



UNIVERSIDAD DISTRITAL "FRANCISCO JOSÉ DE CALDAS" - FACULTAD TECNOLÓGICA PROYECTO CURRICULAR DE TECNOLOGÍA E INGENIERÍA MECÁNICA FORMATO DE PROYECTOS DE GRADO		
Nº DE RADICACIÓN: _____		
INFORMACIÓN EJECUTORES		
Ejecutor 1		
Nombre (s):	Jhon Alexander	
Apellido (s):	Ortiz Vergara	
Código:	20131375081	
E-mail:	jhon.a.ortiz@hotmail.com	
Teléfono fijo:	2823963	
Celular:	3205468172	
Ejecutor 2		
Nombre (s):	Luis Felipe	
Apellido (s):	Alba Pacavita	
Código:	20131375376	
E-mail:	Luisf_2727@hotmail.com	
Teléfono fijo:	6811416	
Celular:	3014902129	
INFORMACIÓN DEL PROYECTO		
Título del Proyecto:	Diseño de un sistema de control de vuelo bajo lógica difusa para una aeronave Cessna 182	
Duración (estimada):		
Tipo de Proyecto: (Marqué con una "x")	Innovación y Desarrollo Tecnológico	<input checked="" type="checkbox"/>
	Prestación y Servicios Tecnológicos	<input type="checkbox"/>
	Otro	<input type="checkbox"/>
Modalidad del Trabajo de Grado:	Tesis	
Línea de Investigación de la Facultad*:	Desarrollo tecnológico local e institucional	
Línea de Investigación del Proyecto Curricular**:	Diseño en ingeniería mecánica.	
Grupo de Investigación:		
Proyecto de Investigación:		
Áreas del conocimiento que involucra:	Automatización y control	
INFORMACIÓN PASANTÍA		
Nombre de la empresa:		
Dirección:		
Teléfonos:		

Correo electrónico:	
Página Web:	
INFORMACIÓN COMPLEMENTARIA	
Director: (Vo. Bo.)	
Proyecto de Pasantía: (Tutor): (Vo. Bo.)	
Formulación Proyecto de Grado: (Profesor): (Vo. Bo.)	

CONTENIDO

Introducción	5
1. Planteamiento del problema.....	5
2. Objetivos.....	6
2.1 Objetivo general.....	6
2.2 Objetivos específicos.....	6
3. Estado del arte	7
4. Justificación	9
5. Marco teórico.....	9
5.1 Fuerzas principales sobre La aeronave.....	10
5.2 Ejes de una aeronave	11
5.3 Componentes principales de un aeroplano	12
5.4 Instrumentos.....	14
5.5 conceptos de aerodinámica.....	15
6. Lógica difusa	21
6.1 Conjunto difuso	22
6.2 Conjuntos clásicos y operaciones	22
6.3 Asignación de conjuntos clásicos a funciones	24
6.4 Difusificación y funciones de membrecía.....	27
6.5 Reglas de control difuso	28
6.6 Reglas de asignación difusa.....	28
6.7 Desdifusificación.....	29
6.8 El método del medio máximo (MOM).....	30
6.9 El método del centro de gravedad (COG).....	30
6.10 Arquitecturas de los controles de lógica difusa	31

7. Metodologia.....	33
8. Cronograma.....	34
9. Presupuesto	36
10. Bibliografia.....	37

DISEÑO DE UN SISTEMA DE CONTROL DE VUELO BAJO LÓGICA DIFUSA PARA UNA AERONAVE CESSNA 182

INTRODUCCIÓN

Mediante técnicas de lógica difusa y de control simularemos el control de los flaps de un aeronave en las maniobras de despegue y aterrizaje; el control tomará en cuenta las variables que se toman de sensores propios de los aviones para saber la ubicación virtual del aeronave, 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. Finalmente se generarán conclusiones acerca de la técnica de control empleada.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El piloto de un aeronave se enfrenta a varias maniobras de vuelo tales como giros, aterrizajes y despegues en las cuales debe conjugar su experiencia y su conocimiento en aeronáutica para lograr maniobrar el aparato, dentro de estas maniobras dos de las más complejas son el aterrizaje y el despegue; en estas maniobras, uno de los principales elementos del avión a controlar por el piloto son los flaps ya que estos elementos hipersustentadores tienen como función disminuir la velocidad de pérdida del aeronave y garantizar un aterrizaje y despegue a bajas velocidades.

Los pilotos automáticos usan sistemas de control PID para controlar la aeronave, dichos controles se encargan de la estabilidad del aeroplano en vuelo, del aterrizaje por instrumentos, del despegue, etc. En los controles PID se encuentra una respuesta al error en trayectoria del aparato con tiempo de retraso rápido y un tiempo de levantamiento rápido, pero este control ofrece muy largo tiempo de estabilización, un alto sobre pico, y una respuesta oscilatoria. Lo que genera una inestabilidad de la aeronave en las maniobras de aterrizaje y despegue, debido a una pobre respuesta de los flaps; generando un riesgo la integridad del aparato y de sus ocupantes.

Un control difuso, de otro lado, puede eliminar estas oscilaciones proveyendo una respuesta rápida de los flaps a las condiciones velocidad vertical y horizontal de la aeronave en donde se requieren rápidas y acertadas decisiones sobre las superficies de

control debido a que el control difuso tiene una respuesta suave y un rápido tiempo de asentamiento de la señal de respuesta al error.

Además el control difuso permite realizar un control muy similar al control hecho por un ser humano al tratar el movimiento de los flaps basado en unas reglas permitiendo su uso en situaciones complejas sin tener que realizar un modelamiento matemático extenso de las condiciones de velocidad, ambientales, de presión, etc. como si sería indispensable en un control PID.

Los controles por PID generan una pobre respuesta a las condiciones externas, de otro lado, el control difuso muestra una respuesta suave y rápida en despegue y aterrizaje, adicionalmente, el control difuso funciona de forma parecida a las decisiones humanas. Todo esto nos sugiere que la mejor opción es usar un control difuso.

