

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL
ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: TESIS INDIVIDUAL
DEBERÁ PRESENTAR: EL C. PASANTE:
MEDINA NOGUERÓN RAFAEL

“PROPUESTA DE ESTUDIO PARA OBTENER PARÁMETROS EN EL CONTROL DE UN MOTOR DE AEROMEDELO”

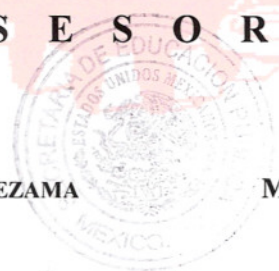
	INTRODUCCIÓN
	OBJETIVO
	RESUMEN
	JUSTIFICACIÓN
	ALCANCE
	METODOLOGÍA
CAPÍTULO I	UAV'S (VEHÍCULOS AÉREOS NO PILOTEADOS)
CAPÍTULO II	SISTEMA PROPULSOR (MOTOR-HÉLICE PARA UAV)
CAPÍTULO III	AVIÓNICA
CAPÍTULO IV	ESTABILIDAD Y CONTROL
CAPÍTULO V	SISTEMAS DE CONTROL
CAPÍTULO VI	DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y RESULTADOS DEL SISTEMA
	CONCLUSIONES
	GLOSARIO

México, DF., a 30 de septiembre de 2008.

A S E S O R E S


M. EN C. JORGE SANDOVAL LEZAMA


M. EN C. FELIPE GONZALEZ LEON


Vo. Bo.
DIRECCIÓN


ING. MIGUEL ALVAREZ MONTALVO
DIRECTOR

Octubre de 2008

*Sin orden de importancia tan solo por casualidad del tiempo
agradezco y dedico este trabajo a:*

*A mi padre Mario Medina Robles por sembrar en mí la semilla del
conocimiento.*

A mi madre Irene Noguerrón De La Peña por su amor "incondicional".

A mi abuelo Félix por enseñarme el valor del trabajo y de la tierra.

A mi abuela Irene por su cuidado.

A mi hermano Félix por su compañía y por regar aquella semilla.

A mis tías Leticia, Lucina; Rosalba y Magdalena. A mi Tío Felipe.

A mis primos Beny, Lety, Luis y Diego

A mi amada Heidi... por que la razón no lo es todo...

*A mis cuates de la ESME: para no omitir a nadie no los menciono
pero saben a quien me refiero...*



*A mis profesores de la ESME en especial al M. en C. Jorge
Sandoval.*

AL POLITECNICO.

A Dios ayer, hoy y siempre.

Rafael M. N.

INDICE

INTRODUCCION.	V
OBJETIVO.	VI
RESUMEN.	VII
JUSTIFICACION.	VIII
ALCANCE.	IX
METODOLOGIA.	X
 CAPITULO I: UAV's (VEHICULOS AEREOS NO PILOTEADOS)	1
1.1 Introducción a los UAV.	1
1.1.1 Historia de los Autopilotos.	1
1.2 UAV's y aplicaciones generales.	3
1.3 Partes de UAV.	4
1.3.1 Fuselaje.	4
1.3.2 Ala.	5
1.3.3 Superficies de control.	6
1.3.4 Grupo motor.	7
1.3.5 Tren de aterrizaje.	7
1.3.6 Instrumentos de control	8
 CAPITULO II: Sistema Propulsor (Motor-Hélice para UAV).	9
2.1 Introducción.	9
2.2 Sistema Propulsor (Motor).	9
2.2.1 Motor de dos tiempos.	10
2.2.1.1 Características.	10
2.2.1.2 Funcionamiento.	11
2.2.1.3 Ventajas y Desventajas.	11
2.2.2 Motores de dos tiempos con bujía incandescente.	12
2.2.2.1 Sistema de Combustible.	12
2.2.2.2 Combustible.	13
2.2.2.3 Bujías.	13
2.2.2.4 Carburación y Carburadores.	14
2.2.2.4.1 Ajuste básico del Carburador.	15
2.2.2.4.2 Carburación.	15
2.3 Sistema Propulsor (Hélice)	16
2.3.1 Funcionamiento de la hélice.	16
2.3.1.1 Torsión.	17
2.3.2 Clasificación de las Hélices.	17
2.3.2.1 Hélice de paso variable.	17

2.3.2.2 Hélice de paso fijo.	18
2.3.2.3 Hélice de velocidad constante.	19
2.3.3 Hélices comúnmente utilizadas para aeromodelismo.	19

CAPITULO III: **Aviónica.** **20**

3.1 Introducción.	20
3.2 Microcontroladores	20
3.2.1 Diferencia entre microprocesador y microcontrolador.	20
3.2.2 Arquitectura Interna.	21
3.2.2.1 El procesador.	22
3.2.2.2 Memoria de programa.	23
3.2.2.3 Memoria de datos.	24
3.2.2.4 Líneas de E/S para los controladores de periféricos.	25
3.2.3 PIC16F84.	25
3.2.4 Programación de Microcontroladores.	26
3.3 Servomotor.	26
3.3.1 Estructura.	27
3.3.2 Terminales.	27
3.3.3 Funcionamiento.	28
3.3.4 Modificaciones a los servos.	29
3.4 Tacómetro.	29

CAPITULO IV: **Estabilidad y control.** **30**

4.1 Introducción	30
4.2 Equilibrio de la Aeronave.	30
4.2.1 Ejes de una aeronave.	31
4.3 Modos de comportamiento de la aeronave.	32
4.3.1 Punto de vista estático.	32
4.3.1.1 Aeronave estáticamente inestable.	32
4.3.1.2 Aeronave estáticamente neutra.	32
4.3.1.3 Aeronave estáticamente estable.	32
4.3.2 Punto de vista dinámico.	33
4.4 Estabilidad y Control Estática y Dinámica. Definición.	34
4.5 Estabilidad Estática.	35
4.5.1 Estabilidad Estática Longitudinal.	35
4.5.1.1 Fuerzas y momentos en la estabilidad estática longitudinal.	36
4.5.1.2 Influencia de otros componentes de la aeronave.	39
4.5.2 Estabilidad Estática Direccional.	40
4.5.3 Estabilidad Estática Lateral.	41
4.6 Estabilidad Dinámica.	42
4.6.1 Modos de estabilidad dinámica.	43
4.6.1.1 Modos longitudinales. Oscilaciones Fugoide y de incidencia.	43
4.6.1.2 Modos transversales. Divergencias y Balanceo holandés.	44

🌐 CAPITULO V; Sistemas de control.	46
5.1 Definición de Sistema de control.	46
5.2 Tipos de sistemas de control.	46
5.3 Clasificación de los sistemas de control según su comportamiento.	48
5.3.1 Sistemas de laso abierto (Open-Loop Systems).	48
5.3.2 Sistema de control de lazo cerrado (Closed-Loop).	48
5.4 Caracterización de un sistema lineal invariante en el tiempo.	49
5.4.1 Modelo de un sistema.	49
5.4.2 Clasificación de sistemas.	49
5.4.3 Función de transferencia.	51
5.4.4 Modelo del Sistema.	51
🌐 CAPITULO VI: Diseño, construcción y resultados del sistema.	51
6.1 Introducción.	51
6.2 Desarrollo del sistema.	51
6.2.1 Sistema a analizar.	53
6.3 Banco de pruebas.	61
6.3.1 Consideraciones para la construcción del Banco de Pruebas.	62
6.3.2 Infraestructura creada ó acondicionada.	62
6.3.3 Memoria de construcción del banco de pruebas.	62
6.3.4 Implementación del sistema de control en el banco de pruebas.	64
6.4 Pruebas.	65
6.4.1 Prueba 1.	66
6.4.2 Prueba 2.	70
6.4.3 Prueba 3	71
6.4.4 Prueba 4.	73
6.5 Resultados.	75
CONCLUSIONES.	76
ANEXO.	77
GLOSARIO.	78
BIBLIOGRAFIA.	79

INTRODUCCION

Los UAV's ó vehículos aéreos no tripulados, están tomando gran importancia gracias a las diversas utilidades que se les pueden dar ya sea en el campo civil o militar y pueden realizar tareas tales como vigilancia, reconocimiento, comunicaciones, etc. Ya que al ser vehículos no tripulados pueden acceder a lugares en que se pone en riesgo la vida humana

Estas aeronaves se han desarrollado en muchos países, aunque particularmente han tenido su mejor auge en Estados Unidos. Algunos UAV desarrollados en ese país son: el Prototipo X-45A de Boeing, Proyecto RQ-1 Predator, UAV *Pioneer*, por mencionar algunos. Aquí en México también se han desarrollado algunas aeronaves como por ejemplo: el S3 y sus versiones de la empresa Hydra Technologies, el Proyecto UAV "Tlaloc II" y el Buscador de la ESIME Ticomán aún inconcluso.

OBJETIVO GENERAL

Aplicar la teoría de control clásica a un motor de dos tiempos marca Norvel de 0.25 R/C para caracterizar respuestas en función de señales de comando.

RESUMEN

Las aplicaciones de los UAV son muy diversas y útiles, por lo cual es muy importante que se desarrolle esta tecnología. Si partimos desde el punto en que podemos fabricar aeromodelos, entonces tenemos la necesidad de dar el siguiente paso, esto es crear aeronaves con cierta autonomía hasta obtener un UAV estrictamente hablando.

El desarrollo del problema en si se vuelve un tanto complejo si se pretende solucionar por completo ya que implica una labor multidisciplinaria, por lo que para que solución sea más fácil es mejor dividirlo en partes. Si consideremos que el avión tiene 6 grados de libertad (3 de translación y 3 de rotación), entonces habrá que crear sistemas que controlen estos grados de libertad para que nuestra aeronave sea autónoma.

En este trabajo se ha diseñado un sistema para controlar el empuje generado por nuestro sistema de potencia; esto es el motor y la hélice. Debido a que las hélices utilizadas para estos modelos (aviones de radio control) son de paso fijo no podremos utilizar este parámetro para generar empuje por lo tanto solo estará en función de las RPM generadas por el motor.

Los motores utilizados generalmente en modelos de radio control son motores Otto de dos tiempos por lo que la forma de controlar las RPM será modificando la entrada de aire en el carburador, esto a través de un sistema de control el cual esta basado en un microcontrolador.

Ya construido nuestro sistema se harán corridas para la obtención de parámetros de control algunas de las cuales son las RPM en función del ángulo de desplazamiento del servo al final del trabajo se proponga un modelo matemático del motor.

JUSTIFICACIÓN

Es importante el desarrollo de la electrónica aplicado a las aeronaves (Aviónica) ya que esta juega un papel importante en los diseños actuales de las mismas. Normalmente la bibliografía relacionada a los Sistemas de Control es limitada en cuanto a la aplicación práctica de dicha teoría a las aeronaves. Así mismo generalmente los autores de los libros, mencionan ejemplos y proponen funciones de transferencia de sistemas, pero sin mencionar la metodología de cómo obtuvieron dichos modelos matemáticos.

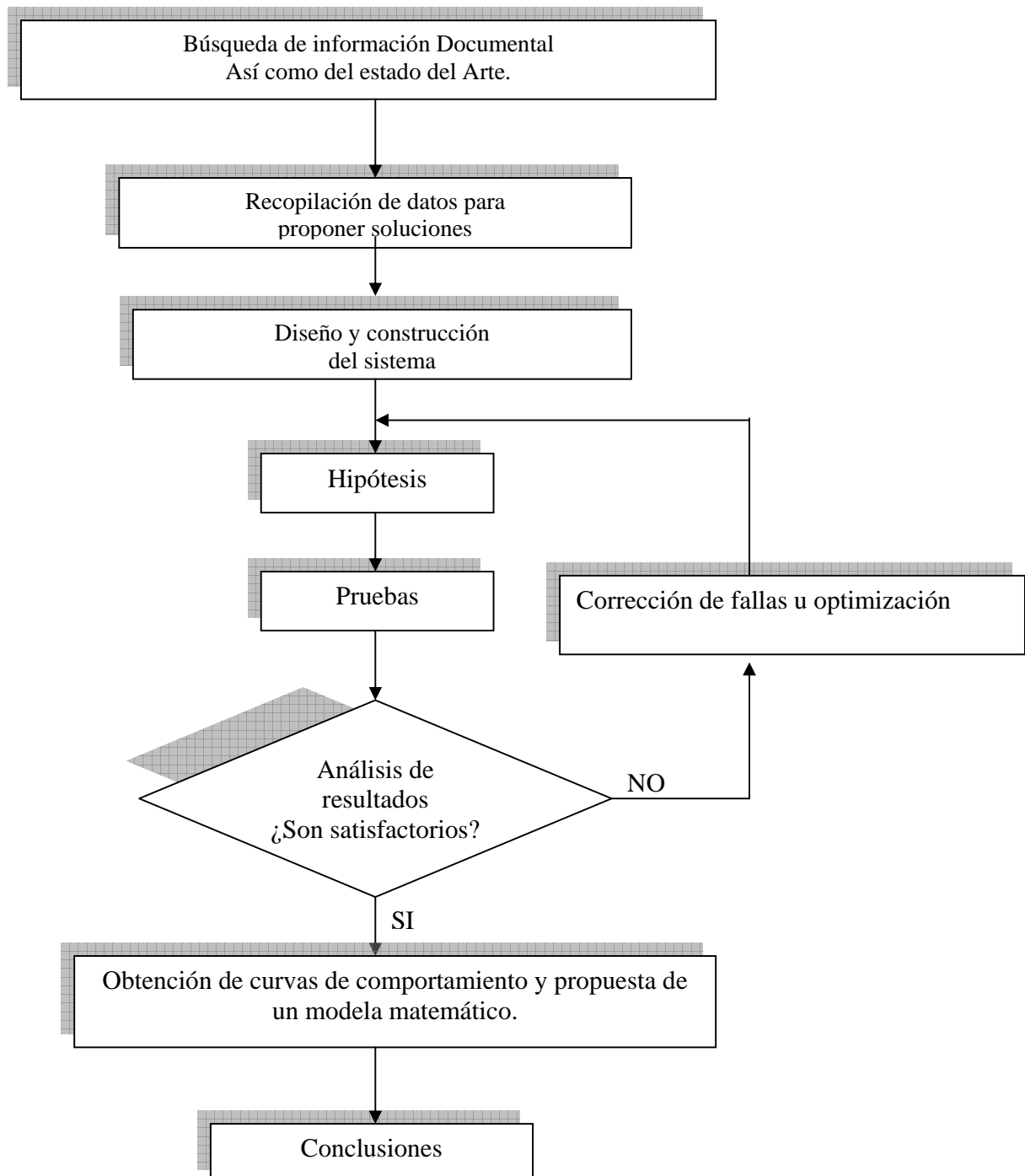
Por lo que es importante el desarrollo de sistemas de control, sistemas de adquisición de datos, interfaces, software etc. En resumen el desarrollo de una metodología que nos permita experimentar fundamentados de la teoría de control aplicado a las aeronaves.

ALCANCE

En este trabajo se construirá un banco de pruebas para el motor, se desarrollara un sistema de control electrónico basado en un microcontrolador que consta de un driver y de un sistema de adquisición de datos que interactuara con un motor de de 2 tiempos (BigMig Sport .25 R/C Revlite) de uso en aeromodelos y se obtendrán curvas de comportamiento.

METODOLOGÍA

La metodología utilizada será la siguiente



🌐 CAPITULO I: UAV's (VEHICULOS AEREOS NO PILOTEADOS)

1.1 Introducción a los UAV.

Un vehículo aéreo no tripulado (por sus siglas del inglés UAV Unmanned Aerial Vehicle), conocido en castellano como VANT por sus siglas, denominado así por los militares de los E.E.U.U. a las últimas generaciones de aeronaves capaces de volar sin piloto a bordo.

Tomado literalmente, el término podría describir un amplio rango de sistemas capaces de operar en el espacio aéreo que va desde un cometa hasta algo más que un avión radio controlado, pasando por los misiles. Estas aeronaves poseen sistemas que combinan información procedente de sistemas de posicionamiento como GPS, navegación mediante GIS, servomecanismos, etc. Los procesadores que lleva a bordo se encargan de pilotar sin que sea necesario disponer de una persona a bordo.

Hoy en día el país que más aplicaciones y mayor número de ellos tiene operando es E.E.U.U., es de suponer que a medida que la potencia de los sistemas de abordaje vaya en aumento, las funciones que realizarán estos robots voladores también crezca. El uso de los UAV hoy en día se centra en misiones de reconocimiento y vigilancia.

1.1.1 Historia de los Autopilotos.

Para hablar de los UAV's es necesario saber los orígenes de los Autopilotos, que se identifican con un nombre; *Lawrence Sperry*: Inventor del piloto automático e innovador de la aviación

Lawrence Sperry, inventor inconformista, tenía 23 patentes a su nombre relacionados con la seguridad del avión, cuando finalmente probó un invento que revolucionaría la industria aeronáutica; el *Autopiloto* que con la ayuda de un giroscopio adaptado a un aeroplano realizó una demostración el 18 de Junio de 1914.



Fig.1.1.- El 18 de junio de 1914, Lawrence presentó su invento del Autopiloto, con la ayuda de un giroscopio.

En las riberas del río Jábega Pont Bezons y Pont Argenteuil, a las orillas de París, Francia; fueron espectadoras del *Aéroplane Concours de la Sécurité* (concurso de la seguridad del aeroplano). En ese 18 de junio de 1914, un día glorioso, había 57 aeroplanos especialmente equipados para competir, Lawrence Sperry estaba programado para el final del evento. Los participantes ofrecieron tales mejoras en tecnología del avión, como los magnetos, los arranques automáticos, los carburadores y otras innovaciones. El aeroplano con el cual participo Sperry era el único equipado con un aparato giroscópico estabilizador, diseñado para mejorar estabilidad y control.

El dispositivo de Sperry fue montado en un biplano de Curtiss C-2 del un solo motor con un fuselaje del hidroavión. En su participación Sperry y su mecánico Emil Cachin subieron en el aeroplano, y al estar volando sobre el río, Emil se movió hasta el extremo del ala, mientras Sperry soltaba el timón y alzaba las manos, mientras los asistentes observaban como el aeroplano se compensaba automáticamente, naciendo así el principio del autopiloto, y ganando un premio de 50,000 francos (hoy \$450,000).

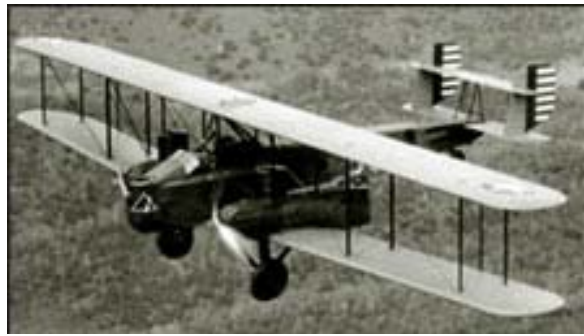


Fig.1.2.- Controlado por los giroscopios de Sperry, un Curtiss pilotless B-2 vuela sobre Sacramento, California, en mayo de 1930.

Después de eso, Sperry siguió desarrollando aun varios modelos de giroscopios, desarrollando cada vez más el concepto de autopiloto, aumentando en ganancias y fama. Desde entonces el autopiloto se ha ido desarrollando rápidamente alcanzando niveles inimaginables en aquella época, hasta llegar a lo que hoy se conoce como UAV (Unmanned Aerial Vehicle)

El ejemplo más antiguo fue desarrollado después de la primera guerra mundial, y se emplearon durante la segunda guerra mundial para entrenar a los operarios de los cañones antiaéreos. Sin embargo, no es hasta poco más que a finales del siglo XX cuando operan los UAV mediante radio control con todas las características de autonomía.

Los UAV han demostrado sobradamente en diferentes escenarios y especialmente en la Guerra del Golfo y en la Guerra de Bosnia, el gran potencial que pueden tener. En cuanto a la obtención, manejo y transmisión de la información, gracias a la aplicación de nuevas técnicas de protección de la misma (Guerra electrónica,

criptografía) resulta posible conseguir comunicaciones más seguras, más difíciles de detectar e interferir.

La pasada crisis política entre el gobierno americano y el chino causada por la captura del avión espía Americano EP-3E Aries II y de su tripulación el pasado abril 2001, ha abierto recientemente en el mundo aeronáutico el debate sobre el uso de UAVs o Vehículos aéreos no Tripulados para llevar a cabo determinado tipo de misiones. El debate se ha visto recientemente impulsado con la presencia de estos vehículos durante la operación “Paz Duradera” que está desarrollando Estados Unidos en Afganistán así como con la puesta en marcha del primer avión de ataque que volará sin piloto (UCAV) y que tendrá independencia para atacar los blancos seleccionados.

En una sociedad basada en las telecomunicaciones y en la transferencia de información, alguien debe salir fuera a recogerla. Hasta ahora la información en el campo de batalla se recogía con misiones tripuladas o a través de satélites de reconocimiento. Las misiones tripuladas solían estar formadas por aviones de reconocimiento del tipo U-2 o SR-71. Pero el inconveniente de este tipo de misiones es el gran coste que conllevan tanto en el ámbito económico, en caso de pérdida de la aeronave; como político, en caso de captura de los pilotos y tripulantes. Por otra parte, los satélites espía resultan muy caros y difícilmente accesibles para muchas naciones. Además ofrecen el inconveniente de que la información necesita ser tratada, lo que restringe su uso en tiempo real. En el contexto de guerra actual, con conflictos muy intensos pero de corta duración, la recolección rápida de información es fundamental para acabar con las líneas enemigas en el menor lapso de tiempo posible y sin que exista tiempo para reorganizarse.

1.2 UAV's y aplicaciones generales.

Las aplicaciones de los UAV son muy diversas las podemos algunas de las cuales se presentan en la siguiente Tabla.

APLICACIONES DE LOS SISTEMAS UAV	
MILITARES :	CIVILES :
<ul style="list-style-type: none"> * Vigilancia de posiciones enemigas * Vigilancia de fronteras * Vigilancia de costas * Reconocimiento de blancos * Reconocimiento y adquisición de objetivos * Control de fuego propio sobre el enemigo (corrección de línea de tiro) 	<ul style="list-style-type: none"> * Detección y control de incendios * Detección de bancos de pesca * Control de tráfico de carreteras * Rescate de naufragos * Control de cosechas * Control del entorno ecológico * Situaciones de emergencia y catástrofes

Tab. 1.1.- Aplicaciones de los UAV.

1.3 Partes de UAV.

Las partes del UAV son las mismas que las de cualquier aeronave, generalizando sus componentes podemos enumerar los siguientes grupos.

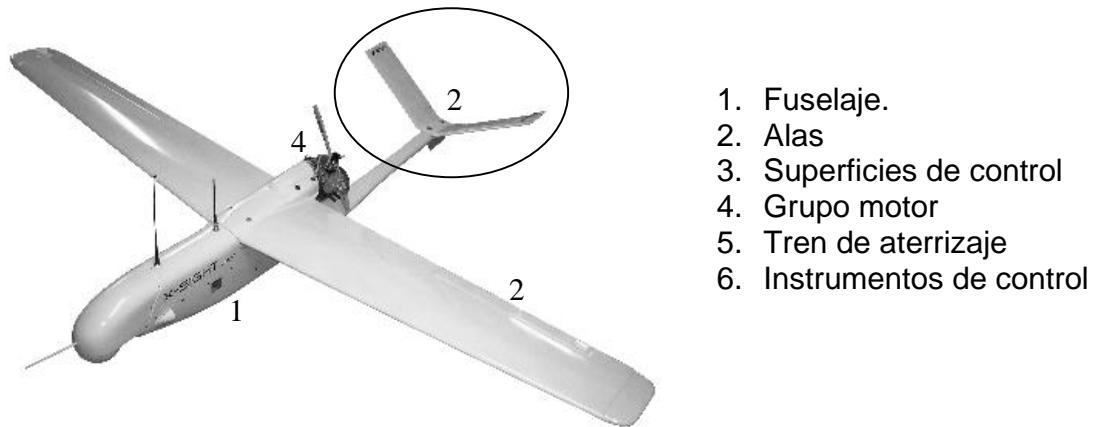


Fig.1.3.- Partes del UAV.

1.3.1 Fuselaje.

Es la unidad estructural principal del aeroplano. Las otras unidades estructurales están unidas directamente o indirectamente a esta, es decir, es la unidad que sirve para unir las alas, el empenaje o planos de cola, el tren de aterrizaje, el motor además su interior es hueco, para poder albergar los dispositivos electrónicos de radio control de los modelos teledirigidos. En líneas generales, podemos clasificar los fuselajes en distintos tipos según el método que haya adoptado en su construcción.

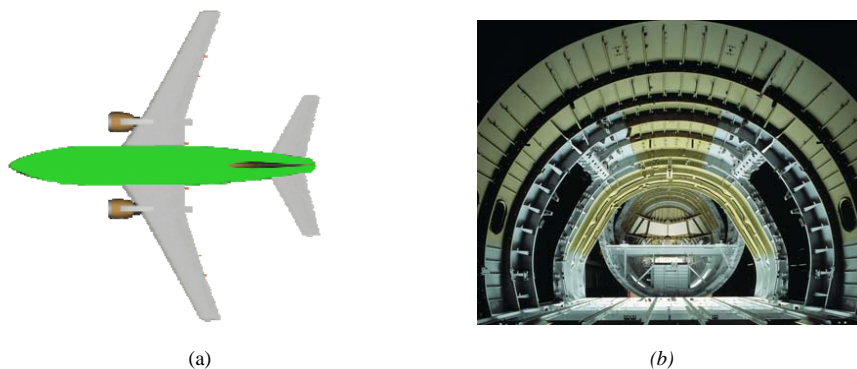


Fig.1.4.- a) Fuselaje de una aeronave, b) Estructura del fuselaje.

1.3.2 Ala.

El ala es una superficies que le brinda sustentación al avión debido al efecto aerodinámico, provocado por la curvatura de las mismas, que hace que el aire pase alrededor con un flujo mayor por encima y con flujo menor en la parte de abajo manteniendo sustentado en el aire al avión y contrarrestando la acción de la gravedad.

