

**Diseño de un sistema de control de vuelo bajo lógica difusa para una
aeronave Cessna 182**

**Luis Felipe Alba Pacavita
Jhon Alexander Ortiz Vergara**

**Universidad Distrital Francisco José de Caldas
Facultad Tecnológica
Programa de Ingeniería Mecánica
Bogotá
2016**

**Diseño de un sistema de control de vuelo bajo lógica difusa para una
aeronave Cessna 182**

**Luis Felipe Alba Pacavita
Jhon Alexander Ortiz Vergara**

Trabajo de grado para optar por el título de ingeniero mecánico

**Asesor
Ing. Luini Hurtado**

**Universidad Distrital Francisco José de Caldas
Facultad Tecnológica
Programa de Ingeniería Mecánica
Bogotá
2016**

Nota de aceptación

Agradecimientos

Agradecemos a todos los ingenieros del proyecto curricular de Ingeniería Mecánica que durante nuestro periodo académico nos brindaron su conocimiento para nuestra formación profesional.

A la Universidad Distrital Francisco José de Caldas que a través de la excelencia nos brindó espacios en los cuales pudimos desarrollar nuestros espíritus investigativos orientándonos al conocimiento ingenieril.

Resumen

Este trabajo presenta el diseño de un control bajo Lógica Difusa para una avioneta Cessna 182, mostrando procedimientos de vuelo. Inicialmente, se describen las principales características aerodinámicas y las fuerzas que actúan en una aeronave, el despegue, vuelo y aterrizaje de la avioneta y sus limitaciones; enseguida, se realizará un proceso de automatización, con su implementación y la simulación de un sistema de control basado en la lógica difusa, mediante la utilización del programa de Matlab y un simulador de vuelo FlightGear. Para que se pudiera llevar a cabo fue necesario la implementación de un modelo matemático basado en un sistema de control, luego se establecieron los parámetros por medio de la lógica difusa lo cual lleva a diseñar un sistema de control a un simulador.

Se inicia con el modelo matemático que parte de unas condiciones iniciales: atmosféricas, de actuadores automáticos y de la asignación de un control fuzzy para la altura y el ángulo de los sistemas que controlan el vuelo en la avioneta. El control por lógica difusa ha sido una ayuda importante para la realización del diseño ya que es un método suave para la comprensión de las decisiones que hacen que la avioneta haga su vuelo.

Ya cuando el modelo matemático está realizado se hizo la programación e implementación del modelo a la simulación para luego realizar una trayectoria de vuelo.

Palabras clave: cabeceo, alabeo, guiñada, lógica difusa, programación.

Tabla de contenidos

RESUMEN.....	10
LISTA DE FIGURAS.....	13
LISTA DE TABLAS.....	15
GLOSARIO	16
INTRODUCCIÓN.....	19
CAPÍTULO 1.....	20
DINÁMICA DE AERONAVES.....	20
1.1 FUERZAS PRINCIPALES SOBRE LA AERONAVE.....	20
1.2 EJES DE UNA AERONAVE	21
1.3 COMPONENTES PRINCIPALES DE UN AEROPLANO	22
1.4 INSTRUMENTOS	24
1.4.1 Instrumentos de rendimiento.....	24
1.4.2 Instrumentos de control.....	24
1.4.3 Instrumentos de navegación	24
1.5 CONCEPTOS DE AERODINÁMICA.....	24
1.5.1 Leyes de movimiento	25
1.5.2. Fuerzas y momentos aerodinámicos	26
1.5.3 Coeficientes aerodinámicos.....	29
1.6 ESTABILIDAD	31
1.6.1 Estabilidad Longitudinal.....	31
1.6.2 Estabilidad Lateral.....	32
CAPÍTULO 2.....	34
AERONAVE CESSNA 182.....	34
2.1 DATOS DESCRIPTIVOS CESSNA 182	34
2.2 DIMENSIONES DEL CESSNA 182Q	35
2.2.1 Perfil alar: NACA 2412.....	37
2.2.2 Perfil de los elevadores y rudder: NACA 0012	38
2.2.3 Aviónica.....	39
2.3 LIMITACIONES.....	39
2.3.1 Limitaciones del motor para operaciones de despegue y operaciones continuas.....	40
2.3.2 Pesos límites.....	40
2.3.3 Límite del centro de gravedad	40
2.3.4 Límites de maniobra.....	40
2.3.5 Límites del factor de carga en vuelo	40
2.3.6 Límites en los tipos de operación.....	41
2.3.7 Limitaciones de combustible.....	41
2.4 OTRAS LIMITACIONES	41
2.4.1 Limitaciones en los flaps	41
2.5 LÓGICA DIFUSA.....	41
2.6 CONJUNTO DIFUSO	42
2.7 CONJUNTO CLÁSICO DE OPERACIONES	42
2.8 ASIGNACIÓN DEL CONJUNTO CLÁSICO A FUNCIONES.....	43
2.9 DIFUSIFICACIÓN Y FUNCIONES DE MEMBRECÍA.....	47

2.10 REGLAS DE CONTROL DIFUSO	48
2.11 DESDIFUSIFICACIÓN	48
CAPÍTULO 3.....	50
MODELO MATEMÁTICO PARA LA AERONAVE CESSNA 182.....	50
3.1 EXPRESIONES MATEMÁTICAS Y LEYES	50
3.2 ECUACIONES PARA APROXIMACIÓN FUGOIDE	54
3.3 ECUACIONES PARA APROXIMACIÓN PERIODO CORTO	55
3.4 DERIVADAS DE ESTABILIDAD.....	56
DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL	60
4.1IMPLEMENTACIÓN DE LA LÓGICA DIFUSA AL SISTEMA DE CONTROL PARA EL CESSNA 182	60
4.1.1 Control de lazo abierto para cada uno de las funciones de transferencia.....	60
4.1.2Diseño del sistema de control difuso para el ángulo de cabeceo theta	65
4.1.2.1 Condiciones de control.....	65
4.1.2.2 Variables	66
4.1.2.3 Definición de las funciones de membrecía.....	66
4.1.2.4 Generación de las reglas de control	67
4.1.2.5 Implementación del control	69
4.1.2.6 Comparación con control PD.....	70
4.1.3 Implementación del control para la velocidad horizontal	71
4.1.3.1 Comparación del control difuso con el PD.....	73
4.1.4 Implementación de control para velocidad vertical	74
4.1.4.1Comparación de control PD con difuso	76
IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL DIFUSO EN EL SIMULADOR DE VUELO FLIGHTGEAR.....	80
5.1 FLIGHTGEAR.....	80
5.2MATLAB	80
5.2.1DESPEGUE.....	81
5.2.2ASCENSO	82
5.2.3ESTABILIDAD	83
5.2.4ATERRIZAJE	84
CONCLUSIONES	86

Lista de Figuras

Figura 1. Las cuatro fuerzas sobre un aeroplano	21
Figura 2.Ejes de un aeroplano	22
Figura 3.Componentes principales de un aeroplano.....	23
Figura 4. Presión y esfuerzo cortante sobre una superficie aerodinámica	26
Figura 5. Fuerza y momento aerodinamicos	27
Figura 6. Fuerza resultante aerodinámica y sus componentes	27
Figura 7. Nomenclatura para la integración de las distribuciones de presión y esfuerzo cortante sobre una superficie bidimensional	28
Figura 8. Fuerza aerodinámica en un elemento de la superficie del cuerpo	29
Figura 9.Convención de signos para momentos aerodinámico.....	29
Figura 10. Estabilizador horizontal	32
Figura 11. Desarrollo de la estabilidad lateral	322
Figura 12. Estabilizador vertical y estabilidad direccional.....	323
Figura 13. Dimensiones de la avioneta Cessna 182 Q.....	36
Figura 14.Perfil alar: NACA 2412	37
Figura 15.Perfil alar: NACA 0012	38
Figura 16. Conjunto clásico de miembros de una facultad	433
Figura 17. Conjuntos clásicos y operador.....	43
Figura 18. Subdivisión en conjuntos clásicos.....	45
Figura 19. Subdivisión en conjuntos difusos	45
Figura 20. Operaciones de conjuntos difusos	46
Figura 21. Partes de una función de membrecía	47
Figura 22. Ejes y rotaciones	51
Figura 23. Gráfica de coeficiente de resistencia	588
Figura 24. Gráfica de coeficiente de sustentación	59
Figura 25. Gráfica de coeficiente de momento	59
Figura 26. Señal entrada ángulo de elevador	61
Figura 27. control lazo abierto para ángulo de cabeceo (theta).	61
Figura 28. Señal theta controlada (fucsia) vs ideal (amarilla)	62
Figura 29. Control lazo abierto para la velocidad horizontal (u).....	62
Figura 30. Señal de entrada de velocidad horizontal	63
Figura 31. Señal velocidad horizontal controlada (fucsia) vs ideal (amarilla)	63
Figura 32. Control lazo abierto para la velocidad vertical (w).....	64
Figura 33. Señal de entrada de velocidad vertical.....	64
Figura 34. Señal velocidad vertical controlada (fucsia) vs ideal (amarilla).....	65
Figura 35. Esquema del control difuso tipo PD para la variable theta	66
Figura 36. Universo del discurso y funciones de membrecía de la variable error.	66
Figura 37. Universo del discurso y funciones de membrecía de la variable derivada de error.	67
Figura 38. Universo del discurso para la variable U	67
Figura 39. Gráfica del error y análisis de pendientes o derivadas.....	68
Figura 40. Reglas difusas implementadas en Matlab	¡Error! Marcador no definido.9
Figura 41. Señal controlada para los primeros valores de Kp y Kd.....	7077
Figura 42. Señal final controlada	71
Figura 43. Señal de Control PD de theta	71
Figura 44. Control difuso para velocidad horizontal con valores finales	72

Figura 45. señal de control de velocidad horizontal con constantes iniciales	72
Figura 46. Señal controlada final de la velocidad horizontal	73
Figura 47. Señal de control PD de señal de velocidad horizontal	74
Figura 48. control difuso de velocidad vertical	75
Figura 49. Implementación inicial de control PD difuso de W	75
Figura 50. Sintonización final del control PD difuso de velocidad vertical	76
Figura 51. Control PD.....	76
Figura 52. Conversión de velocidad a vector de posición.....	77
Figura 53. Conversion de coordenadas xq a coordenadas terrestres longitud, latitud y altura	78
Figura 54 Esquema del control longitudinal de la avioneta Cessna182	78
Figura 55. Protocolo de datagramas de usuario.....	81
Figura 56.Inicio de despegue.....	82
Figura 57. Ascenso.....	82
Figura 58. Vuelo recto y nivelado	83
Figura 59. Vuelo recto a 650 ft	83
Figura 60. Inicio del aterrizaje.....	84
Figura 61. Aterrizaje a 600 FT.....	84
Figura 62. Aterrizaje	85

Lista de Tablas

Tabla 1. Ángulo y coeficientes del perfil Alar NACA2412.....	37
Tabla 2. Ángulo y coeficientes del perfil Alar NACA 0012	39
Tabla 3. Ejemplo de reglas de lógica difusa.....	49
Tabla 4. Ángulos y coeficientes de fuerzas.....	58
Tabla 5. Reglas de control difuso para la salida U basada en error y su derivada	68

Glosario

ALTIMETRO: El altímetro muestra la altura a la cual está volando el avión.

ANGULO DE ALABEO: es el ángulo de rotación respecto al morro-cola del avión

ANGULO DE ATAQUE: es el que se forma en la cuerda geométrica en el perfil alar con la dirección del aire incidente

ANGULO DE CABECEO: es el ángulo de la inclinación del morro del avión o rotación respecto al eje del ala

ANGULO DE GUIÑADA: ángulo de rotación intrínseca alrededor del eje vertical del avión

ANGULO DE INCIDENCIA: es el ángulo formado por la cuerda del ala con respecto al eje longitudinal del avión. Este ángulo no es modificable por el piloto.

ARRASTE: es una fuerza retardadora causada por la disrupción del flujo del aire en el ala o fuselaje. El arrastre se opone al empuje.

ATERRIJAJE: maniobra básica en la cual la aeronave pierde altitud de forma controlada

BRUJULA: instrumento que al orientarse con las líneas del campo magnético de la tierra proporciona al piloto una indicación permanente del rumbo del avión con respecto al norte magnético de la tierra.

CENTRO DE GRAVEDAD: es el punto donde se ejerce la fuerza de gravedad (peso). Al ser el punto de balance o de equilibrio propicia que a partir de este punto la aeronave haga los movimientos.

DESDIFUSIFICACIÓN: Usa métodos diferentes para calcular cada salida y para ponerla en una tabla de verificación. Luego se escoge la salida de la tabla de verificación basado en la entrada actual durante una aplicación.

DESPEGUE: el despegue es la maniobra que consiste en abandonar la superficie de soporte del es el óptimo.

DIFUSIFICACIÓN: adecua los valores difusos generados en la inferencia en valores nítidos que posteriormente se utilizaran en el proceso de control. En la difusificación se utilizan métodos matemáticos como el método del centroide, método del promedio ponderado y método de membrecía del medio máximo

FLAPS: son elementos de las alas, situado en la parte trasera que aumenta la sustentación en la avioneta.

FUSIFICACIÓN: tiene como objetivo convertir valores nítidos en valores difusos, en la fusificación se asignan grados de pertenencia a cada una de las variables de entrada con relación a los conjuntos difusos previamente definidos.

INDICADOR DE ACTITUD: instrumento que muestra la actitud del avión con respecto al horizonte, proporciona al piloto una referencia inmediata de la posición del avión en alabeo y profundidad, es decir, si está inclinado lateralmente.

INDICADOR DE DIRECCION: También llamado direccional giroscópico o direccional, este instrumento proporciona al piloto una referencia de la dirección del avión, facilitándole el control y mantenimiento del rumbo.

INDICADOR DE VELOCIDAD DE AIRE: o anemómetro, instrumento que mide la velocidad relativa del avión con respecto al aire con el que se mueve, indica esta en millas terrestres por hora o nudos.

INDICADOR DE VELOCIDAD VERTICAL: o variometro, muestra si el avión está ascendiendo, descendiendo o vuela nivelado.

INDICADOR DE VIRAJE: CONSTA de dos instrumentos independientes, uno indicador de viraje y el otro indicador de coordinación de viraje, muestra la dirección en la que se mueve el avión y la velocidad angular en que lo hace. Para el coordinador de viraje muestra la calidad del giro del avión, muestra si el avión derrapa o resbala, y sirve de referencia para el uso del timón de dirección o del alerón.

KIAS (Velocidad indicada en nudos): es la velocidad mostrada en el indicador de velocidad y se expresa en nudos

LOGICA DIFUSA: es una lógica que se adapta más a un mundo real y funciona con las expresiones de uso diario, ejemplo, hace mucho calor, no es muy alto, está un poco acelerado.

SUSTENTACIÓN: es una fuerza que se produce por el efecto dinámico del aire que actúa en el ala y se da perpendicularmente al centro de sustentación de esta.

VIENTO RELATIVO: ese flujo de aire que permite que el avión se desplace, este es paralelo a la trayectoria y de dirección opuesta.

VUELO NIVELACION: es mantener el avión en una dirección establecida donde así mantiene una altitud constante.

Introducción

Centrándonos en la aplicación de Lógica Difusa, se realizará inicialmente un modelamiento matemático de una aeronave Cessna 182 para posteriormente realizar una simulación de vuelo. Estos datos, junto con los de ubicación del aeromodelo con respecto al suelo, sirven para realizar la programación del control de uno de los elementos del aeromodelo, en este caso, los flaps.

Mediante técnicas de lógica difusa y de control se simulará el control de los flaps de un aeromodelo en las maniobras de despegue y aterrizaje, el control tomará en cuenta las variables que muestran los sensores propios de los aviones para saber la ubicación virtual del aeromodelo, y, con base en ello, el sistema tomará decisiones acerca de cuanto es necesario desplegar los flaps; de esta forma se automatiza el uso de los flaps liberando así al piloto o radio controlador de esta tarea.

Capítulo 1

Dinámica de Aeronaves

A continuación, se explicará algunos conceptos fundamentales para la comprensión del proyecto referentes a las áreas de control, de aerodinámica y de control de vuelo, se iniciará con una explicación de los términos importantes y luego se tratará algunos conceptos junto con sus ecuaciones relacionadas.

1.1 FUERZAS PRINCIPALES SOBRE LA AERONAVE

Definimos primeramente la aerodinámica como el estudio del funcionamiento de cuerpos moviéndose en corrientes de aire. Debido a que la aerodinámica se ocupa principalmente en el diseño de aviones, se tomará como fluido el aire en la mayoría de los casos; aunque también es posible estudiar la aerodinámica puede utilizar los gases como objeto de estudio. ¹ A continuación, mencionamos las principales fuerzas que actúan sobre un aeroplano en vuelo.

Empuje: es la fuerza hacia adelante producida por el propulsor, ésta se opone a la fuerza de arrastre. Generalmente actúa paralelamente al eje longitudinal del avión.²

Arrastre: es una fuerza retardaste causada por la disrupción del flujo del aire en el ala o fuselaje, el arrastre se opone al empuje. ³

Peso: Es la carga combinada del aeroplano, la tripulación, el combustible y el equipaje. El peso arrastra hacia abajo al aeroplano y se opone a la sustentación, actúa directamente en el centro de gravedad del aeroplano.

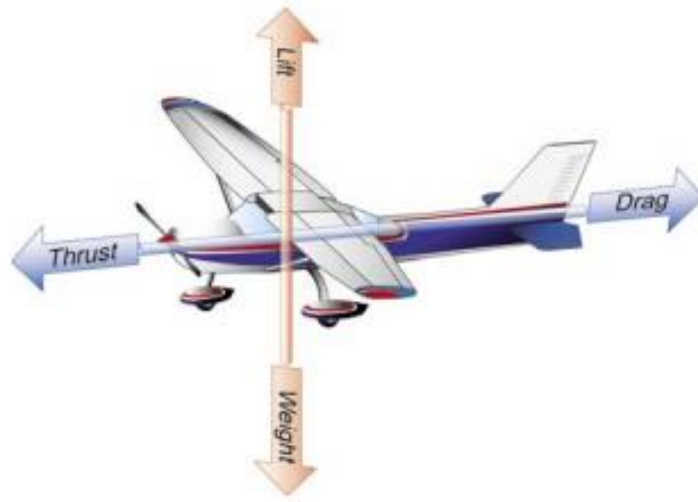
Sustentación: es una fuerza que se produce por el efecto dinámico del aire que actúa en el ala y actúa perpendicularmente al centro de sustentación del ala como se ve en la fig. 1.

¹Mott, (1994): p. 467.

² FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. (2008): p. 2-2.

³*Ibíd.* p. 2-2.

FIGURA 1. Las cuatro fuerzas sobre un aeroplano



Fuente: Pilot's handbook of aeronautical knowledge. (2012)

1.2 EJES DE UNA AERONAVE

Se presentan más abajo los ejes sobre los cuales se hace el control en un aeroplano en diferentes condiciones de vuelo (fig.2).

Eje longitudinal: llamado también eje de alabeo; es un eje que va a través del aeroplano de la nariz a la cola, pasando la línea por el centro de gravedad.

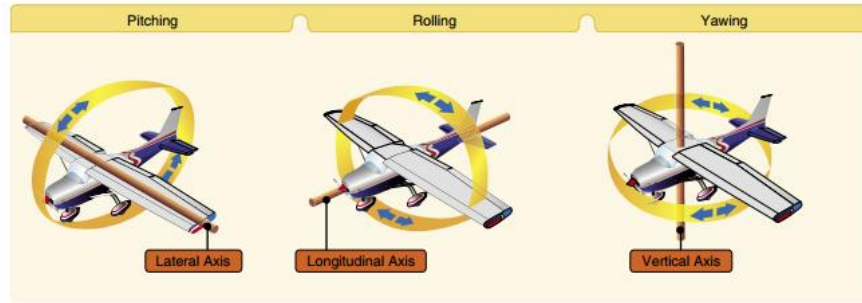
Eje transversal: llamado también eje de cabeceo; se extiende a través de la aeronave en una línea a través de las puntas de las alas pasando a través del centro de gravedad.

Eje de vertical: es también llamado eje de guiñada, y pasa a través del centro de gravedad de la aeronave.⁴

Centro de gravedad: es el punto específico donde si la masa o el peso de un aeroplano concentrará, permanecería nivelado.

⁴ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. (2008); p. 2-2.

FIGURA 2. Ejes de un aeroplano

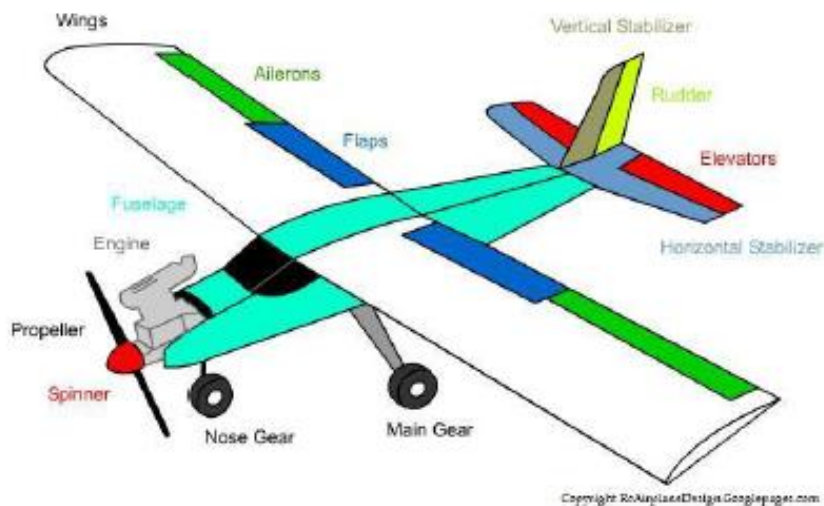


Fuente: Pilot's handbook of aeronautical knowledge. (2012)

1.3 COMPONENTES PRINCIPALES DE UN AEROPLANO

Los principales componentes de un aeroplano como se ve en la fig. 3:

FIGURA 3. Componentes principales de un aeroplano



Fuente: Pilot's handbook of aeronautical knowledge. (2012)

Fuselaje: es la parte principal de un aeroplano y es está diseñado para acomodar la tripulación, los pasajeros y la carga. También es la conexión estructural para el ensamble de la cola y las alas.⁵

Alas: superficies unidas a cada lado del fuselaje y son las principales superficies de sustentación que soportan el aeroplano en vuelo; las alas pueden estar sujetas a la parte superior media o inferior del fuselaje y de acuerdo a su ubicación son llamadas alta media

⁵ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. (2008): p. 2-3.

o baja ala⁶. Existen muchos tipos de diseños, tamaños y formas de alas usadas para múltiples propósitos; cabe mencionar las partes principales del ala que son las costillas, largueros y tirantes.⁷

Alerones: vienen sujetos a la parte trasera del ala, se extienden desde el punto medio de cada ala hacia afuera y hacia la punta y se mueven en direcciones opuestas para crear fuerzas aerodinámicas que hacen que el avión gire.

