Morán Cárdenas

Lima, junio de 2019

RESUMEN

El principal objetivo del presente trabajo de tesis es diseñar un controlador inteligente, basado en redes neuronales que permita un vuelo autónomo lateralmente estable de una aeronave, para el entrenamiento de los pesos del neurocontrolador se utiliza el algoritmo Dynamic Back Propagation (DBP).

El controlador de estabilidad lateral mantiene estable la velocidad de guiñada r y ángulo de resbalamiento β de una aeronave. La velocidad de guiñada está relacionada con mantener el balance de la aeronave en la posición de alas niveladas y el ángulo de resbalamiento tiene que ver con disminuir la presencia de velocidades laterales sobre la aeronave.

Para el diseño del neurocontrolador primero se desarrolla un modelo dinámico de la aeronave con seis grados de libertad, basado en leyes físicas, la dinámica del cuerpo rígido y la aerodinámica; como segundo paso, se aproxima la aeronave a un modelo matemático linealizado del movimiento lateral y se utiliza en el desarrollo de las funciones para la actualización de pesos utilizando el algoritmo Dynamic Back Propagation; luego se realiza el entrenamiento de dos neurocontroladores considerando el modelo de la aeronave de seis grados de libertad, el primer neurocontrolador manipula el timón y el segundo los alerones; finalmente se prueba el desempeño de los neurocontroladores para diferentes condiciones de vuelo, incluido perturbaciones debidas al viento, variaciones de la masa de la aeronave, variación de la densidad del aire y variación de parámetros en el modelo de seis grados de libertad.

Los resultados de las simulaciones muestran que los neurocontroladores logran estabilidad asintótica aceptable para la velocidad de guiñada r y el ángulo de resbalamiento β para varias condiciones de vuelo y perturbaciones externas, además operan adecuadamente a pesar de errores en el modelado, lo que verifica que se ha logrado entrenar adecuadamente los pesos de los neurocontroladores. Los neurocontroladores han sido entrenados de tal forma que permiten realizar una acción de seguimiento sobre la velocidad de guiñada r , los resultados de las simulaciones muestran que logran realizar un giro coordinado adecuado incluso ante la ocurrencia de perturbaciones externas.

ÍNDICE DE CONTENIDO

	Pág.
Resumen	i
Índice de contenido	ii
Índice de tablas	viii
Índice de figuras	x
Lista de símbolos	xvii
Introducción	1
Capítulo 1. Presentación del problema	3
1.1. Objetivos	5
1.1.1. Objetivo general	5
1.1.2. Objetivos específicos	6
Capítulo 2. Conceptos básicos de aerodinámica	7
2.1. Introducción	7
2.2. Teoremas y leyes de la aerodinámica	7
2.2.1. Teorema de Bernoulli	7
2.2.2. Efecto Venturi	8
2.2.3. Tercera ley de movimiento de Newton	8
2.3. Aeronave	9
2.3.1. Partes de una aeronave	9
2.4. Fuerzas que actúan sobre una aeronave en vuelo	10
2.4.1. Sustentación	10
2.4.2. Peso	12
2.4.3. Resistencia	12

2.4.4. Empuje	12
2.5. Ejes de la aeronave	13
2.5.1. Eje longitudinal	13
2.5.2. Eje transversal o lateral.....	13
2.5.3. Eje vertical.....	13
2.6. Superficies de mando y control	14
2.6.1. Alerones.....	14
2.6.2. Elevadores	14
2.6.3. Timón de dirección.....	15
2.7. Estabilidad de una aeronave	16
2.7.1. Estabilidad longitudinal	16
2.7.2. Estabilidad lateral	16
2.7.3. Estabilidad direccional.....	17
2.8. Pérdida de una aeronave.....	18
Capítulo 3. Modelamiento dinámico de una aeronave y el problema de control	19
3.1. Introducción	19
3.2. Ejes de referencia	19
3.2.1. Ejes de la aeronave	20
3.2.2. Ejes de estabilidad	20
3.2.3. Ejes respecto al viento	21
3.2.4. Ángulos de Euler	21
3.3. Parámetros y variables aerodinámicas.....	24
3.4. Coeficientes aerodinámicos.....	25
3.4.1. Coeficiente de sustentación (Lift).....	26

3.4.2. Coeficiente de resistencia (Drag).....	26
3.4.3. Coeficiente de fuerza side.....	27
3.4.4. Coeficiente de momento de cabeceo.....	27
3.4.5. Coeficiente de momento de balance	28
3.4.6. Coeficiente de momento de guiñada.....	28
3.5. Fuerzas aerodinámicas.....	29
3.5.1. Sustentación (lift)	29
3.5.2. Resistencia (drag)	30
3.5.3. Side force.....	30
3.6. Momentos aerodinámicos.....	31
3.6.1. Momento de balance.....	31
3.6.2 Momento de cabeceo	32
3.6.3. Momento de guiñada	32
3.7. Fuerza de empuje	32
3.8. Momento de propulsión.....	33
3.8.1. Potencia del motor	34
3.8.2. Velocidad angular instantánea del eje del motor.....	36
3.8.3. Presión de combustible en el manifold	37
3.8.4. Consumo de combustible	38
3.9. Masa, centro de gravedad e inercia de la aeronave	40
3.9.1. Masa del combustible consumido	40
3.9.2. Centro de gravedad de la aeronave	41
3.9.3. Inercias de la aeronave.....	42
3.10. Fuerzas y momentos totales.....	44
3.11. Ecuaciones de movimiento de la aeronave	45

3.12. Ubicación de la aeronave.....	52
3.13. Actuadores.....	53
3.14. Resumen de ecuaciones de estado de la aeronave	54
3.15. Aeronave Aerosonde	55
3.16. Problema de control.....	57
Capítulo 4. Control de la dinámica lateral de una aeronave con redes neuronales	66
4.1. Introducción	66
4.2. Ecuaciones laterales de movimiento de la aeronave Aerosonde	66
4.3. Diseño del neurocontrolador	77
4.3.1. Neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r	79
4.3.2. Neurocontrolador con entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre los aleroses δ_a	82
4.4. Resultados y discusión.....	90
4.4.1. Neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r	90
4.4.2. Neurocontrolador con entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre los aleroses δ_a	90
4.4.3. Giro coordinado.....	94
4.4.4. Pruebas con variación de la masa de la aeronave.....	94
4.4.5. Pruebas con perturbaciones de ráfagas de vientos transversales al desplazamiento de la aeronave.....	97

4.4.6. Pruebas con perturbaciones de ráfagas de vientos transversales al desplazamiento de la aeronave durante un giro coordinado.....	100
4.4.7. Pruebas con variación de la densidad del aire.....	104
4.4.8. Pruebas con variación de las constantes aerodinámicas.....	106
Capítulo 5. Recomendaciones para la implementación	110
5.1. Medición del ángulo de ataque α y el ángulo de resbalamiento β	110
5.2. Medición de velocidad del aire con tubo pitot.....	115
5.2.1. Principio de medición de la velocidad a través de la medición de la presión diferencial	117
5.2.2. Transductor de presión diferencial.....	119
5.3. Medición de la velocidad de la aeronave con GNSS	121
5.3.1. Introducción	121
5.3.2. El sistema GPS	121
5.3.3. Determinación de velocidad usando la posición del GPS	124
5.3.4. Determinación de la velocidad utilizando el principio de efecto Doppler en el GPS	125
5.3.5. Módulo receptor GPS	126
5.4. Medición inercial.....	128
5.4.1. Principio de medición del giróscopo MEMS	129
5.4.2. Principio de medición del acelerómetro MEMS	130
5.4.3. Módulo de medición inercial	130
5.5. Microcontrolador o microprocesador	132
5.5.1. Principio de funcionamiento.....	133
5.5.2. Módulo microcontrolador o microprocesador.....	135
Conclusiones	137

Recomendaciones.....	140
Bibliografía	141
Anexo A. Programas de simulación en Matlab	144
A.1. Introducción.....	144
A.2. Programas con el modelo matemático de la aeronave Aerosonde y pruebas de neurocontroladores.....	144
A.3. Programas para el diseño y entrenamiento de los neurocontroladores	150
A.4. Programas para graficar las pruebas a los neurocontroladores	151
A.5. Código .m de los programas y funciones	152
Anexo B. Información complementaria	202



ÍNDICE DE TABLAS

	Pág.
Tabla 3.1. Potencia del motor, según la presión del combustible en el manifold y la velocidad angular del eje del motor	35
Tabla 3.2. Consumo de combustible del motor, según la presión del combustible en el manifold PCM y la velocidad angular del eje del motor.....	39
Tabla 4.1. Definiciones y ecuaciones para derivadas de estabilidad lateral	74
Tabla 4.2. Condiciones iniciales para los estados de β y r para el entrenamiento de los pesos del neurocontrolador	82
Tabla 4.3. Condiciones iniciales para los estados de ϕ y r para el entrenamiento de los pesos del neurocontrolador	87
Tabla 4.4. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores para diferentes masas de la aeronave Aerosonde	96
Tabla 4.5. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores para diferentes masas de la aeronave Aerosonde, donde a cada masa le corresponde una velocidad de guiñada deseada r_d	97
Tabla 4.6. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores ante perturbaciones transitorias de ráfagas de viento en el eje Y, eje Z y el plano YZ	100
Tabla 4.7. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores durante un giro coordinado $r_d = 5$ °/seg. ante perturbaciones transitorias de ráfagas de viento en el eje Y, eje Z y el plano YZ	102
Tabla 4.8. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores ante la variación transitoria de la densidad del aire.....	105
Tabla 4.9. Valores y resultados de las pruebas realizadas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas.....	106
Tabla 4.10. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores para diferentes variaciones de las constantes aerodinámicas de la aeronave Aerosonde, donde a cada % de variación le corresponde una velocidad de guiñada deseada r_d	107
Tabla 5.1. Comparación de las características técnicas de los transductores de presión diferencial IPT0002D33RA, 144SU01D-PCB y LP1420-1P0D-1611-111	121
Tabla 5.2. Comparación de las características técnicas de los módulos receptores GPS PolaRx2@, SEGR y Polaris TM Link.....	128
Tabla 5.3. Comparación de las características técnicas de los módulos inerciales Gyrocube3F, EvaK06.SA-12.S1.C-3, I3G4250D y LIS344ALH.....	133

Tabla 5.4. Comparación de las características técnicas de los módulos Rabbit BL4S200 y Arduino Mega 2560	136
Tabla A.1. Características velocidad de sonido, densidad del aire, temperatura y presión atmosférica de la atmosfera para diferentes alturas.....	147
Tabla A.2. Coeficiente de empuje C_E , y el coeficiente de potencia C_P a partir del radio de avance instantáneo de la hélice J	148
Tabla A.3. Potencia del motor P_{MOTOR} en W, según la presión del combustible en el manifold PCM en kPa y la velocidad angular del eje del motor en rpm	148
Tabla A.4. Consumo de combustible del motor C_{GAS} en g/h, según la presión del combustible en el manifold PCM en kPa y la velocidad angular del eje del motor en rpm.....	148



ÍNDICE DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1.1. El ángulo de resbalamiento β de una aeronave.....	3
Figura 1.2. La velocidad del movimiento de guiñada r de una aeronave.....	4
Figura 1.3: Esquema del controlador neuronal y modelo matemático de la aeronave Aerosonde	5
Figura 2.1. Aplicación del principio de Bernoulli sobre el perfil aerodinámico	7
Figura 2.2. Aplicación del efecto Venturi.....	8
Figura 2.3. Aplicación de la tercera ley de movimiento de Newton sobre un reactor de un Jet	9
Figura 2.4. Partes de una aeronave	9
Figura 2.5. Empenaje de una aeronave	10
Figura 2.6. Fuerzas que actúan sobre una aeronave.....	11
Figura 2.7. Fuerza de sustentación aplicada a una aeronave.....	11
Figura 2.8. Desplazamiento del perfil aerodinámico sobre el viento relativo que crea una distribución de presiones a su alrededor que generan la sustentación.....	11
Figura 2.9. Angulo de ataque de un perfil alar	12
Figura 2.10. La fuerza de peso aplicado sobre una aeronave.....	12
Figura 2.11. La fuerza de resistencia aplicada sobre una aeronave.....	13
Figura 2.12. La fuerza de empuje aplicada sobre una aeronave.....	13
Figura 2.13. Ejes de una aeronave y los movimientos angulares de balance, cabeceo y guiñada	14
Figura 2.14. Alerones de una aeronave	15
Figura 2.15. Elevadores de la aeronave	15
Figura 2.16. Timón de dirección de la aeronave.....	15
Figura 2.17. Estabilidad longitudinal y el movimiento de la aeronave sobre el eje transversal.....	16
Figura 2.18. Estabilidad lateral y el movimiento de la aeronave sobre el eje longitudinal	17
Figura 2.19. Estabilidad direccional y el movimiento de la aeronave sobre el eje vertical.....	17
Figura 2.20. Pérdida de una aeronave.....	18
Figura 3.1. Sistema de ejes de una aeronave, sus velocidades lineales y angulares	21

Figura 3.2. Ejes de estabilidad y ejes respecto al viento	22
Figura 3.3. Ángulos de Euler de una aeronave	22
Figura 3.4. Fuerza de sustentación	29
Figura 3.5. Fuerza de Resistencia.....	30
Figura 3.6. Fuerza lateral (Side Force)	31
Figura 3.7. Gráfica para la interpolación para obtener el coeficiente de empuje C_E a partir del radio de avance instantáneo de la hélice J	33
Figura 3.8. Gráfica para la interpolación para obtener la potencia del motor P_{MOTOR} a partir de la velocidad angular del eje del motor RPM y la presión de combustible de ingreso al manifold PCM	35
Figura 3.9. Gráfica para la interpolación para obtener el coeficiente de empuje C_P a partir del radio de avance instantáneo de la hélice J	37
Figura 3.10. Gráfica para la interpolación para obtener el consumo de combustible del motor C_{GAS} a partir de la velocidad angular del eje del motor RPM y la presión de combustible de ingreso al manifold PCM	39
Figura 3.11. Gráfica para la interpolación para obtener la coordenada X_{cg} del CG en el eje X de la aeronave a partir de la masa m instantáneo de la aeronave	41
Figura 3.12. Gráfica para la interpolación para obtener la inercia J_x de la aeronave a partir de la masa m instantáneo de la aeronave.....	43
Figura 3.13. Diagrama de ubicación de los puntos de aplicación de la fuerza aerodinámica, fuerza de propulsión y centro de gravedad de una aeronave	44
Figura 3.14. Momento angular de un cuerpo girando.....	49
Figura 3.15. Servomotor de modelismo	54
Figura 3.16. Aeronave Aerosonde	56
Figura 3.17. Gráfica del desplazamiento de la aeronave Aerosonde en 3D con entradas: acelerador a 0.4, elevador a 0°, alerones a 0° y timón a 0°.....	57
Figura 3.18. Gráfica de respuesta del rolido, pitch, dirección y altura de la aeronave Aerosonde con entradas: acelerador a 0.4, elevador a 0°, alerones a 0° y timón a 0°	58
Figura 3.19. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al timón δ_r un acción tipo escalón de amplitud = 4° y con una duración de un segundo	60
Figura 3.20. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al timón δ_r un acción tipo escalón de amplitud = -4° y con una duración de un segundo.....	61
Figura 3.21. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al alerón δ_a un acción tipo escalón de amplitud = 2° y con una duración de un segundo	62
Figura 3.22. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al alerón δ_a un acción tipo escalón de amplitud = -2° y con una duración de un segundo.....	63

Figura 3.23. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al alerón δ_a un acción tipo escalón de amplitud = 1° y con una duración de tres segundos.....	64
Figura 3.24. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al alerón δ_a un acción tipo escalón de amplitud = -1° y con una duración de tres segundos	65
Figura 4.1. (a) Vista superior del sistema de ejes horizontal local $X_E Y_E$, sistema de ejes de estabilidad o equilibrio $X_0 Y_0$, y sistema de ejes después de perturbación XY de una aeronave mostrando el ángulo de guiñada ψ y el ángulo de resbalamiento β ; (b) aeronave desplazándose con los ejes horizontales $X_E Y_E$ y ejes de equilibrio $X_0 Y_0$ alineadas.....	67
Figura 4.2. Componente de gravedad sobre el eje Y perturbado debido a ϕ	70
Figura 4.3. Componente de gravedad sobre el eje Y perturbado debido a ψ	71
Figura 4.4. Esquema del neurocontrolador y aeronave.....	78
Figura 4.5. Esquema de la aeronave y neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con salida δ_r	79
Figura 4.6. Diagrama de flujo del proceso de entrenamiento del neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con salida δ_r	83
Figura 4.7. Diagrama de flujo del algoritmo DBP para el entrenamiento del neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$, con salida δ_r	84
Figura 4.8. Esquema de la aeronave y neurocontrolador con entradas $\dot{\phi}$ y r , y salida δ_a	85
Figura 4.9. Diagrama de funcionamiento de los dos neurocontroladores sobre la aeronave	87
Figura 4.10. Diagrama de flujo del proceso de entrenamiento del neurocontrolador con entradas $\dot{\phi}$ y r , y salida δ_a	88
Figura 4.11. Diagrama de flujo del algoritmo DBP para el entrenamiento del neurocontrolador con entradas $\dot{\phi}$ y r , y salida δ_a	89
Figura 4.12. Comportamiento de la aeronave operando con el neurocontrolador de entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r , y con los siguientes valores iniciales: $\beta = 15^\circ$, $r = 30^\circ/\text{s}$, $\dot{\phi} = 0^\circ/\text{seg}$. y $\phi = 0^\circ$	91
Figura 4.13. Comportamiento de la aeronave operando conjuntamente el neurocontrolador de entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r , y el neurocontrolador entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el alerón δ_a , y con los siguientes valores iniciales: $\beta = 0^\circ$, $r = 30^\circ/\text{s}$, $\dot{\phi} = -15^\circ/\text{s}$ y $\phi = 0^\circ$	92
Figura 4.14. Comparación del desplazamiento de la aeronave sin neurocontrolador y con neurocontrolador, para la prueba sin neurocontrolador se colocó $\delta_a = 0^\circ$ y $\delta_r = 0^\circ$, para ambas pruebas la ubicación inicial de la aeronave es: $X_{\text{este}} = 0$ m., $Y_{\text{norte}} = 0$ m. y $\text{Altura} = 2800$ m.....	93

Figura 4.15. Comportamiento de la aeronave operando conjuntamente los dos neurocontroladores, la velocidad de guiñada deseada es $r_d = 10^\circ/\text{s}$, durante el intervalo de tiempo de [75,175] segundos	95
Figura 4.16. Comportamiento de la aeronave operando conjuntamente los dos neurocontroladores, las velocidades de guiñada deseadas r_d durante el intervalo de tiempo de [75,175] segundos son: $10^\circ/\text{s}$, $5^\circ/\text{s}$, $1^\circ/\text{s}$, $0^\circ/\text{s}$, $-1^\circ/\text{s}$, $-5^\circ/\text{s}$, y $-10^\circ/\text{s}$	96
Figura 4.17. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 8,5 kg de la aeronave.	98
Figura 4.18. Ráfagas de vientos aplicados sobre el eje Y, el eje Z y el plano YZ de la aeronave, transversales al eje X.....	99
Figura 4.19. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -13 m/s en el eje Y de la aeronave.	101
Figura 4.20. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/\text{seg}$. y sin perturbación.	102
Figura 4.21. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/\text{seg}$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -13 m/s en el eje Y de la aeronave.	103
Figura 4.22. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 0.5252 \text{ Kg/m}^3$	105
Figura 4.23. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas.....	108
Figura 4.24. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -60%.	109
Figura 5.1. Ángulo de ataque α de una aeronave.....	111
Figura 5.2. Ángulo de resbalamiento β de una aeronave	111
Figura 5.3. Sonda nose boom instalada en la aeronave YF-12A para la medición del ángulo de ataque α y ángulo de resbalamiento β	112
Figura 5.4. Sensor angular de flujo para la medición del ángulo de ataque α y ángulo de resbalamiento β , ensamblado con paletas.....	113
Figura 5.5. Estructura del estimador de α y β	114
Figura 5.6: Tubo de Pitot.....	116
Figura 5.7. Distribución de la presión estática subsónica sobre el fuselaje de una aeronave	117
Figura 5.8. Tubo pitot instalado sobre un aeromodelo.....	117
Figura 5.9. Comparación entre presión absoluta, manométrica y diferencial	118
Figura 5.10. Comparación entre los principios de funcionamiento de los sensores de presión piezorresistivos	119
Figura 5.11. Transductor de presión diferencial IPT0002D33RA de la empresa Honeywell	119

Figura 5.12. Transductor de presión diferencial 144SU01D-PCB de la empresa First Sensor	120
Figura 5.13. Transductor de presión diferencial LP1420-1P0D-1611-111 de la empresa Merit Sensor.....	120
Figura 5.14. Distribución operacional de satélites GPS.....	122
Figura 5.15. Espectro de frecuencia de onda electromagnético	123
Figura 5.16. Módulo receptor GPS PolaRx2@.....	127
Figura 5.17. Módulo receptor GPS SEGR.....	127
Figura 5.18. Módulo receptor GPS Polaris Link	127
Figura 5.19: Un giróscopo de masa en vibración	130
Figura 5.20: Acelerómetro de onda acústica de superficie	131
Figura 5.21. Módulo de medición inercial Gyrocube3F.....	131
Figura 5.22. Módulo de medición de la aceleración lineal EvaK06.SA-12.S1.C-3 de la empresa First Sensor.....	132
Figura 5.23. Sensores inerciales de la empresa STMicroelectronics	132
Figura 5.24. Diagrama de funcionamiento de un microcontrolador	134
Figura 5.25. Diagrama de funcionamiento de un microprocesador	134
Figura 5.26. Módulo Electrónico Rabbit modelo BL4S200	135
Figura 5.27. Módulo Electrónico Arduino Mega 2560.....	136
Figura A.1. Estructura del programa de simulación del modelo matemático de la aeronave Aerosonde y los neurocontroladores	144
Figura B.1. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 10,0 kg de la aeronave.	203
Figura B.2. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 11,0 kg de la aeronave	204
Figura B.3. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 12,0 kg de la aeronave.	205
Figura B.4. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 13,5 kg de la aeronave	206
Figura B.5. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 13 m/s en el eje Y de la aeronave	207
Figura B.6. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 15 m/s en el eje Z de la aeronave	208
Figura B.7. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -20 m/s en el eje Z de la aeronave.	209
Figura B.8. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -12 m/s en el eje Y y -13 m/s en el eje Z de la aeronave.	210

Figura B.9. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -13 m/s en el eje Y y 16 m/s en el eje Z de la aeronave	211
Figura B.10. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 13 m/s en el eje Y y 12 m/s en el eje Z de la aeronave	212
Figura B.11. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 12 m/s en el eje Y y -13 m/s en el eje Z de la aeronave	213
Figura B.12. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/s$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 13 m/s en el eje Y de la aeronave.....	214
Figura B.13. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/s$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 10 m/s en el eje Z de la aeronave.....	215
Figura B.14. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/s$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -20 m/s en el eje Z de la aeronave.	216
Figura B.15. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/s$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -12 m/s en el eje Y y -12 m/s en el eje Z de la aeronave.	217
Figura B.16. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/s$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -13 m/s en el eje Y y 9 m/s en el eje Z de la aeronave.....	218
Figura B.17. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/s$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 11 m/s en el eje Y y 11 m/s en el eje Z de la aeronave.....	219
Figura B.18. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/s$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 12 m/s en el eje Y y -13 m/s en el eje Z de la aeronave.....	220
Figura B.19. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 1.2133 \text{ kg/m}^3$	221
Figura B.20. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 0.928 \text{ kg/m}^3$	222
Figura B.21. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 0.6895 \text{ kg/m}^3$	223
Figura B.22. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 0.4125 \text{ kg/m}^3$	224
Figura B.23. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -80%	225
Figura B.24. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -70%	226

Figura B.25. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -40%227

Figura B.26. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -20%228

Figura B.27. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en +40%229



LISTA DE SÍMBOLOS

- β : Ángulo de resbalamiento [°]
 α : Ángulo de ataque [°]
 V_t : Velocidad total a la que se desplaza la aeronave [m/s]
 δ_r : Ángulo del timón [°]
 δ_a : Ángulo del alerón [°]
 O : Punto donde se encuentra el centro de gravedad de la aeronave
 OX : Vector en la dirección a la nariz del fuselaje de la aeronave
 OY : Vector perpendicular a OX y apunta en la dirección del ala derecha
 OZ : Vector que apunta hacia abajo del plano formado por OX y OY
 \vec{u} : Velocidad en la dirección del eje OX de la aeronave [m/s].
 \vec{v} : Velocidad en la dirección del eje OY de la aeronave [m/s].
 \vec{w} : Velocidad en la dirección del eje OZ de la aeronave [m/s].
 p : Velocidad del movimiento de balance o rolido [rad/s].
 q : Velocidad del movimiento de cabeceo [rad/s].
 r : Velocidad del movimiento de guiñada [rad/s].
 Ψ : Ángulo entre OX_E y la proyección del eje OX en el plano horizontal [°]
 Θ : Ángulo entre la horizontal y el eje OX medido en el plano vertical [°]
 Φ : Ángulo entre ON (en el plano perpendicular a OX) y el eje OY medido en el plano OYZ (Este plano necesariamente no es vertical) [°]
 L : Fuerza de sustentación (lift) [N]
 D : Fuerza de resistencia (Drag) [N]
 Y : Fuerza side [N]
 C_s : Coeficiente de sustentación
 C_D : Coeficiente de resistencia
 C_Y : Coeficiente de fuerza side
 C_m : Coeficiente del momento de cabeceo
 C_l : Coeficiente del momento de balance
 C_n : Coeficiente del momento de guiñada
DCM : Matriz de transformación de cosenos directrices (Direction Cosine Matrix)
 L : Momento de balance [$\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$]
 M : Momento de cabeceo [$\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$]
 N : Momento de guiñada [$\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$]
 \vec{F}_E : Fuerza de empuje [N]
 \vec{M}_p : Momento de propulsión [$\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$]
 Ω : Velocidad angular del eje de la hélice [rad/s]
PCM : Presión de combustible en el manifold [kPa]
 C_{GAS} : Consumo de combustible [g/h]
CG : Centro de gravedad [m]
DBP : Dynamic Back Propagation

INTRODUCCION

Hay un interés significativo con relación a los vehículos aéreos no tripulados UAV que pueden definirse como aeronaves capaces de moverse inteligentemente para realizar tareas y misiones sin intervención directa de un piloto o un teleoperador que lo controle remotamente. Las aplicaciones militares incluyen vigilancia, reconocimiento, combate y pruebas para sistemas de armas nuevos. Las aplicaciones no militares incluyen inspección de tuberías y líneas eléctricas de potencia, vigilancia, patrullaje fronterizo, misiones de rescate, búsqueda de petróleo y gas natural, prevención de fuego, topografía, agricultura y ayuda en desastres naturales.

La dinámica de una aeronave es muy compleja, por lo que para su estudio es común linealizarla y separarla en ecuaciones del movimiento longitudinal y ecuaciones del movimiento lateral. El objetivo de la estabilidad longitudinal es mantener un vuelo estable en velocidad y altura manipulando el elevador. Por otra parte, la estabilidad lateral trata de mantener estable el ángulo de balance y el ángulo de resbalamiento manipulando el timón y los alerones de la aeronave. La mayoría de aeronaves son inestables lateralmente (oscilaciones Dutch roll), es decir, la aeronave no tiende a regresar a sus condiciones iniciales de dirección y ángulo de balance, una vez que ha sido perturbado ya sea por la deflexión de una superficie de control o por una ráfaga de viento.

En esta Tesis se analiza el modelamiento de la dinámica de una aeronave, así como, el diseño de un controlador que permita un vuelo autónomo lateralmente estable, mediante la utilización de técnicas de redes neuronales.

Las redes neuronales artificiales son representaciones del cerebro humano que vienen usándose para representar las capacidades de aprender y razonar del ser humano, y es una técnica de control inteligente que ha demostrado su eficacia en el control de

plantas y/o equipos con comportamiento complejo.

Con el fin de simular y comprobar que el controlador responda adecuadamente a las tareas de control planteadas para la aeronave, se desarrolla un modelo matemático de la aeronave Aerosonde de la empresa Textron que albergue toda la complejidad del modelo del avión.

Se ha organizado la tesis de la siguiente manera:

Capítulo 1, “Presentación del problema”, en este capítulo se presenta el problema y las aplicaciones prácticas de esta tesis.

Capítulo 2, “Conceptos básicos de aerodinámica”, en este capítulo se presenta nociones, teoremas y leyes básicas que rigen a la aerodinámica, así como una breve descripción de las partes y fuerzas presentes en una aeronave, con el fin de tener un mejor entendimiento de la tesis.

Capítulo 3, “Modelamiento dinámico de una aeronave y el problema de control”, en este capítulo se analiza y se calculan las ecuaciones matemáticas que definen el modelo de la aeronave, herramienta importante para el desarrollo de la tesis. También, se define y explica el problema de control, se indica las características que debería cumplir el controlador a diseñar.

Capítulo 4, “Control de la dinámica lateral de una aeronave con redes neuronales”, es el capítulo central de la tesis, para el diseño del controlador con redes neuronales, se utiliza para el entrenamiento el algoritmo Dynamic Back Propagation, se deriva un modelo matemático linealizado del movimiento lateral de la aeronave y que es utilizado en el desarrollo de las fórmulas para el entrenamiento y actualización de los pesos del neurocontrolador, siendo implementados en el entorno de Matlab.

Por último, en este capítulo se muestran los resultados del comportamiento del neurocontrolador obtenidos en las simulaciones.

Capítulo 5, “Recomendaciones para la implementación”, en este capítulo se muestra el hardware recomendado para la implementación del controlador y se da una breve descripción de las características, y el principio de funcionamiento de los sensores y dispositivos.

CAPÍTULO 1

PRESENTACIÓN DEL PROBLEMA

El problema de control para un vuelo lateralmente estable de una aeronave, consiste en diseñar un controlador capaz de mantener el ángulo de resbalamiento β , y la velocidad del movimiento de guiñada r , dentro de valores deseados, ya sea partiendo de condiciones iniciales arbitrarias o después de haber sido perturbados por el movimiento de una superficie de control o una ráfaga de viento.

El ángulo de resbalamiento de una aeronave, se muestra en la Fig. 1.1, si $\beta \neq 0$ significa que la aeronave está derrapando (el frente de la aeronave no está alineado con la dirección de avance), esto no es deseado entre otras razones debido a que se incrementa la resistencia al aire de la aeronave. Para regular el ángulo de resbalamiento se manipula el timón, que está ubicado en la parte posterior de la aeronave.

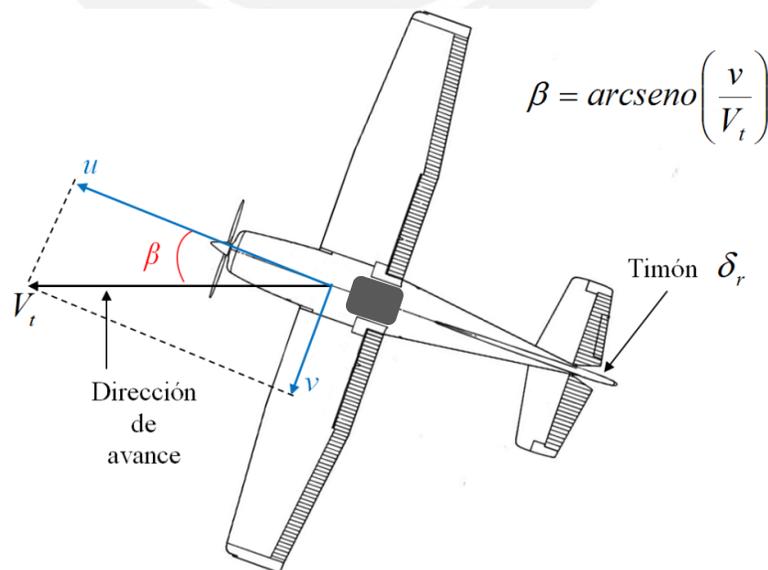


Figura 1.1. El ángulo de resbalamiento β de una aeronave vista desde arriba.
Fuente: Elaboración propia. En base a [25]

La velocidad del movimiento de guiñada r de una aeronave, se muestra en la Fig. 1.2, si $r \neq 0$, significa que la aeronave está cambiando de dirección, esto no es deseable dado que se desea que la aeronave mantenga una dirección estable. Para regular la velocidad angular r también se logra manipulando el timón.

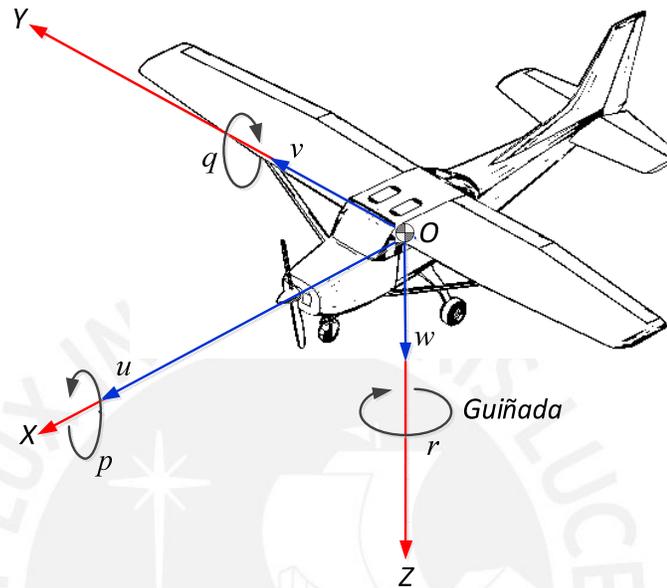


Figura 1.2. La velocidad del movimiento de guiñada r de una aeronave. O es el centro de gravedad de la aeronave, siendo el vector OX en dirección a la nariz del fuselaje de la aeronave, el vector OY es perpendicular OX a que apunta en dirección del ala derecha de la aeronave, y el vector OZ apunta hacia abajo del plano formado por OX y OY . r es la velocidad angular de la rotación en torno al eje OZ
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

Normalmente para cambiar la dirección o rumbo de vuelo, el piloto acciona los alerones, produciendo una desestabilización del vuelo de la aeronave, entre las variables afectas se encuentran las variables β y r . Para obtener un giro coordinado de la aeronave, se trata de mantener en un valor mínimo β y en un valor constante a r manipulando los alerones.

El objetivo de la tesis es diseñar un controlador que permita un vuelo autónomo lateralmente estable de una aeronave, mediante la utilización de técnicas de redes neuronales, basado en el algoritmo de Dynamic Back Propagation. Para entrenar, simular y evaluar el comportamiento del controlador se utilizará el modelo matemático de la aeronave Aerosonde con seis grados de libertad. El esquema del controlador a diseñar en esta tesis se presenta en la Fig. 1.3.

La mayoría de los aviones de aeromodelismo son controlados a través de un sistema de telemetría, mediante el cual es comandado por un operador desde tierra, esto conlleva a errores de maniobrabilidad por mala apreciación de las condiciones del aeronave vistos por el operador desde tierra, y tiene limitaciones por alcance de las radios que realizan la telemetría entre el operador y la aeronave. Un autopiloto subsanaría estas deficiencias, controlando el vuelo de la aeronave en forma segura sin ayuda del operador en tierra, a lo que se suma el aumentando del alcance en distancia de la aeronave, al no depender de la telemetría de las radios. Las aplicaciones de los vehículos aéreos no tripulados UAVs (Unmanned Aircraft Systems), se dan en el área militar y civil [15]. Las aplicaciones militares incluyen vigilancia, reconocimiento, combate y pruebas para sistemas de armas nuevos. Las aplicaciones no militares incluyen inspección de tuberías y líneas eléctricas de potencia, vigilancia, patrullaje fronterizo, misiones de rescate, búsqueda de petróleo y gas natural, prevención de fuego, topografía, agricultura y ayuda en desastres naturales.

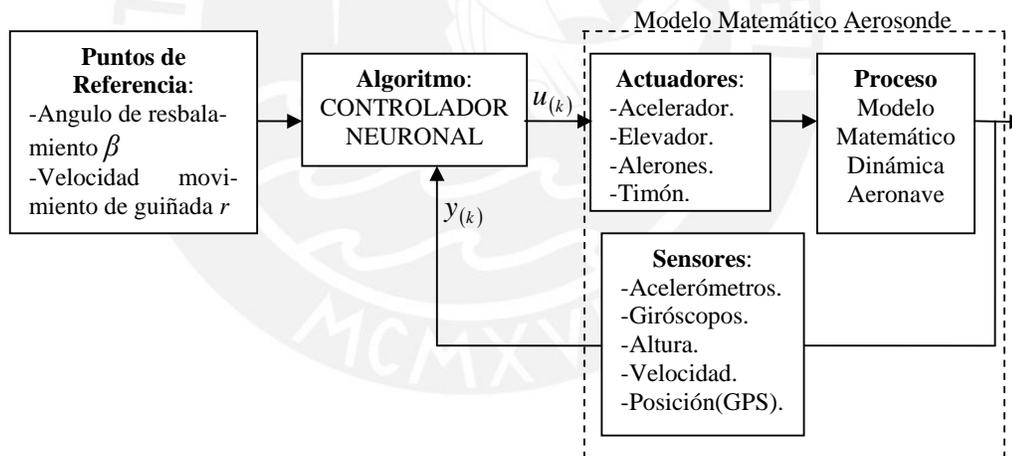


Figura 1.3: Esquema del controlador neuronal y modelo matemático de la aeronave Aerosonde
Fuente: Elaboración propia.

1.1. Objetivos.

1.1.1. Objetivo general.

Diseñar un controlador que permita un vuelo autónomo lateralmente estable de una aeronave, mediante la utilización de técnicas de redes neuronales.

1.1.2. Objetivos específicos.

- Obtener un modelo matemático de la dinámica de una aeronave, que permita realizar las simulaciones de la acción del controlador neuronal sobre la aeronave.
- Diseñar un controlador basado en técnicas de redes neuronales para controlar la estabilidad lateral de una aeronave.
- Utilizar Matlab para simular la acción del controlador neuronal sobre el modelo matemático de la aeronave para diferentes condiciones de vuelo.
- Desarrollar recomendaciones de los sensores y equipos necesarios para la implementación del controlador en una aeronave.



CAPÍTULO 2

CONCEPTOS BÁSICOS DE AERODINÁMICA

2.1. Introducción.

En este capítulo se presenta una introducción al tema de aviones, incluyéndose la nomenclatura utilizada en la aeronáutica y las principales características de una aeronave, orientada hacia un mejor entendimiento de la tesis.

2.2. Teoremas y leyes de la aerodinámica.

2.2.1. Teorema de Bernoulli.

Propuesto por el físico suizo Daniel Bernoulli, el teorema afirma que la energía total de un sistema de fluidos con flujo uniforme permanece constante a lo largo de la trayectoria de flujo [9]. La aceleración del fluido debe verse compensada por una disminución de su presión. En la Fig. 2.1 se muestra la aplicación del principio de Bernoulli sobre el perfil aerodinámico.

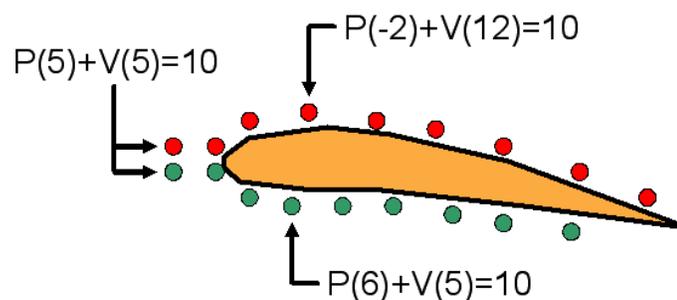


Figura 2.1. Aplicación del principio de Bernoulli sobre el perfil aerodinámico.
Fuente: [36]

2.2.2. Efecto Venturi.

El científico Giovanni Battista Venturi, comprobó experimentalmente que al pasar por un estrechamiento las partículas de un fluido aumentan su velocidad [14], como se muestra en la Fig. 2.2. Si el caudal de un fluido es constante pero la sección disminuye, necesariamente la velocidad aumenta.

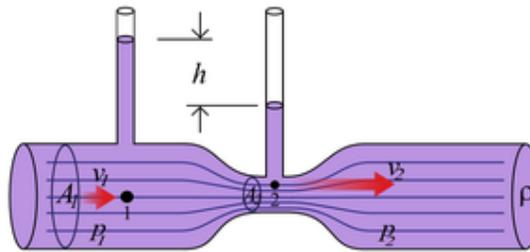


Figura 2.2. Aplicación del efecto Venturi.
Fuente: [28]

El efecto Venturi consiste en que la corriente de un fluido dentro de un conducto cerrado disminuye la presión del fluido al aumentar la velocidad cuando pasa por una zona de estrechamiento. Si en este punto se introduce otro conducto, se produce una aspiración del fluido contenido en el segundo conducto.

La aeronave se encuentra inmersa en el aire, y al desplazarse las alas dividen el aire en dos, una parte de la masa de aire pasa por encima del ala, y la otra por debajo, el aire tiende a pegarse al objeto que está inmerso en él, y como la parte superior del ala tiene una curvatura se crea una zona de estrechamiento por donde va a pasar el aire, esto causa que el aire en la parte superior del ala se acelere (efecto Venturi), y por lo tanto disminuya la presión (Teorema de Bernoulli), al ser mayor la presión debajo del ala, se genera una fuerza hacia arriba denominada sustentación.

2.2.3. Tercera ley de movimiento de Newton

La tercera ley del movimiento de Newton dice: Para cada fuerza (acción), hay una fuerza igual y opuesta (reacción)[17]. En la Fig. 2.3 se muestra la aplicación de la tercera ley de movimiento de Newton sobre un reactor de un Jet.

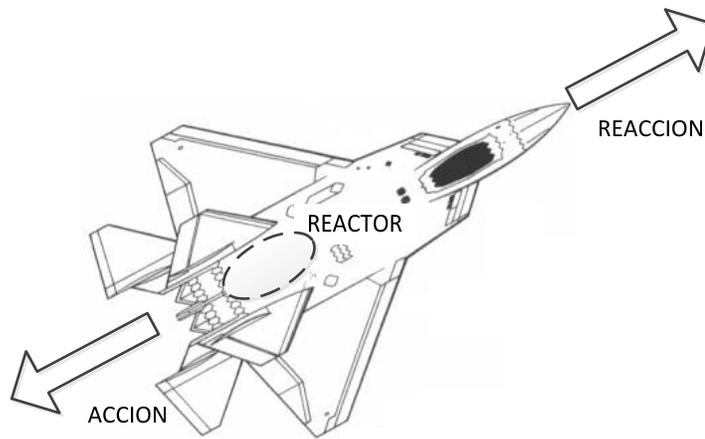


Figura 2.3. Aplicación de la tercera ley de movimiento de Newton sobre un reactor de un Jet.
Fuente: Elaboración propia. En base a [34]

2.3. Aeronave.

Una aeronave es cualquier artificio con capacidad para despegar, aterrizar y navegar por las zonas bajas y medias de la atmósfera, por ejemplo los aviones, helicópteros, globos. En la presente tesis se utilizará el término aeronave para referirnos a un avión.

2.3.1. Partes de una aeronave.

En la Fig. 2.4 se muestra una aeronave y sus partes.

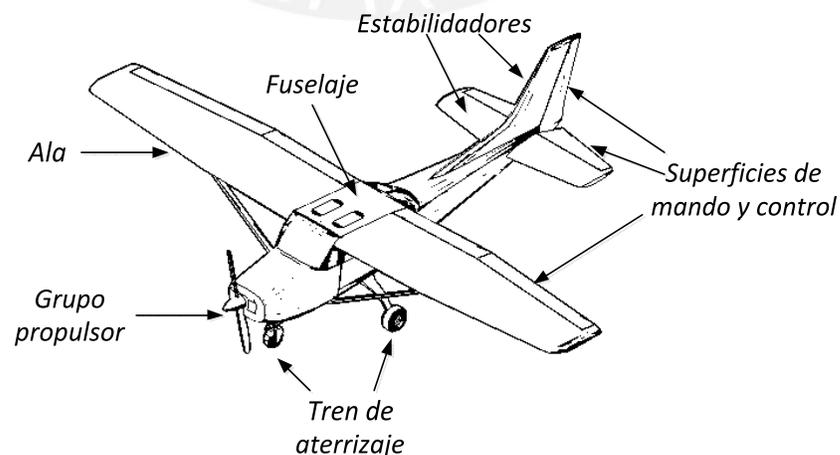


Figura 2.4. Partes de una aeronave.
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

- a. Grupo propulsor (motor).
- b. Fuselaje, su función principal es albergar a la tripulación, pasajeros y carga, además de servir de soporte principal al resto de componentes.
- c. Alas, son los perfiles aerodinámicos principales que van dispuestos en forma perpendicular al fuselaje.
- d. Empenaje, es la sección de la cola de la aeronave conformado por el estabilizador vertical y estabilizador horizontal (ver Fig. 2.5).
- e. Tren de aterrizaje, consta de los elementos necesarios para permitir el carreo de la aeronave en tierra.
- f. Superficies de mando y control, esta parte de la aeronave se trata con más detalle en la sección 2.6.

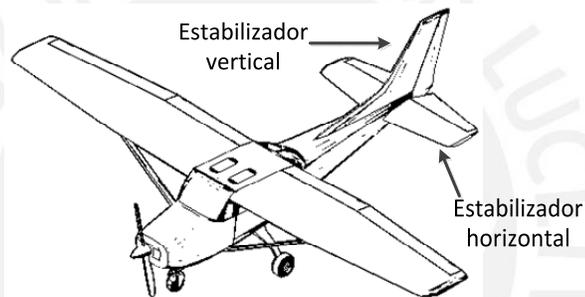


Figura 2.5. Empenaje de una aeronave
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

2.4. Fuerzas que actúan sobre una aeronave en vuelo.

Las principales fuerzas que actúan sobre una aeronave en vuelo son cuatro: Sustentación, peso, empuje y resistencia [4]. Estas fuerzas actúan en pares, la sustentación se opone al peso, y el empuje se opone a la resistencia, como se muestra en la Fig. 2.6.

2.4.1. Sustentación.

Es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo hacia arriba, y cuya dirección es perpendicular al viento relativo y a la envergadura de la aeronave, no necesariamente perpendicular al horizonte [36], como se muestra en la Fig. 2.7.

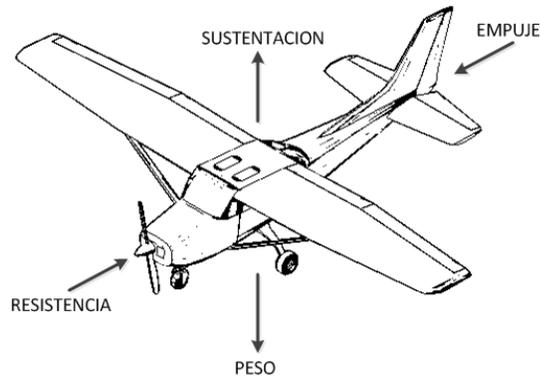


Figura 2.6. Fuerzas que actúan sobre una aeronave.
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]



Figura 2.7. Fuerza de sustentación aplicada a una aeronave.
Fuente: Elaboración propia. En base a [24].

El perfil aerodinámico es la forma plana del ala que al desplazarse por el aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genere sustentación, como se muestra en la Fig. 2.8.

Entre los factores que afectan la sustentación, se tiene: la forma del perfil del ala, la superficie alar, la densidad del aire, la velocidad del viento relativo y el ángulo de ataque.

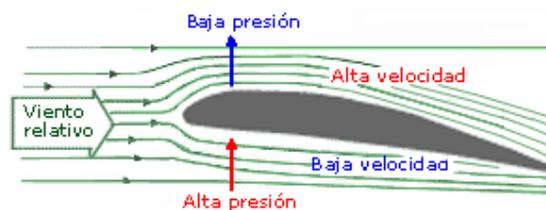


Figura 2.8. Desplazamiento del perfil aerodinámico sobre el viento relativo que crea una distribución de presiones a su alrededor que generan la sustentación.

Fuente: [36]

El ángulo de ataque es el ángulo que forma la cuerda geométrica de un perfil alar con la dirección del viento incidente, como se muestra en la Fig. 2.9.

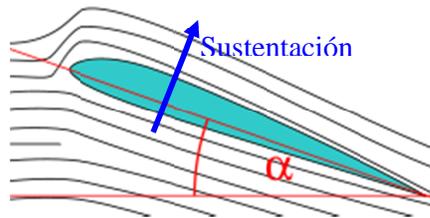


Figura 2.9. Ángulo de ataque de un perfil alar. Las líneas negras indican la dirección del viento, el ángulo α es el ángulo de ataque.

Fuente: [22]

2.4.2. Peso.

El peso es la fuerza de atracción de la gravedad y es proporcional a la masa de la aeronave. En la Fig. 2.10 se muestra la fuerza de peso aplicado sobre una aeronave.

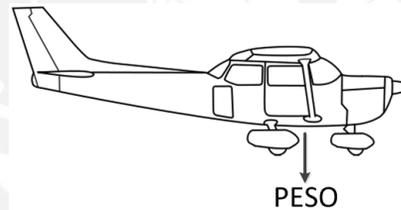


Figura 2.10. La fuerza de peso aplicado sobre una aeronave.

Fuente: Elaboración propia. En base a [24].

2.4.3. Resistencia.

La resistencia es la fuerza que se opone al movimiento de la aeronave y su dirección es opuesta a la trayectoria. En la Fig. 2.11 se muestra la fuerza de resistencia aplicada sobre la aeronave.

2.4.4. Empuje.

Es la fuerza que se utiliza para vencer la inercia de la aeronave cuando está en reposo, acelerarlo en el despegue o en vuelo, mantener una tasa de ascenso y para vencer la fuerza resistencia al avance.

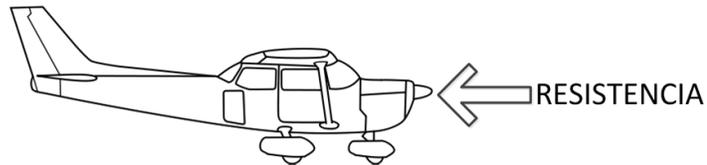


Figura 2.11. La fuerza de resistencia aplicada sobre una aeronave.
Fuente: Elaboración propia. En base a [24].

En la Fig. 2.12 se muestra la fuerza de empuje aplicada sobre una aeronave.

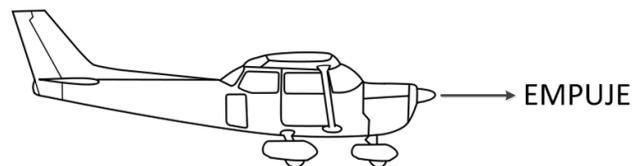


Figura 2.12. La fuerza de empuje aplicada sobre una aeronave.
Fuente: Elaboración propia. En base a [24].

2.5. Ejes de la aeronave.

En la Fig. 2.13 se muestra los ejes de la aeronave y sus movimientos angulares alrededor de ellos.

2.5.1. Eje longitudinal.

Es el eje que va desde la nariz hasta la cola de la aeronave. El movimiento angular alrededor de este eje se denomina balance.

2.5.2. Eje transversal o lateral.

Es el eje que va desde el extremo de un ala hasta el extremo de la otra ala. El movimiento angular alrededor de este eje se denomina cabeceo.

2.5.3. Eje vertical.

Es el eje que atraviesa el centro del fuselaje, y es perpendicular a los ejes longitudinal y transversal. El movimiento angular alrededor de este eje se denomina guiñada.

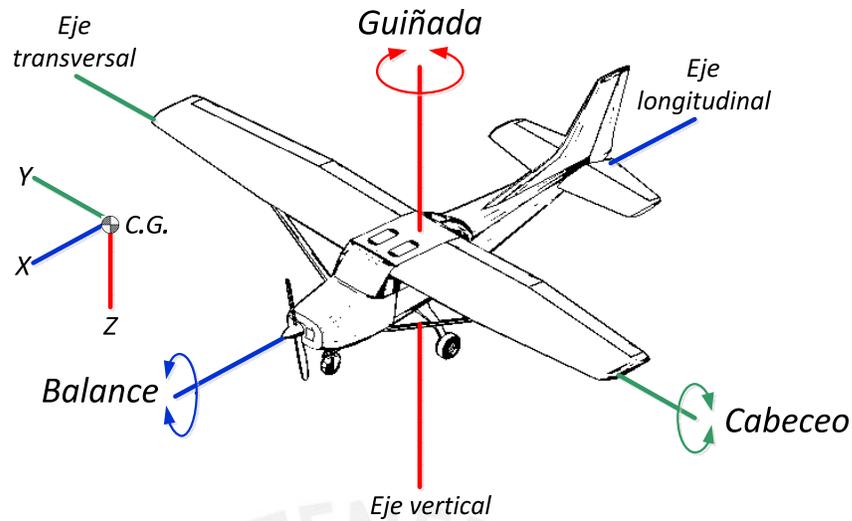


Figura 2.13. Ejes de una aeronave y los movimientos angulares de balance, cabeceo y guiñada.
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

2.6. Superficies de mando y control.

Las superficies de mando y control son tres: Alerones, elevadores y timón de dirección.

2.6.1. Alerones.

Son unas superficies móviles situadas en la parte posterior del extremo de cada ala, cuyo accionamiento provoca el movimiento de balance de la aeronave sobre el eje longitudinal. En la Fig. 2.14 se muestra la ubicación de los alerones sobre la aeronave.

2.6.2. Elevadores.

Son unas superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola de la aeronave, cuyo accionamiento provoca el movimiento de cabeceo de la aeronave sobre su eje transversal modificando el ángulo de ataque. En la Fig. 2.15 se muestra la ubicación del elevador sobre la aeronave.

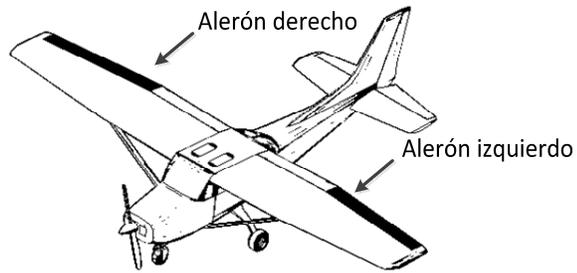


Figura 2.14. Alerones de una aeronave.
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

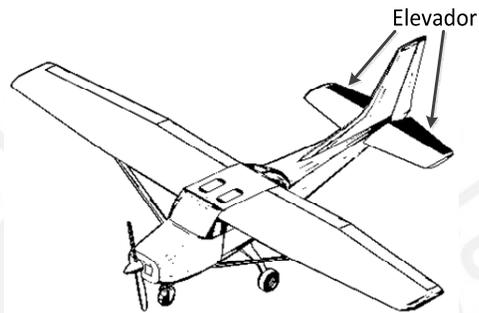


Figura 2.15. Elevadores de la aeronave.
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

2.6.3. Timón de dirección.

Es la superficie móvil situada en la parte posterior del empenaje vertical de la cola de la aeronave, cuyo accionamiento provoca el movimiento de guiñada de la aeronave sobre su eje vertical. En la Fig. 2.16 se muestra la ubicación del timón de dirección sobre la aeronave.

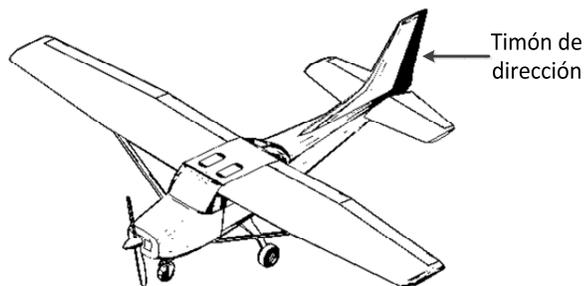


Figura 2.16. Timón de dirección de la aeronave.
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

2.7. Estabilidad de una aeronave.

La estabilidad una aeronave es la capacidad que tiene para retornar a su condición de equilibrio después de haber sufrido alguna perturbación (turbulencia, ráfaga de viento, etc.).

La aeronave tiene tres tipos de estabilidad: longitudinal, lateral y direccional [10].

2.7.1. Estabilidad longitudinal.

La estabilidad longitudinal se refiere al equilibrio que mantiene la aeronave al movimiento sobre su eje transversal (nariz arriba y abajo). La estabilidad longitudinal de la aeronave está equilibrada principalmente por el estabilizador horizontal de cola. En la Fig. 2.17 se muestra la estabilidad longitudinal y el movimiento de la aeronave sobre el eje transversal.



Figura 2.17. Estabilidad longitudinal y el movimiento de la aeronave sobre el eje transversal.
Fuente: Elaboración propia. En base a [24].

2.7.2. Estabilidad lateral.

La estabilidad lateral se refiere al equilibrio que mantiene la aeronave al movimiento de balance sobre su eje longitudinal. Una aeronave que tiende a volver a su posición de alas niveladas después de que una ráfaga de viento levanta o baja una de ellas se dice que es lateralmente estable. En la Fig. 2.18 se muestra la estabilidad lateral y el movimiento de la aeronave sobre el eje longitudinal.

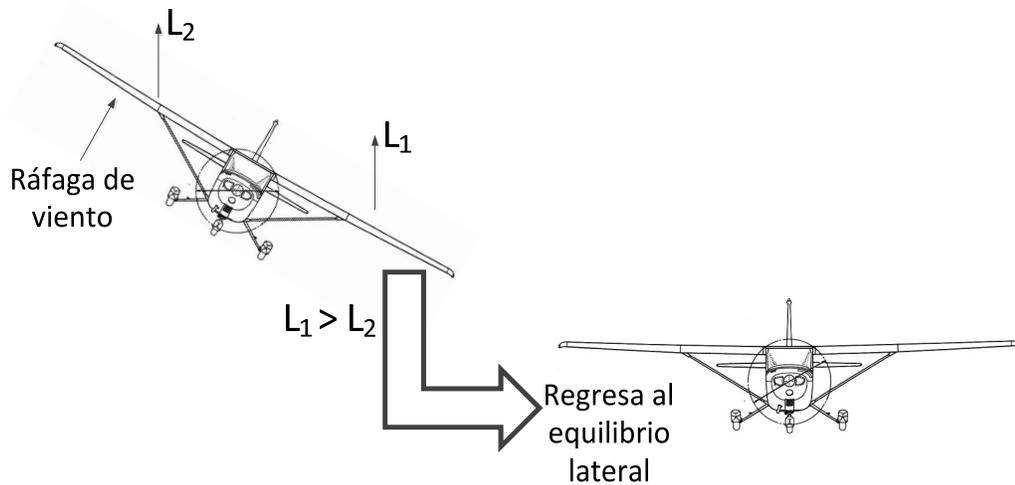


Figura 2.18. Estabilidad lateral y el movimiento angular de la aeronave sobre el eje longitudinal. Cuando una ráfaga de viento levanta o baja una de las alas provoca que el ángulo de ataque en el ala que está abajo sea mayor que el que está arriba, por lo tanto, la sustentación del ala abajo L_1 es mayor que la del ala arriba L_2 , haciendo que la aeronave regrese a su equilibrio lateral.

Fuente: Elaboración propia. En base a [24].

2.7.3. Estabilidad direccional.

La estabilidad direccional se refiere al equilibrio que mantiene la aeronave al movimiento de guiñada sobre el eje vertical. El elemento que proporciona la estabilidad direccional de la aeronave es el estabilizador vertical de cola. En la Fig. 2.19 se muestra la estabilidad direccional y el movimiento angular de la aeronave sobre el eje vertical.

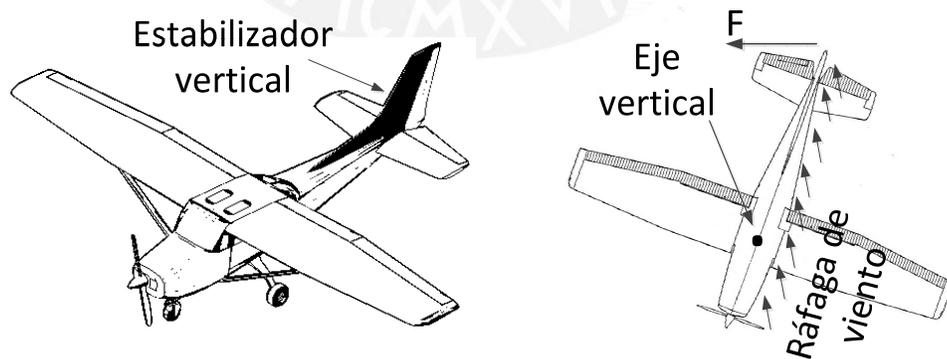


Figura 2.19. Estabilidad direccional y el movimiento angular de la aeronave sobre el eje vertical. Cuando una ráfaga de viento ataca a la aeronave de costado, el estabilizador vertical genera una par de fuerza F haciendo que la cola trate de orientarse hacia la ráfaga, recuperando la estabilidad direccional

Fuente: Elaboración propia. En base a [25] y [39]

2.8. Pérdida de una aeronave.

La pérdida o stall es el efecto provocado por la incapacidad del ala a seguir produciendo fuerza de sustentación, y se produce cuando el ángulo de ataque es mayor al ángulo de ataque crítico. Al pasar este punto disminuye la fuerza sustentación y la fuerza de resistencia se incrementa dando lugar a la entrada en pérdida de la aeronave. En la Fig. 2.20 se muestra el efecto de un perfil aerodinámico a diferentes ángulos de ataque.

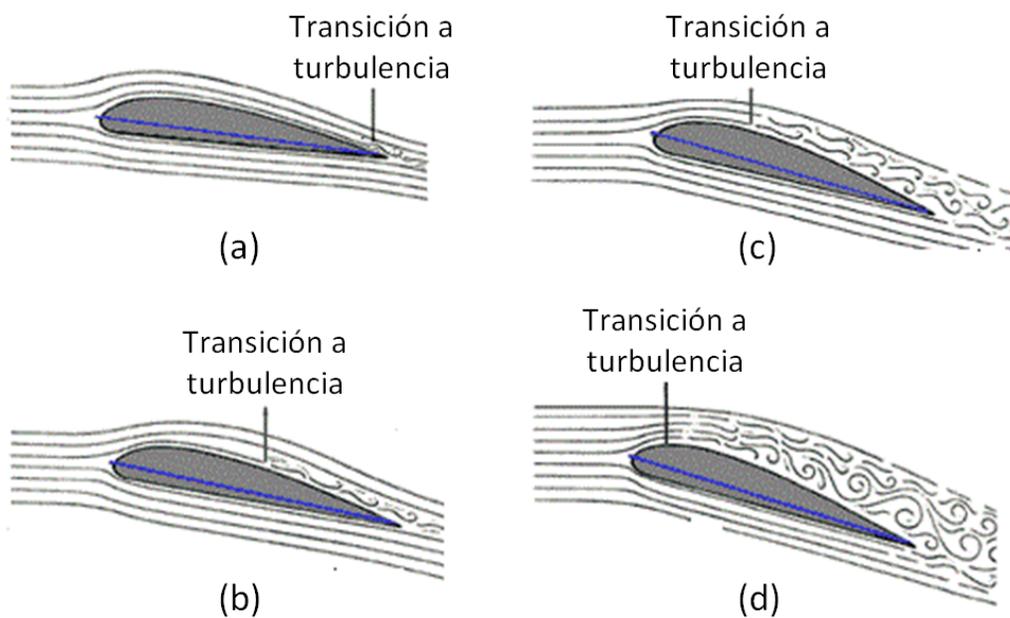


Figura 2.20. Pérdida de sustentación o stall de un perfil aerodinámico (a) Hasta un ángulo de ataque de 8° , apenas hay capa turbulenta, la transición a turbulencia está cerca del borde de salida del ala. (b) Ángulo de ataque 12° , la capa de turbulencia se extiende, pero todavía se produce más sustentación. (c) Ángulo de ataque $16^\circ - 18^\circ$, la capa turbulenta es muy extensa, el ángulo de ataque es crítico, la máxima sustentación a partir de este punto comienza a decaer. (d) Ángulo de ataque de $18^\circ - 20^\circ$, la sustentación disminuye, el ala entrará en pérdida.

Fuente: [36]

CAPÍTULO 3

MODELAMIENTO DINÁMICO DE UNA AERONAVE Y EL PROBLEMA DE CONTROL

3.1. Introducción.

En este capítulo se obtiene el modelo matemático de la dinámica de la aeronave, se trata de obtener un modelo lo suficientemente exacto, con el fin de realizar el entrenamiento y pruebas del controlador neuronal. Las fuerzas y momentos que actúan sobre la aeronave se pueden representar en varios sistemas de ejes de referencia o marcos de referencia los cuales se ven en la sección 3.2. En la sección 3.3 y 3.4 se definen las constantes, parámetros y variables aerodinámicas a utilizarse en el modelamiento. Las deducciones del modelo matemático se presentan en las secciones 3.5 a la 3.13, a través de ecuaciones basadas en leyes y principios de la aerodinámica y la física. En la sección 3.14 se presenta un resumen de las ecuaciones de estado no lineales la aeronave, en la sección 3.15 se presenta las características de la aeronave Aerosonde la cual se utilizará en las simulaciones, y en la sección 3.16 se definirá el problema de control de la aeronave.

3.2. Ejes de referencia.

Los ejes de referencia o marco de referencias son un conjunto de convenciones utilizadas para poder medir la posición, velocidad, fuerza, momento y otras magnitudes físicas que actúan sobre la aeronave.

3.2.1. Ejes de la aeronave.

En [3] se denomina ejes de la aeronave, al sistema de ejes de referencia considera el origen de ejes O , el punto donde se encuentra el centro de gravedad de la aeronave, siendo el vector OX en dirección a la nariz del fuselaje de la aeronave, el vector OY es perpendicular OX a que apunta en dirección del ala derecha de la aeronave, y el vector OZ apunta hacia abajo del plano formado por OX y OY .

Las velocidades lineales totales instantáneas desarrolladas por la aeronave referente a este sistema de ejes se muestran en la Fig. 3.1 y son:

\vec{u} velocidad instantánea en la dirección del eje OX .

\vec{v} velocidad instantánea en la dirección del eje OY .

\vec{w} velocidad instantánea en la dirección del eje OZ .

Asimismo las velocidades angulares totales instantáneas desarrolladas por la aeronave referente a este sistema de ejes se muestran en la Fig. 3.1 y son:

\vec{p} velocidad angular instantánea de rotación en torno al eje OX , su dirección se muestra en la Fig. 3.1.

\vec{q} velocidad angular instantánea de rotación en torno al eje OY , su dirección se muestra en la Fig. 3.1.

\vec{r} velocidad angular instantánea de rotación en torno al eje OZ , su dirección que se muestra en la Fig. 3.1.

3.2.2. Ejes de estabilidad.

Sea V_r la velocidad lineal total a la que se desplaza la aeronave, también se le denomina velocidad relativa al viento.

El ángulo que forma el eje OX de la aeronave con la proyección de V_r sobre el plano XZ , se denomina el ángulo de ataque α .

Los ejes de estabilidad según [6] se consiguen haciendo rotar los ejes de la aeronave el ángulo de ataque α . El eje Y permanece igual, tal como se muestra en la Fig. 3.2.

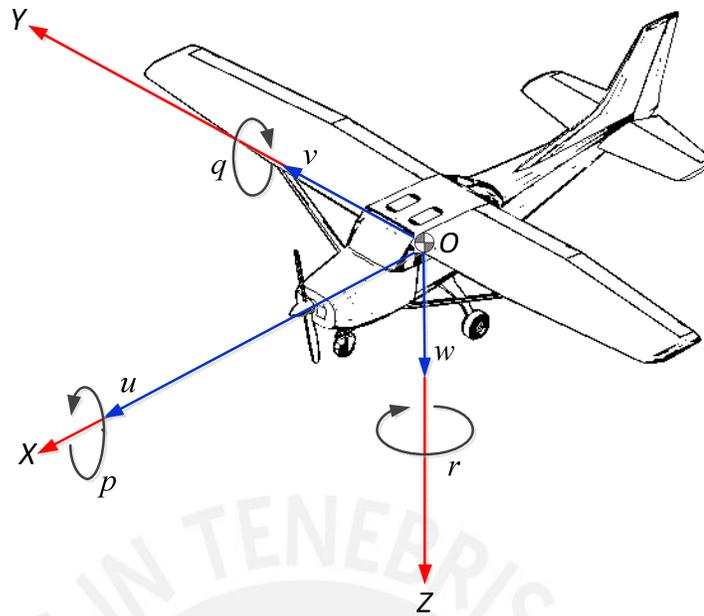


Figura 3.1. Sistema de ejes de una aeronave, sus velocidades lineales y angulares.
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

3.2.3. Ejes respecto al viento.

El ángulo formado por el plano XZ y V_t medidos alrededor el eje OZ se denomina ángulo de resbalamiento β . Para hallar los ejes respecto al viento según [6] se hace rotar los ejes de estabilidad el ángulo β , donde el eje X_{VIENTO} es paralelo al flujo de aire (V_t), tal como se muestra en la Fig. 3.2.

3.2.4. Ángulos de Euler.

Los ángulos de Euler nos sirven para especificar la posición angular de la aeronave, a partir de un sistema de ejes inerciales [3] (Ver Fig. 3.3). OX_E apunta hacia el norte, OY_E apunta hacia el este y OZ_E apunta hacia abajo del plano formado por OX_E y OY_E .

Ψ es el ángulo entre OX_E y la proyección del eje OX en el plano horizontal, Θ es el ángulo entre la horizontal y el eje OX medido en el plano vertical y Φ es el ángulo entre ON (en el plano perpendicular a OX) y el eje OY medido en el plano OYZ (Este plano necesariamente no es vertical).

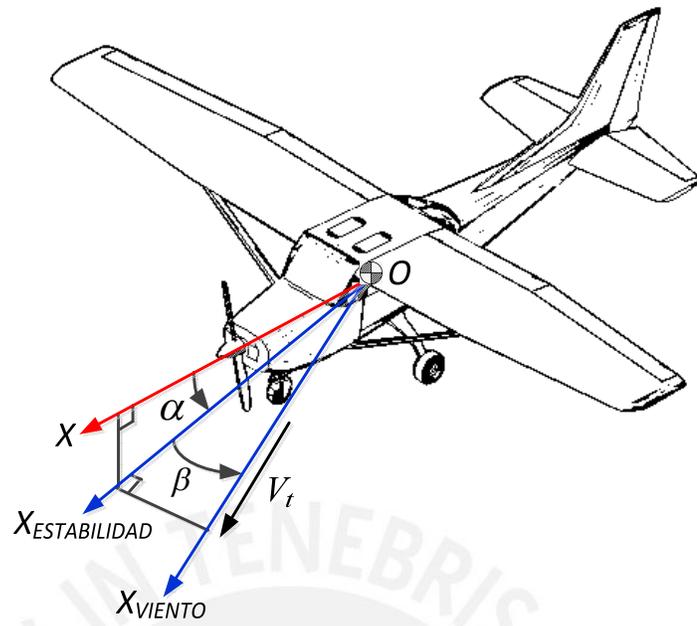


Figura 3.2. Ejes de estabilidad y ejes respecto al viento.
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

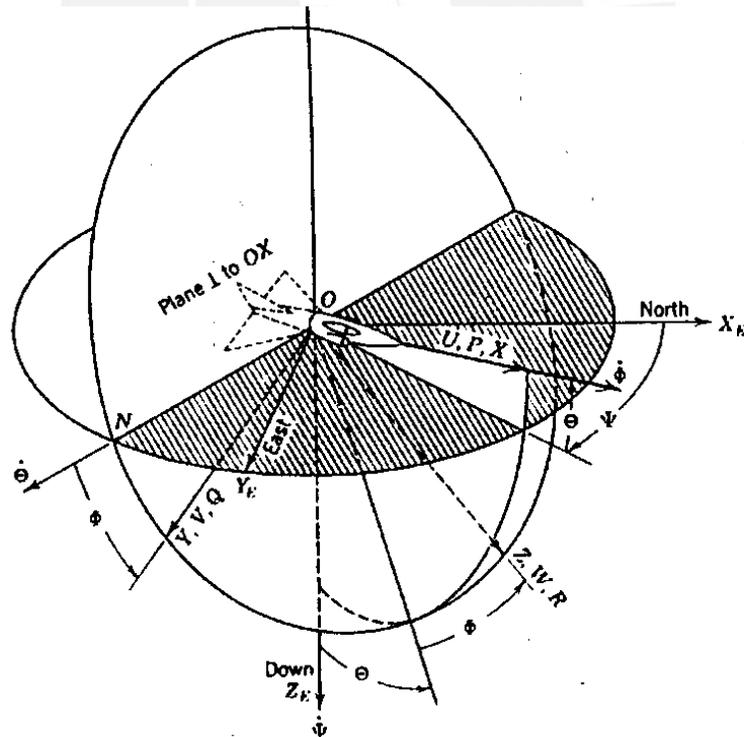


Figura 3.3. Ángulos de Euler de una aeronave.
Fuente: [3]

Las relaciones entre las velocidades angulares de la aeronave y los ángulos de Euler está dada por:

$$\begin{aligned}\dot{\Phi} &= p + q\sin\Phi\sin\Theta + r\cos\Phi\cos\Theta \\ \dot{\Theta} &= q\cos\Phi - r\sin\Phi \\ \dot{\Psi} &= q\sin\Phi\sin\Theta + r\cos\Phi\cos\Theta\end{aligned}\quad \dots\dots(3.1)$$

Se presentan algunos problemas al usar los ángulos de Euler, algunos términos incluyen funciones trigonométricas y en ciertas condiciones tienden al infinito.

Alternativamente a los ángulos de Euler se puede usar quaternions, para describir la rotación de sistemas coordenados en un espacio vectorial de dimensión 4 [2].

