

**SISTEMA DE CONTROL FUZZY DE VUELO BASADO EN DISPOSITIVOS
EMPOTRADOS: DSPs – FPGAs.**



Trabajo de Grado

MARIO ANDRES CORDOBA GONZALEZ

**Directora:
Ingeniera Elena Muñoz E.**

**UNIVERSIDAD DEL CAUCA
FACULTAD DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA Y TELECOMUNICACIONES
DEPARTAMENTO DE ELECTRONICA, INSTRUMENTACIÓN Y CONTROL
POPAYÁN**

<u>INTRODUCCION</u>	<u>1</u>
<u>CONCEPTOS BÁSICOS DEL DISEÑO DE AERONAVES Y 3EL VUELO</u>	<u>3</u>
2.1 ORIGEN DE LAS FUERZAS AERODINAMICAS	5
2.2. COEFICIENTES DE SUSTENTACION Y RESISTENCIA	6
2.3 SUSTENTACION Y RESISTENCIA	7
2.4 SUSTENTACION AERODINAMICA (L os ELEMENTOS SUSTENTADORES)	10
2.5 DEFLEXION DE UNA CORRIENTE DE AIRE	12
2.6 PLANO INCLINADO CON RESPECTO AL VIENTO RELATIVO	14
2.7 TEORIA DE LA SUSTENTACION EN EL ALA	15
2.7.1 ALAS DE ENVERGADURA FINITA	17
2.8 LAS ALAS: SU DISEÑO E INFLUENCIA EN EL DESEMPEÑO DE LAS AERONAVES	21
2.9 LAS ALAS: TERMINOLOGÍA, TIPOS Y VARIACIONES EN EL DISEÑO AERODINÁMICO	24
2.9.1 LOS PERFILES	26
2.9.2 EL BORDE DE ATAQUE	26
2.9.3 EL BORDE DE FUGA	26
2.9.4 LA CUERDA	27
2.9.5 EL EXTRADOS Y EL INTRADOS	27
2.9.6 SUPERFICIE ALAR	27
2.9.7 LA ENVERGADURA	28
2.9.8 EL ALARGAMIENTO (A)	28
2.9.10 EL ESTRECHAMIENTO (λ)	28
2.9.11 EL ANGULO DIEDRO	28
2.9.12 TIPOS DE ALAS	29
2.9.12.1 ALAS RECTANGULARES	29
2.9.12.2 ALAS ELÍPTICAS	29
2.9.12.3 ALAS TRAPECIALES	30
2.9.12.4 ALAS EN FLECHA	30
2.9.12.5 ALAS DELTA	30
<u>PRINCIPIOS DE ESTABILIDAD Y CONTROL DEL AVION</u>	<u>32</u>
3.1 EL CONTROL LATERAL (ROLL)	34
3.2 EL CONTROL LONGITUDINAL (PITCH)	36
3.3 EL CONTROL DIRECCIONAL (YAW)	37
3.4 CONCEPTOS DE ESTABILIDAD ESTATICA Y DINAMICA EN EL AVION	38
3.5 LA ESTABILIDAD Y EL ESTADO DE EQUILIBRIO	39
3.6 LA ESTABILIDAD ESTATICA	40
3.7 ESTABILIDAD ESTATICA LONGITUDINAL	41
3.8 ORIENTACIÓN Y POSICIÓN DEL AERO-VEHÍCULO	43
<u>MODO DE OPERACIÓN DE UN SISTEMA FUZZY LOGIC</u>	<u>47</u>
<u>PROCESADORES DIGITALES DE SEÑAL (ARQUITECTURA Y DESEMPEÑO)</u>	<u>55</u>

5.1 ARQUITECTURA DE LOS DSP	55
5.1.1 UNIDAD ARITMÉTICA LÓGICA ALU.	57
5.1.2 LA UNIDAD DE MEMORIA.	57
5.1.3 UNIDADES DE ENTRADA Y SALIDA.	57
5.1.4 LA UNIDAD DE CONTROL	58
5.1.5 DESEMPEÑO DE UN DSP	59
5.1.6 DSP vs MICROPROCESADORES, ANÁLISIS COMPARATIVO.	60
5.2 LOS DISPOSITIVOS LOGICOS PROGRAMABLES: FPGAs Y CPLDs	62
5.2.1 DISPOSITIVOS LOGICOS PROGRAMABLES SIMPLES (PLDs)	63
5.2.2 CPLDs	64
5.2.3 FPGAs	65
5.2.4 PROCESO DE DISEÑO Y DESARROLLO DE HARDWARE	66
5.2.5 PROGRAMACION DE LOS DISPOSITIVOS DE LOGICA PROGRAMABLE	68
<u>DESCRIPCION DE LA APLICACIÓN</u>	<u>70</u>
6. 1. CONCEPTOS SOBRE EL CONTROL DE UNA AERONAVE	70
6.1.1. EL ATERRIZAJE	73
6.1.2 DIAGRAMA EN BLOQUES	73
6.1.3 COMPUTADOR DE VUELO FUZZY (HARDWARE Y SOFTWARE)	74
6.1.4 ESPECIFICACIONES	75
6.2 SISTEMA FUZZY DE ESTABILIDAD Y CONTROL	77
6.2.1. SISTEMA HARDWARE	77
6.2.1.1. SISTEMA ABORDO	77
6.2.1.1.1 El Sensor Acelerómetro	82
6.2.1.1.2 Las Señales de los Acelerómetros	83
6.2.1.1.3 EL Giroscopio	84
6.2.1.1.4 Las Señales de Precesión de los Giroscopios	85
6.2.1.1.5 Estabilidad del Sistema Inercial	86
6.2.1.1.6 El Computador Fuzzy	87
6.2.1.2. SISTEMA EN TIERRA	89
6.2.2 DESARROLLO DEL SOFTWARE FUZZY	90
6.2.3. DISEÑO DEL SISTEMA FUZZY	90
6.2.3.1. ENTRADAS Y SALIDAS DEL CONTROLADOR FUZZY	91
6.2.3.1.1 CONTROL LATERAL	92
6.2.3.1.1 CONTROL DIRECCIONAL	96
6.2.3.1.1 CONTROL LONGITUDINAL	98
<u>PLAN DE PRUEBAS Y RESULTADOS</u>	<u>101</u>
<u>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES</u>	<u>105</u>

ABREVIATURAS

A:	Alargamiento Alar.
λ :	Estrechamiento Alar.
DSP:	Procesador Digital de Señal (del ingles Digital Signal Processor).
CPU:	Unidad Central de Proceso.
ALU:	Unidad Aritmética-Lógica.
I/O:	Puertos de Entrada (I) y/o Salida (o).
MAC:	Instrucción matemática de un procesador DSP para Multiplicación y Acumulación.
MOPS:	Millones de Operaciones por Segundo en un DSP.
A/D:	Conversión Analógico / Digital
EPROM:	Unidad de Memoria borrable con luz ultravioleta.
EEPROM:	Unidad de Memoria borrable Eléctricamente.
PWM:	Modulación por Ancho de Pulso.
PLD:	Dispositivo Lógico Programable.
ASIC:	Circuito de aplicación específica (del ingles Application Specific Circuit).
FPGA:	Dispositivo Lógico Programable en Campo (del ingles Field Programmable Gate Array).
CPLD:	Dispositivo Lógico Programable Complejo.
VHDL:	Lenguaje de Descripción Hardware.

CAPITULO 1

INTRODUCCION

Las actuales técnicas en la investigación sobre robots aeroespaciales apuntan hacia el desarrollo de vehículos cada vez más completos que permitan ser utilizados en el desarrollo de trabajos de alto riesgo y/o de gran exactitud. Entre estas tareas se encuentran las labores de búsqueda y rescates, la investigación científica, tal es el caso del estudio de los cambios climáticos, la contaminación ambiental, el control y prevención de incendios forestales, etc.

También es un campo de potencial aplicación el de los sistemas de información geográfica, el control del tránsito vehicular, y la transmisión de noticias en vivo desde lugares remotos.

Desde una óptica un poco mas científica, el desarrollo de proyectos como el aquí planteado, permitiría a nuestro medio académico incursionar en una rama de la robótica totalmente nueva, pues no solo sugeriría la aplicación de la teoría del control en aeronaves, sino que, a su vez, involucra la utilización de nuevas herramienta de desarrollo hardware y software para la implementación de sistemas de control embebidos como son los controladores DSP, los dispositivos lógicos programables FPGAs, la implementación de técnicas de fusión de datos en sistemas multisensor, y el desarrollo de los mismos sensores como tal.

El trabajo propuesto consiste en diseñar y construir un sistema de control embebido de vuelo para estabilización y mantenimiento del curso de vuelo de una aeronave no tripulada (UAV) radiocontrolada desde una estación en tierra.

El algoritmo de control será capaz de mantener estable y orientado el vuelo (posición, velocidad, potencia del motor, rata de ascenso y descenso al aterrizaje) de acuerdo con la necesidad del operador ubicado en tierra (estación de control).

Para ello, es importante dividir las partes que conformarán el sistema con el objetivo de realizar su descripción de una mejor manera.

En el capítulo 2 se desarrolla un estudio breve de los conceptos básicos utilizados en el análisis y el diseño de aeronaves, y la teoría del vuelo. En el capítulo 3 los principios de estabilidad y control del avión, un tema de gran relevancia en el desarrollo de este trabajo. El capítulo 4 hace referencia a los tópicos básicos que se deben conocer alrededor de un sistema fuzzy, posteriormente, En el capítulo 5 se muestra algunos conocimientos muy básicos en torno a la tecnología DSP (procesadores Digitales de Señal), y la lógica programable (FPGA y CPLDs), su arquitectura y desempeño.

Ya en el capítulo 6 se trata la descripción detallada de la aplicación en este trabajo de grado. En el capítulo 7 se encuentran los resultados obtenidos a partir de la secuencia de pruebas establecidas en el laboratorio, Y finalmente en el capítulo 8, unas conclusiones y recomendaciones.

CAPITULO 2

CONCEPTOS BÁSICOS DEL DISEÑO DE AERONAVES Y EL VUELO

En los comienzos de la aviación las aeronaves se diseñaron para experimentar en dos operaciones básicamente: realizar despegues y aterrizajes en forma exitosa, lo cual significaba sin estrellarse. Aquel ingenio al mostrar sus potencialidades llevó a los diseñadores a exigir mucho más de sus creaciones. Rápidamente se iban descubriendo “secretos” importantes de diseño que serían de crucial relevancia en las características de rendimiento de las mismas.

En la actualidad el diseño y construcción de los aviones es una de las obras de la ingeniería Electrónica y la Aeroespacial más grande que jamás haya realizado el hombre. El creciente avance de aplicaciones innovadoras en las ciencias computacionales ha permitido que en el desarrollo de proyectos aeronáuticos los ingenieros puedan simular, predecir, y realizar modificaciones si es del caso, minimizando los errores y mejorando el rendimiento de sus aeronaves, ofreciendo también como resultado una reducción en los costos de fabricación y en los ciclos requeridos para introducir nuevos aviones en el mercado.

Es así que se desarrollará un análisis breve concerniente a las áreas que involucra el diseño y construcción de un aerovehículo. De ésta manera, se tratarán cuatro aspectos básicos, haciendo referencia en esta primera parte a la ciencia Aerodinámica, para luego estudiar los sistemas de estabilidad y control.

Hace ya algunos años cuando disfrutaba de un libro titulado “La conquista del Espacio” en el que encontré una frase que versaba así: “Dadme un motor lo bastante poderoso y volaré subido en la puerta de un establo”; y la verdad es

que es muy significativo, pues si aplicamos la potencia adecuada a una hélice lograremos desplazar por el aire un ala muy eficaz.

No obstante si lográsemos modelar un aerovehículo de manera tal que sus superficies produzcan sustentación y poca resistencia, dispondríamos de una metodología mucho más favorable.

Basados en esto, iniciemos poniendo de manifiesto que cuando una aeronave se encuentra en vuelo, actúan sobre ella cuatro fuerzas básicamente: la sustentación (L), el peso (W), la resistencia (D), y el empuje (T) (Figura 2-1).



Figura 2-1. Fuerzas aerodinámicas sobre una aeronave en vuelo.

La aerodinámica estudia el efecto del aire sobre un objeto cuando entre ambos existe un movimiento relativo. Para hacer posible que una aeronave vuele, sus alas deben producir suficiente sustentación con el objetivo de lograr vencer la fuerza de la gravedad, de este modo tanto la sustentación como la resistencia son dos fuerzas predominantes que actúan sobre el aerovehículo convirtiéndose en los factores que influyen en forma directa en la geometría de sus alas, fuselaje y demás partes externas.

2.1 ORIGEN DE LAS FUERZAS AERODINAMICAS

Las fuerzas aerodinámicas y los momentos que se generan sobre un perfil alar cuando este se desplaza a través del aire son generadas básicamente por una distribución de presiones (ρ, τ) sobre el mismo.

Dichas presiones actúan tanto en forma perpendicular como tangencial respectivamente con relación al perfil. El efecto neto de estas dos presiones (ρ, τ) sobre el mencionado cuerpo aerodinámico crea una fuerza resultante a la que llamaremos R , y de igual manera a un momento M (Figura 2-2).

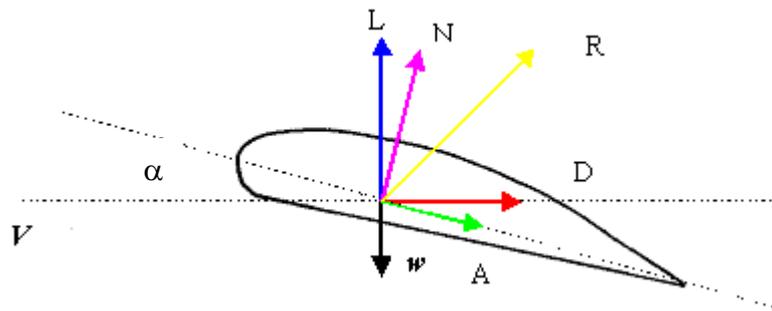


Figura 2-2. Descomposición de las fuerzas aerodinámicas sobre un perfil alar.

Esta fuerza resultante origina otros dos pares de componentes más, que son las que se conocen como sustentación (L), resistencia (D), fuerza normal (N), y axial (A). De esta manera se puede ver que tanto las fuerzas de sustentación y resistencia son las componentes de R , perpendicular y paralela respectivamente, con respecto a la componente del viento relativo V_∞ ; En forma análoga, se hace referencia a la longitud denotada C , como la cuerda media (es la distancia entre el borde de ataque y el borde de fuga del plano alar), con el propósito de descomponer con respecto a dicha dimensión característica del perfil las fuerzas axial y normal en vectores perpendicular y paralelo a C respectivamente.

Así, si se denomina a α como el ángulo de ataque, y se define como el formado entre la cuerda y la componente de viento relativo, se podría decir también que es el formado entre el vector representativo de la fuerza L y el vector N , o de igual manera entre las fuerzas de resistencia y la axial como lo expresa la siguiente relación geométrica:

$$L = N \cos (\alpha) - A \operatorname{sen} (\alpha)$$

$$D = N \operatorname{sen} (\alpha) + A \cos (\alpha)$$

2.2. COEFICIENTES DE SUSTENTACION Y RESISTENCIA

Si se coloca un ala completa dentro de un túnel de viento (dispositivo capaz de originar una corriente de aire a una velocidad y densidad determinadas, en el que es posible medir las fuerzas aerodinámicas mediante la simulación con modelos a escala de los prototipos), y se experimenta posicionando su perfil a diferentes ángulos de ataque, al medir las fuerzas de sustentación y resistencia (L , D) que se originan para cada ángulo α respectivamente, se obtendría una expresión denominada coeficiente de sustentación (C_L), matemáticamente dado por:

$$C_L = L / (q \alpha * S)$$

En donde q será la presión dinámica, S la superficie de las alas, y L la fuerza de sustentación producida. Este coeficiente adimensional al representarlo en función del ángulo de ataque permite deducir que en un rango de valores para dicho ángulo cuanto mayor sea este mayor será la sustentación, y por consiguiente su coeficiente C_L .

Procediendo en forma similar con respecto a la resistencia (D), se vería que las fuerzas de fricción varían con respecto a la velocidad y la densidad del aire, y

también respecto al ángulo de ataque; pero la verdad es que el coeficiente de resistencia C_D solo dependerá de éste último (α), y lo definimos como:

$$C_D = D / (q_\infty * S)$$

2.3 SUSTENTACION Y RESISTENCIA

Sobre un perfil alar se origina una distribución de presiones de forma que el *extrados* está sometido a una succión considerable con respecto a la que se presenta en el *intrados*, generando de esta forma una fuerza ascensional.

Considerando ahora el plano alar, las moléculas de aire que se mueven sobre el *extrados* realizan un recorrido más largo, por lo que su movimiento será más veloz respecto al *intrados*. Esta aceleración del aire en la parte superior de las alas dará como resultado un decremento comparativo en la presión, produciendo de esta forma lo que se conoce como sustentación (L) debido a que se crea una presión en el *extrados* diferente a la del *intrados* y mucho menor que ésta.

Si bien esto es atribuible al teorema de **Bernoulli**, lo cierto es que las diferencias de presión del aire se deben a una compleja circulación de éste alrededor del ala, particularmente en el borde de fuga, en el que la corriente de aire se mueve en forma de remolinos.

Al existir esta diferencia de presiones, en las puntas del ala se crean corrientes de aire transversales de abajo hacia arriba, las que se superponen con la corriente longitudinal. En las puntas de las alas al terminarse la superficie que soporta la diferencia de presiones, se incrementa la corriente lateral de manera considerable dando lugar a la formación de torbellinos. Estos se deben a que en dicho punto confluyen las corrientes de aire tanto del *extrados* como del *intrados*, siendo más veloz la primera respecto a la otra (condición necesaria para la sustentación), haciendo que la mayor presión del *intrados* produzca una

corriente hacia arriba la cual al encontrarse con el flujo de mayor velocidad del *extrados* da lugar a los citados torbellinos.

De esta manera se puede decir que la intensidad de los torbellinos será tanto mayor como lo sea la diferencia de presión en el ala, lo que en otras palabras significaría una relación directa con el coeficiente de sustentación.

Antes de continuar, no se podría pasar inadvertidas dos definiciones de vital importancia en el tema: **La capa límite y el número de Reynolds**. La primera está constituida en realidad, por múltiples capas “delgadas” de aire. Cuando el aerovehículo está en vuelo, la capa molecular de dicho fluido que se encuentra en contacto directo con la superficie alar permanece adherida a ésta. Después se crea un deslizamiento entre las demás capas, las que conforme distan de la superficie incrementan su velocidad hasta el punto en el que alcanzan el 99 % de la que lleva la corriente libre. De esta manera, cuando el movimiento del aire dentro de la capa límite fluye en forma paralela, se denominará laminar, observándose este fenómeno en las proximidades al borde de ataque del ala.

Contrario a esto, en la medida en que el fluido se aleja del borde de ataque, las fuerzas de rozamiento disiparán cada vez más energía de dicha corriente, arrojando como resultado un aumento en el espesor de la capa límite, hasta el punto en que a una cierta distancia del mencionado borde se empiezan a producir perturbaciones de tipo ondulatorio, las que convierten la corriente laminar en turbulenta.

De otro lado, la utilidad más directa del número de **Reynolds**, es la predicción de la resistencia de fricción de una superficie. Como ya se anotaba, el punto de transición entre el flujo laminar y el turbulento tiene lugar a una cierta distancia del borde de ataque. Experimentalmente se ha observado que dicho fenómeno depende no solo de la velocidad del fluido, sino también de la viscosidad. La expresión característica del número de **Reynolds** introduce un parámetro adimensional que combina tanto velocidad como viscosidad así:

$$RN = V \cdot l / \nu$$

Donde:

V : velocidad, l : distancia al borde de ataque,
 ν : coeficiente cinemático de viscosidad.

Apoyándose en esto, se puede entrar a definir otra fuerza que participe en este proceso, denominada resistencia (D). De esta existen tres tipos fundamentales como son: la de fricción o rozamiento, de forma, y la inducida.

Las dos primeras son una consecuencia directa del efecto de desplazar un cuerpo a través de un fluido (en nuestro caso el aire), aunque en realidad la resistencia de fricción o rozamiento es debido a la capa límite. Finalmente la **resistencia inducida** es un producto derivado de la sustentación producida por las alas, pues como ya lo mencionábamos los torbellinos de punta alar absorben gran cantidad de energía ligada a la sustentación, dando lugar a este tipo de resistencia. El efecto de estos torbellinos, ligados y libres, es una deflexión hacia arriba del flujo de aire delante del borde de ataque, y hacia abajo detrás del borde de fuga.

Si se prosigue en la descripción de las fuerzas que actúan sobre las aeronaves, se mencionará otra denominada el peso (W); ésta se debe a la fuerza de atracción gravitacional. En un vuelo a la altura de crucero el peso es contrarrestado por la sustentación (L), y el empuje igual a la resistencia, lo que genera como resultado un vuelo a nivel, de lo contrario al aerovehículo buscará ésta condición de equilibrio entre las fuerzas bien subiendo o descendiendo de forma inmediata.

Examinemos ahora otros aspectos característicos de los perfiles y los planos alares:

- La relación Sustentación – Resistencia (L/D): considerada uno de los parámetros decisivos al momento de medir la eficiencia aerodinámica de un perfil, pues se les considera eficientes cuando al producir sustentación ofrecen una mínima resistencia. Esta relación para un aerovehículo como

tal ya terminado, tiene un impacto significativo en cuanto a la aerodinámica de éste, permitiendo conocer cuál será su desempeño en vuelo, y por consiguiente sus prestaciones.

- El alargamiento (*aspect ratio*): Básicamente se podría esbozar como la relación que existe entre la envergadura del ala y la cuerda del perfil. Así, un ala de gran alargamiento es aquella en la que su envergadura es varias veces mayor que la longitud de su cuerda. Esta relación podrá variar desde valores puntuales como 3 ó 4 en aeronaves muy rápidas, hasta 20 ó 30 en algunos planeadores.

Tomando como referencia el comportamiento aerodinámico del ala, que en conclusión es la forma de los perfiles, estos son ya en la mayor parte de las nuevas generaciones de aviones, del tipo supercrítico, los cuales retrasan la aparición del flujo supersónico, reduciendo así la intensidad de las ondas de choque con la consiguiente disminución de la resistencia aerodinámica.

Los perfiles supercríticos tienen un espesor relativo mayor que el de los perfiles convencionales, produciendo un mayor coeficiente de sustentación, y un bajo coeficiente de resistencia aerodinámica; de igual manera favorecen la construcción de alas con menores ángulos de flecha, lo que hace aumentar aún mas el coeficiente de sustentación, sin afectar la resistencia aerodinámica.

2.4 SUSTENTACION AERODINAMICA (Los Elementos Sustentadores)

Existen algunos elementos constitutivos de las aeronaves los cuales no contribuyen a la producción de fuerzas sustentadoras, o sea, aquellas partes, o conjuntos de ellas, en los que el vector resultante generado por las fuerzas aerodinámicas elementales no tiene una componente perpendicular a la dirección del movimiento relativo. Estos dispositivos generan una resistencia parcial al desplazamiento de la aeronave que se ha denominado **resistencia**

parásita. De esta forma, elementos como el tren de aterrizaje son una fuente de resistencia parásita.

De otro lado, aquellas partes del avión en las que la resultante tiene una componente perpendicular a la dirección del movimiento, aunque también presenten una resistencia al avance, pueden ser utilizados para mantener en el aire al avión, haciendo que la componente perpendicular a la dirección del desplazamiento del aerovehículo se oponga y contrarreste la acción de la fuerza gravitatoria.

Como es natural, el rendimiento será tanto mejor cuanto mayor sea la componente vertical (Sustentación L) con respecto a la componente horizontal (resistencia D), suponiendo el avión en vuelo horizontal.

Los elementos sustentadores fundamentales de un avión reciben el nombre de células sustentadoras o alas. En algunos aparatos especiales como los helicópteros y los autogiros, las células sustentadoras están constituidas por unas palas giratorias mas bien conocidas como rotor.

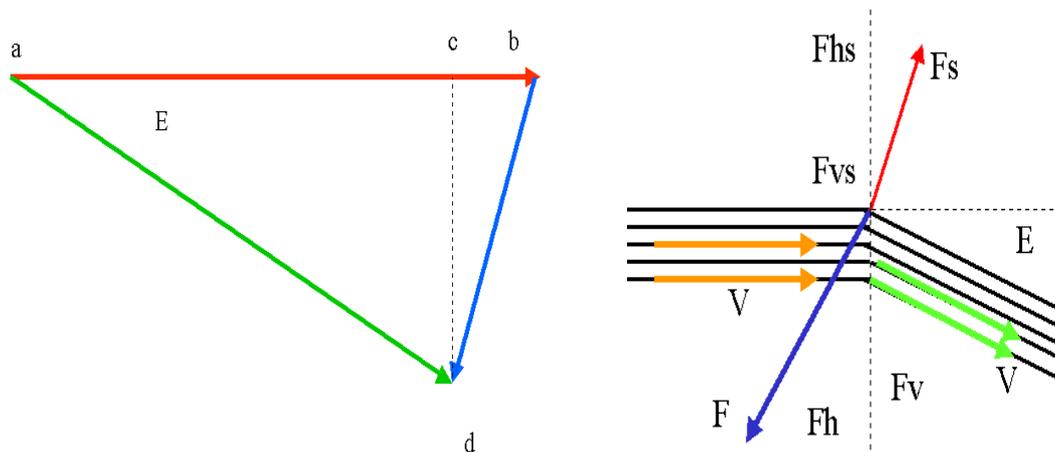


Figura 2-3. Deflexión de una corriente de aire.

Antes de entrar en el estudio detallado de las alas, realizaremos algunas consideraciones teóricas básicas y veremos cómo se produce la sustentación en algunos casos elementales.