Flaps: Son elementos sujetos a la parte trasera del ala y se extienden hacia afuera desde el fuselaje cerca al punto medio de cada ala. Generalmente los flaps se alinean con la superficie alar en el vuelo crucero. Al extenderse, se mueven simultáneamente hacia abajo aumentando así la fuerza de sustentación en los aterrizajes y en los despegues⁸.

Cola: la cola la constituye superficies fijas tales como el estabilizador vertical y estabilizador horizontal. Además de superficies móviles como el timón de dirección, el timón de profundidad y los compensadores.

Timón de cola: es usado durante el vuelo para mover la nariz del avión hacia la derecha o hacia la izquierda.

Timón de profundidad: Se usa para mover la nariz del avión hacia arriba y hacia abajo.

Compensadores: sirven para reducir la presión sobre los mandos.

Tren de Aterrizaje: el tren de aterrizaje es el soporte del avión cuando aparca, despegue o aterriza, los más comunes tienen ruedas sin embargo existe otro tipo de trenes de aterrizaje con flotadores o con esquís, depende de la superficie donde tengan que aterrizar o amarizar.⁹

Planta de potencia: la planta de potencia incluye el motor y la hélice. La principal función de un motor es proveer energía para girar la hélice. Además esto provee una fuente de vacío para instrumentos, fuente de electricidad e incluso es una fuente de calor para algunos modelos de aeroplanos¹⁰.

⁶ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. (2008): p. 2-3.

⁷Ibíd. p. 2-3

⁸Ibíd. p. 2-4

⁹Ibíd. p. 2-5

¹⁰Ibíd. p. 2-6

1.4 INSTRUMENTOS

Los instrumentos de un aeroplano se dividen en tres diferentes categorías: rendimiento, control y navegación.

1.4.1 Instrumentos de rendimiento

Los instrumentos de rendimiento muestran el rendimiento real de un avión. El rendimiento se determina por el altímetro, el indicador de velocidad de aire, el indicador de velocidad vertical, el indicador de cabeceo, y el indicador de giro. Estos instrumentos reflejan directamente el rendimiento de una aeronave. La velocidad del avión se indica con el indicador de velocidad del aire, la altitud se determina por el altímetro y el rendimiento de ascensión se determina por el indicador de velocidad vertical.

1.4.2 Instrumentos de control

Los instrumentos de control muestran la actitud y los cambios de potencia, se pueden calibrar para mostrar mediciones precisas. El indicador de actitud indica la actitud del avión.

1.4.3 Instrumentos de navegación

Los instrumentos de navegación muestran la posición de la aeronave con respecto a un punto fijo en tierra. Estos indicadores se componen de Sistemas de Posicionamiento Global GPS, indicador de alta frecuencia VHF, rango de radio omnidireccional VOR, baliza omnidireccional NDB e instrumento de sistema de aterrizaje ILS.

1.5 CONCEPTOS DE AERODINÁMICA

Inicialmente mencionaremos cuales son algunas variables fundamentales en la aerodinámica junto con algunos conceptos de vital importancia en la comprensión de la aerodinámica.

Presión: se define la presión debido a fluidos como la fuerza normal por unidad de área ejercida sobre una superficie debido a la razón de cambio del momento de las moléculas de gas impactando dicha superficie. Sin embargo, presión también es una propiedad puntual que puede variar de un punto a otro en la superficie.¹¹

¹¹ ANDERSON J. (2001): p. 33.

Temperatura: la temperatura T de un gas es directamente proporcional a la energía cinética promedio de las moléculas del fluido; además la temperatura es una propiedad puntual que puede variar de un punto a otro punto en un gas.

Velocidad del fluido: el principal enfoque de la aerodinámica son los fluidos en movimiento por lo tanto la velocidad es extremadamente importante, en un sólido todas las partes se mueven a la misma velocidad, pero en un fluido en movimiento algunas partes viajan a diferentes velocidades que otras.¹²

1.5.1 Leyes de movimiento

La avioneta actúa en un fluido gaseoso llamado aire. La mecánica de fluidos estudia el movimiento de los cuerpos en un fluido, y a partir de éste tendremos en cuenta los siguientes teoremas y leyes:

- Tercera ley de Newton: una fuerza de acción tiene una fuerza de reacción de igual intensidad, pero en sentido contrario. En este caso es la fuerza que ejerce la avioneta para vencer la fricción y generar el movimiento hacia adelante.
- Teorema de Bernoulli: *la presión interna de un fluido decrece en la medida que la velocidad del fluido se incrementa*. El teorema de Bernoulli se expresa:

$$\rho + \frac{1}{2} \rho v^2 = k \quad (1)$$

Donde ρ =presión en un punto dado, d =densidad del flujo, v =velocidad en dicho punto. Podemos decir que el teorema de Bernoulli es una alteración o desviación de la ley de la conservación de la energía: donde se aumenta la velocidad v , disminuirá la presión ρ y viceversa.

Para los efectos de este trabajo se tomará que *alta velocidad implica baja presión y baja velocidad implica mayor presión*. Esto ocurre a velocidades más bajas del sonido, porque después de esta velocidad ocurren otros fenómenos que afectan la aeronave.¹³

- Efecto Venturi: dice que un fluido al pasar por un lugar angosto aumenta la velocidad.

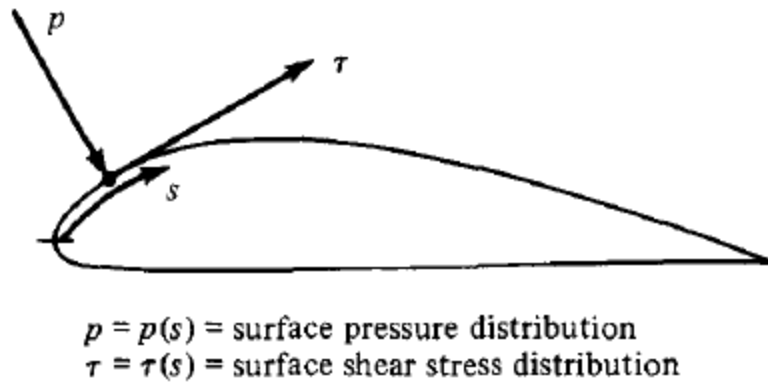
¹² ANDERSON J. (2001): p. 16

¹³ Muñoz. Citado en <http://www.manuealvuelo.com/PBV/PBV12.html>, en enero de 2016

1.5.2. Fuerzas y momentos aerodinámicos

En la mayoría de los casos en aerodinámica las fuerzas aerodinámicas y los momentos del cuerpo se deben únicamente a dos fuentes básicas: 1. la distribución de presión sobre la superficie del cuerpo y 2. La distribución del esfuerzo cortante sobre la superficie del cuerpo. Tanto la presión P y el esfuerzo cortante τ tienen dimensiones de fuerza por unidad de área. De acuerdo a la figura 4. P actúa normal a la superficie y τ actúa tangencial a la superficie¹⁴.

FIGURA 4. Presión y esfuerzo cortante sobre una superficie aerodinámica



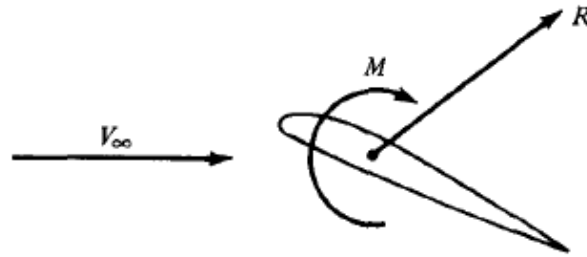
Fuente: Fundamental of Aerodynamics (2001)

El efecto neto de las distribuciones de P y τ se integra sobre la superficie del cuerpo y su resultante es la fuerza aerodinámica R y el momento M en el Cuerpo¹⁵. Como se ve en la Fig. 5.

¹⁴ ANDERSON J. (2001): p. 16

¹⁵ *Ibid.*

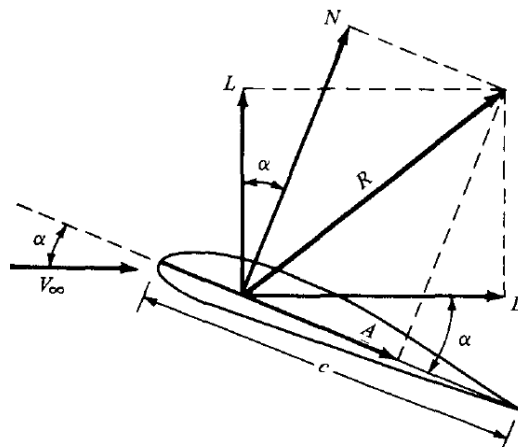
FIGURA 5. Fuerza y momento aerodinámicos resultantes.



Fuente: Fundamentals of Aerodynamics (2001)

Viento Relativo: V_∞ es la velocidad de flujo muy lejos del cuerpo; dicho flujo es llamado flujo libre y esta velocidad también es llamada velocidad de flujo libre. Dicha velocidad se grafica en la fig. 6. Junto con las componentes de la fuerza Resultante¹⁶.

FIGURA 6. Fuerza resultante aerodinámica y sus componentes



Fuente: Fundamentals of Aerodynamics (2001)

Sustentación: Se simboliza como L y es el componente de R perpendicular a V_∞ .

Arrastre: Se simboliza como D y es el componente de R paralelo a V_∞

Cuerda: La cuerda c es la distancia linear desde el borde frontal hasta el borde trasero de un cuerpo.

Fuerza normal: N es la componente de R perpendicular a c .

Fuerza axial: A es la componente de R paralela a c .

¹⁶ ANDERSON J. (2001): p. 17

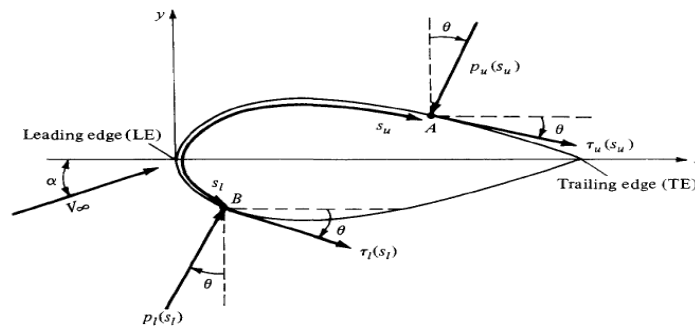
Ángulo de ataque: se representa por la letra α y se define como el ángulo entre c y V^∞ , además es el ángulo entre L y N y, entre D y A . Estos vectores generan una relación geométrica como se ve en las ecuaciones 2 y 3:

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (3)$$

Para obtener el valor total de las fuerzas y momentos aerodinámicos se toman dos puntos cualesquiera sobre un perfil alar bidimensional como se muestra en la fig. 7. donde la línea de cuerda es horizontal, y el que está inclinado es el viento relativo V^∞ , además se muestra el ángulo de ataque α , el borde de ataque LE y el borde de fuga TE. Se orienta el sistema de coordenadas con x paralelo a la línea de cuerda c ; seguidamente, se toman dos puntos A y B que están ubicados a una distancia s_u en la parte superior y s_l en la inferior respectivamente, longitud tomada pasando sobre el borde del ala: el punto A en la parte superior y el punto B en la parte inferior del perfil de ala, se grafica la presión y el esfuerzo cortante en la parte superior como p_u y τ_u respectivamente. Tanto p_u como τ_u son funciones de s_u ¹⁷.

FIGURA 7. Nomenclatura para la integración de las distribuciones de presión y esfuerzo cortante sobre una superficie bidimensional



Fuente: Fundamentals of Aerodynamics (2001)

Ahora vamos un paso más allá y consideramos un cuerpo bidimensional y mostramos una unidad de envergadura del ala como se ve en la fig. 8 Se calculará la fuerza total normal N' y la fuerza axial total A' debido a la presión y el esfuerzo cortante en una unidad de envergadura, luego de varias operaciones matemáticas se obtienen las ecuaciones 4 y 5 para las fuerzas axial y normal sobre la superficie estudiada¹⁸.

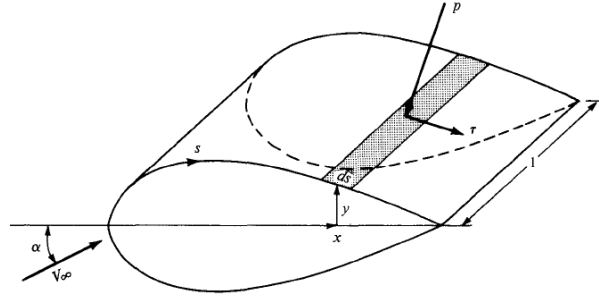
¹⁷ ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 17 p.

¹⁸ ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 19 p.

$$N' = - \int_{Le}^{TE} (p_u \cos \theta + t_u \sin \theta) ds_u + \int_{Le}^{TE} (p_l \cos \theta - t_l \sin \theta) ds_l \quad (4)$$

$$A' = \int_{Le}^{TE} (-p_u \sin \theta + t_u \cos \theta) ds_u + \int_{Le}^{TE} (p_l \sin \theta - t_l \cos \theta) ds_l \quad (5)$$

FIGURA 8. Fuerza aerodinámica en un elemento de la superficie del cuerpo

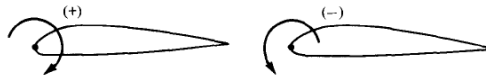


Fuente: Fundamentals of Aerodynamics (2001)

En cuanto al momento aerodinámico tomamos como centro el borde de ataque LE además, como convención será positivo el momento que tiende a aumentar α , cabeceo hacia arriba, y, el momento que tiende a hacer disminuir α , cabeceo abajo, es negativo como se muestra en la Fig. 9. Realizando un procedimiento similar que el anterior para el cálculo de los momentos, nos genera la ecuación 6¹⁹.

$$M_{LE}' = - \int_{Le}^{TE} ((p_u \cos \theta + t_u \sin \theta)x - (p_u \sin \theta - \tau_u \cos \theta)y) ds_u + \int_{Le}^{TE} ((-p_l \cos \theta + t_l \sin \theta)x + (p_l \sin \theta + \tau_l \cos \theta)y) ds_l \quad (6)$$

FIGURA 9. Convención de signos para momentos aerodinámicos



Fuente: Fundamental of Aerodynamics (2001)

1.5.3 Coeficientes aerodinámicos

Existen cantidades más fundamentales que las fuerzas y los momentos aerodinámicos; Estos son los coeficientes adimensionales de fuerza y de momentos. Definamos ρ_∞ y V_∞ como la densidad y la velocidad del flujo libre lejano al cuerpo. Ahora una cantidad dimensional llamada presión dinámica de flujo libre se define según la ecuación 7 como²⁰:

¹⁹Ibíd. 19 p.

²⁰ ANDERSON J (2001): p. 20

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (7)$$

Ahora los coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos se definen, así como lo muestran las ecuaciones 8 al 12:

Coeficiente de sustentación: $C_L = \frac{L}{q_{\infty} S} \quad (8)$

Coeficiente de arrastre: $C_D = \frac{D}{q_{\infty} S} \quad (9)$

Coeficiente de fuerza normal: $C_N = \frac{N}{q_{\infty} S} \quad (10)$

Coeficiente de fuerza axial: $C_A = \frac{A}{q_{\infty} S} \quad (11)$

Coeficiente de momento: $C_M = \frac{M}{q_{\infty} S l} \quad (12)$

Donde S y l son el área de referencia y la longitud de referencia pertenecientes al cuerpo geométrico de estudio. Estos coeficientes anteriormente mencionados se aplican a cuerpos tridimensionales como un ala o un avión. Pero, para cuerpos bidimensionales, las fuerzas y los momentos se dan por unidad de envergadura y se denotan sus coeficientes con minúsculas como se ve en las ecuaciones 13 a la 15²¹.

$$c_l = \frac{L'}{q_{\infty} c} \quad (13)$$

$$c_d = \frac{D'}{q_{\infty} c} \quad (14)$$

$$c_m = \frac{M'}{q_{\infty} c^2} \quad (15)$$

Además de las anteriores existen dos cantidades muy útiles como lo muestra las ecuaciones 16 y 17, hay que mencionar que p_{∞} es la presión de flujo libre²².

Coeficiente de presión: $C_p = \frac{p - p_{\infty}}{q_{\infty}} \quad (16)$

Coeficiente de fricción superficial: $c_f = \frac{\tau}{q_{\infty}} \quad (17)$

²¹Ibíd. p. 21

²² ANDERSON J. (2001): p. 21

1.6 ESTABILIDAD

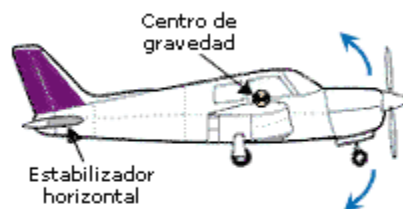
La estabilidad está más condicionada a la primera ley de Newton, que dice que un cuerpo en reposo tiende a seguir en reposo, y un cuerpo que tiene movimiento se mantiene en movimiento siempre y cuando no se le aplique una fuerza opuesta. Para el estudio de las aeronaves es necesario tener en cuenta la estabilidad, quiere decir que está en equilibrio. Veremos la estabilidad a partir del estudio que hacemos para la aeronave. Comenzaremos con la *estabilidad estática*, que es la capacidad de recobrar su posición de equilibrio después de sufrir una perturbación, esta puede ser positiva, neutra y negativa, ello depende de dónde se genere fuerza para generar desplazamiento o no.²³

También está la *estabilidad dinámica*, que es la capacidad de volver a su posición de equilibrio después de una perturbación donde hay oscilaciones. Es una fuerza que se opone al movimiento. Además de esta estabilidad dinámica horizontal hay estabilidad vertical que llamaremos *amortiguamiento vertical*, este sirve para los movimientos verticales, ya que normalmente la aeronave está en equilibrio y todas sus fuerzas en balance, pero esto no es constante por el ambiente donde debe funcionar la máquina. También está el *amortiguamiento del alabeo*, que ocurre por un giro, porque cuando se deja de estar en un equilibrio puede ser por un giro en el eje de alabeo o una perturbación proyectando mayor presión y peso a una de las alas. El amortiguamiento es muy importante en la aeronave para su buen funcionamiento.

1.6.1 Estabilidad Longitudinal

Es el movimiento de la aeronave sobre su eje transversal, esta determina el movimiento de cabeceo, sus características afectan el balance y el control de la aeronave. La necesidad de esta es evidente, ya que facilita estabilidad para que un vuelo sea seguro y confortable. La estabilidad longitudinal está dada por el estabilizador horizontal de cola (fig. 3), generando las fuerzas necesarias para contrarrestar a las fuerzas externas, esto se debe a que es una de las partes más alejadas del centro de gravedad, y genera una fuerza pequeña que generalmente hace una fuerza correctiva.

FIGURA 10. Estabilizador horizontal



²³Recuperado de <http://www.manuealvuelo.com/PBV/PBV16.html>, en enero de 2016.

Fuente: Manual de Vuelo (2016)

1.6.2 Estabilidad Lateral

Está dada por la estabilidad que se da en el eje longitudinal del avión, el cual da una estabilidad a partir de un deslizamiento lateral (fig. 11) que se genera después de una perturbación (ráfaga). Esto se genera por el diseño que de las alas.

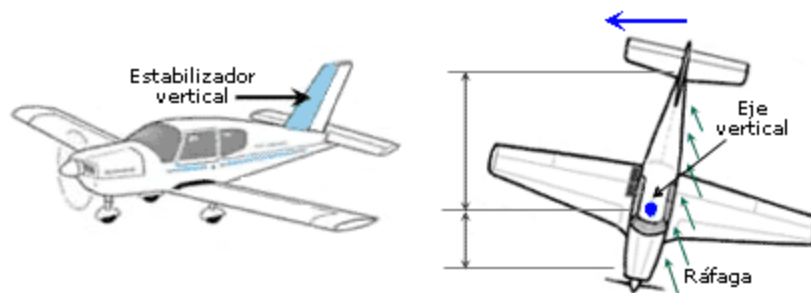
FIGURA 11. Desarrollo de la estabilidad lateral



Fuente: Manual de Vuelo (2016)

Y por último tenemos la estabilidad direccional, que es el movimiento sobre el eje vertical, da estabilidad sobre el eje de la giñada, este se da por el estabilizador vertical de cola (fig. 12).²⁴

FIGURA 12. Estabilizador vertical y estabilidad direccional



Fuente: Manual de Vuelo (2016)

²⁴Recuperado de <http://www.manuealvuelo.com/PBV/PBV16.html>, en enero de 2016.

Capítulo 2

Aeronave Cessna 182

La avioneta Cessna 182 fue la versión mejorada de la avioneta Cessna 180, la cual se estructuró bajo la licencia de dos países: Francia y Argentina. Esto sucedió en el año de 1956, donde se programó y se dio su primer vuelo. En 1957 empezó la divulgación en el mercado de la primera avioneta llamada 182A; dos años después se presentó el modelo 182B con el modelo 182C dando lugar a diferencias en su estructura las cuales se evidencian en el diseño exterior rápidamente, como la tercera ventanilla en la cabina y el rediseño de la cola. Posteriormente se trabajó en diferentes modelos y se dio a conocer uno nuevo, el 182E, que cuenta con un plus que lo hace diferente y óptimo: mayor peso máximo al despegue, contando también con una ventana trasera y un recorte del fuselaje.