2. OBJETIVOS

2.1 OBJETIVO GENERAL

Diseñar un Sistema de control bajo lógica difusa para una aeronave Cessna 182 y simular su operación.

2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- 3.2.1. Describir la operación de una aeronave Cessna 182, reconociendo las variables importantes para el control de vuelo.
- 3.2.2. Plantear el modelo de la aeronave.
- 3.2.3. Diseñar un sistema de control bajo lógica difusa de la aeronave.
- 3.2.4. Implementar el sistema de control en un simulador de vuelo para la realización de pruebas de operación.

3. ESTADO DEL ARTE

Tal como conocemos a los aviones, están compuestos por un par de alas, las cuales tiene la función principal que es la de dar vuelo a la nave. Son las encargadas de la sustentación, el vuelo, el despegue y el aterrizaje, en gran parte la manejabilidad de la estructura. Pero esto no es posible sin una serie de elementos como lo son (dependiendo del modelo de la aeronave): los alerones, dispositivos de punta de ala (*sharklets*, *winglets*), flaps, spoiler.

Los flaps son componentes en el ala del avión porque son dispositivos de sustentación, primordialmente son usados para el despegue y el aterrizaje de la aeronave, su importancia es reducir la velocidad mínima que necesita el avión para despegar y aterrizar, esto ayuda a controlar el coeficiente de sustentación y además proporcionan resistencia aerodinámica al avión¹.

El sistema de control y manejabilidad de los flaps hasta el momento ha sido (dependiendo del modelo de la aeronave) mediante una palanca (sistema mecánico), por un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de calaje correspondiente a lo que desde la cabina se disponga mediante la palanca o el interruptor eléctrico, esto se hace gradualmente. La mejora continua y el avance tecnológico de los aviones, han hecho que todos los componentes de la aeronave también avancen, además de los accidentes que han provocado por falla humana con ciertos elementos, nos llevan a buscar soluciones donde el ser humano no intervenga en la mayoría de los mecanismos de la aeronave.

Los sistemas de control de las aeronaves encontramos que se encuentran sobre las siguientes superficies: el timón de profundidad, timón de dirección, los alerones, spoilers, flaps. Para el control de los flaps los sistemas en los aviones de gran envergadura se emplean el control de palanca o el de interruptor, estos sistemas han mostrado problemas por las fallas humanas como que al piloto se le olvidan ponerlos en el momento del aterrizaje o que no los ponen en el momento del despegue y no da la sustentación requerida los aviones y deben volver al aeropuerto en el mejor de los casos.

De un tiempo para acá se han diseñado controladores para hacen en un tiempo más corto y con mayor precisión algunas tareas mecánicas que realiza el ser humano, entre los primeros controladores son los PID creados en los años treinta los cuales tienen un

¹SHEVELL Richard. Fundamentals of Flight. Douglas designer. 2 ed. Mexico. Prentice Hall, 1989. 724-727 p. ISBN 0-13-339060-8.

principio y un fin, esto fue puesto en los buques de guerra para el año 1923 pero fue desmantelado porque los soldados no les gustaban usar los sistemas en sus naves, esto fue retomado en 1930 para las empresas.

Desde los años 70 se viene estudiando *la lógica difusa*, herramienta que procesa la información y da una respuesta lógica a la situación que hay en el momento, donde se introducen unos términos que el razonamiento humano entiende como *cerca, medio, lejos*, estos términos se les da un rango en valores, por ejemplo, 0-2 cerca, 2.1-5 medio y de 5-10 lejos. Estos valores son captados por el ser humano de forma razonable y mediante la lógica difusa se puede aplicar en los sistemas de control en las aeronaves.

Una posible soluciones la podemos hallar en la lógica difusa que se ha convertido en un avance tecnológico en diferentes áreas de la ciencia y cada día avanza más, a pasos gigantescos; esta se inicia en los años sesenta en la Universidad de Berkeley por el ingeniero Loftly A. Zadeh, la cual se basa en recibir datos complejos y poderlos ordenar y poder dar una respuesta a estos datos, los controladores realizados por lógica difusa se dividen en tres grandes grupos que son los productos creados para el consumidor (lavadoras, hornos microondas, etc.) fabricados por empresas como "*Matsuhita Electronic Industrial*", las de sistemas (los elevadores, trenes, sistemas de aire acondicionado que evitan oscilaciones de temperatura, etc.), la de software (diagnóstico médico, comprensión de datos, etc.).²

Con el artículo que salió en el blog *Martin Varsavsky*: "Los pilotos de Spanair probablemente no pusieron los flaps/slats ¿pero es su culpa?"³, accidente ocurrido al vuelo JK5022, un avión de la aerolínea Spanair donde mueren 153 personas, ocurrido el 20 de agosto de 2008, en el vuelo que cubre la ruta Madrid a Gran Canaria, los estudios del accidente muestran que la intervención humana (descuido), donde los pilotos no ven que los flaps NO están en su posición para un despegue satisfactorio; pasado un minuto este cae y explota matando a la mayoría de sus pasajeros; los flaps son piezas importantes para aviones comerciales, que lleven mucho peso encima, y le dan sustentación en el despegue.

Al estudiar los resultados de la investigación a este accidente, encuentran que fue el relé 2.5 (el que controla la temperatura del avión) el culpable. Además el error de los pilotos que es el de no desplegar los *flaps/slat*, los pilotos fueron hallados culpables por asesinato imprudente, se han propuesto varias soluciones como lo hace ver Martin

²Disponible en <http://www.dma.fi.upm.es/java/fuzzy/tutfuzzy/introduccion.html>

³ Disponible en <http://spanish.martinvarsavsky.net/general/los-pilotos-de-spanair-no-pusieron-los-flapsslats-%C2%BFpero-es-su-culpa.html>

Varsavsky en su blog, que es el de crear un controlador que no tenga manejo de las personas de la cabina, esta es una solución posible, la cual no le han dado la importancia requerida y pues en este proyecto se encuentra posible con un sistema de control en los flaps para que los pilotos no tengan que preocuparse también por estos elementos en las maniobras de vuelo.