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \quad \dots\dots\dots(3.2)$$

Se tiene las siguientes relaciones entre los quaternions y los ángulos de Euler, que son útiles para definir las condiciones iniciales.

$$\begin{aligned}q_0 &= \cos\frac{\Phi}{2}\cos\frac{\Theta}{2}\cos\frac{\Psi}{2} + \sin\frac{\Phi}{2}\sin\frac{\Theta}{2}\sin\frac{\Psi}{2} \\ q_1 &= \sin\frac{\Phi}{2}\cos\frac{\Theta}{2}\cos\frac{\Psi}{2} - \cos\frac{\Phi}{2}\sin\frac{\Theta}{2}\sin\frac{\Psi}{2} \\ q_2 &= \cos\frac{\Phi}{2}\sin\frac{\Theta}{2}\cos\frac{\Psi}{2} + \sin\frac{\Phi}{2}\cos\frac{\Theta}{2}\sin\frac{\Psi}{2} \quad \dots\dots(3.3) \\ q_3 &= \cos\frac{\Phi}{2}\cos\frac{\Theta}{2}\sin\frac{\Psi}{2} - \sin\frac{\Phi}{2}\sin\frac{\Theta}{2}\cos\frac{\Psi}{2}\end{aligned}$$

Las velocidades angulares se relacionan con los quaternions como se muestra a continuación:

$$\begin{aligned}p &= 2(q_0\dot{q}_1 + q_3\dot{q}_2 - q_2\dot{q}_3 - q_1\dot{q}_0) \\ q &= 2(-q_3\dot{q}_1 + q_0\dot{q}_2 + q_1\dot{q}_3 - q_2\dot{q}_0) \quad \dots\dots\dots(3.4) \\ r &= 2(q_2\dot{q}_1 - q_1\dot{q}_2 + q_0\dot{q}_3 - q_3\dot{q}_0)\end{aligned}$$

Ordenando estas ecuaciones para obtener la ecuación de estado del movimiento de la aeronave se obtiene:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \times \begin{bmatrix} 0 & p & q & r \\ -p & 0 & -r & q \\ -q & r & 0 & -p \\ -r & -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots(3.5)$$

La relación entre los parámetros quaternion y los ángulos de Euler es:

$$\Phi = \arctan \frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \dots\dots\dots(3.6 \text{ a})$$

$$\Theta = \arcsin(2 \times [q_2 q_0 - q_1 q_3]) \dots\dots\dots(3.6 \text{ b})$$

$$\Psi = \arctan \frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \dots\dots\dots(3.6 \text{ c})$$

Y la matriz de transformación de coordenadas a partir de los quaternions es:

$$DCM = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \dots\dots(3.7)$$

3.3. Parámetros y variables aerodinámicas.

A continuación se establecen parámetros y variables que se utilizarán en modelo matemático.

Sea $V_{aeronave}$ el vector que representa las velocidades lineales instantáneas desarrolladas por la aeronave:

$$V_{aeronave} = [U_{aeronave} \quad V_{aeronave} \quad W_{aeronave}]$$

Sea V_{viento} el vector de velocidades instantáneas del viento que se oponen o contribuyen al desplazamiento de la aeronave dado en el sistema ejes del avión:

$$V_{viento} = [U_{viento} \quad V_{viento} \quad W_{viento}]$$

La velocidad lineal total a la que se desplaza la aeronave está dada por el vector V_t , y está dado por:

$$\begin{aligned} V_t &= |V_{aeronave} - V_{viento}| \\ V_t &= [\bar{u} \quad \bar{v} \quad \bar{w}] \dots\dots\dots(3.8) \end{aligned}$$

Donde $\bar{u} = U_{aeronave} - U_{viento}$; $\bar{v} = V_{aeronave} - V_{viento}$ y $\bar{w} = W_{aeronave} - W_{viento}$.

En [6] se representa a V_t en función a los ejes respecto al viento, considerando el módulo de V_t ($|V_t|$), y a sus ángulos α y β , de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} |V_t| &= \sqrt{|u|^2 + |v|^2 + |w|^2} \\ \tan \alpha &= \frac{\bar{w}}{a} \\ \text{sen} \beta &= \frac{v}{|V_t|} \\ V_t &= [|V_t| \quad \alpha \quad \beta] \dots \dots \dots (3.9) \end{aligned}$$

Sea $W_{aeronave}$ el vector que representa las velocidades angulares instantáneas desarrolladas por la aeronave:

$$W_{aeronave} = [P_{aeronave} \quad Q_{aeronave} \quad R_{aeronave}]$$

Sea W_{viento} el vector de velocidades angulares instantáneas del viento en coordenadas de los ejes del avión:

$$W_{viento} = [P_{viento} \quad Q_{viento} \quad R_{viento}]$$

La velocidad angular total a la que se desplaza la aeronave está dada por el vector W_t

$$\begin{aligned} W_t &= |W_{aeronave} - W_{viento}| \\ W_t &= [\bar{p} \quad \bar{q} \quad \bar{r}] \dots \dots \dots (3.10) \end{aligned}$$

Donde $\bar{p} = P_{aeronave} - P_{viento}$; $\bar{q} = Q_{aeronave} - Q_{viento}$ y $\bar{r} = R_{aeronave} - R_{viento}$.

Un valor importante para el modelamiento es el número Mach que está dado por:

$$Mach = \frac{|V_t|}{a} \dots \dots \dots (3.11)$$

donde a es la velocidad del sonido a la altura en que se encuentra en ese momento la aeronave. Para efectos del modelamiento del sistema se le considerará constante ya que para el periodo de análisis de la dinámica su variación es muy pequeña.

3.4. Coeficientes aerodinámicos.

En [2] para el cálculo de las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre la aeronave, se

dan en función a sus coeficientes aerodinámicos. A continuación se dan las fórmulas para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos:

3.4.1. Coeficiente de sustentación (Lift) – C_L

$$C_L = C_{L0} + C_L^\alpha \cdot \alpha + C_L^{\delta_f} \cdot \delta_f + C_L^{\delta_e} \cdot \delta_e + \frac{c}{2V_t} (C_L^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + C_L^{\dot{q}} \cdot \dot{q}) + C_L^M \cdot M \quad (3.12)$$

Donde C_{L0} es el coeficiente de sustentación para un ángulo de ataque 0 ($\alpha = 0$); C_L^α es el coeficiente de sustentación debido al ángulo de ataque α ; δ_f es el desplazamiento del flap; $C_L^{\delta_f}$ es el coeficiente de sustentación debido al desplazamiento del flap; δ_e es desplazamiento del elevador; $C_L^{\delta_e}$ es el coeficiente de sustentación debido al desplazamiento del elevador; c es la cuerda media aerodinámica – MAC (Mean aerodynamic chord); $\dot{\alpha}$ es la velocidad de cambio del ángulo de ataque (α); $C_L^{\dot{\alpha}}$ es el coeficiente de sustentación debido a $\dot{\alpha}$; \dot{q} es la velocidad del ángulo de cabeceo; $C_L^{\dot{q}}$ es el coeficiente de sustentación debido a la velocidad angular \dot{q} ; M es el número Mach; C_L^M es el coeficiente de sustentación debido a M .

3.4.2. Coeficiente de resistencia (drag) – C_D

$$C_D = C_{D0} + \frac{(C_L - C_{L0})^2}{\pi e AR} + C_D^{\delta_f} \cdot \delta_f + C_D^{\delta_e} \cdot \delta_e + C_D^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_D^{\delta_r} \cdot \delta_r + C_D^M \cdot M \quad \dots(3.13)$$

Donde C_{D0} , es el coeficiente de resistencia mínima; e es el coeficiente de Oswald;

$AR = \frac{b^2}{S}$; b es la envergadura del ala; S es la superficie del ala; $C_D^{\delta_f}$ es el

coeficiente de resistencia debido al desplazamiento del flap; $C_D^{\delta_e}$ es el coeficiente de resistencia debido al desplazamiento del elevador; δ_a es el desplazamiento del alerón; $C_L^{\delta_a}$ es el coeficiente de resistencia debido al desplazamiento del alerón; δ_r es el desplazamiento del timón; $C_D^{\delta_r}$ es el coeficiente de resistencia debido al desplazamiento del timón; C_D^M es el coeficiente de resistencia debido al número Mach.

3.4.3. Coeficiente de fuerza side – C_Y

$$C_Y = C_Y^\beta \cdot \beta + C_Y^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_Y^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V_t} (C_Y^p \cdot \dot{p} + C_Y^r \cdot \dot{r}) \dots (3.14)$$

Donde C_Y^β es el coeficiente de fuerza Side debido al ángulo de resbalamiento; $C_Y^{\delta_a}$ es el coeficiente de fuerza Side debido al desplazamiento del alerón; $C_Y^{\delta_r}$ es el coeficiente de fuerza Side debido al desplazamiento del timón; \dot{p} es la velocidad angular de balance; C_Y^p es el coeficiente de fuerza Side debido a la velocidad angular \dot{p} ; \dot{r} es la velocidad angular de guiñada; C_Y^r es el coeficiente de fuerza Side debido a la velocidad angular \dot{r} .

3.4.4. Coeficiente de momento de cabeceo - C_m

$$C_m = C_{m0} + C_m^\alpha \cdot \alpha + C_m^{\delta_f} \cdot \delta_f + C_m^{\delta_e} \cdot \delta_e + \frac{c}{2V_t} (C_m^{ap} \cdot \dot{\alpha} + C_m^q \cdot \dot{q}) + C_m^M \cdot M \quad (3.15)$$

Donde C_{m0} es el coeficiente de momento de cabeceo para un ángulo de ataque 0 ($\alpha = 0$); $C_m^{\delta_f}$ es el coeficiente de momento de cabeceo debido al desplazamiento del

flap; $C_m^{\delta_e}$ es el coeficiente de momento pitch debido al desplazamiento del elevador; $C_m^{\dot{\alpha}}$ es el coeficiente de momento de cabeceo debido a $\dot{\alpha}$; C_m^q es el coeficiente de momento de cabeceo debido a la velocidad angular q ; C_m^M , es el coeficiente de momento de cabeceo debido al número Mach.

3.4.5. Coeficiente de momento de balance - C_l

$$C_l = C_l^\beta \cdot \beta + C_l^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_l^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V_t} (C_l^p \cdot p + C_l^r \cdot r) \dots\dots(3.16)$$

Donde C_l^β es el coeficiente de momento de balance debido al ángulo de resbalamiento β ; $C_l^{\delta_a}$ es el coeficiente de momento de balance debido al desplazamiento del alerón; $C_l^{\delta_r}$ es el coeficiente de momento de balance debido al desplazamiento del timón; C_l^p es el coeficiente de momento de balance debido a la velocidad angular p ; C_l^r , es el coeficiente de momento de balance debido a la velocidad angular r .

3.4.6. Coeficiente de momento de guiñada - C_n

$$C_n = C_n^\beta \cdot \beta + C_n^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_n^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V_t} (C_n^p \cdot p + C_n^r \cdot r) \dots\dots(3.17)$$

Donde C_n^β , es el coeficiente de momento de guiñada debido al ángulo de resbalamiento β ; $C_n^{\delta_a}$ es el coeficiente de momento de guiñada debido al desplazamiento del alerón; $C_n^{\delta_r}$ es el coeficiente de momento de guiñada debido al desplazamiento del timón; C_n^p es el coeficiente de momento de guiñada debido a la

velocidad angular \dot{p} ; C_n^r es el coeficiente de momento de guiñada debido a la velocidad angular r .

3.5. Fuerzas aerodinámicas.

En [15] considera que las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre una aeronave en vuelo son:

3.5.1. Sustentación (lift) \bar{L} .

La fuerza de sustentación (Ver Fig. 3.4), es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo hacia arriba, y cuya dirección es perpendicular al viento relativo y a la envergadura del avión (no necesariamente perpendiculares al horizonte)[36].



Figura 3.4. Fuerza de sustentación.
Fuente: Elaboración propia. En base a [24].

La ecuación para la sustentación está dada por:

$$\bar{L} = -\frac{1}{2} \rho \cdot V_t^2 \cdot S \cdot C_L \dots \dots \dots (3.18)$$

Donde ρ es la densidad del aire a la altura en que se encuentra la aeronave en ese instante (para efectos del modelamiento esta se considerará constante ya que para el periodo de análisis de la dinámica su variación es muy pequeño); V_t es la velocidad relativa de la aeronave; S es la superficie del ala y C_L es el coeficiente de sustentación.

Haciendo $Q = \frac{1}{2} \rho \cdot S$

La ecuación quedaría de la siguiente forma:

$$\vec{L} = -Q \cdot V_t^2 \cdot C_L \dots \dots \dots (3.19)$$

3.5.2. Resistencia (drag) \vec{D} .

La fuerza de resistencia (Ver Fig. 3.5), es la fuerza que se opone al movimiento de la aeronave, su dirección opuesta a la trayectoria.

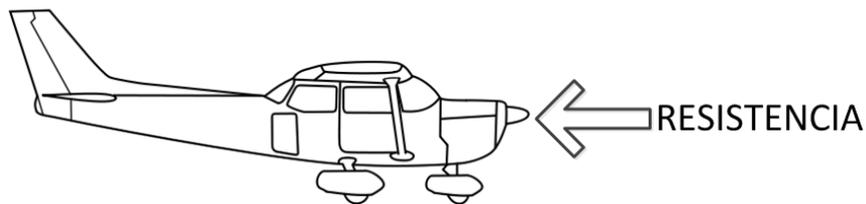


Figura 3.5. Fuerza de Resistencia.
Fuente: Elaboración propia. En base a [24].

La ecuación para la resistencia está dada por:

$$\vec{D} = -\frac{1}{2} \rho \cdot V_t^2 \cdot S \cdot C_D = -Q \cdot V_t^2 \cdot C_D \dots \dots \dots (3.20)$$

Donde C_D es el coeficiente de resistencia.

3.5.3. Side force \vec{Y} .

La fuerza side force (Ver Fig. 3.6), es la fuerza que es ortogonal a la dirección del viento relativo y ortogonal a la fuerza de sustentación, y está dada por:

$$\vec{Y} = \frac{1}{2} \rho \cdot V_t^2 \cdot S \cdot C_Y = Q \cdot V_t^2 \cdot C_Y \dots \dots \dots (3.21)$$

Donde C_Y es el coeficiente de side force.

Una variable importante es la *presión dinámica* que está dada por:

$$q_{pd} = \frac{\rho}{2} V_t^2 \dots \dots \dots (3.22)$$

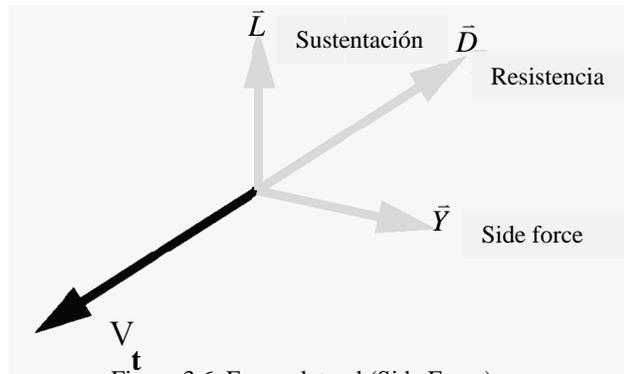


Figura 3.6. Fuerza lateral (Side Force)
Fuente: Elaboración propia.

Las fuerzas aerodinámicas están dadas respecto a los ejes del viento, por lo que hay que transformarlos a los ejes respecto de la aeronave, para ello se utiliza una matriz de transformación DCM (Direction Cosine Matrix), que está dado por:

$$DCM = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \text{sen} \beta & \text{sen} \alpha \cos \beta \\ -\cos \alpha \text{sen} \beta & \cos \beta & -\text{sen} \alpha \text{sen} \beta \\ -\text{sen} \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \dots\dots\dots (3.23)$$

Las fuerzas aerodinámicas respecto a los ejes de la aeronave son:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = DCM^T \times \begin{bmatrix} D \\ Y \\ L \end{bmatrix} \dots\dots\dots (3.24)$$

3.6. Momentos aerodinámicos.

Según [15] los momentos aerodinámicos que actúan sobre una aeronave en vuelo son:

3.6.1. Momento de balance (L).

Es el momento que se desarrolla en dirección del vector \bar{p} (ver Fig. 3.1),

$$\bar{M}_L = \frac{1}{2} \rho \cdot V_t^2 \cdot S \cdot b \cdot C_l = Q \cdot b \cdot V_t^2 \cdot C_l \dots\dots\dots(3.25)$$

donde b es la envergadura del ala; C_l es el coeficiente del momento de balance.

3.6.2. Momento de cabeceo (M).

Es el momento que se desarrolla en dirección del vector \vec{q} (ver Fig. 3.1),

$$\vec{M}_M = \frac{1}{2} \rho \cdot V_t^2 \cdot S \cdot c \cdot C_m = Q \cdot c \cdot V_t^2 \cdot C_m \dots \dots \dots (3.26)$$

donde c es la cuerda media aerodinámica – MAC (Mean aerodynamic chord); C_m es el coeficiente de momento de cabeceo.

3.6.3. Momento guiñada (N).

Es el momento que se desarrolla en dirección del vector \vec{r} (ver Fig. 3.1),

$$\vec{M}_N = \frac{1}{2} \rho \cdot V_t^2 \cdot S \cdot b \cdot C_n = Q \cdot b \cdot V_t^2 \cdot C_n \dots \dots \dots (3.27)$$

donde C_n es el coeficiente de momento de guiñada.

La matriz de momentos aerodinámicos sería:

$$Maero = [L \quad M \quad N] \dots \dots \dots (3.28)$$

3.7. Fuerza de empuje (\vec{F}_E)

En [2] el empuje de la aeronave lo desarrolla el conjunto conformado por sistema de propulsión (motor de pistón) y la hélice de la aeronave.

La fuerza de empuje está dada por la fuerza producida netamente por la hélice de la aeronave y está en la dirección del eje OX de la aeronave.

$$\vec{F}_E = \vec{F}_{HELICE}$$

$$F_{HELICE} = \frac{4}{\pi^2} \rho \cdot R^4 \cdot \Omega^2 \cdot C_E \dots \dots \dots (3.29)$$

Donde R es el radio de la hélice en m; Ω es la velocidad angular de la hélice o eje del motor en rad/s; C_E es el coeficiente de empuje.

El coeficiente de empuje se obtiene de tablas (Ver Tabla A.2 del Anexo A) de C_E

versus J (donde J es el radio de avance instantáneo de la hélice). El dato que se ingresa a la tabla es el valor de J y mediante interpolaciones se halla el valor de C_E , la gráfica para la interpolación se muestra en la Fig. 3.7.

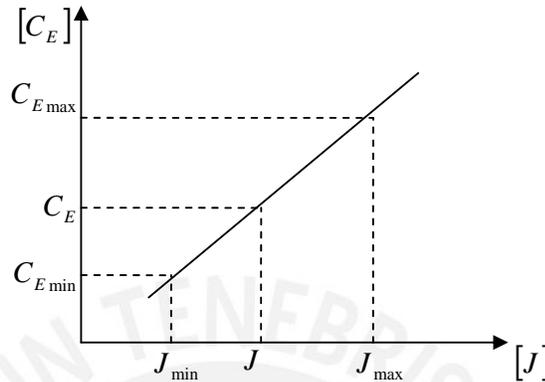


Figura 3.7. Gráfica para la interpolación para obtener el coeficiente de empuje C_E a partir del radio de avance instantáneo de la hélice J .
Fuente: Elaboración propia.

Para el cálculo de C_E se tiene la siguiente fórmula:

$$C_E = m_E \cdot J + b_E$$

Donde $m_E = \frac{C_{E \max} - C_{E \min}}{J_{\max} - J_{\min}}$; $b_E = -\frac{C_{E \max} - C_{E \min}}{J_{\max} - J_{\min}} \times J_{\min} + C_{E \min}$; J_{\max} y J_{\min} son los

valores próximos superior e inferior a J en la columna correspondiente en la tabla A.2; $C_{E \max}$ y $C_{E \min}$ son los valores de la columna C_E correspondientes a J_{\max} y J_{\min} en la tabla A.2 y J es el radio de avance instantáneo de la hélice en rad^{-1} , que está definido por:

$$J = \frac{\pi \cdot V_t}{\Omega \cdot R} \dots\dots\dots(3.30)$$

3.8. Momento de propulsión (\bar{M}_p)

Según [2] el momento de propulsión está dado por el torque generado por el motor alrededor del eje OX de la aeronave, su unidad de medida es el Nm,

$$\bar{M}_p = -\frac{P}{\Omega} \dots\dots\dots(3.31)$$

donde P , es la potencia del motor a la altura en que se encuentra trabajando, su unidad de medida es el W.

Las tablas de datos del motor son tomados a nivel del mar, por lo que hay que aplicarles un factor de corrección por la altura para hallar la potencia efectiva de trabajo. Así,

$$P = F_A * P_{MOTOR} \dots \dots \dots (3.32)$$

donde P_{MOTOR} , es la potencia del motor a nivel del mar, su unidad de medida es el W; F_A es el factor de corrección por altura, y está dado por:

$$F_A = \left[\frac{T_{NM}}{T} \right]^2 \dots \dots \dots (3.33)$$

donde T_{NM} es la temperatura atmosférica a nivel del mar en K; T es la temperatura atmosférica de la altura en que se encuentra en ese instante la aeronave.

3.8.1. Potencia del motor P_{MOTOR} .

En [2] la potencia del motor está en función a la velocidad angular del eje del motor (Ω), generalmente dada en tablas en revoluciones por minuto (RPM), y por la presión del combustible en el manifold (válvula de ingreso al colector) la que se denomina PCM . Para hallar la potencia instantánea desarrollada por el motor se realiza una doble interpolación a las tablas del fabricante con los datos de RPM y PCM instantáneos (Ver Tabla A.3 del Anexo A), tomando un intervalo de la tabla [PCM_{MIN}, PCM_{MAX}] - [RPM_{MIN}, RPM_{MAX}] y su correspondencia en potencia tal como se muestra en la Tabla 3.1 y en la Fig. 3.8, donde RPM_{MIN} y RPM_{MAX} son los valores próximos inferior y superior a RPM en la columna correspondiente en la Tabla A.3; PCM_{MIN} y PCM_{MAX} son los valores próximos inferior y superior a PCM en la fila correspondiente en la Tabla A.3.

El cálculo de la potencia del motor a nivel del mar se obtiene de las siguientes formulas:

$$P_1 = m_{p1} \cdot RPM + b_{p1} \dots \dots \dots (3.34)$$

$$P_2 = m_{p2} \cdot RPM + b_{p2} \dots \dots \dots (3.35)$$

Tabla 3.1. Potencia del motor P_{MOTOR} [W], según la presión del combustible en el manifold PCM [kPa] y la velocidad angular del eje del motor [rpm]

		Presión de combustible en el manifold [kPa]		
		PCM_{MIN}	PCM	PCM_{MAX}
Revoluciones por minuto	RPM_{MIN}	P_{1MIN}		P_{2MIN}
	RPM	P_1	P_{MOTOR}	P_2
	RPM_{MAX}	P_{1MAX}		P_{2MAX}

Fuente: Elaboración propia.

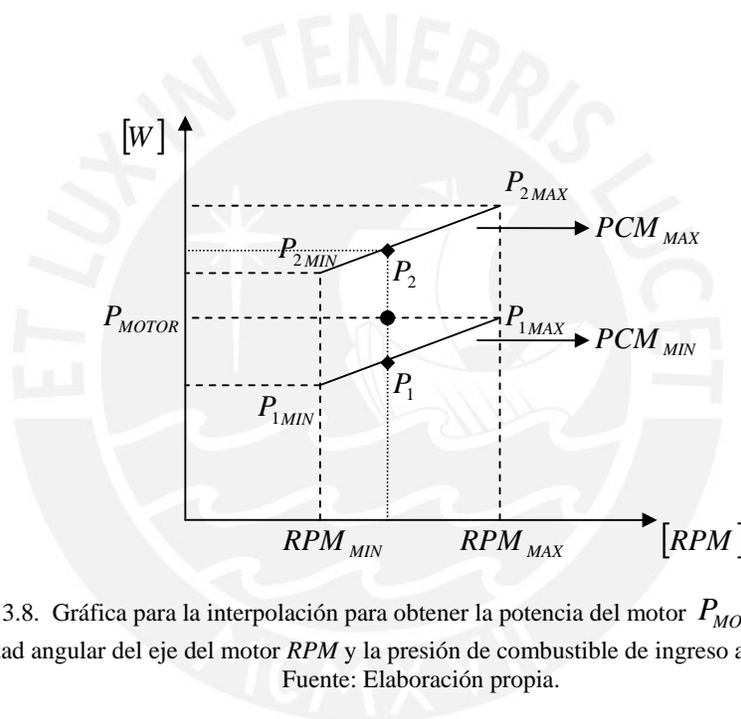


Figura 3.8. Gráfica para la interpolación para obtener la potencia del motor P_{MOTOR} a partir de la velocidad angular del eje del motor RPM y la presión de combustible de ingreso al manifold PCM .
Fuente: Elaboración propia.

Donde P_1 es el resultado de la interpolación de P_{1MIN} y P_{1MAX} ; P_{1MIN} es el valor correspondiente a RPM_{MIN} y PCM_{MIN} en la Tabla A.3 y P_{1MAX} es el valor correspondiente a RPM_{MAX} y PCM_{MIN} en la Tabla A.3.

$$m_{P_1} = \frac{P_{1MAX} - P_{1MIN}}{RPM_{MAX} - RPM_{MIN}}$$

$$b_{P_1} = -\frac{P_{1MAX} - P_{1MIN}}{RPM_{MAX} - RPM_{MIN}} RPM_{MIN} + P_{1MIN}$$

y P_2 , resultado de la interpolación de P_{2MIN} y P_{2MAX} ; P_{2MIN} es el valor correspondiente a RPM_{MIN} y PCM_{MAX} en la Tabla A.3 y P_{2MAX} es el valor correspondiente a RPM_{MAX} y PCM_{MAX} en la Tabla A.3.

$$m_{P_2} = \frac{P_{2MAX} - P_{2MIN}}{RPM_{MAX} - RPM_{MIN}}$$

$$b_{P_2} = -\frac{P_{2MAX} - P_{2MIN}}{RPM_{MAX} - RPM_{MIN}} RPM_{MIN} + P_{2MIN}$$

Se realiza otra interpolación entre P_1 y P_2 para la PCM instantáneo (presión de combustible instantáneo en el manifold) para hallar la potencia instantánea del motor P_{MOTOR} .

$$P_{MOTOR} = \frac{P_2 - P_1}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}} \times PCM - \frac{P_2 - P_1}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}} \times PCM_{MIN} + P_1$$

haciendo los reemplazos de P_1 y P_2 la ecuación para la P_{MOTOR} sería:

$$P_{MOTOR} = C_{p1} \times RPM \times PCM + C_{p2} \times PCM + C_{p3} \times RPM + C_{p4} \dots (3.36)$$

$$\text{Donde } C_{p1} = \frac{m_{P_2} - m_{P_1}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}}; C_{p2} = \frac{b_{P_2} - b_{P_1}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}};$$

$$C_{p3} = -\frac{(m_{P_2} - m_{P_1}) \times PCM_{MIN}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}} + m_{P_1} \text{ y } C_{p4} = -\frac{(b_{P_2} - b_{P_1}) \times PCM_{MIN}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}} + b_{P_1}$$

3.8.2. Velocidad angular instantánea del eje del motor (Ω).

Para [2] la velocidad angular instantánea del eje del motor (Ω) está dado por la siguiente fórmula:

$$\Omega = \frac{\bar{M}_P + \bar{M}_{HELICE}}{J_{MOTOR} + J_{HELICE}} \dots (3.37)$$

Donde J_{MOTOR} es el momento de inercia del motor; J_{HELICE} es el momento de inercia de la hélice. J_{MOTOR} y J_{HELICE} son proporcionados por el fabricante del motor.

En [2] calcula el momento de la hélice mediante la siguiente fórmula:

$$\vec{M}_{HELICE} = -\frac{4}{\pi^3} \rho \cdot R^5 \cdot \Omega^2 \cdot C_p \dots\dots(3.38)$$

Donde C_p es el coeficiente de potencia. C_p se obtiene de tablas (Ver Tabla A.2 del Anexo A) de C_p versus J . El dato que se ingresa a la tabla es el valor de J y mediante interpolaciones se halla el valor de C_p , la gráfica para la interpolación se muestra en la Fig. 3.9.

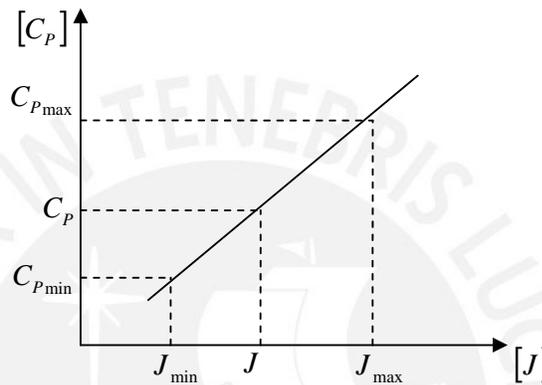


Figura 3.9. Gráfica para la interpolación para obtener el coeficiente de empuje C_p a partir del radio de avance instantáneo de la hélice J .
Fuente: Elaboración propia

Para el cálculo de C_p se tiene la siguiente fórmula:

$$C_p = m_p \cdot J + b_p \dots\dots(3.39)$$

Donde $m_p = \frac{C_{p_{max}} - C_{p_{min}}}{J_{max} - J_{min}}$; $b_p = -\frac{C_{p_{max}} - C_{p_{min}}}{J_{max} - J_{min}} \times J_{min} + C_{p_{min}}$; J_{max} y J_{min} son los

valores próximos superior e inferior a J en la columna correspondiente en la tabla A.2; $C_{p_{max}}$ y $C_{p_{min}}$ son los valores de la columna C_p correspondientes a J_{max} y J_{min} en la tabla A.2 y J es el radio de avance instantáneo de la hélice.

3.8.3. Presión de combustible en el manifold (PCM).

En [2] el cálculo de la presión de combustible en el manifold (PCM) depende de la presión atmosférica a la altura en que se encuentra la aeronave y la posición del acelerador del motor. El acelerador se representa como la fracción entre la presión de manifold (válvula de ingreso al colector) y la presión atmosférica, normalmente

para este tipo de motores, la presión de manifold es siempre menor o igual a la presión atmosférica a la altura en que se encuentra la aeronave en ese momento, por lo tanto, el acelerador (Acc) tomará valores entre 0 y 1, para la siguiente ecuación:

$$PCM = (P_{ATM} - PCM_{MIN}) \times Acc + PCM_{MIN} \dots \dots (3.40)$$

Donde $PCM \geq PCM_{MIN}$; P_{ATM} es la presión atmosférica en kPa; PCM_{MIN} es la presión mínima en el manifold a la que trabaja bien el motor según información del fabricante y Acc representa el desplazamiento del acelerador del motor y toma valores entre 0 y 1.

3.8.4. Consumo de combustible (C_{GAS})

En [2] el consumo de combustible esta dado en [g/h] y está en función a la velocidad angular del eje del motor, generalmente dada en tablas en revoluciones por minuto (RPM), y por la presión del combustible en el manifold (PCM). Para hallar el consumo de combustible instantáneo desarrollada por el motor se realiza una doble interpolación a las tablas del fabricante con los datos de RPM y PCM instantáneos (Ver Tabla A.4 del Anexo A), tomando un intervalo de la tabla [PCM_{MIN} , PCM_{MAX}] - [RPM_{MIN} , RPM_{MAX}] y su correspondencia en potencia tal como se muestra en la Tabla 3.2 y en la Fig. 3.10, donde RPM_{MIN} y RPM_{MAX} son los valores próximos inferior y superior a RPM en la columna correspondiente en la Tabla A.4; PCM_{MIN} y PCM_{MAX} son los valores próximos inferior y superior a PCM en la fila correspondiente en la Tabla A.4.

El cálculo del consumo de combustible del motor se obtiene de las siguientes formulas:

$$C_{GAS1} = m_{G1} \cdot RPM + b_{G1} \dots \dots \dots (3.41)$$

$$C_{GAS2} = m_{G2} \cdot RPM + b_{G2} \dots \dots \dots (3.42)$$

Tabla 3.2. Consumo de combustible del motor C_{GAS} [g/h], según la presión del combustible en el manifold PCM [kPa] y la velocidad angular del eje del motor [rpm]

		Presión de combustible en el manifold [kPa]		
		PCM_{MIN}	PCM	PCM_{MAX}
Revoluciones por minuto	RPM_{MIN}	$C_{GAS1MIN}$		$C_{GAS2MIN}$
	RPM	C_{GAS1}	C_{GAS}	C_{GAS2}
	RPM_{MAX}	$C_{GAS1MAX}$		$C_{GAS2MAX}$

Fuente: Elaboración propia.

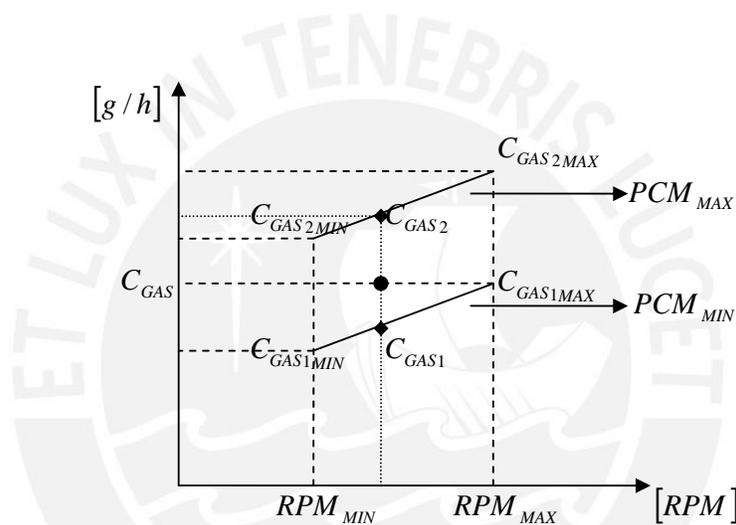


Figura 3.10. Gráfica para la interpolación para obtener el consumo de combustible del motor C_{GAS} a partir de la velocidad angular del eje del motor RPM y la presión de combustible de ingreso al manifold PCM .

Fuente: Elaboración propia.

Donde C_{GAS1} es el resultado de la interpolación de $C_{GAS1MIN}$ y $C_{GAS1MAX}$; $C_{GAS1MIN}$ es el valor correspondiente a RPM_{MIN} y PCM_{MIN} en la Tabla A.4 y $C_{GAS1MAX}$ es el valor correspondiente a RPM_{MAX} y PCM_{MIN} en la Tabla A.4.

$$m_{G1} = \frac{C_{GAS1MAX} - C_{GAS1MIN}}{RPM_{MAX} - RPM_{MIN}}$$

$$b_{G1} = -\frac{C_{GAS1MAX} - C_{GAS1MIN}}{RPM_{MAX} - RPM_{MIN}} RPM_{MIN} + C_{GAS1MIN}$$

y C_{GAS2} , es el resultado de la interpolación de $C_{GAS2MIN}$ y $C_{GAS2MAX}$; $C_{GAS2MIN}$ es el valor correspondiente a RPM_{MIN} y PCM_{MAX} en la Tabla A.4 y $C_{GAS2MAX}$ es el valor correspondiente a RPM_{MAX} y PCM_{MAX} en la Tabla A.4.

$$m_{G2} = \frac{C_{GAS2MAX} - C_{GAS2MIN}}{RPM_{MAX} - RPM_{MIN}}$$

$$b_{G2} = -\frac{C_{GAS2MAX} - C_{GAS2MIN}}{RPM_{MAX} - RPM_{MIN}} RPM_{MIN} + C_{GAS2MIN}$$

Se realiza otra interpolación de C_{GAS1} y C_{GAS2} para la PCM instantánea para hallar el consumo de combustible instantáneo del motor C_{GAS} ,

$$C_{GAS} = \frac{C_{GAS2} - C_{GAS1}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}} \times PCM - \frac{C_{GAS2} - C_{GAS1}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}} \times PCM_{MIN} + C_{GAS1} \dots (3.43)$$

haciendo los reemplazos de C_{GAS1} y C_{GAS2} la ecuación para la C_{GAS} sería:

$$C_{GAS} = C_{pg1} \times RPM \times PCM + C_{pg2} \times PCM + C_{pg3} \times RPM + C_{pg4} \dots (3.44)$$

$$\text{Donde } C_{pg1} = \frac{m_{G2} - m_{G1}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}}; C_{pg2} = \frac{b_{G2} - b_{G1}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}};$$

$$C_{pg3} = -\frac{(m_{G2} - m_{G1}) \times PCM_{MIN}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}} + m_{G1} \text{ y } C_{pg4} = -\frac{(b_{G2} - b_{G1}) \times PCM_{MIN}}{PCM_{MAX} - PCM_{MIN}} + b_{G1}$$

3.9. Masa, centro de gravedad e inercia de la aeronave.

3.9.1. Masa del combustible consumido (M_{GAS})

La masa del combustible consumido está dada por la siguiente fórmula:

$$M_{GAS} = -\int C_{GAS} \cdot dt \text{ [kg]} \dots (3.45)$$

La masa de la aeronave cambia con el consumo de combustible, la masa instantánea de la aeronave m , está dada por,

$$m = M_{lleno} + M_{GAS} \text{ [kg]} \dots (3.46)$$

donde M_{lleno} es la masa de la aeronave con tanque de combustible lleno.

3.9.2. Centro de Gravedad de la aeronave.

El centro de gravedad de la aeronave también varía debido al cambio de la masa de la aeronave por el consumo de combustible. El centro de gravedad instantáneo (CG) está dado por las coordenadas (Xcg, Ycg, Zcg) del punto de aplicación del centro de gravedad sobre la aeronave.

Para calcular el centro de gravedad instantáneo se mide el CG tanto con el tanque lleno y con el tanque vacío y mediante interpolación se calcula el CG instantáneo, la gráfica para la interpolación se muestra en la Fig. 3.11.

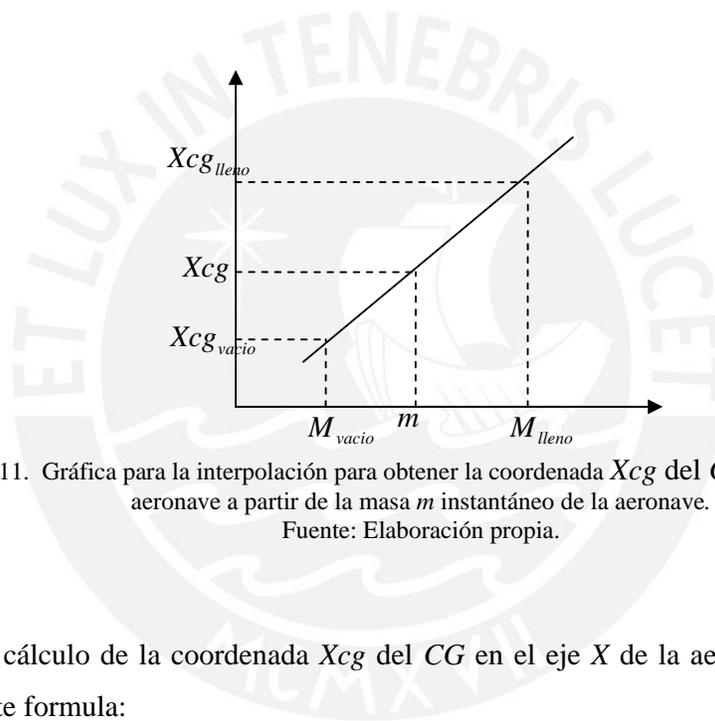


Figura 3.11. Gráfica para la interpolación para obtener la coordenada Xcg del CG en el eje X de la aeronave a partir de la masa m instantáneo de la aeronave.

Fuente: Elaboración propia.

Para el cálculo de la coordenada Xcg del CG en el eje X de la aeronave se tiene la siguiente formula:

$$Xcg = m_x \times m + b_x \dots\dots\dots(3.47)$$

donde $m_x = \frac{Xcg_{lleno} - Xcg_{vacio}}{M_{lleno} - M_{vacio}}$; $b_x = Xcg_{lleno} - m_x \times M_{lleno}$; M_{lleno} y M_{vacio} son las

masas de la aeronave con tanque lleno y tanque vacío respectivamente; Xcg_{lleno} y Xcg_{vacio} son las coordenadas del CG en el eje X con tanque lleno y tanque vacío respectivamente.

Para el cálculo de la coordenada Ycg del CG en el eje Y de la aeronave se tiene la siguiente formula:

$$Ycg = m_Y \times m + b_Y \dots\dots\dots(3.48)$$

donde $m_Y = \frac{Ycg_{lleno} - Ycg_{vacio}}{M_{lleno} - M_{vacio}}$; $b_Y = Ycg_{lleno} - m_Y \times M_{lleno}$; Ycg_{lleno} y Ycg_{vacio} son las coordenadas del CG en el eje Y con tanque lleno y tanque vacío respectivamente.

Para el cálculo de la coordenada Zcg del CG en el eje Z de la aeronave se tiene la siguiente formula:

$$Zcg = m_Z \times m + b_Z \dots\dots\dots(3.49)$$

donde $m_Z = \frac{Zcg_{lleno} - Zcg_{vacio}}{M_{lleno} - M_{vacio}}$; $b_Z = Zcg_{lleno} - m_Z \times M_{lleno}$; Zcg_{lleno} y Zcg_{vacio} son las coordenadas del CG en el eje Z con tanque lleno y tanque vacío respectivamente.

3.9.3. Inercias de la aeronave.

Las inercias instantáneas de la aeronave son J_X , J_Y , J_Z , J_{XZ} .

Como la masa de la aeronave cambia con el consumo de combustible también lo hacen las inercias de la aeronave, para el cálculo de las inercias instantáneas se miden las inercias de la aeronave con el tanque vacío y con el tanque lleno, y con la masa instantánea se realiza una interpolación para obtener las inercias instantáneas, la gráfica para la interpolación se muestra en la Fig. 3.12.

Para el cálculo de la inercia para J_X se tiene la siguiente formula:

$$J_X = m_{J_X} \times m + b_{J_X} \dots\dots\dots(3.50)$$

donde $m_{J_X} = \frac{J_{Xlleno} - J_{Xvacio}}{M_{lleno} - M_{vacio}}$; $b_{J_X} = J_{Xlleno} - m_{J_X} \times M_{lleno}$; J_{Xlleno} y J_{Xvacio} son las inercias de J_X con tanque lleno y tanque vacío respectivamente.

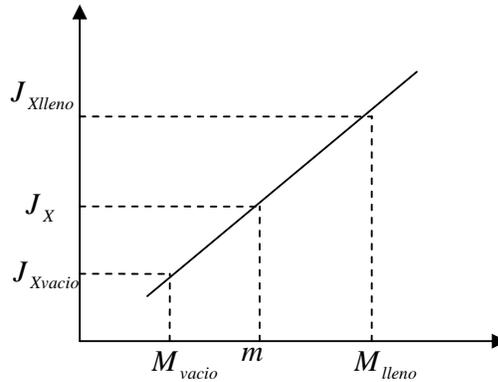


Figura 3.12. Gráfica para la interpolación para obtener la inercia J_X de la aeronave a partir de la masa m instantáneo de la aeronave.
Fuente: Elaboración propia.

Para el cálculo de la inercia para J_Y se tiene la siguiente formula:

$$J_Y = m_{J_y} \times m + b_{J_y} \dots \dots \dots (3.51)$$

donde $m_{J_y} = \frac{J_{Ylleno} - J_{Yvacío}}{M_{lleno} - M_{vacío}}$; $b_{J_y} = J_{Ylleno} - m_{J_y} \times M_{lleno}$; J_{Ylleno} y $J_{Yvacío}$ son las inercias de J_Y con tanque lleno y tanque vacío respectivamente.

Para el cálculo de la inercia para J_Z se tiene la siguiente formula:

$$J_Z = m_{J_z} \times m + b_{J_z} \dots \dots \dots (3.52)$$

donde $m_{J_z} = \frac{J_{Zlleno} - J_{Zvacío}}{M_{lleno} - M_{vacío}}$; $b_{J_z} = J_{Zlleno} - m_{J_z} \times M_{lleno}$; J_{Zlleno} y $J_{Zvacío}$ son las inercias de J_Z con tanque lleno y tanque vacío respectivamente.

Para el cálculo de la inercia para J_{XZ} se tiene la siguiente formula:

$$J_{XZ} = m_{J_{xz}} \times M + b_{J_{xz}} \dots \dots \dots (3.53)$$

donde $m_{J_{xz}} = \frac{J_{XZlleno} - J_{XZvacío}}{M_{lleno} - M_{vacío}}$; $b_{J_{xz}} = J_{XZlleno} - m_{J_{xz}} \times M_{lleno}$; $J_{XZlleno}$ y $J_{XZvacío}$ son las inercias de J_{XZ} con tanque lleno y tanque vacío respectivamente.

3.10. Fuerzas y momentos totales

Las fuerzas totales que actúan en el CG de la aeronave (Ver Fig. 3.13) están dadas por la ecuación:

$$F_{CG} = Faero + Fprop \dots\dots\dots(3.54)$$

Donde *Faero* es la matriz de las fuerzas aerodinámicas y *Fprop* es la matriz de las fuerzas de propulsión.

Las aceleraciones totales que actúa en el CG de la aeronave está dada por:

$$A = \frac{1}{m} F_{CG} = \frac{1}{m} (Faero + Fprop) \dots\dots\dots(3.55)$$

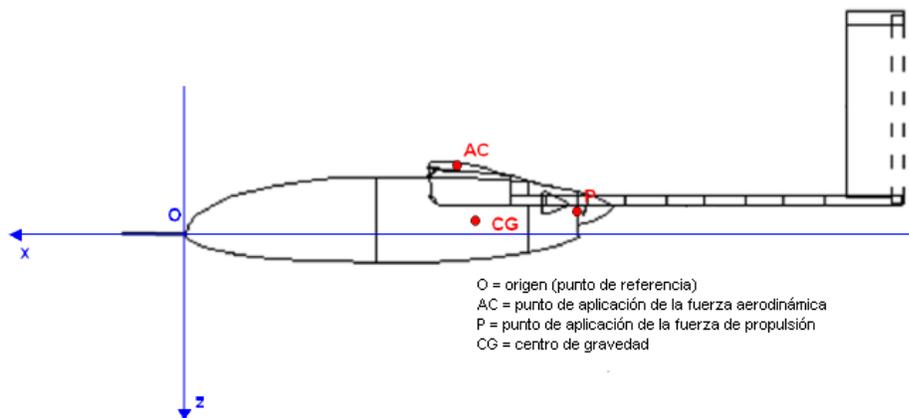


Figura 3.13. Diagrama de ubicación de los puntos de aplicación de la fuerza aerodinámica, fuerza de propulsión y centro de gravedad de una aeronave.
Fuente: [48]

Los momentos totales que actúan en el CG de la aeronave, están dados por las siguientes ecuaciones:

$$M_{aeroCG} = (r_{aero} - CG) \times \vec{F}_{aero} \dots\dots\dots(3.56)$$

$$M_{propCG} = (r_{prop} - CG) \times \vec{F}_{prop} \dots\dots\dots (3.57)$$

Donde M_{aeroCG} es el momento desarrollado por la fuerza aerodinámica en el CG; M_{propCG} es el momento desarrollado por la fuerza de propulsión en el CG; $r_{aero} = AC$ es el punto de aplicación de la fuerza aerodinámica resultante y $r_{prop} = P$ es el punto de aplicación de la fuerza de propulsión resultante.

El momento total M_{CG} producido en el centro de gravedad de la aeronave es:

$$M_{CG} = M_{aero} + M_{prop} + M_{aeroCG} + M_{propCG} \dots\dots(3.58)$$

Donde M_{aero} es la matriz de momentos aerodinámicos y M_{prop} es la matriz de momentos de propulsión.

3.11. Ecuaciones de movimiento de la aeronave

Para hallar las ecuaciones de movimiento de la aeronave, se dan las siguientes asunciones y definiciones [3]:

- (1) El centro de ejes coordenados está localizado en el centro de gravedad de la aeronave.
- (2) Las inercias J_{XY} y J_{YZ} son iguales a cero, debido a que los ejes OX y OZ caen en el plano de simetría de la aeronave.
- (3) Se considera como sistemas de coordenadas inerciales al conjunto de ejes con origen en el centro de la tierra pero no rota con la tierra.

Aplicando la segunda ley de movimiento de Newton:

$$\sum \vec{F} = \frac{d}{dt}(m\vec{V}_t)]_I \dots\dots\dots(3.59)$$

$$\sum \vec{M} = \frac{d}{dt}\vec{H}]_I \dots\dots\dots(3.60)$$

donde $\sum \vec{F}$ es la sumatoria de todas las fuerzas externas actuando sobre la aeronave; m es la masa de la aeronave; \vec{V}_t es el vector de velocidades lineales totales; $\sum \vec{M}$ es la sumatoria de todos los momentos externos actuando sobre la aeronave; \vec{H} es el momento de momentos (momento angular) y $]_I$ indica que la derivada es con respecto al espacio inercial.

Las fuerzas y momentos externos consisten de fuerzas y momentos en equilibrio y los cambios en ellos causan o resultan en una perturbación de su condición de equilibrio.

$$\begin{aligned} \sum \vec{F} &= \sum F_o + \sum \Delta F \dots\dots\dots(3.61) \\ \sum \vec{M} &= \sum \vec{M}_o + \sum \Delta \vec{M} \end{aligned}$$

Donde $\sum \vec{F}_o$ es la sumatoria de las fuerzas en equilibrio y $\sum \vec{M}_o$ es la sumatoria de los momentos en equilibrio.

En el análisis de dinámica de la aeronave, se la considera en equilibrio antes de que se le introduzca una perturbación, así, $\sum \vec{F}_o$ y $\sum \vec{M}_o$ son iguales a cero.

La aeronave es inicialmente considerada en vuelo sin aceleraciones y las perturbaciones son producidas por la deflexión de las superficies de control o por las turbulencias atmosféricas.

Reescribiendo las Ecs. (3.59) y (3.60) se tiene:

$$\sum \Delta \vec{F} = \frac{d}{dt} (m \vec{V}_t)]_I \dots\dots\dots(3.62)$$

$$\sum \Delta \vec{M} = \frac{d}{dt} \vec{H}]_I \dots\dots\dots(3.63)$$

Se hacen las siguientes asunciones adicionales:

- (4) La masa de la aeronave permanece constante durante cualquier análisis de dinámica.
- (5) Se considera a la aeronave como un cuerpo rígido.
- (6) Se asume que la tierra es la referencia inercial.

La Ec. (3.62) puede expandirse a,

$$\sum \Delta \vec{F} = \left[\frac{dm}{dt} \cdot \vec{V}_t + m \cdot \frac{d\vec{V}_t}{dt} \right]]_I \dots\dots\dots(3.64)$$

como se consideró la masa constante y el movimiento de la aeronave con respecto a la tierra la Ec.(3.64) se reduce a:

$$\sum \Delta \vec{F} = m \cdot \left[\frac{d\vec{V}_t}{dt} \right]]_E \dots\dots\dots(3.65)$$

Es necesario obtener una expresión para la derivada con respecto al tiempo del vector velocidad con respecto a la tierra. Este proceso es complicado por el hecho de que el vector velocidad va rotando mientras cambia de magnitud.

La derivada total de un vector se demuestra en [3], de la cual se tiene la siguiente ecuación para el segundo término de la Ec. (3.65):

$$\left. \frac{d\vec{V}_t}{dt} \right]_E = \bar{I}_{VT} \frac{dV_t}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V}_t \dots\dots\dots(3.66)$$

Donde \bar{I}_{VT} es el vector unidad en dirección del vector \vec{V}_t ; V_t es la magnitud de \vec{V}_t ;

$\bar{I}_{VT} \frac{dV_t}{dt}$ es el cambio de la velocidad lineal y $\vec{\omega}$ es la velocidad angular total de la aeronave con respecto a la tierra.

Expresando \vec{V}_t y $\vec{\omega}$ vectorialmente,

$$\vec{V}_t = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \dots\dots\dots(3.67)$$

$$\vec{\omega} = p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k} \dots\dots\dots(3.68)$$

donde $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$ son los vectores unidad de los ejes X, Y y Z de la aeronave respectivamente.

Reemplazando las Ecs. (3.67) y (3.68) en la Ec. (3.66):

$$\bar{I}_{VT} \frac{dV_t}{dt} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \dots\dots\dots(3.69)$$

$$\vec{\omega} \times \vec{V}_t = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ p & q & r \\ u & v & w \end{vmatrix} \dots\dots\dots(3.70)$$

$$\vec{\omega} \times \vec{V}_t = (w \times q - v \times r)\vec{i} + (u \times r - w \times p)\vec{j} + (v \times p - u \times q)\vec{k} \dots\dots\dots(3.71)$$

$\sum \Delta \vec{F}$ puede escribirse en términos de sus componentes;

$$\sum \Delta \vec{F} = \vec{i} \sum \Delta F_x + \vec{j} \sum \Delta F_y + \vec{k} \sum \Delta F_z \dots\dots(3.72)$$

De las Ecs. (3.69), (3.71) y (3.72) se obtiene las ecuaciones de movimiento lineal de la aeronave:

$$\begin{aligned}\sum \Delta F_x &= m(\dot{u} + w \times q - v \times r) \\ \sum \Delta F_y &= m(\dot{v} + u \times r - w \times p) \dots\dots\dots(3.73) \\ \sum \Delta F_z &= m(\dot{w} + v \times p - u \times q)\end{aligned}$$

Las aceleraciones totales producidas en la aeronave, se obtiene de la Ec.(3.73)

$$\begin{aligned}a_{TX} &= \frac{\sum \Delta F_x}{m} = \dot{u} + w \times q - v \times r \\ a_{TY} &= \frac{\sum \Delta F_y}{m} = \dot{v} + u \times r - w \times p \dots\dots\dots(3.74) \\ a_{TZ} &= \frac{\sum \Delta F_z}{m} = \dot{w} + v \times p - u \times q\end{aligned}$$

La aceleración de la gravedad (g) debe transformarse a los ejes respecto a la aeronave, utilizando la matriz de transformación DCM visto en la Ec. (3.23):

$$\begin{bmatrix} a_{gX} \\ a_{gY} \\ a_{gZ} \end{bmatrix} = DCM \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \dots\dots\dots(3.75)$$

de las Ecs. (3.55) y (3.75) se tiene:

$$\begin{bmatrix} a_{TX} \\ a_{TY} \\ a_{TZ} \end{bmatrix} = A + \begin{bmatrix} a_{gX} \\ a_{gY} \\ a_{gZ} \end{bmatrix}$$

despejando las derivadas de la Ec. (3.74) se obtiene las ecuaciones de movimiento lineal de la aeronave:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{TX} + v \times r - w \times q \\ a_{TY} + w \times p - u \times r \\ a_{TZ} + u \times q - v \times p \end{bmatrix} \dots\dots\dots(3.76)$$

En [3], para obtener las ecuaciones del movimiento angular, se utiliza la Ec. (3.63):

$$\sum \Delta \vec{M} = \frac{d}{dt} \vec{H}]_I \dots\dots\dots(3.77)$$

Es necesario obtener una expresión para \vec{H} , que es el momento angular o momento de momentos de un cuerpo girando. El momento de un elemento de masa dm debido a la velocidad angular $\vec{\omega}$ será igual a la velocidad tangencial multiplicado por dm respecto al centro de rotación instantáneo (Ver Fig. 3.14).

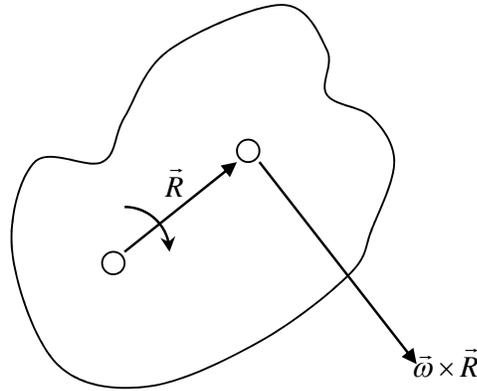


Figura 3.14. Momento angular de un cuerpo girando.
Fuente: Elaboración propia.

La velocidad tangencial puede expresarse como:

$$\vec{V}_{\text{tan}} = \vec{\omega} \times \vec{R} \dots \dots \dots (3.78)$$

El incremento del momento resultante de esta velocidad tangencial del elemento de masa dm puede expresarse como:

$$d\vec{M} = (\vec{\omega} \times \vec{R}) dm \dots \dots \dots (3.79)$$

El momento de momentos es el momento multiplicado por la distancia del brazo entre el centro de rotación y el punto de aplicación de dm , como ecuación de vectores se tiene:

$$d\vec{H} = \vec{R} \times (\vec{\omega} \times \vec{R}) dm \dots \dots \dots (3.80)$$

$\vec{H} = \int d\vec{H}$ integrando toda la masa de la aeronave, se tiene:

$$\vec{H} = \int \vec{R} \times (\vec{\omega} \times \vec{R}) dm \dots \dots \dots (3.81)$$

Evaluando el triple producto vectorial:

$$\vec{\omega} = p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k}$$

$$\vec{R} = x_r\vec{i} + y_r\vec{j} + z_r\vec{k}$$

$$\vec{\omega} \times \vec{R} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ p & q & r \\ x_r & y_r & z_r \end{vmatrix} \dots\dots\dots(3.82)$$

$$\vec{\omega} \times \vec{R} = (z_r q - y_r r) \vec{i} + (x_r r - z_r p) \vec{j} + (y_r p - x_r q) \vec{k} \dots\dots\dots(3.83)$$

$$\vec{R} \times (\vec{\omega} \times \vec{R}) = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ x_r & y_r & z_r \\ z_r q - y_r r & x_r r - z_r p & y_r p - x_r q \end{vmatrix} \dots\dots\dots(3.84)$$

$$\begin{aligned} \vec{R} \times (\vec{\omega} \times \vec{R}) = & \left[(y_r^2 + z_r^2) p - x_r y_r q - x_r z_r r \right] \vec{i} + \\ & \left[(z_r^2 + x_r^2) q - y_r z_r r - x_r y_r p \right] \vec{j} + \dots\dots\dots(3.85) \\ & \left[(x_r^2 + y_r^2) r - x_r z_r p - y_r z_r q \right] \vec{k} \end{aligned}$$

Sustituyendo la Ec. (3.85) en la Ec. (3.81):

$$\begin{aligned} \vec{H} = & \int \left[(y_r^2 + z_r^2) p - x_r y_r q - x_r z_r r \right] dm \vec{i} + \\ & \int \left[(z_r^2 + x_r^2) q - y_r z_r r - x_r y_r p \right] dm \vec{j} + \dots\dots\dots(3.86) \\ & \int \left[(x_r^2 + y_r^2) r - x_r z_r p - y_r z_r q \right] dm \vec{k} \end{aligned}$$

Dado que $\int (y_r^2 + z_r^2) dm$ se define como el momento de inercia J_x , y $\int x_r y_r dm$ se define como el producto de inercia J_{xy} y así con los demás elementos de la Ec. (3.86)

Recordando que se asumió que $J_{xy} = J_{yz} = 0$, la Ec. (3.86) puede reescribirse como

$$\begin{aligned} H_x &= p \times J_x - r \times J_{xz} \\ H_y &= q \times J_y \dots\dots\dots(3.87) \\ H_z &= r \times J_z - p \times J_{xz} \end{aligned}$$

La Ec. (3.63) indica que se requiere la derivada total de \vec{H} con respecto al tiempo y como \vec{H} cambia en dirección y magnitud, se reescribe (3.63):

$$\sum \Delta \vec{M} = \vec{I}_H \frac{d\vec{H}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{H} \dots\dots\dots(3.88)$$

Los componentes de $\vec{I}_H \frac{d\vec{H}}{dt}$ son:

$$\begin{aligned}\frac{dH_x}{dt} &= \dot{p} \cdot J_x - \dot{r} \cdot J_{xz} \\ \frac{dH_y}{dt} &= \dot{q} \cdot J_y \quad \dots\dots\dots(3.89) \\ \frac{dH_z}{dt} &= \dot{r} \cdot J_z - \dot{p} \cdot J_{xz}\end{aligned}$$

Se asumió que la aeronave es un cuerpo rígido de masa constante, la derivada con respecto al tiempo del momento y los productos de inercia son cero.

Ahora,

$$\bar{\omega} \times \bar{H} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ p & q & r \\ H_x & H_y & H_z \end{vmatrix} \dots\dots\dots(3.90)$$

Expandiendo:

$$\bar{\omega} \times \bar{H} = (q \times H_z - r \times H_y) \vec{i} + (r \times H_x - p \times H_z) \vec{j} + (p \times H_y - q \times H_x) \vec{k} \dots\dots(3.91)$$

También $\sum \Delta \bar{M}$ puede escribirse como:

$$\sum \Delta \bar{M} = \sum \Delta L \vec{i} + \sum \Delta M \vec{j} + \sum \Delta N \vec{k} \dots\dots\dots(3.92)$$

Sustituyendo las Ecs. (3.89), (3.91) y (3.92) en la Ec. (3.88), se obtiene las ecuaciones de movimiento angular:

$$\begin{aligned}\sum \Delta L &= \dot{p} J_x - \dot{r} J_{xz} + qr(J_z - J_y) - pq J_{xz} \\ \sum \Delta M &= \dot{q} J_y + pr(J_x - J_z) + (p^2 - r^2) J_{xz} \dots\dots\dots(3.93) \\ \sum \Delta N &= \dot{r} J_z - \dot{p} J_{xz} + pq(J_y - J_x) + qr J_{xz}\end{aligned}$$

Despejando las derivadas de la Ec. (3.93):

$$\begin{aligned}\dot{p} &= \frac{J_z}{c_1} M_{Lcg} + \frac{J_{xz}}{c_1} M_{Ncg} + \left[\frac{J_z(J_y - J_x) - J_{xz}^2}{c_1} \times r + \frac{(J_x - J_y + J_z) J_{xz}}{c_1} \times p \right] \times q \\ \dot{q} &= \frac{1}{J_y} M_{Mcg} - \frac{J_x - J_z}{J_y} p \times r - \frac{J_{xz}}{J_y} (p^2 - r^2) \dots\dots\dots(3.94) \\ \dot{r} &= \frac{J_{xz}}{c_1} M_{Lcg} + \frac{J_x}{c_1} M_{Ncg} + \left[\frac{(J_y - J_x - J_z) J_{xz}}{c_1} \times r + \frac{J_x(J_x - J_y) + J_{xz}^2}{c_1} \times p \right] \times q\end{aligned}$$

Donde $M_{Lcg} = \sum \Delta L$; $M_{Mcg} = \sum \Delta M$; $M_{Ncg} = \sum \Delta N$; $M_{Lcg}, M_{Mcg}, M_{Ncg}$ son los momentos producidos en el centro de gravedad de la aeronave, dadas en la Ec. (3.58).

$$\text{Haciendo } c_1 = J_x J_z - J_{xz}^2; \quad c_2 = \frac{J_z}{c_1}; \quad c_3 = \frac{J_{xz}}{c_1}; \quad c_4 = \frac{J_z(J_y - J_z) - J_{xz}^2}{c_1};$$

$$c_5 = \frac{(J_x - J_y + J_z)J_{xz}}{c_1}; \quad c_6 = \frac{1}{J_y}; \quad c_7 = \frac{J_x - J_z}{J_y}; \quad c_8 = \frac{J_{xz}}{J_y}; \quad c_9 = \frac{J_x}{c_1} \text{ y}$$

$$c_{10} = \frac{J_x(J_x - J_y) + J_{xz}^2}{c_1} \text{ la Ec. (3.94) quedarían de la siguiente manera:}$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= c_2 M_{Lcg} + c_3 M_{Ncg} + [c_4 r + c_5 p] \times q \\ \dot{q} &= c_6 M_{Mcg} - c_7 p \times r - c_8 (p^2 - r^2) \dots \dots \dots (3.95) \\ \dot{r} &= c_3 M_{Lcg} + c_9 M_{Ncg} + [c_{10} \times p - c_5 \times r] \times q \end{aligned}$$

3.12. Ubicación de la aeronave.

La ubicación de la aeronave está dada por su posición referenciada con el este, norte y su altura representados por X_{este} , Y_{norte} y Alt respectivamente, para determinarlo se transforma las velocidades de la aeronave (u , v , w) a otro sistema de referencia respecto a la tierra (V_{norte} , V_{este} , V_{abajo}), para lo que se utiliza la matriz de transformación DCM:

$$\begin{bmatrix} V_{norte} \\ V_{este} \\ V_{abajo} \end{bmatrix} = DCM^T \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \dots \dots \dots (3.96)$$

Las variaciones del desplazamiento de la X_{este} , Y_{norte} y $Altura$ respecto al tiempo están dadas por las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(X_{este}) &= V_{este} \\ \frac{d}{dt}(Y_{norte}) &= V_{norte} \dots \dots \dots (3.97) \\ \frac{d}{dt}(Alt) &= -V_{abajo} \end{aligned}$$

3.13. Actuadores

Para la manipulación de las superficies de control de la aeronave es a través de un actuador denominado servo [18] (Ver Fig. 3.15), este servo tiene un eje que puede ser posicionado en un ángulo específico enviándole una señal con un código correspondiente, así cuando la señal con código exista en la entrada del servo, este mantendrá la posición angular del eje. Si la señal con el código cambia, la posición angular del eje del servo cambia y por consiguiente manipulará la superficie de control.

El ángulo está determinado por el ancho de pulso aplicado a la entrada del servo. El modelo contempla un mínimo ángulo que puede alcanzar la superficie de control para un ancho de pulso 0, y un máximo ángulo para la superficie de control para un ancho de pulso de 1024. Por lo que se hace un escalamiento entre la señal con ancho de pulso y el desplazamiento de la superficie de control deseada.

$$A_{SCD} = \frac{A_{\max} - A_{\min}}{1024} \times U_{SAP} + A_{\min} \dots\dots\dots(3.98)$$

Existe una demora entre el instante que se da la señal del ancho de pulso y el posicionamiento de la superficie de control que se modela en la siguiente ecuación:

$$\dot{A}_{SCA} = \frac{A_{SCD} - A_{SCA}}{T_r} \dots\dots\dots(3.99)$$

Donde A_{SCD} , es el ángulo de la superficie de control deseada; A_{\max} es el ángulo máximo que alcanza la superficie de control; A_{\min} es el ángulo mínimo que alcanza la superficie de control; U_{SAP} es la señal de control deseada en pulsos de control; A_{SCA} es el ángulo actual de la superficie de control; \dot{A}_{SCA} es la derivada de A_{SCA} y T_r es el retardo de tiempo en el que el ángulo deseado de la superficie de control alcance a la superficie de control deseada.

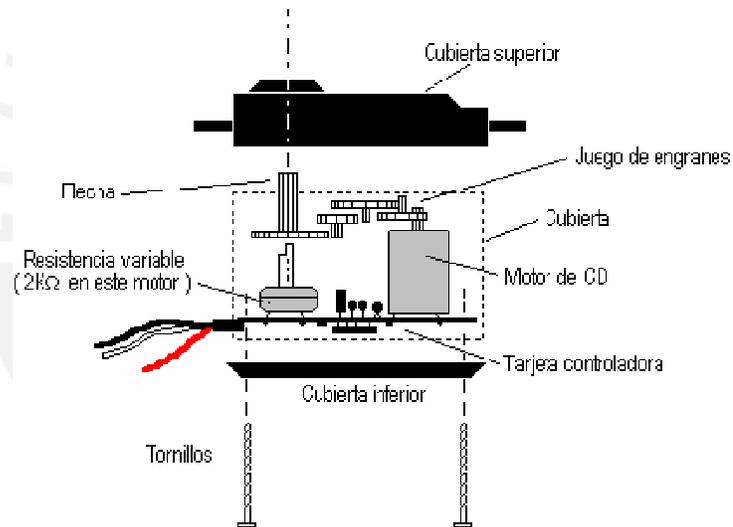
Para la aeronave, se tiene los siguientes ángulos que corresponde a las superficies de control que son manipulados a través de un servomotor:

- δ_e , ángulo del elevador.
- δ_a , ángulo del alerón.

- δ_r , ángulo del timón.
- δ_{acc} , desplazamiento del acelerador.



(a)



(b)

Figura 3.15. Servomotor de modelismo (a) Vista externa de un servomotor (b) Vista de partes de un servomotor.

Fuente: [43]

3.14. Resumen de ecuaciones de estado de la aeronave.

$$3.14.1. \dot{d}_e = f(d_e, U_e)$$

$$3.14.2. \dot{d}_a = f(d_a, U_a)$$

$$3.14.3. \dot{d}_r = f(d_r, U_r)$$

$$3.14.4. \dot{acc} = f(acc, Uacc)$$

$$3.14.5. \dot{u} = f(v, w, r, q, a_{TX})$$

$$3.14.6. \dot{v} = f(u, w, r, p, a_{TY})$$

$$3.14.7. \dot{w} = f(u, v, p, q, a_{TZ})$$

$$3.14.8. \dot{p} = f(p, q, r, M_{Lcg}, M_{Ncg})$$

$$3.14.9. \dot{q} = f(p, r, M_{Mcg})$$

$$3.14.10. \dot{r} = f(p, q, r, M_{Lcg}, M_{Ncg})$$

$$3.14.11. \dot{\Omega} = f(\Omega, \vec{M}_p, \vec{M}_{HELICE})$$

$$3.14.12. \dot{M}_{GAS} = f(C_{GAS})$$

$$3.14.13. \dot{q}_0 = f(p, q, r, q_0, q_1, q_2, q_3)$$

$$3.14.14. \dot{q}_1 = f(p, q, r, q_0, q_1, q_2, q_3)$$

$$3.14.15. \dot{q}_2 = f(p, q, r, q_0, q_1, q_2, q_3)$$

$$3.14.16. \dot{q}_3 = f(p, q, r, q_0, q_1, q_2, q_3)$$

$$3.14.17. \dot{X}_{este} = f(V_{este})$$

$$3.14.18. \dot{Y}_{norte} = f(V_{norte})$$

$$3.14.19. \dot{Alt} = f(V_{abajo})$$

3.15. Aeronave Aerosonde.

Las ecuaciones de estado de la sección 3.14 describen el modelo matemático para cualquier aeronave.

Para la presente tesis se utiliza la aeronave Aerosonde (ver Fig. 3.16) de la compañía Textron [48] para el diseño del controlador, los parámetros y coeficientes correspondientes se presentan en el Anexo A.

Características:

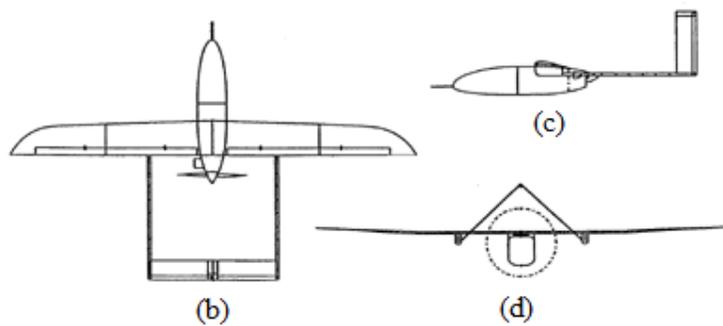
- Longitud: 6,2 ft = 1,89 m
- Longitud de ala: 9,6 ft = 2,93 m
- Peso bruto: 30,8 lb = 13,97 kg
- Capacidad de combustible: 0 a 11 lb (0 a 5 kg)
- Motor de 24 cc con potencia de 1,6 hp

Rendimiento:

- Mínima velocidad: 15 m/s
- Máxima velocidad: 50 m/s
- Altitud: 21000 ft = 6400,8 m



(a)



(b)

(d)

Figura 3.16. Aeronave Aerosonde, (a) vista en vuelo, (b) vista superior, (c) vista lateral y (d) vista posterior.

Fuente: [21]

3.16. Problema de control

La estabilidad lateral trata de mantener estable el ángulo de resbalamiento β , y la velocidad del movimiento de guiñada r , de no realizarse la estabilización lateral al aeronave caería en pérdida, por el ejemplo en la aeronave Aerosonde en vuelo y con las siguientes condiciones para las configuraciones de control, elevador en 0° , alerones en 0° , timón en 0° y el acelerador en 0,4. La aeronave es inestable con un ángulo de rolido (balance, alabeo) muy elevado (mayor a 50°), el rumbo está dando vueltas y la altura está disminuyendo, en resumen la aeronave está realizando una espiral descendente, como se muestra en las Figs. 3.17 y 3.18, el programa se muestra en el Anexo A.2.

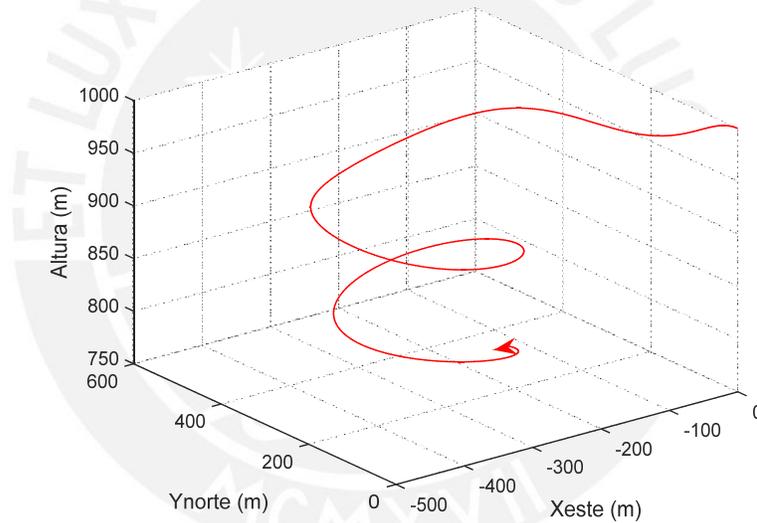


Figura 3.17. Gráfica del desplazamiento de la aeronave Aerosonde en 3D con entradas: elevador a 0° , alerones a 0° , timón a 0° y acelerador a 0,4. La ubicación inicial de la aeronave es: Xeste = 0 m, Ynorte = 0 m y Altura = 1000 m.

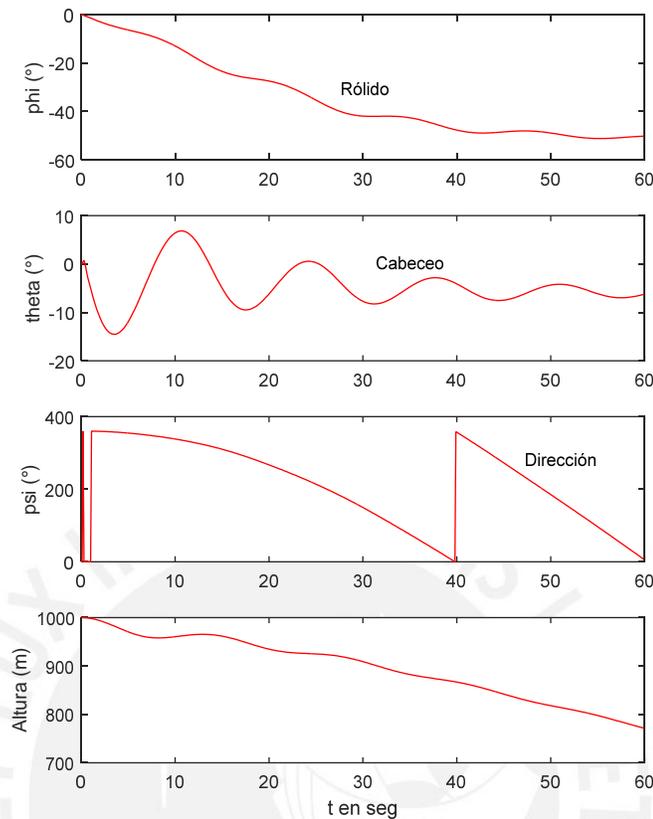


Figura 3.18. Gráfica de respuesta del rolido, cabeceo, dirección y altura de la aeronave Aerosonde con entradas: elevador a 0° , alerones a 0° y timón a 0° y acelerador a 0,4.