Algunos años después, en 1977, se presentó la versión RG con algunos cambios a las versiones anteriores mejorando así la forma aerodinámica de la avioneta con la retractilidad del tren de aterrizaje, contando con un motor turbo Wyoming de 235hp que fue comercializado en el mercado en el año de 1979.

Al pasar de los años se dieron cambios significativos en los modelos 182G, 182P y 182Q, de forma consecutiva al orden antes nombrado, como ventanas traseras elípticas, cambio de perfil del alar y alargamiento de la cola. En el mercado se consiguen aún modelos como 182T convencional y T182T. Cabe destacar que los últimos cambios de estructura que se dieron fueron paneles de instrumentos nuevos y la instalación de un motor turboalimentado o Wyoming IO-240-AB-1^a5

2.1 DATOS DESCRIPTIVOS CESSNA 182

La avioneta Cessna 182 cuenta con un motor modelo O-470-U de manejo directo, con aire enfriado, horizontalmente opuesto de seis cilindros, con una potencia de 230 BHP nominal de 2400 rpm. Tiene una capacidad de aceite de 13 cuartos, de los cuales en el sumidero son 12 cuartos. El aceite es un aceite mineral para aviación MIL-L.6082.

Cuenta con dos tanques de almacenamiento para la gasolina de 46 galones cada uno, de los cuales solo se usan 88 galones. Su hélice es una hélice de velocidad constante C2A34C204/90DCB-8 de dos aspas con un diámetro máximo de 82 pulgadas y mínima de 80.5, con accionamiento hidráulico y consta de un ángulo de 15° de ajuste y de alto de 29.4°.

El peso estándar del avión vacío es de 1700 a 1754 lbs; con una carga máximo de 1260. Y los pesos máximos certificados del avión en las actividades de vuelo son: descenso, 2960 lbs.; despegue, 2950 lbs.; Aterrizaje, 2950 lbs. Además, los pesos en los compartimientos de equipaje son tipo “A” (silla para adulto) de 120 lbs., y tipo “B” (silla de niño) de 80 lbs.

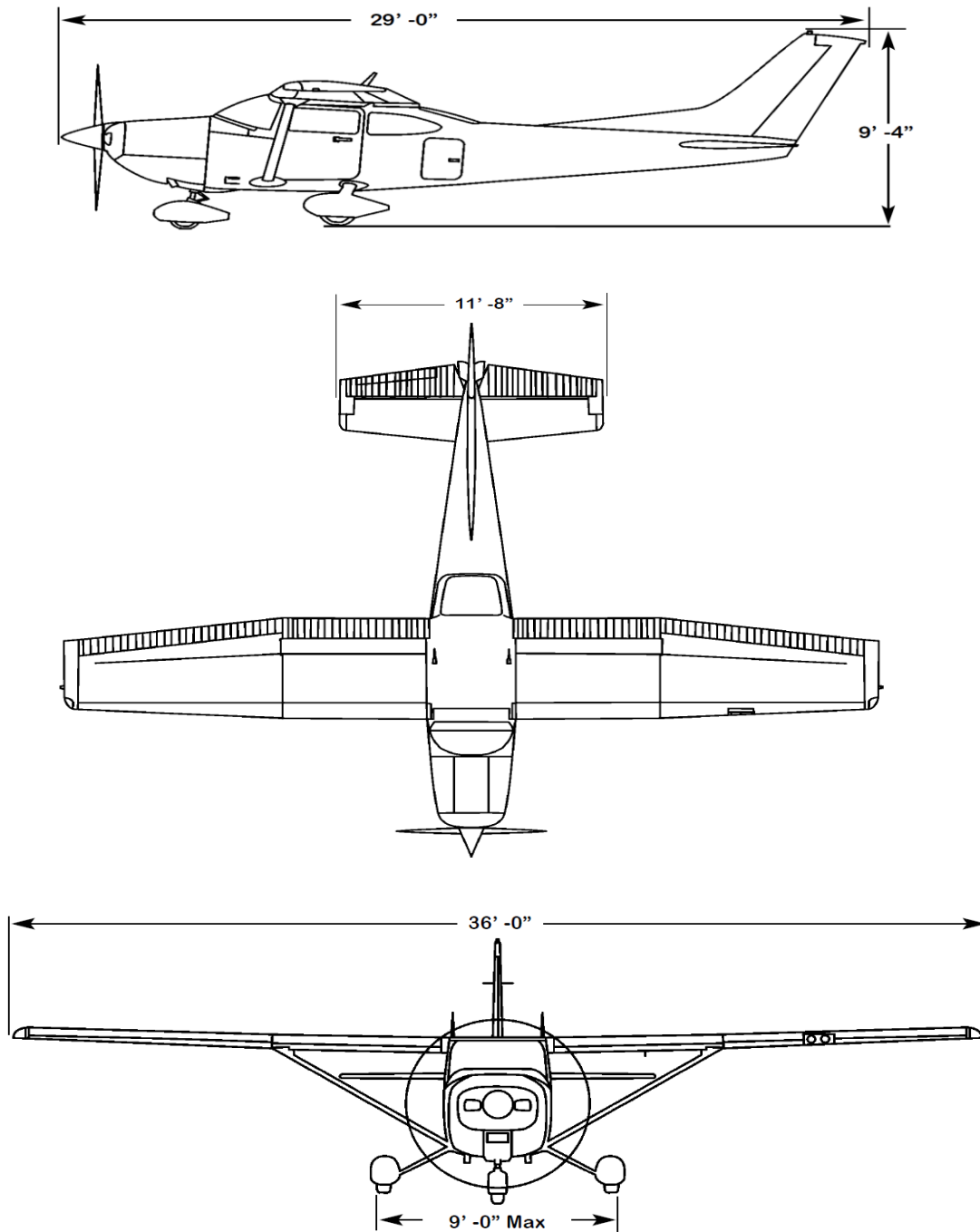
Tiene una longitud de 8.8 metros, con una envergadura de 11 metros y una altura de 2.8 metros, con una superficie alar de 16.2 metros. Tripulado por una persona y con capacidad para tres pasajeros. La avioneta tiene carga alar: 16.9 lbs/s ft y una carga de potencia: 12.8 lbs/hp.

2.2 DIMENSIONES DEL CESSNA 182Q

En la fig. 13 se muestran las dimensiones de la avioneta Cessna 182Q, en las encontramos las dimensiones aproximadas de la aeronave.

Longitud total	8.8m (29 pies)
Envergadura	11m (36.09 pies)
Altura total	2.8m (9 pies 4 pulgadas)
Ala	
• Extensión (general)	10.97m (36 pies)
• Área	16.2m ² (174 pies cuadrados)
Superficie alar	16.2m (52.49 pies)
Cabina	
• Altura (máx.)	1.23m (48.5 pulgadas)
• Longitud	3.4m (134 pulgadas)
• Ancho	1.07m (42 pulgadas)
Puerta de la cabina	
• Ancho (parte superior)	0.81m (0.32 pulgadas)
• Ancho (parte inferior)	0.93m (36.5 pulgadas)
• Altura frontal	1.04m (0.41 pulgadas)
• Altura posterior	0.98m (38.5 pulgadas)
La distancia entre ejes es	1.69 m (66.5 pulgadas)
• Distancia al suelo de la hélice	0.29m (10.87 pulgadas)
• Área de ala es	16.16 m ² (174 pies cuadrados)
• Radio de giro mínimo (punto de giro a la punta del ala exterior)	8,23 m (27 pies)

FIGURA13. Dimensiones de la avioneta Cessna 182Q



Fuente: Cessna 182Q

2.2.1 Perfil alar: NACA 2412

FIGURA 14. Perfil alar: NACA 2412



Fuente: Aerodinámica y Actuaciones del Avión

La avioneta Cessna 182 utiliza un perfil alar 2412 para la NACA (Comité Consejero Nacional para la Aeronáutica); el camber está localizada en el 40% de la longitud de la cuerda medida desde el borde de ataque, y tiene un máximo grosor de 12% de longitud de cuerda, que está ubicada a 30% (@30%C) de la cuerda medida desde el borde de ataque, además de un camber máximo del 2% de la longitud de la cuerda.

En la tabla 1 se ven el ángulo α y sus coeficientes: C_L = coeficiente de sustentación, C_D = coeficiente de resistencia, C_{Dp} = coeficiente de resistencia parasita, C_M = coeficiente de momento.

TABLA 1. Ángulo y coeficientes del perfil Alar NACA2412

alpha	C_L	C_D	C_{Dp}	C_M		
2	0,4563	0,00624	0,00186	-0,048	0,5052	0,8781
2	0,4823	0,0063	0,00195	-0,0473	0,4931	0,9041
3	0,5081	0,00639	0,00204	-0,0467	0,4812	0,9262
3	0,5347	0,0065	0,00214	-0,0462	0,4691	0,9447
3	0,5634	0,00661	0,00223	-0,0461	0,4573	0,9595
3	0,5934	0,00675	0,00232	-0,0465	0,4448	0,9709
4	0,6256	0,00692	0,00243	-0,0473	0,4312	0,9796

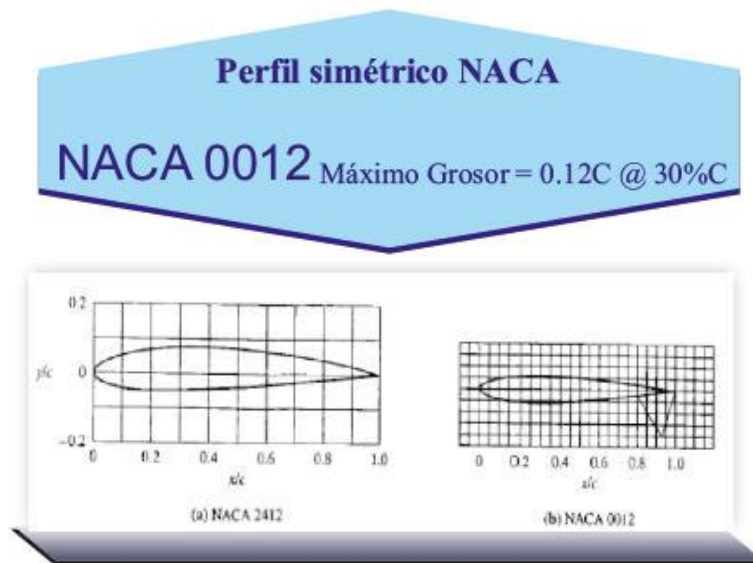
4	0,6973	0,00727	0,00266	-0,0508	0,3996	0,9885
4	0,7327	0,00747	0,00278	-0,0525	0,383	0,9926
5	0,7713	0,00769	0,00291	-0,0549	0,3636	0,9952
5	0,8116	0,00792	0,00306	-0,0577	0,3427	0,9983
5	0,8451	0,00815	0,00321	-0,059	0,3225	1
5	0,866	0,00836	0,00334	-0,0577	0,3049	1
6	0,8866	0,0086	0,00349	-0,0563	0,2862	1
6	0,907	0,00887	0,00367	-0,0548	0,2669	1
6	0,9274	0,00916	0,00386	-0,0534	0,2477	1
6	0,9481	0,00944	0,00405	-0,052	0,2288	1
7	0,9688	0,00975	0,00427	-0,0506	0,2104	1
7	0,9896	0,01006	0,0045	-0,0493	0,1931	1
7	10.106	0,01041	0,00475	-0,0481	0,1757	1
7	10.316	0,01078	0,00503	-0,0468	0,1586	1

Fuente: Airfoil Tools

2.2.2 Perfil de los elevadores y rudder: NACA 0012

El perfil alar de la avioneta Cessna (fig. 15), utiliza un perfil simétrico que usan el rudder (estabilizador horizontal) y el estabilizador vertical. Este perfil no tiene camber, sino solo espesor. En la tabla 2 se pueden ver el ángulo alfa y sus coeficientes: C_L = coeficiente de sustentación, C_D = coeficiente de resistencia, C_{Dp} = coeficiente de resistencia parasita, C_M = coeficiente de momento.

FIGURA 15. Perfil alar: NACA 0012



Fuente: Aircraft performance and design.

TABLA 2. Ángulo y coeficientes del perfil Alar NACA 0012

Alpha	CL	CD	CDp	CM		
2,500	0,268	0,006	0,002	0,004	0,420	0,901
2,750	0,294	0,006	0,002	0,004	0,392	0,915
3,000	0,320	0,006	0,002	0,005	0,364	0,929
3,250	0,346	0,007	0,002	0,005	0,337	0,941
3,500	0,373	0,007	0,002	0,006	0,309	0,951
3,750	0,400	0,007	0,002	0,006	0,280	0,960
4,000	0,428	0,007	0,002	0,006	0,254	0,969
4,250	0,459	0,008	0,002	0,005	0,226	0,974
4,500	0,490	0,008	0,003	0,005	0,199	0,979
4,750	0,521	0,008	0,003	0,004	0,173	0,984
5,000	0,557	0,008	0,003	0,002	0,149	0,985
5,500	0,627	0,009	0,003	-0,001	0,109	0,990
5,750	0,660	0,009	0,004	-0,003	0,094	0,992
6,000	0,694	0,010	0,004	-0,004	0,082	0,994
6,250	0,729	0,010	0,004	-0,006	0,071	0,996
6,500	0,764	0,010	0,004	-0,007	0,062	0,998
6,750	0,798	0,011	0,005	-0,009	0,055	0,999
7,000	0,827	0,011	0,005	-0,009	0,051	1,000
7,250	0,847	0,011	0,005	-0,008	0,046	1,000
7,500	0,869	0,011	0,006	-0,007	0,044	1,000
7,750	0,889	0,012	0,006	-0,005	0,040	1,000

2.2.3Aviónica

La aviónica del Cessna 182Q está compuesta por:

- Antena del markerbeacon:
 - ✓ GIA-63W NAVCOMM/GPS/WAAS con GSS #1.
 - ✓ GIA-63W NAV/COM/GPS/WAAS con GSS #2.
- Panel de audio digital con radio VHF markerbeacon/intercom GMA-1347
- Pantalla multifuncional (MFD) GDU-1044B
- Pantalla principal de vuelo (PFD) GDU-1044B

2.3 LIMITACIONES

Examinaremos algunos límites que tiene el Cessna para su buen funcionamiento antes de ver los procesos y procedimientos de vuelo.

2.3.1 Limitaciones del motor para operaciones de despegue y operaciones continuas

Los ángulos de las aspas de la hélice son de 30 pulgadas (baja de 15.0 ° y alta de 29.4°); el diámetro de la hélice es de mínimo de 80.5 pulgadas y máximo de 82 pulgadas. La presión del aceite es de mínimo de 10 psi., y máximo de 100 psi; y su motor tiene una potencia máxima de 230 BHP, donde su velocidad máxima es de 2400 RPM. La temperatura máxima en la cabeza del cilindro es de 460°F (238°C), y la temperatura máxima del aceite es de 240°F (116°C).

2.3.2 Pesos límites

El peso máximo en rampa de 2960 lb.; el peso máximo en despegue es de 2950 lb.; su peso máximo en aterrizaje es de 2950 lb.; y su peso máximo en compartimiento de equipaje, teniendo en cuenta que en el compartimiento A (o pasajero de silla de niño) hay entre 82 y 108 sitios, es decir 120 lb., y en el compartimiento B y equipaje de mano hay 108-136 sitios, que hace un total de 80 lb., de las cuales 25 lb. Son del área de equipaje de mano. Así, la capacidad de peso máximo de las áreas de equipaje, incluida el área e equipaje de mano, es de 200 lb.

2.3.3 Límite del centro de gravedad

Rango en el centro de gravedad:

Popa: 48.5 pulgadas popa de punto de referencia de todos los pesos.

Punto de referencia: cara frontal del servidor de seguridad

Delante: 33.0 pulgadas popa del punto de referencia, es decir, 2250 lb, o menos, con variación de línea recta a 39,5 pulgadas de la popa, que es de 2950 libras.

2.3.4 Límites de maniobra

Este aeroplano está certificado en la categoría normal. La categoría normal es aplicada a las aeronaves destinadas a operaciones no acrobáticas. Están incluidas en el conjunto de aquellas que no hacen ninguna maniobra incidental para un vuelo normal, y esto se demuestra con los puestos (excepto los puestos de látigo), las luces, los giros cerrados en los que el ángulo de alabeo no mayor a 60°.

2.3.5 Límites del factor de carga en vuelo

Factores de carga en vuelo: flaps arriba entre +3.8° y -1. 52°.flaps abajo: +2.0°. Los factores de carga de diseño son el 150% de lo anterior, y en todo caso, la estructura cumple o excede las cargas de diseño.

2.3.6 Límites en los tipos de operación

El aeroplano está equipado para volar de día con VFR, y puede ser equipado para la noche con VFR o IFR. Parte 91 establece los requisitos mínimos de instrumentación y equipamiento para estas operaciones. Los tipos de referencias de operaciones de vuelo se encuentran sobre el cartel de limitaciones de operación, y muestra los equipos instalados en el momento de la emisión del Certificado de Aeronavegabilidad.

El vuelo con condiciones de hielo está prohibido.

2.3.7 Limitaciones de combustible

Para garantizar la capacidad máxima de combustible cuando se recarga, y minimizando la alimentación cruzada cuando aparca en la superficie inclinada, se coloca la válvula selectora de combustible en cualquier posición: izquierda o derecha.

En despegue y en tierra se puede manejar la válvula selectora de combustible en ambas posiciones. En operación, cada tanque, izquierdo o derecho, está limitado únicamente al nivel de vuelo. En el caso de que se tenga $\frac{1}{4}$ del tanque o menos, se debe prolongar el vuelo sin coordinación. Está prohibido operar cada tanque en el nivel de vuelo.

Grados de combustible aprobados (y colores): 100litros Grados de Combustible de Aviación (azul), 100 (anteriormente 100/130) Grados de Combustible de Aviación (verde).

2.4 OTRAS LIMITACIONES

2.4.1 Limitaciones en los flaps

El rango aprobado para el despegue es de 0° - 20° , y el rango aprobado para el aterrizaje es de 0° - 40° .

A continuación, vamos a tratar temas de lógica difusa, tema que nos concentra para el control de la aeronave con las características anteriormente vistas.

2.5 LÓGICA DIFUSA

La lógica difusa se basa en una idea similar a los procesos de sensación e inferencia humanas. A diferencia de la estrategia de control clásica, que es un control punto a punto, la lógica difusa es un control de lo general a lo general (o de lo general a lo puntual). La lógica difusa se usa en la vida diaria: por ejemplo, alguien responde a una encuesta acerca

de cómo está satisfecho escogiendo entre opciones como “muy satisfecho”, “poco satisfecho”, “nada satisfecho”, etc.²⁵

La implementación de técnicas de lógica difusa para aplicaciones reales requiere de tres pasos:

1. Difusificación: convertir los datos clásicos o nítidos en datos difusos o funciones de membrecía.
2. Proceso de inferencia difusa: combina funciones de membrecía con reglas de control para derivar la salida difusa.
3. Desdifusificación: Usa métodos diferentes para calcular cada salida y para ponerla en una tabla de verificación. Luego se escoge la salida de la tabla de verificación basado en la entrada actual durante una aplicación.

2.6 CONJUNTO DIFUSO

El concepto de conjunto difuso es una extensión del conjunto clásico o conjunto nítido; el conjunto nítido solamente contiene membrecías o elementos de pertenencia de '0' o '1', en otras palabras, pertenece al conjunto o no pertenece. Por ejemplo, la temperatura se define como alta si su rango va de 80° C hacia arriba, pero no tiene nada que ver con una temperatura de 70° C. En cambio, el conjunto difuso toma un amplio rango de temperaturas incluyendo temperaturas de 0°C. El grado exacto en que 0°C contribuye al conjunto depende de la función de membrecía. Esto implica que el conjunto difuso usa un universo de discurso como su base, y considera un infinito número de grados de membrecía en un conjunto;²⁶ de esta manera el conjunto clásico de pertenencia o no pertenencia es un subconjunto del conjunto difuso.

2.7 CONJUNTO CLÁSICO DE OPERACIONES

Un conjunto clásico es una colección de objetos en un rango dado con un límite definido en donde un objeto puede pertenecer o no pertenecer a un conjunto. Por ejemplo, el conjunto F es una facultad con sus miembros x_1, x_2, x_3, \dots en una universidad:

$$F = \{x_1, x_2, x_3, x_4, \dots\}$$

F es llamado el universo del discurso, y los miembros de la facultad son sus elementos; las relaciones entre los diferentes elementos se describen en la Fig. 16, donde el conjunto son los alumnos de ciencias de computación y el conjunto B son los alumnos de ciencias de

²⁵Bai y Wang, (2006): p. 17.

²⁶Bai y Wang, (2006): p. 17.

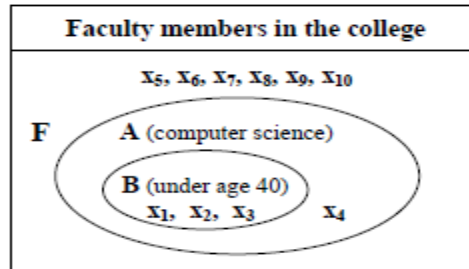
computación menores de 40 años; aquí sus operaciones básicas son complemento, intersección y unión.²⁷

$$\text{Complemento de } A (A^c) \quad A^c(x) = 1 - A \quad (18)$$

$$\text{Intersección de } A \text{ y } B (A \cap B) \quad A \cap B = A(x) \cap B(x) \quad (19)$$

$$\text{Unión de } A \text{ y } B (A \cup B) \quad A \cup B = A(x) \cup B(x) \quad (20)$$

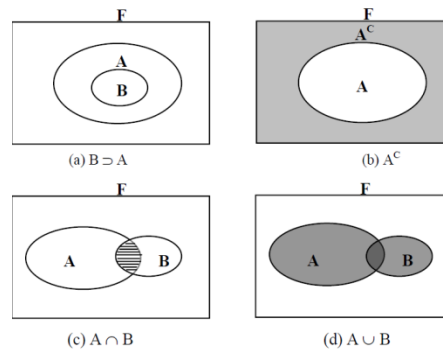
FIGURA 16 Conjunto clásico de miembros de una facultad



Fuente: Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications

La representación de las anteriores operaciones está graficada en la Fig. 17. Aquí hay un límite definido entre los elementos para diferentes conjuntos y los conjuntos no se pueden mezclar unos con otros, pero en los conjuntos difusos, las reglas son distintas.²⁸

FIGURA 17 Conjuntos clásicos y operador



Fuente: Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications

2.8 ASIGNACIÓN DEL CONJUNTO CLÁSICO A FUNCIONES

Los conjuntos clásicos se pueden asignar a funciones, en otras palabras, podemos relacionar formas teóricas a representaciones teóricas. Si asumimos que X y Y son diferentes

²⁷Ibid. p. 20.

