

# 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:  
**LUNA LEAL DAVE FERNANDO**

**"DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SISTEMA ELÉCTRICO PARA EL APOYO AL ATERRIZAJE DE UN UAV"**

CAPÍTULO I  
CAPÍTULO II  
CAPÍTULO III  
CAPÍTULO IV

INTRODUCCIÓN  
OBJETIVO  
RESUMEN  
ALCANCE  
METODOLOGÍA  
ESTADO DEL ARTE  
ESTABILIDAD Y CONTROL  
NAVEGACIÓN Y ATERRIZAJE  
PROTOTIPO  
CONCLUSIONES  
GLOSARIO  
BIBLIOGRAFÍA

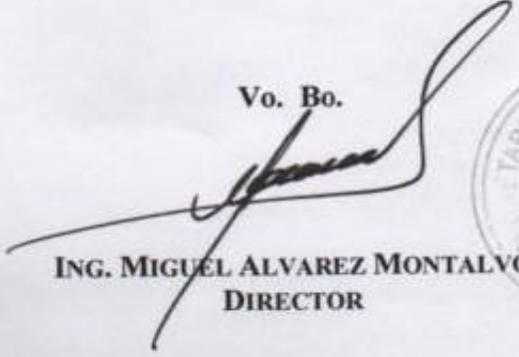
México, DF., a 20 de octubre de 2008.

**A S E S O R E S**

  
M. EN C. JORGE SANDOVAL LEZAMA

  
M. EN C. FELIPE GONZALEZ LEON

Vo. Bo.

  
ING. MIGUEL ALVAREZ MONTALVO  
DIRECTOR



I. P. N.  
ESCUELA SUPERIOR DE  
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA  
UNIDAD TICOMÁN  
DIRECCIÓN

## AGRADECIMIENTOS

*A mis padres...*

Gracias por haberme dado la oportunidad, de ser quien los represente en estos momentos, por el orgullo de ser su hijo.

Gracias por los sentimientos y los valores como el respeto, la responsabilidad y la lealtad que durante toda mi vida han forjado en mi persona, preparándome para que llegara este día.

Gracias mama, gracias papa.

*A mis hermanos...*

Por apoyarme todo el tiempo y darme la oportunidad de compartirles un consejo.

*A mi novia Liliana...*

Gracias, por darme tu confianza, tu lealtad y tu apoyo, por que tú has sido y serás una parte importante en mi vida.

*Al Ing. Jorge Sandoval Lezama...*

A quien considero como un amigo, por su apoyo incondicional durante el desarrollo de este trabajo.

## INTRODUCCIÓN

Este documento aborda aspectos del aterrizaje de las aeronaves en general. La posición de cualquier aeronave respecto al tiempo es llamada la trayectoria de vuelo.

El piloto/autopiloto en su caso, incrementa la fuerza de levantamiento moviendo una superficie de control, en este caso el elevador. Esto producirá un movimiento de cabeceo es decir subir o bajar la nariz de la aeronave. El autopiloto puede también incrementar el empuje asociado al motor de tal forma que la aeronave se mueva más rápido a través del aire. El objetivo del control longitudinal o autopiloto longitudinal, es regular la altitud y la velocidad a través del control de posición del acelerador del motor y la deflexión del elevador en el estabilizador horizontal. La maniobra de aterrizaje de la aeronave se descompone en tres fases: glideslope, flare y touchdown.

Hoy en día los aeropuertos son equipados con sistemas de aproximación en la pista que proveen una orientación vertical y horizontal durante el glideslope y la maniobra final de aterrizaje. Un mecanismo reglamentado por la OACI (Organización Internacional de Aeronáutica Civil) es llamado sistema de aterrizaje por instrumentos, ILS (Instrument Landing System). Diversas categorías de ILS proporcionan diferentes niveles de autonomía al sistema de aproximación y al aterrizaje. El sistema de ILS mas avanzado en condiciones adversas, la categoría IILC el cual permite la automatización de dicha maniobra completamente incluyendo al guiado a lo largo de la pista.

Independientemente de la disponibilidad de estos sistemas de aterrizaje avanzados y complejos con un alto costo, su implementación en un UAV es prohibitivo en términos en términos de costo/beneficio y así mismo de peso/volumen, se vuelven complicados como solución para el aterrizaje ya que los UAV deben de ser capaces de aterrizar en cualquier terreno como: césped, carretera, terracería, etc. Razón por la cual la necesidad de implementar un sistema de apoyo al aterrizaje a bordo, basado en micro-controladores.

Ahora bien los sistemas de control en este trabajo involucran conocimientos de teorías y conceptos a desarrollar por lo que durante el proceso de este trabajo, mencionaremos conceptos generales sin profundizar en el tema debido a que el desarrollo de modelos matemáticos y leyes de control involucran un tema a nivel maestría o doctorado desde nuestro punto de vista, tomando en cuenta que durante la carrera de Ingeniería Aeronáutica (Generación 1998-2003) no se impartía dicha materia de control, además de que no es el objetivo de este proyecto.

## **OBJETIVO**

Diseña y construir un sistema eléctrico-electrónico, como apoyo al aterrizaje de un UAV.

## RESUMEN

Los vehículos aéreos no tripulados o robots aéreos, permiten el desarrollo autónomo o semiautónomo en diferentes tipos de misiones que cubren desde los sectores de defensa y seguridad hasta los de agricultura o medio ambiente. El interés en su desarrollo, tanto a nivel de centros de investigación, universidades, institutos, así como sectores de usuarios potenciales, ha aumentado de manera considerable en los últimos años.

Se investigo sobre sistemas de navegación que actualmente operan en el mercado, es decir la aviación civil, militar y algunos exclusivamente para UAV. El objetivo, al presentar este contesto es con la finalidad de familiarizarse y conocer como operan estos sistemas, sus ventajas y desventajas, así mismo las características de cada uno de estos y la dependencia con cualquier otro equipo en tierra y abordó. De igual forma conocer las limitaciones y algunos costos.

El desarrollo de un prototipo implica una gran habilidad y destreza para desarrollar un modelo funcional interactuando con elementos, componentes y materiales, desde los más simples y económicos hasta los más complejos y costosos. Sin duda debemos recordar que un prototipo nace de una necesidad sin olvidar el principio de funcionamiento y teorías de evoluciones y conocimientos que se han adquirido durante una formación académica. Los cuales reuniremos y tomaremos en cuenta durante el desarrollo de este trabajo.

## **ALCANCE**

Desarrollar un sistema eléctrico-electrónico basado en micro-controladores para la manipulación de servomotores, creando una interface con el timón de profundidad y motor.

## METODOLOGÍA

El desarrollo de un trabajo comprende diversas etapas de evolución, planteamientos, hipótesis, pruebas, secuencias de ensamble, y finalmente llegar a un objetivo llamado prototipo, el cual como ya lo mencionamos comprende de una serie de pasos ligados con una cierta secuencia, lo que podemos interpretar como “La Metodología”, y esta se describe a continuación.

La primera etapa de un buen trabajo es la investigación, consiste en conocer la tecnología que actualmente se vende en el mercado y reconocer cuales son las necesidades que mejorarían el sistema y así plantear una solución, a esto lo conocemos como el estado del arte, es decir, exponer los conocimientos actuales de los que pudiéramos tomar en un determinado momento como un punto de partida sin perder el objetivo de la problemática a resolver. La cual es una parte fundamental y la mas importante de este proyecto, ya que, partiremos para conocer cuales son los fenómenos que se presentan y de que manera se comportan en el aeromodelo. No debemos de olvidar que el objetivo de este trabajo es el control longitudinal de un aeromodelo cualquiera en la última fase de vuelo que es el aterrizaje. Por lo que es muy importante tomar en cuenta hasta el más mínimo concepto, se recopiló información relativo a la navegación y aterrizaje de una aeronave, conociendo cuales son los sistemas de navegación que existen actualmente, así como sus ventajas y desventajas de cada uno de los sistemas y su aportación en la aeronave. La fase del vuelo mas critica es el aterrizaje, como ya sabemos esta se descompone en tres etapas principalmente, el glideslope, el flare y touchdown. Ya que son muy importantes, cuando suceden cada una de estas y se desarrollan durante el aterrizaje. Es por esto la importancia del estudio de la navegación y el aterrizaje de manera complementaria así como los sistemas de navegación abordo como apoyo al aterrizaje. Finalmente este sistema de apoyo al aterrizaje puede aplicarse a una aeronave cualquiera, mediante la implementación de componentes electrónicos como: sensores, micro-controladores y servomotores mediante mecanismos que puedan manipular la superficie de control para modificar el ángulo de cabeceo así como variar la velocidad del motor. De esta manera observaremos, cual es el funcionamiento de un autopiloto durante la etapa del aterrizaje con respecto al control longitudinal.

Las pruebas son parte fundamental de este proyecto proclamando una serie de retos que se hayan planteado, por lo que es importante llegar a un banco de pruebas el cual simule un disturbio como si fuera un aterrizaje real.

# **CAPITULO I**

## **ESTADO DEL ARTE**

# CAPITULO I

## ESTADO DEL ARTE

### 1.1 Introducción

Si bien desde hace algunas décadas las aeronaves no tripuladas han sido motivo de interés, en particular en el ámbito militar, no ha sido hasta los últimos años que han pasado de sistemas experimentales a equipos para su uso profesional.

Su actual capacidad de desarrollar misiones reales se ha visto difundida no solo en los ámbitos restringidos de los investigadores, fabricantes o usuarios afines a esta tecnología, sino que también ha sido dada a conocer, por diferentes medios, a la opinión pública en general, que comienza a conocer su existencia y utilidad. Su uso exitoso en los últimos conflictos bélicos ha impulsado su interés por el sector de defensa, que fue el primero en su desarrollo, arrastrando a la industria en este sector a dedicar esfuerzos y al perfeccionamiento de los sistemas que forman parte de una aeronave no tripulada, como son los instrumentos guía, navegación, control, comunicaciones y sistemas de alimentación, entre otros.

La ampliación de su uso en misiones civiles, ha originado la aparición de un nuevo número de grupos de investigación y pequeñas empresas dedicadas al desarrollo de los subsistemas, integración de los mismos y a la puesta en marcha de aplicaciones y servicios basados en el uso de las aeronaves no tripuladas.

La tecnología, particularmente en el ámbito civil, es todavía impredecible. Su uso extendido debe vencer una serie importante de obstáculos que van desde los estrictamente técnicos hasta los requerimientos legales, pero la variedad e importancia de las aplicaciones potenciales y el incremento en las inversiones y avances en los últimos años, hace razonable prever un notable y rápido progreso en el futuro inmediato. Como referencia se citan las siguientes aplicaciones civiles para los UAV presentados en un estudio de Frost and Sullivan en [UAVworld.com](http://UAVworld.com):

- 2004-2007: Patrullaje de fronteras y costas, Obtención de datos para cartografía. Lucha contra incendios, monitorización de infraestructura eléctrica.
- 2008-2012: Apoyo a los agentes de la ley, Búsqueda y rescate, control de tráfico marítimo, supervisión de materiales peligrosos y gestión de crisis.
- 2013 en adelante: Sustitutos de satélites, servicios de comunicaciones, transportes, etc.

En este documento se revisan algunos de las aplicaciones y tecnologías de los UAV, en especial el desarrollo del sistema de control y su implementación. Asimismo y dado que el uso real de los UAV en el ámbito civil es una actividad no regulada, se tienen algunos comentarios respecto a las buenas practicas en uso, que pueden servir de referencia.

## 1.2 Definiciones y Clasificaciones de UAV's

Existe en la actualidad aeronaves con capacidad de realizar misiones con cierto grado de autonomía. La novedad de su llegada a las aplicaciones civiles dificulta la existencia de un consenso en su definición, que cuestiona en determinadas ocasiones si un sistema responde o no al concepto de UAV. En el pasado fueron denominados ROA ("Remotely Piloted Aircraft") o UA ("Unmanned Aircraft" o "Uninhabited Aircraft"). En la actualidad suele utilizarse el término UAV (Unmanned Aerial Vehicle) o más recientemente UAS ("Unmanned Aircraft System"). Estos términos hacen referencia a la ausencia de tripulación en el vehículo, lo que significa autonomía total o parcial. Por ello, es importante definir ambas posibilidades.

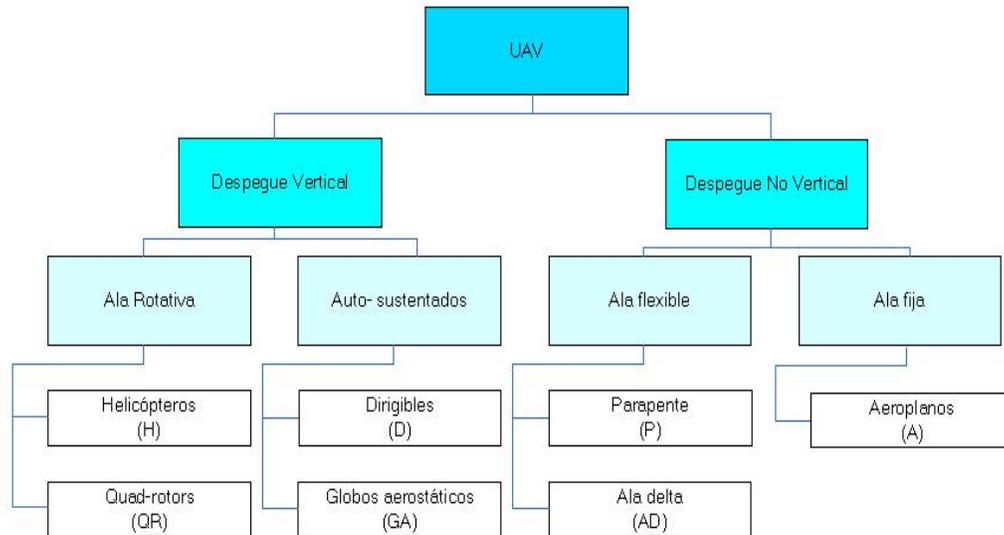
Se entiende por una aeronave no tripulada a los UAV, UAS o UAVS capaces de realizar una misión sin tripulación a bordo. Debe de entenderse que esta condición no excluye la existencia de un piloto, sistema de control u otros operadores, que puedan realizar este trabajo desde tierra. Es conveniente considerar esta definición, podría incluir algunos aspectos quedando fuera del concepto de UAV. Por ejemplo, los globos aerostáticos utilizados con fines meteorológicos, responden a esta definición y sin embargo no son UAV debido al tipo de control que usan estos. Lo mismo sucede con los misiles.

La definición anterior no excluye el telecontrol de la aeronave, cabe mencionar AAS (Autonomous Aerial System) como una aeronave capaz de desarrollar una misión sin necesidad de la intervención humana. En este caso cabría la posibilidad de que la aeronave transportara personal, no dedicada para la misión, similar al piloto automático con el que cuentan la mayor parte de los aviones en la actualidad.

En los últimos años, estos sistemas van del sector militar al sector civil, lo que ha propiciado que diferentes grupos de investigadores, procedentes del área de robótica, enfoquen buena parte de sus esfuerzos a la investigación y el desarrollo de estos. Si bien normalmente fuera del ámbito aeronáutico, se utilizan en ocasiones el termino Robot aéreo entendiendo como tal a un sistema, capaz de desplazarse de manera autónoma o semiautónoma por el aire, para realizar diferentes misiones.

Para el desarrollo de este trabajo y con el fin de estandarizar un solo concepto se utilizara el termino UAV de manera indistinta, considerando a una aeronave no tripulad.

Una clasificación de los UAV se puede entender tan simple como sea posible e decir ala rotativa y ala fija. La Figura 1 representa los dos tipos de aeronaves utilizadas como UAV, mientras que en la Figura 2 a 5, podemos observar algunos ejemplos de estos.



**Figura 1. Algunos tipos de aeronaves utilizadas en los UAV**



**Figura 2. Dirigible autónomo**



**Figura 3. Quad Rotor autónomo**



**Figura 4. Helicóptero autónomo**



**Figura 5. Paracaídas autónomo**

Las aplicaciones varían mucho de una aeronave a otra, cubriendo cada uno de ellos una tarea diferente. La Tabla 1 presenta las características de las aeronaves como UAV, donde: \* regular, \*\*bueno, \*\*\*muy bueno, \*\*\*\*excelente.

<b>vCARACTERÍSTICA</b>	<b>HELICÓPTEROS</b>	<b>AEROPLANOS</b>	<b>DIRIGIBLES</b>	<b>QUAD-ROTORS</b>
Capacidad de vuelo estacionario	***	*	****	***
Velocidad de desplazamiento	***	****	*	**
Maniobrabilidad	***	*	*	****
Autonomía de vuelo (Tiempo)	**	***	****	*
Resistencia a perturbaciones externas (Viento)	**	****	*	**
Auto Estabilidad	*	***	****	**
Capacidad de vuelo vertical	****	*	**	****
Capacidad de carga	***	****	*	**
Capacidad de vuelo en interiores	**	*	***	****
Techo de servicio	**	****	***	*

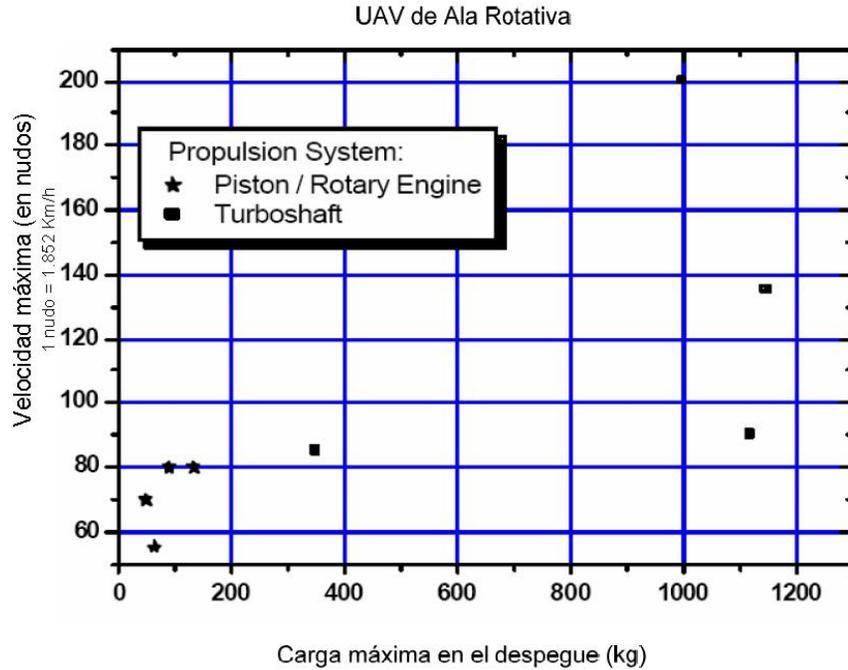
**Tabla 1. Características de los principales tipos de aeronaves para UAV**

Otra clasificación pueden ser las capacidades de vuelo como alcance, altitud, autonomía, etc. Como se muestra en la Tabla 2.

CATEGORÍA	ACRÓNIMO	RANGE (Km)	ALTITUD (mts)	AUTONOMÍA (hrs)	MTOW (Kg)	AERONAVE
Micro	μ	< 10	250	1	<5	H, A, otros
Mini	Mini	< 10	150 a 300	<2	<30	H, A, P, otros
Short Range	CR	10 a 30	3000	2 a 4	150	H, A, P, otros
Long Range	SR	30 a 70	3000	3 a 6	200	A, otros
Médium Range	MR	70 a 200	5000	6 a 10	1250	A, otros
Altitud baja penetración profunda	LADP	>250	50 a 9000	0.5 a 1	350	A
Autonomía media	MRE	>500	8000	10 a 18	1250	A, H
Autonomía alta altitud baja	LALE	>500	3000	>24	<30	A
Autonomía alta altitud media	MALE	>500	14000	24 a 48	1500	A, H
Autonomía alta altitud alta	HALE	<2000	20000	24 a 48	12000	A
Combate	UCAV	Aprox. 1500	10000	Aprox. 2	10000	A
Ofensivo	LETH	300	4000	3 a 4	250	A
Señuelo	DEC	0 a 500	5000	<4	250	A, H
Estratosférico	STRATO	>2000	20000 a 30000	>48	ND	A
Exo Estratosferico	EXO	ND	>30000	ND	ND	A

**Tabla 2. Clasificación de los UAV por sus capacidades de vuelo**

La mayor parte de los UAV se encuentran dentro de la categoría Mini y MR. Para las aplicaciones civiles, el helicóptero presenta algunas ventajas, cubriendo principalmente las categorías de micro o mini. La grafica en la Figura 6 relaciona la carga máxima de despegue y altura máxima en vuelo para helicópteros UAV. En ella se observa como la mayoría de los sistemas se encuentran en las citadas categorías.



**Figura 6. Velocidad máxima vs Carga Máxima para un helicóptero UAV**

Puede realizarse una clasificación más simple basada en la capacidad de carga útil, conocida como peso máximo de despegue (MTOW: Maximum Take Off Weight). Según esta se tiene cuatro clases de UAV ver Tabla 3.

CLASE DE UAV	MTOW (KG)	RANGO	ALCANCE (KM)	ALTURA MÁXIMA
Clase 0	< 25	Cercano	15	300
Clase 1	25 – 500	Corto	15 – 150	4500
Clase 2	500 – 2000	Medio	150– 1000	9000
Clase 3	>2000	Largo	>1000	>3000

**Tabla 3. Clasificación de los UAV según la máxima carga en el despegue.**

Por ultimo puede establecerse una clasificación por el auto pilotaje ver Tabla 4.

	<b>BLANCO MÓVIL (DRONE)</b>	<b>NIVEL 1 NO AUTÓNOMO</b>	<b>NIVEL 2 MANIOBRA AUTONOMÍA</b>	<b>NIVEL 3 PILOTO INTELIGENTE LIMITADO</b>	<b>NIVEL 4 PILOTO INTELIGENTE COMPLETO</b>
<b>Trayectoria de vuelo en 4 dimensiones</b>	Pre programada	Pre planificada, pre programada	Pre planificada, pre programada	Parcialmente autónomo posibilidad de calculo de ruta	Posibilidad de calculo de ruta
<b>Presencia de piloto</b>	Por seguridad	Guiado y control continuo	Como nivel 1	Supervisión continúa. Guiado y control ocasional	Solo como respaldo
<b>Posibilidad de actuación del piloto</b>	Solo en despegue y aterrizaje	Manipulación	Como nivel 1	Posible	Solo como respaldo
<b>Necesidad de actuación del piloto</b>	Solo en FTS	En todos los casos	Cuando no haya maniobra automática	Ocasionalmente	Solo como respaldo
<b>Piloto automático</b>	No	No	No	Limitado	Completo
<b>Presencia de ATC</b>	Supervisión	Contacto continuo con el operador	Contacto continuo con el operador	Contacto continuo con el operador y con el piloto automático	Contacto continuo con el piloto automático (con el operador como respaldo)
<b>Intervención de ATC</b>	Posición o activación del FTS	Por petición del operador	Por petición del operador	Por petición del operador o del piloto automáticos	Por petición del piloto automático (del operador por respaldo)

**Tabla 4. Clasificación según el nivel de autonomía**

### 1.3 Aplicaciones de los UAV

Fue en la milicia donde surgieron los UAV y el constante desarrollo desde hace 15 años, surgiendo diferentes aplicaciones civiles, que han ampliado el interés, la investigación y el desarrollo de estos sistemas.

Aunque en las aplicaciones militares la mayor parte de los UAV hoy en día son del tipo aeroplano y responden a las categorías mini en adelante, para aplicaciones civiles, la maniobrabilidad y capacidad de vuelo estacionario, los helicópteros han hecho que sea la aeronave mas frecuente, aun estando en la categoría micro.

La Tabla 5 presenta las aplicaciones civiles de los UAV y en muchas de ellas la distancias necesarias entre la estación y la aeronave, que puede variar entre decenas y centenas de metros y en algunos casos hasta kilómetros, lo cual depende de la autonomía de la aeronave. Frecuentemente las misiones se realizan en vuelos a baja velocidad e incluso vuelo estacionario, lo que justifica el uso preferente de los helicópteros.