Según [3] la mayoría de aeronaves son espiralmente inestables (oscilaciones Dutch roll), es decir, la aeronave no tiende a regresar a sus condiciones iniciales de dirección y ángulo de balance, una vez que ha sido perturbado, ya sea por la deflexión de una superficie de control o por una ráfaga de viento.

En las Figs. 3.19 y 3.20, se muestra el comportamiento de la aeronave Aerosonde al aplicar una acción tipo escalón al timón, se aprecia que las variables β , r , ϕ y $\dot{\phi}$ empiezan a oscilar e incrementarse y no regresan a sus condiciones iniciales. Las pruebas se hicieron sobre modelo linealizado y desacoplado para el movimiento lateral de la aeronave Aerosonde Ec.(4.25), que se obtiene en la sección 4.2

Para realizar un cambio de dirección o rumbo el piloto manipula los alerones, pero esto también provoca movimiento en el ángulo de balance y la pérdida en altura de la aeronave.

En las Figs. 3.21 a 3.24, se muestra el comportamiento de la aeronave Aerosonde al aplicar una acción tipo escalón a los alerones, se aprecia que las variables β , r , ϕ y $\dot{\phi}$ empiezan a oscilar e incrementarse y no regresan a sus condiciones iniciales. También estas pruebas se hicieron sobre modelo linealizado y desacoplado para el movimiento lateral de la aeronave Aerosonde Ec. (4.25), que se obtiene en la sección 4.2.

En resumen, el controlador a diseñar deberá ser capaz de: Primero, regular y mantener en pleno vuelo la condición de equilibrio $\beta \leq |\pm 0,5^\circ|$ y $r \leq |\pm 0,5^\circ/s|$, partiendo de una condición inicial o después de la ocurrencia de una perturbación, y, segundo, mantener un giro coordinado de la aeronave, cuando se realice un cambio de dirección manipulando los alerones, β tendrá un valor mínimo y constante, r un valor constante y el ángulo de balance $\phi \leq |\pm 45^\circ|$.



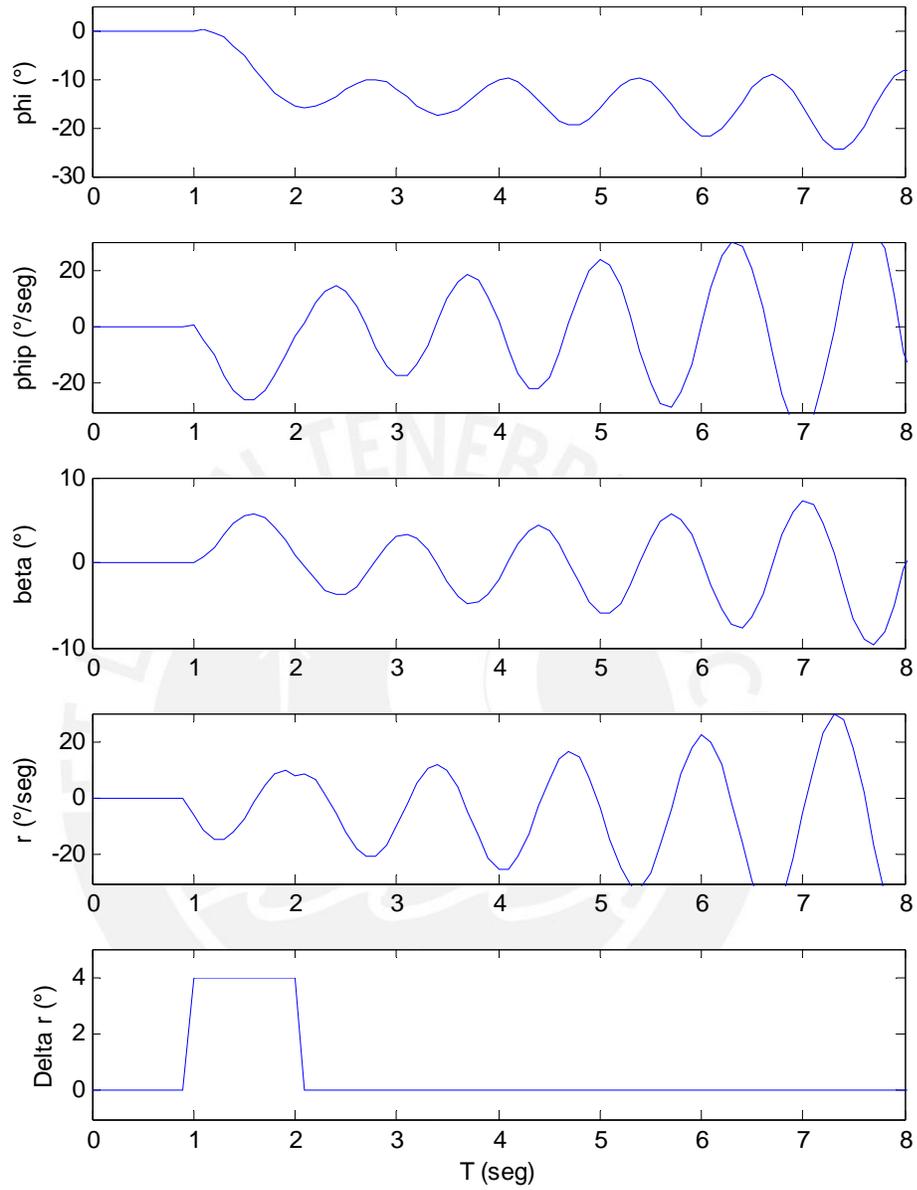


Figura 3.19. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al timón δ_r un acción tipo escalón de amplitud = 4° y con una duración de un segundo. Las variables β , r , ϕ y $\dot{\phi}$ empiezan a oscilar y a incrementarse una vez que han sido perturbados, no retornan a su posición de equilibrio.

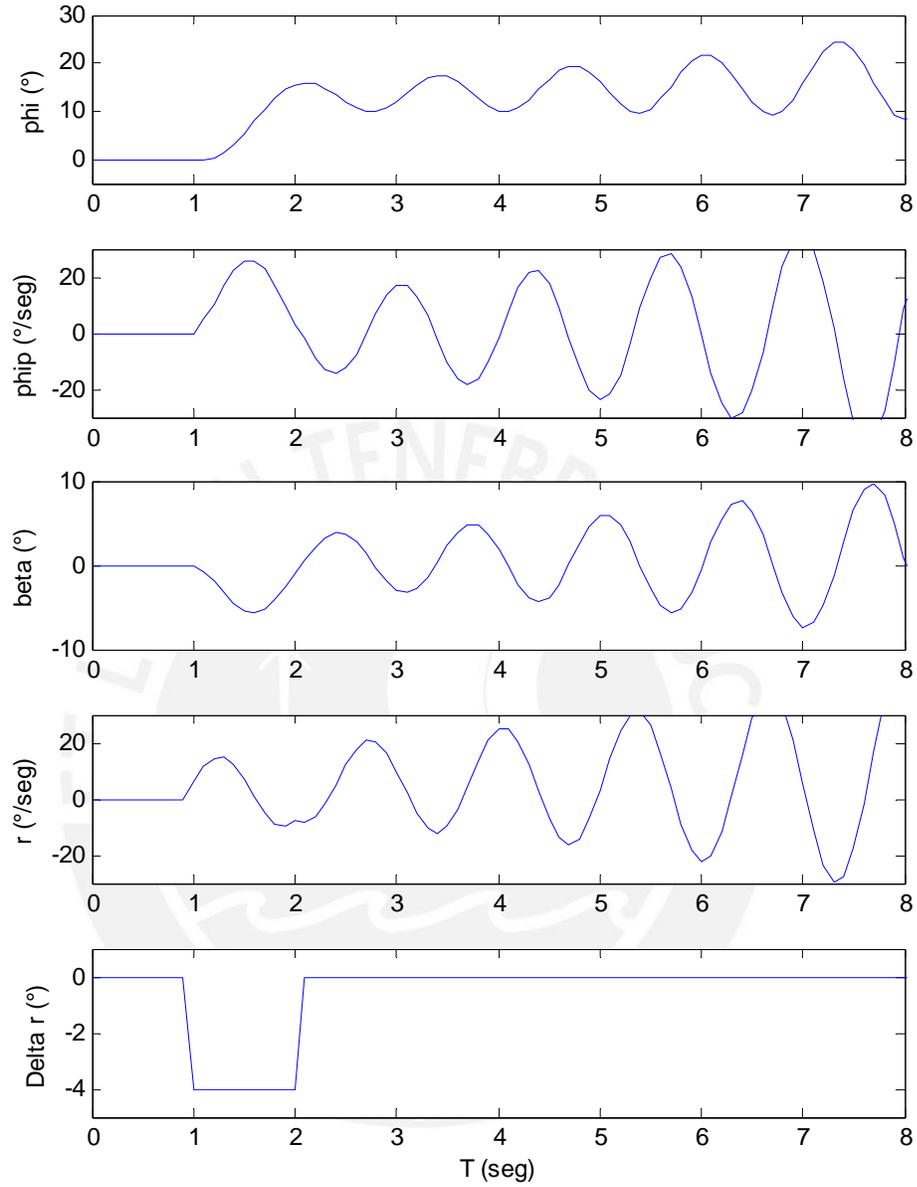


Figura 3.20. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al timón δ_r un acción tipo escalón de amplitud = -4° y con una duración de un segundo. Las variables β , r , ϕ y $\dot{\phi}$ empiezan a oscilar y a incrementarse una vez que han sido perturbados, no retornan a su posición de equilibrio.

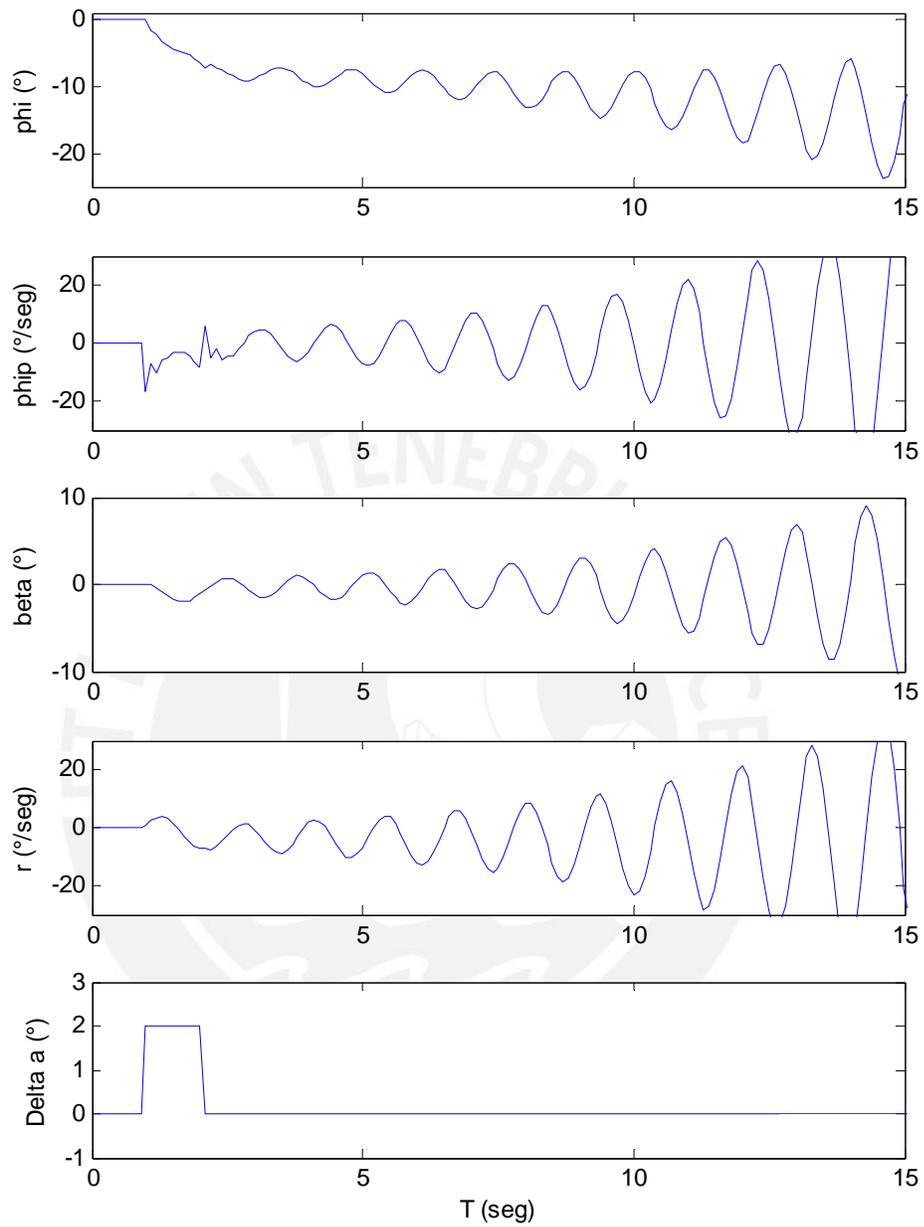


Figura 3.21. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al alerón δ_a un acción tipo escalón de amplitud = 2° y con una duración de un segundo. Las variables β , r , ϕ y $\dot{\phi}$ empiezan a oscilar y a incrementarse una vez que han sido perturbados, no retornan a su posición de equilibrio.

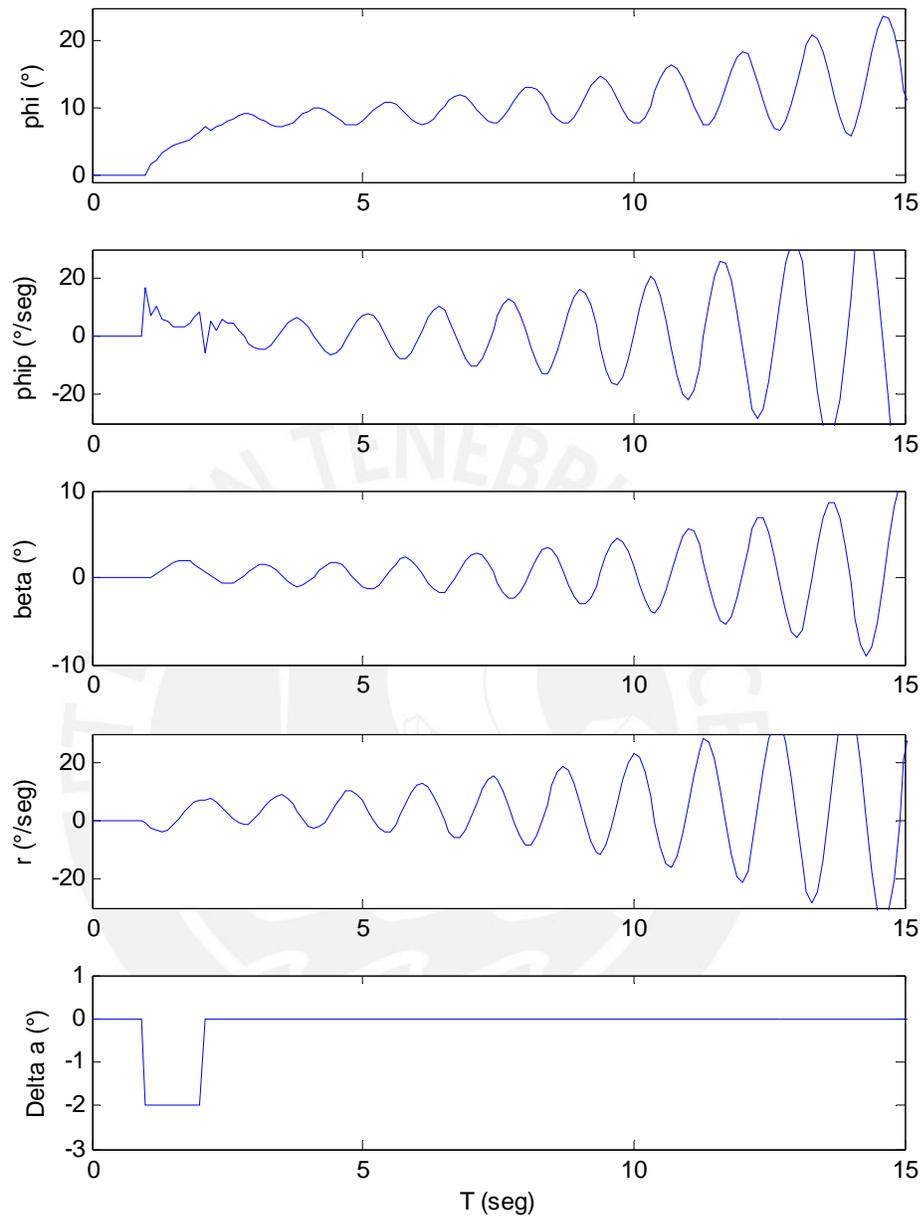


Figura 3.22. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al alerón δ_a un acción tipo escalón de amplitud = -2° y con una duración de un segundo. Las variables β , r , ϕ y $\dot{\phi}$ empiezan a oscilar y a incrementarse una vez que han sido perturbados, no retornan a su posición de equilibrio.

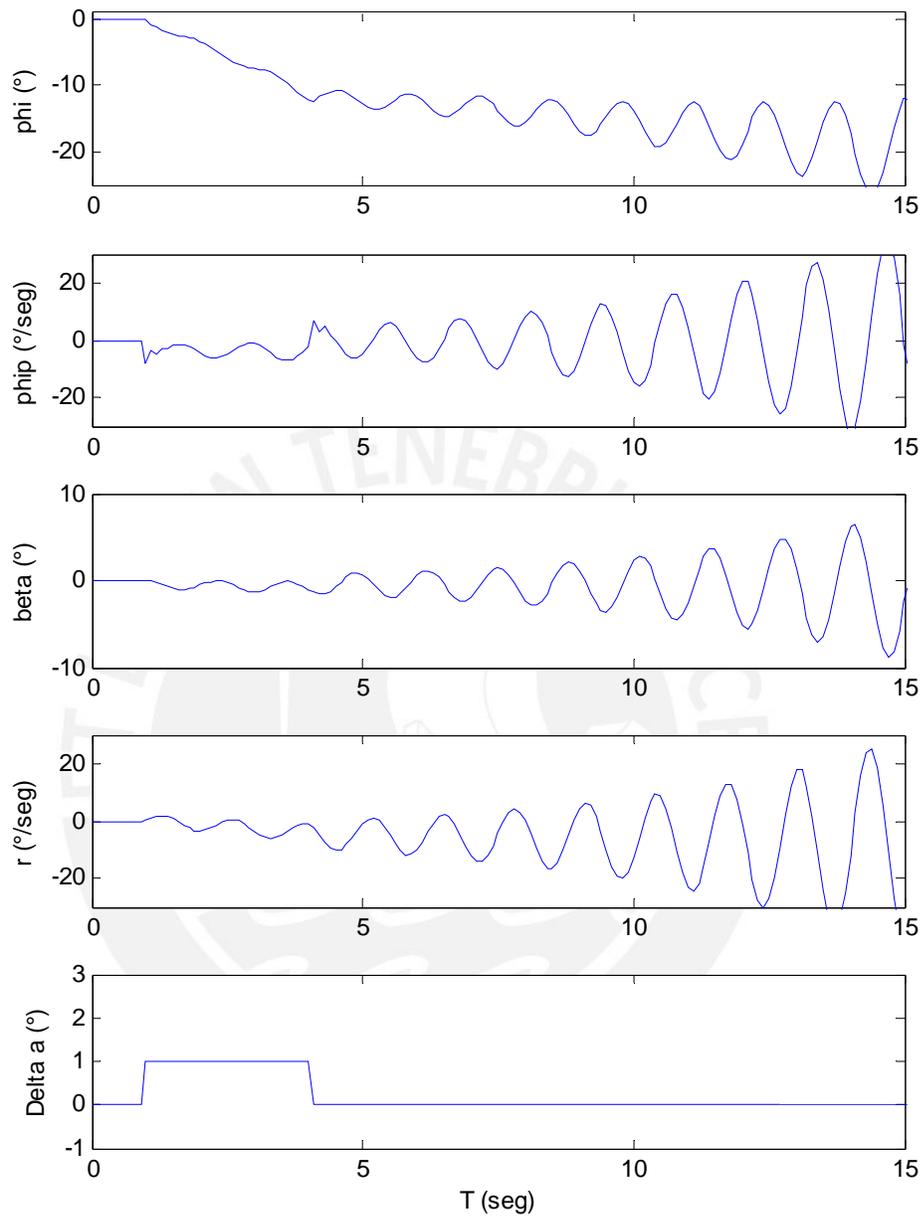


Figura 3.23. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al alerón δ_a un acción tipo escalón de amplitud = 1° y con una duración de tres segundos. Las variables β , r , ϕ y $\dot{\phi}$ empiezan a oscilar y a incrementarse una vez que han sido perturbados, no retornan a su posición de equilibrio.

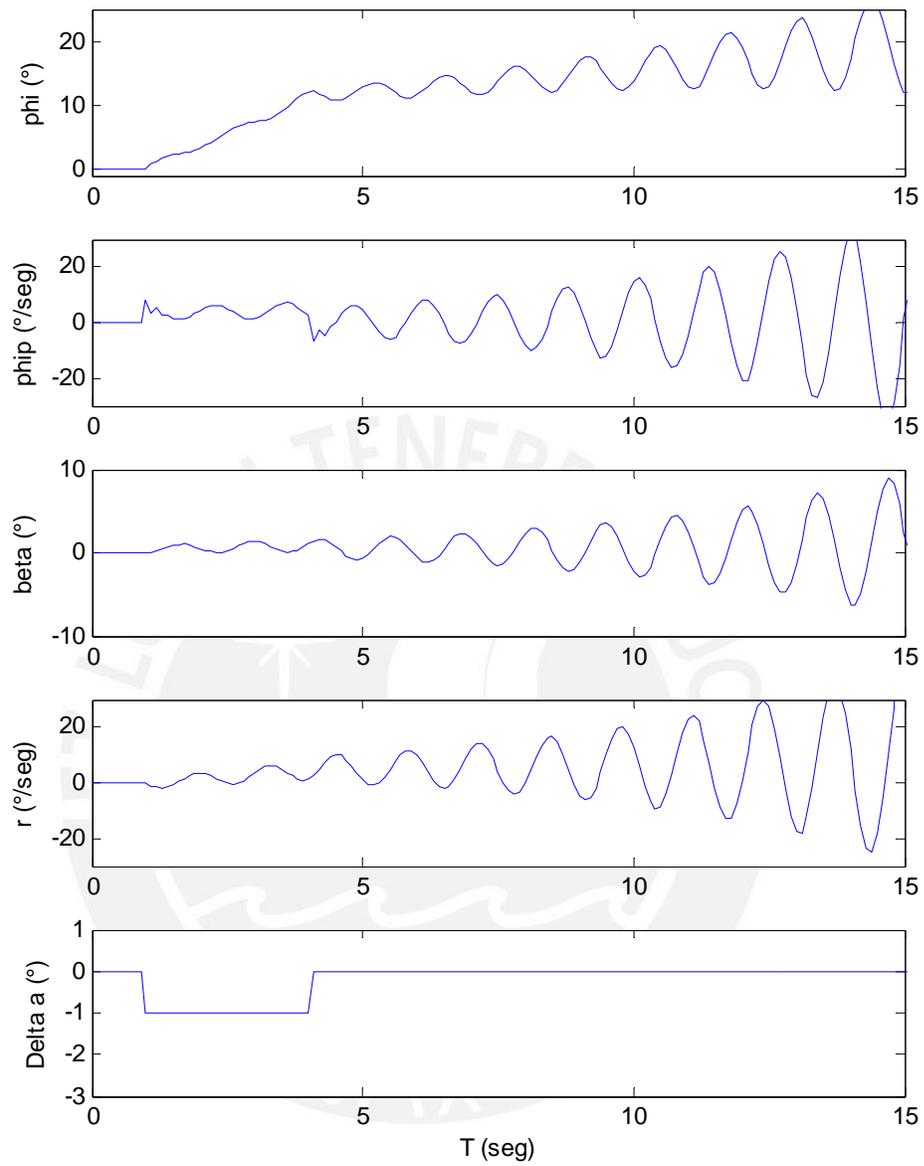


Figura 3.24. Respuesta de la aeronave Aerosonde al aplicar al alerón δ_a un acción tipo escalón de amplitud -1° y con una duración de tres segundos. Las variables β , r , ϕ y $\dot{\phi}$ empiezan a oscilar y a incrementarse una vez que han sido perturbados, no retornan a su posición de equilibrio.

CAPÍTULO 4

CONTROL DE LA DINÁMICA LATERAL DE LA AERONAVE CON REDES NEURONALES

4.1. Introducción.

Para el diseño del controlador con redes neuronales, se utiliza el algoritmo Dynamic Back Propagation (DBP), por ello en la sección 4.2 se deriva un modelo matemático linealizado basado en ecuaciones de diferencias del movimiento lateral de la aeronave. En la sección 4.3 se realiza el diseño de los neurocontroladores para mantener un vuelo lateralmente estable de la aeronave Aerosonde, se diseñan dos neurocontroladores, el primero con entradas β , r , y $\dot{\phi}$, manipulando a la salida al timón δ_r y el segundo con entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el alerón δ_a , para el entrenamiento de los neurocontroladores se utiliza modelo de la aeronave de 6 DOF hallado en el capítulo 3. En la sección 4.4 se muestran los resultados de las pruebas del desempeño de los neurocontroladores, incluido aquellos con presencia de perturbaciones, variación de masa de la aeronave, variación de la densidad del aire y la variación de las constantes aerodinámicas.

4.2. Ecuaciones laterales de movimiento de la aeronave Aerosonde.

En la sección 3.11 se obtuvieron las Ecs. (3.73) y (3.93) que describen el movimiento de la aeronave con seis grados de libertad. En esta sección, las tres ecuaciones del movimiento lateral son linealizadas y combinadas con los términos y coeficientes aerodinámicos, las ecuaciones resultantes se utilizarán en el entrenamiento del neurocontrolador.

Antes de derivar las ecuaciones laterales de movimiento, es necesario definir el ángulo de resbalamiento. Si durante una perturbación el eje X de la aeronave es desplazado del vector de velocidad relativa de la aeronave alrededor del eje Z, se generará un ángulo de resbalamiento β (ver Fig. 4.1). El ángulo de resbalamiento no debe ser confundido con el ángulo de guiñada ψ (Ver Fig. 3.3). Una aeronave puede tener un ángulo guiñada y una velocidad angular de guiñada con ángulo de resbalamiento cero. Sin embargo, si hay un ángulo de resbalamiento deberá haber un ángulo de guiñada. En general, ψ y β no son iguales, pero si la ruta de vuelo de la aeronave es hacia el norte, entonces $\beta = -\psi$.

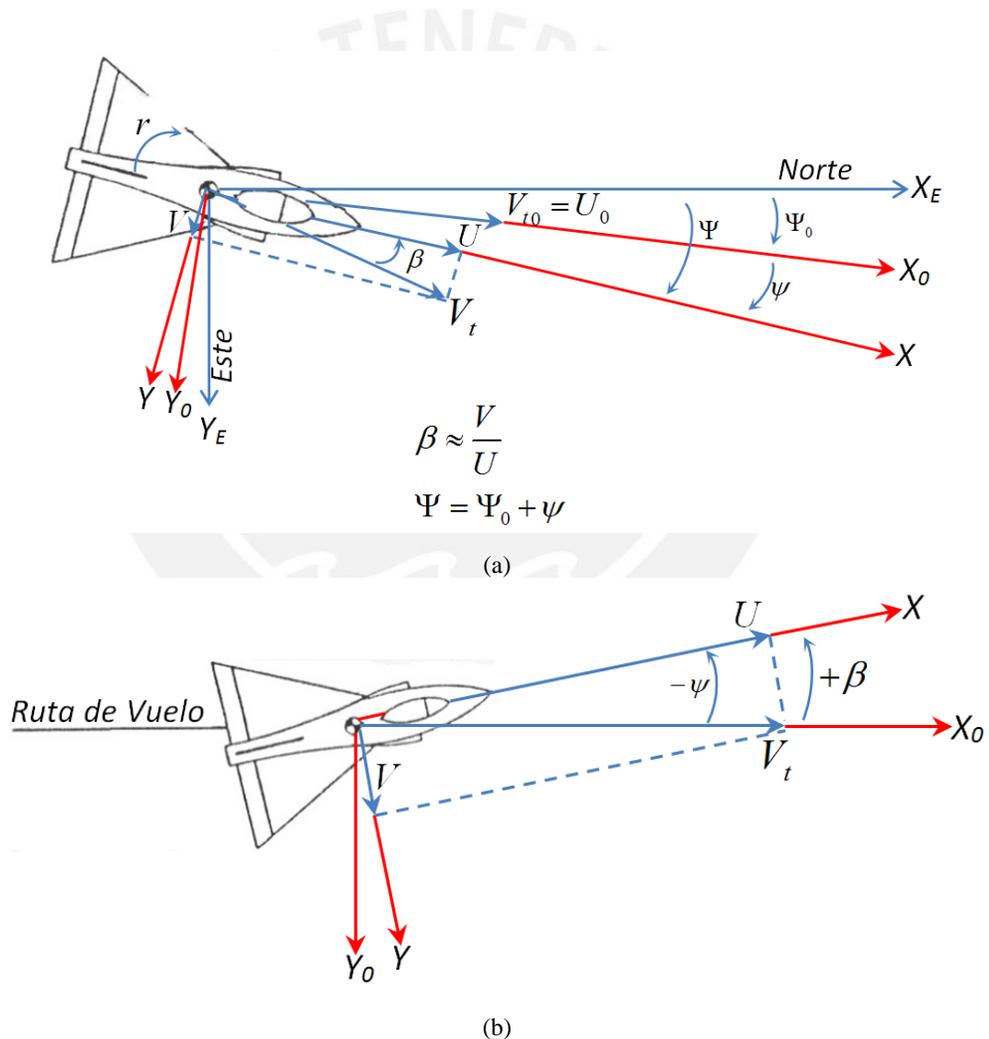


Figura 4.1. (a) Vista superior de la aeronave desplazándose en el sistema de ejes inercial $X_E Y_E$, en el sistema de ejes inicial $X_0 Y_0$ antes de perturbación, y en el sistema de ejes $X Y$ después de perturbación mostrando el ángulo de guiñada ψ y el ángulo de resbalamiento β ; (b) vista superior de la aeronave desplazándose hacia el norte donde los ejes iniciales $X_0 Y_0$ están alineados con los ejes inerciales $X_E Y_E$ mostrando $\beta = -\psi$.

Fuente: [3]

En [3] se establece las siguientes ecuaciones del movimiento lateral de una aeronave,

$$\begin{aligned}\sum \Delta F_y &= m(\dot{V} + UR - WP) \\ \sum \Delta L &= \dot{P}J_x - \dot{R}J_{xz} + QR(J_z - J_y) - PQJ_{xz} \dots\dots\dots(4.1) \\ \sum \Delta N &= \dot{R}J_z - \dot{P}J_{xz} + PQ(J_y - J_x) + QRJ_{xz}\end{aligned}$$

donde $\sum \Delta F_y$ es la ecuación de la fuerza lateral; $\sum \Delta L$ es la ecuación del momento de balance; $\sum \Delta N$ es la ecuación del momento de guiñada; m es la masa de la aeronave; V es la velocidad transversal; U es la velocidad longitudinal; W es la velocidad vertical; P , Q y R son las velocidades angulares de balance, cabeceo y guiñada respectivamente y J_x , J_y , J_z y J_{xz} son las inercias de la aeronave.

La ecuación de momento de cabeceo es:

$$\sum \Delta M = \dot{Q}J_y + PR(J_x - J_z) + (P^2 - R^2)J_{xz} \dots\dots\dots(4.2)$$

Esta ecuación es omitida, se asume que P y R son pequeñas tal que sus productos y cuadrados pueden ser omitidos. Para desacoplar las ecuaciones, se asume que Q se mantiene en cero.

Las velocidades lineales y angulares definidos en función de sus valores iniciales y sus perturbaciones son: $U = U_o + u$, $V = V_o + v$, $W = W_o + w$, $P = P_o + p$; $Q = Q_o + q$, $R = R_o + r$, donde U_o , V_o , W_o , P_o , Q_o y R_o son las velocidades iniciales y u , v , w , p , q y r son sus respectivas perturbaciones.

Inicialmente la velocidad relativa de la aeronave está en la misma dirección que el eje X , por lo tanto, no hay ángulo de resbalamiento, entonces $V_o = W = 0$, $\dot{V} = \dot{v}$, $\dot{W} = 0$ y $\dot{U} = \dot{u}$.

Como la aeronave al inicio está en vuelo sin aceleración, P_o y R_o son cero, por lo tanto, $P = p$ y $R = r$. Haciendo estas sustituciones en la Ec. (4.1), se obtiene:

$$\begin{aligned}\sum \Delta F_y &= m(\dot{v} + U_o r + ur) \\ \sum \Delta L &= \dot{p}J_x - \dot{r}J_{xz} \dots\dots\dots(4.3) \\ \sum \Delta N &= \dot{r}J_z - \dot{p}J_{xz}\end{aligned}$$

Dado que las perturbaciones son pequeñas, el producto ur puede omitirse. La Ec. (4.3) se reduce a,

$$\begin{aligned}\sum \Delta F_y &= m(\dot{v} + U_o r) \\ \sum \Delta L &= \dot{p}J_x - \dot{r}J_{xz} \dots\dots\dots(4.4) \\ \sum \Delta N &= \dot{r}J_z - \dot{p}J_{xz}\end{aligned}$$

Factorizando U_o del lado derecho de la ecuación $\sum \Delta F_y$, la ecuación se convierte en $\sum \Delta F_y = mU_o(\frac{\dot{v}}{U_o} + r)$. En la Ec. (3.9) se aprecia que $\text{sen } \beta = \frac{V}{V_t}$, para ángulos pequeños de β se cumple $\beta \approx \text{sen } \beta$. En la Fig. 4.1 se muestra que para pequeñas perturbaciones $U \approx V_t$, siendo entonces $\beta \approx \frac{V}{U}$, y dado que $U_o \approx U$ para pequeñas perturbaciones se cumple que $\frac{\dot{v}}{U_o} \approx \dot{\beta}$. Después de sustituir p por $\dot{\phi}$ y r por $\dot{\psi}$, la

Ec. (4.4) queda como,

$$\begin{aligned}\sum \Delta F_y &= mU_o(\dot{\beta} + \dot{\psi}) \\ \sum \Delta L &= \ddot{\phi}J_x - \ddot{\psi}J_{xz} \dots\dots\dots(4.5) \\ \sum \Delta N &= \ddot{\psi}J_z - \ddot{\phi}J_{xz}\end{aligned}$$

donde ϕ y ψ son los ángulos de Euler que representan la actitud de la aeronave que se trató en la sección 3.2.4, ϕ es el ángulo de balance, ψ es el ángulo de guiñada; $\dot{\phi}$ y $\dot{\psi}$ son sus respectivas velocidades angulares.

Expandiendo las fuerzas y momentos en términos de sus incrementos, que resultan de las perturbaciones a sus velocidades lineales y angulares. Las fuerzas en la dirección de Y , son funciones de β , ψ , ϕ , $\dot{\phi}$ y $\dot{\psi}$. $\sum \Delta F_y$ puede ser reescrita como la derivada total,

$$\sum dF_y = \frac{\partial F_y}{\partial \beta} d\beta + \frac{\partial F_y}{\partial \psi} d\psi + \frac{\partial F_y}{\partial \phi} d\phi + \frac{\partial F_y}{\partial \dot{\phi}} d\dot{\phi} + \frac{\partial F_y}{\partial \dot{\psi}} d\dot{\psi} \dots\dots(4.6)$$

Las diferenciales pueden reemplazarse por sus incrementos, así la Ec (4.6) llega a ser,

$$\sum \Delta F_y = \frac{\partial F_y}{\partial \beta} \Delta\beta + \frac{\partial F_y}{\partial \psi} \Delta\psi + \frac{\partial F_y}{\partial \phi} \Delta\phi + \frac{\partial F_y}{\partial \dot{\phi}} \Delta\dot{\phi} + \frac{\partial F_y}{\partial \dot{\psi}} \Delta\dot{\psi} \dots\dots(4.7)$$

Dos de estas derivadas parciales, resultan del cambio de la componente de gravedad a lo largo del eje Y mientras la actitud de la aeronave está cambiando.

Los componentes de la gravedad a lo largo de los ejes de equilibrio X y Z con $\phi = 0$, están dadas por,

$$\begin{aligned} F_{xg} &= -mg \sin \Theta \\ F_{zg} &= mg \cos \Theta \end{aligned} \quad \dots\dots(4.8)$$

donde g es la aceleración de la gravedad y Θ es el ángulo de cabeceo de la aeronave.

Si la aeronave es perturbada por un balance alrededor del eje X , hay un componente de gravedad a lo largo del eje Y , como se muestra en la Fig. 4.2. De la Fig. 4.2,

$$F_{yg\phi} = mg \cos \Theta \sin \phi \quad \dots\dots(4.9)$$

Derivando parcialmente la Ec. (4.9) con respecto a ϕ se obtiene:

$$\frac{\partial F_{yg\phi}}{\partial \phi} = mg \cos \Theta \cos \phi \quad \dots\dots(4.10)$$

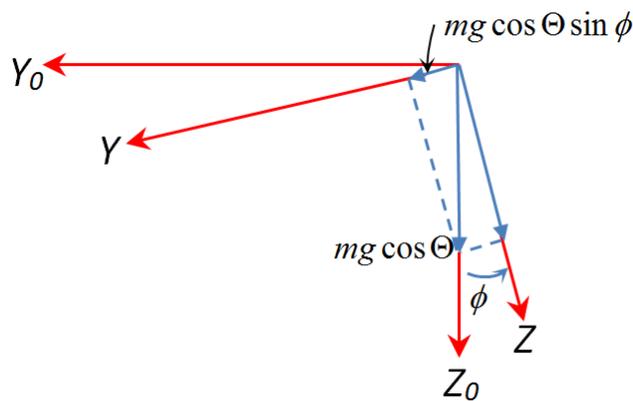


Figura 4.2. Componente de gravedad sobre el eje Y perturbado debido a ϕ
Fuente: Elaboración propia.

De forma similar, si hay una perturbación en guiñada alrededor del eje Z , hay una componente de gravedad a lo largo del eje Y , como se muestra en la Fig. 4.3. De la Fig. 4.3,

$$F_{yg\psi} = mg \sin \Theta \sin \psi \quad \dots\dots(4.11)$$

Derivando parcialmente la Ec. (4.11) con respecto a ψ se obtiene:

$$\frac{\partial F_{y\psi}}{\partial \psi} = mg \sin \Theta \cos \psi \quad \dots\dots(4.12)$$

Las Ecs. (4.10) y (4.12) pueden reescribirse usando el supuesto de un ángulo pequeño para $\cos \phi$ y $\cos \psi$.

$$\begin{aligned} \frac{\partial F_y}{\partial \psi} &= mg \sin \Theta \\ \frac{\partial F_y}{\partial \phi} &= mg \cos \Theta \end{aligned} \quad \dots\dots(4.13)$$

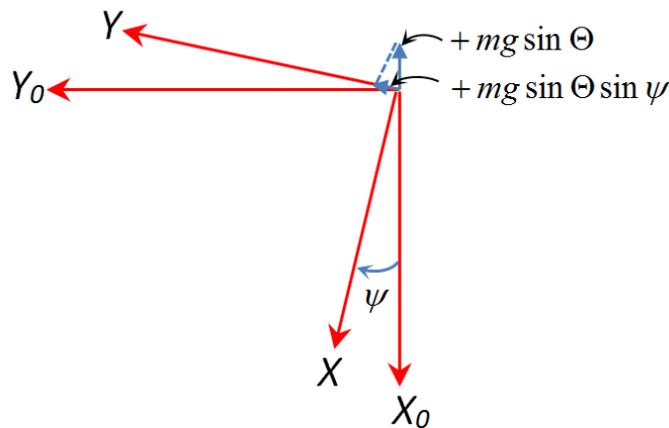


Figura 4.3. Componente de gravedad sobre el eje Y perturbado debido a ψ
Fuente: Elaboración propia.

En la Ec. (4.7), los valores iniciales de β , ψ , y ϕ son cero, los incrementos pueden reemplazarse por su propio ángulo. Reemplazando los incrementos y sustituyendo la Ec. (4.7) en la ecuación $\sum \Delta F_y$ de la Ec. (4.5) se obtiene,

$$mU_0\dot{\beta} + \frac{-\partial F_y}{\partial \beta}\beta + \left(mU_0 - \frac{\partial F_y}{\partial \dot{\psi}}\right)\dot{\psi} - \frac{\partial F_y}{\partial \psi}\psi - \frac{\partial F_y}{\partial \dot{\phi}}\dot{\phi} - \frac{\partial F_y}{\partial \phi}\phi = F_{ya} \quad \dots\dots(4.14)$$

donde F_{ya} , es la fuerza resultante desarrollada por la aeronave en el eje Y. Para utilizar las definiciones de coeficientes aerodinámicos de la Tabla 4.1 en la Ec. (4.14) se asume $U_o \approx U$ para perturbaciones pequeñas y se divide cada termino por $S q_{pd}$, donde S es la superficie del ala, q_{pd} es la presión dinámica visto en la sección 3.5.3.

Esta última se define como $q_{pd} = \frac{\rho}{2} V_t^2$, donde ρ es la densidad del aire; V_t es la velocidad relativa de la aeronave. La Ec. (4.14) llega a ser,

$$\frac{mU}{Sq_{pd}} \ddot{\beta} - C_{y\beta} \beta + \left(\frac{mU}{Sq_{pd}} - \frac{b}{2U} C_{yr} \right) \ddot{\psi} - C_{y\psi} \psi - \frac{b}{2U} C_{yp} \dot{\phi} - C_{y\phi} \phi = \frac{F_{ya}}{Sq_{pd}} = C_{ya} \quad \dots(4.15)$$

Las ecuaciones para los momentos L y N pueden expandirse de la misma manera, sin embargo, las derivadas parciales de L y N respecto a ϕ y ψ son cero. Expandiendo $\sum \Delta L$ y $\sum \Delta N$ y sustituyendo los resultados en la Ec. (4.5) se produce:

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} J_x - \frac{\partial L}{\partial \dot{\phi}} \dot{\phi} - \ddot{\psi} J_{xz} - \frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \dot{\psi} - \frac{\partial L}{\partial \beta} \beta &= L_a \\ - \ddot{\phi} J_{xz} - \frac{\partial N}{\partial \dot{\phi}} \dot{\phi} + \ddot{\psi} J_z - \frac{\partial N}{\partial \dot{\psi}} \dot{\psi} - \frac{\partial N}{\partial \beta} \beta &= N_a \quad \dots\dots\dots(4.16) \end{aligned}$$

Dividiendo por $Sq_{pd}b$ donde b es la envergadura del ala y llevándolo a la forma de las definiciones de coeficientes aerodinámicos de la Tabla 4.1, la Ec. (4.16) llega a ser:

$$\begin{aligned} \frac{J_x}{Sq_{pd}b} \ddot{\phi} - \frac{b}{2U} C_{lp} \dot{\phi} - \frac{J_{xz}}{Sq_{pd}b} \ddot{\psi} - \frac{b}{2U} C_{lr} \dot{\psi} - C_{l\beta} \beta &= \frac{L_a}{Sq_{pd}b} = C_{la} \\ - \frac{J_{xz}}{Sq_{pd}b} \ddot{\phi} - \frac{b}{2U} C_{np} \dot{\phi} + \frac{J_z}{Sq_{pd}b} \ddot{\psi} - \frac{b}{2U} C_{nr} \dot{\psi} - C_{n\beta} \beta &= \frac{N_a}{Sq_{pd}b} = C_{na} \quad \dots\dots\dots(4.17) \end{aligned}$$

Reescribiendo las Ecs. (4.15) y (4.17) por conveniencia

$$\begin{aligned} - \frac{b}{2U} C_{yp} \dot{\phi} - C_{y\phi} \phi + \left(\frac{mU}{Sq_{pd}} - \frac{b}{2U} C_{yr} \right) \ddot{\psi} - C_{y\psi} \psi + \frac{mU}{Sq_{pd}} \ddot{\beta} - C_{y\beta} \beta &= C_{ya} \\ \frac{J_x}{Sq_{pd}b} \ddot{\phi} - \frac{b}{2U} C_{lp} \dot{\phi} - \frac{J_{xz}}{Sq_{pd}b} \ddot{\psi} - \frac{b}{2U} C_{lr} \dot{\psi} - C_{l\beta} \beta &= C_{la} \quad \dots\dots\dots(4.18) \\ - \frac{J_{xz}}{Sq_{pd}b} \ddot{\phi} - \frac{b}{2U} C_{np} \dot{\phi} + \frac{J_z}{Sq_{pd}b} \ddot{\psi} - \frac{b}{2U} C_{nr} \dot{\psi} - C_{n\beta} \beta &= C_{na} \end{aligned}$$

Las fuerzas y momentos aplicados externamente a la aeronave son producidos por la deflexión del alerón y timón. Así,

$$\begin{aligned}
 C_{ya} &= C_{y\delta a} \delta_a + C_{y\delta r} \delta_r \\
 C_{la} &= C_{l\delta a} \delta_a + C_{l\delta r} \delta_r \quad \dots\dots(4.19) \\
 C_{na} &= C_{n\delta a} \delta_a + C_{n\delta r} \delta_r
 \end{aligned}$$

Las Ecs. (4.18) y (4.19) son las ecuaciones laterales de movimiento desacopladas, linealizadas y adimensionales para una aeronave.

Para hallar las ecuaciones laterales de movimiento de la aeronave Aerosonde se reemplaza sus respectivos parámetros y constantes:

- Según la tabla 4.1, los términos C_{yp} y C_{yr} son omitidos.
- Considerando un vuelo recto $\theta = 0$ y $J_{xz} = 0$
- La masa de la aeronave va desde 8,5 kg con tanque vacío y 13,5 kg con tanque lleno, para el modelo se considera $m = 11$ kg.
- La velocidad mínima de la aeronave es de 15 m/s y la velocidad máxima es de 50 m/s, para el modelo se considera $U = 23$ m/s.
- La superficie del ala $S = 0,55$ m².
- La envergadura del ala $b = 2,8956$ m².
- La altura de vuelo de la aeronave es de 2800 m sobre el nivel del mar, la densidad del aire para esta altura de vuelo es igual a $\rho = 0,928$ kg/m³.
- La presión dinámica q_{pd} está dada por:

$$q_{pd} = \frac{1}{2} \rho U^2 = 245,46 \text{ kg/(m x s}^2\text{)}$$
- Para el modelo se considera los siguientes valores para la inercia de la aeronave $J_x = 0,80195$ kg/m² y $J_z = 1,7555$ kg/m²
- $\frac{mU}{Sq_{pd}} = 1,8741$ s

Tabla 4.1. Definiciones y ecuaciones para las derivadas de estabilidad lateral.

Símbolo	Definición	Origen	Ecuación
$C_{l\beta}$	$\frac{1}{Sq_{pd}b} \frac{\partial L}{\partial \beta}$	Diedral y cola vertical	
C_{lp}	$\frac{1}{Sq_{pd}b} \left(\frac{2U}{b}\right) \frac{\partial L}{\partial p}$	Amortiguamiento del ala	
C_{lr}	$\frac{1}{Sq_{pd}b} \left(\frac{2U}{b}\right) \frac{\partial L}{\partial r}$	Fuerza normal del ala diferencial	$\frac{C_L^w}{4}$
$C_{n\beta}$	$\frac{1}{Sq_{pd}b} \frac{\partial N}{\partial \beta}$	Estabilidad direccional	
C_{np}	$\frac{1}{Sq_{pd}b} \left(\frac{2U}{b}\right) \frac{\partial N}{\partial p}$	Fuerza de la cuerda del ala diferencial	$-\frac{C_L^w}{8} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$
C_{nr}	$\frac{1}{Sq_{pd}b} \left(\frac{2U}{b}\right) \frac{\partial N}{\partial r}$	Amortiguamiento en guiñada (yaw)	$-\frac{C_D^w}{4} - 2\eta_v \frac{S_v}{S} \left(\frac{l_v}{b}\right)^2 \left(\frac{dC_L}{d\alpha}\right)^v$
$C_{y\beta}$	$\frac{1}{Sq_{pd}} \frac{\partial F_y}{\partial \beta}$	Fuselaje y cola vertical	
$C_{y\phi}$	$\frac{1}{Sq_{pd}} \frac{\partial F_y}{\partial \phi}$	Gravedad	$\frac{mg}{Sq_{pd}} \cos \theta$
C_{yp}	$\frac{1}{Sq_{pd}} \left(\frac{2U}{b}\right) \frac{\partial F_y}{\partial p}$	Cola vertical	Omitido
$C_{y\psi}$	$\frac{1}{Sq_{pd}} \left(\frac{\partial F_y}{\partial \psi}\right)$	Gravedad	$\frac{mg}{Sq_{pd}} \sin \theta$
C_{yr}	$\frac{1}{Sq_{pd}} \left(\frac{2U}{b}\right) \frac{\partial F_y}{\partial r}$	Cola vertical	Omitido

Fuente: [3]

$$- Sq_{pd}b = 390,9083 \frac{m^2kg}{s^2}$$

$$- \frac{J_x}{Sq_{pd}b} = 0,002052 s^2$$

$$- \frac{J_z}{Sq_{pd}b} = 0,004491 s^2$$

$$- \frac{b}{2U} = 0,06295 s$$

$$- C_{y\phi} = \frac{mg}{Sq_{pd}} \cos \theta, \text{ donde } \theta = 0^\circ \text{ y } g = 9,8 \text{ m/s}^2$$

$$C_{y\phi} = 0,7985$$

$$- C_{y\psi} = \frac{mg}{Sq_{pd}} \sin \theta, \text{ siendo } \theta = 0^\circ \text{ entonces}$$

$$C_{y\psi} = 0$$

De [48] obtenemos los siguientes valores para las constantes aerodinámicas de la aeronave Aerosonde:

$$- C_{y\beta} = -0,83$$

$$- C_{l\dot{p}} = -0,5051$$

$$- C_{l\dot{r}} = 0,2519$$

$$- C_{l\beta} = -0,13$$

$$- C_{n\dot{p}} = -0,069$$

$$- C_{n\dot{r}} = -0,0946$$

$$- C_{n\beta} = 0,0726$$

$$- C_{y\delta r} = 0,1914$$

$$- C_{l\delta r} = 0,0024$$

$$- C_{n\delta r} = -0,0693$$

$$- C_{y\delta\alpha} = -0,075$$

$$- C_{l\delta\alpha} = -0,1695$$

$$- C_{n\delta\alpha} = 0,0108$$

Reemplazando los valores hallados en la Ec. (4.18) se obtiene:

$$- \frac{b}{2U} (0)\dot{\phi} - (0,7985)\phi + \left((1,8741) - \frac{b}{2U} (0) \right) \dot{\psi} - (0)\psi + 1,8741\dot{\beta} - (-0,83)\beta = C_{ya}$$

$$0,002052\ddot{\phi} - (0,06295)(-0,5051)\dot{\phi} - (0)\ddot{\psi} - (0,06295)(0,2519)\dot{\psi} - (-0,13)\beta = C_{la}$$

$$- (0)\ddot{\phi} - (0,06295)(-0,069)\dot{\phi} + (0,004491)\ddot{\psi} - (0,06295)(-0,0946)\dot{\psi} - (0,0726)\beta = C_{na}$$

$$\begin{aligned}
-0,7985 \dot{\phi} + 1,8741 \dot{\psi} + 1,8741 \dot{\beta} + 0,83 \beta &= C_{ya} \\
0,002052 \ddot{\phi} + 0,0318 \dot{\phi} - 0,01586 \dot{\psi} + 0,13 \beta &= C_{la} \quad \dots(4.20) \\
0,004344 \dot{\phi} + 0,004491 \dot{\psi} + 0,005955 \dot{\psi} - 0,0726 \beta &= C_{na}
\end{aligned}$$

Reemplazando los valores hallados en la Ec. (4.19) se obtiene:

$$\begin{aligned}
C_{ya} &= -0,075\delta_a + 0,1914\delta_r \\
C_{la} &= -0,1695\delta_a + 0,0024\delta_r \quad \dots\dots\dots(4.21) \\
C_{na} &= 0,0108\delta_a - 0,0693\delta_r
\end{aligned}$$

Igualando (4.20) y (4.21)

$$\begin{aligned}
-0,7985\dot{\phi} + 1,8741\dot{\psi} + 1,8741\dot{\beta} + 0,83\beta &= -0,075\delta_a + 0,1914\delta_r \\
0,002052\ddot{\phi} + 0,0318\dot{\phi} - 0,01586\dot{\psi} + 0,13\beta &= -0,1695\delta_a + 0,0024\delta_r \quad \dots(4.22) \\
0,004344\dot{\phi} + 0,004491\dot{\psi} + 0,005955\dot{\psi} - 0,0726\beta &= 0,0108\delta_a - 0,0693\delta_r
\end{aligned}$$

$\dot{\psi}$ es una velocidad angular respecto a la vertical, mientras que r es una medición respecto al eje Z de la aeronave. Para ángulos pequeños de balance, $\dot{\psi}$ y r son aproximadamente iguales, pero para ángulos grandes de balance esto no se cumple. Para el diseño del controlador es mejor usar r en vez de $\dot{\psi}$ cuando se refiere a velocidades angulares alrededor del eje Z de la aeronave, por lo que la velocidad angular medida por un giro de guiñada es r y no $\dot{\psi}$. Con respecto a p y $\dot{\phi}$, ambos son velocidades angulares alrededor del eje X de la aeronave y son siempre idénticos mientras θ sea cero. Por lo tanto, ϕ y $\dot{\phi}$ son usados para referirse al ángulo de balance y velocidad del ángulo de balance respectivamente. Reemplazando r por $\dot{\psi}$ en la Ec. (4.22) se obtiene:

$$\begin{aligned}
-0,7985\dot{\phi} + 1,8741r + 1,8741\dot{\beta} + 0,83\beta &= -0,075\delta_a + 0,1914\delta_r \\
0,002052\ddot{\phi} + 0,0318\dot{\phi} - 0,01586r + 0,13\beta &= -0,1695\delta_a + 0,0024\delta_r \quad \dots\dots(4.23) \\
0,004344\dot{\phi} + 0,004491r + 0,005955r - 0,0726\beta &= 0,0108\delta_a - 0,0693\delta_r
\end{aligned}$$

Despejando $\dot{\beta}$, $\ddot{\phi}$ y r de la Ec. (4.23) se obtiene:

$$\begin{aligned}
\dot{\beta} &= 0,4261\dot{\phi} - r - 0,4429\beta + 0,1021\delta_r - 0,04002\delta_a \\
\ddot{\phi} &= -15,4971\dot{\phi} + 7,729r - 63,3528\beta + 1,1696\delta_r - 82,6023\delta_a \dots(4.24) \\
\dot{r} &= -0,9673\dot{\phi} - 1,326r + 16,1657\beta - 15,4309\delta_r + 2,4048\delta_a
\end{aligned}$$

Llevando la Ec. (4.24) en términos de ecuaciones de diferencias

$$\begin{aligned}
\ddot{\phi}_k &= \frac{\dot{\phi}_{k+1} - \dot{\phi}_k}{\Delta t} = -15,971\dot{\phi}_k + 7,729r_k - 63,3528\beta_k + 1,1696\delta_{r_k} - 82,6023\delta_{a_k} \\
\dot{\phi}_{k+1} &= (1 - 15,4971\Delta t)\dot{\phi}_k + (7,729\Delta t)r_k - (63,3528\Delta t)\beta_k + (1,1696\Delta t)\delta_{r_k} - (82,6023\Delta t)\delta_{a_k} \\
\dot{\beta}_k &= \frac{\beta_{k+1} - \beta_k}{\Delta t} = 0,4261\dot{\phi}_k - r_k - 0,4429\beta_k + 0,1021\delta_{r_k} - 0,04002\delta_{a_k} \\
\beta_{k+1} &= (0,4261\Delta t)\dot{\phi}_k - (\Delta t)r_k + (1 - 0,4429\Delta t)\beta_k + (0,1021\Delta t)\delta_{r_k} - (0,04002\Delta t)\delta_{a_k} \\
\dot{r}_k &= \frac{r_{k+1} - r_k}{\Delta t} = -0,9673\dot{\phi}_k - 1,326r_k + 16,1657\beta_k - 15,4309\delta_{r_k} + 2,4048\delta_{a_k} \\
r_{k+1} &= -(0,9673\Delta t)\dot{\phi}_k + (1 - 1,326\Delta t)r_k + (16,1657\Delta t)\beta_k - (15,4309\Delta t)\delta_{r_k} + (2,4048\Delta t)\delta_{a_k}
\end{aligned}$$

Resumiendo, las ecuaciones de diferencias para el movimiento lateral de la aeronave Aerosonde son:

$$\begin{aligned}
\dot{\phi}_{k+1} &= (1 - 15,4971\Delta t)\dot{\phi}_k + (7,729\Delta t)r_k - (63,3528\Delta t)\beta_k + (1,1696\Delta t)\delta_{r_k} - (82,6023\Delta t)\delta_{a_k} \\
\beta_{k+1} &= (0,4261\Delta t)\dot{\phi}_k - (\Delta t)r_k + (1 - 0,4429\Delta t)\beta_k + (0,1021\Delta t)\delta_{r_k} - (0,04002\Delta t)\delta_{a_k} \\
r_{k+1} &= -(0,9673\Delta t)\dot{\phi}_k + (1 - 1,326\Delta t)r_k + (16,1657\Delta t)\beta_k - (15,4309\Delta t)\delta_{r_k} + (2,4048\Delta t)\delta_{a_k} \\
&\dots(4.25)
\end{aligned}$$

4.3. Diseño del neurocontrolador.

En la Fig. 4.4 se muestra el esquema del neurocontrolador con la aeronave. El controlador es diseñado de acuerdo con la minimización de la función de costo J expresada en términos de las salidas del sistema y_k , el esfuerzo de control u_k y las salidas deseadas \hat{y}_k [12], como se muestra en la siguiente función:

$$J = \sum_{k=1}^N (y_k - \hat{y}_k)^2 \dots\dots(4.26)$$

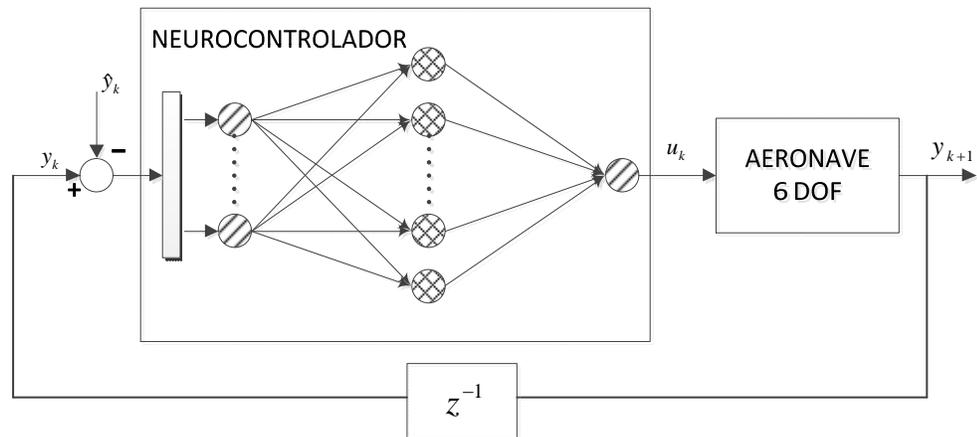


Figura 4.4 Esquema del neurocontrolador y aeronave.
Fuente: Elaboración propia.

Usando el método del gradiente descendente con el algoritmo DBP, los parámetros del neurocontrolador ω son actualizados de acuerdo con:

$$\omega_{k+1} = \omega_k + \eta \times \frac{\partial J}{\partial \omega} \quad \dots(4.27)$$

donde η es el ratio de aprendizaje y $\partial J / \partial \omega$ es la derivada parcial de la función de costo respecto a los parámetros del neurocontrolador ω .

Cuando se utiliza DBP para el entrenamiento de neurocontroladores estáticos, la actualización de los parámetros del neurocontrolador se basa en las **derivadas parciales totales** de las variables de estado y control respecto a los parámetros del neurocontrolador, $\overline{\partial y_k / \partial \omega}$ y $\overline{\partial u_k / \partial \omega}$, respectivamente [12], por lo que $\partial J / \partial \omega$ sería igual a:

$$\frac{\partial J}{\partial \omega} = \sum_{k=1}^N (y_k - \hat{y}_k)^2 \cdot \frac{\overline{\partial y_k}}{\partial \omega} \quad \dots(4.28)$$

Para el cálculo de $\overline{\partial y_k / \partial \omega}$ se debe tomar en cuenta las características dinámicas del lazo realimentado, es decir, desde que y_k depende de ω explícitamente e implícitamente (y_k depende de y_{k-1} que también depende de ω), ambas dependencias deben ser consideradas cuando se calcula la derivada parcial total $\overline{\partial y_k / \partial \omega}$. La

dependencia explícita de y_k respecto de ω determina la derivada parcial simple $\partial y_k / \partial \omega$.

La expresión generalizada de la derivada parcial total $\overline{\partial y_k / \partial \omega}$ está dada por:

$$\frac{\overline{\partial y_k}}{\partial \omega} = \frac{\partial y_k}{\partial u_{k-1}} \frac{\partial u_{k-1}}{\partial \omega} + \left(\frac{\partial y_k}{\partial y_{k-1}} + \frac{\partial y_k}{\partial u_{k-1}} \frac{\partial u_{k-1}}{\partial y_{k-1}} \right) \frac{\overline{\partial y_{k-1}}}{\partial \omega} \dots (4.29)$$

4.3.1. Neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r .

En la Fig. 4.5 se muestra el esquema de este neurocontrolador con la aeronave. Las aeronaves son espiralmente inestables, es decir, una vez que ha sido perturbado no tiende a regresar a sus condiciones iniciales de guiñada y balance, este comportamiento es denominado como oscilaciones Dutch roll, para estabilizarlo en esta sección, se diseña un neurocontrolador considerando tres entradas a realimentar, el ángulo de resbalamiento β , la velocidad del ángulo de guiñada r y la velocidad del ángulo de balance $\dot{\phi}$, la salida del neurocontrolador manipula al timón δ_r , entonces:

$$y_k = \begin{bmatrix} \beta_k \\ r_k \\ \dot{\phi}_k \end{bmatrix} \text{ y } u_k = \delta_{rk}$$

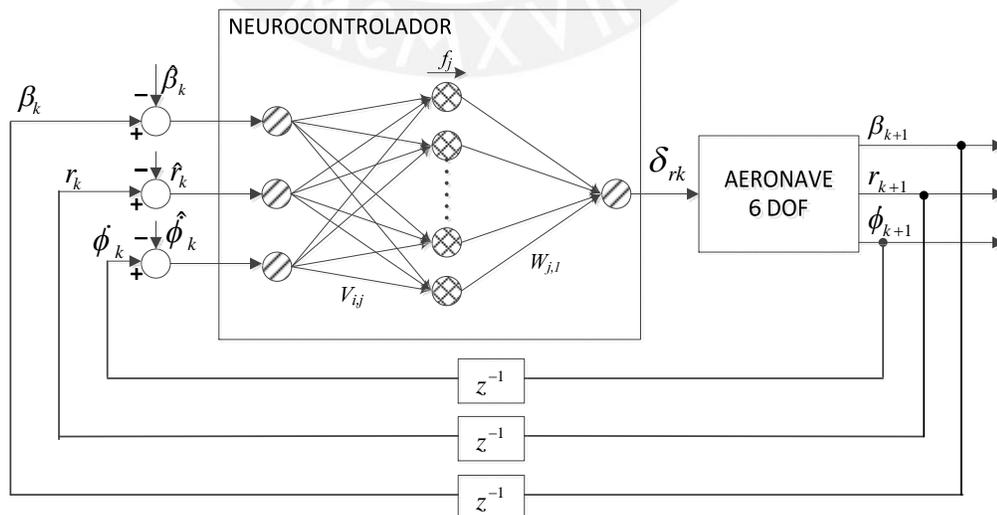


Figura 4.5. Esquema de la aeronave y neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con salida δ_r .

Fuente: Elaboración propia.

Para realizar el entrenamiento se debe hallar los elementos de la Ec. 4.29, $\partial y_k / \partial u_{k-1}$ y el Jacobiano $\partial y_k / \partial y_{k-1}$ se obtienen a partir del modelo del movimiento lateral de la aeronave, mientras que $\partial u_{k-1} / \partial \omega$ y $\partial u_{k-1} / \partial y_{k-1}$ son calculados usando el neurocontrolador.

$$\frac{\partial y_k}{\partial u_{k-1}} = \frac{\partial y_{k+1}}{\partial u_k} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \beta_{k+1}}{\partial \delta_{rk}} \\ \frac{\partial r_{k+1}}{\partial \delta_{rk}} \\ \frac{\partial \dot{\phi}_{k+1}}{\partial \delta_{rk}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,1021\Delta t \\ -15,4309\Delta t \\ 1,1696\Delta t \end{bmatrix} \dots\dots(4.30)$$

$$\frac{\partial y_k}{\partial y_{k-1}} = \frac{\partial y_{k+1}}{\partial y_k} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \beta_{k+1}}{\partial \beta_k} & \frac{\partial \beta_{k+1}}{\partial r_k} & \frac{\partial \beta_{k+1}}{\partial \phi_k} \\ \frac{\partial r_{k+1}}{\partial \beta_k} & \frac{\partial r_{k+1}}{\partial r_k} & \frac{\partial r_{k+1}}{\partial \phi_k} \\ \frac{\partial \dot{\phi}_{k+1}}{\partial \beta_k} & \frac{\partial \dot{\phi}_{k+1}}{\partial r_k} & \frac{\partial \dot{\phi}_{k+1}}{\partial \phi_k} \end{bmatrix}$$

$$\frac{\partial y_k}{\partial y_{k-1}} = \begin{bmatrix} 1-0,4429\Delta t & -\Delta t & 0 \\ 16,1657\Delta t & 1-1,326\Delta t & -0,9673\Delta t \\ -63,3528\Delta t & 7,729\Delta t & 1-15,4971\Delta t \end{bmatrix} \dots(4.31)$$

El neurocontrolador está formado por una capa oculta, los pesos que conectan las entradas con la capa oculta se representan por $V_{i,j}$ y los pesos que conectan la capa oculta y la salida se representan por $W_{j,l}$, la función de activación (función sigmoidea) de las neuronas ocultas se representa por f_j , donde $j = 1,2,\dots,n$ siendo n el número de neuronas en la capa oculta y $i = 1, 2$ y 3 .

El neurocontrolador tiene las siguientes ecuaciones:

$$net_m_j = (\beta_k - \hat{\beta}_k)V_{1,j} + (r_k - \hat{r}_k)V_{2,j} + (\dot{\phi}_k - \hat{\dot{\phi}}_k)V_{3,j} \dots(4.32)$$

$$m_j = f(net_m_j) \dots(4.33)$$

$$\delta_{rk} = \sum_{j=1}^n m_j W_{j,1} \dots(4.34)$$

$$f(x) = \frac{2}{1 + \exp(-x)} - 1 \quad \dots(4.35)$$

$$f'(x) = \frac{1 - [f(x)]^2}{2} \quad \dots(4.36)$$

Calculando $\partial u_{k-1} / \partial \omega$:

$$\frac{\partial u_{k-1}}{\partial \omega} = \frac{\partial u_k}{\partial \omega} = \frac{\partial \delta_{rk}}{\partial \omega} \quad \dots(4.37)$$

$$\frac{\partial \delta_{rk}}{\partial W_{j,1}} = m_j \quad \dots(4.38)$$

$$\frac{\partial \delta_{rk}}{\partial V_{1,j}} = f'(net - m_j)(\beta_k - \hat{\beta}_k)W_{j,1} \quad \dots(4.39)$$

$$\frac{\partial \delta_{rk}}{\partial V_{2,j}} = f'(net - m_j)(r_k - \hat{r}_k)W_{j,1} \quad \dots(4.40)$$

$$\frac{\partial \delta_{rk}}{\partial V_{3,j}} = f'(net - m_j)(\phi_k - \hat{\phi}_k)W_{j,1} \quad \dots(4.41)$$

Calculando $\partial u_{k-1} / \partial y_{k-1}$:

$$\frac{\partial u_{k-1}}{\partial y_{k-1}} = \frac{\partial u_k}{\partial y_k} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \delta_{rk}}{\partial \beta_k} \\ \frac{\partial \delta_{rk}}{\partial r_k} \\ \frac{\partial \delta_{rk}}{\partial \phi_k} \end{bmatrix} \quad \dots(4.42)$$

$$\frac{\partial \delta_{rk}}{\partial \beta_k} = \sum_{j=1}^n W_{j,1} f'(net - m_j) V_{1,j} \quad \dots(4.43)$$

$$\frac{\partial \delta_{rk}}{\partial r_k} = \sum_{j=1}^n W_{j,1} f'(net - m_j) V_{2,j} \quad \dots(4.44)$$

$$\frac{\partial \delta_{rk}}{\partial \phi_k} = \sum_{j=1}^n W_{j,1} f'(net - m_j) V_{3,j} \quad \dots(4.45)$$

Para el proceso de entrenamiento, se supusieron 17 condiciones iniciales para los estados de β y r , las que se enumeran en la Tabla 4.2, el diagrama de flujo de la secuencia del proceso de entrenamiento se muestra en las Figs. 4.6 y 4.7.

Tabla 4.2. Condiciones iniciales para los estados de β y r para el entrenamiento de los pesos del neurocontrolador

Caso	Condición inicial:	
	β	r
1	-15 °	-30 °/s
2	-15 °	-15 °/s
3	-15 °	-5 °/s
4	-15 °	-3 °/s
5	-15 °	3 °/s
6	-15 °	5 °/s
7	-15 °	15 °/s
8	-15 °	30 °/s
9	15 °	-30 °/s
10	15 °	-15 °/s
11	15 °	-5 °/s
12	15 °	-3 °/s
13	15 °	3 °/s
14	15 °	5 °/s
15	15 °	15 °/s
16	15 °	30 °/s
17	0 °	0 °/s

Fuente: Elaboración propia.

4.3.2. Neurocontrolador con entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre los alerones δ_a .

En la Fig. 4.8 se muestra el esquema de este neurocontrolador con la aeronave. Generalmente se accionan los alerones con la intención de cambiar la dirección de vuelo. De la Ec. 4.25 también se observa, que es posible estabilizar lateralmente la aeronave manipulando los alerones, en esta sección se diseñará un neurocontrolador con el fin de tener un vuelo lateralmente estable y capaz de realizar un giro coordinado manipulando los alerones, manteniendo en un valor constante r y en un valor aceptable $\dot{\phi}$. En esta sección, se diseña un neurocontrolador considerando dos entradas a realimentar, la velocidad del ángulo de guiñada r y la velocidad del ángulo de balance $\dot{\phi}$, la salida del neurocontrolador manipula a los alerones δ_a ,

$$\text{entonces: } y_k = \begin{bmatrix} r_k \\ \dot{\phi}_k \end{bmatrix} \text{ y } u_k = \delta_{ak}$$

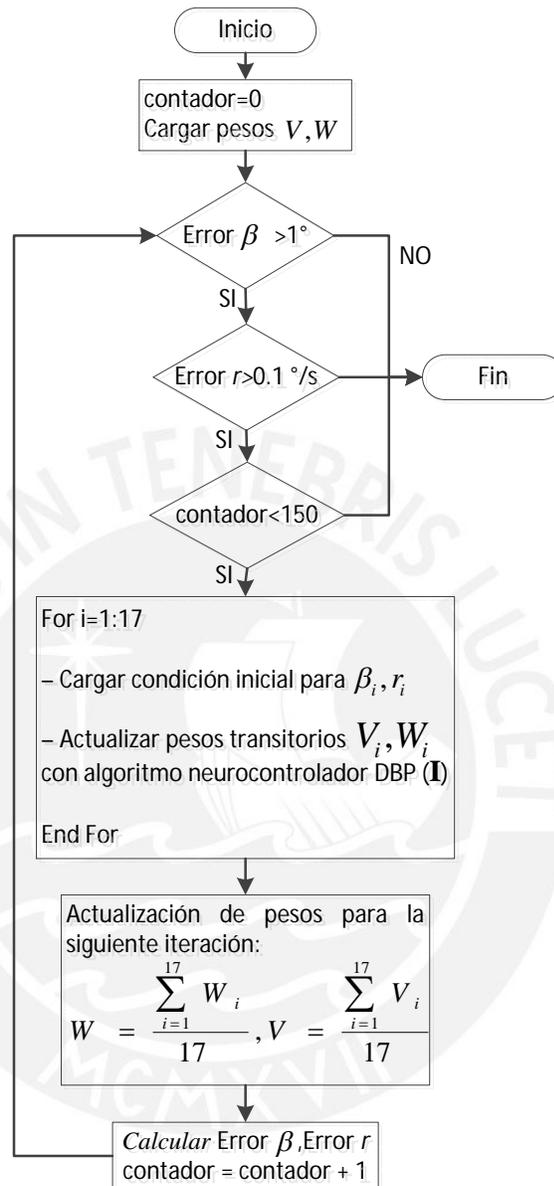


Figura 4.6. Diagrama de flujo del proceso de entrenamiento del neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con salida δ_r .

Fuente: Elaboración propia.