4. JUSTIFICACIÓN

Cuando se presentan fallas de orden humano, el mismo hombre debe buscar la solución. El piloto de una nave debe tener muchas cosas en cuenta para que su vuelo sea todo un éxito. Con el ejercicio de encontrar formas de hacer más fácil las cosas y las actividades diarias humanas, se quiere despojar al piloto de una responsabilidad mediante la implementación de un sistema de control para las actividades de los flaps en vuelo.

Con la innovación tecnológica que está de moda, se hace más fácil realizar e implementar procesos sustentados en los sistemas, la academia se ha enriquecido con toda esta ola de conocimiento queriendo desplazar al hombre de su actividad para que la haga un chip con una información dada previamente, evitando cualquier falla humana que deje víctimas. Con la lógica difusa que recoge una información en este caso, información de condiciones externas del avión como lo son la altura y la distancia de aproximación a su lugar de llegada y la traduce a en acciones como lo son el despliegue y la inclinación de los flaps.

Con el sistema de control por lógica difusa se obtendrán grandes beneficios tanto para las aerolíneas porque solo implementa esto en sus naves y se evitan el riesgos de una falla humana además del dinero que se ahorran por los gastos que derivan de un retorno al aeropuerto de un avión por fallas de que no sea bien manejado los flaps y el combustible que se gasta en estas maniobras.

5. MARCO TEÓRICO

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.

Aeronave: todo artefacto que se mueve por el aire sustentándose en él.

5.1 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.⁴ 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.⁵

Arrastre: es una fuerza retardaste causada por la disrupción del flujo del aire en el ala o fuselaje, el arrastre se opone al empuje.⁶

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.

⁴ MOTT Robert. Mecánica de fluidos. Dayton: Pearson. 4a Ed. 1994. 467 p.

⁵ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Pilot's handbook of aeronautical knowledge. Oklahoma: U.S. Department of Transportation. 2008. 2-2 p.

⁶ *Ibíd.* 2-2 p.

FIGURA 1. LAS CUATRO FUERZAS SOBRE UN AEROPLANO



Fuente: Pilot's handbook of aeronautical knowledge.

5.2 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.

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.

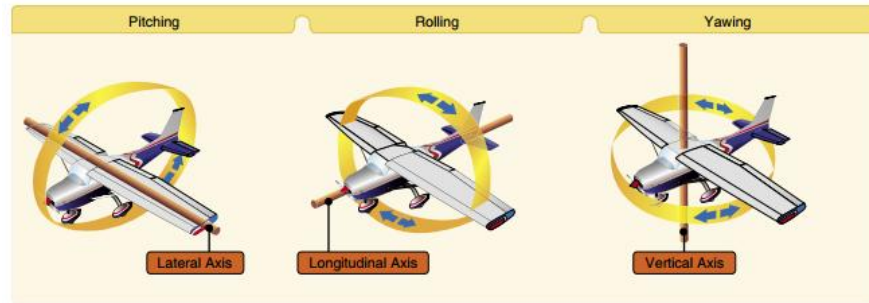
Eje transversal: llamado también eje de cabeceo; se extiende a través de la aeronave en una línea a través de las puntas de las alas pasando a través del centro de gravedad.

Eje de vertical: es también llamado eje de guiñada, y pasa a través del centro de gravedad de la aeronave.⁷

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

⁷ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Pilot's handbook of aeronautical knowledge. Oklahoma: U.S. Department of Transportation. 2008. 2-2 p.

FIGURA 2. EJES DE UN AEROPLANO

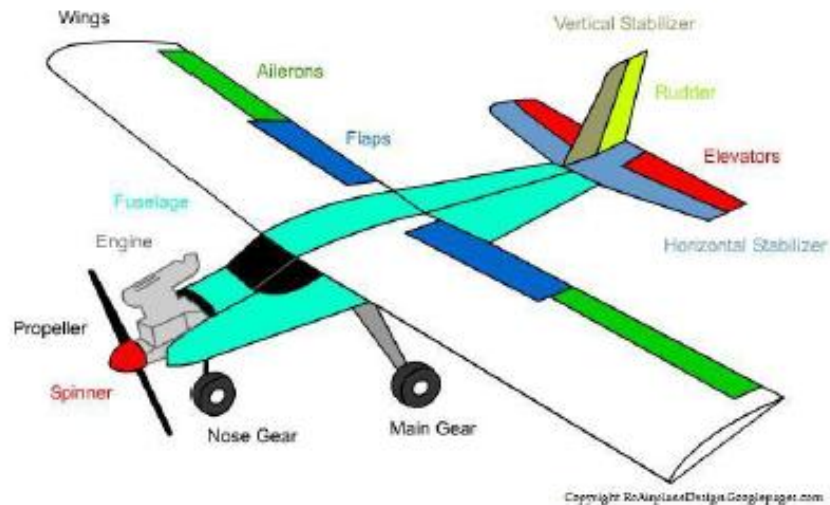


Fuente: Pilot's handbook of aeronautical knowledge.

5.3 COMPONENTES PRINCIPALES DE UN AEROPLANO

A continuación se mencionará 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.

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.⁸

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 o baja ala⁹. 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.¹⁰

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 despegues¹¹.

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 tiene ruedas sin embargo existe otro tipo de trenes de

⁸ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Pilot's handbook of aeronautical knowledge. Oklahoma: U.S. Department of Transportation. 2008. 2-3 p.

⁹ *Ibíd.* 2-3 p.

¹⁰ *Ibíd.* 2-3 p.

¹¹ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Pilot's handbook of aeronautical knowledge. Oklahoma: U.S. Department of Transportation. 2008. 2-4 p.

aterrizaje con flotadores o con esquíes, depende de la superficie donde tengan que aterrizar o amarizar.¹²

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 una fuente de vacío para instrumentos, fuente de electricidad e incluso es una fuente de calor para algunos modelos de aeroplanos¹³.