2.5 DEFLEXION DE UNA CORRIENTE DE AIRE

Si una corriente de aire, la cual se supondrá en movimiento uniforme, choca tangencialmente con una superficie curva, la corriente de aire sufrirá una deflexión o desviación gradual, y a la salida de la superficie curva el flujo seguirá una dirección diferente de la que tenía antes de entrar en contacto con la citada superficie (Figura 2-3).

Si entre las características de la superficie se pueden resaltar las de **suavemente lisa** y su curvatura no muy **grande**, es posible admitir teóricamente que el fluido de aire no sufrirá disminución en su velocidad absoluta. Pero, para producir el cambio de dirección, la superficie habrá ejercido sobre el aire una determinada fuerza, y si se aplica el análisis de la tercera ley de Newton, el aire habrá producido sobre la superficie una reacción igual y en sentido contrario a dicha fuerza.

Así, supóngase que la dirección de la corriente de aire, a la salida de la superficie curva, forma un ángulo " E " con la dirección original, manteniendo la misma velocidad absoluta " V ". se puede entonces representar a estas velocidad por medio de dos vectores, "ab" y "ad" , correspondientes en magnitud y dirección a la velocidad antes y después de pasar por la superficie curva.

De acuerdo con la hipótesis hecha anteriormente, asumimos que la dirección de "ab" es horizontal. Evidentemente, para obtener el vector "ad" tendremos que sumarle al vector "ab" el vector "bd". Pero por otra parte, podemos considerar el vector "bd" como resultante de dos (2) vectores componentes: el

vector "bc" horizontal y de sentido opuesto a "ab"; y el vector "cd" vertical y en la dirección de "ab" al vector "ad". Por consiguiente se puede decir que:

$$\mathbf{ad} = \mathbf{ac} + \mathbf{cd}$$

$$\mathbf{ac} = V \cdot \cos E$$

$$\mathbf{cd} = V \cdot \sin E$$

De esta manera, el efecto de deflexión habrá sido: disminuir la componente horizontal de la velocidad así:

$$\mathbf{ab} = V$$

$$\mathbf{ac} = V \cdot \cos E$$

y aumentar la componente vertical de la velocidad :

desde:

$$0 \text{ hasta } \mathbf{cd} = V \cdot \sin E$$

Es así que, si cada partícula de aire tarda un tiempo t en sufrir la deflexión al pasar por la superficie curva, dichas variaciones de velocidad producirán las aceleraciones tanto horizontal (a_h) como vertical (a_v):

$$\mathbf{ah} = (V - V \cdot \cos E) / t$$

$$\mathbf{av} = V \cdot (\sin E / t)$$

El producto de la masa de aire que sufre la deflexión por estas dos aceleraciones nos ofrecerá (de acuerdo con las leyes de Newton) las componentes (horizontal F_h y vertical F_v) de la fuerza F de deflexión, pudiendo obtenerse la **reacción** F_s sobre la superficie curva, igual y de sentido opuesto a F . Vemos así, que la reacción F_s tendrá una componente vertical F_{vs} hacia arriba (sustentación) y otra componente horizontal F_{hs} en la dirección del movimiento del fluido (arrastre).

Siempre que una corriente de aire sufre una deflexión, independientemente de la naturaleza de la causa que la produce (superficie curvada, ala del aeroplano, etc.) ha actuado una fuerza exterior sobre el aire para cambiar la dirección de la corriente y, como consecuencia, se produce una reacción del aire igual y de sentido contrario a dicha fuerza, sobre el objeto, cuerpo o superficie, causa de la deflexión. Así, esta reacción se podrá considerar siempre integrada por las dos componentes: Sustentación y Arrastre.

2.6 PLANO INCLINADO CON RESPECTO AL VIENTO RELATIVO

Se ha visto que cuando un plano inclinado, con su borde delantero más elevado que el borde posterior, se mueve horizontalmente, la acción del aire produce una resultante inclinada hacia atrás y hacia arriba, que podemos suponer integrada por dos componentes: una vertical y hacia arriba, que será opuesta al peso que pudiera gravitar sobre el plano, elevándolo o permitiéndole mantenerse en el aire (sustentación), y otra horizontal y hacia atrás que se opondrá al movimiento del plano ofreciendo una resistencia al avance que será necesario vencer (arrastre). Evidentemente, la mayor eficiencia se obtendrá cuando la componente vertical sea lo mayor posible, y en cambio, la componente horizontal sea lo más pequeño posible, o en realidad, cuando la relación entre dichas componentes (la horizontal y la vertical) llamada **RENDIMIENTO AERODINAMICO (L/D)** sea máxima. Este rendimiento aerodinámico varía para cada ángulo de ataque.

Si al plano se le da una curvatura, aunque sea ligera, la sustentación aumentará como también lo hará la resistencia al avance. Por otra parte, las superficies, planas o curvadas, prácticamente sin espesor no son apropiadas para su empleo en aviación como elementos sustentadores ya que para impedir su deformación sería necesario utilizar dispositivos externos que contribuirán considerablemente al incremento de la resistencia al avance.

Se emplea pues, un tipo de elemento sustentador que, aunque en aeronáutica es usual designarlo como planos o superficies sustentadoras, son realmente cuerpos con una sección longitudinal mas o menos curva llamados **PERFILES** los cuales reducen en gran parte la resistencia al desplazamiento aumentando el rendimiento aerodinámico, y que por asemejarse tanto en forma como en funcionamiento con las alas de las aves, reciben el nombre de "**alas de un avión**".

2.7 TEORIA DE LA SUSTENTACION EN EL ALA

La sustentación en las alas se debe básicamente a la superposición de dos flujos: uno uniforme y rectilíneo; otro, circulatorio. Tanto la forma geométrica, como la inclinación del perfil alar con respecto a la dirección del fluido en el cual se desplaza (aire), tendrán una influencia directa y de gran importancia en la distribución de las presiones que originan la fuerza de sustentación (L) en las aeronaves.

En un ala con perfil aerodinámico, al moverse horizontalmente en el aire, con un cierto ángulo de ataque positivo, esta tiende a dejar un "vacío" detrás de ella, al mismo tiempo que produce una compresión sobre el aire que encuentra en su camino.

Como consecuencia se origina una distribución de presiones, de manera que **el extradados** estará sometido a una presión menor respecto a la que pudiera tener **el intrados**. El flujo de aire que transita por encima del plano alar es atraído hacia la zona sometida a la menor presión, con lo que aumenta su velocidad relativa, mientras que el aire que pasa por debajo del ala es frenado y "encaminado" hacia abajo, razón por la que esta diferencia de velocidades puede ser representada mediante un torbellino de eje horizontal y paralelo a la envergadura.

Es así que, si se produce sustentación, es debido a la creación de una presión sobre **el extradados** mucho menor de la que existirá en **el intrados**. Al

presentarse esta diferencia de presiones particularmente, en las puntas de las alas se crean unas corrientes transversales de aire, sobre toda la longitud del ala (envergadura) desde abajo hacia arriba (Figura 2-4).

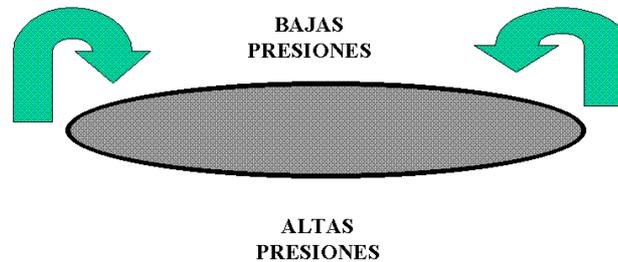


Figura 2-4. Distribución de presiones sobre el ala.

Como resultado del fenómeno anterior se presenta entonces una superposición de una corriente transversal con la longitud.

Por otra parte, en el plano inclinado, cuando la incidencia tendía a *ceros*, la sustentación disminuía hasta anularse (por no existir flujo circulatorio) cuando el plano se encontraba en la dirección del viento relativo. Pasada esta posición, el viento atacaba al plano por la cara opuesta, la circulación era de sentido contrario y se producía una acción del viento sobre el plano con una componente hacia abajo, que podemos definir como *sustentación negativa*.

Análogamente sucede con las alas. Si se asume que en un plano alar todos los perfiles tienen sus cuerdas paralelas, para una determinada incidencia de dichos perfiles la sustentación se anula. Para este valor de incidencia, la línea recta que atravesando desde el borde de fuga, en cada perfil, se encuentra en la misma dirección del viento relativo, se llamará *cuerda de sustentación nula*. Lógicamente, respecto de esta cuerda el ángulo de ataque tendrá un valor *ceros* cuando la sustentación sea nula.

Vemos pues, que en todos los casos (salvo para el ángulo de ataque de sustentación nula) se formaran alrededor del ala en movimiento relativo con respecto al aire, un torbellino transversal que compuesto con el flujo uniforme y rectilíneo del viento, produce una sustentación positiva o negativa con relación al ángulo de ataque de sustentación nula (partiendo del ángulo de ataque de sustentación nula, se denominan **incidencias positivas** a aquellas situaciones en las que el borde de ataque tiende a levantarse con respecto del borde de fuga, e **incidencias negativas** las que tienden a hacerlo descender).

2.7.1 ALAS DE ENVERGADURA FINITA

La teoría del ala de envergadura finita se debe fundamentalmente a Prandtl. El encontró la relación existente entre la circulación del torbellino transversal y la velocidad descendente o de deflexión sufrida por la corriente de aire al encontrarse con un plano alar de envergadura finita.

También halló que la mitad de la velocidad de deflexión final se adquiere por delante del centro de presión del ala, por lo que ésta se encuentra prácticamente con una corriente de aire inclinada.

Prandtl realizó un descubrimiento fundamental. Experimentando con alas del mismo coeficiente de sustentación y de igual superficie, vio que la diferencia entre el coeficiente de resistencia teórico y el obtenido en las experiencias era siempre la misma para cada **alargamiento**.

Es decir, que la resistencia está compuesta de dos partes: una constante para cada perfil llamada resistencia del perfil, y otra que depende del **alargamiento** denominada **resistencia inducida**.

Ahora bien, el flujo de aire, por delante del **borde de ataque** del ala, tiene una velocidad ascendente, debida al torbellino central o transversal del ala, mas o menos disminuida a causa del efecto de los torbellinos marginales, ya que la velocidad tangencial de estos, entre los márgenes laterales del ala, es descendente; en cambio, por detrás del **borde de fuga** la velocidad tangencial

descendente de los torbellinos marginales se suma con la velocidad descendente también, del torbellino central o transversal del ala.

El flujo de aire que circula a una cierta distancia por delante del ala no resulta afectada por ninguna componente vertical; no obstante, detrás del ala la corriente tendrá una cierta deflexión hacia abajo.

Se entiende que cuando las alas se desplazan a través del aire, le imprimen a este una velocidad descendente dando lugar a la creación de una fuerza en dirección hacia arriba, como resulta, y cuyo valor se podría describir de la siguiente manera:

$$F = m \, dv/dt$$

Donde:

F es la fuerza hacia abajo.

m: es la masa de aire deflectada por las alas.

dv/dt: aceleración

Conociendo la velocidad inducida (dirigida hacia abajo y por lo tanto negativa), en el centro aerodinámico, se da lugar a que el ángulo de ataque del perfil del ala se reduzca en comparación al ángulo de ataque del ala referenciado a V.

A esta variación experimentada para el ángulo de ataque se le ha denominada **ángulo de ataque inducido**, y se va a representar mediante la Figura 2-5.

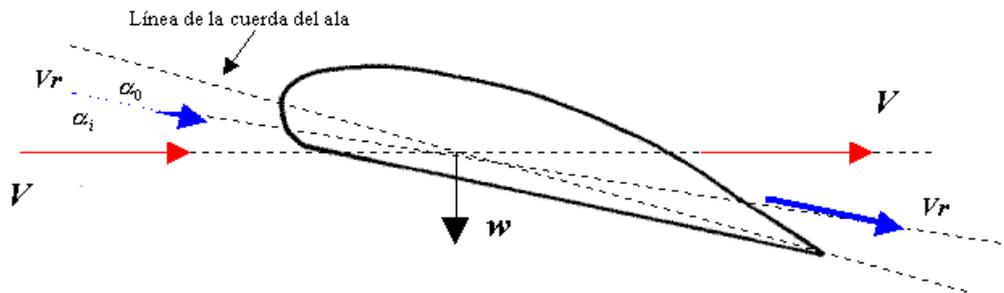


Figura 2-5. Ángulo de ataque inducido (V_r es la velocidad resultante)

Así, si se tuviese la oportunidad de situarse en el ala, se observaría que el flujo de aire que recibe el perfil no vendría en la dirección de la velocidad V (corriente de aire), sino en la dirección de la velocidad V_r , resultante de la velocidad V y de la velocidad inducida w , conformando la cuerda del ala con la dirección del viento relativo el ángulo de ataque, en lugar del ángulo de ataque alfa, correspondiente a la velocidad V .

$$\alpha_0 = \alpha - \alpha_i$$

Podemos entonces, llamar ángulo de ataque efectivo o real de ataque al valor α_0 .

Como consecuencia de lo anterior, se genera una fuerza resultante sobre el perfil, la cual es perpendicular a la dirección de la velocidad resultante V_r .

Si se desarrolla una descomposición vectorial de la fuerza sobre el perfil (Figura 2-6), se observa que el valor de la componente de la sustentación (L) es menor respecto al de la fuerza resultante sobre el perfil; además estas dos componentes forma un ángulo. La otra componente en la dirección del vuelo será una fuerza de resistencia (D_i) al avance a la cual llamaremos **resistencia inducida**.

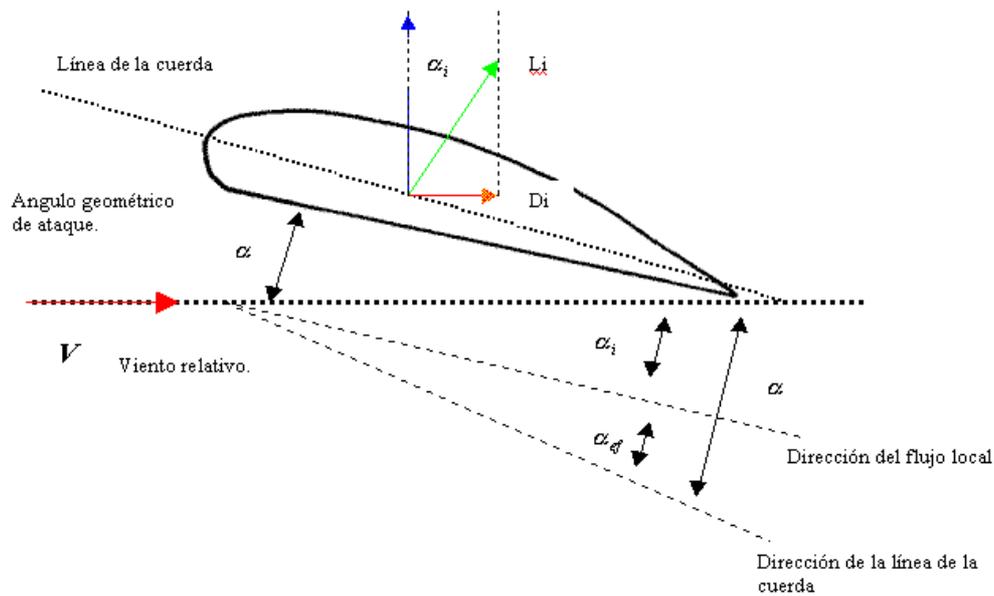


Figura 2-6. Deducción vectorial para la resistencia inducida

De la Figura 2-6 podemos deducir lo siguiente:

$$D_i = L \text{ sen } \alpha_i$$

Como los valores de α_i son generalmente pequeños, entonces podemos hacer la siguiente aproximación:

$$\text{sen } \alpha_i = \alpha_i$$

Llegando al siguiente resultado:

$$D_i = L \alpha_i$$

En donde el ángulo de ataque inducido podríamos hacerlo equivalente a la siguiente expresión:

$$\alpha_i = \frac{Cl}{\pi AR}$$

Por lo que la resistencia inducida tomaría el siguiente valor:

$$Di = L \frac{Cl}{\pi AR}$$

2.8 LAS ALAS: Su Diseño e Influencia en el Desempeño de las Aeronaves

Se analizará brevemente cómo influyen las alas y su forma geométrica en las características del perfil y en el rendimiento de las aeronaves.

En su forma más básica, se puede describir las alas como aquellas superficies con características geométricas muy bien definidas (forma, espesor, longitud, etc.) que al desplazarse en el aire permiten obtener la ya conocida fuerza de sustentación **L**.

Desde que se dio inicio al desarrollo de las primeras aeronaves los diseños estructurales de las alas se compusieron de secciones perfiladas, colocadas en paralelo unas con respecto a otras, sujetas mediante bastidores de madera y recubiertas con tela.

Si se desea caricaturizar un poco el dilema actual en el diseño de aeronaves, en el cual se desea hallar un punto intermedio en lo que se podría llamar el **avión ideal** desde la óptica de los diversos especialistas, se diría que: el ingeniero a cargo del diseño aerodinámico concebirá un vehículo con alas tan delgadas como las hojas de un libro, intentando evitar cualquier aumento en la resistencia; quien tiene a su cargo el diseño del sistema de propulsión casi que invadiría todo el espacio disponible, pues para el lo mas importante sería dotar al aerovehículo de un enorme y potente motor. El especialista en estructuras, simplemente cimentara su creación en un par de vigas con forma de I

cruzándolas entre sí, y lo bastante resistentes. Lo anterior lo mencionamos ya que tanto la aerodinámica, las estructuras, la propulsión, los sistemas de control, etc., son tópicos de vital importancia en el diseño de los aviones.

Actualmente, con la incursión en el mercado aeroespacial de los modernos sistemas de propulsión, se ha abierto el camino para el desarrollo de aeronaves más veloces y de alto desempeño, lo que ha exigido un arduo trabajo en los procesos de diseño, predominando como factor crucial las características aerodinámicas de las alas, su configuración y su estructura.

Ahora bien, como una consecuencia directa de la gran potencia generada por la propulsión en las aeronaves, observaremos que ha de incrementarse la velocidad, lo que conllevará a que el aparato requiera de mayores niveles en su velocidad al momento del despegue y del aterrizaje.

Es así que, para lograr manejar todos estos acondicionamientos, cuando diseñemos las alas, se debe tener muy en cuenta las necesidades de sustentación en las diferentes etapas del vuelo (despegue, crucero, aterrizaje). Para ello, como se verá más adelante, la configuración del ala facilitará la modificación de su área de sustentación mediante la utilización de aletas móviles localizadas a nivel del borde de fuga y del borde de ataque de las alas, llamadas **dispositivos hipersustentadores**. Estos dispositivos más comúnmente conocidos con el nombre de **FLAPS**, son los que permitirán lograr la sustentación suplementaria. Cuando están fuera (desplazados hacia abajo con relación al resto del ala), estas aletas aumentan la superficie y mejoran la curva del perfil alar, proporcionando al avión una mayor fuerza de sustentación a velocidades bajas.

De igual forma, una vez en vuelo y alcanzado un cierto nivel de velocidad, se procederá a recoger los flaps con lo que se disminuirá el área efectiva de sustentación y se modificarán nuevamente las características del perfil alar, reduciendo de esta manera la resistencia al avance.

Con el propósito de mantener un **curso** predeterminado, el avión deberá ser guiado. Para ello, el piloto y/o el sistema de navegación y control de vuelo dirigirán el avión inclinando hacia arriba, hacia abajo, de lado, o bien, desviándolo hacia la derecha o la izquierda, para lo cual se utilizan otros dispositivos móviles (aletas) llamado superficies de control.

Dichas superficies operan valiéndose del chorro de aire que pasa sobre el avión. Normalmente están dispuestas en la misma dirección que la corriente de aire, pero al moverlas desvían el flujo que pasa sobre ellas. Generalmente encontramos estos dispositivos en los extremos de las alas, y reciben el nombre de **Alerones**.

Los alerones operan (sobre la inclinación lateral) mediante el movimiento diferencial de sus aletas. En este sentido, cuando uno de ellos se mueve hacia arriba, el de la otra ala se mueve hacia abajo, generando una fuerza descendente sobre uno de los semiplanos alares (el del alerón que sube), y análogamente, haciendo que la otra semiala suba (la del alerón que baja), iniciando de esta forma el giro de la aeronave.

Por otro lado, no podremos dejar de mencionar otras superficies móviles dispuestas sobre la gran mayoría de las alas: **los frenos aerodinámicos**. Estos se encuentran localizados en la cara superior de las alas (*extrados*) y se utilizan con el objetivo de crear oposición al flujo de aire, creando resistencia al avance y por consiguiente permitiendo disminuir en forma eficiente la velocidad del avión.

Existen variadas formas presentes en las aeronaves actuales; así, podemos encontrar alas con formas rectangulares, elípticas, Trapezoides, con flecha positiva, flecha invertida, alas delta, en doble delta, etc.

Para cada estilo de configuración aerodinámica existen una cierta cantidad particular de ventajas e inconvenientes inherentes a su rendimiento y desempeño respectivamente. Por ejemplo, entre las plantas alares mas comunes se encuentran las rectangulares muy utilizadas en aeronaves para la

enseñanza de vuelo a futuros pilotos; las alas en flecha serán muy comúnmente encontradas en aviones de transporte de pasajeros y carga en regímenes de vuelo transónico; y plantas como las delta se han destinado para su uso en naves capaces de rebasar la barrera del sonido, como los militares.

2.9 LAS ALAS: Terminología, Tipos y Variaciones en el Diseño Aerodinámico

Como ya se ha visto, las alas, superficies productoras de sustentación o planos, son elementos de forma adecuada, destinados a producir la sustentación aerodinámica de un avión gracias a su movimiento respecto al aire.

Debido a que estos elementos son cuerpos, se observará, evidentemente, algunas características propias de ellos, como son: su altura, longitud, espesor; y si los vemos como planos (superficies sustentadoras), es debido a que sus dimensiones físicas en longitud y espesor aventajan en gran porcentaje su dimensión respecto de su altura.

Se puede definir al conjunto de superficies aerodinámicas de un avión, capaces de originar la fuerza de sustentación, como célula sustentadora.

Pero antes de referirse sobre los diferentes tipos de plantas alares, será importante que familiarizarse con la terminología básica en lo que el tema de las alas se refiere. A manera de apoyo, en la Figura 2-7A, y la Figura 2-7B, es posible localizar tanto en el perfil como en el ala las partes en mención.

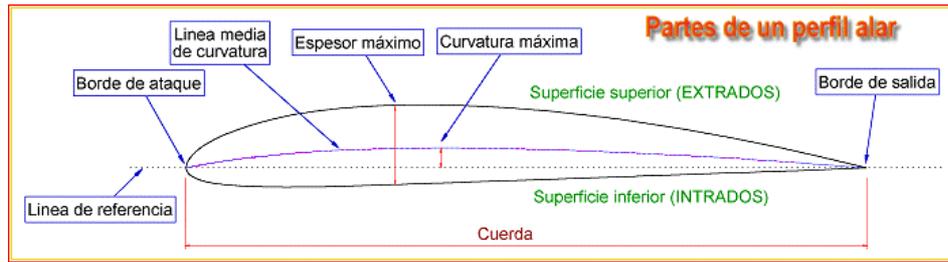
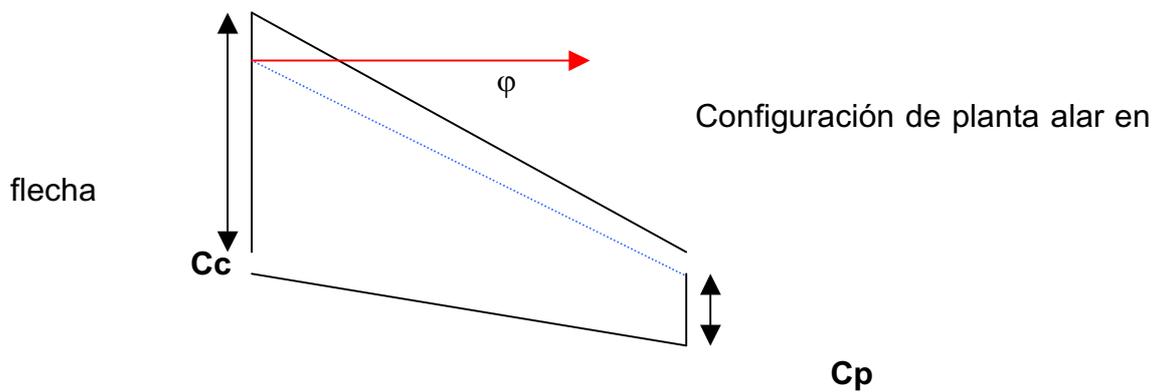
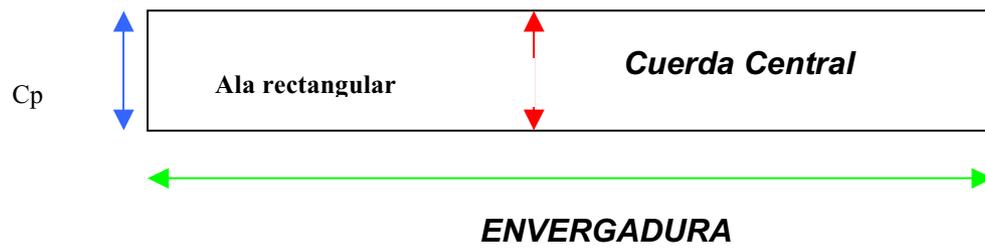


Figura 2-7 A. Partes de un perfil alar.



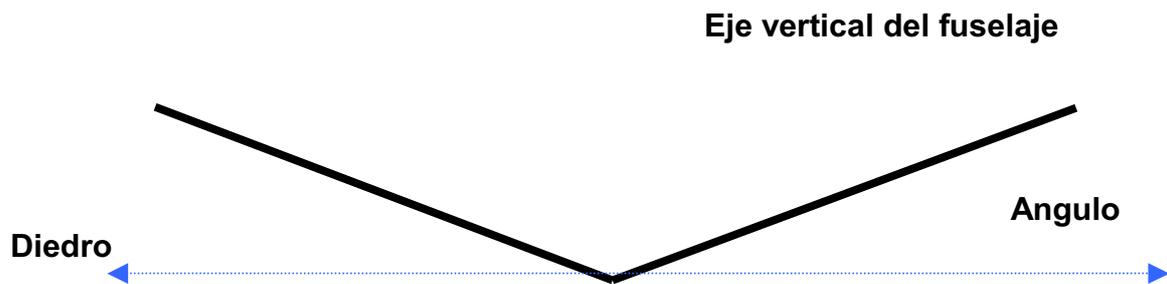


FIGURA 2-7B. Aspecto gráfico de la terminología del ala.