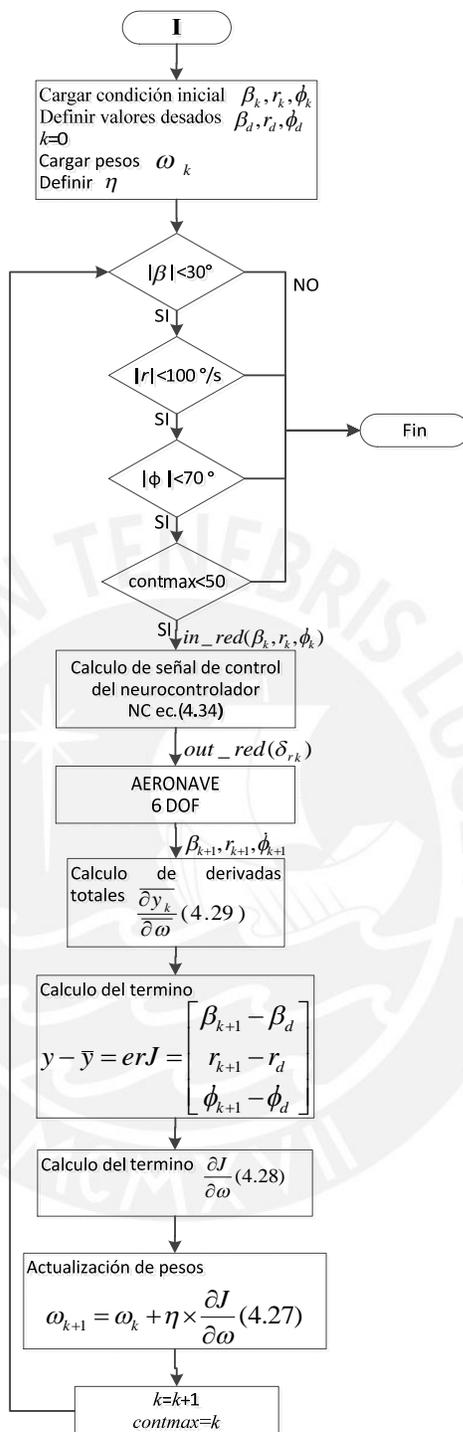


Figura 4.7. Diagrama de flujo del algoritmo DBP para el entrenamiento del neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$, con salida δ_r .

Fuente: Elaboración propia.

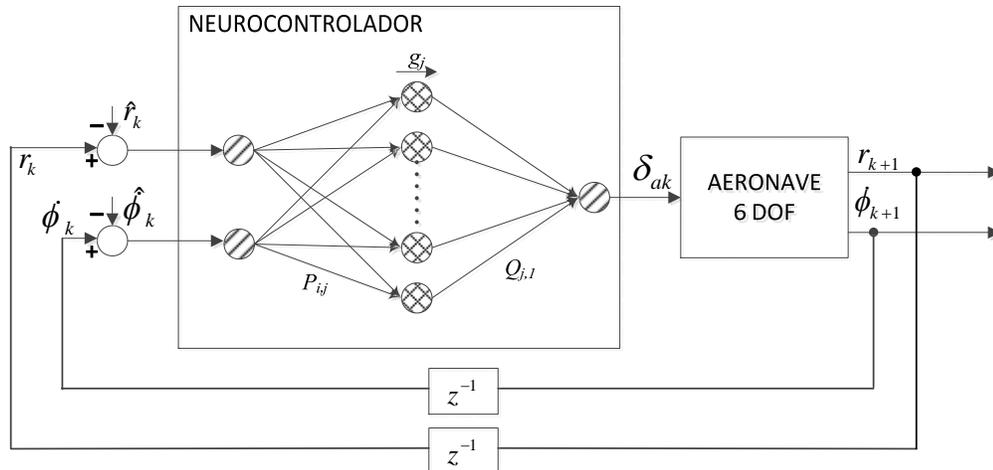


Figura 4.8. Esquema de la aeronave y neurocontrolador con entradas ϕ y r , y salida δ_a .

Fuente: Elaboración propia.

Para realizar el entrenamiento se debe hallar los elementos de la Ec. 4.29, $\partial y_k / \partial u_{k-1}$ y el Jacobiano $\partial y_k / \partial y_{k-1}$ se obtienen a partir del modelo del movimiento lateral de la aeronave, mientras que $\partial u_{k-1} / \partial \omega$ y $\partial u_{k-1} / \partial y_{k-1}$ son calculados usando el neurocontrolador.

$$\frac{\partial y_k}{\partial u_{k-1}} = \frac{\partial y_{k+1}}{\partial u_k} = \begin{bmatrix} \frac{\partial r_{k+1}}{\partial \delta_{ak}} \\ \frac{\partial \phi_{k+1}}{\partial \delta_{ak}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2,4048\Delta t \\ -82,6023\Delta t \end{bmatrix} \dots(4.46)$$

$$\frac{\partial y_k}{\partial y_{k-1}} = \frac{\partial y_{k+1}}{\partial y_k} = \begin{bmatrix} \frac{\partial r_{k+1}}{\partial r_k} & \frac{\partial r_{k+1}}{\partial \phi_k} \\ \frac{\partial \phi_{k+1}}{\partial r_k} & \frac{\partial \phi_{k+1}}{\partial \phi_k} \end{bmatrix}$$

$$\frac{\partial y_k}{\partial y_{k-1}} = \begin{bmatrix} 1-1,326\Delta t & -0,9673\Delta t \\ 7,729\Delta t & 1-15,4971\Delta t \end{bmatrix} \dots\dots\dots(4.47)$$

El neurocontrolador está formado por una capa oculta, los pesos que conectan las entradas con la capa oculta se representan por $P_{i,j}$ y los pesos que conectan la capa oculta y la salida se representan por $Q_{j,i}$, la función de activación (función sigmoidea) de las neuronas ocultas se representa por g_j , donde $j = 1,2,\dots,n$ siendo n el número de neuronas en la capa oculta y $i = 1$ y 2 .

El neurocontrolador tiene las siguientes ecuaciones:

$$net_m_j = (r_k - \hat{r}_k)P_{1,j} + (\phi_k - \hat{\phi}_k)P_{2,j} \quad \dots(4.48)$$

$$m_j = g(net_m_j) \quad \dots(4.49)$$

$$\delta_{ak} = \sum_{j=1}^n m_j Q_{j,1} \quad \dots(4.50)$$

$$g(x) = \frac{2}{1 + \exp(-x)} - 1 \quad \dots(4.51)$$

$$g'(x) = \frac{1 - [g(x)]^2}{2} \quad \dots(4.52)$$

Calculando $\partial u_{k-1} / \partial \omega$:

$$\frac{\partial u_{k-1}}{\partial \omega} = \frac{\partial u_k}{\partial \omega} = \frac{\partial \delta_{ak}}{\partial \omega} \quad \dots(4.53)$$

$$\frac{\partial \delta_{ak}}{\partial Q_{j,1}} = m_j \quad \dots(4.54)$$

$$\frac{\partial \delta_{ak}}{\partial P_{1,j}} = g'(net_m_j)(r_k - \hat{r}_k)Q_{j,1} \quad \dots(4.55)$$

$$\frac{\partial \delta_{ak}}{\partial P_{2,j}} = g'(net_m_j)(\phi_k - \hat{\phi}_k)Q_{j,1} \quad \dots(4.56)$$

Calculando $\partial u_{k-1} / \partial y_{k-1}$:

$$\frac{\partial u_{k-1}}{\partial y_{k-1}} = \frac{\partial u_k}{\partial y_k} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \delta_{ak}}{\partial r_k} \\ \frac{\partial \delta_{ak}}{\partial \phi_k} \end{bmatrix} \quad \dots(4.57)$$

$$\frac{\partial \delta_{ak}}{\partial \beta_k} = \sum_{j=1}^n Q_{j,1} f'(net_m_j) P_{1,j} \quad \dots(4.58)$$

$$\frac{\partial \delta_{ak}}{\partial r_k} = \sum_{j=1}^n Q_{j,1} f'(net_m_j) P_{2,j} \quad \dots(4.59)$$

$$\frac{\partial \delta_{ak}}{\partial \phi_k} = \sum_{j=1}^n Q_{j,1} f'(net_m_j) P_{3,j} \quad \dots(4.60)$$

Este neurocontrolador opera en forma conjunta con el de la sección 4.3.1, en la Fig. 4.9 se muestra su diagrama de funcionamiento de los dos neurocontroladores operando sobre la aeronave. Para el proceso de entrenamiento, se supusieron 17

condiciones iniciales para los estados ϕ y r , las que se enumeran en la Tabla 4.3, el diagrama de flujo de la secuencia del proceso de entrenamiento se muestra en las Figs. 4.10 y 4.11.

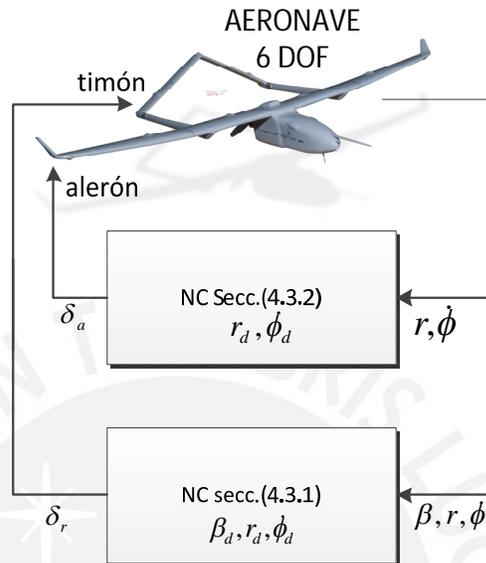


Figura 4.9. Diagrama de funcionamiento de los dos neurocontroladores sobre la aeronave.
Fuente: Elaboración propia. En base a [20]

Tabla 4.3. Condiciones iniciales para los estados de ϕ y r para el entrenamiento de los pesos del neurocontrolador

Caso	Condición inicial:	
	ϕ	r
1	-30 °/s	-15 °
2	-15 °/s	-15 °
3	-5 °/s	-15 °
4	-3 °/s	-15 °
5	3 °/s	-15 °
6	5 °/s	-15 °
7	15 °/s	-15 °
8	30 °/s	-15 °
9	-30 °/s	15 °
10	-15 °/s	15 °
11	-5 °/s	15 °
12	-3 °/s	15 °
13	3 °/s	15 °
14	5 °/s	15 °
15	15 °/s	15 °
16	30 °/s	15 °
17	0 °/s	0 °

Fuente: Elaboración propia.

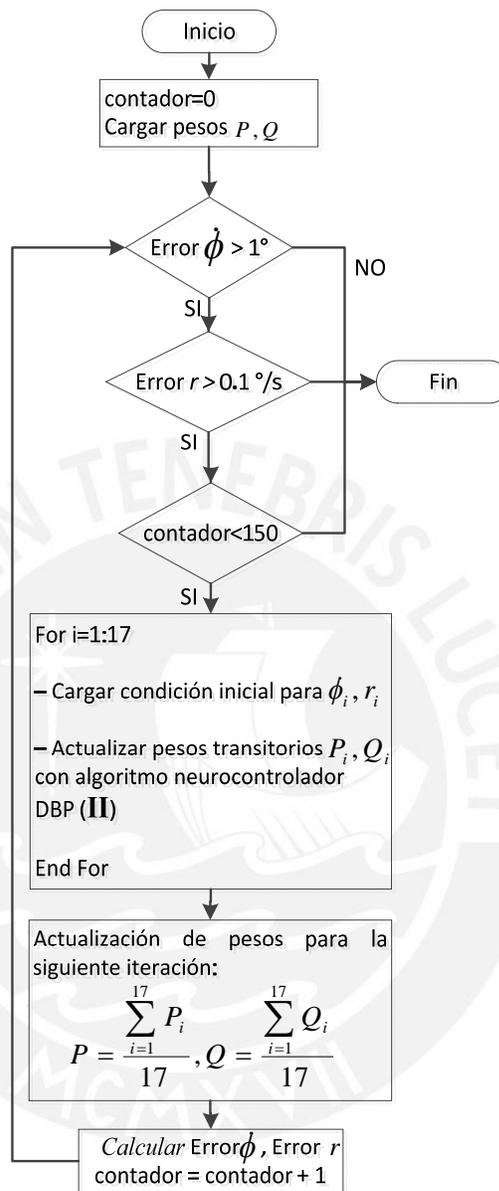


Figura 4.10. Diagrama de flujo del proceso de entrenamiento del neurocontrolador con entradas $\dot{\phi}$ y r , y salida δ_a .

Fuente: Elaboración propia.

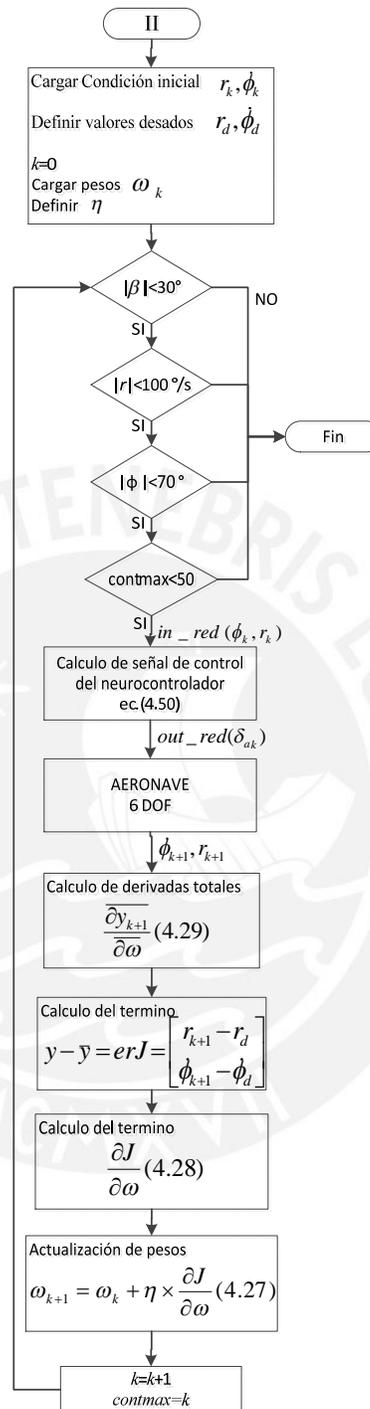


Fig. 4.11. Diagrama de flujo del algoritmo DBP para el entrenamiento del neurocontrolador con entradas ϕ y r , y salida δ_a .
Fuente: Elaboración propia.

4.4. Resultados y discusión.

4.4.1. Neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r .

Para este neurocontrolador se utilizaron 5 neuronas en la capa intermedia, con el que se obtuvo estabilidad asintótica cerca de cero para el ángulo de resbalamiento β y para la velocidad de guiñada r se obtuvo un valor en estado estable de $-1,3$ °/s. En la Fig. 4.12 se muestra el comportamiento de la aeronave operando con este neurocontrolador, la aeronave es inicializada con los siguientes valores $\beta = 15^\circ$, $r = 30^\circ/\text{s}$, $\dot{\phi} = 0^\circ/\text{s}$ y $\phi = 0^\circ$, en estado estable se observa que el ángulo de resbalamiento β tiene un valor de $-0,35^\circ$ y la velocidad de guiñada r tiene un valor de $-1,3$ °/s.

Los resultados de las simulaciones al neurocontrolador muestran que para cualquier valor inicial de β , r , $\dot{\phi}$ y ϕ , el valor en estado estable de β llega a estar dentro del requisito $\beta \leq |\pm 0,5^\circ|$, más no lo está la velocidad de guiñada $r \leq |\pm 0,5^\circ/\text{s}|$, y por más que se aumentó la cantidad de neuronas en la capa intermedia (10 y 20 neuronas), esto no mejoró considerablemente, entonces es posible que la función de costo J en la Ec. (4.26) se haya quedado atrapado en un mínimo local.

4.4.2. Neurocontrolador con entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre los alerones δ_a .

Para este neurocontrolador se realizaron entrenamientos con 5, 10 y 15 neuronas en la capa intermedia, el error mínimo aceptable sólo fue posible con el de 15 neuronas, así también a medida que se aumentaba el número de neuronas en la capa intermedia el tiempo de entrenamiento era mayor. Este neurocontrolador trabaja conjuntamente con el neurocontrolador de la sección 4.3.1 (Ver Fig. 4.9) obteniendo estabilidad asintótica para el ángulo de resbalamiento β y para la velocidad de guiñada r cerca de cero, como se muestra en la Fig. 4.13, en estado estable se observa que el ángulo de resbalamiento β tiene un valor de $-0,1^\circ$ y la velocidad de guiñada r tiene un valor de $-0,45$ °/s.

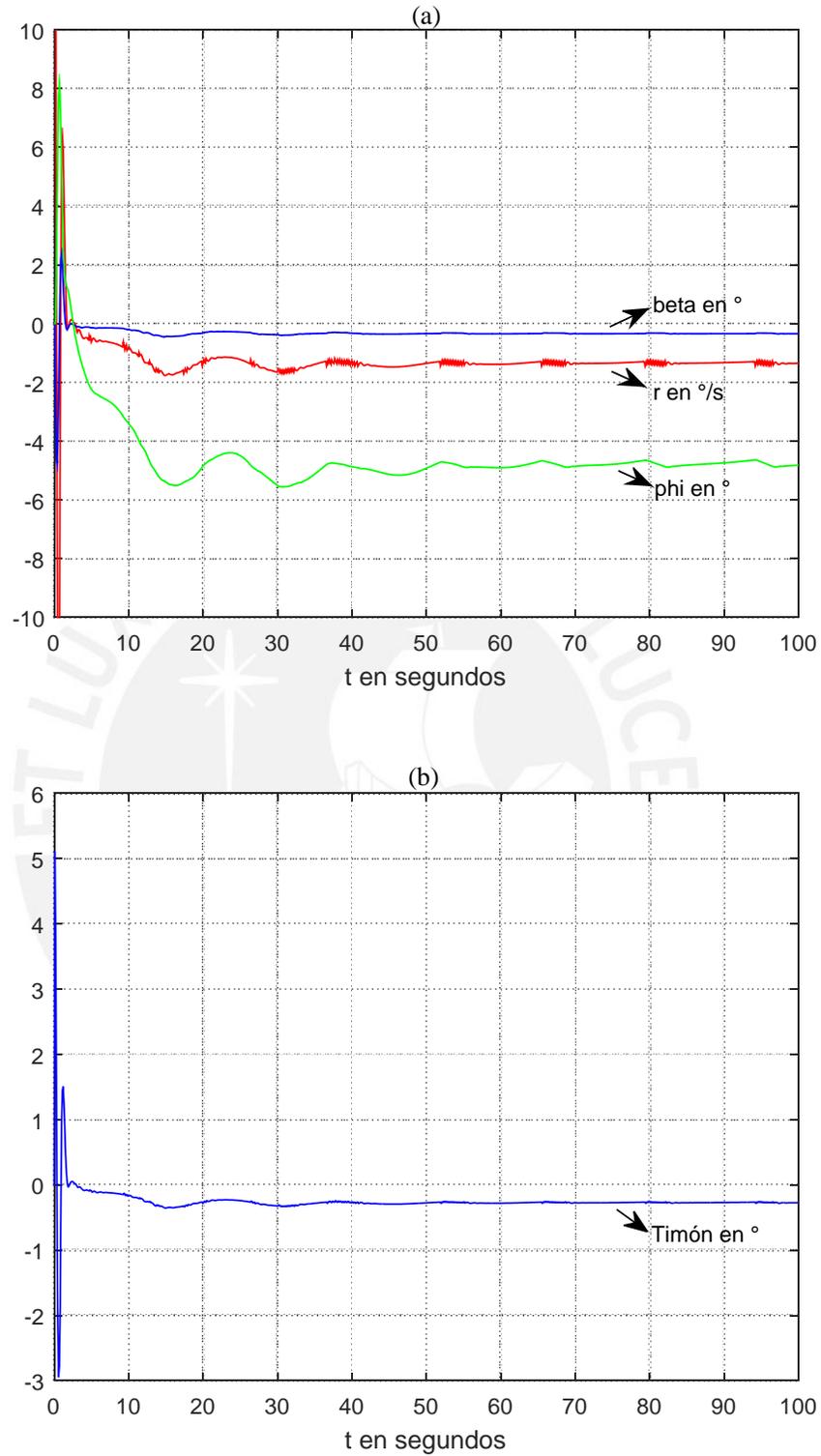


Figura 4.12. Comportamiento de la aeronave operando con el neurocontrolador de entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r , y con los siguientes valores iniciales: $\beta = 15^\circ$, $r = 30^\circ/\text{s}$, $\dot{\phi} = 0^\circ/\text{s}$ y $\phi = 0^\circ$. (a) Respuesta en el tiempo de β , r y ϕ . (b) Señal de control aplicado al timón.

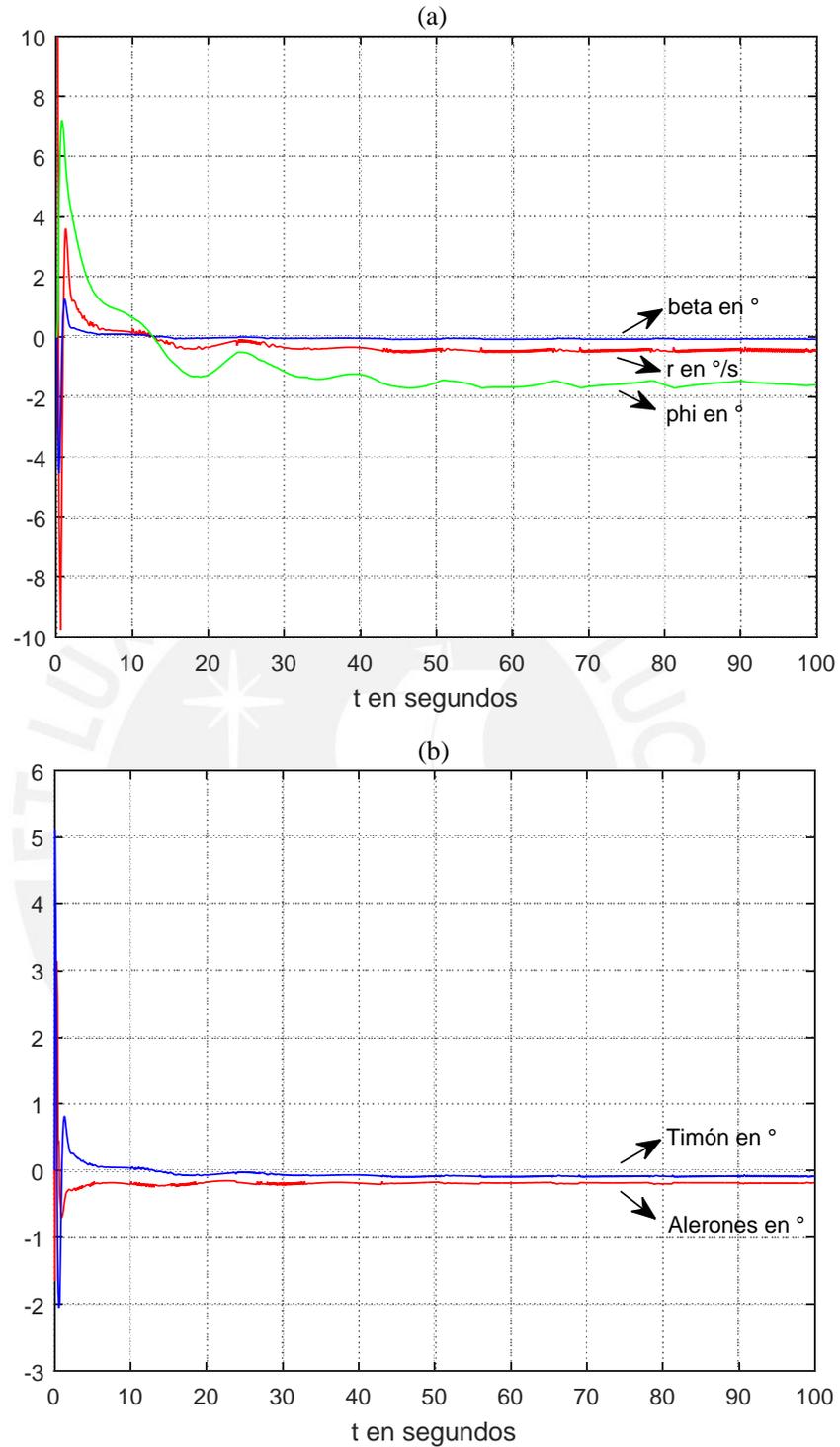


Figura 4.13. Comportamiento de la aeronave operando conjuntamente el neurocontrolador de entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r y el neurocontrolador entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre los alerones δ_a , y con los siguientes valores iniciales: $\beta = 0^\circ$, $r = 30^\circ/\text{s}$, $\dot{\phi} = -15^\circ/\text{s}$ y $\phi = 0^\circ$. (a) Respuesta en el tiempo de β , r y ϕ . (b) Señales de control aplicados al timón y a los alerones.

En la Fig. 4.14 se aprecia el desplazamiento de la aeronave sin neurocontrolador y con neurocontrolador. Para la prueba sin neurocontrolador, se colocó el ángulo del alerón δ_a en 0° y el ángulo del timón δ_r en 0° , se observa que la trayectoria de la aeronave es una espiral descendente. Para la prueba con neurocontrolador se observa que la aeronave mantiene una dirección con una ligera disminución en altura.

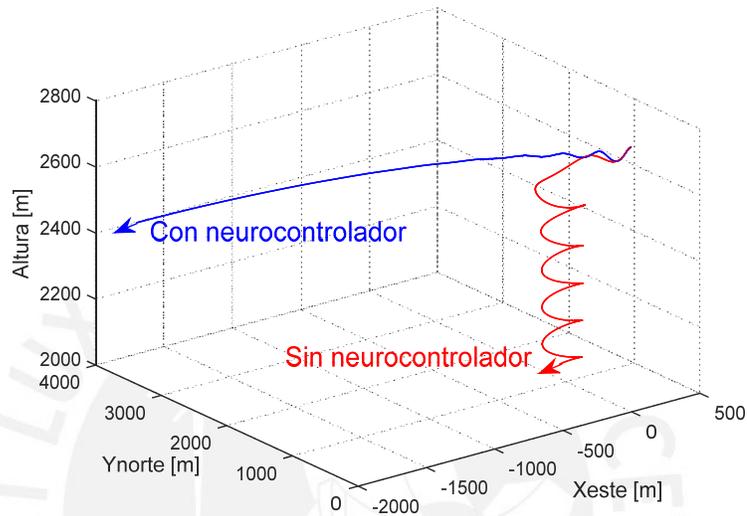


Figura 4.14. Comparación del desplazamiento de la aeronave sin neurocontrolador y con neurocontrolador, para la prueba sin neurocontrolador se colocó $\delta_a = 0^\circ$ y $\delta_r = 0^\circ$, para ambas pruebas la ubicación inicial de la aeronave es: Xeste = 0 m, Ynorte = 0 m y Altura = 2800 m.

Este segundo neurocontrolador se diseñó con el fin de disminuir el valor en estado estable de la velocidad de guiñada r visto en la sección 4.4.1, aprovechando el modelo matemático del movimiento lateral de la aeronave (Ec. 4.25) donde se ve que la velocidad de guiñada r es afectada por la manipulación de los alerones δ_a y la velocidad de balance $\dot{\phi}$, los resultados de las simulaciones muestran que el trabajo en conjunto de los dos neurocontroladores ha logrado disminuir el valor en estado estable de β y r , demostrando la utilidad de usar el modelo matemático del movimiento lateral de la aeronave (Ec. 4.25) junto con los procedimientos descritos en las Figs. 4.6, 4.7, 4.10 y 4.11 en el entrenamiento de los neurocontroladores con el algoritmo Dynamic Back Propagation.

4.4.3. Giro coordinado.

El giro coordinado, es utilizado para realizar en forma segura el cambio de la dirección de vuelo de la aeronave, una vez terminado el giro, la aeronave regresa a su condición de estabilidad lateral. Para esto los neurocontroladores mantienen la velocidad de guiñada r en un valor constante, el ángulo de resbalamiento β en un valor cerca de 0° y el ángulo de balance ϕ sea menor a 45° .

En la Fig. 4.15 se muestra el comportamiento de la aeronave operando con los dos neurocontroladores, donde la velocidad de guiñada deseada es de $r_d = 10^\circ/\text{s}$ durante el intervalo de tiempo [75,175] segundos. Se observa que la velocidad de guiñada r alcanza el valor deseado de $10^\circ/\text{s}$, el ángulo de resbalamiento β alcanza el valor de $0,4^\circ$ y el ángulo de balance ϕ es menor a 45° .

En la Fig. 4.16 se muestra el comportamiento de la aeronave operando con los dos neurocontroladores, para diferentes velocidades de guiñada deseadas r_d : $10^\circ/\text{s}$, $5^\circ/\text{s}$, $1^\circ/\text{s}$, $0^\circ/\text{s}$, $-1^\circ/\text{s}$, $-5^\circ/\text{s}$ y $-10^\circ/\text{s}$, se observa que la velocidad de guiñada r alcanza su respectivo valor deseado.

Por lo general, los pilotos utilizan los alerones para realizar un cambio en la dirección de vuelo [3], siendo deseable que el ángulo de resbalamiento β sea casi cero. El neurocontrolador de la sección 4.3.2 que manipula los alerones realiza principalmente una acción de seguimiento sobre la velocidad de guiñada r , mientras el neurocontrolador de la sección 4.3.1 que manipula el timón estabiliza el ángulo de resbalamiento β , los resultados de las simulaciones muestran que los neurocontroladores han sido entrenados de tal forma que permiten realizar una acción de seguimiento sobre la velocidad de guiñada r , manteniendo el ángulo de resbalamiento β cercano a cero, es decir, realizan un giro coordinado.

4.4.4. Pruebas con variación de la masa de la aeronave.

La masa de la aeronave Aerosonde varía de acuerdo con el consumo de combustible, con tanque lleno la masa de la aeronave es de 13,5 kg y con tanque vacío es de 8,5 kg, durante el proceso de entrenamiento de los neurocontroladores, la masa de la aeronave era de 11 kg.

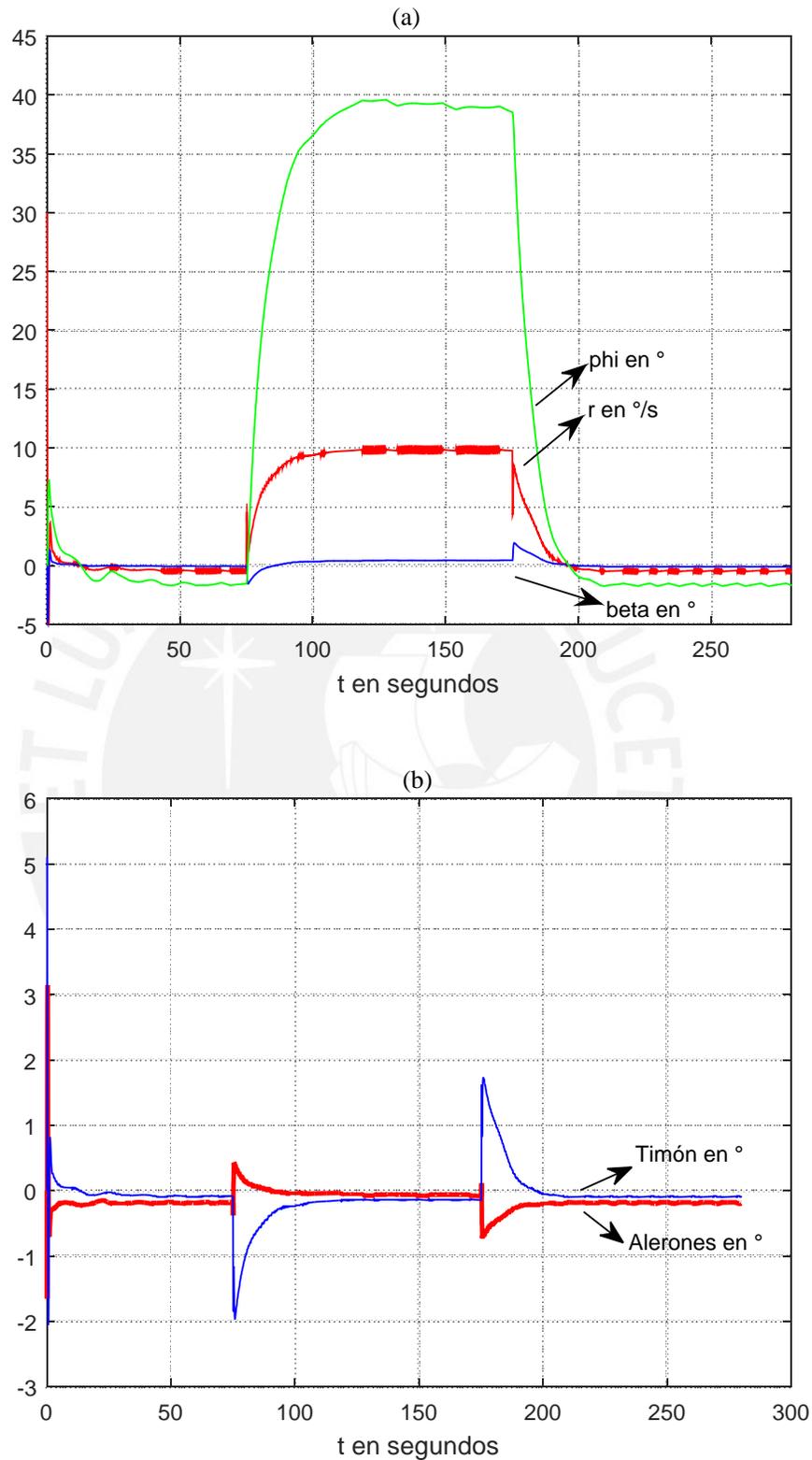


Figura 4.15. Comportamiento de la aeronave operando conjuntamente los dos neurocontroladores, la velocidad de guiñada deseada es $r_d = 10$ $^{\circ}/s$, durante el intervalo de tiempo de $[75,175]$ segundos. (a) Respuesta en el tiempo de β , r y ϕ . (b) Señales de control aplicados al timón y a los alerones.

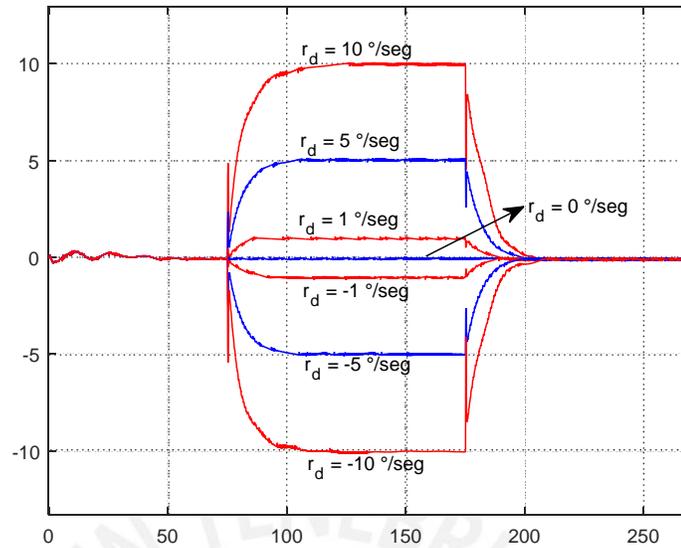


Figura 4.16. Comportamiento de la aeronave operando conjuntamente los dos neurocontroladores, las velocidades de guiñada deseadas r_d durante el intervalo de tiempo de [75,175] segundos son: $10^\circ/\text{s}$, $5^\circ/\text{s}$, $1^\circ/\text{s}$, $0^\circ/\text{s}$, $-1^\circ/\text{s}$, $-5^\circ/\text{s}$, y $-10^\circ/\text{s}$.

En la Tabla 4.4 se muestra los resultados de las pruebas realizadas a los neurocontroladores para diferentes masas de la aeronave Aerosonde, donde se aprecia que el valor en estado estable del ángulo de resbalamiento β para todo los casos están dentro el requisito $\beta \leq |\pm 0,5^\circ|$, también se aprecia que el valor en estado estable de la velocidad de guiñada r para masas de la aeronave menores o iguales a 10 kg no están dentro del requisito $r \leq |\pm 0,5^\circ/\text{s}|$, los resultados de las simulaciones muestran la capacidad de aprendizaje de los neurocontroladores tratando de mantener la estabilidad lateral a pesar de la variación de la masa de la aeronave.

Tabla 4.4. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores para diferentes masas de la aeronave Aerosonde

Caso	Masa [kg]	Valor en estado estable	
		β [°]	r [°/s]
1	8,5	-0,2	-0,9
2	10	-0,16	-0,75
3	11	-0,1	-0,45
4	12	-0,07	-0,45
5	13,5	0	-0,2

Fuente: Elaboración propia.

Para mejorar el desempeño de los neurocontroladores para diferentes masas de la aeronave, se construye una tabla donde para cada masa de la aeronave le corresponde una velocidad de guiñada deseada r_d , en la Tabla 4.5 se muestra el resultado de estas pruebas y donde se aprecian que los valores en estado estable de β y r están dentro de los requisitos, incluso muy próximos a cero, lo que demuestra que es posible hacer que los neurocontroladores se adapten a las variaciones de la masa de la aeronave, mediante el cambio unicamente de la velocidad de guiñada deseada r_d .

En la Fig 4.17 se muestra la prueba a los neurocontroladores para una masa igual a 8,5 kg de la aeronave, comparando los casos con velocidad de guiñada deseada $r_d = 0^\circ/\text{s}$ y con $r_d = 0,9^\circ/\text{s}$. Pruebas similares correspondientes a la Tabla 4.5 se muestran en el Anexo B.

Tabla 4.5. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores para diferentes masas de la aeronave Aerosonde, donde a cada masa le corresponde una velocidad de guiñada deseada r_d .

Caso	Masa [kg]	Velocidad de guiñada deseada r_d [$^\circ/\text{s}$]	Valor en estado estable	
			β [$^\circ$]	r [$^\circ/\text{s}$]
1	8,5	0,9	-0,14	0,05
2	10	0,8	-0,1	0
3	11	0,5	-0,07	0
4	12	0,5	-0,04	0,03
5	13,5	0,2	0	0,03

Fuente: Elaboración propia.

4.4.5. Pruebas con perturbaciones de ráfagas de vientos transversales al desplazamiento de la aeronave.

Para las pruebas realizadas a los neurocontroladores ante perturbaciones transitorias como si se tratara de ráfagas de vientos transversales al desplazamiento de la aeronave, se consideraron ráfagas de viento aplicados sobre el eje Y, eje Z en el plano YZ de la aeronave, tal como se muestra en la Fig. 4.18.

Para cada prueba se tomó de la sección anterior (4.4.4) el caso de la aeronave con masa igual a 11 kg y $r_d = 0,5$. El tiempo de duración de las pruebas es de 300 segundos, las perturbaciones ocurren en el intervalo de tiempo [60,180] segundos. La velocidad de avance promedio de la aeronave (en el Eje X) es de 30 m/s.

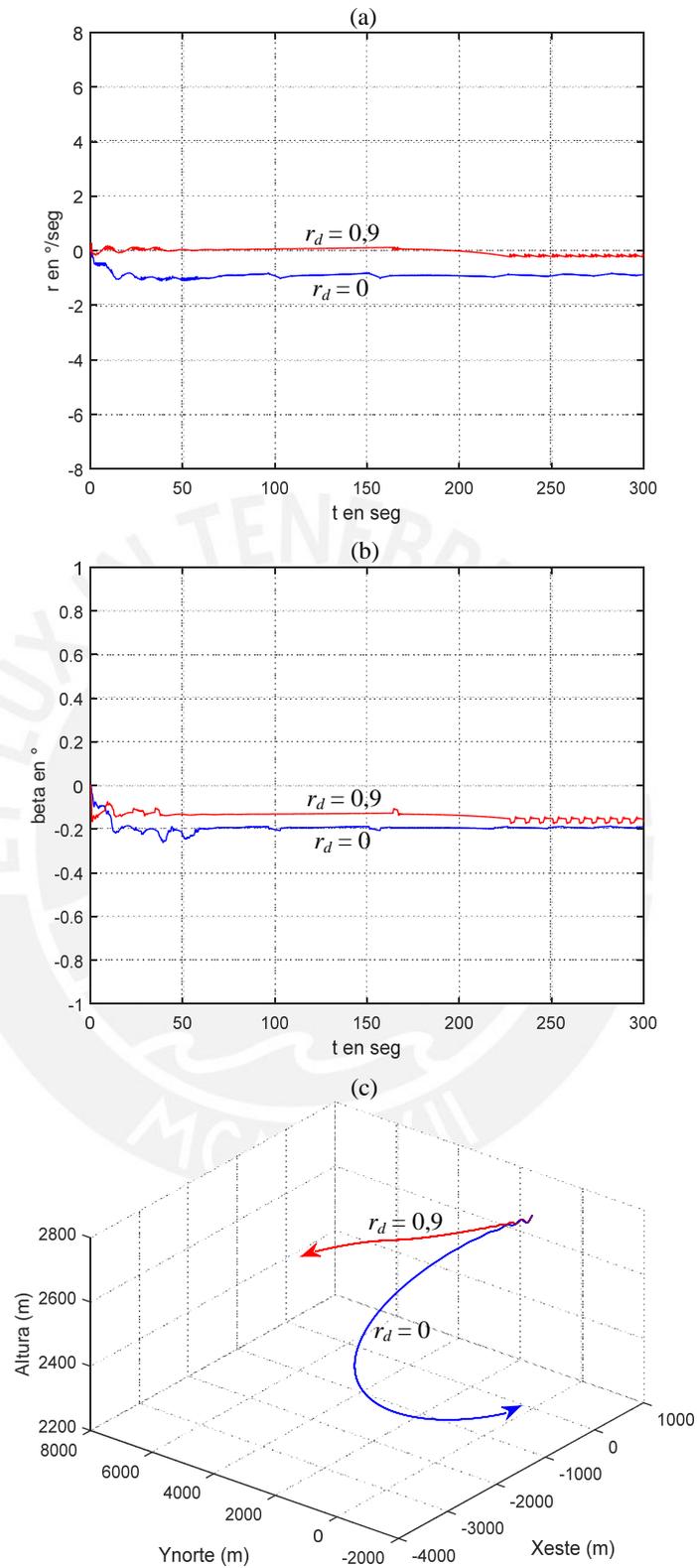


Figura 4.17. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 8,5 kg de la aeronave.
 (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0$ $^{\circ}/\text{s}$ y $r_d = 0,9$ $^{\circ}/\text{s}$. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0$ $^{\circ}/\text{s}$ y $r_d = 0,9$ $^{\circ}/\text{s}$. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave con $r_d = 0$ $^{\circ}/\text{s}$ y $r_d = 0,9$ $^{\circ}/\text{s}$.

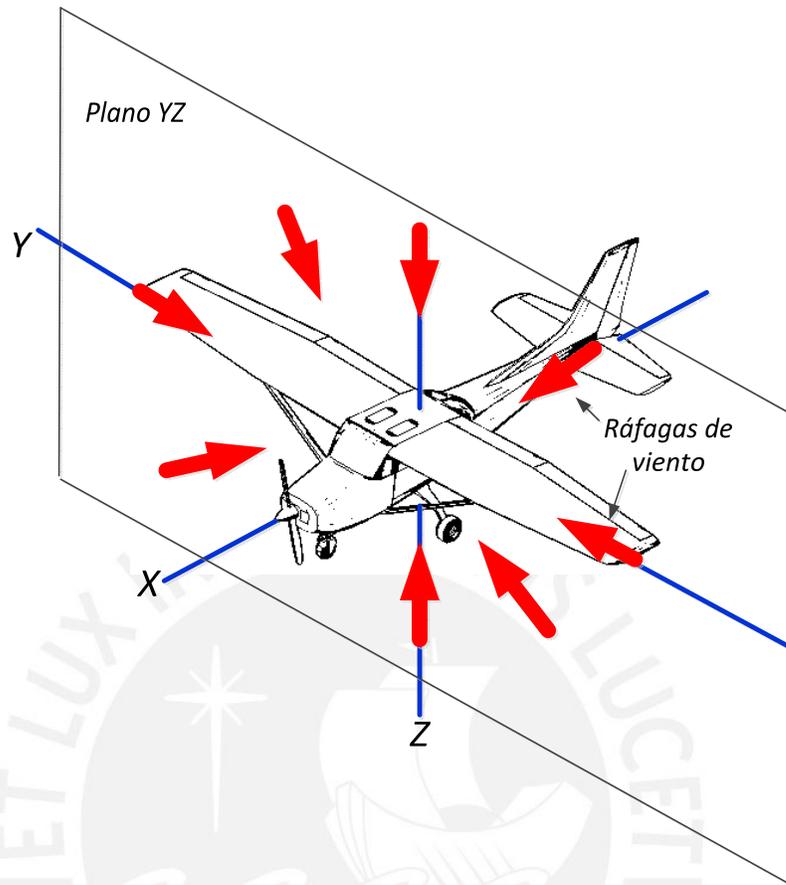


Figura 4.18. Ráfagas de vientos aplicados sobre el eje Y, el eje Z y el plano YZ de la aeronave, transversales al eje X.
Fuente: Elaboración propia. En base a [39]

En la Tabla 4.6 se muestra los resultados de las pruebas realizadas a los neurocontroladores ante perturbaciones transitorias de ráfagas de viento, donde para todos los casos se aprecian que los valores en estado estable de β y r durante y después de la perturbación están dentro de los requisitos, demostrando el buen desempeño de los neurocontroladores ante la presencia de perturbaciones.

Los valores de las perturbaciones que se muestran en la Tabla 4.6 son los máximos obtenidos tal que el valor transitorio de r sea menor a $120\text{ }^\circ/\text{s}$ y la aeronave se encuentre a una altura mayor a 0 m . Los valores de las perturbaciones del viento van del 12 m/s a 20 m/s que representan 43% y 67% respectivamente de la velocidad de avance de la aeronave.

En la Fig. 4.19 se muestran la pruebas a los neurocontroladores ante perturbaciones transitorias de ráfagas de viento de -13 m/s en el eje Y (más pruebas véase Anexo B).

Tabla 4.6. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores ante perturbaciones transitorias de ráfagas de viento en el eje Y, eje Z y el plano YZ.

Caso	Perturbación		Valor en estado estable durante perturbación		Valor en estado estable después de perturbación		r_{max} [°/s]
	Eje Y [m/s]	Eje Z [m/s]	β [°]	r [°/s]	β [°]	r [°/s]	
1	13	0	-0,07	0	-0,07	0	100
2	-13	0	-0,07	0	-0,08	0	80
3	0	15	-0,13	-0,3	-0,17	-0,5	0,6
4	0	-20	0,04	0,4	0,03	0,3	1,5
5	-12	-13	0	0,3	0	0,3	110
6	-13	16	-0,15	-0,3	-0,2	-0,5	110
7	13	12	-0,11	-0,3	-0,14	-0,3	110
8	12	-13	0	0,3	0	0,3	107

Fuente: Elaboración propia.

4.4.6. Pruebas con perturbaciones de ráfagas de vientos transversales al desplazamiento de la aeronave durante un giro coordinado.

Para las pruebas se tomó de la sección 4.4.4 el caso de la aeronave con masa igual a 11 kg, durante el giro coordinado la velocidad de guiñada deseada es $r_d = 5$ °/s, el desempeño de los neurocontroladores sin perturbación se muestra en la Fig. 4.20. El tiempo de duración de las pruebas es de 600 segundos, el giro coordinado ocurre en el intervalo de tiempo [60,440] segundos, las perturbaciones ocurren en el intervalo de tiempo [120,300] segundos, los valores de las perturbaciones se muestran en la Tabla 4.7 y son los máximos obtenidos tal que el valor transitorio de r sea menor a 120 °/s y la aeronave se encuentre a una altura mayor a 0 m.

En la Tabla 4.7 se muestra los resultados de las pruebas realizadas a los neurocontroladores durante un giro coordinado $r_d = 5$ °/s ante perturbaciones transitorias de ráfagas de viento, donde se observa que durante la perturbación los controladores no llegan a mantener la velocidad de guiñada deseada, aunque si logran estabilizar las variables β y r en un valor constante, permitiendo que la aeronave continúe realizando el giro. Si bien los neurocontroladores no fueron entrenados para realizar un giro (los valores deseados durante el entrenamiento fueron $r_d = 0$ °/s y $\beta_d = 0$ °), el aprendizaje de los neurocontroladores permite que la aeronave continúe realizando el giro. En la Fig. 4.21 se muestra la prueba a los neurocontroladores para una perturbación de -13 m/s en el Eje Y, pruebas similares correspondientes a la Tabla 4.7 se muestran en el Anexo B.

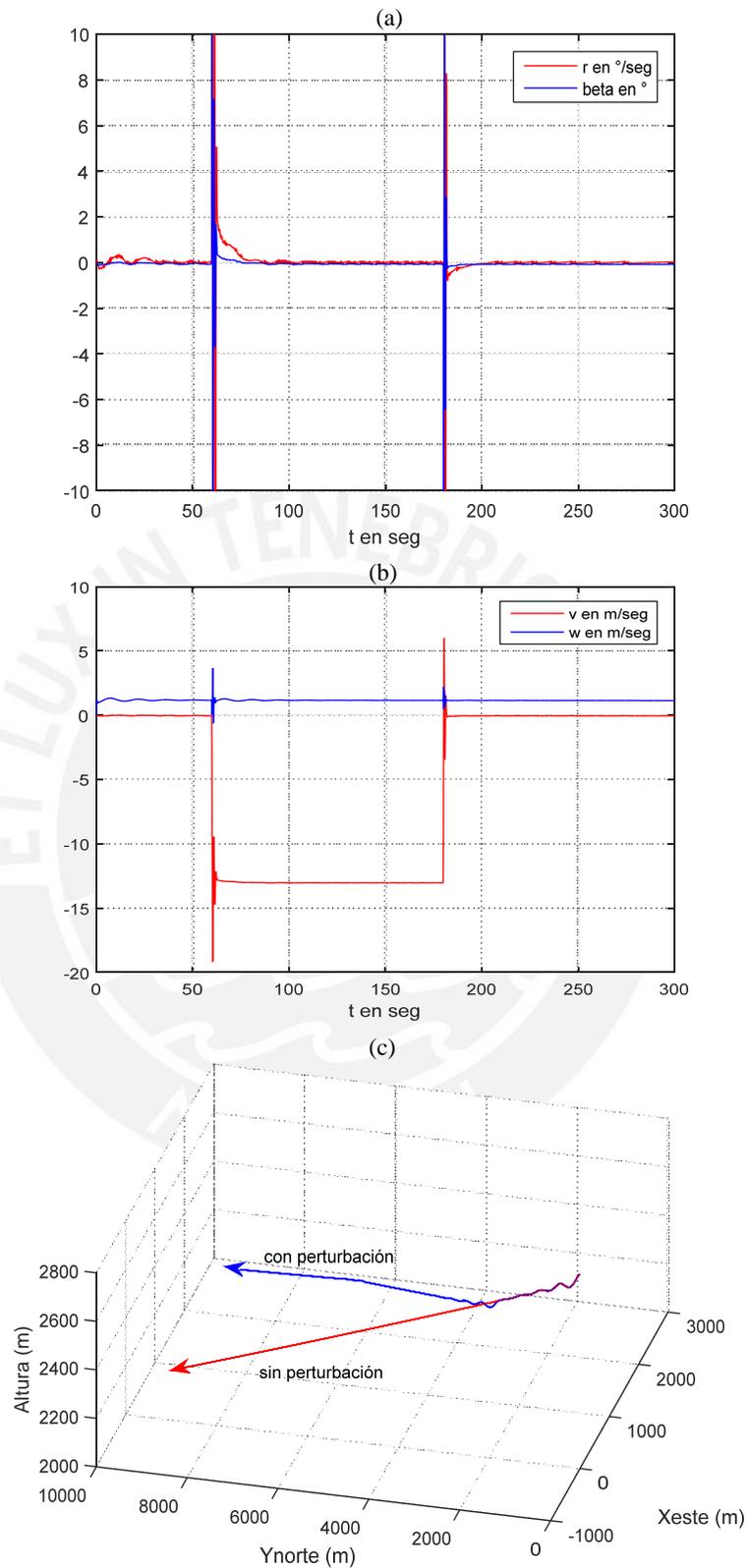


Figura 4.19. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -13 m/s en el eje Y de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

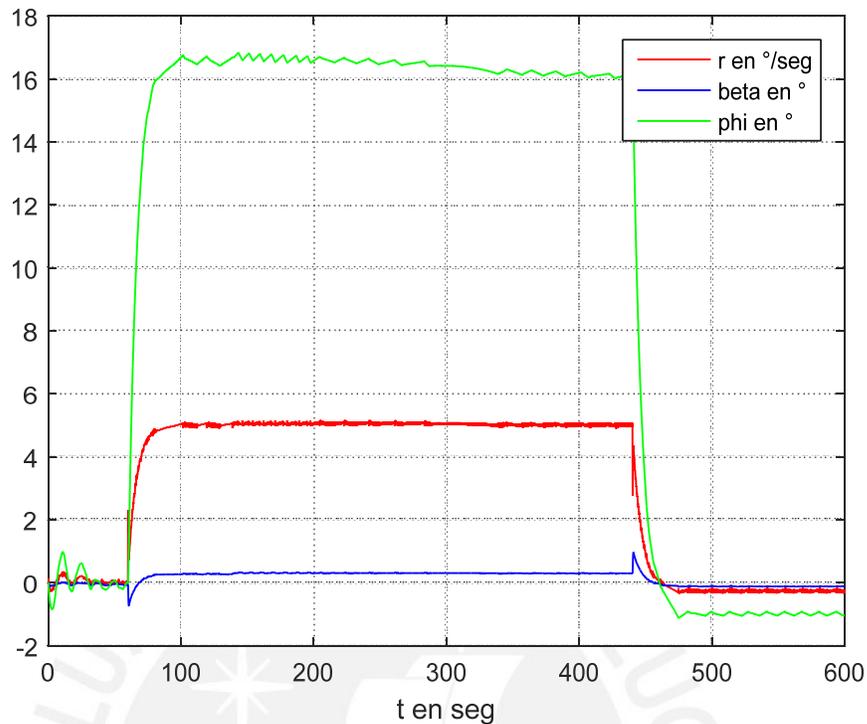


Figura 4.20. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5 \text{ °/s}$ y sin perturbación.

Tabla 4.7. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores durante un giro coordinado $r_d = 5 \text{ °/s}$ ante perturbaciones transitorias de ráfagas de viento en el eje Y, eje Z y el plano YZ.

Caso	Perturbación		Valor en estado estable durante perturbación		Valor en estado estable después de perturbación		r_{max} [°/s]
	Eje Y [m/s]	Eje Z [m/s]	β [°]	r [°/s]	β [°]	r [°/s]	
1	13	0	0,8	7,2	0,3	5	110
2	-13	0	0,1	4,2	0,3	5	110
3	0	15	0,3	4,85	0,25	4,7	6,4
4	0	-20	0,3	5,3	0,3	5,3	12
5	-12	-12	0,15	4,5	0,3	5,1	119
6	-13	9	0,09	4	0,27	4,75	113
7	11	11	0,7	6,8	0,25	4,7	117
8	12	-13	0,63	6,6	0,3	5,1	114

Fuente: Elaboración propia.

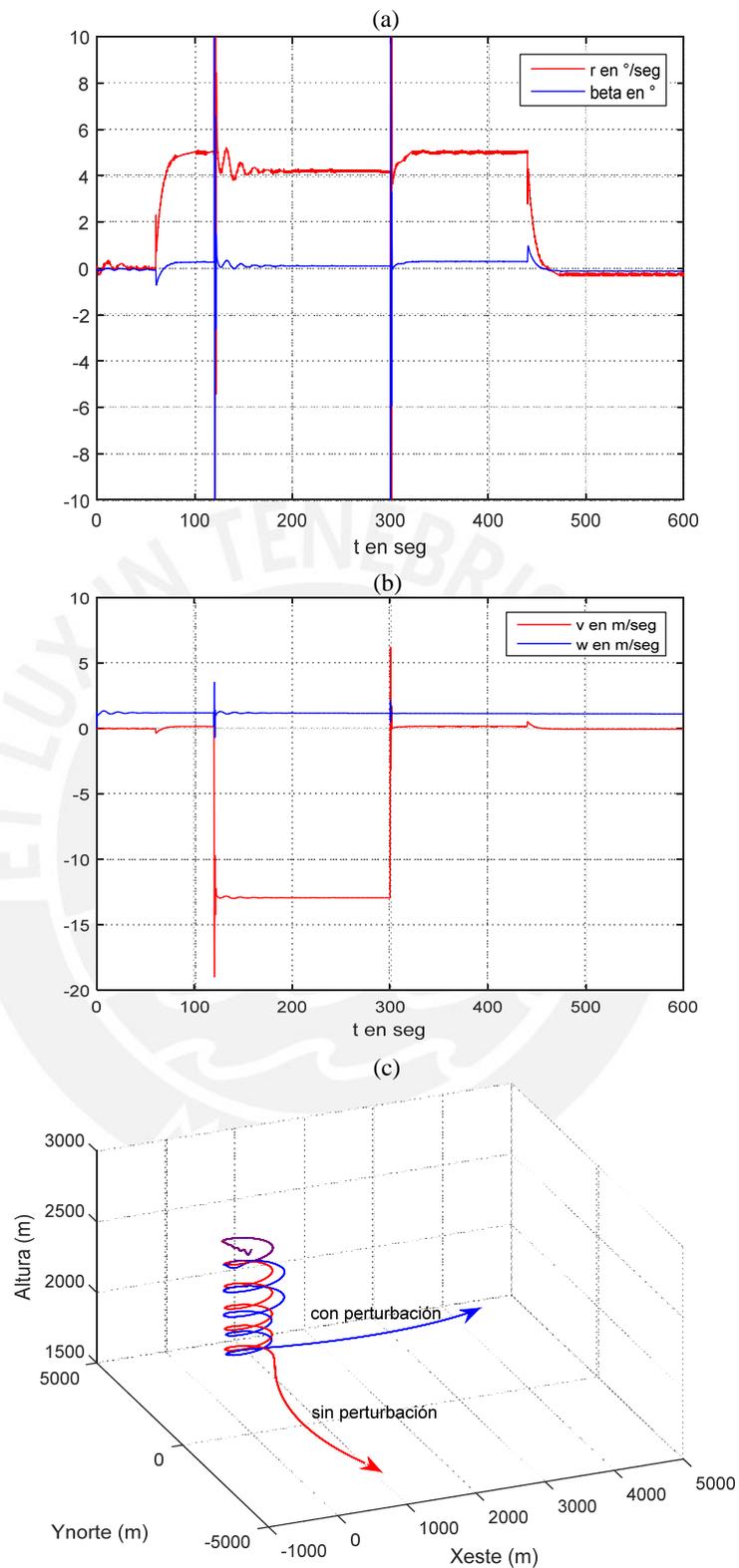


Figura 4.21. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/\text{s}$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de $-13 \text{ m}/\text{s}$ en el eje Y de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D X_{este} - Y_{norte} - $Altura$.

4.4.7. Pruebas con variación de la densidad del aire.

En la Tabla A.1 del Anexo A se muestra el valor promedio de la densidad del aire para una altura dada, sin embargo, la densidad del aire no es constante debido a que el aire fluye en la atmosfera en distintas direcciones y a distintas temperaturas. A continuación se muestra las pruebas realizadas a los neurocontroladores ante la variación transitoria de la densidad del aire.

Para la elección del valor máximo de prueba de la densidad del aire, se tomó como referencia la densidad de aire promedio de la atmosfera a la altura de 100 m cuyo valor es de $1,2133 \text{ kg/m}^3$. Para la elección del valor mínimo de prueba de la densidad del aire, se tomó la densidad de aire promedio de la atmosfera a la altura de 10 000 m (es la altura a la que se desplaza un avión comercial) cuyo valor es de $0,4125 \text{ kg/m}^3$.

Para las pruebas se tomó de la sección 4.4.4 el caso de la aeronave con masa igual a 11 kg y $r_d = 0,5$. El tiempo de duración de las pruebas es de 300 segundos, la variaciones de la densidad del aire ocurren en el intervalo de tiempo [60,180] segundos.

En la Tabla 4.8 se muestra los resultados de las pruebas realizadas a los neurocontroladores ante la variación transitoria de la densidad del aire donde se observa que durante la ocurrencia de la variación de la densidad del aire el valor de β en estado estable es cerca de 0° , para el caso de r el máximo valor alcanzado en estado estable es de $0,7 \text{ }^\circ/\text{s}$, siendo estos valores aceptables para seguir con un desplazamiento de la aeronave. También se observa que para todos los casos los valores en estado estable de β y r después de la ocurrencia de la variación de la densidad del aire están dentro de los requisitos.

Los resultados de las simulaciones muestran que, a pesar de que la variación de la densidad del aire tiene influencia directa sobre las fuerzas y momentos aerodinámicos (como se ve en las Ecs. 3.18 al 3.27) de la aeronave, se observa que los neurocontroladores logran mantener la estabilidad lateral de la aeronave.

En la Fig. 4.22 se muestran la prueba a los neurocontroladores ante la variación transitoria de la densidad del aire de $0,52 \text{ kg/m}^3$, pruebas similares correspondientes a la Tabla 4.8 se muestran en el Anexo B.

Tabla 4.8. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores ante la variación transitoria de la densidad del aire.

Caso	Densidad del aire durante el transitorio ρ [kg/m ³]	Valor en estado estable durante perturbación		Valor en estado estable después de perturbación	
		β [°]	r [°/s]	β [°]	r [°/s]
1	1,2133	-0,07	0	-0,07	0
2	0,9280	-0,07	0	-0,07	0
3	0,6895	0	0,3	-0,07	-0,07
4	0,5252	0,05	0,6	-0,07	-0,3
5	0,4125	0,07	0,7	-0,07	-0,3

Fuente: Elaboración propia.

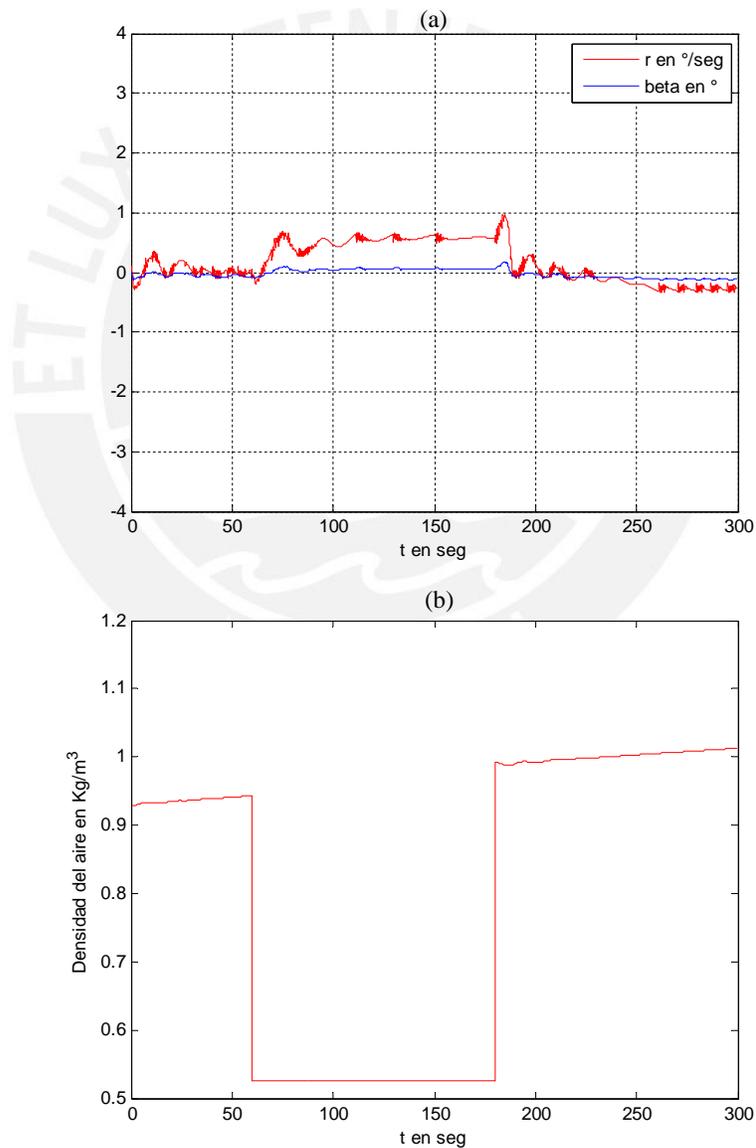


Figura 4.22. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 0,5252$ kg/m³. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de la variación de la densidad del aire.

4.4.8. Pruebas con variación de las constantes aerodinámicas.

Para el diseño de los neurocontroladores en la Ec. (4.18) se reemplazó las constantes aerodinámicas por data de la aeronave Aerosonde, a continuación se desarrollan pruebas a los neurocontroladores variando en un porcentaje el valor de estas constantes aerodinámicas, como si se tratara de errores en el modelado.

Para las pruebas se tomó de la sección 4.4.4 el caso de la aeronave con masa igual 11 kg y $r_d = 0,5$. El tiempo de duración de las pruebas es de 300 segundos, en la Tabla 4.9 se muestran los valores de la variación de las constantes aerodinámicas.

En la Tabla 4.9 se muestra los resultados de las pruebas realizadas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas, el valor de β en estado estable es aceptable en el rango del porcentaje de variación de -60% a +40%, mientras que para el valor de r en estado estable es aceptable en el rango de -20% a +40%.

Tabla 4.9. Valores y resultados de las pruebas realizadas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas.

% de variación	-80%	-70%	-60%	-40%	-20%	0%	+40%	+50%
$C_{y\beta}$	-0,166	-0,249	-0,332	-0,498	-0,664	-0,83	-1,162	-1,245
C_{lp}	-0,1010	-0,1515	-0,2020	-0,3031	-0,404	-0,505	-0,707	-0,758
C_{lr}	0,05038	0,07557	0,10076	0,1511	0,2015	0,2519	0,3527	0,3779
$C_{l\beta}$	-0,026	-0,039	-0,052	-0,078	-0,104	-0,13	-0,182	-0,195
C_{np}	-0,0138	-0,0207	-0,0276	-0,0414	-0,055	-0,069	-0,097	-0,104
C_{nr}	-0,0189	-0,0284	-0,0378	-0,0568	-0,076	-0,095	-0,132	-0,142
$C_{n\beta}$	0,01452	0,02178	0,02904	0,04356	0,0581	0,0726	0,1016	0,1089
$C_{y\delta r}$	0,03828	0,05742	0,07656	0,1148	0,1531	0,1914	0,268	0,2871
$C_{l\delta r}$	0,00048	0,00072	0,00096	0,00144	0,0019	0,0024	0,0034	0,0036
$C_{n\delta r}$	-0,0139	-0,0208	-0,0277	-0,0416	-0,055	-0,069	-0,097	-0,104
$C_{y\delta\alpha}$	-0,015	-0,0225	-0,03	-0,045	-0,06	-0,075	-0,105	-0,113
$C_{l\delta\alpha}$	-0,0339	-0,0509	-0,0678	-0,1017	-0,136	-0,17	-0,237	-0,254
$C_{n\delta\alpha}$	0,00216	0,00324	0,00432	0,00648	0,0086	0,0108	0,0151	0,0162
β est. estable	-1,3	-0,85	-0,5	-0,27	-0,17	-0,07	0,03	No estable
r est. estable	-5,3	-3,4	-2	-0,9	-0,5	0	0,3	No estable

Fuente: Elaboración propia.

De los resultados de las simulaciones se observa la capacidad de aprendizaje de los neurocontroladores manteniendo la estabilidad lateral a pesar de la incertidumbre en los valores de los constantes aerodinámicos.

En la Fig. 4.23 se muestran el comportamiento de β y r durante las pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas según los casos de la Tabla 4.9.

De manera similar al caso de la variación de la masa, es posible hacer que los neurocontroladores se adapten a la variación de las constantes aerodinámicas mediante el cambio de la velocidad de guiñada deseada r_d , en la Tabla 4.10 se muestra el resultado de estas pruebas, y donde se aprecian que los valores en estado estable de β y r están dentro de los requisitos para el rango de variación de las constantes aerodinámicas entre -60% y +40%.

En la Fig. 4.24 se muestran las pruebas a los neurocontroladores variando las constantes aerodinámicas de la aeronave en -60%, comparando los casos con velocidad de guiñada deseada $r_d = 0,5$ °/s y con $r_d = 2,5$. Pruebas similares correspondientes a la Tabla 4.10 se muestran en el Anexo B.

Tabla 4.10. Valor en estado estable de β y r de las pruebas realizadas a los neurocontroladores para diferentes variaciones de las constantes aerodinámicas de la aeronave Aerosonde, donde a cada % de variación le corresponde una velocidad de guiñada deseada r_d .

Caso	% Variación de las constantes aerodinámicas	Velocidad de guiñada deseada r_d [°/s]	Valor en estado estable	
			β [°]	r [°/s]
1	-80	6,1	-1,0	-0,3
2	-70	3,8	-0,65	-0,1
3	-60	2,5	-0,4	-0,15
4	-40	1,4	-0,2	-0,05
5	-20	1,0	-0,1	-0,05
6	+40	0,15	0,05	0.1

Fuente: Elaboración propia.

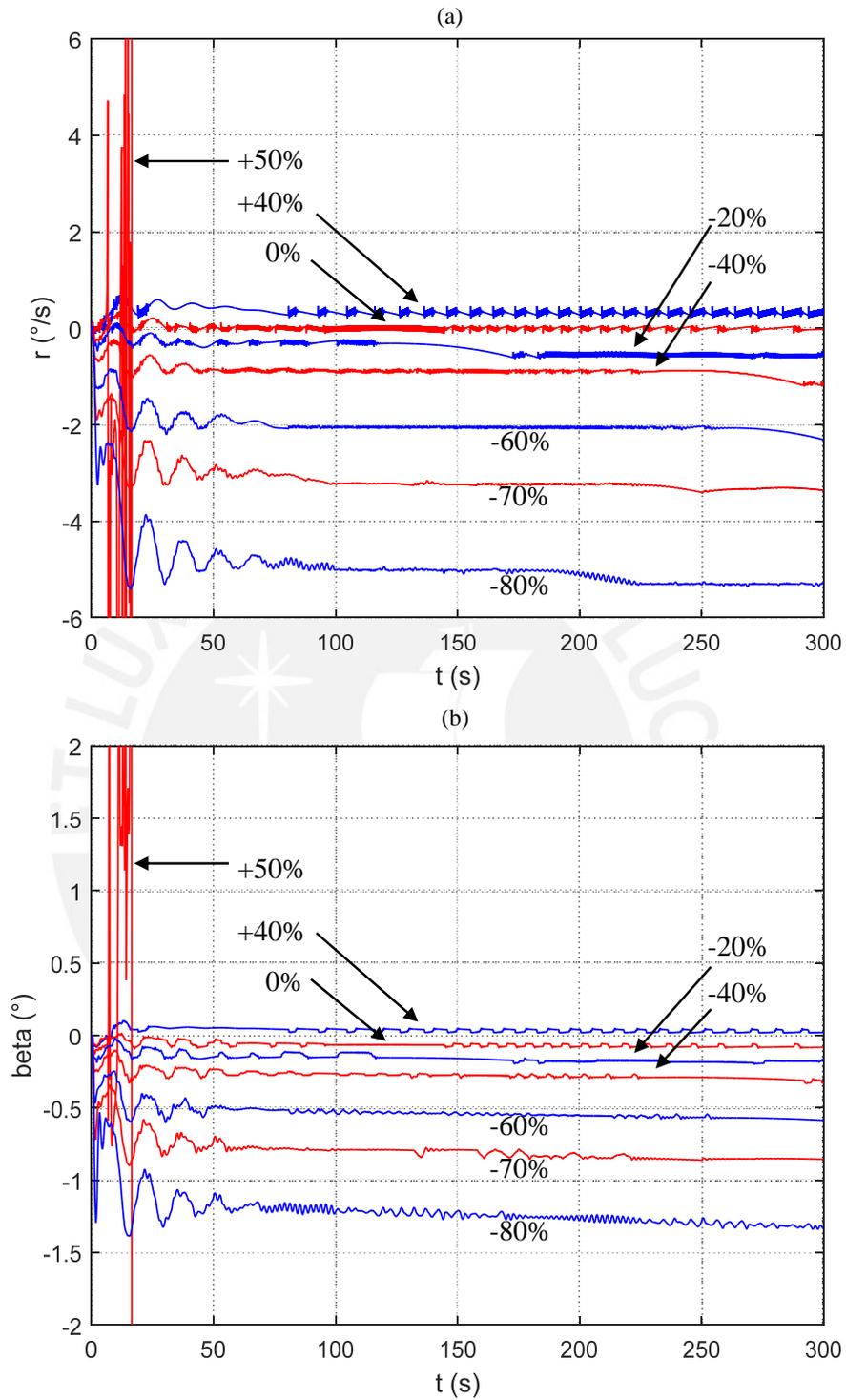


Figura 4.23. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas. (a) Gráfica del comportamiento de r . (b) Gráfica del comportamiento de β .