5.4 INSTRUMENTOS

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

5.4.1 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.

5.4.2 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.

¹² FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Pilot's handbook of aeronautical knowledge. Oklahoma: U.S. Department of Transportation. 2008. 2-5 p.

¹³ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Pilot's handbook of aeronautical knowledge. Oklahoma: U.S. Department of Transportation. 2008. 2-6 p.

5.4.3 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.

5.5 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.¹⁴

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.¹⁵

5.5.1. FUERZAS Y MOMENTOS AERODINÁMICOS

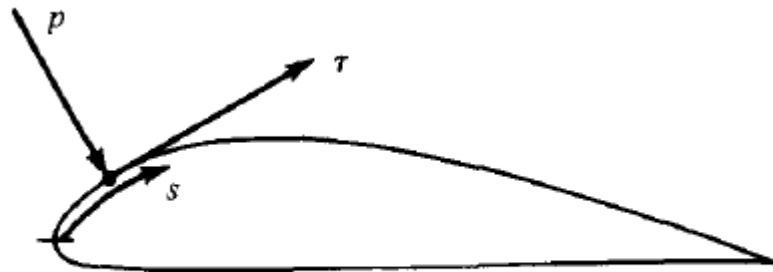
En la mayoría de los casos en aerodinámica las fuerzas aerodinámicas y los momentos del cuerpo se deben únicamente a dos fuentes básicas: 1. la distribución de presión sobre la superficie del cuerpo y 2. La distribución del esfuerzo cortante sobre la superficie del cuerpo. Tanto la presión P y el esfuerzo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

¹⁴ ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 33 p.

¹⁵ ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 16 p.

unidad de área. De acuerdo a la figura 4. P actúa normal a la superficie y τ actúa tangencial a la superficie¹⁶.

FIGURA 4. PRESIÓN Y ESFUERZO CORTANTE SOBRE UNA SUPERFICIE AERODINÁMICA



$p = p(s) =$ surface pressure distribution
 $\tau = \tau(s) =$ surface shear stress distribution

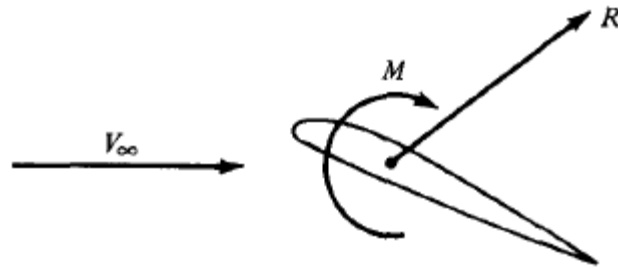
Fuente: Fundamental of Aerodynamics

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 Cuerpo¹⁷. Como se ve en la Fig. 5.

¹⁶ ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 16 p.

¹⁷Ibid. 16 p.

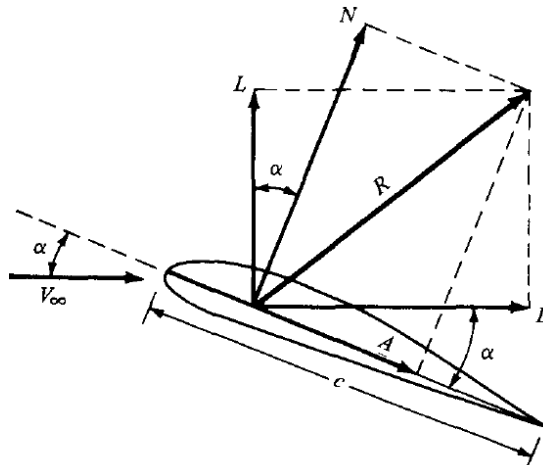
FIGURA 5. FUERZA Y MOMENTO AERODINÁMICOS RESULTANTES.



Fuente: Fundamentals of Aerodynamics

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 Resultante¹⁸.

FIGURA 6. FUERZA RESULTANTE AERODINÁMICA Y SUS COMPONENTES



Fuente: Fundamentals of Aerodynamics

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 lineal desde el borde frontal hasta el borde trasero de un cuerpo.

¹⁸ ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 17 p.

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

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

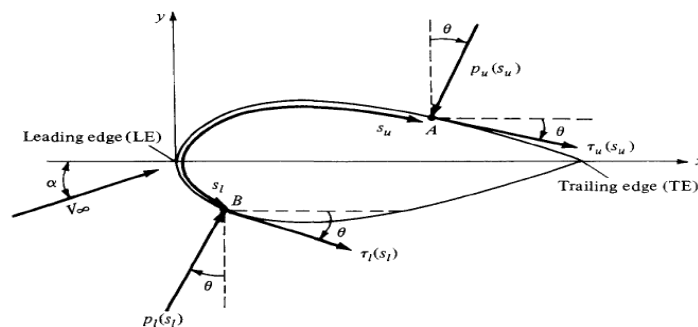
Ángulo de ataque: se representa por la letra α y se define como el ángulo entre c y V_∞ , además es el ángulo entre L y N y, entre D y A . Estos vectores generan una relación geométrica como se ve en las ecuaciones 1 y 2:

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (1)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (2)$$

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 ¹⁹.