²⁸Bai y Wang, (2006): p. 20.

universos de discurso; si un elemento x pertenece a X y él corresponde a un elemento y que pertenece a Y , la *asignación* se puede expresar así:

$$\mu_A(x) = \begin{cases} 1, (x \in A) \\ 0, (x \notin A) \end{cases} \quad (21)$$

Aquí $\mu(x)$ representa la membrecía en un conjunto A para un elemento x del universo. Retomando el ejemplo de la universidad, definimos los miembros de la facultad que contiene dos subconjuntos A y B , como un nuevo conjunto $P(x)$ como:

$$P_{(x)} = \{A, B\} \quad (22)$$

Ahora hacemos la asignación desde el universo de discurso F a otro universo de discurso Y con elementos 0o1 como lo muestra la ecuación 23.²⁹

$$M(P_{(x)}) = \{(1,1,1,1,0,0,0,0,0), (1,1,1,0,0,0,0,0,0)\} \quad (23)$$

Ahora hacemos una nueva definición de las operaciones de dos conjuntos clásicos en el universo F :

$$\text{Unión: } A \cup B = \mu_A(x) \cup \mu_B(x) = \text{máx.}(\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (24)$$

$$\text{Intersección: } A \cap B = \mu_A(x) \cap \mu_B(x) = \text{min.}(\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (25)$$

$$\text{Complemento: } A^C = F \setminus A \quad (26)$$

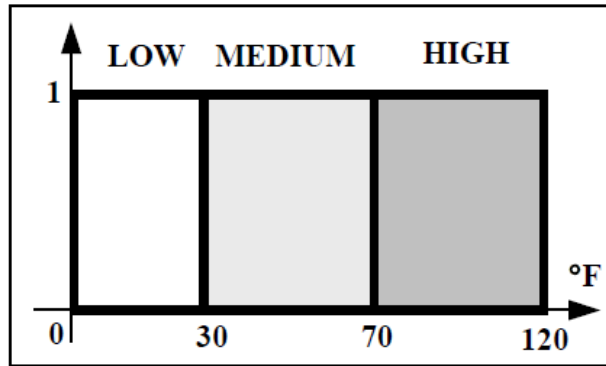
Retomando el ejemplo de arriba, un alumno pertenece completamente a un conjunto A ($\mu_A(x) = 1$) si está en el departamento de ciencias de la computación, o no tiene nada que ver con el conjunto A ($\mu_A(x) = 0$) si no pertenece a este departamento. Se evidencia aquí que la pertenencia o membrecía tiene sólo valores de 1 o 0 si un elemento pertenece o no pertenece a un conjunto.

Si tomamos ahora los conjuntos difusos vemos que un conjunto difuso le permite a un miembro pertenecer a un conjunto en un grado parcial. Por ejemplo, al usar otra vez los rangos de temperatura dividimos la temperatura en tres categorías baja (0 - 30 ° C), media (30 - 70°C) y alta (70 - 120°C) esta es una definición basada en el punto de vista de los conjuntos clásicos como lo vemos en la Fig. 18.³⁰

²⁹Bai y Wang, (2006): p. 21.

³⁰*Ibid.*

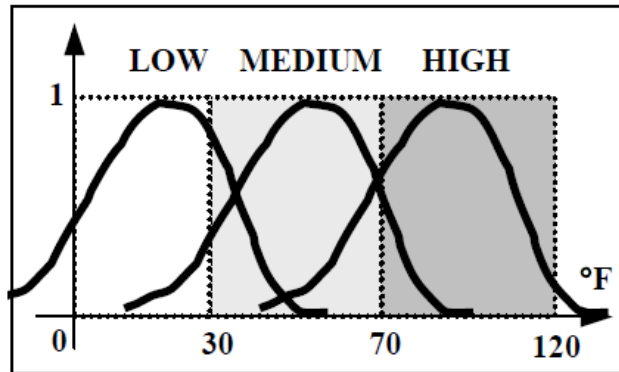
FIGURA 18. Subdivisión en conjuntos clásicos



Fuente: Fundamentals of fuzzylogic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications

Aquí desde el punto de vista de conjuntos clásicos, una temperatura solamente puede pertenecer a uno de los subconjuntos alto, medio o bajo. Por otro lado, si usamos el punto de vista de los conjuntos difusos, una misma temperatura puede pertenecer a uno dos tres o más subconjuntos al mismo tiempo, como lo muestra la Fig. 19.

FIGURA 19. Subdivisión en conjuntos difusos



Fuente: Fundamentals of fuzzylogic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications

Tomemos como ejemplo la temperatura de 40°C: dicho valor tiene un grado de pertenencia del 0.3 al subconjunto de baja temperatura y un grado de pertenencia del 0.7 al subconjunto de media temperatura. En la Fig. 19 la línea punteada representa los subconjuntos desde el punto de vista clásico.

Asumamos que tenemos un conjunto difuso A, si un elemento x es un miembro de un conjunto difuso A, la asignación se denota así:

$$\mu_A(x) \in [0,1] \quad (A = (x, \mu_A(x)|x \in X)) \quad (27)$$

Un subconjunto difuso A con un elemento x tiene una función de membresía $\mu_A(x)$. Cuando el universo de discurso X es finito y discreto, esta asignación se puede expresar como:

$$A = \frac{\mu_A(x_1)}{x_1} + \frac{\mu_A(x_2)}{x_2} + \dots = \sum_i \frac{\mu_A(x_i)}{x_i} \quad (28)$$

Hay que denotar aquí que los signos '+' son el operador 'o' lógico y el signo de división se denomina separador; de otro lado, si estamos tratando con un universo X continuo e infinito, el conjunto difuso Ha, se representa así:³¹

$$A = \int \frac{\mu_A(x)}{x} \quad (29)$$

De igual manera que los conjuntos clásicos, los difusos tienen operaciones básicas como unión intersección y complemento, y las definimos así:

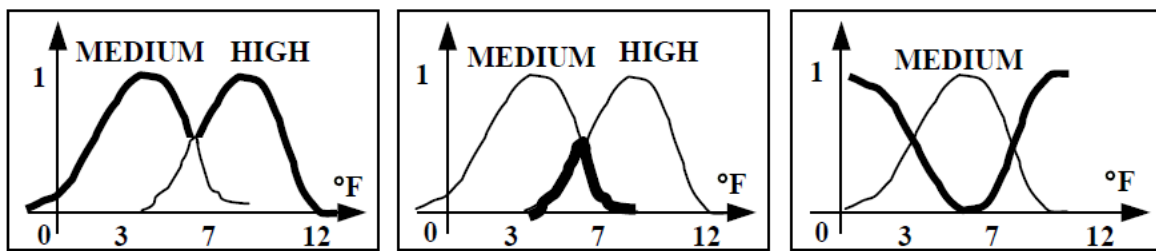
$$\text{Unión: } A \cup B = \mu_A(x) \cup \mu_B(x) = \max. (\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (30)$$

$$\text{Intersección: } A \cap B = \mu_A(x) \cap \mu_B(x) = \min. (\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (31)$$

$$\text{Complemento: } A^c = F \setminus A \quad (32)$$

Donde A y B son conjuntos difusos, x es un elemento del universo del discurso X. Las representaciones gráficas de estas operaciones se ven en la Fig. 20.

FIGURA 20. Operaciones de conjuntos difusos



Unión de conjuntos difusos

Intersección de conjuntos difusos

Complemento de conjuntos difusos

Fuente: Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications

³¹ Bai, Y. y Wang, D. (2006). *Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications*. Sine loco: Springer, p. 22.

Ahora se explicará en qué consiste cada operación en conjuntos difusos; la operación de unión es seleccionar el miembro máximo de los miembros en los conjuntos, la intersección es la selección del mínimo miembro en los conjuntos.³²

2.9 DIFUSIFICACIÓN Y FUNCIONES DE MEMBRECÍA

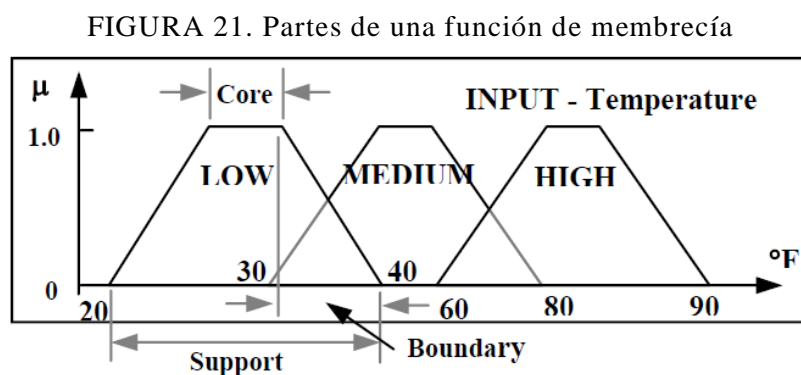
Para resolver problemas reales necesitamos tres pasos para aplicar estas técnicas de lógica difusa: difusificación, inferencia difusa y desfusificación.

La difusificación es el primer paso para implementar un sistema de inferencia el cual toma datos nítidos y los convierte en difusos, y luego convierte esos difusos en datos nítidos al terminar un proceso de inferencia.

La difusificación involucra dos procesos: derivar las funciones de membrecía para las variables de entrada y de salida, y la representación en variables lingüísticas, esto es convertir un conjunto clásico en uno difuso con grados de pertenencia variables.

Las funciones de membrecía pueden tener distintas formas dependiendo de su aplicación, cuando los sistemas necesitan una variación significativa en un corto período de tiempo, se usan las funciones triangulares o trapezoidales. Si los sistemas necesitan una precisión de control muy alta, se usan curvas en S o curvas gaussianas.³³

Tomando como ejemplo una gráfica de unos conjuntos difusos en un sistema de aire acondicionado como lo muestra la Fig. 21, encontramos que las funciones de membrecía (los trapezoides) tiene varias partes, el núcleo (core) que es donde la función de membrecía es '1' y los límites (boundary), donde la función de membrecía de un elemento está entre '0' y '1' pero no incluye ni '0' ni a '1'.



Fuente: Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications

Luego que se seleccionan las funciones de membrecía para la salida y la entrada se definen las reglas de control difuso.

³²Bai y Wang, (2006): p. 23.

³³Ibid p. 25.

2.10 REGLAS DE CONTROL DIFUSO

Un control difuso es el conocimiento de un experto en un área de aplicación; la regla difusa es una secuencia de *si entonces*, que originan algoritmos de acciones a tomar de acuerdo a una información actual de un sistema que incluye las entradas y las salidas o retroalimentaciones. Todo esto basado en el conocimiento de un experto.

Se usan principalmente dos tipos de reglas: las reglas de asignación difusa y las reglas de implicación difusa.

2.11 DESDIFUSIFICACIÓN

El eje de una asignación difusa es una gráfica difusa, que describe las relaciones entre las entradas y las salidas difusas. Cuando se tiene mucha complicación para derivar relaciones entre entradas y salidas se debe usar la lógica difusa como solución. Dichas reglas funcionan similarmente a la intuición humana, donde cada cuadro de asignación de reglas solamente aproxima un número limitado de elementos para la función, así, debe usarse un grupo de reglas de asignación difusa para la solución de la función.³⁴

Siguiendo un ejemplo de un control de un aire acondicionado, donde T y \dot{T} representan temperatura y cambio de temperatura respectivamente, y el cruce de columnas representa la salida o velocidad del motor del aire acondicionado. Se explicará la tabla 3, donde las columnas y las filas representan dos entradas y dichas entradas están relacionadas con reglas tipo *si* y *entonces*. La parte que corresponde al *entonces* viene en el cruce de las columnas con las líneas, esta sería la salida.

TABLA 3 Ejemplo de reglas de lógica difusa

$\dot{T} \backslash T$	LOW	MEDIUM	HIGH
LOW	FAST	MEDIUM	MEDIUM
MEDIUM	FAST	SLOW	SLOW
HIGH	MEDIUM	SLOW	SLOW

Fuente: Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications

³⁴Bai y Wang, (2006): p. 28.

Una frase que se podría obtener a partir de la tabla 3 sería: *si* el cambio de temperatura es bajo y la temperatura es baja *entonces* la velocidad del motor es *alta*.

Capítulo 3

Modelo matemático para la aeronave Cessna 182

La función de transferencia genera la relación entre una entrada y una salida en un sistema. En nuestro caso, especifica la relación entre las variables movimiento, la velocidad horizontal (u), velocidad vertical (w) y ángulo de cabeceo(θ), y, la entrada de control variación del ángulo del elevador (δe).

Dichas funciones de transferencia se obtienen a partir de la relación de la transformada de Laplace de la salida entre la transformada de Laplace de la entrada.

El desarrollo matemático es con el objetivo de encontrar las funciones de transferencia del ángulo de ataque, la velocidad horizontal (u) y la velocidad vertical (w) con respecto al cambio del ángulo del elevador o timón de profundidad

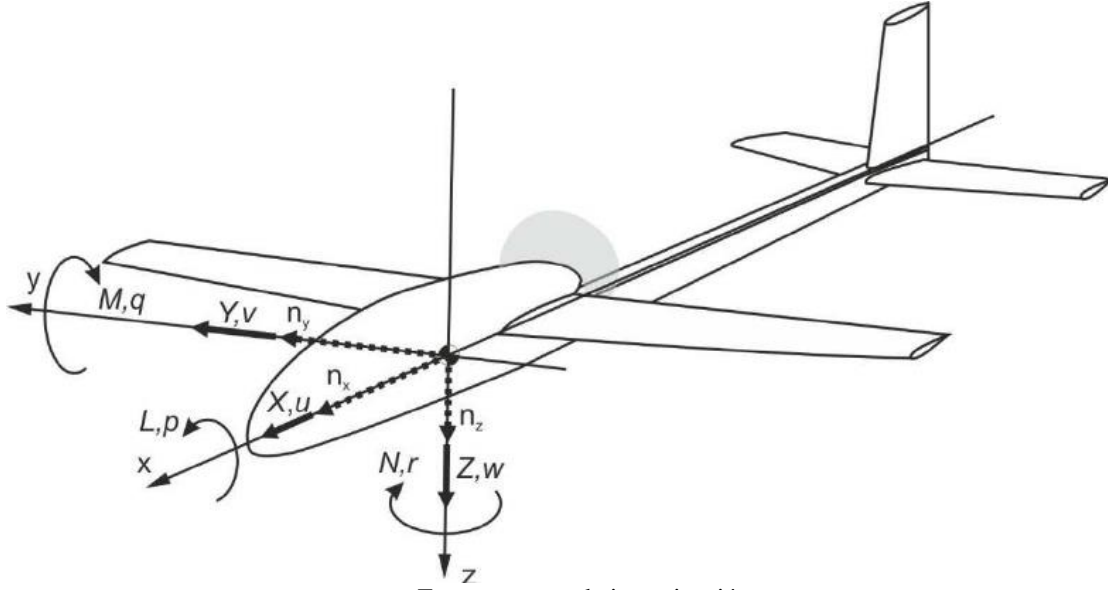
Para poder modelar matemáticamente tendremos que hacer unas suposiciones en la aeronave:

- Es un cuerpo rígido.
- Velocidades menores a la velocidad del sonido.
- Vuela en alturas atmosféricas, menos de 5000 pies de altura.
- Se considera nula la rotación, por esta razón el sistema de coordenadas de la tierra (superficie) es inercial.
- Se considera la Gravedad de la Tierra constante.
- El origen del sistema de coordenadas de la aeronave es el mismo de su centro de gravedad.

3.1 Expresiones matemáticas y leyes

Todas las ecuaciones parten de un marco de referencia inercial donde el momento de inercia está constantemente cambiando, ya sea por el tiempo o por la traslación de la aeronave. Si se hace el estudio en cada instante, la solución de las ecuaciones de fuerza y momento resultaría más difícil, por lo que para la solución del modelamiento matemático se usa un sistema de ejes de movimiento que se muestra en la Fig. 22.

FIGURA 22 Ejes y rotaciones



Las notaciones para ejes del cuerpo de la avioneta son: L = momento de alabeo; M = momento de cabeceo; N = momento de guiñada; p = velocidad del alabeo; q = velocidad del cabeceo; r = velocidad de la guiñada; [X, Y, Z] = componentes de la fuerza aerodinámica resultante; [U, v, w] = componentes de la velocidad de C (centro de gravedad) respecto a la atmósfera; [n_x, n_y, n_z] = componentes de la carga.

Para iniciar el modelamiento matemático partiremos de la ecuación 33 de fuerza:

$$F = m \left(\frac{dv}{dt} \right)_i \quad (33)$$

Donde m = 2650 lb.

La aceleración va a ser medida respecto a un marco de referencia inercial (i).

Donde el Momento está dado por la ecuación 34:

$$M = \left(\frac{dH}{dt} \right)_i = \left(\frac{d(I\omega)}{dt} \right)_i = \left(\frac{dI}{dt} \right)_i \omega + I \left(\frac{d\omega}{dt} \right)_i \quad (34)$$

El momento angular (H) con respecto al tiempo (t).

Se aplica la ley de Poisson porque el avión es un sistema que va variando todas sus fuerzas y momentos.

$$\left(\frac{d\vec{A}}{dt} \right)_i = \left(\frac{d\vec{A}}{dt} \right)_b + \omega_{i,b}^b \times \vec{A}_b \quad (35)$$

Las ecuaciones vectoriales de Fuerza son 36-38, donde el vector velocidad es $v = (U, V, W)$.

$$F_x = m(\dot{U} + qW - rV) \quad (36)$$

$$F_y = m(\dot{V} + rU - pW) \quad (37)$$

$$F_z = m(\dot{W} + pV - qU) \quad (38)$$

Las ecuaciones vectoriales de Momento son 39-41, donde la aceleración angular $\omega = (p, q, r)$

$$L = \dot{p}I_x - I_{xz}(pq + \dot{r}) + qr(I_z - I_y) \quad (39)$$

$$M = \dot{q}I_y + rp(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \quad (40)$$

$$N = \dot{r}I_z - I_{xz}(\dot{p} - qr) + pq(I_y - I_x) \quad (41)$$

Se aplica la teoría de la pequeña perturbación, donde se asume que el movimiento del avión tiene pequeñas desviaciones con respecto a su vuelo estable, donde todas las variables se suman una pequeña perturbación como se ve en el grupo de ecuaciones 42-53.

$$\begin{array}{lll} U = U_0 + \Delta U & V = V_0 + \Delta V & W = W_0 + \Delta W \\ p = p_0 + \Delta p & q = q_0 + \Delta q & r = r_0 + \Delta r \\ F_x = F_{x0} + \Delta F_x & F_y = F_{y0} + \Delta F_y & F_z = F_{z0} + \Delta F_z \\ L = L_0 + \Delta L & M = M_0 + \Delta M & N = N_0 + \Delta N \end{array} \quad (42-53)$$

Las ecuaciones del movimiento con las de pequeñas perturbaciones, sirven para linealizar el sistema de ecuaciones y así facilitar su desarrollo, como se ve en el grupo de ecuaciones 54-64.

$$\begin{array}{lll} u = \frac{\Delta U}{U_0} & v = \frac{\Delta V}{U_0} & w = \frac{\Delta W}{U_0} \\ \Delta C_x = \frac{\Delta F_x}{1/2\rho U_0^2 S} & \Delta C_y = \frac{\Delta F_y}{1/2\rho U_0^2 S} & \Delta C_z = \frac{\Delta F_z}{1/2\rho U_0^2 S} \\ \Delta C_l = \frac{\Delta L}{1/2\rho U_0^2 S} & \Delta C_m = \frac{\Delta M}{1/2\rho U_0^2 S c} & \Delta C_n = \frac{\Delta N}{1/2\rho U_0^2 S b} \end{array} \quad (54-62)$$

$$\Delta\alpha \approx \frac{\Delta W}{U_0} = W \quad (63)$$

$$\Delta\beta \approx \frac{\Delta N}{U_0} = v \quad (64)$$

En el desarrollo de las ecuaciones llegamos a las ecuaciones adimensionales del movimiento, como hace muestran el grupo de ecuaciones 65 a 70

$$\begin{aligned} \Delta C_x &= \frac{mU_0}{1/2\rho U_0^2 S} \cdot \dot{u} & \Delta C_y &= \frac{mU_0}{1/2\rho U_0^2 S} \cdot (\Delta\beta + r) & \Delta C_z &= \frac{mU_0}{1/2\rho U_0^2 S} \cdot (\Delta\dot{\alpha} - q) \\ \Delta C_l &= \frac{pl_x - r\dot{l}_{xz}}{1/2\rho U_0^2 Sb} & \Delta C_m &= \frac{l_y \dot{q}}{1/2\rho U_0^2 S \bar{c}} & \Delta C_n &= \frac{(rl_z - \dot{p}l_{xz})}{1/2\rho U_0^2 Sb} \end{aligned} \quad (65-70)$$

Linealización del movimiento: las ecuaciones anteriormente vistas se pueden desarrollar en series de Taylor, así se obtienen las ecuaciones linealizadas en función de las derivadas de estabilidad. Así es más fácil desacoplar las ecuaciones del movimiento longitudinal respecto a las ecuaciones de movimiento lateral. De la 71-76.