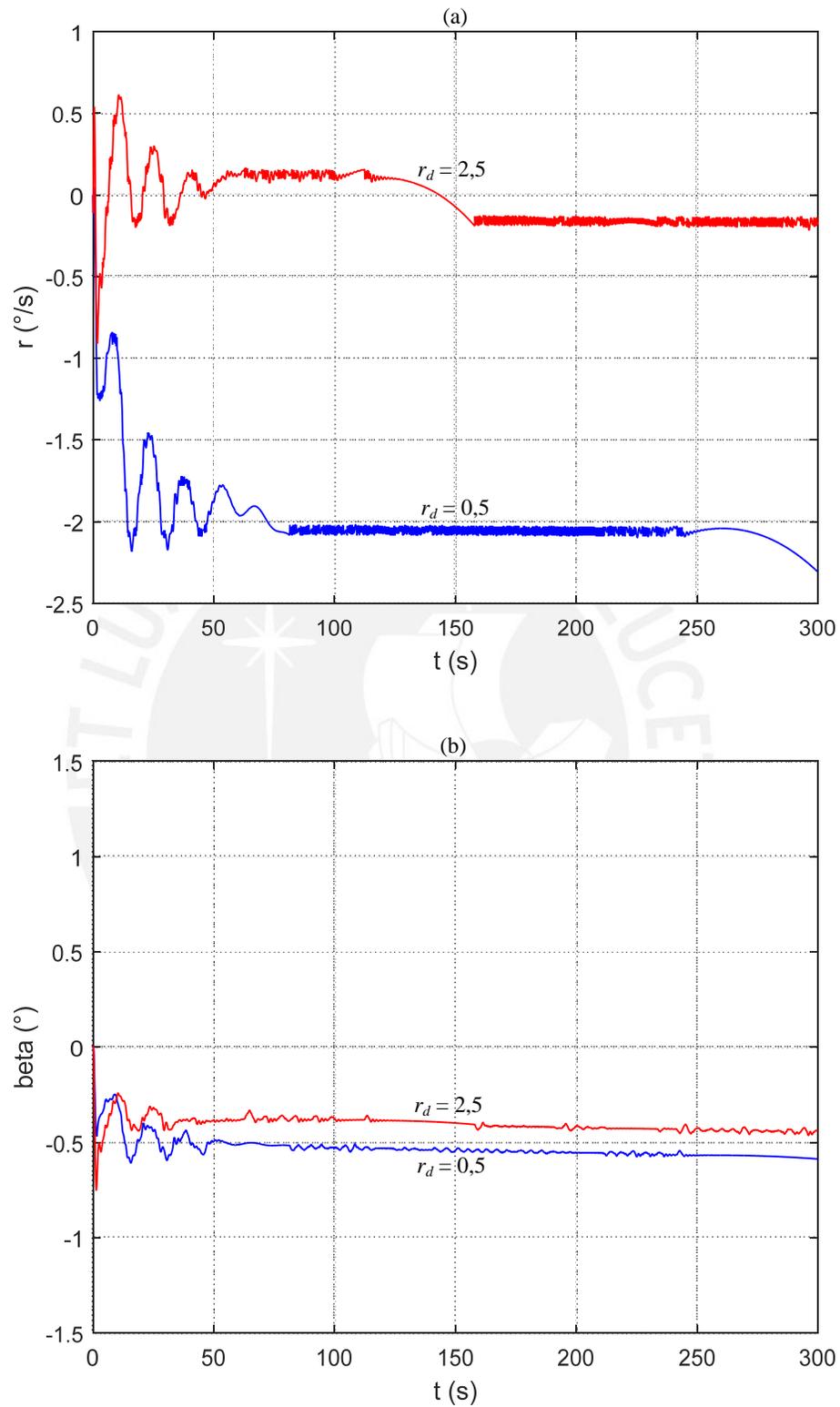


Figura 4.24. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -60%.
 (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0,5 \text{ } ^\circ/\text{s}$ y $r_d = 2,5 \text{ } ^\circ/\text{s}$. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0,5 \text{ } ^\circ/\text{s}$ y $r_d = 2,5 \text{ } ^\circ/\text{s}$.

CAPÍTULO 5

RECOMENDACIONES PARA LA IMPLEMENTACIÓN

En este capítulo se muestra el hardware recomendado para la implementación del controlador, el desarrollo de este capítulo se basa en los sensores y sistemas que formarían parte del sistema de control de la aeronave.

5.1. Medición del ángulo de ataque α y el ángulo de resbalamiento β

El cálculo del ángulo de ataque α (Ver Fig. 5.1) y el ángulo de resbalamiento β (Ver Fig. 5.2) a partir de los componentes de velocidad respecto a la aeronave se trató en la sección 3.3 y se obtuvo la Ec. (3.9):

$$\begin{aligned} |V_t| &= \sqrt{|u|^2 + |v|^2 + |w|^2} \\ \tan \alpha &= \frac{\bar{w}}{u} \\ \text{sen} \beta &= \frac{v}{|V_t|} \\ V_t \text{ viento} &= [V_t \quad \alpha \quad \beta] \dots \dots \dots (3.9) \end{aligned}$$

La medición del ángulo de ataque α y el ángulo de resbalamiento β en aeronaves grandes se realiza a través de un arreglo de sondas de presión diferencial (la presión diferencial puede ser convertida al ángulo de flujo, ver Fig. 5.3), y sensores angulares de flujo ensamblado con paletas (las paletas están conectadas a un potenciómetro u otro sensor de medición angular, ver Fig. 5.4). Estos equipos por lo general son pesados y de gran tamaño, por lo que su implementación en una aeronave tipo la presentada en el presente trabajo de tesis, tendrían que fabricarse en una escala menor.

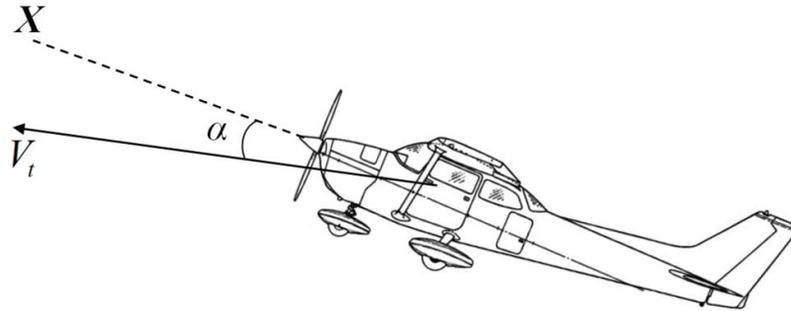


Figura 5.1. Ángulo de ataque α de una aeronave vista de costado.
Fuente: Elaboración propia. En base a [25]

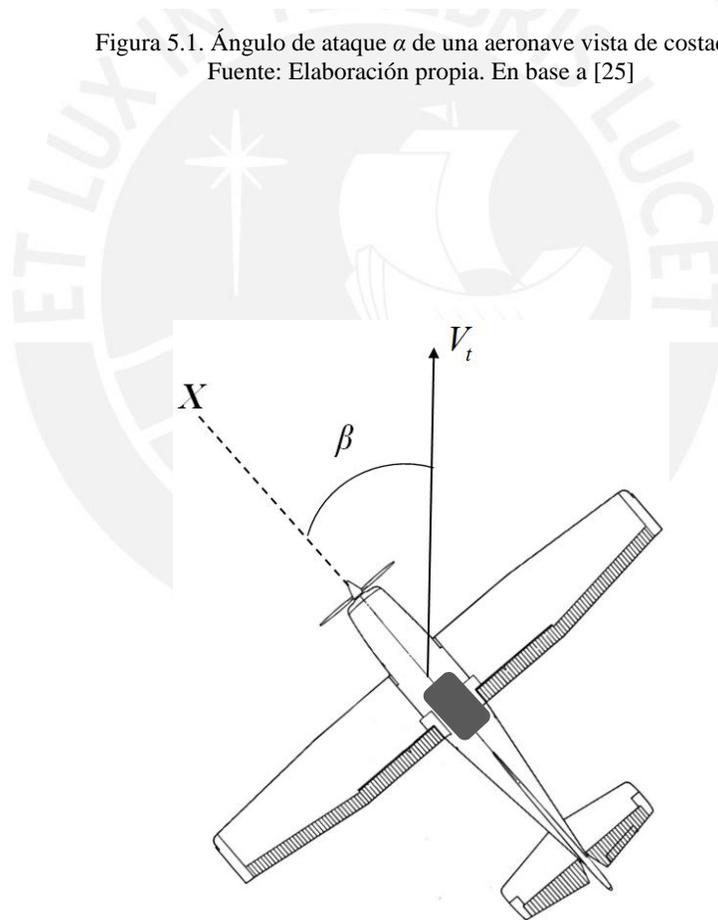


Figura 5.2. Ángulo de resbalamiento β de una aeronave vista desde arriba
Fuente: Elaboración propia. En base a [25]

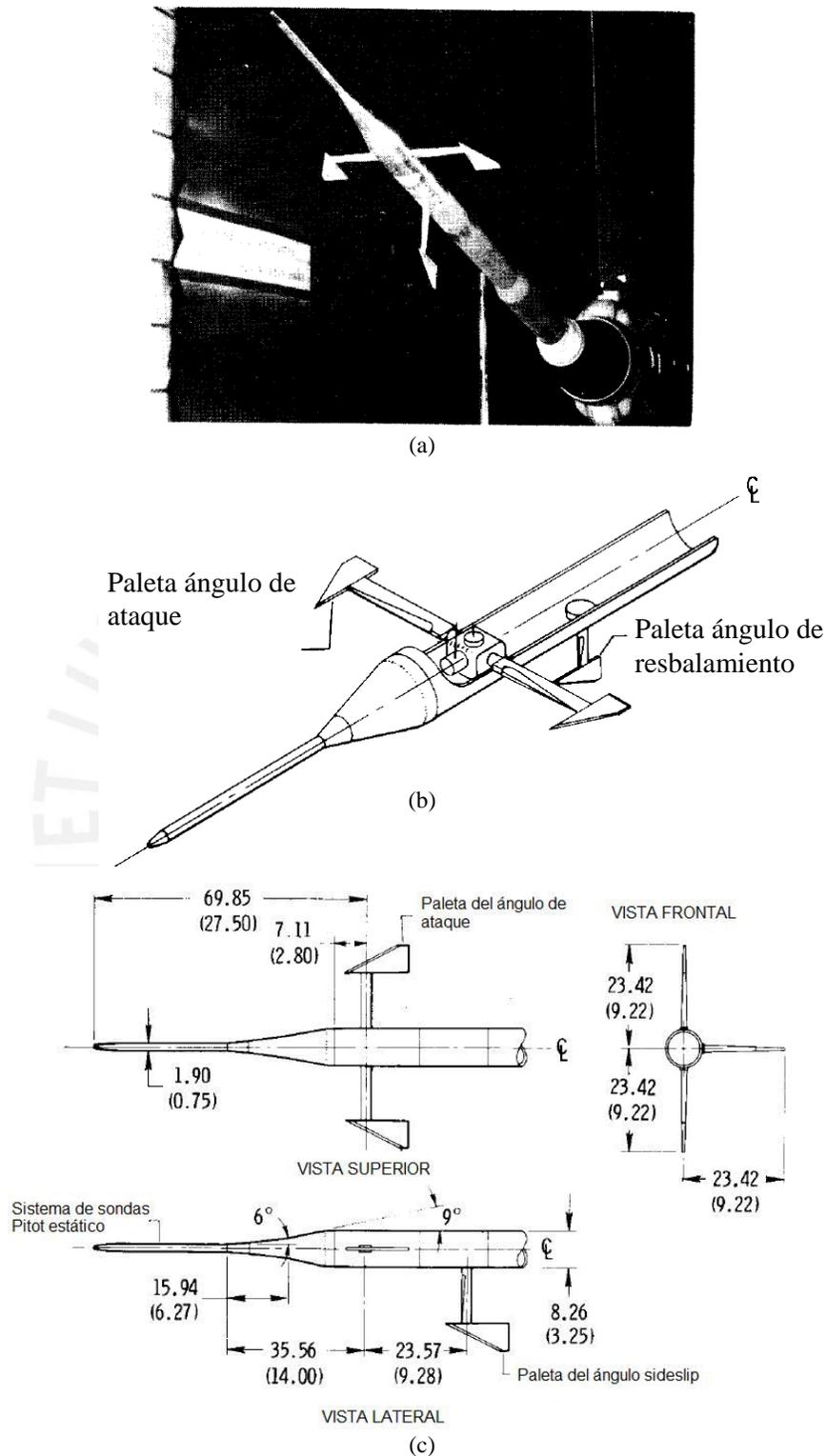


Figura 5.4. Sensor angular de flujo para la medición del ángulo de ataque α y el ángulo de resbalamiento β , ensamblado con paletas. (a) Fotografía. (b) Imagen con descripción de componentes (c) Dimensiones del sensor angular de flujo en tres vistas en cm (y pulgadas)

Fuente: [7]

En [11] utiliza la estructura que se muestra en la Fig. 5.5 para la estimación de α y β , el conjunto de sensores utilizados son un GNSS (sistema de navegación global por satélite), IMU (unidad de medida inercial) y tubo pitot, esta instrumentación es ligera y de tamaño y dimensiones reducidas, siendo esta la arquitectura adecuada para su implementación en la tesis.

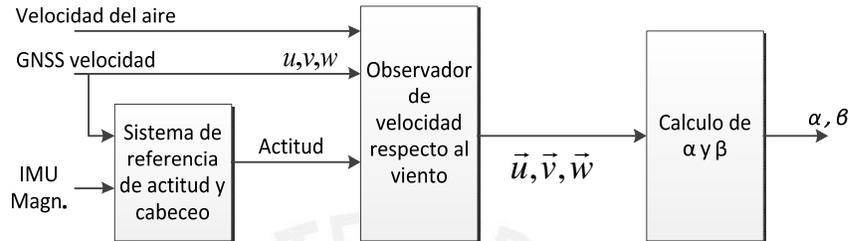


Figura 5.5. Estructura del estimador de α y β .
Fuente: Elaboración propia.

De la Fig. 5.5 el módulo denominado sistema de referencia de actitud y dirección (AHRS - Attitude and Heading Reference System) estima los ángulos de Euler roll ϕ , pitch θ y yaw ψ , y, vistos en la sección 3.2.4, utilizando las mediciones del GNSS, IMU y el uso de un Filtro Kalman Extendido basado en la cinemática del aeroplano, según las Ecs. (5.1) a (5.3).

$$\dot{u} - rv + qw = a_x \dots(5.1)$$

$$\dot{v} - pw + ru = a_y \dots(5.2)$$

$$\dot{w} - qu - pv = a_z \dots(5.3)$$

Donde u , v y w son los componentes de la velocidad lineal propia de la aeronave respecto al eje de referencia de la aeronave, medidos por el GNSS; p , q y r son las componentes de la velocidad angular, medidos por el IMU; a_x , a_y y a_z son las aceleraciones respecto al eje de referencia de la aeronave, medidos también por el IMU.

Por su parte el módulo observador de velocidad respecto al viento estima la velocidad relativa de la aeronave respecto al viento, y está basado en la Ec. (5.4)

$$\begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} - R_n^b \begin{pmatrix} u_w \\ v_w \\ w_w \end{pmatrix} \dots(5.4)$$

Donde u_w , v_w y w_w son componentes de la velocidad del viento relativo a la tierra; R_n^b es la matriz de rotación del eje de referencia NED North-East-Down(Norte-Este-Abajo) al eje de referencia del cuerpo de la aeronave y que está definido por los ángulos roll, pitch y yaw; u_r , v_r y w_r son los componentes de la velocidad relativa de la aeronave respecto al viento.

El módulo de cálculo α y β aplica las Ecs. (5.5) y (5.6).

$$\alpha = \tan^{-1}(w_r/u_r) \dots(5.5)$$

$$\beta = \sin^{-1}(v_r/V_a) \dots(5.6)$$

$$\text{Donde } V_a = \sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2}$$

5.2. Medición de velocidad del aire con tubo pitot.

Para la medición de la velocidad de la aeronave respecto al viento se realiza a través de un sensor de presión diferencial y un tubo pitot, que determina la rapidez del flujo de aire en torno a la aeronave [5].

La ecuación de Bernoulli [13] establece que la presión total es la suma de la presión estática y la presión dinámica, y se puede expresar de la siguiente forma:

$$P_t = P_e + \frac{\rho V_t^2}{2} \dots(5.7)$$

donde P_t es la presión total, P_e es la presión estática, ρ es la densidad, V_t es la velocidad de la aeronave.

El tubo de pitot, consiste en dos tubos concéntricos separados herméticamente, el tubo interno encara al aire y mide la presión total (Punto 2 marcado en la Fig. 5.6), el externo tiene aberturas laterales que miden la presión estática (Punto 1 marcado en la Fig. 5.6), ambos tubos se conectan a un sensor de presión diferencial.

Despejando V_t en la Ec. (5.7) se obtiene:

$$V_t = \sqrt{\frac{2}{\rho}(P_t - P_e)} \dots(5.8)$$

Si el sensor que se utiliza mide presión diferencial ΔP , o la diferencia entre las presiones total y estática, se puede reescribir la Ec. 5.8 como:

$$V_t = \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta P} \dots (5.9)$$

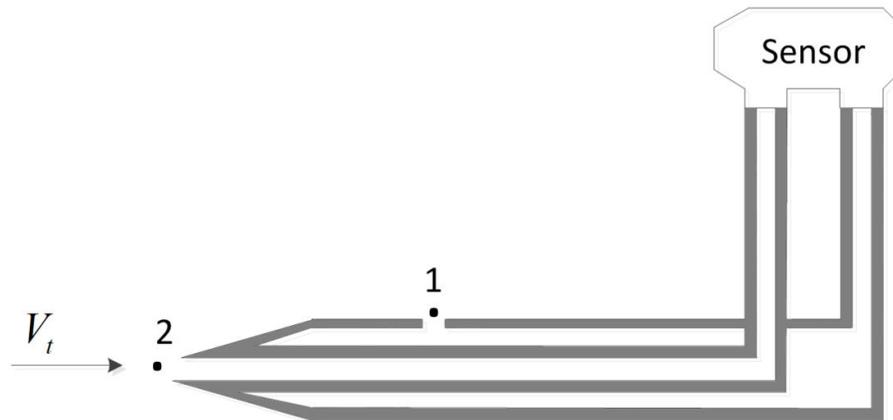


Figura 5.6: Tubo de pitot.
Fuente: Elaboración propia. En base a [1]

La presión estática en el fuselaje de una aeronave es constante en algunos puntos, en la Fig. 5.7 se muestra una distribución típica de la presión estática sobre el fuselaje de una aeronave [8]. La medición de la presión estática menos la presión estática verdadera (ΔP_E), normalizada respecto a la presión dinámica compresible q_c , es plotada como una función de la posición del fuselaje. El error cero en el fuselaje existe en las posiciones del 1 al 5.

Para la aeronave se sugiere la instalación de la toma de ingreso del tubo pitot en la posición 1, tal como se muestra en la Fig. 5.8.

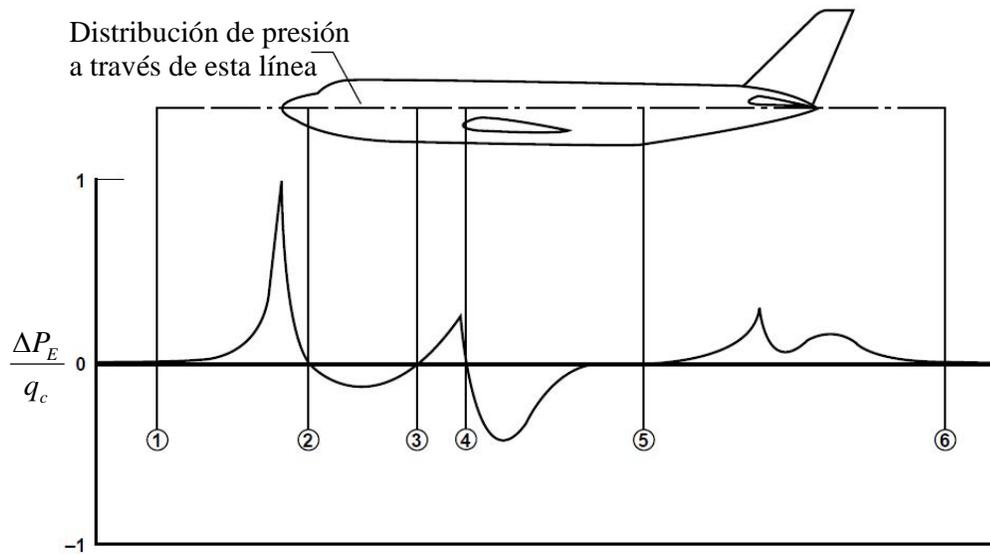


Figura 5.7. Distribución de la presión estática subsonica sobre el fuselaje de una aeronave.

Fuente: [8]



Figura 5.8. Tubo pitot instalada sobre un aeromodelo. (Fotografía SITDEF 2011)

Fuente: Elaboración propia

5.2.1. Principio de medición de la velocidad a través de la medición de la presión diferencial.

La presión es una expresión de la fuerza requerida para detener un fluido en expansión, usualmente está dada en términos de fuerza por unidad de área. Para la

medición de la presión usualmente se utiliza un transductor, es decir, se genera una señal eléctrica en función a presión aplicada.

En [32], el transductor por lo general utiliza un diafragma para medir la deformación debido a la presión aplicada en un área y basándose en el efecto piezorresistivo, un esfuerzo que deforma el diafragma producirá una variación en su resistencia eléctrica.

Los transductores son fabricados para medir la presión absoluta, manométrica y diferencial, en la Fig. 5.9 se muestra la comparación entre estas tres presiones. La presión absoluta está referenciada con el vacío del espacio libre (presión cero), los sensores de presión absoluta miden la presión relativa a un vacío sellado detrás del diafragma de sensado. La presión manométrica es la medición de la presión relativa a la presión atmosférica, los sensores de presión manométrica sólo ofrecen un puerto para el ingreso de la presión a medir, la presión del aire del ambiente ingresa a través de un agujero que da a la parte posterior del diafragma de sensado. La presión diferencial es la diferencia entre dos presiones, por lo que los sensores de presión diferencial ofrecen dos puertos de presión, cada puerto conduce la presión a una de las caras del diafragma de sensado. En la Fig. 5.10 se muestra la comparación entre los principios de funcionamiento entre los sensores de presión absoluta, manométrica y diferencial.

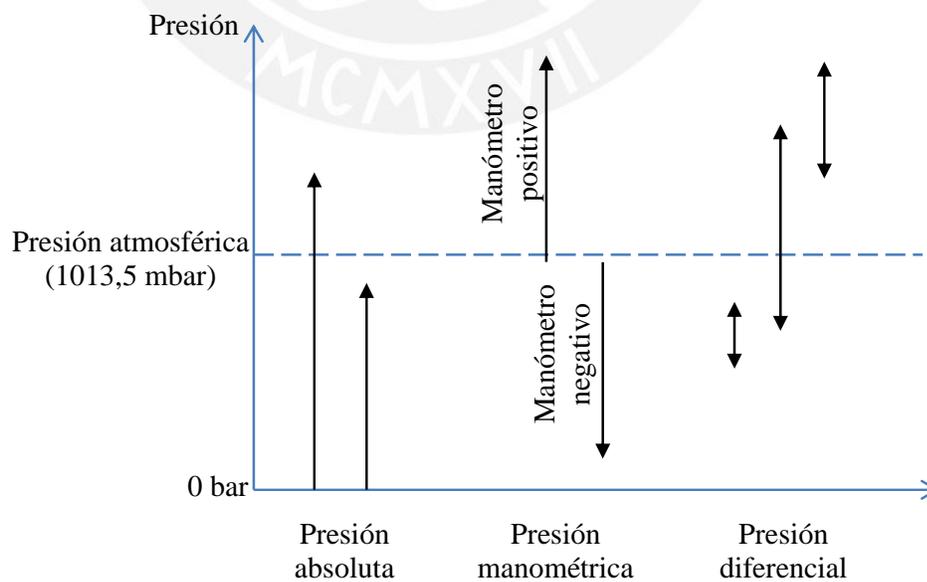


Figura 5.9. Comparación entre presión absoluta, manométrica y diferencial.
Fuente: Elaboración propia

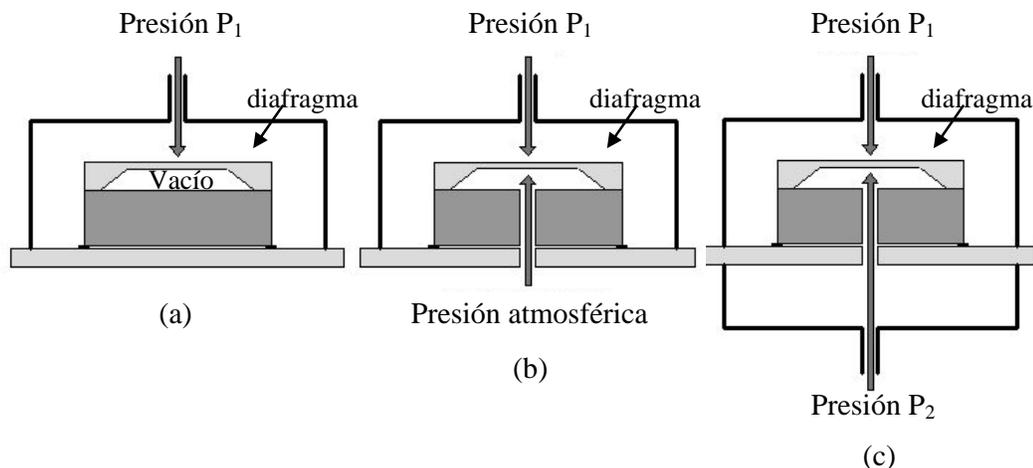


Figura 5.10. Comparación entre los principios de funcionamiento de los sensores de presión piezorresistivos: (a) absoluto, (b) manométrica y (c) diferencial.
Fuente: Elaboración propia. En base a [32]

5.2.2. Transductor de presión diferencial.

En las Figs. 5.11 a 5.13 se muestran transductores de presión diferencial que podrían ser utilizados para medir la velocidad de la aeronave en la implementación de la instrumentación, en la Tabla 5.1 se presenta un resumen y comparación con las principales características técnicas de los transductores IPT0002D33RA [33], 144SU01D-PCB [31] y LP1420-1P0D-1611-111 [37].

Cualquiera de los transductores de presión diferencial presentados en la Tabla 5.1 cumplen con las características deseadas como dimensión pequeña y bajo consumo de energía. La elección del transductor podría radicar en el tipo de comunicación con el microcontrolador o microprocesador, el transductor IPT0002D33RA tiene una salida Digital SPI, el transductor 144SU01D-PCB tiene una salida analógica de 0 a 5 V y el transductor LP1420-1P0D-1611-111 tiene una salida Digital I²C.



Figura 5.11. Transductor de presión diferencial IPT0002D33RA de la empresa Honeywell.
Fuente: [33]

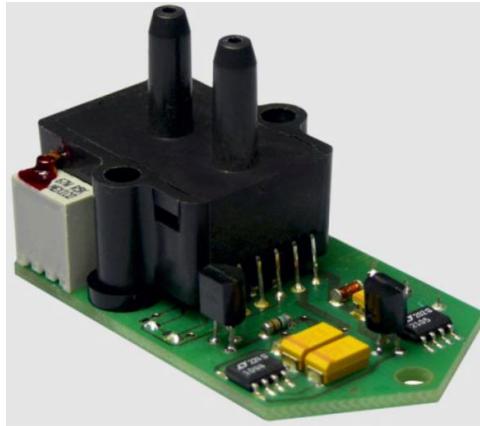
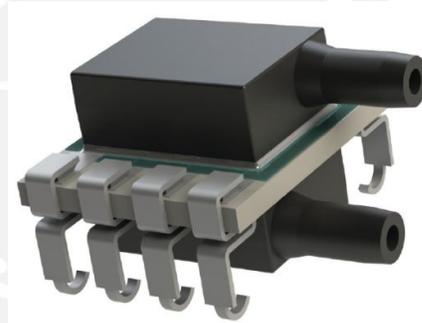


Figura 5.12. Transductor de presión diferencial 144SU01D-PCB de la empresa First Sensor.
Fuente: [31]



(a)

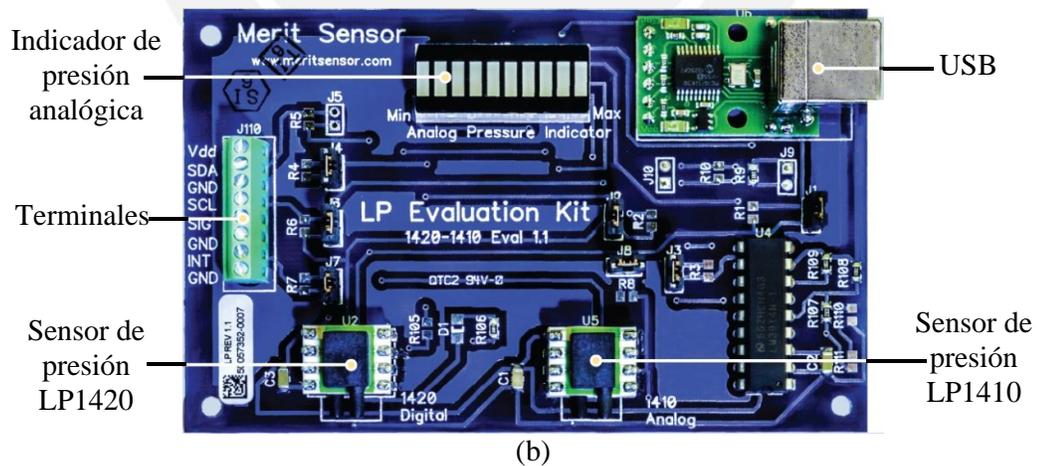


Figura 5.13. Transductor de presión diferencial LP1420-1P0D-1611-111 de la empresa Merit Sensor.
(a) Sensor de presión LP1420. (b) Kit de evaluación para los sensores de la serie LP
Fuente: [37] y [38]

Tabla 5.1. Comparación de las características técnicas de los transductores de presión diferencial IPT0002D33RA, 144SU01D-PCB y LP1420-1P0D-1611-111.

Transductor de presión diferencial	IPT0002D33RA	144SU01D-PCB	LP1420-1P0D-1611-111
Fabricante	Honeywell	First Sensor	Merit Sensor
Rango de operación			
Mínimo	0 kPa	0 kPa	0 kPa
Máximo	13,79 kPa	6,89 kPa	6,89 kPa
Máxima presión diferencial	41,37 kPa	34,47 kPa	34,47 kPa
Error total	±0,1% a escala completa	±0,1% a escala completa	±1,5% a escala completa
Salida	Digital SPI 3,3 V SPI (modo 1,1) SCLK ≤ 5 MHz	0 – 5 V	Digital I ² C
Tasa de muestreo	166 muestras/s		200 muestras/s
Tamaño	35,6x19,1x24 mm	30x60x36,5 mm	
Peso	10 gramos	20 gramos	
Voltaje de alimentación	4 a 12 Vdc	7,5 a 24 Vdc	5 Vdc
Consumo	8 mA	70 mW	2 mA
Temperatura de operación	-40 a 85 °C	-25 a 85 °C	-40 a 85 °C

Fuente: Elaboración propia

5.3. Medición de la velocidad de la aeronave con GNSS.

5.3.1. Introducción.

Otra forma de medir la velocidad de la aeronave es utilizando el sistema GPS, por lo que primero se presenta su principio de funcionamiento y operación, luego se analiza el cálculo de velocidad a partir de la medición de posición y sus desventajas. Después se analiza el principio del efecto Doppler para cálculo de la velocidad utilizando sólo un receptor de GPS, y finalmente se presentan algunos receptores GPS que podrían utilizarse en la implementación del controlador en la aeronave.

5.3.2. El sistema GPS

Según [16] el sistema GPS tiene la capacidad de encontrar la posición en tres dimensiones (latitud, longitud y altura), el sistema está constituido por 24 satélites

(Ver Fig. 5.14), con órbita circular, cerca de 2200 Km de alto e inclinados a ángulos de 55° con respecto al eje de la tierra.

La determinación de la posición usando el sistema GPS se basa en la habilidad de los receptores para determinar exactamente la distancia de los satélites GPS por encima del horizonte del usuario en un tiempo determinado. Si las distancias exactas de dos satélites y las alturas son conocidas, la posición puede determinarse. Para hacer esto el receptor necesitará saber el tiempo exacto al cual la señal fue enviada y el tiempo exacto en que fue recibido. Si las velocidades de propagación a través de la atmósfera son conocidas, la distancia resultante puede ser calculada. Las distancias medidas son llamadas pseudorange. Normalmente la información es recibida de al menos cuatro satélites, produciendo cálculos exactos del arreglo. El tiempo es el cuarto parámetro evaluado por el receptor.

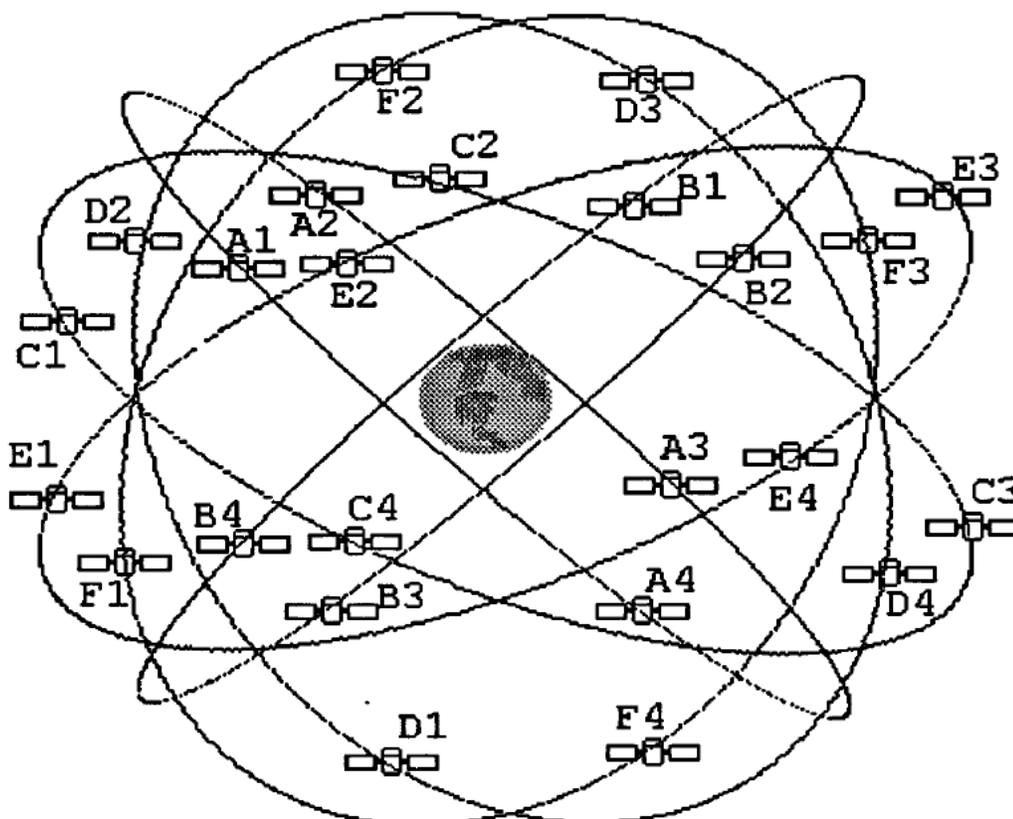


Figura 5.14. Distribución operacional de satélites GPS. Cuatro satélites orbitan en forma circular. Hay seis de tales órbitas inclinadas a ángulos de 60° entre ellos. En este arreglo, cualquier punto de la tierra puede verse al menos por cuatro satélites en un momento determinado. Esto produce gran exactitud en la determinación de la posición del blanco, con sólo recibir los códigos C/A.

Fuente: [16]

Cada satélite GPS envía simultáneamente dos frecuencias para la determinación y eliminación de la ionosfera y otros efectos atmosféricos. Las frecuencias Navstar son 1575,42 MHz y 1227,6 MHz, designados como L1 y L2 en el rango de la banda L del UHF. Ambas señales son moduladas mediante mensajes de navegación de 30 s transmitido a 50 bit s^{-1} . Los primeros 18 s de cada bloque de 30 s contiene data ephemeris para cada satélite en particular, que define la posición del satélite como función del tiempo. Los restante 12 s es la data almanac, que define las órbitas y el estado operacional de todos los satélites en el sistema. El GPS receptor almacena y usa la data ephemeris para determinar el pseudorange, y la data almanac para ayudar a determinar los mejores 4 satélites para usar la data posicional en cualquier momento.

En la Fig. 5.15 se muestra el espectro de frecuencia de onda electromagnético, donde el sistema GPS utiliza la frecuencia UHF (Ultra High Frequency) en la banda L, para una fácil identificación, las frecuencias por encima a 1 GHz son separadas e identificadas por letras como: banda L (1-2 GHz), banda S (2-4 GHz), banda C (4-8 GHz), banda X (8-12,5 GHz) y banda K (12,5 – 40 GHz)

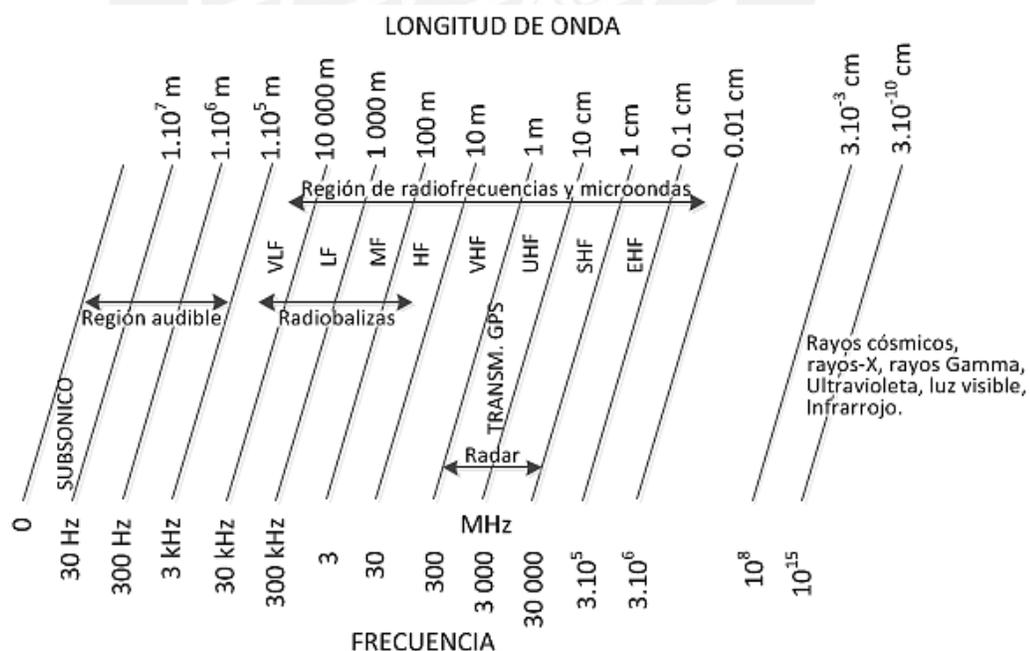


Figura 5.15. Espectro de frecuencia de onda electromagnética. GPS utiliza la frecuencia UHF.

Fuente: [16]

Las señales de navegación de satélite L1 y L2 son también moduladas por dos secuencias binarias adicionales llamadas C/A code para una adquisición y medición en grueso y otro P code para precisión en distancia. La señal L1 es modulada con ambos códigos C/A y P, y L2 solamente con código P. Una exactitud posicional de 20 m rms es usual con el C/A code, el P code no está disponible para el uso civil.

Actualmente hay 3 tipos básicos de receptores GPS diseñados y construidos para encajar con varios usos. Estos receptores son llamados de secuencia lenta, secuencia rápida y de traqueo continuo. El receptor menos complicado y de menor costo para muchas aplicaciones es el tipo secuencia lenta, donde sólo un canal de medición es usado para recibir secuencialmente L1 C/A code de cada satélite cada 1,2 s, con ocasionales interrupciones para recolectar data ephemeris y almanac. Una vez recibida la data la solución computacional se da dentro de 5 s, haciendo el sistema aceptable para arreglos estacionarios o próximo-estacionarios.

Los receptores de secuencia rápida tienen dos canales: uno para hacer mediciones de pseudorange continuas y la otra para recolectar data ephemeris y almanac. Este tipo de receptores es usado en aplicaciones de dinámica media como vehículos de tierra.

Los receptores de traqueo continuo emplean canales múltiples (al menos cinco) para traquear, calcular, y procesar los pseudoranges de varios satélites que estén siendo utilizados simultáneamente, obteniéndose el mayor grado de exactitud y haciéndolo adecuado para aplicaciones de gran dinámica como aeronaves y misiles.

5.3.3. Determinación de velocidad usando la posición del GPS.

Una forma de determinar la velocidad es derivar la posición con respecto al tiempo. Un método del sistema GPS que mide la posición con una exactitud de ± 2 cm es el RTK (Real Time Kinematic), este es un método GPS diferencial que usa observaciones corregidas de la fase de la portadora en tiempo real. Según [19] las desventajas de este método para el cálculo de velocidad es el equipamiento y dispositivos adicionales a utilizarse, ya que el RTK requiere de un receptor adicional de GPS para una estación base y de comunicación por radios entre el receptor de la estación base y el receptor GPS del vehículo en movimiento, y además se limita a un

aérea de operación ya que el mejor funcionamiento de RTK se da cuando la distancia entre la estación base y el vehículo en movimiento sea menor a 20 Km.

Para una implementación en la aeronave se sugiere un único receptor de GPS operando independientemente (modo standalone), sin embargo, según [19] un usuario civil sólo puede alcanzar una exactitud de $\pm 10 \sim 15$ m rms en el servicio de posicionamiento estándar de GPS, por lo que la exactitud de la velocidad resultante está degradada debido a la pobre exactitud posicional.

5.3.4. Determinación de la velocidad utilizando el principio de efecto Doppler en el GPS.

Un método alternativo para determinar la velocidad con precisión es usar la medición del desfase Doppler con un único receptor de GPS.

El efecto Doppler o desfase Doppler es el cambio aparente en frecuencia de una onda que es recibido por un observador en movimiento con respecto a la fuente de la onda emitida.

Cuando la energía de onda como las ondas de sonido o radio viaja de un objeto a otro, la longitud de onda aparentemente cambia si uno o ambos objetos están en movimiento [40].

Cuando la distancia entre la fuente y el receptor de las ondas electromagnéticas se mantiene constante, las ondas electromagnéticas son la misma en ambos lugares. Cuando la distancia entre la fuente y el receptor de ondas electromagnéticas es incrementado, la frecuencia de la forma onda recibida es menor a la frecuencia de la forma de onda de la fuente. Cuando la distancia está decreciendo, la frecuencia de la forma de onda recibida será mayor que la forma de onda de la fuente [40].

Debido a que el par satélite-receptor del GPS están en el campo de la gravedad de la Tierra y las señales del GPS viajan desde el satélite a velocidad de la luz, [19] desarrolla fórmulas para el cálculo de velocidad en base al efecto Doppler considerando la teoría especial y general de la relatividad de Einstein.

En [19] se desarrolla una fórmula para la determinación de la velocidad del receptor GPS a partir de la medición del desfase Doppler y lo expresa en la forma:

$$v_r^s = -n_r^s \bullet \Delta \dot{r}_r + c \cdot d\dot{t}_r - f_r^s$$

$$v_r^s = \begin{bmatrix} -n_r^s & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{r}_r \\ c \cdot d\dot{t}_r \end{bmatrix} - f_r^s \dots (5.10)$$

Donde v_r^s es el vector velocidad del receptor al satélite; n_r^s es el vector unidad de la línea de mira del receptor al satélite; $\Delta \dot{r}_r$ es el vector de discrepancia de velocidad del receptor, por ejemplo, la corrección de velocidad; c es la velocidad de la luz en el vacío; $d\dot{t}_r$ es la razón de cambio del reloj del receptor; f_r^s es la diferencia entre la medición Doppler y su valor nominal calculado usando valores a priori de los parámetros desconocidos.

En la Ec. (5.10), se tienen cuatro valores desconocidos, que son los tres componentes del vector de velocidad y el valor de la razón de cambio del reloj del receptor, por lo que se requiere al menos cuatro mediciones de desfase Doppler en una etapa, el sistema de ecuaciones puede formarse como

$$\begin{bmatrix} v_r^1 \\ v_r^2 \\ \vdots \\ v_r^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -n_r^1 & 1 \\ -n_r^2 & 1 \\ \vdots & \vdots \\ -n_r^i & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{r}_r \\ c \cdot d\dot{t}_r \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_r^1 \\ f_r^2 \\ \vdots \\ f_r^i \end{bmatrix} \dots (5.11)$$

5.3.5. Módulo receptor GPS.

En las Figs. 5.16 a 5.18 se muestran los módulos receptores GPS que podrían ser utilizados en la implementación de la instrumentación de la aeronave, en la Tabla 5.2 se presenta un resumen y comparación con las principales características técnicas de los módulos PolRx2@ [42], SEGR [47] y Polaris™ Link [26].

El módulo que se sugiere utilizar es el receptor GPS PolRx2@ de Septentrio [42] que comparado con los otros dos módulos tiene la mayor exactitud en velocidad y posición operando independientemente (modo standalone), este módulo utiliza el principio de medición del desfase Doppler para obtener una medición precisa de la velocidad.



Figura 5.16. Módulo receptor GPS PolARx2@.
Fuente: [42]



Figura 5.17. Módulo receptor GPS SEGR.
Fuente: [47]



Figura 5.18. Módulo receptor GPS Polaris Link.
Fuente: [26]

Tabla 5.2. Comparación de las características técnicas de los módulos receptores GPS PolARx2@, SEGR y Polaris™ Link.

Receptor GPS	PolARx2@	SEGR	Polaris™Link
Fabricante	Septentrio Satellite Navigation	Trimble	Collins Aerospace
Exactitud en posición	Independiente (standalone)		
	Horizontal	1,1 m	16 m
	Vertical	1,9 m	7,8 m
	RTK		
	Horizontal	1 cm + 1 ppm	
	Vertical	2 cm + 2 ppm	
	DGPS		
	Horizontal	0,6 m	5 m
	Vertical	1,1 m	
Exactitud en velocidad	Independiente (standalone)		
	Horizontal	1,5 mm/s	100 mm/s
	Vertical	1,9 mm/s	100 mm/s
Número de canales disponibles para traqueo de satélites "all in view"	48	24	12
Puertos seriales	2 (RS-232)	1 (RS-232) y 1 (RS-422)	3 (RS-232)
Protocolo	Nmea v2.30	Nmea-0183	
Tamaño	178x100x13 mm	100x125x16 mm	86x62x16 mm
Peso	120 gramos	227 gramos	70 gramos
Voltaje de alimentación	5 Vdc	5 Vdc	3,3 Vdc
Consumo	5 W	6 W	0,7 W
Temperatura de operación	-30 a 70 °C	-54 a 85 °C	-40 a 85 °C

Fuente: Elaboración propia

5.4. Medición inercial.

La medición inercial comprende la medición de las tres velocidades angulares alrededor de los ejes de la aeronave y las tres aceleraciones lineales en las direcciones de los ejes de la aeronave. A continuación se describe el principio de los

sensores MEMs para realizar la medición de la velocidad angular y la aceleración lineal.

5.4.1. Principio de medición del giróscopo MEMS.

Según [2], los giróscopos MEMS hacen uso del efecto Coriolis, que establece que una masa m moviéndose con una velocidad v en un sistema de referencia que gira a una velocidad angular ω , experimenta una fuerza igual a:

$$F_C = -2m(\omega \times v)$$

Los giróscopos MEMS contienen elementos en vibración para medir el efecto Coriolis. La geometría más simple de un elemento en vibración consiste de una masa que es impulsada a vibrar a través de un eje de impulso, como se muestra en la Fig. 5.19. Cuando el giróscopo es rotado una vibración secundaria es inducida a través del eje de sensado perpendicular debido a la fuerza de Coriolis. La velocidad angular puede ser calculada midiendo esta rotación secundaria.

Por ahora, los sensores MEMS no alcanzan la precisión de dispositivos ópticos, sin embargo, las ventajas al usar un sensor MEMS son:

- dimensiones pequeñas;
- bajo peso;
- construcción robusta;
- bajo consumo de energía;
- corto tiempo de encendido;
- bajo costo;
- alta confiabilidad;
- poco mantenimiento;
- compatible con operaciones en ambientes hostiles.

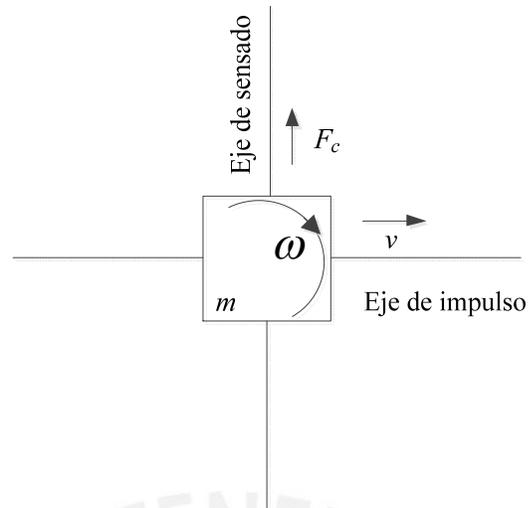


Figura 5.19: Un giroscopio de masa en vibración
Fuente: Elaboración propia.

5.4.2. Principio de medición del acelerómetro MEMS.

Según [15], un acelerómetro MEMS consiste de una viga donde una masa es atada a un extremo de la viga y con un movimiento libre, el otro extremo está rígidamente atado a la estructura, como se muestra en la Fig. 5.20. Cuando una aceleración es aplicada a través del eje de entrada la viga se curva, esto causa la frecuencia de la onda acústica de la superficie cambie proporcionalmente a la fuerza aplicada. Mediante la medición de este cambio en frecuencia es posible determinar la aceleración.

5.4.3. Módulo de medición inercial.

En las Figs. 5.21 a 5.23 se muestran módulos de medición inercial que podrían ser utilizados en la implementación de la instrumentación de la aeronave, en la Tabla 5.3 se presenta un resumen y comparación con las principales características técnicas de los módulos Gyrocube3F [41], EvaK06.SA-12.S1.C-3 [29] [30], I3G4250D [45] y LIS344ALH [44].

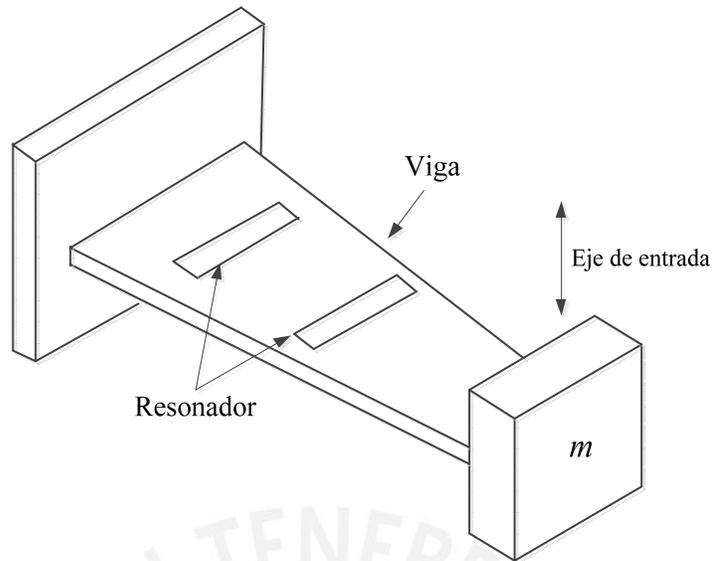


Figura 5.20: Acelerómetro de onda acústica de superficie.
Fuente: Elaboración propia.

Cualquiera de los módulos inerciales presentados en la Tabla 5.3 cumplen con las características deseadas como dimensiones pequeñas y bajo consumo de energía. Se sugiere utilizar el módulo Gyrocube3F de la empresa O-NAVI [41], a diferencia de los otros, este integra en un único módulo tres giros MEMS de velocidad angular y tres acelerómetros MEMS.

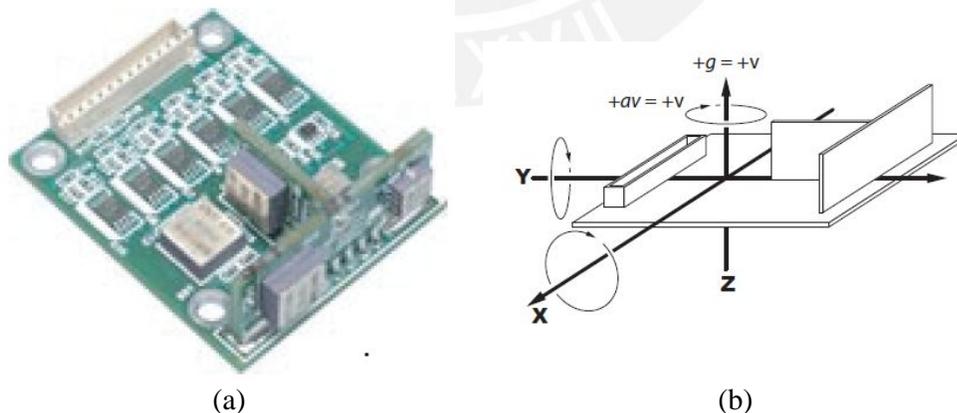


Figura 5.21. Módulo de medición inercial Gyrocube3F ONI-23504-200-0020-AA (a) Fotografía, (b) Vista superior con las direcciones de las velocidades angulares y aceleraciones del Gyrocube3F.

Fuente: [41]



Figura 5.22. Módulo de medición de la aceleración lineal EvaK06.SA-12.S1.C-3 de la empresa First Sensor.

Fuente: [30]

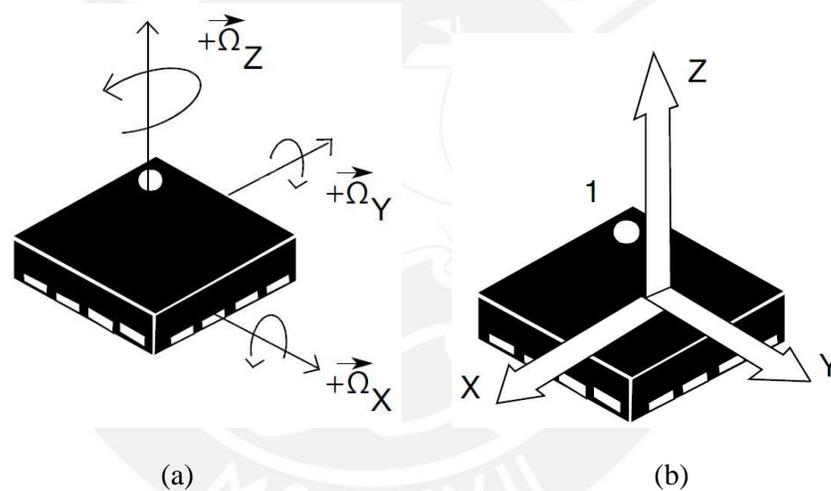


Figura 5.23. Sensores inerciales de la empresa STMicroelectronics. (a) Giróscopo I3G4250D – vista superior con las direcciones de las velocidades angulares. (b) Acelerómetro LIS344ALH - vista superior con las direcciones de las aceleraciones.

Fuente: [44] y [45]

5.5. Microcontrolador o microprocesador.

Para la implementación del controlador a bordo de la aeronave se sugiere la utilización de un módulo electrónico basado en un microcontrolador o microprocesador, de dimensión pequeña y bajo consumo de energía. Además, el módulo deberá realizar las siguientes funciones:

Tabla 5.3. Comparación de las características técnicas de los módulos inerciales Gyrocube3F, EvaK06.SA-12.S1.C-3, I3G4250D y LIS344ALH.

	IMU	Gyrocube3F	EvaK06.SA-12.S1.C-3	I3G4250D	LIS344ALH
	Fabricante	O-Navi	First Sensor	STMicroelectronics	
Velocidad angular	Rango dinámico	± 200 °/s		± 245 °/s	
	Sensibilidad	12,5 mV/°/s			
	Señal de salida	0,25 – 4,75 V		I ² C/SPI	
Aceleración	Rango dinámico	± 2 g	± 3 g		± 2 g
	Sensibilidad	312 mV/g			660 mV/g
	Señal de salida	0,25 – 4,75 V	SPI		0 – 3,3 V
	Tamaño	30,5x31,75x15,62 mm	25x20x3,5 mm	4x4x1 mm	4x4x1,5 mm
	Peso	7 gramos			0,04 gramos
	Voltaje de alimentación	5 Vdc	5 Vdc	2,4 a 3,6 Vdc	2,4 a 3,6 Vdc
	Consumo	135 mW	24 mA		
	Temperatura de operación	-40 a 85 °C	-40 a 85 °C	-40 a 85 °C	-40 a 85 °C

Fuente: Elaboración propia

- Integrarse con sensores y transductores: (1) presión diferencial, (1) receptor de GPS, (3) giróscopos y (3) acelerómetros.
- Realizar el procesamiento y filtrado de las señales, así como la estimación de los estados de la aeronave.
- Ejecutar el algoritmo del neurocontrolador para la estabilidad del movimiento lateral de la aeronave.
- Generar las señales de control para los servomotores que manipulan a los alerones, timón, acelerador y elevadores.

5.5.1. Principio de funcionamiento.

Un microcontrolador es un chip de pequeño tamaño que internamente tiene CPU, RAM, ROM, contador, componentes analógicos, puerto serial y puertos digitales, es decir, se trata de un computador completo en un circuito integrado, de bajo costo y uso de energía (Ver Fig. 5.24). Para el funcionamiento del microcontrolador este

requiere de un programa, que es una secuencia de instrucciones que el microcontrolador interpreta y ejecuta.

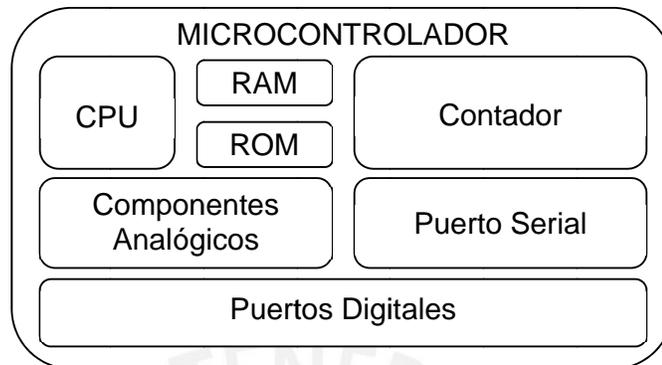


Figura 5.24. Diagrama de funcionamiento de un microcontrolador.
Fuente: Elaboración propia.

A diferencia de un microcontrolador, un microprocesador es un chip con una unidad de procesamiento, RAM y un puerto digital de entrada/salida. La memoria RAM del microprocesador es pequeña, por lo que tiene una interfase para adicionarle memoria externamente. Cuenta con un bus de comunicaciones para integrarse con componentes analógicos como audio, puertos seriales, contadores, etc. (Ver Fig. 5.25). Para el funcionamiento del microprocesador este también requiere de un programa, cuya secuencia de instrucciones el microprocesador interpreta y ejecuta.

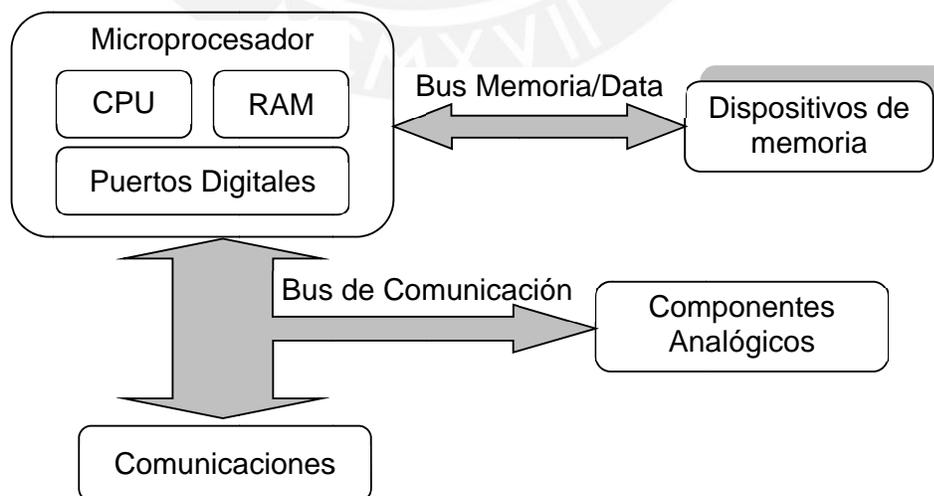


Figura 5.25. Diagrama de funcionamiento de un microprocesador.
Fuente: Elaboración propia.

5.5.2. Módulo microcontrolador o microprocesador.

En las Figs. 5.26 y 5.27 se muestran módulos que podrían ser utilizados en la implementación del controlador en la aeronave, en la Tabla 5.4 se presenta un resumen y comparación con las principales características técnicas de los módulos BL4S200 [27] y Arduino Mega 2560 [23].

Cualquiera de los módulos presentados en la Tabla 5.4 cumplen características deseadas como dimensiones pequeñas y bajo consumo de energía, para la adquisición de la presión diferencial, en ambos módulos se puede configurar la comunicación SPI para adquirir la medición del transductor IPT0002D33RA y cuentan con entradas analógicas para el transductor 144SU01D-PCB, para adquirir la información del receptor GPS disponen de puertos seriales, para adquirir los giróscopos y acelerómetros tienen entradas analógicas y pueden configurar salidas PWM para el control de los servomotores.

El lenguaje de programación en ambos módulos tienen como base C/C++, las librerías de este lenguaje permitirían la implementación del algoritmo del neurocontrolador.



Figura 5.26. Módulo Electrónico Rabbit modelo BL4S200.
Fuente: [27]

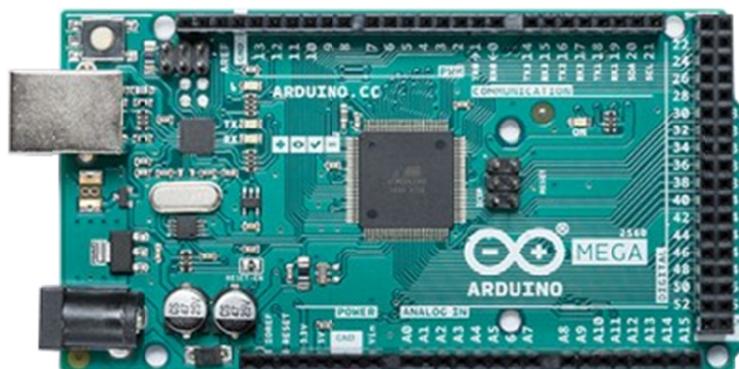


Figura 5.27. Módulo Electrónico Arduino Mega 2560.

Fuente: [23]

Tabla 5.4. Comparación de las características técnicas de los módulos Rabbit BL4S200 y Arduino Mega 2560.

Función	Rabbit BL4S200	Arduino Mega 2560
Dispositivo	Microprocesador Rabbit 4000 a 58,98 MHz	Microcontrolador ATmega 2560
Interfase de red	3 interfases de 10/100 Base-T	Interface USB
Memoria Flash (programa)	512 KB	256 KB
Memoria Flash (almacenamiento de data)	Tarjeta miniSD de 128 MB a 1 GB	
SRAM Ejecución de programa	512 KB	8KB
SRAM Data	512 KB	
EEPROM		4KB
Clock speed		16 MHz
Entradas/salidas digitales configurables	32 canales de entrada/salida configurables por software, la entrada digital está en el rango de 0 – 36 V dc y la salida digital hasta 40 V a 200 mA por canal. Funciones I/O incluyen PWM.	54. 15 pueden ser utilizadas como salidas PWM
Salidas digitales con corriente elevada	8 canales de salida digital hasta 40 Vdc a 2 A máximo por canal.	
Entradas analógicas	8 canales de 11 bits de resolución.	16
Salidas analógicas	2 canales de 12 bits de resolución, a una tasa de 12 KHz	
Puertos seriales	5 (1 SPI configurable)	4 UART. SPI disponible a través de ICSP
Dimensiones	96 mm × 146 mm × 24 mm	101,52x53,3mm
Consumo de energía	9-36 Vdc, máximo 4,5 W	7-12V, 93 mA
Software de desarrollo	Dynamic C, se basa en C++	Arduino, extensible mediante librerías C/C++
Peso		37 gramos

Fuente: Elaboración propia.

CONCLUSIONES

1. El controlador neuronal para un vuelo autónomo lateralmente estable de una aeronave, es una combinación de dos neurocontroladores entrenados con el algoritmo Dynamic Back Propagation, los resultados de las simulaciones muestran que los neurocontroladores logran estabilidad asintótica aceptable para el ángulo de resbalamiento β y la velocidad de guiñada r para varias condiciones de vuelo y perturbaciones externas, además operan adecuadamente a pesar de errores en el modelado.
2. Los neurocontroladores han sido entrenados de tal forma que permiten realizar una acción de seguimiento sobre la velocidad de guiñada r , los resultados de las simulaciones muestran que logran realizar un giro coordinado aceptable para velocidades de guiñada deseadas (r_d) entre $-10^\circ/\text{s}$ a $10^\circ/\text{s}$ incluso ante la ocurrencia de perturbaciones externas.
3. El modelo dinámico de la aeronave es un modelo de seis grados de libertad que presenta las ecuaciones de sus movimientos lineales (traslaciones) y angulares (rotaciones), relacionados con sus fuerzas y momentos aplicados sobre ella, y están basados en la dinámica del cuerpo rígido, la aerodinámica y la física, resultando en un modelo muy próximo a la realidad.

4. El modelo matemático del movimiento lateral de la aeronave, ha demostrado su aplicabilidad en el desarrollo del algoritmo de entrenamiento de los pesos de los neurocontroladores con el algoritmo Dynamic Back Propagation.
5. Para el diseño del neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r , se realizaron entrenamientos con 5, 10 y 20 neuronas en la capa intermedia, obteniéndose resultados muy parecidos en el desempeño del controlador y en el tiempo de entrenamiento, por lo que se seleccionó el neurocontrolador con 5 neuronas en la capa intermedia para una fácil implementación. Este neurocontrolador obtiene estabilidad asintótica cerca de cero para el ángulo de resbalamiento β y para la velocidad de guiñada r obtuvo un valor en estado estable de $-1,3$ %/s.
6. Para el diseño del neurocontrolador con entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el alerón δ_a , se realizaron entrenamientos con 5, 10 y 15 neuronas en la capa intermedia, el error mínimo aceptable sólo fue posible con el de 15 neuronas, así también a medida que se aumentaba el número de neuronas en la capa intermedia el tiempo de entrenamiento era mayor. Trabajando conjuntamente ambos neurocontroladores se obtuvo estabilidad asintótica para el ángulo de resbalamiento β y para la velocidad de guiñada r cerca de cero.
7. Para la implementación en tiempo real del controlador, se ha realizado el diseño de la arquitectura y se ha seleccionado el posible hardware a utilizar, para lo que se tomó en cuenta los siguientes requisitos: las variables a medir, las capacidades del dispositivo para realizar cálculos complejos necesarios para el neurocontrolador, dimensiones pequeñas y peso ligero para que los dispositivo quepan en la aeronave, así como, un bajo consumo de energía

para una mayor autonomía de vuelo, demostrando que es posible la implementación de los neurocontroladores.



RECOMENDACIONES

1. Implementar el controlador diseñado sobre una plataforma de tiempo real pudiendo utilizarse la instrumentación sugerida en el Capítulo 5 para continuar con la investigación y mejorar el diseño del controlador neuronal.
2. Diseñar un controlador de dirección del curso de la aeronave, donde la entrada será la referencia del curso a seguir, y donde cualquier desviación del curso resultará en un comando de velocidad de guiñada deseada r_d para los controladores neuronales de esta tesis, haciendo retornar a la aeronave al curso deseado.
3. Diseñar un controlador con redes neuronales que permita un vuelo autónomo longitudinalmente estable, para el control de velocidad y altura de la aeronave, utilizando Dynamic Back Propagation.
4. Utilizar el modelo matemático de la aeronave para diseñar un controlador óptimo, con el objetivo de optimizar el consumo de combustible durante el desplazamiento de la aeronave.

BIBLIOGRAFIA

1. Abusleme A. "Control Difuso de Vehículo Volador No Tripulado". Tesis Mag. Pontificia Universidad Católica de Chile, Escuela de Ingeniería. Santiago de Chile, 2000.
2. Beard R., McLain T., "Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice". Princeton University Press, New Jersey - EEUU, 2012.
3. Blakelock J. "Automatic Control of Aircraft and Missiles". John Wiley & Sons, Inc. United States of America, 1965.
4. Creus A. "Iniciación a la aeronáutica". Díaz de Santos. Madrid. 2010.
5. Espinosa R. "Manual del piloto de ultraligero". Ediciones Paraninfo, SA. Madrid - España, 2015.
6. Glenn B., Daumants B. "Flight-determined lag of Angle-of-attack and Angle-of-sideslip sensors in the YF-12A airplane from analysis of dynamic maneuvers". NASA. Washington, D.C. 1974.
7. Glenn M. "Aerodynamic characteristics of a vane flow angularity sensor system capable of measuring flightpath accelerations for the mach number range 0.40 to 2.54". NASA. Washington, D.C. 1976.
8. Haering E. "Airdata Measurement and Calibration". NASA Dryden Flight Research Center Edwards, California, 1995.
9. Ingard U., Kraushaar W. "Introducción al Estudio de la Mecánica, Materia y Ondas". Reverté. Barcelona. 1973.
10. Joglar J. "Sistema de vuelo automático en las aeronaves". Volumen 1. Lulu.com. 2010.
11. Johansen T. , Cristofaro A., Sørensen K., Hansen J. , Fossen T. "On estimation of wind velocity, angle-of-attack and sideslip angle of small UAVs using standard sensors". International Conference on Unmanned Aircraft Systems, Denver, 2015.
12. Morán A. "Identification and Control of Nonlinear Vehicle Dynamics Using Neural Network". Tokyo University of Agriculture and Technology, Faculty of Technology, Department of Mechanical Systems Engineering. Tokyo, 1994.
13. Mott R. "Mecánica de fluidos". Sexta edición. Pearson Educación, México, 2006.
14. Tipler P., Mosca G. "Física para la Ciencia y la Tecnología". Volumen 1. Reverté. Barcelona. 2005.
15. Valavanis K. "Advances in Unmanned Aerial Vehicles". Springer. Florida. 2007.

16. Webster J. "Measurement, Instrumentation, and Sensors Handbook CRCnetBase". CRC Press LLC. Boca Ratón, Florida EEUU, 2000.
17. Wilson J., Buffa A. "Física". Pearson Educación. México. 2003.
18. Yasuhiko Dote. "Servo motor and motion control using digital signal processors". Prentice Hall.1990.
19. Zhang J. "Precise Velocity and Acceleration Determination Using a Standalone GPS Receiver in Real Time". School of Mathematical and Geospatial Sciences. Royal Melbourne Institute of Technology, Australia, 2007.

Recursos digitales:

20. Aerosonde – Aerosonde 3D model - consulta : 6 de noviembre del 2018 - <<https://www.modelbuffs.com/mpm/uploads/pav2/AAI-Textron-Aerosonde-Mk-4.7-PA-4-Model.jpg>>
21. Andreas Parsch – Aerosonde – consulta : 3 de enero del 2019 - <<http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/aerosonde.html>>
22. Angulo de ataque - consulta : 3 de enero del 2019 - <https://es.wikipedia.org/wiki/%C3%81ngulo_de_ataque>
23. Arduino – Arduino Mega 2560 - consulta : 8 de abril del 2019 - <<https://arduino.cl/arduino-mega-2560/>>
24. Cessna – Diagrama Cessna 171 - consulta : 6 de noviembre del 2018 - <https://es.m.eikipedia.org/wiki/Archivo:C_172_line_drawing.svg>
25. Cessna 2D – Cessna 172 diagrama - consulta : 6 de noviembre del 2018 - <<https://www.pinterest.com/pin/397372367118184738>>
26. Collins Aerospace – Polaris Link GPS Receiver - consulta : 8 de abril del 2019 - <<https://www.rockwellcollins.com/Products-and-Services/A-Z/P/PolarisLink-GPS-Receiver.aspx>>
27. DIGI – RABBIT SBC BL4S200 SERIES - consulta: 31 de agosto del 2018 - <http://www.digi.com/pdf/ds_bl4s200.pdf>
28. Efecto Venturi - consulta : 3 de enero del 2019 - <https://www.ecured.cu/Efecto_Venturi>
29. First Sensor – Inercial sensors - consulta : 8 de abril del 2019 - <https://www.first-sensor.com/cms/upload/datasheets/DS_Standard-SI-SA_E.pdf>
30. First Sensor – Inercial sensors evaluation kits - consulta : 8 de abril del 2019 - <https://www.first-sensor.com/cms/upload/datasheets/DS_Standard-SI-SA-Evaluation-Kits_E.pdf>
31. First Sensor – Precision pressure transducers - consulta : 8 de abril del 2019 - <https://www.first-sensor.com/cms/upload/datasheets/DS_Standard-144S-PCB_E_11005.pdf>
32. First Sensor – Pressure sensors - consulta : 8 de abril del 2019 - <<https://www.first-sensor.com/en/products/pressure-sensors/pressure-sensors-and-transmitters/pressure-types.html>>
33. Honeywell – Integrated pressure transducer - consulta : 8 de abril del 2019 - <<https://aerospace.honeywell.com/en/~media/aerospace/files/datasheet/ads-14184-integratedpressuretransducer-datasheet.pdf>>
34. Jet – Jet Plane Drawing - consulta : 6 de noviembre del 2018 - <www.geocities.ws/gi24division/salazars_nightvision.html>

35. Lockheed Martin – Kestrel v2.4 – consulta: 31 de agosto del 2016 - <http://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed/data/ms2/documents/procerus/Kestrel_v2.4_04_18_2008.pdf>
36. Manual de vuelo - consulta : 3 de enero del 2019 - <<http://www.manualvuelo.com>>
37. Merit Sensor – Pressure sensors - consulta : 8 de abril del 2019 - <<https://meritsensor.com/assets/documents/pdf/LP1420-series.pdf>>
38. Merit Sensor – Pressure sensor evaluation kit - consulta : 8 de abril del 2019 - <<https://meritsensor.com/assets/documents/pdf/MULPEK.pdf>>
39. Modelos 3D – Cessna 3D CAD Model - consulta : 6 de noviembre del 2018 - <<https://www.3dcadbrowser.com/3d-model/cessna-28321>>
40. NASA – Communications System – Doppler Effect – consulta: 08 de agosto del 2018 - <<http://www.qrg.northwestern.edu/projects/vss/docs/communications/3-what-is-the-doppler-effect.html>>
41. O-NAVI – GYROCUBE 3A – consulta: 31 de agosto del 2018 - <<http://www.o-navi.com/gc3a.htm>>
42. Precise positioning management – PolaRx2@ - consulta: 31 de agosto del 2018 - <http://www.ppmgmbh.com/pdf_d/GPS%20Hardware/Black-Box%20Receiver/PolaRx2@.pdf>
43. Servomotores - 330ohms - consulta : 3 de enero del 2019 - <<https://blog.330ohms.com/2016/03/14/que-son-los-servomotores>>
44. STMicroelectronics – Accelerometer sensor - consulta : 8 de abril del 2019 - <<https://www.st.com/resource/en/datasheet/lis344alh.pdf>>
45. STMicroelectronics – Digital gyroscope - consulta : 8 de abril del 2019 - <<https://www.st.com/resource/en/datasheet/i3g4250d.pdf>>
46. Textron Systems - Aerosonde Small Unmanned Aircraft System (SUAS) – consulta: 3 de enero del 2019 - <<https://www.textronsystems.com/what-we-do/unmanned-systems/aerosonde>>
47. Trimble – Serial Embedded GPS Receiver (SEGR) - consulta : 8 de abril del 2019 - <https://www.trimble.com/defense/pdf/SEGR_Data_Sheet.pdf>
48. Unmanned Dynamics - consulta: 3 de enero del 2017 - <<http://www.unmanned-dynamics.com/aerosim/default.htm>>

ANEXO A

PROGRAMAS DE SIMULACIÓN EN MATLAB.

A.1. Introducción.