FIGURA 7. NOMENCLATURA PARA LA INTEGRACIÓN DE LAS DISTRIBUCIONES DE PRESIÓN Y ESFUERZO CORTANTE SOBRE UNA SUPERFICIE BIDIMENSIONAL



Fuente: Fundamentals of Aerodynamics

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

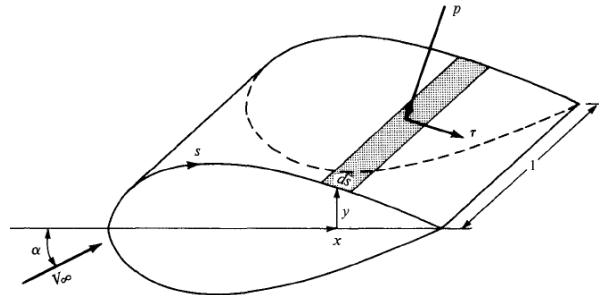
¹⁹ ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 17 p.

envergadura, luego de varias operaciones matemáticas se obtienen las ecuaciones 3 y 4 para las fuerzas axial y normal sobre la superficie estudiada²⁰.

$$N' = - \int_{Le}^{TE} (p_u \cos \theta + t_u \sen \theta) ds_u + \int_{Le}^{TE} (p_l \cos \theta - t_l \sen \theta) ds_l \quad (3)$$

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

FIGURA 8. FUERZA AERODINÁMICA EN UN ELEMENTO DE LA SUPERFICIE DEL CUERPO



Fuente: Fundamentals of Aerodynamics

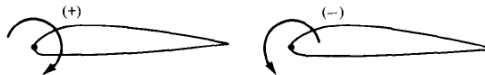
En cuanto al momento aerodinámico tomamos como centro el borde de ataque LE además, como convención será positivo el momento que tiende a aumentar α , cabeceo hacia arriba, y, el momento que tiende a hacer disminuir α , cabeceo abajo, es negativo como se muestra en la Fig. 9. Realizando un procedimiento similar que el anterior para el cálculo de los momentos, nos genera la ecuación 5²¹.

²⁰ ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 19 p.

²¹ Ibíd. 19 p.

$$M_{LE}' = - \int_{Le}^{TE} ((p_u \cos \theta + t_u \sin \theta) x - (p_u \sin \theta - \tau_u \cos \theta) y) ds_u + \int_{Le}^{TE} ((-p_l \cos \theta + t_l \sin \theta) x + (p_l \sin \theta + \tau_l \cos \theta) y) ds_l \quad (5)$$

FIGURA 9. CONVENCION DE SIGNOS PARA MOMENTOS AERODINAMICOS



Fuente: Fundamental of Aerodynamics

5.5.2 COEFICIENTES AERODINAMICOS

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 velocidad y la densidad del flujo libre lejano al cuerpo. Ahora una cantidad dimensional llamada presión dinámica de flujo libre se define según la ecuación 6 como²²:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (6)$$

Ahora los coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos se definen así como lo muestran las ecuaciones 7 al 11:

Coeficiente de sustentación: $C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (7)$

Coeficiente de arrastre: $C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (8)$

Coeficiente de fuerza normal: $C_N = \frac{N}{q_\infty S} \quad (9)$

Coeficiente de fuerza axial: $C_A = \frac{A}{q_\infty S} \quad (10)$

Coeficiente de momento: $C_M = \frac{M}{q_\infty S l} \quad (11)$

²² ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 20 p.

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 12 a la 14²³.

$$c_l = \frac{L'}{q_\infty c} \quad (12)$$

$$c_d = \frac{D'}{q_\infty c} \quad (13)$$

$$c_m = \frac{M'}{q_\infty c^2} \quad (14)$$

Además de las anteriores existen dos cantidades muy útiles como lo muestra las ecuaciones 15 y 16, hay que mencionar que p_∞ es la presión de flujo libre²⁴.

Coeficiente de presión:
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (15)$$

Coeficiente de fricción superficial:
$$c_f = \frac{\tau}{q_\infty} \quad (16)$$

6. 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 con algo así: muy satisfecho, poco satisfecho nada satisfecho, etc.²⁵

²³ *Ibíd.* 21p.

²⁴ ANDERSON John. *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 21 p.

²⁵ BAI Ying y WANG Dali. *Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications*. Sine loco: Springer. 2006. 17 p.

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

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

6.1 CONJUNTO DIFUSO

El concepto de conjunto difuso es una extensión del conjunto clásico o conjunto nítido, el conjunto nítido solamente contiene membresías 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, 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 membresía. Esto implica que el conjunto difuso usa un universo de discurso como su base, y considera un infinito número de grados de membresía en un conjunto²⁶; de esta manera el conjunto clásico de pertenencia o no pertenencia es un subconjunto del conjunto difuso.

6.2 CONJUNTOS CLÁSICOS Y OPERACIONES

Un conjunto clásico es una colección de objetos en un rango dado con un límite definido en donde un objeto pudiera 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. 10 donde el conjunto son los alumnos de ciencias de computación y el conjunto B son los alumnos de ciencias de

²⁶ BAI Ying y WANG Dali. Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 17 p.

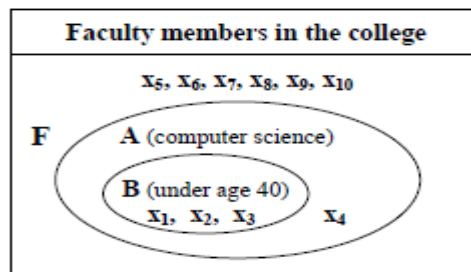
computación menores de 40 años; aquí sus operaciones básicas son complemento, intersección y unión²⁷.

Complemento de A (A^c) $A^c(x) = 1 - A$ (17)

Intersección de A y B ($A \cap B$) $A \cap B = A(x) \cap B(x)$ (18)

Unión de A y B ($A \cup B$) $A \cup B = A(x) \cup B(x)$ (19)

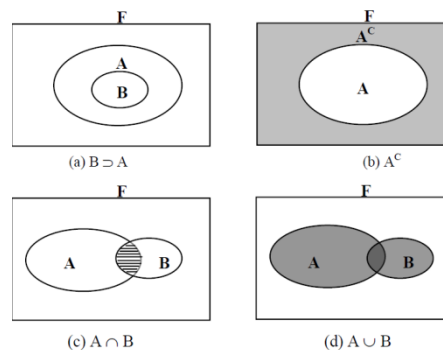
FIGURA 10. CONJUNTO CLÁSICO DE MIEMBROS DE UNA FACULTAD



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

La representación de las anteriores operaciones está graficada en la Fig. 11. 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 distintas²⁸.

FIGURA 11. CONJUNTOS CLÁSICOS Y OPERADORES



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

²⁷ BAI Ying y WANG Dali. Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 20 p.