Hay varios tipos de alas para los aviones:

- Elíptica
- Recta
- Recta con estrechamiento
- Delta
- Canard
- Flecha
- Flecha invertida

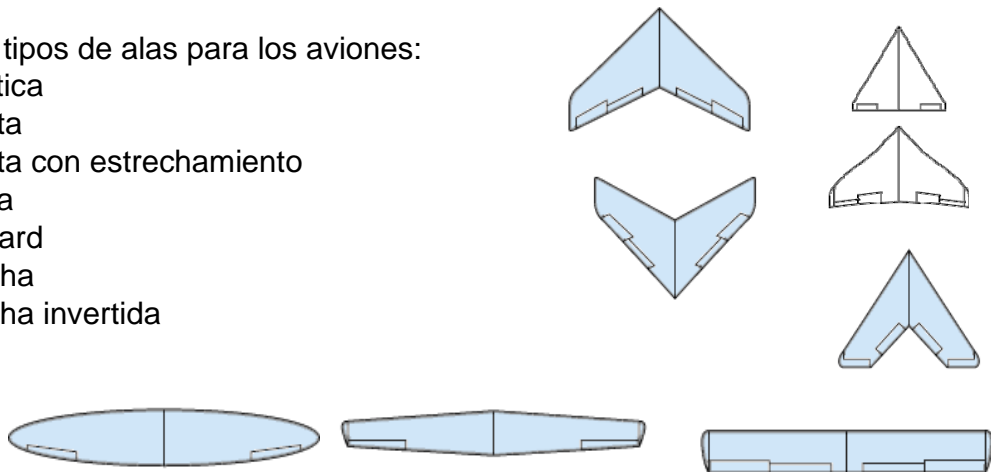


Fig.1.5.- Tipos de alas.

Partes del ala:

- Alerones: se encargan de controlar el movimiento del avión de balance, con la deflexión de manera asimétrica (un alerón hacia arriba y otro hacia abajo) se consigue que el avión gire sobre su eje longitudinal. De esta forma el avión puede hacer giros laterales.
- Dispositivos hipersustentadores: son usados durante el despegue o el aterrizaje. La misión de estos elementos es aumentar la superficie de ala o el coeficiente de sustentación del ala, de esta forma se incrementa la fuerza total de sustentación pudiendo aterrizar a una menor velocidad. La deflexión de estos dispositivos incrementa la resistencia del avión.
- Flap (Aleta): es un dispositivo hipersustentador pasivo.
- Spoilers: son unos elementos usados para destruir la sustentación del ala. Son usados durante el aterrizaje, una vez que el avión toca suelo con las ruedas se despliegan estos dispositivos que evita que el avión vuelva al aire de nuevo. Son también llamados aerofrenos.

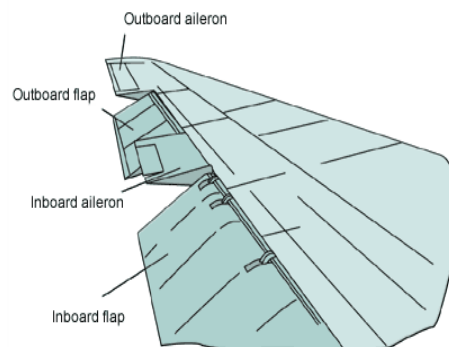


Fig.1.6.- Partes del Ala.

1.3.3 Superficies de control.

Son todas aquellas partes móviles del avión que al ser utilizadas cambiándolas de posición, provocarán un efecto aerodinámico que alterara el curso del vuelo y tendrán la seguridad de un control correcto de la aeronave, a saber:

Empenaje o cola. Sirve para corregir la inestabilidad del aeromodelo ante determinadas perturbaciones y sus partes son: Plano de cola vertical (Estabilizador vertical). Plano de cola horizontal (Estabilizador horizontal)

- *Estabilizadores horizontales*

Son 2 aletas más pequeñas que las alas, situadas en posición horizontal (generalmente en la parte trasera del avión), en el empenaje y en distintas posiciones y formas dependiendo del diseño, las cuales le brindan estabilidad y que apoyan al despegue y aterrizaje. En ellos se encuentran unas superficies de control muy importantes que son los *elevadores* (o también llamados timones de profundidad) con los cuales se controla la altitud del vuelo mediante el ascenso y descenso de estas superficies, que inclinarán el avión hacia adelante o atrás, es decir, el avión subirá o bajara a determinada altitud y estará en determinada posición con respecto al horizonte. A este efecto se le llama penetración o descenso, o movimiento de cabeceo.

- *Estabilizador vertical.*

Es una aleta que se encuentra en posición vertical en la parte trasera del fuselaje (generalmente en la parte superior). Su número y forma deben ser determinadas por cálculos aeronáuticos según los requerimientos aerodinámicos y de diseño, que le brinda estabilidad al avión. En éste se encuentra una superficie de control muy importante, el *timón de dirección* o RUDDER, con el cual se tiene controlado el curso del vuelo mediante el movimiento hacia un lado u otro de esta superficie, girando hacia el lado determinado sobre su propio eje debido a efectos aerodinámicos. Este efecto se denomina movimiento de guiñada.

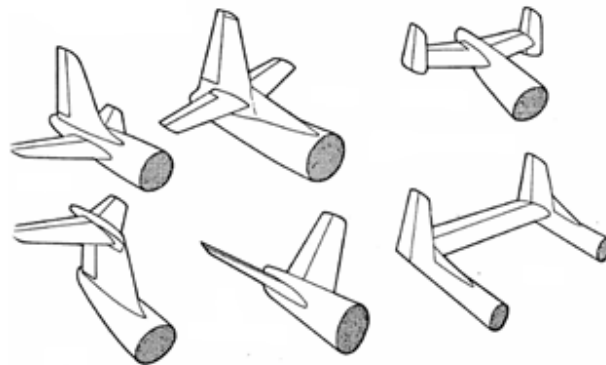


Fig.1.7.- Superficies de Control.

1.3.4 Grupo motor.

Definición: es una máquina que recibe energía de cierta forma y la restituye bajo otra forma más fácilmente utilizable para el fin buscado.

Es la unidad que proporciona la energía rotativa en el aeroplano para conseguir la fuerza de propulsión dada en las hélices y trasladar al aeroplano.

En la actualidad existen varias versiones de motores utilizados para los modelos UAVs. Comercialmente para los aeromodelos de radio control podemos encontrar de los siguientes tipos:

- Motores eléctricos
- Micro turbinas
- Motores de dos tiempos con bujía incandescente
- Motores de cuatro tiempos con bujía incandescente



Fig.1.8.- Motores de aerodelismo. a) Motor de 2 tiempos, b) Micro turbina c) Motor eléctrico.

1.3.5 Tren de aterrizaje.

Los trenes de aterrizaje son unos dispositivos móviles y almacenables de la aeronave útiles para evitar que la parte inferior tenga contacto con la superficie terrestre, evitando severos daños en la estructura y ayudando a la aeronave a tener movilidad en tierra y poder desplazarse en ella. Existen varios tipos de trenes de aterrizaje, pero el más usado en la actualidad es el de triciclo, es decir, 3 trenes, uno en la parte delantera y 2 en las alas y parte de en compartimientos dentro del



Fig.1.9.- Tren de aterrizaje tipo triciclo.

ala y parte del fuselaje protegidos por las tapas de los mismos que pasan a formar parte de la aeronave, ya que si los trenes permanecieran en posición vertical generarían resistencia al avance de la aeronave, reduciendo el alcance y la velocidad, provocando un mayor uso de combustible. No todos los aviones tienen la capacidad de retraer sus trenes, lo que provoca el resultado anteriormente mencionado.

1.3.6 Instrumentos de control

Son dispositivos electrónicos desarrollados con la aviónica que permiten al piloto tener conocimiento del estado general de las partes del avión durante el vuelo, las condiciones meteorológicas, el curso programado del vuelo y diversos sistemas que controlarán las superficies de control para dirigir y mantener un vuelo correcto y seguro. Entre ellos: el horizonte artificial, el radar, el GPS de ellos el cual el más conocido es el Garmin 1000, el autopiloto, los controles de motores, los aceleradores, la palanca y los pedales de dirección, tubo pitot, luces en general y los conmutadores de arranque.

CAPITULO II: Sistema Propulsor (Motor-Hélice para UAV)

2.1. Introducción

Lo mismo que un automóvil, una bicicleta o un tren, obviamente, es necesario que un aeroplano cuente con una fuerza que lo impulse. En un avión, esta necesidad se hace más imperiosa, pues mientras que en otras máquinas el impulso solo se necesita para vencer la inercia y la resistencia al avance, en un avión este impulso es vital para producir la circulación de aire en las alas, origen de la sustentación.

Esta fuerza, denominada de tracción cuando se ejerce por delante del motor (tira del avión), o de empuje si es ejercida por detrás del motor (empuja al avión), es proporcionada por el sistema propulsor, el cual está constituido por uno o más motores, y en muchos modelos, además por una o más hélices. En este último caso, el elemento que realmente produce la fuerza es la hélice, siendo el motor un mero mecanismo que la hace girar.

La fuerza de tracción o empuje, se obtiene acelerando hacia atrás una masa de aire ambiente a una velocidad superior a la del avión; de acuerdo con la 3ª ley del movimiento de Newton, esta acción provoca una reacción de la misma intensidad pero de sentido opuesto, la cual impulsa el avión hacia adelante. La aceleración de la masa de aire, se logra por la rotación de una hélice, movida por un motor convencional de pistón o una turbina de gas, o por la expulsión a muy alta velocidad del chorro de gases generado por una turbina de gas.

Ambos tipos de motor, de pistón o turbina, convierten la energía química contenida en el combustible en energía mecánica capaz de propulsar al avión, quemando dicho combustible, razón por la cual reciben el nombre de motores de combustión interna. Dada la extensión del tema, se ha dividido en dos subcapítulos; este dedicado a los motores, y el siguiente a las hélices.

El que un piloto conozca los principios de funcionamiento del motor, puede ayudarle a obtener una mejor eficiencia del mismo, no someterle a desgastes prematuros ampliando así su vida útil, y en muchos casos evitar fallos y averías. Por razones prácticas, se hace especial hincapié en los motores de pistón, habituales en los aviones ligeros.

2.2. Sistema Propulsor (Motor)

Definición: es una máquina que recibe energía de cierta forma y la restituye bajo otra forma más fácilmente utilizable para el fin buscado. En la actualidad existen varias versiones de motores utilizados para los modelos UAV. Como ya se menciono en el Capitulo I hay diferentes tipos de motores para aeromodelismo como pueden ser: los Motores eléctricos, las Micro turbinas, Motores de dos tiempos con bujía incandescente ó los Motores de cuatro tiempos con bujía incandescente por mencionar algunos.

2.2.1 Motor de dos tiempos

Particularmente hablaremos en este trabajo de los Motores de dos tiempos con bujía incandescente, por ser uno de los más comunes en el uso del aerodelismo ya que es relativamente barato, además de que las prestaciones que ofrecen son suficientes para satisfacer la potencia necesaria en cualquier modelo.

Por tanto podemos empezar definiendo cual es la función de un motor y como funciona un motor de dos tiempo. Este esta encargado de dar potencia necesaria para el movimiento del vehículo. Por lo tanto los motores térmicos son máquinas que tienen por objeto transformar la energía calorífica en energía mecánica directamente utilizable. Para nuestro caso la energía calorífica se obtiene de la combustión de combustibles líquidos y gaseosos, siendo dicha combustión la que da lugar al movimiento de los motores alternativos y rotativos.

El motor de dos tiempos, también denominado motor de dos ciclos, es un motor de combustión interna que realiza las cuatro etapas del ciclo termodinámico (admisión, compresión, expansión y escape) en dos movimientos lineales del pistón (una vuelta del cigüeñal). Se diferencia del más común motor de cuatro tiempos de ciclo de Otto, en que este último realiza las cuatro etapas en dos revoluciones del cigüeñal.

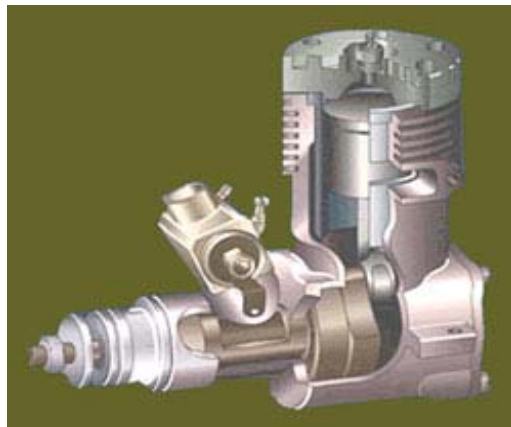


Fig. 2.1.- Motor de dos tiempos

2.2.1.1 Características

El motor de dos tiempos se diferencia en su construcción del motor de cuatro tiempos en las siguientes características:

- Ambas caras del pistón realizan una función simultáneamente, a diferencia del motor de cuatro tiempos en que únicamente es activa la cara superior.
- La entrada y salida de gases al motor se realiza a través de las lumbreras (orificios situados en el cilindro). Este motor carece de las válvulas que abren y cierran el paso de los gases en los motores de cuatro tiempos. El

pistón dependiendo de la posición que ocupa en el cilindro en cada momento abre o cierra el paso de gases a través de las lumbreras.

- El cárter del cigüeñal debe estar sellado y cumple la función de cámara de compresión. En el motor de cuatro tiempos, por el contrario, el cárter sirve de depósito de lubricante.
- La lubricación, que en el motor de cuatro tiempos se efectúa mediante el cárter, en el motor de dos tiempos se consigue mezclando aceite con el combustible en una proporción que varía entre el 2 y el 5 por ciento.

2.2.1.2 Funcionamiento

Fase de admisión-compresión

El pistón se desplaza hacia arriba (la culata) desde su punto muerto inferior, en su recorrido deja abierta la lumbrera de admisión. Mientras la cara superior del pistón realiza la compresión en el cilindro, la cara inferior succiona la mezcla aire combustible a través de la lumbrera. Para que esta operación sea posible el cárter ha de estar sellado. Es posible que el pistón se deteriore y la culata se mantenga estable en los procesos de combustión.

Fase de potencia-escape

Al llegar el pistón a su punto muerto superior se finaliza la compresión y se provoca la combustión de la mezcla gracias a una chispa eléctrica producida por la bujía. La expansión de los gases de combustión impulsa con fuerza el pistón que transmite su movimiento al cigüeñal a través de la biela. En su recorrido descendente el pistón abre la lumbrera de escape para que puedan salir los gases de combustión y la lumbrera de transferencia por la que la mezcla aire-combustible pasa del cárter al cilindro. Cuando el pistón alcanza el punto inferior empieza a ascender de nuevo, se cierra la lumbrera de transferencia y comienza un nuevo ciclo.

Combustible

Muchos de los motores de dos tiempos, emplea una mezcla de gasolina sin plomo y aceite a una proporción de 1:40 a 1:50, siendo la gasolina el agente de mayor presencia.

2.2.1.3 Ventajas y Desventajas

Ventajas

- El motor de dos tiempos no precisa válvulas ni de los mecanismos que las gobiernan, por tanto es más liviano y de construcción más sencilla, por lo que resulta más económico.

- Al producirse una explosión por cada vuelta del cigüeñal, frente a una cada dos vueltas de cigüeñal en el motor de cuatro tiempos, desarrolla más potencia para una misma cilindrada y su marcha es más regular.
- Pueden operar en cualquier orientación ya que el cárter no almacena lubricante.

Desventajas

- Este motor consume aceite, ya que la lubricación se consigue incluyendo una parte de aceite en el combustible. Este aceite penetra con la mezcla en la cámara de combustión y se quema pudiendo producir emisiones contaminantes y suciedad dentro del cilindro que en el caso de afectar a la bujía impide el correcto funcionamiento.
- Su rendimiento es inferior ya que la compresión, en la fase de compresión-admisión, no es enteramente efectiva hasta que el pistón mismo cierra las lumbreras de transferencia y de escape durante su recorrido ascendente y es por esto, que en las especificaciones de los motores de dos tiempos aparecen muchas veces dos tipos de compresión, la compresión relativa (relación entre los volúmenes del cilindro y de la cámara de combustión) y la compresión corregida, midiendo el cilindro solo desde el cierre de las lumbreras. Esta pérdida de compresión también provoca una pérdida de potencia.
- Además, durante la fase de potencia-escape, parte del volumen de mezcla sin quemar (mezcla limpia), se pierde por la lumbrera de escape junto a los gases resultantes de la combustión provocando no solo una pérdida de rendimiento, sino más emisiones contaminantes.

2.2.2 Motores de dos tiempos con bujía incandescente

El motor es el elemento mecánico que proporciona al avión la energía para elevarse y mantenerse en vuelo. La cilindrada de estos motores oscila entre los 0.3 y los 30 cc. Y a pesar de su tamaño tan pequeño son capaces de desarrollar potencias entre 1 y 25 C.V. con unas revoluciones por minuto comprendidas entre las 11000 para los motores pequeños y las 35000 para los de gran cilindrada.

2.2.2.1 Sistema de Combustible.

La altura del tanque de combustible es importante ya que el rendimiento del motor varía por lo que la forma correcta de posicionarlo es: colocando el centro del tanque situado de forma que su línea media coincida con el ventura del carburador de modo que nos de una alimentación del motor sin demasiadas variaciones entre el depósito lleno y vacío. Instalar el tanque lo más cerca posible al motor. Se recomienda en algunos casos el uso de presurización para el tanque, si el tanque tiene que ser instalado a mayor distancia del motor, se recomienda el uso de una bomba de combustible. Si se desea usar el tanque presurizado, se debe conectar

el tubo de respiradero del tanque a la toma de presión en el sistema del escape, usando una manguera de silicona resistente al calor.

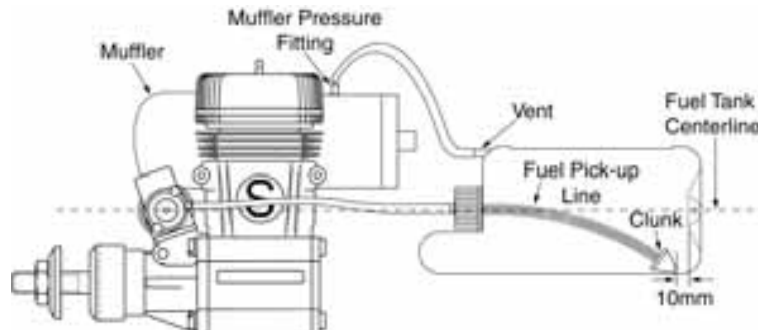


Fig. 2.2.- Motor y Sistema de combustible.

2.2.2.2 Combustible.

Para obtener un desempeño confiable y suave, es de suma importancia usar un combustible limpio y de la composición correcta, durante las fases iniciales recomendamos combustible que contenga el 20% de aceite natural de alta calidad o aceite sintético para el asentamiento de motores. Cuando la fase de iniciación se complete se puede pasar a combustibles comerciales siempre de alta calidad y basados en las composiciones que se detallan a continuación.

Como combustible de estos pequeños motores se suele usar una mezcla de **metanol y aceite**, que puede ser de origen vegetal (aceite de resino) o sintético. A veces, para aumentar la potencia del motor se añade **nitrometano**. Su acción durante la combustión se basa en ceder oxígeno, lo que hace que la mezcla sea más completa y viva.

Mezcla de combustible	Operación inicial	Operación normal
Metanol	80 %	82 %
Aceite Natural	20 %	0 (2) %
Aceite sintético	-	18 (16) %
Nitro metano	-	0 - 40 % *

*Cuando el nitro metano sea añadido, reducir el contenido de metanol en la misma cantidad.

Tab. 2.1.- Tipos de combustible.

2.2.2.3 Bujías

El encendido de la mezcla se hace mediante una bujía de incandescencia o sistema "Glow".

Se debe seleccionar la bujía correcta para cada motor, pues éste sólo funcionará suavemente en todas los rangos de velocidad si la bujía es la apropiada. La regla básica es escoger la bujía adecuada para el tipo de combustible y rango de operación del motor. Bajas RPM y combustibles con bajo contenido de nitro requieren una bujía caliente y combustibles con alto contenido de nitro requieren

una bujía fría. Sin embargo, el único método confiable para hallar la bujía correcta, es ensayar los diferentes tipos en sus condiciones prácticas de operación.

Temperatura	Aplicación
Caliente (rosca corta)	Para pequeños motores solamente
Media	Todo propósito para motores de 3-20 CC
Caliente	Para motores 10-20 CC, combustible con bajo nitro
Extra caliente	Motores de 4 y 2 tiempos, con operación a bajas revoluciones o con combustibles sin o bajo nitro.
Fría	Para todas velocidades y combustibles con alto contenido de nitro.

Tab. 2.2.- Tipos de bujía.

2.2.2.4 Carburación y Carburadores.

Elemento del motor destinado a dosificar la mezcla de combustible / aire en las proporciones requeridas para la explosión en los cilindros.

De acuerdo con la forma que el combustible se mezcla con el aire, existen básicamente dos tipos de carburadores:

- Por aspiración o depresión, actualmente utilizado en aviación en motores de pequeña potencia.
- Por inyección, enviando el combustible a presión, bien al tubo de admisión, bien al compresor de sobrealimentación, o directamente al interior de los cilindros.

En el presente trabajo como se ha venido diciendo se usara un motor de un aeromodelo por lo que el tipo de carburador utilizado es el primero.

A continuación se muestran las partes del carburador.

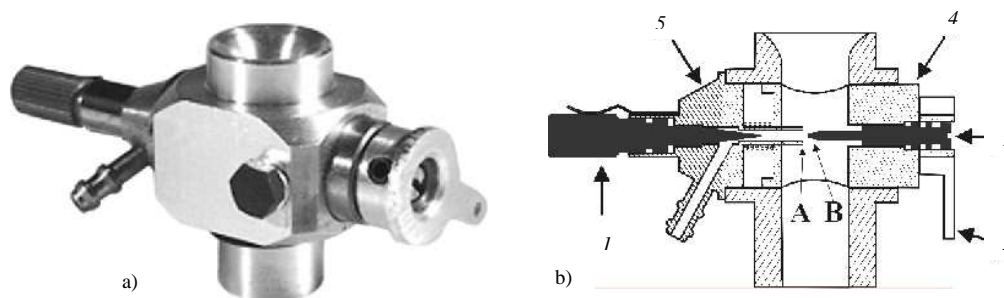


Fig. 2.3.- a) Carburador del Motor. b) Dibujo esquemático y partes del carburador donde 1 es la Aguja de alta, 2 es la Aguja de ralentí, 3 es el Brazo del acelerador, 4 es el Barril del acelerador y 5 es el Tubo atomizador.

Para entender el principio de funcionamiento del carburador TN II es importante tener en cuenta que la aguja de alta (1) solo afecta el rango de velocidad alta, y que la aguja de ralentí (2) solo afecta el rango de velocidad baja. La punta cónica de la aguja de baja (B) controla el ralentí en acople con el tubo atomizador que suministra el combustible (A).

2.2.2.4.1 Ajuste básico del Carburador.

El carburador viene ajustado de fábrica aunque normalmente pueden ser necesarios pequeños ajustes. Sin embargo, si su carburador ha perdido el ajuste de fábrica, se procede como sigue a continuación:

1. El primer paso es ajustar el recorrido del barril del acelerador (4) de manera que el orificio de entrada quede totalmente abierto en la posición máxima del acelerador y en la posición de ralentí el orificio muestre una apertura de 0.8mm. El recorrido del barril debe ser ajustado precisamente desde el servo del acelerador.
2. Cierre totalmente la aguja de alta (1) y luego ábrala 2 - 2 ½ vueltas.
3. Cierre la aguja de ralentí (2) y luego ábrala 2 - 2 ½ vueltas.
4. Ahora encienda el motor con el barril de acelerador (4) abierto a la mitad mas o menos. Permita que el motor se caliente por unos segundos y entonces acelere plenamente y obtenga el máximo de RPM ajustando la aguja de alta (1).
5. Para obtener un perfecto ajuste de la marcha en baja y media velocidad, el motor debe haber completado su funcionamiento inicial (asentamiento).

2.2.2.4.2 Carburación.

Es la operación de carácter físico que tiene por objeto formar la mezcla óptima para la combustión-explosión.

Para motores de aviación, una buena carburación se caracteriza, siguiendo las fases normales de un vuelo, por las siguientes cualidades:

- El arranque del motor ha de ser fácil.
- El tiempo de calentamiento del motor hasta adquirir las temperaturas de funcionamiento normal, ha de ser corto.
- El funcionamiento a marcha lenta o “ralentí” a que es sometido el motor en las pruebas en tierra, ha de ser regular, sin intermitencias.
- La aceleración del motor a que es sometido también en las pruebas en tierra, ha de ser buena, respondiendo rápidamente sin fallos.
- La potencia obtenida debe ser elevada a altas RPM del motor, esto es, en los regímenes de despegue y subida.
- El consumo en los regímenes continuos ha de ser pequeño y deberá poder obtenerse a altas potencias de crucero con mezclas pobres.
- Si el motor cumple las condiciones antes citadas, desde el arranque al crucero, la carburación también será óptima en los regímenes de descenso, aproximación y aterrizaje, hasta la parada del motor, pues aquellos otros regímenes definen el comportamiento general del motor.

2.3. Sistema Propulsor (Hélice)

La hélice es el elemento físico que se conecta o instala en el eje de motor. El motor se encargara de hacer girar la hélice entre 2500 revoluciones por minuto hasta 15.000 revoluciones por minuto para ejercer la fuerza de tracción del aire (Las revoluciones dependerán del modelo y capacidad del motor). Cada motor dependiendo de la capacidad y fuerza en HP tendrá una hélice ideal y especifica para el motor, no se podrán instalar hélices al azar. Si se instala una hélice muy pequeña el motor se sobre revolucionara causando efectos negativos y por el contrario, si usted le coloca una hélice muy grande entonces el motor le faltara fuerza.

La hélice es un dispositivo constituido por un número variable de aspas o palas (2, 3, 4...) que al girar alrededor de un eje producen una fuerza propulsora. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van cambiando progresivamente su ángulo de incidencia desde la raíz hasta el extremo (mayor en la raíz, menor en el extremo).

La hélice puede estar acoplada directamente o a través de engranajes o poleas (reductores) al eje de salida de un motor (de pistón o turbina), el cual proporciona el movimiento de rotación.

Aunque en principio las hélices se construyeron de madera, actualmente se fabrican con materiales más ligeros y resistentes. El empleo de hélices como elemento propulsor en aviación ha decaído por la progresiva utilización de la propulsión por turbinas de gas, cada vez más potentes, ligeras, y con consumos más ajustados. No obstante, aunque la propulsión por hélice es poco utilizada en aviación comercial, su uso está generalizado en aviones ligeros.