Debe considerarse que algunas de estas misiones se realizan utilizando vehículos de radio control (RC) y se debe tener en cuenta las siguientes desventajas.

- El vehículo puede ser muy inestable y difícil de controlar.
- En algunas ocasiones no es posible el contacto visual entre piloto y aeronave, por distancia o por obstáculos.
- Las capacidades del piloto son limitadas, ya que solo se dedican al vuelo de la aeronave no prestando atención al entorno o a la misión.
- La distancia, los obstáculos, pueden provocar la pérdida de comunicación entre el piloto y la aeronave, y podría ocasionar un accidente.

Dentro las aplicaciones de la Tabla 5, cabe mencionar el uso de helicópteros no tripulados para tareas de fumigación. Japón un país desarrollado contaba con 1565 UAV en el año 2001 en funcionamiento, cubriendo el 10% de la extensión fumigada en Japón. El uso de helicópteros con control remoto, frente al de helicópteros convencionales, elimina los riesgos del piloto, permite vuelos a baja velocidad (20 Km/h) y a menor altura (3 m).

Otra aplicación de los UAV, en particular los helicópteros, es la filmografía, dotados con equipo cinematográfico para rodar escenas con cierto grado de dificultad.

Un conjunto de aplicaciones coinciden en proveer a los UAV con una cámara de video y de los medios adecuados para capturar y/o transmitir la información a la estación base, lo que permitiría la inspección, vigilancia o la búsqueda en múltiples campos.

<b>APLICACIÓN</b>	<b>EJEMPLO</b>	<b>AERONAVE</b>
Inspección de infraestructuras	Líneas eléctricas, oleoductos y gaseoductos	H
Inspección de obra civil	Puentes, viaductos, presas	H
Vigilancia de fronteras	Migración ilegal, contrabando	H, A
Supervisión de tráfico		H
Patrulla marítima	Migración ilegal, contrabando	A
Filmografía	Cine , reportaje fotográfico	H, A
Reconocimiento y toma de datos de desastres naturales	Huracanes, riadas, volcanes	H, A
Levantamiento de mapas	Topografía	A
Climatografía	Toma de muestras y monitorización de partículas en aerosol, monitorización de contaminación atmosférica	H, A, D
Agricultura	Aplicaciones de fumigantes, análisis del estrés hídrico, agricultura de precisión.	H
Intervención de desastres naturales	Radioactivos, vertidos contaminantes (petróleo) incendios forestales	H, A
Enlace de comunicaciones		A, H
Localización de recursos naturales	Pesca, minería	A, H
Transporte de paquetería		A
Búsqueda y rescate	Naufragios, accidentes en montaña o zona de difícil acceso.	H

**Tabla 5. Aplicaciones civiles de los UAV (H=helicóptero, A=aeronave, D=dirigible)**

#### 1.4 Sistema de control de un UAV

Los algoritmos y equipo necesario para el control de un UAV, puede variar entre cada tipo de aeronave. Por lo que es importante definir un sistema único para cada UAV.

En la actualidad el concepto de UAVS, hace referencia a un vehículo aéreo autónomo. En concreto los instrumentos a bordo o segmento aire, se deben ver completados con la estación base o segmento tierra.

#### 1.4.1 Segmento tierra y Segmento aire

La operación de un UAV, depende de sistemas totalmente autónomos, de un puesto de mando en tierra dedicado a la planeación y supervisión de la misión que debe realizar el UAV.

De esta manera, el sistema de control del UAV, se divide en dos segmentos, segmento tierra y segmento aire, unidos mediante diferentes sistemas de comunicaciones.

De tal forma mientras determinadas funciones de control se ejecutan en uno de los segmentos, otras pueden ser realizadas por cualquiera de estos dos.

Las funciones de la misión y la supervisión del desarrollo de esta, deben de ser controladas por el segmento tierra, mientras que la adquisición de datos asociada con la misión, así como los sensores que permiten conocer la actitud y la posición del vehículo, corresponden al segmento aire.



**Figura 7. Estación base (Segmento tierra)**

Otras funciones, pueden ejecutarse a través del segmento tierra como en el segmento aire, siempre y cuando las comunicaciones entre ambos segmentos así lo permitan.

Por lo tanto, las funcionalidades que se realizan en cada uno de los segmentos pueden variar, dependiendo, fundamentalmente, del grado de autonomía que tenga el vehículo para la misión concreta.

#### 1.5 Arquitectura Hardware del sistema de control de un helicóptero UAV

Para definir la arquitectura del sistema de control de un UAV se deben especificar los requisitos y funcionalidades a los que el sistema debe responder.

Los helicópteros en general y los mini helicópteros en particular, son vehículos inestables, con una dinámica rápida, sobre todo en actitud, lo que obliga un control continuo, considerando minimizar los riesgos de una posible falla. Las aeronaves por otra parte son vehículos más estables.

#### 1.5.1 Requisitos del HW del segmento aire

El sistema de control esta limitado por el tipo de aeronave, el cual limita la capacidad de carga y por las vibraciones asociadas al motor.

##### 1.5.1.1 Capacidad de carga

La capacidad de carga de un UAV debe ser proporcional a la carga útil y el sistema de control. Dependiendo de la misión a realizar por un UAV la carga útil varia entre 2 y 30 kg en el que se debe de considerar el sistema de control, oscilando entre 500 gr y 3 Kg. La Tabla 6 presenta el peso de la carga útil en diferentes misiones.

<b>APLICACIÓN</b>	<b>CARGA DE PAGO (KG)</b>
Filmografía	5-10
Búsqueda de recursos naturales	15-30
Fumigación	30-50

**Tabla 6. Estimación del peso de carga de pago según aplicaciones.**

La capacidad de carga de una aeronave depende del motor y su configuración. Existe una relación casi lineal entre la capacidad de carga y el peso total de un UAV con un factor de escala de 0.5.

En conclusión se puede establecer que, en los UAV es de gran importancia eliminar al máximo el peso del sistema de control.

##### 1.5.1.2 Robustez

Existen diferencias entre los aeronave que pueden mantenerse en vuelo, sin la necesidad de un control por un tiempo limitado y los dirigibles, que se mantienen estables de manera ilimitada, sin embargo la perdida de control en un helicóptero, las consecuencias son irreversibles, siendo muy complicado recuperar el vuelo estable una vez que este se ha perdido. Por este motivo el sistema de control debe de garantizar su funcionamiento evitando interrupciones totales o parciales.

La disponibilidad del sistema de control, esta condicionada por el correcto funcionamiento del procesador así como la alimentación eléctrica.

La alimentación del sistema de control de un UAV es proporcionada por baterías, que varia de minutos hasta dos horas como máximo. En algunos casos se utiliza un generador eléctrico conectado al propio motor del UAV para recargar las baterías. En cualquier caso es importante monitorear el nivel de carga de las baterías.

Algunas causas que pudieran afectar el sistema de control y puedan presentarse en cualquier circuito electrónico, se mencionan a continuación:

- Vibraciones a las que es sometido el UAV producidas por el motor.
- Descargas eléctricas.
- Estática generada por el sistema de encendido o del generador en caso de que este exista.
- Temperatura elevada por una mala ubicación del sistema de control..

La alimentación eléctrica y las medidas de actitud son muy importantes y un fallo de estos se debe detectar y contrarrestar con un procedimiento de emergencia. Algunos UAV sofisticados utilizan sistemas con procesadores de control IMU y GPS asegurando el vuelo seguro de estos.

#### 1.5.1.3 Autonomía del vuelo

Se entiende por autonomía el tiempo que un UAV permanece en vuelo sin recargar combustible o baterías. Nuevamente existe un compromiso entre autonomía y carga útil, pues un aumento de combustible disminuiría la carga útil disponible.

La limitación real de la autonomía es determinada por la duración de las baterías y la capacidad de almacenamiento de combustible, por lo que podemos determinar para una categoría mini de UAV una autonomía de 60 minutos aproximadamente.

#### 1.5.1.4 Comunicaciones

Es posible que los UAV operen de manera autónoma, sin embargo la comunicación con el segmento tierra es necesaria por diferentes motivos, regresar al punto de partida cuando detectan pérdida de comunicación con el segmento tierra. Por lo que es importante tener presente el alcance y ancho de banda de nuestro sistema de comunicación.

Las misiones a realizar por los UAV responden con o sin contacto visual con el segmento aire tierra. Algunas aplicaciones en este modo de operación suelen ser del tipo civiles como: la fotografía o filmografía aérea, vigilancia, reconocimiento aéreo, etc. Mientras que el alcance de la radio lo permita o con tecnología WI-FI, se puede asegurar el objetivo de la misión. Para realizar misiones de largo alcance es recomendable contar con puntos de reporte mediante el uso de antenas direccionales.

#### 1.5.1.5 Distribución de la Carga

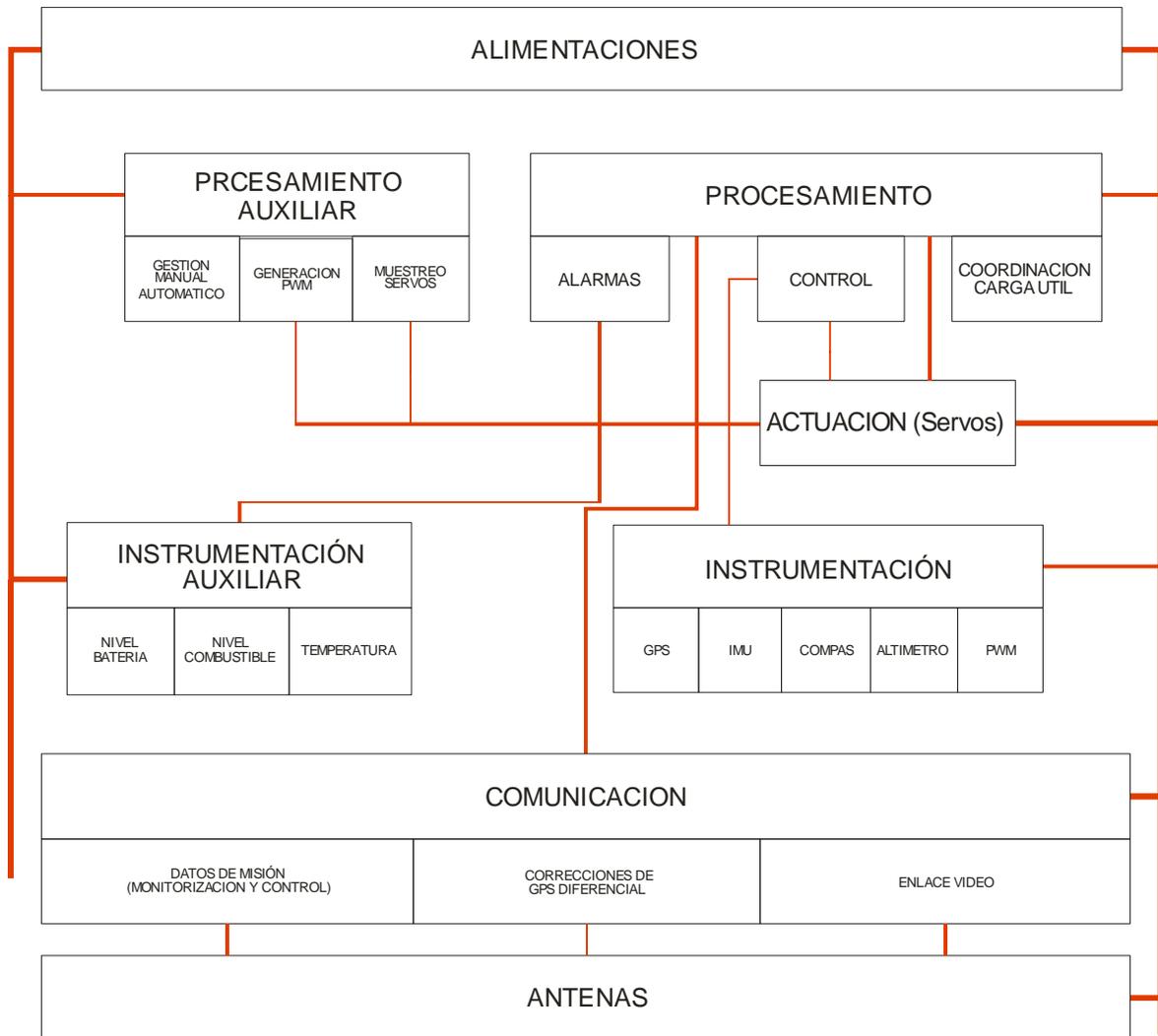
La instalación del hardware a bordo es importante, sin embargo es importante lograr el peso y balance de tal manera que el centro de gravedad del UAV no se salga de su rango de operación.

Es importante conocer las restricciones para la colocación del equipo como la IMU, el compás y el GPS, los cuales tienen ciertas restricciones con respecto a su ubicación.

#### 1.5.2 Funciones del segmento aire. Sub-sistemas.

El sistema de control a bordo es decir el segmento aire, utiliza una interface la cual sirve para mantener la comunicación con el segmento tierra. Por ejemplo, el sistema GPS, proporciona las coordenadas de posición y velocidad absolutas del UAV las cuales se envían periódicamente al segmento tierra. Otros sistemas como la IMU son diseñados específicamente para operar con un UAV específico. Sin embargo cabe resaltar que en algunos casos estos pueden operar a la par.

La Figura 8 representa el equipo básico de los subsistemas que se deben de incluir a bordo, como parte del sistema de control de un UAV.



**Figura 8. Subsistemas de control de un UAV**

### 1.6 Alimentación

El sistema de alimentación está integrado por baterías y en ocasiones por un generador, el uso de generadores es más frecuente en aviones y dirigibles, en algunos casos se utilizan paneles solares colocados a lo largo de la ala sobre el avión o sobre el huso del dirigible. Existen en el mercado algunas baterías con mayor duración y menos peso, por ejemplo las baterías LI-PO.

Debemos considerar en la alimentación del sistema los diferentes voltajes que manejan los instrumentos a bordo. La diversidad de voltajes se refiere al sistema de control en su totalidad y a los servos de los actuadores.

## 1.7 Instrumentos de vuelo

Existen dos grupos; el primero incluye la velocidad y aceleración que determinan la orientación espacial, es decir la actitud respecto a un sistema inercial. El segundo incluye la posición, velocidad y aceleración respecto a un sistema de referencia. Las necesidades de precisión y frecuencia de cada una de ellos es diferente pero con el mismo objetivo.

La actitud se realiza mediante sensores, basados en un acelerómetro y giróscopo con un adecuado procesamiento de las señales generadas por la medición de los sistemas. Estos son integrados en el sistema de control y responden a equipos comerciales bajo las denominaciones de AHRS (Altitude and Heading Referente System), ISU (Inertial Sensor Unit) o IMU (Inertial Mesure Unit), que a través de un puerto de comunicación proporcionan una frecuencia entre 100 y 200 Hz, información que se procesa y filtra a través de un filtro de Kalman.

En cuanto a la posición y la velocidad de desplazamiento del UAV, estos datos se obtienen mediante el uso de GPS. La precisión del GPS es del orden milimétrico con el uso de correcciones diferenciales. El uso de compás magnético, proporciona información sobre la orientación del fuselaje del UAV respecto al norte magnético, mientras la IMU proporciona el rumbo que sigue el UAV.

## 1.8 Instrumentación auxiliar (Nivel de batería, Combustible, Temperatura)

Determinadas funciones como la alimentación del sistema de control y el sistema de combustible son críticas para garantizar el vuelo seguro de un UAV, por lo que es necesario incluir elementos que proporcionen alertas cuando se presente alguna falla. Donde deben tomar acciones pertinentes en tiempo y forma o incluso iniciar algún tipo de procedimientos de seguridad o en el propio sistema a bordo, como pudiera ser el aterrizaje.

Algunos parámetros menos frecuentes es para tomar acciones oportunas desde el puesto de mano en tierra o se activen procedimientos emergencia automáticos.

## 1.9 Comunicaciones

Segmento tierra y segmento aire precisan mantener diferente flujos de comunicación que pueden ser considerados como:

- Comunicación de datos y telemetría
- Comunicación GPS
- Comunicación equipo a bordo.

La comunicación entre ambos segmentos es vital ya que dentro de esta se encuentra todos los datos y la información recopilada durante la misión a realizar por el UAV, algunos datos de los más importante como los puntos de reporte, son vitales para el rumbo, así como la velocidad de desplazamiento entre un punto y otro según la misión.

La información obtenida de la misión es transmitida, a través de un transmisor de radio como el RS232 o Ethernet.

La información de los instrumentos, son enviados desde el segmento aire al puesto de mando o segmento tierra.

Considerando el equipo abordado para cumplir con el objetivo de la misión en algunas ocasiones se requiere de una banda ancha, para transmitir datos como la adquisición de imágenes de video.

#### 1.10 Procesamiento

El procesamiento de la señal abarca en su mayoría las funciones para el cálculo de la trayectoria navegación y el sistema de control, y en algunas ocasiones las señales mas complejas de los sistemas IMU y GPS.

Es posible alternar equipos de cálculo es estándar como lo son las PC. En la actualidad el uso de este bus de datos PC104 que permite la expansión para agregar tarjetas funcionales como puertos de comunicación I/O.

#### 1.11 Sistema de actuación

El sistema de actuación es el responsable de manipular las superficies de control para el UAV. Los componentes principales para controlar las superficies de control son los servomotores. El principio de su funcionamiento esta basado en una señal de modulación de ancho de pulso (PWM). La señal PWM son generados desde el procesador del UAV.

#### 1.12 Sistemas auxiliares

El sistema de control a bordo puede incorporar sistemas auxiliares, de acuerdo a las necesidades de diseño y sus aplicaciones. A continuación se describen algunos de estas:

- Muestreo de las señales recibidas por los servos: consiste en conocer y almacenar cada una de las señales enviadas a los servos con objeto de tratar el modelado, la identificación y la dinámica del vehículo.
- Generación de señales PWM: consiste en generar señales PWM previamente programadas para el control del UAV.

- Control Automático/Manual: la necesidad de cambiar la modalidad de vuelo por seguridad.

### 1.13 Requisitos del Hardware del segmento tierra

El segmento tierra no está sometido a las limitaciones de peso y autonomía se recomienda que sea fácil de transportar, compacto y para operar a la intemperie.

Considerando solo las aplicaciones civiles, el segmento normalmente opera con ordenadores, transmisores, antenas, joystick para el control manual del vehículo, GPS para las correcciones diferenciales y los enlaces de comunicaciones con el segmento aire.

#### 1.13.1 Arquitectura

La dinámica de un UAV es compleja, intervienen en ella un gran número de variables, relacionadas con parámetros que cambian de acuerdo con las condiciones y tipo de vuelo.

A continuación se describe la arquitectura de control integrada en un diagrama a bloques considerando lo siguiente: control de actuadores, actitud, velocidad y desarrollo de la misión.

En la figura 9 se presenta una arquitectura, comprendida por 5 niveles. El nivel más bajo está integrado por servomotores que controlan las superficies de control y al motor, mientras que el nivel más alto está integrado por el control de la misión. Es importante recordar que estos servoactuadores trabajan con señales PWM generadas por el procesador.

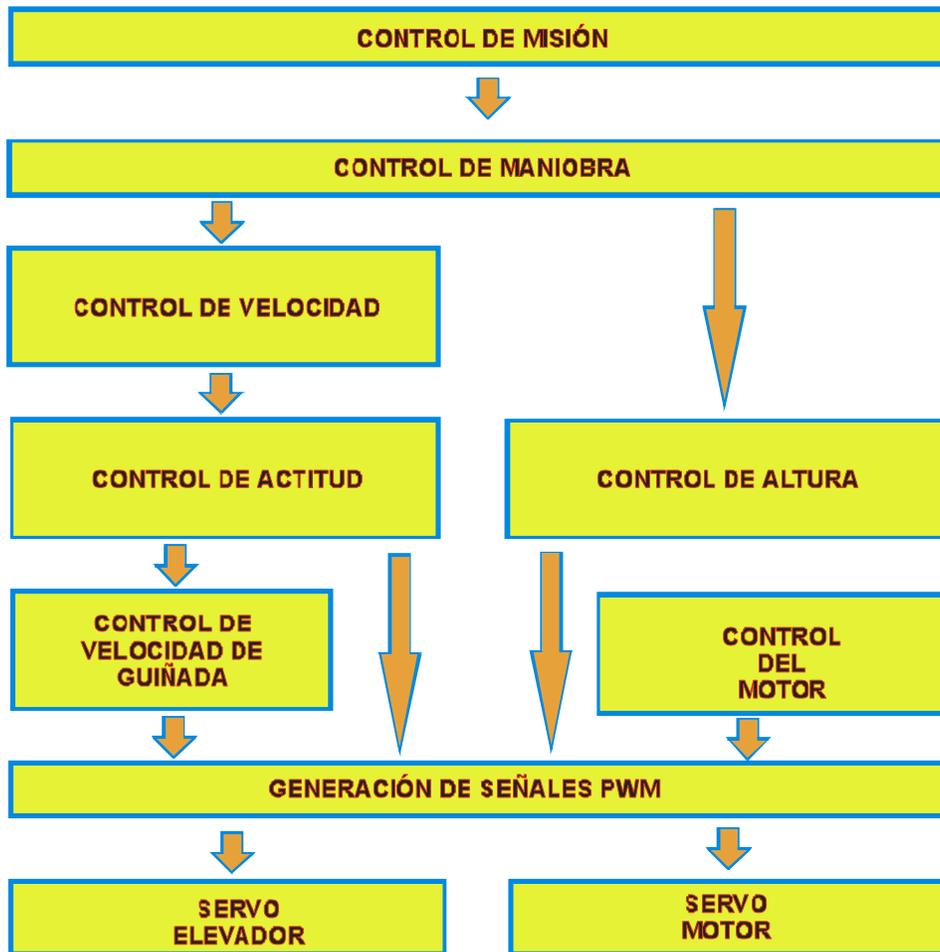


Figura 9. Arquitectura de control de un UAV

### 1.13.2 Control del actuador del elevador

El control del actuador del elevador se encarga de mantener estable el ángulo de cabeceo, durante el vuelo. La Figura 10 ilustra su arquitectura.

