



CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DE ESTUDIOS
AVANZADOS DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

Unidad Zacatenco

Programa de
Sistemas Autónomos de Navegación Aérea y Submarina

**“Análisis de los consumos energéticos
de un Motoplaneador”**

TESIS

Que presenta

JORGE LUIS HERNÁNDEZ TORAL

Para obtener el grado de

MAESTRO EN CIENCIAS

En

Sistemas Autónomos de Navegación Aérea y Submarina

Directores de la Tesis:

Dr. Sergio Rosario Salazar Cruz

Dr. Rogelio Lozano Leal

México, D.F.

Abril, 2015

AGRADECIMIENTOS

En primer termino quisiera agradecer al CONACYT, por haberme apoyado para poder llevar a cabo mis estudios de maestría y con ello poder continuar con mi desarrollo profesional.

De la misma manera, quisiera agradecer a toda mi familia por todo su apoyo incondicional hacia mi y en especial a mi papá por todo el apoyo que siempre me ha dado y más aun por cuidar y alentarme a pesar de la enfermedad por la que atraviesa mi mamá. De la igual manera le doy gracias a mi mamá por todos los valores que me ha inculcado y por enseñarme día a día las ganas de esforzarse y luchar por seguir adelante.

Siguiendo con esta linea le doy a gracias a Esmeralda por ayudarme y apoyarme en todos los planes y sueños que le he comentado y por siempre alentarme a seguir adelante en los tiempos difíciles.

Por otro lado quisiera agradecer a mis asesores de tesis Polese Didier, Dr. Rogelio Lozano y Dr. Sergio Salazar, quienes me ayudarán a sacar este trabajo adelante y finalizar esta parte de mis estudios profesionales, en especial a Didier cuyo apoyo y confianza hacia mi a lo largo de este último año del desarrollo de mi tesis, ha sido incondicional.

Finalmente no me queda mas que agradecer a mis compañeros de maestría por todas las experiencias y ayudas a lo largo de estos dos años juntos, sin los cuales este trabajo de tesis no podría llevarse a cabo.

RESUMEN

En esta tesis se describe el proceso que se siguió para la creación de un modelo teórico del consumo de energía de un motoplaneador y la validación del uso de energía solar y celdas de combustible, como energía auxiliar para incrementar la autonomía del motoplaneador, cuyo fin u objetivo principal es el desarrollo de mapas o reconstrucciones tridimensionales de un área en particular para cualquier estudio o proyecto que se requiera, sin embargo el objetivo primordial de este trabajo de tesis es evaluar el consumo energético que tiene este tipo de planeadores y las diversas condiciones de consumos que se pudieran presentar en el desarrollo de las misiones, de la misma manera se evaluarán los diferentes tipos de control aplicables a este tipo de aeronaves que pudieran ayudar a generar un aumento de autonomía del planeador.

Se presenta también durante el desarrollo de esta tesis las bases teóricas y los elementos necesarios para realizar una reconstrucción tridimensional, así como el proceso que se siguió para efectuar una reconstrucción tridimensional de una playa, realizando con esto una simulación de una misión real, la cual servirá para evaluar los consumos de energía y la validación de la teoría aplicada y de las fuentes de energía auxiliar propuestas.

ABSTRACT

In this thesis it is described the process followed for the creation of a theoretic model of the energy consumption of a moto-glider and the validation of the use of solar energy and fuel cells, as auxiliary energy for increase the endurance of the motoglider, whose objective or principal aim is the development of maps or tridimensional reconstructions of a particular area for any study or project that will be required, nevertheless the primary objective of this thesis work is to evaluate the energy consumption that has this kind of gliders and the various conditions of consumption that might arise in the development of the missions, in like manner, it will be evaluated the different kind of control applicable to this type of aircraft that could help to generate an increase of endurance of the glider.

It is also presented during the development of this thesis the theoretical bases and the elements needed to do a tridimensional reconstruction, as well as the process followed to make a tridimensional reconstruction of a beach, making with this a simulation of a real mission, which it would serve to validate the applied theory and the auxiliary power sources proposed.

ÍNDICE GENERAL

AGRADECIMIENTOS	ii
RESUMEN	iii
ABSTRACT	iv
ÍNDICE GENERAL	v
ÍNDICE DE TABLAS	ix
ÍNDICE DE FIGURAS	xi
1 INTRODUCCIÓN	1
1.1 Antecedentes	5
1.1.1 Aviones similares	9
1.2 Planteamiento del problema	16
1.3 Justificación	17
1.4 Objetivos	19
1.5 Alcances y Limitaciones	20
2 Planeadores	21
2.1 UAV-Planeadores	22
2.1.1 Ala	23

2.1.2	Fuselaje	27
2.1.3	Estabilizadores	28
2.2	Construcción del planeador de prueba	30
2.2.1	Armado de la estructura	30
2.2.2	Características del avión	34
2.3	Sistemas embarcados	36
2.3.1	Controles aplicables	39
2.3.2	Sistemas de visión	42
2.3.3	Sistemas embarcables	46
3	CONSUMOS ENERGÉTICOS	49
3.1	Tecnología disponible	50
3.1.1	Baterías	50
3.1.2	Celdas Solares	52
3.1.3	Celdas de Combustible	56
3.2	Modelo Teórico	59
3.3	Pruebas realizadas	65
3.4	Resultados	77
3.4.1	Predicción de consumo	78
3.4.2	Validación del autopiloto	81
4	VISIÓN ARTIFICIAL	85
4.1	Aplicaciones	88
4.2	Consideraciones Teóricas	89
5	PRUEBA DE VUELO	95
5.1	Preparación	96
5.2	Procedimiento de campo	97

<i>ÍNDICE GENERAL</i>	vii
5.3 Procedimiento de escritorio	99
5.4 Resultado	103
6 CONCLUSIÓN	105
6.1 TRABAJO FUTURO	108
BIBLIOGRAFÍA	109

ÍNDICE DE TABLAS

1.1	Tabla de características del UAV HALE ZEPHYR 7	12
1.2	Tabla de características del UAV HALE SPACOM	12
1.3	Tabla de características del UAV PUMA	14
1.4	Tabla de características del UAV TIGER	15

ÍNDICE DE FIGURAS

1.1	Máquinas voladoras de Leonardo da Vinci	2
1.2	Otto Lilienthal en vuelo.	5
1.3	Planeador RC de alto rendimiento.	6
1.4	Diferentes técnicas de planeo.	7
1.5	Moto-planeador empleado por la NASA, para pruebas de aprovechamiento de termales.	9
1.6	Aviones Sunrise I a la derecha y Sunrise II a la izquierda.	10
1.7	Aeronave Helios en vuelo.	11
1.8	Micro Vehículo Aéreo Hornet.	14
2.1	Perfiles usados en planeadores.	26
2.2	Configuraciones de cola.	29
2.3	Partes del planeador a construir.	30
2.4	Colocación de bisagras en el alerón del lado derecho y rudervator del lado izquierdo.	31
2.5	Colocación del servo para el control del alerón.	32
2.6	Colocación del servo para el control del rudervator.	33
2.7	Colocación del motor.	33
2.8	Perfil empleado en el planeador y los coeficientes de arrastre y levantamiento.	35

2.9	Planeador empleado para las pruebas.	36
2.10	Diagrama de conexiones del autopiloto.	37
2.11	Diagrama de bloques de alto nivel del control y dirección del planeo autónomo empleado por la NASA.	40
2.12	Diagrama de bloques de la estimación de la columna termal empleado por la NASA.	41
2.13	Arquitectura empleado para el sistema de manejo de energía empleado desarrollado en Corea.	43
2.14	Cámara GOPRO Hero 4 Black empleada para las pruebas.	45
3.1	Comparación de diferentes tipo de baterías.	52
3.2	Radiación solar Global media diaria, sobre la República Mexicana. . . .	54
3.3	Celda Solar flexible, empleada para recubrir las alas de los aviones. . .	56
3.4	Celda de combustible AEROPAK 1 de Horizon Energy Systems.	58
3.5	Gráfica comparativa del coeficiente de levantamiento del perfil y el ala.	61
3.6	Gráfica comparativa del coeficiente de arrastre del perfil y el ala.	62
3.7	Primer vuelo de prueba en modo manual.	66
3.8	Gráfica de la altura de vuelo del primer vuelo en modo manual.	67
3.9	Ángulo de cabeceo y alabeo correspondiente al primer vuelo en modo manual.	67
3.10	Trayectoria empleada para el aprovechamiento de la columna termal en modo manual.	68
3.11	Ángulos de cabeceo y alabeo real y deseado, una vez activado el control autónomo.	69
3.12	Vuelo en círculo, primera prueba de control.	70
3.13	Ángulos de cabeceo y alabeo real y deseado, una vez activado el control asistido.	71
3.14	Altura real y deseado, una vez activado el control asistido.	72

3.15	Ruta de vuelo, de una prueba de vuelo en el IPN.	73
3.16	Ángulos de cabeceo y alabeo real y deseado, durante una prueba de consumo de energía en el IPN.	74
3.17	Velocidad real y deseada, durante una prueba de consumo de energía en el IPN, con ayuda del modo asistido.	75
3.18	Consumo energético, durante una prueba de consumo de energía en el IPN, con ayuda del modo asistido.	75
3.19	Consumo energético, durante una prueba de consumo de energía en el IPN, en modo manual.	76
3.20	Ruta de vuelo programada en el controlador.	77
3.21	Gráfica de consumos energéticos para diferentes velocidades y pesos. . .	79
3.22	Programa desarrollado para la simulación del consumo energético. . . .	80
3.23	Frecuencia de consumos del motor volando en modo asistido.	80
3.24	Ángulos de cabeceo y alabeo, altura y velocidad real y deseada, durante la prueba del modo asistido.	81
3.25	Ángulos de cabeceo y alabeo, altura y velocidad real y deseada, durante la prueba del modo autónomo.	82
3.26	Vuelo en círculo, con el controlador optimizado.	83
3.27	Patrón de acercamiento y aterrizaje del planeador de manera autónoma.	83
3.28	Ángulos de cabeceo y alabeo, altura y velocidad real y deseada, durante la prueba de aterrizaje autónomo.	84
4.1	Triangulación de un punto en el espacio tridimensional.	90
4.2	Sky-walker con el dispositivo de visión estereoscópica integrado.	91
4.3	Sistema empleado para el mapeo de minas en China.	92
4.4	Mosaico generado a partir de las fotografías aéreas.	93
5.1	Zona de estudio, mostrando los cinco sectores de vuelo.	97

5.2	Preparación y comprobación de los sistemas de vuelo.	98
5.3	Lanzamiento de la aeronave para el inicio de vuelo y filmación de un sector.	98
5.4	Imagen de un sector de vuelo, obtenida de una cámara sujeta al ala del planeador.	99
5.5	Interfaz gráfica de usuario generada en Matlab, para la separación de cuadros de vídeo.	100
5.6	Imágenes alineadas y puntos principales de control.	101
5.7	Nube de puntos densa creada a partir de las imágenes alineadas.	101
5.8	Malla de monocolor creada a partir de la nube de puntos densa.	102
5.9	Malla de color creada a partir de la nube de puntos densa.	102
5.10	Malla texturizada mediante las imágenes adquiridas.	103
5.11	Mosaico bidimensional creado a partir de las tomo de vídeo aéreo.	103
5.12	Proceso de reconstrucción tridimensional, con un acercamiento.	104

CAPÍTULO 1

INTRODUCCIÓN

Desde el principio el hombre ha querido imitar el vuelo de las aves, por la curiosidad de descubrir el espacio que nos rodea, sin embargo siempre se ha encontrado con un gran impedimento, nacer sin alas para poder emprender vuelo, viviendo encadenado a la tierra, sin embargo la ambición del hombre ha hecho que ese sueño sea posible, remontándonos a historias maravillosas a través del tiempo, como la leyenda de Ícaro entre otras, sin embargo todas ellas han sido solo leyendas.

No fue hasta que Leonardo da Vinci estudió el vuelo de las aves y creó un mecanismo que imitaba el vuelo de estas, pero se dio cuenta que la fuerza humana era incapaz de generar toda la fuerza necesaria para levantar vuelo, por lo que eran necesarios mecanismos que pudieran generar esa energía, a raíz de esto creó el "tornillo aéreo", el cual sirvió como precursor de los helicópteros y paracaídas, sin embargo también noto que algunas aves no movían las alas solo planeaban, por lo que concibió una estructura parecida al ala delta moderna[Tom12], la cual ha servido como una primera referencia de los planeadores, estas dos máquinas creadas por Da Vinci se pueden apreciar en la figura 1.1.

De esta manera fue como inicio el vuelo del hombre en busca de conocer el cielo, incluyendo a científicos como Borelli, Lana de Terzi, entre otros, y no fue hasta que Sir

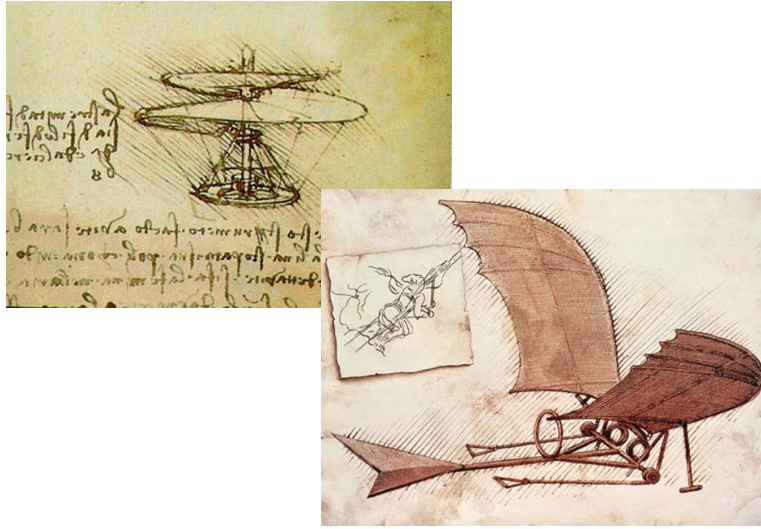


Figura 1.1: Máquinas voladoras de Leonardo da Vinci

George Cayley y los hermanos Wright comenzaron los principios de la aviación, pasando en este proceso más de un siglo de investigaciones y experimentación para vencer los enormes obstáculos que impedían hacer volar un objeto más pesado que el aire, darle fuerza propia y dirigirlos.[Bar]

Por otro lado, la creciente creación de los vehículos aéreos no tripulados (VANT's o UAV's por sus siglas en español e inglés respectivamente) tiene su origen en la primera guerra mundial, cuando estos eran usados como "torpedos aéreos" o "bombas volantes", los cuales estaban contruidos combinando madera y fuselajes de tela, con giroscopios para cargar 200 libras de explosivos a una distancia aproximadamente de 40 millas, teniendo dificultades con el despeje, la recuperación de la aeronave y la estabilización durante el vuelo.

No fue hasta la segunda guerra mundial que la radio y la mejora en la tecnología de la aviación, permitieron que los drones se usaran como objetivos en prácticas de artillería antiaérea, transporte/entrega de armas y bombas voladoras/planeadoras radio controladas[KC13].

Es hasta la guerra fría que los UAV's son empleados como sistemas de inteligencia, vigilancia y reconocimiento. Desde ese entonces se ha realizado el avance de este tipo de aeronaves hasta como las conocemos hoy en día.

Retomando todos estos conceptos de la historia de los UAV's o VANT's, se plantea realizar un Drone que pueda llevar a cabo misiones planificadas de larga duración, tratando de diseñar esta nueva aeronave, para que imite el vuelo de las aves como lo hiciera Leonardo da Vinci en su momento, agregando a esto algoritmos que sean capaces de imitar el planeo de las aves y la detección de termas para su aprovechamiento, de manera que el planeador pueda aprovechar todas las fuerzas naturales que se presentan en el medio ambiente, las cuales ayudaran a incrementar la autonomía del planeador.

Sin embargo antes de comenzar a desarrollar todos los algoritmos y el planteamiento del prototipo, surge la necesidad de comprobar si la implementación de estos algoritmos y de fuentes de energía alterna es válida o solo será un esfuerzo en vano, con llevando con esto un gasto económico considerable, sin la necesidad de cumplir las expectativas planteadas.

Por lo que a lo largo de este trabajo de tesis se presentarán en el capítulo 1 los antecedentes, la justificación, el objetivo, el alcance y las limitaciones del trabajo, para tener una mejor idea de lo que se va tratar durante el desarrollo de este mismo. Seguido a esto en el capítulo 2 se explicará de forma breve, por qué se utilizan los planeadores, así como también las razones del equipo empleado, tomando especial atención al autopiloto usado.

En el capítulo 3 se describirá como se obtuvo el modelo teórico y las pruebas empleadas para su validación, así como también se mencionarán qué controles pueden ser usados en el diseño y control de un planeador con diferentes fuentes de energía, con la finalidad de aumentar su autonomía. Posteriormente en el capítulo 4 se mostrará el marco teórico de la visión artificial empleada para realizar una reconstrucción tridimensional y la obtención de un mapa georreferenciado.

Finalmente en el capítulo 5 se mostrará una prueba real llevada a cabo en Veracruz, con el objetivo de simular una misión real, con los resultados obtenidos a lo largo del desarrollo de esta tesis en el capítulo 6 se plasmarán las conclusiones y el futuro trabajo.

1.1 Antecedentes

La primer persona en realizar una estructura que fuera capaz de realizar el vuelo sin motor fue el germano Otto Lilienthal, quien fue el primero en documentar y repetir vuelos exitosos sin motor en 1891, uno de sus vuelos se puede apreciar en la figura 1.2, su diseño fue inspirado en aproximaciones experimentales de Sir George Cayley.



Figura 1.2: Otto Lilienthal en vuelo.

Seguido a esto, se siguieron realizando experimentaciones acerca del vuelo sin motor, en 1928 el australiano Robert Kronfeld demostró que el levantamiento mediante una columna termal puede ser usada por un planeador para ganar altura, comprobando esta teoría al realizar un circuito corto y regresando. Sin embargo no fue hasta el periodo comprendido entre 1950's y 1980's que el vuelo de planeadores creció rápidamente con el renacimiento de las alas deltas y el comienzo de los planeadores controlados a control remoto, lo que junto al entendimiento de la aerodinámica a bajas velocidades, ayudó a realizar diseños que parecían imposibles [ATSB13].

Cuando el deporte del planeo entró en los años 2000, comenzó también a existir un incremento en la sofisticación de la instrumentación disponible para realizar este tipo de vuelo con tecnología de posicionamiento global, equipo de planeo electrónico y nuevos materiales compuestos, que combinados con los conocimientos de aerodinámica

que se tenían pudieron crear planeadores de alto rendimiento, como el que se muestra en la figura 1.3.



Figura 1.3: Planeador RC de alto rendimiento.

Sin embargo la construcción de estructuras de alto rendimiento capaces de volar no era todo lo que se necesitaba para imitar el vuelo de las aves, por lo que por otro lado se desarrollaron técnicas de vuelo para convertir estas estructuras refinadas en instrumentos de planeo de alta capacidad, existiendo en ellas tres principales técnicas, descritas por los equipos de planeo de los Estados Unidos [Tea04], las cuales se pueden apreciar en la figura 1.4.

- Ascenso dinámico.
- Elevación térmica.
- Elevación de onda.

Ascenso dinámico. Este tipo de levantamiento ocurre cuando el viento es deflectado hacia arriba a lo largo de la cara de una ladera de barlovento, por lo que los planeadores utilizan el movimiento del aire volando cerca de la ladera. Este tipo de levantamiento

fue descubierto en 1890, pero perfeccionada entre 1920 y 1928, momento en el cual este fenómeno meteorológico fue discutido extensivamente por ingenieros y científicos.

Elevación térmica. Las columnas termal son columnas de aire caliente que permiten a los planeadores ganar altura girando en círculos estrechos para mantenerse dentro de la columna térmal, esta técnica fue usada por primera vez por Robert Kronfeld en Alemania a finales de los 1920's, y conociéndose ampliamente entre 1928 y 1935.

Elevación de onda. Este último tipo de levantamiento se produce cuando el viento pasa a través de una cadena de montañas y adquiere las características del agua en un arroyo, formando una ola detrás de la cordillera. A diferencia de las olas provocadas por el agua estas pueden incrementar su tamaño y llegar a ser más grandes que la montaña permitiendo a los planeadores llegar a una altura de más de 40.000 pies. Este levantamiento fue descubierto por Wolf Hirth y uno de sus estudiantes en 1933 en Alemania y se hizo muy conocida entre los años 1935 y 1941.

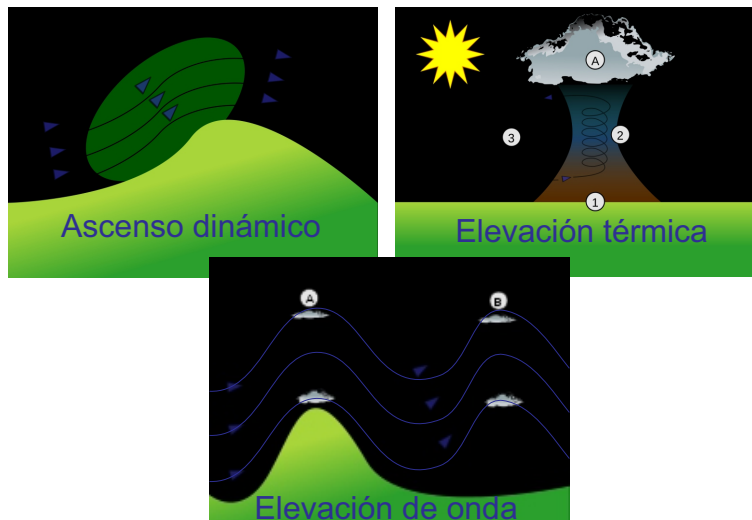


Figura 1.4: Diferentes técnicas de planeo.

Estas técnicas son empleadas debido a que no es necesario utilizar energía ex-

tra(energía en el motor) para mantener al planeador en vuelo e inclusive poder retomar altura, ya que toda la energía empleada para el levantamiento del planeador es obtenida del viento o de las columnas termales provocadas por fenómenos naturales, de manera que únicamente se ocupa la energía necesaria para el control y la transmisión.

Sin embargo para el objetivo perseguido por el planeador a recrear las dos últimas técnicas serán las más usadas, ya que en la primera de ellas el planeador tendría que permanecer cerca de la zona donde se puede aprovechar la dirección del viento, lo cual no permitiría realizar un desplazamiento de un lugar a otro a menos que se siguiera una cordillera, de las dos técnicas restantes la más empleada para realizar vuelos de larga duración es la primera de ellas la elevación térmica, de la cual se han hecho diversos controles para tomar un máximo aprovechamiento de esta.

Centrándonos en el uso de termales para el incremento de autonomía y descrito en un estudio mediante una simulación simple de un UAV con autonomía nominal de 2 horas, este puede incrementar su autonomía hasta 12 horas de vuelo mediante el uso de termales [All05]. Surgiendo de esto la oportunidad de realizar estudios sobre el planeo autónomo e implementación de algoritmos para el uso de la energía termal, datando los primeros controles propuestos por Wharington en 1998 [WH98], desarrollando algoritmos para localizar y utilizar de manera autónoma las termales.

Recientemente un estudio realizado por la NASA Dryden Flight Research Center [AL07], empleando un moto-planeador de 4.27 m comercial modificado, el cual se puede apreciar en la imagen 1.5, pudo detectar un total de 23 termales, con un promedio de incremento de altura de 172 m mediante las columnas termales, esto fue realizado usando el estado total de energía para detectar y planear dentro de ellas, estimando el tamaño de la termal y su posición, para calcular los comandos de orientación para el vuelo.

Parte importante del aprovechamiento de las termales es el conocimiento de la ubicación de estas mismas y tratar de predecir su desplazamiento, a medida que el aire

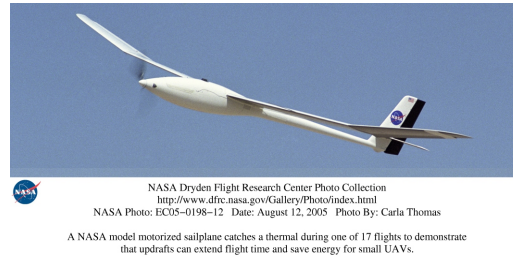


Figura 1.5: Moto-planeador empleado por la NASA, para pruebas de aprovechamiento de termales.

caliente va subiendo, esto debido a que las corrientes de aire mueven las columnas de aire caliente, por lo que se han propuesto controles simples para centrar estas columnas como el presentado por Andersson [KAC12], en el cual idealizaron la columna termal como una función gaussiana exponencial, para tratar de representar el campo de levantamiento de una termal, presentando en este de igual manera que la factibilidad y eficacia de usar un planeador térmico autónomo para extender la autonomía.

De la misma manera una aeronave de similares características es presentada por Edward[Edw10], quien creó un planeador autónomo, el cual entró en el concurso 2008 Montague Cross-Country, realizando una prueba entre la efectividad del planeo manual y el autónomo, obteniendo el tercer lugar, confirmando que el despeño de estos es mejor que algunos planeadores controlados de forma manual y mostrando que el controlador puede centrar de manera correcta la termal y tener un mejor aprovechamiento de ésta.

1.1.1 Aviones similares

A lo largo de la historia han sido creados diversos aviones, cuya fuente de energía principal son las celdas solares o celdas de combustible, desarrollados éstos con la finalidad de volar por un tiempo prolongado, teniendo como objetivo principal romper tiempo de vuelo de aviones similares. Para ello se han realizado diversos modelos de aviones, sin embargo para el propósito de este trabajo únicamente se considerarán aeronaves

autónomas.