2.9.1 LOS PERFILES

Se denomina perfil alar a aquella sección vertical que conforma el ala y cuya orientación es la misma a la dirección del movimiento del avión.

2.9.2 EL BORDE DE ATAQUE

Es el punto de contacto inicial donde todos los perfiles que constituyen el ala “chocan” con la corriente de aire o también llamada viento relativo. Se puede entonces decir que el borde de ataque es la línea o parte delantera de un ala.

2.9.3 EL BORDE DE FUGA

También conocido con el nombre de borde de salida del ala, constituye toda la sección posterior de la misma, o sea, el de conjunto de puntos a lo largo de los cuales el viento relativo se empieza a alejar del ala.

2.9.4 LA CUERDA

Se conoce como cuerda a la distancia entre el borde de ataque y el borde de fuga. Es posible considerar esta medida como una referencia permitiendo conocer, de acuerdo a su inclinación, la incidencia o ángulo de ataque del perfil y por consiguiente del ala.

2.9.5 EL EXTRADOS Y EL INTRADOS

El extradado es la superficie que cubre el contorno superior alar y que une el borde de ataque con el borde de fuga. Análogamente, el intrado se refiere a toda la parte inferior del ala la cual también une dichos bordes.

Normalmente el extradado muestra una convexidad bastante marcada en su parte delantera. El intrado por su parte, puede ser convexo o plano, o conjugar varias de estas características. Es así pues, que en los perfiles conocidos como simétricos, el intrado tiene la misma curvatura con relación al extradado difiriendo en que esta se encuentra invertida respecto a la anterior, siendo simétricos respecto de la cuerda tanto el extradado como el intrado.

2.9.6 SUPERFICIE ALAR

Las alas tienen diferentes formas y dimensiones según su aplicación. El área de una superficie sustentadora generalmente es conocida como aquella que se extiende transversalmente, sin interrupción, de extremo a extremo, a través del fuselaje, góndolas de los motores, etc. De igual manera, los alerones, flaps, y frenos aerodinámicos, elementos que estudiaremos con más detalle posteriormente, se consideraran como parte integral de la superficie del ala, obviamente fijados en su posición neutral.

2.9.7 LA ENVERGADURA

La envergadura es la longitud transversal máxima de un plano alar entre sus extremos, de un lado al otro del avión.

2.9.8 EL ALARGAMIENTO (A)

Se puede describir el alargamiento como la relación existente entre la dimensión de la envergadura alar y la cuerda media.

$A = \text{Envergadura} / \text{cuerda media}$

2.9.10 EL ESTRECHAMIENTO (λ)

Se describe matemáticamente mediante el cociente entre la cuerda del perfil que hace contacto con el fuselaje (C_c) y la cuerda del perfil de la punta del plano alar (C_p).

$\lambda = C_c / C_p$

2.9.11 EL ANGULO DIEDRO

En la mayoría de los casos, las alas pueden presentar sus extremos a una altura diferente respecto de la ubicación de su centro; es decir: que los planos conformados por las cuerdas de los perfiles sucesivos en cada semiala forman un ángulo. Cuando esto sucede se dice que el ala forma un ángulo diedro.

El diedro formado puede tener su arista hacia abajo, en cuyo caso lo denominaremos diedro positivo, o en caso contrario (hacia arriba) al que llamaremos ángulo diedro positivo. En la mayor parte de las aeronaves es frecuente encontrar que sus alas forman un cierto ángulo diedro con arista central hacia abajo, debido a que esto contribuye a la estabilidad lateral del avión.

2.9.12 TIPOS DE ALAS

Se ha visto algunos de los términos mas comunes y necesarios en el tratamiento del tema del diseño y construcción de alas. Ahora, ya es tiempo de conocer algunos de los tipos mas básicos de alas que existen y por consiguiente sus ventajas y desventajas.

2.9.12.1 ALAS RECTANGULARES

Aunque en la actualidad son cada vez menos utilizadas en los aviones modernos, podemos decir que las alas rectangulares fueron las primeras en ser utilizadas.

El ala con forma rectangular, es de construcción sencilla y económica. Sin embargo, las perdidas marginales que se originan en sus extremos provocan turbulencia de gran consideración, lo que es causa del consiguiente decremento de su rendimiento aerodinámico.

2.9.12.2 ALAS ELÍPTICAS

Es quizás la planta de ala que ofrece uno de los mas altos rendimientos aerodinámicos, anotando que su eje mayor debe estar alineado con el sentido de la envergadura. Pero esta forma geométrica, en cuanto a construcción de alas se refiere, es de difícil fabricación y revestimiento.

Como por otra parte, el rendimiento aerodinámico ofrecido por las alas trapeciales se aproxima en un gran porcentaje al de las elípticas, y la construcción de estas ultimas es mas sencilla, no son muchos los tipos de aeronaves que emplean el ala elíptica como planta de sus alas.

2.9.12.3 ALAS TRAPECIALES

Actualmente es muy común observar un sinnúmero de aeronaves provistas en su diseño con alas trapeciales, es decir, aquellas constituidas por dos trapecios simétricos y que se unen por sus bases mayores.

Las dos semialas se empotran en el fuselaje por medio de las citadas bases mayores, quedando este en el medio de ambos planos. En las alas trapeciales la cuerda del perfil en el extremo del ala es menor que la cuerda perteneciente al perfil en el encastre. Así, la relación entre ambas cuerdas se llama estrechamiento.

2.9.12.4. ALAS EN FLECHA

Con la necesidad de volar cada vez a mayores velocidades, los ingenieros aeroespaciales se vieron obligados a desarrollar un nuevo tipo de planta alar con el propósito de que fuesen utilizadas en vuelos a grandes velocidades con números de Mach elevados. Es así que, se inició el estudio del efecto de esta forma alar para observar que sucedía cuando se realizaban vuelos a pequeños números de Mach, particularmente en lo concerniente al problema de las velocidades de aterrizaje, o lo que es igual, la influencia de las alas en flecha sobre el coeficiente de sustentación máximo C_{lmax} .

Se ha podido entonces comprobar que las alas en flecha permiten a los aviones desplazarse eficientemente a altas velocidades aunque no son muy favorables a velocidades bajas.

2.9.12.5 ALAS DELTA

A pesar de que en algunos aviones, muy veloces, se han utilizado alas trapezoidales formando una gran flecha, en las que la cuerda del perfil en la punta casi es nula (base menor del trapecio), transformando la geometría del

ala en dos triángulos obtusángulos simétricos, en los últimos años se ha venido experimentando y perfeccionando el concepto de plantas alares con forma de triángulos isósceles, o mas bien conocidos con el nombre de alas delta, cuyo borde de fuga es perpendicular al eje del fuselaje del avión, y geoméricamente hablando, esta conformado por la base de dicho triángulo.

Aquí y como en el caso anterior, las alas delta, las cuales son de vital importancia en los vuelos supersónicos, presentan serios problemas al momento de volar a bajas velocidades (pequeños números de Mach).

CAPITULO 3

PRINCIPIOS DE ESTABILIDAD Y CONTROL DEL AVION

El control y la estabilidad de los aviones esta regida por lo que se conoce según la física como momentos. Estos están referenciados al centro de gravedad de las aeronaves y como respuesta a estos fenómenos se presentan en ellas unos movimientos rotacionales.

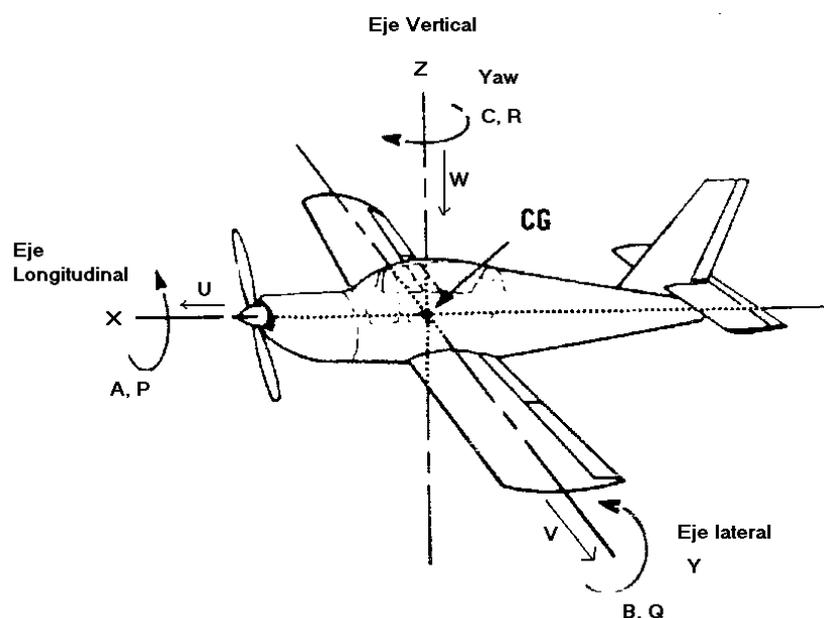


Figura 3-1. Sistema de ejes coordenados del avión.

Consideremos un avión que se desplaza en una dirección determinada (Figura 3-1). Su centro de gravedad (punto en el cual se concentra todo el peso del avión) se denota como CG. Se puede entonces fijar un sistema de ejes ortogonales con relación a la aeronave cuyo origen es su centro de gravedad, y en el que denotamos como eje X al que se prolonga a lo largo del fuselaje, eje Y a lo largo de la envergadura (perpendicular al eje X), y el eje Z perpendicular a los anteriores.

Así, el movimiento transnacional del avión esta dado por componentes de velocidad U , V , W dispuestas a lo largo de las direcciones de los mencionados ejes X , Y , Z , respectivamente. De igual forma, el movimiento rotacional se podrá referir mediante componentes de velocidad angular P , Q , R , todas estas alrededor de los ejes X , Y , Z , respectivamente también. Estas velocidades son debidas a los momentos presentados sobre este sistema de ejes y los cuales denominaremos como A , B , C .

Basándose entonces en los movimientos rotacionales del avión alrededor de sus tres ejes, podemos llamar **Roll**, al generado por el momento A y cuya velocidad angular es P alrededor del eje X . **Pitch**, al movimiento rotacional sobre el eje Y ocasionado por el momento B y su velocidad angular Q , y finalmente el **Yaw**, producido por al momento C sobre el eje Z , con una velocidad angular R .

Existe entonces para cada uno de estos ejes un tipo de control básico: los alerones, el elevador, y la deriva, los cuales se diseñan con el objetivo de lograr controlar los citados momentos presentes en los movimiento del avión. Estas superficies de control se pueden apreciar en la Figura 3-2.

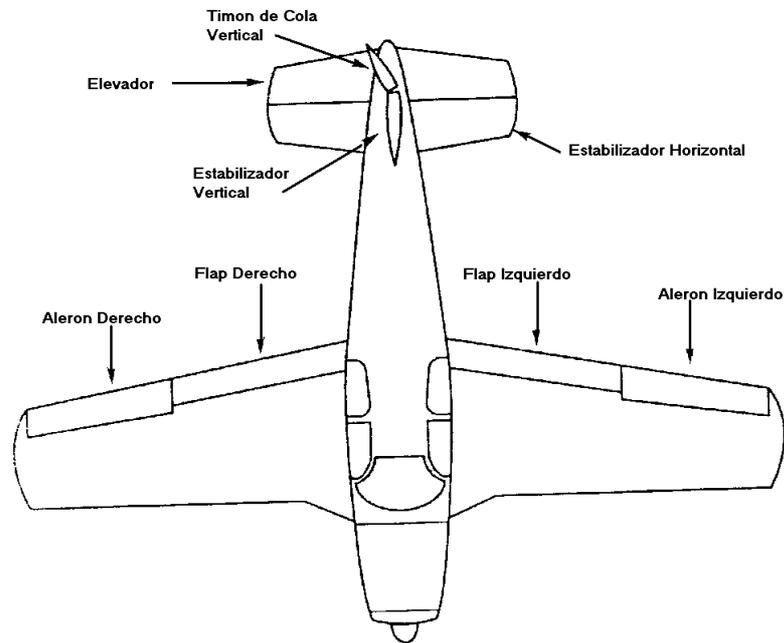


Figura 3-2 Superficies de control del avión.

Como se puede apreciar, los alerones se encuentran dispuestos hacia el borde de fuga de las alas, cerca de sus puntas. El elevador en la parte posterior del estabilizador horizontal, y la deriva en el borde de fuga del estabilizador vertical. Cuando se produce un viraje, los momentos sobre la aeronave cambian, como veremos a continuación.

3.1 EL CONTROL LATERAL (ROLL)

Los alerones son superficies de control primario de las aeronaves que proporcionan el control en la inclinación sobre su eje longitudinal X, también llamado movimiento lateral (Roll) de la misma.

Si se considera la Figura 3-3, uno de los alerones se deflecta hacia arriba y el otro hacia abajo, creando una diferencia en la fuerza de sustentación producida sobre las alas, contribuyendo así al momento del Roll, A.

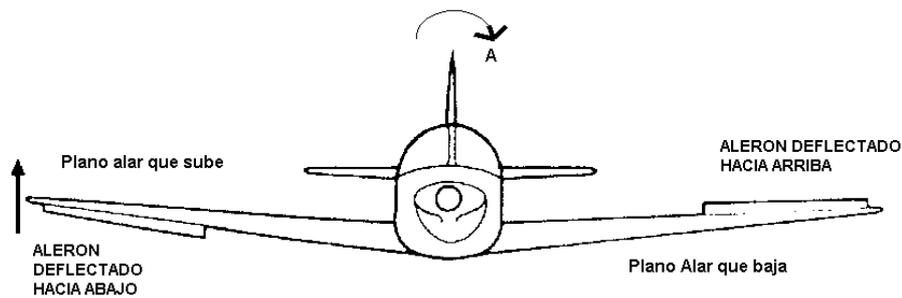


Figura 3-3 Superficies de control primario lateral en el avión.

Este movimiento hace variar la cuerda del ala respectiva con el movimiento del alerón hacia abajo, incrementándola, y por ende también la sustentación. Análogamente, el movimiento contrario (hacia arriba) decrementa la cuerda, y de igual forma la sustentación disminuye.

En el control mediante los alerones en un avión existe una parte compleja, y es que, se presenta un fenómeno llamado *Yaw adverso*. Un alerón que se mueve hacia abajo respecto del borde de fuga de su plano alar crea una resistencia bastante considerable con referencia al alerón del ala opuesta que se mueve hacia arriba en la misma proporción. Por consiguiente, esta resistencia causada por el alerón que baja causará que el avión gire hacia el lado sobre el cual se encuentra dicha superficie. Para vencer el efecto *Yaw adverso*, los alerones de un avión están dispuestos para moverse en forma diferencial, obteniendo como resultado una fuerza diferencial de sustentación sobre las alas respectivamente.

3.2 EL CONTROL LONGITUDINAL (PITCH)

En la Figura 3-4, el elevador se defleca hacia arriba, creando una fuerza de sustentación negativa en la cola del avión, lo cual contribuye al momento del *Pitch* B.

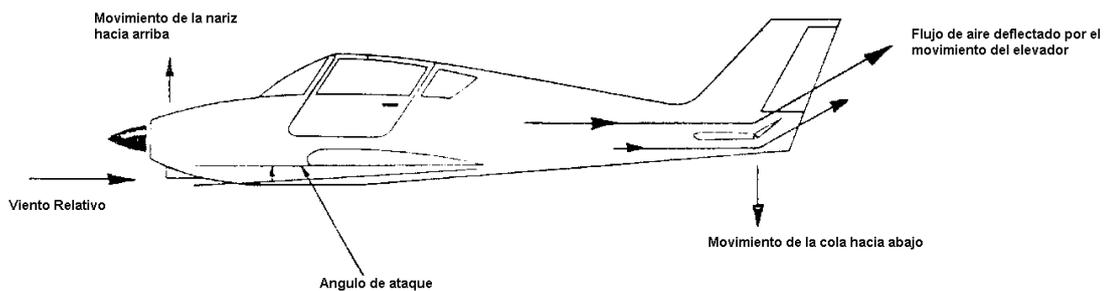


Figura 3-4 Acción del elevador en vuelo.

El elevador es la superficie de control de vuelo que gobierna el movimiento longitudinal del avión alrededor del eje lateral Y (Pitch). Cuando el piloto “tira” de la palanca de mando el elevador se mueve hacia arriba; la fuerza del viento relativo sobre la superficie del elevador tiende a ejercer presión sobre la cola (hacia abajo), causando así que la nariz del avión sube y por consiguiente el ángulo de ataque de las alas se incrementa. La acción contraria tiene lugar cuando la palanca de mando se “empuja” hacia el tablero de instrumentos del avión.

Durante el vuelo, la operación del elevador es verdaderamente importante, especialmente a bajas velocidades. Cuando la potencia del motor está en un punto mínimo y el avión planea la posición del elevador determinará si la aeronave cabecea, o planea con el ángulo correcto, o definitivamente está en pérdida.

Es importante recordar que el avión no necesariamente ascenderá cuando el piloto “tire” de la palanca de mando, pues la verdad, esto se logra mediante la potencia desarrollada por el motor la cual determinará la tasa de ascenso del avión. Sin embargo, la posición del elevador es crucial al momento de

establecer la tasa de ascenso mas eficiente, o un ángulo de planeo óptimo cuando el nivel de potencia del motor es mínimo.

3.3 EL CONTROL DIRECCIONAL (YAW)

La inclinación sobre el eje Z es llamada movimiento direccional (Yaw). Si se hace referencia a la Figura 3-5, es posible observar que la deriva es la superficie de control vertical que usualmente está unida a la parte posterior del estabilizador vertical. Este dispositivo se ha diseñado con el objetivo de permitir aplicar momentos sobre el eje Z (movimiento rotacional sobre el eje del Yaw, donde C es el momento, y R es su velocidad angular) del avión, esto es, para realizar un viraje hacia la derecha o la izquierda sobre su eje vertical.

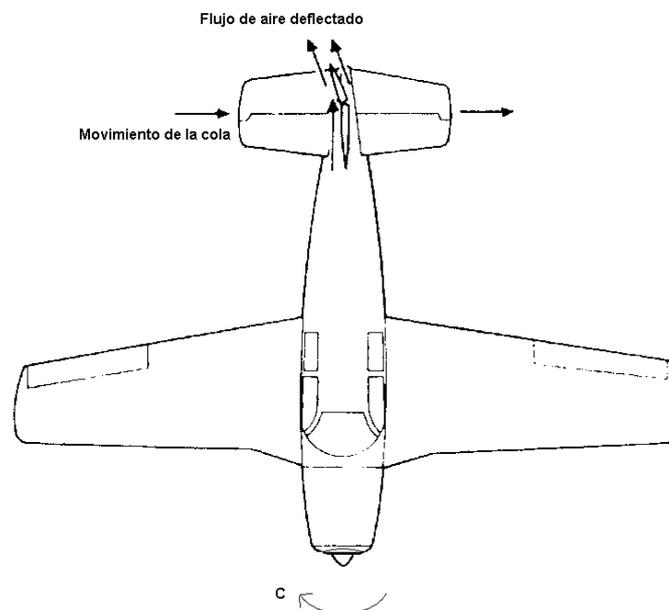


Figura 3-5 Acción del timo de cola vertical en el avión.

El movimiento de la deriva es controlada por los pedales desde la cabina de mando. Así cuando el pedal derecho es presionado, la deriva se inclina hacia ese mismo lado creando un incremento en la presión dinámica del aire sobre ese mismo costado. Este incremento en la presión causa que la cola del avión gire hacia la izquierda y su nariz hacia la derecha. No obstante, aunque parezca que esta superficie de control cause que el avión gire, totalmente, este necesita ser guiado en el proceso con el propósito de optimizar los virajes.

Todos estos conceptos y definiciones hacen parte del lenguaje básico de lo que en Ingeniería Aeroespacial se conoce como estabilidad y control del avión.

3.4 CONCEPTOS DE ESTABILIDAD ESTATICA Y DINAMICA EN EL AVION

Que tan bien vuele un avión y cómo este permita su fácil control son temas estudiados en lo que se conoce como estabilidad y control del avión. Por estabilidad se entiende que es la tendencia del avión a retornar a su posición de equilibrio después de haber sufrido alguna perturbación externa.

Esta perturbación podría ser generada por las acciones de control del piloto, o por fenómenos atmosféricos tales como ráfagas de viento, o aire turbulento.

Una aeronave deberá tener la suficiente estabilidad para que el piloto no llegue a fatigarse debido a la constante manipulación de los diferentes controles de mando con el propósito de estabilizarlo manualmente. No obstante, aviones con un bajo nivel de estabilidad aerodinámica pueden ser operados, aunque serían algo inseguros, a no ser de que estén provistos de algún sistema de estabilidad artificial por medio de dispositivos especiales llamados sistemas incrementadores de estabilidad. Es así que aquellas aeronaves inherentemente inestables requerirán de un sofisticado sistema computarizado que ofrezca al aero-vehículo una estabilidad artificial que le permita volar.

En este sentido, se deben cumplir con dos condiciones necesarias para que una aeronave logre volar con éxito: el avión deberá ser capaz de alcanzar un equilibrio en vuelo, y este debe tener la capacidad de maniobrar dentro de un amplio rango de velocidades y altitudes.

El diseño y el desempeño del sistema de control son una parte integral de la estabilidad del avión. Para alcanzar el equilibrio, o para desarrollar las maniobras, el avión deberá estar equipado con ciertos controles aerodinámicos y propulsivos. En el estudio de la estabilidad del avión, estaremos interesados en qué es lo que hace a una aeronave estable? Cómo diseñar el sistema de control y qué condiciones son necesarias para alcanzar un buen desempeño del sistema.

3.5 LA ESTABILIDAD Y EL ESTADO DE EQUILIBRIO

Se puede decir que todos los aviones deben poseer estabilidad dentro de un determinado margen de seguridad que facilite su vuelo.

Se define entonces, *la estabilidad* como la habilidad inherente de una aeronave de desarrollar fuerzas o momentos que tiendan a retornar al avión a su posición de equilibrio después de haber sido “sacado” de su condición estable. En otras palabras, un avión estable retornará a su condición original de vuelo si sufre una perturbación externa, como por ejemplo, aire turbulento.

Una aeronave se encontrará, de esta forma, en su estado de equilibrio cuando la sumatoria de todas las fuerzas y momentos que actúan sobre el sean iguales a cero, continuando este en una condición regular de vuelo. Si se presentase alguna perturbación a esta condición de equilibrio debida a ráfagas o a deflexiones en los controles de vuelo, el avión experimentará aceleraciones causadas por los momentos o fuerzas desbalanceadoras. Existen así, dos tipos de estabilidad: la estática y la dinámica.

3.6 LA ESTABILIDAD ESTÁTICA

La estabilidad estática es la tendencia de un cuerpo a retornar a su estado de equilibrio después de ser objeto de una fuerza externa perturbadora. Un ejemplo de los diferentes tipos de estabilidad estática se ilustran la Figura 3-6.

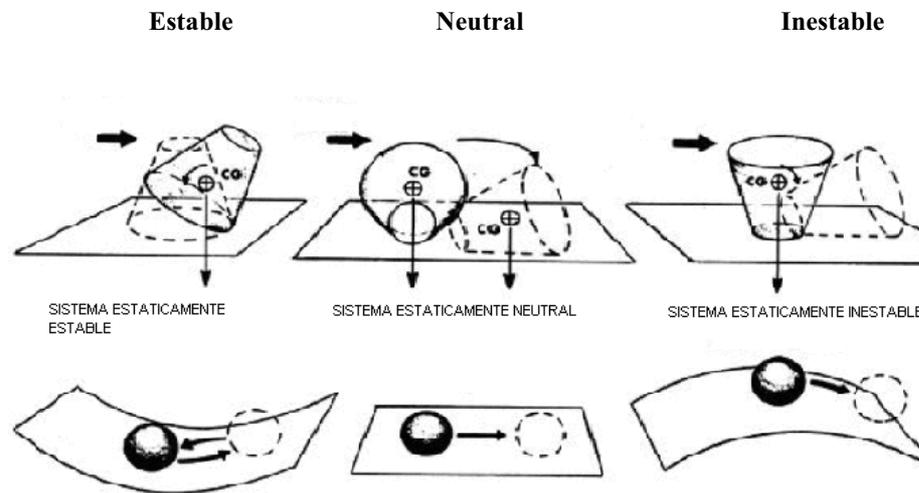


Figura 3-6. Tipos de estabilidad estática.

Si se considera una esfera ubicada sobre una superficie curva (cóncava). Imaginemos que esta concavidad es similar a la exhibida en la Figura 3-6 a, y además la esfera se encuentra en reposo dentro de esta superficie. La esfera estará estacionaria; este es su estado de equilibrio, lo cual significa que los momentos que actúan sobre ella son iguales a cero. Ahora, si se mueve la esfera hacia uno de los lados de la superficie base (perturbación) y luego la dejamos en libertad, la esfera rodará hacia el fondo de la concavidad (posición de equilibrio original). Entonces se afirma que, si las fuerzas y momentos que actúan sobre el cuerpo causadas por una perturbación externa tienden

inicialmente a retornar dicho elemento hacia su posición de equilibrio, este es **estáticamente estable**.

Ahora se invierte la posición de la superficie cóncava, como se muestra en la Figura 3-6 b. Si se ubicase la esfera en la parte mas alta de esta superficie (precisamente en toda la cresta), los momentos serán cero y entonces la esfera estará en equilibrio. Sin embargo, si se aplicase ahora una fuerza externa sobre la “bolita” esta tenderá a rodar hacia abajo por uno de los lados de la superficie, alejándose de su punto de equilibrio. A un sistema como este se le denomina **estáticamente inestable**. Finalmente, se coloca la esfera sobre una superficie horizontal. (Figura 3-6 c). Esta representa las características de **estabilidad neutral**.