2.3.1 Funcionamiento de la hélice.

Los perfiles aerodinámicos que componen una hélice están sujetos a las mismas leyes y principios que cualquier otro perfil aerodinámico, por ejemplo un ala. Cada uno de estos perfiles tiene un ángulo de ataque, respecto al viento relativo de la pala que en este caso es cercano al plano de revolución de la hélice, y un paso (igual al ángulo de incidencia). El giro de la hélice, que es como si se hicieran rotar muchas pequeñas alas, acelera el flujo de aire hacia el borde de salida de cada perfil, a la vez que deflecta este hacia atrás (lo mismo que sucede en un ala). Este proceso da lugar a la aceleración hacia atrás de una gran masa de aire, movimiento que provoca una fuerza de reacción que es la que propulsa el avión hacia delante (segunda ley de Newton).



Fig. 2.4.- Ángulos de la hélice

2.3.1.1 Torsión.

Las hélices se fabrican con "torsión", cambiando el ángulo de incidencia de forma decreciente desde el eje (mayor ángulo) hasta la punta (menor ángulo). Al girar a mayor velocidad el extremo que la parte más cercana al eje, es necesario compensar esta diferencia para producir una fuerza de forma uniforme. La solución consiste en disminuir este ángulo desde el centro hacia los extremos, de una forma progresiva, y así la menor velocidad pero mayor ángulo en el centro de la hélice se va igualando con una mayor velocidad pero menor ángulo hacia los extremos. Con esto, se produce una fuerza de forma uniforme a lo largo de toda la hélice, reduciendo las tensiones internas y las vibraciones.



Fig. 2.5.- Perfiles y ángulos de incidencia

Un punto crítico en el diseño radica en la velocidad con que giran los extremos, porque si está próxima a la del sonido, se produce una gran disminución en el rendimiento. Este hecho pone límites al diámetro y las r.p.m. de las hélices, y es por lo que en algunos aviones se intercala un mecanismo reductor basado en engranajes o poleas, entre el eje de salida del motor y la hélice.

La fuerza de propulsión del aeroplano está directamente relacionada con la cantidad de aire que mueve y la velocidad con que lo acelera; depende por tanto del tamaño de la hélice, de su paso, y de su velocidad de giro. Su diseño, forma, número de palas, diámetro, etc. debe ser el adecuado para la gama de velocidades en que puede operar el avión. Una hélice bien diseñada puede dar un rendimiento de hasta 0,9 sobre un ideal de 1.

2.3.2 Clasificación de las Hélices.

Con independencia del número de palas (2, 3, 4...), las hélices se clasifican básicamente en hélices de paso fijo y hélices de paso variable. Se denomina paso de la hélice al ángulo que forma la cuerda de los perfiles de las palas con el plano de rotación de la hélice.

2.3.2.1 Hélice de paso variable.

Este tipo de hélice, permite al piloto ajustar el paso, acomodándolo a las diferentes fases de vuelo, con lo cual obtiene su rendimiento óptimo en todo momento. El ajuste se realiza mediante la palanca de paso de la hélice, la cual acciona un mecanismo que puede ser

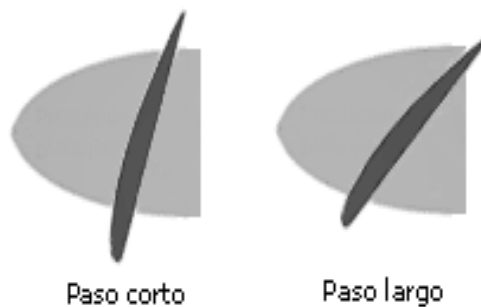


Fig. 2.6.- Hélice de paso variable.

mecánico, hidráulico o eléctrico. En algunos casos, esta palanca solo tiene dos posiciones: paso corto (menor ángulo de las palas) y paso largo (mayor ángulo de las palas), pero lo más común es que pueda seleccionar cualquier paso comprendido entre un máximo y un mínimo.

Para entender como funciona el paso variable, partimos de: (1) La mayoría de los motores de combustión interna obtienen su máxima potencia en un punto cercano al máximo de r.p.m. (2) La potencia requerida para volar de forma económica a velocidad de crucero es usualmente menor a la potencia máxima.

El paso corto, implica menor ángulo de ataque de la pala y por tanto menor resistencia inducida, por lo que la hélice puede girar más libre y rápidamente, permitiendo el mejor desarrollo de la potencia del motor. Esto le hace el paso idóneo para maniobras en las que se requiere máxima potencia: despegue y ascenso, aunque no es un paso adecuado para régimen de crucero.

Este paso es como las marchas cortas (1ª, 2ª) de la caja de cambios de un automóvil, que se emplean para arrancar o subir cuestas empinadas pero no son eficientes para viajar por autopista. Con estas marchas el motor de un automóvil alcanza rápidamente su máximo de r.p.m., lo mismo que el motor de un avión con paso corto en la hélice.

El paso largo, supone mayor ángulo de ataque y por ello mayor resistencia inducida, lo que conlleva menos r.p.m. en la hélice y peor desarrollo de la potencia del motor, pero a cambio se mueve mayor cantidad de aire. Con este paso, decrece el rendimiento en despegue y ascenso, pero sin embargo se incrementa la eficiencia en régimen de crucero.

Volviendo al ejemplo de la caja de cambios, este paso es como las marchas largas (4ª, 5ª), que son las más adecuadas para viajar por autopista pero no para arrancar o subir una cuesta empinada. Con estas marchas, el motor del automóvil no desarrolla sus máximas r.p.m., pero se obtiene mejor velocidad con un consumo más económico, exactamente lo mismo que un avión con la hélice puesta en paso largo.

En algunos manuales, se identifica el paso corto con velocidades pequeñas del avión debido a que las maniobras en las cuales está indicado este paso (despegue, ascenso...) implican baja velocidad en el avión. Por la misma razón se identifica el paso largo con altas velocidades (crucero).

2.3.2.2 Hélice de paso fijo.

En este tipo, el paso está impuesto por el mejor criterio del diseñador del aeroplano y no es modificable por el piloto. Este paso es único para todos los regímenes de vuelo, lo cual restringe y limita su eficacia; una buena hélice para despegues o

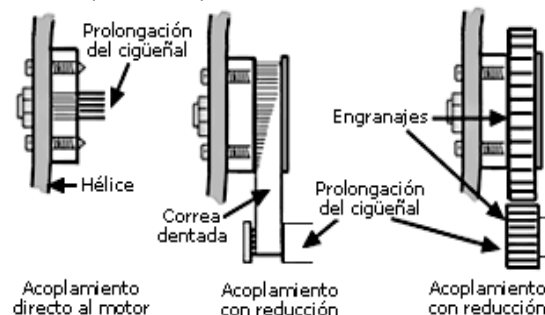


Fig. 2.6.- Acoplamientos de hélice de paso fijo.

ascensos no es tan buena para velocidad de crucero, y viceversa. Una hélice de paso fijo es como una caja de cambios con una única velocidad; compensa su falta de eficacia con una gran sencillez de funcionamiento.

En aviones equipados con motores de poca potencia, la hélice suele ser de diámetro reducido, y está fijada directamente como una prolongación del cigüeñal del motor; las r.p.m. de la hélice son las mismas que las del motor. Con motores más potentes, la hélice es más grande para poder absorber la fuerza desarrollada por el motor; en este caso entre la salida del motor y la hélice se suele interponer un mecanismo reductor y las r.p.m. de la hélice difieren de las r.p.m. del motor.

2.3.2.3 Hélice de velocidad constante.

Es una hélice de paso variable, cuyo paso se regula de forma automática, manteniendo fija la velocidad de giro de la hélice, con independencia de los cambios de potencia en el motor. Estas hélices tienen un regulador que ajusta el paso de las palas para mantener las revoluciones seleccionadas por el piloto, utilizando más eficazmente la potencia del motor para cualquier régimen de vuelo

2.3.3 Hélices comúnmente utilizadas para aeromodelismo.

El tipo de hélice utilizado en los aeromodelos es de paso fijo, ya sea por la complejidad del sistema, además de que no es tan necesario. A continuación se muestra la tabla que muestra las hélices utilizadas según la cilindrada del motor.

Hélices para Motores de 2 Tiempos		
Hélices alternativas	Hélice Inicial	Tamaño del Motor
5.25x4, 5.5x4, 6x3.5, 6x4, 7x3	6x3	0.049
7x3,7x4.5,7x5	7x4	0.09
8x5,8x6,9x4	8x4	.15
8x5,8x6,9x5	9x4	0.19 - 0.25
9x7,9.5x6,10x5	9x6	0.20 - 0.30
9x7,10x5,11x4	10x6	0.35 - 0.36
9x8, 11x5	10x6	0.40
10x6,11x5,11x6,12x4	10x7	0.45
10x8,11x7,12x4,12x5	11x6	0.50
11x7.5, 11x7.75, 11x8,12x6	11x7	0.60 - 0.61
11x8,12x8,13x6,14x4	12x6	0.70
12x8,14x4,14x5	13x6	0.78 - 0.80
13x8,15x6,16x5	14x6	0.90 - 0.91
15x8,18x5	16x6	1.08
16x10,18x5,18x6	16x8	1.20
18x8, 20x6	18x6	1.50
18x10,20x6,20x8,22x6	18x8	1.80
18x10,20x6,20x10,22x6	20x8	2.00

Tab. 2.3.- Tabla para relacionar cilindrada del motor con paso de la Hélice.

CAPITULO III: Aviónica

3.1 Introducción.

El sistema de control de vuelo llamado comúnmente como autopiloto automáticamente controla el vuelo de la aeronave para reducir la carga de trabajo del autopiloto o para incrementar la exactitud en el vuelo de la aeronave.

Un sistema de control, de vuelo que es similar aun autopiloto es el director de vuelo, este sistema no controla la aeronave pero da al piloto los comandos necesarios para volar en una situación particular.

Un autopiloto puede controlar los tres ejes sobre los que se mueve un avión. Típicamente el avión se mueve en dos ejes realizando los movimientos: the roll and pitch estos son suficientes para un vuelo maniobrable.

A continuación se presentan algunos de los dispositivos que controlan el autopiloto y más precisamente los que controla el sistema que se pretende implementar.

3.2 Microcontroladores

Es un circuito integrado programable que contiene todos los componentes de un computador. Se emplea para controlar el funcionamiento de una tarea determinada y, debido a su reducido tamaño, suele ir incorporado en el propio dispositivo al que gobierna. Esta última característica es la que le confiere la denominación de «controlador incrustado» (embedded controller).

El microcontrolador es un computador dedicado. En su memoria sólo reside un programa destinado a gobernar una aplicación determinada; sus líneas de entrada/salida soportan el conexionado de los sensores y actuadores del dispositivo a controlar, y todos los recursos complementarios disponibles tienen como única finalidad atender sus requerimientos. Una vez programado y configurado el microcontrolador solamente sirve para gobernar la tarea asignada.

Un microcontrolador es un computador completo, aunque de limitadas prestaciones, que está contenido en el chip de un circuito integrado y se destina a gobernar una sola tarea.

3.2.1 Diferencia entre microprocesador y microcontrolador

El microprocesador es un circuito integrado que contiene la Unidad Central de Proceso (UCP), también llamada procesador, de un computador. La UCP está formada por la Unidad de Control, que interpreta las instrucciones, y el Camino de Datos, que las ejecuta.

Las patitas de un microprocesador sacan al exterior las líneas de sus buses de direcciones, datos y control, para permitir conectarle con la Memoria y los Módulos

de E/S y configurar un computador implementado por varios circuitos integrados. Se dice que un microprocesador es un sistema abierto porque su configuración es variable de acuerdo con la aplicación a la que se destine (Fig. 3.1).

Un microprocesador es un sistema abierto con el que puede construirse un computador con las características que se desee, acoplándole los módulos necesarios. Mientras que un microcontrolador es un sistema cerrado que contiene un computador completo y de prestaciones limitadas que no se pueden modificar.

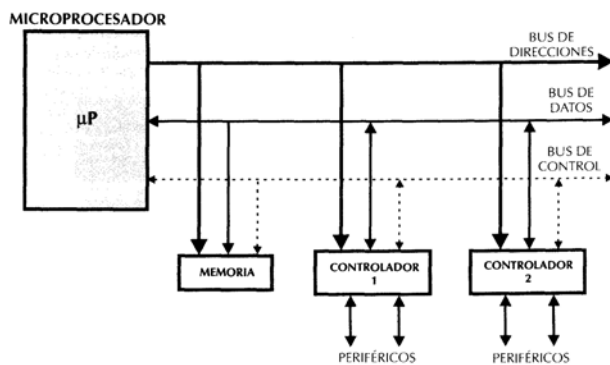


Fig. 3.1.- Estructura de un sistema abierto basado en un microprocesador. La disponibilidad de los buses en el exterior permite que se configure a la medida de la aplicación.

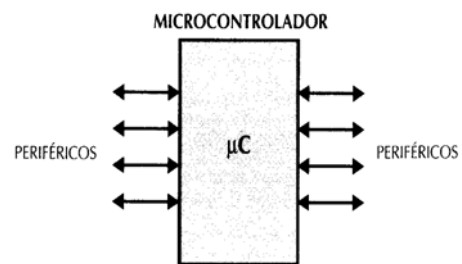


Fig. 3.2.- El microcontrolador en un sistema cerrado. Todas las partes del computador están contenidas en su interior y sólo salen al exterior las líneas que gobiernan los periféricos.

Si sólo se dispusiese de un modelo de microcontrolador, éste debería tener muy potenciados todos sus recursos para poderse adaptar a las exigencias de las diferentes aplicaciones. Esta potenciación supondría en muchos casos un despilfarro. En la práctica cada fabricante de microcontroladores oferta un elevado número de modelos diferentes, desde los más sencillos hasta los más poderosos. Es posible seleccionar la capacidad de las memorias, el número de líneas de E/S, la cantidad y potencia de los elementos auxiliares, la velocidad de funcionamiento, etc. Por todo ello, un aspecto muy destacado del diseño es la selección del microcontrolador a utilizar.

3.2.2 Arquitectura Interna.

Un microcontrolador posee todos los componentes de un computador, pero con unas características fijas que no pueden alterarse.

Las partes principales de un microcontrolador son:

1. Procesador
2. Memoria no volátil para contener el programa
3. Memoria de lectura y escritura para guardar los datos

4. Líneas de E/S para los controladores de periféricos:

- a) Comunicación paralelo
- b) Comunicación serie
- c) Diversas puertas de comunicación

5. Recursos auxiliares:

- a) Circuito de reloj
- b) Temporizadores
- c) Perro Guardián («watchdog»)
- d) Conversores AD y DA
- e) Comparadores analógicos
- f) Protección ante fallos de la alimentación
- g) Estado de reposo o de bajo consumo

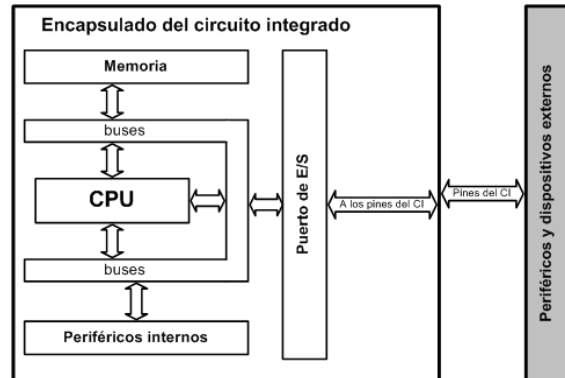


Fig. 3.3.- Arquitectura de un Microcontrolador.

3.2.2.1. El procesador

La necesidad de conseguir elevados rendimientos en el procesamiento de las instrucciones ha desembocado en el empleo generalizado de procesadores de arquitectura Harvard frente a los tradicionales que seguían la arquitectura de von Neumann. Esta última se caracterizaba porque la UCP (Unidad Central de Proceso) se conectaba con una memoria única, donde coexistían datos e instrucciones, a través de un sistema de buses (véase Figura 3.4).

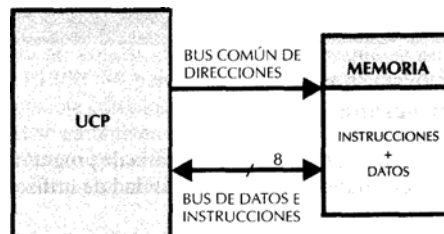


Fig. 3.4.- En la arquitectura de «von Neumann» la UCP se comunicaba a través de un sistema de buses con la Memoria, donde se guardaban las instrucciones y los datos

En la arquitectura Harvard son independientes la memoria de instrucciones y la memoria de datos y cada una dispone de su propio sistema de buses para el acceso. Esta dualidad, además de propiciar el paralelismo, permite la adecuación del tamaño de las palabras y los buses a los requerimientos específicos de las instrucciones y de los datos. También la capacidad de cada memoria es diferente (Figura 3.5).

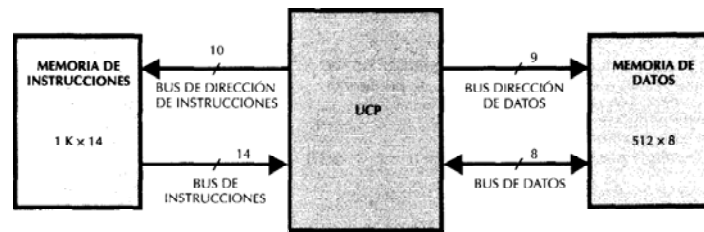


Fig. 3.5.- en la arquitectura Harvard la memoria de instrucciones y la de datos son independientes, lo que permite optimizar sus características y propiciar el paralelismo. En la figura, la memoria de instrucciones tiene 1 k. posiciones de 14 bits cada una, mientras que la de datos solo dispone de 512 posiciones de un byte.

El procesador de los modernos microcontroladores responde a la arquitectura RISC (Computadores de Juego de Instrucciones Reducido), que se identifica por poseer un repertorio de instrucciones máquina pequeño y simple, de forma que la mayor parte de las instrucciones se ejecuta en un ciclo de instrucción.

Otra aportación frecuente que aumenta el rendimiento del computador es el fomento del paralelismo implícito, que consiste en la segmentación del procesador (pipe-line), descomponiéndolo en etapas para poder procesar una instrucción diferente en cada una de ellas y trabajar con varias a la vez.

3.2.2.2 Memoria de programa.

El microcontrolador está diseñado para que en su memoria de programa se almacenen todas las instrucciones del programa de control. No hay posibilidad de utilizar memorias externas de ampliación.

Como el programa a ejecutar siempre es el mismo, debe estar grabado de forma permanente. Los tipos de memoria adecuados para soportar esta función admiten cinco versiones diferentes:

1. ROM con máscara

En este tipo de memoria el programa se graba en el chip durante el proceso de su fabricación mediante el uso de «máscaras». Los altos costes de diseño e instrumental sólo aconsejan usar este tipo de memoria cuando se precisan series muy grandes.

2. EPROM

La grabación de esta memoria se realiza mediante un dispositivo físico gobernado desde un computador personal, que recibe el nombre de grabador. En la superficie de la cápsula del microcontrolador existe una ventana de cristal por la que se puede someter al chip de la memoria a rayos ultravioletas para producir su borrado y emplearla nuevamente. Es interesante la memoria EPROM en la fase de diseño y depuración de los programas, pero su coste unitario es elevado.

3. OTP (*Programable una vez*)

Este modelo de memoria sólo se puede grabar una vez por parte del usuario, utilizando el mismo procedimiento que con la memoria EPROM. Posteriormente no se puede borrar. Su bajo precio y la sencillez de la grabación aconsejan este tipo de memoria para prototipos finales y series de producción cortas.

4. EEPROM

La grabación es similar a las memorias OTP y EPROM, pero el borrado es mucho más sencillo al poderse efectuar de la misma forma que el grabado, o sea, eléctricamente. Sobre el mismo zócalo del grabador puede ser programada y borrada tantas veces como se quiera, lo cual la hace ideal en la enseñanza y en la creación de nuevos proyectos. El fabuloso PIC16C84 dispone de 1 K palabras de memoria EEPROM para contener instrucciones y también tiene algunos bytes de memoria de datos de este tipo para evitar que cuando se retira la alimentación se pierda información.

Aunque se garantiza 1.000.000 de ciclos de escritura/borrado en una EEPROM, todavía su tecnología de fabricación tiene obstáculos para alcanzar capacidades importantes y el tiempo de escritura de las mismas es relativamente grande y con elevado consumo de energía.

5. FLASH

Se trata de una memoria no volátil, de bajo consumo, que se puede escribir y borrar en circuito al igual que las EEPROM, pero suelen disponer de mayor capacidad que estas últimas. El borrado sólo es posible con bloques completos y no se puede realizar sobre posiciones concretas. En las FLASH se garantizan 1.000 ciclos de escritura-borrado.

Son muy recomendables en aplicaciones en las que sea necesario modificar el programa a lo largo de la vida del producto, como consecuencia del desgaste o cambios de piezas, como sucede con los vehículos.

Por sus mejores prestaciones está sustituyendo a la memoria EEPROM para contener instrucciones. De esta forma Microchip comercializa dos microcontroladores prácticamente iguales, que sólo se diferencian en que la memoria de programa de uno de ellos es tipo EEPROM y 8 la del otro tipo Flash. Se trata del PIC 16C84 y el PIC 16F84, respectivamente. En la actualidad Microchip tiene abierta una línea de PIC con memoria Flash cada vez más extensa y utilizada.

3.2.2.3 Memoria de datos

Los datos que manejan los programas varían continuamente, y esto exige que la memoria que les contiene debe ser de lectura y escritura, por lo que la memoria RAM estática (SRAM) es la más adecuada, aunque sea volátil.

Hay microcontroladores que también disponen como memoria de datos una de lectura y escritura no volátil, del tipo EEPROM. De esta forma, un corte en el suministro de la alimentación no ocasiona la pérdida de la información, que está disponible al reiniciarse el programa.

El PIC16C84, el PIC16F83 y el PIC16F84 disponen de 64 bytes de memoria EEPROM para contener datos.

La memoria tipo EEPROM y la tipo Flash pueden escribirse y borrarse eléctricamente. Sin necesidad de sacar el circuito integrado del zócalo del grabador pueden ser escritas y borradas numerosas veces.

3.2.2.4 Líneas de E/S para los controladores de periféricos

A excepción de dos patitas destinadas a recibir la alimentación, otras dos para el cristal de cuarzo, que regula la frecuencia de trabajo, y una más para provocar el Reset, las restantes patitas de un microcontrolador sirven para soportar su comunicación con los periféricos externos que controla.

Las líneas de E/S que se adaptan con los periféricos manejan información en paralelo y se agrupan en conjuntos de ocho, que reciben el nombre de Puertas.

3.2.3. PIC16F84

El PIC16F84 es un microcontrolador de la familia PIC, fabricada por la empresa Microchip.

Se trata de uno de los microcontroladores mas populares del mercado, ideal para principiantes, debido a su arquitectura de 8 bits, 18 pines, y un set de instrucciones RISC muy amigable para memorizar y fácil de entender, internamente consta de:

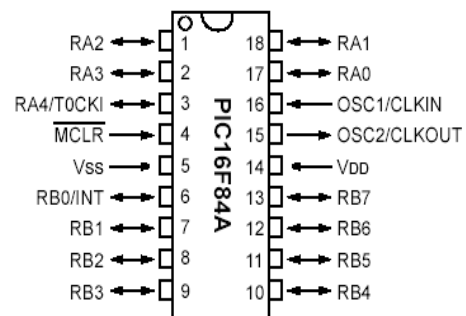


Fig. 3.6.- PIC16F84

- Memoria Flash de programa (1K x 14).
- Memoria EEPROM de datos (64 x 8).
- Memoria RAM (67 registros x 8).
- Un temporizador/contador (timer de 8 bits).
- Un divisor de frecuencia.
- Varios puertos de entrada-salida (13 pines en dos puertos, 5 pines el puerto A y 8 pines el puerto B).

Otras características son:

- Manejo de interrupciones (de 4 fuentes).
- Perro guardián (watchdog).
- Bajo consumo.
- Frecuencia de reloj externa máxima 10MHz. (Hasta 20MHz en nuevas versiones). La frecuencia de reloj interna es un cuarto de la externa, lo que significa que con un reloj de 20Mhz, el reloj interno sería de 5Mhz y así pues se ejecutan 5 Millones de Instrucciones por Segundo (5 MIPS)
- No posee conversores analógicos-digital ni digital-analógicos.

- Pipe-line de 2 etapas, 1 para búsqueda de instrucción y otra para la ejecución de la instrucción (los saltos ocupan un ciclo más).
- Repertorio de instrucciones reducido (RISC), con tan solo 30 instrucciones distintas.
- 4 tipos distintos de instrucciones, orientadas a byte, orientadas a bit, operación entre registros, de salto.

3.2.4. Programación de Microcontroladores

La utilización de los lenguajes más cercanos a la máquina (de bajo nivel) representan un considerable ahorro de código en la confección de los programas, lo que es muy importante dada la estricta limitación de la capacidad de la memoria de instrucciones. Los programas bien realizados en lenguaje Ensamblador optimizan el tamaño de la memoria que ocupan y su ejecución es muy rápida.

Los lenguajes de alto nivel más empleados con microcontroladores son el C y el BASIC, de los que existen varias empresas que comercializan versiones de compiladores e intérpretes para diversas familias de microcontroladores. En el caso de los PIC es muy competitivo e interesante el compilador de C PCM de la empresa CCS y el intérprete PBASIC de PARALLAX.

El lenguaje que utilizan los profesionales para la programación de las microcontroladores es el Ensamblador, que es el más cercano a la máquina. También son frecuentes los programas en lenguaje C y en BASIC, siendo este último el más fácil de aprender.

Programadores:

- PICStart Plus (puerto serie)
- Promate II (puerto serie)
- MPLAB PM3 (puerto serie y USB)
- ICD2 (puerto serie y USB)
- PICKit 1 (USB)
- IC-Prog 1.05
- WinPic 800 (puerto paralelo, serie y USB)

3.3 Servomotor

Un servomotor (también llamado Servo) es un dispositivo similar a un motor de corriente continua, que tiene la capacidad de ubicarse en cualquier posición dentro de su rango de operación, y mantenerse estable en dicha posición. Está conformado por un motor, una caja reductora y un circuito de control. Los servos se utilizan frecuentemente en sistemas de radio control y en robótica, pero su uso no está limitado a estos. Es posible modificar un servomotor para obtener un motor de corriente continua que, si bien ya no tiene la



Fig. 3.7.- Servo marca Futaba.

capacidad de control del servo, conserva la fuerza, velocidad y baja inercia que caracteriza a estos dispositivos.