Tomando en cuenta la primera fuente de energía alterna, los primeros vuelos de aviones solares, fueron realizados por el Sunrise I y I. El primero de ellos realizó su primer vuelo el 4 de Noviembre de 1974, este primer modelo tenía una envergadura de casi 10 metros, pesaba 12.25 kg y voló por 20 minutos, seguido de su primer vuelo se realizaron otros con duración de 3 a 4 horas, siguiendo la misma inercia Astro Flighth empresa creadora de estas aeronaves, desarrolló el Sunrise II, haciendo su primer vuelo el 12 de septiembre de 1975, esta vez el avión estaba provisto con celdas solares mas eficientes, aerodinámicamente era mas limpio, tenía 33% más potencia con lo que aumentaba la energía de salida por 150 watts y era alrededor de 13% más ligero por lo que disminuía su peso por poco mas de 2 kilogramos, sin embargo el resultado no fue satisfactorio debido a una falla en el sistema de control, con lo que se dio término a este programa [Bou85]. En la figura 1.6 se pueden ver las aeronaves construidas por la empresa Astro Flighth, donde se puede apreciar a la derecha la aeronave Sunrise I en vuelo y a la izquierda el avión Sunrise II en preparativos pre-vuelo.



Figura 1.6: Aviones Sunrise I a la derecha y Sunrise II a la izquierda.

Seguido a estos dos primeros intentos por lograr vuelos de larga duración en aeronaves autónomas, siguieron otros proyectos resaltando de entre ellos, los prototipos de la NASA Pathfinder, Pathfinder Plus y el proyecto Helios, destacando los dos últimos

los cuales rompieron records de altura de 97,000 pies y 96,863 respectivamente. En la figura 1.7 podemos ver la aeronave Helios, cuyo diseño es similar a los otros dos proyectos mencionados.



Figura 1.7: Aeronave Helios en vuelo.

No fue hasta el 2001 que la empresa QinetiQ del Reino Unido creó el programa UAV Zephyr cuya idea principal, era crear un vehículo autónomo ligero que empleara energía solar como fuente principal de propulsión, diseñado para llevar a cabo misiones de inteligencia, vigilancia, adquisición de objetivos y reconocimiento (ISTAR por sus siglas en inglés), observaciones de la tierra, guarda costas, entre otras. Las aeronaves creadas dentro de este proyecto son clasificadas dentro de los UAV como un avión de elevada altitud y gran autonomía (HALE por sus siglas en inglés), [Rap09].

Los aviones diseñados son construidos en su mayoría de fibra de carbón y emplean la energía solar para cargar baterías de litio-sulfuro durante el día, las cuales proveen de energía al avión durante la noche. En la tabla 1.1 se muestra el UAV Zephyr 7 y algunas de sus características.

Una aeronave conceptual cuyo objetivo es similar al perseguido por el proyecto


Imagen	Características
	<p>Peso: 53 kg</p> <p>Carga util: 2.5 kg</p> <p>Potencia total: 800 W</p> <p>Altitud máxima: 2100 m</p> <p>Envergadura: 22.5 m</p>

Tabla 1.1: Tabla de características del UAV HALE ZEPHYR 7

anterior, es presentada en el trabajo de tesis de Yase Najafi de la Universidad Estatal de San José, nombrada como Solar Powered Aerial Communicator (SPACOM), dentro de este trabajo se perseguía diseñar un avión HALE, que sirviera como un baliza de comunicación para minimizar la propagación de la onda de radio[Naj11]. La aeronave prototipo es mostrada en la tabla 1.2, junto con algunas de sus características.


Imagen	Características
	<p>Peso: 517 kg</p> <p>Potencia total: 3.93 kW</p> <p>Superficie alar: 77.11 m²</p> <p>Envergadura: 48.768 m</p>

Tabla 1.2: Tabla de características del UAV HALE SPACOM

Sin embargo para el diseño de este tipo de aviones, es necesario realizar algunas consideraciones para poder completar los aviones y su funcionamiento sea el correcto,

algunas de ellas son la determinación de la energía solar disponible, ya que ésta es variable dependiendo de muchos factores como la inclinación del sol, alguna nube presente, la hora en que se esté volando, entre otros, otra parte importante es la forma del ala y tamaño, debido a que de ésta dependerá la potencia eléctrica posible y finalmente la determinación de la potencia eléctrica y el balance de la energía del UAV, mismas que fueron usadas por Meyer en [JMC07], para diseñar una aeronave autónoma de baja altura y larga autonomía(LALE UAV, por sus siglas en inglés), concluyendo que la principal característica a tomar en cuenta es la disponibilidad de energía solar colectada por las celdas solares, dependiendo ésta en gran medida de la época del año y lo despejado de la atmósfera. Por otro lado un aspecto importante es que el ala genere mucho levantamiento y poco arrastre a velocidades bajas para asegurar el menor empuje necesario.

Para el otro tipo de fuente de energía a probar las celdas de combustible su inicio puede datar del año 1990, que comenzó a tener cierta importancia al ser comparado con otros sistemas de propulsión[roa05], sin embargo su principal uso era en el ramo automotriz y no fue hasta el 21 de Marzo de 2003 que la empresa Aerovironment, bajo un contrato de investigación por parte de DARPA(“Defense Advanced research Projects Agency”), creó el vehículo aéreo Hornet, considerado como el primer avión que realizó un vuelo únicamente propulsado por celdas de combustible en la fecha mencionada, realizando un vuelo de solo 5 minutos[hor], la aeronave recreada se puede observar en la imagen 1.8.

Sin embargo en años recientes han existido aviones que han demostrado autonomías superiores, como el caso del UAV Puma cuyo fuente de energía son las celdas de combustible, esta aeronave es un proyecto conjunto de Aerovironment, U.S. Air Force Research Laboratory (AFRL) engineers, Protonex Technology (PTX) Corporation and Millennium cell (MCEL)[pum], cabe mencionar que este avión aparte de la celda a combustible tiene una batería de iones de litio, para proveer de picos de energía du-

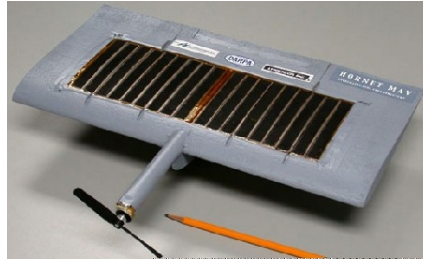


Figura 1.8: Micro Vehículo Aéreo Hornet.

rante el despegue y maniobras que impliquen un gasto de energía considerable, no soportado por la celda de combustible, la celda de combustible recarga la batería y provee de energía constante y estable para el avión durante el vuelo crucero. El Puma ha registrado cinco horas de vuelo en Mayo de 2007, siete horas de vuelo en Julio de 2007 y recientemente nueve horas de vuelo, en la tabla 1.3 se muestra una imagen del avión y algunas de sus características.


Imagen	Características
	<p>Peso: 5.9 kg</p> <p>Potencia total: 3.93 kW</p> <p>Velocidad máxima: 83 km/h</p> <p>Envergadura: 2.8 m</p>

Tabla 1.3: Tabla de características del UAV PUMA

Un desarrollo similar fue el realizado por el laboratorio para la investigación de sistemas autónomos de U.S. Naval Research Lab, cuyo principal objetivo era demostrar la mejor significativa que se tendría en capacidades de vigilancia y comunicación, a través de lograr misiones de larga autonomía, permitiendo con ello realizar diversas

misiones, reduciendo el número de despegues y aterrizajes diarios, concluyendo que las celdas de combustible pueden ofrecer ahorros de energía y un aumento de capacidades operacionales en general, teniendo su mejor autonomía en un vuelo realizado del 16 al 18 de Abril del 2013 con un tiempo de vuelo de 48 horas y un minuto, usando hidrógeno líquido almacenado en un tanque criogénico. Realizando una comparación este mismo UAV podría volar solo cuatro horas con una peso similar de baterías de litio[S113]. En la tabla 1.4 se muestra una imagen del avión y algunas de sus características.


Imagen	Características
	Peso: 16.102 kg Potencia total necesaria: 267 W Longitud: 2.4 m Envergadura: 5.18 m

Tabla 1.4: Tabla de características del UAV TIGER

1.2 Planteamiento del problema

Este trabajo de tesis tiene como principal objetivo conocer y medir la evolución del consumo de energía de un planeador, en vuelo recto y nivelado ante diversas situaciones que se puedan tener durante el vuelo, tendiendo especial atención en los factores como el viento y las columnas termales, por lo cual se estarán midiendo los diferentes usos del motor, bajo estas situaciones, así mismo se desarrollará un método para poder tener una primera aproximación al comportamiento de los consumos ante los diferentes pesos de la aeronave y de superficie alar.

Lo realizado anteriormente se desarrollará con la intención de validar el uso de la tecnología solar y las celdas de combustible, para lograr mayor autonomía en un motoplaneador, ya que ambas tecnologías conllevan un gasto considerable de recursos económicos. El desarrollo de las pruebas de vuelo, también servirá para validar el uso del autopiloto para el control del planeador, a manera de comprobar su respuesta ante situaciones de vuelo adversas, como fuertes velocidades de viento, pérdida de señal, entre otras, ya que como se mencionaba las tecnologías a emplear tienen un costo considerable.

Todo lo planteado servirá para generar el conocimiento práctico y teórico, para el planteamiento de una estrategia de desarrollo de una aeronave autónoma de gran autonomía, que pueda cubrir el perfil para desarrollar diversas misiones, dentro de las cuales se puede resaltar la creación de mosaicos de zonas extensas de terrenos, vigilancia, entre otras.

Por lo que en conjunto al cumplimiento de los primeros problemas planteado, también se tratarán problemas de visión en los cuales se buscará encontrar la mejor manera de realizar una reconstrucción tridimensional.

1.3 Justificación

El vuelo con aviones autónomos o Drones, ha tenido un gran avance en los últimos años, tal que en la actualidad existen diferentes tipos de modelos y configuraciones de aeronaves, helicópteros, multirrotores o combinaciones de ellos, cada uno de ellos con características específicas para cubrir un perfil de misión, sin embargo en la mayoría de estos prototipos uno de los principales problemas radica en la cantidad de autonomía que pueden tener o el tiempo de vuelo posible, ligado esto principalmente en la cantidad de energía que se puede embarcar dentro de la aeronave, llevando con esto también a la cantidad de peso que se puede embarcar en la aeronave.

Se podría pensar que la solución simplemente sería embarcar una mayor cantidad de energía, sin embargo con ello a medida que se incorpora más, también se incrementa el peso total de la aeronave, haciendo que sea necesario incrementar las dimensiones del prototipo, quedando de lado las dimensiones óptimas del vehículo para el desarrollo de la misión e inclusive otro problema radicaría en que a medida que se carga mayor peso de baterías, la carga útil de la aeronave comienza a reducirse, por lo cual no se podrían incorporar una mayor cantidad de sistemas útiles para llevar a cabo una misión encomendada. Por lo que la solución de este problema podría involucrar técnicas de control para aprovechar fenómenos naturales para el incremento de autonomía, así como la incorporación de sistemas auxiliares de energía como lo pueden ser las celdas solares y las celdas de combustible.

El tipo de aeronave a emplear será un moto-planeador como se ha venido mencionando, debido a las características que presenta, la más relevante de ellas es la elevada relación que existe entre la distancia recorrida frente a la altura perdida (relación de planeo) o lo que es lo mismo la fineza aerodinámica, resultante de la relación entre la sustentación y el arrastre generado (L/D), esta relación es generada gracias a la forma aerodinámica de los planeadores, ya que producen una mínima resistencia comparada con la fuerza de sustentación, obtenida por el tipo de perfil alar empleado en el ala y

la superficie de éstas.

En la actualidad dentro de este tipo de aeronaves se han desarrollado aviones capaces de volar durante un prolongado tiempo, tal como el ya mencionado UAV Zephyr 7, el cual ha realizado un vuelo satisfactorio por 14 días por encima de las nubes, volando del 9 de Julio al 23 de Julio del 2010 [Hen10], mediante la estrategia de vuelo ya descrita, con el uso de celdas solares y baterías para el vuelo durante la noche.

Sin embargo este sistema implica un alto costo y es un avión con dimensiones muy grandes para la finalidad de los proyectos de misión deseados para el desarrollo planteado dentro de esta tesis, por lo que en este trabajo de tesis se parametrizará el consumo de energía de un moto-planeador, con el fin de reducir el costo de fabricación de un Drone de gran autonomía, capaz de llevar a cabo misiones de larga duración.

El desarrollo de este prototipo servirá para comprender mejor los consumos de energía de un moto-planeador, para poder decidir en un futuro cual es el mejor diseño de este tipo de aeronaves y que características deberá tener la aeronave para poder realizar misiones de larga duración con la posibilidad de cargar un peso considerable de carga útil, sirviendo este mismo para validar el uso de tecnología solar y de celdas de combustible.

Planteando con esto también la evolución del consumo de energía mediante las diferentes configuraciones de las aeronaves (peso y superficie alar), aunado al aprovechamiento de las características de los planeadores para el uso de las columnas termales y las diferentes condiciones de viento para el incremento de la autonomía, mediante controles propuestos para tal fin, vigilando de la misma manera las ventajas y desventajas de su uso.

Finalmente este trabajo servirá como una base sólida para conocer y comprender, qué retos y dificultades se pudieran presentar para la realización de mapeos aéreos sobre zonas extensas de territorio y la influencia de los diferentes ambientes naturales, para la realización de mosaicos y reconstrucciones tridimensionales.

1.4 Objetivos

Objetivo General

Analizar y estudiar los consumos de energía presentes en un moto-planeador para misiones de mapeos aéreos y vigilancia, para lograr el incremento de su autonomía.

Objetivos particulares

- Conocer qué drones en la actualidad realizan vuelos de larga duración.
- Comprender las características presentes en los planeadores.
- Construir un planeador prototipo para la realización de pruebas.
- Desarrollar un modelo teórico del consumo de energía y realizar su validación.
- Estudiar los controles aplicables para el aumento de autonomía.
- Realizar un diagnóstico de factibilidad del aumento de autonomía.
- Comprender la problemática de la creación de mosaicos y reconstrucciones tridimensionales.
- Conclusiones de los resultados encontrados.

1.5 Alcances y Limitaciones

Es necesario recalcar que para el propósito de este trabajo solo se tomará referencia de aeronaves autónomas a lo largo del desarrollo de éste, teniendo especial énfasis en las aeronaves tipo planeador, cuyo objetivo principal sea el vuelo de larga duración.

Siguiendo con esta misma línea para la realización de este trabajo de tesis únicamente se emplearan aeronaves del tipo motolaneador, por las características presentes en este tipo de aeronaves como ya se explicó, dado que el uso de otro tipo de aeronaves y estudiar el incremento de su autonomía, sería realizar un análisis diferente al presentado en este trabajo.

Uno de los principales objetivos es realizar un avión de prueba tipo moto-planeador, que sirva como base para el planteamiento de una aeronave autónoma, sirviendo ésta como una base confiable para el diseño y construcción de prototipos que sean capaces de tener una gran autonomía, por lo tanto a lo largo de este trabajo se mostrará la evolución del consumo de energía para vuelo recto y nivelado y se analizarán diversas condiciones de vuelo que se puedan presentar en el desarrollo de este trabajo, para con ello tener una base sólida de qué situaciones de vuelo se pueden aprovechar y se deberían buscar, así como también, cual es el peso y superficie alar óptima de vuelo, mostrando también los sistemas útiles que se puedan embarcar en el vehículo autónomo no tripulado(VANT), que no conlleven al incremento excesivo del peso total del avión.

Como prueba final se realizará una misión real con el prototipo construido para los fines de este proyecto, pretendiendo tener como principal objetivo la creación de un mapeo en una zona, con la finalidad de tener datos concluyentes que ayuden para la integración final y propuesta de un vehículo autónomo, que sea capaz de realizar vuelos de larga duración, sin presentar ningún contratiempo durante el desarrollo de la tarea encomendada.

CAPÍTULO 2

Planeadores

El incremento de autonomía puede provenir del tipo de fuente de energía usada y de la posibilidad de emplear fuentes de energía naturales, sin embargo para lograr utilizar estas fuerzas y poder realizar el aumento de autonomía propuesto, es necesario conocer cómo es que los planeadores están contruidos y por qué pueden lograr este aprovechamiento. Sin embargo parte importante del desarrollo de este tipo de aviones, es la carga útil que puede soportar y más importante en este caso qué sistemas son posibles incorporar al modelo para que éste no genere un arrastre excesivo, hablando en este caso de la forma necesaria del fuselaje para incorporar los sistemas, por consiguiente que tenga el tamaño para entrar dentro de la estructura prevista o en su defecto realizar una modificación a la estructura sin generar con ello un incremento en el arrastre, de modo que se pueda conservar la característica principal del planeador, es decir la eficiencia aerodinámica.

Por lo que a lo largo de este capítulo se describirá de manera breve cómo es que los planeadores son diseñados y que características posee, así como también los sistemas que se instalarán en el motoplaneador de prueba empleado para el desarrollo de esta tesis, señalando las características que posee, para finalizar con la descripción de los sistemas que se incorporan al planeador para lograr el objetivo de este trabajo de tesis,

realizando con ello una descripción del autopiloto utilizado, mostrando sus capacidades.

2.1 UAV-Planeadores

La principal característica a tener en cuenta cuando se diseña un planeador es conservar el principio básico de los planeadores, su coeficiente de planeo, es decir que el arrastre sea el mínimo posible y que el levantamiento se lo más que se pueda, dando por resultado la obtención de una eficiencia aerodinámica grande (C_L/C_D).

Por lo que para el diseño de un planeador cada centímetro es importante, dicho lo cual es necesario prestar atención en cada pequeño detalle que pueda ocasionar un incremento en el arrastre de la aeronave. Aunque cada uno de estos pueda sumar muy poco arrastre al total, las suma de todos pudieran ocasionar un aumento considerable en el arrastre total.

En general se podría decir que mientras el fuselaje se encuentre más liso y más chico producirá menos arrastre, más aun como regla general para la concepción y construcción del planeador completo, se debe evitar tener ángulos de 90 grados, por lo que es necesario hacer que éstos sean lo menos pronunciados posible y de manera general que toda la estructura del avión posea la mayor continuidad posible.

Por otro lado es necesario tener en mente, que al comprobar un prototipo en un túnel de viento o en simulaciones de computadora, no necesariamente ese vaya a ser su comportamiento final en la realidad, dado que en la mayoría de estos experimentos únicamente se considera el flujo laminar, nombrado así debido a que las partículas del viento se mueven en trayectorias definidas con un flujo constante en capas uniformes denominadas laminas, sin embargo esto sucede a velocidades bajas y dependiendo de la viscosidad de la partícula, ya que a medida que se incrementa la velocidad, el flujo laminar se convierte en flujo turbulento generando un movimiento errático, este último es el tipo de comportamiento que más se presenta en la vida real, debido a que existen

corrientes cruzadas, corrientes parásitas, entre otras[Tho93]. Por lo que en un primer término estas simulaciones o pruebas pueden servir como una aproximación a lo que se pudiera obtener en la realidad, de modo que después de esto es necesario realizar pruebas físicas en un entorno semicontrolado.

Para comenzar el desarrollo de un planeador, generalmente éste se divide en tres secciones el ala, fuselaje y estabilizadores, las cuales serán descrita a continuación.

2.1.1 Ala

Tomando un orden para el diseño de las tres diferentes secciones descritas, primeramente se realizará la concepción del diseño iniciando por el ala, para ello primeramente se tiene que considerar el objetivo principal que es perseguido, teniendo que considerar su finalidad en dos aspectos principales, que el planeador flote o que penetre, tomando con ello dos vertientes a partir de estos aspectos que tenga un desempeño lento, suave o que sea rápido, agresivo.

Describiendo a mayor detalle estos dos conceptos antagónicos, podemos mencionar que pensando en la primera opción el planeador poseerá la habilidad de tomar las corrientes de aire mas fácil, tendrá mayor sustentación, se desplazará lento y volará a una velocidad baja, por lo contrario con el otro tipo de rendimiento, el planeador podrá desplazarse de un punto a otro más fácilmente, incluso bajo condiciones extremas de viento y de igual manera si se baja mucho la velocidad, es más sensible a las corrientes de aire y a los cambios en los mandos, por lo que éste también puede llegar a convertirse en una desventaja si no se realiza un buen control de la aeronave.

Es natural pensar en ellos por separado y tener la inquietud de juntar estos dos comportamientos, tratando de integrar los beneficios de ambos tipos de planeadores para obtener un planeador que pueda poseer todas las características descritas, sin embargo en la actualidad es complicado realizar estos comportamientos debido a que es necesario contemplar el cambio de perfil y diversos controles sobre el ala y sus superficies

de control (alergones, flaps), por lo que para una primera aproximación es necesario definir plenamente qué es lo que se quiere realizar en vuelo y con ello seleccionar las características que se deseen, dependiendo esto principalmente de la misión que se desee realizar, por lo que con esta decisión se adquirirá un compromiso para las demás partes que componen el planeador, es por eso que se parte de este punto para su diseño.

Una vez establecido el propósito de su uso, es posible comenzar a dimensionar el tamaño que deseemos de superficie alar (S) del planeador o el peso (P) necesario, por lo que una vez establecido y sabiendo que se está diseñando un planeador, se puede emplear la formula 2.1 utilizada en aeromodelismo, con la finalidad de conocer el peso o la superficie alar necesaria de modo que el planeador se comporte como tal, para el caso de los planeadores el factor (C) se considera de 4 o 5.

$$S = \sqrt[3]{(P/C)^2} \quad (2.1)$$

Dimensionada la superficie y peso para que nuestro avión se comporte como un planeador, es necesario saber la relación de carga alar, pudiéndose obtener con la formula 2.2, con la intención de conocer qué comportamiento desarrollará nuestro planeador, debido a que cuanto mayor peso se tenga por metro cuadrado, el avión se comportará mas como un planeador penetrador que como un flotador.

$$CA = P/S \quad (2.2)$$

Con los datos obtenidos se puede conocer el comportamiento que tendrá el planeador, por lo que a continuación se presentan unas relaciones para tener una idea del comportamiento que poseerá el diseño propuesto. Cabe señalar que el peso propuesto puede variar para alcanzar el comportamiento deseado.

- 38.7 dm^2 con 0.0244 kg/dm^2 es un penetrador
- 77.4 dm^2 con 0.0244 kg/dm^2 es un flotador puro

- 77.4 dm^2 con 0.0366 kg/dm^2 puede ser un penetrador otra vez.

Es importante recordar que entre más se aumenta el peso para realizar un planeador penetrador, también se requerirá una mayor superficie de control de los spoilers o flaps. Los ingenieros llaman a este fenómeno como "efecto escalar" o "efecto de Número de Reynolds", indicando simplemente que los aviones grandes vuelan mejor que los chicos, debido a que los perfiles se desenvuelven/desempeñan mejor conforme la cuerda es más grande, también la relación de arrastre/levantamiento, cae a medida que se escala hacia arriba un modelo[Tho93].

Parte importante de la concepción del ala es el perfil alar a seleccionar, dicha puede ser un poco complicada a manera de encontrar el perfil adecuado para cada uso, sin embargo podemos tener una idea de su desempeño. Al principio de los años del planeo se usaban perfiles con bajo combado(undercambered en inglés), usando principalmente el perfil NACA 6409 usado desde los 50, hasta alrededor de 1970, los cuales eran empleados para modelos largos, ligeros y flotadores, en los cuales no se deseaba tener mucha penetración, seguido a estos el Alemán Richard Eppler introdujo el perfil E-385 y un perfil mas delgado E-387, con lo que mejoró el rango de velocidad.

El siguiente paso en perfiles para planeadores fueron los perfiles con fondo plano(flatbottom en inglés), los cuales pueden volar con velocidades de viento altas e incluso en contra del viento es decir pueden penetrar. De la misma forma cuando existe poco levantamiento éstos tienden a volar más rápido para incrementar la fuerza de sustentación, por lo que en ningún momento se pierde altura, caso contrario a los perfiles combados.

En términos generales para comprender un poco de cómo la geometría del perfil afecta el vuelo del planeador, podríamos decir que los comportamientos de los perfiles alares son:

- Perfiles combados - generan mas levantamientos a una determinada velocidad, pero generalmente generan mas arrastre.

- Perfiles simétricos - generan muy poco levantamiento, pero también muy poco arrastre, encontrados mayormente en aviones acrobáticos. Son perfectos para los empenajes.
- Perfiles semisimétricos - es un buen compromiso entre gran levantamiento debido al intradós plano y el poco arrastre del perfil simétrico.

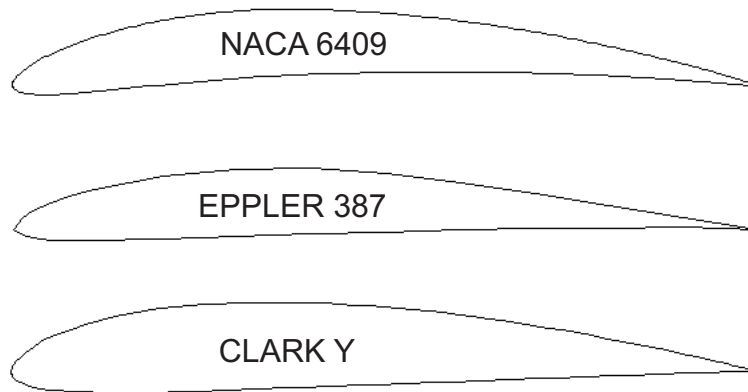


Figura 2.1: Perfiles usados en planeadores.