$$\begin{aligned} \Delta C_x &= \frac{\partial C_x}{\partial u} u + \frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \Delta\alpha + \frac{\partial C_x}{\partial \theta} \Delta\theta + \frac{\partial C_x}{\partial \dot{\alpha}} \Delta\dot{\alpha} + \frac{\partial C_x}{\partial q} q + \frac{\partial C_x}{\partial \delta_e} \Delta\delta_e \dots \\ \Delta C_y &= \frac{\partial C_y}{\partial \beta} \Delta\beta + \frac{\partial C_y}{\partial \varphi} \Delta\varphi + \frac{\partial C_y}{\partial \dot{\beta}} \Delta\dot{\beta} + \frac{\partial C_y}{\partial p} p + \frac{\partial C_y}{\partial r} r + \frac{\partial C_y}{\partial \delta_a} \Delta\delta_a + \frac{\partial C_y}{\partial \delta_r} \Delta\delta_r \dots \\ \Delta C_z &= \frac{\partial C_z}{\partial u} u + \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \Delta\alpha + \frac{\partial C_z}{\partial \theta} \Delta\theta + \frac{\partial C_z}{\partial \dot{\alpha}} \Delta\dot{\alpha} + \frac{\partial C_z}{\partial q} q + \frac{\partial C_z}{\partial \delta_e} \Delta\delta_e \dots \\ \Delta C_l &= \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \Delta\beta + \frac{\partial C_l}{\partial \dot{\beta}} \Delta\dot{\beta} + \frac{\partial C_l}{\partial \varphi} \Delta\varphi + \frac{\partial C_l}{\partial p} p + \frac{\partial C_l}{\partial r} r + \frac{\partial C_l}{\partial \delta_a} \Delta\delta_a + \frac{\partial C_l}{\partial \delta_r} \Delta\delta_r \dots \\ \Delta C_m &= \frac{\partial C_m}{\partial u} u + \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \Delta\alpha + \frac{\partial C_m}{\partial \theta} \Delta\theta + \frac{\partial C_m}{\partial \dot{\alpha}} \Delta\dot{\alpha} + \frac{\partial C_m}{\partial q} q + \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e} \Delta\delta_e \dots \\ \Delta C_n &= \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \Delta\beta + \frac{\partial C_n}{\partial \dot{\beta}} \Delta\dot{\beta} + \frac{\partial C_n}{\partial \varphi} \Delta\varphi + \frac{\partial C_n}{\partial p} p + \frac{\partial C_n}{\partial r} r + \frac{\partial C_n}{\partial \delta_a} \Delta\delta_a + \frac{\partial C_n}{\partial \delta_r} \Delta\delta_r \dots \end{aligned} \quad (71-76)$$

3.2 Ecuaciones para aproximación fugoide

Para obtener la función de transferencia de velocidad horizontal u , nos concentraremos en modo fugoide de vuelo. La aproximación fugoide de la función de transferencia se obtiene a partir del sistema de ecuación 77.

$$\begin{bmatrix} \Delta y \\ \dot{W} \\ 0 \\ \Delta \theta \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \Delta \mu \\ W \\ q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{x\delta e}{m} \\ \frac{z\delta e}{m} \\ M\delta e \\ 0 \end{bmatrix} \Delta \delta e \quad (77)$$

La matriz A (ecuación 78) es una función de movimiento longitudinal.

$$A = \begin{bmatrix} \frac{xu}{m} & \frac{xw}{m} & 0 & -g \\ \frac{zu}{m} & \frac{zw}{m} & u_0 & 0 \\ M\delta e & Mw & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (78)$$

Luego de simplificaciones, se genera las de ecuaciones diferenciales longitudinales, posteriormente a partir de estas ecuaciones le aplicamos transformada de Laplace y a su vez dividimos esas transformadas entre el cambio de flexión del elevador. Se generan las siguientes funciones de transferencia, ecuaciones 79-81.

$$Gu\delta e = \frac{a_t + a_u}{f(s)} \quad (79)$$

$$Gw\delta e = \frac{b_z s^2 + b_e s + b_z}{f(s)} \quad (80)$$

$$G\theta\delta e = \frac{c_x s^2 + c_i s + c_B}{f(s)} \quad (81)$$

Donde $f(s) = As^2 + Bs + C$ (82)

Además los coeficientes de las funciones de transferencia son:

$$a_t = u_0 \left(M\delta e \frac{xw}{m} - Mw \frac{x\delta e}{m} \right) - gM\delta e \quad (83)$$

$$a_0 = g \left(M\delta e \frac{zw}{m} - Mw \frac{z\delta e}{m} \right) \quad (84)$$

Y los coeficientes de la función $f(s)$ son:

$$A = -u_0 M_w \quad (85)$$

$$B = \frac{u_0}{m} X_u M_w \quad (86)$$

$$C = \frac{g}{m} Z_u M_w \quad (87)$$

Las variables que se utilizaron son:

u = velocidad longitudinal.

α = ángulo de ataque

θ = ángulo de cabeceo

q = momento de cabeceo

δ_e = deflexion del timon de profundidad

3.3 Ecuaciones para aproximación periodo corto

Para obtener la función de transferencia para la velocidad vertical w tomamos la aproximación de periodo corto. Para esto usamos la ecuación 88:

$$(SI - A) \begin{bmatrix} \bar{W} \\ \bar{q} \end{bmatrix} = B \Delta \delta_e \quad (88)$$

Donde la matriz B es:

$$B = \begin{bmatrix} \frac{Z\delta_e}{m} \\ \frac{M\delta_e}{I_y} + \frac{M\dot{w}}{I_y} \frac{Z\delta_e}{m} \end{bmatrix} \quad (89)$$

Luego de resolver la ecuación 89 obtenemos:

$$Gw\delta_e = \frac{a_1 s + a_0}{f(s)} \quad (90)$$

$$G\theta\delta_e = \frac{b_1 s + b_0}{sf(s)} = \frac{G_q \delta_e}{s} \quad (91)$$

$$f(s) = s^2 + c_1 s + c_0 \quad (92)$$

Donde los coeficientes son:

$$a_1 = \frac{Z\delta_e}{mu_0} \quad (93)$$

$$a_0 = u_0 \frac{M\delta_e}{I_y} - \frac{Mq}{I_y} \frac{Z\delta_e}{m} \quad (94)$$

$$c_1 = -\left(\frac{Zw}{m} + \frac{Mq}{I_y} + \frac{M\dot{w}}{I_y} a_0\right) \quad (95)$$

$$c_0 = -u_0 \frac{Mw}{I_y} + \frac{Mq}{I_y} \frac{Z\delta_e}{m} \quad (96)$$

Luego del reemplazo numérico la **función de transferencia** para la **velocidad horizontal** (u) es:

$$Gw\delta_e = \frac{-833,73s - 0,653}{56,88s^2 + 0,014s + 0,015} \quad (97)$$

Para la velocidad vertical (w) se resuelve numéricamente la ecuación 98, obteniendo la siguiente función de transferencia para periodo corto.

$$G\theta\delta e = \frac{0,000046s+0,132}{56,88s^2+0,014s+0,015} \quad (98)$$

3.4 Derivadas de estabilidad

A continuación, se nombran todas las derivadas y los coeficientes longitudinales de estabilidad, utilizadas en el desarrollo matemático de las funciones de transferencia de velocidad horizontal (u), velocidad vertical (w) y ángulo de cabeceo (θ).

1. Derivada de fuerza longitudinal respecto del ángulo de ataque

$$C_{xa} = C_l - C_{Da} \quad (99)$$

2. Derivada de sustentación de la aeronave

$$C_{za} = -C_{la} \quad (100)$$

3. Derivada de momento del avión al variar el ángulo de ataque

$$C_{ma} = -C_{la} \cdot (N_0 - \bar{X}_{cg}) \quad (101)$$

4. Derivada de estabilidad de la variación de la velocidad longitudinal en el eje longitudinal

$$C_{x\hat{u}} = -2 \cdot C_d - C_{du} \quad (102)$$

5. Derivada de estabilidad de la variación de la velocidad longitudinal en el eje vertical

$$C_{z\hat{u}} = \left(\frac{2}{\rho V S} \left[\frac{\partial T}{\partial u} \right] - 2 \cdot (C_{D0} + C_{L0} \tan \theta_0) \right) \cdot \sin \alpha_T - M \cdot \left(\frac{\partial C_D}{\partial M} \right) \approx 0 \quad (103)$$

6. Derivada de la variación de momento respecto la velocidad longitudinal

$$C_{zm} = \left(M \cdot \left(\frac{\partial C_m}{\partial M} \right) - \frac{2}{\rho V S} \left[\frac{\partial T}{\partial u} \right] - 2 \cdot (C_{D0} + C_{L0} \tan \theta_0) \right) \cdot (\cos \alpha_T \cdot Z_T - \sin \alpha_T \cdot X_t) \approx 0 \quad (104)$$

7. Coeficiente de fuerza longitudinal respecto a la velocidad angular longitudinal.

$$C_{xq} \approx 0 \quad (105)$$

8. Derivada respecto del momento de cabeceo respecto a la velocidad angular longitudinal

$$C_{zq} = -(C_{lqwb} + C_{lqt}) \quad (106)$$

9. Derivada del momento de cabeceo respecto a la velocidad angular longitudinal

$$C_{mq} = C_{mqwb} + C_{mqt} \quad (107)$$

10. Derivada de la fuerza longitudinal respecto al ángulo de ataque

$$C_{xa} = 0 \quad (108)$$

11. Derivada de la sustentación del ala respecto a la variación temporal del ángulo de ataque

$$C_{z\dot{\alpha}} = -C_{l\dot{\alpha}t} \quad (109)$$

12. Derivada del momento de cabeceo respecto a la variación del ángulo de ataque

$$C_{m\dot{\alpha}} = C_{m\dot{\alpha}t} + C_{m\dot{\alpha}wb} \quad (110)$$

13. Derivada de fuerza longitudinal debido al movimiento del elevador

$$C_{x\delta e} = 0 \quad (111)$$

14. Derivada de sustentación debido al movimiento del elevador

$$C_{z\delta e} = -C_{lh\alpha} \cdot \frac{S_h}{S} \quad (112)$$

15. Derivada de momento de cabeceo respecto al movimiento de elevador

$$C_{m\delta e} = -C_{lh\alpha} \cdot V_H \quad (113)$$

16. Derivada de la fuerza longitudinal debido al ángulo de cabeceo.

$$C_{x\theta} = -C_l \quad (114)$$

17. Derivada de estabilidad en z y para el momento respectivamente.

$$C_{z\theta} = 0 \quad (115)$$

$$C_{m\theta} = 0 \quad (116)$$

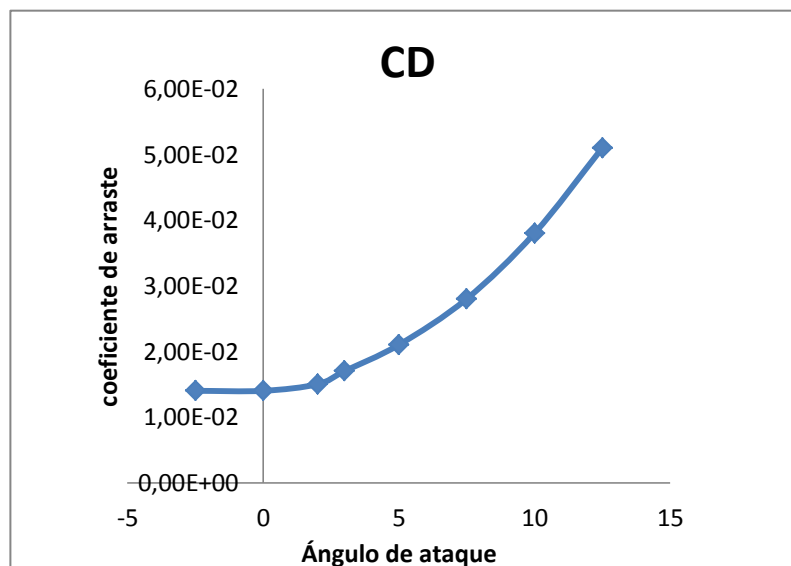
A continuación, en la tabla 4 se muestran las tablas de DATCOM donde se obtiene los coeficientes de resistencia (CD), sustentación (CL), momento (CM) y el centro de gravedad (Xcp) a partir de una variación del ángulo de ataque (ALPHA) y las gráficas de los coeficientes de fuerzas y momentos.

TABLA 4. Ángulos y coeficientes de fuerzas

ALPHA	CD	CL	CM	CN	CA	XCP
-2,5	1,40E-02	-4,40E-02	9,07E-02	-4,50E-02	1,20E-02	-2,01E+00
0	1,40E-02	8,80E-02	4,41E-02	8,80E-02	1,40E-02	5,00E-01
2	1,50E-02	1,98E-01	9,60E-03	1,98E-01	9,00E-03	4,90E-02
3	1,70E-02	2,53E-01	-6,80E-03	2,54E-01	3,00E-03	-2,70E-02
5	2,10E-02	3,68E-01	-4,26E-02	3,68E-01	-1,10E-02	-1,16E-01
7,5	2,80E-02	5,16E-01	-9,15E-02	5,15E-01	-3,90E-02	-1,78E-01
10	3,80E-02	6,62E-01	-1,47E-01	6,59E-01	-7,70E-02	-2,23E-01
12,5	5,10E-02	7,87E-01	-2,17E-01	7,80E-01	-1,21E-01	-2,79E-01

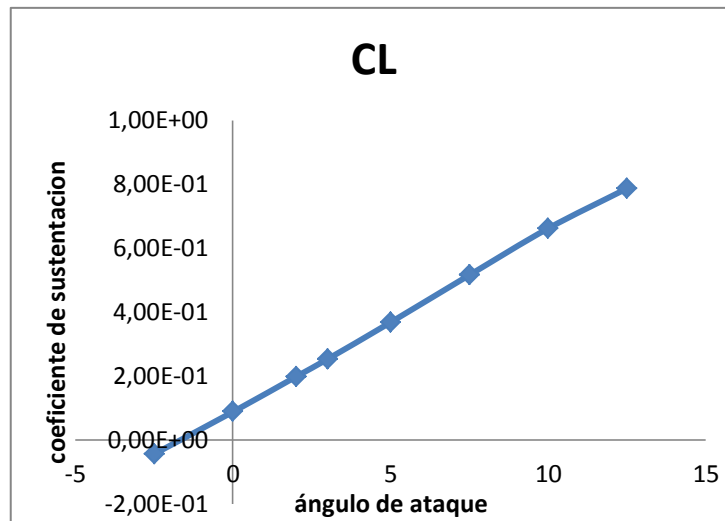
En la figura 23 se ve como el coeficiente de arrastre aumenta en medida que aumenta el ángulo de ataque.

FIGURA 23. Gráfica de coeficiente de resistencia



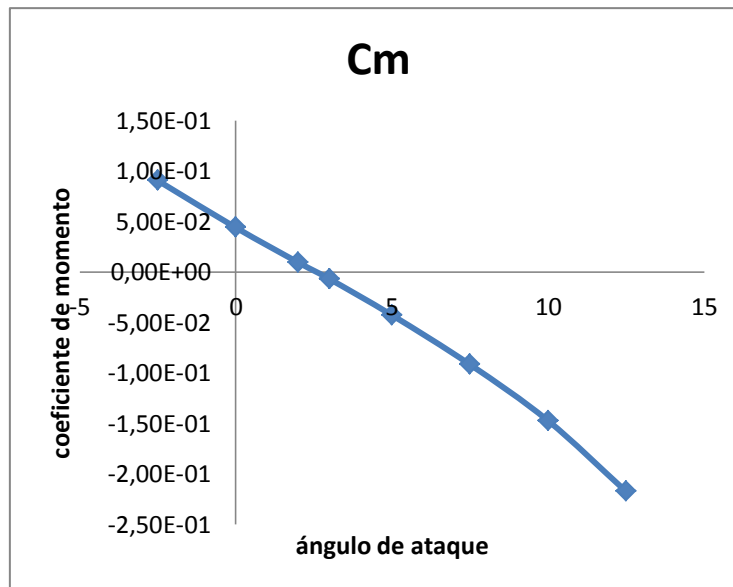
En la figura 24 se observa que el coeficiente de sustentación aumenta a medida que el ángulo de va aumentando

FIGURA 24. Grafica de coeficiente de sustentación



A medida que el ángulo de aumenta el coeficiente de momento va disminuyendo como se muestra en la fig. 25

FIGURA 25 Grafica de coeficiente de momento



Capítulo 4

DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL

4.1 IMPLEMENTACIÓN DE LA LÓGICA DIFUSA AL SISTEMA DE CONTROL PARA EL CESSNA 182

Para implementar los controles difusos primero se hicieron las funciones de transferencia (ecuaciones 97 y 98), que nos permite armar los bloques en el control del sistema, posteriormente se implementaron los controles difusos. Los controles difusos se sintonizaron manualmente.

Para el diseño de cualquier controlador, es necesario determinar los criterios de desempeño son:

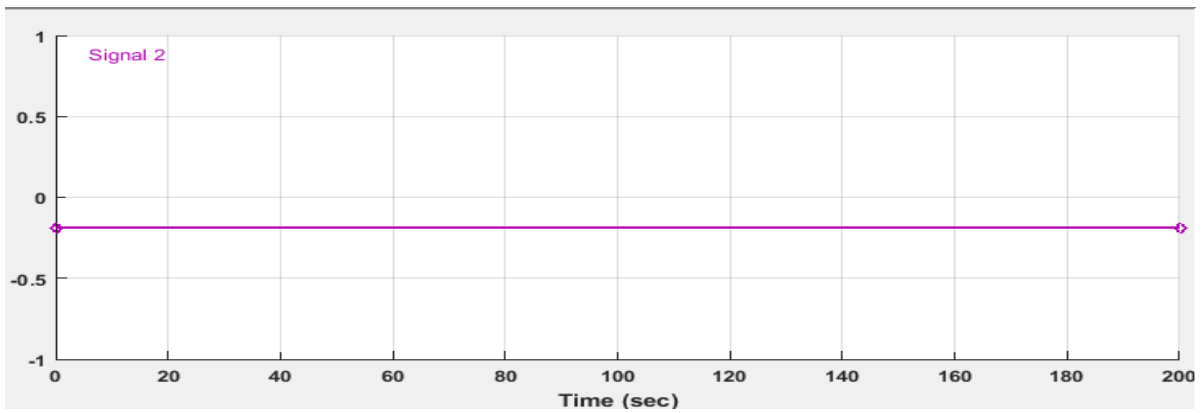
1. la función de transferencia es independiente de la magnitud y de la naturaleza de entrada.
2. es un modelo matemático que expresa ecuaciones diferenciales.
3. la función de transferencia es un modelo operacional que relaciona variable(s) de salida con la variable(s) de entrada.
4. la función de transferencia proporciona características dinámicas del sistema.
5. la función de transferencia incluye unidades que relacionan la entrada con la salida (necesarias).
6. la función de transferencia no da información de la estructura física del sistema.

4.1.1 Control de lazo abierto para cada uno de las funciones de transferencia

El diseño de control se parte conociendo que es lo que haría el piloto en vuelo; para esto generamos una señal que simularía el control del piloto sobre el ángulo del elevador; en nuestro caso de -10° o -0.1745 rad. como se ve en la figura 26. Lo cual nos genera una salida de ángulo de cabeceo de 0.5 rad. o 28° .

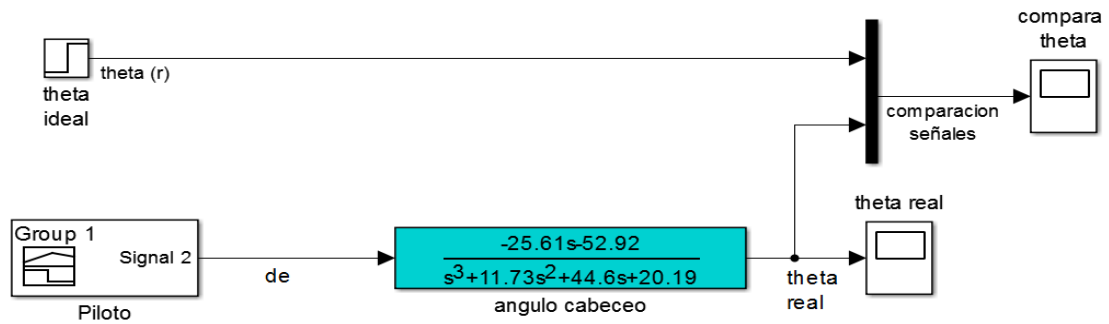
Como se ve en la figura 27 el control en lazo abierto tiene una señal ideal (r) y se controla la planta (ángulo de cabeceo) mediante la entrada de cambio de elevador por el piloto (δe) con una salida (θ); se compara al final las dos señales en el scope (compara θ) como lo vemos en la figura 28 donde la estabilización es bastante lenta 5 s aproximadamente, demasiado lento para un control, por lo cual se requiere un control realimentado.

FIGURA 26. señal entrada ángulo de elevador



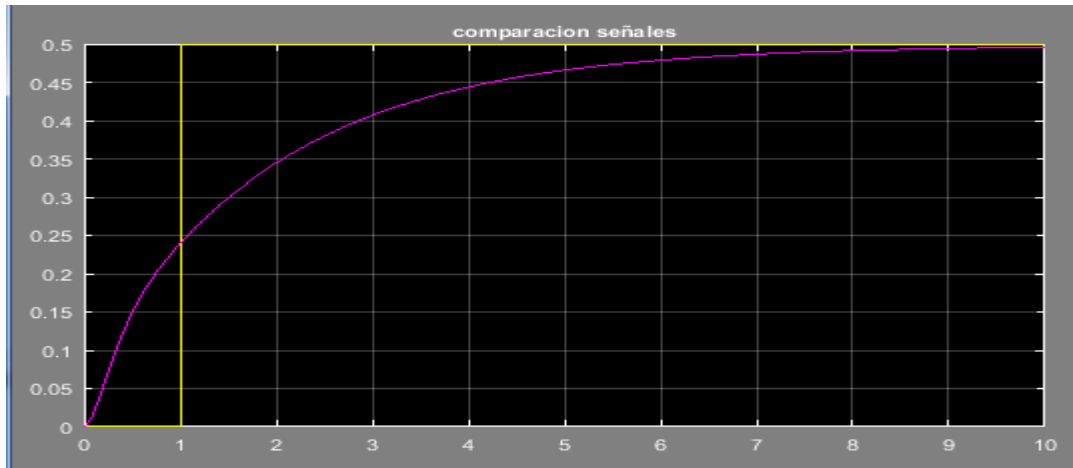
Fuente: propia

FIGURA 27 Control lazo abierto para ángulo de cabeceo (theta).