²⁸ BAI Ying y WANG Dali. Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 20 p.

6.3 ASIGNACIÓN DE CONJUNTOS CLÁSICOS A FUNCIONES

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

$$\mu_A(x) = \begin{cases} 1, & (x \in A) \\ 0, & (x \notin A) \end{cases} \quad (20)$$

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:

$$P(x) = \{A, B\} \quad (21)$$

Ahora hacemos la asignación desde el universo de discurso F a otro universo de discurso Y con elementos 0 ó 1 como lo muestra la ecuación 22²⁹.

$$M(P(x)) = \{(1,1,1,1,0,0,0,0,0,0),(1,1,1,0,0,0,0,0,0,0)\} \quad (22)$$

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

Unión: $A \cup B = \mu_A(x) \cup \mu_B(x) = \text{máx.} (\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (23)$

Intersección: $A \cap B = \mu_A(x) \cap \mu_B(x) = \text{min} (\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (24)$

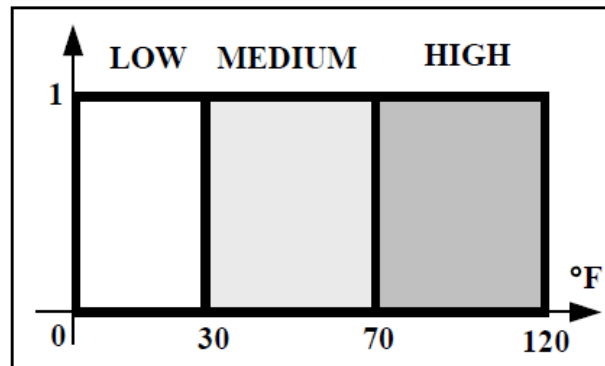
Complemento: $A^C = F \setminus A \quad (25)$

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 ó 0 si un elemento pertenece o no pertenece a un conjunto.

²⁹ BAI Ying y WANG Dali. Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 21 p.

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. 12³⁰.

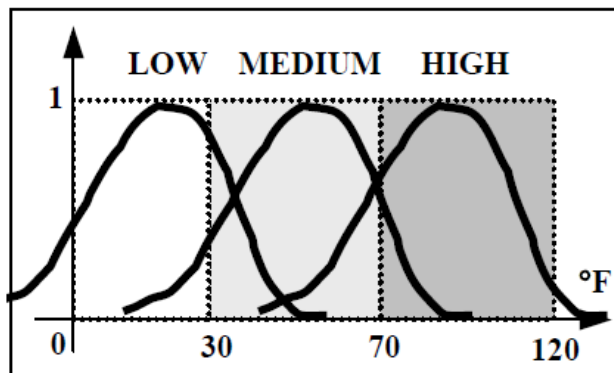
FIGURA 12. SUBDIVISIÓN EN CONJUNTOS CLÁSICOS



Fuente: Fundamentals of fuzzy logic 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. De 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. 13.

FIGURA 13. SUBDIVISIÓN EN CONJUNTOS DIFUSOS



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

³⁰ Ibíd. 21 p.

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. 13 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:

$$\mu_A(x) \in [0, 1] \quad (A = (x, \mu_A(x) | x \in X) \quad (26)$$

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:

$$A = \frac{\mu_A(x_1)}{x_1} + \frac{\mu_A(x_2)}{x_2} + \dots = \sum_i \frac{\mu_A(x_i)}{x_i} \quad (27)$$

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 así³¹:

$$A = \int \frac{\mu_A(x)}{x} \quad (28)$$

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

$$\text{Unión:} \quad A \cup B = \mu_A(x) \cup \mu_B(x) = \text{máx.} (\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (29)$$

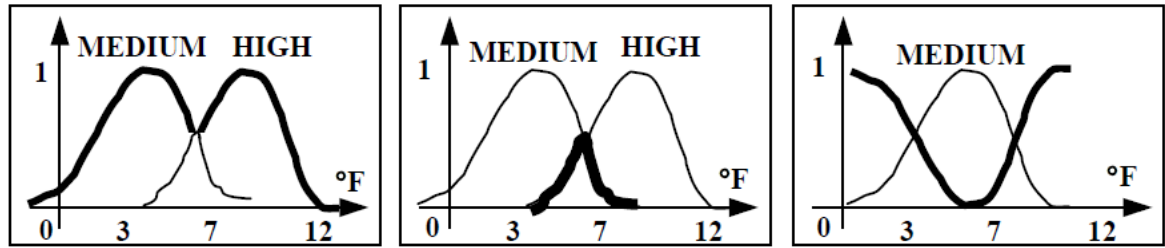
$$\text{Intersección:} \quad A \cap B = \mu_A(x) \cap \mu_B(x) = \text{min} (\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (30)$$

$$\text{Complemento:} \quad A^C = F \setminus A \quad (31)$$

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. 14.

³¹ BAI Ying y WANG Dali. Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 22 p.

FIGURA 14. 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

Ahora se explica 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 conjuntos³².

6.4 DIFUSIFICACIÓN Y FUNCIONES DE MEMBRECÍA

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

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 las representa en variables lingüísticas, esto es convertir un conjunto clásico en uno difuso con grados de pertenencia variables.

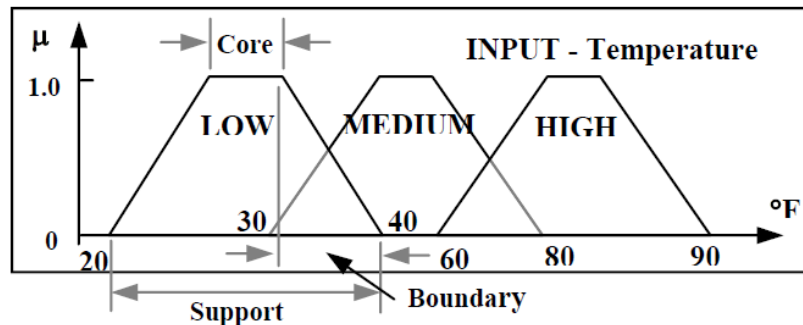
Las funciones de membrecía pueden tener distintas formas dependiendo de su aplicación; cuando los sistemas necesitan una variación significativa en un corto período de tiempo, se usan las funciones triangulares o trapezoidales. Si los sistemas necesitan una precisión de control muy alta, se usan curvas en S o curvas gaussianas³³.