Una consideración general que podemos tener al seleccionar el perfil, es que los perfiles gordos son mas fáciles de construir y volar que los perfiles delgados, sin embargo por el contrario los perfiles delgados son mas rápidos y eficientes, a una cierta carga alar.

Completada la fase de selección del perfil alar a emplear, es necesario considerar si se desea que el ala sea laminada o de estructuras abiertas. Tomando este tema más allá de la simple estética de la aeronave, a lo largo de estos últimos años ha existido una gran discusión sobre si las alas laminadas son mas eficientes que una ala llena de costillas, debido a que como menciona el aerodinámico Michael Selig, este último tipo de estructura significa un cambio constante de sección de perfil entre costillas, causando que se tengan diferentes valores de levantamiento, ayudando esto a la formación de

vórtices, provocando un mayor arrastre, sin embargo por el contrario al tener alas laminas provoca que el peso de la aeronave se incremente, por tal motivo hoy en día se utilizan alas mixtas.

Por último, la última característica a considerar es el diedro que poseerá el ala, el cual es usado para corregir al planeador cuando una turbulencia repentina levanta la apunta de un extremo, es decir que el diedro sirve para estabilizar la aeronave en vuelo, para este punto existen tres opciones diferentes que se pueden tomar sin diedro, diedro en v y poliédrica.

2.1.2 Fuselaje

Realizada la concepción del ala, es necesario centrarnos ahora en el diseño del fuselaje, por lo que la primera consideración a tomar en cuenta en el diseño del fuselaje es el momento generado por la nariz y la cola y fijar el decalage, es decir la diferencia angular entre el ala y el estabilizador, este último punto es importante a considerar, ya que un ángulo positivo genera una mejor sustentación y en el caso contrario se tiene un margen extra de estabilidad cuando el avión entra en pérdida.

Sin embargo para comenzar el diseño del fuselaje, es necesario conocer qué equipos vamos a emplear para cumplir con el objetivo de misión especificado para el avión, con lo cual podemos tener una idea de la dimensión y forma necesaria del prototipo a construir, teniendo en mente no superar el peso máximo planteado para el ala que se está empleando.

Por otra lado, es importante considerar al dimensionar la estructura, el peso y dimensiones de los elementos a embarcar y más aun dónde se van a ubicar, para con ello colocarlos de tal manera que el centro de gravedad se localice en el centro aerodinámico del ala, para evitar tener problemas innecesarios de balanceo y tener que agregar peso extra a la aeronave para compensar la inestabilidad del avión.

Finalmente una pregunta final en la cual pensar es dónde colocar el ala, para ello

tenemos tres opciones principalmente por encima del fuselaje, en medio o debajo de éste, generalmente en los planeadores a radio control el ala se coloca por encima del fuselaje, lo que ayuda a la estabilidad de la aeronave.

Una vez solucionados los problemas planteados se puede desarrollar el fuselaje, manteniendo lo establecido para esta parte, es decir que éste posea continuidad y evitar ángulos de 90 grados o pronunciados. En la actualidad los fuselajes de planeadores se realizan de fibra de vidrio con refuerzos de fibra de carbono.

2.1.3 Estabilizadores

Finalmente el último detalle a considerar en la construcción de un planeador son los estabilizadores, como su nombre lo indica, su desempeño es estabilizar la aeronave creando una fuerza contraria al movimiento de cabeceo, de tal manera que el avión no siga la inercia debido a los pesos que se tienen tanto en la nariz como en la cola, esto es realizado con la intención de siempre mantener el centro de gravedad alineado con la fuerza de levantamiento.

Los estabilizadores son superficies que generalmente son colocadas en la cola del avión y sirven para controlar y maniobrar la aeronave, están compuestos de un parte fija horizontal y vertical, llamadas estabilizador horizontal y vertical respectivamente, cuyo propósito es proveer estabilidad a la aeronave como ya se explicó, empleando el estabilizador vertical para evitar que el avión se mueva de lado a lado y el estabilizador horizontal para evitar oscilaciones de arriba a abajo.

Al final de estas partes se encuentran unas secciones móviles llamadas timón para el estabilizador vertical y elevador para el estabilizador horizontal, dichas superficies son empleadas como superficies para controlar los movimientos de la aeronave. Existen diferentes tipos de configuraciones[Sad12], entre las más usadas encontramos:

- Convencional: Proporcionan mayor estabilidad a la aeronave, con el inconveniente de que las superficies se encuentran dentro del flujo de aire producido por el motor.

- Cola en T: Mantiene la cola fuera del flujo del motor y proporciona mejor control de cabeceo (pitch en inglés) y son más eficientes a bajas velocidades manteniendo una buena relación de planeo, sin embargo son más propensas a entrar en pérdida y es más difícil de recuperar la actitud del avión, con el inconveniente de que deben de ser muy fuertes por lo que su peso se incrementa.
- Cola en V: Puede ser más ligera que la convencional en algunas situaciones y produce menos arrastre, con la desventaja que los controles de cabeceo y guiñada están combinados por lo cual se requiere un sistema de control más complejo y mas aun este arreglo genera más fuerza sobre la parte posterior del fuselaje.

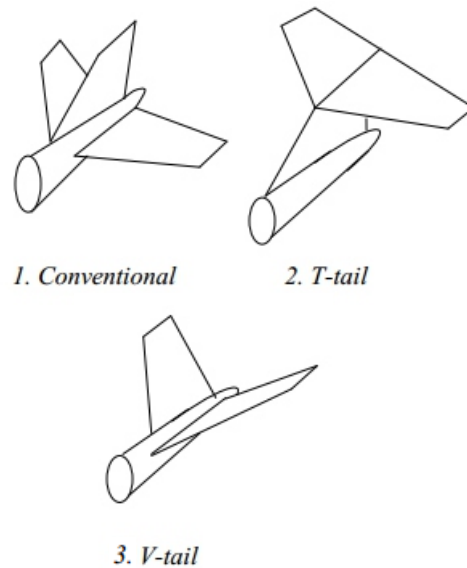


Figura 2.2: Configuraciones de cola.

2.2 Construcción del planeador de prueba

Para la elaboración de este trabajo de tesis no se diseñó algún avión, debido a que este fue otorgado por los asesores de este mismo, sin embargo el planeador tenía las características indispensables para la primera parte de este trabajo, el modelo otorgado se puede apreciar en la figura 2.3, donde se puede ver que el prototipo estaba desarmado, por lo cual fue necesario realizar el ensamble de todas las piezas y proseguir con la colocación de los sistemas de control de la aeronave y los empleados para realizar los mosaicos.



Figura 2.3: Partes del planeador a construir.

2.2.1 Armado de la estructura

Para comenzar con el ensamble del planeador, primeramente se realizaron pequeñas ranuras horizontales sobre los alerones y las superficies de control de la cola en V, en las cuales se combina el timón con el elevador, seguido a esto se realizaron ranuras sobre el ala y los estabilizadores en las mismas posiciones donde se hicieron en sus superficies de control correspondiente a cada parte del avión. Posteriormente a esto se insertó la mitad de las bisagras de cianoacrilato(CA) en las ranuras hechas en las superficie de control y se coloca un poco de CA por los dos lados, una vez endurecido el pegamento

se colocaron las superficies en su lugar, introduciendo la otra mitad de las bisagras en su contraparte, para finalizar se colocó una gota de CA por la parte superior y se inclinó la superficie de control al lado contrario, realizando el mismo procedimiento para el lado contrario, el resultado final se puede observar en la figura 2.4, donde se muestra las bisagras colocadas.



Figura 2.4: Colocación de bisagras en el alerón del lado derecho y rudervator del lado izquierdo.

Una vez unidas todas las superficies de control, se colocaron los servo motores comenzando por los del ala realizando pequeños bloques de madera, los cuales sirven como soporte para el servo, parte importante de la colocación, se centra en tener cuidado que el brazo del servo esté en línea recta con el cuerno, el cual se encuentra colocado en la superficie de control, esto con la finalidad de que se tenga la mayor movilidad de los alerones, con lo cual se pueda ajustar después para tener el movimiento deseado. Colocados los servos es necesario unir el movimiento de éstos con varillas de alambres para transferir el movimiento del servo, al cuerno y éste a su vez a la superficie de control, es importante mencionar que de un lado del alambre se colocó un clevis y del lado contrario se insertó un retenedor, el cual sirve para ajustar la superficie de control

de modo que esta quede nivelada mecánicamente, la colocación del sistema de control del alerón se muestra en la figura 2.5.



Figura 2.5: Colocación del servo para el control del alerón.

Finalizado la implantación de los controles sobre los alerones y para concluir con la colocación de los servos, se colocaron los empleados para las superficies de control de la cola en V, estos se insertaron en la parte central del fuselaje del avión, de la misma forma que en los anteriores se realizaron con piezas de madera, que sirvieron como soporte de los servos y ayudan a disipar un poco la vibración producida por el motor y transmitida por el fuselaje, con lo cual se evita que se pueda dañar el servomotor, de la misma manera que en la implantación de los servos del ala, es necesario prestar especial atención a que el brazo del servo pudiera completar su recorrido y revisar que la varilla de alambre estuviera lo mas recta posible y no opusiera demasiada fuerza a su movimiento, ya que de lo contrario existe la posibilidad de que el servomotor se queme, debido a la fuerza necesaria que tiene que aplicar para mover la superficie de control, por lo que para evitar este problema se realizaron orificios en la parte trasera del fuselaje y se colocaron dos soportes para evitar la flexión de éstas, de la misma

forma que en los alerones se colocó un retenedor y un clevis en el alambre para poder nivelar las superficie de control, su colocación se puede apreciar en la figura 2.6.



Figura 2.6: Colocación del servo para el control del rudervator.

Como siguiente paso se colocó el motor en la nariz del fuselaje, para ello se cortó parte de la nariz del fuselaje, realizando un corte perpendicular al pano horizontal del planeador, de manera que el motor quedara alineado con el eje del avión. Posterior a ésto se realizó una pieza de madera de triplay que sirvió como soporte para el motor, la cual por sus características puede eliminar un poco de la vibración producida por éste y así transmitir menos vibración al fuselaje. Esta pieza fue colocada con resina epóxica, la cual genera buena adherencia mecánica, entre la fibra de vidrio y la madera. La colocación del motor se puede apreciar en la figura 2.7.

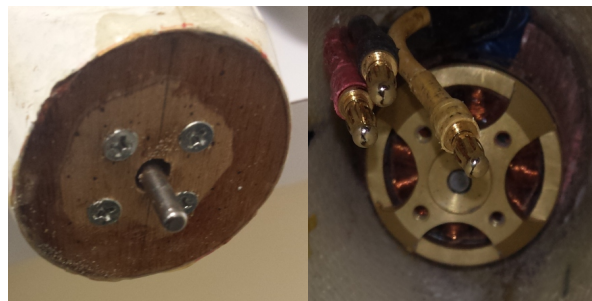


Figura 2.7: Colocación del motor.

Finalmente para evitar problemas de calentamiento del motor y el controlador de

velocidad electrónico(ESC), se realizaron cuatro orificios sobre el fuselaje, dos cerca del motor para enfriar éste y el ESC y los otros dos se colocaron al finalizar el ala, para enfriar el transmisor de vídeo, teniendo la ventaja de que la parte final del fuselaje está abierta, por lo que el aire que ingresa por los orificios realizados sale por este orificio al final del fuselaje, con lo cual se puede enfriar el sistema completo.

2.2.2 Características del avión

Con el conocimiento explicado en esta sección referente a los planeadores, ahora se explicarán brevemente las características que posee el planeador empleado para las primeras pruebas de consumo de energía, para tener una primera idea de su comportamiento y posible consumo, por lo que primeramente calcularemos el peso idóneo para el planeador. Dado que la envergadura es conocida, podemos emplear la fórmula 2.1, de la cual se puede despejar el peso y se obtiene la ecuación 2.3, que nos ayudará a determinar el peso máximo que puede poseer el planeador, para lo cual utilizaremos un factor C de 5.

$$P = S^{3/2} * C = (0.478)^{3/2} * 5 = 1.65kg \quad (2.3)$$

Una vez conocido el peso máximo, es necesario conocer los coeficientes de arrastre y levantamiento del perfil, para ello primeramente es necesario conocer el número de Reynolds sobre el que se va trabajar el perfil, el cálculo de éste se puede realizar mediante la formula 2.4 [P.89], donde V es la velocidad, L es la longitud del sistema, en este caso la envergadura y ν es la viscosidad cinemática del fluido. Para dar solución a la ecuación se considerara la altura de vuelo a la cual se realizarán las primeras pruebas de vuelo, es decir la altura de la ciudad de México mas doscientos metros y la velocidad promedio de vuelo que será de 12 m/s.

$$Re = V * L/\nu = 12m/s * 0.23m/1.77E^{-5}m^2/s = 155452.935 \quad (2.4)$$

Conocido este número, podemos obtener las gráficas de los coeficientes de arrastre y levantamiento para el perfil alar del planeador, el cual en este caso es el GOE623, el perfil y las gráficas son mostradas en la figura 2.8.

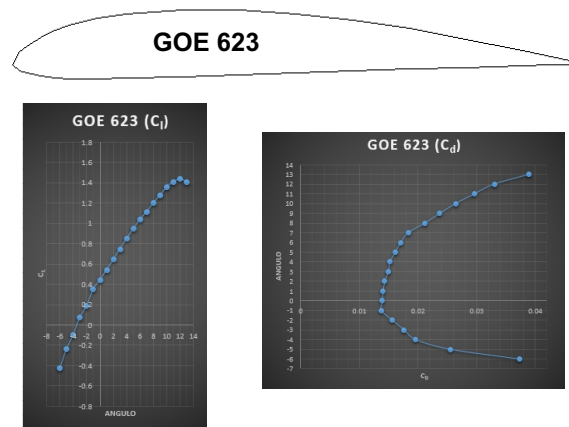


Figura 2.8: Perfil empleado en el planeador y los coeficientes de arrastre y levantamiento.

Sustituyendo los parámetros físicos de la aeronave en la fórmula 2.2, para obtener la carga alar, podemos concluir que el avión es un planeador penetrador, sin embargo por el perfil alar que posee, éste se comportará de manera contraria, es decir como un planeador flotador, por lo que en este caso el peso ayudará a que al planeador no se lo pueda llevar tan fácilmente el viento, ayudando esto a que se puedan realizar pruebas de vuelo bajo condiciones desfavorables de viento.

En la figura 2.9 se muestra la construcción final del planeador empleado para la realización de las primeras pruebas de consumo de energía. Algunos de los parámetros físicos a denotar son su envergadura de dos metros y su superficie alar de 47.8 dm^2 .

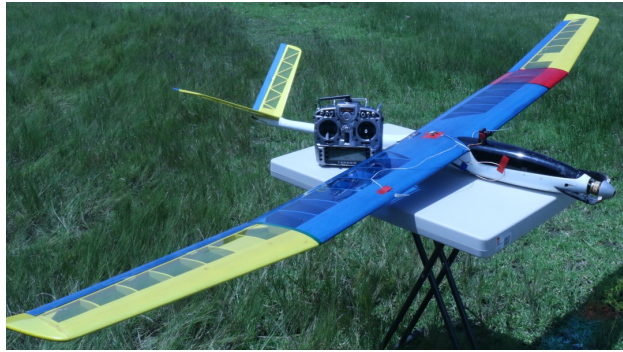


Figura 2.9: Planeador empleado para las pruebas.

2.3 Sistemas embarcados

A lo largo de esta sección se describen los sistemas embarcados con los que cuenta la aeronave y los posibles sistemas a embarcar, con los cuales se pueden realizar diversas misiones dentro de las cuales se cumple el objetivo de mapeo aéreo propuesto para este tema de tesis.

El sistema del autopiloto a embarcar de igual manera que el planeador fue suministrados por los asesores, sin dar especificación alguna del fabricante de éste, el cual a comentario de ellos fue seleccionado por las prestaciones que contiene y las funciones con las que cuenta, las cuales son útiles para la finalidad del proyecto. Es importante mencionar que el autopiloto es de código cerrado, permitiendo únicamente realizar cambios mínimos al sistema, sin embargo es posible realizar la descarga y visualización de todos los parámetros de la aeronave, dentro de los cuales se pueden resaltar la altura de vuelo, aceleraciones, velocidad del aire y dirección, entre otros, pero principalmente podemos obtener los consumos de energía del moto-planeador, teniendo la posibilidad de obtener por separado el consumo del motor y el de los sistemas.

Una vez estudiado el sistema, se realizó un esquema de conexiones en el cual se detalla cómo se realizó la conexión y de igual manera se muestra a grandes rasgos su

colocación en el moto-planeador, en el cual se tuvo especial cuidado en que el gps, la central inercial y el transmisor de vídeo se encontraran separados para no provocar interferencia entre ellos y por otro lado el magnetómetro y el sensor de velocidad estuvieran ubicados en una posición fuera del flujo de aire provocado por el motor y alejados de cualquier metal para su correcto funcionamiento. El diagrama se puede apreciar en la figura 2.10.

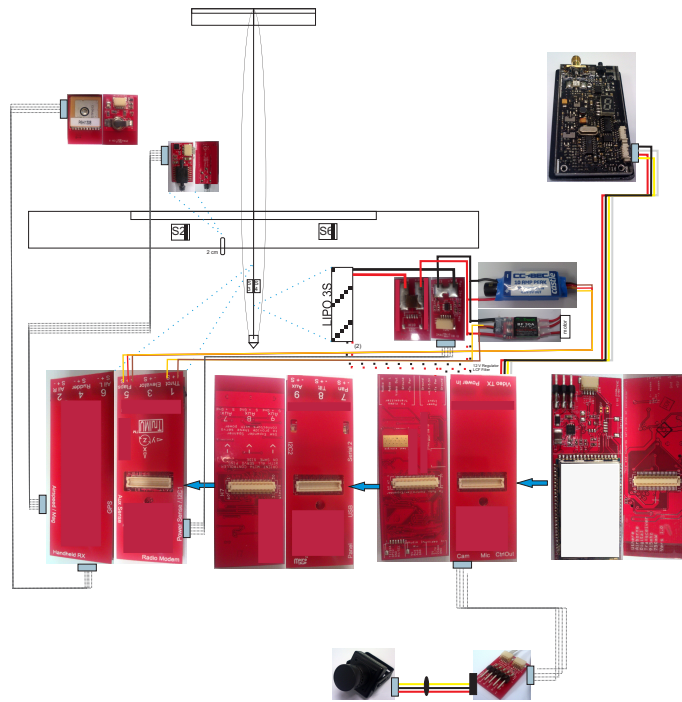


Figura 2.10: Diagrama de conexiones del autopiloto.

A continuación se muestra un resumen de las funciones con las cuales cuenta el autopiloto, las cuales van a ser validadas, a modo de comprobar la robustez del sistemas.

- Modo manual. El planeador es controlado completamente por el piloto, el autopiloto no tiene control del avión.
- Modo asistido. El control de las superficies de control es realizado por el autopi-

loto, así como la estabilización del moto-planeador, sin embargo en este modo se pueden indicar los movimientos que se quieran realizar con el avión, mediante las siguientes indicaciones.

- Manteniendo el bastón de control de los alerones a medio camino a la derecha, el avión se mantiene en un banqueo de 30 grados a la derecha, sin importar la turbulencia u otras perturbaciones y colocando hasta el final, el avión mantendrá un ángulo de banqueo de 60 grados, caso contrario para giros a la izquierda.
 - Manteniendo el bastón de control del elevador hacia delante le indicamos al autopiloto que incremente la velocidad por encima de la velocidad de crucero normal y moviendolo hacia abajo, el control establecido desciende la velocidad hasta la velocidad mínima de vuelo.
 - Finalmente colocando el bastón del acelerador a su máxima posición, indicaremos al autopiloto que deseamos que el avión mantenga la altura usando la energía necesaria, en el caso contrario el planeador únicamente planeará, sin el uso del motor.
- Modo autónomo. Indicando este modo el moto-planeador comenzará a realizar círculos(loiter) en su posición actual, manteniendo la última indicación del modo asistido es decir la del bastón del acelerador. Teniendo en este modo las diferentes variantes.
 - Regreso a punto origen(Home). El avión regresará de manera autónoma al punto señalado como origen y comenzará a realizar loiters.
 - Aterrizaje autónomo. El avión realizará el procedimiento de aterrizaje autónomo comenzando por perder altura realizando loiters, para posteriormente a esto hacer una ruta de aproximamiento al punto señalado como origen.

- Seguimiento de ruta. El avión comenzará a realizar la ruta de vuelo indicada.

Cabe mencionar que el autopiloto cuenta con una función de emergencia, la cual puede ser activada apagando el radio control, con lo cual el autopiloto tomará el control del avión y lo traerá hacia el punto señalado como origen y comenzará a realizar loiters, función que también es útil en caso de pérdida de señal entre el receptor y el transmisor. Por otro lado, otra función importante a mencionar es que el autopiloto puede realizar un chequeo pre-vuelo, para confirmar que todos los sistemas estén funcionando correctamente.

2.3.1 Controles aplicables

Otros controles aplicables para el aumento de la autonomía del motoplaneador se describen a continuación, es importante señalar que estos no se aplicaron debido a que como ya se mencionó el autopiloto usado es de código cerrado y este fue otorgado por los asesores, sin embargo se puede tener una referencia de ellos para futuros trabajos, tal es el caso de los controles aplicados para el aprovechamiento de las columnas termal, uno de ellos con un buen nivel de desarrollo y aplicación es el empleado por la NASA, cuya estructura de control en el nivel más alto es mostrada en la imagen 2.11, teniendo como entradas de control la presión, velocidad, aceleración y la latitud y longitud del avión.

El objetivo de esta estructura desarrollada, es determinar el cambio de energía total y la aceleración de energía total del avión para determinar el radio, la velocidad vertical y la posición de la termal, para con ello poder calcular el giro necesario del avión, el error de posición y el error de velocidad, pudiendo realizar con esto el seguimiento de una trayectoria circular dentro de una columna termal, para finalmente con esta información realizar el control necesario para hacer que el error de posición y velocidad sean cero.

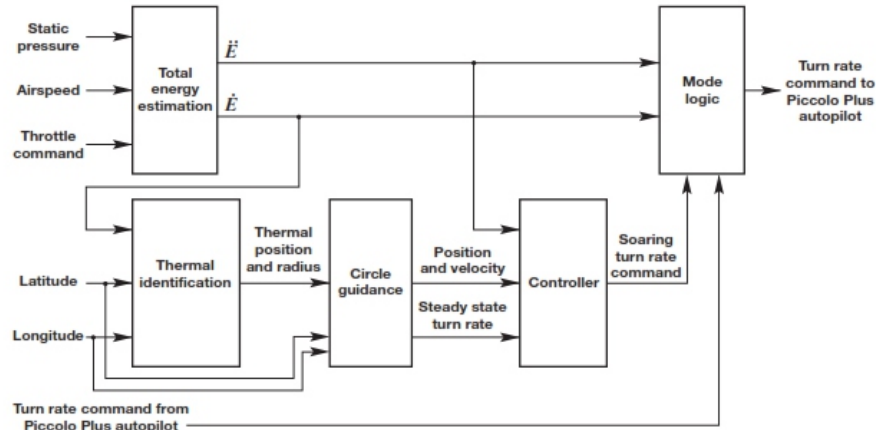


Figura 2.11: Diagrama de bloques de alto nivel del control y dirección del planeo autónomo empleado por la NASA.

Para estimar la energía específica total del avión se emplea la ecuación 2.5, la cual integra la energía potencial y cinética del avión en términos de la ecuación de la energía del avión normalizada por el peso del avión. Donde h_{est} es la altura estimada, V la velocidad y g la gravedad.

$$E = h_{est} + \frac{V^2}{2g} \quad (2.5)$$

El cambio y aceleración de la energía son los parámetros básicos que son usados para guiar al planeador durante el vuelo de ascenso en la termal, por lo que es necesario derivar la ecuación pasada para obtener la tasa de cambio de la energía total, tomando en cuenta que es necesario quitar la tasa de cambio producido por el motor.

Para identificar la termal el control emplea la energía y posición del avión que se ha guardado en un registro, el cual contempla 45 muestras con las cuales se estima el posible desplazamiento, el radio y la posición de la termal, por medio de la comparación de la energía guardada en los registros, el bloque de detección a detalle empleado por la NASA se puede apreciar en la imagen 2.12.

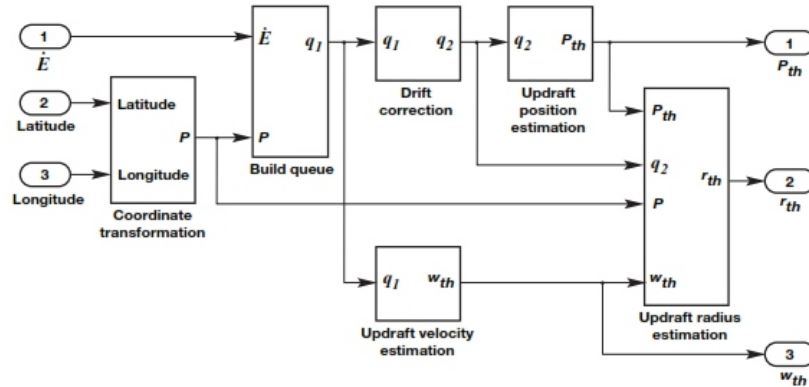


Figura 2.12: Diagrama de bloques de la estimación de la columna termal empleado por la NASA.

Mediante esta estructura de control aplicada por la NASA se realizaron un total de 17 vuelos, en donde fueron capaces de encontrar 23 termales y aumentar la altura de vuelo alrededor de 173 metros [AL07].