En esta sección, se describen y se muestra el código m de los programas en Matlab utilizados para el modelamiento matemático. Así como para el diseño y pruebas de los neurocontroladores para la estabilidad lateral de la aeronave Aerosonde.

A.2. Programas con el modelo matemático de la aeronave Aerosonde y pruebas de neurocontroladores.

En la Fig. A.1 se muestran las funciones que conforma el programa de simulación y pruebas del modelo matemático de la aeronave Aerosonde y los neurocontroladores, a continuación se presentan los parámetros, constantes y tablas de la aeronave, que se trataron en el capítulo 3:

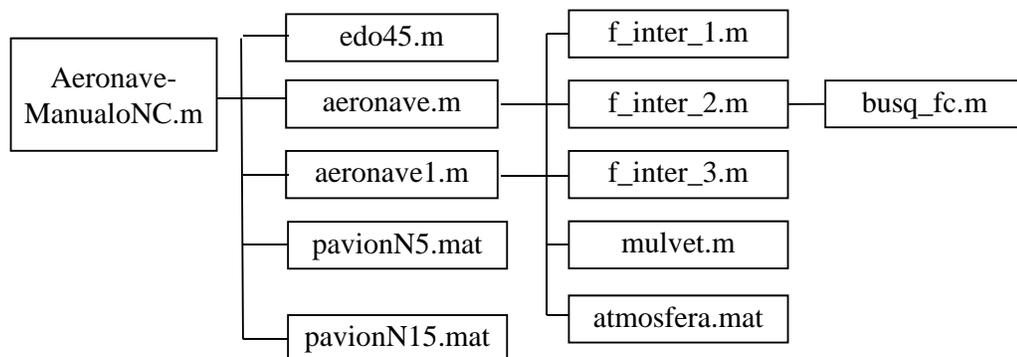


Figura A.1. Estructura del programa de simulación del modelo matemático de la aeronave Aerosonde y los neurocontroladores
Fuente: Elaboración propia.

$$V_t = [15 \ 50] \text{ m/s}$$

$$\alpha = [-0,1 \ 0,3] \text{ rad}$$

$$\beta = [-0,5 \ 0,5] \text{ rad}$$

$$c = 0,189941 \text{ m}$$

$$b = 2,8956 \text{ m}$$

$$S = 0,55 \text{ m}^2$$

$$C_{L0} = 0,23 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_L^\alpha = 5,6106 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_L^{\delta_f} = 0,74 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_L^{\delta_e} = 0,13 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_L^{\alpha p} = 1,9724 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_L^q = 7,9543 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_L^M = 0 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{D0} = 0,0434 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_D^{\delta_f} = 0,1467 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_D^{\delta_e} = 0,0135 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_L^{\delta_a} = 0,0302 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_D^{\delta_r} = 0,0303 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_D^M = 0 \text{ rad}^{-1}$$

$$e = \text{osw} = 0,75$$

$$C_Y^\beta = -0,83 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_Y^{\delta_a} = -0,075 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_Y^{\delta_r} = 0,1914 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_Y^p = 0 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_Y^r = 0 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{m0} = 0,135 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_m^\alpha = -2,7397 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_m^{\delta_f} = 0,0467 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_m^{\delta_e} = -0,9918 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_m^{\alpha p} = -10,3796 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_m^q = -38,2067 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_m^M = 0 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_l^\beta = -0,13 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_l^{\delta_a} = -0,1695 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_l^{\delta_r} = 0,0024 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_l^p = -0,5051 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_l^r = 0,2519 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_n^\beta = 0,0726 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_n^{\delta_a} = 0,0108 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_n^{\delta_r} = -0,0693 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_n^p = -0,069 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_n^r = -0,0946 \text{ rad}^{-1}$$

$$R = 0,254 \text{ m}$$

$$J_{HELICE} = 0,002 \text{ kg x m}^2$$

$$Patm_{NM} = 120,3 \text{ kPa}$$

$$T_{NM} = 291,15 \text{ K}$$

$$J_{MOTOR} = 0,0001 \text{ kg x m}^2$$

$$M_{vacio} = 8,5 \text{ kg}$$

$$M_{lleno} = 13,5 \text{ kg}$$

$$CG = [X \ Y \ Z] \text{ m}$$

$$CG_{vacio} = [0,156 \ 0 \ 0,079] \text{ m}$$

$$CG_{lleno} = [0,159 \ 0 \ 0,090] \text{ m}$$

$$J = [J_x \ J_y \ J_z \ J_{xz}] \text{ kg x m}^2$$

$$J_{vacio} = [0,7795 \ 1,122 \ 1,752 \ 0,1211] \text{ kg x m}^2$$

$$J_{lleno} = [0,8244 \ 1,135 \ 1,759 \ 0,1204] \text{ kg x m}^2$$

$$r_{aero} = AC = [0,1425 \ 0 \ 0];$$

$$r_{prop} = P = [0 \ 0 \ 0];$$

AngMax $\delta_e = \pi/6$ rad corresponde a un ancho de pulso de 1024

AngMin $\delta_e = -\pi/6$ rad corresponde a un ancho de pulso de 0

Tr $\delta_e = 0,5$ s tiempo de retardo

maxacc $\delta_e = 0,1$ max aceleración para el desplazamiento del elevador

AngMax $\delta_a = \pi/6$ rad corresponde a un ancho de pulso de 1024

AngMin $\delta_a = -\pi/6$ rad corresponde a un ancho de pulso de 0

Tr $\delta_a = 0,5$ s tiempo de retardo

maxacc $\delta_a = 0,1$ max aceleración para el desplazamiento del alerón

AngMax $\delta_r = \pi/6$ rad corresponde a un ancho de pulso de 1024

AngMin $\delta_r = -\pi/6$ rad corresponde a un ancho de pulso de 0

Tr $\delta_r = 0,5$ s tiempo de retardo

maxaccr = 0,1 max aceleración para el desplazamiento del timón

AngMax $\delta_{acc} = 1$ corresponde a un ancho de pulso de 1024

AngMin $\delta_{acc} = 0$ corresponde a un ancho de pulso de 0

Tr $\delta_{acc} = 0,5$ s tiempo de retardo

maxacc $\delta_{acc} = 0,1$ max aceleración para el desplazamiento del acelerador

$$g = 9,8 \text{ m/s}^2$$

Tabla A.1. Características velocidad de sonido, densidad del aire, temperatura y presión atmosférica de la atmosfera para diferentes alturas

Altura m	Velocidad del Sonido m/s	Densidad del Aire kg/m ³	Temperatura K	Presión Atmosférica Pa
0	340,29	1,225	288,15	101330
100	339,91	1,2133	287,5	100130
200	339,53	1,2017	286,85	98945
300	339,14	1,1901	286,2	97773
400	338,76	1,1786	285,55	96611
500	338,37	1,1673	284,9	95461
600	337,98	1,156	284,25	94322
700	337,6	1,1448	283,6	93194
800	337,21	1,1336	282,95	92076
900	336,82	1,1226	282,3	90970
1000	336,43	1,1116	281,65	89875
1100	336,05	1,1008	281	88790
1200	335,66	1,09	280,35	87716
1300	335,27	1,0793	279,7	86652
1400	334,88	1,0686	279,05	85599
1500	334,49	1,0581	278,4	84556
1600	334,1	1,0476	277,75	83524
1700	333,71	1,0372	277,1	82501
1800	333,31	1,0269	276,45	81489
1900	332,92	1,0166	275,8	80487
2000	332,53	1,0065	275,15	79495
2100	332,14	0,9964	274,5	78513
2200	331,74	0,9864	273,85	77541
2300	331,35	0,9765	273,2	76578
2400	330,95	0,9666	272,55	75626
2500	330,56	0,9569	271,9	74683
2600	330,16	0,9472	271,25	73749
2700	329,77	0,9375	270,6	72825
2800	329,37	0,928	269,95	71910
2900	328,98	0,9185	269,3	71005
3000	328,58	0,9091	268,65	70109

Fuente: [48]

Tabla A.2. Coeficiente de empuje C_E , y el coeficiente de potencia C_P a partir del radio de avance instantáneo de la hélice J

	J [rad ⁻¹]	C_E	C_P
1	-1	0,0492	0,0199
2	0	0,0286	0,0207
3	0,1	0,0266	0,0191
4	0,2	0,0232	0,0169
5	0,3	0,0343	0,0217
6	0,35	0,034	0,0223
7	0,4	0,0372	0,0254
8	0,45	0,0314	0,0235
9	0,5	0,0254	0,0212
10	0,6	0,0117	0,0146
11	0,7	-0,005	0,0038
12	0,8	-0,0156	-0,005
13	0,9	-0,0203	-0,0097
14	1	-0,0295	-0,018
15	1,2	-0,04	-0,0273
16	2	-0,1115	-0,0737

Fuente: [48]

Tabla A.3. Potencia del motor P_{MOTOR} en W, según la presión del combustible en el manifold PCM en kPa y la velocidad angular del eje del motor en rpm

RPM	PCM [kPa]								
	60	70	80	90	92	94	96	98	100
	P_{MOTOR} [W]								
1500	18,85	59,38	93,83	109,96	164,93	181,58	184,31	163,36	124,62
2100	47,12	98,96	149,54	161,27	245,04	245,67	293,74	276,46	249,23
2800	65,97	127,55	187,66	245,57	339,29	389,87	403,17	420,97	417,83
3500	67,54	149,54	237,5	307,88	438,25	496,69	535,64	565,49	586,43
4500	69,12	151,74	249,23	326,2	447,68	528,73	570,2	609,47	645,07
5100	67,54	160,54	255,1	351,86	494,8	571,46	622,04	691,15	762,36
5500	67,54	178,13	307,88	421,5	565,49	662,25	748,75	860,8	996,93
6000	69,12	200,12	366,52	491,14	673,87	822,47	956,09	1130,97	1246,17
7000	86,39	224,31	398,77	531,45	772,83	993,37	1059,76	1193,81	1429,42

Fuente: [48]

Tabla A.4. Consumo de combustible del motor C_{GAS} en g/h, según la presión del combustible en el manifold PCM en kPa y la velocidad angular del eje del motor en rpm

RPM	PCM [kPa]								
	60	70	80	90	92	94	96	98	100
	CONSUMO COMBUSTIBLE C_{GAS} [g/h]								
1500	31	40	50	66	83	93	100	104	123
2100	32	44	63	75	98	102	118	126	144
2800	46	54	69	87	115	130	137	151	174
3500	53	69	92	110	143	159	169	184	210
4500	55	74	95	117	148	167	178	191	217
5100	57	80	98	127	162	182	190	206	244
5500	65	92	126	150	191	208	232	253	321
6000	73	103	145	175	232	260	287	326	400
7000	82	111	153	190	246	310	313	337	408

Fuente: [48]

Los programas con el modelamiento matemático y pruebas con los neurocontroladores se encuentran en la carpeta Modelo y Pruebas Aeronave / Modelo Completo, el cual contiene los siguientes archivos:

- AeronaveManualoNC.m, este programa realiza la simulación de la aeronave Aerosonde (modelo matemático de seis grados de libertad) sola o con los neurocontroladores. Puede seleccionar si la prueba será manual o con los neurocontroladores, si se elige manual las superficies de control se inicializan previamente a la simulación, y si elige con neurocontroladores se verifica el desempeño de estos para lograr la estabilidad lateral de la aeronave, también le permite configurar la simulación para realizar pruebas con giro coordinado. Los estados de la aeronave son almacenados en las variable Y, T y VARN.
- aeronave.m, esta función calcula los diferenciales de estado \dot{x} del modelo matemático de la aeronave Aerosonde. La simulación de perturbaciones debidas al viento se introduce en esta función.
- aeronave1.m, esta función es utilizada para calcular los ángulos de Euler. La simulación de perturbaciones debidas al viento se introduce en esta función.
- edo45.m, esta función resuelve la ecuación diferencial de estado \dot{x} .
- f_inter_1.m, esta función a partir del ingreso de 1 variable, calcula el valor de salida, buscando en una tabla los valores próximos y realizando una interpolación, calcula valores como los de la tabla A.1 y A.2.
- f_inter_2.m, esta función a partir del ingreso de 2 variables, calcula el valor de salida, buscando en una tabla los valores próximos y realizando una interpolación, calcula valores como los de la tabla A.3 y A.4.
- busq_fc.m, esta función realiza una búsqueda dentro de una tabla.
- f_inter_3.m, esta función mediante interpolaciones calcula valores como el CG e inercia J_i de la aeronave.
- mulvet.m, esta función realiza una multiplicación vectorial para obtener valores como M_{aeroCG} y M_{propCG} .

- atmosfera.mat, este archivo contiene la data que se muestra en la tabla A.1.
- pavionN5.mat, esta archivo tiene los pesos entrenados del neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r .
- pavionN15.mat, esta archivo tiene los pesos entrenados del neurocontrolador con entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el alerón δ_a .

En la carpeta Modelo y Pruebas Aeronave / Modelo Linealizado se encuentra el archivo con el modelamiento matemático linealizado:

- Avion04.m, este programa simula el comportamiento de la aeronave Aerosonde para el modelo matemático linealizado y desacoplado para el movimiento lateral de la aeronave. En la sección 3.16 se muestran las gráficas de las pruebas realizadas con este archivo.

A.3. Programas para el diseño y entrenamiento de los neurocontroladores.

A.3.1. Programas para el entrenamiento del neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r .

Los programas para este neurocontrolador se encuentran en la carpeta Entrenamiento de NC / NC BetaRPhipOuttimon, el cual contiene los siguientes archivos:

- EntrenaNCoutTimon.m, este programa primero actualiza los pesos del controlador para 17 condiciones iniciales de β y r , luego saca el promedio actualizando los pesos para la siguiente iteración. Llama a la función NeuroAvion12.m
- NeuroAvion12.m, esta función tiene algoritmo DBP para el entrenamiento del neurocontrolador con entradas β , r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el timón δ_r .
- NeuroAvion13.m, es similar al NeuroAvion12.m, este programa gráfica y permite visualizar el comportamiento de la aeronave Aerosonde para los pesos entrenados.

- pavionN5.mat, este archivo contiene los pesos entrenados del neurocontrolador.

A.3.2. Programas para el entrenamiento del neurocontrolador con entradas r y

$\dot{\phi}$ con señal de control sobre el alerón δ_a .

Los programas para este neurocontrolador se encuentran en la carpeta Entrenamiento de NC / NCRPhipOutaleron, el cual contiene los siguientes archivos:

- EntrenaNCoutAleron.m, este programa primero actualiza los pesos del controlador para 17 condiciones iniciales de $\dot{\phi}$ y r , luego saca el promedio actualizando los pesos para la siguiente iteración. Llama a la función NeuroAvion30.m
- NeuroAvion30.m, esta función tiene algoritmo DBP para el entrenamiento del neurocontrolador con entradas r y $\dot{\phi}$ con señal de control sobre el alerón δ_a .
- NeuroAvion31.m, es similar al NeuroAvion30.m, este programa gráfica y permite visualizar el comportamiento de la aeronave Aerosonde para los pesos entrenados.
- pavionN15.mat, este archivo contiene los pesos entrenados del neurocontrolador.

A.4. Programas para graficar las pruebas a los neurocontroladores.

La carpeta Graficadores contiene los programas para graficar las simulaciones de las pruebas realizada con los neurocontroladores:

- newgrafica01.m, esta función grafica el desplazamiento en 3D de la aeronave sin neurocontrolador y con neurocontrolador.
- newgrafica02.m, esta función grafica las pruebas de los neurocontroladores con giro coordinado.
- newgrafica03.m, esta función grafica las pruebas de los neurocontroladores ante la ocurrencia de perturbaciones.

- newgrafica04.m, esta función grafica las pruebas de los neurocontroladores con giro coordinado y ante la ocurrencia de perturbaciones.
- newgrafica05.m, esta función grafica las pruebas de los neurocontroladores con giro coordinado, grafica la respuesta de r, beta y phi.

A.5. Código .m de los programas y funciones.

A.5.1. AeronaveManualoNC.m

```

% Control Manual o con NeuroControladores de la aeronave Aerosonde

clear all;
close all;
clc;

% manual o con neurocontroladores
M = 1; %
% 0 -> manual
% 1 -> con neurocontroladores

% declaracion de r deseado para el intervalo
rdeseado = 0;% en °/seg

% Data para la simulación
dt = 0.1;  %[seg] tiempo de muestreo
h = dt;

%DECLARACIÓN DE DATOS INICIALES
%X1 = input('ingrese el ángulo inicial para Beta en °:');
X1 = 0; % °
X1 = X1*pi/180.0; % rad
%X2 = input('ingrese la velocidad inicial para r en °/seg:');
X2 = 0; % °
X2 = X2*pi/180.0; % rad
X3 = 0 * pi / 180.0; % Phi - 0 está en °
X4 = 0 * pi / 180.0; % Phip - 0 está en °/seg
VelIni = 23; % VelIni = Velocidad inicial de vuelo de la aeronave
(u)
AltIni = 2800; % Altura inicial
% estados iniciales de la aeronave
y0 = [0 0 0 0.4 VelIni VelIni*sin(X1) 0 X4 0 X2 5000*pi/30 2 1 0 0 0
45*pi/180 -122*pi/180 AltIni 0 0]';
% [de da dr acc u v w p q r omega Mgas q0 q1 q2 q3 Lat Lon Alt Xeste
Ynorte]

%SEÑALES DE CONTROL
deltar = 0; % rad/seg
deltaa = 0; % rad/seg % entrada red neuronal

% CARGA DE PESOS
% Carga pesos del neurocontrolador input beta, r, phip, output timon
load pavionN5;

```

```

% Carga pesos del neurocontrolador input r y phip, output aleron
load pavionN15;

cont = 1;
contmax = 2800;

X_t(1,:) = [X1 X2 X3 X4]; %almacenamos los estados del avion para
cada instante de tiempo [Beta r Phi]
X3p = y0(8);
x2 = [X1 X2 X3p]; % entrada neurocontrolador 2
x2 = x2';
x3 = [X2 X4]; % entrada neurocontrolador 3
x3 = x3';
t = 0;
T(1,1) = t;
Y = y0;
Y(:,1) = y; % Y almacena los estados

% Señal de control inicial
U0 = [512 512 512 410]';
% [Ue Ua Ur Uacc]=[elevador aleron timon acelerador]
load atmosfera; % carga la tabla de la atmosfera
alfak_1 = 0;
time = -h;
var = [alfak_1 time]'; % en el tiempo t0 - h
u = U0; % señal de control
tn = -h;
varn = feval('aeronavel',t,y,u,Atmosfera,var);
VARN(:,1) = varn; % VARN almacena estados adicionales de la aeronave
k = 2;
Da = 100; % seg duración del cambio de rumbo
t1 = 750; % empieza el cambio de rumbo
t2 = t1 + Da*10; % termina el cambio de rumbo

while (X1<35*pi/180)&(X1>-35*pi/180)&(X2<120*pi/180)&(X2>-
120*pi/180)& (cont < contmax)

    % Controlador neuronal inputs beta,r y phip, output el timón
    x2 = x2./10; % escalando la entrada
    in_red2 = [ x2 ]; % [2x1]
    m2 = v2'*in_red2; % [3x1]=[2x3]'*[2x1]
    n2 = 2.0./(1 + exp(-(m2-c2)./a2)) - 1; % [3x1]
    out_red2 = w2'*n2; % [1x1]=[3x1]'*[3x1]
    %condición de que el maximo movimiento del timón es de 10°
    if (out_red2 > (pi/18))
        out_red2 = pi/18;
    else
        if (out_red2 < (-pi/18))
            out_red2 = -pi/18;
        end
    end
end

if (cont >= t1) & (cont <= t2) % intervalo del r deseado
    X2_d = rdeseado*pi/180; % ingresar aqui el valor r deseado
else
    X2_d = 0*pi/180;
end

% Controlador neuronal inputs r y phip, output el aleron

```

```

x3 = x3;./10; % escalando la entrada
in_red3 = [ x3 ]; % [2x1]
m3 = v3'*in_red3; % [3x1]=[2x3]'*[2x1]
n3 = 2.0./(1 + exp(-(m3-c3)./a3)) - 1; % [3x1]
out_red3 = w3'*n3; % [1x1]=[3x1]'*[3x1]
%condición de que el maximo movimiento del aleron es de 10°
if (out_red3 > (pi/18))
    out_red3 = pi/18;
else
    if (out_red3 < (-pi/18))
        out_red3 = -pi/18;
    end
end

if M == 0
    deltaa = 0;
else
    deltaa = out_red3;
end

u(2) = round(deltaa*180/pi*1024/60) + 512;
if u(2) < 0 u(2) = 0; end
if u(2) > 1024 u(2) = 1024; end

if M == 0
    deltar = 0;
else
    deltar = out_red2;
end

% deltar - angulo del timon rad
u(3) = round(deltar*180/pi*1024/60) + 512;
if u(3) < 0 u(3) = 0; end
if u(3) > 1024 u(3) = 1024; end

% Aeronave Aerosonde
var = [varn(2) time]';
% var =
% alfak_1 = var(1);
% tk_1 = var(2);
% modelo aerosonde
[tn,yn] = edo45('aeronave',t,y,h,u,Atmosfera,var);
% aplicando filtros a Lat, Lon y Alt despues de la integracion
Lat = yn(17);
Lon = yn(18);
prueba = Lat + pi/2;
if mod(prueba,2*pi) >= pi
    Lat = (mod(prueba,pi) - pi/2) * (-1);
else
    Lat = (mod(prueba,pi) - pi/2);
end
if Lon < -pi
    Lon = Lon + 2*pi;
end
if Lon > pi
    Lon = Lon - 2*pi;
end
yn(17) = Lat;
yn(18) = Lon;
% Calculo de Vt_m, alfa, beta, phi, theta, psi

```

```

varn = feval('aeronavel',t,y,u,Atmosfera,var);
% fin de modelo

X1 = varn(3);
X2 = yn(10);
X3 = varn(4);
X4 = yn(8);
X_t(k,:) = [X1 X2 X3 X4];
DELTAr(k,:) = deltar;
DELTAa(k,:) = deltaa;

cont = cont + 1;
x = [X1 X2]';
X3p = yn(8);
x2 = [X1 X2-X2_d X3p]';
x3 = [X2-X2_d X4]';
VARN(:,k) = varn;
time = t;
t = tn;
y = yn;
T(k,1) = t;
Y(:,k) = y;
k = k+1;
end

% graficas
figure(1);
plot(T,DELTAr*180/pi,'c',T,X_t(:,4)*180/pi,'m',T,X_t(:,2)*180/pi,'r',
,T,X_t(:,3)*180/pi,'g',T,X_t(:,1)*180/pi,'b',T,DELTAa*180/pi,'k')
legend('Ur','Phip','r','Phi','beta','Ua')
tgraf = max(size(T))/10;
axis([0 tgraf -10 10])
%plot(T,DELTAr*180/pi,'c',T,X_t(:,3)*180/pi,'g',T,X_t(:,1)*180/pi,'b',
',T,X_t(:,2)*180/pi,'r')
%legend('Ur','Phi','Beta','r')
grid on

figure(2);
plot(T,DELTAa*180/pi,'r',T,DELTAr*180/pi,'b')
legend('Ua en °','Ur en °')

figure(3);
plot(Y(20,:),Y(21,:))
%legend('x','y')

figure(4);
plot(T,Y(20:), 'r',T,Y(21:), 'b')
legend('Xeste','Ynorte')

figure(5);
plot3(Y(20,:),Y(21,:),Y(19,:))
grid on

figure(6);
plot(T,Y(5:), 'r',T,Y(6:), 'b',T,Y(7:), 'm')
legend('u','v','w')

figure(7);
subplot(4,1,1)
plot(T,VARN(4,)*180/pi,'r')

```

```

ylabel('phi (°)')
subplot(4,1,2)
plot(T,VARN(5,:)*180/pi,'r')
ylabel('theta (°)')
subplot(4,1,3)
plot(T,VARN(6,:)*180/pi,'r')
ylabel('psi (°)')
subplot(4,1,4)
plot(T,Y(19,:), 'r')
ylabel('Altura (m)')
xlabel('t en seg')

```

A.5.2. edo45.m

```

function [tn,yn] = edo45(edo,t,y,h,U,atmosfera,var)
A = [1/5; 3/10; 4/5; 8/9; 1; 1];
B = [
    1/5          3/40    44/45    19372/6561    9017/3168
35/384
    0          9/40    -56/15   -25360/2187   -355/33      0
    0          0      32/9     64448/6561   46732/5247
500/1113
    0          0      0      -212/729     49/176
125/192
    0          0      0      0           -5103/18656  -
2187/6784
    0          0      0      0           0
11/84
];
f0 = feval(edo,t,y,U,atmosfera,var);
nec = max(size(y));
f = zeros(nec,6);
f(:,1) = f0;
hA = h * A;
hB = h * B;
f(:,2) = feval(edo,t + hA(1),y + f * hB(:,1),U,atmosfera,var);
f(:,3) = feval(edo,t + hA(2),y + f * hB(:,2),U,atmosfera,var);
f(:,4) = feval(edo,t + hA(3),y + f * hB(:,3),U,atmosfera,var);
f(:,5) = feval(edo,t + hA(4),y + f * hB(:,4),U,atmosfera,var);
f(:,6) = feval(edo,t + hA(5),y + f * hB(:,5),U,atmosfera,var);
tn = t + hA(6);
yn = y + f * hB(:,6);

```

A.5.3. aeronave.m

```

% MODELO AERONAVE
function xp = aeronave(t,x,U,atmosfera,var)
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% CONSTANTES
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Vt_lim = [15 50]; %[m/s] [min max]
alfa_lim = [-0.1 0.3]; %[rad] [min max]
beta_lim = [-0.5 0.5]; %[rad] [min max]
c = 0.189941; % [m]

```

```

b = 2.8956; % [m]
S = 0.55; % [m^2]
CL0 = 0.23; %[rad]-1
CLa = 5.6106; %[rad]-1
CLdf = 0.74; %[rad]-1
CLde = 0.13; %[rad]-1
CLap = 1.9724; %[rad]-1
CLq = 7.9543; %[rad]-1
CLM = 0; %[rad]-1
CD0 = 0.0434; %[rad]-1
CDDf = 0.1467; %[rad]-1
CDde = 0.0135; %[rad]-1
CDda = 0.0302; %[rad]-1
CDdr = 0.0303; %[rad]-1
CDM = 0; %[rad]-1
osw = 0.75; %[rad]-1
CYbeta = -0.83; %[rad]-1
CYda = -0.075; %[rad]-1
CYdr = 0.1914; %[rad]-1
CYp = 0; %[rad]-1
CYr = 0; %[rad]-1
Cm0 = 0.135;
Cma = -2.7397;
Cmhf = 0.0467;
Cmde = -0.9918;
Cmap = -10.3796;
Cmq = -38.2067;
CmM = 0;
Clbeta = -0.13;
Clfa = -0.1695;
Clfa = 0.0024;
Clp = -0.5051;
Clr = 0.2519;
Cnbeta = 0.0726;
Cnda = 0.0108;
Cndr = -0.0693;
Cnp = -0.069;
Cnr = -0.0946;
J_t = [-1 0 0.1 0.2 0.3 0.35 0.4 0.45 0.5 0.6 0.7 0.8 0.9 1 1.2 2];
%[1x16]
C_e = [0.0492 0.0286 0.0266 0.0232 0.0343 0.034 0.0372 0.0314 0.0254
0.0117 -0.005 -0.0156 -0.0203 -0.0295 -0.04 -0.1115];
C_p = [0.0199 0.0207 0.0191 0.0169 0.0217 0.0223 0.0254 0.0235
0.0212 0.0146 0.0038 -0.005 -0.0097 -0.018 -0.0273 -0.0737];
R = 0.254; % [m]
Jhelice = 0.002; %[kg*m^2]
RPM = [1500 2100 2800 3500 4500 5100 5500 6000 7000]; % rev por min
PCM = [60 70 80 90 92 94 96 98 100]; % kPa
Potencia = [
18.85 47.12 65.97 67.54 69.12 67.54 67.54 69.12 86.39
59.38 98.96 127.55 149.54 151.74 160.54 178.13 200.12 224.31
93.83 149.54 187.66 237.5 249.23 255.1 307.88 366.52 398.77
109.96 161.27 245.57 307.88 326.2 351.86 421.5 491.14 531.45
164.93 245.04 339.29 438.25 447.68 494.8 565.49 673.87 772.83
181.58 245.67 389.87 496.69 528.73 571.46 662.25 822.47 993.37
184.31 293.74 403.17 535.64 570.2 622.04 748.75 956.09 1059.76
163.36 276.46 420.97 565.49 609.47 691.15 860.8 1130.97 1193.81
124.62 249.23 417.83 586.43 645.07 762.36 996.93 1246.17 1429.42
]; % [W]
Ccomb = [
31 32 46 53 55 57 65 73 82

```

```

40 44 54 69 74 80 92 103 111
50 63 69 92 95 98 126 145 153
66 75 87 110 117 127 150 175 190
83 98 115 143 148 162 191 232 246
93 102 130 159 167 182 208 260 310
100 118 137 169 178 190 232 287 313
104 126 151 184 191 206 253 326 337
123 144 174 210 217 244 321 400 408
]; % [g/h]
Patm_NM = 120.3; % [kPa]
T_NM = 291.15; % [K]
Jmotor = 0.0001; % [kg*m^2]
Mvacio = 8.5; % [kg]
Mlleno = 13.5; %[kg]
CGvacio = [0.156 0 0.079]; % [m]
CGlleno = [0.159 0 0.090]; % [m]
Jvacio = [0.7795 1.122 1.752 0.1211]; %[kg*m^2]
Jlleno = [0.8244 1.135 1.759 0.1204]; %[kg*m^2]
rAC = [0.1425 0 0];
rP = [0 0 0];
AngMaxe = pi/6; % angulo a 1024 [rad]%%SERVOMOTORES%%
AngMine = -pi/6; % angulo a 0 [rad]
Tre = 0.5; %tiempo de retardo [seg]
maxacce = 0.1; % max aceleracion para el desplazamiento del elevador
AngMaxa = pi/6; % angulo a 1024 [rad]
AngMina = -pi/6; % angulo a 0 [rad]
Tra = 0.5; %tiempo de retardo [seg]
maxacca = 0.1; % max aceleracion para el desplazamiento del aleron
AngMaxr = pi/6; % angulo a 1024 [rad]
AngMinr = -pi/6; % angulo a 0 [rad]
Trr = 0.5; %tiempo de retardo [seg]
maxaccr = 0.1; % max aceleracion para el desplazamiento del timon
AngMaxacc = 1; % angulo a 1024
AngMinacc = 0; % angulo a 0
Tracc = 0.5; %tiempo de retardo [seg]
maxaccacc = 0.1; % max aceleracion para el desplazamiento del
acelerador
g = 9.8; % [m/s^2]
ResServo = 1024; % Resolucion de los servomotores 12 bits - 4096

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% ESTADOS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
de = x(1);
da = x(2);
dr = x(3);
acc = x(4);
u = x(5);
v = x(6);
w = x(7);
p = x(8);
q = x(9);
r = x(10);
omega = x(11);
Mgas = x(12);
q0 = x(13);
q1 = x(14);
q2 = x(15);
q3 = x(16);
Lat = x(17);
Lon = x(18);

```

```

Alt = x(19);
Xeste = x(20);
Ynorte = x(21);

%% DEFINICION DE PARAMETROS QUE DEPENDEN DE LA ALTURA EN QUE SE
ENCUENTRE EL AVION
a = f_inter_1(Alt,atmosfera(:,1)',atmosfera(:,2)');
% a, velocidad del sonido a la altura actual(interpolacion de
tablas); % [m/s]
dens = f_inter_1(Alt,atmosfera(:,1)',atmosfera(:,3)');
% dens, densidad del aire a la altura actual(interpolacion de
tablas); % [Kg/m3]
T = f_inter_1(Alt,atmosfera(:,1)',atmosfera(:,4)');
% T, temperatura a la altura actual (interpolacion de tablas); [K]
Patm = f_inter_1(Alt,atmosfera(:,1)',atmosfera(:,5)');
% Patm, Presion atmosferica a la altura actual(interpolacion de
tablas);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% CONTROLES
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Utilizando servos que reciben una señal PWM y mueve los alerones

%% Señal de control para el flap
% Uf = ? % [0 - 1024]
%% saturando la señal
%if Uf < 0
%   Uf = 0;
%end
%if Uf > 1024;
%   Uf = 1024;
%end
%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del flap
%AngMaxf = ?; % angulo a 1024
%AngMinf = ?; % angulo a 0
%Ufa = (AngMaxf - AngMinf)/1024*Uf + AngMinf;
% modelo del servo
%Trf = ?, tiempo de retardo
%dfp = (Ufa - df)/Trf;
% limitando la aceleracion del servo
% maxaccf = ?; % max aceleracion para el desplazamiento del flap
%if dfp > maxaccf
%   dfp = maxaccf;
%end
%if dfp < -maxaccf
%   dfp = -maxaccf;
%end
% df se calcula integrando dfp
df = 0; % [rad] desplazamiento del flap

%% Señal de control para el elevador
Ue = U(1); % [0 - 1024]
%% saturando la señal
if Ue < 0
    Ue = 0;
end
if Ue > ResServo;
    Ue = ResServo;
end

```

```

%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del
elevator
UeNew = (AngMaxe - AngMine)/ResServo*Ue + AngMine;
if de > UeNew
    if (de - UeNew) > 0.0418879
        dep = -0.0418879;
    else de = UeNew;
    end
end
if de < UeNew
    if (UeNew - de) > 0.0418879
        dep = 0.0418879;
    else de = UeNew;
    end
end
if de == UeNew
    dep = 0;
end
% de se calcula integrando dep
% de = ?; % [rad] desplazamiento del elevator

%% Señal de control para el aleron
Ua = U(2); % [0 - 1024]
%% saturando la señal
if Ua < 0
    Ua = 0;
end
if Ua > ResServo;
    Ua = ResServo;
end

%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del
aleron
UaNew = (AngMaxa - AngMina)/ResServo*Ua + AngMina;
if da > UaNew
    if (da - UaNew) > 0.0418879
        dap = -0.0418879;
    else da = UaNew;
    end
end
if da < UaNew
    if (UaNew - da) > 0.0418879
        dap = 0.0418879;
    else da = UaNew;
    end
end
if da == UaNew
    dap = 0;
end
% da se calcula integrando dap
% da = ?; % [rad] desplazamiento del aleron

%% Señal de control para el timon
Ur = U(3); % [0 - 1024]
%% saturando la señal
if Ur < 0
    Ur = 0;
end
if Ur > ResServo;
    Ur = ResServo;
end
end

```

```

%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del timon
UrNew = (AngMaxr - AngMinr)/ResServo*Ur + AngMinr;
if dr > UrNew
    if (dr - UrNew) > 0.0418879
        drp = -0.0418879;
    else dr = UrNew;
    end
end
if dr < UrNew
    if (UrNew - dr) > 0.0418879
        drp = 0.0418879;
    else dr = UrNew;
    end
end
if dr == UrNew
    drp = 0;
end
% dr se calcula integrando dep
% dr = ?; % [rad] desplazamiento del timon

%% Señal de control para el acelerador
Uacc = U(4); % [0 - 1024]
%% saturando la señal
if Uacc < 0
    Uacc = 0;
end
if Uacc > ResServo;
    Uacc = ResServo;
end

%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del
acelerador
UaccNew = (AngMaxacc - AngMinacc)/ResServo*Uacc + AngMinacc;
if acc > UaccNew
    if (acc - UaccNew) > 0.04
        accp = -0.04;
    else acc = UaccNew;
    end
end
if acc < UaccNew
    if (UaccNew - acc) > 0.04
        accp = 0.04;
    else acc = UaccNew;
    end
end
if acc == UaccNew
    accp = 0;
end
% acc se calcula integrando accp
% acc = ?; % [0 -> 1] acelerador del motor toma valores entre 0 y 1

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% PARÁMETROS Y VARIABLES AERODINAMICAS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% Aqui se introducen las PERTURBACIONES debidas al viento
Uviento = 0;
Vviento = 0;%-10; % m/s
Wviento = 0;
Pviento = 0;
Qviento = 0;

```

```

Rviento = 0;

%% Velocidades lineales
Uaeronave = u;
Vaeronave = v;
Waeronave = w;

Vnave = [Uaeronave Vaeronave Waeronave];
% Vnave vector de velocidades lineales instantaneas desarrolladas
% por la aeronave
% Uaeronave, en direccion a u [m/s]
% Vaeronave, en direccion a v [m/s]
% Waeronave, en direccion a w [m/s]
Vwind = [Uviento Vviento Wviento];
% Vwind vector de velocidades lineales instantaneas del viento que
% se oponen o contribuyen al desplazamiento de la aeronave
% Uviento, en direccion a u [m/s]
% Vviento, en direccion a v [m/s]
% Wviento, en direccion a w [m/s]

Vt = Vnave - Vwind;
u_t = Vt(1);
v_t = Vt(2);
w_t = Vt(3);
% Vt, vector de velocidad total a la que se desplaza la aeronave
% u, vector de velocidad en la dirección del eje OX [m/s]
% v, vector de velocidad en la dirección del eje OY [m/s]
% w, vector de velocidad en la dirección del eje OZ [m/s]

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Parámetros respecto al viento
Vt_m = sqrt(u_t^2 + v_t^2 + w_t^2);
alfa = atan(w_t/u_t);
beta = asin(v_t/Vt_m);
% Vt_m, módulo de Vt [m/s]
% alfa, ángulo de ataque [rad]
% beta, ángulo sideslip [rad]
% Vt_viento, vector de la velocidad total de la aeronave en ejes
respecto
% al viento
% Limites max y min para los parámetros respecto al viento
if Vt_m < Vt_lim(1)
    Vt_m = Vt_lim(1);
end
if Vt_m > Vt_lim(2)
    Vt_m = Vt_lim(2);
end
if alfa < alfa_lim(1)
    alfa = alfa_lim(1);
end
if alfa > alfa_lim(2)
    alfa = alfa_lim(2);
end
if beta < beta_lim(1)
    beta = beta_lim(1);
end
if beta > beta_lim(2)
    beta = beta_lim(2);
end
Vt_viento = [Vt_m alfa beta];

```

```

%% Velocidades angulares
Paeronave = p;
Qaeronave = q;
Raeronave = r;

Waeronave = [Paeronave Qaeronave Raeronave];
% Waeronave vector de velocidades angulares instantaneas
desarrolladas
% por la aeronave
% Paeronave, en dirección de p [rad/s]
% Qaeronave, en dirección de q [rad/s]
% Raeronave, en dirección de r [rad/s]

Wwind = [Pviento Qviento Rviento];
% Wwind vector de velocidades angulares instantaneas del viento
% que se oponen o contribuyen al desplazamiento de la aeronave
% Pviento, en dirección de p [rad/s]
% Qviento, en dirección de q [rad/s]
% Rviento, en dirección de r [rad/s]

Wt = Waeronave - Wwind;
p_t = Wt(1);
q_t = Wt(2);
r_t = Wt(3);
% Wt, vector de velocidad angular total desarrollada por la aeronave
% p, vector de velocidad angular alrededor del eje OX [rad/s]
% q, vector de velocidad angular alrededor del eje OY [rad/s]
% r, vector de velocidad angular alrededor del eje OZ [rad/s]

Mach = Vt_m/a;
% Mach, número Mach
% a, velocidad del sonido para la altura en que se encuentra la
aeronave

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% COEFICIENTES AERODINÁMICOS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
alfak_1 = var(1);
tk_1 = var(2);
% alfa_1, valor anterior de alfa;
% tk_1, valor del tiempo anterior;
ap = (alfa - alfa_1)/(t - tk_1);
%paramn(1) = alfa;
%paramn(2) = t;
CS = CL0 + CLa*Vt_viento(2) + CLdf * df + CLde * de + ...
      (CLap*ap + CLq*Wt(2))*c/(2*Vt_viento(1)) + CLM * Mach;
% CS, coeficiente de sustentación
AR = (b^2)/S;
CD = CD0 + ((CS-CL0)^2)/(pi*AR*osw) + abs(CDdf*df) + abs(CDde*de) +
...
      abs(CDda*da) + abs(CDdr*dr) + CDM*Mach;
% CD, coeficiente de resistencia (Drag)
CY = CYbeta*Vt_viento(3) + CYda*da + CYdr*dr + (CYp*Wt(1) + ...
      CYr*Wt(3))*b/(2*Vt_viento(1));
% CY, coeficiente de Fuerza Side
CM = Cm0 + Cma*Vt_viento(2) + Cmdf*df + Cmde*de + ...
      (Cmap*ap + Cm*Wt(2))*c/(2*Vt_viento(1)) + CmM*Mach;
% CM, coeficiente del momento pitch
CL = Clbeta*Vt_viento(3) + Clda*da + Cldr*dr + ...
      (Clp*Wt(1) + Clr*Wt(3))*b/(2*Vt_viento(1));

```

```

% CL, coeficiente de momento roll
CN = Cnbeta*Vt_viento(3) + Cnda*da + Cndr*dr + ...
    (Cnp*Wt(1) + Cnr*Wt(3))*b/(2*Vt_viento(1));
% CN, coeficiente de momento yaw

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% FUERZAS Y MOMENTOS AERODINAMICAS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Estan en función a los ejes del viento
Q_a = dens * S * Vt_m^2 / 2;
% Q_a, definición de constante para reducir la formula
% dens, densidad del aire a la altura en que se encuentra la
aeronave
% S, superficie del ala de la aeronave
% Vt_m, velocidad del avión respecto a los ejes del viento
L_a = -Q_a * CS;
% L_a, fuerza de sustentación
D_a = -Q_a * CD;
% D_a, fuerza de resistencia
Y_a = Q_a * CY;
% Y_a, fuerza side
% Transformando a ejes respecto de la aeronave
DCM = [cos(alfa)*cos(beta) sin(beta) sin(alfa)*cos(beta)
        -cos(alfa)*sin(beta) cos(beta) -sin(alfa)*sin(beta)
        -sin(alfa)          0          cos(alfa)];
F_aero = DCM*[D_a Y_a L_a]';
% F_aero = [Fx_a Fy_a Fz_a];
% Fx_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje x [N]
% Fy_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje y [N]
% Fz_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje z [N]

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% MOMENTOS AERODINAMICOS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
L_aerod = Q_a * b * CL;
M_aerod = Q_a * c * CM;
N_aerod = Q_a * b * CN;
% L_aerod, momento roll [Nm]
% M_aerod, momento pitch [Nm]
% N_aerod, momento yaw [Nm]

M_aero = [L_aerod M_aerod N_aerod]';
% M_aero, matriz de Momentos Aerodinámicos

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% FUERZAS Y MOMENTOS DE PROPULSION
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
J = pi * Vt_m / omega / R;
% J, radio de avance

C_E = f_inter_1(J,J_t,C_e);
% Funcion interpolación tablas, dependiendo del valor de J se
obtiene C_E

F_H = 4 / pi^2 * dens * R^4 * omega^2 * C_E;
% F_H, fuerza de empuje desarrollada por la hélice [N]
% R, radio de la hélice [m]
% omega, velocidad angular de la hélice o del eje del motor [rad/s]
% C_E, coeficiente de empuje

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% POTENCIA DEL MOTOR - MOMENTO DE PROPULSION %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
F_A = (T_NM/T)^2;
% F_A, factor de corrección por altura a la potencia del motor
% T_NM, temperatura atmosférica a nivel del mar [K]
% T, temperatura atmosférica a la altura actual de la aeronave [K]

rpm = 30/pi*omega;
% conversion de rad/s a rpm

%% PRESION DE COMBUSTIBLE EN EL MANIFOLD %%
Patm = Patm/1000; % conversion de Pa a kPa
PCM_MIN = min(PCM);
pcm = (Patm - PCM_MIN)*acc + PCM_MIN;
if pcm < PCM_MIN
    pcm = PCM_MIN;
end
% Patm, presión atmosférica [kPa]
% PCM_MIN, presión mínima a la que trabaja optimamente el motor
según datos
% del fabricante [kPa]
% acc, representa al acelerador del motor [0 -> 1]

Pmotor = f_inter_2(rpm,RPM,pcm,PCM,Potencia);
% Pmotor, es la potencia instantanea calculada por interpolación de
% tablas del fabricante del motor [W]
% rpm, velocidad de giro del motor en RPM
% RPM, vector de RPM del motor dada en tablas del fabricante
% pcm, presión de combustible en el manifold [Pa]
% PCM, vector de PCM del motor dada en tablas del fabricante
% Potencia, tabla de potencia respecto RPM y PCM

P_m = F_A * Pmotor;
% Pmotor, es la potencia del motor a nivel del mar [W]

M_P = P_m/omega;
% M_P, Momento de Propulsión [Nm]
% P_m, potencia del motor a la altura actual [W]

M_prop = [-M_P 0 0]';
% M_prop, matriz de momentos de propulsion [Nm]

C_P = f_inter_1(J,J_t,C_p);
% Funcion interpolación tablas, dependiendo del valor de J se
obtiene C_P
% C_P, coeficiente de potencia

%% MOMENTO DE LA HELICE %%
M_Helice = -(4 / pi^3 * dens * R^5 * omega^2 * C_P);

% Velocidad angular instantanea del eje del motor
omegap = (M_P + M_Helice)/(Jmotor + Jhelice);
% omegap, derivada respecto al tiempo de la velocidad angular
[rad/s]
% M_P, Momento de Propulsión [Nm]
% M_Helice, Mometo de la hélice [Nm]
% Jmotor, Momento de Inercia del motor
% Jhelice, Momento de Inercia de la hélice

```

```

%%% CONSUMO DE COMBUSTIBLE %%%
Cgas = f_inter_2(rpm,RPM,pcm,PCM,Ccomb);
% Cgas, consumo combustible instantaneo [g/h]
% Ccomb, tabla consumo de combustible respecto a RPM y PCM

% conversion g/h -> kg/s
Cgas = Cgas/1000/3600; %[kg/s]

%%% INERCIA DE LA AERONAVE %%%
% Masa de combustible consumido %%
Mgasp = -(Cgas); % a integrar
% Mgasp, derivada de la masa de combustible consumido Cgas, [kg/s]

M = Mlleno - Mgasp;
if M < Mvacio
    M = Mvacio;
end
% M, masa de la aeronave [kg]
% Mlleno, masa de la aeronave con tanque lleno
% Mgasp, masa de combustible consumido

%% Centro de Gravedad %%
CG = f_inter_3(M,Mvacio,Mlleno,CGvacio,CGlleno); %[x y z]
% CG, centro de gravedad para la masa instantanea de la aeronave

%% Momento de inercias %%
Ji = f_inter_3(M,Mvacio,Mlleno,Jvacio,Jlleno);
%Ji = [Jx Jy Jz Jxz], momento de inercias para la masa instantanea
de la aeronave
Jx = Ji(1);
Jy = Ji(2);
Jz = Ji(3);
Jxz = Ji(4);

%% SUMA DE FUERZAS Y MOMENTOS TOTALES %%
% F_aero = [Fx_a Fy_a Fz_a]';
% F_aero, Matriz de la Fuerza aerodinámica
% Fx_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje x [N]
% Fy_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje y [N]
% Fz_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje z [N]

F_prop = [F_H 0 0]';
% F_prop, Matriz de Fuerza de propulsión
% F_H, fuerza de empuje desarrollada por la hélice [N]

F_cg = F_aero + F_prop;
%F_cg, Matriz de Fuerzas Totales actuantes en el CG de la aeronave
(N)

Acc = F_cg/M;
% Acc, matriz de aceleraciones totales lineales que actuan en el CG
[m/s^2]

M_aeroCG = mulvet((rAC - CG)',F_aero);
% M_aeroCG, momento desarrollado por la F_aero en el CG [Nm]

M_propCG = mulvet((rP - CG)',F_prop);
% M_propCG, momento desarrollado por la F_prop en el CG [Nm]

```

```

M_cg = M_aeroCG + M_propCG + M_aero + M_prop;
% M_cg, suma de todos los momentos actuantes en la aeronave

%% ECUACIONES DE MOVIMIENTO %%
%% Ecuaciones quaternion %%
%% Normalizando la ecuacion quaternion %%
Norm = sqrt(q0^2 + q1^2 + q2^2 + q3^2);
q0 = q0/Norm;
q1 = q1/Norm;
q2 = q2/Norm;
q3 = q3/Norm;
%% Matriz de transformacion de coordenadas DCMq
DCMq = [q0^2 + q1^2 - q2^2 - q3^2 2*(q1*q2 - q0*q3) 2*(q1*q3 +
q0*q2)
        2*(q1*q2 + q0*q3) q0^2 - q1^2 + q2^2 - q3^2 2*(q2*q3 -
q0*q1)
        2*(q1*q3 - q0*q2) 2*(q2*q3 + q0*q1) q0^2 - q1^2 - q2^2 +
q3^2]';

%% Movimiento lineal %%
a_g = DCMq * [0 0 g]';
% DCM, matriz de transformacion de coordenadas [3x3]
% g, aceleracion de la gravedad [m/s2]
a_t = Acc + a_g;
% a_t = [a_tx a_ty a_tz]' aceleracion total
a_tx = a_t(1);
a_ty = a_t(2);
a_tz = a_t(3);
%% ecuaciones de movimiento lineal %%
up = a_tx + v * r - w * p;
vp = a_ty + w * p - u * r;
wp = a_tz + u * q - v * p;
% u,v,w se calculan al integrar estas ecuaciones

%% Movimiento angular %%
%% Coeficientes de inercia %%
c1 = Jx*Jz - Jxz^2;
c2 = Jz/c1;
c3 = Jxz/c1;
c4 = (Jz*(Jy - Jz) - Jxz^2)/c1;
c5 = ((Jx - Jy + Jz)*Jxz)/c1;
c6 = 1/Jy;
c7 = (Jx - Jz)/Jy;
c8 = Jxz/Jy;
c9 = Jx/c1;
c10 = (Jx*(Jx - Jy) + Jxz^2)/c1;
%% Momentos totales aplicados al CG %%
M_lcg = M_cg(1,1);
M_mcg = M_cg(2,1);
M_ncg = M_cg(3,1);
%% Ecuaciones de movimiento angular %%
pp = c2 * M_lcg + c3 * M_ncg + (c4 * r + c5 * p) * q;
qp = c6 * M_mcg - c7 * p * r - c8 * (p^2 - r^2);
rp = c3 * M_lcg + c9 * M_ncg + (c10 * p - c5 * r) * q;
% p,q,r se calculan al integrar estas ecuaciones

%% ecuaciones quaternion %%
lamda = [0 p q r;-p 0 -r q;-q r 0 -p;-r -q p 0];
qnp = -0.5*lamda*[q0 q1 q2 q3]';
% qnp = [q0p q1p q2p q3p]'
q0p = qnp(1);

```

```

q1p = qnp(2);
q2p = qnp(3);
q3p = qnp(4);
% q0,q1,q2,q3 se calculan al integrar las ecuaciones anteriores

%% Angulos de Euler %%
phi = atan2(2*(q2*q3 + q0*q1),q0^2 - q1^2 - q2^2 + q3^2);
theta = asin(2*(q2*q0 - q1*q3));
if theta < -pi
    theta = theta + 2*pi;
end
if theta > pi
    theta = theta - 2*pi;
end
psi = atan2(2*(q1*q2 + q0*q3),q0^2 + q1^2 - q2^2 - q3^2);
if psi < 0
    psi = psi + 2*pi;
end
if psi > 2*pi
    psi = psi - 2*pi;
end

%% Ubicacion de la aeronave %%
Vel = DCMq'*[u v w]';
% Vel = [Vnorte Veste Vabajo]';
Vnorte = Vel(1);
Veste = Vel(2);
Vabajo = Vel(3);
%u, v, w son las velocidades integradas.

% Calculo del radio de la tierra
re = 6378137; %[m] radio ecuatorial;
eps = 0.0818191908426; % primera excentricidad;
Rmeridiano = re * (1 - eps^2)/(1 - eps^2 * (sin(Lat))^2)^(1.5);
Rnormal = re / (1 - eps^2 * (sin(Lat))^2)^(0.5);

Latp = Vnorte/(Rmeridiano + Alt); %[rad/s]
Lonp = Veste/(Rnormal + Alt)/cos(Lat); %[rad/s]
Altp = -Vabajo; %[m/s]
% Rmeridiano, es el radio del meridiano actual [m]
% Rnormal, es el radio de la normal actual [m]
% Latp, Lonp, Altp se calculan al integrar las ecuaciones anteriores
Xestep = Veste; %[m/s]
Ynorstep = Vnorte; %[m/s]

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% ECUACIONES DE ESTADO
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
xp(1) = dep;
xp(2) = dap;
xp(3) = drp;
xp(4) = accp;
xp(5) = up;
xp(6) = vp;
xp(7) = wp;
xp(8) = pp;
xp(9) = qp;
xp(10) = rp;
xp(11) = omegap;
xp(12) = Mgas;

```

```

xp(13) = q0p;
xp(14) = q1p;
xp(15) = q2p;
xp(16) = q3p;
xp(17) = Latp;
xp(18) = Lonp;
xp(19) = Altp;
xp(20) = Xestep;
xp(21) = Ynorstep;
xp = xp';

```

```

varn(1) = Vt_m;
varn(2) = alfa;
varn(3) = beta;
varn(4) = phi;
varn(5) = theta;
varn(6) = psi;
varn = varn';

```

A.5.4. aeronavel.m

```

% MODELO AERONAVE
function varn = aeronavel(t,x,U,atmosfera,var)
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% CONSTANTES
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Vt_lim = [15 50]; % [m/s] [min max]
alfa_lim = [-0.1 0.3]; % [rad] [min max]
beta_lim = [-0.5 0.5]; % [rad] [min max]
c = 0.189941; % [m]
b = 2.8956; % [m]
S = 0.55; % [m^2]
CL0 = 0.23; % [rad]-1
CLa = 5.6106; % [rad]-1
CLdf = 0.74; % [rad]-1
CLde = 0.13; % [rad]-1
CLap = 1.9724; % [rad]-1
CLq = 7.9543; % [rad]-1
CLM = 0; % [rad]-1
CD0 = 0.0434; % [rad]-1
CDdf = 0.1467; % [rad]-1
CDde = 0.0135; % [rad]-1
CDda = 0.0302; % [rad]-1
CDdr = 0.0303; % [rad]-1
CDM = 0; % [rad]-1
osw = 0.75; % [rad]-1
CYbeta = -0.83; % [rad]-1
CYda = -0.075; % [rad]-1
CYdr = 0.1914; % [rad]-1
CYp = 0; % [rad]-1
CYr = 0; % [rad]-1
Cm0 = 0.135;
Cma = -2.7397;
Cmdf = 0.0467;
Cmde = -0.9918;
Cmap = -10.3796;
Cmq = -38.2067;
CmM = 0;

```

```

Clbeta = -0.13;
Clda = -0.1695;
Cldr = 0.0024;
Clp = -0.5051;
Clr = 0.2519;
Cnbeta = 0.0726;
Cnda = 0.0108;
Cndr = -0.0693;
Cnp = -0.069;
Cnr = -0.0946;
J_t = [-1 0 0 0.1 0.2 0.3 0.35 0.4 0.45 0.5 0.6 0.7 0.8 0.9 1 1.2 2];
%[1x16]
C_e = [0.0492 0.0286 0.0266 0.0232 0.0343 0.034 0.0372 0.0314 0.0254
0.0117 -0.005 -0.0156 -0.0203 -0.0295 -0.04 -0.1115];
C_p = [0.0199 0.0207 0.0191 0.0169 0.0217 0.0223 0.0254 0.0235
0.0212 0.0146 0.0038 -0.005 -0.0097 -0.018 -0.0273 -0.0737];
R = 0.254; % [m]
Jhelice = 0.002; %[kg*m^2]
RPM = [1500 2100 2800 3500 4500 5100 5500 6000 7000]; % rev por min
PCM = [60 70 80 90 92 94 96 98 100]; % kPa
Potencia = [
18.85 47.12 65.97 67.54 69.12 67.54 67.54 69.12 86.39
59.38 98.96 127.55 149.54 151.74 160.54 178.13 200.12 224.31
93.83 149.54 187.66 237.5 249.23 255.1 307.88 366.52 398.77
109.96 161.27 245.57 307.88 326.2 351.86 421.5 491.14 531.45
164.93 245.04 339.29 438.25 447.68 494.8 565.49 673.87 772.83
181.58 245.67 389.87 496.69 528.73 571.46 662.25 822.47 993.37
184.31 293.74 403.17 535.64 570.2 622.04 748.75 956.09 1059.76
163.36 276.46 420.97 565.49 609.47 691.15 860.8 1130.97 1193.81
124.62 249.23 417.83 586.43 645.07 762.36 996.93 1246.17 1429.42
]; % [W]
Ccomb = [
31 32 46 53 55 57 65 73 82
40 44 54 69 74 80 92 103 111
50 63 69 92 95 98 126 145 153
66 75 87 110 117 127 150 175 190
83 98 115 143 148 162 191 232 246
93 102 130 159 167 182 208 260 310
100 118 137 169 178 190 232 287 313
104 126 151 184 191 206 253 326 337
123 144 174 210 217 244 321 400 408
]; % [g/h]
Patm_NM = 120.3; % [kPa]
T_NM = 291.15; % [K]
Jmotor = 0.0001; % [kg*m^2]
Mvacio = 8.5; % [kg]
Mlleno = 13.5; % [kg]
CGvacio = [0.156 0 0.079]; % [m]
CGlleno = [0.159 0 0.090]; % [m]
Jvacio = [0.7795 1.122 1.752 0.1211]; %[kg*m^2]
Jlleno = [0.8244 1.135 1.759 0.1204]; %[kg*m^2]
rAC = [0.1425 0 0];
rP = [0 0 0];
AngMaxe = pi/6; % angulo a 1024 [rad]%%SERVOMOTORES%%
AngMine = -pi/6; % angulo a 0 [rad]
Tre = 0.5; %tiempo de retardo [seg]
maxacce = 0.1; % max aceleracion para el desplazamiento del elevador
AngMaxa = pi/6; % angulo a 1024 [rad]
AngMina = -pi/6; % angulo a 0 [rad]
Tra = 0.5; %tiempo de retardo [seg]
maxacca = 0.1; % max aceleracion para el desplazamiento del aleron

```

```

AngMaxr = pi/6; % angulo a 1024 [rad]
AngMinr = -pi/6; % angulo a 0 [rad]
Trr = 0.5; %tiempo de retardo [seg]
maxaccr = 0.1; % max aceleracion para el desplazamiento del timon
AngMaxacc = 1; % angulo a 1024
AngMinacc = 0; % angulo a 0
Tracc = 0.5; %tiempo de retardo [seg]
maxaccacc = 0.1; % max aceleracion para el desplazamiento del
acelerador
g = 9.8; % [m/s^2]
ResServo = 1024; % Resolucion de los servomotores 10 bits - 1024

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% ESTADOS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
de = x(1);
da = x(2);
dr = x(3);
acc = x(4);
u = x(5);
v = x(6);
w = x(7);
p = x(8);
q = x(9);
r = x(10);
omega = x(11);
Mgas = x(12);
q0 = x(13);
q1 = x(14);
q2 = x(15);
q3 = x(16);
Lat = x(17);
Lon = x(18);
Alt = x(19);
Xeste = x(20);
Ynorte = x(21);

%% DEFINICION DE PARAMETROS QUE DEPENDEN DE LA ALTURA EN QUE SE
ENCUENTRE EL AVION
a = f_inter_1(Alt,atmosfera(:,1)',atmosfera(:,2)');
% a, velocidad del sonido a la altura actual(interpolacion de
tablas); % [m/s]
dens = f_inter_1(Alt,atmosfera(:,1)',atmosfera(:,3)');
% dens, densidad del aire a la altura actual(interpolacion de
tablas); %
T = f_inter_1(Alt,atmosfera(:,1)',atmosfera(:,4)');
% T, temperatura a la altura actual (interpolacion de tablas); [K]
Patm = f_inter_1(Alt,atmosfera(:,1)',atmosfera(:,5)');
% Patm, Presion atmosferica a la altura actual(interpolacion de
tablas);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% CONTROLES
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Utilizando servos que reciben una señal PWM y mueve los alerones

% Señal de control para el flap
% Uf = ? % [0 - 1024]
%% saturando la señal
%if Uf < 0
% Uf = 0;

```

```

%end
%if Uf > 1024;
%   Uf = 1024;
%end
%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del flap
%AngMaxf = ?; % angulo a 1024
%AngMinf = ?; % angulo a 0
%Ufa = (AngMaxf - AngMinf)/1024*Uf + AngMinf;
% modelo del servo
%Trf = ?, tiempo de retardo
%dfp = (Ufa - df)/Trf;
% limitando la aceleracion del servo
% maxaccf = ?; % max aceleracion para el desplazamiento del flap
%if dfp > maxaccf
%   dfp = maxaccf;
%end
%if dfp < -maxaccf
%   dfp = -maxaccf;
%end
% df se calcula integrando dfp
df = 0; % [rad] desplazamiento del flap

%% Señal de control para el elevador
Ue = U(1); % [0 - 1024]
%% saturando la señal
if Ue < 0
    Ue = 0;
end
if Ue > ResServo;
    Ue = ResServo;
end
%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del
elevador
UeNew = (AngMaxe - AngMine)/ResServo*Ue + AngMine;
if de > UeNew
    if (de - UeNew) > 0.0418879
        dep = -0.0418879;
    else de = UeNew;
    end
end
if de < UeNew
    if (UeNew - de) > 0.0418879
        dep = 0.0418879;
    else de = UeNew;
    end
end
if de == UeNew
    dep = 0;
end
% de se calcula integrando dep
% de = ?; % [rad] desplazamiento del elevador

%% Señal de control para el aleron
Ua = U(2); % [0 - 1024]
%% saturando la señal
if Ua < 0
    Ua = 0;
end
if Ua > ResServo;
    Ua = ResServo;
end
end

```

```

%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del
aleron
UaNew = (AngMaxa - AngMina)/ResServo*Ua + AngMina;
if da > UaNew
    if (da - UaNew) > 0.0418879
        dap = -0.0418879;
    else da = UaNew;
    end
end
if da < UaNew
    if (UaNew - da) > 0.0418879
        dap = 0.0418879;
    else da = UaNew;
    end
end
if da == UaNew
    dap = 0;
end
% da se calcula integrando dap
% da = ?; % [rad] desplazamiento del aleron

%% Señal de control para el timon
Ur = U(3); % [0 - 1024]
%% saturando la señal
if Ur < 0
    Ur = 0;
end
if Ur > ResServo;
    Ur = ResServo;
end

%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del timon
UrNew = (AngMaxr - AngMinr)/ResServo*Ur + AngMinr;
if dr > UrNew
    if (dr - UrNew) > 0.0418879
        drp = -0.0418879;
    else dr = UrNew;
    end
end
if dr < UrNew
    if (UrNew - dr) > 0.0418879
        drp = 0.0418879;
    else dr = UrNew;
    end
end
if dr == UrNew
    drp = 0;
end
% dr se calcula integrando dep
% dr = ?; % [rad] desplazamiento del timon

%% Señal de control para el acelerador
Uacc = U(4); % [0 - 1024]
%% saturando la señal
if Uacc < 0
    Uacc = 0;
end
if Uacc > ResServo;
    Uacc = ResServo;
end
end

```

```

%% escalando la señal de control al angulo correspondiente del
acelerador
UaccNew = (AngMaxacc - AngMinacc)/ResServo*Uacc + AngMinacc;
if acc > UaccNew
    if (acc - UaccNew) > 0.04
        accp = -0.04;
    else acc = UaccNew;
    end
end
if acc < UaccNew
    if (UaccNew - acc) > 0.04
        accp = 0.04;
    else acc = UaccNew;
    end
end
if acc == UaccNew
    accp = 0;
end
% dacc se calcula integrando daccp
% dacc = ?; % [0 -> 1] acelerador del motor toma valores entre 0 y 1

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% PARÁMETROS Y VARIABLES AERODINAMICAS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% Aqui se introducen las PERTURBACIONES debidas al viento
Uviento = 0;
Vviento = 0; %-10; %m/s
Wviento = 0;
Pviento = 0;
Qviento = 0;
Rviento = 0;

%% Velocidades lineales
Uaeronave = u;
Vaeronave = v;
Waeronave = w;

Vnave = [Uaeronave Vaeronave Waeronave];
% Vnave vector de velocidades lineales instantaneas desarrolladas
% por la aeronave
% Uaeronave, en direccion a u [m/s]
% Vaeronave, en direccion a v [m/s]
% Waeronave, en direccion a w [m/s]
Vwind = [Uviento Vviento Wviento];
% Vwind vector de velocidades lineales instantaneas del viento que
% se oponen o contribuyen al desplazamiento de la aeronave
% Uviento, en direccion a u [m/s]
% Vviento, en direccion a v [m/s]
% Wviento, en direccion a w [m/s]

Vt = Vnave - Vwind;
u_t = Vt(1);
v_t = Vt(2);
w_t = Vt(3);
% Vt, vector de velocidad total a la que se desplaza la aeronave
% u, vector de velocidad en la dirección del eje OX [m/s]
% v, vector de velocidad en la dirección del eje OY [m/s]
% w, vector de velocidad en la dirección del eje OZ [m/s]

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Parámetros respecto al viento
Vt_m = sqrt(u_t^2 + v_t^2 + w_t^2);
alfa = atan(w_t/u_t);
beta = asin(v_t/Vt_m);
% Vt_m, módulo de Vt [m/s]
% alfa, ángulo de ataque [rad]
% beta, ángulo sideslip [rad]
% Vt_viento, vector de la velocidad total de la aeronave en ejes
respecto
% al viento
% Limites max y min para los parámetros respecto al viento
if Vt_m < Vt_lim(1)
    Vt_m = Vt_lim(1);
end
if Vt_m > Vt_lim(2)
    Vt_m = Vt_lim(2);
end
if alfa < alfa_lim(1)
    alfa = alfa_lim(1);
end
if alfa > alfa_lim(2)
    alfa = alfa_lim(2);
end
if beta < beta_lim(1)
    beta = beta_lim(1);
end
if beta > beta_lim(2)
    beta = beta_lim(2);
end
Vt_viento = [Vt_m alfa beta];

%% Velocidades angulares
Paeronave = p;
Qaeronave = q;
Raeronave = r;

Waeronave = [Paeronave Qaeronave Raeronave];
% Waeronave vector de velocidades angulares instantaneas
desarrolladas
% por la aeronave
% Paeronave, en dirección de p [rad/s]
% Qaeronave, en dirección de q [rad/s]
% Raeronave, en dirección de r [rad/s]

Wwind = [Pviento Qviento Rviento];
% Wwind vector de velocidades angulares instantaneas del viento
% que se oponen o contribuyen al desplazamiento de la aeronave
% Pviento, en dirección de p [rad/s]
% Qviento, en dirección de q [rad/s]
% Rviento, en dirección de r [rad/s]

Wt = Waeronave - Wwind;
p_t = Wt(1);
q_t = Wt(2);
r_t = Wt(3);
% Wt, vector de velocidad angular total desarrollada por la aeronave
% p, vector de velocidad angular alrededor del eje OX [rad/s]
% q, vector de velocidad angular alrededor del eje OY [rad/s]
% r, vector de velocidad angular alrededor del eje OZ [rad/s]

```

```

Mach = Vt_m/a;
% Mach, número Mach
% a, velocidad del sonido para la altura en que se encuentra la
aeronave

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% COEFICIENTES AERODINÁMICOS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
alfak_1 = var(1);
tk_1 = var(2);
% alfa_k_1, valor anterior de alfa;
% tk_1, valor del tiempo anterior;
ap = (alfa - alfa_k_1)/(t - tk_1);
%paramn(1) = alfa;
%paramn(2) = t;
CS = CL0 + CLa*Vt_viento(2) + CLdf * df + CLde * de + ...
      (CLap*ap + CLq*Wt(2))*c/(2*Vt_viento(1)) + CLM * Mach;
% CS, coeficiente de sustentación
AR = (b^2)/S;
CD = CD0 + ((CS-CL0)^2)/(pi*AR*osw) + abs(CDdf*df) + abs(CDde*de) +
...
      abs(CDda*da) + abs(CDdr*dr) + CDM*Mach;
% CD, coeficiente de resistencia (Drag)
CY = CYbeta*Vt_viento(3) + CYda*da + CYdr*dr + (CYp*Wt(1) + ...
      CYr*Wt(3))*b/(2*Vt_viento(1));
% CY, coeficiente de Fuerza Side
CM = Cm0 + Cma*Vt_viento(2) + Cmdf*df + Cmde*de + ...
      (Cmap*ap + Cm q*Wt(2))*c/(2*Vt_viento(1)) + CmM*Mach;
% CM, coeficiente del momento pitch
CL = Clbeta*Vt_viento(3) + Cl da*da + Cl dr*dr + ...
      (Clp*Wt(1) + Cl r*Wt(3))*b/(2*Vt_viento(1));
% CL, coeficiente de momento roll
CN = Cnbeta*Vt_viento(3) + Cnda*da + Cndr*dr + ...
      (Cnp*Wt(1) + Cnr*Wt(3))*b/(2*Vt_viento(1));
% CN, coeficiente de momento yaw

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% FUERZAS Y MOMENTOS AERODINAMICAS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Estan en función a los ejes del viento
Q_a = dens * S * Vt_m^2 / 2;
% Q_a, definición de constante para reducir la formula
% dens, densidad del aire a la altura en que se encuentra la
aeronave
% S, superficie del ala de la aeronave
% Vt_m, velocidad del avión respecto a los ejes del viento
L_a = -Q_a * CS;
% L_a, fuerza de sustentación
D_a = -Q_a * CD;
% D_a, fuerza de resistencia
Y_a = Q_a * CY;
% Y_a, fuerza side
% Transformando a ejes respecto de la aeronave
DCM = [cos(alfa)*cos(beta) sin(beta) sin(alfa)*cos(beta)
      -cos(alfa)*sin(beta) cos(beta) -sin(alfa)*sin(beta)
      -sin(alfa) 0 cos(alfa)];
F_aero = DCM'*[D_a Y_a L_a]';
% F_aero = [Fx_a Fy_a Fz_a];
% Fx_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje x [N]
% Fy_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje y [N]

```

```

% Fz_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje z [N]

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% MOMENTOS AERODINAMICOS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
L_aerod = Q_a * b * CL;
M_aerod = Q_a * c * CM;
N_aerod = Q_a * b * CN;
% L_aero, momento roll [Nm]
% M_aero, momento pitch [Nm]
% N_aero, momento yaw [Nm]

M_aero = [L_aerod M_aerod N_aerod]';
% M_aero, matriz de Momentos Aerodinámicos

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% FUERZAS Y MOMENTOS DE PROPULSION
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
J = pi * Vt_m / omega / R;
% J, radio de avance

C_E = f_inter_1(J,J_t,C_e);
% Funcion interpolación tablas, dependiendo del valor de J se
obtiene C_E

F_H = 4 / pi^2 * dens * R^4 * omega^2 * C_E;
% F_H, fuerza de empuje desarrollada por la hélice [N]
% R, radio de la hélice [m]
% omega, velocidad angular de la hélice o del eje del motor [rad/s]
% C_E, coeficiente de empuje

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% POTENCIA DEL MOTOR - MOMENTO DE PROPULSION %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
F_A = (T_NM/T)^2;
% F_A, factor de corrección por altura a la potencia del motor
% T_NM, temperatura atmosférica a nivel del mar [K]
% T, temperatura atmosférica a la altura actual de la aeronave [K]

rpm = 30/pi*omega;
% conversion de rad/s a rpm

%% PRESION DE COMBUSTIBLE EN EL MANIFOLD %%
Patm = Patm/1000; % conversion de Pa a kPa
PCM_MIN = min(PCM);
pcm = (Patm - PCM_MIN)*acc + PCM_MIN;
if pcm < PCM_MIN
    pcm = PCM_MIN;
end
% Patm, presión atmosférica [kPa]
% PCM_MIN, presión mínima a la que trabaja optimamente el motor
según datos
% del fabricante [kPa]
% acc, representa al acelerador del motor [0 -> 1]

Pmotor = f_inter_2(rpm,RPM,pcm,PCM,Potencia);
% Pmotor, es la potencia instantanea calculada por interpolación de
% tablas del fabricante del motor [W]
% rpm, velocidad de giro del motor en RPM
% RPM, vector de RPM del motor dada en tablas del fabricante

```

```

% pcm, presión de combustible en el manifold [Pa]
% PCM, vector de PCM del motor dada en tablas del fabricante
% Potencia, tabla de potencia respecto RPM y PCM

P_m = F_A * Pmotor;
% Pmotor, es la potencia del motor a nivel del mar [W]

M_P = P_m/omega;
% M_P, Momento de Propulsión [Nm]
% P_m, potencia del motor a la altura actual [W]

M_prop = [M_P 0 0]';
% M_prop, matriz de momentos de propulsion [Nm]

C_P = f_inter_1(J,J_t,C_p);
% Funcion interpolación tablas, dependiendo del valor de J se
obtiene C_P
% C_P, coeficiente de potencia

%% MOMENTO DE LA HELICE %%
M_Helice = -(4 / pi^3 * dens * R^5 * omega^2 * C_P);

% Velocidad angular instantanea del eje del motor
omegap = (M_P + M_Helice)/(Jmotor + Jhelice);
% omegap, derivada respecto al tiempo de la velocidad angular
[rad/s]
% M_P, Momento de Propulsión [Nm]
% M_Helice, Mometo de la hélice [Nm]
% Jmotor, Momento de Inercia del motor
% Jhelice, Momento de Inercia de la hélice

%% CONSUMO DE COMBUSTIBLE %%
Cgas = f_inter_2(rpm,RPM,pcm,PCM,Ccomb);
% Cgas, consumo combustible instantaneo [g/h]
% Ccomb, tabla consumo de combustible respecto a RPM y PCM

% conversion g/h -> kg/s
Cgas = Cgas/1000/3600; %[kg/s]

%% INERCIA DE LA AERONAVE %%
% Masa de combustible consumido %%
Mgasp = -(Cgas); % a integrar
% Mgasp, derivada de la masa de combustible consumido Cgas, [kg/s]

M = Mlleno - Mgas;
if M < Mvacio
    M = Mvacio;
end
% M, masa de la aeronave [kg]
% Mlleno, masa de la aeronave con tanque lleno
% Mgas, masa de combustible consumido

%% Centro de Gravedad %%
CG = f_inter_3(M,Mvacio,Mlleno,CGvacio,CGlleno); %[x y z]
% CG, centro de gravedad para la masa instantanea de la aeronave

%% Momento de inercias %%
Ji = f_inter_3(M,Mvacio,Mlleno,Jvacio,Jlleno);