Fuente propia

Figura 28. Señal theta controlada (fucsia) vs ideal (amarilla)



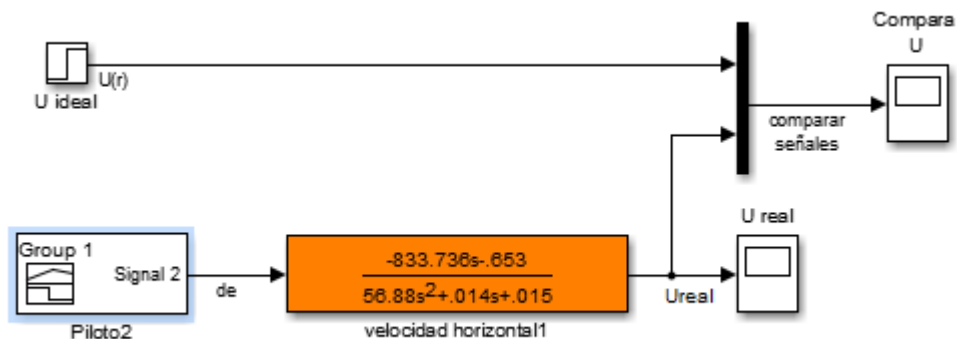
Fuente: propia

Ahora tomamos el control de lazo abierto de velocidad horizontal como se ve en la figura 29, donde vemos la velocidad horizontal ($U(r)$) control del elevador del piloto (δe), la salida de la planta (u) y la visualización de las señales de compara U .

Se simula la entrada de control de un piloto sobre el ángulo del elevador, como se ve en la figura 30 al entrar esta señal a la planta (velocidad horizontal); la salida de esa planta se ve en la figura 31. Como se evidencia aquí se demora mucho tiempo en estabilizar la señal, aproximadamente 40000 s, haciendo el control de lazo abierto no aplicable.

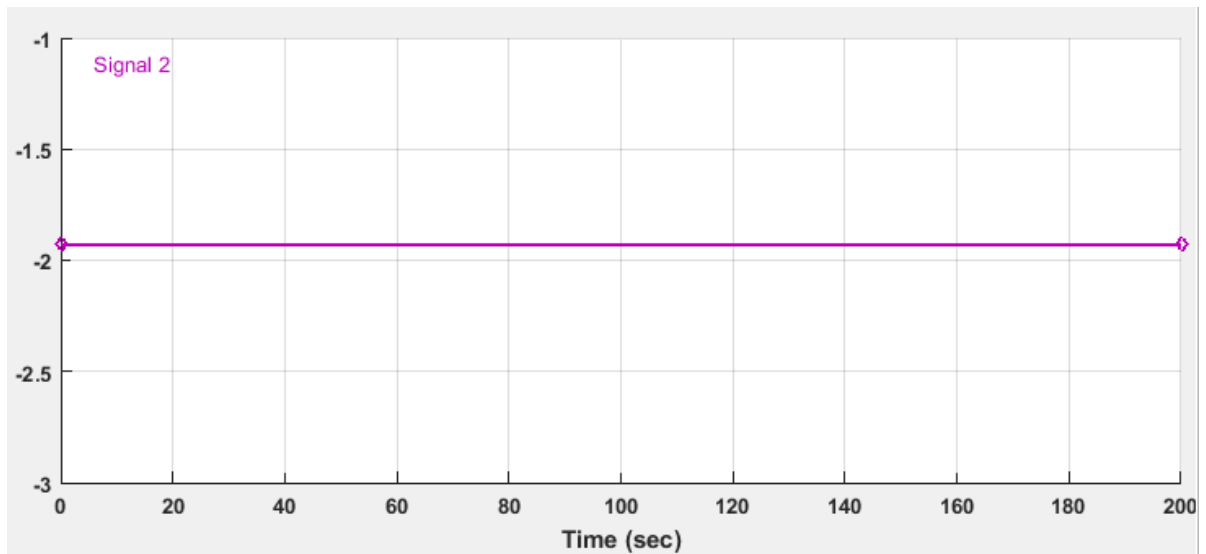
Al analizar los valores que debemos tener del ángulo elevador encontramos que la señal en la figura 30 nos da un valor aproximado de deflexión del elevador de -1.9 rad. lo cual equivale -108° valores inalcanzables por cualquier elevador, porque un elevador oscila entre -20° y 20° .

FIGURA 29 Control lazo abierto para la velocidad horizontal (u)



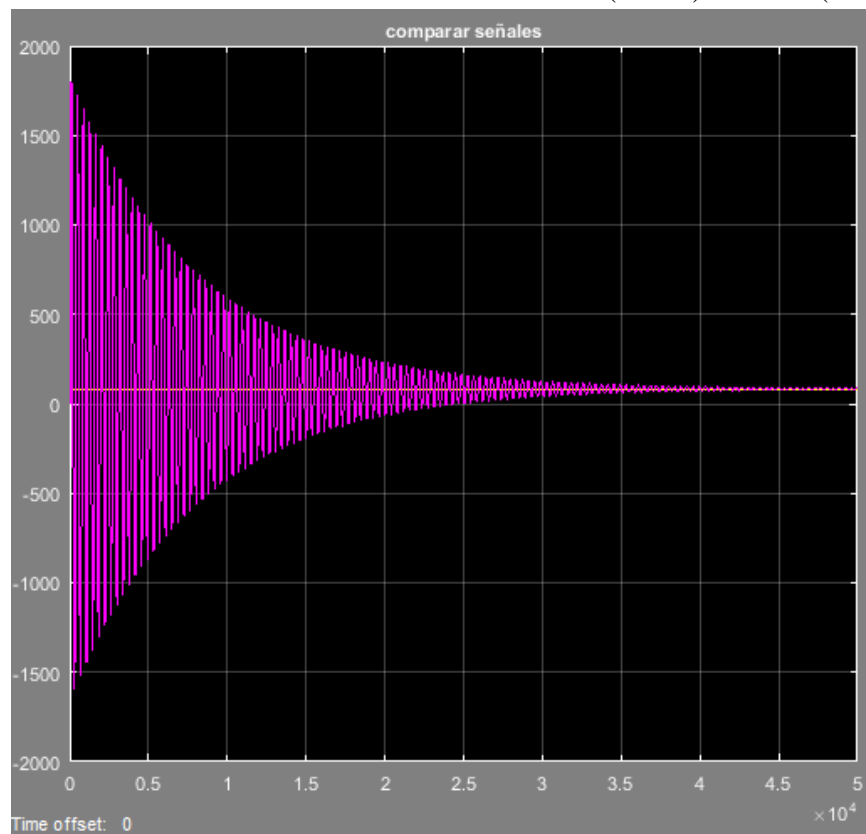
Fuente propia

FIGURA 30. Señal entrada de velocidad horizontal



Fuente propia

FIGURA 31. Señal velocidad horizontal controlada (fucsia) vs ideal (amarilla)

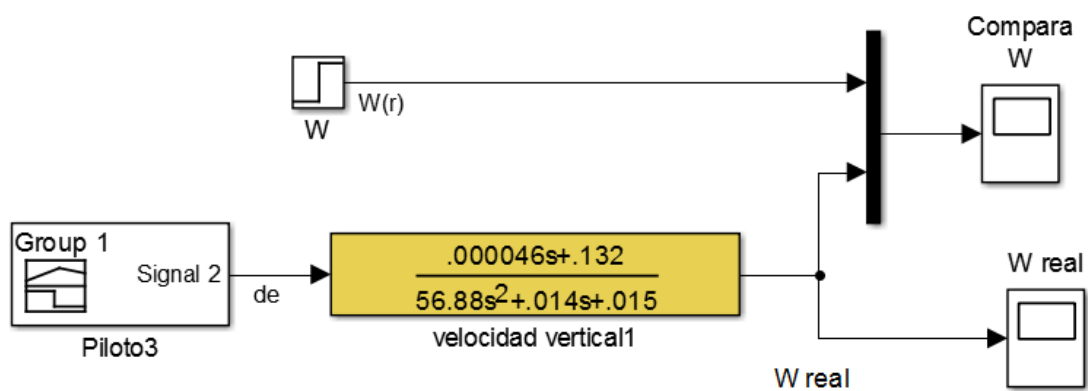


Fuente propia

Como podemos ver en la figura 32, tenemos el control de velocidad vertical donde igual que en los anteriores controles tenemos una señal ideal ($W(r)$), una entrada de planta de control de elevador del piloto (δe), una salida de planta (W real), una planta (velocidad vertical) y un scope visualizador (compara W).

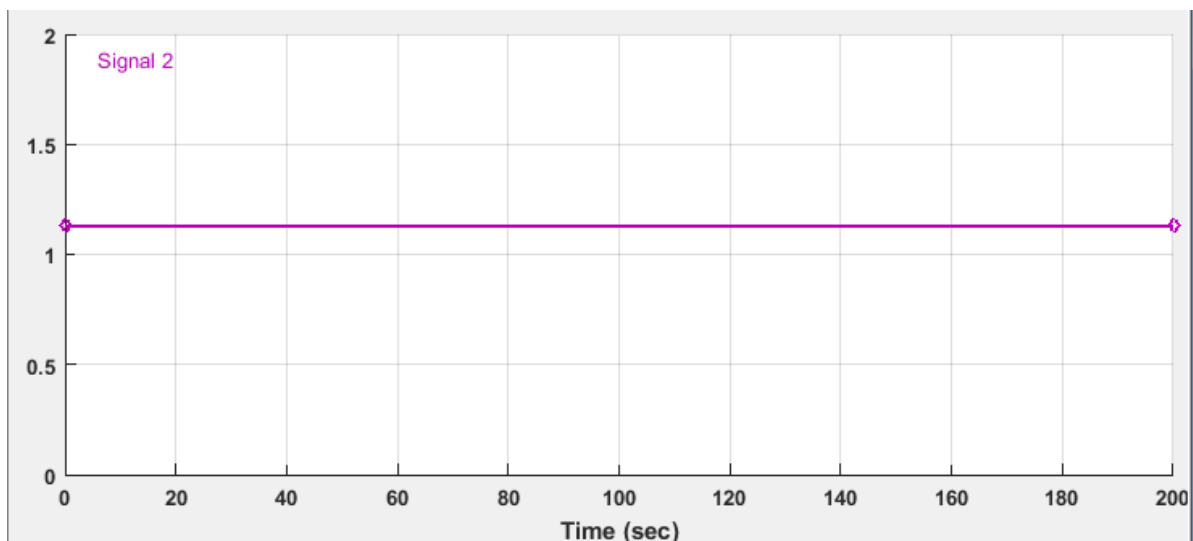
Si analizamos la señal de entrada de cambio de elevador por el piloto como se ve en la figura 33 vemos que tenemos una entrada de ángulo de elevador de 1.1 rad, lo que corresponde a 63° , valores inalcanzables por cualquier elevador; y si miramos el tiempo de estabilización de la figura 34, vemos que estabiliza aproximadamente en 3500 s lo que hace de esta forma de control en lazo abierto algo impráctico.

Figura 32. Control lazo abierto de velocidad vertical (w)



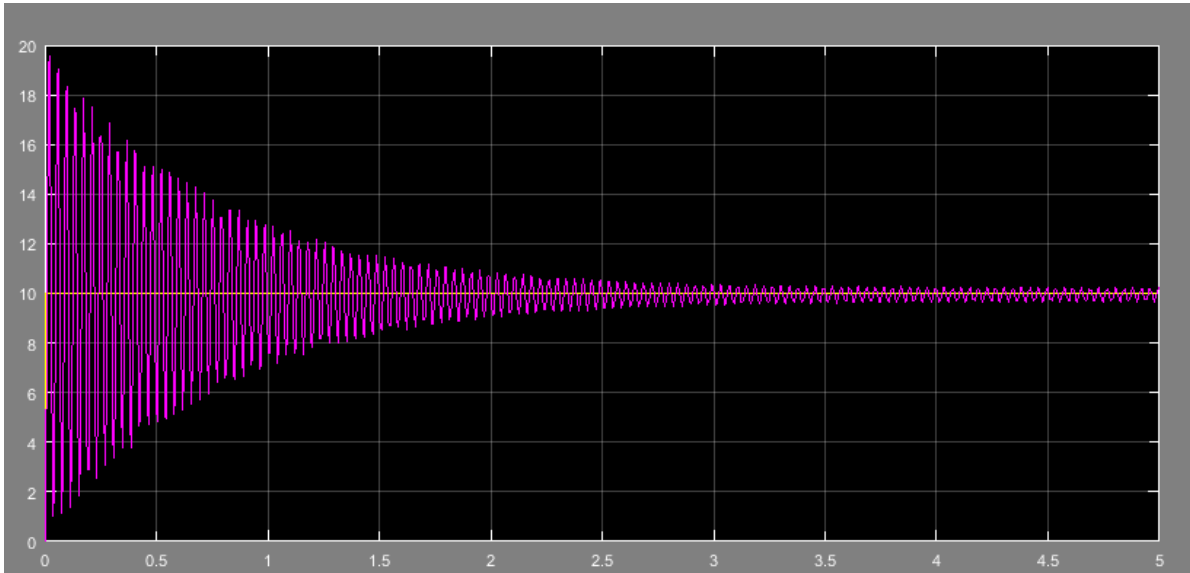
Fuente: propia

Figura33. Señal entrada de para velocidad vertical



Fuente: propia

Figura 34. Señal velocidad vertical controlad (fucsia) comparada con señal ideal (amarillo)



Fuente: propia

4.1.2 Diseño del sistema de control difuso para el ángulo de cabeceo theta

Para diseñar un sistema de control difuso se necesitan unas entradas y unas salidas, para este caso tenemos como entrada theta o el ángulo de cabeceo de la aeronave y las salidas del control son la señal de control (u) que va a la entrada de la función de transferencia.

Como ya obtuvimos anteriormente la función de transferencia del ángulo de cabeceo (θ) de la aeronave, se procede a diseñar el control difuso, para ello se definen las variables, el universo del discurso, las funciones de membresía, la implementación de las reglas de control, el proceso de desfusificación, y la implementación del control difuso en la función de transferencia.

4.1.2.1 Condiciones de control

Las condiciones que el control difuso debe cumplir generalmente son:

Sobrepico < 15%.

Error de estado estable < 5%

Tiempo de establecimiento < 1 s

Tiempo de subida < 1s

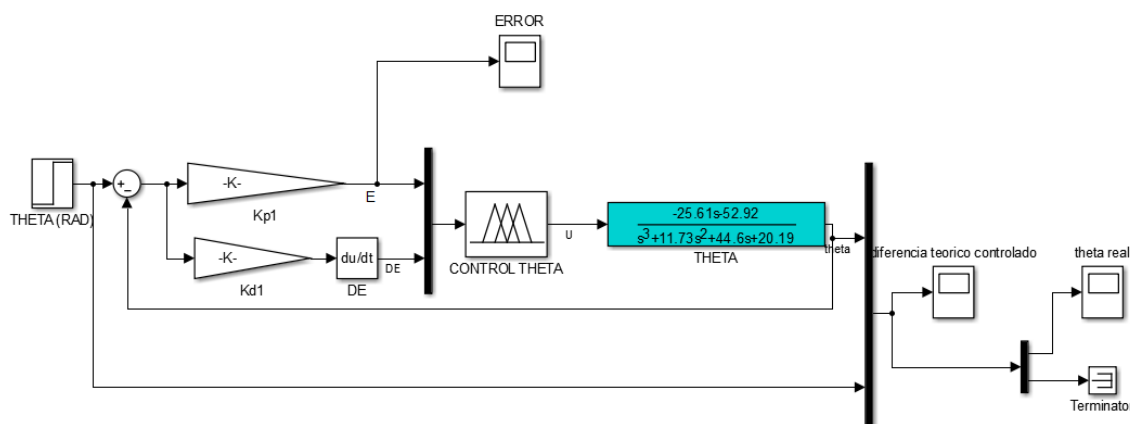
Los límites que debe seguir la aeronave en cuanto al ángulo de cabeceo es $-0.4 < \theta < 0.4$ en radianes, lo que equivale a $-23^\circ < \theta < 23^\circ$.

4.1.2.2 Variables

El control difuso se define con dos variables de entrada e (error) y de (derivada del error), el error se define como la diferencia entre la señal ideal (r) y la señal controlada (y); además de una variable de salida (u) como se muestra en la Fig. 35.

Luego de tener definidas las variables, se define un universo del discurso estándar para las variables de entrada y de salida con valores entre -1 y 1 y se dimensionan las señales de entrada y de salida con las constantes k_p (constante proporcional) y k_d (constante de derivación) que permitirán ajustar las propiedades de la señal controlada.

FIGURA 35. Esquema del control difuso tipo PD para la variable theta.

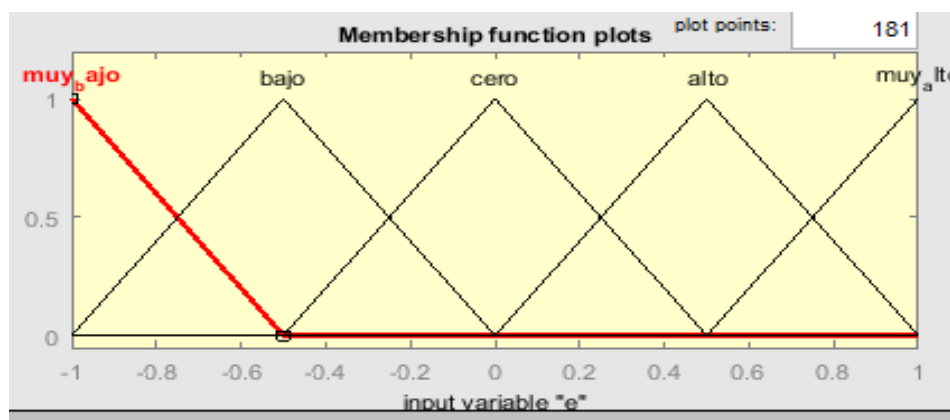


Fuente: propia.

4.1.2.3 Definición de las funciones de membrecía

Para el variable error se definen 5 funciones de membrecía muy bajo, bajo, cero, alto y muy alto como se muestra en la figura 36.

FIGURA 36. Universo del discurso y funciones de membrecía de la variable error.

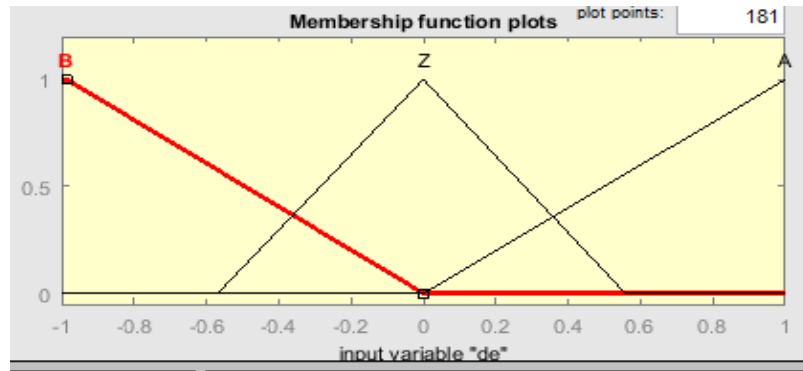


Fuente: propia

Luego de la variable derivada de error se definen sólo tres funciones de membrecía, B (bajo), Z (cero) y A (alto) como se ven en la figura 37.

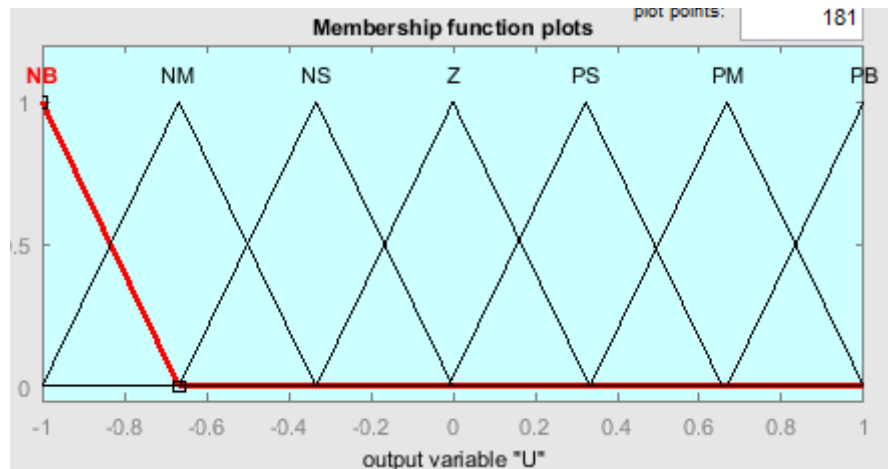
Para la variable de salida (U) generamos 7 funciones de membrecía como se ve en la figura 35 que son NB (muy negativo), NM (negativo medio), NS (negativo bajo), Z (cero), PS (positivo bajo), PM (positivo medio) y PB (positivo alto). Las cuales permiten una mayor precisión en el control de la señal de salida.

FIGURA 37. Universo del discurso y funciones de membrecía de la variable derivada de error.



Fuente: propia

FIGURA 38. Universo del discurso para la variable U.



Fuente: propia.