3.3.1 Estructura

- Motor de corriente continúa.

Es el elemento que le brinda movilidad al servo. Cuando se aplica un potencial a sus dos terminales, este motor gira en un sentido a su velocidad máxima. Si el voltaje aplicado sus dos terminales es inverso, el sentido de giro también se invierte.

- Engranajes reductores.

Se encargan de convertir gran parte de la velocidad de giro del motor de corriente continua en troqué.

- Circuito de control.

Este circuito es el encargado del control de la posición del motor. Recibe los pulsos de entrada y ubica al motor en su nueva posición dependiendo de los pulsos recibidos.

3.3.2 Terminales

Los servomotores tienen 3 terminales

- Terminal positivo: Recibe la alimentación del motor (4 a 8 voltios)
- Terminal negativo: Referencia tierra del motor (0 voltios)
- Entrada de señal: Recibe la señal de control del motor

Los colores del cable de cada terminal varían con cada fabricante: el cable del terminal positivo siempre es rojo; el del terminal negativo puede ser marrón o negro; y el del terminal de entrada de señal suele ser de color blanco, naranja o amarillo.

Fabricante	Terminal Positivo	Terminal Negativo	Entrada de señal
Hitec	Rojo	Negro	Amarillo
Futaba	Rojo	Negro	Blanco
JR	Rojo	Marrón	Naranja
Airtronics	Rojo	Negro	Naranja
Fleet	Rojo	Negro	Blanco
Kraft	Rojo	Negro	Naranja

Tab. 3.1.- Colores de las terminales por marcas.

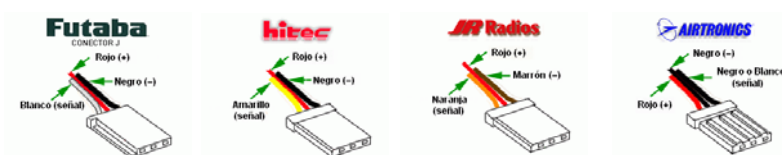


Fig. 3.8.- Colores de los terminales para algunas marcas comerciales

3.3.3 Funcionamiento

Dependiendo del modelo del servo, la tensión de alimentación puede estar comprendida entre los 4 y 8 voltios. El control de un servo se reduce a indicar su posición mediante una señal cuadrada de voltaje. El ángulo de ubicación del motor depende de la duración del nivel alto de la señal (Duty). Cada servo motor, dependiendo de la marca y modelo utilizado, tiene sus propios márgenes de operación. Para el servomotor Futaba S3003, los valores posibles de la señal en alto están entre 0,3 y 2,1 ms, que posicionan al motor en ambos extremos de giro (0° y 180°, respectivamente). El valor 1,2 ms indica la posición central, y otros valores de duración del pulso dejarían al motor en la posición proporcional a dicha duración.

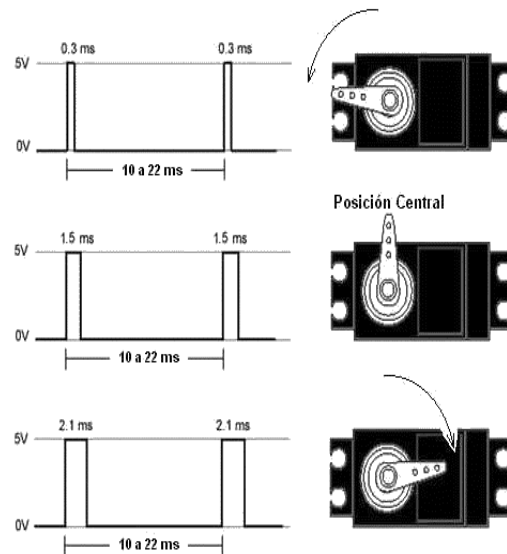


Fig. 3.9.- El movimiento del servo se debe a la modulación del ancho de pulso, el cual es controlado por el micro controlador.

Es sencillo notar que, para el caso del motor anteriormente mencionado, la duración del pulso alto para conseguir un ángulo de posición θ estará dado por la fórmula

$$t = 0.3 + \theta/100$$

Donde t está dado en milisegundos y θ en grados.

Duración del nivel alto [ms]	Ángulo [grados]
0.3	0
1.2	90
2.1	180
0.75	45

Tab. 3.2.- Ejemplos de algunos valores usados en un servomotor.

Para bloquear el servomotor en una posición, es necesario enviarle continuamente una señal con la posición deseada. De esta forma el servo conservará su posición y se resistirá a fuerzas externas que intenten cambiarlo de posición. Si los pulsos no se envían, el servomotor queda liberado, y cualquier fuerza externa puede cambiarlo de posición fácilmente.

3.3.4 Modificaciones a los servos

Es posible modificar un servo motor para eliminar su restricción de giro y permitirle dar giros completos. Esto, sin embargo, convierte al servo motor en un motor de corriente continua normal, pues es necesario eliminar el circuito de control. Debido que los engranajes reductores se conservan luego de la modificación, el motor obtenido mantiene la fuerza y velocidad que tenían servo inicial. Además, poseen la ventaja de que tienen menos inercia que los motores de corriente continua comerciales, lo que los hace útiles para ciertas aplicaciones.

3.4 Tacómetro.

Un tacómetro (Del griego, tachos = velocidad y metron = medida) es un dispositivo para medir la velocidad de giro de un eje, normalmente la velocidad de giro del motor, se mide en Revoluciones por minuto (RPM).

Teoría de funcionamiento

El funcionamiento se basa en la recepción de un rayo de luz que rebota en la pala de la hélice y es recibida por el diodo fotosensible. Esta luz puede ser la del Sol o provista por el diodo emisor infrarrojo. Cualquiera que sea el sistema, cada vez que una pala de la hélice hace rebotar un rayo, el PIC incrementa en uno un contador. Si se tiene una hélice bipala girando a una velocidad de 10000 RPM se tienen 166,6 RPS y 333.2 pulsos. Para que el display muestre 100 se deben contar los pulsos durante $100/333,2 = 0,3$ segundos. En el caso de tener una hélice tripala se debe contar durante $100/499,8 = 0,2$ segundos.

Para poder visualizar correctamente los números en un display, deben multiplexarse de manera que la secuencia dure menos de 0,4 segundos (25 cambios por segundo). En nuestro caso duran 0,006 por número y 0,018 por secuencia. Cuando se cuentan 48 secuencias se obtienen 0,297 segundos para bipalas y si se cuentan 32 secuencias se obtienen 0,198 segundos para tripalas. La aproximación es suficiente para el uso que se necesita.

Ajustes finales.

El circuito tiene dos ajustes. La potencia ajusta la cantidad de luz que emitirá el led infrarrojo y la ganancia ajusta la sensibilidad del receptor infrarrojo. En el caso de haber mucha luz ambiental, el emisor infrarrojo no es necesario y la sensibilidad del receptor debe aumentarse. Si hay poca luz ambiental el receptor infrarrojo debe tener poca sensibilidad para no captar la luz ambiental y el diodo emisor deberá tener mucha potencia para que la luz que emita sea mayor a la del ambiente. Puede colocarse un filtro infrarrojo como el que se usa para los controles remoto, pero hay que tener en cuenta que para que el diodo emisor esté en la banda infrarroja debe consumir cerca de 100mA, que es mucha corriente para una pila. El uso, en ese caso, debe ser limitado a una medición de pocos segundos.

CAPITULO IV: Principios de Estabilidad de una aeronave(UAV)

4.1. Introducción

Se llama estabilidad del avión a la tendencia que exhibe, o a la falta que tiene, de volar en condición determinada.

El control, o la controlabilidad de la aeronave, se refiere a otra cosa. Se llama controlabilidad del avión a la facultad que tiene el piloto para cambiar la condición de vuelo de la aeronave.

La estabilidad y el control de la aeronave se estudian a la par por que son dos caras de la misma moneda. Como primera parte conoceremos la estabilidad en la aeronave para después conocer un poco de teoría de control.

4.2 Equilibrio de la Aeronave.

Una aeronave en cualquier condición de vuelo, esta en equilibrio si se cumplen dos condiciones básicas:

- 1) La suma de todas sus fuerzas que actúan sobre la aeronave debe ser igual a cero.

Esto quiere decir que existe una fuerza que actúa sobre la aeronave en un cierto sentido, debe existir otra fuerza igual y contraria para que haya equilibrio. La suma o resultante de las dos fuerzas es cero, pues se anulan mutuamente. Este es el sentido de la expresión anterior: la suma de todas las fuerzas que actúan sobre la aeronave debe de ser cero.

- 2) La suma de todos los momentos de las fuerzas respecto al c.d.g. de la aeronave debe ser igual a cero.

La explicación de la segunda condición de equilibrio es similar a la anterior. Sabemos que el momento de la fuerza es la tendencia a producir el giro del cuerpo sobre el que se aplica. La segunda condición general de equilibrio impone, pues, que la suma de todos los momentos que actúan alrededor del c.d.g. del aeronave debe ser igual a cero.

La practica del vuelo pone de manifiesto que el avión esta sometido a numerosas fuerzas y sollicitaciones.

Muchas de las fuerzas que actúan sobre el la aeronave en vuelo tienden a sacarlo de su posición de equilibrio.

Unas veces, las fuerzas son debidas a la propia acción de control del piloto, que desea iniciar una maniobra, es claro que si la aeronave realiza un viraje, en una

cierta dirección, se debe crear una fuerza que dirija el aeronave en dicha dirección, de lo contrario es imposible que cambie su estado de vuelo.

Otras veces, las fuerzas que se ejercen sobre la aeronave tienen causas muy diversas, la más típica es la perturbación que produce la ráfaga o la turbulencia general de la atmósfera. Si la turbulencia del aire, por poner un ejemplo, produce la subida del nariz de la aeronave, aumentando el ángulo de ataque, la aeronave deja su condición de equilibrio. Se dice que ha perdido la condición de equilibrio.

El hecho es que cuando una aeronave es desequilibrada puede comportarse de formas muy distintas. El estudio de estabilidad se basa, precisamente, en el análisis de dicho comportamiento.

4.2.1 Ejes de una aeronave.

Antes de continuar se debe conocer los ejes (imaginarios) sobre los cuales tienes sus grados de libertad la aeronave. Esto para identificar los movimientos que puede realizar.

Transnacional:

- a. En el eje longitudinal.
- b. En el eje horizontal.
- c. En el eje transversal.

Rotacional:

- d. A través del eje longitudinal (alabeo) Roll.
- e. A través del eje horizontal o lateral (cabeceo) Pitch.
- f. A través del eje vertical o transversal (guiñada) Yaw.

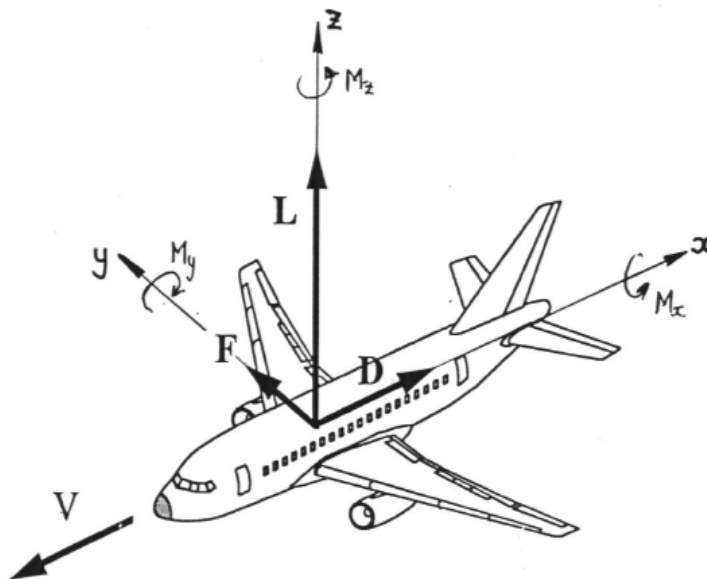


Fig. 4.1.- Movimientos del Avión (grados de Libertad).

4.3 Modos de comportamiento de la aeronave.

4.3.1 Punto de vista estático.

Para explicar los distintos comportamientos de la aeronave supongamos que la perturbación que desequilibra la aeronave origina un aumento del ángulo de ataque. Tomando como base este ejemplo, esto es, la perturbación que sube la nariz de la aeronave, se tienen los siguientes comportamientos que puede exhibir la aeronave (sin actuación de los controles de vuelo por parte del piloto):

4.3.1.1 Aeronave estáticamente inestable.

Se dice que una aeronave es estáticamente inestable cuando la nariz de la aeronave continúa la tendencia de subir mas, es decir, cuando aumenta los efectos originados de la perturbación. La Fig. 4.2 muestra la forma grafica de la tendencia de vuelo a que nos referimos. Observe que a partir de la posición de equilibrio de la aeronave, en la primera línea del grafico (a), se pasa a la segunda (b) donde la nariz sube de forma progresiva. Esta línea de gráficos muestra que la aeronave continúa con su tendencia a la divergencia, cada vez se desvía más de su punto original.

4.3.1.2 Aeronave estáticamente neutra.

Retomando el ejemplo, la aeronave es estáticamente neutro, si producida la perturbación (en nuestro ejemplo, la nariz sube) la aeronave tiende a permanecer en dicha posición [ver línea (c) del grafico. La línea (c), pues, hace referencia a esta situación o modo de estabilidad]. Observe en esta parte del grafico que, producida la perturbación, la aeronave sigue su curso, con la posición que alcanzo tras la oscilación.

4.3.1.3 Aeronave estáticamente estable.

Se dice que una aeronave es estáticamente estable cuando tiene la tendencia a recuperar su condición de equilibrio, la condición de vuelo anterior a la perturbación.

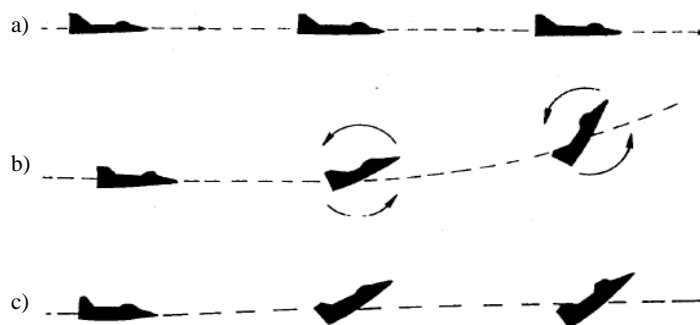


Fig. 4.2.- Análisis de estabilidad

Para que la aeronave recupere su condición de equilibrio es preciso que se originen fuerzas y momentos restauradores que le sitúan de nuevo en dicha posición.

4.3.2 Punto de vista dinámico.

Hasta ahora se ha visto las distintas tendencias de la aeronave una vez que ha sido perturbada de su posición de equilibrio.

Desde luego, si la aeronave no es estable estáticamente no cabe preguntarse mas acerca del mismo, seguirán aumentando los efectos de la perturbación mas y mas.

Ahora bien, si la aeronave es estable desde el punto de vista estático, es necesario considerar como se realizara la recuperación, esto es, de qué forma vuelve a la posición original de vuelo.

La recuperación de la condición de vuelo (del avión estable) se puede efectuar por tres vías distintas.

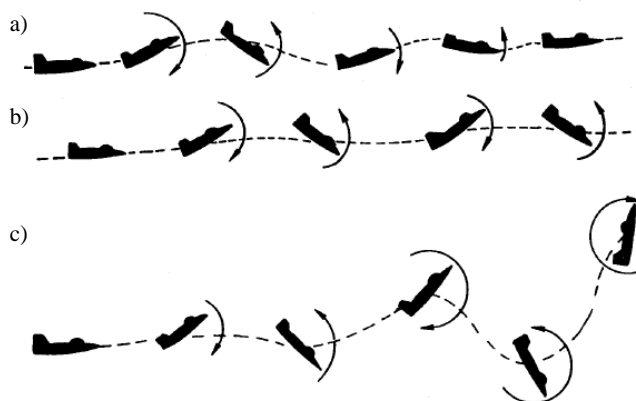


Fig. 4.2 Análisis de la estabilidad dinámica.

- 1) Observando la fig, 4.2 se advierte que, cada vez, las oscilaciones hacia arriba y abajo son menores, hasta que llega un instante donde el avión se encuentra de nuevo en equilibrio.

Un avión que exhibe este comportamiento se dice que es estable, estáticamente, y también es estable dinámicamente. Decimos que es estable dinámicamente porque se amortigua o cesa la oscilación de la perturbación al cabo de un cierto tiempo.

- 2) Puede suceder también, línea (b) del gráfico, que el avión oscile nariz arriba y nariz abajo, con la misma amplitud o recorrido angular, en una serie continua y sucesiva de movimientos sin fin. La nariz sube y baja, pero no presenta tendencia a aumentar o a disminuir las posiciones de nariz.

Un avión que exhibe este comportamiento se dice que es estable estáticamente, y neutro dinámicamente. Decimos que es neutro desde el punto de vista dinámico porque no termina de recuperar la posición de equilibrio, aunque tampoco aumenta los efectos de la perturbación.

- 3) Finalmente, puede suceder, también, que el avión tienda a coger su posición de equilibrio (en nuestro ejemplo es la bajada del nariz) pero resulta que las oscilaciones de nariz arriba y nariz abajo son cada vez mayores, más divergentes, digamos que se pasa cada vez más de la posición extrema alcanzada en la oscilación anterior. La última línea de la Fig. 4.2 hace referencia a este supuesto.

Un avión que exhibe este comportamiento se dice que es estable estáticamente, e inestable dinámicamente.

El avión es estáticamente estable, porque la nariz tiende a recuperar la posición anterior, lo que sucede es que falla la estabilidad dinámica, que es la encargada de amortiguar el movimiento arriba y debajo de la nariz.

Conviene señalar que, lo que se ha expresado aquí para una perturbación que produce un aumento del ángulo de ataque, cabe decirlo para cualquier otro movimiento del avión. Esta idea, pues, generaliza el tema.

4.4 Estabilidad y Control Estática y Dinámica. Definición.

Los ejemplos del párrafo anterior han introducido por vía más bien gráfica los conceptos de estabilidad estática y dinámica del avión.

Las definiciones son las siguientes, y como es natural fijan con precisión los conceptos.

La **estabilidad estática** es la tendencia inicial que experimenta el movimiento de la aeronave cuando se ha sacado de su posición de equilibrio la tendencia puede ser: volver hacia la posición de equilibrio (estable), no volver a ella (inestable), o permanece en la posición final alcanzada tras la perturbación (neutra o indiferente).

La **estabilidad dinámica** es la variación de posición con el tiempo, una vez perturbado.

La diferencia entre estabilidad estática y dinámica es la siguiente:

La estabilidad estática mide la tendencia inicial de la aeronave que ha experimentado una perturbación que le aleja de la condición de equilibrio.

Si el avión es inestable estáticamente, es decir, no presenta tendencia a retornar a la posición original, no tiene sentido seguir hablando de más tipos de estabilidad. La aeronave diverge mas y mas en posiciones de vuelo.

La estabilidad dinámica se mide por la recuperación de la aeronave, o la falta de ella, a la perturbación producida. Mide, en definitiva si la oscilación que se genera crece (es divergente), se mantiene (es neutra), o bien se amortigua (es estable).

Resulta curioso señalar, en el terreno histórico, que los primeros aviadores estaban obsesionados con la estabilidad de sus aparatos. En la época de los planeadores, antes de la realización del primer vuelo propulsado, los aviadores no pensaban en otra cosa si no en construir el aparato mas estable posible.

Un aparato muy estable es también muy lento a la reacción de los mandos de control.

4.5 Estabilidad Estática.

La estabilidad estática del avión se resuelve en tres tipos o clases: estabilidad longitudinal, lateral y direccional.

Se trata del comportamiento que sigue la aeronave cuando experimenta una perturbación en su vuelo, que la desvía de su condición de equilibrio.

Los tipos de estabilidad citados se explican de la forma siguiente:

- La *estabilidad longitudinal* es la que se produce alrededor del eje lateral del avión. Resulta en los movimientos de cabeceo (nariz arriba y abajo) alrededor del centro de gravedad del avión.
- La *estabilidad direccional* se produce alrededor del eje vertical del avión. Resulta en los movimientos de guiñada.
- La *estabilidad lateral* se produce alrededor del eje longitudinal del avión. Resulta en los movimientos de alabeo, o inclinación a la izquierda y derecha.

Cabe mencionar que en este trabajo se trabajara con la Estabilidad Longitudinal por lo que la teoría relacionada a esta será mas amplia. Las estabilidades direccional y lateral se mencionaran con unas pequeñas definiciones para tener un entendimiento general.

4.5.1 Estabilidad Estática Longitudinal.

Supongamos el vuelo recto y nivelado (en equilibrio), de una aeronave a un cierto ángulo de ataque α . El avión está compensado con el ajuste al citado ángulo de ataque, llamado ángulo de ataque de compensación (α_{com}). Si el avión está compensado a lo largo del eje longitudinal quiere decirse que los momentos de las fuerzas que se ejercen sobre el avión (alrededor de su c.d.g.) están en equilibrio.

(Recordando que el momento de una fuerza es la tendencia a producir un giro sobre el cuerpo al que se aplica la fuerza). El valor del momento es el producto de la fuerza por el brazo de palanca.

4.5.1.1 Fuerzas y momentos en la estabilidad estática longitudinal

Los dos dibujos de la Fig. 4.3 muestran las relaciones que interesa considerar en este momento. Note la presencia de dos flechas grandes, delante y detrás de la aeronave, que reflejan que el avión de la figura, sin considerar aún la fuerza de la cola, no está en equilibrio. Note que los momentos que producen las fuerzas dibujadas respecto al c.d.g. tienden a girar el avión en sentido contrario a las agujas del reloj. Se exceptúa únicamente la fuerza de resistencia, situada en este caso un poco por encima del c.d.g., que origina un momento contrario, en el sentido de las agujas del reloj.

La situación cambia cuando se considera la fuerza que produce hacia abajo el estabilizador horizontal (ver la Fig. 4.3, parte inferior). Las fuerzas y los momentos que intervienen en la Fig. 4.3 son los siguientes:

- Peso del avión

Es una fuerza dirigida hacia abajo. Es la fuerza de atracción que ejerce la gravedad terrestre. La fuerza que representa el peso se aplica en el c.d.g. La aplicación en el c.d.g. es conforme al hecho físico de que, suspendido del c.d.g., el avión se mantiene sin oscilación. Por consiguiente se asume que todo el peso del avión se concentra en dicho punto. Conviene observar que la fuerza que representa el peso total no produce momento sobre el avión. La razón es que no existe brazo de palanca entre la línea de acción del peso de la aeronave y el c.d.g., precisamente porque la fuerza que lo representa se aplica en dicho punto.

- Sustentación

La fuerza resultante aerodinámica, como sabemos, se aplica en el centro de presión, que es el punto de intersección de la línea de acción de esta fuerza y la cuerda de la sección. La sustentación, por tanto, se aplica también en el centro de presión, y no hay momento presente alrededor de este punto.

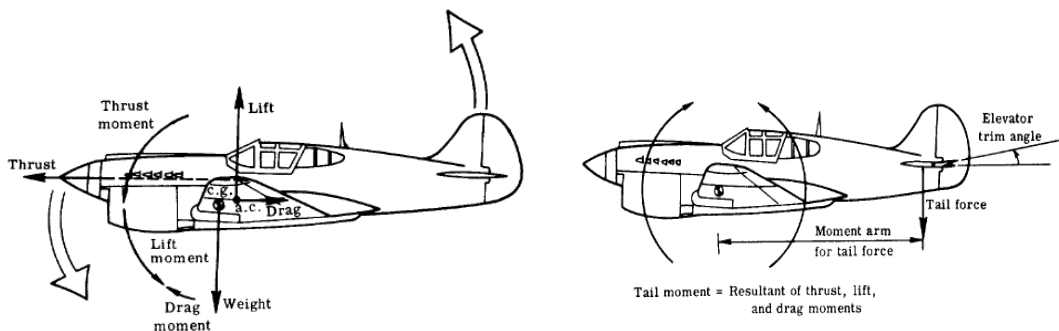


Fig. 4.3.- Estudio de la estabilidad longitudinal.

Conviene trabajar con el centro aerodinámico, punto alrededor del cual el momento de la resultante aerodinámica no varía con el ángulo de ataque.

El centro aerodinámico está situado detrás del c.d.g. en el avión del dibujo de la figura en estudio, una situación normal para la mayor parte de las aeronaves en vuelo de crucero.

En este caso, y dado que entre la línea de acción de la sustentación y el c.d.g. existe una cierta distancia horizontal, la fuerza de sustentación produce un momento de giro sobre el avión. El momento, en el caso dibujado, tiene la tendencia a girar el nariz hacia abajo, en el sentido que indica la flecha correspondiente. Es un momento de picado.

- Fuerza aerodinámica de cola

El estabilizador horizontal actúa como un ala pequeña, produciendo fuerzas aerodinámicas. Además, el piloto, mediante el movimiento del timón de profundidad, puede producir "sustentación positiva" o "sustentación negativa". Hay aviones que tienen el estabilizador horizontal móvil, de manera que el piloto puede producir también cambios de sustentación positiva o negativa con el movimiento de esta superficie

Observe que, en el caso de la Fig. 4.3, el conjunto del estabilizador horizontal de cola está produciendo "sustentación negativa", esto es, una fuerza dirigida hacia abajo. Esta es la condición normal de actuación de la superficie horizontal de la cola en vuelo de crucero.

La fuerza aerodinámica de cola, llamada en ocasiones carga de la cola, es la fuerza principal estabilizadora del avión en el sentido longitudinal. Como se puede observar con claridad en la figura inferior de la ilustración. Observe que la fuerza de cola actúa a través de un gran brazo de palanca, pues la distancia entre la línea de acción de la fuerza de cola y el c.d.g. es relativamente grande.

- Tracción

La fuerza de tracción o de empuje del motor (o motores) es sensiblemente horizontal.