3.7 ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL

Podemos pues deducir de la gráfica que, la estabilidad de un avión alrededor de su eje lateral es denominada **Estabilidad Longitudinal**. Si este es llevado a una condición de vuelo en picada (nariz hacia abajo) y sus controles son liberados, entonces el avión deberá retornar hacia su nivel de vuelo estable, automáticamente. Es así que, si este avión no tuviese estabilidad longitudinal, dado el ejemplo que mencionamos, entonces tendería a incrementar su ángulo de picada después de iniciado este movimiento, o posiblemente se presentarán movimientos oscilatorios bruscos respecto de su fuselaje (nariz arriba – nariz abajo), sin que el piloto pueda llegar a lograr control sobre la aeronave.

La localización del centro de gravedad del avión con respecto a su centro de sustentación determina en un alto porcentaje como será su estabilidad longitudinal. Por ejemplo, en la Figura 3-7 se muestra un caso de estabilidad longitudinal neutral. Note que el centro de sustentación coincide exactamente con el centro de gravedad (CG) del avión.

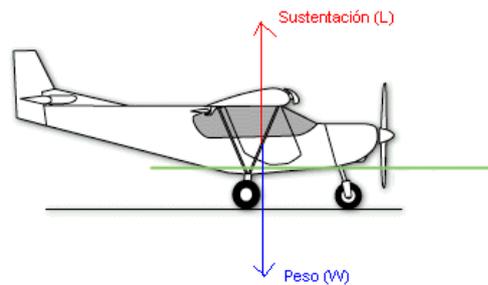


Figura 3-7 Avión con estabilidad neutral.

La Figura 3-8 ilustra el centro de sustentación por delante del centro de gravedad del avión. Este tipo aero-vehículo exhibirá una estabilidad negativa (estáticamente inestable), y por consiguiente una indeseable presencia de momentos de pitch ascendentes durante el vuelo. Es de anotar que, por ejemplo, si se presentara una fuerza perturbadora externa, el momento del pitch tendería a incrementarse en magnitud.

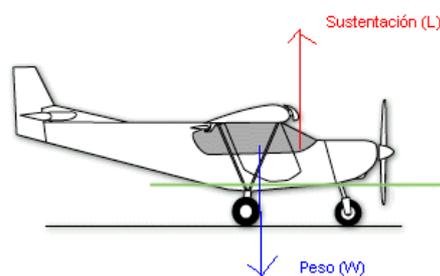


Figura 3-8 Avión con estabilidad negativa.

De otro lado, una aeronave cuyo centro de sustentación se localice por detrás por detrás del centro de gravedad (Figura 3-9), producirá una estabilidad negativa. Pero, algunas fuerzas ejercerán un balance sobre la componente hacia abajo producida por el peso. Esto se logra haciendo que, al diseñar el avión, el flujo de aire que es desviado hacia abajo por detrás del borde de fuga de las alas, “golpee” la parte superior del estabilizador horizontal con el objetivo de crear una fuerza descendente generada en la cola, que contrarreste la tendencia del cabeceo (pitch) y ofrezca estabilidad positiva (Estáticamente estable).

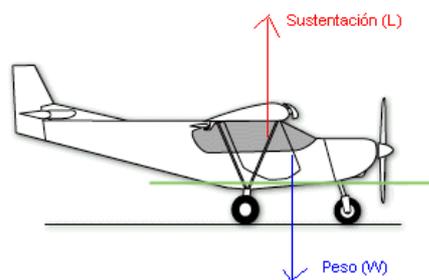


Figura 3-9 Avión estáticamente estable (estabilidad positiva).

3.8 ORIENTACIÓN Y POSICIÓN DEL AERO-VEHÍCULO

La orientación y la posición de una aeronave pueden ser definidos en términos de un conjunto de ejes fijos de referencia. Esta orientación puede ser descrita mediante tres rotaciones consecutivas cuyo orden es importante. A estas rotaciones se les ha denominado ángulos de Euler.

Así el comportamiento espacial de una aeronave lo podemos describir mediante seis parámetros: tres de naturaleza translacional representados en las aceleraciones sobre sus tres ejes X, Y, Z, y otros tres componentes de orden rotacional relacionados a la velocidad angular (Figura 3-10).

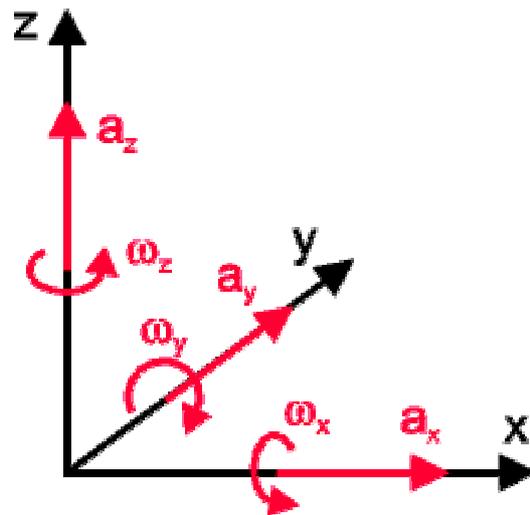


Figura 3-10. Descripción de los movimientos translacionales y rotacionales del sistema.

Para hacer posible la medición de estos parámetros se ha dotado al sistema de tres sensores de aceleración (acelerómetros) y tres giroscopios los cuales están especialmente dispuestos dentro del aero-vehículo. Representemos entonces mediante los ángulos de Euler el comportamiento, definiendo los ejes así: movimiento del **Roll** (balanceo) con el ángulo α , el **Pitch** (cabeceo) mediante β , y el **Yaw** (guiñada) mediante el ángulo γ (Figura 3-11).

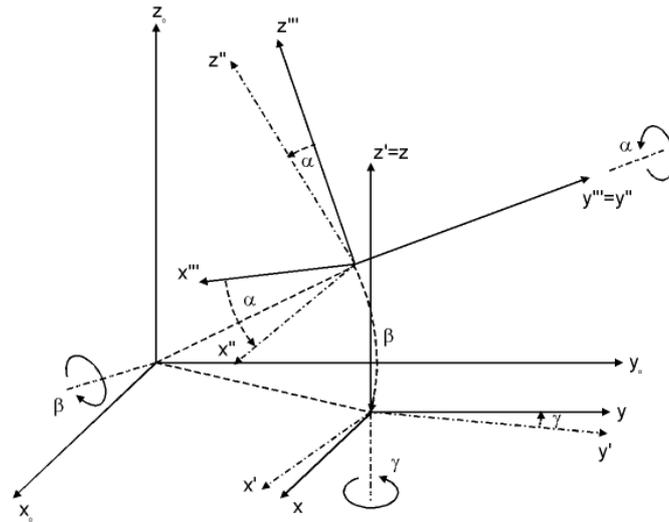


Figura 3-11. Rotaciones consecutivas ordenadas realizadas sobre los tres ejes del avión.

La orientación del aero-vehículo se obtendrá entonces referenciada a un conjunto de ejes fijos posicionados en la superficie terrestre en la siguiente manera. Imaginémonos que la aeronave exhibe una posición determinada en la que su sistema de ejes es paralelo respecto de la referencia. Se aplica entonces la secuencia ordenada de rotaciones. Se determina la aceleración respecto del sistema de referencia (X, Y, Z) y por medio de la transformación matemática basada en los ángulos de Euler llegamos a que:

$$\begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\gamma) * \cos(\alpha) & -\sin(\gamma) * \cos(\beta) & -\cos(\alpha) * \sin(\beta) * \sin(\gamma) \\ -\sin(\gamma) * \sin(\beta) * \sin(\alpha) & \cos(\gamma) * \cos(\beta) & +\sin(\alpha) * \cos(\gamma) \\ \sin(\beta) * \sin(\alpha) * \cos(\gamma) & \cos(\gamma) * \cos(\beta) & \cos(\gamma) * \sin(\beta) * \cos(\alpha) \\ -\cos(\alpha) * \sin(\gamma) & & +\sin(\gamma) * \sin(\alpha) \\ \cos(\beta) * \sin(\alpha) & -\sin(\beta) & \cos(\beta) * \cos(\alpha) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta x''' \\ \Delta y''' \\ \Delta z''' \end{pmatrix}$$

De igual manera, ahora se calcula la velocidad angular, también mediante la transformación matemática basada en los ángulos de Euler, y se obtiene lo siguiente:

$$\begin{pmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta\beta \\ \Delta\gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\alpha) * \tan(\beta) & -\cos(\alpha) * \tan(\beta) \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha)/\cos(\beta) & \cos(\alpha)/\cos(\beta) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta\alpha''' \\ \Delta\beta''' \\ \Delta\gamma''' \end{pmatrix}$$

CAPITULO 4

MODO DE OPERACIÓN DE UN SISTEMA FUZZY LOGIC

La lógica difusa es una rama de la inteligencia artificial que se funda en el concepto "la adaptación". Esto permite manejar información vaga o de difícil especificación. Es entonces posible con la lógica difusa gobernar un sistema por medio de reglas basadas en el 'sentido común' las cuales se refieren a cantidades indefinidas.

Las reglas involucradas en un sistema fuzzy, pueden ser determinadas con sistemas adaptativos que aprenden al 'observar' como operan las personas los dispositivos reales, o estas reglas pueden también ser formuladas por un experto humano. En general la lógica difusa se aplica tanto a sistemas de control como también para modelar cualquier sistema continuo de ingeniería, física, etc.

Esta es entonces definida como un sistema matemático que modela funciones no lineales, convirtiendo unas entradas en salidas acordes con los planteamientos lógicos que usan el razonamiento aproximado.

Se fundamenta en los denominados conjuntos difusos y un sistema de inferencia fuzzy basado en reglas de la forma "IF - THEN", donde los valores lingüísticos de la premisa y el consecuente están definidos por conjuntos difusos, es así como las reglas siempre convierten un conjunto borroso en otro.

La Lógica Difusa, que hoy en día se encuentra en constante evolución, nació en los años 60 como la lógica del razonamiento aproximado. Según esta teoría, el grado de pertenencia de un elemento a un conjunto va a venir determinado por una función de pertenencia, que puede tomar todos los valores reales comprendidos en el intervalo $[0,1]$. La representación de la

función de pertenencia de un elemento a un Conjunto Difuso se representa según la Figura 4-1.

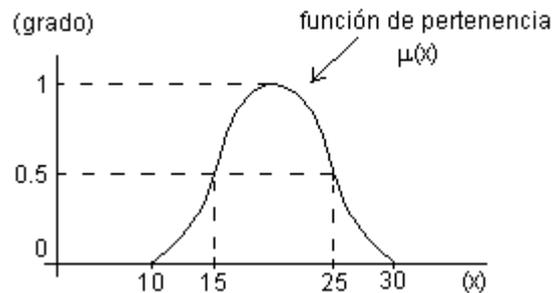


Figura 4-1. Representación de una función de pertenencia para un conjunto difuso.

• LOS CONJUNTOS DIFUSOS.

La mayoría de los fenómenos que encontramos cada día son imprecisos, es decir, tienen implícito un cierto grado de difusidad en la descripción de su naturaleza. Esta imprecisión puede estar asociada con su forma, posición, momento, color, textura, o incluso en la semántica que describe lo que son.

La definición exacta de cuando la temperatura va de templada a caliente es imprecisa, no podemos identificar un punto simple de templado, así que emigramos a un simple grado, la temperatura es ahora considerada caliente. Este tipo de imprecisión o difusidad asociado continuamente a los fenómenos es común en todos los campos de estudio: los sistemas de control, física, ingeniería, etc. Aceptamos la imprecisión como una consecuencia natural de nuestro mundo.

Generalmente, simplemente se aproximan los eventos a modelar a funciones numéricas y se escoge un resultado en lugar de hacer un análisis del conocimiento empírico. Sin embargo al procesar la información se entiende de manera implícita la imprecisión de la información fácilmente. El ser humano

esta capacitado para formular planes, tomar decisiones y reconocer conceptos compatibles con altos niveles de ambigüedad. Considere las siguientes sentencias:

- La temperatura del motor está baja.
- El avión esta inclinado hacia la derecha.
- El nivel de vuelo es alto.

Sea U una colección de elementos de tipo \underline{a} , se dice que U es el universo de discurso y que \underline{a} es uno de sus elementos.

Para un conjunto difuso que se encuentra dentro de un universo su característica particular será una función de pertenencia que tomará valores en un intervalo comprendido entre 0 y 1 ($[0, 1]$). De esta forma, es posible representar un conjunto difuso \underline{B} como un grupo de pares ordenados de un elemento de tipo \underline{a} y con función de pertenencia.

Los conjuntos clásicos se definen mediante un predicado que da lugar a una clara división del Universo de Discurso X en los valores "Verdadero" y "Falso". Sin embargo, el razonamiento humano utiliza frecuentemente predicados que no se pueden reducir a este tipo de división.

Por ejemplo, tomando el Universo de Discurso formado por todas las posibles temperaturas del motor de una aeronave, se puede definir en dicho universo el conjunto A como aquél formado por las temperaturas "altas".

Por supuesto, es imposible dar a A una definición clásica, ya que su correspondiente predicado no divide el universo X en dos partes claramente diferenciadas. No podemos afirmar con rotundidad que una temperatura es "alta" o no lo es. El problema podría resolverse en parte considerando que una temperatura es "alta" cuando su valor supera cierto umbral fijado de antemano.

Se dice que el problema tan sólo se resuelve en parte, y de manera no muy convincente, debido a que el umbral mencionado se establece de una manera arbitraria, y por otro lado podría darse el caso de que dos temperaturas con valores muy diferentes fuesen consideradas ambas como "altas".

Evidentemente, el concepto "temperatura alta" así definido nos daría una información muy pobre sobre la temperatura del mencionado motor.

La manera más apropiada de dar solución a este problema es considerar que la pertenencia o no pertenencia de un elemento x al conjunto A no es absoluta sino gradual. En definitiva, definiremos A como un Conjunto Difuso. Su función de pertenencia ya no adoptará valores en el conjunto discreto $\{0,1\}$ (lógica booleana), sino en el intervalo cerrado $[0,1]$. En conclusión podemos observar que los Conjuntos Difusos son una generalización de los conjuntos clásicos.

La función de pertenencia se establece de una manera arbitraria, lo cual es uno de los aspectos más flexibles de los Conjuntos Difusos. Por ejemplo, se puede convenir que el grado de pertenencia de una temperatura de "45°C" al conjunto A es 1, el de "25°C" es 0.4, el de "6°C" es 0, etc. cuanto mayor es el valor de una temperatura, mayor es su grado de pertenencia al conjunto B .

Para operar en la práctica con los Conjuntos Difusos se suelen emplear funciones de pertenencia del tipo representado en la Figura 4-2.

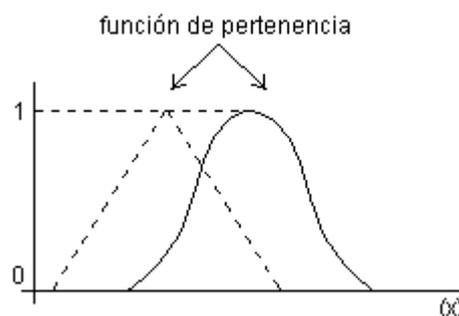


Figura 4-2 Tipos de funciones de pertenencia.

En la figura 4-2 se pueden observar dos tipos de funciones de pertenencia de los existentes. El tipo triangular que puede ser un caso concreto del trapezoidal en el que los dos valores centrales son iguales, y el de forma de campana gaussiana.

De otro lado, si se toma el Universo de Discurso de la posición de vuelo. El Conjunto Difuso "inclinado" representa el grado de pertenencia respecto al parámetro actitud de vuelo que tendría una aeronave en cada instante del vuelo. Es decir, el conjunto expresa la posibilidad de que el avión se incline en un fragmento de tiempo del vuelo sobre su trayectoria. Un Conjunto Difuso podría ser considerado como una distribución de posibilidad, que es diferente a una distribución de probabilidad.

Se puede observar que los Conjuntos Difusos de la figura 4-3 se interceptan, por lo que una inclinación x_i podría tener distintos grados de pertenencia en dos conjuntos al mismo tiempo: "inclinado" y "medio inclinado". Esto indica que posee cualidades asociadas con ambos conjuntos. El grado de pertenencia de x en A , como ya se ha señalado anteriormente, se representa por $\mu_A(x)$. El Conjunto Difuso A es la unión de los grados de pertenencia para todos los puntos en el Universo de Discurso X , que también puede expresarse como:

$$A = \int_X \frac{\mu_A(x)}{x}$$

Utilizando la notación de los Conjuntos Difusos, $\mu_A(x)/x$ es un elemento del conjunto A .

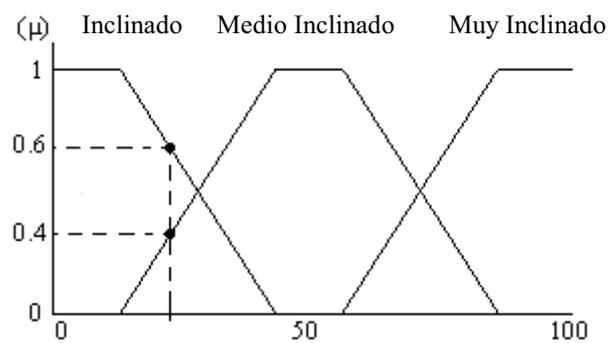


Figura 4-3 Ejemplo de Conjuntos Difusos.

- **Operaciones entre Conjuntos Difusos.**

Los Conjuntos Difusos se pueden operar entre sí del mismo modo que los conjuntos clásicos. Puesto que los primeros son una generalización de los segundos, es posible definir las operaciones de intersección, unión y complemento haciendo uso de las mismas funciones de pertenencia.

En realidad, estas expresiones son bastante arbitrarias y podrían haberse definido de muchas otras maneras. Esto obliga a considerar otras definiciones más generales para las operaciones entre los Conjuntos Difusos. En la actualidad se considera correcto definir el operador intersección, y el operador unión.

- **Variables Lingüísticas**

Los Conjuntos Difusos son capaces de captar por sí mismos la vaguedad lingüística de palabras y frases comúnmente aceptadas. La habilidad humana de comunicarse mediante definiciones vagas o inciertas es un atributo importante de la inteligencia.

Una Variable Lingüística es aquella cuyos valores son palabras o sentencias que van a enmarcarse en un lenguaje predeterminado. Para estas variables

lingüísticas se utilizará un nombre y un valor lingüístico sobre un Universo de Discurso. Además, podrán dar lugar a sentencias generadas por reglas sintácticas, a las que se les podrá dar un significado mediante distintas reglas semánticas.

Los Conjuntos Difusos pueden utilizarse para representar expresiones tales como:

- La temperatura del motor es alta.
- La velocidad es normal.
- La inclinación de viraje es normal.

Las expresiones anteriores pueden dar lugar a expresiones lingüísticas más complejas como:

- La temperatura del motor no es alta.
- La velocidad es normal pero no muy baja.
- La inclinación de viraje es normal y muy cerrada.

Tratando de esta forma los distintos modificadores lingüísticos pueden ir calculándose todas las expresiones anteriores.

En el caso particular del presente trabajo de grado, el algoritmo de control se desarrollará con base a las técnicas de lógica difusa con lo que se pretenderá realizar todos los procesos de optimización, e incrementación en la estabilización y controlabilidad de la aeronave.

Esta sección se denomina el **controlador difuso**, el cual estará compuesto por cuatro partes principales:

- ✓ Un primer modulo al que se le denominará difusor: Este mide los valores de las entradas, adapta la escala de los valores de las entradas según los correspondientes valores del universo del discurso. Además, transforma los datos de entrada en valores lingüísticos.

- ✓ La base de conocimientos en la cual reside toda la información respecto a la aplicación en la que basa su desarrollo. Básicamente es una base de datos acompañada de una base de reglas lingüísticas (fuzzy). Aquí están contenidas las definiciones necesarias para las reglas de control.

- ✓ La lógica que es el núcleo del controlador fuzzy.

- ✓ Un modulo de corrección que convierte el rango de valores de las variables de salida a los valores de los respectivos universos de discurso.

CAPITULO 5

PROCESADORES DIGITALES DE SEÑAL (Arquitectura y Desempeño)

Los DSP se han utilizado principalmente en aplicaciones de avanzada tecnología, por lo que tal vez no sean sistemas tan convencionales como los PC. Actualmente los desarrollos basados en estos procesadores están creciendo cada vez mas, pues ahora se incluyen dentro de equipos muy “familiares” como televisores, equipos de sonido, e incluso juguetes.

Los DSP se caracterizan por su gran capacidad computacional en el manejo de algoritmos de proceso digital, alto grado de paralelismo entre sus elementos funcionales, y arquitectura Harvard como se tratará mas adelante. Una de las tendencias actuales de los DSP es incluir cada vez mas rasgos propios de microprocesadores generales como son: gran capacidad de direccionamiento de memoria, puertos I/O, timers, un amplio conjunto de registros, entre otros. Han mejorado los tiempos de respuesta a las interrupciones y el tiempo de conmutación se ha disminuido considerablemente, en algunos casos, mediante la incorporación de mas bancos de registros. Así uno de los avances cruciales ha sido el aumento de la memoria interna. Todas estas características permiten la incorporación de los DSP a sistemas dedicados (Embedded), posibilitando combinar funciones de control y proceso en tiempo real sobre el mismo dispositivo.

5.1 ARQUITECTURA DE LOS DSP

Muchas aplicaciones con procesadores digitales de señal emplean un diseño casi que similar respecto a sus características básicas. La primera de ellas es la capacidad de resolver rápidamente ecuaciones de la forma: $a = bX + b$, manipulando grandes cantidades de datos a través de los buses, por medio de dicha operación matemática. La segunda característica de un DSP es su

configuración de memoria, incorporando dentro de sí módulos de memoria que funcionan a gran velocidad.

Como una tercer característica podemos citar su bajo consumo de energía, lo que permite alimentar sus aplicaciones con baterías convencionales (pilas) sin que esto limite la autonomía de operación de los dispositivos.

Los DSP basan su organización interna en lo que se denomina Arquitectura Harvard (Figura 5-1); ésta emplea dos sectores de memoria por separado: uno para los datos y otro para programas. De igual manera hace uso de dos buses diferentes: el primero para el tráfico entre la unidad central de proceso CPU y los datos, y el segundo para la transferencia de información entre la memoria de programas y la CPU, permitiendo así mover instrucciones y datos simultáneamente.

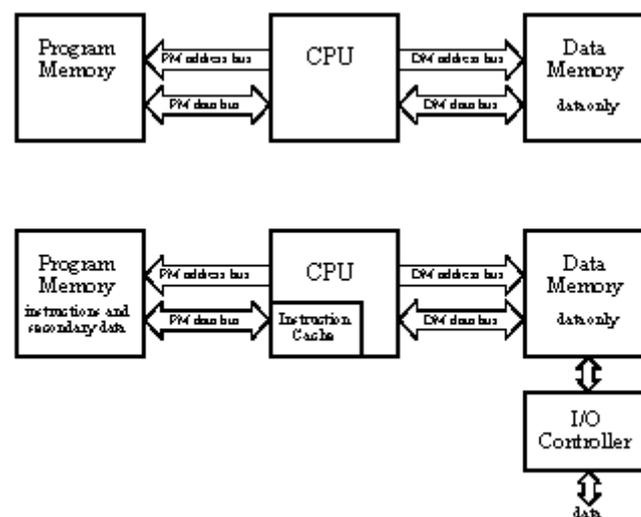


Figura 5-1. Arquitectura Harvard en un DSP.

Los DSP contienen cinco elementos o unidades básicas: la unidad aritmética lógica ALU, la unidad de memoria, la unidad de control, y las unidades de entrada y salida.

5.1.1 Unidad Aritmética Lógica ALU.

Es el sector del procesador en donde se ejecutan las operaciones aritméticas y lógicas entre los datos; generalmente trabaja usando palabras de 16 bits. El tipo de operación que se realizará se determina a través de las señales provenientes de la unidad de control. Los datos utilizados por la ALU podrán provenir tanto de los bancos de memoria, como de las interfaces de entrada. Una vez se realizan las operaciones sobre los datos, la ALU puede transferir los resultados al acumulador.

5.1.2 La Unidad de Memoria.

Aquí se guarda el código binario (grupos de dígitos) que representan instrucciones, las que serán ejecutadas por el sistema DSP, y los datos que serán procesados por el programa. La operación de la memoria es manejada por la unidad de control, seleccionando la operación a realizar(Lectura/Escritura).

5.1.3 Unidades de Entrada y Salida.

La unidad de entrada está conformada por los dispositivos que le permitan adquirir datos al sistema DSP. A través de estos elementos se hace posible la captura de datos de cualquier fenómeno ya sea de naturaleza física, química, etc., para ser procesados. Al igual que en los anteriores casos, la unidad de control juega un papel importante pues determina hacia dónde debe dirigirse la información de entrada. Algunos dispositivo de entrada muy comunes en los

sistemas DSP son los conversores A/D, los timers, y los puertos de comunicación.

Por otro lado, la unidad de salida consta de elementos utilizado para transferir los datos hacia el exterior del sistema. Estos dispositivos son igualmente manejados por la unidad de control, y el ejemplo mas claro de una de éstas unidades son los conversores D/A, o las salidas PWM (Modulación por Ancho de Pulso) de los procesadores.

5.1.4 La Unidad de Control

Es parte vital de la arquitectura DSP. Se encarga de gobernar todas las unidades a través de señales de temporización y control. Dentro de la arquitectura de un procesador digital de señal, claramente se diferencian las unidades anteriormente descritas, resaltando que la ALU, la unidad de control y algunos otros registros importantes se combinan en un solo elemento denominado Unidad Central de Proceso CPU.