Otra forma de detectar las termales, es a través de la visión artificial por medio de sensores infrarrojos, mediante las cuales se buscan marcas asociadas con las columnas termales, como la diferencia de temperatura del suelo, recordando que por esta razón suelen formarse las termales.

Por otro lado existe una técnica aplicable de igual manera para el aumento de autonomía, nombrada como planeo dinámico, la cual usa la energía proveniente de gradientes de viento para realizar un vuelo sostenido a través de la energía ganada por maniobras coordinadas, estos gradientes son provocados por cizalladuras de viento, ráfagas de viento o la orografía local. Algunos de los gradientes horizontales que se pueden utilizar se en listan a continuación.

- Variaciones laterales por ráfagas horizontales.
- Variaciones laterales por ráfagas verticales.
- Variaciones verticales por ráfagas horizontales.

La energía ganada por el vuelo en estos gradientes es proporcional al gradiente mismo, sin embargo los gradientes que soportan el vuelo son relativamente estrechos motivo por el cual es necesario realizar movimientos abruptos, aparte de la energía aprovechada de estos gradientes, es posible ganar energía adicional, al realizar una aceleración con el ángulo de cabeceo [Wha04].

Por otro lado al querer fusionar las diferentes fuentes de energía propuestas es necesario realizar un control que pueda manejar todas estas, para un mejor uso de ellas por lo que es necesario utilizar un método activo de manejo la potencia, el cual tiene la misión de dirigir cada fuente de manera individual para generar la potencia apropiada, dependiendo de la potencia suministrada y demandada.

De manera general el suministro de energía se puede realizar de manera pasiva o activa, bajo el primer régimen la potencia de salida de cada fuente es manualmente determinada, dependiendo de las características de la fuente de energía, en contraste un método activo tiene un control total de las fuentes de energía a través de un convertidor de potencia, un ejemplo de este tipo de arquitectura puede ser apreciado en la figura 2.13, el cual fue desarrollado en conjunto por el Instituto Avanzado de Ciencia y Tecnología de Corea y el Instituto de Investigación Aeroespacial de Corea [BL14].

Demostrando tras realizar pruebas que el sistema de manejo de potencia activo pudo manejar los diferentes suministros de potencia requeridos, controlando activamente la salida de todas las fuentes de energía para mantener energizado el avión durante todo el tiempo de vuelo.

2.3.2 Sistemas de visión

En la actualidad la cartografía también se puede llevar a cabo con técnicas de fotogrametría, a partir de fotografías aéreas, según Bonneval la fotogrametría se define como, " *la técnica cuyo objeto es estudiar y definir con precisión la forma, dimensiones y posición en el espacio de un objeto cualquiera, utilizando esencialmente medidas hechas*

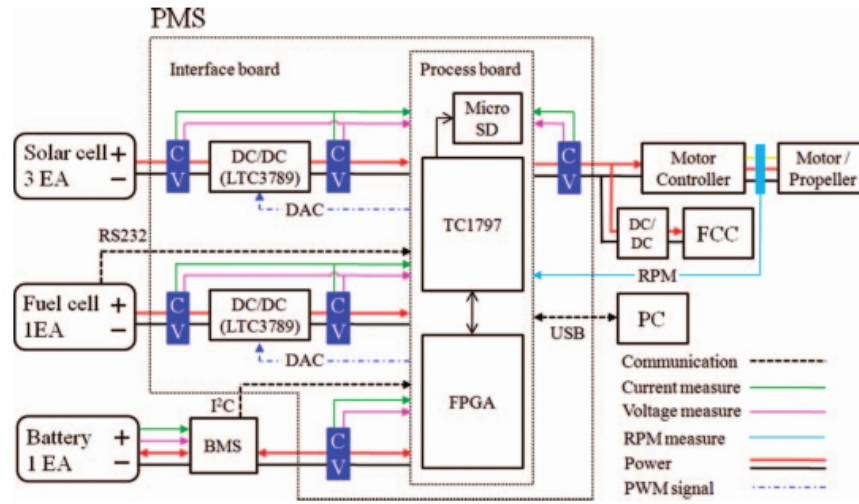


Figura 2.13: Arquitectura empleado para el sistema de manejo de energía empleado desarrollado en Corea.

sobre una o varias fotografías de ese objeto” [H.72].

Actualmente la fotogrametría se realiza mediante cámaras digitales aerotransportadas, multiespectrales y combinación de sensores de teledetección con técnicas de fotogrametría digital para la reconstrucción de cartografía.

Por lo que de manera general podemos decir que la fotogrametría es el conjunto de métodos y procedimientos, donde mediante el uso de fotografías de un objeto o una superficie en este caso, podemos deducir las formas y dimensiones del mismo, por lo que es en este punto donde radica el principal problema o solución de este tema, como obtener la medida y forma de un objeto de tridimensional a partir del uso de fotografías de este mismo en dos dimensiones.

Antes de llegar a la problemática de cómo se realiza una reconstrucción 3D, es necesario saber algunos consejos para la decisión de qué cámara usar para dicho objetivo, por lo que a continuación se describen algunos parámetros intrínsecos que debería poseer la cámara.

1. Posibilidad de fijar los parámetros de la cámara como distancia focal, enfoque y tiempo de exposición.
2. 5 Mega pixeles o más y valores grandes de ISO (200 y más).
3. Zoom fijo con posibilidad de aplicarlo y fijarlo(únicamente óptico no digital).
4. Posibilidad de desactivar el auto enfoque.
5. Tiempo de exposición con un rango de al menos 1-1/1000 segundos.
6. Imágenes con formato JPEG o TIFF, con la posibilidad de desactivar o seleccionar el nivel de compresión(Preferentemente formatos RAW).

Por otro lado también es necesario describir la posición de la cámara en el espacio, es decir las tres coordenadas del centro de proyección y los tres ángulos de rotación alrededor de los ejes de la cámara, estas son conocidas como parámetros extrínsecos de la cámara, los cuales pueden ser medidos directamente con Sistemas de Posicionamiento Global (GPS por sus siglas en inglés) y Unidades de Medición Inercial (IMU por sus siglas en inglés).

Por lo que para este proyecto y considerando todas estas características necesarias se optó por usar la cámara GOPRO HERO4 Black y el GPS y central inercial del autopiloto, ya que la cámara se encontrará fija al fuselaje del planeador, por lo que las coordenadas y los ángulos serán los mismos que los del planeador, mencionando en este punto que existe la posibilidad de colocar la cámara en un gimbal, con la intención de estabilizar la cámara y que ésta mantenga una posición de ángulo fijo. A continuación se presentan algunas de las características por las cuales se seleccionó la cámara mencionada.

- Peso de la cámara: 88 g
- Peso de la cámara con carcasa: 152 g

- Vídeo:
 - Resolución: 4K
 - Fotogramas por segundo(fps) NTSC/PAL: 30
 - Campo de visión angular(FOV): Ultra Gran Angular
 - Resolución de la pantalla: 3840x2160

- Fotografía:
 - Resolución: 12 MP
 - Campo de visión: Panorámico
 - Resolución de la pantalla: 4000x3000
 - Intervalo posible entre foto: 0.5 segundos

- Duración de la Batería 1 hora grabando vídeo a 4K 30fps, 2 horas usando Battery BacPac y la misma configuración.



Figura 2.14: Cámara GOPRO Hero 4 Black empleada para las pruebas.

2.3.3 Sistemas embarcables

Es importante mencionar que en este trabajo únicamente se colocará la cámara mostrada, sin embargo a continuación se describirán otros sistemas que se pueden montar, para demostrar la utilidad que se pudiera tener con este tipo de aeronaves autónomas, cada uno de ellos empleado para diferentes tipos de estudio.

Por lo que comenzaremos con los sistemas denominados opto-electrónicos, que tomando su significado literal significa la unión de sistemas ópticos y electrónicos, cuyo funcionamiento está relacionado directamente con la luz, algunos que se pueden embarcar se mencionan a continuación, así como una breve descripción de su uso.

- **Captor NIR**

Este tipo de captor como sus siglas lo indican trabaja en el infrarrojo cercano, por lo que puede realizar mediciones en una longitud de onda que se extiende en el rango de 800 nm a 2.5 μm , este tipo de captor es usado para realizar medidas cuantitativas de grupos funcionales orgánicos, incluyendo dentro de esto análisis farmacéutico, agrícolas, polímeros y clínicos. La ventaja del NIR radica en que permite, penetrar más profundamente en una muestra con una menor generación de calor.

- **Cámara multiespectral**

Las cámaras multiespectrales generan imágenes del objetivo con diversas longitudes de onda simultáneamente, las cuales proporcionan alta resolución espacial y espectral, cuya cobertura puede ir desde el ultravioleta hasta el infrarrojo, podemos encontrar aplicaciones de ésta en la agricultura de precisión, minería, cartografía, medio ambiente y seguridad.

- **Cámara hiperespectral**

La formación de imágenes hiperespectrales consiste en recopilar y procesar información a lo largo del espectro electromagnético, por lo que éstas recopilan información como un conjunto de imágenes, las cuales se combinan y forman una imagen tridimensional, como si fuera un cubo de datos. Teniendo una similar aplicación que las cámaras anteriores

- **LIDAR**

LIDAR es el acrónimo en inglés de "*Light Detection and Ranging*", la cual es una técnica de teledetección óptica que utiliza la luz láser para obtener una muestra densa de las superficies de la tierra, esta información es combinada con la proveniente de otro sistema abordo, generando información tridimensional precisa.

Los sistemas LIDAR están constituidos principalmente por un láser, un escáner y un GPS, estos sistemas son usados principalmente para generar Modelos Digitales de Elevación (MDE).

Este tipo de sistemas son los embarcados con mayor frecuencia en una aeronave no tripulada, sin embargo también es posible montar otro tipo de sistemas como pueden ser captadores de bióxido de carbono, entre otros.

CAPÍTULO 3

CONSUMOS ENERGÉTICOS

Una parte fundamental de este trabajo de investigación se centra en saber y poder predecir de manera casi perfecta, cual será el consumo de algún planeador prototipo, diseñado para realizar vuelos de larga duración, dando una aproximación de este mediante un modelo teórico, el cual deberá ser validado para su uso. El modelo desarrollado deberá tomar en cuenta los parámetros físicos de la aeronave prototipo y todos los sistemas que serán embarcados para llevar a cabo los diferentes perfiles de misión que se deseen lograr, señalando en este punto que todos los sistemas embarcados añaden un porcentaje el consumo de energía.

Con el desarrollo del modelo se podrá predecir cuales son los requerimientos necesarios con los que deberá contar el diseño, para que pueda realizar vuelos de larga duración y que el avión sea funcional para llevar a cabo los diversos objetivos encomendados, sin embargo para el objetivo de este trabajo como se ha mencionado únicamente se centrará en la fotogrametría, para con ello realizar mapas y modelos tridimensionales.

Por lo que para poder completar este objetivo, finalizado el modelo teórico, se presentará una posible interfaz que pueda simular los consumos energéticos de un vuelo, para con ello poder conocer la cantidad de energía necesaria a embarcar, de manera que no se desperdicie espacio alguno para la carga útil que pudiera embarcarse, manteniendo

un margen de seguridad, como es lo usual en el ramo de la aeronáutica.

No obstante, antes de realizar los cálculos pertinentes, es necesario conocer qué tecnología esta disponible como fuente de energía auxiliar para embarcar y emplear dentro del moto-planeador, con la finalidad de energizar los diversos sistemas que componen al avión, hablando específicamente de las fuentes auxiliares propuestas en este trabajo de tesis, es decir las celdas solares y las celdas de combustible, sin olvidar de mencionar la fuente de energía convencional, las baterías.

3.1 Tecnología disponible

Antes de comenzar a describir la tecnología disponible en las diferentes fuentes mencionadas, cabe señalar que los sistemas de propulsión de los vehículos aéreos consisten principalmente de los siguientes elementos, aunado a esta información se encuentran indicados los estudiados dentro de este proyecto.

- Fuente de energía: Electricidad, energía solar e hidrógeno.
- Medio de almacenamiento: Baterías y tanques.
- Convertidor de energía mecánica: Motor Eléctrico.
- Convertidor de potencia: Hélice.

Una vez señalado esto se describirá brevemente cómo funcionan los diferentes sistemas que serán empleados y se señalará la tecnología disponible de estos mismos.

3.1.1 Baterías

Las baterías de polímero de litio (LiPo) se diferencian de otros sistemas en el tipo de electrolito utilizado, ya que las baterías de litio en un principio tenían una mala conductividad a temperatura ambiente, por lo que la batería se tenía que calentar a

60°C o superior para permitir el flujo de corriente, por lo que de este problema surgió la batería LiPo la cual tiene una buena conductividad a temperatura ambiente, debido a que en éstas se ha añadido un electrolito gelificado.

Por lo que la única diferencia entre una batería de Li ion(LiIon) y una LiPo, es que está última emplea un electrolito micro poroso que reemplaza el separador poroso tradicional, con lo cual las baterías LiPo ofrecen una mayor cantidad de energía específica, teniendo la ventaja que en éstas es posible realizar las más delgadas que las Li-ion convencional y tienen una mayor capacidad de descarga [Ele11]. Este punto final es muy importante dentro de las etapas de despegue del moto-planeador y cuando es necesario tener mayor potencia en el motor, como lo puede ser con vientos frontales fuertes.

El voltaje de una celda de batería LiPo varía de 2.7 cuando está descargada, hasta 4.23 en el momento que tiene su capacidad máxima, otra ventaja de las baterías LiPo es el tipo de celda del que están hechas, ya que éstas se realizan de una lámina flexible que se asemeja a un paquete de alimentos. Mientras que una de LiIon estándar necesita una funda rígida para presionar los electrodos, por lo que esta diferencia, hace que el peso total de la batería se reduzca en más de un 20 por ciento.

Una tecnología emergente en las baterías, son las baterías de litio sulfuro(LiS). Este tipo de batería combina el alto potencial electroquímico del litio y lo combina con el sulfuro, por lo que teóricamente la energía específica es de 2,500 watts hora por kilogramo y su densidad energética es de energía 2,600 watts hora por litro, valores que son reconocidos como un exceso.

Sin embargo en la práctica la combinación de los elementos, litio y azufre, puede proporcionar celdas recargables con una energía específica de más de 350 Wh/kg, lo que significa un aumento del cincuenta por ciento de las tecnologías de baterías recargables que se encuentran disponibles actualmente en el mercado. Teniendo una suposición de que en un futuro éstas puedan tener más de 600 Wh/kg en energía específica y 600

Wh/l en la densidad de energía [Pow06].

A continuación se muestra una gráfica, donde se puede visualizar una comparación entre la batería LiS y otros tipos de baterías, con el que podemos darnos una idea del alcance que podemos tener con este tipo de baterías y las baterías LiPo, las cuales son las más usadas en la actualidad, debido a que como ya se mencionó la batería LiS es una tecnología emergente.

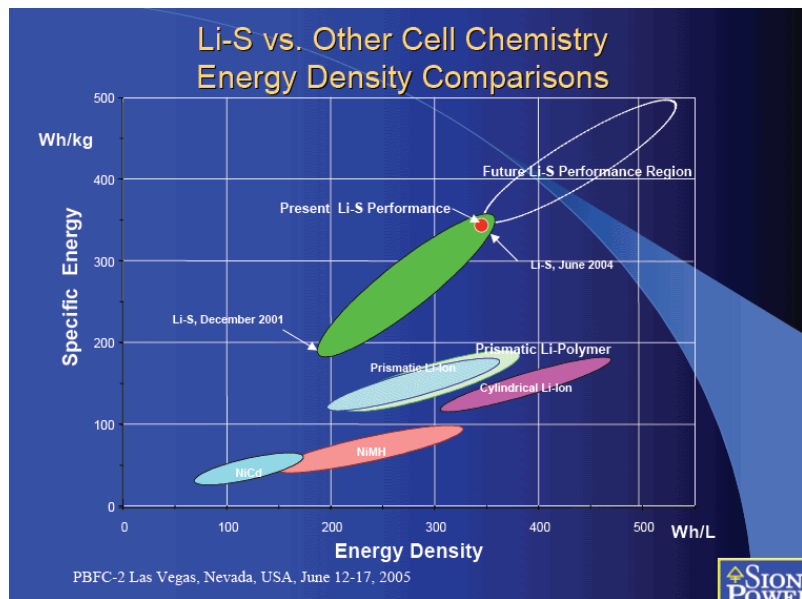


Figura 3.1: Comparación de diferentes tipo de baterías.

Por lo cual para las finalidades de este proyecto, se emplearán las baterías LiPo, las cuales han demostrado su utilidad en los últimos años.

3.1.2 Celdas Solares

Una vez descritas el tipo de batería a emplear para el proyecto, es momento de describir el funcionamiento de las celdas solares, para ello primeramente entenderemos que es la radiación solar. La radiación solar es la energía emitida por el sol, que se propaga en

todas las direcciones a través del espacio mediante ondas electromagnéticas.

La radiación electromagnética es energía procedente del sol generada por las reacciones del hidrógeno en el núcleo del sol por fusión nuclear y emitida por la superficie solar, esta energía viaja en forma de radiación de onda corta, la cual al llegar a la atmósfera sufre un proceso de debilitamiento por difusión, reflexión provocado por las nubes y de absorción por las moléculas de gases y por partículas en suspensión, póstumo a esto alcanza la superficie terrestre, donde puede ser aprovechada por medio de celdas solares [?]. Este es un punto importante, ya que si se vuela a mayor altura se podría percibir una mayor cantidad de radiación solar, sin embargo para observar un cambio significativo en la energía producida por las celdas solares, es necesario incrementar la altura de vuelo cerca de 1,000 metros para obtener un aumento de radiación de 10 o 12 por ciento.

En la figura 3.2, se puede observar la radiación media diaria que se genera en el territorio mexicano, dicha información será de gran utilidad para conocer cuanta energía se puede tener disponible de esta fuente de energía alterna propuesta. Cabe mencionar que la ubicación de México es privilegiada para esta fuente de energía, ya que el territorio mexicano se encuentra dentro de los territorios con mayor promedio de radiación solar anual, con índices que van de los 4.4 kWh/m² por día en la zona centro, a los 6.3 kWh/m² por día en el norte del país, por otro lado en promedio de manera general en el país se tienen de 5 a 6 horas de radiación solar en su pico máximo, sobre el territorio mexicano dependiendo de la zona donde se encuentre ubicado [?], de modo que esto se presenta como una gran ventaja, para emplear las celdas solares como fuente de energía alterna.

Como lo mencionado referente al uso de tecnología solar en el Zephyr 7, la energía solar se emplearía para recargar las baterías y energizar el avión durante el periodo en el cual la radiación solar se encuentra en su máximo y únicamente para energizar el sistema completo o parte de él cuando ésta sea lo suficiente para hacerlo, por lo cual es

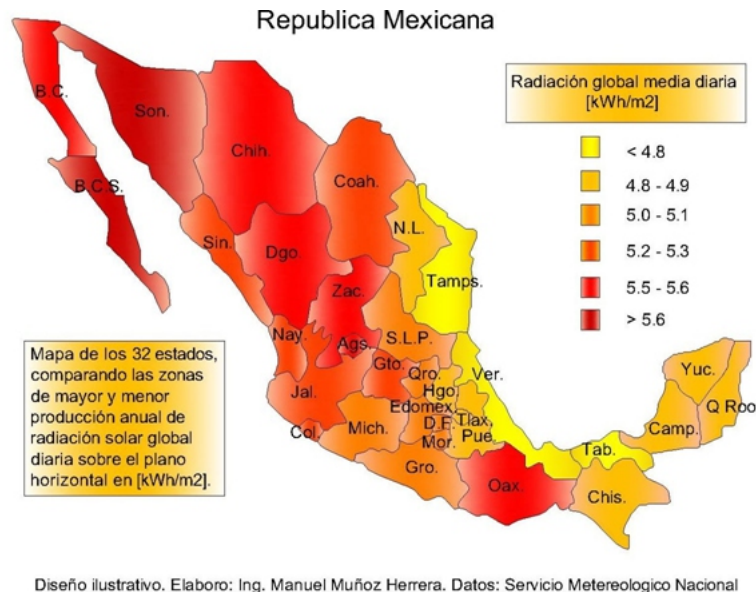


Figura 3.2: Radiación solar Global media diaria, sobre la República Mexicana.

necesario proponer un control que sea capaz de discernir entre estos casos, por el lado contrario en el momento que no se puede obtener energía mediante las celdas solares se empleará la energía almacenada en las baterías, sin embargo para llevar a cabo el proceso de carga y descarga de las baterías es necesario usar un MPPT (Maximum Power Point Tracking o Seguidor del punto de potencia máxima en español).

El MPPT tiene como tarea determinar momento a momento cuál es el punto de eficiencia energética máxima, debido a que la radiación solar que afecta a los módulos fotovoltaicos tienen un carácter muy variable según la latitud, la orientación, la estación del año y la hora del día, y más aún a la largo del día se pueden presentar nubes que pudieran obstruir las celdas solares y dado que la cantidad de energía producida por cada celda depende de la radiación y de su temperatura, es necesario que se determine de manera constante un punto en particular sobre la característica V_{xI} del generador fotovoltaico en el que resulte máximo el desplazamiento de potencia hacia la red [MPP].

Gráficamente se pudiera expresar como el punto de tangencia entre la característica

del generador fotovoltaico durante un cierto valor de la radiación solar y la hipérbola de ecuación V_{xI} , sin embargo este punto varía cada instante según las condiciones de radiación solar y el cambio de temperatura como ya se mencionó. Simplificando el problema el MPPT convierte un voltaje de salida alto de DC de un panel solar hacia un voltaje bajo necesario para cargar las baterías, por lo que el controlador mide la salida de los paneles y lo compara con el voltaje de la batería, para calcular cuál es la mejor energía que el panel puede sacar para cargar la batería.

Finalmente para comprender el uso de la radiación solar, podemos mencionar que una celda solar es un dispositivo electrónico que convierte directamente la radiación solar en electricidad, entregando una corriente y un voltaje para generar energía eléctrica, para ello se requiere un material en el que la absorción de radiación eleve un electrón a un estado de energía más alto y un circuito externo mueva el electrón elevado de la celda solar, para que el electrón disipe su energía en el circuito y luego regrese a la celda solar.

Actualmente existen paneles solares de alrededor del 24% al 30% de eficiencia mediante el uso de diferentes tipos de tecnología, dicho valor es obtenido, considerando que el sol deposita alrededor de 1000 Wh/m^2 en el suelo, por lo que la eficiencia se calcula en la potencia eléctrica convertida de un panel fotovoltaico de un metro cuadrado, a lo largo de una hora.

Sin embargo el lunes 23 de septiembre de 2013, se publicó una noticia en la web del Instituto Fraunhofer de Sistemas de Energía Solar (Fraunhofer ISE), anunciando un récord de eficiencia de conversión fotovoltaico del 44.77%, alcanzado mediante una configuración conocida como celdas tándem o de multiuniones, logrando esto mediante el uso de sistemas ópticos que concentran la luz, pero por el momento estas celdas aun no se encuentran a la venta, dado que aun son productos experimentales.

Por lo que se prevé que nuevas celdas solares con nano materiales, podrían subir la eficiencia de las celdas hasta un 80%, proyecto que se lleva a cabo en la Universidad de

Illinois [Whi13]. En la figura 3.3, se muestra una celda solar similar a la que se pudiera usar en el proyecto, debido a que éstas son flexibles, lo cual permite que se puedan adaptar al perfil del ala y cuentan con una eficiencia de 28%.

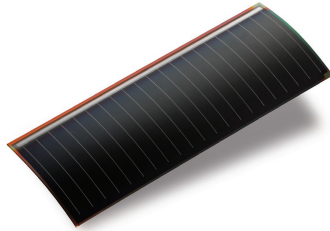


Figura 3.3: Celda Solar flexible, empleada para recubrir las alas de los aviones.

3.1.3 Celdas de Combustible

Finalmente el último tipo de fuente de energía propuesto, es una tecnología que esta creciendo actualmente y se encuentra ciertamente un poco inmadura, sin embargo su crecimiento se espera, podrá tener gran cantidad de energía a una costo reducido y servirá para renovar algunas de las fuentes de energía instaladas en los UAV debido a que el peso y volumen serán reducidos considerablemente comparados con el que actualmente se tiene, presentándose esta tecnología como de gran funcionalidad para los VANT's.

Las celdas de combustible son sistemas electroquímicos que convierten la energía química contenida en el combustible directamente en energía eléctrica, cuando ésta se alimenta con hidrógeno no produce gas de efecto invernadero, solamente produce agua y genera calor. Caso contrario que las baterías convencionales, una celda de combustible no necesita ser recargada, simplemente ésta se queda operando siempre y cuando un combustible y un oxidante sean introducidos desde el exterior.

La celda de combustible por si sola consiste en un ánodo donde el combustible es introducido (usualmente hidrógeno, amoniaco o metanol) y un cátodo donde el oxi-

dante es incorporado (usualmente aire), separados por un conductor iónico electrolítico. Usualmente las celdas de combustible producen voltajes bajos, motivo por el cual deben ser ensambladas en stack de celdas de combustible para alcanzar la potencia requerida para la mayoría de las aplicaciones en UAV's [JL03].

Algunas de las ventajas del uso de las celdas de combustible en los UAV's son:

- Más eficientes que la tecnología de combustibles fósiles.
- Mayor densidad de energía.
- Fácil de implementar, contando con un diseño modular.
- Genera poca vibración y ruido.
- Bajas o cero emisiones.

Sin embargo esta tecnología también presenta sus desventajas para su aplicación [OGE13], dentro de las que podemos encontrar:

- Baja densidad de potencia, implicando baja cantidad de potencia descargada de forma continua, empleando baterías como soporte.
- Alto costo.
- Problemas de seguridad debido al manejo del hidrógeno.