Si la línea de acción de la fuerza de tracción está situada a cierta distancia del c.d.g. existe separación vertical, y la fuerza produce un momento de giro. El momento de giro, en el caso dibujado, tiene la tendencia a girar el nariz hacia abajo, en el sentido que indica la flecha correspondiente.

Debe señalarse que la línea de acción de la fuerza de tracción del motor o motores puede estar situada arriba o abajo del c.d.g., depende del avión en particular. En el caso de la figura está por arriba.

Aunque en la mayor parte de los casos la contribución de esta fuerza en el momento total que actúa alrededor del c.d.g. no suele ser muy grande, tiene, sin

embargo, efectos prácticos muy importantes desde el punto de vista de la práctica de vuelo, hasta el punto que se debe hablar de "estabilidad del avión con potencia aplicada" y "estabilidad sin potencia". Este tema se estudia algo más adelante, en relación con el margen estático del avión.

- Resistencia aerodinámica

La fuerza que representa la resistencia aerodinámica se aplica en el centro de presión, al igual que la sustentación. Supuesta aplicada en el centro aerodinámico, igual que en el caso de la sustentación, se puede observar que se produce un momento aerodinámico si entre la línea de acción de aplicación de esta fuerza y el c.d.g. existe una cierta distancia vertical.

En este caso, como puede apreciar en la figura, el momento de giro es en el sentido de las agujas del reloj. Note que el centro aerodinámico está más alto que el c.d.g. Normalmente, esta fuerza no da origen a momentos importantes.

4.5.1.2 Fuerzas y momentos en la estabilidad estática longitudinal

Sabemos que si el avión es estable estáticamente, una vez apartado de su posición de equilibrio se producen fuerzas que tienden a retornar la aeronave a dicha posición.

Observe que el eje horizontal del gráfico mide el ángulo de ataque del ala (proporcional al coeficiente de sustentación), y en el eje vertical el llamado coeficiente de momento de cabeceo.

El *coeficiente de momento de cabeceo* se define de la misma forma que el coeficiente de sustentación o el de resistencia aerodinámica, ya estudiados en esta Tecnología, pues todos pertenecen a la categoría de los coeficientes aerodinámicos. La diferencia reside en que el coeficiente de momento tiene en cuenta el brazo de palanca en el que actúa la fuerza, e introduce una longitud característica del cuerpo (c) en su definición, que es la cuerda de la sección aerodinámica.

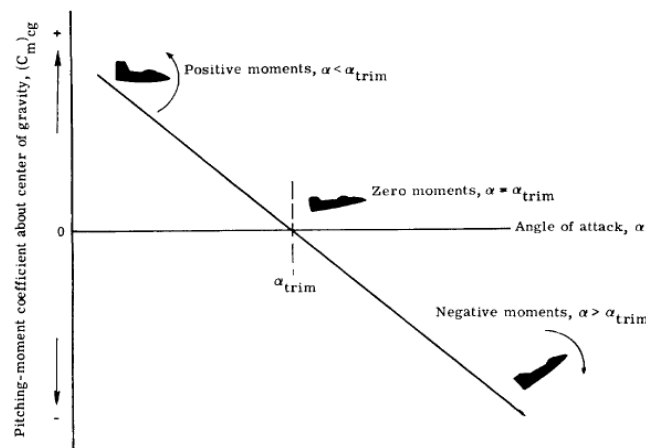


Fig. 4.4.- Estabilidad estática longitudinal y ángulo de ataque.

La Fig. 4.4 muestra la forma de variación de momento de cabeceo de un avión para que sea estable estáticamente.

Observe que la línea de variación del coeficiente de momento de cabeceo con el ángulo de ataque debe ser descendente, de arriba a bajo y de izquierda a derecha. Una línea de variación de este tipo se dice que tiene pendiente negativa.

4.5.1.3 Influencia de otros componentes de la aeronave

Hemos visto que la línea de variación del coeficiente de momento de cabeceo debe ser descendente para que el avión tenga estabilidad estática. Esta línea representa, en realidad, la línea de estabilidad del avión completo, es decir, la resultante de todos los componentes de la aeronave que tienen influencia en la estabilidad estática. Por supuesto que es la línea de variación más importante, y, en la práctica, es cuanto se necesita saber.

- Cola

La carga en la cola sabemos que es la fuerza estabilizadora principal del avión, es la fuerza estabilizadora por excelencia. La línea que expresa la variación del coeficiente de momento de cabeceo de la cola es totalmente descendente, estable. Digamos que es la pendiente que debe tener para que exista estabilidad estática longitudinal. Un tema interesante está relacionado con la cantidad de carga vertical necesaria en la cola para equilibrar el avión (ver la Fig. 4.3 para más detalle).

La carga en la cola está dirigida hacia abajo en la condición de vuelo de crucero, para compensar el momento de picado que produce el ala. En esta situación, como la carga de la cola está dirigida hacia abajo, supone, a todos los efectos, un incremento de la resistencia aerodinámica de la aeronave; digamos que es un "peso" más que tiene que levantar el avión. Observado este detalle desde otro punto de vista, tal circunstancia supone un aumento del consumo de combustible. Cuanto mayor es la carga en la cola, hacia abajo, más sustentación tiene que producir el ala hacia arriba. Es decir, se necesita sustentación para compensar el peso del avión, y además otra parte adicional para compensar la fuerza de la cola hacia abajo, que actúa como un peso. La aeronave, pues, debe aumentar el ángulo de ataque para producir la sustentación extra. En estas condiciones, el vuelo con un ángulo de ataque mayor aumenta la resistencia aerodinámica y el consumo de combustible.

- Ala

Como hemos visto, la influencia del ala depende de la posición relativa del centro de gravedad del avión respecto al centro aerodinámico. El centro aerodinámico está detrás, normalmente, del centro de gravedad. Por ello, el ala, como tal componente, es un conjunto estabilizador. Cuando una perturbación sube el nariz, el momento que produce el ala tiende a bajado. Esto es así porque el aumento de la sustentación, debido al incremento del ángulo de ataque, aumenta también el momento de picado restaurador.

El centro aerodinámico en vuelo supersónico se retrasa considerablemente, de manera que puede pasar del 25 % al 50 % de la cuerda media aerodinámica. Esto quiere decir que en vuelo supersónico la estabilidad del avión aumenta mucho, debido a la gran distancia que hay entre el c.d.g. del avión y el centro aerodinámico. Precisamente, el aumento de la estabilidad estática longitudinal del avión fue un gran problema para los primeros aviones que pretendían pasar la llamada *barrera del sonido*. Por mucho que el piloto tiraba de la palanca hacia atrás, para salir del picado de alta velocidad, el avión no respondía porque 110 había suficiente fuerza de cola para subir el nariz.

- Flaps

Normalmente, los flaps intervienen en la operación de vuelo con un momento de cabeceo negativo. La razón es que aparece una fuerza de sustentación adicional, más retrasada, que produce un momento de picado adicional. Ahora bien, en aviones que tienen gran flecha alar suele ocurrir que el centro de presión de sustentación de los flaps queda por delante del centro de gravedad del avión, debido precisamente a la gran flecha del ala. Entonces, en estos casos, el momento de cabeceo debido a los flaps es positivo, de manera que disminuye la carga de compensación de la cola. Note que en los aviones tipo *canard* sucede justo lo contrario. El centro de presión de los flaps queda muy atrás del c.d.g., y aquí sí es necesaria una gran fuerza de control. Este es uno de los problemas de los aviones *canard*.

4.5.2 Estabilidad Estática Direccional.

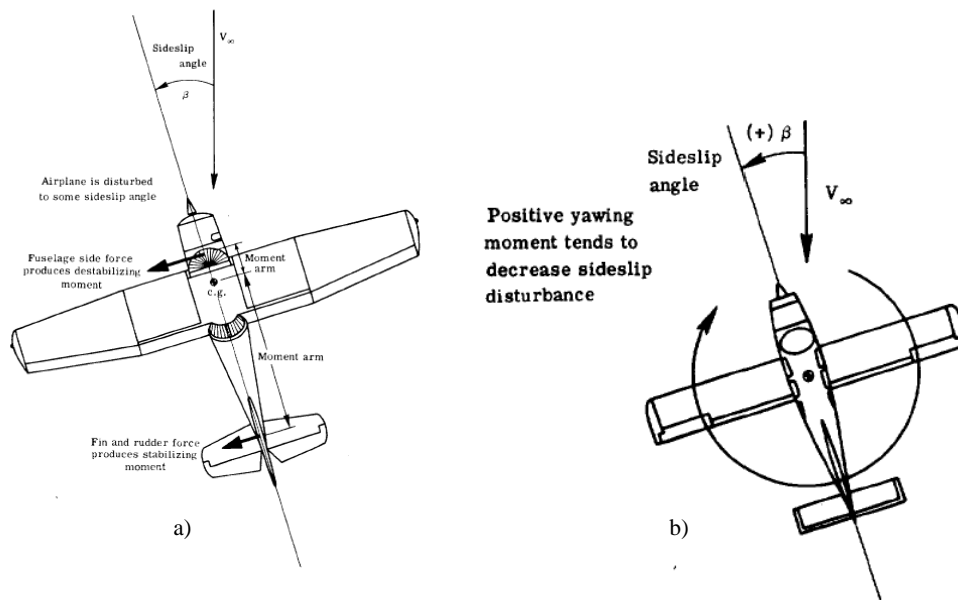


Fig. 4.5.- a) Estabilidad direccional b) Disturbio

Supongamos el vuelo nivelado, en equilibrio, de una aeronave, como se muestra en la figura 4.5. (a) Si admitimos que una perturbación en el vuelo sitúa la aeronave en una posición como la representada en la figura 4.5. (b). El viento

relativo incide ahora por estribor, según un ángulo β en consecuencia de la guiñada de la aeronave ala izquierda.

La estabilidad estática direccional es la tendencia que exhibe una aeronave, o la falta de ella, para generar momentos de giro que retornan en la aeronave a su condición de vuelo original.

Fuerzas y momentos en la estabilidad direccional.

La teoría de la estabilidad direccional sigue el curso precedente de la estabilidad longitudinal, de manera que es posible pasar directamente al tema pues los parámetros de medida son similares. Las fuerzas y los momentos fundamentales que intervienen en la estabilidad estática direccional son los siguientes:

Fuerza lateral del fuselaje

La fuerza lateral del fuselaje es desestabilizadora, pues tiende a aumentar los efectos de la guiñada. El momento desestabilizador que origina tiene por calor el producto de la fuerza aplicada por la distancia o brazo al c.d.g. de la aeronave.

Fuerza lateral del estabilizador vertical

Es la fuerza estabilizadora por excelencia de la aeronave en el sentido direccional. Cuando el estabilizador vertical se sitúa con un cierto ángulo de resbalamiento, respecto al movimiento relativo, genera, como tal superficie aerodinámica, una fuerza lateral. La fuerza aerodinámica del estabilizador vertical tiene la dirección dibujada en la figura.

Resumiendo podemos decir que. El estabilizador vertical es la principal estabilizadora de la aeronave en guiñada. El momento de giro (estable) es el producto de la fuerza por el brazo de la palanca sobre el que actúa. El estabilizador vertical termina en una superficie móvil que es el timón de dirección. Sobre dicha superficie móvil vale decir lo ya explicado en relación con la curvatura de las superficies aerodinámicas.

4.5.3 Estabilidad Estática Lateral.

Imaginemos el vuelo recto y nivelado, en equilibrio, de una aeronave. Consideremos que una perturbación se ejerce sobre la aeronave, de tal modo que este se inclina a un lado, hacia una posición tal como la representada en la figura 4.6. Sea θ el ángulo de inclinación, llamado ángulo de alabeo.

La estabilidad estática lateral es la tendencia que exhibe una aeronave, o la falta de ella, para generar momentos de giro que retoman la aeronave a su condición de vuelo original.

Fuerzas y momentos en la estabilidad lateral.

Las fuerzas y momentos fundamentales que intervienen en la estabilidad estática lateral son los siguientes:

Efecto diedro:

El ángulo diedro es el ángulo que forma el plano del ala con la horizontal (fig. 4.6). Este puede ser positivo o negativo positivo cuando el ala se inclina hacia arriba y negativo en el caso contrario.

Ala alta.

El ala alta introduce estabilidad lateral, aunque, normalmente esta característica no es criterio de diseño principal de diseño principal del aeronave de ala alta.

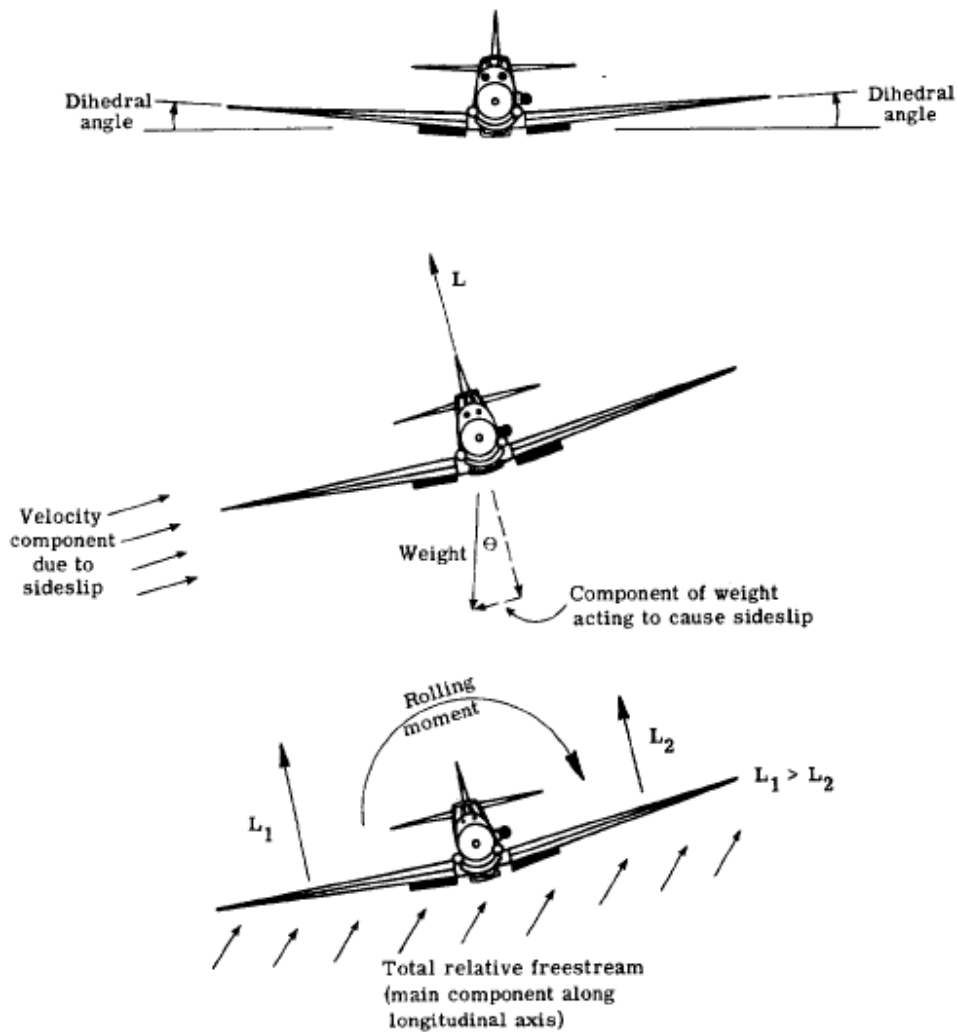


Fig. 4.6.- Estabilidad lateral.

4.6 Estabilidad Dinámica

Como ya se a dicho la estabilidad dinámica se refiere a la variación de posición que experimenta la aeronave en relación con el tiempo, una vez perturbado.

Recuerde que solo tiene sentido hablar de estabilidad dinámica cuando la aeronave es estable desde el punto de vista estático. De no ser así, si el aeronave no es estable estáticamente, la aeronave diverge más y más de su posición de equilibrio y carece de sentido hablar de otro tipo de estabilidad.

La tendencia de la aeronave una vez perturbada de su posición de equilibrio puede ser: volver hacia la posición de equilibrio (estable), no volver a ella (inestable), o permanecer en la posición final alcanzada (neutra o indiferente).

Las fuerzas de inercia se relacionan con la tendencia que tienen las masas de la aeronave a resistir cualquier tipo de aceleración o desaceleración. El momento de inercia de un cuerpo, o de una aeronave en este caso, mide la resistencia que opone dicho cuerpo a las aceleraciones y desaceleraciones angulares. La particularidad de un momento de inercia y que se trata de un factor que depende de otros dos: de la masa del cuerpo, y de la distancia que existe entre el eje de giro y los distintos centros de masas que componen el cuerpo.

En una aeronave se consideran tres momentos de inercia: el momento de inercia con respecto al eje de alabeo, otro con respecto al eje de cabeceo y otro con respecto al eje de guiñaba.

Las fuerzas de amortiguamiento, por su parte, aparecen en la aeronave para contrarrestar el movimiento de rotación alrededor de alguno de sus tres ejes. Las fuerzas de amortiguamiento se deben a la variación real que experimenta el ángulo de ataque de la aeronave cuando se somete a movimientos de rotación.

El problema real de las fuerzas de amortiguamiento es, de hecho más complicado que el apuntado aquí porque el régimen de guiñada afecta al régimen de alabeo y viceversa.

4.6.1 Modos de estabilidad dinámica.

Las aeronaves exhiben, de forma natural, dos movimientos oscilatorios dinámicos alrededor del eje longitudinal, y tres en el combinado lateral-guiñada. Los últimos se estudian juntos por los efectos combinados que aparecen.

4.6.1.1 Modos longitudinales. Oscilaciones Fugoide y de incidencia.

Los modos de inestabilidad dinámica longitudinal se muestran en la figura 4.6. el primer modo de inestabilidad (grafico superior) recibe el nombre de oscilación fugoide.

Tan antigua como el vuelo, los primeros aviadores lucharon contra este tipo de oscilaciones, que no comprendían. De hecho hasta 1913 no se resolvieron las ecuaciones de la dinámica de vuelo de la aeronave, donde se descubrieron estos movimientos (las soluciones de las ecuaciones).

La oscilación fugoide es una oscilación larga, que decae o se amortigua lentamente. Sucede a lo largo de la ruta de la aeronave. Las oscilaciones fugoide no presentan ningún peligro ya que son relativamente fáciles de controlar.

Otra oscilación que se muestra en la figura 4.6, recibe el nombre de oscilación de incidencia. Se denomina así por que hay variación sustancial de la posición o actitud de la aeronave.

Es una oscilación de periodo muy corto, es decir, las mismas posiciones de la aeronave se repiten de forma muy rápida, como se ha intentado describir en la figura. Normalmente, la oscilación acaba sin más intervención por parte del sistema del control (piloto)

No obstante, conviene resaltar el hecho de que es una oscilación de periodo muy corto; esto quiere decir que, por lo común, la reacción del sistema de control es más lenta si la lleva a cabo.

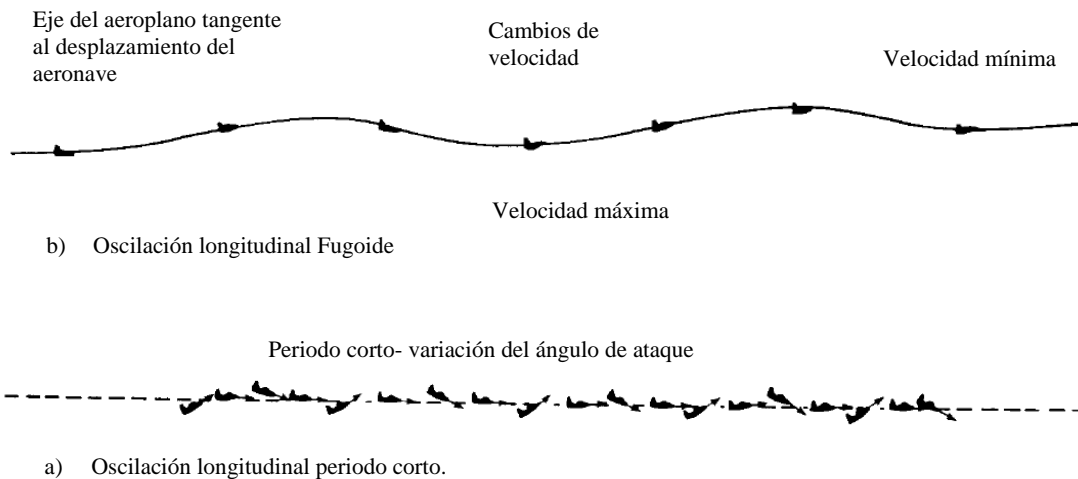


Fig. 4.6.- Oscilación Dinámica Longitudinal.

4.6.1.2 Modos transversales. Divergencias y Balanceo holandés.

Ya sabemos que la estabilidad lateral y direccional de la aeronave están relacionados. El movimiento de alabeo de la aeronave origina un movimiento de guiñada, y a la inversa, la guiñada produce un movimiento de alabeo por esto se dice que hay un acoplamiento entre la estabilidad estática lateral y direccional. Curiosamente, el acoplamiento de estos dos modos estáticos de estabilidad ocasionan tres movimientos dinámicos singulares en la aeronave.

Los tres movimientos dinámicos importantes son: la divergencia direccional, la divergencia en espiral y el balanceo holandés (Dutch roll).

- La divergencia direccional es consecuencia de una inestabilidad direccional del diseño de una aeronave.

Cuando una aeronave de estas características de diseño se perturba en alabeo o en guiñada, desarrolla momentos de guiñada que tienen un efecto de aumentar mas esta ultima. En el caso limite, la aeronave se pone de lado frente al viento relativo. La fig. 4.6 grafico a), muestra el ejemplo simple de la divergencia direccional.

- La divergencia en espiral, aparece cuando una aeronave posee gran estabilidad estática direccional y regular estabilidad lateral.

Supongamos el caso de una aeronave con gran estabilizador vertical, sin embargo, las alas carecen o tienen poco diedro. En caso como este, cuando se inclina el aeronave resulta que su gran estabilidad direccional genera fuerzas laterales que tienden a aprobarlo al viento relativo. El ala exterior que va más aprisa, genera mas fuerza de sustentación y la aeronave se inclina aun más. Como no hay o es escaso el efecto estabilizador del diedro para compensar el alabeo, resulta que el aeronave se inclina mas y entra en picada en espiral cada vez mas acelerado.

- El balanceo holandés, o Dutch roll, tiene parte de las dos divergencias vistas anteriormente (fig. 4.6)

En este caso la estabilidad lateral de la aeronave es alta comparada con la estabilidad direccional. Si se produce un derrape a la izquierda, como muestra la ilustración, resulta que la aeronave guiña en esta dirección por que el ala izquierda presenta mayor resistencia al avance que el ala derecha. Ahora bien, el ala izquierda genera mas sustentación que la derecha, de manera que se inicia un movimiento de alabeo a la derecha. Muchas aeronaves utilizan estabilizadores dorsales para reducir el efecto del balanceo holandés como el que se muestra en la figura 4.6. Los estabilizadores no tienen solo este objeto; de hecho sus funciones principales suelen estar relacionadas con la mejora de la estabilidad direccional a altos ángulos de ataque, pero muchas veces se obtiene provecho adicional, pues el aumento de la estabilidad direccional disminuye los efectos del Balanceo holandés.

🌐 CAPITULO V: **Sistemas de Control**

5.1 Definición de Sistema de control.

Un sistema de control está definido como un conjunto de componentes que pueden regular su propia conducta o la de otro sistema con el fin de lograr un funcionamiento predeterminado.

Un sistema de control consiste de subsistemas y procesos reunidos con el propósito de controlar la salida (output) de un proceso.

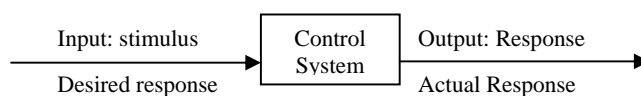


Fig 5.1.- Descripción simplificada de un Sistema de Control.

Con los sistemas de control podemos mover equipo muy grande (maquinaria) con mucha precisión que de otra manera sería imposible.

Se construyen Sistemas de Control por cuatro principales razones: poder de amplificación, control remoto, conveniencia en la entrada de señal y la compensación de disturbios. Por ejemplo: una antena de un radar, etc.

5.2 Tipos de sistemas de control.

Los sistemas de control son agrupados en tres tipos básicos:

1. Hechos por el hombre: como los sistemas eléctricos o electrónicos que están permanentemente capturando señales de estado del sistema bajo su control y que al detectar una desviación de los parámetros pre-establecidos del funcionamiento normal del sistema, actúan mediante sensores y actuadores, para llevar al sistema de vuelta a sus condiciones operacionales normales de funcionamiento.
2. Naturales: incluyendo sistemas biológicos. Por ejemplo los movimientos corporales humanos como el acto de indicar un objeto que incluye como componentes del sistema de control biológico los ojos, el brazo, la mano, el dedo y el cerebro del hombre. En la entrada se procesa el movimiento o no, y la salida es la dirección hacia la cual se hace referencia.
3. Cuyos componentes están unos hechos por el hombre y los otros son naturales. Se encuentra el sistema de control de un hombre que conduce su vehículo, este sistema está compuesto por los ojos, las manos, el cerebro y el vehículo. La entrada se manifiesta en el rumbo que el conductor debe seguir sobre la vía y la salida es la dirección actual del automóvil.

4. Un sistema de control puede ser neumático, eléctrico, mecánico o de cualquier tipo, y su función es recibir entradas, y coordinar una o varias respuestas según su lazo de control (para lo que esta programado).

Características de un sistema de control:

- Señal de corriente de entrada: Considerada como estímulo aplicado a un sistema desde una fuente de energía externa con el propósito de que el sistema produzca una respuesta específica.
- Señal de corriente de salida: Respuesta obtenida por el sistema que puede o no relacionarse con la respuesta que implicaba la entrada.
- Variable Manipulada: Es el elemento al cual se le modifica su magnitud, para lograr la respuesta deseada.
- Variable Controlada: Es el elemento que se desea controlar.
- Conversión: Mediante receptores se generan las variaciones o cambios que se producen en la variable.
- Variaciones externas: Son los factores que influyen en la acción de producir un cambio de orden correctivo.
- Fuente de energía: Es la que entrega la energía necesaria para generar cualquier tipo de actividad dentro del sistema.
- Retroalimentación: La retroalimentación es una característica importante de los sistemas de control de lazo cerrado. Es una relación secuencial de causas y efectos entre las variables del sistema. Dependiendo de la acción correctiva que tome el sistema, éste puede apoyar o no una decisión, cuando en el sistema se produce un retorno se dice que hay una retroalimentación negativa; si el sistema apoya la decisión inicial se dice que hay una retroalimentación positiva.