La unidad de multiplicación/acumulación o mejor MAC. Es considerada el núcleo del procesador digital de señal, y gracias a ella es posible dar solución a las ecuaciones de la forma: $a = bc + d$, con una gran rapidez y de forma repetitiva, marcando esto la gran diferencia entre los DSP y los microprocesadores convencionales, pues éstos últimos carecen de dicha unidad.

La característica de las unidades de proceso viene muy marcada por el tipo de datos que maneja cada procesador: Datos de punto fijo, y datos de punto flotante, pero existen diferentes velocidades de trabajo y unidades especializadas para agilizar todas las operaciones que se llevan a cabo en ella. De acuerdo a esto también se seleccionan los procesadores, según ésta característica en aplicaciones puntuales, pudiendo nombrar algunos: Como procesadores de punto fijo el TMS320C2X o C5X, de Texas Instruments, el

DSP56XXX de Motorola, y en la clase de punto Flotante el TMS320C3X y el DSP96002 de los fabricantes nombrados respectivamente.

Se puede hacer referencia a la velocidad de un DSP mediante la expresión MIPS (Millones de Instrucciones por Segundo) lo que equivale a medir la cantidad de instrucciones que es capaz de realizar el procesador en un segundo de tiempo ; de igual manera y gracias al alto grado de paralelismo que ofrecen los DSP (lo que implica la realización de operaciones simultáneas en una unidad de tiempo) también se expresa la velocidad como función del número de operaciones así : MOPS (Millones de Operaciones por Segundo).

5.1.5 DESEMPEÑO DE UN DSP

Cuando un DSP soporta una combinación de funciones de control y proceso, los requerimientos se hacen divergentes. Por un lado ha de procesar un gran número de interrupciones con el mínimo tiempo de retardo entre la entrada y el instante en que los resultados estén disponibles, propio de un tratamiento en tiempo real. Y por otro lado, ha de manejar funciones de control, que son funciones, a nivel de sistema.

Para manipular adecuadamente ésta situación, se ha recurrido al uso de sistemas operativos o microkernel de tiempo real. Estos normalmente reúnen un núcleo multitarea con un conjunto de servicios que controlan los recursos del sistema. Gracias a éste núcleo, se pueden ejecutar múltiples procesos en forma jerarquizada, designando en cada tarea un cierto nivel de prioridad, según su importancia, permitiendo una adecuada utilización de la CPU.

En general, la necesidad de un sistema operativo depende de la(s) tarea(s) que se realicen. En tareas simples donde se ejecuta siempre una sola función repetitiva, o donde las prestaciones computacionales del DSP se optimizan al máximo, la utilización de sistemas operativos supondría una sobrecarga. Sin embargo, cuando el número de tareas y la complejidad se incrementan en un desarrollo basado en DSP, los sistemas operativos se podrán emplear para asignar los recursos del sistema y permitir la funcionalidad en modo multitarea.

En las aplicaciones de proceso digital en tiempo real se requieren altas prestaciones computacionales que se combinan con altos índices de interrupción, gran ancho de banda para datos y/o mínimo retardo entre el instante de adquisición y el momento en que los resultados estén disponibles. En sistemas dedicados (embedded), además se han de manejar funciones de control y planificación de procesos.

Basandose en lo anterior, si se maneja un estricto concepto de lo que es tiempo real, entonces no solo importarán los resultados computados, sino también el instante en que éstos se producen. Por ello cada aplicación tiene unos límites absolutos que deben ser satisfechos para su correcto funcionamiento. Así entonces se tendrá en cuenta conceptos tan importantes como el **tiempo de respuesta** de una interrupción, que es el que transcurre desde el momento en que se señala un evento hasta que se ejecuta la primera instrucción de rutina. También el **retardo entrada/salida**, pues dependiendo de la aplicación, existe un límite máximo de retardo entre el momento del muestreo y el instante en el que los resultados están disponibles. Este valor de retardo nunca deberá sobrepasar el tope máximo existente, para asegurar el correcto funcionamiento de la aplicación.

5.1.6 DSP vs MICROPROCESADORES, Análisis Comparativo.

Para analizar si una arquitectura no basada en DSP es apta para el procesamiento de señales en forma Digital, se puede comprobar cómo responde a una serie de características básicas como son :

1. Aritmética de alta velocidad y precisión : se tratará en la mayoría de los casos de sistemas que deben responder en tiempo real, siendo características vitales la velocidad de calculo, y disponer de formatos especiales para los datos.
2. Flujo de Datos rápido y constante : es importante tener en todo momento el mayor grado de utilización posible de las unidades de calculo.

3. No sobrecargar los bucles : Pues en realidad un programa para una aplicación DSP es en ocasiones un algoritmo repetitivo y con una cantidad considerable de datos a manejar.

Descargar la CPU del trabajo de controlar los saltos y decrementos de los punteros, pasando esta función a otras unidades, aumentará el rendimiento del sistema.

A otras arquitecturas como la RISC o por ejemplo los procesadores en paralelo, se les puede suponer una gran velocidad en la ejecución de instrucciones, pues ésa es su finalidad. Así RISC surge como una nueva opción ante los convencionales procesadores CISC, intentado desechar la creciente complejidad que éstos presentan en cuanto a direccionamiento y tipos de instrucciones distintas, para mediante herramientas más sencillas potenciar su rendimiento.

Es aquí entonces cuando surge un paralelo entre estos procesadores (RISC) y los DSP. En un procesador RISC sus diseñadores consideran la instrucción de multiplicar como algo redundante, ya que se puede obtener mediante sumas sucesivas. Esto podría pasar desapercibido en un sistema computacional de propósito general, donde esta operación no se presenta muy a menudo, pero en una aplicación DSP, es una operación básica ya que se requiere en numerosas ocasiones. Así pues mientras los RISC intentan introducir en sus nuevos modelos la instrucción de multiplicar (pues en los antiguos no existía), los procesadores digitales de señal llegan a tal punto que integran multiplicadores para desarrollar cálculos en un solo ciclo.

Es importante saber cuándo y dónde utilizar un procesador digital de señal, pues es un elemento muy ventajoso en el cálculo de complejas operaciones matemáticas, el manejo de datos y el costo, además presenta una amplia gama de posibilidades en el momento de escoger el procesador DSP que más se ajuste a los requerimientos del sistema que deseamos desarrollar.

5.2 LOS DISPOSITIVOS LOGICOS PROGRAMABLES: FPGAs y CPLDs

Los requerimientos y la complejidad de las aplicaciones basadas en sistemas digitales se han incrementado en un alto porcentaje en los últimos años, a tal punto que su implementación con circuitos integrados convencionales (por ejemplo la serie 74LSxx) basada en compuertas lógicas se ha convertido en algo bastante impráctico de realizar debido a la baja escala de integración y a su desempeño.

La actual tecnología ofrece soluciones a estas necesidades, integrando en un mismo chip, circuitería de alta densidad que, de otra manera, solo sería posible implementar con una numerosa cantidad de chips simples, con el consiguiente ahorro de consumo, espacio físico, y costo. En este sentido, existen formas de integrar en un solo dispositivo toda una circuitería de alto desempeño. Una de estas formas es el diseño de dispositivos ASIC (Application Specific Circuit). La otra opción, mas económica y que se encuentra al alcance de los diseñadores, consiste en la utilización de los Dispositivos Lógicos programables que son chips en los que la funcionalidad interna ofrece la posibilidad de ser redefinida.

De otro lado, en los últimos años se ha acortado en gran medida "la brecha que separa el hardware del software". Los ingenieros de hardware han creado la mayor parte de sus nuevos circuitos digitales en lenguajes de programación como el VHDL y frecuentemente la orientación hacia la utilización de dispositivos FPGAs y CPLDs. ¿Qué son estos circuitos y cómo estos cambian el destino de los sistemas empotrados (embedded) en sus bases de diseño?

Ya desde hace algunos años, la capacidad promedio de los dispositivos lógicos programables han venido creciendo a un ritmo bastante acelerado. El número máximo de compuertas en una FPGA se encuentra actualmente alrededor de 500000, y este valor está aún en crecimiento, duplicándose casi cada 18 meses. Entretanto, el precio de estos chips esta disminuyendo cada día mas. Actualmente, los ingenieros de hardware y software describen sus aplicaciones lógicas en términos para lenguajes de alto nivel, y luego proceden a "poner" el resultado de la compilación dentro de un dispositivo de silicio (chip).

Existen en el mercado varias clases de dispositivos para lógica programable, desde pequeños chips con capacidad para implementar un puñado de ecuaciones lógicas, hasta una "enorme" FPGA dentro de la cual podemos configurar el núcleo de un procesador y sus periféricos. Además de clasificar un dispositivo lógico programable por su tamaño, uno de los rasgos más importantes en ellos es su arquitectura.

5.2.1 DISPOSITIVOS LOGICOS PROGRAMABLES SIMPLES (PLDs)

Los dispositivos lógicos programables simples (PLDs) fueron los primeros chips en su género, los cuales se desarrollaron con el propósito de poder implementar aplicaciones basadas en lógica digital, en hardware. En otras palabras, con ellos era posible reemplazar un conjunto de circuitos lógicos integrados convencionales, como por ejemplo los pertenecientes a la serie 74LSxxx, e intercambiarlos con uno solo de estos chips PLD.

Dentro de esta gama se encontraban las PAL (Programmable Array Logic) que consistían en una matriz de compuertas AND y una compuerta fija OR. Es así, que era posible implementar funciones lógicas en forma de sumas de varios términos como entradas a la matriz de compuertas AND.

También pertenecen a esta clasificación los PLA (Programmable Logic Array). Se diferencian de sus antecesoras en que a la salida de la matriz AND se encuentra, a su vez, una matriz de compuertas OR, de forma que a la salida de cada OR se halla un flip-flop cuyas salidas son conectadas nuevamente con la matriz de entrada.

Dentro de cada PLD se encuentra un conjunto de elementos llamados macroceldas las cuales se encuentran completamente conectadas. Estas macroceldas están compuestas por una determinada cantidad de lógica combinatoria (por ejemplo compuertas OR, AND, etc.) y algunos flip-flops, siendo posible implementar dentro de cada macrocelda una ecuación booleana.

5.2.2 CPLDs

Con el correr de los años, la densidad dentro de estos chips se ha incrementado, siendo natural que los fabricantes de PLDs evolucionaran su producto logrando una mayor capacidad al interior de cada dispositivo, a los que denominaron CPLDs. Probablemente los CPLDs mas populares en el mercado actual son los fabricados por la empresas XILINX y ALTERA.

Para propósitos mas prácticos, se puede imaginar a un CPLD como un conjunto de múltiples PLDs simples empaquetados dentro de un solo chip. La gran capacidad de los CPLDs ofrece la posibilidad de implementar una o mas ecuaciones lógicas, o mejor aun, desarrollar proyectos de alta complejidad. En la Figura 5-2 se observa un diagrama en bloques de la constitución interna de un CPLD.

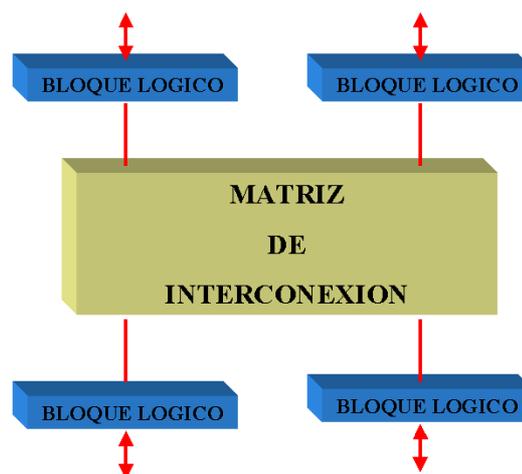


Figura 5-2. Diagrama en bloques de la estructura interna de un CPLD.

Cada uno de los bloques lógicos mostrados en la Figura 5-2 se puede decir que equivalen a un PLD simple. Así, los CPLDs actuales contienen una gran cantidad de bloques lógicos a su interior. Todos estos bloques lógicos se encuentran formados, a su vez, por macroceldas interconectadas mediante minúsculos alambres. A diferencia de la conexión interna de un PLD, la matriz de interconexión dentro de un CPLD puede o no estar totalmente conectada.

5.2.3 FPGAs

Estos dispositivos difieren por completo respecto a los ya mencionados. Esta diferencia radica en que las FPGAs se componen de celdas individuales rodeadas por una gran cantidad de caminos por los cuales dichas celdas se interconectan entre si. En la Figura 5-3 podemos apreciar la arquitectura típica de una FPGA.

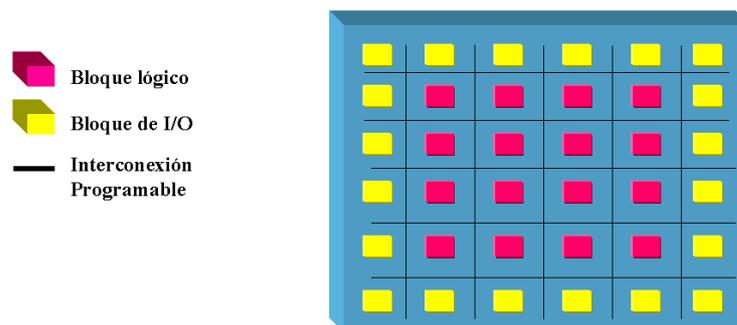


Figura 5-3 Diagrama en bloques de la composición interna de una FPGA.

Esta se compone de tres partes básicas ,así:

1. Los bloques lógicos.
2. Interconexiones programables.
3. Los bloques de entrada y salida (I/O)

Los bloques de entrada y salida (I/O) conforman un anillo alrededor del dispositivo (su contorno). Cada uno de estos ofrece la posibilidad de trabajar tanto como entrada, salida, o en modo bidireccional, siendo accesados a través de los pines del chip, los cuales también son en su mayoría de propósito general (I/O).

Este anillo encierra todo un arreglo de bloques lógicos y las conexiones entre ellos. A estas conexiones se les denominan caminos de interconexión

programables. En este sentido, la programación de estos dispositivos FPGAs se realiza actuando sobre estos caminos de interconexión, realizando la comunicación de unos bloques lógicos con otros.

Los bloques lógicos de las FPGAs de XILINX se llaman CLB (Configurable Logic Block), y están compuestos por una sección de lógica combinacional, dos flip-flops, y circuitos adicionales de multiplexado. Estos bloques están interconectados mediante una matriz de comunicación en el interior del chip.

Gracias a todas estas magnificas características, podemos concluir que la arquitectura de una FPGA es lo bastante mas flexible que la de un CPLD. Esto las convierte en elementos muy eficientes en lo que se refiere a aplicaciones pipeline, y en cuanto a densidad, en cuestión de compuertas por chip; además de que su costo es menor que el de un CPLD.

5.2.4 PROCESO DE DISEÑO Y DESARROLLO DE HARDWARE

El proceso de diseño y desarrollo de hardware con lógica digital no es muy diferente , a simple vista, al realizado en aplicaciones empotradas (embedded) ,

Un esbozo de la estructura del hardware y sus características se realiza mediante los llamados lenguajes de descripción hardware de alto nivel, usualmente VHDL.

El procedimiento general para el desarrollo de hardware mediante dispositivos lógicos programables se muestra en la Figura 5-4.

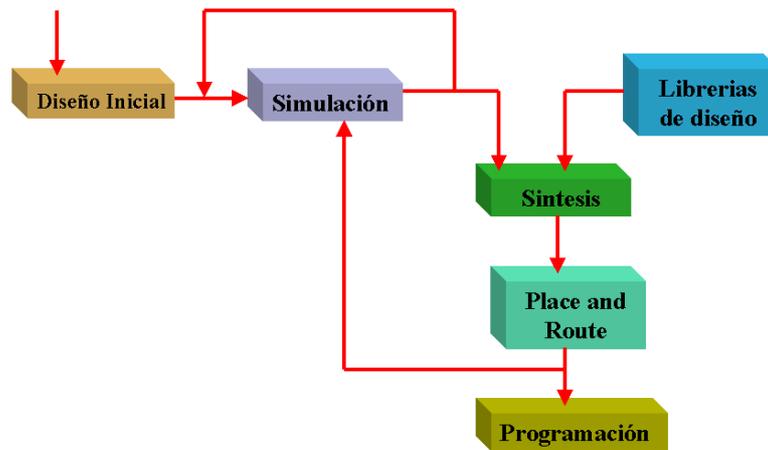


Figura 5-4. Procedimiento para el desarrollo hardware usando Lógica Programable.

Quizá, una de las diferencias más notable entre los diseños de hardware y software es la forma como el ingeniero concibe las ideas de solución a los problemas. Los desarrolladores de software casi siempre tienden a "*pensar secuencialmente*"; las líneas de código fuente que escriben son ejecutadas en dicho orden. Durante el diseño inicial del hardware, los desarrolladores deben "*pensar en paralelo*", pues todas las señales de entrada al dispositivo son procesadas en paralelo. Por consiguiente, las declaraciones en el lenguaje de descripción hardware permite crear unas estructuras que se ejecutan al mismo tiempo.

Al paso del diseño inicial, le sigue el de la simulación. En este segmento se ejecuta el diseño y se confirma mediante la simulación que para un conjunto de entradas dado se producen en las salidas las señales correctas (las esperadas). No obstante, se pueden presentar algunos problemas relacionados con la capacidad del dispositivo y los tiempos de ejecución en el hardware, pero aún así, el ingeniero podrá constatar si su diseño lógico se encuentra

funcionalmente correcto, antes de pasar a la siguiente etapa del proceso de diseño.

La compilación del hardware solamente se iniciará después de que se ha confirmado que la representación funcional es correcta. Esta etapa la conforman una representación intermedia del diseño hardware llamada síntesis, y un proceso de **traducción** llamado **place and route**. Este involucra la ubicación de las estructuras lógicas descritas por el resultado de la síntesis, sobre las actuales macroceldas, interconexiones, y respecto a los pines de entrada y salida del dispositivo seleccionado.

Como resultado del place and route, se obtiene una cadena de bits, la cual puede mirarse como el dato binario que deberá ser cargado dentro de la CPLD o la FPGA, con el objetivo de que dicho chip configure el diseño hardware deseado.

5.2.5 PROGRAMACION DE LOS DISPOSITIVOS DE LOGICA PROGRAMABLE

Una vez se tenga la cadena de bits, resultado de los procedimientos anteriormente mencionados, se va a necesitar de un dispositivo que permita **"bajar"** esta información al dispositivo lógico.

Una de las características principales de las FPGAs es que deben ser reprogramadas cada vez que se inicia la alimentación eléctrica al circuito. Cuando el chip no recibe energía, toda la información contenida en él se volatiliza. Por ello es necesario proveer, junto al chip FPGA, un medio para cargar de nuevo la información en él. Lo más usual es disponer de una unidad de memoria, de acuerdo a lo sugerido por el fabricante, como por ejemplo una EPROM, EEPROM, memoria serial, etc., de manera que se produzca un volcado de este programa cada vez que se inicie la alimentación al circuito.

En el caso de las CPLDs, el software de desarrollo permite la utilización de programadores provistos de su adecuada interfaz. Una vez que la simulación ha sido exitosa, se realiza la programación sobre el chip por medio del quemador. Esto se da, gracias a que los dispositivos CPLD gozan de tener memoria interna, bien sea EPROM, EEPROM, o FLASH.

Los CPLDS más modernos, también proporcionan la posibilidad de ser reprogramados dentro de su circuito de aplicación, sin que exista la necesidad de retirarlos de su circuito impreso. Esto posibilita borrar su contenido, y la reprogramación interna, a través de una interface llamada JTAG.

CAPITULO 6

DESCRIPCION DE LA APLICACIÓN

El trabajo de investigación desarrollado en este proyecto de grado, consistió en el diseño, prueba, e implementación/construcción de un sistema de control embebido de vuelo para estabilización y mantenimiento del curso de vuelo de una aeronave no tripulada (UAV) *radiocontrolada* desde una estación en tierra.

6. 1. CONCEPTOS SOBRE EL CONTROL DE UNA AERONAVE

Antes de iniciar con la descripción del sistema de control de vuelo propuesto, es muy conveniente hacer una breve explicación de la manera como funcionan las aeronaves, sus dispositivos de sustentación, y control primario (aerodinámico) de vuelo.

Las fuerzas aerodinámicas creadas por la interacción de las aeronaves con el aire son de gran importancia para el vuelo. Al desplazarse por el aire, el avión crea una corriente de aire que alcanza grandes velocidades. A esto se le llama “viento relativo”. Las presiones que ejerce este aire sobre las superficies de las alas y la cola hacen posible el vuelo estable. En las alas curvadas, el viento relativo genera sustentación, una fuerza que contrarresta a la de la gravedad.

Las superficies horizontales de la cola actúan en el viento como una veleta tendida en sentido horizontal, manteniendo a nivel el avión, el cual conserva dirigido su rumbo gracias al plano vertical de deriva. Mostrando varias superficies móviles (Figura 6-1) en diversas posiciones (diferentes ángulos) con respecto al viento relativo, la aeronave es sometida completamente a este flujo de aire con el objetivo de poder controlarla.

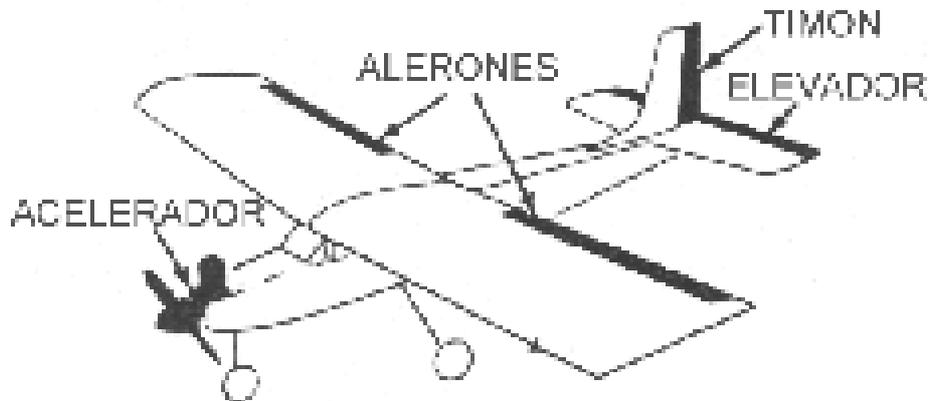


Figura 6-1. Dispositivos de control primario en la aeronave de la aplicación.

Estas superficies móviles a las cuales nos referimos están ubicadas en las alas, y en la cola del avión, y son las que permiten su control. Los Alerones, inclinándose en direcciones opuestas en los bordes de fuga del ala, desvían el flujo de aire para subir o bajar las puntas de las alas (**Roll**). En el plano horizontal de cola, un borde movable, el timón de profundidad, inclina la nariz de la aeronave (**Pitch**), y controla el ángulo de encuentro con el aire, llamado ángulo de ataque. El timón de dirección, ubicado en el plano vertical de la deriva, es el dispositivo que permitirá el control de giro lateral (**Yaw**).

Así, para el despegue, al desplazarse el avión a gran velocidad por la pista, este se va acercando gradualmente a la velocidad de sustentación o de vuelo. El flujo de aire que corre por el ala produce sustentación, pero no la suficiente para el despegue. El piloto inclina el timón de profundidad, sube la nariz y acentúa el ángulo de ataque del ala. Mientras mayor sea este ángulo, mayor será también la fuerza de sustentación generada por el ala.

El aerovehículo se elevará cuando la fuerza de sustentación, o ascensional sea igual a su peso total. Sin embargo, un ángulo de ataque más acentuado, si bien favorece la sustentación, también crea más resistencia (fricción): es más difícil que el avión atraviese por el aire.

De otro lado, el motor deberá generar mayor potencia cuando se trata de ascender que cuando sólo ha de avanzar horizontalmente, pues el principal factor del vuelo es el movimiento de avance: el avión debe ir lo bastante rápido para que el viento relativo pueda producir la sustentación necesaria.

Haciendo referencia por un momento a nuestro caso particular en el que la aeronave a utilizar será propulsada por un motor de hélice, esta es en realidad un ala que gira en un plano vertical, y la fuerza que genera es denominada **empuje**.

Una vez el avión alcanza su altura de vuelo (crucero), el avión se nivela y comienza a seguir su trayectoria. Ahora, en vuelo directo y horizontal, todas las fuerzas que actúan sobre él están en equilibrio. El empuje es igual a la resistencia, y la sustentación compensa exactamente el peso del aeroplano. Si no se presentara este equilibrio entre alguna de estas fuerzas, la nave lo buscaría inmediatamente ascendiendo o descendiendo hasta encontrar el punto de equilibrio.

Para mantener el vuelo horizontal, se deberá coordinar de manera precisa el ángulo de ataque y el empuje. Si disminuye éste (esto es si el motor se desacelera) el avión empezará a perder altura. Para ponerlo horizontal se podrá escoger entre dos opciones: incrementar la aceleración en el motor para restablecer su anterior fuerza de empuje, o inclinar el avión un poco hacia arriba para aumentar el ángulo de ataque del ala y generar mas sustentación. En este caso se habrá alterado las condiciones de vuelo: aunque se desplazaría horizontalmente, el resultado es que la velocidad de vuelo se decrementará.

Una aeronave que vuela en línea recta decide virar hacia un determinado lado (según su ruta), por ejemplo hacia la derecha, entonces para lograrlo debe mover momentáneamente los alerones con el propósito de bajar la punta derecha del ala y subir la izquierda, con lo cual inclinará lateralmente todo su cuerpo (fuselaje y las alas).

La sustentación del ala operará ahora hacia adentro y hacia arriba; la fuerza de sustentación hacia adentro empuja el avión a una línea curva de vuelo, pero la fuerza centrífuga reacciona al viraje en dirección opuesta, con lo que contrarresta la sustentación hacia adentro y el aeroplano gira suavemente.

El timón vertical, solo se utilizará en, este caso, para contrarrestar el movimiento de guiñada (**Yaw**). De otro lado, en los virajes de una aeronave, el timón de profundidad (elevador) se inclina un poco hacia arriba para dar a las alas mayor ángulo de ataque; esto compensará el porcentaje perdido en la fuerza de sustentación debido al efecto del movimiento de giro.