³² BAI Ying y WANG Dali Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 23 p.

³³ BAI Ying y WANG Dali. Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 25 p.

Tomando como ejemplo una gráfica de unos conjuntos difusos en un sistema de aire acondicionado como lo muestra la Fig. 15, 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'.

FIGURA 15. PARTES DE UNA FUNCIÓN DE MEMBRECÍA



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.

6.5 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.

6.6 REGLAS DE ASIGNACIÓN DIFUSA

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, 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 función³⁴.

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 1. 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 1. 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

Una frase que se podría obtener a partir de la tabla 1 sería:

Si el cambio de temperatura es bajo y la temperatura es baja ENTONCES la velocidad del motor es ALTA.

6.7 DESDIFUSIFICACIÓN

El proceso de desdifusificación sirve para convertir la salida difusa en una variable nítida o clásica al objeto de control. Para convertir una variable lingüística o frase en una variable nítida o clásica, se usan tres tipos de técnicas: El método el medio del máximo, el método del centro de gravedad y el método de la altura.

³⁴BAI Ying y WANG Dali. Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 28 p.

6.8 EL MÉTODO DEL MEDIO MÁXIMO (MOM)

El método del medio máximo (MOM) de desfusificación calcula el promedio de las conclusiones difusas o salidas que tiene los grados más altos. Para una conclusión difusa donde el motor del calentador x está girando rápido. Al usar del método MOM de desfusificación se puede expresar de acuerdo a la ecuación 32:

$$\begin{aligned} MOM(RÁPIDO) &= \frac{\sum_{x'} x'}{T} \quad T \\ &= \{x' | \mu_{RÁPIDO}(x) = \text{SOPORTE } \mu_{RÁPIDO}(x)\} \quad (32) \end{aligned}$$

Donde T es el conjunto de salida x que tiene los mayores grados en el conjunto Rápido.

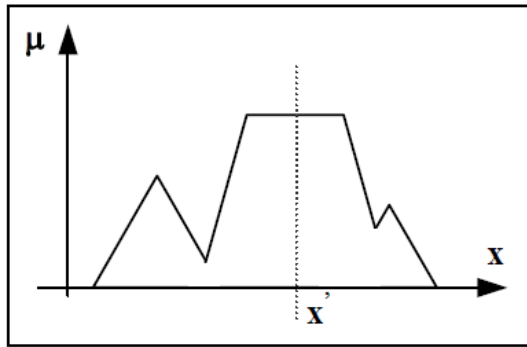
6.9 EL MÉTODO DEL CENTRO DE GRAVEDAD (COG)

Es el método más popular y se usa en muchas aplicaciones; es similar a la fórmula para el cálculo del centro de gravedad en física. El promedio ponderado de la función de membresía del centro de gravedad se calcula para ser el valor más nítido de la cantidad difusa. Para la salida del motor del calentador que está girando rápido, la salida COG podría ser como lo muestra la ecuación 33³⁵:

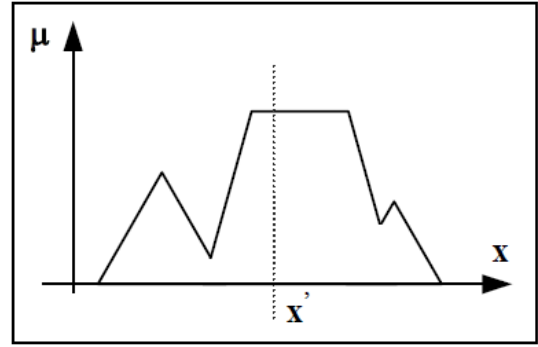
$$COG(RÁPIDO) = \frac{\sum_x \mu_{RÁPIDO}(x) \cdot x}{\sum_x \mu_{RÁPIDO}(x)} \quad (33)$$

³⁵ BAI Ying y WANG Dali. Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 30 p.

FIGURA 16. REPRESENTACIÓN GRÁFICA DE LAS TÉCNICAS DE DESDIFUSIFICACIÓN



Ejemplo del método MOM



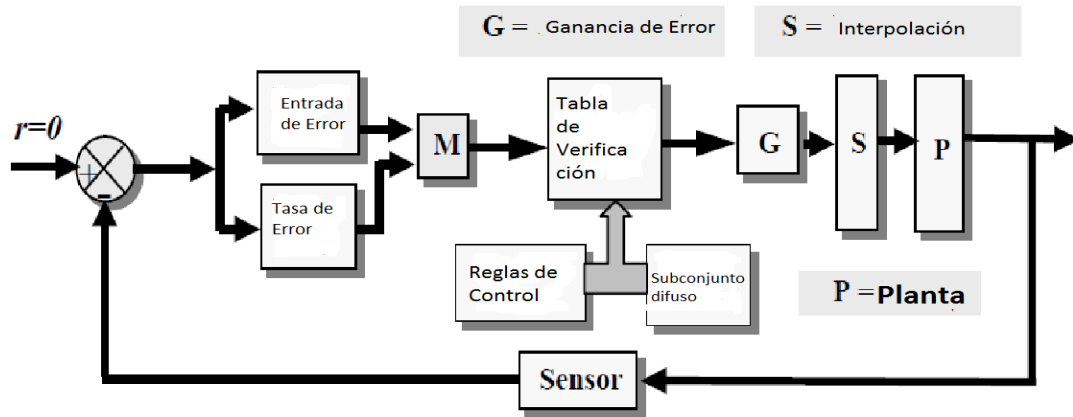
Ejemplo del método COG

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

6.10 ARQUITECTURAS DE LOS CONTROLES DE LÓGICA DIFUSA

Como se muestra en la fig. 17, donde está descrito un sistema de bucle cerrado de control por lógica difusa, las entradas son tasa de error y error, que son combinadas con el bloque M hacia la entrada del sistema de inferencia difuso. La tabla de verificación se deriva basada en las entradas de las funciones de membresía, la salida y las reglas de control difuso. Se usa un factor de ganancia G para sintonizar la salida de la tabla de verificación para obtener diferentes tipos de salidas; el bloque de interpolación S se usa para suavizar los elementos de salida de la tabla de verificación; finalmente, una señal de salida se obtiene de la salida del sistema.