```

```

%Ji = [Jx Jy Jz Jxz], momento de inercias para la masa instantanea
de la aeronave
Jx = Ji(1);
Jy = Ji(2);
Jz = Ji(3);
Jxz = Ji(4);

%% SUMA DE FUERZAS Y MOMENTOS TOTALES %%
% F_aero = [Fx_a Fy_a Fz_a]';
% F_aero, Matriz de la Fuerza aerodinámica
% Fx_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje x [N]
% Fy_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje y [N]
% Fz_a, fuerza aerodinamica en direccion al eje z [N]

F_prop = [F_H 0 0]';
% F_prop, Matriz de Fuerza de propulsión
% F_H, fuerza de empuje desarrollada por la hélice [N]

F_cg = F_aero + F_prop;
%F_cg, Matriz de Fuerzas Totales actuantes en el CG de la aeronave
(N)

Acc = F_cg/M;
% Acc, matriz de aceleraciones totales lineales que actuan en el CG
[m/s^2]

M_aeroCG = mulvet((rAC - CG)',F_aero);
% M_aeroCG, momento desarrollado por la F_aero en el CG [Nm]

M_propCG = mulvet((rP - CG)',F_prop);
% M_propCG, momento desarrollado por la F_prop en el CG [Nm]

M_cg = M_aeroCG + M_propCG + M_aero + M_prop;
% M_cg, suma de todos los momentos actuantes en la aeronave

%% ECUACIONES DE MOVIMIENTO %%
%% Ecuaciones quaternion %%
%% Normalizando la ecuacion quaternion %%
Norm = sqrt(q0^2 + q1^2 + q2^2 + q3^2);
q0 = q0/Norm;
q1 = q1/Norm;
q2 = q2/Norm;
q3 = q3/Norm;
%% Matriz de transformacion de coordenadas DCMq
DCMq = [q0^2 + q1^2 - q2^2 - q3^2 2*(q1*q2 - q0*q3) 2*(q1*q3 +
q0*q2)
2*(q1*q2 + q0*q3) q0^2 - q1^2 + q2^2 - q3^2 2*(q2*q3 -
q0*q1)
2*(q1*q3 - q0*q2) 2*(q2*q3 + q0*q1) q0^2 - q1^2 - q2^2 +
q3^2]';

%% Movimiento lineal %%
a_g = DCMq * [0 0 g]';
% DCM, matriz de transformacion de coordenadas [3x3]
% g, aceleracion de la gravedad [m/s2]
a_t = Acc + a_g;
% a_t = [a_tx a_ty a_tz]' aceleracion total
a_tx = a_t(1);
a_ty = a_t(2);
a_tz = a_t(3);

```

```

%% ecuaciones de movimiento lineal %%
up = a_tx + v * r - w * p;
vp = a_ty + w * p - u * r;
wp = a_tz + u * q - v * p;
% u,v,w se calculan al integrar estas ecuaciones

%% Movimiento angular %%
%% Coeficientes de inercia %%
c1 = Jx*Jz - Jxz^2;
c2 = Jz/c1;
c3 = Jxz/c1;
c4 = (Jz*(Jy - Jz) - Jxz^2)/c1;
c5 = ((Jx - Jy + Jz)*Jxz)/c1;
c6 = 1/Jy;
c7 = (Jx - Jz)/Jy;
c8 = Jxz/Jy;
c9 = Jx/c1;
c10 = (Jx*(Jx - Jy) + Jxz^2)/c1;
%% Momentos totales aplicados al CG %%
M_lcg = M_cg(1,1);
M_mcg = M_cg(2,1);
M_ncg = M_cg(3,1);
%% Ecuaciones de movimiento angular %%
pp = c2 * M_lcg + c3 * M_ncg + (c4 * r + c5 * p) * q;
qp = c6 * M_mcg - c7 * p * r - c8 * (p^2 - r^2);
rp = c3 * M_lcg + c9 * M_ncg + (c10 * p - c5 * r) * q;
% p,q,r se calculan al integrar estas ecuaciones

%% ecuaciones quaternion %%
lamda = [0 p q r;-p 0 -r q;-q r 0 -p;-r -q p 0];
qnp = -0.5*lamda*[q0 q1 q2 q3]';
% qnp = [q0p q1p q2p q3p]'
q0p = qnp(1);
q1p = qnp(2);
q2p = qnp(3);
q3p = qnp(4);
% q0,q1,q2,q3 se calculan al integrar las ecuaciones anteriores

%% Angulos de Euler %%
phi = atan2(2*(q2*q3 + q0*q1),q0^2 - q1^2 - q2^2 + q3^2);
theta = asin(2*(q2*q0 - q1*q3));
if theta < -pi
    theta = theta + 2*pi;
end
if theta > pi
    theta = theta - 2*pi;
end
psi = atan2(2*(q1*q2 + q0*q3),q0^2 + q1^2 - q2^2 - q3^2);
if psi < 0
    psi = psi + 2*pi;
end
if psi > 2*pi
    psi = psi - 2*pi;
end

%% Ubicacion de la aeronave %%
Vel = DCMq'*[u v w]';
% Vel = [Vnorte Veste Vabajo]';
Vnorte = Vel(1);
Veste = Vel(2);
Vabajo = Vel(3);

```

```

%u, v, w son las velocidades integradas.

% Calculo del radio de la tierra
re = 6378137; %[m] radio ecuatorial;
eps = 0.0818191908426; % primera excentricidad;
Rmeridiano = re * (1 - eps^2)/(1 - eps^2 * (sin(Lat))^2)^(1.5);
Rnormal = re / (1 - eps^2 * (sin(Lat))^2)^(0.5);

Latp = Vnorte/(Rmeridiano + Alt); %[rad/s]
Lonp = Veste/(Rnormal + Alt)/cos(Lat); %[rad/s]
Altp = -Vabajo; %[m/s]
% Rmeridiano, es el radio del meridiano actual [m]
% Rnormal, es el radio de la normal actual [m]
% Latp, Lonp, Veste, Altp se calculan al integrar las ecuaciones anteriores
Xestep = Veste; %[m/s]
Ynorstep = Vnorte; %[m/s]

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% ECUACIONES DE ESTADO
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
xp(1) = dep;
xp(2) = dap;
xp(3) = drp;
xp(4) = accp;
xp(5) = up;
xp(6) = vp;
xp(7) = wp;
xp(8) = pp;
xp(9) = qp;
xp(10) = rp;
xp(11) = omegap;
xp(12) = Mgas;
xp(13) = q0p;
xp(14) = q1p;
xp(15) = q2p;
xp(16) = q3p;
xp(17) = Latp;
xp(18) = Lonp;
xp(19) = Altp;
xp(20) = Xestep;
xp(21) = Ynorstep;
xp = xp';

varn(1) = Vt_m;
varn(2) = alfa;
varn(3) = beta;
varn(4) = phi;
varn(5) = theta;
varn(6) = psi;
varn = varn';

```

A.5.5. f_inter_1.m

```

function C_E = f_inter_1(J,J_t,C_e)
prueba = 0;
if J < J_t(1,1)
    C_E = C_e(1,1);

```

```

prueba = 1;
end
if J > J_t(1,max(size(J_t)))
    C_E = C_e(1,max(size(J_t)));
    prueba = 1;
end
if prueba == 0
    m_t = max(size(J_t));
    for i_t = 1: m_t
        if J < J_t(1,i_t)
            break;
        end
    end
    CE_max = C_e(1,i_t);
    CE_min = C_e(1,i_t-1);
    J_max = J_t(1,i_t);
    J_min = J_t(1,i_t-1);
    mE = (CE_max - CE_min)/(J_max - J_min);
    bE = -(mE)*J_min + CE_min;
    C_E = mE * J + bE;
end

```

A.5.6. f_inter_2.m

```

function Pmotor = f_inter_2(rpm,RPM,pcm,PCM,Pot)
[pruebaf,fil,fil_1,fil_2] = busq_fc(rpm,RPM);
[pruebac,col,col_1,col_2] = busq_fc(pcm,PCM);
if pruebaf == 0
    RPMmin = RPM(1,fil_1);
    RPMmax = RPM(1,fil_2);
    if pruebac == 0
        PCMmin = PCM(1,col_1);
        PCMmax = PCM(1,col_2);
        Plmin = Pot(fil_1,col_1);
        Plmax = Pot(fil_2,col_1);
        P2min = Pot(fil_1,col_2);
        P2max = Pot(fil_2,col_2);
        % Calculo de la Pmotor (caso normal)
        mp1 = (Plmax - Plmin)/(RPMmax - RPMmin);
        bp1 = -(Plmax - Plmin)/(RPMmax - RPMmin)*RPMmin + Plmin;
        mp2 = (P2max - P2min)/(RPMmax - RPMmin);
        bp2 = -(P2max - P2min)/(RPMmax - RPMmin)*RPMmin + P2min;
        Cp1 = (mp2 - mp1)/(PCMmax - PCMmin);
        Cp2 = (bp2 - bp1)/(PCMmax - PCMmin);
        Cp3 = -(mp2 - mp1)*PCMmin/(PCMmax - PCMmin) + mp1;
        Cp4 = -(bp2 - bp1)*PCMmin/(PCMmax - PCMmin) + bp1;
        Pmotor = Cp1 * rpm * pcm + Cp2 * pcm + Cp3 * rpm + Cp4;
    else
        pcm = PCM(1,col);
        Plmin = Pot(fil_1,col);
        Plmax = Pot(fil_2,col);
        % Calculo de la Pmotor
        mp1 = (Plmax - Plmin)/(RPMmax - RPMmin);
        bp1 = -(Plmax - Plmin)/(RPMmax - RPMmin)*RPMmin + Plmin;
        Pmotor = mp1 * rpm + bp1;
    end
else
    rpm = RPM(1,fil);
end

```

```

if pruebac == 0
    PCMmin = PCM(1,col_1);
    PCMmax = PCM(1,col_2);
    P1min = Pot(fil,col_1);
    P2min = Pot(fil,col_2);
    % Calculo de la Pmotor
    mpl = (P2min - P1min)/(PCMmax - PCMmin);
    bpl = -(P2min - P1min)/(PCMmax - PCMmin)*PCMmin + P1min;
    Pmotor = mpl * pcm + bpl;
else
    % Calculo de la Pmotor
    pcm = PCM(1,col);
    Pmotor = Pot(fil,col);
end
end
end

```

A.5.7. f_inter_3.m

```

function X = f_inter_3(M,Mvacio,Mlleno,Xvacio,Xlleno)
if M < Mvacio
    M = Mvacio;
end
if M > Mlleno
    M = Mlleno;
end
tamano = max(size(Xvacio));
for i = 1:tamano
    m = (Xlleno(i) - Xvacio(i))/(Mlleno - Mvacio);
    b = Xlleno(i) - m * Mlleno;
    X(1,i) = m * M + b;
end

```

A.5.8. mulvet.m

```

function M = mulvet(A,B)
M = [A(2,1)*B(3,1) - A(3,1)*B(2,1)
      A(3,1)*B(1,1) - A(1,1)*B(3,1)
      A(1,1)*B(2,1) - A(2,1)*B(1,1)];

```

A.5.9. busq_fc.m

```

function [prueba,fil,fil_1,fil_2] = busq_fc(rpm,RPM)
fil = 0;
fil_1 = 0;
fil_2 = 0;
prueba = 0;
if rpm < RPM(1,1)
    fil = 1;
    prueba = 1;
end
if rpm > RPM(1,max(size(RPM)))

```

```

        fil = max(size(RPM));
        prueba = 1;
    end
    if prueba == 0
        m_t = max(size(RPM));
        for i_t = 1: m_t
            if rpm < RPM(1,i_t)
                fil_1 = i_t - 1;
                fil_2 = i_t;
                break;
            end
        end
    end
end
end

```

A.5.10. Avion04.m

```

% Modelo linealizado para el control lateral de aerosonde

clear all;
close all;
clc;

% condiciones iniciales
phi = 0;
phip = 0;
beta = 0;
r = 0*pi/180;
dt = 0.1; %seg = 100 mseg
deltar = 0; % radianes
deltaa = 0; % radianes
D = 30; % seg Duración de la simulación
n = D / dt;
t = 0;

T(1) = t;
PHI(1) = phi;
PHIP(1) = phip;
BETA(1) = beta;
R(1) = r;
DELTAR(1) = deltar;
DELTA(1) = deltaa;
% Impulos Deltaa
Aa = -2; % amplitud del impulso en °
Da = 1; % duración del impulso en seg
t1 = 10; % empieza el impulso Deltaa
t2 = t1 + Da*10; % termina el impulso
phi_a = phi;
phip_a = phip;
beta_a = beta;
r_a = r;
for i=1:n
    t = t + dt;
    if (i >= t1) & (i <= t2) % corresponde a un impulso de 1 seg de
duracion
        deltaa = Aa * pi / 180;
        %deltar = -4 * pi / 180;
    else

```

```

    %if (i >= 61) & (i <= 82)
    %deltar = 5 * pi / 180;
    %else
    deltaa = 0;
    %deltar = 0;
    %end
end

% AERONAVE
phi_n = dt * phip_a + phi_a;
phip_n = (1 - 15.4971 * dt) * phip_a - 63.3528 * dt * beta_a + 7.729
* dt * r_a + ...
    1.1696 * dt * deltar - 82.6023 * dt * deltaa;
beta_n = (1 - 0.4429 * dt) * beta_a - dt * r_a + 0.4261 * dt * phi_a
+ 0.1021 * dt * deltar - ...
    0.04002 * dt * deltaa;
r_n = (1 - 1.326 * dt) * r_a + 16.1657 * dt * beta_a - 0.9673 * dt *
phip_a - 15.4309 * dt * deltar + ...
    2.4048 * dt * deltaa;
% FIN AERONAVE

phi_a = phi_n;
phip_a = phip_n;
beta_a = beta_n;
r_a = r_n;

T(i+1) = t;
PHI(i+1) = phi_a;
PHIP(i+1) = phip_a;
BETA(i+1) = beta_a;
R(i+1) = r_a;
DELTAR(i+1) = deltar;
DELTAA(i+1) = deltaa;
end

figure(1)
plot(T, DELTAA*180/pi, 'k', T, PHI*180/pi, 'g', T, PHIP*180/pi, 'm', T, BETA*1
80/pi, 'b', T, R*180/pi, 'r')
axis([0 15 -30 30])
legend('Ur', 'Phi', 'Phip', 'Beta', 'r')
figure(2)
plot(T, R*180/pi, 'r')
figure(3)
subplot(5,1,1)
plot(T, PHI*180/pi)
%axis([0 D -40 1])
axis([0 15 -1 25])
ylabel('phi (°)')
subplot(5,1,2)
plot(T, PHIP*180/pi)
%axis([0 D -11 1])
axis([0 15 -30 30])
ylabel('phip (°/seg)')
subplot(5,1,3)
plot(T, BETA*180/pi)
%axis([0 D -2 1])
axis([0 15 -10 10])
ylabel('beta (°)')
subplot(5,1,4)
plot(T, R*180/pi)
%axis([0 D -4 1])

```

```

axis([0 15 -30 30])
ylabel('r (°/seg)')
subplot(5,1,5)
plot(T,DELTAa*180/pi)
%axis([0 D -2 1])
axis([0 15 -3 1])
ylabel('Delta a (°)')
xlabel('T (seg)')

```

A.5.11. EntrenaNCoutTimon.m

```

% Entrenamiento controlador avión Aerosonde
% 3 Inputs al Neurocontrolador Beta r y Phip
% 1 Output timon
% 17 casos

clear all;
close all;
clc;

X1 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = -30*pi/180.0; % rad/seg
[w1,v1,a1,c1] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = -15*pi/180.0; % rad/seg
[w2,v2,a2,c2] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = -5*pi/180.0; % rad/seg
[w3,v3,a3,c3] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = -3*pi/180.0; % rad/seg
[w4,v4,a4,c4] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = 3*pi/180.0; % rad/seg
[w5,v5,a5,c5] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = 5*pi/180.0; % rad/seg
[w6,v6,a6,c6] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = 15*pi/180.0; % rad/seg
[w7,v7,a7,c7] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = 30*pi/180.0; % rad/seg
[w8,v8,a8,c8] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = -30*pi/180.0; % rad/seg
[w9,v9,a9,c9] = NeuroAvion12(X1,X2);

```

```

X1 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = -15*pi/180.0; % rad/seg
[w10,v10,a10,c10] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = -5*pi/180.0; % rad/seg
[w11,v11,a11,c11] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = -3*pi/180.0; % rad/seg
[w12,v12,a12,c12] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = 3*pi/180.0; % rad/seg
[w13,v13,a13,c13] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = 5*pi/180.0; % rad/seg
[w14,v14,a14,c14] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = 15*pi/180.0; % rad/seg
[w15,v15,a15,c15] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = 30*pi/180.0; % rad/seg
[w16,v16,a16,c16] = NeuroAvion12(X1,X2);

X1 = 0*pi/180.0; % rad
X2 = 0*pi/180.0; % rad/seg
[w17,v17,a17,c17] = NeuroAvion12(X1,X2);

w =
(w1+w2+w3+w4+w5+w6+w7+w8+w9+w10+w11+w12+w13+w14+w15+w16+w17)./17;
v =
(v1+v2+v3+v4+v5+v6+v7+v8+v9+v10+v11+v12+v13+v14+v15+v16+v17)./17;
a =
(a1+a2+a3+a4+a5+a6+a7+a8+a9+a10+a11+a12+a13+a14+a15+a16+a17)./17;
c =
(c1+c2+c3+c4+c5+c6+c7+c8+c9+c10+c11+c12+c13+c14+c15+c16+c17)./17;

```

A.5.12. NeuroAvion12.m

```

function [w,v,a,c] = NeuroAvion12(X1,X2)
% Dynamic Back Propagation
% Entrenamiento controlador avión Aerosonde
% 3 Inputs al Neurocontrolador Beta r y Phip
% 1 Output timon

%DECLARACIÓN DE VARIABLES
dt = 0.1; % [seg]
h = dt;

%DECLARACIÓN DE DATOS INICIALES
%X1 = input('ingrese el ángulo inicial para Beta en °:');
%X1 = X1*pi/180.0; % rad

```

```

%X2 = input('ingrese la velocidad inicial para r en °/seg:');
%X2 = X2*pi/180.0; % rad/seg
X3 = 0 * pi / 180.0; % Phi - 0 está en °
X4 = 0 * pi / 180.0; % Phip - 0 está en °/seg
VelIni = 23; % VelIni = Velocidad inicial de vuelo de la aeronave (u
del vector y0)
AltIni = 2800;
% estados iniciales de la aeronave
y0 = [0 0 0 0.4 VelIni VelIni*sin(X1) 0 X4 0 X2 5000*pi/30 2 1 0 0 0
45*pi/180 -122*pi/180 AltIni]';
% [de da dr acc u v w p q r omega Mgas q0 q1 q2 q3 Lat Lon Alt]

%SEÑALES DE CONTROL
deltar = 0; % rad/seg
% salida red neuronal

%DECLARACIÓN DE LA POSICIÓN DESEADA FINAL
X1_d = 0; % rad
X2_d = 0; % rad/seg
X3p_d = 0; % rad/seg
z = [X1_d X2_d X3p_d];
dataoutesc = z; %[3x1]

%DECLARACION DE LOS PARAMETROS DE LA RED NEURONAL
ne = 3; % No bias. Numero de entradas de la red
nm = 5; % Número de capas intermedias
ns = 1; % Numero de salidas de la red

%INICIALIZACION DE PESOS
%v = 0.5*randn(ne,nm); %[2x3]
%w = 0.5*randn(nm,ns); %[3x1]
%c = zeros(nm,1);
%a = ones(nm,1);

% CARGA DE PESOS
load pavion;

% PARAMETROS DE APRENDIZAJE
eta = 0.000001; %input('Introducir ratio de aprendizaje :
');
beta = 0; %input('Introducir momento : ');
etac = 0;%0.0000001; %input('Introducir ratio de aprendizaje de
centro c : ');
etaa = 0;%0.0000001;%input('Introducir ratio de aprendizaje de
inclinacion a : ');

errormax = 1; %input('Introducir el valor maximo del
error (%) : ');
errormax = errormax/100;
contmax = 50; %input('Introducir el maximo numero de
etapas de aprendizaje : ');

outsum2 = sum(dataoutesc.^2);
outsum2 = outsum2';
outsum2total = sum(outsum2);

cont = 1;
erreltotal = 1;
dw_old = 0;
dv_old = 0;

```

```

da_old = 0;
dc_old = 0;

dJdw = 0;
dJdv = 0;
dJda = 0;
dJdc = 0;

dy1dw_t = zeros(nm,ns); %[4x1]
dy2dw_t = zeros(nm,ns); %[4x1]
dy3dw_t = zeros(nm,ns); %[4x1]

dy1dv_t = zeros(ne,nm); %[3x4]
dy2dv_t = zeros(ne,nm); %[3x4]
dy3dv_t = zeros(ne,nm); %[3x4]

dy1dc_t = zeros(nm,1); %[4x1]
dy2dc_t = zeros(nm,1); %[4x1]
dy3dc_t = zeros(nm,1); %[4x1]

dy1da_t = zeros(nm,1); %[4x1]
dy2da_t = zeros(nm,1); %[4x1]
dy3da_t = zeros(nm,1); %[4x1]

dJdw_t = zeros(nm,ns); %[4x1]
dJdv_t = zeros(ne,nm); %[3x4]
dJdc_t = zeros(nm,1); %[4x1]
dJda_t = zeros(nm,1); %[4x1]

X_t(1,:) = [X1 X2 X3]; %almacenamos los estados del avion para cada
instante de tiempo [Beta r Phi]
X3p = y0(8);
x = [X1 X2 X3p]; % [1x3] entrada de la red neuronal
x = x'; % [3x1]
t = 0;
T(1,1) = t;

y = y0;
Y(:,1) = y; % Y almacena los estados
% Señal de control inicial
U0 = [512 512 512 410]';
% [Ue Ua Ur Uacc]
load atmosfera;
alfak_1 = 0;
time = -h;
var = [alfak_1 time]'; % en el tiempo t0 - h
u = U0; % señal de control
tn = -h;
varn = feval('aeronavel',t,y,u,Atmosfera,var);
VARN(:,1) = varn;

k = 2;

while (X1<35*pi/180)&(X1>-35*pi/180)&(X2<120*pi/180)&(X2>-
120*pi/180)&(X3<70*pi/180)&(X3>-70*pi/180)&(erreltotal > errormax) &
(cont < contmax)
    x = x./10; % escalando la entrada
    in_red = [ x ]; %[3x1]
    m = v'*in_red; %[4x1]=[3x4]'*[3x1]

```

```

n = 2.0./(1 + exp(-(m-c)./a)) - 1;  %[4x1]
out_red = w'*n;  %[1x1]=[4x1]'*[4x1]
%condición de que el maximo movimiento del timón es de 20°
if (out_red > (pi/9))
    out_red = pi/9.0;
elseif (out_red < (-pi/9))
    out_red = -pi/9.0;
end
deltar = out_red; % Salida neurocontrolador
% deltar - angulo del timon rad
u(3) = round(deltar*180/pi*1024/60) + 512;
if u(3) < 0 u(3) = 0; end
if u(3) > 1024 u(3) = 1024; end

% AERONAVE
var = [varn(2) time]';
% var =
% alfak_1 = var(1);
% tk_1 = var(2);
% modelo aerosonde
[tn,yn] = edo45('aeronave',t,y,h,u,Atmosfera,var);
% aplicando filtros a Lat, Lon y Alt despues de la integracion
Lat = yn(17);
Lon = yn(18);
prueba = Lat + pi/2;
if mod(prueba,2*pi) >= pi
    Lat = (mod(prueba,pi) - pi/2) * (-1);
else
    Lat = (mod(prueba,pi) - pi/2);
end
if Lon < -pi
    Lon = Lon + 2*pi;
end
if Lon > pi
    Lon = Lon - 2*pi;
end
yn(17) = Lat;
yn(18) = Lon;
% Calculo de Vt_m, alfa, beta, phi, theta, psi
varn = feval('aeronavel',t,y,u,Atmosfera,var);
% FIN DE AERONAVE

X1 = varn(3);
X2 = yn(10);
X3 = varn(4);
X3p = yn(8);
z = [X1_d X2_d X3p_d];
dataoutesc = z;  %[2x1]

dndm = diag((1 - n.*n)./(2*a));  %[4x4]

dy1dd = 0.1021 * dt;
dy2dd = -15.4309 * dt;
dy3dd = 1.1696 * dt;
dydd = [dy1dd;dy2dd;dy3dd];  %[3x1]

dddw = n;  %[4x1]

dy1dw_s = dy1dd.*n;
dy2dw_s = dy2dd.*n;

```

```

dy3dw_s = dy3dd.*n;

dddn = w;

dmdv1 = X1 * eye(max(size(m)));
dmdv2 = X2 * eye(max(size(m)));
dmdv3 = X3p * eye(max(size(m)));

dy1dv1 = (dy1dd.*w')*dndm*dmdv1;
dy1dv2 = (dy1dd.*w')*dndm*dmdv2;
dy1dv3 = (dy1dd.*w')*dndm*dmdv3;
dy1dv_s = [dy1dv1
            dy1dv2
            dy1dv3];

dy2dv1 = (dy2dd.*w')*dndm*dmdv1;
dy2dv2 = (dy2dd.*w')*dndm*dmdv2;
dy2dv3 = (dy2dd.*w')*dndm*dmdv3;
dy2dv_s = [dy2dv1
            dy2dv2
            dy2dv3];

dy3dv1 = (dy3dd.*w')*dndm*dmdv1;
dy3dv2 = (dy3dd.*w')*dndm*dmdv2;
dy3dv3 = (dy3dd.*w')*dndm*dmdv3;
dy3dv_s = [dy3dv1
            dy3dv2
            dy3dv3];

dy1dc_s = (dy1dd.*w) .* ((n.*n-1)./(2.0.*a));
dy2dc_s = (dy2dd.*w) .* ((n.*n-1)./(2.0.*a));
dy3dc_s = (dy3dd.*w) .* ((n.*n-1)./(2.0.*a));

dy1da_s = (dy1dd .*w) .* ((n.*n-1).*(m-c)./(2*a.*a));
dy2da_s = (dy2dd .*w) .* ((n.*n-1).*(m-c)./(2*a.*a));
dy3da_s = (dy3dd .*w) .* ((n.*n-1).*(m-c)./(2*a.*a));

%CALCULO DEL JACOBIANO
dddx = w'*dndm*v'; % [1x3]=[4x1]'+[4x4]*[3x4]'
jacob1 = dydd*dddx; % [3x3]=[3x1]*[1x3];
jacob2 = [1-0.4429*dt      -dt      0
          16.1657*dt      1-1.326*dt      -0.9673*dt
          -63.3528*dt      7.729*dt      1-15.4971*dt]; % [3x3]
jacob = jacob2 + jacob1;

dy1dw_t = dy1dw_s + jacob(1,1).*dy1dw_t + jacob(1,2).*dy2dw_t +
jacob(1,3).*dy3dw_t;
dy2dw_t = dy2dw_s + jacob(2,1).*dy1dw_t + jacob(2,2).*dy2dw_t +
jacob(2,3).*dy3dw_t;
dy3dw_t = dy3dw_s + jacob(3,1).*dy1dw_t + jacob(3,2).*dy2dw_t +
jacob(3,3).*dy3dw_t;

dy1dv_t = dy1dv_s + jacob(1,1).*dy1dv_t + jacob(1,2).*dy2dv_t +
jacob(1,3).*dy3dv_t;
dy2dv_t = dy2dv_s + jacob(2,1).*dy1dv_t + jacob(2,2).*dy2dv_t +
jacob(2,3).*dy3dv_t;
dy3dv_t = dy3dv_s + jacob(3,1).*dy1dv_t + jacob(3,2).*dy2dv_t +
jacob(3,3).*dy3dv_t;

```

```

    dy1dc_t = dy1dc_s + jacob(1,1).*dy1dc_t + jacob(1,2).*dy2dc_t +
jacob(1,3).*dy3dc_t;
    dy2dc_t = dy2dc_s + jacob(2,1).*dy1dc_t + jacob(2,2).*dy2dc_t +
jacob(2,3).*dy3dc_t;
    dy3dc_t = dy3dc_s + jacob(3,1).*dy1dc_t + jacob(3,2).*dy2dc_t +
jacob(3,3).*dy3dc_t;

    dy1da_t = dy1da_s + jacob(1,1).*dy1da_t + jacob(1,2).*dy2da_t +
jacob(1,3).*dy3da_t;
    dy2da_t = dy2da_s + jacob(2,1).*dy1da_t + jacob(2,2).*dy2da_t +
jacob(2,3).*dy3da_t;
    dy3da_t = dy3da_s + jacob(3,1).*dy1da_t + jacob(3,2).*dy2da_t +
jacob(3,3).*dy3da_t;

    X_t(k,:) = [X1 X2 X3];
    DELTA_r(k,:) = deltar;
    out_des = z; %dataoutesc(k+1,:); Cargamos la posicion deseada
final
    out_des = out_des';
    erJ = ([X1 X2 X3p]' - out_des);
    %erJ = (out_red - out_des);
    % erJ = (abs(out_red - out_des)).^0.5 .* sign( out_red-
out_des );
    dJdw_t = dJdw_t + erJ(1,1).*dy1dw_t + erJ(2,1).*dy2dw_t +
erJ(3,1).*dy3dw_t;
    dJdv_t = dJdv_t + erJ(1,1).*dy1dv_t + erJ(2,1).*dy2dv_t +
erJ(3,1).*dy3dv_t;
    dJdc_t = dJdc_t + erJ(1,1).*dy1dc_t + erJ(2,1).*dy2dc_t +
erJ(3,1).*dy3dc_t;
    dJda_t = dJda_t + erJ(1,1).*dy1da_t + erJ(2,1).*dy2da_t +
erJ(3,1).*dy3da_t;
    dw = dJdw_t + beta*dw_old;
    dv = dJdv_t + beta*dv_old;
    dc = dJdc_t;
    da = dJda_t;
    w = w - eta*dw; %eta*0.00000001*dw;
    v = v - eta*dv;
    c = c - etac*dc;
    a = a - etaa*da;
    dw_old = dw;
    dv_old = dv;

    ersum2(k,:) = erJ';
    ersum2total = sum(ersum2);
    cont = cont + 1;
    x = [X1 X2 X3p]';

    VARN(:,k) = varn;
    time = t;
    t = tn;
    y = yn;
    T(k,1) = t;
    Y(:,k) = y;
    k = k + 1;
end
ersum2total;

```

A.5.13. EntranaNCoutAleron.m

```

% Entrenamiento controlador avión Aerosonde
% 2 Inputs al Neurocontrolador Phip y r
% 1 Output aleron
% 17 casos

clear all;
close all;
clc;

X4 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = -30*pi/180.0; % rad/seg
[w1,v1,a1,c1] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = -15*pi/180.0; % rad/seg
[w2,v2,a2,c2] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = -5*pi/180.0; % rad/seg
[w3,v3,a3,c3] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = -3*pi/180.0; % rad/seg
[w4,v4,a4,c4] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = 3*pi/180.0; % rad/seg
[w5,v5,a5,c5] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = 5*pi/180.0; % rad/seg
[w6,v6,a6,c6] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = 15*pi/180.0; % rad/seg
[w7,v7,a7,c7] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = -15*pi/180.0; % rad
X2 = 30*pi/180.0; % rad/seg
[w8,v8,a8,c8] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = -30*pi/180.0; % rad/seg
[w9,v9,a9,c9] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = -15*pi/180.0; % rad/seg
[w10,v10,a10,c10] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = -5*pi/180.0; % rad/seg
[w11,v11,a11,c11] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = -3*pi/180.0; % rad/seg

```

```

[w12,v12,a12,c12] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = 3*pi/180.0; % rad/seg
[w13,v13,a13,c13] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = 5*pi/180.0; % rad/seg
[w14,v14,a14,c14] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = 15*pi/180.0; % rad/seg
[w15,v15,a15,c15] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = 15*pi/180.0; % rad
X2 = 30*pi/180.0; % rad/seg
[w16,v16,a16,c16] = NeuroAvion30(X4,X2);

X4 = 0*pi/180.0; % rad
X2 = 0*pi/180.0; % rad/seg
[w17,v17,a17,c17] = NeuroAvion30(X4,X2);

w =
(w1+w2+w3+w4+w5+w6+w7+w8+w9+w10+w11+w12+w13+w14+w15+w16+w17)./17;
v =
(v1+v2+v3+v4+v5+v6+v7+v8+v9+v10+v11+v12+v13+v14+v15+v16+v17)./17;
a =
(a1+a2+a3+a4+a5+a6+a7+a8+a9+a10+a11+a12+a13+a14+a15+a16+a17)./17;
c =
(c1+c2+c3+c4+c5+c6+c7+c8+c9+c10+c11+c12+c13+c14+c15+c16+c17)./17;

```

A.5.14. NeuroAvion30.m

```

function [w,v,a,c] = NeuroAvion30(X4,X2)
% Dynamic Back Propagation
% Entrenamiento controlador avión Aerosonde
% 2 Inputs al Neurocontrolador Phip y r
% 1 Output aleron

%DECLARACIÓN DE VARIABLES
dt = 0.1; % [seg]
h = dt;

%DECLARACIÓN DE DATOS INICIALES
%X1 = input('ingrese el ángulo inicial para Beta en °:');
X1 = 0*pi/180.0; % rad
%X2 = input('ingrese la velocidad inicial para r en °/seg:');
%X2 = 30*pi/180.0; % rad/seg
X3 = 0 * pi / 180.0; % Phi - 0 está en °
%X4 = -15 * pi / 180.0; % Phip - 0 está en °/seg
VelIni = 23; % VelIni = Velocidad inicial de vuelo de la aeronave (u
del vector y0)
AltIni = 2800;
% estados iniciales de la aeronave
y0 = [0 0 0 0.4 VelIni VelIni*sin(X1) 0 X4 0 X2 5000*pi/30 2
cos(X3/2) sin(X3/2) 0 0 45*pi/180 -122*pi/180 AltIni]';

```

```

% [de da dr acc u v w p q r omega Mgas q0 q1 q2 q3 Lat Lon Alt]

%SEÑALES DE CONTROL
deltar = 0; % rad/seg
deltaa = 0; % rad/seg % entrada red neuronal

%DECLARACIÓN DE LA POSICIÓN DESEADA FINAL
X2_d = 0;
X4_d = 0;
z = [X2_d X4_d];
dataoutesc = z; %[2x1]

%DECLARACION DE LOS PARAMETROS DE LA RED NEURONAL
ne = 2; % No bias. Numero de entradas de la red
nm = 15; % Número de capas intermedias
ns = 1; % Numero de salidas de la red

%INICIALIZACION DE PESOS
%v = 0.5*randn(ne,nm); %[2x3]
%w = 0.5*randn(nm,ns); %[3x1]
%c = zeros(nm,1);
%a = ones(nm,1);

% CARGA DE PESOS neurocontrolador r,phip
load pavion;

% Carga pesos del neurocontrolador beta, r, phip
load pavionN5;

% PARAMETROS DE APRENDIZAJE
eta = 0.000000001; %0.00000001; %input('Introducir ratio de
aprendizaje : ');
beta = 0; %input('Introducir momento : ');
etac = 0.000001; %0.000001; %input('Introducir ratio de aprendizaje
de centro c : ');
etaa = 0.00000001; %input('Introducir ratio de
aprendizaje de inclinacion a : ');

errormax = 1; %input('Introducir el valor maximo del
error (%) : ');
errormax = errormax/100;
contmax = 200; %input('Introducir el maximo numero de
etapas de aprendizaje : ');

outsum2 = sum(dataoutesc.^2);
outsum2 = outsum2';
outsum2total = sum(outsum2);

cont = 1;
erreltotal = 1;
dw_old = 0;
dv_old = 0;
da_old = 0;
dc_old = 0;

dJdw = 0;
dJdv = 0;
dJda = 0;
dJdc = 0;

```

```

dy1dw_t = zeros(nm,ns); %[3x1]
dy2dw_t = zeros(nm,ns); %[3x1]

dy1dv_t = zeros(ne,nm); %[2x3]
dy2dv_t = zeros(ne,nm); %[2x3]

dy1dc_t = zeros(nm,1);
dy2dc_t = zeros(nm,1);

dy1da_t = zeros(nm,1); %[3x1]
dy2da_t = zeros(nm,1); %[3x1]

dJdw_t = zeros(nm,ns); %[3x1]
dJdv_t = zeros(ne,nm); %[2x3]
dJdc_t = zeros(nm,1); %[3x1]
dJda_t = zeros(nm,1); %[3x1]

X_t(1,:) = [X1 X2 X3 X4]; %almacenamos los estados del avion para
cada instante de tiempo [Beta r Phi Phip]
x = [X2 X4]; % [1x2] % entrada neurocontrolador
x = x'; % [2x1]
X3p = y0(8);
x2 = [X1 X2 X3p];
x2=x2';
t = 0;
T(1,1) = t;
y = y0;
Y(:,1) = y; % Y almacena los estados
% Señal de control inicial
U0 = [512 512 512 410]';
% [Ue Ua Ur Uacc]
load atmosfera;
alfak_1 = 0;
time = -h;
var = [alfak_1 time]'; % en el tiempo t0 - h
u = U0; % señal de control
tn = -h;
varn = feval('aeronavel',t,y,u,Atmosfera,var);
VARN(:,1) = varn;
k = 2;
%ndata = 1;
%for k = 1:ndata-1
while (X1<35*pi/180)&(X1>-35*pi/180)&(X2<100*pi/180)&(X2>-
100*pi/180)&(X3<70*pi/180)&(X3>-70*pi/180)&(erreltotal > errormax) &
(cont < contmax)
% Controlador neuronal inputs beta,r y phip output timón
x2 = x2./10; % escalando la entrada
in_red2 = [ x2 ]; % [2x1]
m2 = v2'*in_red2; % [3x1]=[2x3]'*[2x1]
n2 = 2.0./(1 + exp(-(m2-c2)./a2)) - 1; % [3x1]
out_red2 = w2'*n2; % [1x1]=[3x1]'*[3x1]
%condición de que el maximo movimiento del timón es de 10°
if (out_red2 > (pi/18))
out_red2 = pi/18;
else
if (out_red2 < (-pi/18))
out_red2 = -pi/18;
end
end
end

```

```

%deltar = out_red2;%rad
deltar = 0;
% Salida neurocontrolador
% deltar - angulo del timon rad
u(3) = round(deltar*180/pi*1024/60) + 512;
if u(3) < 0 u(3) = 0; end
if u(3) > 1024 u(3) = 1024; end

x = x./10; % escalando la entrada
in_red = [ x ]; %[2x1]
m = v'*in_red;      %[3x1]=[2x3]'*[2x1]
n = 2.0./(1 + exp(-(m-c)./a)) - 1;  %[3x1]
out_red = w'*n;    %[1x1]=[3x1]'*[3x1]
%condición de que el maximo movimiento del aleron es de 10°
if (out_red > (pi/18))
    out_red = pi/18;
else
    if (out_red < (-pi/18))
        out_red = -pi/18;
    end
end
deltaa = out_red; % Salida neurocontrolador en rad
% deltar - angulo del timon rad
u(2) = round(deltaa*180/pi*1024/60) + 512;
if u(2) < 0 u(2) = 0; end
if u(2) > 1024 u(2) = 1024; end

% AERONAVE
var = [varn(2) time]';
% var =
% alfak_1 = var(1);
% tk_1 = var(2);
[tn,yn] = edo45('aeronave',t,y,h,u,Atmosfera,var);
% aplicando filtros a Lat, Lon y Alt despues de la integracion
Lat = yn(17);
Lon = yn(18);
prueba = Lat + pi/2;
if mod(prueba,2*pi) >= pi
    Lat = (mod(prueba,pi) - pi/2) * (-1);
else
    Lat = (mod(prueba,pi) - pi/2);
end
if Lon < -pi
    Lon = Lon + 2*pi;
end
if Lon > pi
    Lon = Lon - 2*pi;
end
yn(17) = Lat;
yn(18) = Lon;
% Calculo de Vt_m, alfa, beta, phi, theta, psi
varn = feval('aeronavel',t,y,u,Atmosfera,var);
% FIN DE AERONAVE
X1 = varn(3);
X2 = yn(10);
X3 = varn(4);
X4 = yn(8);

z = [X2_d X4_d];
dataoutesc = z; %[2x1]

```

```

dndm = diag((1 - n.*n)./(2*a)); %[3x3]

dy1dd = 2.4048 * dt;
dy2dd = -82.6023 * dt;
dydd = [dy1dd;dy2dd]; %[2x1]
dddw = n;
dy1dw_s = dy1dd.*n;
dy2dw_s = dy2dd.*n;

dddn = w;
dmdv1 = X2 * eye(max(size(m)));
dmdv2 = X4 * eye(max(size(m)));
dy1dv1 = (dy1dd.*w')*dndm*dmdv1;
dy1dv2 = (dy1dd.*w')*dndm*dmdv2;
dy1dv_s = [dy1dv1
            dy1dv2];
dy2dv1 = (dy2dd.*w')*dndm*dmdv1;
dy2dv2 = (dy2dd.*w')*dndm*dmdv2;
dy2dv_s = [dy2dv1
            dy2dv2];

dy1dc_s = (dy1dd.*w) .* ((n.*n-1)./(2.0.*a));
dy2dc_s = (dy2dd.*w) .* ((n.*n-1)./(2.0.*a));
dy1da_s = (dy1dd .*w) .* ((n.*n-1).*(m-c)./(2*a.*a));
dy2da_s = (dy2dd .*w) .* ((n.*n-1).*(m-c)./(2*a.*a));

%CALCULO DEL JACOBIANO
dddxd = w'*dndm*v'; %[1x2]=[3x1]'*[3x3]*[3x2]
jacob1 = dydd*dddxd; %[2x2]=[2x1]*[1x2];
jacob2 = [1-1.326*dt      -0.9673*dt
           7.729*dt       1-15.4971*dt];
jacob = jacob2 + jacob1;
dy1dw_t = dy1dw_s + jacob(1,1).*dy1dw_t + jacob(1,2).*dy2dw_t;
dy2dw_t = dy2dw_s + 0.01*jacob(2,1).*dy1dw_t +
0.01*jacob(2,2).*dy2dw_t;
dy1dv_t = dy1dv_s + jacob(1,1).*dy1dv_t + jacob(1,2).*dy2dv_t;
dy2dv_t = dy2dv_s + 0.01*jacob(2,1).*dy1dv_t +
0.01*jacob(2,2).*dy2dv_t;
dy1dc_t = dy1dc_s + jacob(1,1).*dy1dc_t + jacob(1,2).*dy2dc_t;
dy2dc_t = dy2dc_s + 0.01*jacob(2,1).*dy1dc_t +
0.01*jacob(2,2).*dy2dc_t;
dy1da_t = dy1da_s + jacob(1,1).*dy1da_t + jacob(1,2).*dy2da_t;
dy2da_t = dy2da_s + 0.01*jacob(2,1).*dy1da_t +
0.01*jacob(2,2).*dy2da_t;

X_t(k,:) = [X1 X2 X3 X4];
DELTA_r(k,:) = deltar;
DELTA_a(k,:) = deltaa;

out_des = z; %dataoutesc(k+1,:); Cargamos la posicion deseada
final
out_des = out_des';
erJ = ([X2 X4]' - out_des);
%erJ = (out_red - out_des);
% erJ = (abs(out_red - out_des)).^0.5 .* sign( out_red-
out_des );
dJdw_t = dJdw_t + erJ(1,1).*dy1dw_t + erJ(2,1).*dy2dw_t;
dJdv_t = dJdv_t + erJ(1,1).*dy1dv_t + erJ(2,1).*dy2dv_t;
dJdc_t = dJdc_t + erJ(1,1).*dy1dc_t + erJ(2,1).*dy2dc_t;
dJda_t = dJda_t + erJ(1,1).*dy1da_t + erJ(2,1).*dy2da_t;

```

```

dw = dJdw_t + beta*dw_old;
dv = dJdv_t + beta*dv_old;
dc = dJdc_t;
da = dJda_t;
w = w - eta*dw; %eta*0.00000001*dw;
v = v - eta*dv;
c = c - etac*dc;
a = a - etaa*da;
dw_old = dw;
dv_old = dv;

%ersum2(k,:) = erJ';
% ersum2total = sum(ersum2);
cont = cont + 1;
x = [X2 X4]';
X3p = yn(8);
x2 = [X1 X2 X3p]';
VARN(:,k) = varn;
time = t;
t = tn;
y = yn;
T(k,1) = t;
Y(:,k) = y;
k = k + 1;
end

```

A.5.15. newgrafica01.m

```

% Grafica de pruebas Neurocontrolador - Aeronave
% Grafica de la aeronave sin controlador vs con controlador

clear all;
close all;
clc

load avion01
load avion02
figure(1);
plot3(Y1(20,:),Y1(21,:),Y1(19,:),Y2(20,:),Y2(21,:),Y2(19,:))
grid on

```

A.5.16. newgrafica02.m

```

% Grafica de pruebas Neurocontrolador - Aeronave
% Grafica de diferentes giros coordinados

clear all;
close all;
clc

load avion04
load avion05
load avion06

```



```

clc

load avion16
load avion17
load avion18

figure(1);
plot(T16,Y16(10,:)*180/pi,'r',T17,Y17(10,:)*180/pi,'b',T18,Y18(10,:)*180/pi,'m')
legend('sin perturbación','perturbación v=-10 m/seg','perturbación v=10 m/seg')
grid on
figure(2);
plot(T16,VARN16(3,:)*180/pi,'r',T17,VARN17(3,:)*180/pi,'b',T18,VARN18(3,:)*180/pi,'m')
legend('sin perturbación','perturbación v=-10 m/seg','perturbación v=10 m/seg')
grid on
figure(3);
plot(Y16(20,:),Y16(21,:),Y17(20,:),Y17(21:),'b',Y18(20,:),Y18(21:),'m')
legend('sin perturbación','perturbación v=-10 m/seg','perturbación v=10 m/seg')
grid on
figure(4);
plot3(Y16(20,:),Y16(21,:),Y16(19:),'r',Y17(20,:),Y17(21:),Y17(19:),'b',Y18(20,:),Y18(21:),Y18(19:),'m')
%legend('sin perturbación','perturbación v=10 m/seg','perturbación v=-10 m/seg')
grid on

```

A.5.19. newgrafica05.m

```

% Grafica de pruebas Neurocontrolador - Aeronave
% Grafica desempeño de giro coordinado

clear all
close all
clc

% grafica completa
load avion04
figure(1);
plot(T4,Y4(10,:)*180/pi,'r',T4,VARN4(3,:)*180/pi,'b',T4,VARN4(4,:)*180/pi,'g')
legend('r en °/seg','Beta en °','Phi en °')
%axis([0 60 -5 5])
%plot(T,DELTA*r*180/pi,'c',T,X_t(:,3)*180/pi,'g',T,X_t(:,1)*180/pi,'b',T,X_t(:,2)*180/pi,'r')
%legend('Ur','Phi','Beta','r')
grid on

```

ANEXO B

INFORMACIÓN COMPLEMENTARIA.

En esta sección, se presentan figuras adicionales que resultan de las pruebas simuladas realizadas a los neurocontrolados en el entorno de Matlab.

Las pruebas con variación de la masa de la aeronave se muestran en las Figs. B.1 a B.4, para cada caso se prueba con $r_d = 0$ °/s y con su respectivo r_d según la Tabla 4.5.

Las pruebas con perturbaciones de ráfagas de vientos transversales al desplazamiento de la aeronave se muestran en las Figs. B.5 a B.11 según la Tabla 4.6.

Las pruebas con perturbaciones de ráfagas de vientos transversales al desplazamiento de la aeronave durante un giro coordinado se muestran en las Figs. B.12 a B.18 según la Tabla 4.7.

Las pruebas con variación de la densidad del aire se muestran en las Figs. B.19 a B.22 según la Tabla 4.8.

Las pruebas con variación de las constantes aerodinámicas se muestran en las Figs. B.23 a B.27 según la Tabla 4.10.

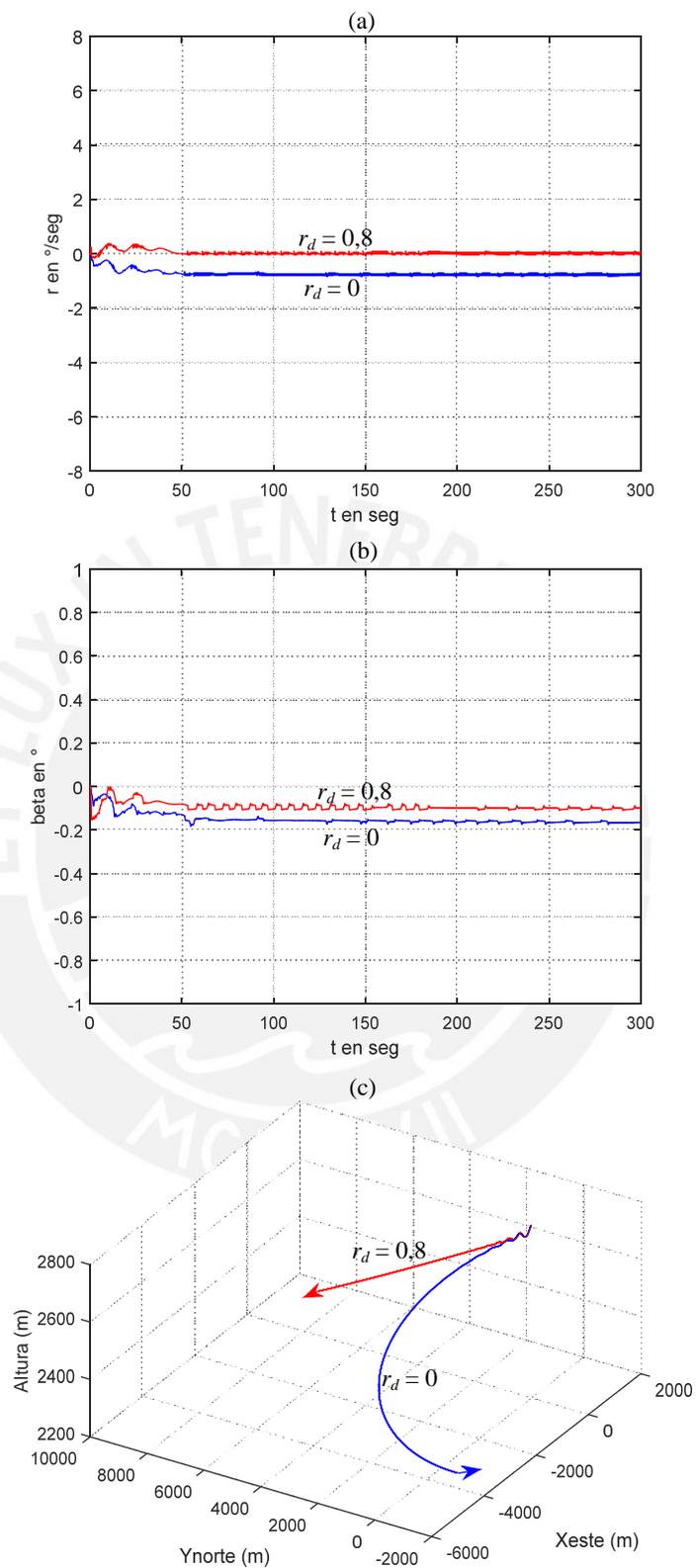


Figura B.1. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 10,0 kg de la aeronave.
 (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,8$ °/s. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,8$ °/s. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,8$ °/s.

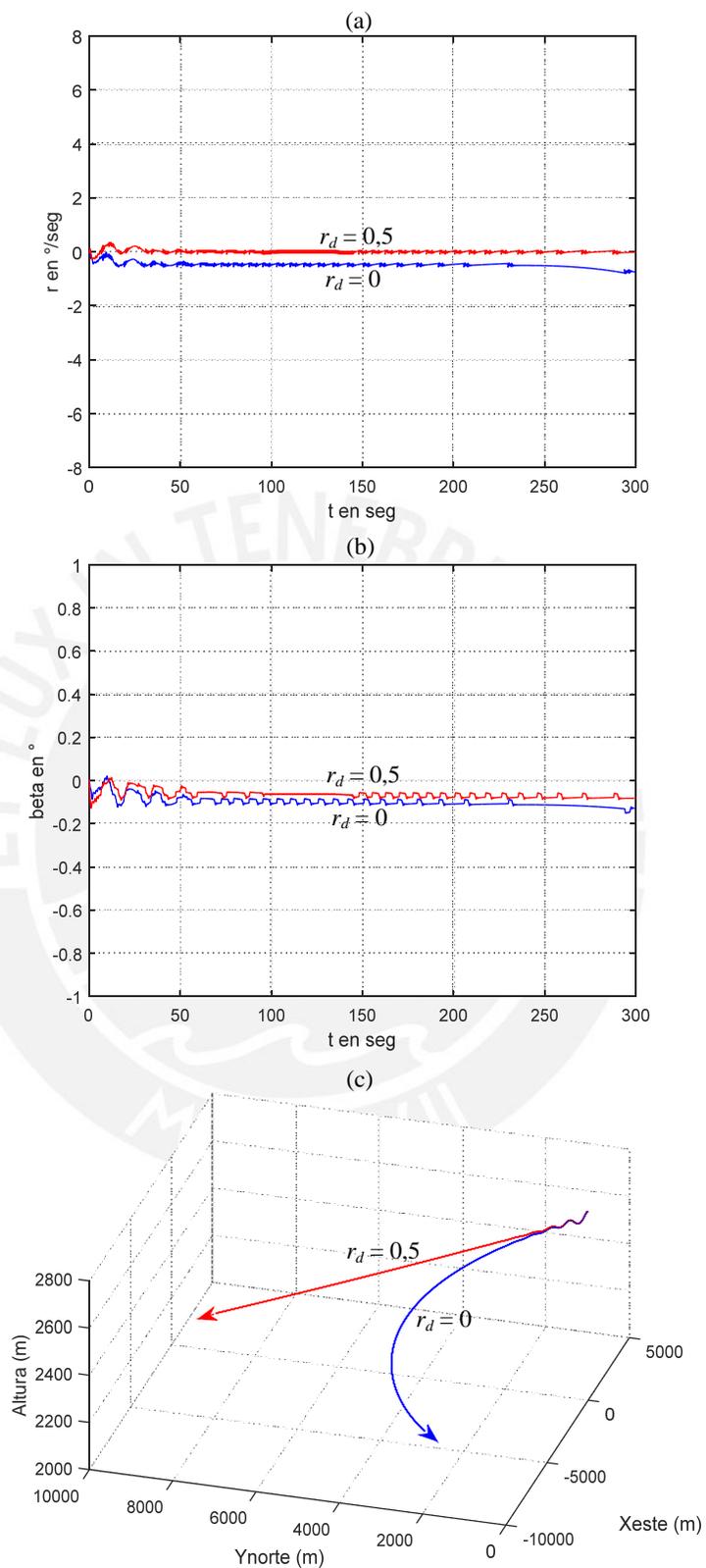


Figura B.2. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 11,0 kg de la aeronave.
 (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,5$ °/s. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,5$ °/s. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,5$ °/s.

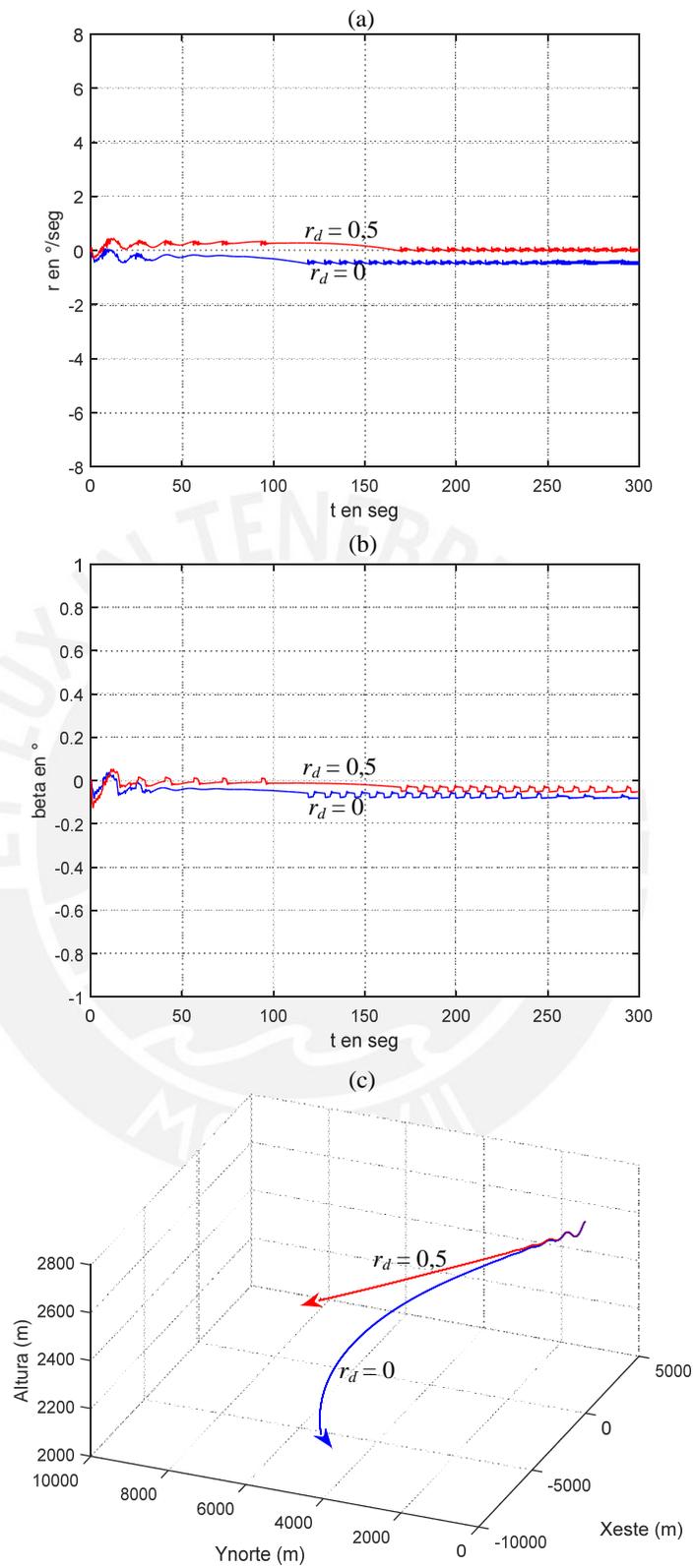


Figura B.3. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 12,0 kg de la aeronave. (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,5$ °/s. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,5$ °/s. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,5$ °/s.

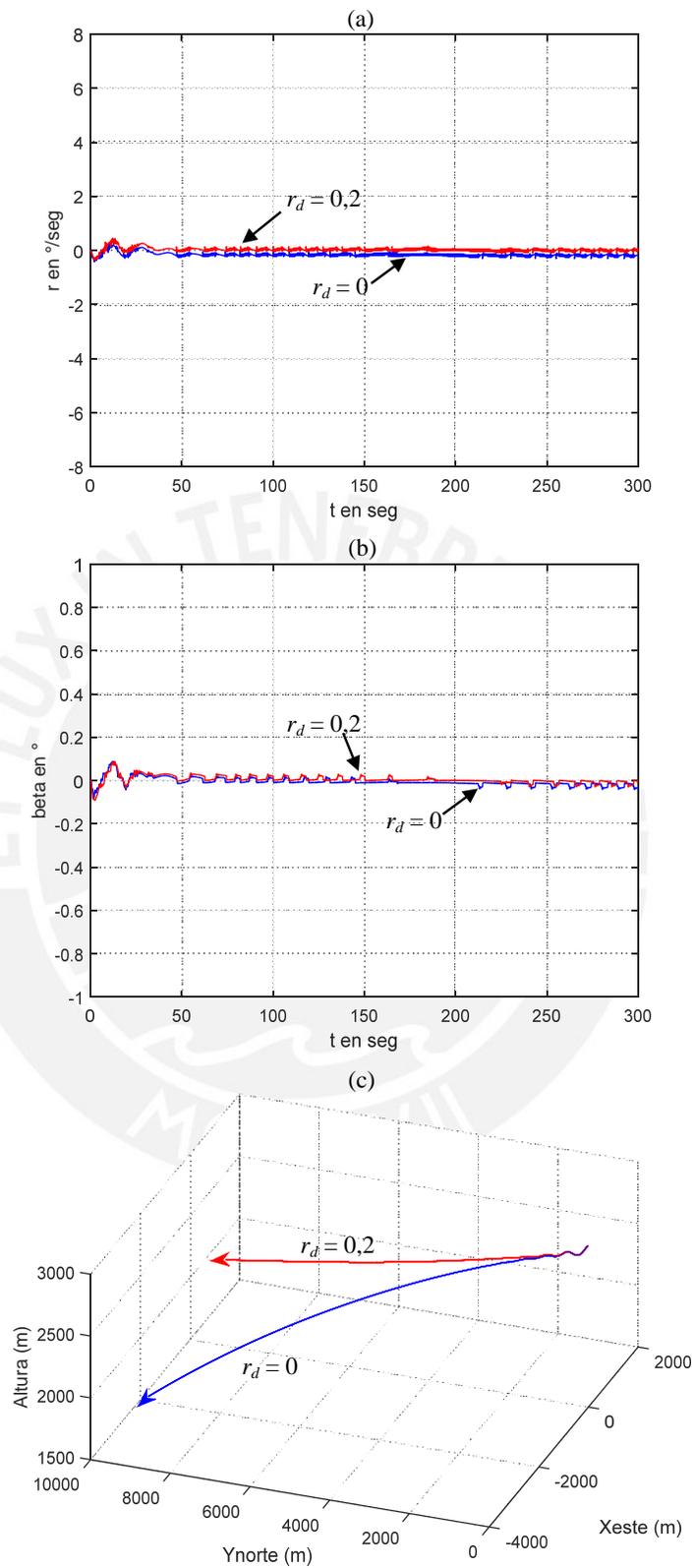


Figura B.4. Prueba a los neurocontroladores para una masa de 13,5 kg de la aeronave.
 (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,2$ °/s. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,2$ °/s. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave con $r_d = 0$ °/s y $r_d = 0,2$ °/s.

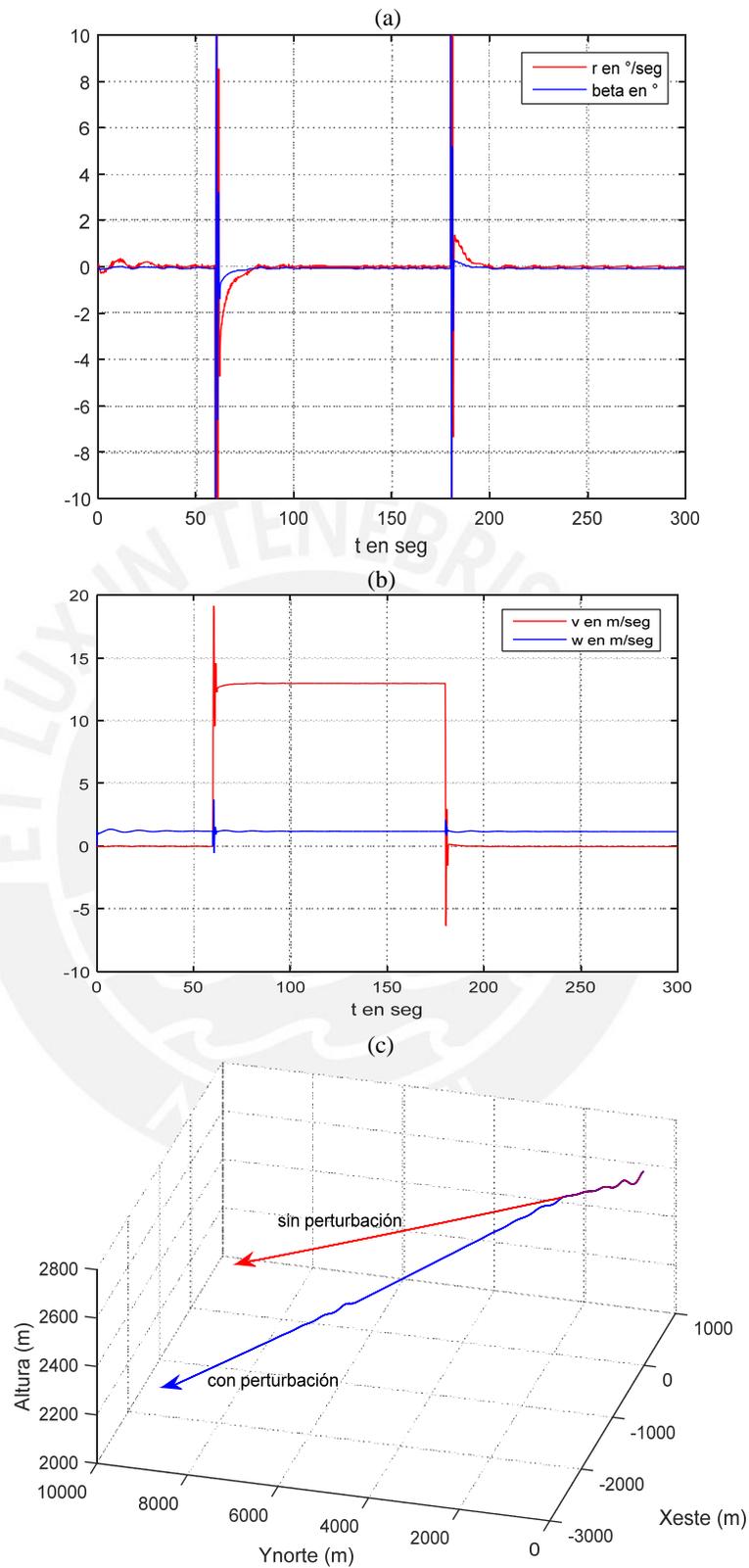


Figura B.5. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 13 m/s en el eje Y de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

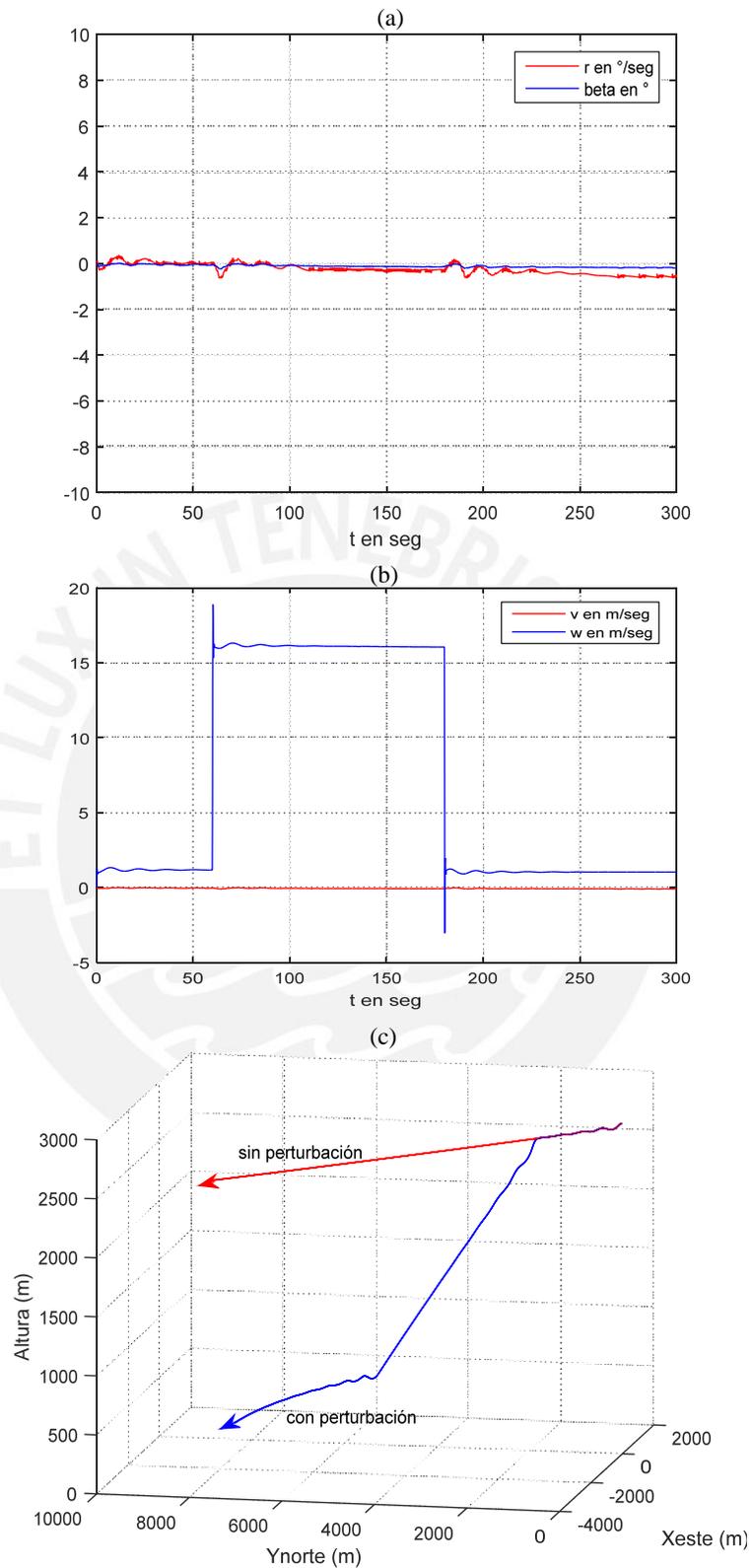


Figura B.6. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 15 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

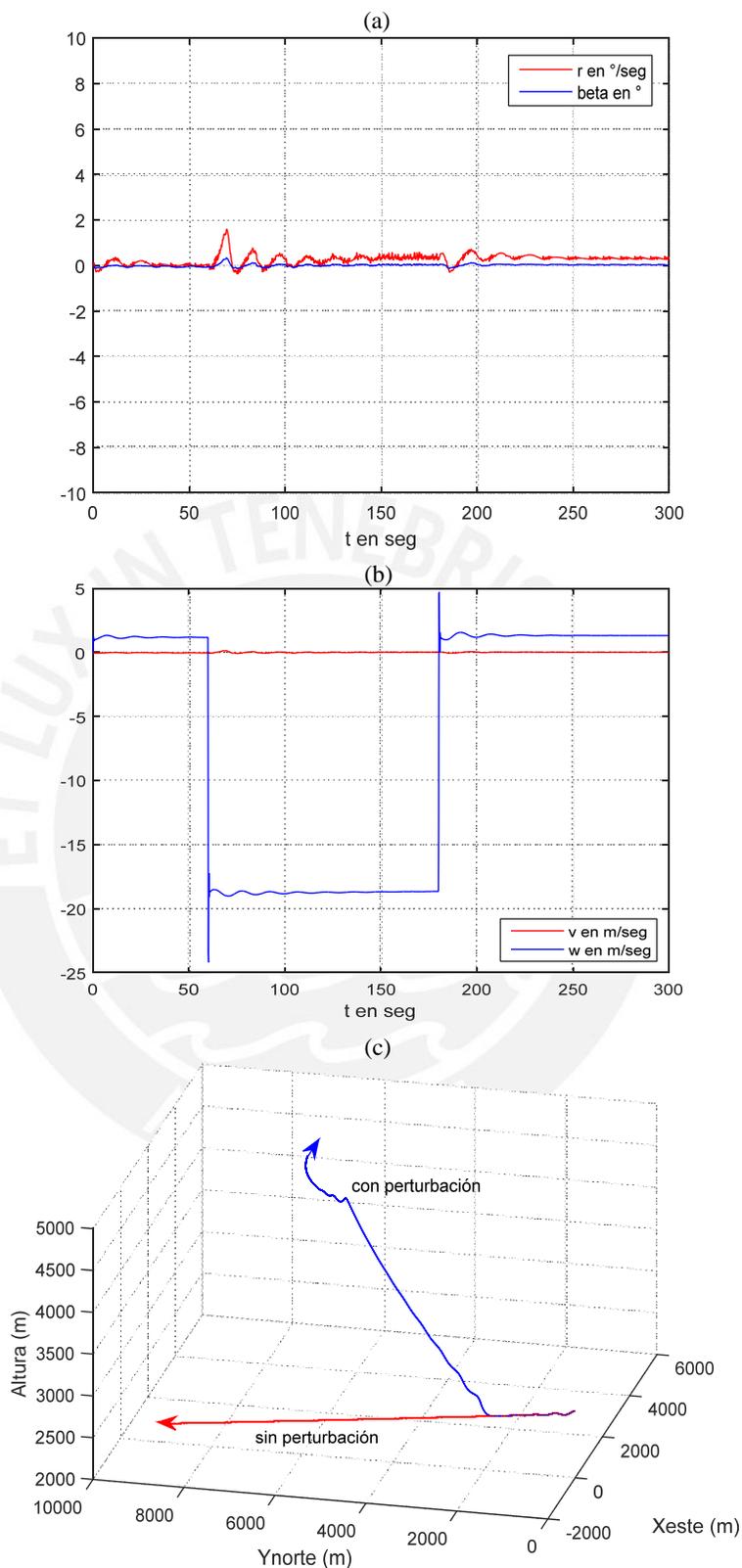


Figura B.7. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -20 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

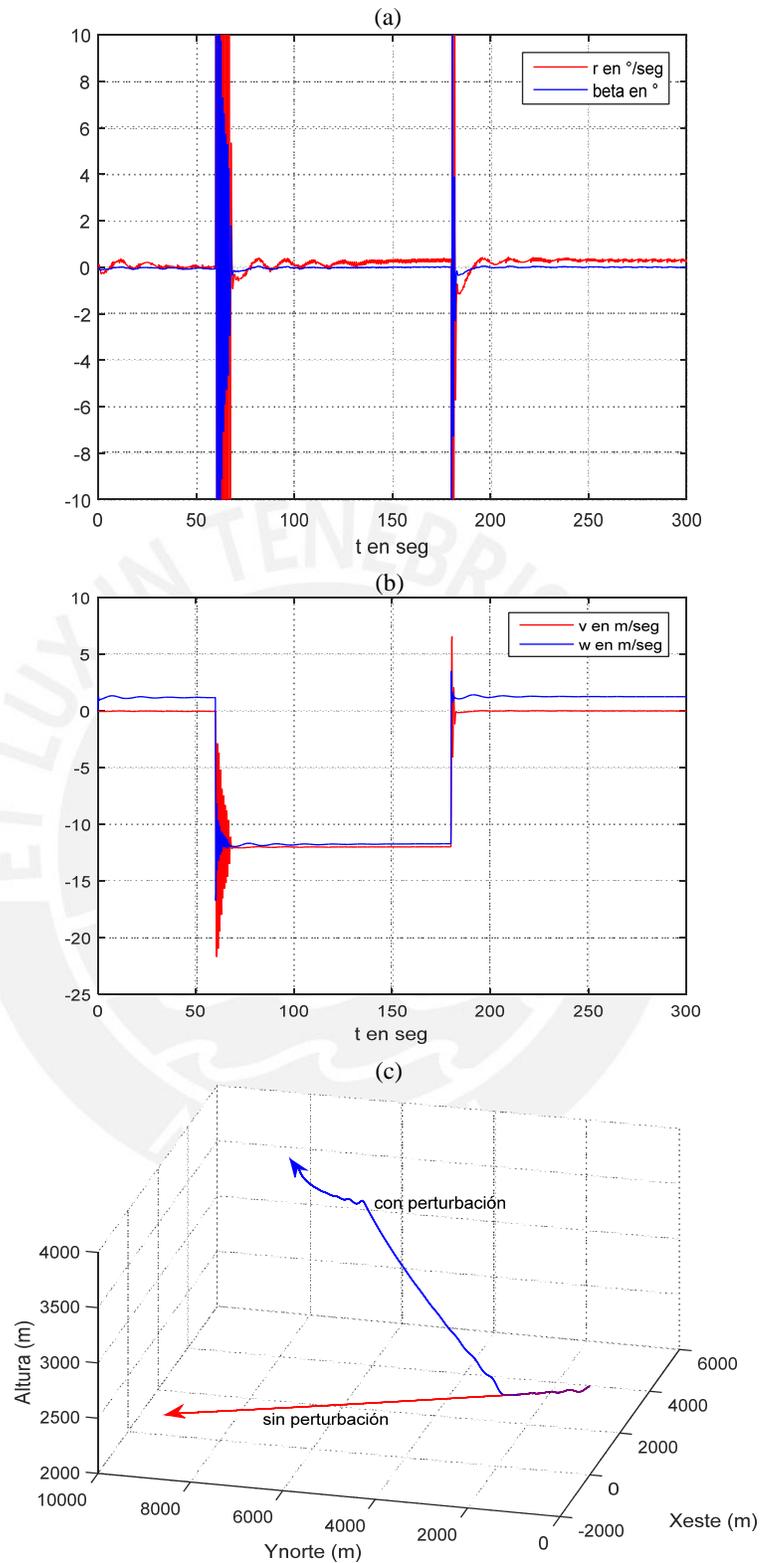


Figura B.8. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -12 m/s en el eje Y y -13 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β .