La representación de los problemas en los sistemas de control se lleva a cabo mediante tres representaciones básicas o modelos:

- Ecuaciones diferenciales y otras relaciones matemáticas.
- Diagramas en bloque.
- Gráficas en flujo de análisis.

Los diagramas y las gráficas de flujo son representaciones gráficas que pretenden el acortamiento del proceso correctivo del sistema, sin importar si está caracterizado de manera esquemática o mediante ecuaciones matemáticas. Las ecuaciones diferenciales se emplean cuando se requieren relaciones detalladas del sistema. Cada sistema de control se puede representar teóricamente por sus ecuaciones matemáticas.

5.3 Clasificación de los sistemas de control según su comportamiento.

Sistema de control de lazo abierto (Open-Loop): Es aquel sistema en que solo actúa el proceso sobre la señal de entrada, y da como resultado una señal de salida independiente. Estos sistemas se caracterizan por:

- Sencillos y de fácil concepto
- Nada asegura su estabilidad ante una perturbación
- No puede ser compensado
- La salida no se compara con la entrada
- Afectado por las perturbaciones
- La precisión depende de la previa calibración del sistema

5.3.1 Sistemas de lazo abierto (Open-Loop Systems).

El sistema consiste de varios subsistemas algunos como lo pueden ser el llamado *input transducer* que convierte la entrada (input) a una señal utilizada por el controlador. El controlador maneja el proceso. Algunas veces la entrada es llamada *referencia* mientras que la salida (Output) puede ser llamada *control variable*. Otra señal mostrada es la de *disturbances* que son ruidos que pueden interferir con el proceso. La salida de proceso vía *summing junction* (suma de las uniones) que ceden la suma algebraica de sus señales de input que usan signos asociados

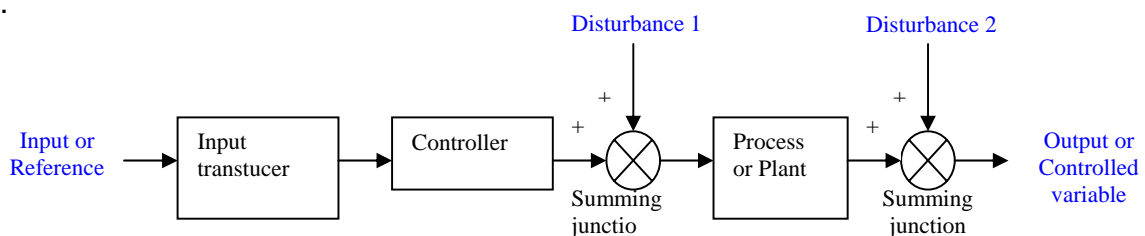


Fig. 5.2.- Sistema de lazo abierto.

5.3.2 Sistema de control de lazo cerrado (Closed-Loop).

Son los sistemas en los que la acción de control está en función de la señal de salida. Sus características principales son:

- Complejos, pero amplios de parámetros.
- La salida se compara con la entrada y la afecta para el control del sistema.
- Estos sistemas se caracterizan por su propiedad de retroalimentación.
- Más estable a perturbaciones y variaciones internas
- Puede ser compensado.

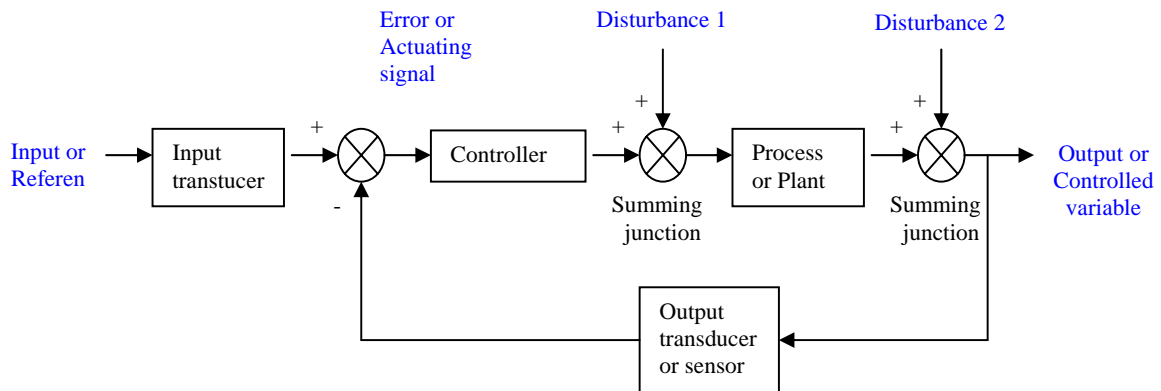


Fig. 5.3.- Sistema de lazo cerrado.

5.4 Caracterización de un sistema lineal invariante en el tiempo

5.4.1 Modelo de un sistema

Un sistema físico puede caracterizarse dinámicamente a través de las ecuaciones diferenciales que describen las leyes físicas que rigen el comportamiento de dicho sistema.

Se debe tener en cuenta que una descripción completa y precisa del sistema físico puede resultar demasiado compleja y laboriosa; por ello debemos modelar el sistema llegando a un compromiso entre la exactitud y la sencillez requeridas al sistema. En cualquier caso se debe garantizar que el modelo obtenido responda a las exigencias iniciales del estudio, pues ello determina el rango de validez de un modelo (por ejemplo: alta frecuencia en un estudio circuital). De hecho, un modelo será válido mientras se cumplan las hipótesis que han permitido simplificarlo.

Por último, ha de indicarse que el campo de estudio del modelado de sistemas se encuentra actualmente en fase de determinación de las reglas de identificación de sistemas, utilizándose para ello software de alto nivel.

5.4.2 Clasificación de sistemas

Los sistemas pueden clasificarse en sistemas lineales y no lineales; otra posible clasificación los divide en sistemas variantes o invariantes en el tiempo.

- **Sistemas lineales:** son aquellos que pueden describirse mediante ecuaciones diferenciales lineales. La propiedad más importante es que permiten el principio de superposición. Esta propiedad puede utilizarse para determinar de un modo experimental si un sistema es o no lineal.

- **Sistemas no lineales:** son aquellos que no son lineales; es decir, se caracterizan por ecuaciones diferenciales no lineales. En realidad todo sistema es no lineal, aunque la mayoría es linealizable a tramos (circunstancia que se utiliza para poder caracterizar un sistema no lineal como uno lineal en un entorno determinado). En este tipo de sistemas, el principio de superposición no es aplicable.

Saturación de un
operacional

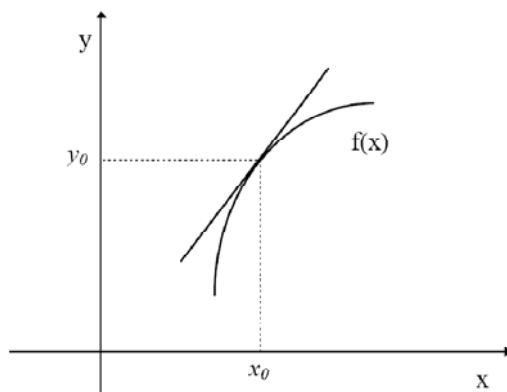
Característica cuadrática
de un diodo

Zona muerta

Fig. 5.4.- Ejemplos de sistemas no lineales

Linealización:

Dada una función no lineal $y = f(x)$, su linealización en el entorno de un determinado punto de trabajo (x_0, y_0) se obtiene de la forma siguiente:



$$de \ y - y_0 = \left(\frac{df(x)}{dx} \right) \Big|_{x=x_0} \cdot (x - x_0)$$

Fig. 5.5.- Linealización.

Que coincide con la ecuación de la recta de pendiente igual a la derivada de la función no lineal en el punto (x_0, y_0) , y que pasa por dicho punto. Debe observarse que la diferencia entre la recta y la función no lineal indica el rango de validez del modelo, es decir, la tolerancia permitida debe ser mayor que dicha diferencia.

5.4.3 Función de transferencia

En general, cualquier sistema lineal invariante en el tiempo (*SLIT*) puede modelarse mediante una ecuación diferencial de la forma:

$$a_0 y^{(n)} + a_1 y^{(n-1)} + a_2 y^{(n-2)} + \dots + a_n y = b_0 x^{(m)} + b_1 x^{(m-1)} + b_2 x^{(m-2)} + \dots + b_m x$$

donde: $y^{(n)} = \frac{d^n y}{dt^n}$; $n \geq m$

Esta ecuación diferencial relaciona la señal de salida $y(t)$ de un sistema con la señal de entrada $x(t)$ al mismo, y permite conocer la respuesta de dicho sistema a una señal de entrada determinada, mediante su resolución. A esta ecuación diferencial se le denomina *ecuación característica del sistema*. Sin embargo, el tratamiento analítico del sistema a través de la ecuación característica diferencial es, en general, complejo. Es por ello que se introduce el concepto de *función de transferencia*. La función de transferencia de un sistema lineal invariante en el tiempo se obtiene realizando la transformada de Laplace de la ecuación característica del sistema, con condiciones iniciales nulas.

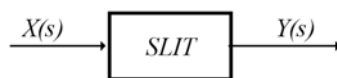
Ecuación característica:

$$a_0 y^{(n)} + a_1 y^{(n-1)} + a_2 y^{(n-2)} + \dots + a_n y = b_0 x^{(m)} + b_1 x^{(m-1)} + b_2 x^{(m-2)} + \dots + b_m x$$

TI/CI = 0:

$$\frac{Y(s)}{X(s)} = G(s) = \frac{b_0 s^m + b_1 s^{m-1} + \dots + b_m}{a_0 s^n + a_1 s^{n-1} + \dots + a_n} \quad (n \geq m)$$

Donde n = orden del sistema.



Función de transferencia: $G(s) = \frac{Y(s)}{X(s)}$ con CI = 0

5.4.4 Modelo del Sistema.

La función de transferencia 'contiene' toda la información de la dinámica del sistema. En concreto, la característica dinámica del sistema depende fundamentalmente de las raíces del denominador de la función de transferencia; estas raíces se denominan polos de la función de transferencia. Al polinomio obtenido en el denominador de una función de transferencia se le denomina *polinomio característico*. Para que un sistema sea físicamente realizable, el orden del denominador debe ser mayor o igual (de hecho en la práctica siempre es mayor) que el orden del numerador, de este modo se garantiza que el sistema es causal.

🌐 CAPITULO VI: Diseño y construcción del sistema.

6.1 Introducción

Durante los capítulos anteriores se ha estudiado gran parte de la teoría que sustenta el trabajo. A continuación se presenta el diseño del sistema que se pretende automatizar. Como se ha visto un aeronave está integrado por numerosos sistemas que controlan muchos parámetros y funciones del avión, dado que es una tarea interdisciplinaria se pretende atacar solo una parte de todos los sistemas involucrados en una aeronave (UAV).

Como primer punto se ataco la parte de estabilidad y control de la aeronave, después nos adentraremos a los sistemas que controlan estos movimientos. En seguida se propondrá un diseño de control que emulara al utilizado así como su diagrama del sistema para terminar con el banco de pruebas de nuestro prototipo.

6.2 Desarrollo del sistema.

Comenzare explicando de manera más específica que es el lo que se va a automatizar. Como se pudo ver en el capítulo 4 de este trabajo existen diferentes movimientos en una aeronave que son causados por una gran cantidad de parámetros como lo pueden ser: la turbulencia, las diferentes fuerzas que hacen que se eleve la aeronave o las fuerzas y momentos necesarios para poder controlar el desplazamiento de la aeronave.

También vimos que la aeronave tiene grados de libertad, partiendo de este punto diremos que nos enfocaremos a los grados de libertad que se lleven a cabo en el eje longitudinal de la aeronave. Por lo cual recordaremos los siguientes puntos.

Estabilidad

El concepto de estabilidad se define simplemente como la cualidad en la que una aeronave estable tiende a regresar a la condición de estabilidad de forma autónoma. Se distingue entre:

- Estabilidad estática.
- Estabilidad dinámica.

Estabilidad estática: está presente cuando las fuerzas creadas por una perturbación, tal como el momento de cabeceo debido a un incremento en el ángulo de ataque, la misma naturaleza de la perturbación empujan al avión a recuperar su estado original. Si las fuerzas de recuperación son demasiado fuertes el avión puede pasarse de sus valores iniciales y entrar en un modo oscilatorio incontrolable

Estabilidad dinámica: está presente si el movimiento dinámico del avión regresa eventualmente a su estado original

Estabilidad Estática Longitudinal

El hecho que la mayoría de los aviones son simétricos sobre la línea central permite desacoplar el análisis de la estabilidad y control en longitudinal y lateral-direccional.

Las fuerzas y momentos que actúan en un avión son las que determinan tanto su estabilidad estática, dinámica como su maniobrabilidad, y depende de las contribuciones de los diferentes elementos de un avión[8]:

- Alas.
- Fuselaje.
- Cola. (Trasera convencional y/o Delantera: canard)
- Motor

Momentos de Cabeceo. Contribución del motor:

- Empuje por la distancia vertical del motor.
- Fuerza vertical producida por el motor al modificar el flujo de aire.
- Propwash influye en el ángulo de ataque efectivo de la cola y posiblemente del ala

Estabilidad Dinámica Longitudinal

Estabilidad dinámica está presente si el movimiento dinámico del avión regresa eventualmente a su estado original. En el movimiento longitudinal se definen claramente dos modos:

- Modo Fugoide (Phugoid mode)
- Modo de periodo corto (Short Period)

6.2.1 Sistema a analizar.

Teniendo los puntos anteriores presentes y recordando el capitulo 1y 2 podemos deducir que el movimiento sobre el eje longitudinal de la aeronave esta dado principalmente por las superficies de control (empenaje horizontal) y el sistema motor propulsor.

Como ya se menciona previamente el trabajo, este está enfocado en la estabilidad longitudinal controlada por el sistema moto-propulsor (ver capitulo 2), por lo que a continuación se presenta una imagen con nuestro sistema.

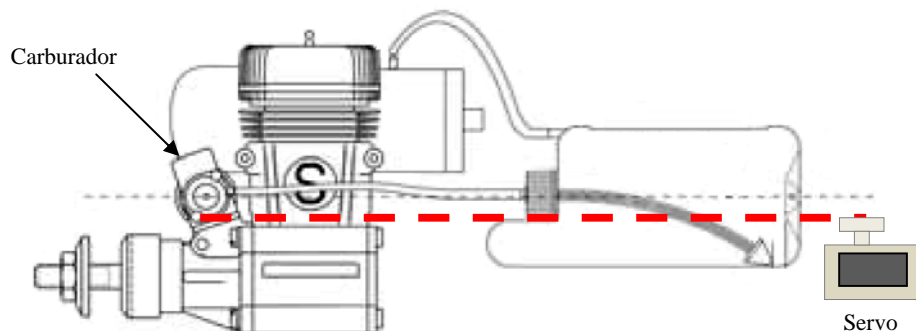


Fig. 6.1.- Concepto del sistema

En la figura 6.1 podemos ver el motor de dos tiempo, el tanque de combustible (el cual se encuentre a la altura del carburador), el servo y la varilla (línea punteada) que enlaza el servo con el carburador.

Ahora recordando el capítulo 5 podemos representar todo el diseño del sistema por medio de los diagramas a bloques, el cual quedaría representado de la siguiente manera:



Fig. 6.2.- Sistema de lazo cerrado.

En el diagrama (figura 6.2) podemos ver la que representación de un sistema del tipo lazo cerrado y consta de una señal de entrada la cual es proporcionada por un transmisor (radiocontrol), el cual da la orden al servo, a continuación hay una respuesta del sistema y se retroalimenta a través del tacómetro. Cabe mencionar que en las primeras pruebas que se realizaran al final del trabajo son del laso cerrado a través de la persona que haga las mediciones con el Tacómetro. Posteriormente se realizara con un tacómetro de Efecto Hall controlado a través del microcontrolador.

La señal de entrada como ya se menciona es transmitida por el radiocontrol ahora hay que emular esta señal con ayuda de un microcontrolador y una PC, por lo que será necesario conocer todas las especificaciones de los elementos involucrados en este sistema

Empezaremos por mencionar al sistema moto-propulsor, el cual como ya se dijo previamente está integrado por un motor de dos tiempo y una hélice de paso fijo. La característica particular de hélice (capítulo 2) está dada por la cilindrada del motor por lo que el paso es de 9x4 y un diámetro de 22.5 cm.



Fig. 6.3.- Hélice.

El motor que se va a utilizar es un motor Norvel de 0.25 pulgadas cubicas como se puede ver en la ficha técnica siguiente.

NORVEL The Leader in Small Engine Technology

BigMig Sport .25 R/C Revlite



These screaming NORVEL .15's have the best power-to-weight ratio in their class. The NORVEL B15 weighs almost the same as an ABC-style .10 size engine! All-aluminum, one-piece cylinder/sleeve made of exclusive Revlite technology reduces weight, improves cooling, and increases power. Unique SolidBod single-needle carb adjusts fuel mixture instantly and is durable (unlike remote needle designs). Better yet, the extended, angled needle valve is safely adjusted from the rear of the engine. NORVEL Warranty is 3 years.

Mounting dimensions match other .15-size plain-bearing engines, such as the O.S. FP .15. Prop shaft is removable. Insert one way for long shaft and the opposite way for short shaft. Uses standard glow plug.

Specifications:

Bearing	Plain Hydraulic	Horsepower	.85 at 15,500 rpmncl. Muffler
Fuel	0-35% nitro	RPM w/ 9x4+B519 APC	3,500 - 15,500
Warranty	3 yr	Glow Plug	Not Included
Muffler Included	Rotating Exhaust Outlet, Attached w/ bolts, Pressure Tap	Weight	8.03 oz (250 g) incl muffler
Displacement	.25 cu in (4.1 cc)	Fuel Consumption	20.29 fl oz/hour (250 g/hour)
Cylinder Piston Set	Revlite AAO (Aluminum piston Nickel-plated, Aluminum cylinder Oxide ceramic coating)	Carburetor	Single Needle SolidBod Carb w/ Angled, Extended Needle Valve

Otro aspecto importante de nuestro sistema es el servo. El Servo utilizado en este trabajo es de la marca *Futaba* modelo S3003 el cual funciona con una señal PWM (ver capítulo 3). Todos los aditamentos incluidos como lo pueden ser el radio control y el receptor también son de la misma marca. Cabe mencionar que se escogió esta debido a que es muy comercial.

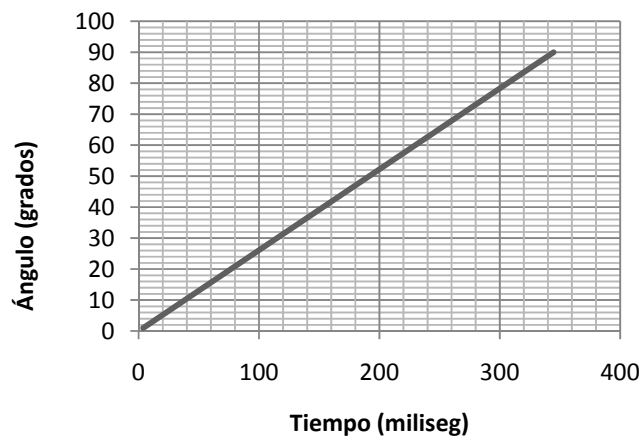
Las especificaciones del servo se presentan en la siguiente tabla:

S3003 Standard		
FUTM0031		
Volts	Torque	Speed
4.8V	44.4 oz-in. 3.2 kg-cm.	0.23 seg./60°
6.0V	56.9 oz-in.	0.19 seg./60°
Dimensions		Weight
1.6 x 0.8 x 1.4 in. 40.4x19.8x36 mm.		1.3 oz. 37.2 g.

Tab. 6.1.- Especificaciones del servo S3003

Fig. 6.4.- Servo marca Futaba.

Ya que en el diseño del sistema nos concentraremos en el motor de dos tiempos, se despreciaran algunos elementos como en el caso del servo que se considera que su respuesta es instantánea. Esto quiere decir que la velocidad de respuesta del servo es lineal como se ve en la grafica 6.1.,



Grafica 6.1.- Respuesta del servo en función del tiempo.

Como ya se menciona en el capítulo 3 el servo funciona a través de la modulación del ancho de pulso de una señal digital de 55 Hz emitida por el radiocontrol, por lo que se tuvo que caracterizar el servo para que obtuviéramos la respuesta deseada.

Para lograr esto se tuvo que conocer qué porcentaje del Duty es necesario para mover el servo 90 grados para después poder manipularlo grado por grado. A continuación se presentan los cálculos necesarios

Como primer dato sabemos que el servo trabaja con una frecuencia de 55 Hz. Por lo ahora se calculo el periodo con la siguiente formula.

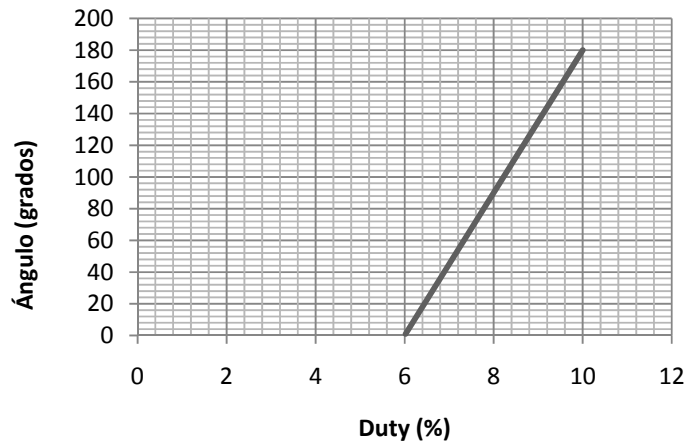
$$T = \frac{1}{f} = \frac{1}{55\text{Hz}} = 0.01799 \text{ seg} = 17.99 \sim 18 \text{ miliseg}$$

Considerando que los valores que controlan el movimiento del servo están comprendidos entre 6% y el 10% del periodo de la señal (Duty) por lo tanto podemos establecer que el 100% de Duty equivale a los 18 miliseg. De esto podemos visualizar en la siguiente tabla que:

Frecuencia (Hz)	Duty	Mov. Del servo	1	0	Periodo (mseg)
55	6%	0° (min)	0.8	17.2	18
55	7%	45°	1.35	16.65	18
55	8%	90°	1.9	16.1	18
55	9%	135°	2.45	15.55	18
55	10%	180° (max)	3	15	18

Tab. 6.2.- Movimiento del servo según el porcentaje del Duty

De aquí podemos observar que si queremos que el servo se desplace un grado tendremos que aumentar el Duty 0.02222% el cual equivale a 0.0122 miliseg. Este valor es muy impórtate ya que se va utilizar para programar el micro controlador más adelante.



Grafica 6.2.- Respuesta del servo en función del Duty.

Este sistema motor-servo es controlado a través del radiocontrol por lo que el siguiente paso es conocer más a detalle los integrantes de nuestro sistema. El radio control utilizado es T6XA de la marca Futaba de 6 canales y el cual trabaja con una señal PCM a 73.333 MHz.



Figura 6.5 Radio control marca Futaba utilizado en los experimentos

El radiocontrol transmite como ya se menciono antes con una señal PCM que es la portadora a su vez de la señal moduladora PWM, esta es recibida por el receptor (antena), después es procesada (decodificada) en la MCU (Unidad Central de Control) la cual recibe la señal PWM y ordena al servo como debe moverse (ver capitulo 3).

A continuación se presenta un diagrama que nos muestra claramente lo dicho.

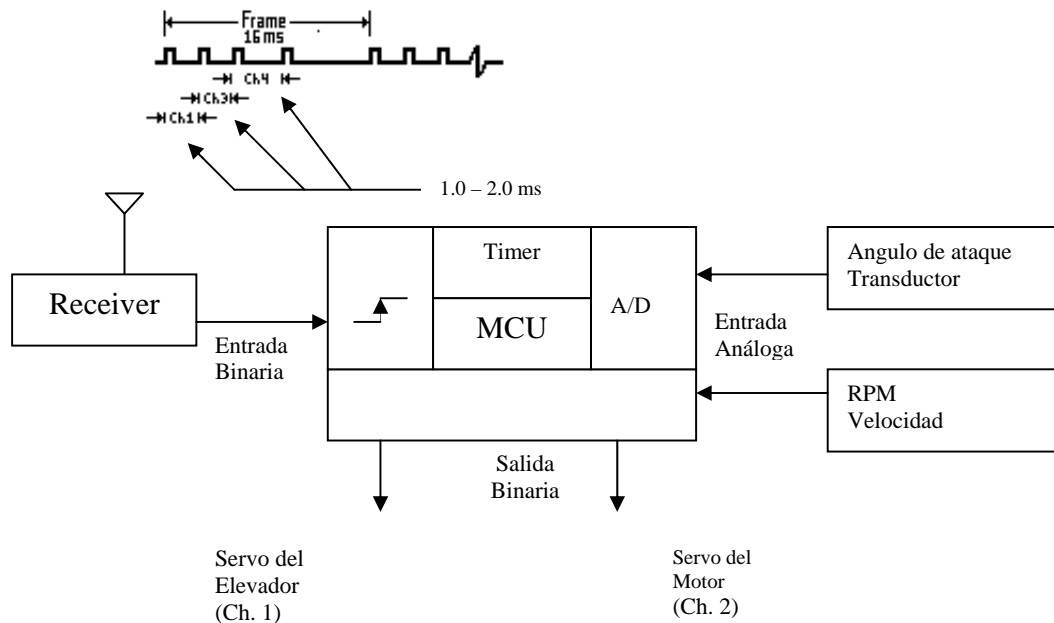


Fig. 6.6.- Diagrama esquemático del sistema controlado por un radiocontrol.

Ahora el gran paso a dar es sustituir parte del sistema para que siga funcionando en forma autónoma. Para esto prescindiremos del radiocontrol así como del receptor como se puede ver en la Figura 6.7.