Actualmente una de las empresas que lidera las celdas de combustible para UAV's es Horizon Energy Systems, que en la actualidad ofrece dos opciones para el almacenamiento de hidrógeno, el primero de ellos un tanque de hidrógeno a presión y el otro un sistema integrado con una unidad generadora de hidrógeno, basada en la demanda.

El primer tipo de tecnología presentada es demasiado pesado para el uso en este proyecto, sin embargo la segunda se presenta como un sistema empleable, pero esta

tecnología típicamente se utiliza para evaluación, ya que actualmente aun se encuentra en desarrollo, sin embargo los puntos claves que se presentan en el uso de esta tecnología es su alta densidad de energía como ya se había descrito, construcción segura(no hay gases comprimidos), monitoreo inteligente(interfaz de comunicación entre la batería y un software mediante una computadora), no existe descarga del sistema y optimización de hibridación(uso de baterías y celdas de combustible). En la imagen 3.4 se presenta el sistema de celdas de combustible que posiblemente se puede usar.

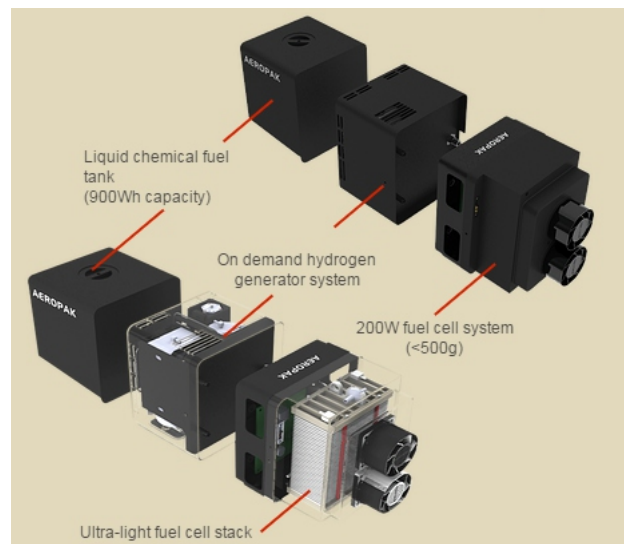


Figura 3.4: Celda de combustible AEROPAK 1 de Horizon Energy Systems.

Esta celda combustible consiste de tres secciones como se puede apreciar, un tanque de combustible, una sección de reacción donde se produce hidrógeno puro y una sección que integra el stack de celdas de combustible, electrónica y la planta de componentes para su balance, esta pila de combustible debe ser combinada con una batería externa para improvisar la capacidad de descarga de picos de energía.

Finalmente cabe mencionar que esta misma empresa se encuentra desarrollando un sistema en el cual el combustible en vez de ser líquido será sólido, con lo cual se mejoraran aun más las capacidades de estos sistemas.

3.2 Modelo Teórico

Una vez comprendidas las posibles tecnologías que pueden ser empleadas para energizar el avión, comenzaremos a desarrollar el modelo teórico, con el cual podremos tener una primera aproximación del consumo energético que tendrá el motoplano empleado para realizar las primeras pruebas de vuelo, por lo que se emplearán los parámetros físicos de éste, para realizar éste calculo y poder validar el resultado.

Por lo que primeramente se comenzó por obtener los coeficientes de levantamiento y de arrastre del planeador completo, a partir de los parámetros de la aeronave establecidos en el capítulo anterior. Para calcular el coeficiente de levantamiento, en primer lugar hay que calcular el Alargamiento, descrito por la ecuación 3.1. Donde b es la envergadura y S es la superficie alar, por lo que tenemos.

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{(2.3m)^2}{0.478m^2} = 11.0669 \quad (3.1)$$

Obtenido el valor del alargamiento, calculamos el factor de Oswald, el cual en el caso de alas rectas, está descrito por la ecuación 3.2.

$$e = 1.78(1 - 0.045(AR)^{0.68}) - 0.64 = 1.78(1 - 0.045(11.0669)^{0.68}) - 0.64 = 0.7292 \quad (3.2)$$

Una vez obtenido el alargamiento y el factor de Oswald para el planeador, es momento de corregir el coeficiente de levantamiento, para obtener el coeficiente del ala completa en vez del coeficiente del perfil, para lo cual emplearemos la ecuación 3.3 [D.05].

$$C_L = a(\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (3.3)$$

De donde

$$a = \frac{m}{1 + \frac{m(57.39)}{\pi eAR}} \quad (3.4)$$

Por lo que primeramente es necesario obtener la pendiente de la gráfica de levantamiento del perfil presentada en el capítulo 2, en la imagen 2.8, calculada mediante la ecuación 3.5.

$$m = \frac{C_{l2} - C_{l1}}{\alpha_2 - \alpha_1} = \frac{1.41 - 0.3511}{11 - (-1)} = 0.0882 \quad (3.5)$$

Obtenido el valor de la pendiente podemos sustituir los valores en la ecuación 3.4, obteniendo:

$$a = \frac{0.0882}{1 + \frac{0.0882(57.39)}{\pi(0.7292)(11.0669)}} = 0.0736 \quad (3.6)$$

Finalmente sustituyendo el valor obtenido y el ángulo $\alpha_{L=0}$, mismo que es el leído directamente de la gráfica del coeficiente levantamiento, cuyo valor es el ángulo en el cual el perfil tiene cero levantamiento, en la fórmula 3.3, obtenemos que el valor del coeficiente de levantamiento para el avión está dado por la ecuación 3.7. Sustituyendo todos los valores de los ángulos de la gráfica, obtenemos los nuevos valores para el coeficiente de sustentación, los cuales se encuentran comparados en la figura 3.5.

$$C_L = 0.0736(\alpha - (-3.44)) \quad (3.7)$$

Una vez obtenido el coeficiente de levantamiento, es necesario calcular el coeficiente de arrastre, el cual se puede calcular mediante la fórmula 3.8 [P.89], estos valores serán muy importantes para efectos del cálculo del consumo de energía.

$$C_D = C_{D_0} + K * C_L^2 \quad (3.8)$$

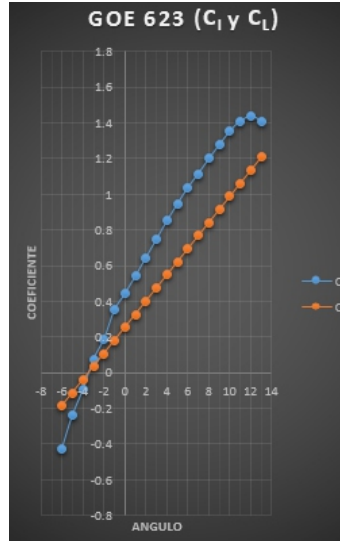


Figura 3.5: Gráfica comparativa del coeficiente de levantamiento del perfil y el ala.

Para poder emplear la ecuación anterior, primeramente es necesario calcular el coeficiente de arrastre C_{D_0} , el cual está expresado por la ecuación 3.9, donde C_{fe} es el coeficiente de fricción equivalente, S_{wet} es la superficie húmeda, es decir la toda la superficie expuesta a la interacción del aire y S_{ref} es la superficie de referencia, considerado como la superficie alar.

$$C_{D_0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} = 0.0055 \frac{1.434}{0.478} = 0.0165 \quad (3.9)$$

Calculado el coeficiente anterior, únicamente resta por calcular el coeficiente K, el cual se puede obtener mediante la ecuación 3.10, donde AR es el alargamiento previamente calculado en 3.1 y e es el factor de Oswald, obtenido en 3.2.

$$K = \frac{1}{\pi AR e} = \frac{1}{\pi(11.0669)(0.7292)} = 0.0394 \quad (3.10)$$

Por lo que sustituyendo los valores en la ecuación 3.8 y aplicándola para cada ángulo de ataque, tenemos los nuevos valores del coeficiente de arrastre los cuales se pueden

ver comparados en la figura 3.6.

$$C_D = 0.0165 + (0.0394) * C_L^2 \quad (3.11)$$

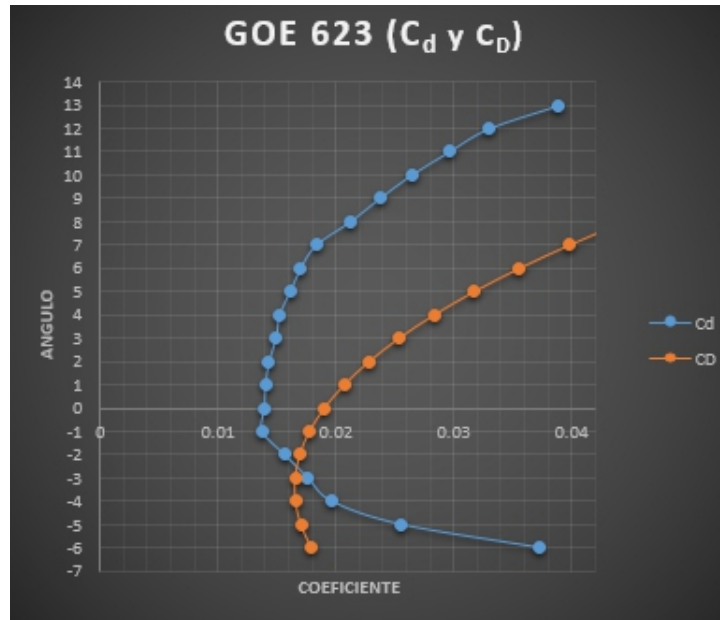


Figura 3.6: Gráfica comparativa del coeficiente de arrastre del perfil y el ala.

Obtenidos los nuevos valores de los coeficientes aerodinámicos de levantamiento y arrastre, podemos calcular la velocidad mínima requerida para mantener un vuelo recto y nivelado, para ello calcularemos primeramente la fuerza de levantamiento necesaria para el planeador que estamos empleando, por lo que únicamente es necesario obtener el peso de la aeronave, empleando la masa del moto-planeador a utilizar y multiplicándola por la constante de la gravedad, de modo que la ecuación y su resultado se encuentran expresados en la ecuación 3.12.

$$L_{nec} = m * g = 1.6kg * 9.8m/s^2 = 15.68N \quad (3.12)$$

Por lo que considerando las formulas del levantamiento 3.13 y de resistencia al avance 3.16, y sustituyendo todos los parámetros físicos y de vuelo de la aeronave en la fórmula, es posible conocer estos dos valores para la aeronave completa, en este punto es necesario considerar que la estructura del planeador hace que el perfil tenga 3 grados positivos de inclinación del ala.

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 AC_L \quad (3.13) \quad D = \frac{1}{2}\rho V^2 AC_D \quad (3.14)$$

Sin embargo en este momento es necesario conocer cual es la velocidad mínima necesaria de modo que el avión desarrolle un vuelo recto y nivelado, por lo que de la ecuación 3.13, podemos despejar la velocidad e introducir el valor obtenido en 3.12 para conocer la velocidad mínima requerida, quedando representada la ecuación en 3.15.

$$V = \sqrt{\frac{2L}{\rho AC_L}} = \sqrt{\frac{2(15.68N)}{0.9645kg/m^3(0.478m^2)(0.4741)}} = 11.97m/s \quad (3.15)$$

Sustituyendo el valor de la velocidad obtenida y todos los parámetros necesarios en la ecuación 3.16, podemos conocer el arrastre producido a esta velocidad.

$$D = \frac{1}{2}0.9645kg/m^3(12m/s)^2(0.478m^2)(0.02536) = 0.8421N \quad (3.16)$$

Una vez conocidos el valor de la velocidad mínima, podemos calcular la potencia requerida para mantener el vuelo propuesto, para con ello terminar de desarrollar el modelo teórico del consumo de energía. Por lo que primeramente usaremos la formula 3.17 [Car79], para conocer el coeficiente de levantamiento para el peso y velocidad establecidos.

$$C_{Lw} = \frac{2W}{\rho V^2 S} = \frac{2(1.6kg)(9.8m/s^2)}{0.9645kg/m^3(12m/s)^2(0.478m^2)} = 0.2362 \quad (3.17)$$

Obtenido el valor del coeficiente de levantamiento, es necesario para realizar el calculo de la potencia requerida, obtener el coeficiente de arrastre para los margenes establecidos, empleando la ecuación 3.9.

$$C_{Da} = 0.0165 + (0.0394) * (0.2362) = 0.0187 \quad (3.18)$$

Calculados los dos coeficientes aerodinámicos, procedemos a calcular la fineza para este régimen de vuelo, la cual esta expresada por la ecuación 3.19 [P.89].

$$\beta = \frac{C_{Lw}}{C_{Da}} = \frac{0.2362}{0.0187} = 12.6297 \quad (3.19)$$

Una vez obtenido este valor de la fineza, es posible calcular la tracción requerida la cual esta expresada por la ecuación 3.20[Lan00], dato que nos indica cual es la tracción necesaria que debe producir el conjunto de propulsión para mantener la velocidad necesaria.

$$TR = \frac{W}{\beta} = \frac{1.6kg * 9.8m/s^2}{12.6297} = 1.24N \quad (3.20)$$

Finalmente, para obtener el valor de la potencia requerida para el régimen de vuelo establecido, podemos emplear la ecuación 3.21.

$$PR = TR * V = (1.24N) * (12m/s) = 14.8981W \quad (3.21)$$

Sin embargo en este punto es necesario considerar que el sistema de potencia tiene perdidas de energía debido a los componentes del mismo, considerando dentro de este sistema el controlador de velocidad (ESC), el motor (M) y la propela (H), por lo que para tomar en consideración las eficiencias de los diferentes componentes, emplearemos la ecuación 3.22, para su solución tomaremos en consideración valores de eficiencia de

85 por ciento para todos los componentes.

$$P_{nec} = (((14.8991/\eta_{ESC})/\eta_M)/\eta_H) = 24.2591W \quad (3.22)$$

Por lo que finalmente el resultado del consumo de energía necesario es de 24.26 W, valor al que será necesario agregar una cantidad de energía para alimentar todo el sistema de control y visión del planeador, tomando en cuenta dentro de este último la energía consumida por la cámara y el transmisor de vídeo.

3.3 Pruebas realizadas

Antes de comenzar a explicar las primeras pruebas de vuelo realizadas, es importante señalar que estas fueron realizadas en Montecillos, Texcoco y en el Instituto Politécnico Nacional(IPN) Unidad Zacatenco, debido a que en estos lugar no se corría peligro alguno de provocar algún accidente debido a la perdida de control de la aeronave o algún fallo que se pudieran presentar los sistemas que componen al avión.

De la misma forma, es prudente mencionar que en el primer vuelo y a lo largo de las diferentes pruebas de vuelo realizadas se contó con la ayuda de el señor Luis Moya, quien cuenta con una basta experiencia en el vuelo de motoplaneadores.

Teniendo presente está información y obtenido el valor teórico del consumo de energía del planeador, se comenzaron a realizar las pruebas de vuelo en Montecillos con el planeador experimental mostrado en el capitulo anterior. Por lo que en una primera fase se comprobó que el avión volara de manera correcta en modo manual, tomando especial consideración en el centrage del avión y los correctos movimiento de las superficies de control, para una vez verificado esto poder utilizar el control embebido. En la imagen 3.7 se puede apreciar este primer vuelo y los movimientos sobre un plano bidimensional del recorrido del planeador, donde de color rojo se encuentra denotado el avión y en color azul y verde la trayectoria realizada por el avión, realizando el cambio

de color de azul a verde al tener mayor altura.



Figura 3.7: Primer vuelo de prueba en modo manual.

El día que se realizó la prueba se pudo observar que el planeador estaba un poco estoleado(stall en inglés), indicando este problema que el centro de gravedad estaba detrás del centro aerodinámico, dado que el avión tendía a subir su nariz, por lo que para resolver éste problema se tuvo que aumentar el peso en la nariz del planeador, dando solución a este problema al recorrer la batería hacia adelante.

Por otro lado se puede observar en la imagen 3.7 que el avión entro en una termal, por lo que como estrategia principal para aprovechar el aire ascendente y como se ha mencionado, se comenzaron a realizar giros formando círculos, para tratar de mantenerse dentro de la columna termal, este procedimiento se puede apreciar en la parte inferior de la imagen, para una mejor apreciación de estos dos fenómenos descritos, en la imagen 3.8 se puede observar de color azul la altura del avión, pudiendo observar en ésta imagen como el avión se estolea y como gana altura sin la necesidad del motor, en el momento de retomar la termal.

Los momentos de estoleo del moto-planeador, los podemos observar en la primer parte de la gráfica del segundo 50 al 120, pudiéndose visualizar mejor en la imagen 3.9,

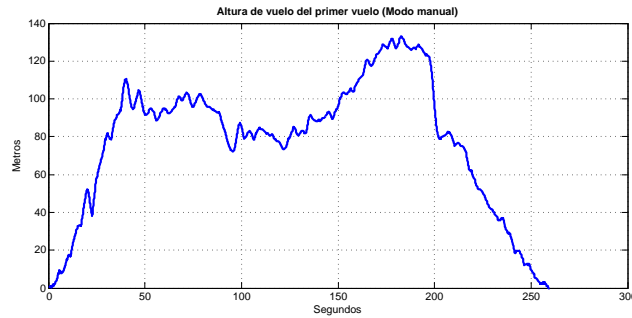


Figura 3.8: Gráfica de la altura de vuelo del primer vuelo en modo manual.

en la cual podemos ver la posición del avión con respecto al ángulo de cabeceo y alabeo, notándose el primero el fenómeno de estoleo enmarcado.

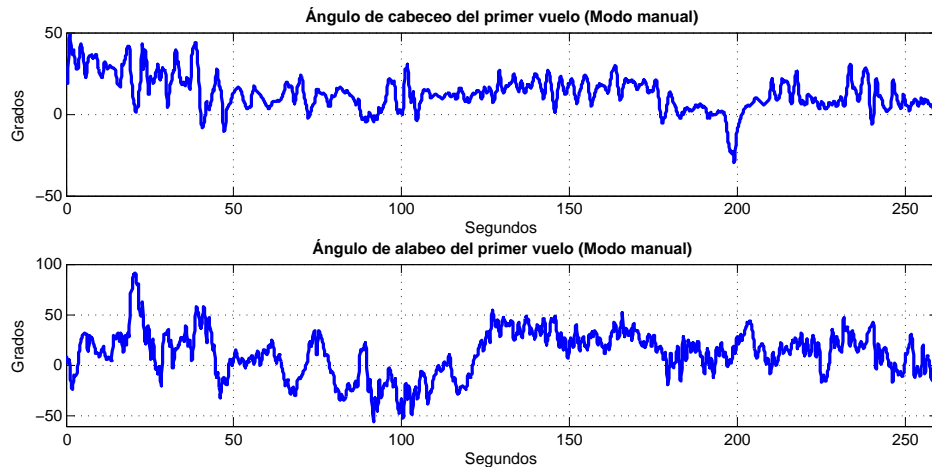


Figura 3.9: Ángulo de cabeceo y alabeo correspondiente al primer vuelo en modo manual.

Posteriormente a este inconveniente, se puede ver el incremento de altura de los 73 a los 120 metros en un tiempo aproximado de un minuto, por lo que desde este momento, pudimos constatar que es posible ganar altura sin la necesidad de emplear energía por el motor para realizar esto, el uso de esta energía es posible, siempre y cuando se pueda realizar un controlador que aproveche este fenómeno y más aun que mantenga el

planeador se encuentre dentro de la columna termal, considerando que esta se desplaza debido a las corrientes de aire, para apreciar mejor el concepto de la columna termal en la figura 3.10 se puede observar como se realizó la maniobra para el aprovechamiento de la columna termal y como esta se fue desplazando conforme aumentaba de altura.

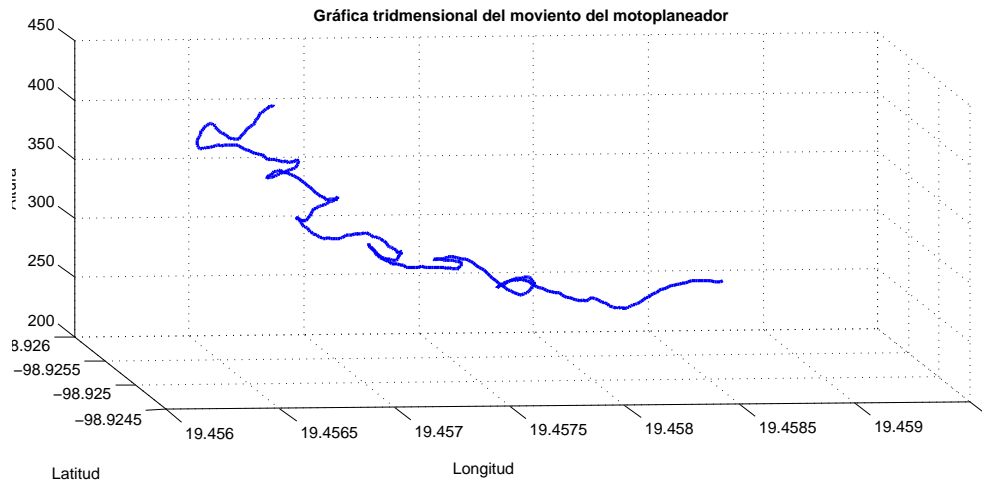


Figura 3.10: Trayectoria empleada para el aprovechamiento de la columna termal en modo manual.

Comprobado el correcto funcionamiento del planeador y realizados los ajustes necesarios, se comenzó con una segunda fase de pruebas, antes de comenzar a realizar la validación del consumo teórico, en ésta fase se comprobó el control introducido en el moto-planeador, a manera de conocer si este era estable o se necesitaban realizar cambios en las ganancias del controlador, debido a como se pudo comprobar se esta empleando un control PID, es importante mencionar que las pruebas se efectuaron sobre el modo asistido y el modo autónomo del avión. El control implementado sobre los ángulos de cabeceo y alabeo se puede apreciar en la imagen 3.11, donde la línea *Modo de color azul indica el modo de vuelo empleado, para este caso el valor de 21 indica que está activado el vuelo autónomo, por lo que el avión comenzara hacer loiter's en su posición actual, la línea verde señala la posición actual del avión en el ángulo

correspondiente y la roja el ángulo deseado.

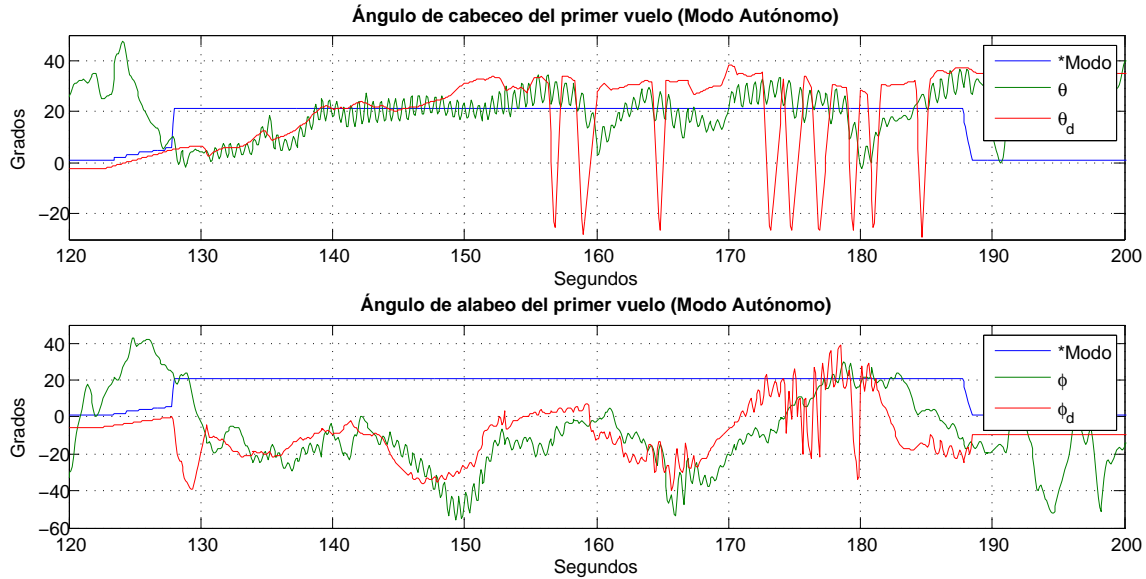


Figura 3.11: Ángulos de cabeceo y alabeo real y deseado, una vez activado el control autónomo.

Como se puede apreciar en la imagen anterior, el control aplicado no es muy estable, ya que presenta demasiadas oscilaciones sobre el ángulo deseado, lo cual provocaba que el avión subiera y bajara la nariz del motoplano, como se pudo constatar en el campo de vuelo, de la misma manera para los alerones se observan oscilaciones sobre la referencia, sin embargo estas son menores. Indicando estas gráficas que era necesario ajustar las ganancias, por otro lado, se pudo constatar que el control era erróneo debido a que el planeador no podía realizar de manera eficiente el vuelo en círculo (loiter), como se puede observar en la imagen 3.12, donde en color verde se puede apreciar el patrón que debería seguir el avión, en color naranja la trayectoria de vuelo y en rojo la posición del avión.