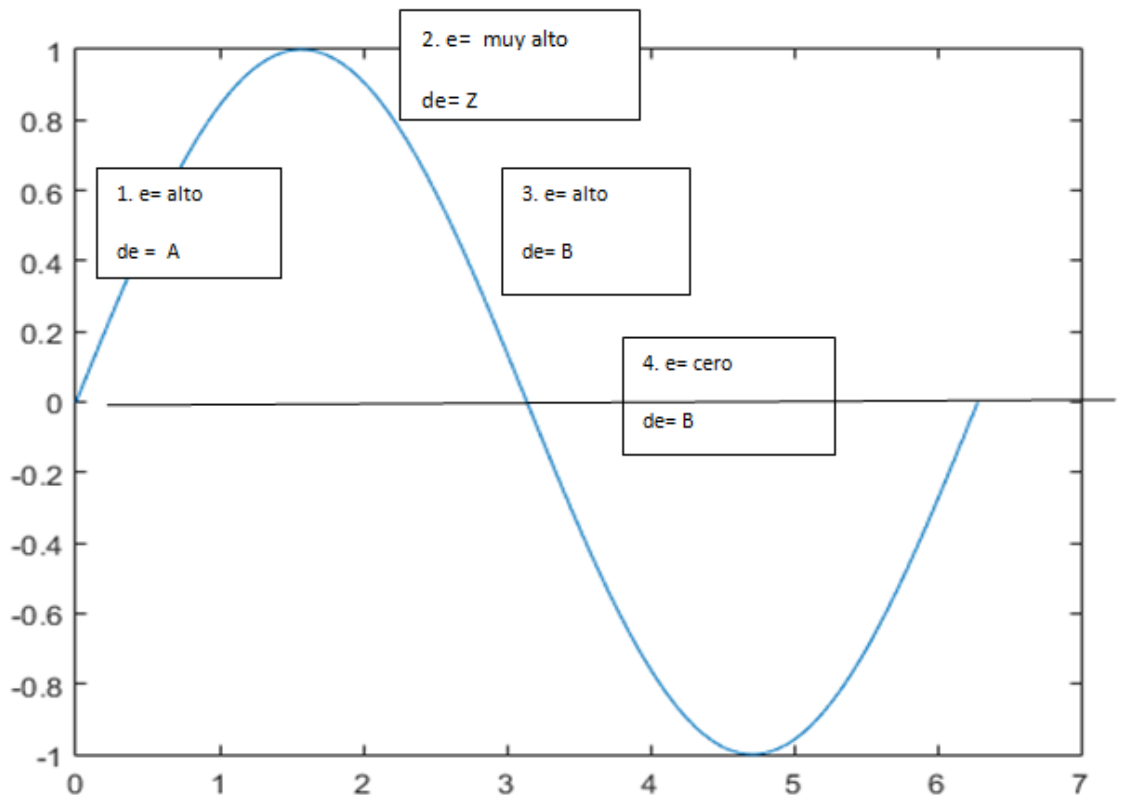
4.1.2.4 Generación de las reglas de control

Luego que se tienen definidas las funciones de membrecía, se generan unas reglas basadas en las entradas y las salidas del control difuso las cuales tienen en cuenta todas las posibilidades de las gráficas teniendo en cuenta que tan grande es el error y que tan grande es la derivada del error.

Analizando la figura 39 vemos varios puntos basados en los cuales se definen las reglas:

1. en el punto 1 el error es alto y la derivada de error es positiva, por lo cual la salida debe ser muy negativa o NB.
2. en el punto 2 el error es muy alto y la derivada es cero, debido a la gran distancia a cero, la salida debe ser muy negativa o NB.
3. En el punto 3 el error es alto y la derivada es baja o negativa, debido a que la gráfica tiende a cero solamente se da una salida NS o negativa baja.
4. Cuando se tiene un error cero y una derivada negativa o B entonces se da una salida de PS o positiva pequeña para contrarrestar la tendencia de la derivada.

FIGURA 39. Gráfica del error y análisis de pendientes o derivadas.



Fuente: propia

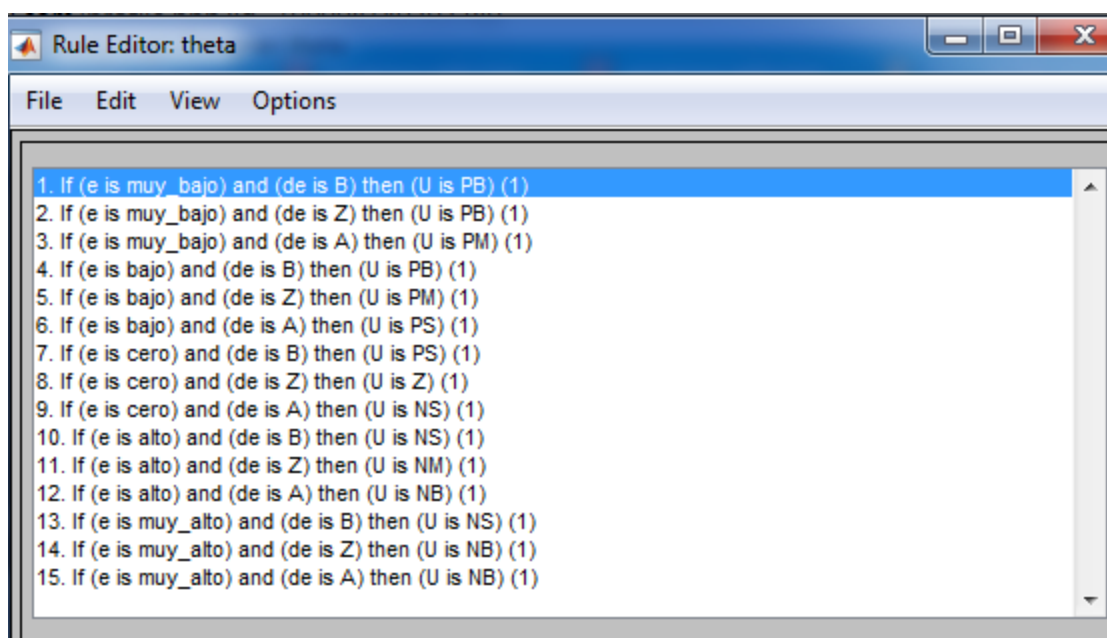
De la misma manera que las 4 reglas anteriores se obtienen las 15 reglas de control difuso, las cuales tienen en cuenta el error y la derivada del error. Una vez determinadas todas las reglas, se genera la tabla 5 que alimentará las reglas del control difuso de Matlab.

TABLA 5. Reglas de control difuso para la salida U basada en error y su derivada

error / d error	B	Z	A
MB	PB	PB	PM
B	PB	PM	PS
Z	PS	Z	NS
A	NS	NM	NB
MA	NS	NB	NB

Finalmente, las reglas difusas quedan como lo muestra la figura 40; estas reglas estabilizarán la señal de salida de la función de transferencia para adecuarse a los valores deseados de la señal del ángulo de cabeceo.

FIGURA 40. Reglas difusas implementadas en Matlab



Fuente: propia

4.1.2.5 Implementación del control

Una vez tenemos el control difuso correctamente diseñado se procede a la implementación; como en nuestro caso usaremos un control difuso tipo PD; tenemos que implementar unas constantes que servirán para manipular la variable controlada y adecuarla a las condiciones de control. Dichas variables son Kp y Kd que son la constante proporcional y la constante derivativa respectivamente; estas variables las vemos en la figura 35.

Una vez implementado el control se ponen valores aleatorios a las variables K_p y K_d para poder mejorar la sintonización del control y que la señal controlada (amarillo) se ajuste a la señal ideal (fucsia). Inicialmente se genera la una señal como se ve en la figura 41.

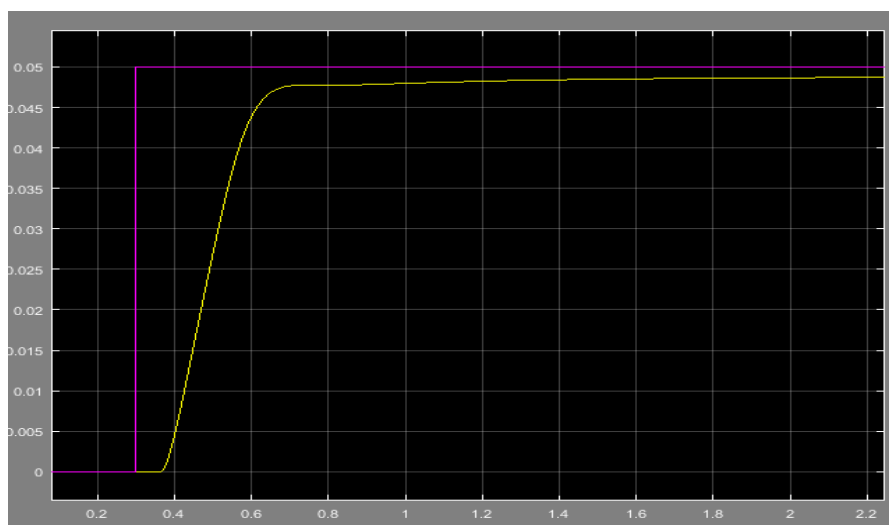
Posteriormente se va variando K_p y K_d hasta que finalmente la señal es adecuada de acuerdo a los requisitos de control previamente establecidos, como se ve en la figura 42. Con valores de $K_p = 25$ y $K_d = 5$. De esta manera se logra sintonizar el control para tener los ángulos de cabeceo dentro de los límites.

4.1.2.6 Comparación con control PD

Luego de tener controlado el ángulo de cabeceo se compara la respuesta del control difuso PD con un control tipo PD como se muestra en la figura 43. Al comparar las dos gráficas vemos que el difuso tiene un tiempo de levantamiento más largo, de 0.1 s aproximadamente, mientras que el PD tiene un tiempo de levantamiento de 0.04 s aproximadamente, en este caso es más rápido el PD. Si comparamos los sobre picos, se genera una mucha mejor respuesta del control difuso ya que no genera sobre picos en cambio el tipo PD llega a 0.055 rad en y; con un sobre pico de 10 %.

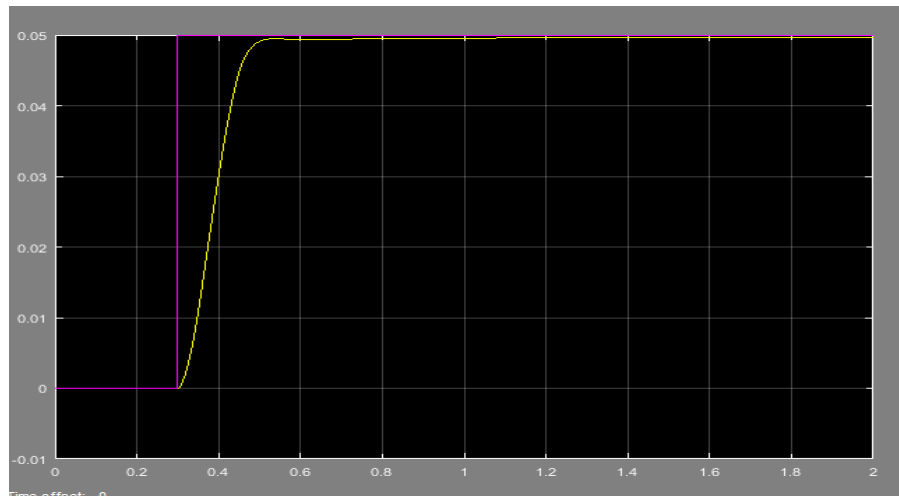
Cuando comparamos el tiempo de estabilización de ambos controles vemos que el difuso se estabiliza en 0.75 s aproximadamente y el control PD se estabiliza en 0.55 s aproximadamente siendo un poco mejor el control PD. Finalmente, al comparar el error en estado estable de acuerdo a las gráficas se ven similares con un error prácticamente imperceptible menor a 1%; en este sentido ambos controles se comportan similarmente.

FIGURA 41. Señal controlada para los primeros valores de K_p y K_d



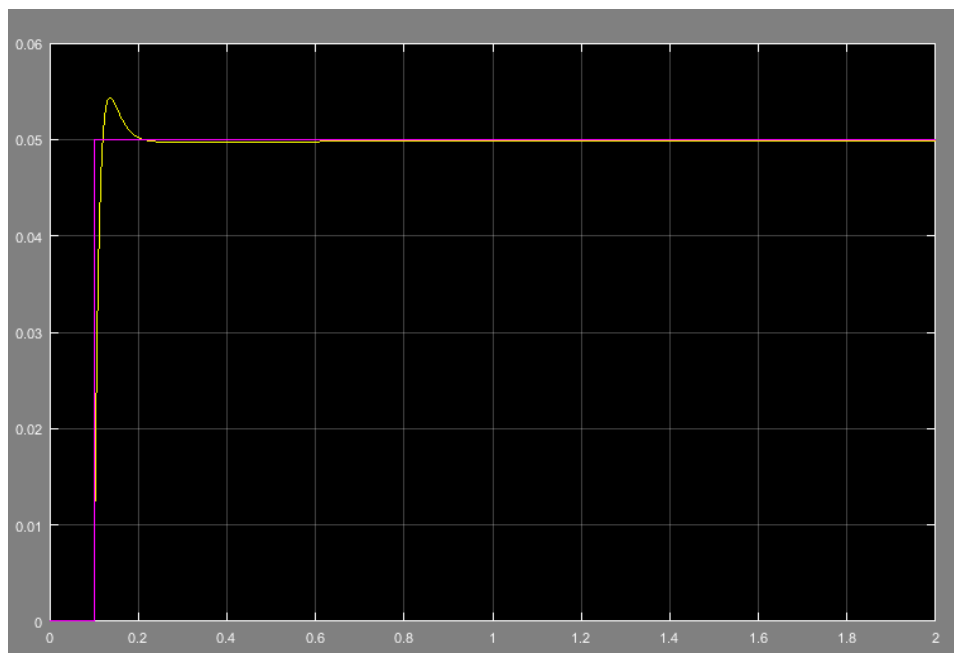
Fuente: propia

FIGURA 42. Señal final controlada



Fuente: propia

FIGURA 43. Señal de Control PD de theta



Fuente: propia

4.1.3 Implementación del control para la velocidad horizontal

Aquí no se trata el diseño del control difuso para la velocidad horizontal (U) ni para la velocidad vertical (W) ya que el bloque de control difuso es el mismo y sigue exactamente las mismas reglas lo que se hace es la implementación del control difuso junto con las constantes de control K_p y K_d variando sus valores de la misma manera en que se hacía para el control de θ .

De otro lado las condiciones para el funcionamiento del control de velocidad horizontal son:

Sobrepico < 10%.

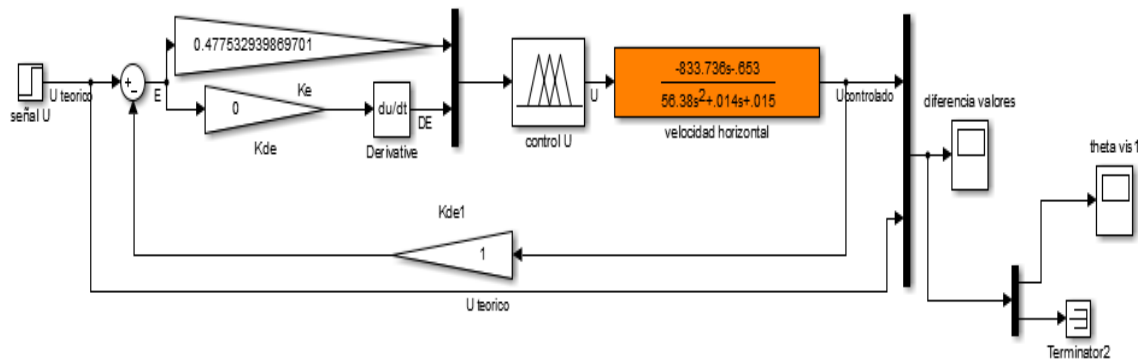
Error de estado estable < 2%

Tiempo de establecimiento < 0.8 s

Tiempo de subida < 0.5s

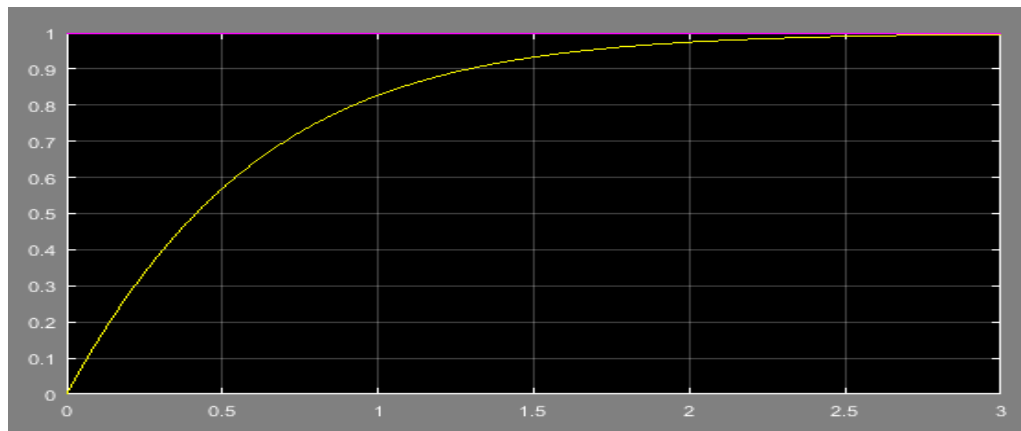
Los límites que debe seguir la aeronave en cuanto a la velocidad horizontal son entre 27 m/s y 69 m/s.

FIGURA 44. Control difuso para velocidad horizontal con valores finales.



Fuente: propia

FIGURA 45. Señal de control de velocidad horizontal con constantes iniciales



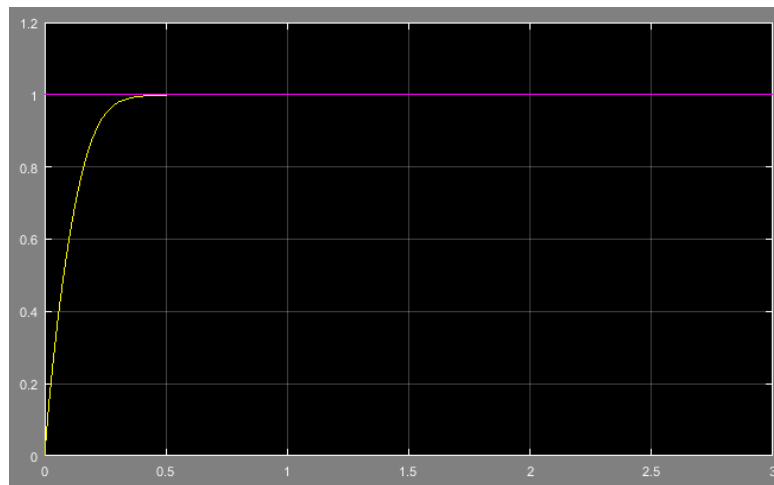
Fuente: propia

Inicialmente se da un valor K_p y K_d como se ve en la figura 44 generando la señal de la figura 45, donde se ve que todavía no se cumplen las condiciones de control, se va

cambiando posteriormente los valores de K_p y K_d hasta llegar a un $k_d = 0.47$ y un $k_p = 0$, donde ya se cumplen las condiciones como se ve en la señal de la figura 46.

La señal tiene un tiempo de subida de 0.3 s aproximadamente, un tiempo de estabilización de 0.5 s aproximadamente, no tiene sobre picos, el error en estado estable es 0. Lo cual se adecua a los parámetros establecidos al inicio de esta sección.

FIGURA 46. Señal controlada final de la velocidad horizontal

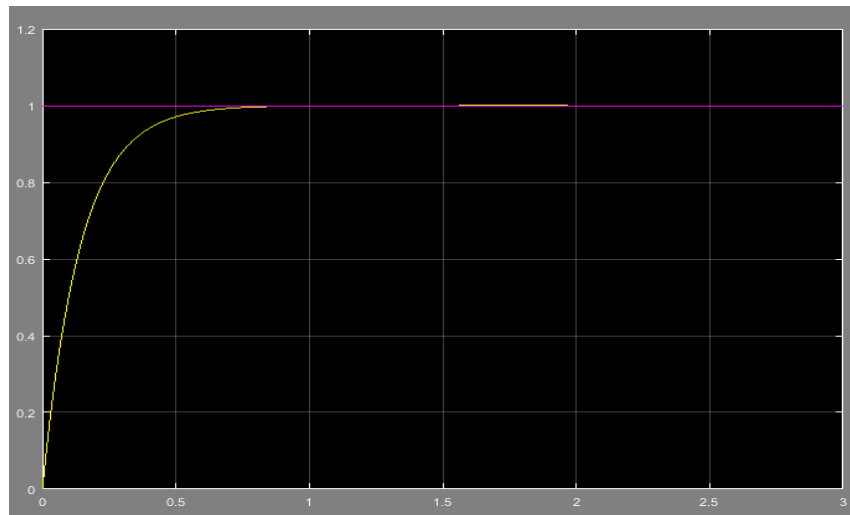


Fuente: propia

4.1.3.1 Comparación del control difuso con el PD

En la figura 47 se muestra el control PD de la velocidad horizontal al compararlo con el control difuso de la figura 46 vemos que la señal controlada por difuso tiene un tiempo de subida de 0.2 s, más rápido que el control PD cuyo valor es de 0.4 s aproximadamente; el tiempo de estabilización de la señal controlada por difuso es de 0.5 s en tanto que la estabilización de la señal controlada por PD se da en 0.9 s aproximadamente siendo este tiempo más rápido el del control difuso; ninguna de las dos señales muestra un error en estado estable; ninguna de las dos señales muestra sobre picos tampoco; en estos últimos aspectos, el control PD y difuso presenta el mismo comportamiento.

FIGURA 47. Señal de control PD de señal de velocidad horizontal



Fuente: propia

4.1.4 Implementación de control para velocidad vertical

En este caso tampoco se diseña el control difuso puesto que ya está establecido desde el control de theta o ángulo de cabeceo; lo que se hace aquí es simplemente implementar el control y cambiar los valores de las variables K_p y K_d hasta llegar a un resultado satisfactorio.

Para la implementación del control de velocidad vertical (W) inicialmente se generan unas variables K_p y K_d con valor 5200 y 11100 respectivamente como se ve en la figura 48 y se genera la señal de la figura 49 donde se ve la señal de control inicial que aún no cumple con los requisitos ya que por ejemplo el tiempo de estabilización es de 4s aproximadamente.