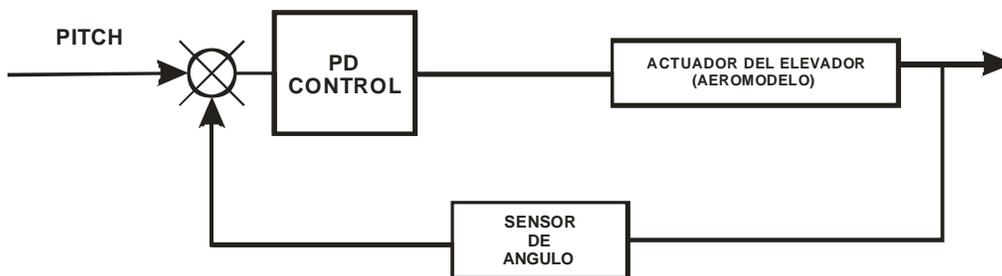
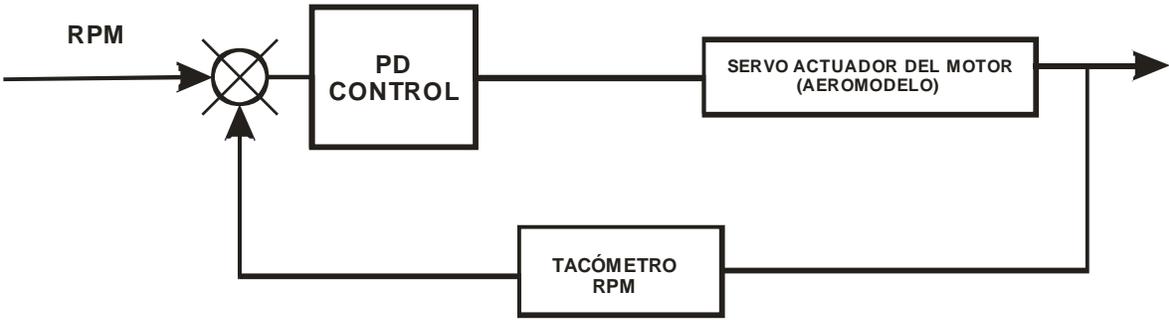


Figura 10. Control de ángulo pitch

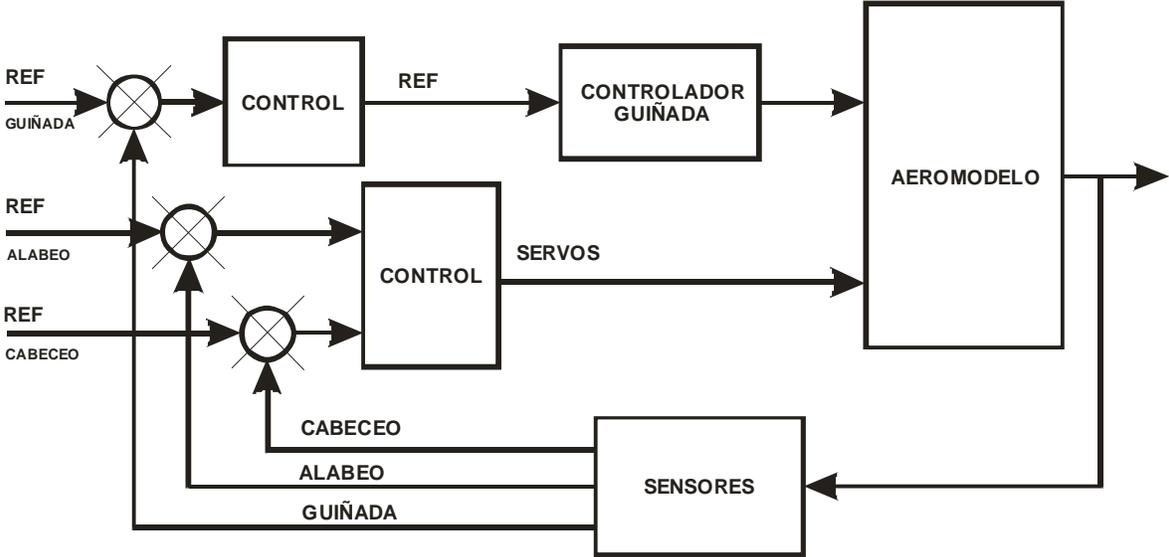
El control de la velocidad del motor del aeromodelo la información de la velocidad, obtenida mediante el tacómetro y actúa sobre el servo del motor con el objetivo de mantener las rpm, que se modifique la velocidad. Ver Figura 11.



**Figura 11. Control de velocidad de rotación.**

1.13.3 Control de actitud

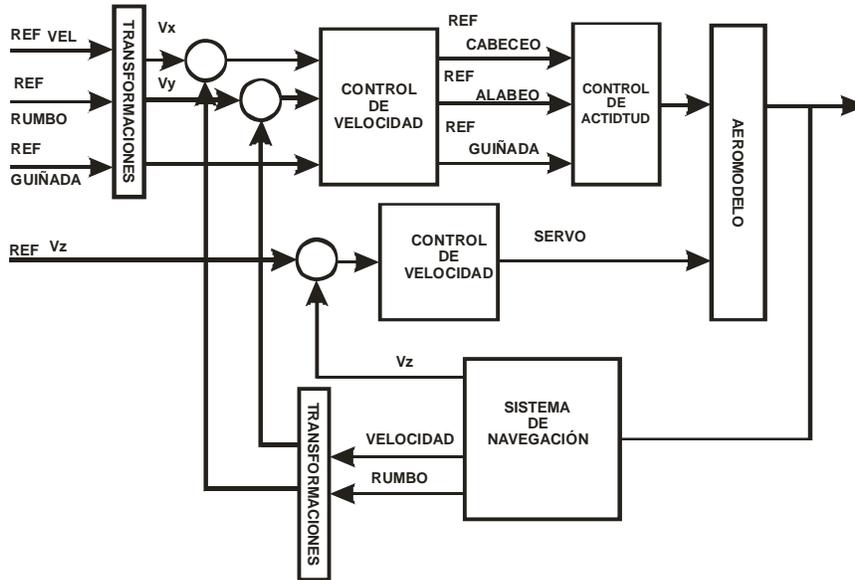
El control de actitud tiene como objetivo orientar al UAV en el espacio. En general, se puede eliminar el ángulo de guiñada de los ángulos de alabeo y cabeceo, utilizando una arquitectura como la que se muestra en la Figura 12.



**Figura 12. Control de actitud**

### 1.13.4 Control de velocidad

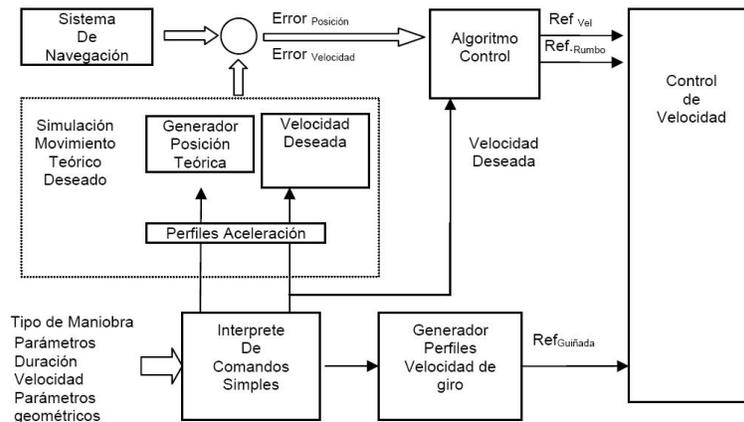
Mientras que la velocidad de traslación del aeromodelo se controla mediante el motor. Podemos considerar la siguiente arquitectura de control como se muestra en la Figura 13.



**Figura 13. Control de velocidad.**

### 1.13.5 Control de maniobras

El control de maniobra tiene como objetivo mantener la velocidad que asegure el desplazamiento del UAV sobre dicha trayectoria. La Figura 14 muestra la arquitectura de control. Este control combina el error de posición con el perfil de velocidad deseado, informando de la velocidad y rumbo.



**Figura 14. Control de maniobra.**

Existen maniobras en las que no es necesario controlar la posición, por ejemplo la navegación según rumbo y tiempo, en esta no se tiene en cuenta el error de posición, y se entiende que el objetivo en este caso es minimizar el error de la velocidad.

A modo ilustrativo, algunos de los tipos de maniobras que se puedan utilizar son:

- Vuelo hacia un punto sin rumbo o velocidad
- Vuelos en un tiempo determinado con una velocidad y rumbo establecidos
- Vuelo estacionario sobre un punto
- Vuelos en línea recta o circular

#### 1.13.6 Control de la misión

En este nivel de control se detalla la misión a realizar por el UAV con el apoyo de herramientas gráficas, que permiten visualizar un mapa de la misión real en 2D y 3D mediante la utilización de modelos digitales del terreno. Además debe contemplarse la posibilidad de modificar la misión mediante puntos de reporte, otros tipos de comando son:

- Sobrevolar un punto ò vuelo estacionario sobre el punto.
- Trayectoria predefinida, vuelos en zigzag para barrer zonas, en círculo o en línea recta.
- Aterrizaje o despegue
- Retorno a un punto de referencia

#### 1.14 Aspectos legales

La aplicación de los UAV en misiones civiles, dispone de utilizar un espacio aéreo, cuyo uso esta regulado y restringido por aviación comercial. La necesidad de sobrevolar poblaciones, obliga a los UAV a tomar una serie de medidas de seguridad que hasta la fecha no están definidas.

El control de tráfico aéreo (ATC, SENEAM, DGAC, MÈXICO), es la responsable de organizar el tráfico de aeronaves, garantizando la seguridad de estos. La aplicación de este control a los UAV precisa superar ciertos aspectos técnicos y normativos, que en actualidad están aun en la etapa de definición por las autoridades internacionales y por lo tanto también en México. Por lo tanto en la actualidad, el uso de UAV para cualquier actividad civil es, cuando menos, ilegal.

Puesto que buena parte de los helicópteros y aeronaves autónomos para uso civil utilizan equipos de radio control (RC) dotados de autopiloto, conviene conocer que recomendaciones de uso son aplicables a estos sistemas. En este sentido, la FAA (EEUU) publicó en 1981 la circular AC91-57, donde se dan sugerencias para disminuir los riesgos en la operación de aeronaves a escala. En ella se establecen ciertas recomendaciones, que de manera sintetizada se mencionan a continuación:

- Volar en zonas suficientemente alejadas de zonas habitadas. Evitando zonas donde el ruido pueda ser motivo de molestias a colegios, hospitales, etc.
- No volar con espectadores y no volar por encima de 125 m sobre el suelo.
- Cuando se vuelve a menos de 5 Km. de un aeropuerto, notificarlo a las autoridades de control de tráfico aéreo del aeropuerto.
- Evitar volar en las proximidades de aeronaves comerciales. Si es posible, disponer de observadores que vigilen esta situación.

Una propuesta por el UAV Task Force (grupo de trabajo organizado por JAA/Euro control) plantea tomar como referencia los principios y restricciones aplicados a los aeroplanos ultraligeros.

Tomando estos como punto de partida, la UAV-TF propone una serie de medidas aplicables, solo a los que denomina UAV ligeros, siendo estos los que cumplen las características indicadas en la Tabla 7.

MTOW	Velocidad máxima	Alcance máximo de operación	de	Altura máxima
150 kg.	130 km/h	500 m.		125 m.

**Tabla 7. Características de los UAV ligeros (UAV-TF)**

La elección de estos límites en la aplicación de las medidas propuestas se justifica de la siguiente manera:

- Carga máxima en despegue: La competencia para la regulación de aeronaves con capacidad de carga en despegue inferior a los 150kg. corresponde a las autoridades nacionales y no a los organismos internacionales, quedando fuera del alcance de esta propuesta de regulación.

- Velocidad máxima: Afecta a la máxima energía cinética del vehículo, relacionada directamente con los posibles daños originados por un impacto. Asimismo, junto a la distancia máxima al puesto de mando, afecta a la capacidad del piloto de poder supervisar el vuelo y actuar en caso necesario.
- Alcance máximo de operación: Garantiza la capacidad del piloto de mantener contacto visual y así poder supervisar el vuelo.
- El límite en altura máxima trata de disminuir el riesgo de colisión con el tráfico aéreo comercial.

En la Tabla 8, se resumen la propuesta del UAV- Task Force para la regulación en el uso de los UAV ligeros. A Falta de legislación, su uso voluntario responde a una buena práctica en el uso de los UAV ligeros.

APLICABILIDAD	<p>Se aplica a vehículos que:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>a) Realicen operaciones aéreas sin tripulación.</li> <li>b) No precisen certificados de navegabilidad por parte de la legislación nacional o extra nacional.</li> <li>c) La carga máxima de despegue sea inferior a 150kg.</li> <li>d) La velocidad máxima sea de 130km/h (70 nudos).</li> <li>e) La energía cinética en un impacto sea inferior a 95 kJ (considerando el máximo entre impacto por caída libre desde 125 m).</li> </ul>
INSPECCIÓN	<p>Se debe permitir la inspección por parte de la autoridad competente y proporcionar evidencias satisfactorias de que el vehículo responde a la categoría de UAV ligero.</p>
OPERACIONES PELIGROSAS	<ul style="list-style-type: none"> <li>a) No se debe operar un UAV de modo que cree peligro a otras personas o al mismo piloto.</li> <li>b) No se debe permitir la caída de objetos desde el UAV, que causen peligro a personas o bienes.</li> <li>c) No se deben realizar maniobras acrobáticas.</li> </ul>
OPERACIÓN DIURNA	<p>Se deberá operar solo entre la hora de salida y puesta del sol y siempre que las condiciones climatológicas permitan que el piloto pueda evitar posibles colisiones.</p>
OPERACIÓN CERCA DE AERONAVES	<p>Se debe de mantener la vigilancia, al objeto de detectar y poder evitar posibles colisiones con otras aeronaves.</p>

		<p>No se debe operar el UAV de modo que origine una colisión con otra aeronave.</p> <p>No se debe superar la altura de vuelo de 400 ft.</p>
OPERACIÓN CERCA DE PERSONAS O PROPIEDADES		<p>Durante su uso, el UAV no deberá de acercarse a menos de:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>a) 150m de zonas habitadas.</li> <li>b) 100 m de personas o bienes que no sean parte de la operación.</li> </ul> <p>En el despegue y aterrizaje no podrá haber personas, a excepción del piloto, a menos de 50 m. Se debe de fijar una distancia de seguridad para operar en las cercanías de un objeto o instalación que origine una situación de riesgo ante un impacto (por ejemplo: depósitos de combustible).</p> <p>No se debe de utilizar un UAV en exhibiciones o demostraciones publicas, salvo si se cuenta con un permiso específico.</p>
OPERACIÓN DETERMINADAS EN ÁREAS		No se debe de operar el UAV en áreas controladas, prohibidas o restringidas (global o temporalmente), salvo con permiso del organismo regulador (ATC).
OPERACIÓN CONTACTO VISUAL.	BAJO	Siempre se debe de operar en contacto visual directo entre estación tierra (piloto) y UAV.
SISTEMAS DE EMERGENCIA		<p>El UAV debe de estar dotado de un sistema de finalización del vuelo ante emergencia FTS (Flight Termination System), que haga terminar el vuelo de manera inmediata cuando se detecte un fallo en el sistema de control o en las comunicaciones con el segmento tierra.</p> <p>Antes de comenzar la operación se debe de verificar el funcionamiento de este sistema.</p>

**Tabla 8. Propuesta regulatoria para el uso de UAV ligeros (UAV-TF)**

# **CAPITULO II**

## **ESTABILIDAD Y CONTROL**

## CAPITULO II

### ESTABILIDAD Y CONTROL

#### 2.1 Introducción

El funcionamiento de una aeronave está gobernado por fuerzas perpendiculares y fuerzas a lo largo de la trayectoria del vuelo. El movimiento de traslación del aeroplano es una respuesta de estas fuerzas. En cambio, la estabilidad y control están gobernados por momentos sobre el centro de gravedad y el movimiento rotacional de la aeronave es una respuesta de estos momentos. Existen cuatro fuerzas que son consideradas como básicas para mantener una aeronave en vuelo como:

- Sustentación. Fuerza perpendicular a la trayectoria.
- Arrastre ó resistencia al avance. Fuerza que se opone al movimiento.
- Peso. El efecto de la gravedad actuando sobre la masa del avión.
- Empuje. La potencia del motor actuando por la hélice.

Las fuerzas más importantes son generadas en el ala y la cola. Esta última es la encargada de balancear las cargas y de dar estabilidad longitudinal a la aeronave. El balanceo se refiere a la generación de una fuerza de sustentación que produce un momento respecto del centro de gravedad del avión, para equilibrar los momentos generados por el resto de la aeronave. La estabilidad, se refiere a la capacidad de la aeronave en volver a su estado inicial, después de una perturbación. La aeronave debe ser longitudinal, direccional y lateralmente estable.

El control longitudinal se realiza sobre el ángulo de cabeceo, que corresponde al ángulo entre el eje longitudinal y un plano de referencia comúnmente horizontal. La superficie de control para el cabeceo, es el elevador.

El movimiento longitudinal, es controlado por el elevador o timón de profundidad y la variable controlada es el ángulo de cabeceo. El elevador está localizado en el empenaje horizontal abisagrado al mismo y alejado del centro de gravedad de este, para que al deflectarse, su fuerza produzca una inclinación angular. Se define como positiva la deflexión del elevador cuando este baja según la cuerda media del ala.

Asimismo en el control longitudinal también interviene el motor es decir la potencia asociada al motor.

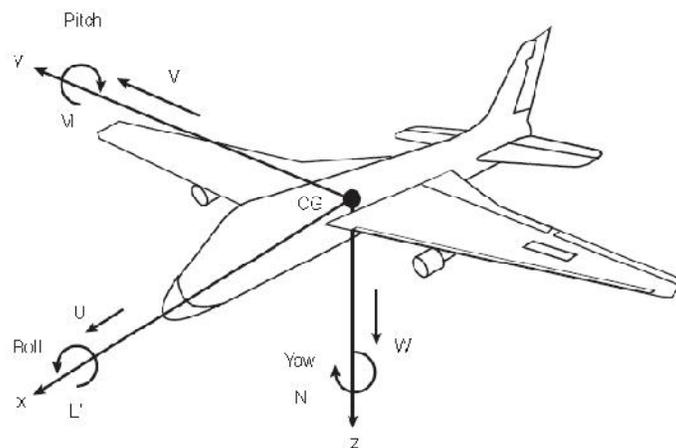
#### 2.2 Nomenclatura básica

La figura 1, muestra un sistema de coordenadas rectangulares adjunto a la aeronave. El origen de los ejes esta en el centro de gravedad. El eje X se encuentra a lo largo de la aeronave, el eje Y se encuentra a lo largo de la envergadura y el eje Z esta del centro de gravedad hacia bajo de la aeronave.

El movimiento de traslación esta dado por las componentes de velocidad  $U$ ,  $V$ ,  $W$ , a lo largo de los ejes. Así la velocidad neta de la aeronave es la suma de los vectores de estas tres componentes de velocidad. El movimiento rotacional es dado por la velocidad angular de las componentes ( $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ ) sobre los ejes de X, Y, Z.

En resumen, la nomenclatura asociada con el movimiento rotacional es como lo siguiente:

- Eje X: alabeo (ROLL),  $L'$  = momento de alabeo,  $\phi$  = velocidad del alabeo.
- Eje Y: cabeceo (PITCH),  $M$  = momento de cabeceo,  $\theta$  = velocidad del cabeceo.
- Eje Z: guiñada (YAW),  $N$  = momento de guiñada,  $\psi$  = velocidad de guiñada.

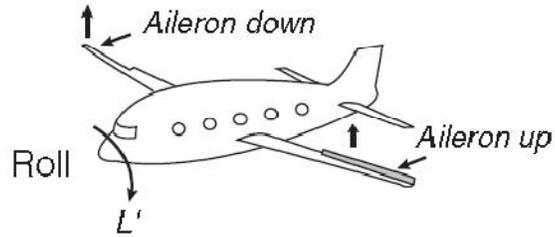


**Figura 1. Definición del Sistema de Ejes del Aeronave.**

Una configuración clásica de una aeronave comprende tres controles básicos: alerones, elevador y timón. Se diseñan para cambiar y controlar los momentos del alabeo, cabeceo y guiñada con respecto a los ejes.

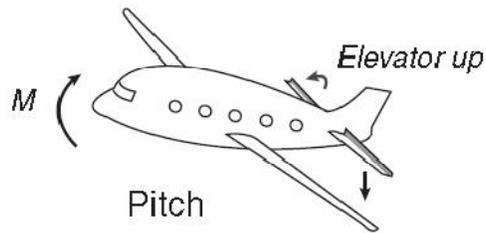
Los aleros están localizados cerca de las puntas del ala. El elevador, se encuentra estabilizador horizontal y el timón en el estabilizador vertical.

- Alabeo (Roll) Figura 2. Los alerones controlan el alabeo o movimiento lateral llamado, "CONTROL LATERAL".



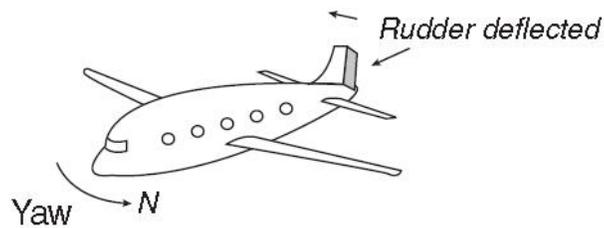
**Figura 2. Control Lateral**

- Cabeceo (Pitch) Figura 3. El elevador controla el cabeceo o el movimiento longitudinal llamado, "CONTROL LONGITUDINAL".



**Figura 3. Control Longitudinal**

- Guiñada (Yaw) Figura 4. El timón controla la guiñada o el movimiento direccional llamado "CONTROL DIRECCIONAL".



**Figura 4. Control Direccional**

### 2.3 Equilibrio de la Aeronave.

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

1. La suma de todas sus fuerzas que actúan sobre la aeronave debe ser igual a cero.
2. La suma de todos los momentos de las fuerzas respecto al c.g. de la aeronave debe ser igual a cero.

Las fuerzas que actúan sobre la aeronave en vuelo, tienden a sacarlo de su estado de equilibrio. Estas fuerzas pueden ser inducidas por alguna maniobra, ráfagas de viento y/o turbulencia durante el vuelo. Por ejemplo una turbulencia durante el vuelo produciría que la nariz de la aeronave suba o baje por lo que ha perdido su condición de equilibrio.

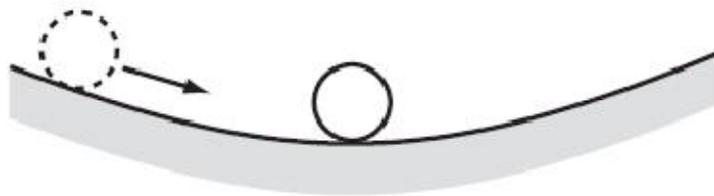
#### 2.4 Aeronave estáticamente estable.

Se dice que una aeronave esta estáticamente estable, cuando tiende a recuperar su condición de equilibrio.

#### 2.5 Estabilidad estática

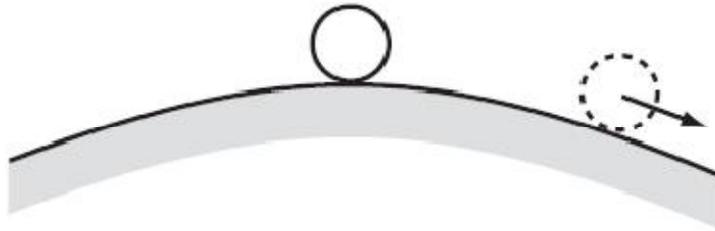
La estabilidad estática puede ser visualizada por una pelota o cualquier objeto sobre una superficie.

- Estáticamente estable Figura 5. Si las fuerzas y los momentos en el cuerpo causados por un disturbio tienden inicialmente regresar al cuerpo hacia su posición de equilibrio, entonces el cuerpo esta estáticamente estable.



**Figura 5. Cuerpo Estáticamente Estable**

- Estáticamente inestable Figura 6. Si las fuerzas y los momentos son tales que el cuerpo continua moviéndose lejos desde su posición de equilibrio después de haber empezado el disturbio, el cuerpo es estáticamente inestable.



**Figura 6. Cuerpo Estáticamente Inestable**

- Neutralmente estable o estado de reposo Figura 7. Si el cuerpo es alterado y los momentos se mantienen en cero el cuerpo está en equilibrio y es neutralmente estable.



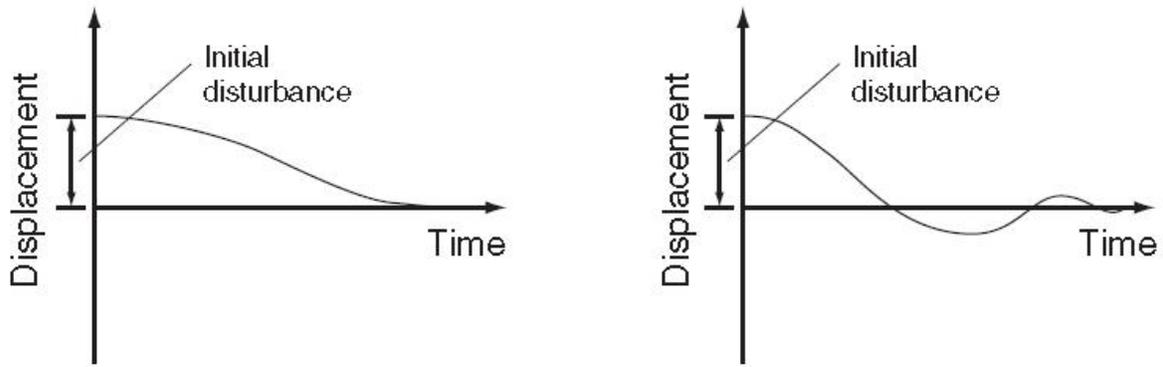
**Figura 7. Cuerpo Neutralmente Estable o en Estado de Reposo**

La estabilidad estática es la acción inicial que experimenta la aeronave cuando se ha producido una perturbación

## 2.6 Estabilidad Dinámica

La estabilidad dinámica se encarga de estudiar el tiempo transcurrido en movimiento de un vehículo después de responder inicialmente a una estabilidad estática.