Para ajustar las ganancias del control fue necesario enviar la información del vuelo al fabricante, ya que como se ha mencionado el autopiloto es de código cerrado, por lo

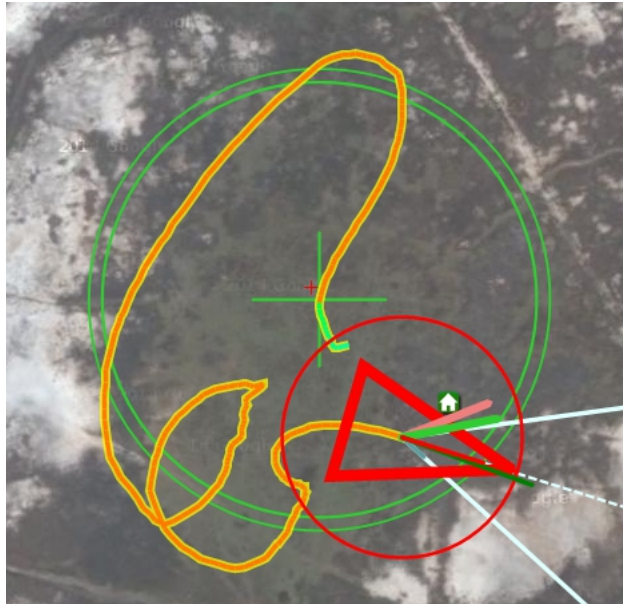


Figura 3.12: Vuelo en círculo, primera prueba de control.

que no puede realizarse cambio alguno sobre este. Aunado a la intención del ajuste de los controles, es necesario realizar esto, debido a que el exceso de movimiento en estos planeadores incrementa el arrastre producido, provocando que sea necesario introducir mayor energía al sistema.

Una vez ajustado el control del planeador, se realizó otra prueba de vuelo en Montecillos, con la intención de asegurarnos que el planeador estaba en óptimas condiciones para volar y con ello poder comenzar a realizar las pruebas de los consumos energéticos. Para validar el modelo teórico realizado y estimar el tiempo de vuelo máximo que se podría obtener con este tipo de estructuras, pensando en el diseño de un nuevo prototipo con gran autonomía, los resultados de esta segunda prueba de vuelo se pueden apreciar en la imagen 3.13, de nueva cuenta son mostrados los ángulo de cabeceo y alabeo y se sigue respetando la identificación de los colores establecidos, para una fácil comprensión.

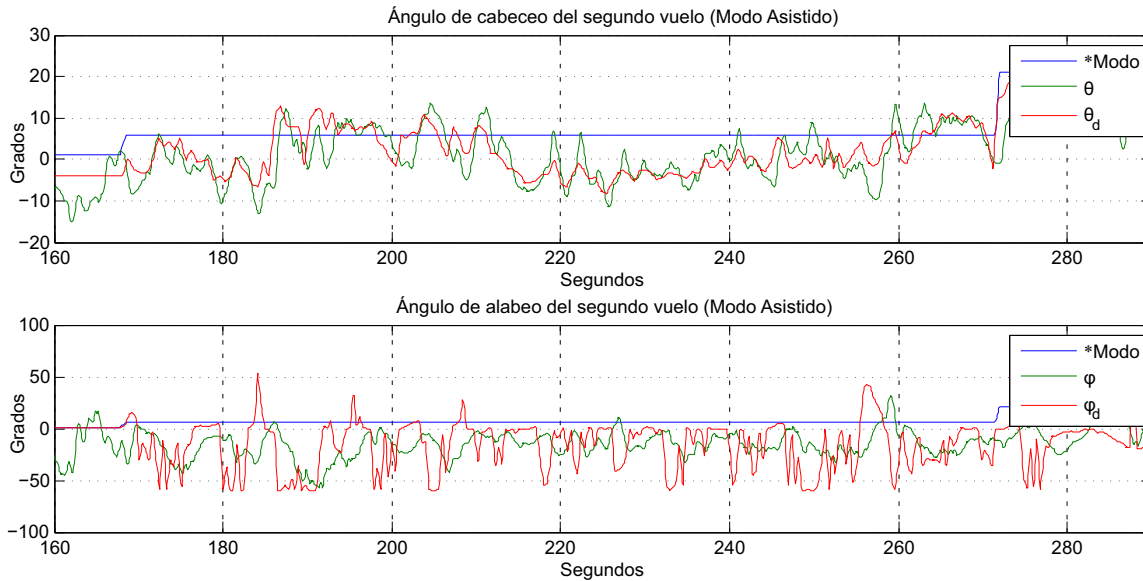


Figura 3.13: Ángulos de cabeceo y alabeo real y deseado, una vez activado el control asistido.

En este caso aparece un nuevo valor para el tipo de modo de vuelo, esta vez el seis indica que está activado el modo de control asistido de la aeronave, recordando que en este tipo de vuelo es posible señalar la dirección de vuelo, motivo por el cual en la gráfica del ángulo de alabeo se puede notar un mayor movimiento en el ángulo deseado, fuera de estas pequeñas aclaraciones y centrándonos en la mejoría del control, podemos observar a partir de las gráficas, que para esta segunda prueba de vuelo con ajustes en las ganancias, la posición real ya tiene las oscilaciones que se habían detectado en el primer vuelo de prueba.

Parte importante de este autopiloto y recordando un poco de la función de estos controles, se había señalado que en estos tipos de vuelo es posible indicarle al control que aplique todo la energía necesaria para mantener la altura de vuelo y la velocidad mínima, por lo que como podemos observar en la imagen 3.14, donde se muestra la altura de vuelo real y deseada, así como el error, la referencia de altura se fija y la altura real sube y baja dependiendo de las condiciones de vuelo, pero se pudo apreciar

que una vez que la altura desciende a la altura de referencia esta vuelve a incrementarse para después volver a caer, por lo que podemos deducir que el motor se prende y apaga según la necesidad.

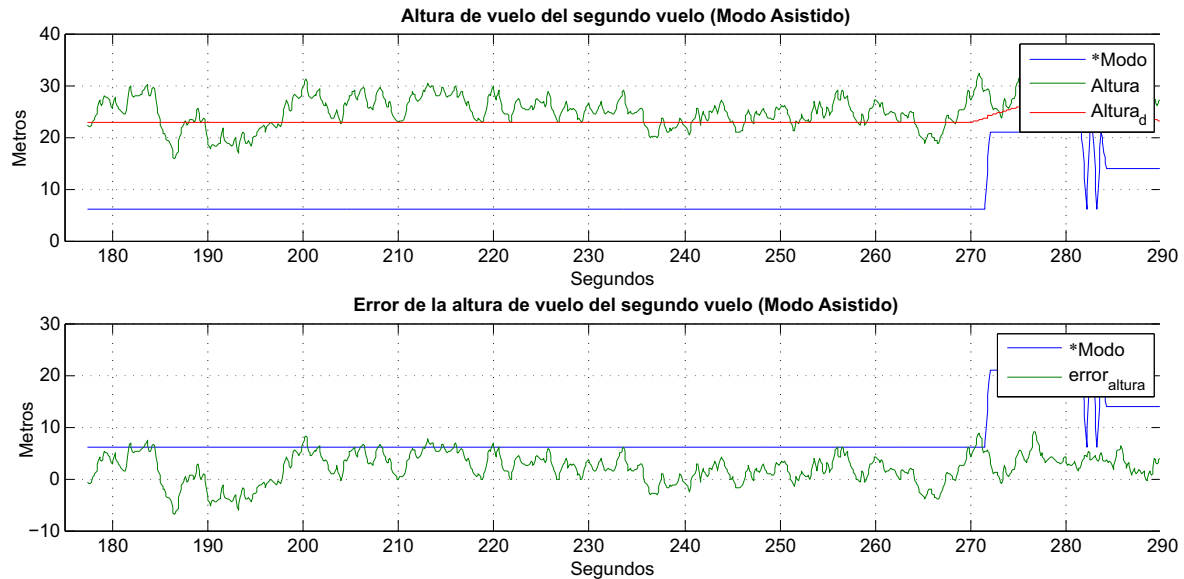


Figura 3.14: Altura real y deseado, una vez activado el control asistido.

Cabe mencionar que para este vuelo en el campo existía una velocidad de viento predominante de 25 km/h con rachas de 30 km/h, lo cual nos ayudo para comprobar que el control puede soportar estas condiciones meteorológicas desfavorables, ya que cuando el avión tenía el viento de frente este únicamente trataba de mantener la posición, debido a como se ha mencionado, el tipo de perfil no le permite penetrar, teniendo la ventaja de que el avión es pesado por lo que es difícil que el aire lo arrastre y es posible avanzar inclinando la nariz de este o empleando el motor, comprobando que posible realizar el vuelo dinámico, para mantener el vuelo del avión, para su correcto aprovechamiento al igual que de la columna termal es necesario realizar un control que aproveche esta energía.

Ese mismo día se intentó realizar una prueba de aterrizaje autónomo, sin embargo

al activarlo este comenzó a realizar su patrón de vuelo y no lo pudo completar todo debido a las condiciones prevalecientes en el campo de vuelo.

Una vez validado que era seguro volar el avión y que el control estaba funcionando correctamente, se continuo a una siguiente etapa en la cual se calcularon los consumos energéticos del avión, para lo cual se realizaron vuelos en los cuales se mantuvo una velocidad constante tratando que el avión no subiera ni bajara de su altura de vuelo, es decir realizando un vuelo recto y nivelado. Esta prueba se realizó en el IPN con el apoyo de esta institución, prestando sus instalaciones para tal fin, en la imagen 3.15 se puede apreciar la ruta de vuelo de una prueba realizada, cabe mencionar que se utilizo el modo manual y el modo asistido, empleando el modo manual para mantener la velocidad constante y el asistido para probar una teoría de vuelo para implementar en planeadores cuyo objetivo se la gran autonomía.



Figura 3.15: Ruta de vuelo, de una prueba de vuelo en el IPN.

En la figura 3.16 se puede apreciar el ángulo real y deseado del cabeceo y alabeo en modo asistido durante la primera prueba realizada en las instalaciones del IPN y el modo de vuelo del avión, este vuelo fue realizado para obtener los consumos de energía. Caso particular de esta zona de vuelo es su corto espacio para volar, como se puede observar en la gráfica del ángulo de alabeo, es muy corto el tiempo en que se debe aplicar el control para girar con un ángulo de banqueo de 60 grados.

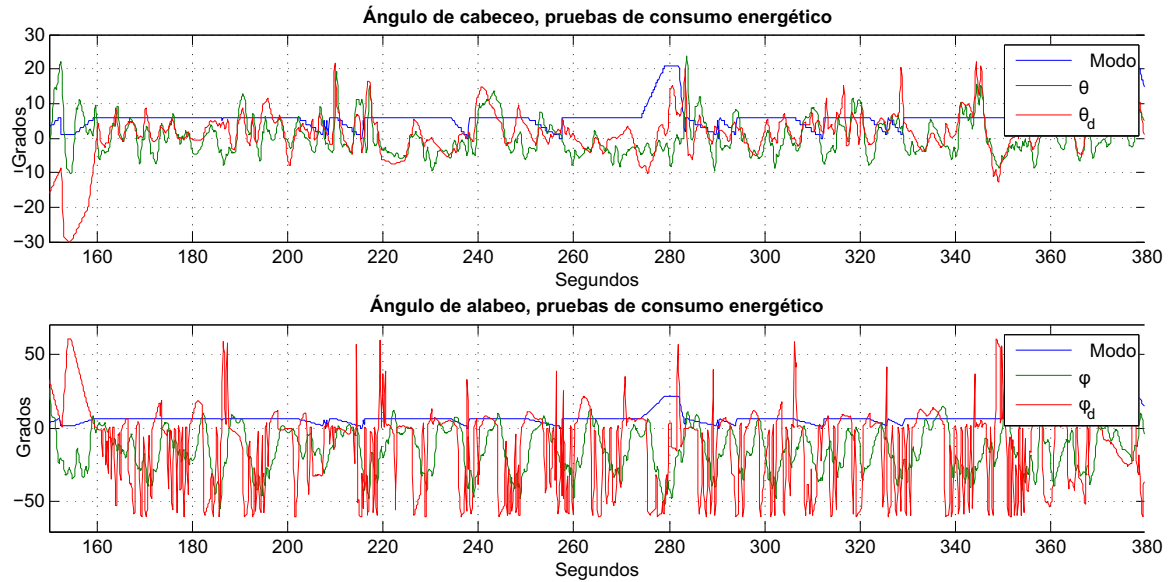


Figura 3.16: Ángulos de cabeceo y alabeo real y deseado, durante una prueba de consumo de energía en el IPN.

Sin embargo el espacio es suficiente para poder obtener los primeros resultados de consumo, ya que es posible mantener la velocidad constante por fracciones de tiempo como se puede apreciar en la figura 3.17, donde se empleó el modo asistido del controlador y se puede apreciar ciertos momentos en que la velocidad deseada se mantiene estable, con ciertos aumentos y decrementos muy cortos en cuanto a su tiempo, provocados por los giros realizados, por otro lado podemos observar nuevamente que el motor se enciende y se apaga y no permanece prendido.

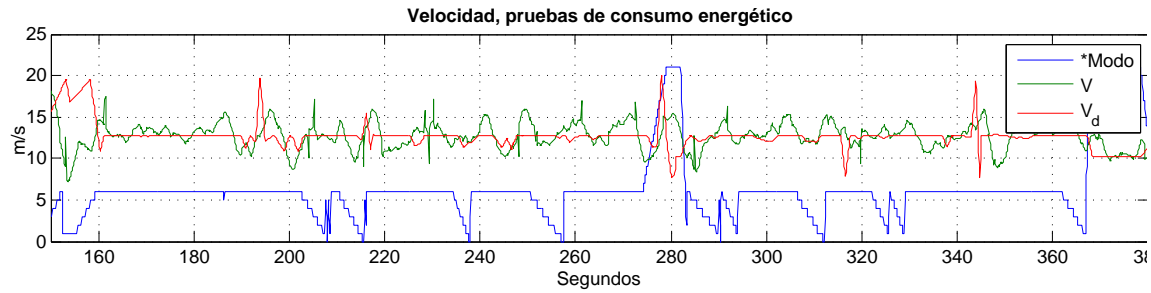


Figura 3.17: Velocidad real y deseada, durante una prueba de consumo de energía en el IPN, con ayuda del modo asistido.

Mostrando mejor éste fenómeno descrito en la imagen 3.18, donde podemos apreciar la potencia empleada por el motor, teniendo una mejor idea de los impulsos realizados por el controlador para mantener la velocidad de vuelo, como ya se había mencionado, variando en intensidad dependiendo de las condiciones de vuelo.

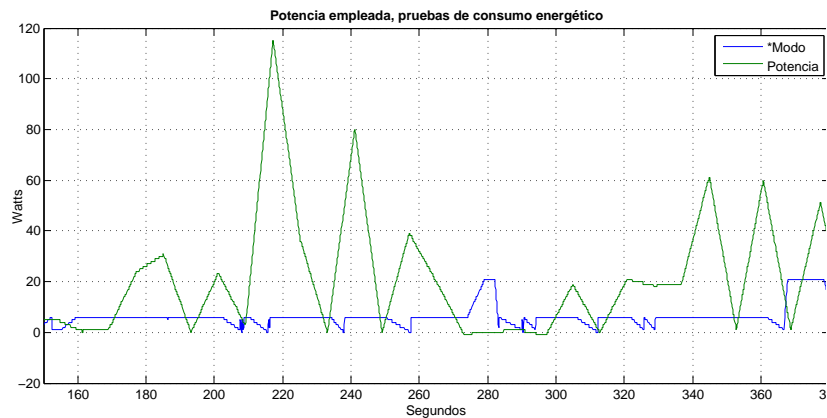


Figura 3.18: Consumo energético, durante una prueba de consumo de energía en el IPN, con ayuda del modo asistido.

A la par de experimentar con este tipo de vuelo y un posible nuevo tipo de vuelo para vuelos de larga duración, se realizaron vuelos en modo manual en los que el objetivo era mantener una velocidad constante, tratando de mantener la misma altura de vuelo,

en la imagen 3.19 se puede apreciar la potencia y velocidad obtenidas de una de las pruebas realizadas en modo manual, donde se puede visualizar un flujo de energía más estable, dado que en este caso el motor si se trataba de mantener encendido a una velocidad constante.

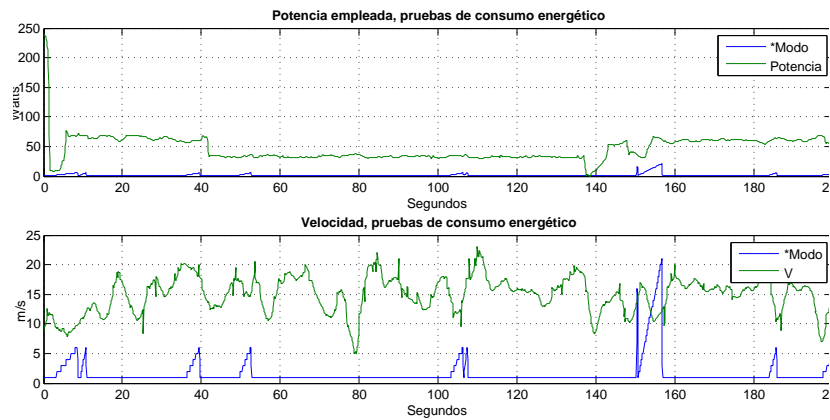


Figura 3.19: Consumo energético, durante una prueba de consumo de energía en el IPN, en modo manual.

Para tener mayor certeza de los consumos de energía se programo una ruta de vuelo en el controlador, estableciendo en este que el planeador mantuviera una velocidad igual a la empleada en las pruebas anteriores, la ruta de vuelo programada se puede observar en la imagen 3.20, la implementación de esta prueba fue con la intención de tener una mayor cantidad de información para analizar hablando específicamente de los consumo de energía, es importante señalar que ésta prueba se realizo en Texcoco, debido a la extensión del terreno y la posibilidad de volar líneas rectas de una extensión considerable.



Figura 3.20: Ruta de vuelo programada en el controlador.

3.4 Resultados

Del total de vuelos realizados, tanto en Texcoco como en las instalaciones del IPN, se tiene un registro de 12 horas de vuelo, de las cuales fueron útiles 10 horas, debido a que parte de esta información proviene de pruebas pre-vuelo hechas o pequeñas pruebas de vuelos realizadas, que sirvieron para comprobar el estado general de la aeronave y del controlador.

Dicho lo cual se procesaron los datos, teniendo cuidado de separar aquellos en los que la velocidad del viento no superara los 10 km/h, de manera que el consumo no se viera afectado por este factor, el cual no se considero en el modelo teórico. Dando como resultado:

- Consumo de energía total 44.5 W
- Consumo de energía motor 33.4 W
- Promedio de velocidad 14 m/s

Una vez obtenidos estos valores se utilizó el modelo teórico diseñado para la predicción del consumo, cambiando el valor para la velocidad, al usado en el desarrollo de las pruebas físicas, debido a que no se pudo alcanzar la velocidad mínima propuesta, por limitaciones del motor usado ya que la velocidad mínima desarrollada por este es de 14 m/s.

Realizando el cálculo con este nuevo valor de velocidad, se verificó que el consumo del motor previsto era de 36.4 W, con lo cual se tenía una diferencia de 3 W, por lo cual únicamente fueron necesarios realizar algunos ajustes de manera que el modelo realizado arrojara valores más precisos.

Por otro lado se encontró que la electrónica embarcada consume alrededor de 10 W, tomando en cuenta todo el sistema de control, la cámara y el transmisor de vídeo. Es preciso señalar que el transmisor empleado no supera la cobertura de más de 1.5 km de distancia, por lo cual este es un parámetro a considerar en futuros conceptos para un avión de larga duración.

3.4.1 Predicción de consumo

Los resultados mostrados por las pruebas de vuelo y el calculado teórico realizado varían en 8.8%, sin embargo gracias a los datos de vuelo generados fue posible ajustar el modelo realizado, validando con ello el uso de este para la predicción de los consumos de energía en futuros diseños o prototipos.

Realizadas las pruebas anteriores y una vez concluidas y tomando como base el modelo creado se recreó una función en Matlab que tomara como valores iniciales las propiedades del avión y calculara las diferentes posibilidades de combinaciones entre el peso y la velocidad, obteniendo el consumo de energía para las diferentes combinaciones, con lo cual se puede determinar el tiempo de vuelo estimado, para un peso establecido, para diferentes velocidades de vuelo. Una gráfica de esta función se muestra en la imagen 3.21.

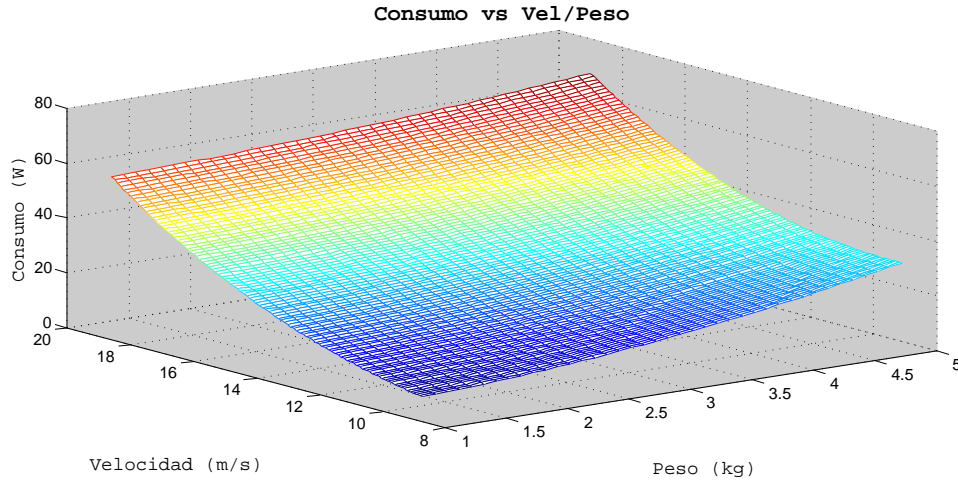


Figura 3.21: Gráfica de consumos energéticos para diferentes velocidades y pesos.

De la misma forma que se llegó a la conclusión de crear un simulador de consumo, el cual sería de utilidad para recrear simulaciones del consumo de un avión en una misión real, para con ello poder decidir que configuración emplear para llevar a cabo la misión encomendada al avión, es decir la selección de las fuentes de energía a embarcar, para garantizar que no se terminará la energía para la conclusión de la misión predefinida.

Una propuesta de este simulador se muestra en la imagen 3.22, la cual emplea parámetros físicos de la aeronave y utiliza parámetros extrínsecos al sistema tales como el viento, obtenido mediante datos meteorológicos del sector a sobrevolar o en tiempo real de los datos provenientes de la telemetría, tratando de igual manera de introducir la recarga que presentaría las celdas solares o las celdas de combustible.

Finalmente la propuesta de un nuevo tipo de vuelo se comenzó a visualizar, gracias a los consumos que el motor presenta durante el momento en que se encuentra encendido y el tiempo que dura en este estado, en conjunto con el tiempo que se encuentra apagado y la posibilidad de alargar éste tiempo debido a las características de los planeadores. Una gráfica del consumo del motor bajo estas circunstancias puede visualizarse en la

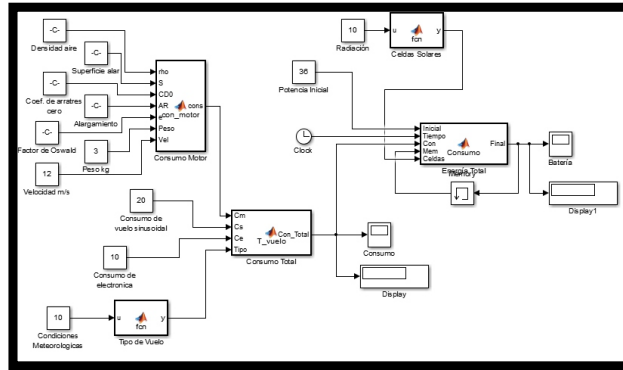


Figura 3.22: Programa desarrollado para la simulación del consumo energético.

imagen 3.23.



Figura 3.23: Frecuencia de consumos del motor volando en modo asistido.

De la gráfica anterior se puede observar que el motor no ocuparía mas de 70 Watts para recuperar la velocidad o altura y por medio de la información recopilada se estimó que es posible hacer este impulso por 5 segundos y no emplear el motor por 10 segundos.

3.4.2 Validación del autopiloto

Como se había mencionado durante las pruebas de vuelo también se iba a comprobar la viabilidad del uso del autopiloto para futuros prototipos, por lo cual a continuación se muestran las pruebas realizadas al modo asistido, modo autónomo(loiter) y aterrizaje, una vez ajustadas las ganancias del controlador.

- MODO ASISTIDO

En la figura 3.24, se puede apreciar los ángulos de cabeceo y alabeo real y deseado, para el modo asistido de vuelo, señalando que esta prueba se realizó en Montecillos para poder volar un mayor tiempo en línea recta y ver como se comportaba el control.