(b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D X_{este} - Y_{norte} - $Altura$.

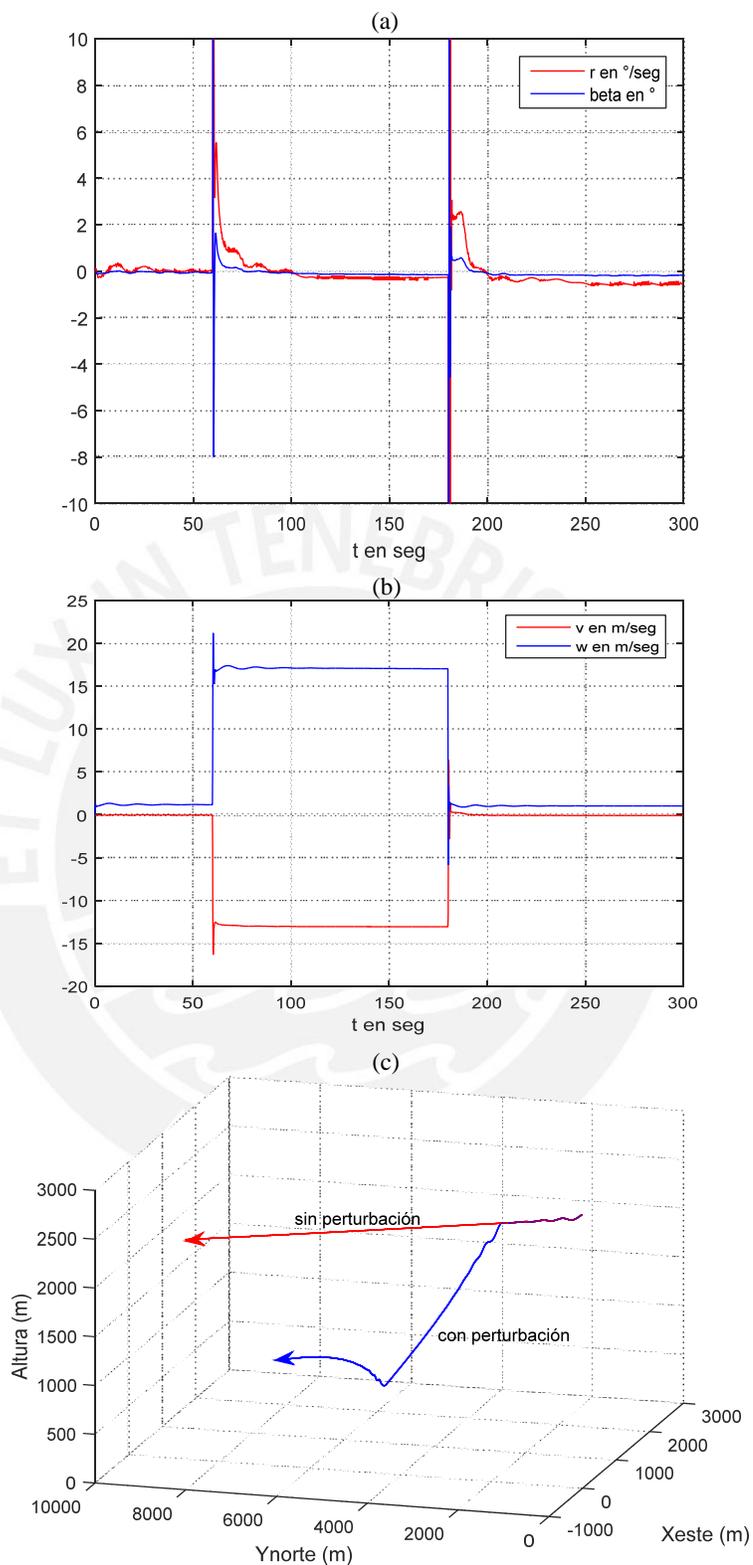


Figura B.9. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -13 m/s en el eje Y y 16 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

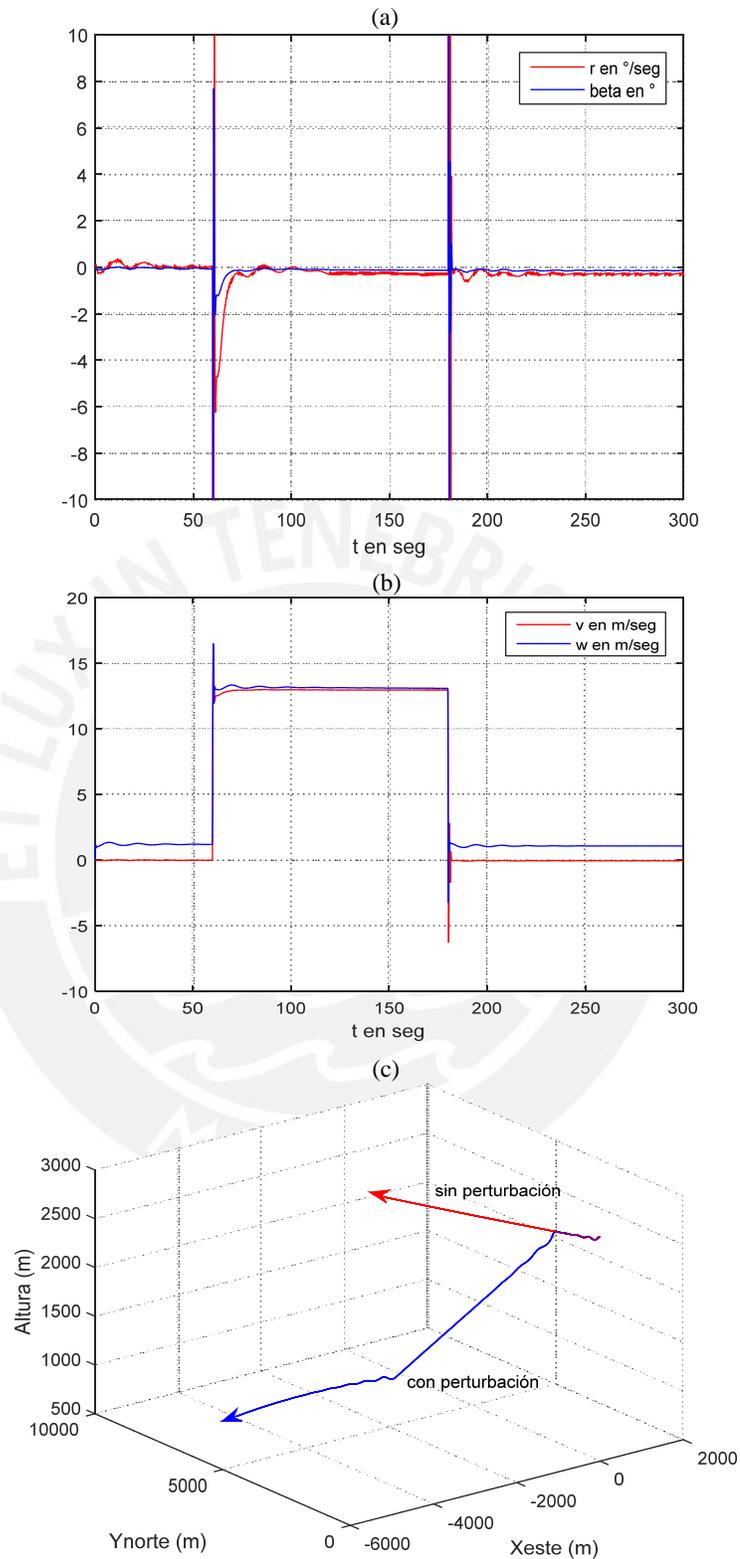


Figura B.10. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 13 m/s en el eje Y y 12 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

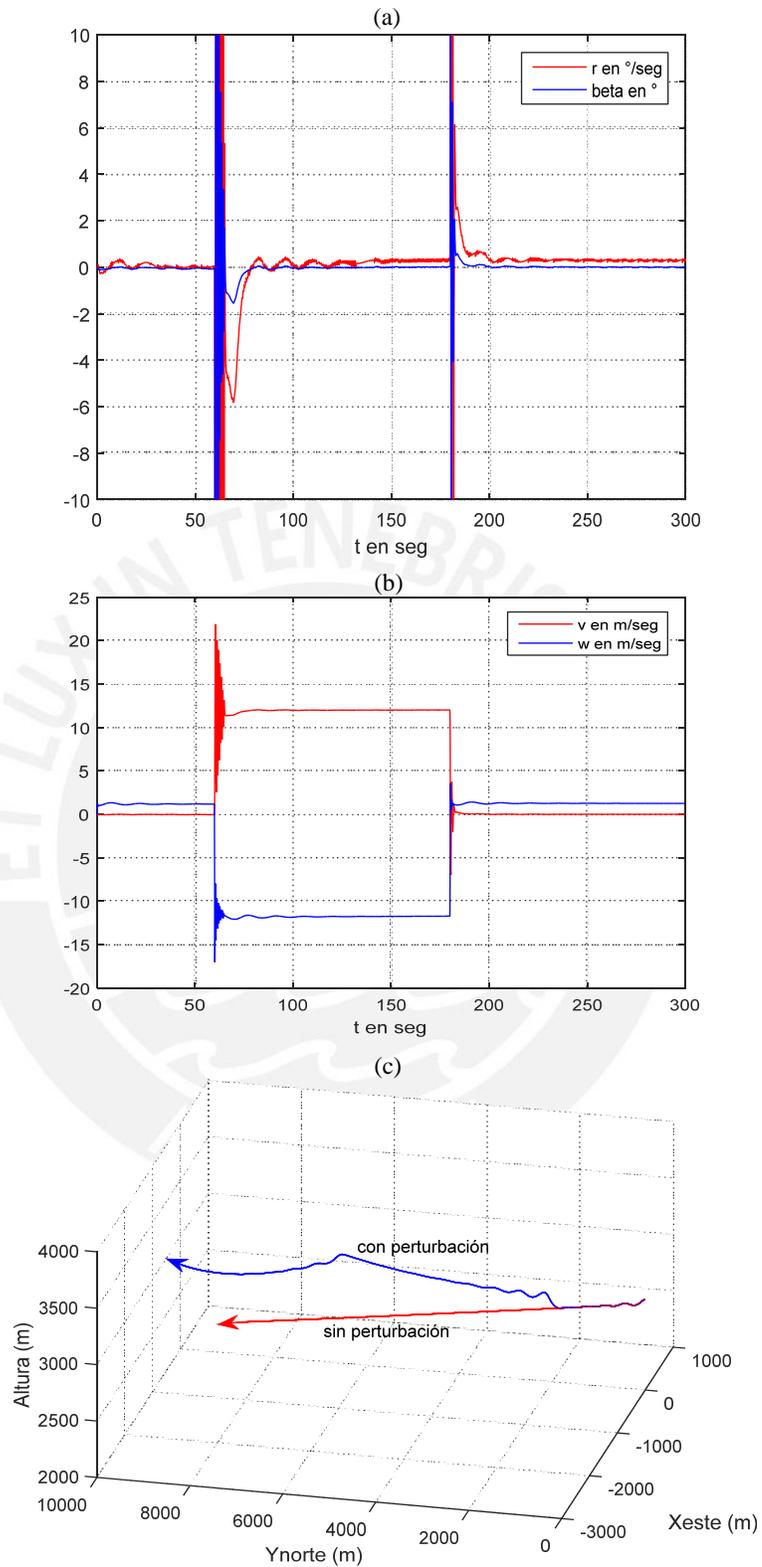


Figura B.11. Prueba a los neurocontroladores ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 12 m/s en el eje Y y -13 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

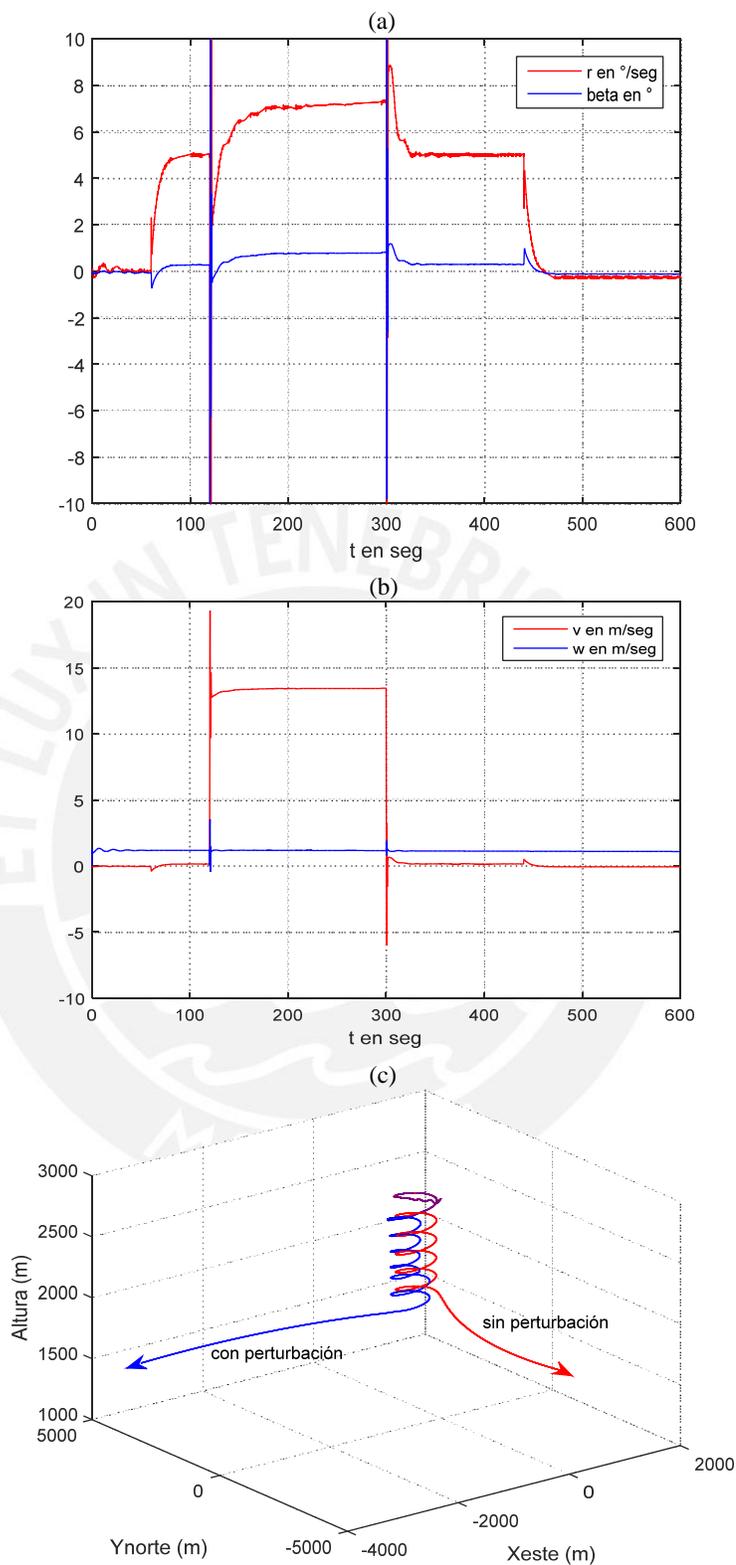


Figura B.12. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/\text{s}$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 13 m/s en el eje Y de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

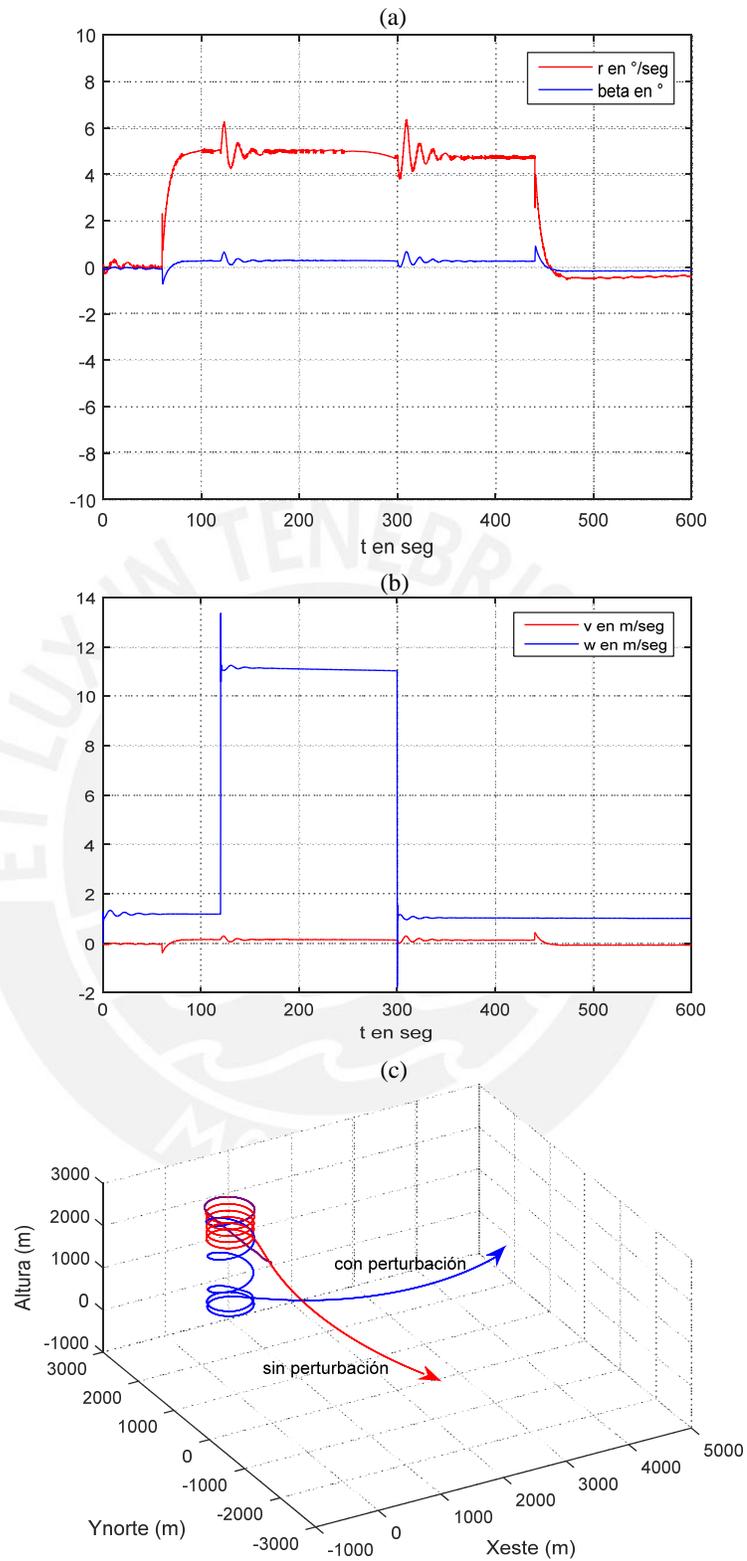


Figura B.13. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^{\circ}/s$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 10 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

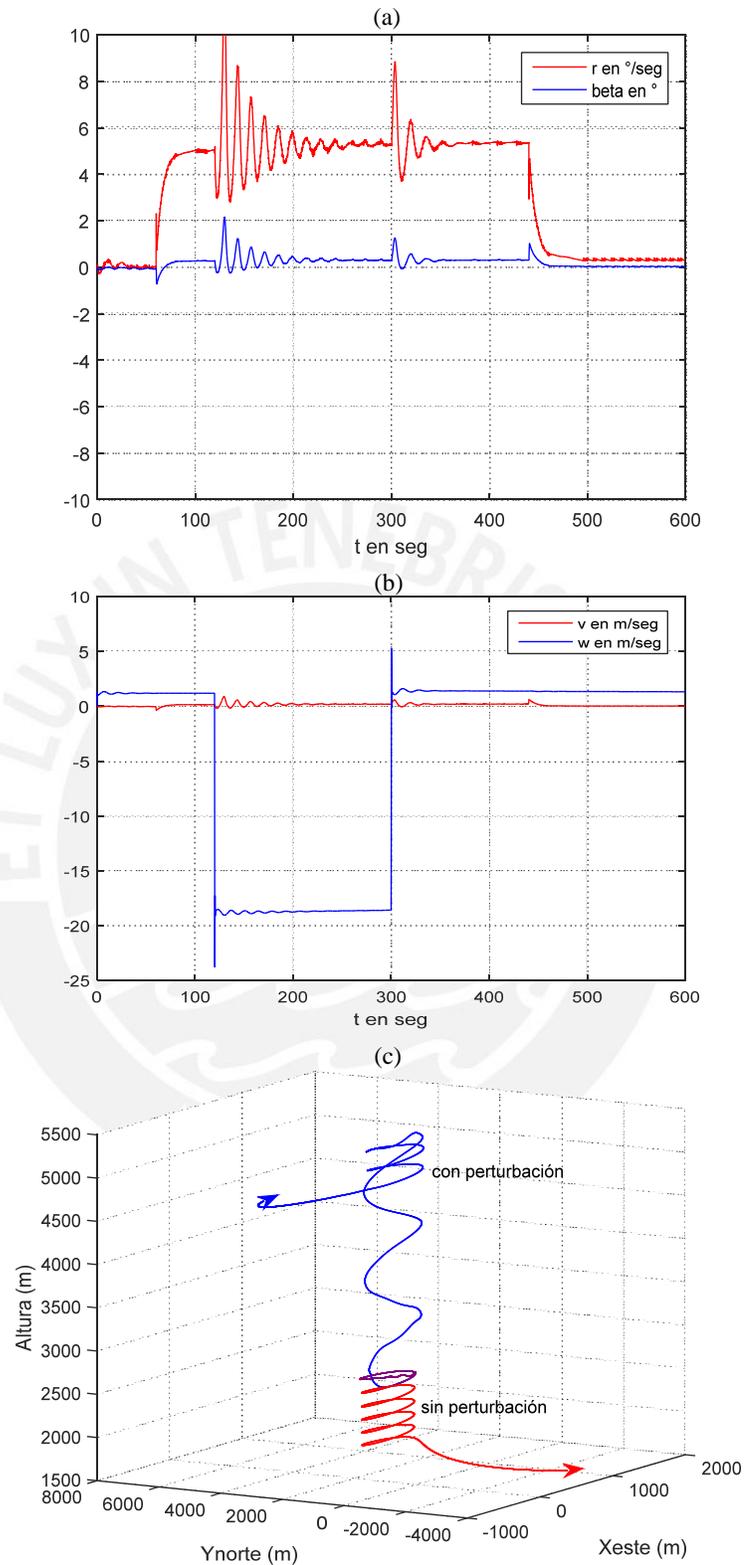


Figura B.14. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/\text{s}$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de $-20 \text{ m}/\text{s}$ en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

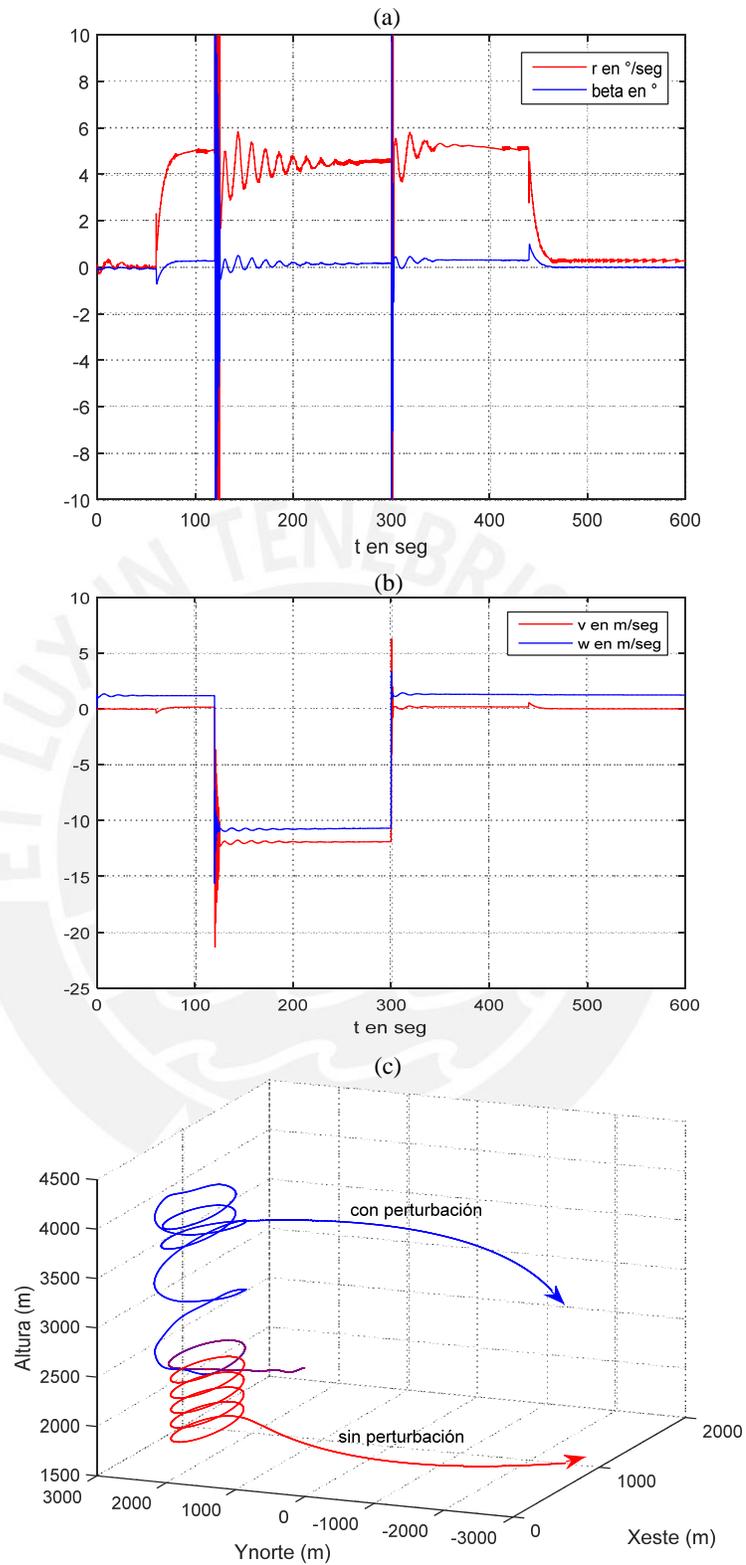


Figura B.15. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^\circ/\text{s}$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -12 m/s en el eje Y y -12 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

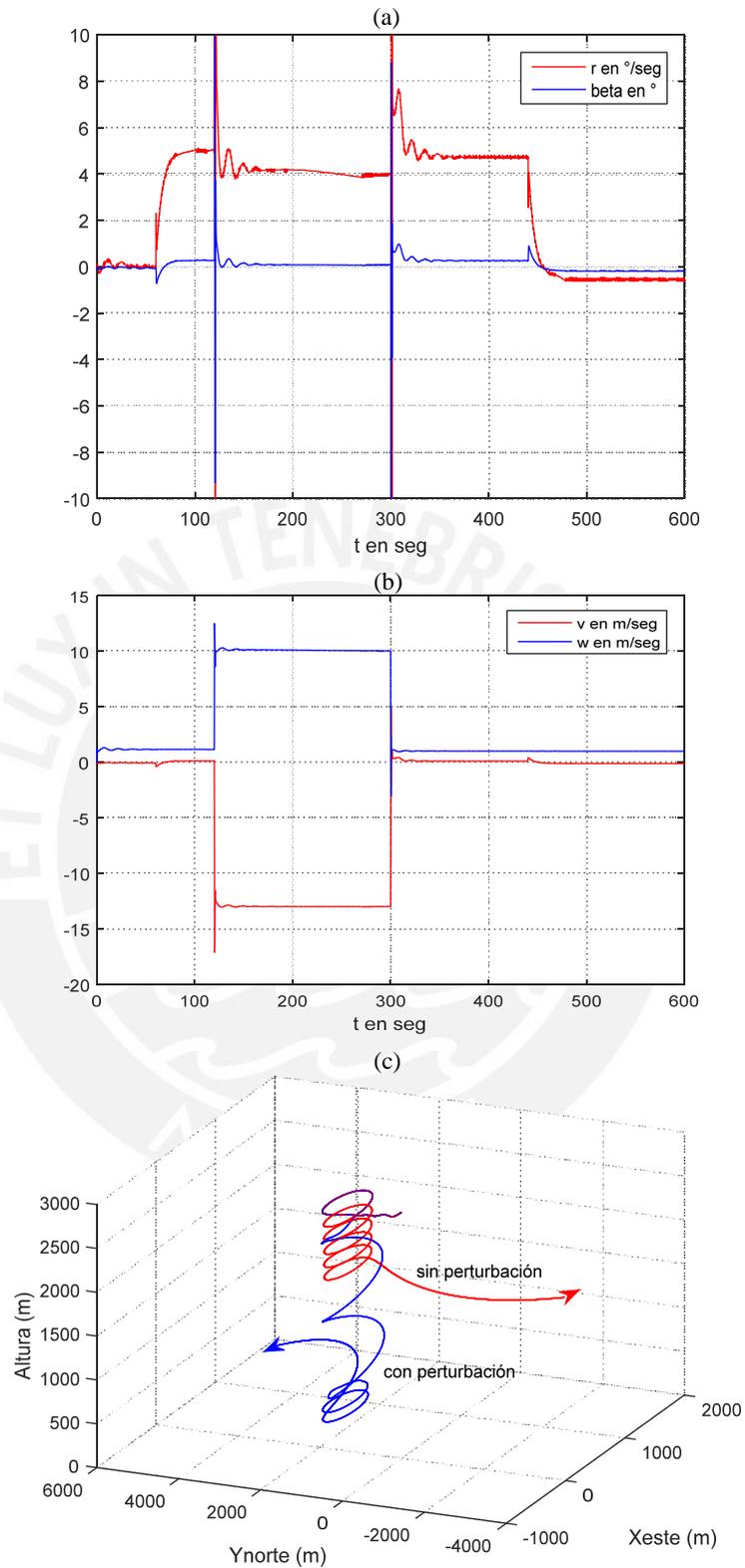


Figura B.16. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^{\circ}/s$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de -13 m/s en el eje Y y 9 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

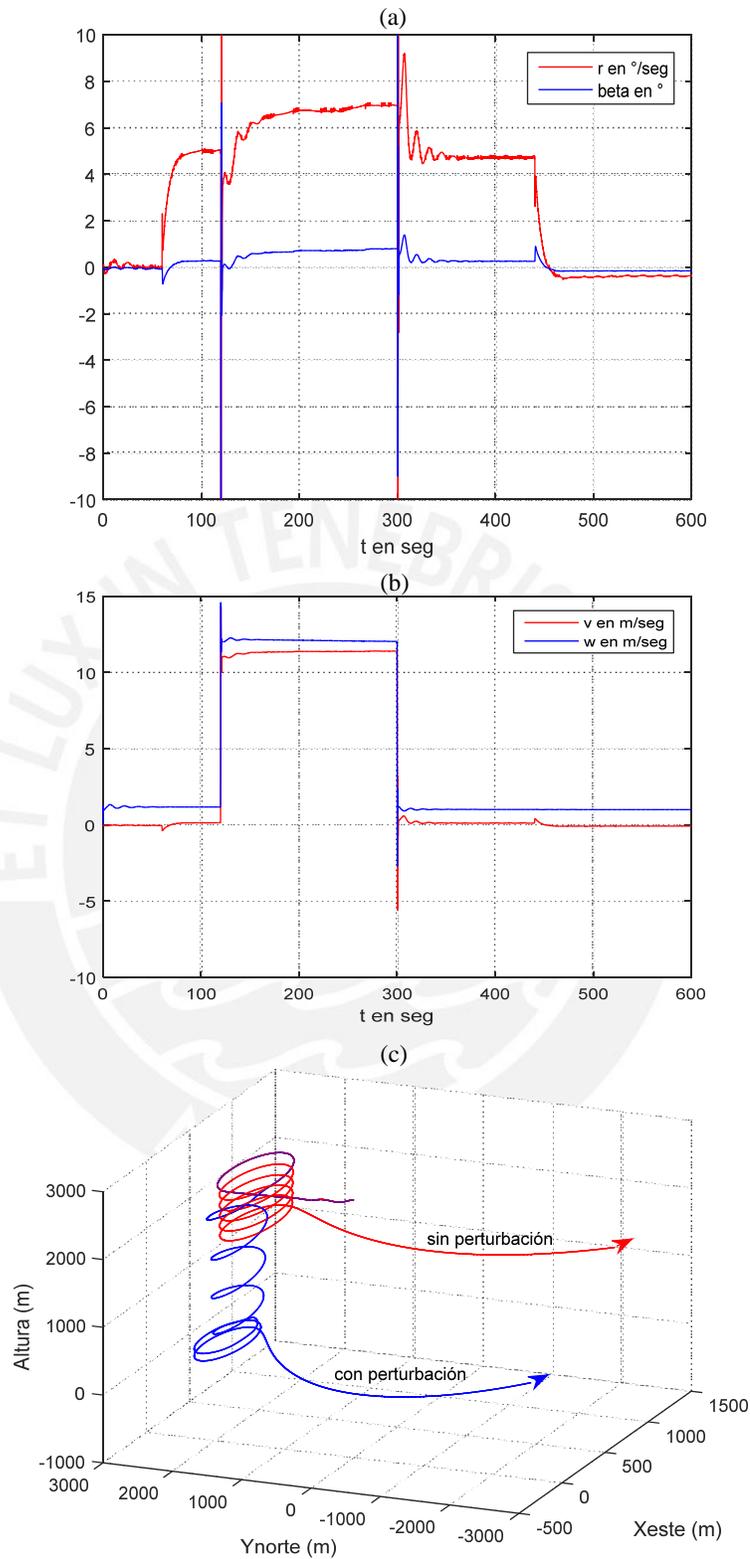


Figura B.17. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5 \text{ }^{\circ}/\text{s}$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 11 m/s en el eje Y y 11 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D Xeste-Ynorte-Altura.

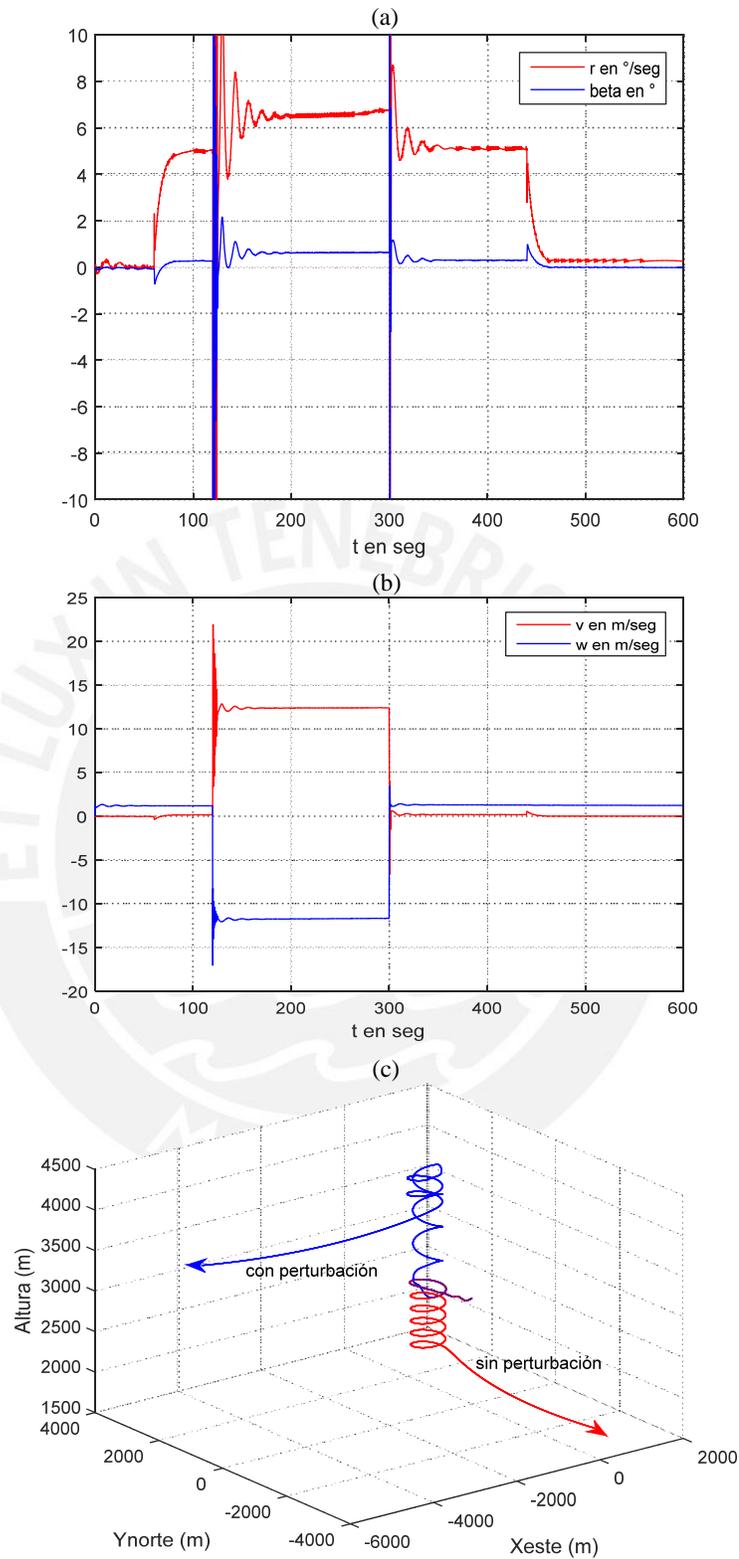


Figura B.18. Prueba a los neurocontroladores con velocidad de guiñada deseada $r_d = 5^{\circ}/\text{s}$ ante una perturbación transitoria de una ráfaga de viento de 12 m/s en el eje Y y -13 m/s en el eje Z de la aeronave. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de las velocidades v y w de la aeronave. (c) Comparación del desplazamiento de la aeronave sin perturbación y con perturbaciones en el plano 3D $X_{\text{este}}-Y_{\text{norte}}-Altura$.

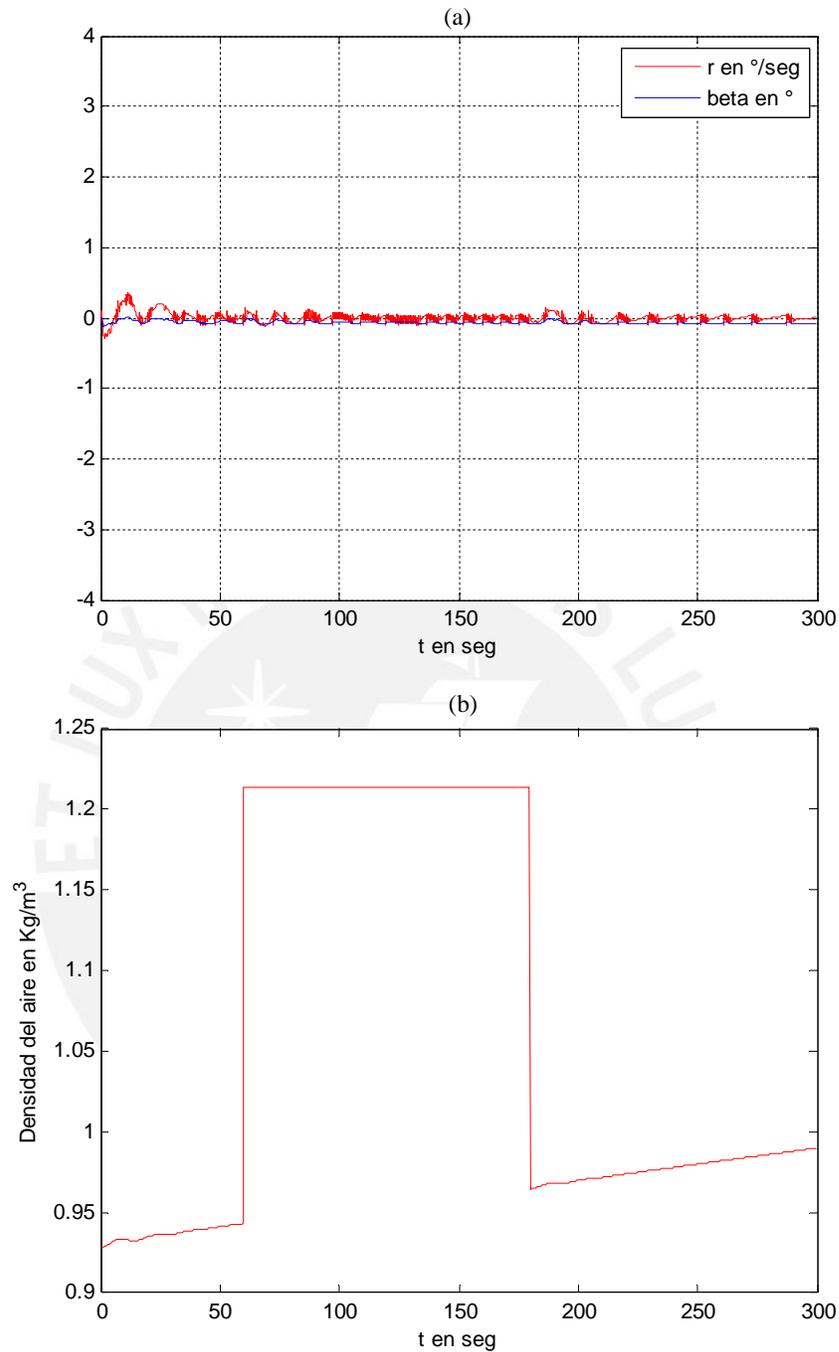


Figura B.19. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 1,2133 \text{ kg/m}^3$. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de la variación de la densidad del aire.

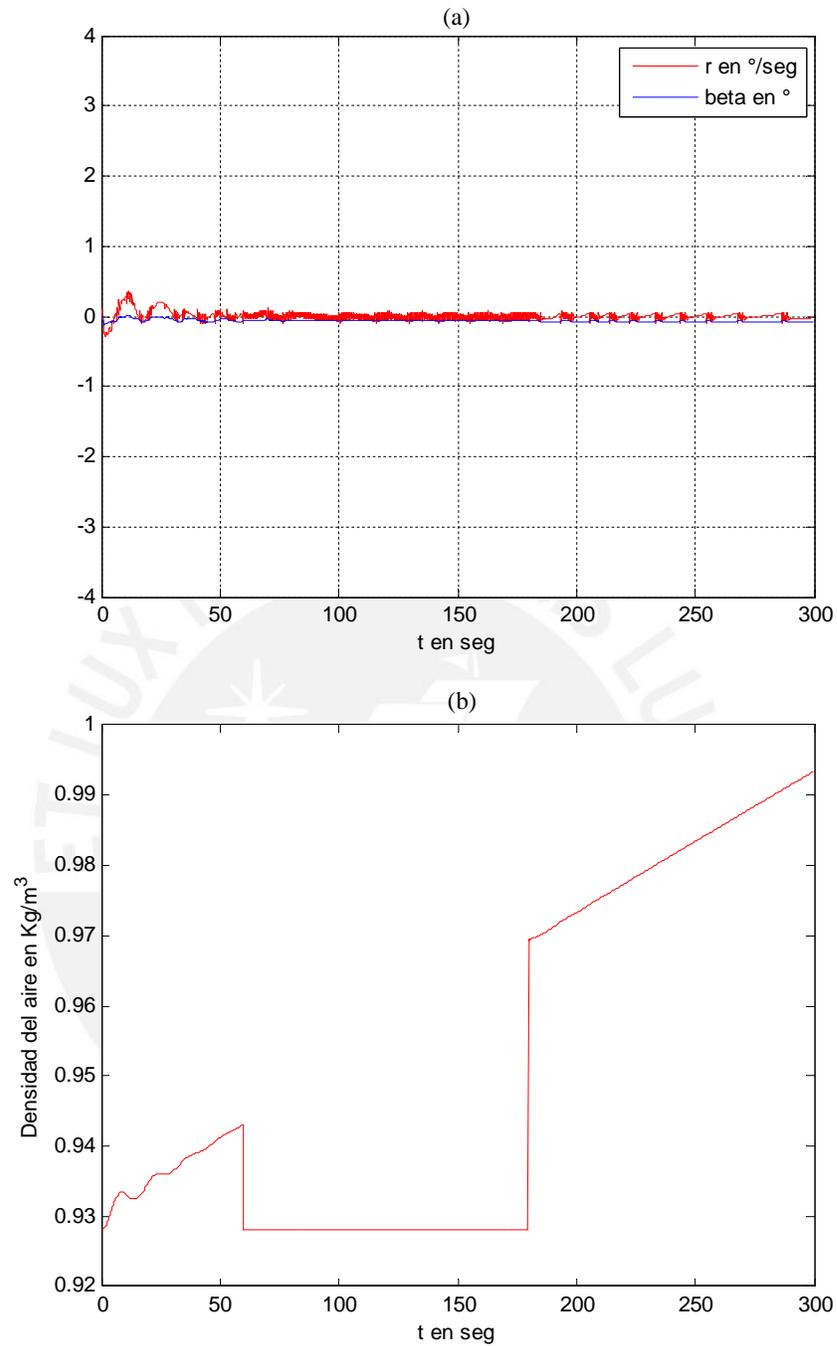


Figura B.20. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 0,928 \text{ kg/m}^3$. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de la variación de la densidad del aire.

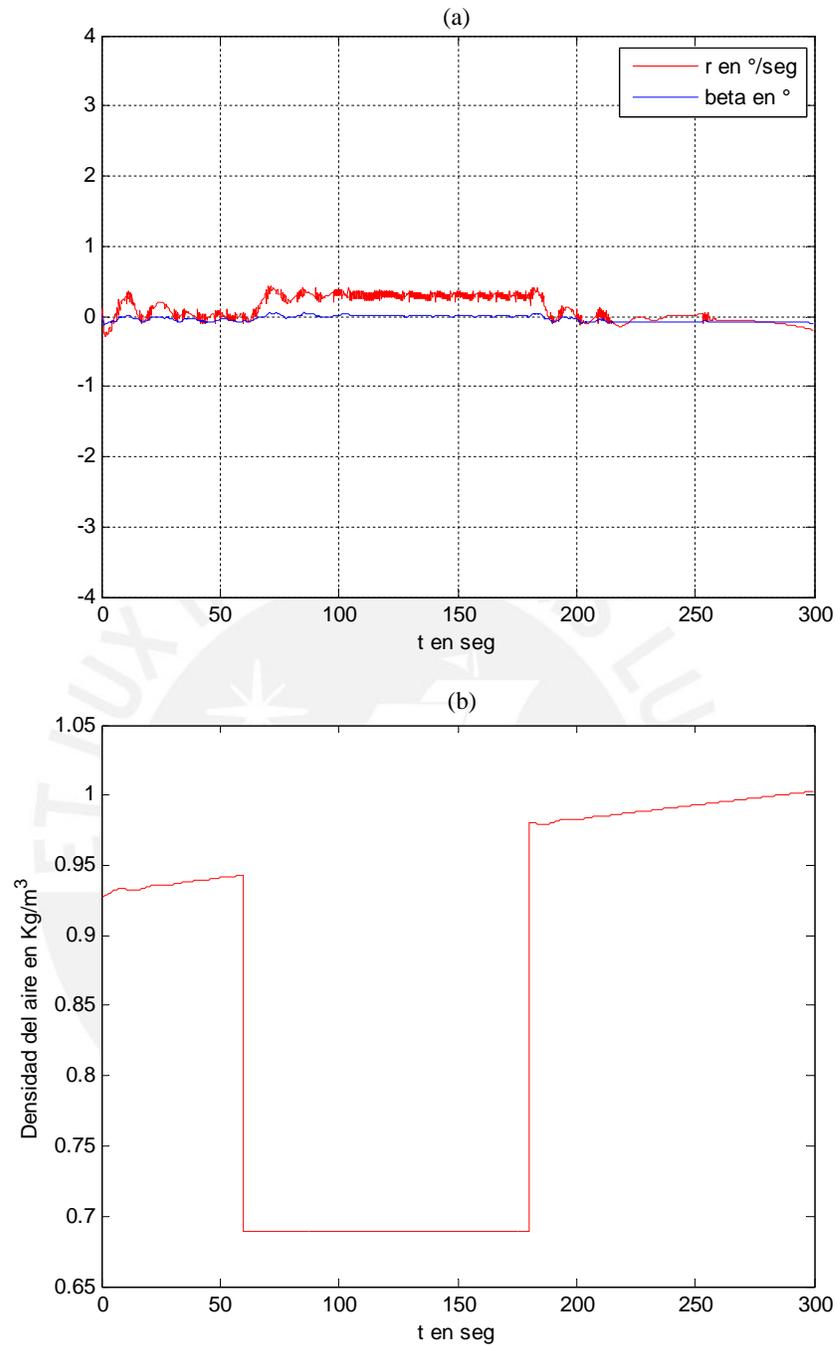


Figura B.21. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 0,6895 \text{ kg/m}^3$. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de la variación de la densidad del aire.

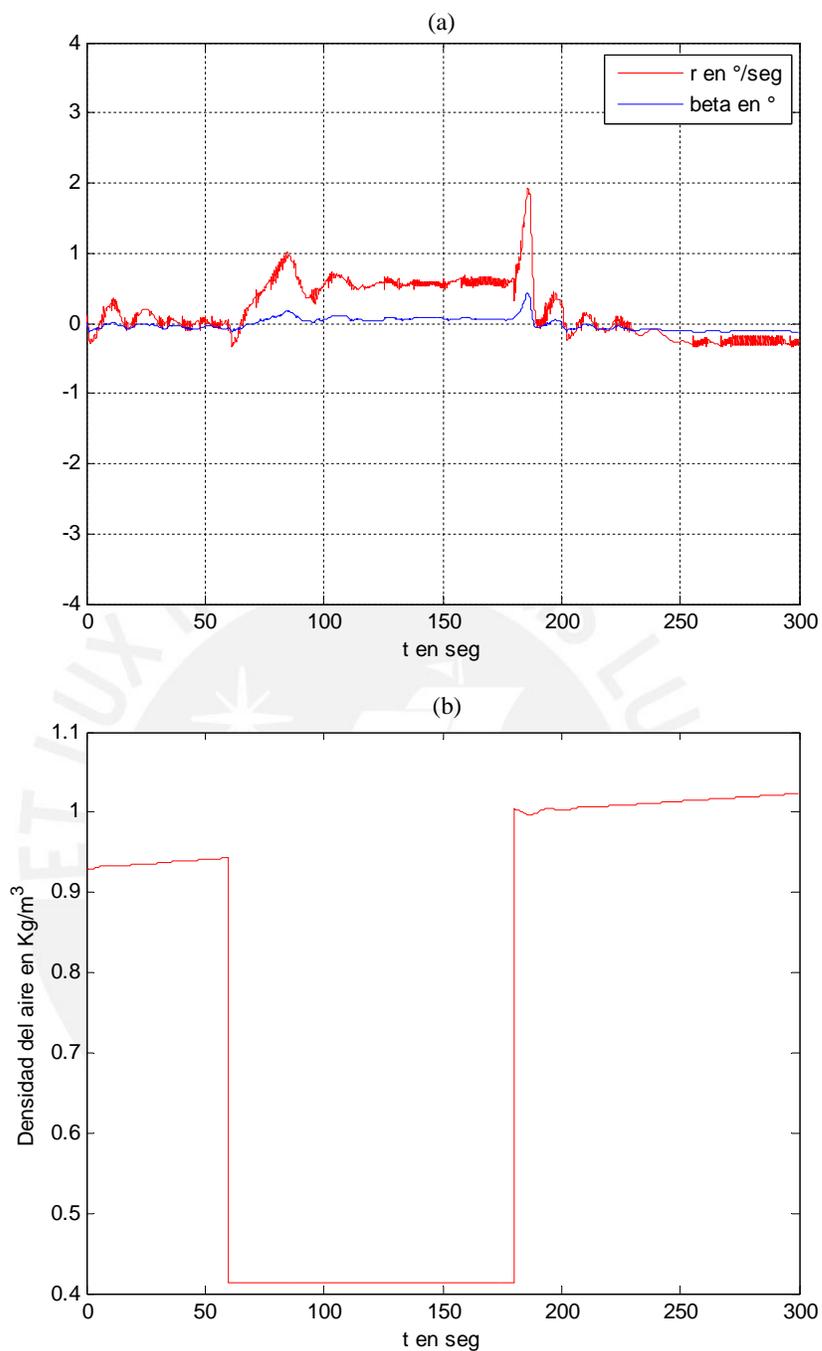


Figura B.22. Prueba a los neurocontroladores ante una variación transitoria de la densidad del aire a $\rho = 0,4125 \text{ kg/m}^3$. (a) Gráfica del comportamiento de r y β . (b) Gráfica del comportamiento de la variación de la densidad del aire.

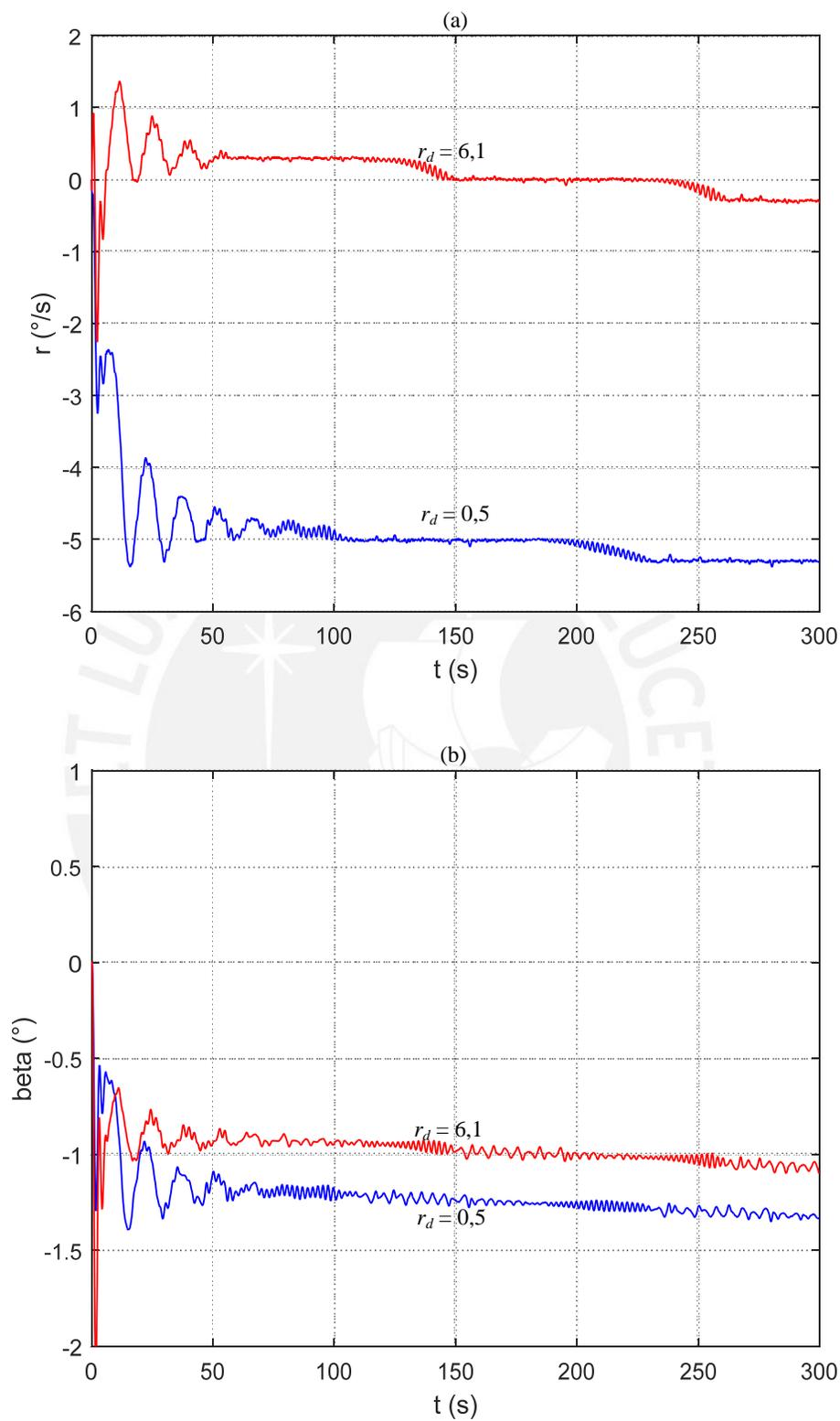


Figura B.23. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -80%.
 (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0,5$ °/s y $r_d = 6,1$ °/s. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0,5$ °/s y $r_d = 6,1$ °/s.

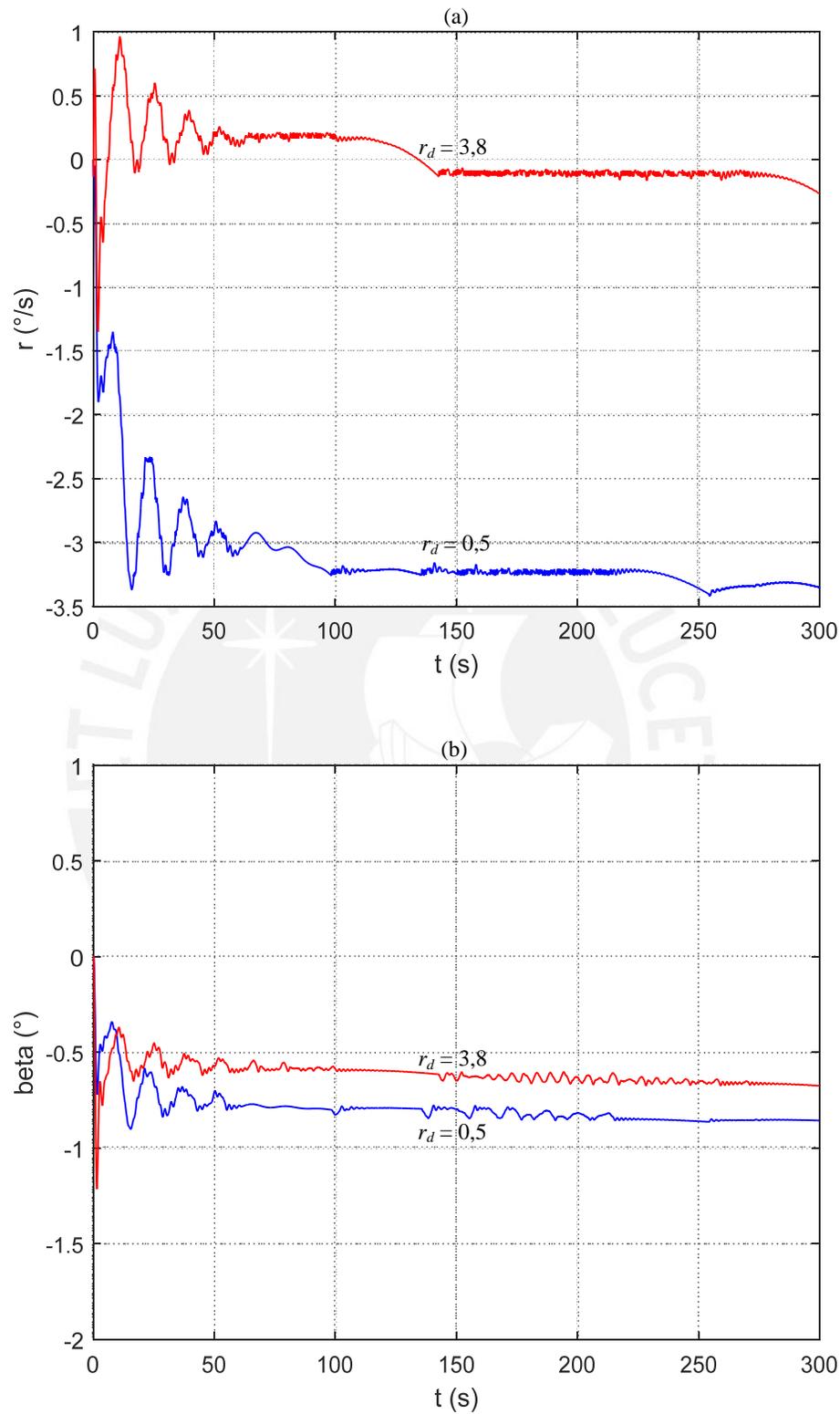


Figura B.24. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -70%.
 (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0,5$ °/s y $r_d = 3,8$ °/s. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0,5$ °/s y $r_d = 3,8$ °/s.

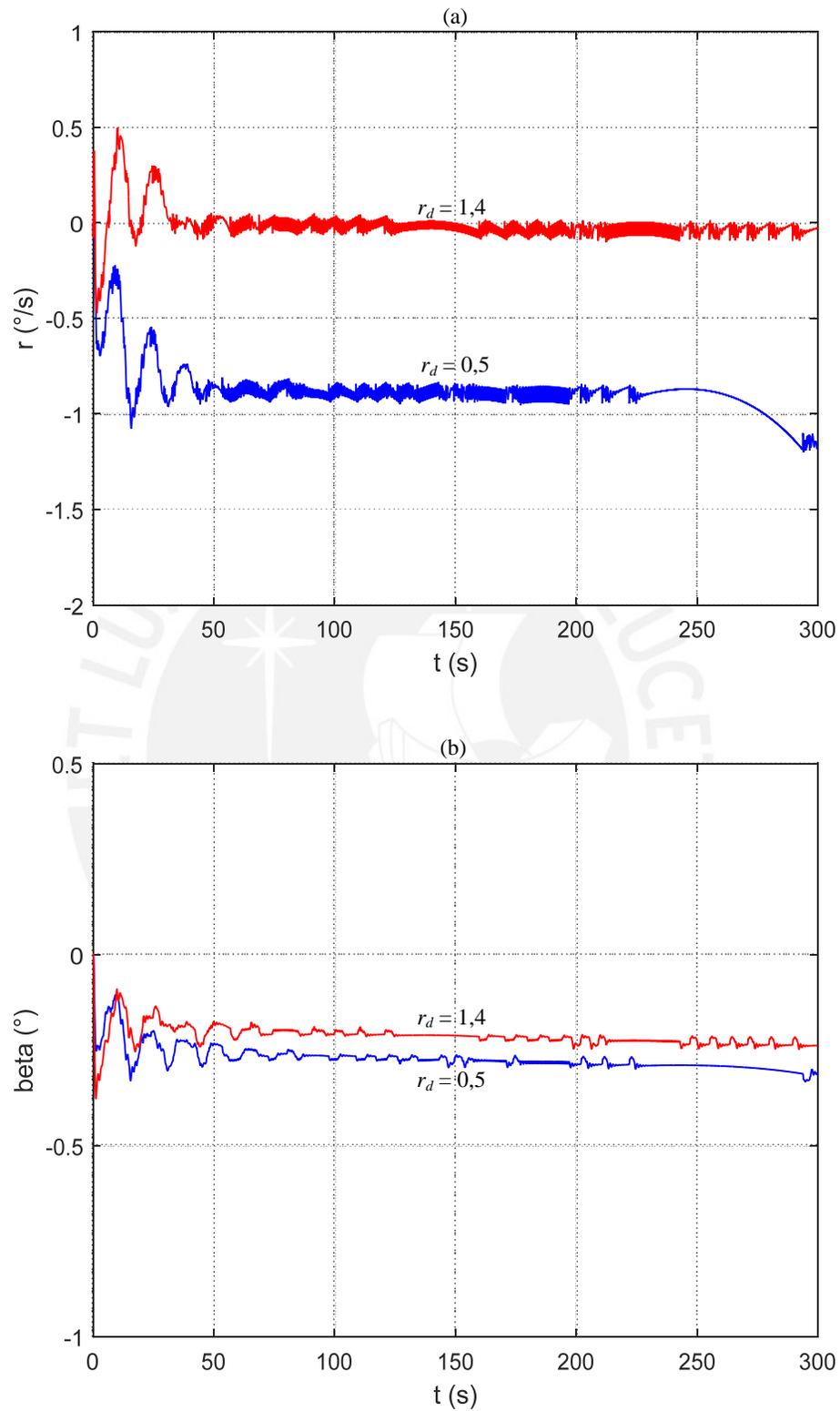


Figura B.25. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -40%.
 (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0,5$ °/s y $r_d = 1,4$ °/s. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0,5$ °/s y $r_d = 1,4$ °/s.

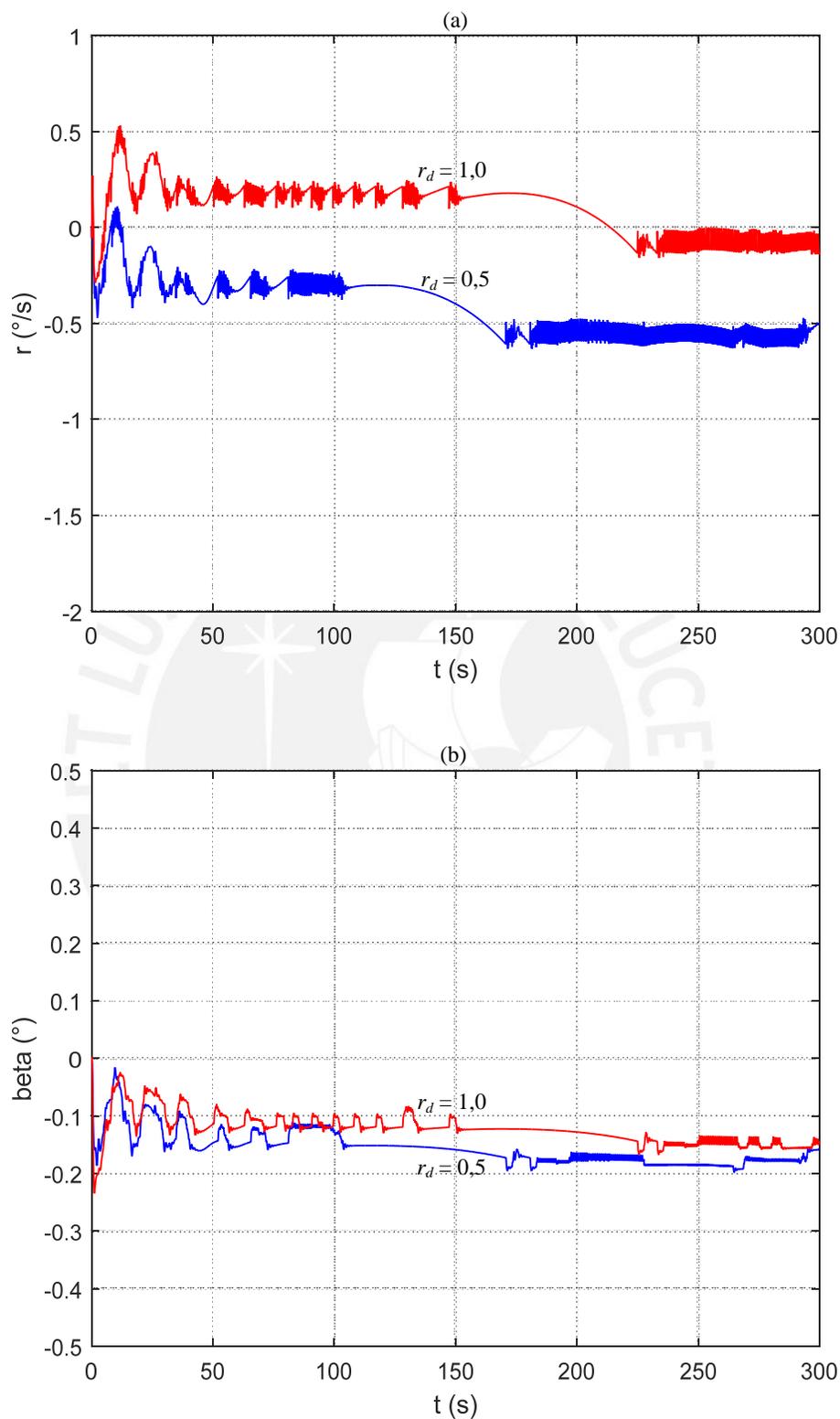


Figura B.26. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en -20%.
 (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0,5$ $^{\circ}/s$ y $r_d = 1,0$ $^{\circ}/s$. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0,5$ $^{\circ}/s$ y $r_d = 1,0$ $^{\circ}/s$.

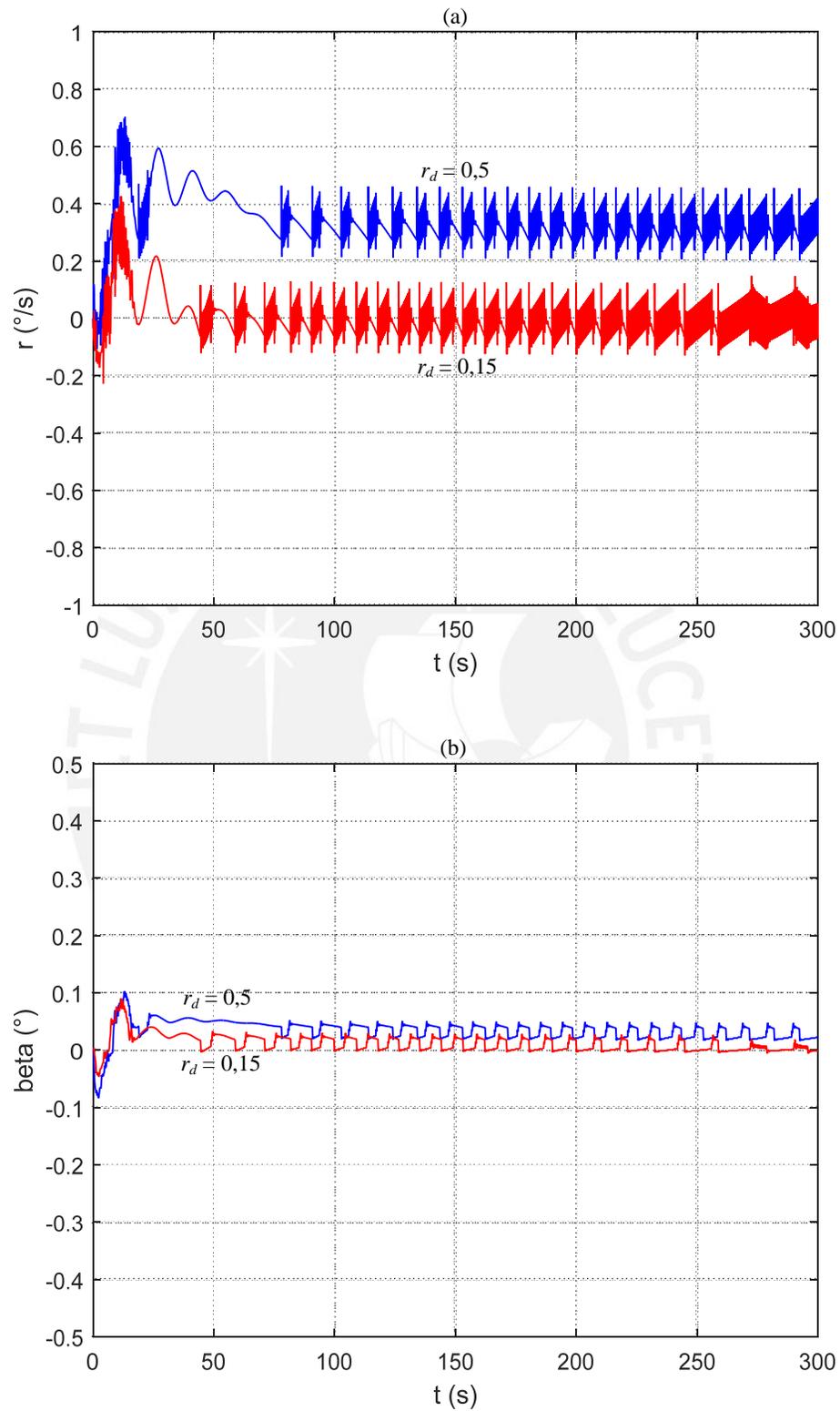


Figura B.27. Pruebas a los neurocontroladores con variación de las constantes aerodinámicas en +40%. (a) Comparación del comportamiento de r con $r_d = 0,5$ $^\circ/\text{s}$ y $r_d = 0,15$ $^\circ/\text{s}$. (b) Comparación del comportamiento de β con $r_d = 0,5$ $^\circ/\text{s}$ y $r_d = 0,15$ $^\circ/\text{s}$.