Considere una aeronave volando en un ángulo de ataque tal que los momentos sobre el centro de gravedad son cero. Por lo tanto la aeronave está en equilibrio, ahora imagine que una ráfaga de viento desestabiliza a la aeronave y cambia el ángulo de ataque. Por lo tanto, la aeronave experimenta un desplazamiento. El comportamiento puede observarse en la Figura 8.



**Figura 8. Comportamiento Dinámicamente Estable**

En ambas situaciones la aeronave eventualmente regresa a esta posición de equilibrio después de algunos intervalos de tiempo. En el primer caso el vehículo se acerca a la posición de equilibrio (comportamiento sin periodos), mientras que en el segundo caso, llega mas haya de la posición de equilibrio (damped oscillation).

## 2.7 Estabilidad Estática Longitudinal

La estabilidad estática de la aeronave se descompone básicamente en: longitudinal, lateral y direccional.

### 2.7.1 Estabilidad Longitudinal.

Supongamos un vuelo recto y nivelado de una aeronave con un cierto ángulo de ataque. Si la aeronave esta compensada a lo largo del eje longitudinal, quiere decir que los momentos de las fuerzas que se ejercen sobre el avión están en equilibrio.

### 2.7.2 Fuerzas y momentos en la estabilidad estática longitudinal

Las fuerzas y los momentos que intervienen son los siguientes:

- Peso ( $w$ )

Es una fuerza dirigida hacia abajo. Es la fuerza de atracción que ejerce la gravedad sobre un cuerpo en sentido negativo.

- Sustentación ( $L$ )

Es una fuerza aerodinámica, se aplica en el centro de presión el cual es el punto donde interseca la línea de acción de esta fuerza y la cuerda. El centro aerodinámico está situado detrás del centro de gravedad.

- Fuerza aerodinámica de cola

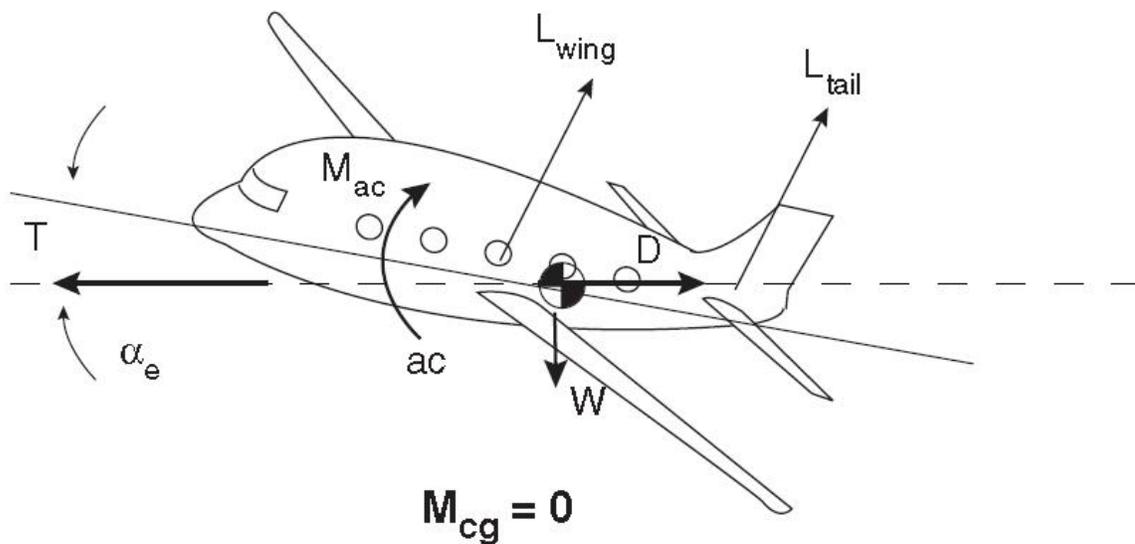
El estabilizador horizontal actúa como un ala pequeña, produciendo fuerzas aerodinámicas. Mediante el movimiento del timón de profundidad es decir, el cual puede producir "sustentación positiva" o "sustentación negativa".

- Tracción

La fuerza de tracción o de empuje del motor es horizontal. Se encuentra a cierta distancia del centro de gravedad existe una separación vertical y la fuerza produce un momento. Esta puede estar situada arriba o abajo del centro de gravedad, depende particularmente de la aeronave

- Resistencia al avance

La resistencia aerodinámica se aplica en el centro de presión, al igual que la sustentación. En la figura 9, se muestran las fuerzas mencionadas.



**Figura 9. Momento de Actuando sobre el Centro de Gravedad**

### 2.7.3 Coeficiente de cabeceo

El coeficiente de momento *de cabeceo* se define de la misma forma que el coeficiente de sustentación o el de resistencia aerodinámica todos son coeficientes aerodinámicos. La diferencia reside en el coeficiente de momento, el cual considera el brazo de palanca sobre el que actúa la fuerza.

#### 2.7.4 Influencia de otros componentes de la aeronave

El coeficiente de momento de cabeceo debe ser descendente para que el avión tenga estabilidad estática. Esto representa, en realidad, la estabilidad del avión completo, es decir, la resultante de todos los componentes de la aeronave que tienen influencia sobre la estabilidad estática.

- Cola

La carga en la cola sabemos que es la fuerza estabilizadora principal del avión, es la fuerza estabilizadora por excelencia. La carga en la cola está dirigida hacia abajo en la condición de vuelo de crucero, para compensar el momento hacia abajo que produce el ala. Cuanto mayor es la carga en la cola, más sustentación tiene que producir el ala hacia arriba.

- Ala

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.

- 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.

#### 2.7.5 Estabilidad Estática Direccional

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 se origina cuando la nariz de la aeronave presenta un ángulo de resbalamiento. La fuerza lateral del fuselaje es inestable, pues tiende a aumentar los efectos de la guiñada.

- Fuerza lateral del estabilizador vertical

Cuando el estabilizador vertical se sitúa con un cierto ángulo de resbalamiento, respecto al movimiento relativo, genera como tal, una fuerza lateral.

#### 2.7.6 Estabilidad Lateral

Una perturbación se ejerce sobre la aeronave, de tal modo que este se inclina a un lado, esto se conoce como el ángulo de alabeo.

#### 2.7.7 Modalidades de la estabilidad dinámica

Las aeronaves presentan 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 se presentan.

#### 2.7.8 Oscilaciones fugoide y de incidencia.

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.

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, normalmente, la oscilación acaba sin más intervención por parte del sistema del control (piloto)

#### 2.7.9 Divergencias y Balanceo holandés

Sabemos que la estabilidad lateral y direccional de la aeronave están relacionadas. El movimiento de alabeo provoca un movimiento de guiñada, y viceversa, 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 ocasiona tres movimientos dinámicos singulares en la aeronave. 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.
- La divergencia en espiral, aparece cuando una aeronave tiene estabilidad estática direccional y una estabilidad lateral aceptable.
- El balanceo holandés, o Dutch roll, tiene parte de las dos divergencias vistas anteriormente.

En este caso la estabilidad lateral de la aeronave es grande comparada con la estabilidad direccional. Si se produce un barrido a la izquierda, resulta que la aeronave produce una guiñada en esta dirección por que la semi-ala izquierda presenta mayor resistencia al avance que el ala derecha. Ahora bien, el ala izquierda genera más 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, sus funciones principales suelen estar relacionadas con la mejora de la estabilidad direccional con altos ángulos de ataque, pero muchas veces se obtiene provecho adicional, pues el aumento de la estabilidad direccional disminuye los efectos del Balance holandés.

# **CAPITULO III**

## **NAVEGACIÓN Y ATERRIZAJE**

## **CAPITULO III**

### **NAVEGACIÓN Y ATERRIZAJE**

#### **3.1 Introducción**

Existen sistemas de navegación en el mundo con una aplicación específica como la marina, la aeroespacial y la aeronáutica. En esta ocasión solo nos enfocaremos en los sistemas que actualmente se utilizan en la aviación comercial, civil y los UAV. Estos sistemas con el paso del tiempo se han desarrollado de una manera impresionante con gran precisión y sofisticados equipos, sin embargo no debemos de olvidar que el uso de estos equipos en la mayoría de las ocasiones depende de equipos a bordo y en tierra para su buen funcionamiento. En el desarrollo de este trabajo, buscamos sistemas autónomos ergonómicos, bajo costo, capaces de programarse y cumplir con una tarea específica sin depender de sistemas en tierra.

#### **3.2 Sistemas de Navegación Aérea**

##### **3.2.1 Definición de Navegación**

Ciencia que determina la posición de cualquier objeto de forma segura y sin obstáculos de un punto a otro.

##### **3.2.2 Definición de Navegación aérea**

La navegación aérea es el conjunto de técnicas y procedimientos que permiten guiar una aeronave a su destino, asegurando la integridad de los tripulantes y pasajeros de los que están en tierra. Existen cuatro tipos de navegación. Navegación visual, navegación por instrumentos, navegación a la estima y navegación por satélite.

##### **3.2.3 Requerimientos de los sistemas de navegación**

Los requerimientos que la aviación exige a los sistemas de navegación de hoy son: La exactitud, la disponibilidad, la integridad y la continuidad.

A continuación se definirán estos requerimientos:

La exactitud significa el nivel de conformidad entre la posición estimada y verdadera de una aeronave.

La disponibilidad, el tiempo durante el cual el sistema cumple con los requisitos de funcionamiento bajo ciertas condiciones.

La integridad es la función de un sistema que advierte a los usuarios de una manera oportuna cuando no debe ser usado.

La continuidad es la probabilidad que un sistema seguirá disponiéndose durante una fase determinada.

### 3.3 Tipos de sistemas de navegación

#### 3.3.1 Sistemas de navegación por radio emplazados en tierra.

Su funcionamiento esta basado en estaciones emplazadas en tierra que emiten señales de radiofrecuencia las cuales son captadas por sensores a bordo de las aeronaves, permitiendo que cada aeronave calcule su posición.

Estos sistemas también son denominados Radio Ayudas de navegación y entre los mas empleados tenemos:

- NDB (Non Directional Beacon)

Opera en uno rango de frecuencia de 190 - 400 Hz. El equipo receptor a bordo se llama ADF (Automatic Direction Finder), este nos señalara siempre la dirección de la estación NDB.

- ILS (Intrument Landing System)

Sistema empleado para realizar las maniobras de aproximación y aterrizaje. Incluye un localizador (localizer), aguja vertical que determina la alineación con respecto a la pista, y un Glide Slope o “senda de planeo”, aguja horizontal que define el ángulo de descenso.

En la Figura 1 se presenta la posición del localizador y su función.

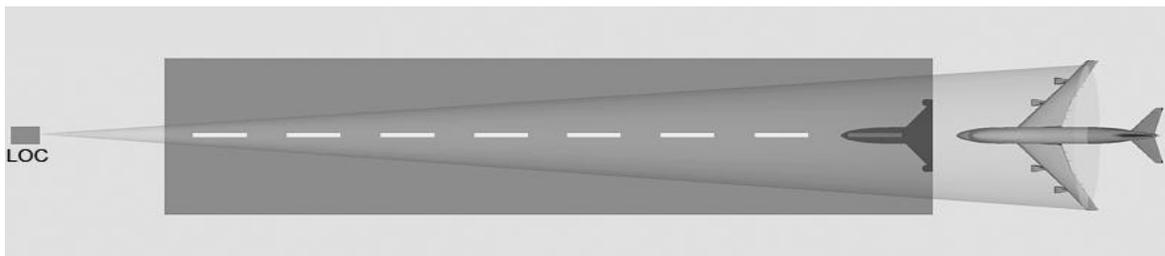
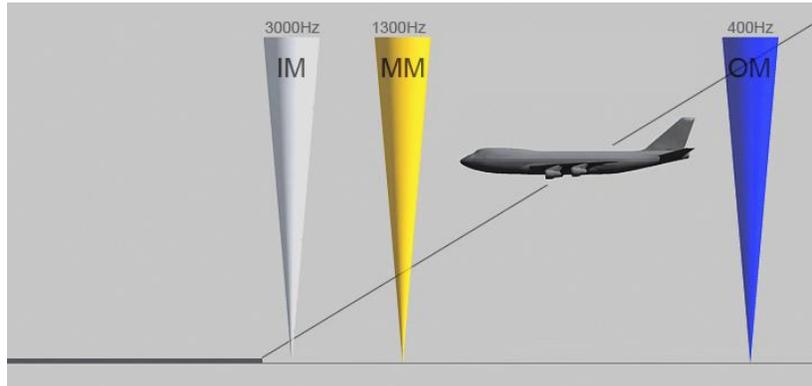


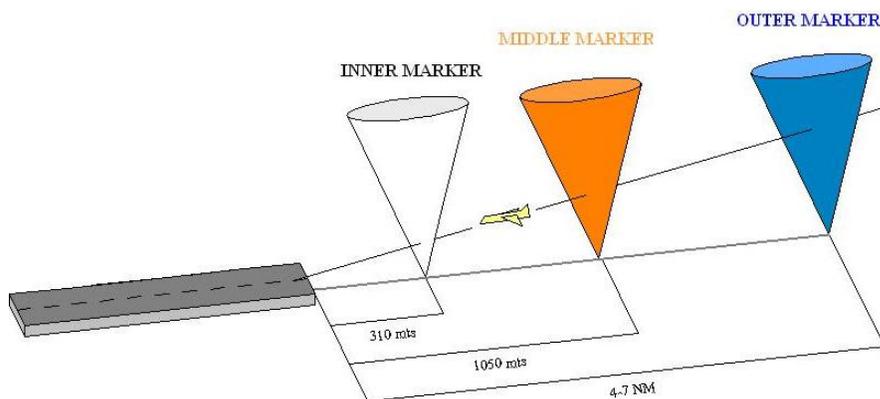
Figura 1. Localizador

## Marcadores

Se definen puntos específicos a lo largo de la aproximación final hacia la pista. A continuación se muestra en la Figura 2 y 3, la posición de los marcadores, la distancia y el color de estas.

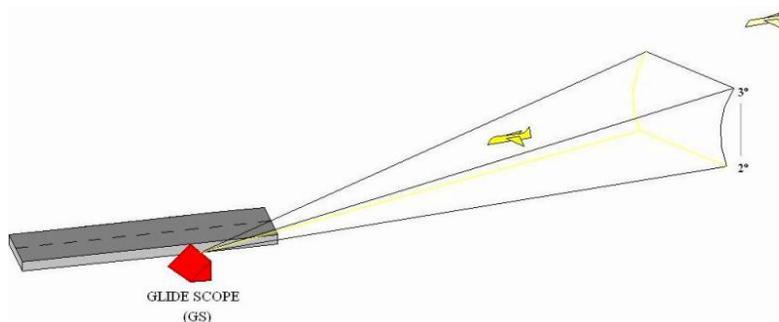


**Figura 2. Frecuencia de Operación de los Transmisores**



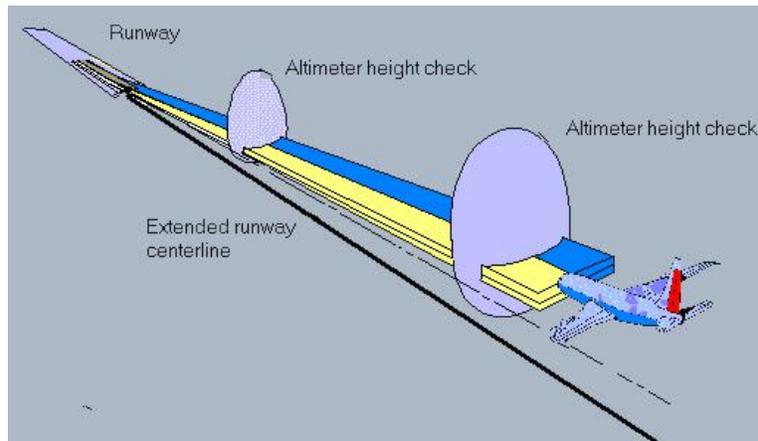
**Figura 3. Distancia de los Marcadores al eje de la pista.**

En la Figura 4 se muestra cual es la función del Glide Slope y su posición.



**Figura 4. Glide Slope**

Finalmente la combinación de estos dos sistemas se puede mostrar en la Figura 5.



**Figura 5. ILS (Instrument Landing System)**

El costo aproximado del equipo ILS para un aeropuerto cualquiera es de aproximadamente la suma de 500 a 650,000 USD.

- MLS (Microwave Landing System)

Se creó para superar las limitaciones del sistema ILS, como: eliminar los problemas de interferencia entre ILS y FM, alcance por encima de los 60° desde la línea central de aterrizaje bajo todas las condiciones atmosféricas desde 0.9° a 15° de elevación a una distancia superior de 20 MN, disponibilidad continua de un amplio abanico de caminos de descenso para aviones y helicópteros y el más importante de todos disminuir costos de instalación mantenimiento y reparación de los sistemas.

- TLS (Transponder Landing System)

Este sistema de aterrizaje se emplea para prevenir accidentes en vuelos controlados cuando están próximos a tierra, es decir cuando todavía no se ha realizado el aterrizaje, estando a menos de 20MN del aeropuerto, o en el mismo aeropuerto, antes de llegar a la zona de embarque.

Este sistema proporciona una guía para un avión en la parte final de la aproximación y es posible que siga la trayectoria de varios aviones en las proximidades del aeropuerto. Este rastreo puede ayudar a asistir a los controladores aéreos a mantener la distancia de seguridad mínima entre aviones y a la vez indicar las alertas necesarias a los pilotos.

- VOR (VHF Omnidirectional Range)

Un sistema de posicionamiento que se empezó a utilizar en usa en 1936, aunque no fue estandarizado hasta 1949. Este sistema utiliza señales de radiofrecuencia para obtener el ángulo radial respecto del norte magnético en que se encuentra el avión, siempre haciendo referencia a la posición de la estación terrestre con la que el avión permanece en contacto. Es un sistema de navegación de corto y medio alcance en VHF y libre de estáticos. Actualmente, es el sistema más empleado en todo el mundo para la navegación, los sistemas VOR constan de una instalación en tierra, emisor y antena y una instalación a bordo de la aeronave, compuesta por una antena, un receptor, un servoamplificador y un indicador.

- DME (Distance Measuring Equipment)

Este equipo es autónomo pero trabaja generalmente asociado a una estación VOR e indica en el display del equipo DME la distancia que hay desde el avión hasta la estación VOR que se halla seleccionada en MN. Trabaja en una de banda 960 - 1215 MHz y se utilizan 252 canales de 1 MHz comprendidos entre los 961 y los 1213 MHz. El modo de funcionamiento es bastante simple. Una vez recibidos los 2 pulsos enviados por el avión, se espera un tiempo de 50 s antes de responder. El avión calcula el tiempo que ha tardado en recibir la respuesta, obteniendo a partir de éste la distancia.

- TACAN (Táctica Air Navigation). Es un tipo de ayuda la navegación de uso militar.

La información que proporciona es la de azimut y la distancia con respecto a la instalación de tierra, enviando en cada instante, la posición del avión. El equipo de tierra esta constituido por un receptor- transmisor y una antena giratoria para la transmisión de información de marcaciones magnéticas y la distancia. La distancia la recibe el piloto a traves de su equipo radio telemétrico (DME). El TACAN trabaja en UHF y puede ser sintonizado en uno de los 126 canales que le han sido asignados a este tipo de radio ayuda. Los canales van espaciados 0.5 MHz La cobertura del equipo es similar a la del VOR y su exactitud puede calibrarse en  $\pm 1^\circ$ .

- ACERCAMIENTO CONTROLADO DESDE TIERRA (CGA)

Sistema de aproximación instrumental que consta de un equipo de radar por microondas de muy alta precisión que da la posición de un avión en distancia, azimut y elevación. El funcionamiento especializado de este sistema en el avión y sobre el suelo permite aterrizajes de emergencia en condiciones de visibilidad casi nulas. El GCA utiliza dos clases de campos de acción radar. Uno localiza los planos a una distancia considerable, desde 15 a 25 kilómetros.

El controlador que usa esta clase de campo de acción mantiene las comunicaciones con los aviones que esperan aterrizar, los ordena (es decir, asigna cada uno a una altitud separada en la cual puedan dar vueltas sin peligro de colisión), y los acerca mediante una

forma de aproximación general hasta que están en el trayecto final de la aproximación. En esta fase el controlador de aproximación final, que usa campos de acción de precisión, toma el control.

- SISTEMA VORTAC

El VORTAC es una radioayuda que combina las funciones del VOR y de los TACAN, y transmite información en azimut en VHF y UHF y de distancia en UHF. De esta manera tanto las aeronaves equipadas con VOR, DME, TACAN, recibirán información de azimut y distancia al VORTAC.

- SISTEMA LORAN

El long range navigation, LORAN es un sistema de navegación hiperbólica radioeléctrico e largo alcance, que opera en baja y media frecuencia. Este equipo proporciona información de posición midiendo la diferencia de tiempo en microsegundos, entre la llegada de dos señales de radio desde dos estaciones transmisoras de tierra. Para navegar con el sistema LORAN es necesario sintonizar dos grupos de estaciones en tierra.

El equipo LORAN consiste en un receptor de baja y mediana frecuencia y una pantalla de rayos catódicos en la cual aparecen una serie de líneas producidas por la recepción en el avión de las ondas lanzadas desde tierra.

- ADF (Automatic Direction Finder)

Es uno de los sistemas de radio navegación más antiguos, su funcionamiento se basa en la determinación de la dirección de llegada de las ondas de radio emitidas desde el radio faro ubicado en tierra NDB. El concepto básico de radio compás es el de un indicador en el instrumento de cabina que apunta hacia la estación. El ADF constituye un apoyo a la navegación de sistemas que operan en VHF. Este equipo se usa para la identificación de posición, para recibir comunicaciones en baja y mediana frecuencia, seguimiento de las rutas magnéticas y como procedimiento de aproximación instrumental de no precisión.

### 3.3.2 Sistemas de navegación por satélite.

Los sistemas de navegación por satélite determinan la posición de cualquier aeronave según las tres coordenadas de posición, espacio y tiempo de acuerdo a referencias dadas por el propio sistema. Entre los sistemas de navegación por satélite que operan actualmente podemos mencionar:

- GPS (Sistema de Posicionamiento Global)

El Sistema GPS se ha convertido en algo indispensable para la aviación civil alrededor del mundo. La exactitud del sistema permitió que se acomodaran más vuelos en cada ruta, ahorrarán combustible gracias a vuelos más directos y aproximaciones más eficientes. El GPS cumple con los requisitos de exactitud, disponibilidad, continuidad e integridad para ser un medio único o principal de navegación aérea en cada fase del vuelo.

#### BENEFICIOS DEL SISTEMA GPS

La capacidad de volar económicamente y con precisión desde cualquier punto sobre la tierra a cualquier otro punto, un conocimiento preciso y continuo de la posición de la aeronave, una confiabilidad operacional de casi 100%, implantar aproximaciones de no-precisión en cualquier aeropuerto del mundo, siempre y cuando los criterios de diseño lo permitan, sin ningún equipo terrestre.

#### BENEFICIOS DE SEGURIDAD

Provee un conocimiento preciso y continuo de la posición de la aeronave, permite una navegación más exacta en ruta y durante las aproximaciones de no-precisión, reduciendo así desvíos no autorizados que podrían crear conflictos con otras aeronaves y con obstáculos. Estos equipos crean un "pseudo glide-slope" que puede inclusive ser navegado por el piloto automático. Aunque las indicaciones con estos equipos se parecen a las de un ILS los mínimos aplicables son los de aproximaciones de no-precisión.