6.1.1. EL ATERRIZAJE

Varios son los factores que determinan la actitud que tomara un avión en su proceso de aterrizaje: su tipo, tamaño, carga, el viento, el estado del tiempo, etc. Así pues, el objetivo siempre será el de posar el avión sobre la pista a la menor velocidad posible.

Para ello, podemos guiarnos por medio de las siguientes pautas. Primero, se debe reducir la potencia del motor: la nariz baja y el avión descenderá suavemente. Al acercarse a la pista, se reducirá aun mas la potencia y se inclinará el timón de profundidad para dar a las alas un mayor ángulo de ataque. El resultado será un descenso “*empinado*”. Al llegar a la pista, se aumentará casi al máximo el ángulo de ataque: el avión se “enderezará” y casi tomará la velocidad mínima de vuelo, tocando el suelo suavemente.

6.1.2 DIAGRAMA EN BLOQUES

A continuación se presenta el diagrama en bloques del sistema a desarrollar, como un apoyo ilustrativo.

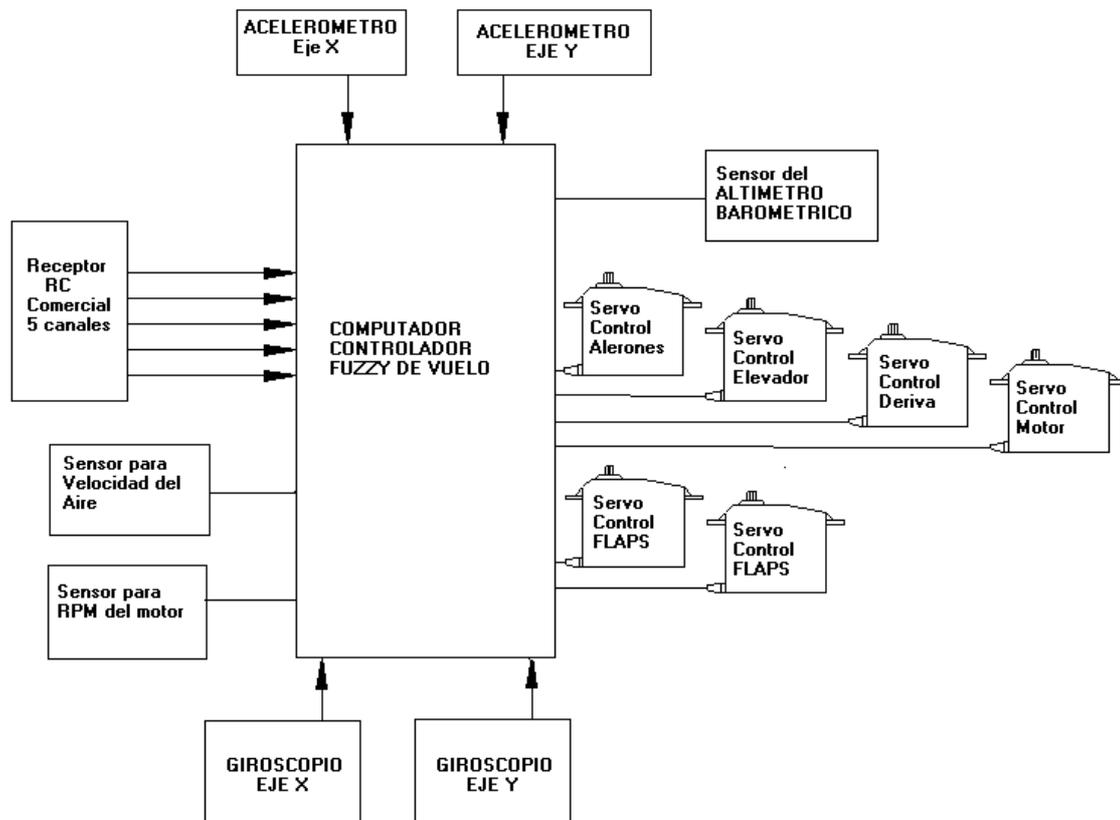


DIAGRAMA EN BLOQUES DEL SISTEMA FUZZY PARA CONTROL DE VUELO.

6.1.3 COMPUTADOR DE VUELO FUZZY (Hardware y Software)

Su diseño está basado en un procesador digital de señal DSP, optimizado para control, acompañado de sus unidades periféricas (filtros, unidades de memoria, unidades de potencia para el control de los servomecanismos).

Este dispositivo permitirá a una aeronave no tripulada (radiocontrolada desde una estación en tierra), optimizar sus movimientos y procedimientos de vuelo

en lo que se refiere a estabilidad, control y seguimiento del curso de vuelo determinado.

El algoritmo de control se desarrolló con base a las técnicas de lógica difusa con lo que se pretendió realizar todos los procesos antes mencionados (optimización, estabilización y mantenimiento del curso de vuelo). Es así que podemos denominarle a esta parte como el **controlador DSP difuso**, el cual está compuesto por cuatro partes principales:

- ✓ Un primer módulo al que se le denominará difusor.
- ✓ Otro compuesto por la lógica que permitirá tomar las decisiones.
- ✓ Una base de conocimiento.
- ✓ Un modulo de corrección.

Al modulo de difusión estarán directamente relacionados los datos provenientes de los sensores de vuelo.

6.1.4 ESPECIFICACIONES

- **Computador de Vuelo:** Será desarrollado sobre una QT alrededor de un procesador digital de señal (controlador DSP) de 16 bits entre cuyas características se encuentra la de realizar 10 MIPS y operar con punto fijo. Este dispositivo incluirá sus dispositivos de memoria (EPROM / EEPROM), RAM, y periféricos tales como un convertidor A/D de 10 bits de resolución y 8 canales de entrada, y un conversor D/A con 10 bits de resolución. Acompaña a su vez a estos elementos, una FPGA (dispositivo lógico programable) el cual mediante la opción que ofrece de poderse reconfigurar en forma dinámica, será la encargada de servir como una interface flexible para el transporte de datos entre los diferentes dispositivos equipo en tiempo-real.
- **SENSORES** Se construirán todos los sensores ha ser utilizados, bajo dimensiones físicas bastantes reducidas. Estos incluyen: **Un altímetro**

capaz de medir la altura en función de la presión atmosférica, y con un rango de medidas entre los 400 y los 1600 metros, estará constituido a partir de dos transductores de presión de montaje superficial, y un amplificador de instrumentación cuyo objetivo será el de acondicionar la señal analógica proveniente de los mencionados transductores para su posterior lectura en la unidad de conversión A/D. **El medidor de la Velocidad del Aire** basado en un tubo metálico llamado pitot, medirá niveles de la velocidad a la que se desplaza la aeronave con respecto a la superficie terrestre. Al igual que en el caso anterior, se utilizó un amplificador de instrumentación con el propósito de acondicionar su señal analógica y permitir su ingreso al conversor A/D. **El Sensor de RPM para el motor** es un dispositivo por medio del cual a través de un fotosensor y un amplificador operacional en configuración de amplificador, será capaz de medir durante el vuelo la vueltas a las que girarán las hélices de la aeronave. **La Unidad Inercial de Medida** estará basada en dos transductores de aceleración (uno por cada eje: X,Y), y dos giroscopios (igualmente, uno por cada eje del avión) y cuyas salidas, analógicas, serán enviadas directamente al conversor A/D con el propósito de ser procesadas digitalmente.

- **SERVOMECANISMOS:** serán los dispositivos actuadores del sistema, los cuales serán operados por el computador de vuelo a través de una interface de control (conversor D/A). Estos operan por medio de motores DC de 6 voltios, y se requerirá de un motor por cada dispositivo de control primario de vuelo del avión (Alerones, Elevador, Flaps, Deriva, Acelerador del motor).
- **SOFTWARE A UTILIZAR:** Para el buen desarrollo de este trabajo se requerirá de dos herramientas de trabajo que permitan trabajar, separadamente, tanto con el procesador digital de señal DSP, como con el dispositivo lógico programable FPGA. Para ello se ha optado por la utilización de el equipo de desarrollo de INTEL MCU296 para DSPs de la familia 80C296SA, y su lenguaje ensamblador. De igual manera se utilizará

la herramienta Foundation de Xilinx que permitirá trabajar bajo el lenguaje VHDL con las FPGAs de la familia XC3000 de la misma empresa (Xilinx).

6.2 SISTEMA FUZZY DE ESTABILIDAD Y CONTROL

6.2.1. SISTEMA HARDWARE

Generalmente los sistemas de aeronaves no tripuladas (UAV) están compuestos de un aero-vehículo y un equipo en tierra. Para operar todo esto en conjunto se requiere de tres partes importantes:

- El sistema de navegación
- El operador de misión
- El sistema de estabilidad y control de vuelo

Los dos primeros tópicos no están contemplados dentro del desarrollo de este proyecto de grado, por lo que está dedicado exclusivamente al diseño e implementación del sistema computarizado y sensorial de estabilidad y control para una aeronave UAV.

Dependiendo del tipo y la calidad de los sensores, la confiabilidad de la aplicación (hardware- software) en cuanto a la exactitud computacional, y por ende la respuesta comportamental del sistema UAV será mejor.

6.2.1.1. SISTEMA ABORDO

6.2.1.1.1. La Aeronave: La aeronave plataforma utilizada para los experimentos de laboratorio ha sido concebida teniendo en cuenta los requerimientos de esta tesis. Aunque es un producto de obtención comercial (aeromodelo), este ha sido adaptado con el fin de lograr incluir en su interior el conjunto de sensores, computador

fuzzy, baterías, etc. que requerirá el proyecto para su exitoso funcionamiento (Figura 6-2).



Figura 6-2 Aeronave a utilizar en este proyecto de grado.

6.2.1.1.2. Conjunto Multisensor: subsistema del cual hacen parte todos los dispositivos sensores utilizados para la navegación de la aeronave no tripulada en este proyecto. Estos son: Una unidad inercial de medida (IMU) conformada por dos acelerómetros y dos giroscopios. Una unidad para la medida de la velocidad del avión, y un altímetro barométrico.

- **Sensor del Altímetro Barométrico:** La altitud es la distancia vertical entre el nivel del mar y un punto cualquiera (en nuestro caso el avión UAV). El altímetro ofrece entonces, una formación sobre la altura a la cual vuela el avión. Para hacer buen uso de su información es necesario conocer su principio de operación y el efecto que la presión barométrica y la temperatura ejercen sobre él. El aire es mas denso o concentrado al nivel de la tierra que en las alturas. A medida que aumenta la altitud la presión atmosférica disminuye. La variación en estos valores de la presión causa que el altímetro indique los cambios de altitud. Así, el sensor de altitud es simplemente un barómetro que mide la presión atmosférica, y presenta al

sistema Fuzzy una indicación de la altura del avión. El sensor de altitud, con unas dimensiones físicas bastante reducidas, será capaz de medir la altura en función de la presión atmosférica. El rango de medidas será de 400 metros hasta 1600 metros, de acuerdo con las necesidades de altura de vuelo para este proyecto. En la Figura 6-3 y la Figura 6-4, se ilustra el diagrama circuital del altímetro y su correspondiente transductor.

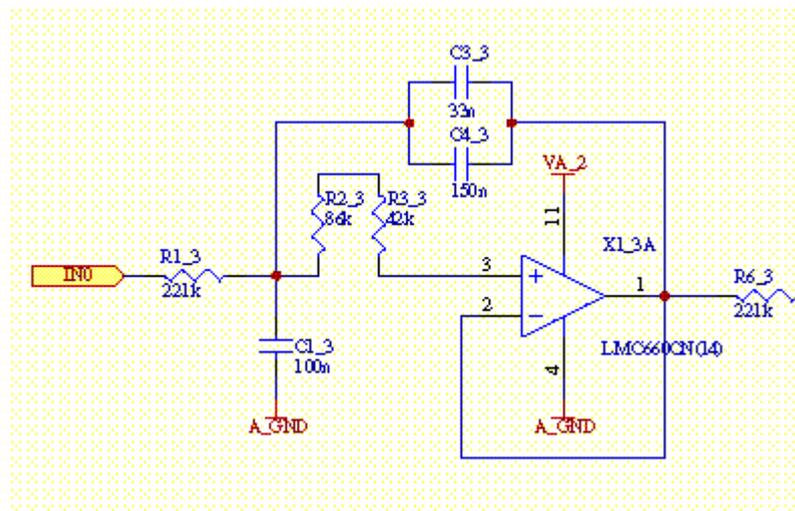


Figura 6-3. Diagrama circuital del acondicionador de señal analógica del altímetro.

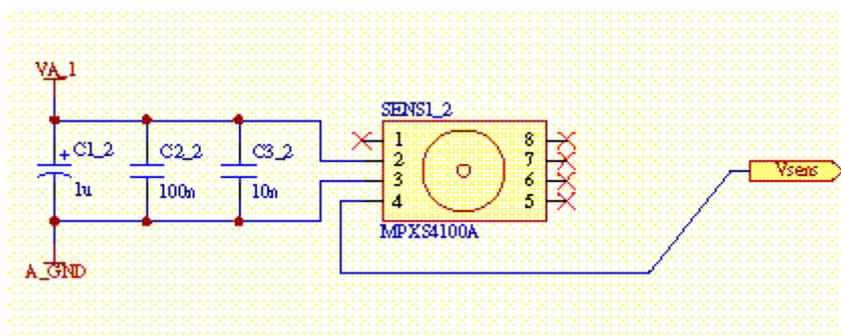


Figura 6-4. Diagrama circuital de la sección del transductor de presión del altímetro barométrico.

- **Sensor para velocidad del aire:** Se conoce como velocidad del avión a aquella que es aproximadamente igual a la del aire que impacta contra el aero-vehículo cuando este está en movimiento. El sensor de velocidad es un instrumento sensible que también trabaja por diferencia de presiones. Las presiones que se tienen en cuenta son la *presión dinámica* o de impacto del aire en uno de los puntos de medida del sensor y la *presión estática* del aire exterior, o sea la presión del aire en reposo al nivel del vuelo. Estas dos presiones serán iguales cuando el avión esté estacionario, o en tierra. Cuando el aeroplano se mueva en el aire, la presión que impacta uno de los puntos de medida del sensor será más grande que la estática (medida por el otro punto del sensor). La diferencia entre estos dos valores de presión será finalmente la velocidad del aero-vehículo. Para el circuito diseñado, de similar tamaño al anterior, pero con una sonda o tubo pitot que se deberá situar en las alas del aeroplano, lejos del flujo de aire producido por las hélices del motor, será conectado mediante dos tubos plásticos a un transductor de velocidad que enviará al computador fuzzy de vuelo señales referentes a la presión estática y dinámica con el objetivo de realizar los cálculos de velocidad de la aeronave en vuelo. El rango de velocidad sensada estará entre los 15 y 400 Km/h. En la Figura 6-5 y la Figura 6-6, se muestra el esquema circuital del circuito sensor completo medidor de la velocidad de vuelo.

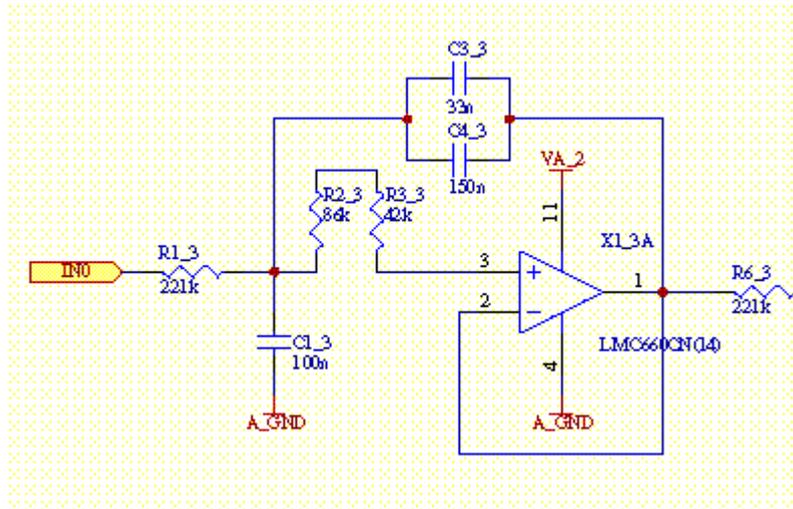


Figura 6-5. Circuito acondicionador de señal del velocímetro.

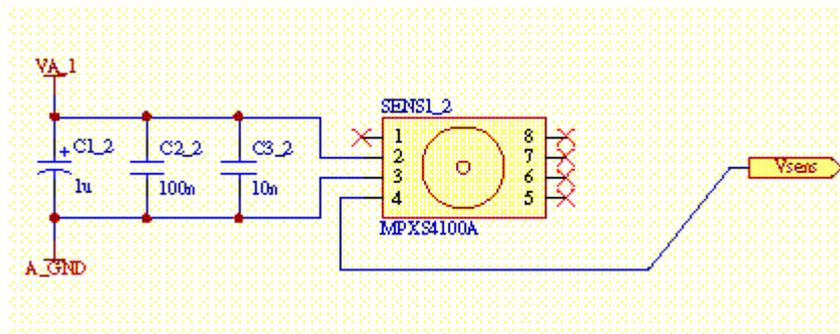


Figura 6-6. Transductor de presión utilizado en el desarrollo del velocímetro.

- **Sensores de la Unidad de Medida Inercial (IMU):** Los acelerómetros (eje X, Y) son dispositivos capaces de medir aceleraciones y están basados en la medida de la fuerza hacia atrás de una masa conocida. Cuando experimentan una fuerza real hacia adelante, el dispositivo no sólo mide la aceleración a que está sometido, sino que también mide la aceleración gravitatoria debido a la atracción generada por la superficie de la tierra. En realidad son dispositivos transductores a los que se aplican aceleraciones y suministran desplazamientos (Figura 6-7).

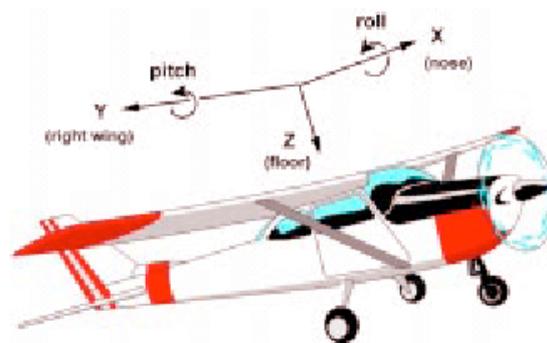


Figura 6-7. Sistema de ejes coordenados del avión UAV.

6.2.1.1.1 El Sensor Acelerómetro

Los acelerómetros son dispositivos capaces de medir aceleraciones y están basados en la medida de la fuerza hacia atrás de una masa conocida. Cuando experimentan una fuerza real hacia adelante, el dispositivo no sólo mide la aceleración a que está sometido, sino que también mide la aceleración gravitatoria debido a la atracción generada por la superficie de la tierra. En

realidad son dispositivos transductores a los que se aplican aceleraciones y suministran desplazamientos (Figura 6-8).

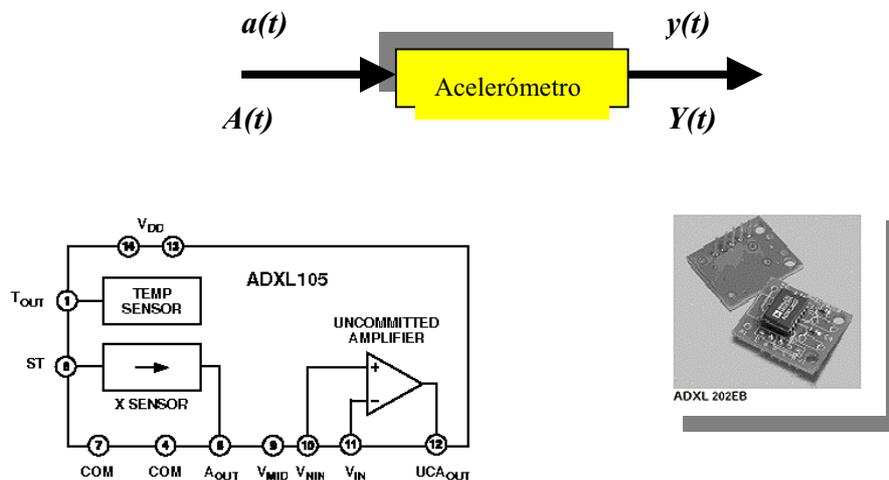


Figura 6-8. Esquema del transductor de aceleración.

6.2.1.1.2 Las Señales de los Acelerómetros

La navegación sobre la superficie terrestre requiere la medida de las componentes horizontales de los acelerómetros, pues la gravitación actúa únicamente sobre el acelerómetro de eje vertical, y como además sólo interesa el desplazamiento horizontal de la aeronave o móvil terrestre, no se necesita medir la componente vertical de aceleración: así pues, los acelerómetros están montados para medir las aceleraciones a lo largo de las direcciones Norte y Este de la Tierra. La aceleración de un móvil en movimiento respecto a unos ejes $oxyz$ en movimiento relativo respecto de unos ejes inerciales $OXYZ$ (ejes fijos en el espacio o en movimiento rectilíneo uniforme respecto a éstos) se puede expresar mediante una suma de vectores en la que se involucra la aceleración absoluta del móvil, la aceleración relativa, la aceleración de arrastre (aceleración centrípeta) y la aceleración de coriolis.

En la Figura 6-9. se ilustra el diagrama esquemático del sistema de acelerómetros.

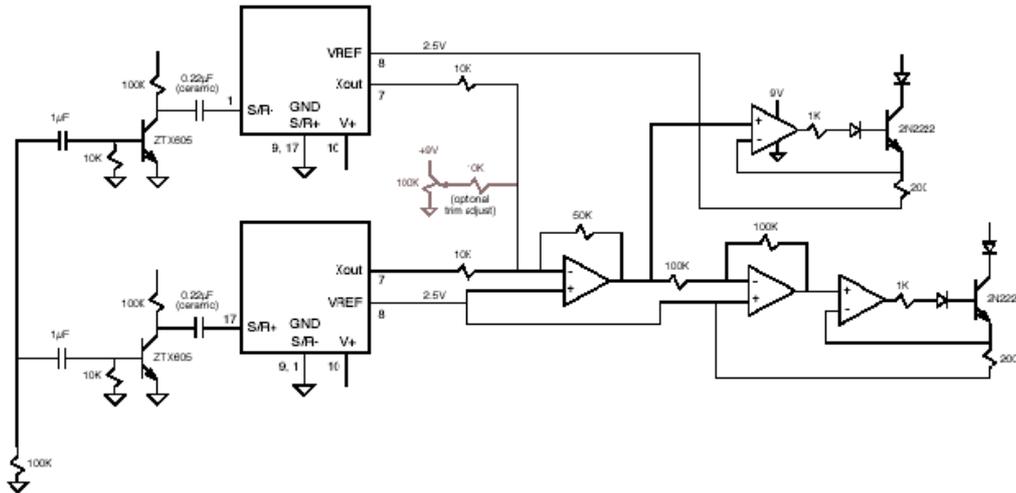


Figura 6-9. Diagrama esquemático del sistema de acelerómetros del aerovehículo UAV.

6.2.1.1.3 EL Giroscopio

El giroscopio puede definirse como un cuerpo de revolución capaz de girar a una gran velocidad (2400 RPM) alrededor de su eje. Las propiedades más importantes del giroscopio son:

- El giroscopio mantiene su eje de rotación fijo en el espacio inercial y ofrece resistencia ante cualquier cambio en su posición.
- La precesión es la propiedad por virtud de la cual el plano de rotación cambia a una velocidad uniforme cuando una fuerza es aplicada. La precesión es siempre en la dirección que hace coincidir el momento cinético (eje de rotación) con el momento de la fuerza.

Así, la ley del giroscopio se deduce de la ecuación fundamental de la dinámica y dice que el momento de las fuerzas aplicadas a un sistema es igual a la variación del momento cinético con respecto al tiempo.

Finalmente, se intenta conjugar en una sola unidad los acelerómetros y el giroscopio, se podrá obtener una unidad inercial de medición sobre una plataforma. Esta se sujeta al móvil (un avión, barco, auto, robot móvil, etc) mediante una suspensión cardánica con tres grados de libertad. Los tres posible errores angulares se podrán detectar a través de dos giroscopios con dos grados de libertad, o tres con un grado de libertad (Figura 6-10).



Figura 6-10. Giroscopio utilizado.

6.2.1.1.4 Las Señales de Precesión de los Giroscopios

Una de las mayores aplicaciones de la plataforma inercial terrestre es en la navegación aérea. A medida que un avión se desplaza de su posición, la orientación de los ejes de la plataforma cambia. Para mantener la orientación de la plataforma (Norte, Este y Horizontal), hay que aplicar a los giroscopios unas señales de precesión definidas mediante vectores de rotación (rotación de arrastre de los ejes de la tierra respecto al espacio inercial, rotación relativa de los ejes del avión respecto a la tierra).

Como el transductor viene protegido por una pequeña “cajita” solo disponemos (al igual que con un circuito integrado) de su distribución de terminales de salida para su conexión al resto del diseño, como lo muestra la Figura 6-11.

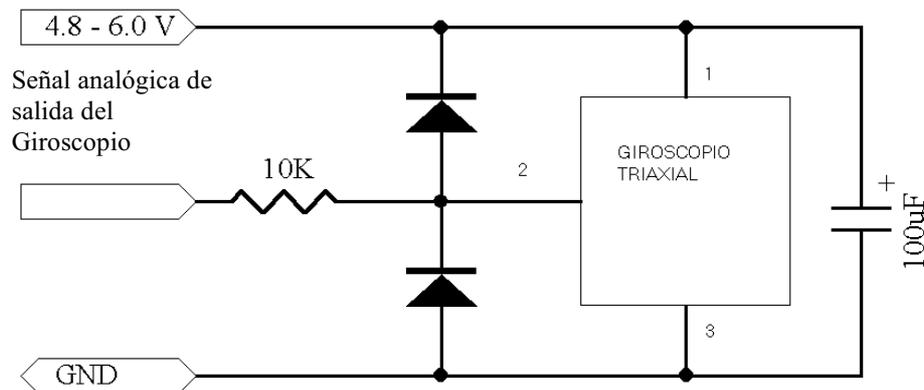


Figura 6-11. Circuito de conexión del giroscopio.