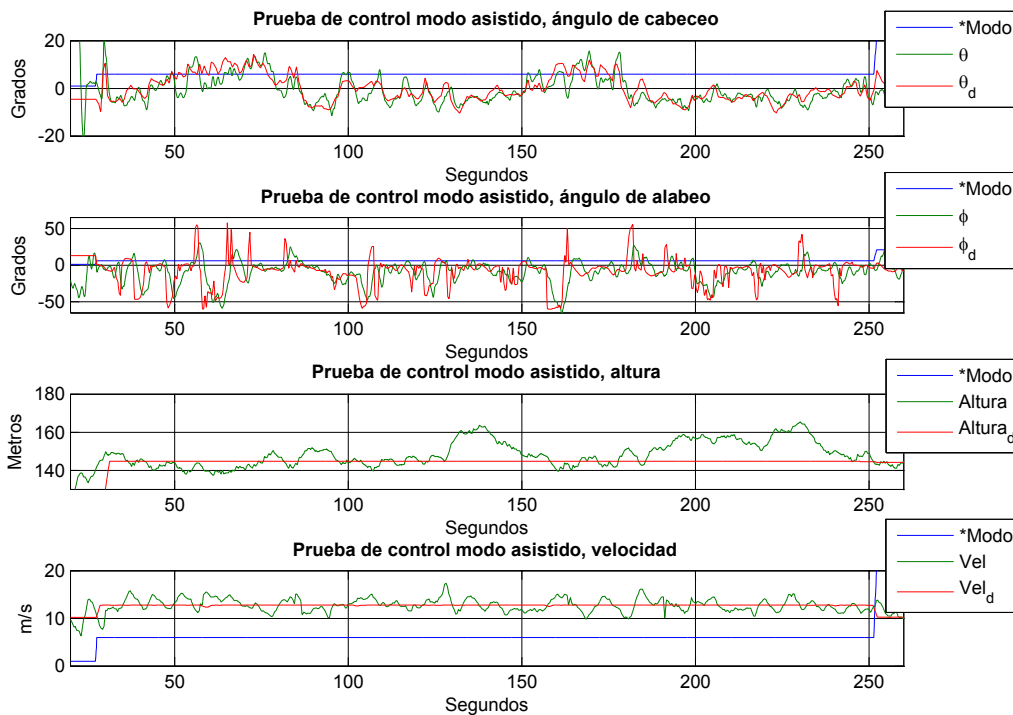


Figura 3.24: Ángulos de cabeceo y alabeo, altura y velocidad real y deseada, durante la prueba del modo asistido.

Apreciando que el control empleado en el autopiloto se encuentra estable y responde a los cambios de dirección requeridos y a su vez este mantiene la altura y velocidad de vuelo.

- MODO AUTÓNOMO(LOITER)

En la figura 3.25, se puede apreciar los ángulos de cabeceo y alabeo real y deseado, para el modo autónomo de vuelo, recordando que este modo hace que el avión comience a realizar círculos, tomando como centro su posición actual.

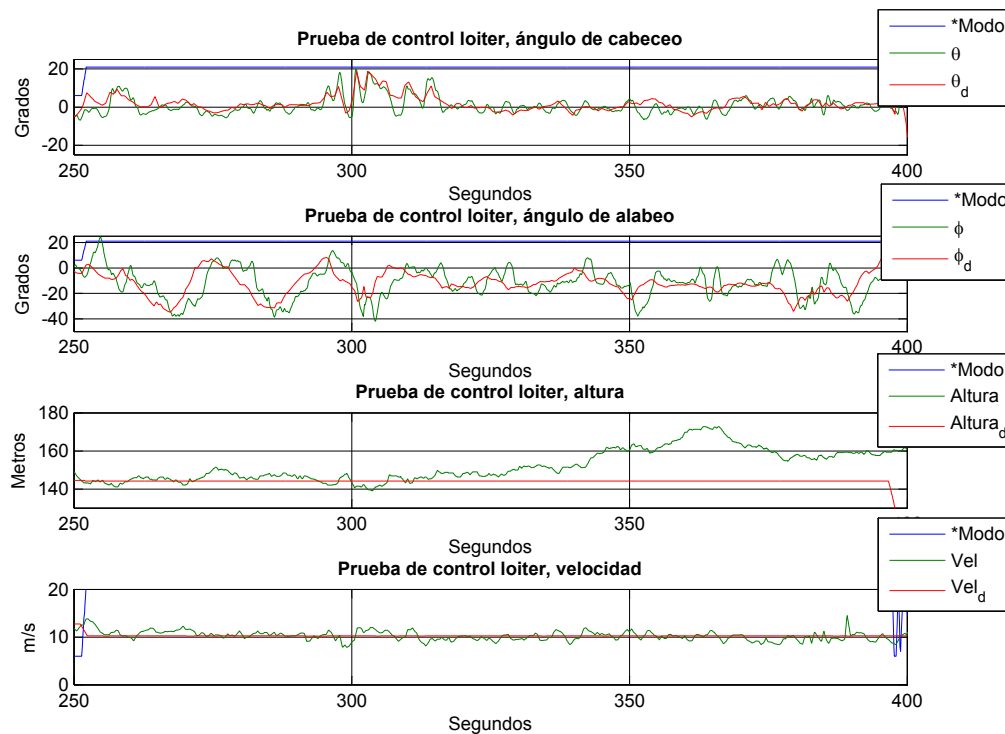


Figura 3.25: Ángulos de cabeceo y alabeo, altura y velocidad real y deseada, durante la prueba del modo autónomo.

De la misma manera que en el anterior podemos comprobar que el control es estable, recalcando que el motoplano entró en una columna térmica, como se puede apreciar en la gráfica de la altura, poco antes del segundo 350.

Por otro lado es posible comprobar a través de la figura 3.26 que esta vez el recorrido para realizar el círculo es más limpio que en la imagen 3.12.



Figura 3.26: Vuelo en círculo, con el controlador optimizado.

- ATERRIZAJE

Después de algunos ajustes se pudo conseguir realizar un aterrizaje autónomo del planeador, el cual se puede apreciar en la imagen 3.27, observando que se tuvo un error no mayor a 5 metros del punto establecido.

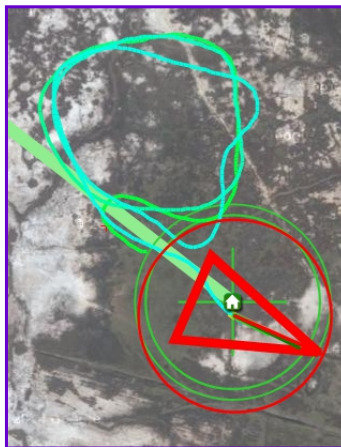


Figura 3.27: Patrón de acercamiento y aterrizaje del planeador de manera autónoma.

En la imagen se puede apreciar como el avión realizó un patrón circular para descender de una altura de 160 metros a 20 metros, con una pérdida de altura constante, en la imagen 3.28, se pueden apreciar los parámetros del ángulo de cabeceo, ángulo de alabeo, altura y velocidad al realizar el aterrizaje autónomo.

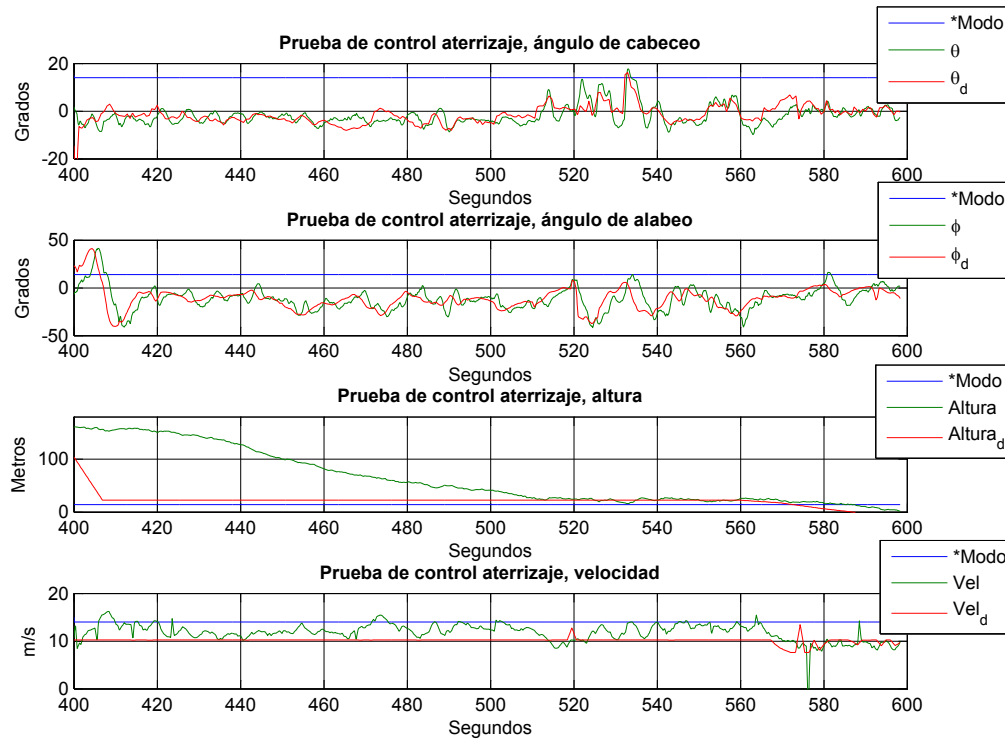


Figura 3.28: Ángulos de cabeceo y alabeo, altura y velocidad real y deseada, durante la prueba de aterrizaje autónomo.

CAPÍTULO 4

VISIÓN ARTIFICIAL

De cierta relevancia dentro de este trabajo de tesis son los algoritmos de visión empleados, ya que aun que no es el objetivo principal de este trabajo, parte de la utilización final del motoplaneador si lo es, es por ello que para demostrar la eficacia que pudiera tener un aeronave de este tipo para misiones tales como vigilancia, inspecciones aéreas, mapeo, entre otras, se llevara a cabo un proceso de mapeo sobre una playa como se ha mencionado a lo largo de este trabajo, mismo objetivo que nos ayudara a comprender más los consumos de energía. Sin embargo antes de comenzar se explicara brevemente que es la visión artificial.

Como se conoce uno de los sentidos más importantes de los seres humanos es la visión, ya que de esta nosotros nos valemos para obtener información visual del entorno físico que nos rodea, según Aristóteles "Visión es saber que hay y donde mediante la vista". Dentro de todos los sentidos la visión humana es uno de los más desarrollados y es uno de los que menos se conoce debido a su complejidad, ya que está actividad la llevamos de manera inconsciente y es difícil saber como se produce, en la actualidad se carece de una teoría que explique cómo los humanos perciben el exterior a través de la vista [Due09].

La visión artificial o también llamada visión por computador, pretende capturar la

información visual de un entorno físico para extraer características relevantes, surgiendo esta técnica en la década de los 80, cuando la revolución de la electrónica, las cámaras de video ccd, los microprocesadores y la evolución de las ciencias de la computación hace que esto sea factible.

El funcionamiento de estos sistemas, es mediante la luz que es captada por la cámaras, la cual es reflejada por los objetos, este fenómeno es se produce debido a que cuando un cuerpo recibe radiación luminosa, una parte es absorbida, otra es reflejada y hay otra parte es transmitida, esto por el principio de conservación de la energía y según sea la longitud de onda que reflejen, transmitan o absorban, así será el color con el que se percibe el objeto.

Por lo que un objeto que absorba todas las frecuencias se captará como negro, mientras que un cuerpo que refleje todas las longitudes de onda visibles parecerá blanco. La radiación reflejada y la captada por el observador, dependerá de la naturaleza de la superficie en la que se refleja el haz luminoso, así como las condiciones de iluminación y posición del punto de vista.

Las cámaras surgen del interés del hombre por querer imitar la naturaleza de los ojos, con las ópticas realizando la función del globo acular y la computadoras las tareas de procesamiento, emulando el comportamiento del cerebro, sin embargo ningún sistema a igualado la capacidad del ser humano, por lo que a continuación se presentan las principales ventajas de la visión humana respecto a la artificial y viceversa, en el sentido de saber que aspectos son posibles mejorar, para tener un sistema de visión más completo.

- Sistema humano.
 - Mejor reconocimiento de objetos
 - Mejor adaptación a situaciones imprevistas
 - Utilización de conocimiento previo.

- Mejor en tareas de alto nivel de proceso.
- Sistemas artificial.
 - Mejor midiendo magnitudes físicas
 - Mejor para la realización de tareas rutinarias.
 - Mejor en tareas de bajo nivel de proceso.

Los dos fundamentos básicos de los sistemas físicos de visión artificial son el sistema de formación de imágenes y el sistema de procesamiento de estas, componiéndose el primero de subsistemas tales como la iluminación, la captación de la imagen y la adquisición de la señal, actualmente la información captada puede ser usada para realizar una representación visual de esta, en nuestro caso se usara para obtener información a partir de ella o ser procesada para su uso dentro de un control.

En general se puede tener una mejor calidad de imagen de dos maneras diferentes mejorando el sistema de adquisición de imágenes es decir, las técnicas de fotografía y las características de la cámara, como lo es el lente o el sensor entre otras, y por otro lado también se puede mejorar un poco la imagen a través de técnicas de preprocesamiento de imágenes, en la cuales se puede subir la intensidad del contraste, brillo, etc., sin embargo también pueden existir técnicas tales que aumenten la calidad de la imagen como la superresolución.

Por lo que para desarrollar un proyecto de visión es necesario considerarlo como un proyecto multidisciplinario el cual involucra el manejo de técnicas como:

- Fotografía y óptica, de modo de crear o buscar la iluminación adecuada en la adquisición de imágenes, requiriendo esto el conocimiento de técnicas de fotografía y vídeo, mediante una selección adecuada de la óptica, la cámara, uso de filtros, técnicas de iluminación, elección de los tipo de focos, entre otras habilidades.

- Procesamiento digital, haciendo referencia con ello al uso de algoritmos de computación, para convertir la imagen adquirida en una de mayor relevancia, para la obtención de información a través de esta.

Sin embargo también se presentan problemas al momento de adquirir información a partir de las imágenes, dentro de los cuales se encuentra el flujo luminoso, arquitectura física y concavidad de lentes, entres otros.

4.1 Aplicaciones

Realizadas estas consideraciones y conociendo un poco más del tema se puede tener una infinidad de aplicaciones, aumentando estas cada vez más, mediante las nuevas tecnologías disponibles y algoritmos desarrollados para su procesamiento, por citar algunos ejemplos tenemos:

- Inspección de productos
- Control de calidad
- Control de robots
- Uso en el sector salud
- Exploración del espacio
- Predicción del tiempo
- Seguridad
- Control de agricultura
- Vigilancia

Estas son algunas de la muchas aplicaciones, donde se emplea de la visión artificial, para los fines de este proyecto nos enfocaremos en la toma de información a través de las imágenes, para la generación de mapas tridimensionales mediante el postratamiento de estas a través de algoritmos empleados en visión artificial.

4.2 Consideraciones Teóricas

Suponiendo que un conjunto de imágenes correspondientes $x_i \longleftrightarrow x'_i$ son dados, se asume que estas correspondencias provienen de un conjunto 3D de puntos X_i , que son desconocidos, así como la posición, orientación y calibración de las cámaras son desconocidas, por lo que la misión es encontrar las matrices de proyecciones de las cámaras P y P' , así como los puntos 3D X_i , tal que.

$$x_i = PX_i \quad x'_i = P'X_i \quad (4.1)$$

Por lo que dando muy pocos puntos, está tarea no es posible, de lo contrario si existen los suficientes puntos correspondientes para permitir calcular la matriz fundamental de forma única, entonces la escena puede ser reconstruida con cierta ambigüedad al realizar la proyección. Sin embargo es un resultando significativo partiendo de un enfoque sin calibración de las cámaras, pudiendo reducir la ambigüedad de la reconstrucción, en caso de añadir información adicional de las cámaras o de la escena.

A continuación se describe el método fundamental para generar una reconstrucción a partir de dos imágenes.

1. Calcular la matriz fundamental de puntos correspondientes.
2. Calcular las matrices de la cámara a partir de la matriz fundamental.
3. Para cada punto correspondiente $x_i \longleftrightarrow x'_i$, calcular el punto en el espacio que proyectan estas dos imágenes.

Existiendo posibles variantes en este método, una de estas se podría dar en caso de que las cámaras se encontraran calibradas, por lo que podría calcularse la matriz esencial en lugar de la matriz fundamental, añadiendo a esto también información sobre el movimiento de la cámara y rotación de la cámara para obtener una reconstrucción más refinada.

Centrándonos en el último punto del método descrito este puede realizarse mediante una triangulación, ya que una vez obtenidas las matrices P y P' y sabiendo que x y x' son dos puntos en dos imágenes que satisfacen un restricción epipolar, $x'^T F x = 0$, se puede interpretar esto geoméricamente como que dos rayos proyectados hacia atrás desde los puntos de las imágenes se encuentra en un plano común epipolar, el cual es un plano que pasa a través del centro de las dos cámaras [Hay14], como se puede apreciar en la imagen 4.1. Principio con el cual se puede partir para ubicar los puntos en el espacio.

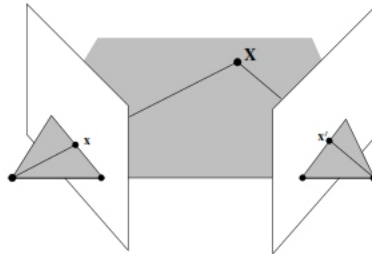


Figura 4.1: Triangulación de un punto en el espacio tridimensional.

Sin embargo, sin ningún conocimiento del lugar de la escena con respecto de un marco de coordenadas 3D, generalmente no es posible reconstruir con absoluta precisión en cuanto a la posición y orientación de la escena a partir de dos vistas o cualquier número de vistas, por lo que para cumplir con nuestro objetivo es necesario contar con la latitud, longitud y altura de la toma de la muestra, o contar con puntos georeferenciado en la tierra, con los cuales poder ubicar la reconstrucción tridimensional. Teniendo una

mejor reconstrucción si se pudiera contar con las dos informaciones descritas y los ángulos de rotación con los cuales se capturo la imagen, con lo cual incluso se podrían realizar mediciones basadas en la reconstrucción obtenida.

Este tipo de reconstrucción ha sido implementado en un UAV llamado Sky-walker desarrollado en la Universidad de Shanghai Jiaotong, usando un algoritmo para machear los puntos, para posterior realizar la reconstrucción tridimensional, cuyo objetivo principal es la detección de obstáculos, optimización de la ruta de vuelo, entre otros, sin embargo el principal inconveniente al usar este tipo de sistemas es realizar un sistema capaz de machear una gran cantidad de puntos entre las dos imágenes, para poder realizar una nube de puntos 3D considerables para lograr el objetivo[YW10]. El sistema empleado se muestra en la figura 4.2.



Figura 4.2: Sky-walker con el dispositivo de visión estereoscópica integrado.

Sin embargo el sistema empleado en este prototipo, no es el que se quiere implementar en este trabajo de tesis, pero el principio si es la base para desarrollar la reconstrucción deseada en este trabajo.

Un sistema similar al recreado en este tema de tesis fue desarrollado por la universidad de Tongji de Shanghai, China, quienes desarrollaron un sistema capaz de mapear áreas de minas para demostrar la eficiencia de este tipo de aeronaves cuyo vuelo es bajo.

Señalando el gran potencial que pudieran tener estos sistemas en contra de los satélites, debido a que los satélites si pueden cubrir más área pero con menor resolución y a una velocidad de actualización lenta, aumentando a esto el costo de los mapas, por lo que la idea del planteamiento de uso de un UAV para realizar este tipo de trabajos costaría menos y podría proveer de una información mas precisa, al volar sin la interferencia de las nubes.

El sistema empleado por ellos consiste de un avión de la compañía Aerial Technology Company, el cual cuenta con una envergadura de 2.8 metros, autonomía de dos horas, 20 kilogramos de peso y una altura de vuelo de 300 a 6000 metros, su sistema también esta provisto de una estación de tierra con un planeador de misión y un software de control de vuelo, un control totalmente autónomo guiado vía GPS y transmisión de telemetría, pudiéndose observar esta en una imagen .

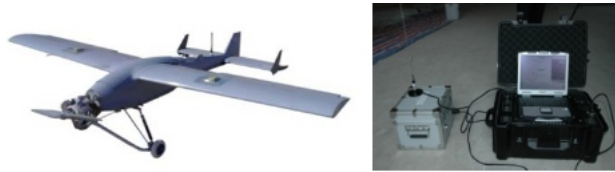


Figura 4.3: Sistema empleado para el mapeo de minas en China.

El flujo de trabajo usado puede dividirse en dos aspectos principales, la adquisición y el procesamiento de los datos, para el primer punto es necesario planear una ruta de vuelo, mediante una vista previa del área de estudio para asegurar la cobertura de toda de esta, tomando en cuenta los parámetros de la cámara, trayectoria de vuelo y la superposición de las tomas.

Por lo que este trabajo presentado del mapeo de minas usa la computadora embebida para guardar el tiempo, ubicación GPS, elevación, cabeceo, alabeo, guiñada y dirección, por cada imagen, las cuales son adquiridas con un traslape de 75% hacia adelante y 55% hacia los lados para asegurar suficiente superposición para el procesamiento de

imágenes.

Para el desarrollo de la ortorectificación y la creación de mosaicos de las imágenes adquiridas usaron el software comercial Leica Photogrammetry Suite (LPS, ERDAS 9.2), el cual comienza realizando una triangulación para obtener puntos característicos georeferenciados y una vez terminado este proceso realiza un modelo digital del terreno (DTM, por sus siglas en inglés) mediante un mapeo denso de la imagen y las intersecciones de las imágenes.

Finalmente el programa realiza una ortorectificación, mediante los parámetros conocidos de la cámara y el DTM obteniendo un mapa/ortofoto digital (DOM, por sus siglas en inglés) [XL12], el resultado es presentado en la imagen 4.4.

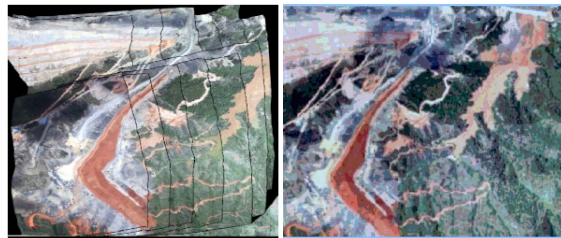


Figura 4.4: Mosaico generado a partir de las fotografías aéreas.

Probando esto la gran aplicación que puede tener este tipo de aeronaves para estos usos y muchos otros que se pudieran tener al incrementar la capacidad de los sistemas que se pueden embarcar, hablando de las cámaras multispectrales o hiperespectrales.

Este es un sistema similar al que se quiere realizar, dado que en vez de emplear varias cámaras solo emplea una y toma una secuencia de fotografías o vídeo, difiriendo del par estereoscopio, ya que en este caso se cuenta con múltiples imágenes bidimensionales con las cuales se desea reconstruir tridimensionalmente locaciones espaciales, los pasos principales para realizar este proceso son.

1. Tomar una serie de imágenes de la escena objetivo.

2. Seleccionar las imágenes útiles para la reconstrucción.
3. Realizar algoritmos de machedado, para extraer y emparejar puntos de interés.
4. Emplear algoritmos de estructurado a partir de movimiento(SFM, structure-from-motion), para estimar las posiciones de la cámara y coordenadas 3D de las escenas.
5. Métodos de visiones estereoscópicas múltiples(MVS, Multi-view-stereo), para generar modelos 3D densos.

Parte importante del proceso de reconstrucción es seleccionar las imágenes apropiadas para realizar esta, debido a que algunas de ellas son inservibles para la reconstrucción y pueden reducir la calidad de esta. Esta selección se puede llevar a cabo con los algoritmos de SFM, sin embargo es posible añadir una función para medir el valor de contribución de la imagen, para con ello seleccionar las que generen una mayor contribución [CY13].

CAPÍTULO 5

PRUEBA DE VUELO

Para la realización de la prueba de vuelo en un ambiente real, se tuvo la posibilidad de colaborar en un proyecto de investigación llevado a cabo por la sociedad Estudio y Conservación de la Naturaleza AC, con el apoyo de la Administración Portuaria Integral de Veracruz(APIVER).

El proyecto tenía como objetivo principal el estudio del arrecife de Punta Gorda, Veracruz, cuyo principal objetivo era el estudio del impacto de la arribazón de troncos y palizadas en la estructura funcional del arrecife de Punta Gorda, por lo que como primera aproximación de los investigadores se realizó una caracterización y cuantificación de la naturaleza, abundancia y condición de los materiales acumulados en las playas de Punta Gorda, por lo que se propuso a ellos realizar este mismo conteo de troncos, a través de fotografías aéreas de la zona de interés, aunado a esto mediante las fotografías tomadas se propuso la realización de mosaicos en 2D para conocer las zonas de mayor concentración de troncos, para con ello conocer las posibles zonas de impacto de los troncos sobre los arrecifes.

Este estudio se está realizando, debido a que la arribazón de troncos provenientes de los márgenes de los ríos es un número considerable, algunos de estos provenientes de la tala clandestina y otros de estos causados por las fuertes lluvias que provocan

el ablandamiento de las margenes de los ríos, lo cual genera que los arboles cercanos caigan al río y estos sean arrastrados al mar a través de los ríos, hasta llegar a una descarga en el mar.

Una vez en el mar los troncos son guiados por las corrientes existentes en el mar y son arrastrados a diferentes lugares, algunos de estos llegan a los arrecifes donde por el mismo movimiento del mar estos comienzan a romper los arrecifes en un movimiento de va y ven, provocando un gran daño al ecosistema al romper los corales y deteriorar el arrecife mismo, ya que una vez pasada la cresta arrecifal, comienza la destrucción de los arrecifes dentro de la laguna, terminando su recorrido al llegar a la playa.

Por lo que esta prueba pretende dar un ejemplo de una aplicación real del prototipo que se esta desarrollando y se pretende desarrollar, junto con esto se podrá evaluar los consumos energéticos que se puedan presentar en una misión real, esta vez sin controlar el entorno de vuelo.

Finalmente con las fotografías generadas del proyecto y fuera de este se aprovecharan las imágenes para generar una reconstrucción tridimensional, para comprender más los problemas que se pudieran presentar y que capacidad de detalle se puede generar.