#### BENEFICIOS OPERACIONALES

Un incremento en la eficiencia del vuelo, aproximaciones de no-precisión y navegarlas con mayor precisión, reduciendo así los minutos de vuelo y los costos variables de combustible, mantenimiento, etc. Se pueden desarrollar aproximaciones de no-precisión para cualquier aeropuerto, utilizando criterios aprobados, sin la necesidad de equipo terrestre. Las aproximaciones GPS de no-precisión ofrecen, en muchos casos, mínimos más favorables que una aproximación de no-precisión convencional a la misma pista. Se podría ofrecer servicio a nuevos destinos donde actualmente no es factible por requerir rutas demasiado largas y/o por falta de procedimientos de aproximación por instrumentos.

- SISTEMA OMEGA

Este es un sistema radioeléctrico de navegación englobado en el área de navegación y que por consiguiente disfruta de sus ventajas. aunque NO ES UN SISTEMA autónomo como en INS , sus caracteres operacionales son muy parecidos. El equipo de abordaje está constituido por las antenas, la calculadora de navegación y los indicadores, siendo estos dos últimos componentes similares a los usados por el sistema inercial.

El equipo de tierra consta de una red de 8 estaciones transmisoras distribuidas de tal manera que pueda proporcionar una señal de cobertura mundial. Estas estaciones transmiten una señal de fase estable en la banda de VLF, a causa de la baja frecuencia de la emisión, las señales tienen un alcance de miles de millas.

- GLONASS (Sistema Orbital de Navegación por Satélite)

El sistema GLONASS es un sistema de navegación por satélite similar al GPS pero con importantes diferencias. El sistema está administrado por las Fuerzas Espaciales Rusas para el Gobierno de la Confederación Rusa y tiene importantes aplicaciones civiles además de las militares. Al igual que en el sistema GPS, existen dos señales de navegación: la señal de navegación de precisión estándar (SP) y la señal de navegación de alta precisión (HP). La primera está disponible para todos los usuarios tanto civiles como militares que deseen emplearla en todo el mundo, y permite obtener la posición horizontal con una precisión de entre 57 y 70 metros (99.7% de probabilidad), la posición vertical con una precisión de 70 metros (99.7% de probabilidad), las componentes del vector velocidad con precisión de 15 cm/s (99.7% de probabilidad) y el tiempo con precisión 1(99.7% de probabilidad).

### 3.3.3 Sistemas Inerciales.

Los sistemas inerciales son usados en la navegación aérea, ante la necesidad de suplir la falta de las ayudas de navegación convencionales. Una aplicación se da cuando las aeronaves sobrevuelan el océano y no disponen de cobertura terrestre de las radio ayudas, por lo que navegan con sus propios sistemas Inerciales.

- SISTEMA INERCIAL (INS)

Este es un sistema de navegación autónomo que se basa su funcionamiento en las fuerzas de inercia, dando constantemente información de posición del avión y parámetros tales como TAS, rumbo, deriva y velocidad del viento entre otros. Todo el proceso se realiza a través de una plataforma inercial sensible a los movimientos del avión con respecto a la superficie terrestre. Esta plataforma, o unidad de referencia inercial, envía información a un computador que la presenta en los instrumentos de navegación.

Los elementos básicos son:

1. unidad de navegación (INU)
2. unidad selectora de modos (MSU)
3. unidad de control (CDU)
4. unidad de baterías (IBU)

Finalmente en la actualidad los sistemas de navegación convencionales autorizados para su utilización como medio único se presentan en la Tabla 1.

FASE DE VUELO	INS	MLS	ILS	VOR	NDB
SALIDA	X			X	X
EN RUTA	X			X	X
LLEGADA	X			X	X
APROXIMACION DE NO PRECISION				X	X
APROXIMACION DE PRECISION		X	X		

Tabla 1. Sistemas de Navegación Convencionales

### 3.4 Sistemas de navegación para UAV

En la sección anterior ya hemos hablado de los sistemas de navegación que existen para la aviación civil.

Sin embargo debemos recordar que nuestro objetivo esta enfocado a los vehículos aéreos no tripulados es decir los UAV.

A continuación, se presentan algunos sistemas de navegación para UAV `s y sus accesorios así como el costo de algunos de estos en el mercado comercial. La Tabla 2. Muestra una de las marcas mas reconocidas en el mercado en cuestión de con respecto a autopilotos en el mercado, esta fuente se tomo de la [www.micropilot.com](http://www.micropilot.com)



De acuerdo con la tecnología del piloto automático por micropilot este puede usarse para vuelos de ala fija o ala rotativa. Cuenta con un sensor ultrasónico, un modulo de GPS y un compas, así mismo puede emplearse para aterrizajes y despegues autónomos.

Precio: \$8000 USD

**Tabla 2. Descripción de un Autopiloto.**

Como ya sabemos existen autopilotos comerciales que se pueden adquirir fácilmente. Sin embargo debemos de conocer los autopilotos que son diseñados específicamente para un aeromodelo. A continuación se enuncian algunos. Autolanding I-Load Program (ALIP), este sistema se desarrollo para el UAV X-34 con el fin de diseñar la trayectoria del auto aterrizaje. CAMPCOPTER-S100 es un sistema de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), que permite eliminar la necesidad de una pista y equipos de lanzamiento y recuperación.

OPATS (Objet Porition and Tracking System), es un sistema basado en laser para el aterrizaje de un UAV, el objetivo de esta este sistema es la posición del UAV durante la trayectoria y la fase final del aterrizaje.

Estos ejemplos son solo por mencionar sin embargo en la internet podemos encontrar reportes de diseños de autopiloto, según las necesidades del operador.

Con esto concluimos lo que es navegación área sus principios y en la tecnología de los instrumentos que se usan actualmente.

### 3.5 Aterrizaje

El aterrizaje es la fase final y critica de un vuelo, que se define como el proceso que realiza una aeronave que culmina en el contacto con la pista. Aterrizajar una aeronave, consiste en permitir que esta haga contacto con la pista con una velocidad vertical y horizontal lo más bajas posible, sin que la distancia recorrida en la maniobra exceda la longitud de la pista disponible. En resumen, se trata de poner al aeroplano en pérdida a muy pocos centímetros de la pista. Un aterrizaje es "normal" cuando se dispone de potencia suficiente en el motor, el viento no es fuerte ni racheado y en la aproximación final sopla de frente, no hay obstáculos en la senda de descenso y la pista es suficientemente larga.

#### 3.5.1 Etapas del aterrizaje

La maniobra de aterrizaje se suele dividir en etapas arbitrarias, tales como: Base Leg, Final Approach, Flare, Touchdown y After Landing Roll. En la Figura 6 se presentan estas etapas.

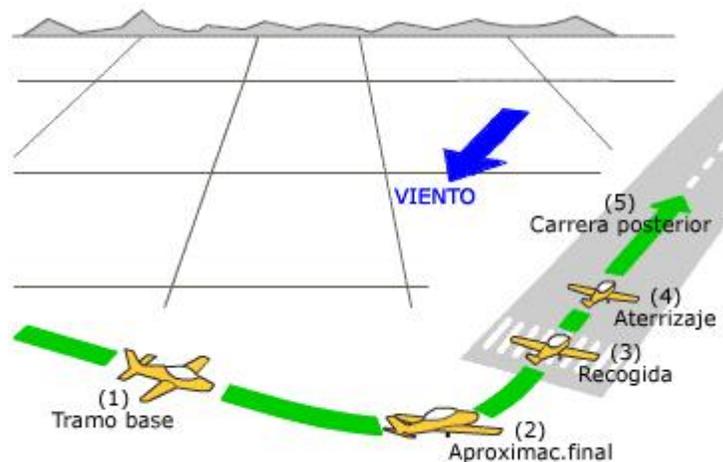


Figura 6. Etapas del Aterrizaje.

### 3.5.2 Base Leg (Tramo Base)

Este término se puede interpretar como tramo base y consiste en juzgar a que altitud y distancia debe de comenzar el descenso para aterrizar por otra parte también podemos decir que es la acción de decidir en que punto virar para la iniciar la aproximación final y pasar al Glide slope o senda de planeo alineándose con el eje de pista. En la Figura 7 presentamos la trayectoria del Base Leg.

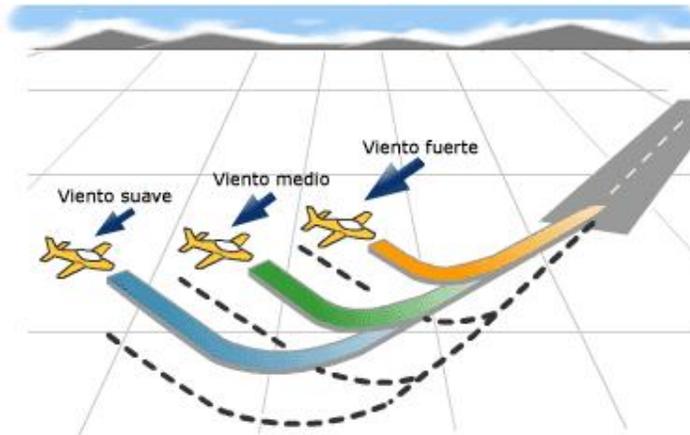


Figura 7. Base Leg

### 3.5.3 Final Approach (Aproximación Final)

La aproximación final, es la parte donde el aeroplano desciende, alineado con el eje de la pista, en línea recta hacia el punto de referencia estimado para aterrizar.

Se deben de tomar en cuenta: la velocidad y el ángulo de descenso. Estos dos factores son muy importantes ya que al tener una velocidad baja puede ocasionar el desplome de la aeronave y una velocidad mayor puede hacer que consuma mayor pista en el momento del touchdown y el ángulo de descenso debe ser ideal para evitar tocar antes o después del punto de referencia y el flare sea suave y no laborioso y crítico. La Figura 8 muestra la geometría de la aproximación final.



Figura 8. Geometría de la Aproximación Final

### 3.5.4 Glideslope (Senda de Planeo)

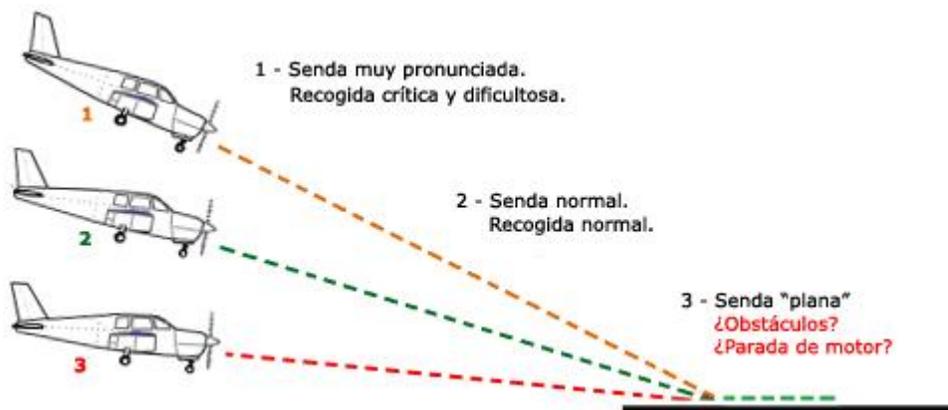
La senda de planeo y el ángulo de descenso esta afectado por las cuatro fuerzas, de tal forma que si son constantes el ángulo de descenso también lo es en condiciones de viento calma.

El ángulo del Glide Slope razonable esta entre los 3° Y 6°.

Si el Glide Slope es demasiado pronunciado la maniobra del Flare será más crítica y dificultosa.

Si el Glide Slope es demasiado plano el Flare en este caso es muy suave y la desventaja es mayor consumo de pista y en caso de falla de motor seria imposible planear con la aeronave.

En la Figura 9 se presenta el Glide Slope y ángulos de descenso.

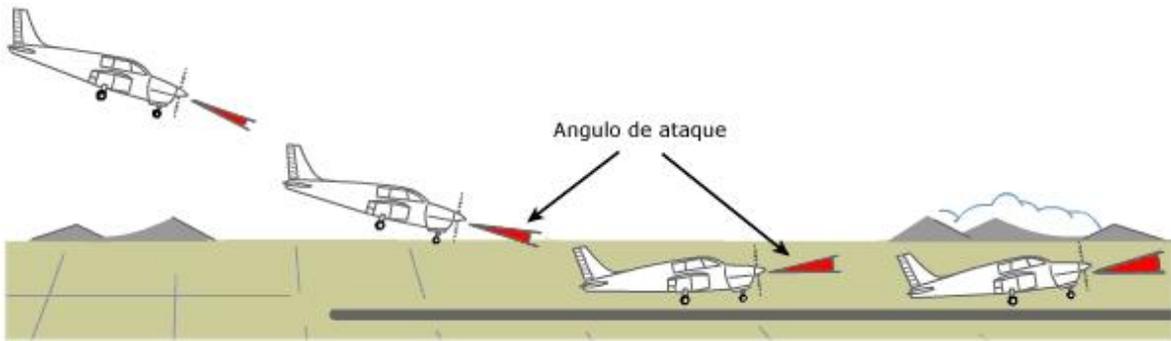


**Figura 9. Glide Slope y Ángulos de Descenso.**

### 3.5.5 Flare

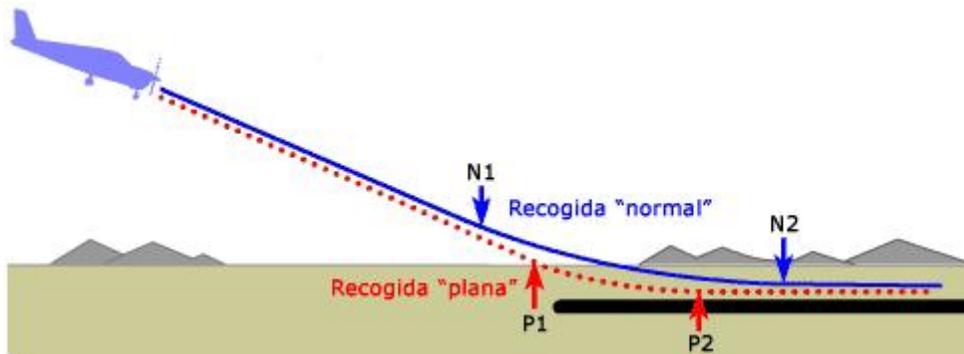
El objetivo es pasar de un vuelo descendente a un vuelo paralelo a la pista, con la aeronave a unos cuantos centímetros sobre la pista y disminuyendo la velocidad paulatinamente hasta que la falta sustentación provoque el desplome permita hacer contacto con la pista con la menor energía posible. Para que el Flare se realice correctamente es importante considerar la dirección del vuelo sea horizontal, alcanzar el nivel de vuelo más cercano a la pista y reducir la velocidad hasta hacer contacto con la pista.

En la Figura 10 veremos el incremento del ángulo de ataque durante el Flare.



**Figura 10. Incremento del ángulo de ataque en el Flare**

A continuación la Figura 11 presenta dos tipos de Flare, el plano y el normal.



**Figura 11. Flare Normal y Flare Plano.**

### 3.5.6 Touchdown & After Landing Roll (Contacto con la pista y carreteo)

El Touchdown o toque se refiere al momento en el que la aeronave hace contacto con la pista y el After Landing Roll es decir el carreteo después de que la aeronave haya aterrizado y esta continua rodando.

# **CAPITULO IV**

## **PROTOTIPO**

## CAPITULO IV

### PROTOTIPO

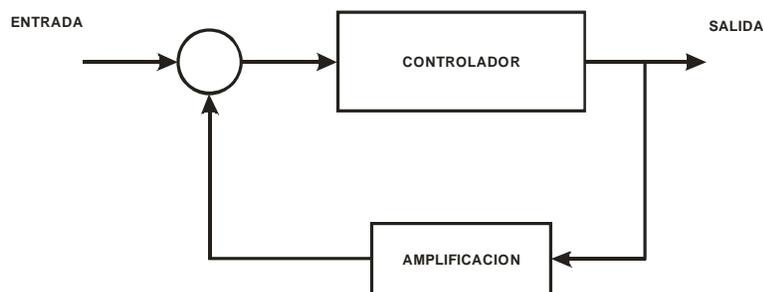
#### 4.1 Introducción

El aterrizaje es la etapa más demandante y crítica del vuelo, por esto se requiere exactitud y en algunos casos la robustez es necesaria. El problema puede ser considerado como un extremo caso de necesidad de seguimiento perfecto en una trayectoria, por el cual un sensor de medición y un micro-controlador puedan ser utilizados, para precisar la posición relativa de la aeronave durante el aterrizaje. El principal objetivo es desarrollar un sistema ELE/ELO para el apoyo al aterrizaje de un vehículo aéreo no tripulado (UAV).

Proyectos semejantes, aparentan ser simples en su diseño, sin embargo requieren de un gran control, es por esto que es necesario conocer y entender, que son los sistemas de control. Para el desarrollo de este trabajo emplearemos conocimientos básicos así como conceptos de control que apliquen a este diseño, sin olvidar que el objetivo de los sistemas de control es llegar a un error de estado estacionario cero en el menor tiempo posible.

#### 4.2 Sistemas de control

Los sistemas de control son aquellos dedicados a obtener una salida con un error casi cero en el menor tiempo posible. A continuación se presenta en la figura 1, el diagrama de de un sistema de control básico.



**Figura 1. Sistema de control Básico**

#### 4.2.1 Sistema de control de lazo abierto (OPEN LOOP)

Son aquellos en los que la variable de salida no tiene efecto sobre la acción de control. La salida del sistema no se compara con el valor deseado a la salida. Para cada entrada de referencia le corresponde una condición de operación fija. La exactitud de la salida del sistema depende de la calibración del controlador. En presencia de perturbaciones, estos sistemas de control no desarrollan su función adecuadamente. Algunos ejemplos de estos sistemas son: semáforos, electrodomésticos, etc.

#### 4.2.2 sistemas de control de lazo cerrado (CLOSED LOOP)

Los sistemas de control de lazo cerrado, son aquellos donde la señal de salida tiene efecto sobre la acción de control. La acción de control se calcula en función del error medido entre la variable controlada y la consigna deseada. Las perturbaciones aunque sean desconocidas son consideradas indirectamente mediante los efectos sobre las variables de salida. Es complejo y con un alto número de variables, la salida se compara con la entrada y afecta al control del sistema, estos sistemas se caracterizan por su propiedad de retroalimentación y son más estables a perturbaciones y variaciones internas. Algunos ejemplos de estos sistemas son: aire acondicionado, piloto automático, etc.

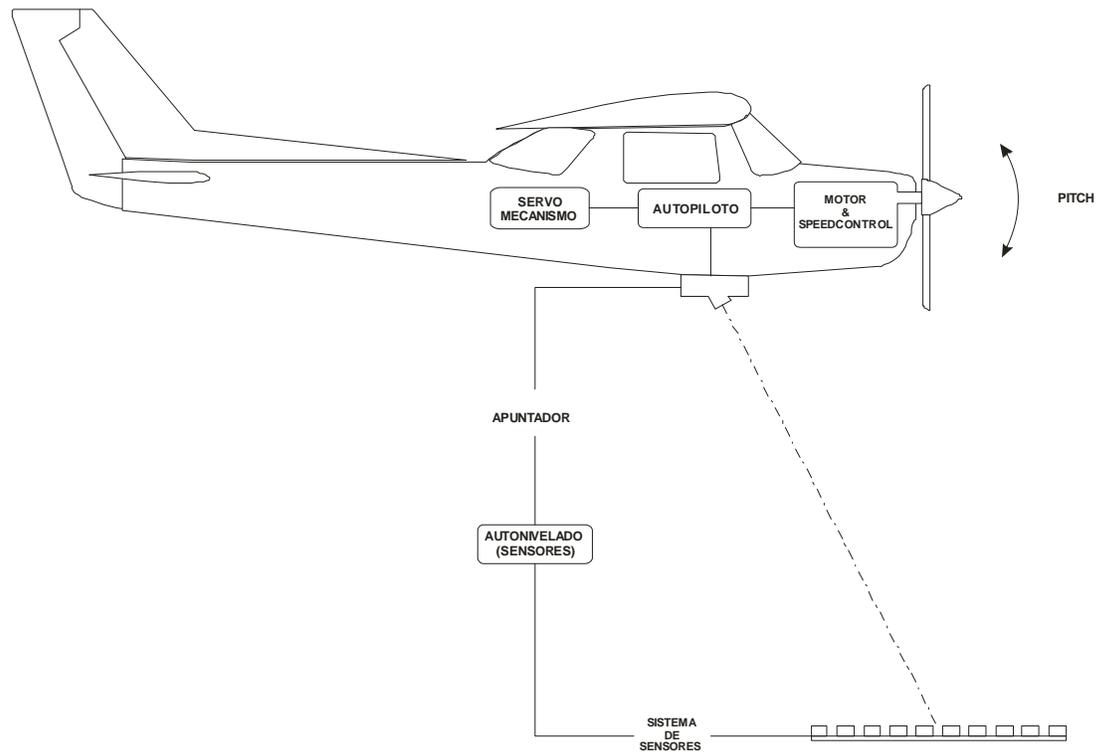
### 4.3 Desarrollo

Es importante conocer, básicamente cuales serán las funciones que realizara el sistema ELE/ELO tomando en cuenta cada uno de los detalles que se requieren para su desarrollo, por lo que a continuación se explicara brevemente el trabajo a desempeñar.

Durante el aterrizaje todos los sentidos y el apoyo de cualquier herramienta como la aviónica son necesarios.

Por esto, la necesidad de desarrollar un autopiloto que se enfoque directamente, en el control longitudinal, manteniendo el ángulo de cabeceo (pitch) constante desde la aproximación final (final approach) hasta el toque (touchdown) con la pista. Controlando en cualquier momento, la velocidad del motor así como la superficie de control del empenaje horizontal es decir el elevador. Empleando sensores, servo actuadores y micro controladores, que sirvan como apoyo para respaldo de este sistema ELE/ELO. A continuación se presenta básicamente esta idea en la figura 1.

# AUTOPILOTO



**Figura 1. Autopiloto (Control Longitudinal)**

## 4.3.1 Hardware

Es importante conocer cada uno de los componentes, así como sus características y especificaciones, esto nos ayudara a reconocer si el componente es el correcto para realizar el trabajo requerido.

### 4.3.1.1 Elemento sensitivos

Un sensor es un dispositivo capaz de transformar magnitudes físicas o químicas llamadas variables, las cuales convierten en magnitudes eléctricas. Estas variables pueden ser temperatura, intensidad luminosa, fuerza, humedad, etc.

Como elemento sensitivo utilizaremos fotorresistores, la función básica de estos es detectar un haz de luz, cual nos ayudara a calcular la altura y controlar el ángulo de cabeceo. A continuación explicaremos cada uno de estos.

- Fotorresistencias (LDR)

Es un componente electrónico cuya resistencia disminuye con el aumento de intensidad de luz. También llamado fotorresistor, fotoconductor, célula fotoeléctrica o resistor

dependiente de la luz cuyas siglas se originan del ingles Light Dependent Resistor. Este funciona respecto a la variación de luz, abriendo y/o cerrando un circuito con el nivel adecuado. En la figura 2, podemos observar a un fotorresistor y su símbolo.



**Figura 2. Fotorresistor y su símbolo**

- Emisor de señal (Diodo Laser)

LASER. Light Amplification by the Emission of Radiation. Amplificación de luz por emisión de radiación estimulada. Una fuente de luz coherente, monocromática que tiene las características comunes de un material activo para convertir energía.

Existen dos tipos de laser.

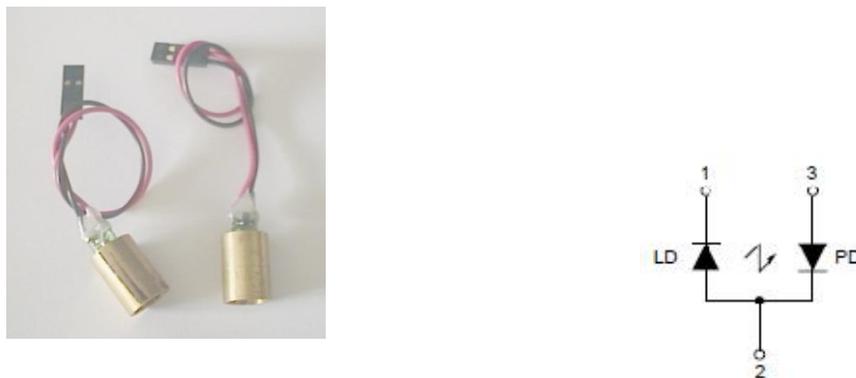
- Luz visible (rojo o verde)

Operan entre los  $3 \times 10^{22}$  y  $4 \times 10^{22}$ .