6.2.1.1.5 Estabilidad del Sistema Inercial

La estabilidad de un sistema viene determinada por su respuesta a las perturbaciones. Intuitivamente se entiende por sistema estable aquel que permanece en reposo a no ser que sufra una perturbación, y en tal caso, volverá al estado de reposo cuando desaparezca la perturbación. Igualmente, la estabilidad en el sistema inercial viene definida por el requerimiento de que cuando el sistema sufre una perturbación, éste debe ser capaz de recuperar el estado anterior a la misma.

El sistema inercial está sujeto a los errores en los acelerómetros, las vibraciones y la calibración en la plataforma; los errores numéricos cometidos por el procesador que recibe sus señales, los errores en la posición y velocidad inicial y los errores cometidos debido al campo gravitacional. Así pues, para

que la navegación inercial sea una técnica fiable, sus errores tienen también que ser corregidos dentro de lo posible.

6.2.1.1.6 El Computador Fuzzy

Como se mencionó en los requerimientos del equipo, se decidió diseñar un sistema computacional fuzzy que permita desarrollar una estrategia de incremento en la estabilidad y el control de una aeronave no tripulada (UAV). Entre las ventajas que tiene este objetivo esta la de obtener una reducción en los consumos de potencia, dadas las características de portabilidad de toda la aplicación, sus dimensiones físicas (tamaño y peso), pues el espacio predestinado para alojarse dentro de la aeronave es de aproximadamente 225 cm cuadrados.

De esta manera, el sistema esta basado en la combinación de un procesador digital de señales (controlador DSP) de 16 bits, combinado con un dispositivo lógico programable (FPGA). Esta combinación permite al sistema, desarrollar cálculos computacionales del orden de 10 millones de instrucciones por segundo (MIPS).

El DSP escogido fue el Intel 80296SA debido a sus características que facilitan el tratamiento de señales analógicas (señales de los sensores), alta escala de integración pues todos los dispositivos periféricos se encuentran dentro del chip (convertor A-D, Timers, Puertos de I/O, Salidas PWM), y su velocidad de operación. En la Figura 6-12 se observar su arquitectura interna.

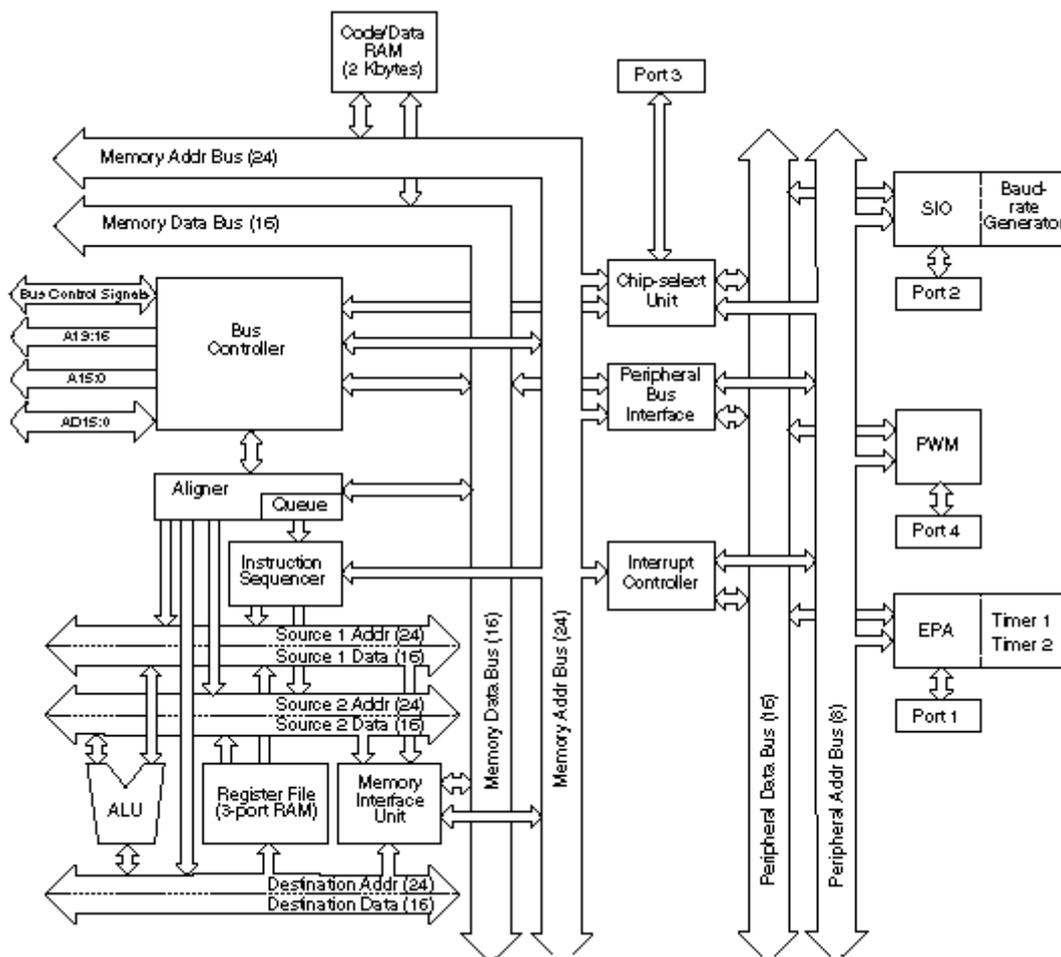


Figura 6-12. Diagrama en bloques de la arquitectura interna de un controlador DSP 80296SA

El Computador fuzzy de Vuelo se desarrolló sobre una QT alrededor de un procesador digital de señal (controlador DSP Fuzzy). Lo acompaña a su vez, una FPGA (dispositivo lógico programable), Xilinx XC3030-7, el cual mediante la opción que ofrece de poderse reconfigurar en forma dinámica, será la encargada de servir como una interface flexible para el transporte de datos entre los diferentes dispositivos del equipo en tiempo-real (Figura 6-13).

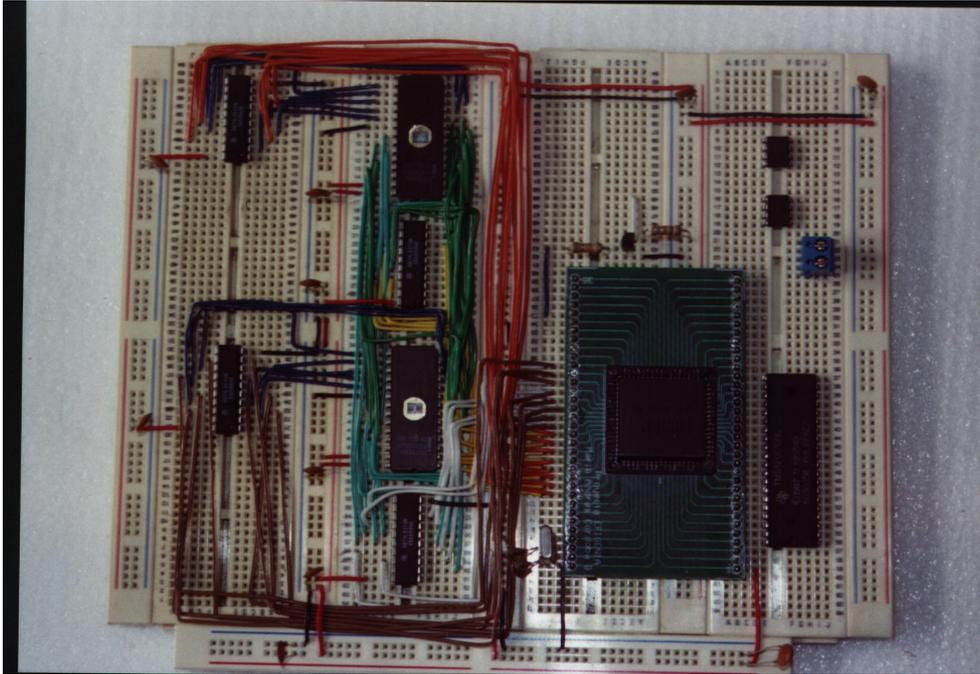


Figura 6-13. Ilustración del computador fuzzy de vuelo.

6.2.1.2. SISTEMA EN TIERRA

El sistema dispuesto en tierra para el control de la aeronave UAV, no será mas que un dispositivo de radio-control comercial (transmisor, receptor) cuyas características de modulación, frecuencia y consumo de potencia, permiten llevarlo libremente a un campo abierto y realizar el control de vuelo de aeromodelos a distancia (Figura 6-14). *Entre las características del equipo de radio:*

Frecuencia: 72 Mhz.

Modulación: AM

Tipo de Modulación: Posición de Pulso (PPM).

Número de Canales: 6 canales.



Figura 6-14. Radio control comercial.

6.2.2 DESARROLLO DEL SOFTWARE FUZZY

6.2.3. DISEÑO DEL SISTEMA FUZZY

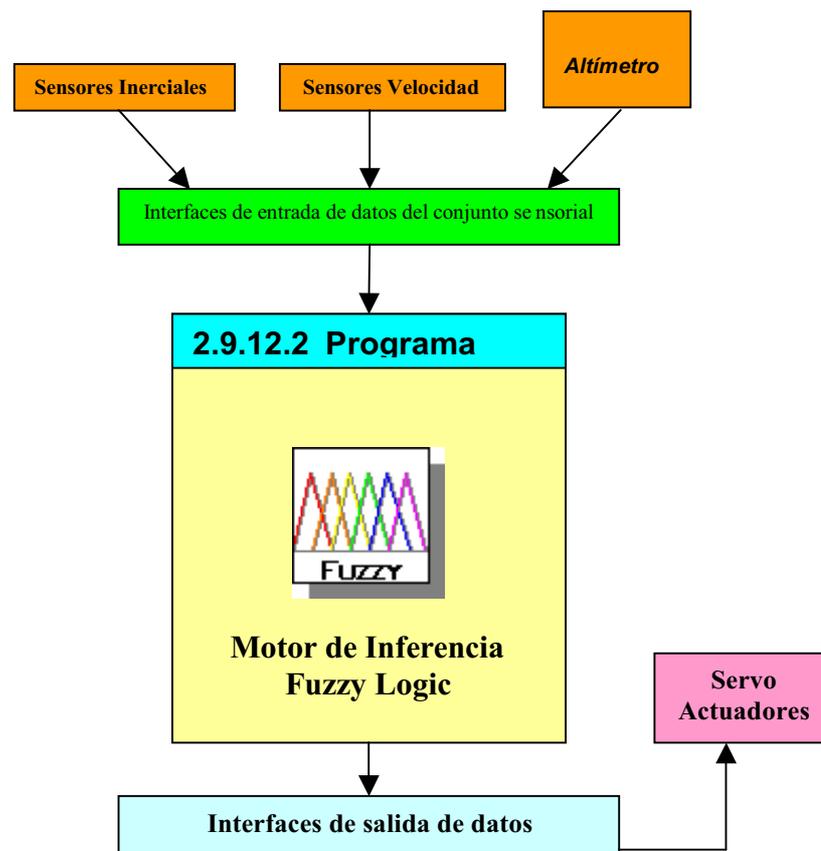


Figura 6-15. Descripción en bloques del desarrollo del sistema fuzzy planteado.

6.2.3.1. ENTRADAS Y SALIDAS DEL CONTROLADOR FUZZY

De las características anotadas anteriormente se puede enumerar las siguientes variables como entradas al sistema fuzzy de estabilidad y control del aero-vehículo UAV, las cuales proceden de los sensores ubicados dentro del avión para tal fin, y desde el radiocontrol:

- Aceleración angular en el eje X (acelerómetro eje X).
- Aceleración angular en el eje Y (acelerómetro eje Y).
- Aceleración angular en el eje Z (acelerómetro eje Z).
- Posición angular en el eje X (Giroscopio eje X).
- Posición angular en el eje Y (Giroscopio eje Y).
- Posición angular en el eje Z (Giroscopio eje Z).
- Velocidad de la Aeronave (Sensor de velocidad del aire).
- Mandos emitidos por el radiocontrol en tierra.

Con base en esto es posible esbozar los conjuntos fuzzy y sus respectivas reglas con el propósito de que permitan desarrollar una estrategia incrementadora de la estabilidad y el control sobre la aeronave haciéndola mas confiable y segura de pilotar.

6.2.3.1.1 CONTROL LATERAL

La Figura 6-16 muestra el diagrama en bloques del subsistema fuzzy de estabilidad y control lateral (roll).

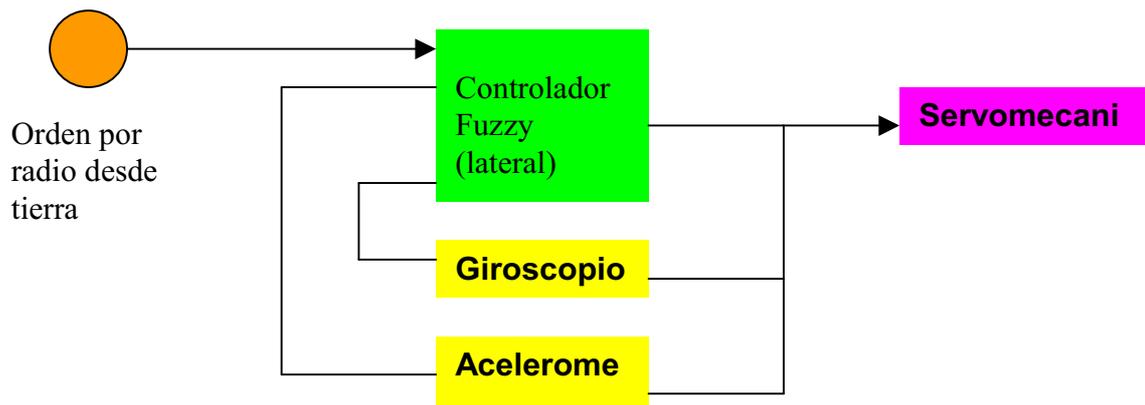


Figura 6-16. Diagrama en bloques del subsistema de estabilidad y control en el roll.

Ahora vamos a definir las variables lingüísticas y sus correspondientes valores. Así, las variables manejadas por este subsistema son:

Acelerómetro: este describe las variaciones en la velocidad angular del movimiento de la aeronave UAV.

Giroscopio: Describe la tasa de cambio en los ángulos de inclinación del Aerovehículo UAV.

Control_Tierra: Recibe las ordenes emitidas por el operador desde tierra mediante su radiocontrol.

Cada una de estas variables asume valores lingüísticos que mencionamos a continuación:

A_estable, A_muy_abajo, A_full_abajo, A_muy_arriba, A_full_arriba
G_estable, G_muy_abajo, G_full_abajo, G_muy_arriba, G_full_arriba
T_estable, T_muy_abajo, T_full_abajo, T_muy_arriba, T_full_arriba

Con base en estas variables y expresiones lingüísticas se podrán definir ideas acerca de cómo desarrollar un algoritmo Fuzzy para incrementar la estabilidad y la controlabilidad del avión, alrededor de la selección de entradas y salidas del controlador difuso.

Como un siguiente paso en el diseño, formularemos una serie de planes (estrategias) de proceso del sistema a través de un grupo de reglas de la forma ***IF - THEN***. En el subsistema que acabamos de plantear hay tres entradas que constan de cinco valores lingüísticos para cada una, por lo que podremos llegar a definir $5^3 = 125$ reglas.

La Figura 6-17 muestra la variable lingüística acelerómetro con sus correspondientes valores.

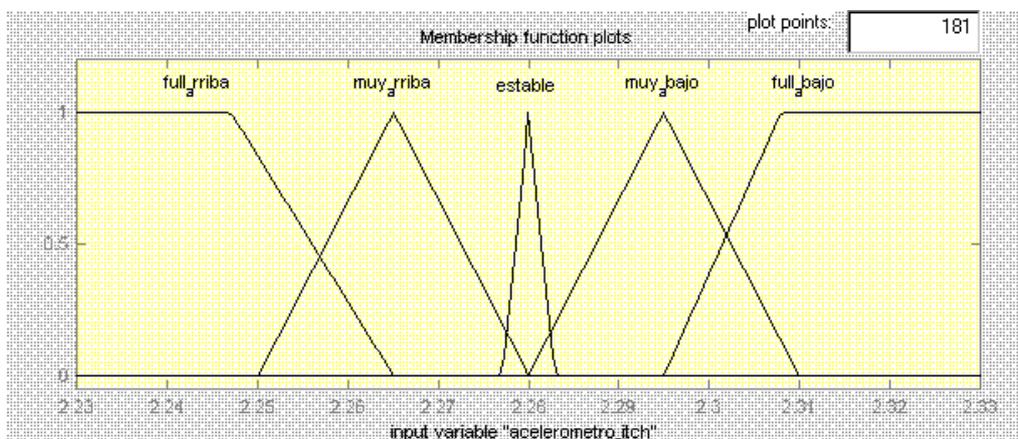


Figura 6-17. Variable lingüística acelerómetro.

De igual forma, en la Figura 6-18 se ilustra la variable lingüística Giroscopio, y también sus valores.

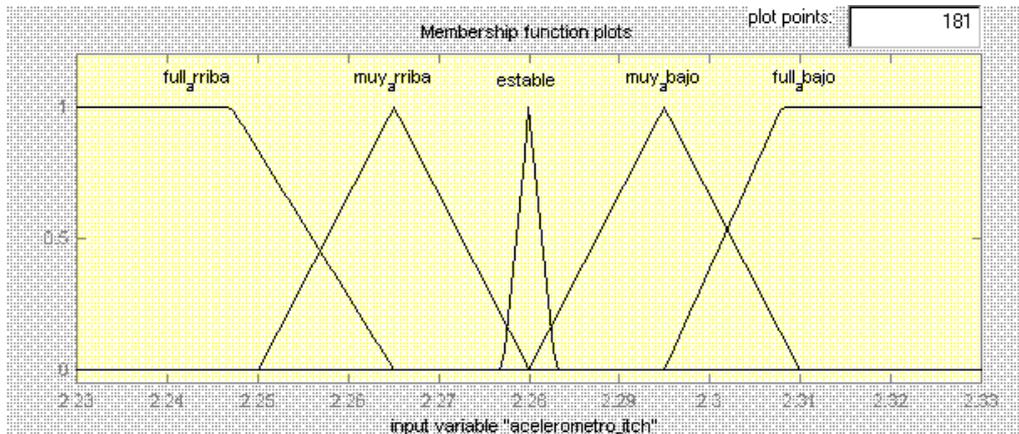


Figura 6-18. Variable Lingüística Giroscopio.

La salida de este subsistema será la variable lingüística servo, la cual representa los valores típicos que se deberán enviar al servomotor, que en este caso se encarga de gobernar los alerones.

Estas señales digitales provenientes del proceso fuzzy son convertidas a su equivalente PPM, mediante la unidad de I/O del controlador DSP, y estas exhibirán un comportamiento como el mostrado en la Figura 6-19.

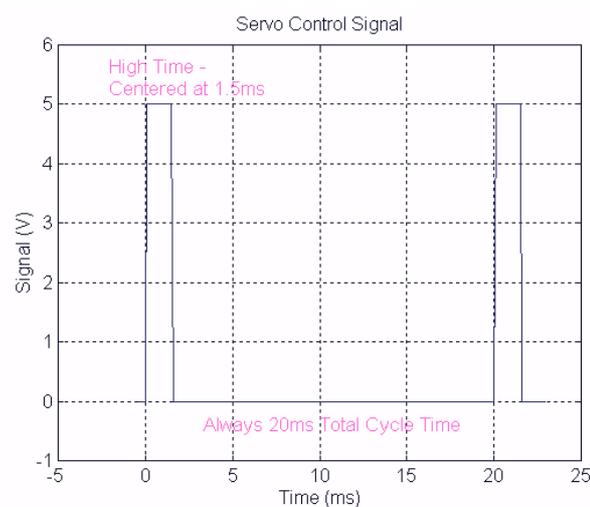


Figura 6-19. Análisis de tiempos en la señal PPM de control en los servomecanismos.

Al igual que para las entradas, para el control de los servos se ha esbozado un conjunto de valores tendientes a describir mediante conjuntos difusos el comportamiento de estos motores de naturaleza DC, con el propósito de lograr una respuesta optima de todo el subsistema en conjunto (entradas, proceso fuzzy, respuesta).

Esta variable lingüística y sus valores respectivos se observa en la Figura 6-20.

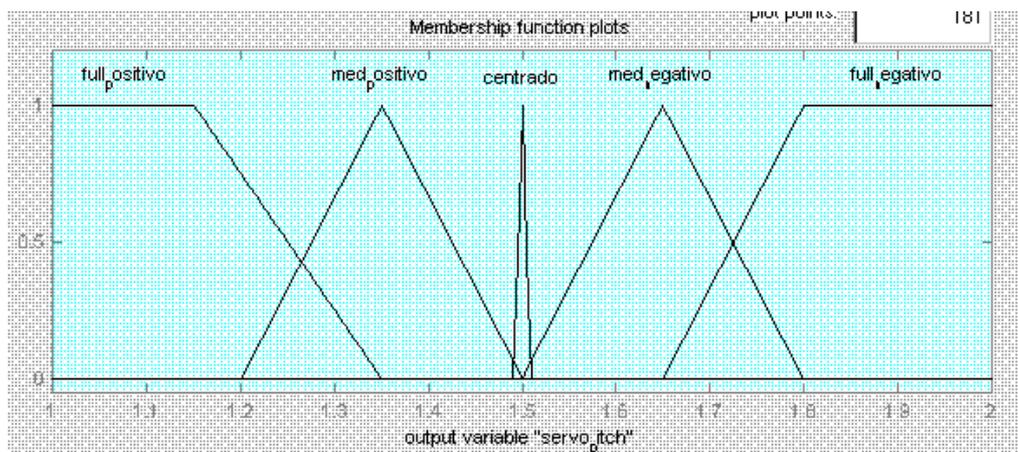


Figura 6-20. Variable lingüística servo, y sus respectivos valores (control de los alerones).

Ya definidas las entradas y las correspondientes salidas del subsistema, se procede a construir el conjunto de reglas que finalmente será, como ya se decía anteriormente, la estrategia solución de la aplicación.

6.2.3.1.1 CONTROL DIRECCIONAL

La Figura 6-21 muestra el diagrama en bloques del subsistema fuzzy de estabilidad y control direccional (yaw).

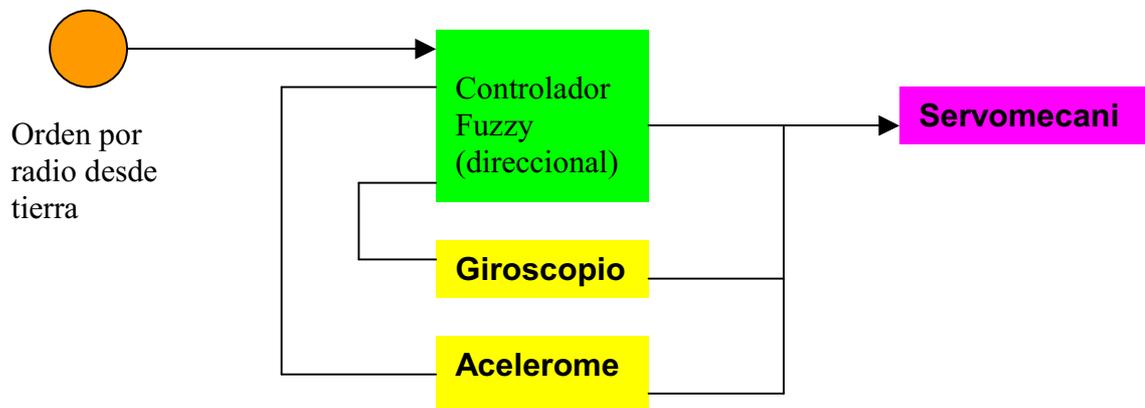


Figura 6-21. Diagrama en bloques del subsistema de estabilidad y control en el yaw.

Al igual que en la sección anterior, se definieron las variables lingüísticas con sus correspondientes valores. Acelerómetro, Giroscopio, control_Tierra

Sus valores lingüísticos son similares (para este caso):

A_estable, A_muy_abajo, A_full_abajo, A_muy_arriba, A_full_arriba

G_estable, G_muy_abajo, G_full_abajo, G_muy_arriba, G_full_arriba

T_estable, T_muy_abajo, T_full_abajo, T_muy_arriba, T_full_arriba

Definiéndose $5^3 = 125$ reglas.

La Figura 6-22 muestra la variable lingüística acelerómetro con sus correspondientes valores para el control sobre el eje direccional (Yaw).

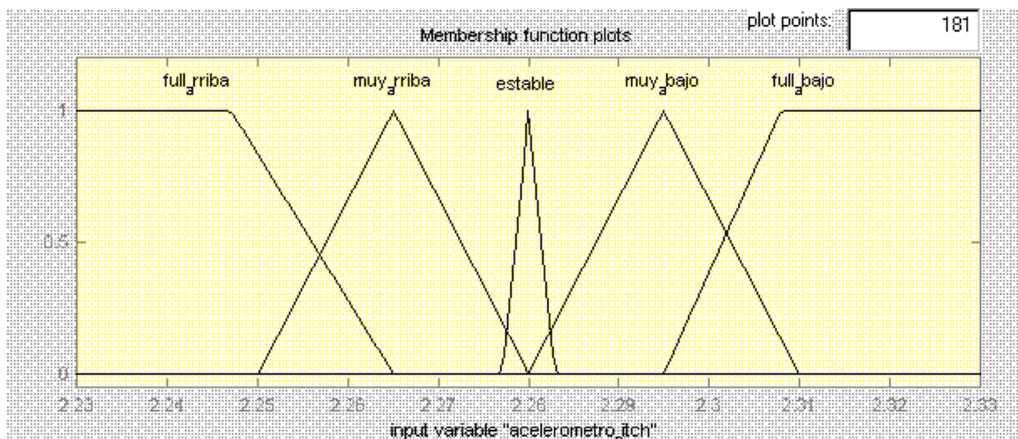


Figura 6-22. Variable lingüística acelerómetro en la dirección del eje direccional (Yaw).