5.1 Preparación

Una vez conocido el proyecto a realizar, se estudio la zona de vuelo en la que se pretendía hacer la cuantificación de los troncos, por lo que al estudiarla con detenimiento se constato que la longitud de la zona era de poco más de 2 km, con anchos variantes que iban desde los 200 m hasta los 500 m, por lo que toda la zona se dividió en cinco sectores de vuelo, como se puede observar en la imagen 5.1. Esta división se realizo con la intención de que nunca se perdiera contacto visual con la aeronave y con ello poder recobrar el control en cualquier momento que el control pudiera fallar, más aun con la problemática que representa volar cerca del mar, ya que si el avión cayera ahí, sería

una perdida total de la aeronave y los componentes en su interior.



Figura 5.1: Zona de estudio, mostrando los cinco sectores de vuelo.

Mediante este plan de vuelo se podrá cumplir con el mapeo de una superficie de 0.32 km^2 , en cinco vuelos diferentes, para ello también se tuvo cuidado de buscar un día en el que las condiciones meteorológicas fueran lo más favorable posible para el vuelo del avión, tratando de que la velocidad del viento no superara los 15 km/h , para evitar problemas de avance debido al viento, tomando en cuenta la experiencia adquirida en la obtención de información para los consumos.

Para la toma de imágenes se adhirieron a el ala una cámara GOPRO HERO3 Black y una GOPRO HERO4 Black, una de cada lado para balancear el peso, con la intención de que una tome fotografías y otra tome vídeo con resolución de 4K.

5.2 Procedimiento de campo

Una vez en la zona de estudio se armo el avión y se probaron todos los sistemas de vuelos, así como el centraje del avión y los diferentes sistemas que componen el control del avión dentro de estos los servomotores y el motor, como se puede apreciar en la imagen 5.2.



Figura 5.2: Preparación y comprobación de los sistemas de vuelo.

Una vez preparado el planeador se dirigió a cada uno de las cinco zonas de vuelo y se realizó un chequeo final de los sistemas y se voló el avión con una ruta preprogramada, a una altura establecida de 80 metros de altura. Dentro de cada zona se georreferenciaron ciertos puntos distintivos con la intención de poder georreferenciar el mosaico bidimensional y con ello poder generar una cartografía del lugar.

El lanzamiento de uno de estos vuelos se puede apreciar en la imagen 5.3, donde se puede observar la fase de despegue del avión, para posterior a esto comenzar a desarrollar la misión encomendada.



Figura 5.3: Lanzamiento de la aeronave para el inicio de vuelo y filmación de un sector.

En la imagen 5.4, se puede observar una foto tomada por el planeador en una primera

prueba de vuelo manual antes de comenzar a realizar la toma de los sectores de vuelo.



Figura 5.4: Imagen de un sector de vuelo, obtenida de una cámara sujeta al ala del planeador.

5.3 Procedimiento de escritorio

Una vez tomadas todas las fotografías y vídeo, para realizar los mosaicos y la reconstrucción 3D, primeramente fue necesario procesar los vídeos para quitarles el efecto provocado por el lente de la GOPRO, el llamado "fisheye", para la remoción de esta deformación de la imagen se empleo el mismo software proporcionado por la compañía que fabrica la cámara, ya que dentro de este existe una opción en la cual nos permite realizar esta corrección. Utilizando este debido a que ellos conocen los detalles de fabricación y puede tener una mejor corrección de imagen.

Una vez procesados los vídeos con esta aplicación, se desarrollo una GUI de Matlab, la cual se puede apreciar en la imagen 5.5, en la cual se lee el vídeo de entrada y en ella se despliega la información básica del vídeo como fps, duración en segundos y cuadros totales, por otro lado tiene la opción de seleccionar el cuadro de vídeo que se quiere visualizar y se mostrara en el recuadro mostrado ahí, para con ello poder seleccionar

a partir de que cuadro comenzar el procesamiento del vídeo. De la misma manera se tiene la opción de aplicar algún efecto sobre la imagen como pasarla a escala de grises o una ecualización.

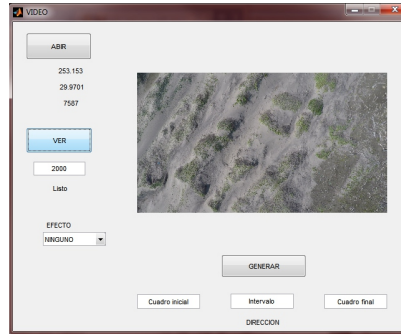


Figura 5.5: Interfaz gráfica de usuario generada en Matlab, para la separación de cuadros de vídeo.

Finalmente cuenta con la opción de marcar el cuadro de inicio, el intervalo y el cuadro final, para generar las imágenes que serán usadas en la reconstrucción tridimensional y la creación del mosaico. La ventaja de las cámaras modernas es que al grabar en 4K se pueden obtener imágenes de 8 MPx, la cual es una calidad de imagen con la cual se puede trabajar, para efectos de la reconstrucción tridimensional.

Una vez obtenidas las imágenes, estas se cargan en el programa y se comienza con el proceso de reconstrucción de la zona estudiada, por lo que como primer paso se realiza una orientación de fotos, proceso en el cual se alinea las diferentes fotografías con las imágenes contiguas y se obtiene puntos de interés de cada una de ellas con los cuales va a llevar el proceso de alineamiento y emparejamiento con las otras fotografías cercanas, el resultado de este proceso se puede observar en la imagen 5.6, donde se puede visualizar la ubicación de las fotografías tomadas y los puntos de interés obtenidos de las imágenes.

El siguiente paso para generar una mejor reconstrucción es generar una nube de puntos densa, ya que las fotografías se tienen alineadas unas con respecto de otras, cada

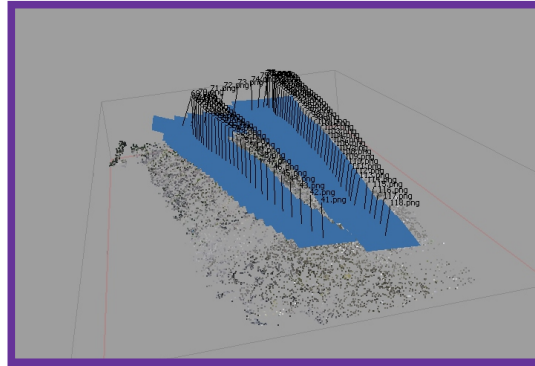


Figura 5.6: Imágenes alineadas y puntos principales de control.

una de ellas primeramente pasa por un proceso de obtención de mapas de profundidad para después obtener una mayor cantidad de puntos de interés y pocisionarlos en el área de trabajo en su lugar correspondiente, resultado de este proceso se puede observar en la imagen 5.7, en la cual se ve la nube de puntos densa después de haber realizado el proceso ya descrito.

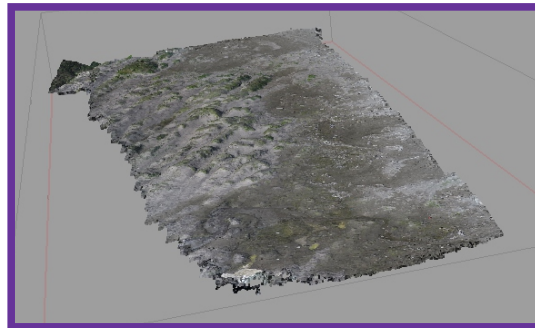


Figura 5.7: Nube de puntos densa creada a partir de las imágenes alineadas.

Una vez generada la nube de puntos densa se comienza el mallado de la superficie, empleando como base estos puntos, con lo cual se puede obtener la superficie de la zona estudiada, el resultado del mallado se puede observar en las siguientes imágenes 5.8 y

5.9.

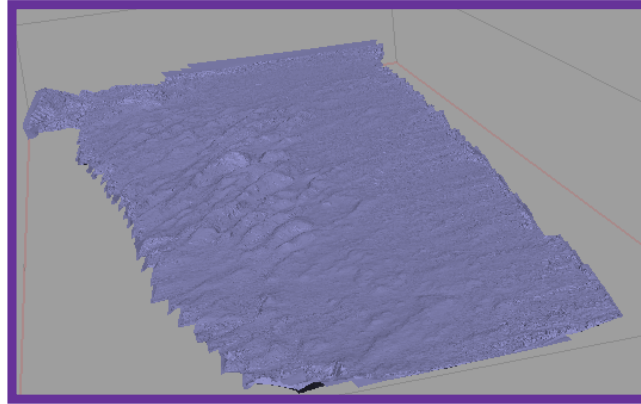


Figura 5.8: Malla de monocolor creada a partir de la nube de puntos densa.

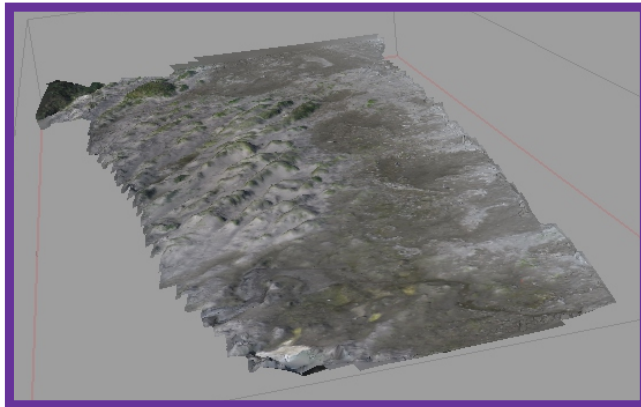


Figura 5.9: Malla de color creada a partir de la nube de puntos densa.

Finalmente, ya con la superficie generada a través de la malla, se puede generar la textura de ésta, en la cual las imágenes obtenidas se superponen sobre la malla lo cual aumenta el realismo de la reconstrucción tridimensional, el resultado se puede observar en la imagen .

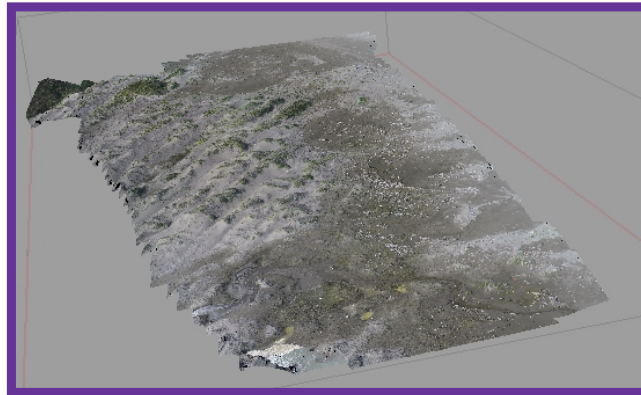


Figura 5.10: Malla texturizada mediante las imágenes adquiridas.

5.4 Resultado

Mediante los resultados obtenidos se genera el mosaico bidimensionales el cual está georreferenciados, en la imagen 5.11 se puede observar el resultado de la generación de un mosaico de una zona de vuelo.

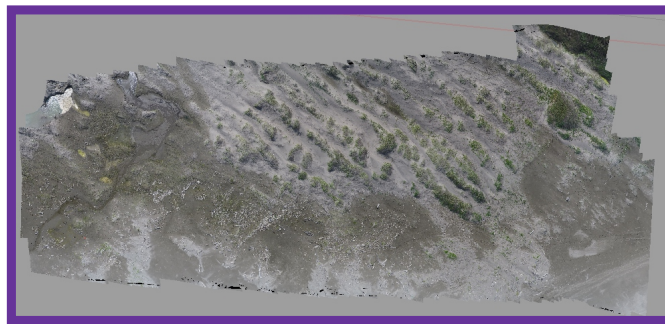


Figura 5.11: Mosaico bidimensional creado a partir de las tomo de vídeo aéreo.

Cabe mencionar que los mosaicos generados fueron empleados para la contabilización de los troncos. Por otro lado a partir de las imágenes y el procedimiento se pueden ver las reconstrucciones tridimensionales del área de trabajo. En las imágenes se puede ver un acercamiento de una zona de interés reconstruida tridimensionalmente.

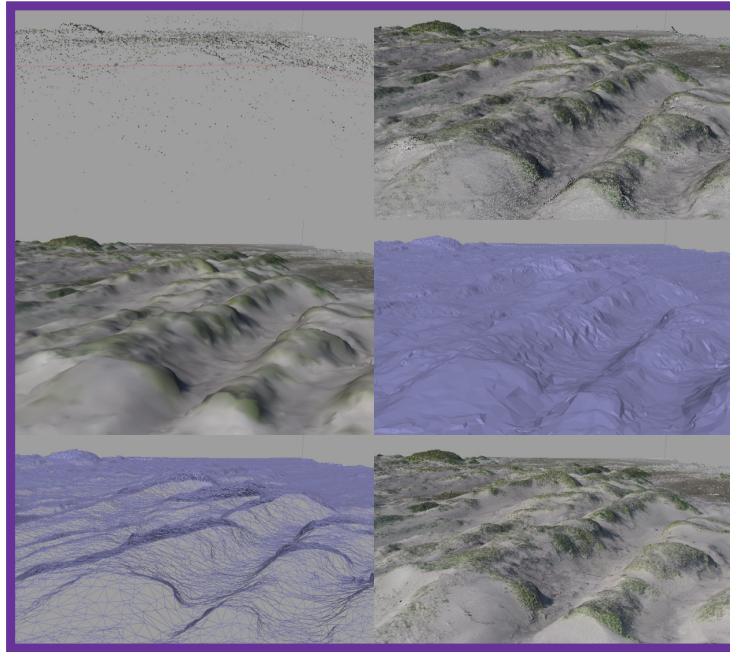


Figura 5.12: Proceso de reconstrucción tridimensional, con un acercamiento.

En cuanto a los consumos energéticos estos se mantuvieron como en la totalidad de los vuelos, sin embargo si existe una variación del consumo en la presencia de rachas de viento, incrementado se de entre 10 a 20 Watts dependiendo la intensidad del viento. Esto es debido a la estructura del avión y el perfil de ala que posee.

Sin embargo, en el momento de realizar el vuelo el controlador fue capaz de realizar la ruta encomendada, aun en la presencia de viento que se mantenía con una velocidad constante de 15 km/h con rachas de 30 km/h como máximo. Comprobando con esto la viabilidad del uso del autopiloto.

CAPÍTULO 6

CONCLUSIÓN

El uso de estructuras tipo planeador para realizar vuelos de larga duración ha demostrado su efectividad y posibilidad de uso en diferentes aplicaciones, aunado a esto el desarrollo de un modelo teórico para el cálculo del consumo eléctrico de un avión abre la puerta para realizar el diseño de un prototipo teniendo la certeza de que el planeador volara el tiempo estimado, sirviendo esto de gran apoyo en la ambición de realizar un planeador de alta autonomía.

Dado los resultados encontrados en este trabajo de tesis se estima que con una batería de 4000 mAh, el avión de prueba empleado podría tener una autonomía de vuelo de alrededor de dos horas de vuelo y con la poca información recabada a cerca de la nueva forma de volar, se podrían alcanzar tres horas de vuelo sin la necesidad de cambiar baterías.

La gran limitante de la estructura actual es el tipo de perfil y la poca capacidad de carga, por lo que derivado de estos resultados el avión propuesto a diseñar debería tener una envergadura mínima de 4 metros, para tener la posibilidad de cargar cerca de 2 kg de carga útil y mantener los tiempos de vuelo de previstos con este avión de prueba, con la diferencia en la carga útil que podría llevar el nuevo prototipo.

De la mano con el cambio de envergadura del avión es recomendable usar un

planeador con otro tipo perfil capaz de penetrar en el viento, de modo que puede volar en condiciones desfavorable, suponiendo vientos con una velocidad máxima de 50 km/hr, esto cambio se tendría que realizar para evitar el aumento del consumo de energía, como lo sucedido en Veracruz, que por el tipo de estructura y perfil del ala los consumos del planeador se incrementar por no tener la capacidad de penetrar en el viento.

Por otro lado, el correcto aprovechamiento de la energía producida de forma natural, proveniente de los gradientes de viento, hablando de las columnas termales y las cizalladuras de viento o las ráfagas, podría aumentar aun más la autonomía del motoplano, siempre y cuando se realice un control capaz de aprovechar esta energía. En referencia a las columnas termales se descubrió que posiblemente estas se puedan detectar también con sensores de temperatura embarcados en el avión, ya que las pocas termales que se tienen registradas, indicaron un aumento de temperatura de alrededor de 2 a 3 grados centígrados, con lo cual en conjunto con las otras formas de detección descritas, se podría generar una mejor identificación de estas.

La única desventaja encontrada sobre el aprovechamiento de las termales, es que éstas no necesariamente se pueden crear sobre la ruta de vuelo, por lo que para aprovechar las posiblemente sea necesario salir del curso establecido para volver a ganar altura y después regresar a la ruta planeada.

De la misma forma la creación de un simulador de consumo de energía en tiempo real o simulado, ayudará para la realización de los vuelos y el conocimiento puntual de la energía necesaria a embarcar, con lo que se podrá tener un mejor desempeño mejor y utilizar de forma más eficiente los recursos disponibles del planeador, así como realizar decisiones en el momento del vuelo sobre que tipo de vuelo desarrollar, hablando de aprovechamiento de termales, vuelo con energía solar, entre otros.

Tocando el tema de la energía auxiliar, el uso de tecnología solar se considera muy viable, sin la necesidad de recubrir toda el ala del planeador con la envergadura prop-

uesta, solamente una tercera parte de esta es suficiente para mantener el avión en vuelo, con lo cual se pueden reducir costos al momento de implantar esta tecnología, por otro lado la tecnología de celdas de combustible, se presenta como una tecnología que no sería factible su utilización en estos momentos, debido al peso que representan estas en comparación con la energía entregada, sin embargo en un futuro no muy lejano está puede ser utilizada con la creación de combustible solido.

Pasando al tema del autopiloto empleado este mostró un buen desempeño, teniendo las capacidades y cualidades necesarias para ser empleado en el siguiente prototipo de mayor envergadura, pero mediante todo este trabajo es necesario abrir la posibilidad de tener un autopiloto que sea de código abierto, para probar los diferentes controles desarrollados para aprovechar las fuentes de energía creadas de forma natural y con esto poder tener la capacidad de un aumento de autonomía extra gracias a estos fenómenos naturales.

Por otro lado la incorporación de sistemas de visión abre un gran campo de aplicación para este tipo de aeronaves, como lo fue el proyecto que se realizó en conjunción con la asociación ya mencionada, resultado que para ellos fue satisfactorio, planteándose la posibilidad de utilizar éste tipo de tecnología en proyectos futuros, con la incorporación de otros sistemas que puedan ser útiles para la generación de conocimiento.

Sin lugar a dudas la comparación de costos entre sistemas de aeronaves autónomas y de aeronaves tripuladas a demostrado a lo largo de estos últimos años la gran ventaja de costos y tiempo necesario para llevar a cabo un trabajo.

Finalmente la reinención de estructuras y la incorporación de nueva tecnología abre una gran ventana de oportunidades a el uso de éstas estructuras como herramientas para el fomento de la investigación, vigilancia, entre otras actividades que se pudieran realizar, con la gran ventaja de la autonomía que éstas pudieran desarrollar.

6.1 TRABAJO FUTURO

Con lo ya establecido en este trabajo de tesis se abre la posibilidad de diseñar un avión más grande y la realización de prototipo de prueba de mayores dimensiones y prestaciones, el cual pueda realizar vuelos de larga duración y se le puedan incorporar mayores sensores los cuales servirían para realizar un mayor número de trabajos por un tiempo prolongado.

Previsto en este trabajo se pretende diseñar un avión de 4 metros de envergadura al cual se le incorporaran las celdas solares, dado que con las experimentaciones hechas en este trabajo, se ha demostrado que es posible reducir el costo de su implementación y las grandes posibilidades de aprovechar la energía proveniente de esta fuente de energía.

El prototipo planteado a futuro podrá contar con la capacidad de llevar en su interior cámaras de visión normal, termal e hiperspectrales, con la cual podrá desarrollar un mayor número de aplicaciones, a la par de contar con sensores de CO₂ y algunos aditamentos más, mismos que serán de gran utilidad para el dimensionamiento del proyecto.

Por otro lado se pretende la adquisición de otra tarjeta de control, en la cual se tenga la posibilidad de realizar controles para el desarrollo de algoritmos de vuelo de larga duración y poder transmitir el vídeo o las fotografías, estas últimas con información necesaria para poder hacer una reconstrucción tridimensional en tiempo real.

BIBLIOGRAFÍA

- [AL07] Michael J. Allen and Victor Lin, *Guidance and control of an autonomous soaring uav*, NASA Center for AeroSpace Information (2007).
- [All05] Michael J. Allen, *Autonomous soaring for improved endurance of a small uninhabited air vehicle*, AIAA-2005-1025 (2005).
- [ATSB13] AFS-630 Airman Testing Standards Branch, *Glider flying handbook*, U.S. Department of Transportation(Federal Aviation Administration), 2013.
- [Bar] Patricio Barros, *La historia de la aviación*, Sucesos **16**, 1–15.
- [BL14] Poomin Park Keunbae Kim Bohwa Lee, Sejin Kwon, *Actisoaring management system for an unmanned aerial vehicle power by solar cells, a fuel cell, and batteries*, Aerospace and electronic systems **50** (2014), no. 4.
- [Bou85] Robert J. Boucher, *Sunrise, the world's first solar-powered airplane*, Journal of Aircraft **22** (1985), no. 10, 840–846.
- [Car79] Ordoñez Romero-Robledo Carlos, *Aerodinámica: Tomo 2 aerodinámica teórica y experimental*, UTEHA, 1979.
- [CY13] Xiahgzhi Bai Chao Yang, Fugen Zhou, *3d reconstruction measure based image selection*, 2013 Ninth International Conference on Computational Intelligence and Security (2013).

- [D.05] Anderson John D., *Introduction to aerodynamic*, 5 ta ed., Mc Graw Hill, 2005.
- [Due09] Carlos Platero Dueñas, *Apuntes de visión artificial*, Free Software Foundation, 2009.
- [Edw10] Daniel J. Edwards, *Autonomous soaring: The montague cross country challenge*, Ph.D. thesis, Faculty of North Carolina State University, Raleigh, North Carolina, 2010.
- [Ele11] CADEX Electronics, *Bu-206: Li-polymer battey:substance or hype?*
- [H.72] Bonneval H., *Photogrammétrie générale*, 1972.
- [Hay14] Dr. J.B. Hayet, *Visión por computadora: geometría de dos vistas*, Agosto 2014.
- [Hen10] W. J. Hennigan, *Solar-powered drone stays aloft for two weeks, breaking endurance records*, Los Angeles Times (2010).
- [hor] *Hornet*.
- [JL03] A. Dicks J. Larminie, *Fuel cell systems explained*, 2nd ed., Jhon Wiley & Sons, UK, 2003.
- [JMC07] P. Ellis J. Meyer, J.A.F. du Plessis and W. Clark, *Design considerations for a low altitude long endurance solar powered unmanned aerial vehicle*, IEEE, 2007.
- [KAC12] Vladimir Dobrokhodov Klas Andersson, Isaac Kaminer and Venanzio Cichella, *Thermal centering control for autonomous soaring: Stability analysis and flight test results*, Guidance, Control and Dynamics **35** (2012), no. 3.

- [KC13] John F. Keane and Stephen S. Carr, *A brief history of early unmanned aircraft*, Johns Hopkins APL Technical Digest **32** (2013), no. 3, 558–559.
- [Lan00] Jan Roskam & C. T. Lan, *Aerodynamics and performance*, Darcorporation, 2000.
- [MPP] *The importance of mppt (maximum power point tracker)*.
- [Naj11] Yaser Najaf, *Design of a high altitude long endurance solar powered uav*, Master's thesis, San Jose State Univeristy, 2011.
- [OGE13] Emilio Navarro-Arévalo Oscar Gonzales-Espasandin, Teresa J. Leo, *Fuel cells: A real option for unmanned aerial vehicles propulsion*, The Scientific World Journal **2014** (2013), 12.
- [P.89] Raymer Daniel P., *Aircraft design conceptual approach*, AIAA education series, 1989.
- [Pow06] Sion Power, *High energy, lightweight batteries*, 2006.
- [pum] *Fuel cell puma*.
- [Rap09] Annabel Rapinett, *Zephyr: A high altitude long endurance unmanned air vehicle*, Master's thesis, University of Surrey, 2009.
- [roa05] *Unmanned aircraft systems roadmap 2005-2030*, Office of the Secretary of Defense, 2005.
- [Sad12] Mohammad Sadraey, *Aircraft design: A systems engineering approach*, Wiley Publications, 2012.
- [Sl13] Stroman RO Rodgers JA Edwards-D Mackrell JA Schuette MW Page GS Swider-lyons, KE, *Liquid hydrogen fuel system for small unmanned air vehicles*, AIAA, Enero 2013.

- [Tea04] United States Soaring Teams, *History of gliding & soaring*, Media background (2004).
- [Tho93] David A. Thornburg, *Old buzzard's soaring book*, Pony X Press, 1993.
- [Tom12] María Cecili Tomasini, *Las máquinas de leonardo da vinci*, Ciencia y Tecnología **12** (2012), 27–36.
- [WH98] John Wharington and Israel Herszberg, *Control of a high endurance unmanned air vehicle*, AIAA A98-31555 (1998).
- [Wha04] John M. Wharington, *Heuristic control of dynamic soaring*, 5th Asian Control Conference (2004).
- [Whi13] Ryan Whitwam, *New nano-material could boost solar panel efficiency as high as 80%*, October 2013.
- [XL12] Xiaohua Tong Shuang Liu-Shijie Liu Zhonghua Hong Lingyun Li Kuifeng Luan Xiangfeng Liu, Peng Chen, *Uav- based low-altitude aerial photogrammetric application in mine areas measurement*, Earth Observation and Remote Sensing Applications (2012).
- [YW10] Geng Wang Yi Wang, *3d feature ppoint reconstruction based on stereo vision of uav*, Information Engineering and Computer Science (2010).