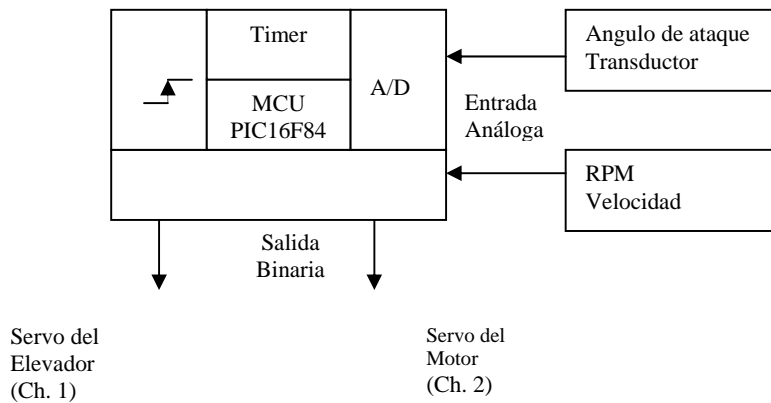


Fig. 6.7.- Diagrama esquemático de un autopiloto basado en un PIC16F84.

Ahora la figura 6.7 muestra el diagrama esquemático del sistema controlado por el microcontrolador. Esto es que ya no se recibe ninguna señal enviada desde el radiocontrol en tierra, todo el proceso se lleva a cabo en la MCU el cual está controlado por el PIC16F84. El cual al igual que el radiocontrol genera una señal digital PWM para manipular al servo. Como se puede ver es parecido al anterior pero sin una antena receptora ya que ahora el microcontrolador es el que varía el ancho de pulso el cual es necesario para situar en una posición dada al servo.

La configuración del radiocontrol y el receptor es sustituida, por lo que ahora la MCU adquiere los siguientes elementos (figurara 6.8 y 6.9):

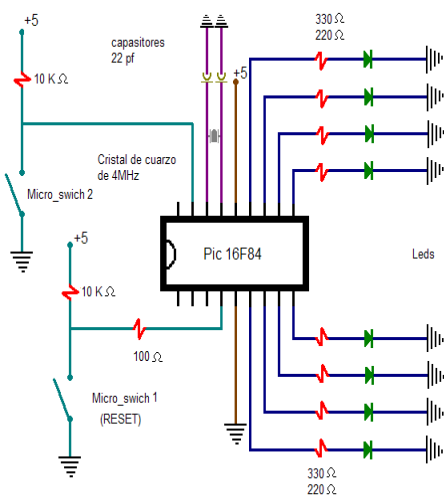


Fig. 6.8.- Diagrama del microcontrolador.

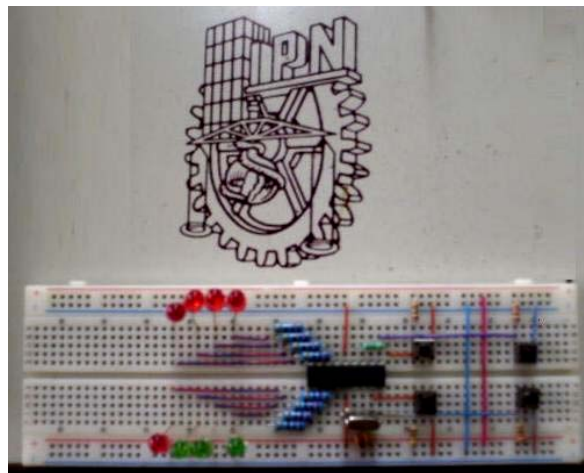


Fig. 6.9.- Circuito armado en Protobolt

Ahora la MCU solo va a recibir una señal que corresponde a las RPM detectadas por el tacómetro. Y esta a su vez generara una señal para el movimiento del servo.

Utilizando los cálculos anteriores (Duty) se programo el microcontrolador para que nos entregue la señal requerida. En este trabajo se realizo una programación en lenguaje C en una PC y otro en lenguaje ensamblador con el programa MPLab, esto para comparar resultados al caracterizar el servo.

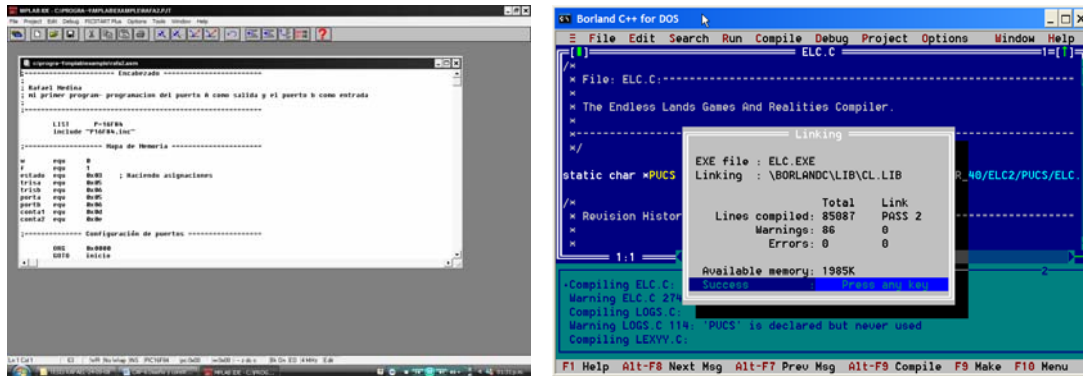


Fig 6.10.- Entorno de los programas MPLab.y C++

El programa utilizado en C es el siguiente:

```
#include<stdio.h>
#include<conio.h>
#include<dos.h>
main()
{
int dato,compara,ang; float suma,resta,fac;
ang=0; suma=0.852; resta=1.988;
clrscr();
do
{
scanf("%d",&dato);
if (dato==1) compara=1; if (dato==2) compara=-1;
ang=ang+compara;
printf("Programa para mover un servo");
printf("\n\n Elige una opcion:");
printf("\n\n 1. Mueve el servo a la derecha");
printf("\n\n 2. Mueve el servo ala izquierda");
printf("\n\n Angulo: %d º\n",ang);
printf("\n Tiempo (mseg): %f ",suma); printf("\n Tiempo (mseg): %f ",resta);
outportb(0x3bc,0xff);
delay(suma);
outportb(0x3bc,0x01);
delay(resta);
fac=compara*0.012622222; suma=suma+fac; resta=resta+fac;
}
while (dato==1 || dato==2);
}
```


La señal obtenida en estos dos casos es la siguiente:

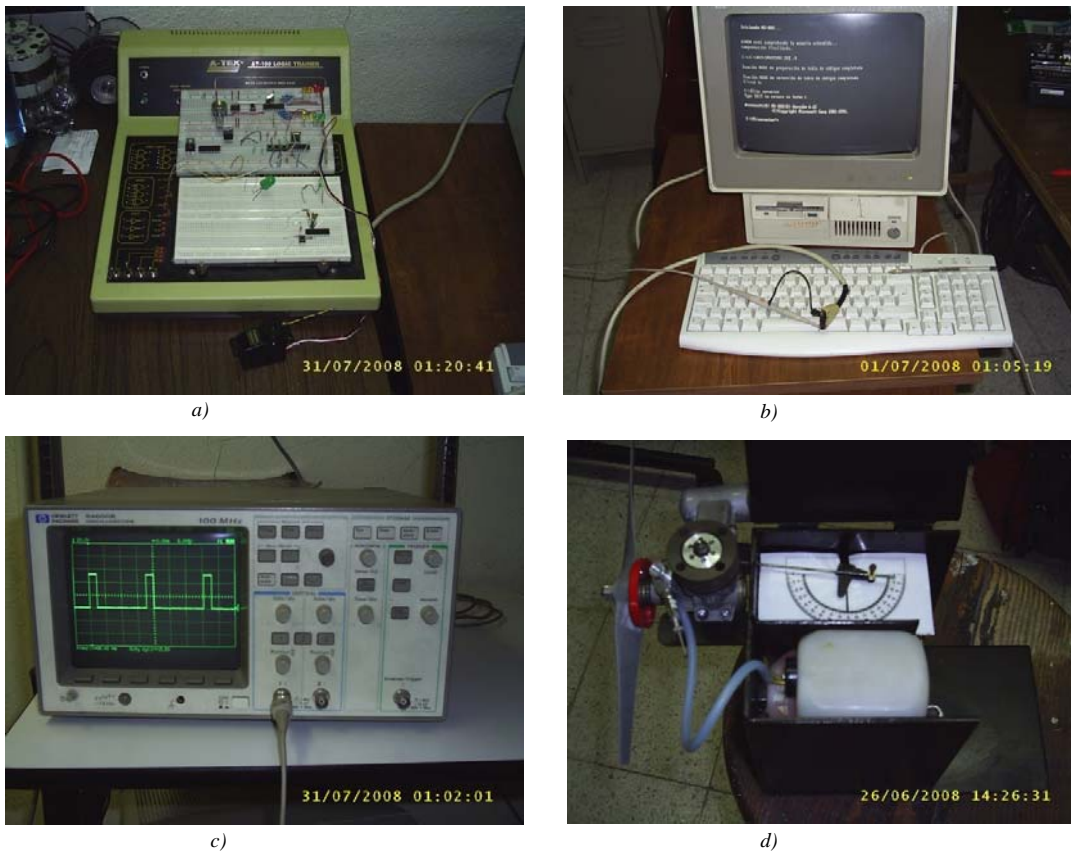


Fig. 6.11 Pruebas preliminares: a) Microcontrolador programado con MPLab, b) Programa en C++, c) Señal digital PWM, c) Servo controlado.

Las pruebas que se hicieron fueron con ayuda de un osciloscopio HP modelo S4600B (figura 6.11a). En este se comprobó que efectivamente tanto la PC como el microcontrolador entregan una señal digital a 55 Hz. La modulación del ancho de pulso se pudo visualizar en el osciloscopio así como el Duty Cycle. Finalmente se experimentó y se corroboró el funcionamiento del servo. Se realizaron varias pruebas para que quedara bien calibrado el ángulo de desplazamiento del servo.

El siguiente paso fue crear un banco de pruebas el cual soportara a todo el sistema tanto desde el punto de vista estructural como de las vibraciones para hacer las pruebas con el motor en marcha.

6.3 Banco de pruebas

Para poder experimentar el sistema que se pretende realizar es necesario tener un banco de pruebas que cumpla con las necesidades requeridas en este caso para el motor que se va a utilizar. Por lo que a continuación se presentan las características del mismo.

6.3.1 Consideraciones para la construcción del Banco de Pruebas.

Este es el elemento base de todo el sistema ya que sobre él actúan todos los otros elementos. Su función principal es la de soportar el motor de pruebas así como controlar su funcionamiento (principalmente la carga a la que está sometido). Independiente mente del sistema de inyección que este gestionado el suministro de combustible del motor.

De la fiabilidad y estabilidad del funcionamiento del banco dependerá en gran medida la exactitud de las diferentes pruebas y mediciones a efectuar. Esto es, el banco debe de ser capaz de estabilizar el funcionamiento del motor en cualquier punto de operación de su gama de trabajo, con un mínimo de oscilaciones alrededor de este punto. Con el objetivo de garantizar el correcto funcionamiento del banco, acorde con las exigencias de los objetivos propuestos.

Por lo tanto para correr, un motor es necesario instalarlo en un banco de pruebas o de ensayos. Este consta básicamente de los siguientes elementos: una cimentación que absorba y amortigüe las vibraciones, bancada, cuya misión es soportar el motor, sistema de alimentación de combustible al motor con instrumentos de medición de consumo.

6.3.2 Infraestructura creada ó acondicionada.

Para nuestro caso los elementos que necesitamos para la bancada son solo algunos de los mencionados anteriormente. Ya que nuestras necesidades son un poco diferentes debido al tipo de motor que vamos a probar. A continuación mencionaremos algunos de los utilizados:

- Una cimentación que absorba las vibraciones que se producen debido a la existencia en el motor de fuerzas de inercia no equilibradas y de los correspondientes momentos resultantes.
- Bancada, cuya misión es soportar el motor. Se debe tener cuidado que el banco de pruebas no obstruya el giro de la hélice.
- Soportes para montar y fijar el motor en la bancada.
- Soporte para la colocación del servo y de la antena receptora.
- Sistema de alimentación de combustible al motor.
- Sistema de refrigeración del motor. En nuestro caso el motor ya lo tiene integrado ya que ocupa aletas de enfriamiento
- Sistema de evacuación de los gases de escape.

6.3.3 Memoria de construcción del banco de pruebas.

- Se decidió construir el banco de pruebas en madera porque es fácil de trabajar y es suficiente para sostener el motor.
- El pegamento que se utilizo para unir el banco de pruebas es un epoxico ya que es el que se usa para pegar los modelos de aeromodelismo ya que incide las filtraciones del combustible.

- Una vez ensamblado el banco de pruebas se pinto con un recubrimiento vinílico en aerosol.
- Conforme se construyendo el banco de pruebas surgieron algunas dificultades como lo fue la colocación del servo ya que este no debe someterse a vibraciones y se debe aislar del paso de los gases de escape. También requirió mucho cuidado la colocación de la varilla que conecta el servo con el carburador ya que tiene que permitir un libre movimiento para que no interfiera.

Finalmente el diseño quedo de la siguiente manera:



Figura 6.12.- Bancada, motor, hélice, depósito de combustible y servo



Fig. 6.13.- Servo marca Futaba

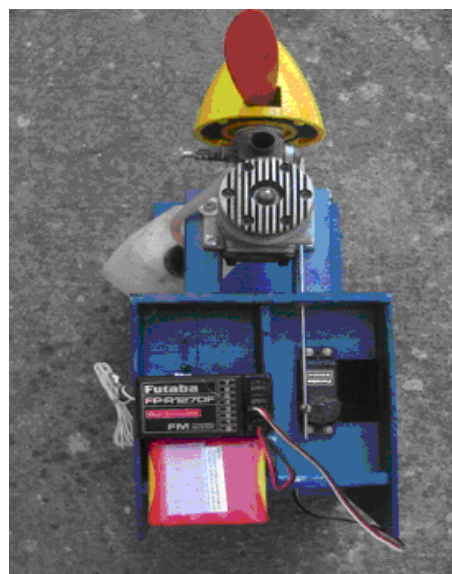


Fig. 6.14.- Radio receptor, batería, servo, bancada y motor

Con las vibraciones generadas por el motor fue necesario hacer otro banco de pruebas esta vez de metal.



Fig. 6.15.- Fotografía del sistema controlado por un operador a través del radio control.

6.3.4 Implementación del sistema de control en el banco de pruebas.

Una vez construido el banco de pruebas se hicieron las adecuaciones para que también su pudiera albergar el circuito con el micro controlador.

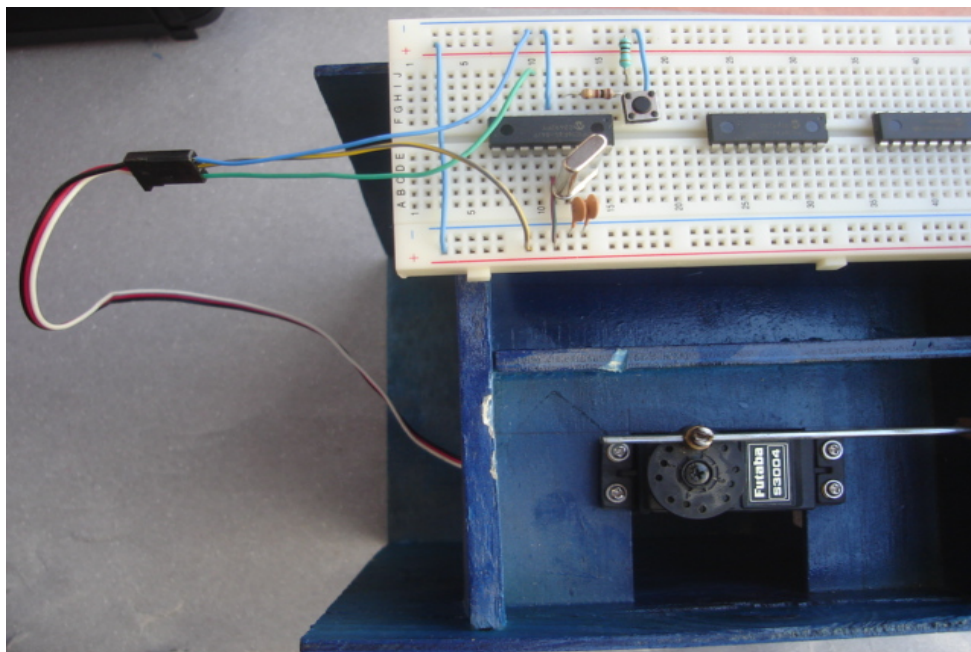


Fig. 6.16.- Microcontrolador PIC16f84 en tarjeta experimentadora conectada al servo

Circuito impreso de la tarjeta diseñada y construida, basada en base a microcontrolador para el control del servo, el cual a su vez controla las RPM del motor del aeromodelo

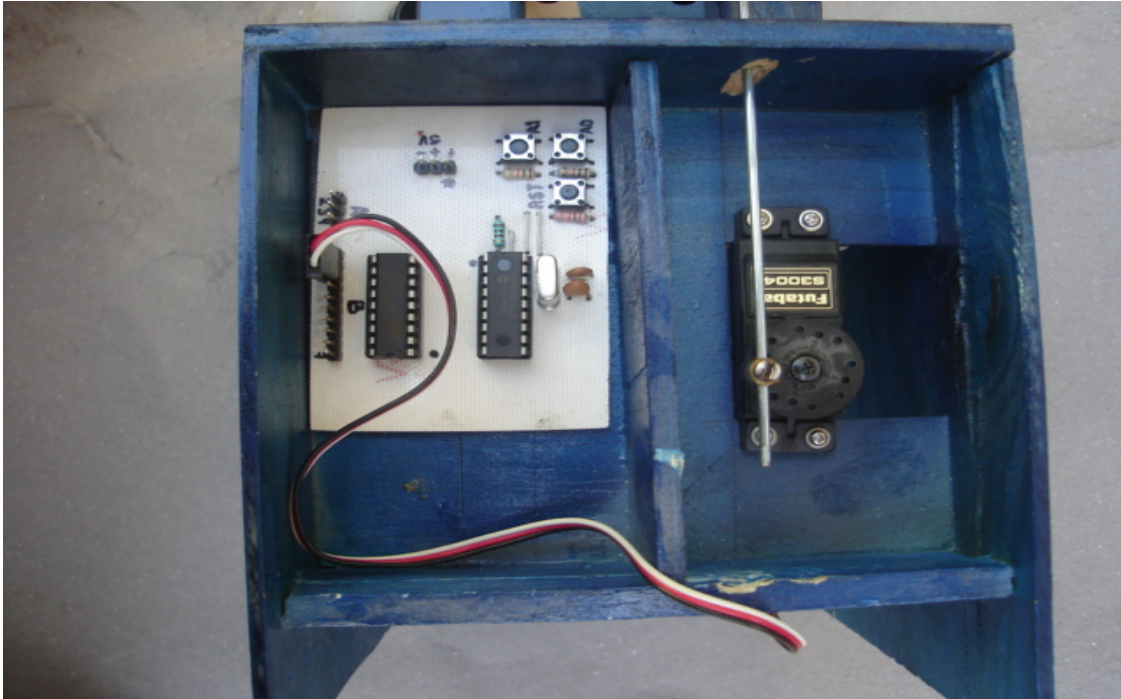


Fig. 6.17.- Montaje de la tarjeta electrónica en compartimiento de la bancada

6.4 Pruebas.

A continuación se presentan las pruebas que se realizaron para verificar el comportamiento del microcontrolador integrado a nuestro sistema, además de las gráficas del comportamiento de las RPM en función del ángulo de desplazamiento del servo.

En general los pasos que se siguieron en todas las pruebas son las siguientes:

- Funcionamiento del banco de pruebas.
- Corrida del motor. Para este motor se tuvo que dejar funcionando una hora para aflojar la máquina ya que era nueva.
- Regular el paso del combustible para mejorar la eficiencia en el consumo.
- Carburación del motor.
- Prueba del servo-carburador.
- Medición de las RPM.

Las pruebas que se realizaron se resumen en 3 (aun que fueron más), una controlando el motor a través del radio control, una a través de la PC y otra con el microcontrolador. En cada prueba se tuvieron que medir los parámetros: ángulo de desplazamiento en el servo y RPM generadas con el motor. Cabe resaltar que

todos los experimentos se realizaron en la ciudad de México por lo que se propone que para futuros trabajos se pueda ampliar estas mediciones y puedan experimentarse a diferentes alturas y establecer las curvas de comportamiento.



Fig. 6.18.- Equipo para pruebas.

6.4.1 Prueba 1.

La primera prueba consistió en correr el motor en el banco de pruebas.

Algunas de las dificultades que se presentaron fueron con el encendido aun que se soluciono con la utilización de una marcha. Ya encendido el motor vibraba el banco de pruebas por lo que se tuvo que buscar la forma de sujetarlo de una manera mas firme para evitar en lo posible las vibraciones.



Fig. 6.19.- Marcha.



Fig. 6.20.- Tacómetros ópticos utilizados en las pruebas

Una vez controlados estos problemas se comenzó hacer pruebas con el radio control a modo de ajustar el movimiento del servo (ver tabla 6.1) de modo que los 90° que tiene de movimiento el servo se ajustaran con el movimiento requerido para abrir y cerrar el barril del carburador. Se hizo coincidir la posición del servo a los 0° cuando el barril está cerrado y se comprobó que cuando el barril está totalmente abierto es cuando el servo se desplaza 84°.

El siguiente parámetro medir fue las RPM que genera el motor en ralentí y el máximo de RPM. En seguida las RPM que se generan a diferentes ángulos del movimiento del servo para establecer una curva de comportamiento de las RPM vs ángulo en el servo.

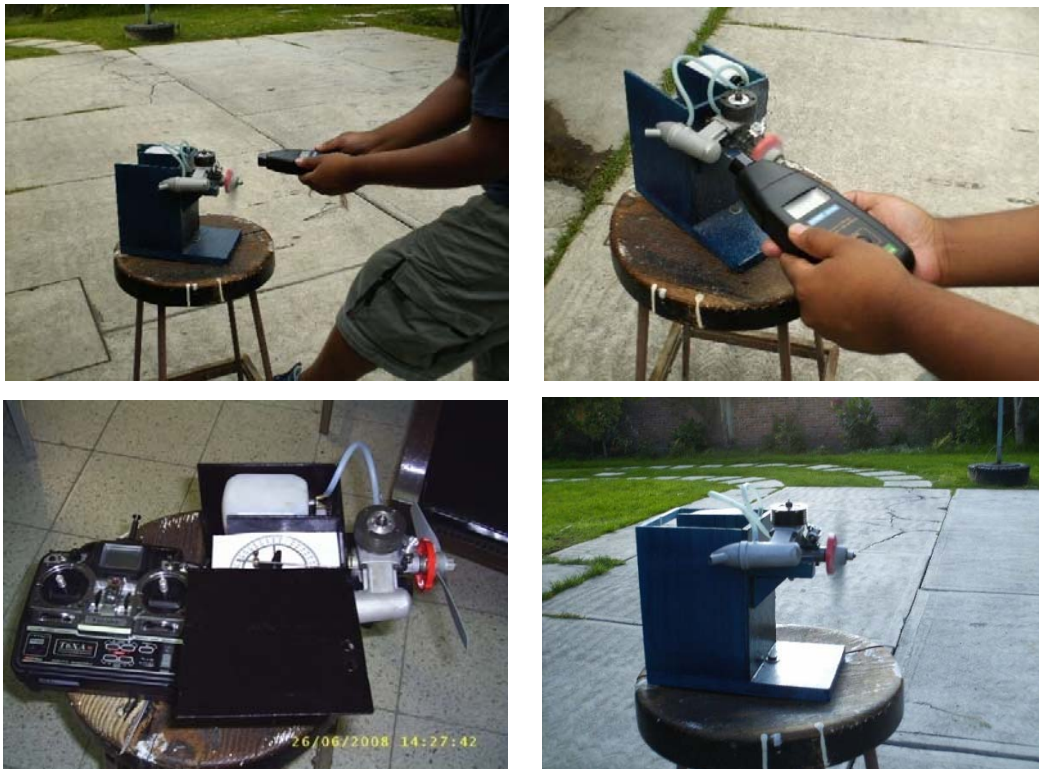


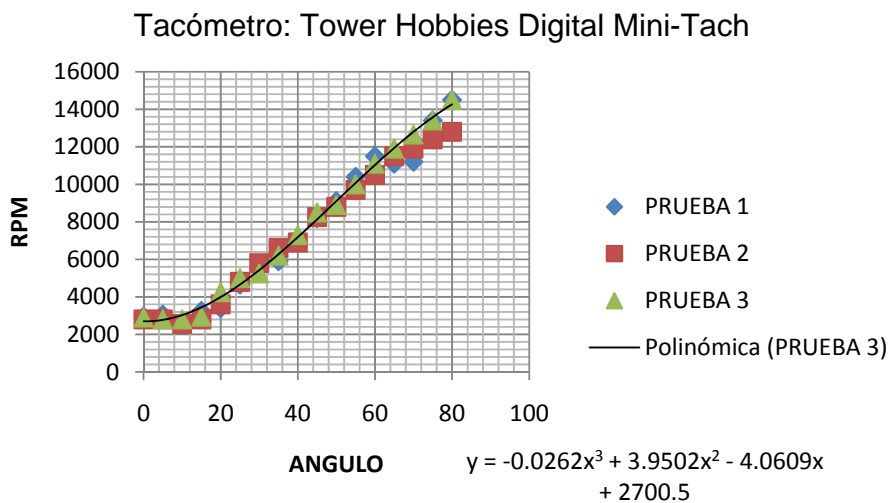
Fig. 6.21.- Pruebas.