Sobrepico < 12%.

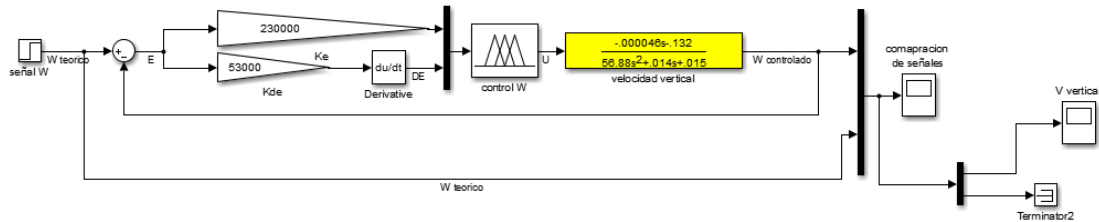
Error de estado estable < 3%

Tiempo de estabilización < 0.9 s

Tiempo de subida < 0.6 s

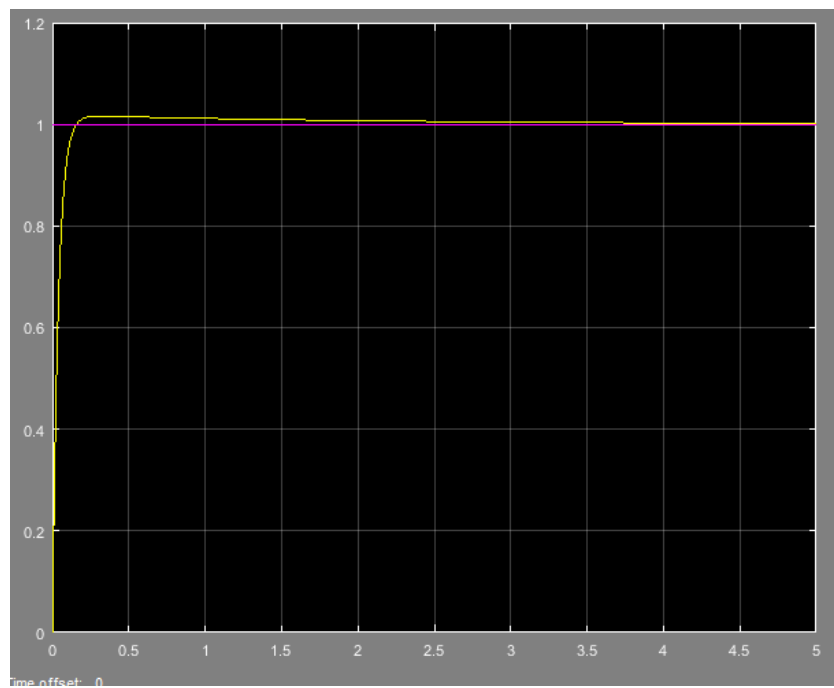
Los límites que debe seguir la aeronave en cuanto a la velocidad vertical son entre 0 m/s y 10 m/s (z positiva hacia abajo).

FIGURA 48. Control difuso de velocidad vertical



Fuente: propia

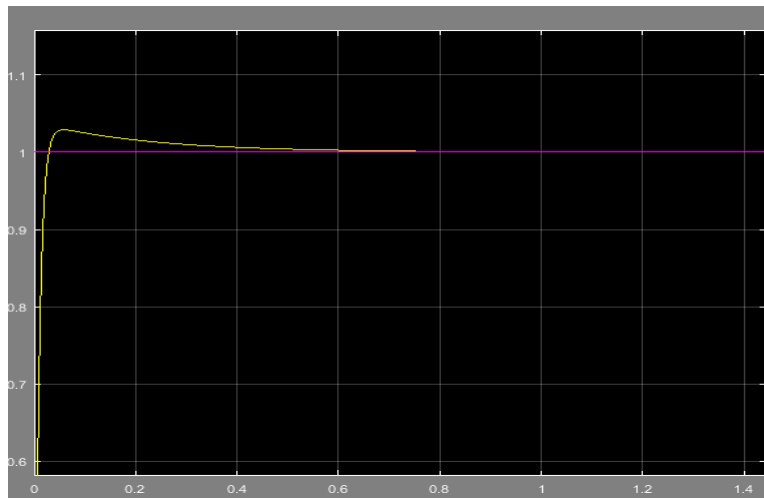
FIGURA 49. Implementación inicial de control PD difuso de W



Fuente: propia

Después variar muchas veces las constantes K_p y K_d se logra la figura 50 donde se muestra que hay un tiempo de estabilización de 0.8 s, con un sobrepico de 0.3 más o menos un 3%, con error en estado estable de 0, un tiempo de subida de 0.05 s aproximadamente. Las constantes quedan finalmente como $K_p= 230000$ y $K_d= 53000$. Estas características de la señal cumplen los requisitos establecidos al inicio de esta sección.

FIGURA 50. Sintonización final del control PD difuso de velocidad vertical



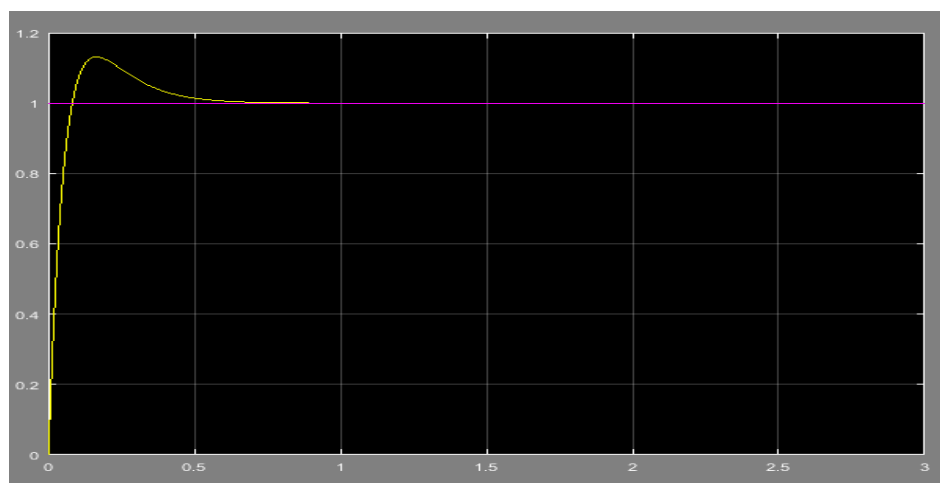
Fuente: propia

4.1.4.1 Comparación de control PD con difuso

Luego de tener implementado un control PD como en la figura 51, se compara las dos señales encontrando que en el PD hay un sobrepico más alto de un 17% aproximadamente con respecto al difuso que tiene un sobrepico de 3% nada más, siendo en este caso más efectivo el control difuso; el tiempo de subida del PD es de 0.1 s aproximadamente en tanto que el control difuso de 0.05 s aproximadamente siendo más rápido el control difuso en este caso; el error en estado estable de ambos es similar siendo cero.

Si hablamos del tiempo de estabilización de la señal el control difuso tiene un tiempo de estabilización de 0.8 s y el PD tiene un tiempo de estabilización de 0.6 s, siendo el control PD un poco más rápido que el difuso.

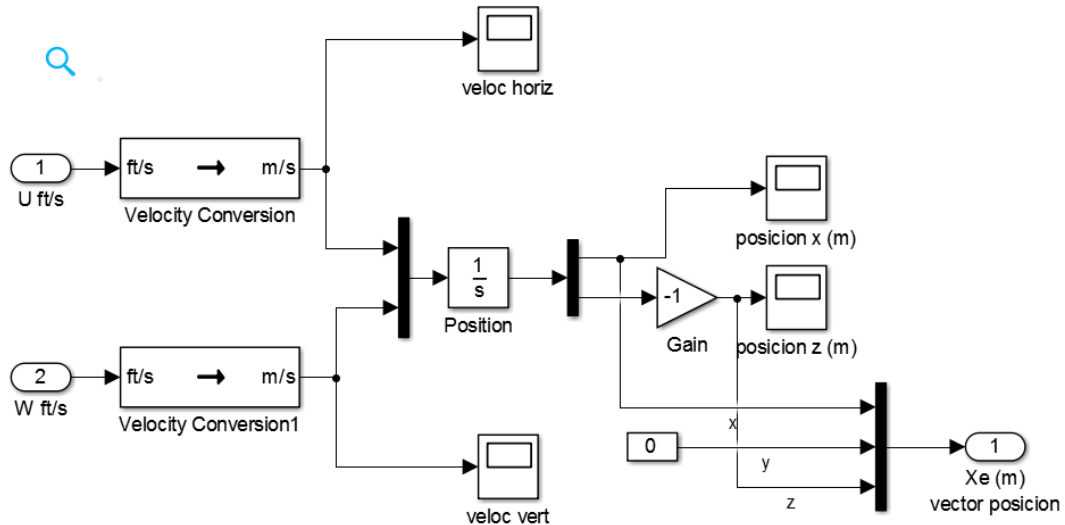
FIGURA 51. Control PD



Fuente: propia

Cuando se ha obtenido estos controles, el siguiente paso es hacer un control que nos convierta los vectores de velocidad a un vector de posición (longitudinal). Fig. 52

FIGURA 52. Conversión de velocidad a vector de posición

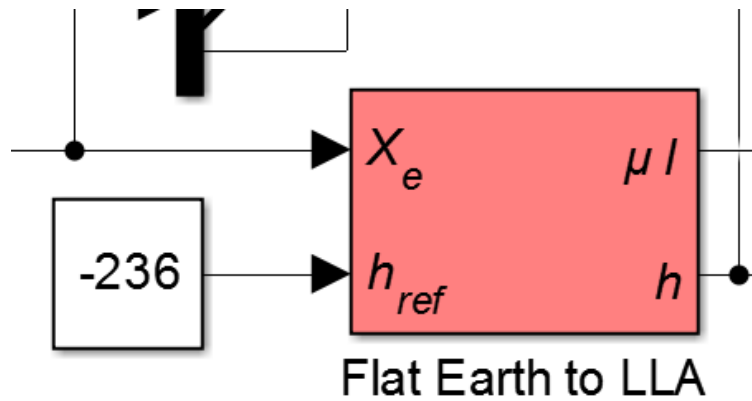


Fuente propia

Para tener en cuenta: los valores de altura son negativos cuando va ascendiendo porque el programa Matlab toma los valores del eje z positivo hacia abajo.

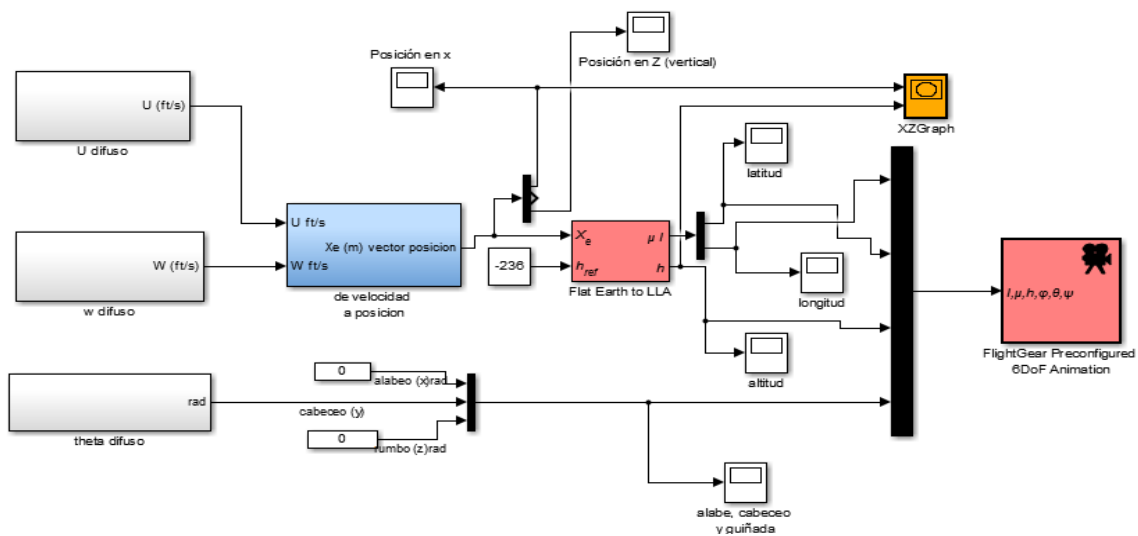
Los rangos de los controles difusos se dan con respecto a los valores máximos y mínimos que puede tomar una variable como velocidad, máximo 28 m/s y mínimo 72 m/s en la velocidad horizontal, lo mismo para los ángulos de cabeceo. Así, para el aterrizaje tomamos el ángulo máximo que toman los flaps para el descenso que es 4.5° y una altura de 71.93 m, que incluiremos en un bloque (fig. 53) de entrada que será transformada en una salida.

FIGURA 53. Conversión de coordenadas xy a coordenadas terrestres longitud, latitud y altura



Fuente propia

FIGURA 54 Esquema del control longitudinal de la avioneta Cessna182



Fuente propia

Para así desarrollar todo el diseño de control (fig. 54), en el cual se pueden identificar los bloques de controles difusos con los nombres:

- U difuso
- W difuso
- Theta difuso

También encontramos el bloque convertidor de velocidad a posición (bloque de color azul) y el bloque nombrado “*Flat Earth to LLA*” de color rosado mencionado anteriormente. Este control da una salida para la **simulación** en el programa FlightGear, que será nuestro tema a continuación.

Capítulo 5

Implementación del sistema de control difuso en el simulador de vuelo FlightGear

En la búsqueda de ahorrar recursos y ver el funcionamiento de diseños de máquinas desde antes de tenerlos físicamente se han desarrollados programas de manera computacional que nos permiten hacer una simulación de las condiciones, comportamientos y posibles fallas que puede tener un diseño o la maquina en funcionamiento. Para este proyecto se utilizaron dos programas, uno de programación que es Matlab, que nos permitió interactuar con el controlador y realizar los controles difusos, y el programa FlightGear, que permitió crear una interfaz para poder ver el desempeño en tiempo real mediante una simulación.

5.1 FlightGear

FlightGear es un simulador de vuelo que ofrece un entorno realista para el diseño, aprendizaje, entrenamiento y es accesible su uso. Cuenta con una plataforma virtual muy sofisticada y cuenta con las siguientes características:

- Sistema de modelado para aviones
- Permite diseñar y hacer cambio en los sistemas dinámicos.
- Animación instrumental suave y fluida
- Opción de tiempo real
- Simulación de condiciones aéreas.

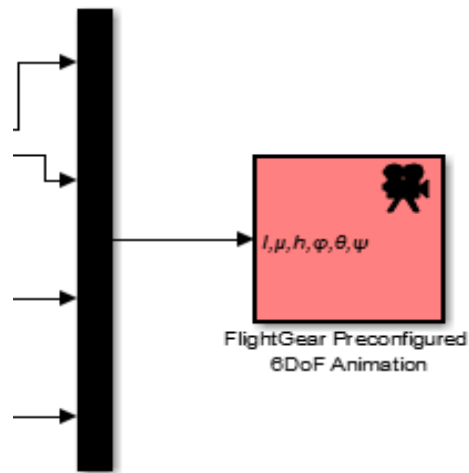
5.2 Matlab

Matlab es una plataforma diseñada para resolver problemas científicos e ingenieriles, con un lenguaje matricial, que es la forma natural de expresar las matemáticas computacionales, se basa en visualizar datos, para obtener información y así procesar controles dinámicos muy grandes.

Con su herramienta *Fuzzy Logic Designer* permitió diseñar y probar el sistema de inferencia difusos para modelar el comportamiento complejo de la avioneta Cessna 182 en vuelo. El sistema de inferencia Fuzzy Mamdani permite el ingreso de variables de entradas y salida, definiendo sus funciones y dando reglas difusas *si-entonces*, lo que permitió ver los diagramas de la señal de salida y así dar una solución al control difuso que se requería en el proyecto.

La programación de Matlab permite tener una interfaz con el simulador de vuelo FlightGear, los cuales están en constante interacción, porque los datos que obtiene el simulador de las condiciones de vuelo son llevadas a Matlab para ser las variables de entrada y así dar una respuesta de salida y así una decisión que será tomada por el simulador. Para lograr esto que se está diciendo es necesario utilizar una conexión llamada Protocolo de Datagramas de Usuario (UDP), el cual se observa en la figura 55, del esquema de control como se ve en la figura 54, donde se ve que es la salida de todo el esquema de control del sistema.

FIGURA 55 protocolo de datagramas de usuario



Fuente Propia

El simulador FlightGear permite establecer un protocolo UDP creando puertos de accesos, mediante archivos XML directamente. Y no es igual en la programación de Matlab que debe crear líneas de comando para encontrar la entrada XML.

Luego de tener la conexión entre el programador (Matlab) y el simulador (FlightGear) pasamos a ejecutar el programa

5.2.1Despegue

Para iniciar la ejecución de la simulación, es necesario que el usuario inicie FlightGear en tierra, en el aeropuerto con destino al aeropuerto de San Francisco.

Se inicia con el altímetro en ceros, como se muestra en la figura 56

FIGURA 56. Inicio de despegue



5.2.2 Ascenso

Después de llegar a los 1000 ft se ha recorrido unos 2.22 nodos o 4000m horizontalmente. Subiendo a un ángulo de 4grados aproximadamente. Como se observa en la fig. 57

FIGURA 57. Ascenso



5.2.3 Estabilidad

Después de pasado un minuto como lo muestra el reloj en la figura 58, la avioneta ya se encuentra en el aire a 2100 ft de altura en un vuelo recto y nivelado.

FIGURA 58.vuelo recto y nivelado



En la figura 59 se observa una gráfica “xy” donde puede ver que el vuelo es recto y nivelado a 650 ft de altura.

FIGURA 59. Vuelo recto a 650 ft



5.2.4Aterrizaje

Se inicia el descenso hacia el aeropuerto de San Francisco, desde una altura de 2000ft (fig. 60).

FIGURA 60. Inicio del aterrizaje



En la figura 61, encontramos la imagen de la aproximación al aeropuerto, con una velocidad vertical de 5 nudos aproximadamente

FIGURA 62. Aterrizaje a 600 FT



FIGURA 63. Aterrizaje



Como se observa en la figura 62, el aterrizaje de avioneta, donde la gráfica “xy” muestra altitud de cero ft. También muestra el descenso desde 650 ft a 0 ft. Con un recorrido aproximado de 9000 m. la aeronave responde correctamente mostrando una senda de planeo estable entre los 3 y 6° grados como lo se lee en los límites de los ángulos en los flaps. Y en la gráfica se muestra que desciende desde 600 m hasta 0m recorriendo aproximadamente 9000m. La aeronave responde correctamente mostrando una senda de planeo estable entre 3 y 6 grados como lo recomienda el manual de piloto.

Conclusiones

1. Luego de probar con varias funciones de transferencia longitudinales e intentarlas controlar sin lograr resultados satisfactorios, se encontró que las funciones de transferencia de modo fugoide y de período corto con pocos coeficientes eran mucho más controlables.
2. El modelo matemático se pudo implementar satisfactoriamente al generar funciones de transferencia para la velocidad horizontal, vertical permitiendo una simulación completa del vuelo.
3. El simulador de vuelo permitió probar la idoneidad de los controles desarrollados y de las funciones de transferencia obtenidas para generar un vuelo simulado.
4. La implementación del control difuso de velocidad vertical permitió estabilizar el avión en una altitud constante logrando así de una forma automática un vuelo nivelado.
5. La implementación del control para velocidad vertical y horizontal a determinados parámetros de vuelo permitió descender a un ángulo de descenso satisfactorio cumpliendo los requisitos de aterrizaje.
6. La avioneta CESSNA 182, al ser una masa fija, se tiene un control restringido, si se deseara realizar un control para aviones de masa variable se recomienda utilizar controles robustos.
7. A pesar de tener un vuelo restringido al eje longitudinal, se mostró que era posible implementar un control difuso en un simulador para simular vuelo recto y nivelado, ascensos, descensos, despegues y aterrizajes; bajo condiciones controladas.

Bibliografía

Anderson, J. (2001). *Fundamentals of Aerodynamics* (3ra edición). New York: Mc Graw Hill

Bai, Y. y Wang, D. (2006). *Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications*. Sine loco: Springer.

Creus A. (2010). *Iniciación a la aeronáutica*. España: Ediciones Díaz de Santos.

Federal Aviation Administration (2008). *Pilot's handbook of aeronautical knowledge*. Oklahoma: U. S. Department of Transportation,

Mott, R. (1994). *Mecánica de fluidos* (4ta. edición). Dayton: Pearson

Library, C. E. (2008 de octubre de 2004). <http://www-control.eng.cam.ac.uk/>. Recuperado el 2015 de mayo de 2, de University of Cambridge: http://www-control.eng.cam.ac.uk/extras/Virtual_Library/Control_VL.html

Mundo, D. e. (16 de junio de 2011). www.elmundo.es. Recuperado el 1 de mayo de 2015, de <http://www.elmundo.es/elmundo/2011/06/16/madrid/1308243000.html> periodico:

Muñoz, M. A. (s.f.). www.manualvuelo.com. Recuperado el 1 de mayo de 2015, de blog: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

Platero. C. (2008). *Apuntes de Regulación Automática*. Madrid: Servicio de Publicaciones EUITI.

Quesada, D. (5 de julio de 2013). www.teletica.com. Recuperado el 1 de mayo de 2015, de blog: <http://www.teletica.com/m/note.aspx?note=16332>

seplanew. (20 de agosto de 2012). www.youtube.com. Recuperado el 1 de mayo de 2015, de entrevista, video: http://www.youtube.com/watch?v=TBHCg1F_8PQ

Varsavsky, M. (13 de septiembre de 2008). *MartinVarsavsky.net*. Recuperado el 1 de mayo de 2015, de blog: <http://spanish.martinvarsavsky.net/general/los-pilotos-de-spanair-no-pusieron-los-flapsslats-%C2%BFpero-es-su-culpa.html>