- Infrarrojo

Operan entre los  $4 \times 10^{22}$  y  $8 \times 10^{22}$ .

En la figura 3, se presenta un diodo laser y su simbología.



**Figura 3. Diodo Laser y su Símbolo**

En términos generales el diodo laser funciona enviando una señal luminosa indicando cuando se esta desplazando la nariz del aeromodelo con respecto al ángulo de cabeceo.

#### 4.3.1.2 Micro-controlador

Un micro-controlador es una computadora sobre un chip o un simple chip de computadora. La palabra micro hace referencia a un dispositivo pequeño de control, sus elementos pueden ser utilizados para el control de objetos, procesos o eventos.

El objetivo de implementar un microcontrolador es por la capacidad de almacenar y ejecutar un programa. Este contiene un CPU, RAM, ROM, líneas de I/O, puerto serial y paralelo, contadores y algunos convertidores como el DAC y el ADC.

El programa de su memoria es usado para almacenar y ejecutar la compilación en "C" o ensamblador. La memoria del programa es del tipo flash, la cual es muy útil para reducir el tiempo entre la grabación y la ejecución del código compilado. Debido a que todas las señales son digitales todos los dispositivos que sean conectados deberán de ser del tipo digital. Por ejemplo el altímetro envía una señal analógica y para procesar esta señal es necesario hacer uso de un ADC para convertir la señal en digital.

El acrónimo de UAV es para un vehículo aéreo no tripulado, este es usualmente una aeronave pequeña, capaz de volar automáticamente gracias a la electrónica a bordo. El cual no cuenta con una entrada externa, puede controlarse así mismo y realizar tareas asignadas, mediante el arreglo de uno o varios microcontroladores. Para el desarrollo de este proyecto trabajaremos sobre el control del motor y el elevador de la aeronave es decir el control longitudinal.

El micro-controlador **PIC16F84A**, es uno de los mas comunes en el mercado y de igual manera uno de los mas usados en el mundo de la electrónica experimental. Por lo que en este caso no será la excepción. Este micro-controlador cuenta con una memoria de programación de 1024 instrucciones y 64 localidades de memoria RAM, la memoria es eléctricamente borrable, internamente cuenta con un TIMER. Este PIC cuenta con dieciocho terminales de las cuales 13 son entradas y salidas. En la figura 4 se muestra el diagrama de este PIC16F84 y se presenta una configuración básica en la figura 5.

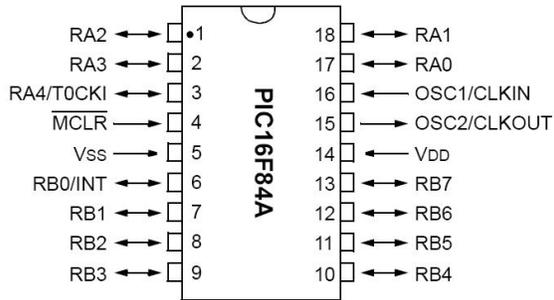


Figura 4. PIC16F84

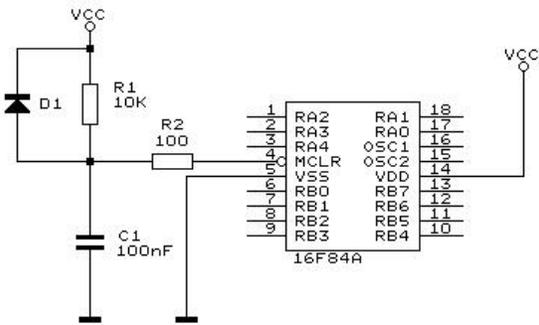


Figura 5. Configuración Básica

Ahora bien, a continuación se describe cada uno de las terminales en la tabla 1, cabe resaltar que la tabla no es traducida por el tipo de información técnica y una mala interpretación, pueda malinterpretarse.

Pin Name	PDIP No.	SOIC No.	SSOP No.	I/O/P Type	Buffer Type	Description
OSC1/CLKIN	16	16	18	I	ST/CMOS <sup>(3)</sup>	Oscillator crystal input/external clock source input.
OSC2/CLKOUT	15	15	19	O	—	Oscillator crystal output. Connects to crystal or resonator in Crystal Oscillator mode. In RC mode, OSC2 pin outputs CLKOUT, which has 1/4 the frequency of OSC1 and denotes the instruction cycle rate.
MCLR	4	4	4	I/P	ST	Master Clear (Reset) input/programming voltage input. This pin is an active low RESET to the device.
RA0	17	17	19	I/O	TTL	PORTA is a bi-directional I/O port.  Can also be selected to be the clock input to the TMR0 timer/counter. Output is open drain type.
RA1	18	18	20	I/O	TTL	
RA2	1	1	1	I/O	TTL	
RA3	2	2	2	I/O	TTL	
RA4/T0CKI	3	3	3	I/O	ST	
RB0/INT	6	6	7	I/O	TTL/ST <sup>(1)</sup>	PORTB is a bi-directional I/O port. PORTB can be software programmed for internal weak pull-up on all inputs. RB0/INT can also be selected as an external interrupt pin.
RB1	7	7	8	I/O	TTL	Interrupt-on-change pin. Interrupt-on-change pin. Interrupt-on-change pin. Serial programming clock. Interrupt-on-change pin. Serial programming data.
RB2	8	8	9	I/O	TTL	
RB3	9	9	10	I/O	TTL	
RB4	10	10	11	I/O	TTL	
RB5	11	11	12	I/O	TTL	
RB6	12	12	13	I/O	TTL/ST <sup>(2)</sup>	
RB7	13	13	14	I/O	TTL/ST <sup>(2)</sup>	
Vss	5	5	5,6	P	—	Ground reference for logic and I/O pins.
VDD	14	14	15,16	P	—	Positive supply for logic and I/O pins.

Legend: I = input      O = Output      I/O = Input/Output      P = Power  
 — = Not used      — = Not used      TTL = TTL input      ST = Schmitt Trigger input

Tabla 1. Descripción de las Terminales de Salida

#### 4.3.1.3 Servomotor

Esta conformado por un motor, una caja reductora y un circuito de control, operan entre los 4 y 8 voltios. El control se basa en una señal PWM. La posición del motor depende de la duración del nivel alto de la señal. Para el motor Futaba S3003, los valores posibles de la señal en alto están entre 0-3 y 2.1 ms, equivalente a un desplazamiento de 0° a 180°. En la tabla 2, se presenta la relación entre el ángulo y la duración de nivel.

<b>Amplitud de la Señal (ms)</b>	<b>Angulo</b>
0.3	0°
1.2	90°
2.1	180°
0.75	45°

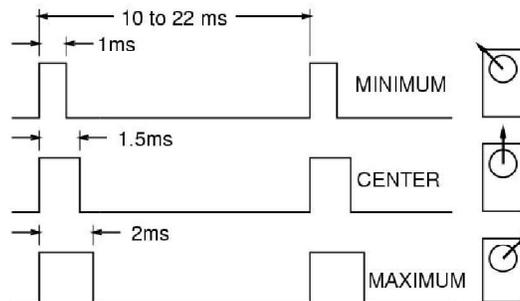
**Tabla 2. Relación del ángulo y Nivel de Duración.**

Un servo como de la figura 6, tiene diversas aplicaciones y comúnmente se usan en aeromodelismo. La mayoría de las partes móviles de un UAV son controladas por estos servos cual alternadamente son controladas por un transmisor desde tierra. El nivel de posición de un servo es controlado por una señal cuadrada (PWM). El periodo del pulso regula la posición. El periodo varía entre uno y dos milisegundos. Un pulso de 1ms deja el nivel de uno y un pulso de 2ms regresa a la posición inicial. La relación de estos entre el nivel de posición y el periodo del pulso, es lineal, un pulso de 1.5ms requerido para dejarlo en su posición central.



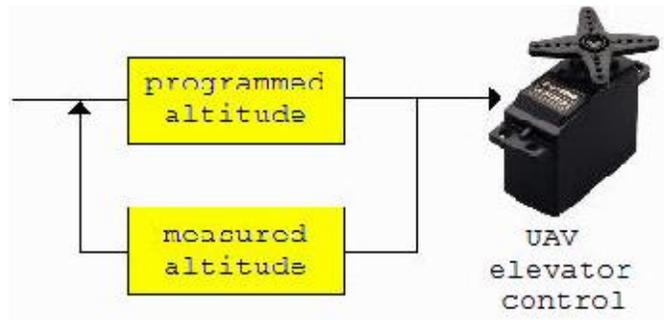
**Figura 6. Servomotor**

Estos servomotores cuentan con tres cables que terminan en un conector, donde, el color rojo es la alimentación (Vcc), el color negro es tierra y color blanco es la señal la entrada. Un típico servo, requiere, un tren de pulsos para garantizar que este nivel estará en la misma posición. Por lo tanto los receptores que conectan a estos servos regeneran el pulso cada 20ms. En la figura 7, se muestra un tren de PWM para el motor en mención.



**Figura 7. Control de Servos, señal PWM.**

Cuando se dificulta la tarea para adquirir altitud, se logra relativamente fácil usando servos. Esto se puede solucionar controlando la velocidad del motor y el movimiento de la superficie de control mediante un servo actuador que mueva al elevador del empenaje horizontal. Un ejemplo seria, a través de un micro-controlador comparar repetitivamente la altitud actual con la altitud programada a través de un lazo de retroalimentación y desde ahí deducir si este tiene que ascender o descender para alcanzar la altitud deseada pre-programada. En la figura 8, se presenta un arreglo de lazo retroalimentado para un servo motor.



**Figura 8. Lazo de retroalimentación para mantener la altitud**

Este es un ejemplo, para un diseño específico, sin embargo para el desarrollo de este trabajo es una parte muy importante entender como funcionan estos servomotores.

#### 4.3.1.4 Planta Motriz

Utilizaremos este término para referirnos al motor, como fuente de potencia para el desplazamiento de nuestro aeromodelo.

Existe una gran variedad de motores eléctricos en el mercado, con aplicaciones al aeromodelismo por lo que se ha tomado la decisión de trabajar con un motor del tipo brushless, El motor que utilizaremos para el desarrollo de este trabajo es el “Viverrine VMC20 Brushless 2050KV Motor Park Flyer”. En la tabla 3, presentaremos sus especificaciones.

Dimensiones	Φ23mm x 24mm
Peso	25.5gr 0.89oz
Diámetro de la flecha	Φ3.0mm
Longitud frontal de la flecha	8mm

**Tabla 3. Especificaciones del Motor**

A continuación en la tabla 4, se presentan los parámetros de operación.

Voltaje (V)	Corriente (A)	Hélice	Empuje (gr)	Empuje (oz)	Potencia (W)
7.0	6.7	GWSEP7035	276	9.74	46.9
8.0	8.1	GWSEP7035	340	11.99	64.8
9.0	9.5	GWSEP7035	401	14.14	85.5
10.0	11.2	GWSEP7035	480	16.93	112
11.0	12.8	GWSEP7035	558	19.68	140.8
7.0	8.0	GWSEP8040	290	10.23	56
8.0	11.0	GWSEP8040	400	14.11	88

**Tabla 4. Parámetros de Operación**

Ahora bien, para el control del motor utilizaremos un “SPEEDCONTROL” el cual esta diseñado específicamente para el funcionamiento de este motor, puede ser accionada desde un radio control o con un microcontrolador alternadamente. El modelo del speedcontrol es un “MYSTERY FM60A”. A continuación en la figura 9, se muestran al motor y el speedcontrol.

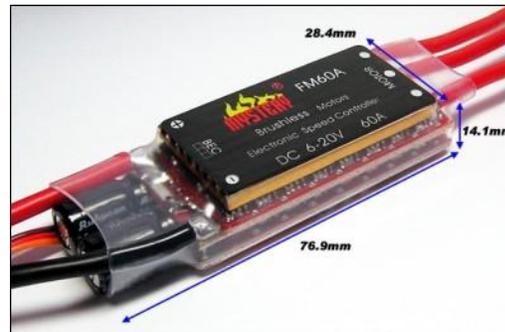
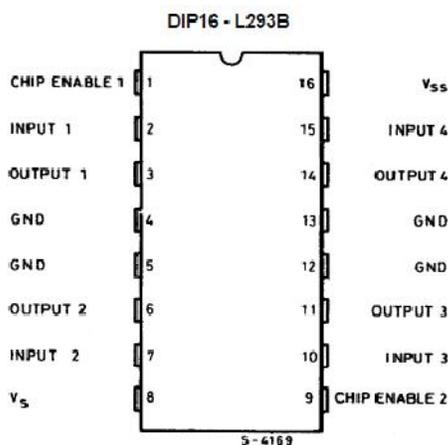


Figura 9. Motor VM20C y Speedcontrol FM60A

#### 4.3.1.5 Circuito Integrado L293B

Es un driver para motores de cuatro canales, cada canal entrega hasta 1A de corriente, tiene una entrada de alimentación independiente que alimenta a los cuatro drives, el control de estos es compatible con señales TTL es decir con 5v y finalmente cada uno de estos puede ser activado de forma independiente o de dos en dos con un solo terminal. En la figura 10, se presenta el CI y sus terminales así como su tabla de verdad.

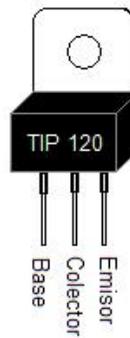


TRUTH TABLE

$V_i$ (each channel)	$V_o$	$V_{inh}^{(*)}$
H	H	H
L	L	H
H	X <sup>(o)</sup>	L
L	X <sup>(o)</sup>	L

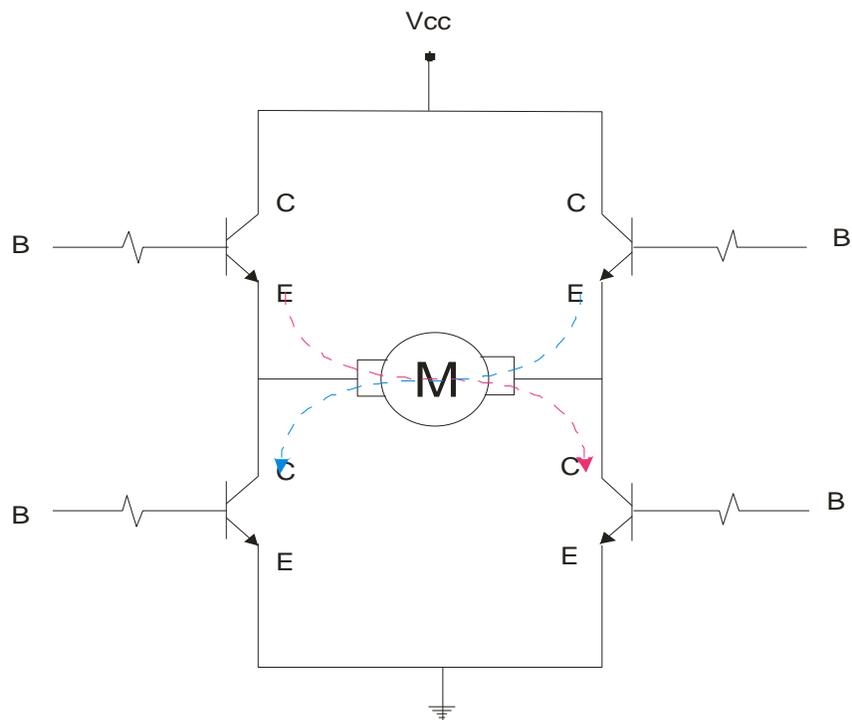
Figura 10. L293B y su Tabla de Verdad

Básicamente el L293B funciona como un puente en “H” es decir un arreglo de cuatro transistores TIP120 o TIP41. Estos transistores funcionan como compuertas y cuando se cierra una de estas la corriente viaja por el emisor controlando así en un sentido el giro del motor y viceversa. En la figura 11, se puede apreciar un transistor TIP 120.



**Figura 11. Transistor TIP 120**

A continuación presentaremos la configuración del puente en “H” en la figura 12.



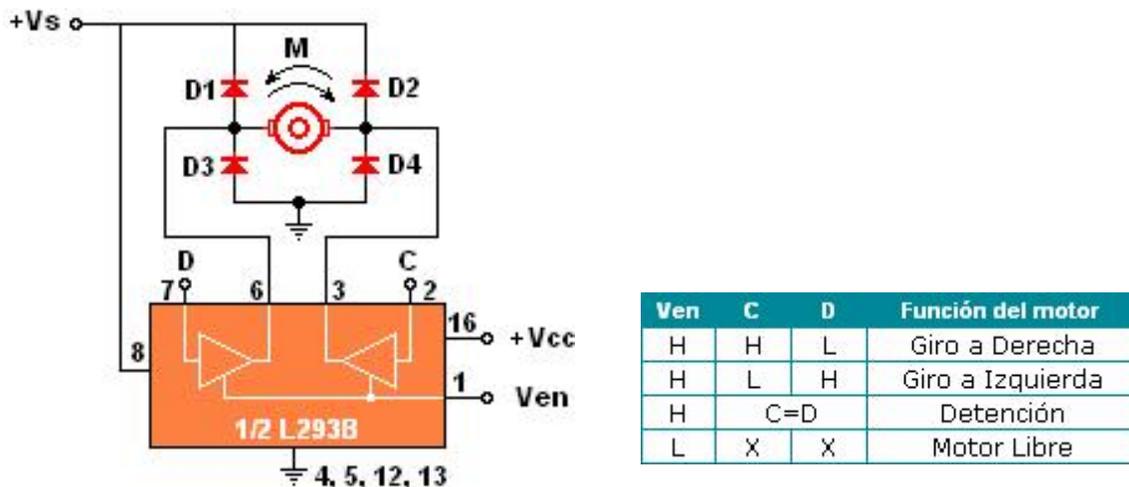
**Figura 12. Configuración del Puente “H”.**

La línea punteada de color rojo y azul indica el sentido de giro del motor, donde cada uno de los amplificadores actúa como interruptores.

Regresando al L293B existen diferentes aplicaciones de control para: motores de DC, bidireccional y a pasos.

La aplicación más común de este L293B es el control bidireccional para un motor. Ahora bien para el control se requiere utilizar dos drivers conectando sus salidas a los polos del motor de esta manera podemos cambiar la polaridad del motor con tan solo cambiar de estado las entradas de los drivers.

Por ejemplo, cuando el motor gira en el sentido horario la entrada "A" se encuentra en un nivel alto "1" y la entrada "B" a un nivel bajo "0" y para girar en sentido anti-horario las señales de entrada se invierte. Se recomienda en este caso conectar cuatro diodos para proteger al L293B de corrientes inversas. A continuación en la figura 13, se presenta el diagrama de conexión y su tabla de verdad.



**Figura 13. Circuito para el control de un motor bidireccional y su Tabla de Verdad.**

#### 4.3.2 Software

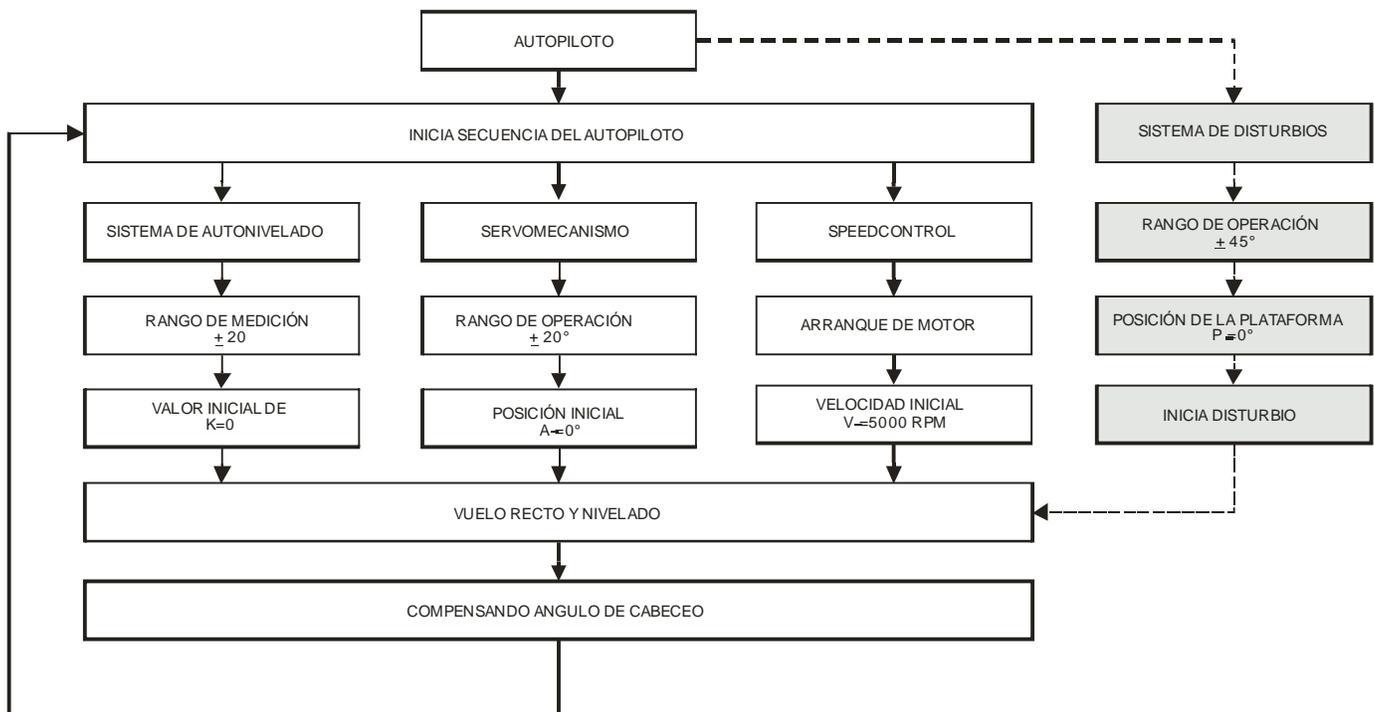
Como en cualquier prototipo, la parte más importante durante la etapa de desarrollo es el software. Este contiene todas las instrucciones para manipular, realizar y cumplir de manera precisa las tareas establecidas durante la etapa de diseño.

Al realizar un programa es importante conocer exactamente cuales son las necesidades y el funcionamiento explicito del prototipo. A continuación se describe brevemente el funcionamiento del autopiloto.

#### 4.3.2.1 Autopiloto

Como ya sabemos el control longitudinal de la aeronave, se controla a través de una superficie de control llamada Elevador la cual se encuentra en el empenaje horizontal e igual de importante es el motor para controlar el régimen de ascenso. En conjunto es lo que se conoce como control longitudinal.

Es importante contar con otros subsistemas, los cuales se pudieran considerar, como: el servo-mecanismo, auto-nivelado, speed-control y disturbios. En la figura 14, se muestra el diagrama a bloques general del autopiloto.



**Figura 14. Diagrama a Bloques del Autopiloto**

Como podemos observar en el diagrama a bloques existe una parte que se encuentra señalada con una línea punteada, esto es el sistema de disturbios, el cual nos ayudara a complementar y a simular la fase de aterrizaje.

Cabe mencionar que se plantea la propuesta con el fin de complementar dicho trabajo e incrementando su veracidad. A continuación en la figura 15, se presenta de una manera más extensa el funcionamiento del autopiloto mediante un diagrama de flujo.