Datos

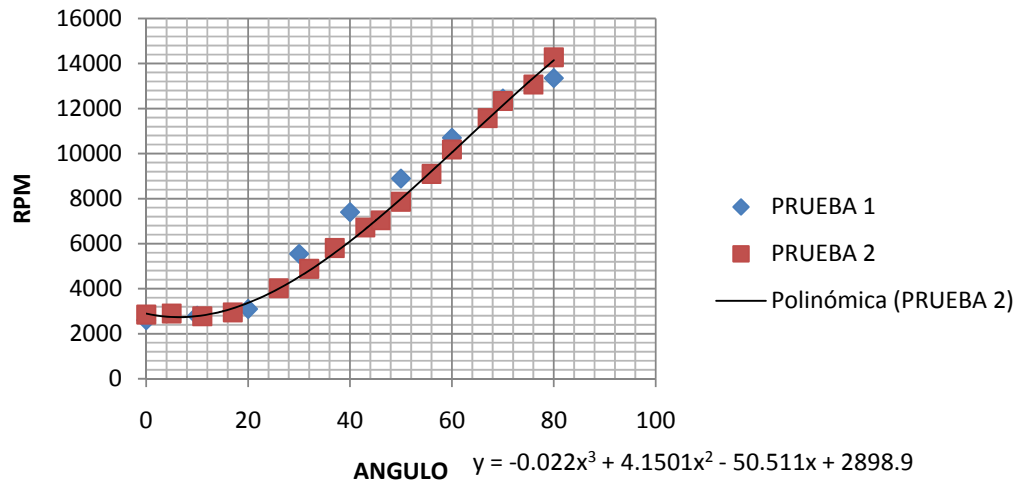
Los datos que fueron medidos se pueden ver en la siguiente tabla esto se obtuvo con la ayuda de un transportador que por medio visual logramos medir el ángulo de desplazamiento del servo a través del radio control. Utilizamos dos tacómetros para la medición de las RPM.

Tacómetro: Tower Hobbies Digital Mini-Tach				Tacómetro: Extech Instruments 461893			
Grados	RPM	RPM	RPM	Grados	RPM	Grados	RPM
0	2950	2800	2900	0	2600	0	2850
5	3050	2800	2800	10	2800	5	2900
10	2650	2550	2800	20	3100	11	2775
15	3250	2800	2950	30	5547.5	17	2950
20	3400	3600	4250	40	7400	26	4017.5
25	4650	4800	5000	50	8889	32	4884.5
30	5500	5800	5250	60	10700	37	5810
35	5900	6600	6200	70	12444	43	6717.5
40	6950	6900	7300	80	13350	46	7036
45	8200	8250	8500			50	7862
50	9100	8800	8900			56	9100
55	10400	9700	10000			60	10179.5
60	11500	10500	11100			67	11574
65	11100	11500	11900			70	12332
70	11200	11900	12650			76	13063
75	13400	12400	13400			80	14275
80	14500	12800	14500				

Tab. 6.3.- Datos obtenidos en la primera prueba.



Tacómetro: Extech Instruments 461893



Grafica 6.3.- a) Resultados obtenidos con tacómetro Digital Mini-Tach b) Resultados del tacómetro Extech Instruments 461893

6.4.2 Prueba 2.

Consintió en probar y valorar la señal que recibiría el servo para que cambie de posición esto de acuerdo al capítulo 3.

La forma en que se desarrollo este procedimiento experimental fue, realizando un programa en turbo C. Este consiste en enviar una señal digital de 55 Hz a través del puerto paralelo. Debido a que el servo trabaja con un señal PWM (modulación del Ancho de Pulso) el programa consiste en enviar diferentes anchos de pulso a una frecuencia fija de (55Hz) los cuales darán las diferentes posiciones para el movimiento del servo.

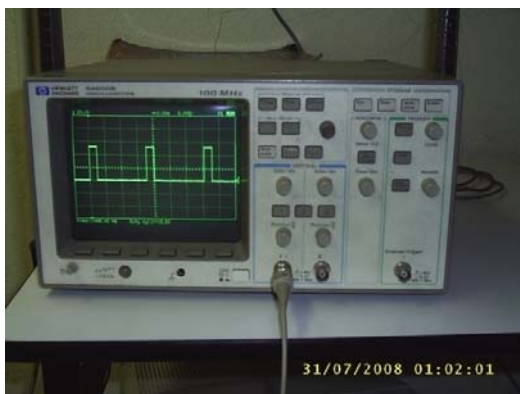


Fig. 6.22.- Pruebas.

6.4.3 Prueba 3.

Consintió en instalar el microcontrolador el cual tendrá un funcionamiento similar al programa desarrollado en Turbo C y correr el motor.

El micro controlador se cargo con un programa el cual movería el servo 10° cada cinco segundos para poder medir las RPM.

Algunos consideraciones realizadas para esta prueba fueron que si la señal seria intermitente o seguida esto por cuestiones de ahorro de energía. Al final se decidió por una señal seguida ya que con eso se garantiza que el servo siempre estará en la posición que le programe.

Se programo el microcontrolador para que se desplazara un grado cada 5 segundos y permitiera con esto medir la RPM del motor. Cabe mencionar que para abrir totalmente el carburador es necesario que el servo se desplace 84 grados tomando como punto de partida cuando el carburador esta en ralentí esto es a los 0 grados.

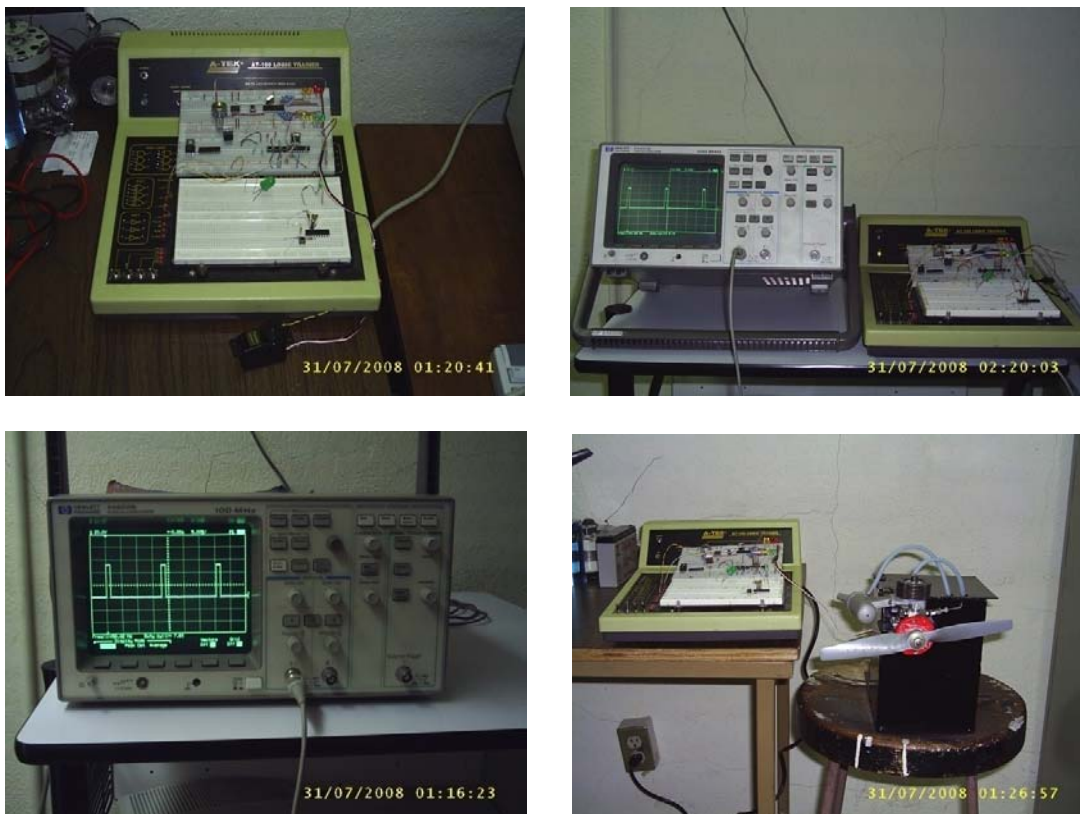


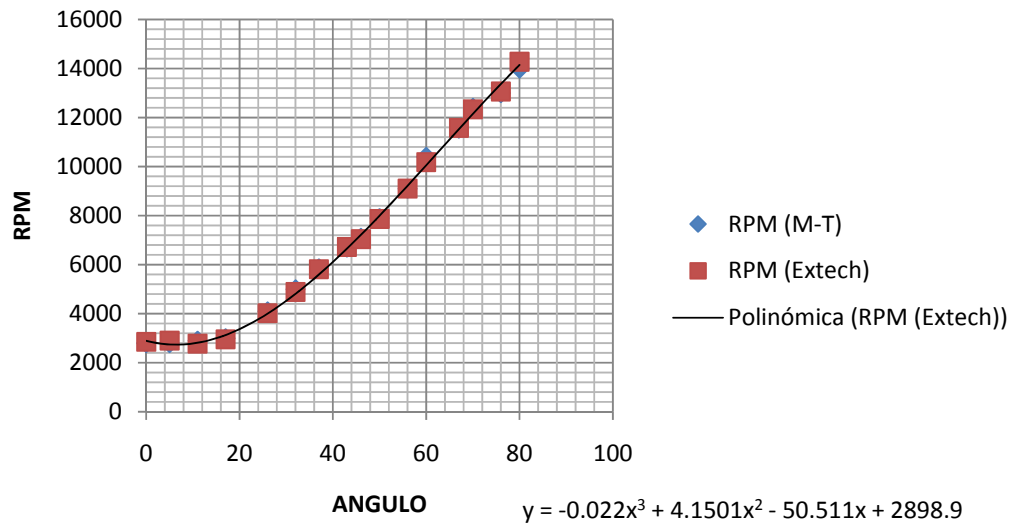
Fig. 6.23.- Pruebas.

Datos

Los datos que fueron medidos se pueden ver en la siguiente tabla:

Grados	RPM (M-T)	RPM (Extech)
0	2800	2850
5	2800	2900
11	2900	2775
17	3000	2950
26	4100	4017.5
32	5000	4884.5
37	5850	5810
43	6700	6717.5
46	7100	7036
50	7900	7862
56	9100	9100
60	10400	10179.5
67	11550	11574
70	12400	12332
76	13000	13063
80	14000	14275

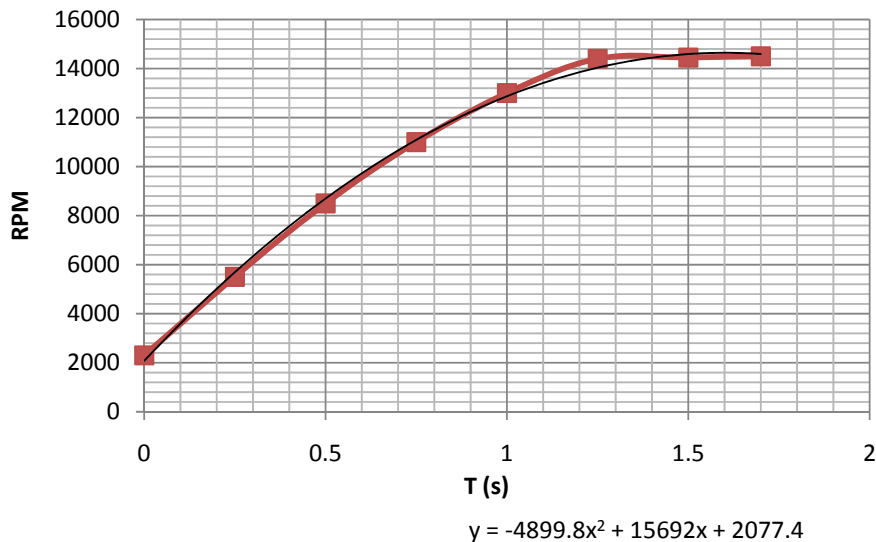
Tab. 6.4.- Datos obtenidos en la primera prueba.



Grafica 6.4.- Resultados obtenidos.

6.4.4 Prueba 4.

En esta prueba se obtuvo la respuesta del motor en función del tiempo. Esto es que tiempo tarda el motor en pasar de las 2300 RPM (en ralenti) a las 14500 RPM (máxima velocidad). Además se midió el margen de error que el motor tiene ya que nunca entrega el total de RPM esperado.



Grafica 6.5.- Respuesta en función del Tiempo.

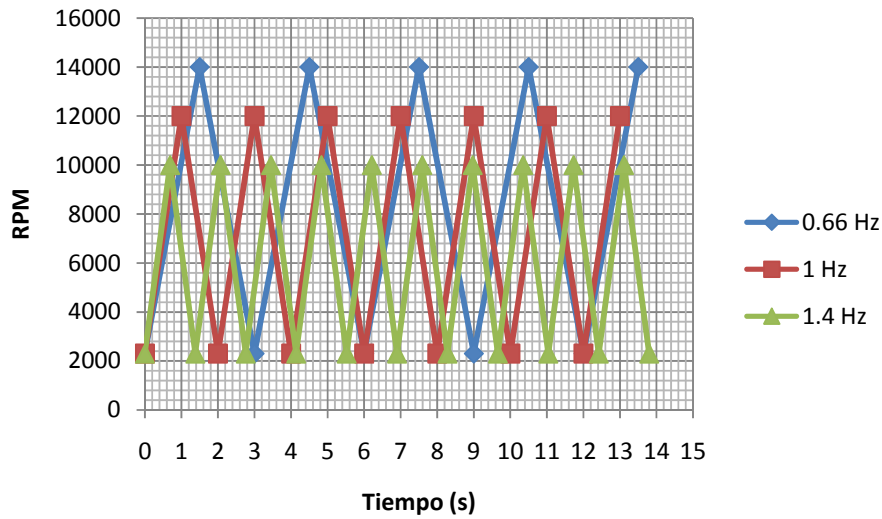
En la grafica podemos ver el tiempo que tarda el motor en alcanzar las 14500 es de 1.5 seg. con un margen de error de -500 RPM.

Otro prueba que se realizo fue la respuesta en frecuencia del sistema. Esta consistió en que el servo completara el ciclo de 0° a 84° y 84° a 0° a diferentes frecuencias de excitación. La primera frecuencia elegida fue la máxima que se puede obtener según el fabricante del servo. Para esto se tomo en cuenta la tabla 6.1 sobre las especificaciones del servo la cual dice que el servo tarda 0.345 seg en recorrer 90° por lo que para completar el ciclo de 0° a 90° y de 90° a 0° teóricamente el servo tardara 0.69 seg (690 miliseg) en completarlo. Por lo que calculando su frecuencia tenemos que:

$$f = \frac{1}{T} = \frac{1}{0.69 \text{ s}} = 1.449276 \text{ Hz.}$$

La segunda fue una frecuencia de 1 HZ por ser un valor medio además por facilidad de medición. Y la tercera fue tomando en cuenta los valores obtenidos de la grafica 6.5 la cual de una frecuencia de 0.66 Hz.

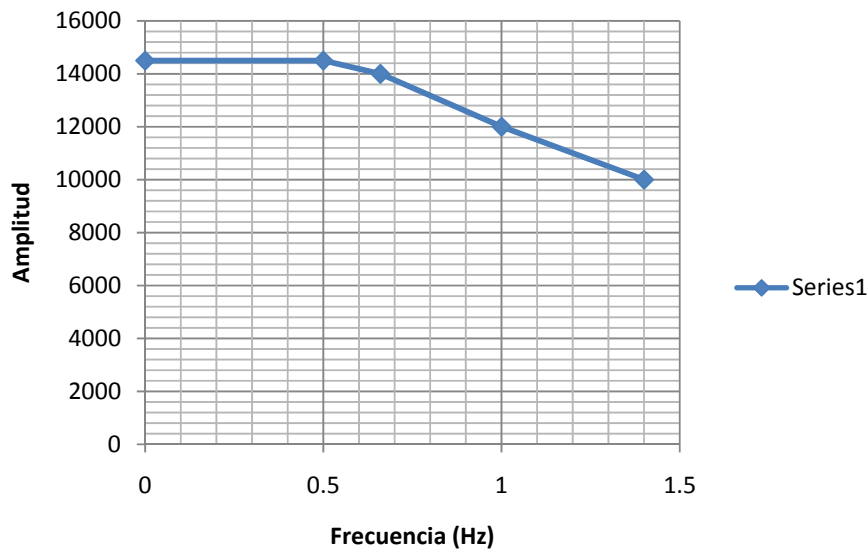
Graficando esto tenemos lo siguiente:



Grafica 6.6.- Respuesta del motor en función del tiempo a diferentes frecuencias.

En la grafica 6.6 podemos ver los desfases, así como las variaciones en la amplitud de la onda en la respuesta del motor debido a que a frecuencias altas en el movimiento del servo el motor no alcanza a responder con la misma velocidad con que se desplaza el servo.

Teniendo estos datos podemos graficar la respuesta en frecuencia del sistema con el siguiente diagrama de Bode.



Grafica 6.7.- Respuesta en frecuencia

En esta grafica podemos ver, que conforme se aumenta la frecuencia la respuesta del motor va disminuyendo con respecto a las RPM esperadas.

6.5 Resultados.

Los resultados obtenidos fueron los siguientes:

Se logro el desarrollo del sistema controlado a partir de un microcontrolador y una PC, los cuales generan señales PWM, modulación del ancho de pulso.

Se comprobó que el motor *Norvell BigMig Sport .25 R/C Revlite* trabaja a 2500 RPM en ralenti y como máximo entrega 14500 RPM.

El modelo matemático propuesto para el motor a partir de los datos obtenidos se genero con la ayuda del paquete EXCEL. La aproximación fue del tipo polinómica de tercer grado. Seleccionando los datos más razonables la función que se propone para el sistema es:

$$y = -0.022x^3 + 4.15x^2 - 50.51x + 2998.9$$

Donde y representa las RPM y x el ángulo que se desplaza el servo.

Para ciertas zonas puede considerarse el modelo como lineal.

Se desarrollo un algoritmo basado en lenguaje C, así como en lenguaje ensamblador los cuales tienen como plataforma una PC y un microcontrolador, respectivamente.

Se obtuvo la respuesta del motor en función del tiempo. La cual arrojo que el motor pasa de 2300 a 14500 RPM en 1.4 segundos con un margen de error de 500 RPM.

Se obtuvo la respuesta del motor a diferentes frecuencias de excitación del servo. Al aumentar la frecuencia de excitación del servo, el motor tarda en responder por lo que tiene un desfase en su respuesta con respecto a la señal de excitación.

Se obtuvo la respuesta en frecuencia del motor y se grafico a través del Diagrama de Bode. En este podemos ver que a frecuencias bajas la respuesta del motor es buena ya que las RPM generadas concuerdan con las esperadas con la excitación del servo ordenado. Sin embargo a frecuencias altas esto no es así ya que disminuye las RPM.

CONCLUSIONES

Se diseñó un circuito para generar señales PWM que controlan al motor.

Se aplicó la teoría de respuesta en frecuencia de control clásico para obtener la función de transferencia del motor.

El diseño de los circuitos permite considerar el diseño de un autopiloto a nivel hardware y software faltando por considerar las leyes de control.

El sistema desarrollado es de uso didáctico. Además sirve al programa de auto equipamiento del IPN ya que la compra de equipo es caro.

Con este diseño se pasa del concepto de una aeronave radio controlado a un UAV.

Estos sistemas se desarrollan para resolver problemas de control en los UAV.

El modelo matemático o función de transferencia del motor obtenido es no lineal, lo cual es factor crucial a considerar para el diseño y el análisis de autopilotos.

Las mediciones de las RPM varían aunque en lo general siguen una tendencia, esto se debe a que influyen diferentes aspectos en el motor como por ejemplo:

- La carburación del motor.
- Las condiciones de operación.
- Los errores asociados a las mediciones.

Un aspecto que se debe cuidar al momento de realizar mediciones es el error asociado a éstas porque se debe tratar de minimizar esto.

Por lo que sugiere que para siguientes trabajos se amplíen las pruebas a diferentes alturas ya que como se mencionó en éste trabajo las pruebas se realizaron en la ciudad de México a 2235 m. sobre el nivel del mar.

Los errores asociados al movimiento del servo disminuyeron con la ayuda del microcontrolador ya que sus movimientos son más precisos, además que previamente fue calibrado con la ayuda de un transportador. Si bien sigue habiendo un margen de error este se ha disminuido substancialmente a menos con un margen de error del 5%.

La medición de la velocidad de respuesta del motor se dificultó con el uso de tacómetros ópticos. Por lo que para quien este interesado en desarrollar un trabajo similar se recomienda tener sistemas de adquisición de datos más precisos.

La tesis fue ponencia en el 2do. CONGRESO INTERNACIONAL DE LA DIDÁCTICA DE LAS MATEMÁTICAS EN LA INGENIERÍA en la ESIME Culhuacan (anexo)

ANEXO

AEROMODEL ENGINE CONTROL

M. en C. Jorge Sandoval Lezama
IPN ESIME TICOMAN
jslezama09@yahoo.com.mx

M en C Tiburcio Fernández Roque
IPN ESIME TICOMAN

Ing. Roberto Guzmán Caso
IPN ESIME TICOMAN

Pasante Rafael Medina Noguero
IPN ESIME TICOMAN

Resumen:

La posición de cualquier aeronave respecto del tiempo es llamada la trayectoria de vuelo. Incrementando o decrementando la fuerza de elevación o la fuerza de empuje permite cambiar dicha trayectoria. En vuelo recto y nivelado, la fuerza de elevación contrarresta el peso del avión. El piloto/autopiloto puede incrementar la fuerza de elevación moviendo una superficie de control, en este caso el elevador. Esto producirá un movimiento de nariz arriba. El piloto/autopiloto puede también incrementar el empuje de tal forma que el avión se mueva más rápido a través del aire. En este caso, la fuerza de elevación excede el peso. La aeronave ahora empieza a aumentar su altitud.

El objetivo de un controlador longitudinal o autopiloto longitudinal es el de regular la altitud y la velocidad a través del control de posición del acelerador del motor y de la deflexión del elevador en el estabilizador horizontal. Los actuadores para controlar el movimiento longitudinal de la aeronave son dos, el actuador para el motor y el actuador para el elevador en el ala canard.

Este documento describe los resultados del trabajo experimental realizado en la implementación del control del actuador para el motor de un aeromodelo con microcontroladores tales como el PIC16F84 de Microchip y del ATmega8 de Atmel.

Abstract

The position of any airplane over time is called the flight path. Increasing or decreasing the lift or thrust can change the flight path. In steady level flight, the lift force exactly balances the weight force. The pilot/autopilot can increase the lift on the plane by moving a control surface, in this case the elevator. This will produce a nose-up motion. The pilot/autopilot may also increase the thrust so that the plane moves faster through the air. In either case, the lift now exceeds the weight. The aircraft now start climbing higher in the air

The objective of the longitudinal controller or autopilot is to regulate altitude and airspeed by throttle setting and tail-plane deflection. The actuators to control the longitudinal aircraft motion are two, the actuator for the engine and the actuator for the elevator on the canard wing.

This paper describes the results of the experimental work realized in the control of the actuator for the engine of an aeromodel with microcontrollers such as the PIC16F84 from Microchip and ATmega8 from Atmel.

Key Words: Engine, Aeromodel, Microcontroller

GLOSARIO

<i>A</i>	- Señal Análoga
<i>CAD</i>	- Conversores Analógico Digital
<i>cc</i>	- Centímetro cúbicos.
<i>CCD</i>	- Charge Coupled Device Dispositivo de Cargas Interconectadas
<i>Close Loop</i>	- Sistemas de lazo cerrado.
<i>CDA</i>	- Conversores Digital Analógico
<i>c.d.g.</i>	- Centro de gravedad
<i>Ch</i>	- Canal
<i>CPU/UCP</i>	- Unidad Central de Procesamiento.
<i>D</i>	- Señal Digital
<i>CV</i>	- Caballos de vapor.
<i>E/S</i>	- Entrada/Salida.
<i>EEPROM</i>	- Electrical Erasable Programmable Read Only Memory
<i>EPROM</i>	- Erasable Programmable Read Only Memory
<i>f</i>	- Frecuencia.
<i>GPS</i>	- Sistema de Posicionamiento (Global Global Positioning System)
<i>GIS</i>	- Sistema de Información Geográfica (Geographic Information System)
<i>HP</i>	- Caballos de potencia (Horse Power).
<i>Hz</i>	- Hertz
<i>Input</i>	- Entrada.
<i>MCU</i>	- Unidad central de control.
<i>Open Loop</i>	- Sistemas de Lazo abierto.
<i>OTP</i>	- One Time Programmable.
<i>Output</i>	- Salida.
<i>PC</i>	- Computadora portátil.
<i>PCM</i>	- Modulación por Impulsos Codificados
<i>PWM</i>	- Modulación por ancho de pulso.
<i>PIC</i>	- Programable Integrated Circuit
<i>Pitch</i>	- Cabeseo.
<i>RAM</i>	- Memoria de acceso aleatorio.
<i>RISC</i>	- Computadores de juego de instrucciones reducido.
<i>RPM</i>	- Revoluciones por minuto.
<i>RPS</i>	- Revoluciones Pulsos por segundo
<i>ROLL</i>	- Alabeo
<i>t</i>	- Periodo
<i>ROM</i>	- Memoria de solo lectura (Read Only Memory)
<i>SLIT</i>	- Sistema lineal invariante en el tiempo.
<i>UAV/VANT</i>	- Vehículo Aéreo no tripulado (Unmanned Aerial Vehicle).
<i>UCP</i>	- Unidad central de Proceso.
<i>Yaw</i>	- Guiñada.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Norman S. Nise, *Control Systems Engineering*, Ed. Addison-Wesley Publishing Company, 2725 Sand Hill Road Menlo Park CA, 1995.
- [2] Joseph J. Distefano, Allen R. Stubberud and Wan J. Williams, *Theory and Problems of Feedback and Control Systems*, Ed. McGRAW-HILL, California, 1995.
- [3] W. Bolton, *Ingeniería de Control*, Ed. Alfaomega, México D.F., 2001.
- [4] Paul H. and Chang Yang, *Sistemas de Control en Ingeniería*, Ed. Prentice Hall, Madrid, 1999.
- [5] Martin Cuesta Alvarez, *Vuelo con motores alternativos*, 1981
- [6] Barnes W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, Ed. John Wiley & Sons, USA, 1979
- [7] José Ma. Angulo Usategui y Ignacio Angulo M. *MICROCONTROLADORES «PIC» "Diseño práctico de aplicaciones"*. Ed. Mc Graw Hill, España, 2003.
- [8] Antonio Esteban Oñate, *Estabilidad y Control del Avion*, Ed. Paraninfo, Madrid, 1994.

Paginas Web

- [9] <http://www.nasa.org>
- [10] <http://www.vernier.com>
- [11] <http://www.matlab.com>
- [12] http://www.National_Instrument.com
- [13] http://www.Militari_Aviation.com
- [14] <http://www.Microchip.com>
- [15] <http://www.Wikipedia.com>
- [16] <http://www.xrobotics.com>
- [17] <http://www.EroPic.com>
- [18] <http://www.Monografias.com>