FIGURA 17. DIAGRAMA DE BLOQUES DE UN SISTEMA DE CONTROL DIFUSO



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

7. METODOLOGIA

Partimos por la fase de documentación en temas de aviación, programación, inteligencia artificial, programas de diseño.

Los libros que con colaboración de las bibliotecas ubicadas en la ciudad nos proporcionan una fuente confiable para todas las fases que realizaremos en el desarrollo del proyecto, además de esto se hace una búsqueda de trabajos que han tenido algunos avances en los temas que vamos a realizar. Estos soportes se presentan en el documento. En las fases de diseño del proyecto lo primero que ya se ha hecho es la búsqueda de la información que nos da lo que debemos seguir e ir orientando el trabajo que se hace. Y los pasos que se van a seguir son los siguientes:

- Para iniciar se ara la búsqueda del modelo de la avioneta Cessna 182, sus planos y estructura física.
- Se redactara la descripción de las operaciones de vuelo de la nave.
- Ya hecho la descripción de la aeronave se trabajara en conjunto para plantear un nuevo modelo con el diseño de un sistema de control bajo lógica difusa. Los resultados de incorporaran en el trabajo físico.
- Se plantearan varios diseños del sistema de control bajo lógica difusa, los cuales nos darán más de una opción para emplear para la avioneta de modelo Cessna 182.
- A partir de que se escoja una opción del sistema de control que luego simularemos.
- el paso a seguir es el de simular las acciones de vuelo del ala en el programa Matlab.
- Luego se implementara el sistema de control en un simulador de vuelo para la realización de las pruebas convenientes para comprobar los resultados.
- En el documento se desarrollara todo lo que hemos logrado, incluyendo los resultados de Matlab y los planos del diseño, además de cada uno de los cuadros que se utilizaron.

El documento llevaba las normas INCONTEC, se presentara una memoria con los resultados que se desarrollaron con el programa "MATLAB" y el sistema de control por lógica difusa para la avioneta Cessna 182.

8. CRONOGRAMA

ACTIVIDAD	MES 1				MES 2				MES 3				MES 4			
SEMANA	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Recolección de información de la avioneta Cessna 182, planos, modelo y estructura física.																
Descripción de despegue del Cessna 182																
Descripción de vuelo del Cessna 182																
Descripción de aterrizaje del Cessna 182																
Realizar cálculos para los movimientos de los flaps.																
Plantear tres modelos de la aeronave																
Simular los modelos en el programa Matlab.																
Hacer los diseños en un sistema de control bajo lógica difusa.																
Escoger el modelo que lograr la mejor solución.																

Realizar la simulación del mejor diseño y realizar los cálculos pertinentes que lleva este diseño.																		
Recolección de información de simuladores de vuelos.																		
Escoger un simulador adecuado para implementar el diseño del sistema de control bajo lógica difusa																		
Implementar el diseño realizado al simulador de vuelo																		
Analizar la información obtenida y generar conclusiones.																		
Redactar el trabajo final del proyecto.																		

9. PRESUPUESTO

En la realización de este documento se incurre en los siguientes costos:

Ítem	Valor unitario	Número de unidades	Subtotal
Fotocopias	\$100	80	\$8000
Hojas impresas	\$100	100	\$10000
Horas de internet	\$1200	100	\$120000
Inscripción a la biblioteca pública Luis Ángel Arango	\$34000	1	\$34000
Mano de obra	\$900000	2	\$1800000
Total			\$1972000

El proyecto se realizará dentro de las instalaciones de la Universidad Distrital Francisco José de Caldas, en los laboratorios de automatización debido a que allí se encuentra el software necesario para la elaboración del sistema de control y el software necesario para la simulación del movimiento de flaps. Este proyecto será financiado por los estudiantes que lo realizan.

10. BIBLIOGRAFIA

- ANDERSON John. Fundamentals of Aerodynamics. New York: Mc Graw hill. 3 Ed. 2001. 16, 17, 19, 20, 21, 33 pp.
- BAI Ying y WANG Dali. Fundamentals of fuzzy logic control-fuzzy sets, fuzzy rules and defuzzifications. Sine loco: Springer. 2006. 17, 20, 21, 22, 23, 25, 28, 30 p.
- CREUS Antonio. Iniciación a la aeronáutica. España: Ediciones Díaz de Santos. 2010. 17 pp. 67-68.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Pilot's handbook of aeronautical knowledge. Oklahoma: U.S. Department of Transportation. 2008. 2-6 pp.
- IEEE Transactions on systems, man and cybernetics. Berkeley Ca. Abril, 1990. vol. 20, no. 2.
- INCONTEC. (1998). *NTC 4490 Referencias documentales para fuentes de informacion electronica*. Bogota.
- INCONTEC. (2008). *NTC 5613 Referencias bibliograficas. Contenido, forma y estructura*. Bogota.
- 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 *www.elmundo.es* periodico: <http://www.elmundo.es/elmundo/2011/06/16/madrid/1308243000.html>
- Muñoz, M. A. (s.f.). *www.manualvuelo.com*. Recuperado el 1 de mayo de 2015, de blog: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>
- 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>

MOTT Robert. Mecánica de fluidos. Dayton: Pearson. 4a Ed. 1994.467 p.

SHEVELL Richard. Fundamentals of Flight. Douglas designer. 2 ed. Mexico. Prentice Hall, 1989. 724-727 p. [ISBN 0-13-339060-8](#).