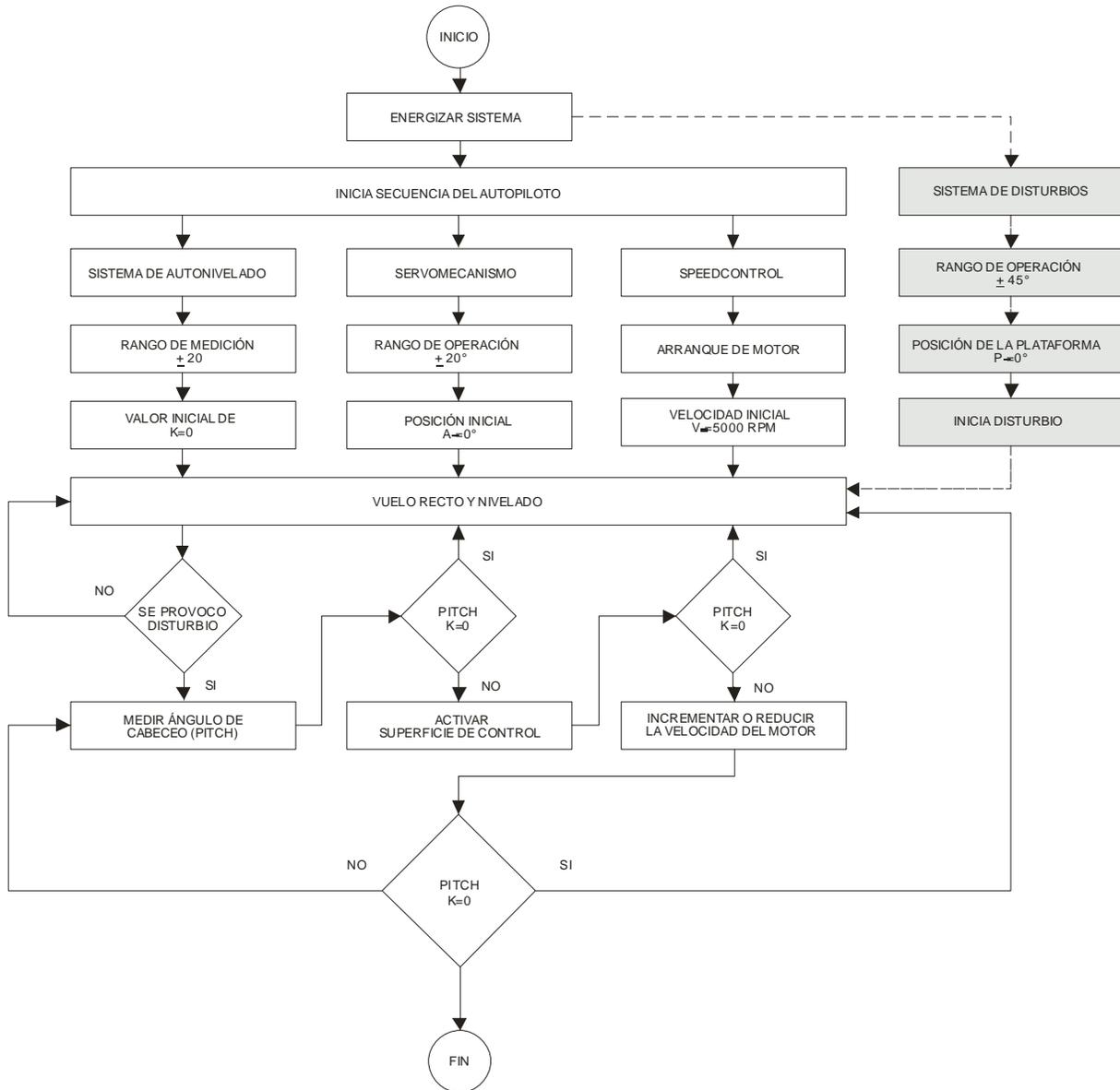


Figura 15. Diagrama de Flujo del Autopiloto

Como podemos observar, nuevamente se repite la sección con línea punteada y esto con la finalidad de hacer un ambiente real, lo mas acertado posible y comprobar de esta manera el funcionamiento de este prototipo. A continuación presentamos cada uno de los subsistemas con su debida explicación.

### 4.3.2.2 Auto-nivelado

En el siguiente diagrama de flujo de la figura 16, podemos observar, que dentro de este existe un parte específica donde se contempla de un arreglo de sensores, los cuales nos permiten establecer un rango o parámetro de operación, el cual asegure la correcta operación de nuestro auto-piloto.

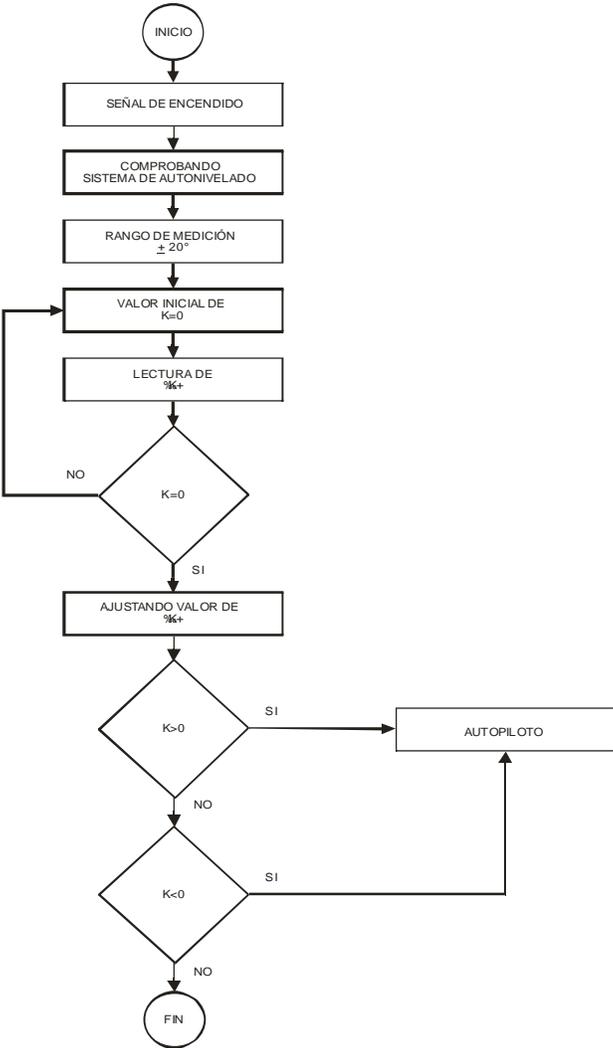


Figura 16. Diagrama de Flujo del Auto-nivelado

#### 4.3.2.3 Servomecanismo.

En el diagrama de flujo de la figura 17, al igual que el anterior presenta un rango de operación, el cual esta en función de lo que indique el auto-nivelador, es decir un desplazamiento lineal corresponde a uno angular.

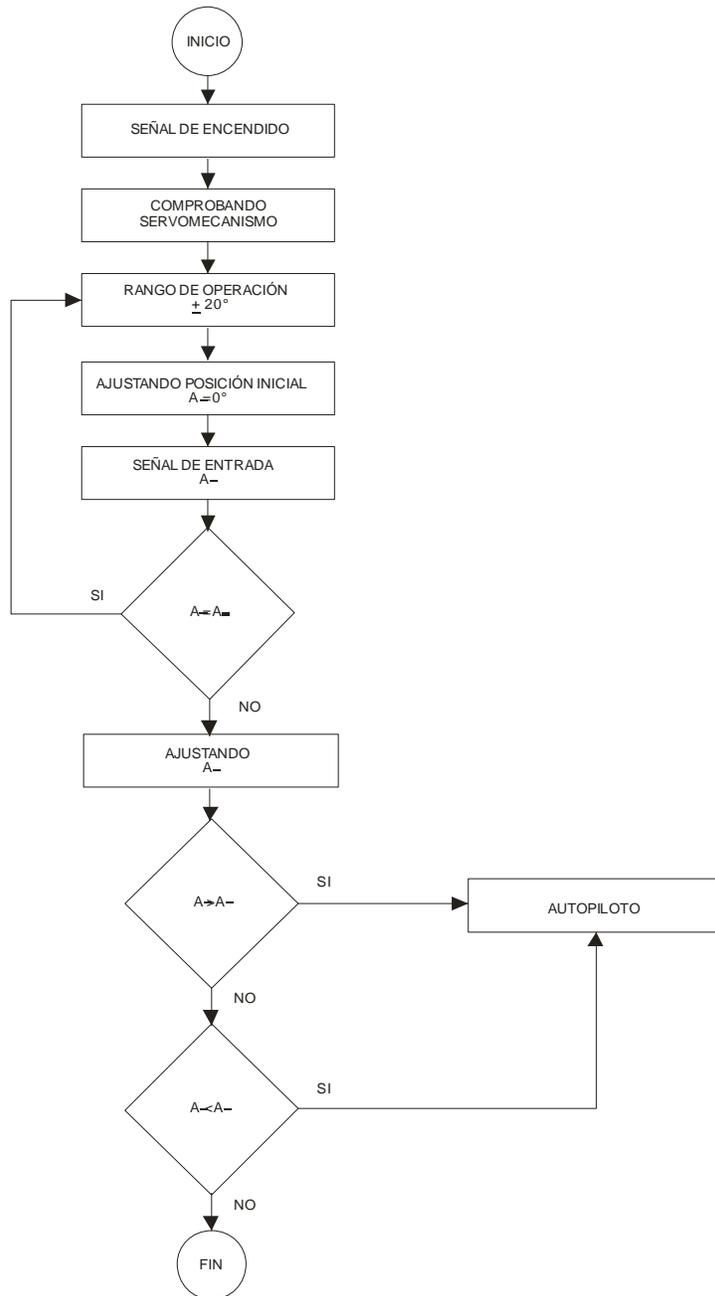
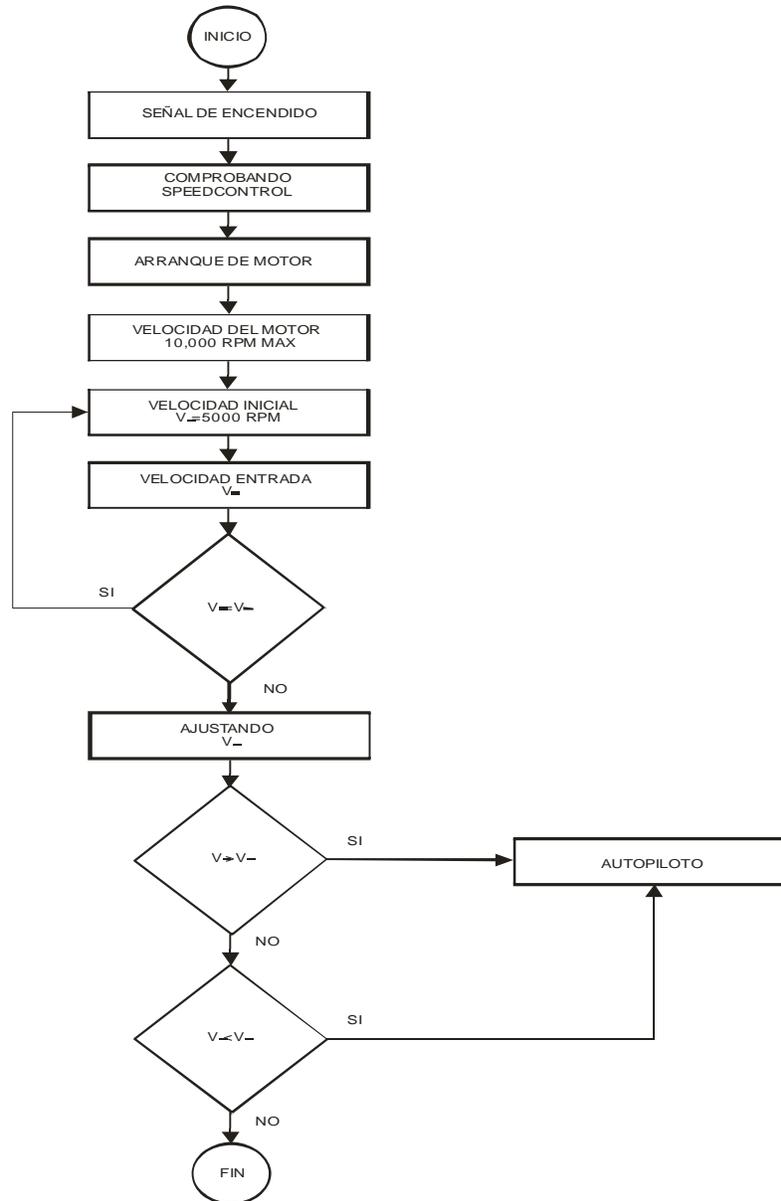


Figura 17. Diagrama de Flujo del Servomecanismo

#### 4.3.2.4 SpeedControl

El diagrama de flujo de la figura 18, es relativamente sencillo ya que el controlador para el motor como lo habíamos mencionado anteriormente está diseñado exclusivamente para el tipo de motor que emplearemos en este trabajo por lo que su funcionamiento está basado únicamente en aumentar o disminuir las revoluciones según indique el autopiloto.



**Figura 18. Diagrama de Flujo del Speed-Control**

#### 4.3.2.5 Disturbios

La figura 19, representa al diagrama de flujo del sistema de disturbios, el cual es una parte importante dentro del autopiloto, es importante resaltar que este, es independiente del sistema funcional ya que solamente se diseño para crear un ambiente real de los fenómenos meteorológicos que se presentan durante la trayectoria en el aterrizaje. Este consiste básicamente en manipular una plataforma con un ángulo de inclinación, que afecta directamente a la posición del aeromodelo durante el glideslope.

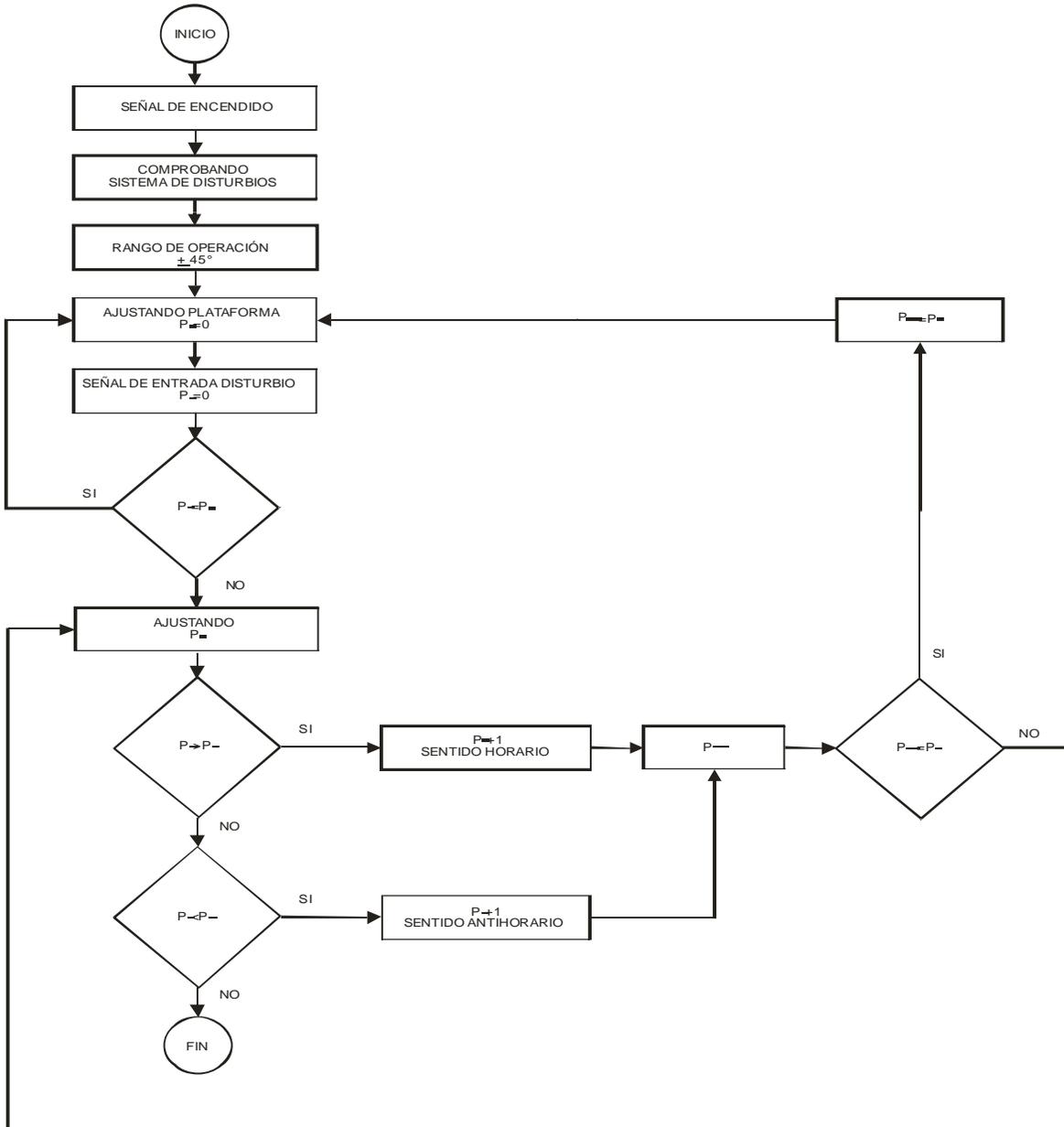


Figura 19. Diagrama de Flujo del Sistema de disturbios.

#### 4.3.2.6 Programa

Finalmente mediante los diagramas de flujo podemos definir específicamente cuales son las tareas que se deben de cumplir estrictamente y en que orden y bajo que criterio. Es importante recordar que el programa esta en lenguaje ensamblador con la finalidad de grabar directamente en el micro-controlador PIC16F84. El software que se utiliza para crear y compilar el programa es MPLAB IDE versión 5.70.40 de microchip. A continuación se presenta el programa.

```
status equ 3h
ptoa equ 5h
Ptob equ 6h
CONTADOR1 equ 0x0e
CONTADOR2 equ 0x0f

                                bsf status,5h
                                movlw 00h
                                movwf ptob
                                bcf status,5h

inicio                          bcf ptob,7
                                call retar
                                bst ptob,7
                                call retar
                                goto inicio

retar                            decfsz CONTADOR1,0xaa
                                goto retar
                                decfsz CONTADOR2,0xaa
                                goto retar
                                return

                                end
```

#### 4.4 Construcción del prototipo

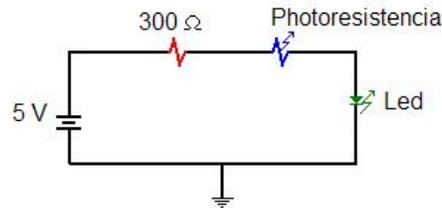
En este apartado hablaremos de la construcción del prototipo con cada uno de sus componentes y elementos.

##### 4.4.1 Auto-nivelado

Finalmente pasamos a la etapa final del este trabajo y es la construcción del prototipo. Como ya se había mencionado antes, es importante contar con un sistema de monitoreo o

de medición el cual interpretaremos como medio sensitivo. Iniciaremos con un arreglo de resistores, los cuales funcionan como interruptores accionados por una fuente luminosa.

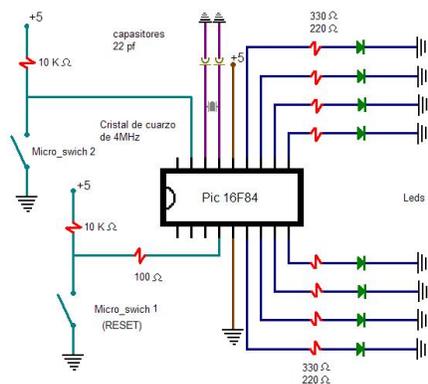
En la figura 20, se muestra el diagrama básico de conexión de una fotorresistencia.



**Figura 20. Diagrama Básico de Conexión de una Fotorresistencia.**

Cuando se energiza el circuito el LED enciende como señal de que esta circulando corriente y al mismo tiempo el circuito esta abierto, pero cuando se aplica una fuente del luminosa sobre el fotorresistor el circuito se cierra y el LED se apaga. Por lo que una señal de esta magnitud la podemos utilizar como una instrucción para el PIC16F84.

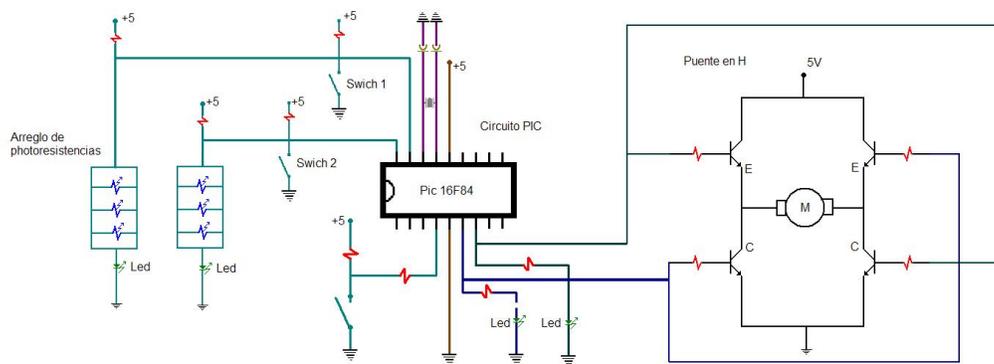
En base a este principio, el siguiente paso es integrarlo a un micro-controlador a continuación se enuncian los siguientes componentes. Resistores de 100Ω, 320Ω, 220Ω y 10kΩ, LED's, un cristal 4MHz, dos capacitores 22pf y cuatro micro-switch. En la figura 21, se presenta el arreglo de fotorresistores con un micro-controlador con la finalidad de ampliar el campo de trabajo así como aumentar la eficiencia.



**Figura 21. Circuito de un PIC16F84 con Fotorresistencias**

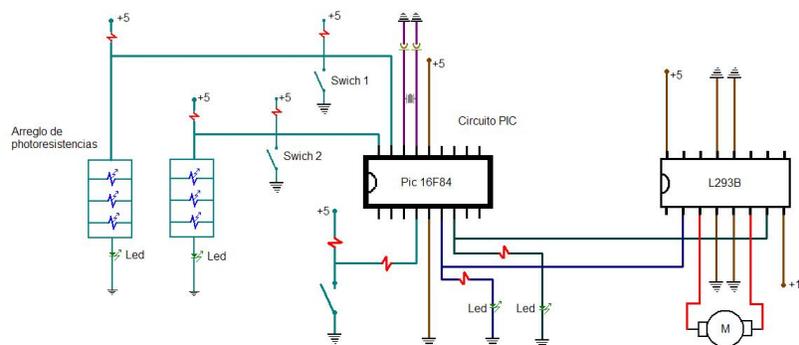
Con el arreglo de fotorresistores y el PIC16F84 obtuvimos como resultado un sistema de medición, sin embargo es importante saber como se va a manipular esta señal de tal manera que retroalimente al sistema con la información procesada.

Esta señal registrada, se convertirá en una instrucción con el fin de manipular a un servomotor que a su vez moverá a una superficie de control (elevador), ayudando así a mantener estable al aeromodelo durante la trayectoria del aterrizaje. Esto como ya se explico anteriormente se puede resolver mediante un puente en “H” o con el L293B que como ya lo explicamos es un driver para el control de cualquier motor. En la figura 22, presentamos el diagrama del circuito a construir con transistores TIP120 como se muestra a continuación.