En la Figura 6-23 se ilustra la variable lingüística Giroscopio, y también sus valores (eje del Yaw).

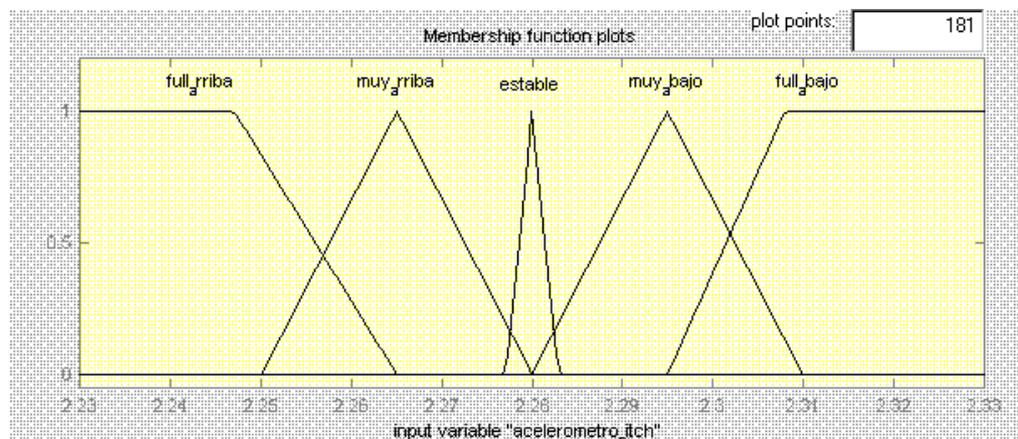


Figura 6-23. Variable Lingüística Giroscopio para el eje direccional.

Este subsistema tendrá la variable servo, que en este caso se encarga de gobernar la deriva o también llamado timón de cola vertical.

Para el control de los servos que controlan el timón de cola vertical se ha esbozado un conjunto de valores tendientes a describir mediante conjuntos

difusos el comportamiento de estos motores de naturaleza DC. Esta variable lingüística y sus valores respectivos se observan en la Figura 6-24.

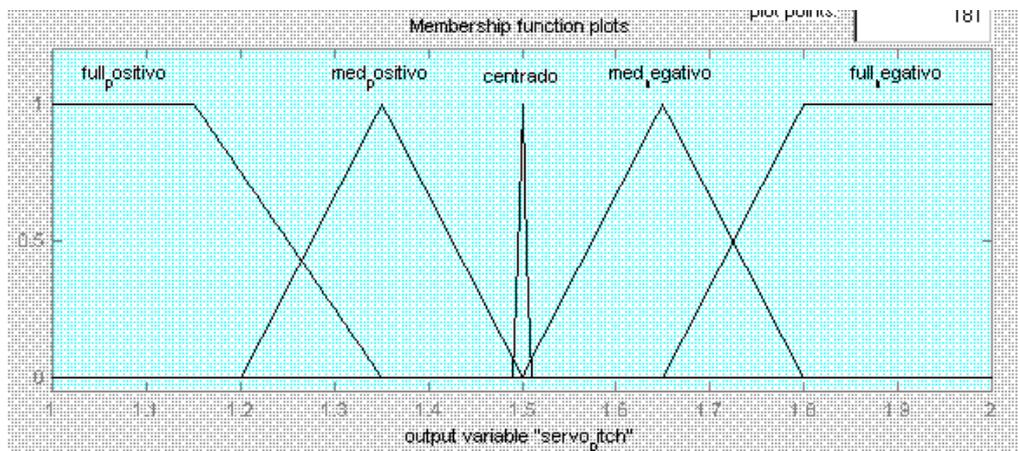


Figura 6-24. Variable lingüística servo, y sus respectivos valores para el control del timón vertical.

6.2.3.1.1 CONTROL LONGITUDINAL

La Figura 6-25 muestra el diagrama en bloques del subsistema fuzzy de estabilidad y control longitudinal (Pitch).

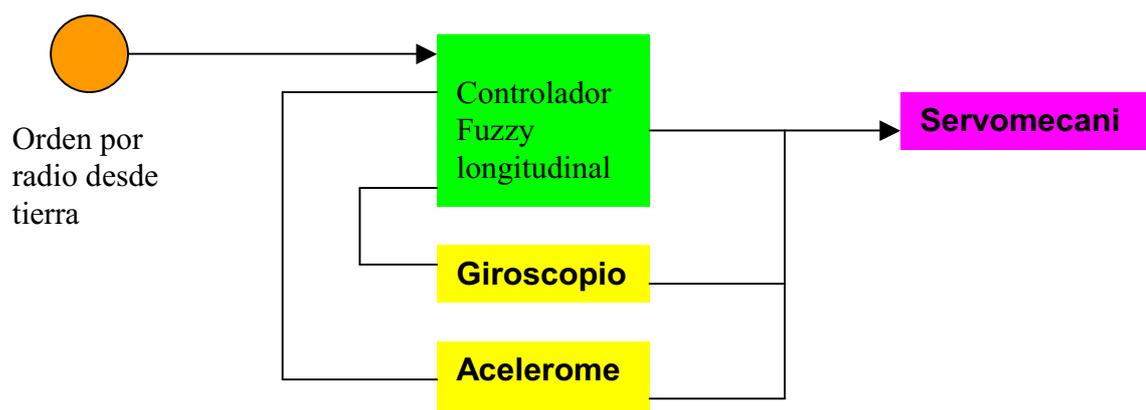


Figura 25. Diagrama en bloques del subsistema de estabilidad y control en el pitch.

Las variables lingüísticas y sus correspondientes valores para el control longitudinal se asemejan a las del control lateral y direccional.

Acelerómetro, Giroscopio, Control_Tierra, con las cuales también se llegó a definir un total de 125 reglas para este subsistema.

***A_estable, A_muy_abajo, A_full_abajo, A_muy_arriba, A_full_arriba
G_estable, G_muy_abajo, G_full_abajo, G_muy_arriba, G_full_arriba
T_estable, T_muy_abajo, T_full_abajo, T_muy_arriba, T_full_arriba***

La Figura 6-26 muestra la variable lingüística acelerómetro para el eje de control longitudinal (pitch) con sus correspondientes valores.

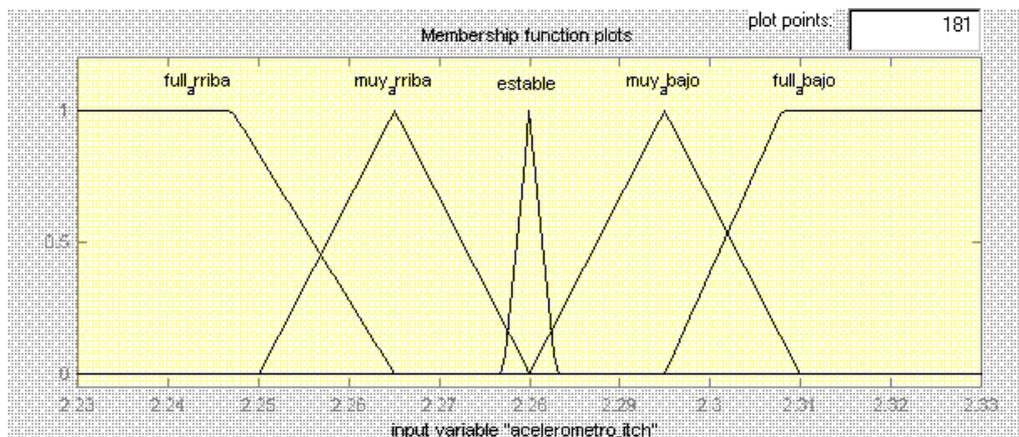


Figura 6-26. Variable lingüística acelerómetro (eje del pitch).

De igual forma, en la Figura 6-27 se ilustra la variable lingüística Giroscopio, y también sus valores.

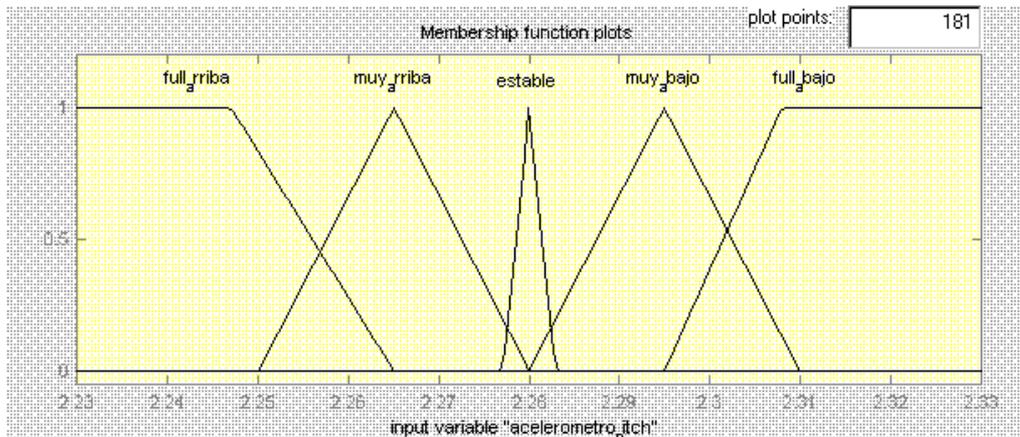


Figura 6-27. Variable Lingüística Giroscopio (eje longitudinal).

La salida de este subsistema será la variable lingüística servo, que en este caso se encarga de gobernar el servomecanismo de movimiento del elevador.

Esta variable lingüística y sus valores respectivos se observan en la Figura 6-28.

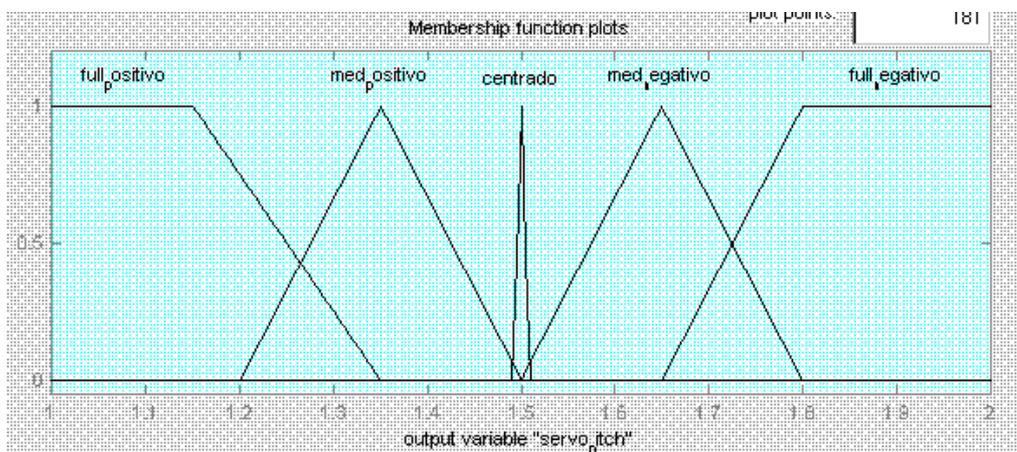


Figura 6-28. Variable lingüística servo, y sus respectivos valores.

Una vez definidas todas las entradas y sus correspondientes salidas (para todos los subsistemas) se puede construir todo el controlado fuzzy que constituye en definitiva la estrategia solución de esta aplicación.

CAPITULO 7

PLAN DE PRUEBAS Y RESULTADOS

Con el propósito de lograr demostrar en forma práctica los resultados del presente trabajo se ha esbozado el siguiente plan de pruebas de laboratorio:

- **Condiciones Iniciales:** Se debe colocar la aeronave sostenida desde su centro de gravedad (CG) con el objetivo de lograr simular una actitud de vuelo estable (Figura 7-1).

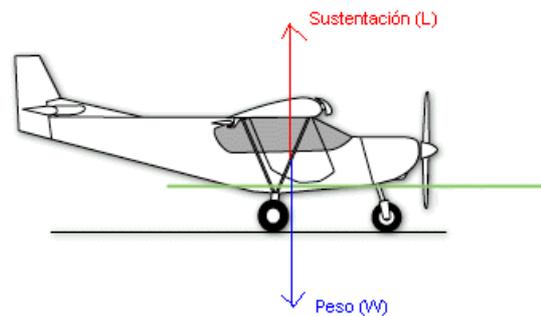


Figura 7-1 Aeronave en posición de vuelo estable en sus tres ejes de control.

- **Prueba 1:** Ahora debemos introducir una perturbación sobre el eje Lateral (Roll), de dos maneras. La primera realizando un movimiento brusco desde los mandos (Palanca de mando del radio control), y la segunda manualmente intentando simular una ráfaga de viento cruzado (Figura 7-2).

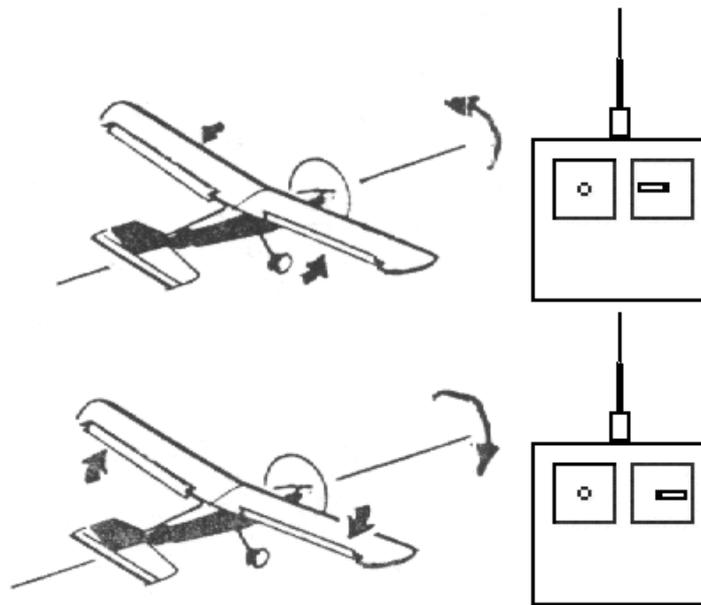


Figura 7-2 Perturbación introducida al sistema sobre el eje lateral (Roll).

Resultado obtenido: La aeronave debe retornar a su nivel de vuelo estable gracias a la acción de compensación y control del sistema fuzzy. De esta manera, si el avión se inclinara hacia el lado derecho, involuntariamente, o por movimiento brusco del radio-controlador, como respuesta a esta perturbación, el controlador, para este caso, deberá deflectar el alerón del plano alar derecho hacia abajo, y por consiguiente el otro alerón hacia arriba. Esto sería la respuesta esperada tanto en vuelo como en las pruebas estáticas de laboratorio realizadas al sistema.

- **Prueba 2:** Generamos nuevamente una perturbación, pero esta vez sobre el eje longitudinal de control y estabilidad (Pitch). Emitimos un comando lo bastante “brusco” como para lograr desestabilizar la aeronave de sus condiciones de vuelo estable. Posteriormente, de forma manual perturbamos la condición de estabilidad sobre el mismo eje intentando simular un incremento - decremento en el ángulo de ataque de vuelo en la prueba de laboratorio (Figura 7-3).

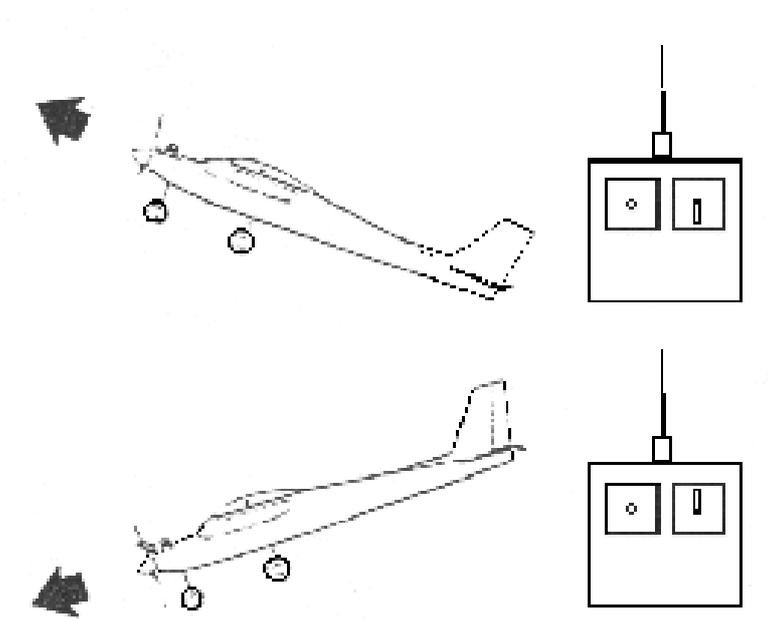


Figura 7-3 Perturbación inducida sobre el eje longitudinal (Pitch) del avión

Resultado obtenido: Como el movimiento oscilatorio (cabeceo) que se intentó introducir, produjo una variación en el ángulo que la aeronave presenta a la corriente de aire libre. Como consecuencia directa a esto, al incrementar este ángulo (nariz arriba) el sistema debe responder deflectando el timón de cola horizontal (elevador) hacia abajo con el propósito de intentar mantener el ángulo de incidencia en vuelo programado según el diseño aerodinámico de la aeronave, y por consiguiente haciendo que la nariz baje a su posición original.

Contrario a esto, en el caso de que el ángulo sea menor al de vuelo estable (nariz abajo), el controlador fuzzy debe deflectar el elevador hacia arriba logrando el efecto compensador.

- **Prueba 3:** Análogamente a los dos procedimientos anteriores se simula una perturbación pero esta vez sobre el eje z, o eje de estabilidad y control direccional (tanto de forma manual, como con el radio control) como se aprecia en la Figura 7-4.

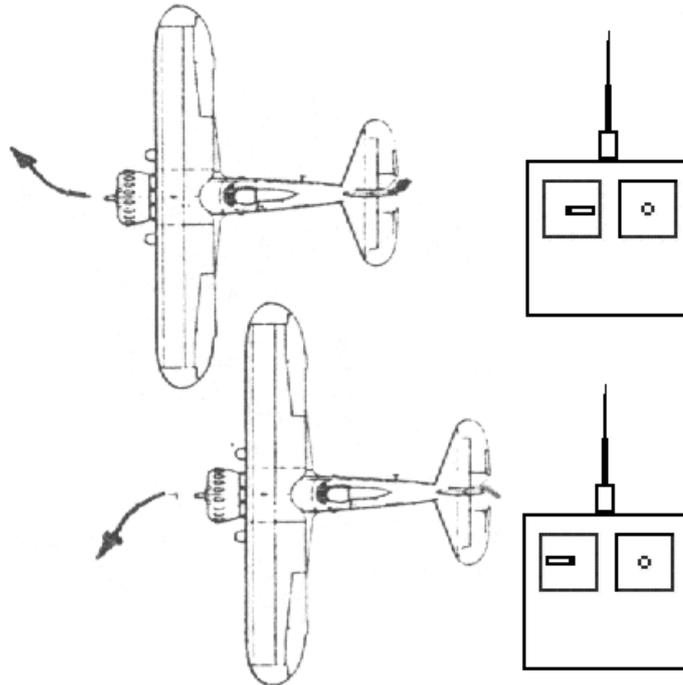


Figura 7-4 Prueba de estabilidad sobre el eje direccional (Yaw).

Resultado obtenido: Al generarse un momentum sobre el eje Z, o direccional, de la aeronave, el controlador fuzzy responderá con un movimiento del timón de cola vertical (deriva) de la siguiente manera: Si la perturbación se genera sobre este plano con tendencia hacia la derecha de la nariz de la aeronave, la deriva exhibirá un movimiento hacia la izquierda, y similarmente en el caso contrario (si la nariz va hacia la izquierda, entonces la deriva se deflectará hacia el lado opuesto).

CAPITULO 8

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV) ofrecen un gran desafío respecto de su desarrollo científico y técnico en las áreas de diseño y desarrollo. Con el presente trabajo de tesis se pretendió desarrollar una parte muy importante dentro del diseño de aeronaves que es la correspondiente a los sistemas de control estabilidad computarizados de vuelo, para nuestro caso particular, aplicados a una aeronave UAV de alas rectangulares.

La aproximación, realizada en este trabajo, hacia la construcción de un sistema embebido para el incremento y mejora de la estabilidad y la optimización del control en vuelo fue básicamente motivada por varias razones: primero, el gran interés personal por los desarrollos en materia de robótica aeroespacial enfocado hacia el campo de la aviación no tripulada, y segundo la manera como es posible combinar los sistemas electrónicos y su innovador desarrollo dentro de esta magnífica ciencia del futuro.

Partiendo de todo lo que se ha hablado sobre este trabajo de tesis, podemos decir que se han desarrollado nuevas tecnologías en cuanto a diseño de sistemas de estabilidad y control aplicando técnicas computacionales en inteligencia artificial, mediante la aplicación de tecnologías innovadoras y el establecimiento de simulaciones y prácticas con modelos.

Se logró experimentar bajo una visión futurista y real, con la aplicación de Sistemas Fuzzy Logic en el control de aeronaves no tripuladas, con la finalidad de obtener el mas alto desempeño de estos aparatos generando y validando tecnología totalmente diseñada y construida en nuestro país, a un bajo costo, altas prestaciones, y un buen nivel de calidad.

Finalmente, considero que entre los propósitos mas importantes de mi trabajo de investigación, fue el lograr desarrollar una aplicación la cual finalmente se constituya como producto final en un intento por contribuir con un granito de arena tanto en el desarrollo tecnológico, como en el mejoramiento y sensibilidad de la calidad de vida del ser humano de nuestro país.

BIBLIOGRAFIA

- [1] M.A. Córdoba, El EFIGENIA... Una ilusión con alas.
Revista Aeronáutica,
Fuerza Aérea Colombiana
Edición 209, 1996
- [2] M. A. Córdoba, El EFIGENIA: Una Perspectiva Colombiana
En la Robótica Aeroespacial.
Revista Electrónica y Computadores.
Edición Internacional número 45. 1998
- [3] M. A. Córdoba, INTRODUCCION A LOS PROCESADORES
DIGITALES DE SEÑAL
Tecnología para el nuevo siglo
Revista Electrónica y Computadores
Edición Internacional número 46. 1998
- [4] M. A. Córdoba, PROCESADORES DIGITALES DE SEÑAL:
Arquitectura y Desempeño
Revista Electrónica y Computadores
Edición Internacional número 47. 1998
- [6] M. A. Córdoba, VEHICULOS AEROESPACIALES, AERODINAMICA CLAVE
DEL DISEÑO. **Primera parte.**
Revista Aeronáutica
Fuerza Aérea Colombiana.
Edición Internacional 218 de 1999.
- [7] M. A. Córdoba, PROCESAMIENTO DIGITAL DE SEÑALES. APLICACIÓN
CON LA FAMILIA TMS320 . **Primera parte.**
Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional número 48 de
1999.
- [8] M. A. Córdoba, PROCESAMIENTO DIGITAL DE SEÑALES. Aplicación con
la Familia TMS320. **Segunda Parte.**
Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional número 49 de
1999.
- [9] M. A. Córdoba, SISTEMAS MULTIPROCESADOR. Aplicación con la Familia
TMS320. Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional
número 50 de 1999.
- [10] M. A. Córdoba, PROCESAMIENTO DIGITAL DE SEÑALES. Aplicación
con la Familia TMS320. **Tercera Parte.**
Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional número
51 de 1999.

- [11] M. A. Córdoba, PROCESAMIENTO DIGITAL DE SEÑALES. Aplicación con la Familia TMS320. **Cuarta Parte, Conjunto de Instrucciones.** Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional número 52 de 1999.
- [12] M. A. Córdoba, TELEMETRIA Y TELECONTROL. Aplicación en RADIO-FRECUENCIA (RF) a vehículos no tripulados y Robots. **Primera Parte.** Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional número 52 de 1999.
- [13] M. A. Córdoba, TELEMETRIA Y TELECONTROL. TECNICAS DE MODULACION EN RF. **Segunda Parte.** Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional número 53 de 1999.
- [14] M. A. Córdoba, TELEMETRIA Y TELECONTROL. ANTENAS Y CAMPOS DE PROPAGACION. **Tercera Parte.** Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional número 54 de 1999.
- [15] M. A. Córdoba, SISTEMAS EXPERTOS EN INTELIGENCIA ARTIFICIAL. **Primera Parte.** Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional número 57 de 1999.
- [16] M. A. Córdoba, VEHICULOS AEROESPACIALES. La Aerodinámica Clave del Diseño Revista Aeronáutica. Edición Internacional número 218. Año 1999.
- [17] M. A. Córdoba, COMO OPERAN LOS SISTEMAS EXPERTOS Revista Electrónica & Computadores, Edición Internacional número 58 de 1999.
- [18] M. A. Córdoba, EL PROYECTO EFIGENIA. Revista Aviación, Edición internacional, agosto-octubre de 1999.
- [19] M. A. Córdoba, SUSTENTACION AERODINAMICA. Elementos sustentadores. Revista Aeronáutica, edición internacional número 222. Año 2000.
- [20] M. A. Córdoba, TEORIA DE LA SUSTENTACION EN EL ALA. Revista Aeronáutica, edición internacional numero 223. Año 2000.
- [21] M. A. Córdoba, PRINCIPIOS DE ESTABILIDAD Y CONTROL EN LOS AVIONES. Revista Aeronáutica, edición internacional numero 225. Año 2000.

[22] M. A. Córdoba, ESTABILIDAD ESTÁTICA Y DINÁMICA EN EL AVIÓN, primera parte, Revista Aeronáutica, edición internacional número 226. Año 2001.

[23] M. A. Córdoba, ESTABILIDAD ESTÁTICA Y DINÁMICA EN EL AVIÓN, segunda parte, Revista Aeronáutica, edición internacional número 227. Año 2001.