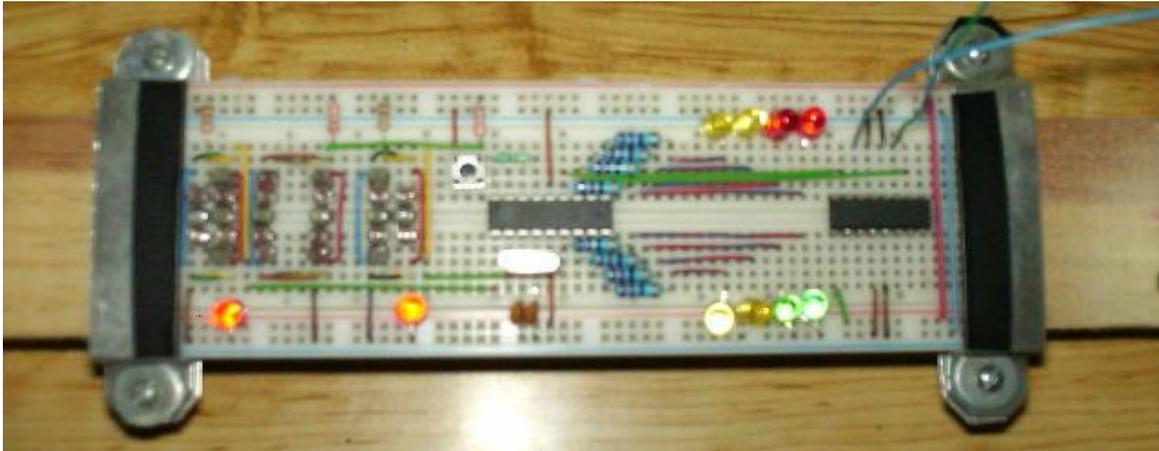
**Figura 22. Diagrama del puente en “H” con el PIC16F84**

Este circuito funciona correctamente, pero la implementación del L293B ofrece una mayor rapidez en tiempo de respuesta, así como un mayor control y diferentes configuraciones con solo cambiar la conexión de sus terminales. En la figura 23, se presenta el diagrama del circuito L293B con el PIC16F84 para el control del motor tomando la señal desde los fotorresistores.



**Figura 23. Diagrama del circuito L293B con el PIC16F84**

Ya que este circuito presento buenos resultados se procede a armar el circuito para su aplicación como se muestre en la figura 24.



**Figura 24. Circuito L293B con el PIC16F84**

Cabe mencionar, debido a la sensibilidad de los fotorresistores la luz solar o alguna lámpara de iluminación altera la eficiencia de los elementos sensitivos, se decidió por colocar una mica que bloqueara la luz y permitiera solo la del diodo laser.

Finalmente con esto concluimos en la parte del software y el hardware, por lo que ahora procedemos con la implementación en el aeromodelo como se muestra a continuación.

#### 4.4.2 Implementación del Autopiloto en el aeromodelo.

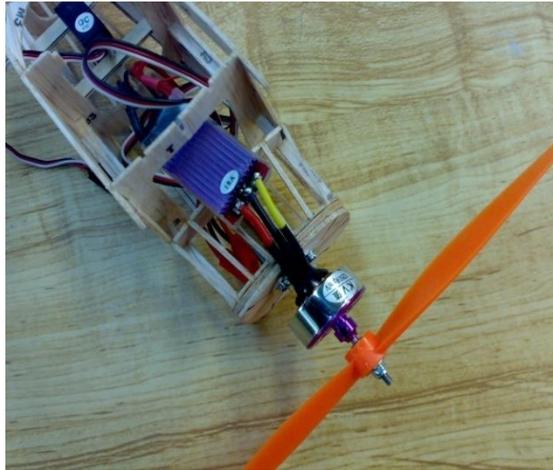
Como ya lo habíamos mencionado, para demostrar el funcionamiento de nuestro autopiloto es necesario incorporarlo en aeromodelo, así de esta manera podemos asegurarnos que funcione correctamente.

En las siguientes imágenes podemos observar como se incorpora cada uno de los elementos que ayudaran a realizar las tareas del autopiloto llamados mecanismos.

El aeromodelo empleado es un Cessna 150, se presenta como una aeronave aerodinámicamente estable. Y muy conveniente para este propósito.

Como podemos observar en las siguientes imágenes, es un aeromodelo estructurado, y se determino construirlo de esta manera, debido a que el interior del aeromodelo es muy importante para los componentes a bordo.

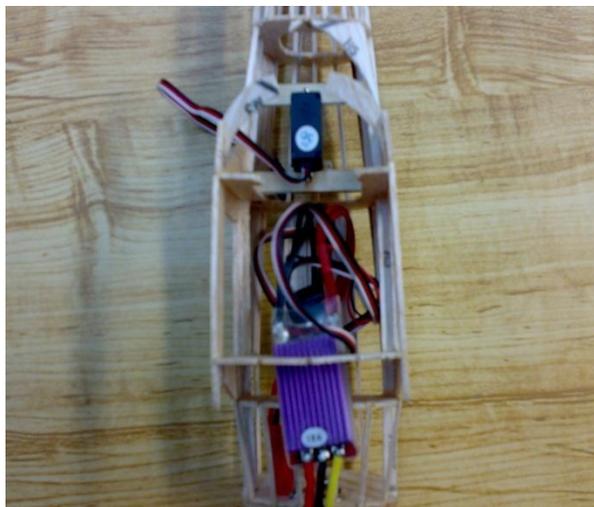
En la figura 25, observaremos el motor instalado en el aeromodelo.



**Figura 25. Instalación del Motor**

La instalación del motor básicamente consistió en construir un refuerzo para el tapafuegos y sirviera como bancada evitando, que el motor se desprendiera por la fuerza de tracción. Al mismo tiempo podemos observar que el speedcontrol ha sido instalado simultáneamente. La hélice que vemos en la imagen esta especialmente diseñada para este motor, de lo contrario, colocar una hélice no adecuada produciría un doble efecto, es decir, una hélice muy grande provocaría, forzar el motor y una muy chica gira demasiado rápido produciendo un vacío y por lo tanto no se produce el empuje.

En la figura 26, que se presenta a continuación la colocación del servomotor.



**Figura 26. Instalación, del Servomotor.**

Para instalar al servomotor, se debe de tener cuidado con la posición inicial, ya que es crítica para alinear la varilla que tirara del elevador es decir la superficie de control que se encuentra en el empenaje horizontal.

Al colocar al servomotor en el aeromodelo se debe de tener cuidado con el ángulo de inclinación del elevador.

Un servomotor de fabrica nuevo tiene una posición inicial la cual corresponde a un ángulo cero relacionándolo directamente con la superficie de control por lo que se debe de cuidar que la varilla que moverá al elevador tenga la longitud exacta, así como el ángulo y el servomotor simultáneamente deben de ser cero. El servomotor esta fijo mediante una bancada que esta incorporada al fuselaje de la aeronave.

En la figura 27, se presenta el montaje del empenaje horizontal.



**Figura 27. Instalación, del Servomotor.**

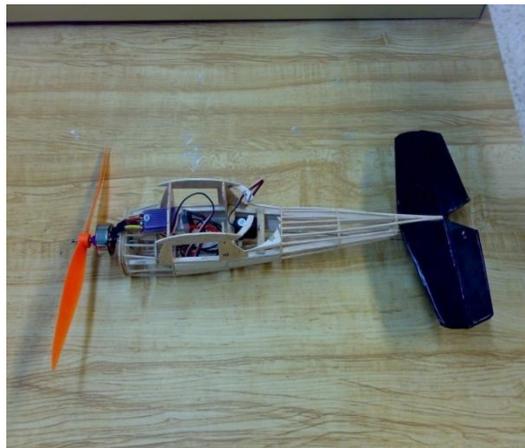
El empenaje se construyo, al igual que todo el aeromodelo de madera balsa, sin embargo a diferencia del resto este no es estructurado, se realizo de una sola pieza. Sin embargo debemos de recordar que la parte móvil del empenaje horizontal se llama elevador o timón de profundidad y para fines de este trabajo esta superficie de control es muy importante ya que mediante esta nos permita que la nariz del avión suba o baje mediante el movimiento de esta superficie.

La figura 28, presenta el mecanismo empleado mediante simulando una palanca.



**Figura 28. Instalación, del Mecanismo para el Movimiento del Elevador.**

Como podemos apreciar en la imagen, el mecanismo para el control del movimiento del elevador, es relativamente sencillo, considerando que este debe de venir desde el servomotor. Este mecanismo, esta construido con una varilla y un balancín, los cuales están conectados al servomotor, permitiendo transmitir el movimiento hasta el elevador, en el cual el desplazamiento del servomotor es directamente proporcional al ángulo en el elevador. En la figura 29, finalmente se presenta el prototipo con todos sus componentes y elementos necesarios para demostrar la efectividad del autopiloto. Cabe resaltar que el autopiloto no se encuentra a bordo del aeromodelo por la dimensión del protoboard, sin embargo, este será interconectado para su buen funcionamiento sin perder el objetivo que es el control autónomo.



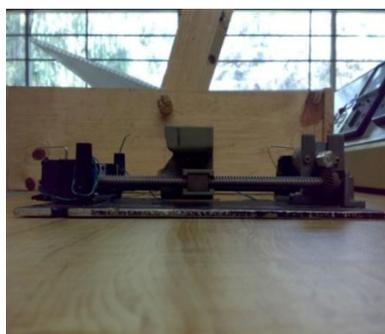
**Figura 29. Prototipo del Aeromodelo.**

Una vez que hemos armado el aeromodelo con todos los componentes, se procederá a forrar todo el fuselaje de la aeronave así como sus respectivas alas. Cabe mencionar que para fines prácticos y con la finalidad de no perder de vista que es lo que permite a nuestro modelo ejecutar un movimiento de cabeceo, mantendremos esta apariencia con el objetivo de ilustrar cual es el principio de funcionamiento. Ahora bien, a continuación presentaremos un banco de pruebas. Que tiene como objetivo imitar una alteración del ángulo de cabeceo durante la aproximación final, glideslope, flare y touchdown. Modificando el ángulo de ataque del aeronave y así mismo comprobar que el autopiloto funciona satisfactoriamente. La figura 30, presenta al banco de pruebas donde esta montado ya el aeromodelo.



**Figura 30. Prototipo del Aeromodelo.**

El trabajo de este banco de pruebas consiste en mover una plataforma donde esta sobrepuesto el avión. La plataforma esta apoyada sobre un rodillo por lo que solo cuenta con un grado de libertad, a su vez, esta funciona con un mecanismo que esta integrado por un usillo y un tornillo sin fin. Los cuales en conjunto desplazan a un tren longitudinalmente, el cual se encuentra sobre el usillo y así mediante una varilla empuja o jala la plataforma móvil provocando un ángulo de inclinación en esta. A continuación se presenta el mecanismo en la figura 31.



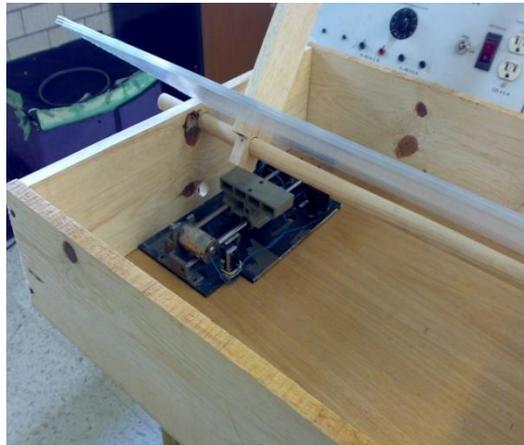
**Figura 31. Mecanismo para la plataforma.**

Existen diversas posiciones para incorporar a este mecanismo, una de la mas fiables es en el interior por que como ya lo habíamos mencionado a través de un varilla podemos jalar o empujar una lateral de la plataforma produciendo un ángulo de inclinación que afectaría directamente a la posición inicial del aeromodelo con respecto al ángulo de ataque.

Es posible fijarlo a un costado de nuestro banco de pruebas sin embargo, no es muy recomendable, ya que tendríamos que implementar una serie de mecanismos extras.

En la siguiente figura 32, se muestra como se instalaría el mecanismo por la parte interna así como su posición dentro del banco de pruebas.

Debemos de recordar que un diseño simple es más fácil de construir y entender su funcionamiento.



**Figura 32. Instalación del Mecanismo en la plataforma.**

Con respecto banco de pruebas la implementación del mecanismo seria todo, ya que es lo único que se necesita para modificar la posición de la plataforma móvil.

En la figura 30, encontramos la posición inicial del avión, ahora en la figura 33, presentaremos como un disturbio provocado por la plataforma altera el ángulo de ataque del avión. Por lo que la tarea principal del autopiloto, es compensar, este disturbio como se muestra en la figura 34, en la cual el avión regresa a su posición inicial aunque el ángulo de la plataforma móvil sea diferente a su posición inicial.

En la figura 33, la plataforma adopta un ángulo positivo es decir un extremo de la plataforma provoca que el ángulo de incidencia de la nariz se vaya hacia arriba, provocando que el ángulo de cabeceo sea positivo.



**Figura 33. Alteración del Angulo de Ataque al Avión Inducido por la Plataforma. (+)**



**Figura 34. Corrección del Angulo de Cabeceo por el Autopiloto.**

Como pudimos observar en las imágenes anteriores, efectivamente el disturbio se provoca y al mismo tiempo es corregido por el autopiloto. Para el siguiente caso ahora el disturbio o perturbación se presenta de manera opuesta.

Ahora el ángulo de ataque inducido por la perturbación de la plataforma es negativo es decir esta se encuentra hacia abajo provocando un ángulo de cabeceo negativo sobre la nariz del aeromodelo.

Por lo tanto, el autopiloto se encarga de corregir o compensar la perturbación o disturbio que se presento afectando el ángulo de ataque de la aeronave, llevándolo a su posición inicial de cero grados.

Durante el proceso de la rutina del autopiloto, es importante mencionar el tiempo de respuesta en cual ejecuta esta tarea. Ya que esto puede provocar en vuelo real que un retardo de la rutina terminara en perdida total o en desgracia. En las siguientes figuras 35 y 36 se muestra exactamente la misma rutina pero en sentido contrario.



**Figura 35. Alteración del Angulo de Ataque al Avión Inducido por la Plataforma. (-)**



**Figura 36. Corrección del Angulo de Cabeceo por el Autopiloto.**

Finalmente hemos llegado a la parte final de este trabajo, podemos decir que es un sistema sencillo pero a la vez poderoso con la capacidad de apoyar y minimizar los errores que aparentemente son insignificantes, si consideramos que en una aeronave real, llamémosle así a las aeronaves de uso comercial y civil que desarrollan velocidades en la aproximación final, superiores a los 150 km/h con un peso de 10 Ton, esto significa, un impacto desastroso y si llevamos estos valores por debajo del 10% respecto al tamaño estaríamos hablando del mismo caso de perdida total.

## CONCLUSIONES

Se construyó un modelo a escala para simular cada una de las etapas del aterrizaje, con motor eléctrico del tipo brushless y una hélice, con la finalidad de crear una mayor sustentación sobre el aeromodelo. Sin embargo se concluyó, “La estela que produce la hélice, solo afecta la estabilidad del aeromodelo sin crear ninguna sustentación que ayude a mantenerse estable”.

Finalmente se concluye, para simular los movimientos reales durante el aterrizaje es necesario integrar el aeromodelo en un túnel de viento y así poder mostrar como el aeromodelo puede estabilizarse de manera autónoma con respecto al control longitudinal.

Es importante resaltar que el objetivo de este trabajo se cumplió, ya que la electrónica desarrollada en este trabajo cumple con los principios de control con respecto a la aviónica en un sistema autónomo.

Este sistema ELE/ELO se podrá implementar en un aeromodelo cualquiera, considerando que faltaría implementar las leyes de control del aeromodelo en particular.

El trabajo tiene diversas aplicaciones tales como:

- a) Experimentales, en donde se realizan pruebas sin la necesidad de exponer la integridad de un aeromodelo.
- b) De investigación, donde se estudia el comportamiento de un modelo en sus diferentes modalidades.
- c) Didácticas, para el apoyo de las materias de la academia ELE/ELO, de la academia de ciencias básicas (programación, matemáticas); lo anterior con el fin de generar o propiciar un conocimiento significativo en el alumno.
- d) Finalmente, en una aplicación que permita una aproximación al “autopiloto” y que facilite que aeromodelos como el TLALOC II (modelo volador) y el BUSCADOR se retomen para un futuro desarrollo de UAV's de la ESIME-Ticomán.

## GLOSARIO

<b>ATC</b>	<i>Control de Trafico Aéreo</i>
<b>CAD</b>	<i>Convertidor Analógico/Digital</i>
<b>CCD</b>	<i>Dispositivo de Cargas Interconectadas</i>
<b>CDA</b>	<i>Convertidor Digital/Analógico</i>
<b>CMOS</b>	<i>Complementary Metal Oxide Semiconductor (Semiconductor oxido metal)</i>
<b>CPU</b>	<i>Unidad Central de Proceso</i>
<b>SAD</b>	<i>Sistema de Adquisición de Datos</i>
<b>D-GPS</b>	<i>Differential Global Positioning System (Sistema diferencial de posicionamiento)</i>
<b>DME</b>	<i>Distance Measuring Equipment (Equipo de medicion de distancias</i>
<b>EEPROM</b>	<i>Electrical Erasable Programmable Read Only Memory (Memoria de solo lectura eléctricamente programable y borrrable)</i>
<b>EPROM</b>	<i>Erasable Programmable Read Only Memory (Memoria de solo lectura eléctricamente programable.)</i>
<b>GIS</b>	<i>Sistema de Información Geográfica</i>
<b>GPS</b>	<i>Sistema de Posicionamiento Global</i>
<b>ILS</b>	<i>Sistema de aterrizaje por Instrumentos</i>
<b>IMU</b>	<i>Unidad de Medida Inercial</i>
<b>LDR</b>	<i>Resistor dependiente de la luz</i>
<b>OTP</b>	<i>One Time Programmable</i>
<b>PIC</b>	<i>Circuito integrado programable</i>
<b>PSD</b>	<i>Position Sensor Detector</i>
<b>UAV / VAT</b>	<i>Vehículo Aéreo no Tripulado</i>
<b>UCAV</b>	<i>Vehículo Aéreo no Tripulado de combate</i>
<b>VOR</b>	<i>Radiofaro Omnidireccional de VHF</i>
<b>VHF</b>	<i>Muy alta frecuencia</i>
<b>NDB</b>	<i>Non Directional Beacon (Faro no direccional )</i>
<b>MLS</b>	<i>Microwave Landing System (Sistema de aterrizaje por microondas)</i>
<b>TLS</b>	<i>Transponder Landing System (Sistema de aterrizaje por trasnponder)</i>
<b>TACAN</b>	<i>Tactical Air Navigation (Navegación aérea táctica)</i>
<b>ADF</b>	<i>Automatic Direction Finder (Localizador de direccional automático)</i>
<b>INS</b>	<i>Inertial Navigation System (Sistema de navegacion internacional)</i>
<b>PWM</b>	<i>Pulse Wave Module (Pulso de onda modulada)</i>

# INDICE

	<b>Pagina</b>
Introducción	
Objetivo	
Resumen	
Alcance	
Metodología	
<b>Capitulo I Estado del Arte</b>	
<b>1.1</b> Introducción	1
<b>1.2</b> Definición y clasificación de UAV	2
<b>1.3</b> Aplicaciones civiles de los UAV	8
<b>1.4</b> Sistema de control de un UAV	9
<b>1.4.1</b> Segmento tierra y segmento aire	10
<b>1.5</b> Arquitectura hardware del sistema de control de un helicóptero UAV	10
<b>1.5.1</b> Requisitos HW de segmento aire	11
<b>1.5.1.1</b> Capacidades de carga	11
<b>1.5.1.2</b> Robustez	11
<b>1.5.1.3</b> Autonomía del vuelo	12
<b>1.5.1.4</b> Comunicaciones	13
<b>1.5.1.5</b> Distribución de carga	13
<b>1.5.2</b> Funciones del segmento aire. Subsistemas	13
<b>1.6</b> Alimentación	14
<b>1.7</b> Instrumentos de vuelo	15
<b>1.8</b> Instrumentación auxiliar	15
<b>1.9</b> Comunicaciones	15
<b>1.10</b> Procesamiento	16
<b>1.11</b> Sistema de actuación	16
<b>1.12</b> Sistemas auxiliares	16
<b>1.13</b> Requisitos de hardware	17
<b>1.13.1</b> Arquitectura	17
<b>1.13.2</b> Control del actuador del autonivelador	18
<b>1.13.3</b> Control de actitud	19
<b>1.13.4</b> Control de velocidad	20
<b>1.13.5</b> Control de maniobras	20
<b>1.13.6</b> Control de la misión	21
<b>1.14</b> Aspectos legales	21
<b>Capitulo II Estabilidad y Control</b>	
<b>2.1</b> Introducción	25
<b>2.2</b> Nomenclatura básica	25
<b>2.3</b> Equilibrio de la aeronave	27

2.4	Aeronave estáticamente estable	28
2.5	Estabilidad estática	28
2.6	Estabilidad dinámica	29
2.7	Estabilidad estática longitudinal	30
2.7.1	Estabilidad longitudinal	30
2.7.2	Fuerzas y momentos en la estabilidad estática longitudinal	30
2.7.3	Coeficiente de cabeceo	31
2.7.4	Influencia de otros componentes en la aeronave	32
2.7.5	Estabilidad estática direccional	32
2.7.6	Estabilidad lateral	33
2.7.7	Modalidades de estabilidad dinámica	33
2.7.8	Oscilación fugoide y de incidencia	33
2.7.9	Divergencias y balanceo holandés	33
	<b>Capítulo III Navegación y Aterrizaje</b>	
3.1	Introducción	35
3.2	Sistemas de navegación aérea	35
3.2.1	Definición de navegación	35
3.2.2	Definición de navegación aérea	35
3.2.3	Requerimientos de los sistemas de navegación	35
3.3	Tipos de sistemas de navegación	36
3.3.1	Sistemas de navegación por radio emplazados en tierra	36
3.3.2	Sistemas de navegación por satélite	40
3.3.3	Sistemas inerciales	42
3.4	Sistemas de navegación para UAV	43
3.5	Aterrizaje	44
3.5.1	Etapas de aterrizaje	44
3.5.2	Base leg (tramo base)	44
3.5.3	Final approach (Aproximación final )	45
3.5.4	Glideslope (Senda de planeo)	45
3.5.5	Flare	46
3.5.6	Touchdown & after landing roll (contacto con la pista y carreteo)	47
	<b>Capítulo IV Prototipo</b>	
4.1	Introducción	48
4.2	Sistemas de control	48
4.2.1	Sistemas de control de lazo abierto	49
4.2.2	Sistemas de control de lazo cerrado	49
4.3	Desarrollo	49
4.3.1	Hardware	50
4.3.1.1	Elementos sensitivos	50
4.3.1.2	Micro-controlador	52
4.3.1.3	Servomotor	54
4.3.1.4	Planta motriz	56
4.3.1.5	Circuito integrado L293B	58
4.3.2	Software	60

<b>4.3.2.1</b>	Autopiloto	61
<b>4.3.2.2</b>	Auto-nivelado	63
<b>4.3.2.3</b>	Servomecanismo	64
<b>4.3.2.4</b>	Speedcontrol	65
<b>4.3.2.5</b>	Disturbios	66
<b>4.3.2.6</b>	Programa	67
<b>4.4</b>	Construcción del prototipo	67
<b>4.4.1</b>	Auto-nivelado	67
<b>4.4.2</b>	Implementación del autopiloto en un aeromodelo	70
	Conclusiones	
	Glosario	
	Bibliografía	

## BIBLIOGRAFIA

Norman S. Nise, Control Systems Engineering, Ed. Addison-Wesley Publishing Company, 2725 Sand Hill Road Menlo Park CA, 1995.

Anibal Isidoro Carmona, Aerodinamica y Actuaciones del Avion, Thomson Paraninfo, 11a edicion 2002.

Jose Maria Angulo Usategui, Microcontroladores PIC Diseño Practico de Aplicaciones, Mc Graw Hill, 2a edicion.

Dick Hitt, Safety program Manager Operations-Avoiding The Landing Accident, Columbia Flight Standars District Office. Web site: [www.faa.gov/fsdo/cae](http://www.faa.gov/fsdo/cae).

A.C. Kermode, Flight Whitout Formulae, Longman Scientific & Technical, Fifth edition.

AIAA 2007-6770 Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit 20-23 August 2007, Hilton Head, South Carolina Autolanding Controller for a Fixed Wing Unmanned Air Vehicle

*Dava J. Newman and Amir R. Amir* Introduction to Aircraft Stability and Control

A. Barrientos, Vehiculos aereos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones, grupo de robótica y cibernética, Universidad Politécnica de Madrid

Alexander T. Wells, Commercial aviation safety, Aviation Week, Fourth edition.

Magazine, BOEING AIRLINER, January-March 1991.