

**CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DE ESTUDIOS
AVANZADOS DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**

UNIDAD ZACATENCO

PROGRAMA

SISTEMAS AUTÓNOMOS DE NAVEGACIÓN AÉREA Y SUBMARINA

**“Diseño, construcción y navegación
de un Sistema Aéreo no Tripulado Solar”**

T E S I S

QUE PRESENTA

M. en C. Jorge Luis Hernández Toral

PARA OBTENER EL GRADO DE

DOCTOR EN CIENCIAS

EN SISTEMAS AUTÓNOMOS DE NAVEGACIÓN

AÉREA Y SUBMARINA

DIRECTORES DE LA TESIS:

DR. ROGELIO LOZANO LEAL

DR. IVÁN GONZÁLEZ HERNÁNDEZ

Ciudad de México

Septiembre, 2019

Agradecimientos

Primeramente, quiero agradecer a Dios por la oportunidad que me dio de poder concluir con los estudios de doctorado y aprender de esta fascinante materia de los vehículos autónomos.

De la misma manera, le agradezco a toda mi familia por el apoyo incondicional que he recibido de ellos y en especial a mi amada esposa Esmeralda Maravilla por todas esas palabras y momentos de aliento, cuando todo parecía complicado y sin salida y aún más por ayudarme y siempre apoyarme en todos mis planes y sueños.

También muy en especial le agradezco a mi mamá Rosa Estela Toral[†] por todo lo que hizo y dio por mí para que yo llegará a ser la persona que soy hoy en día, en este mismo sentido no puedo expresar palabras de agradecimiento a mi papá Jorge Luis Hernández sin cuyo apoyo y consejos no podría haber concluido este grado académico y ser la persona que soy.

Por otro lado, les agradezco a todos aquellos profesores que me ayudaron en todo este camino para la conclusión de este grado académico, pero en especial a mis asesores Dr. Rogelio Lozano y Dr. Iván González y a mi coordinador académico Dr. Sergio Salazar por todo su apoyo y guía.

Agradeciendo también a mis compañeros de doctorado y del laboratorio y aquellos que realizaron su servicio social conmigo, por todas las experiencias y ayudas a lo largo de estos cuatro años juntos.

Finalmente le agradezco al CONACYT, por haberme apoyado para poder llevar a cabo mis estudios de doctorado y con ello poder continuar con mi desarrollo profesional.

RESUMEN

La presente tesis doctoral se centra en el diseño, construcción y navegación de los Sistemas Aéreos no Tripulados Solares que, a través del uso de energía solar como fuente alterna de energía en conjunto con el esquema tradicional de energía de este tipo de vehículos, es decir las baterías de Polímero de Litio, incrementa su autonomía. Capacidad que se usará con vuelos de baja altura para llevar a cabo misiones de fotogrametría de precisión de grandes extensiones de terreno.

Por lo que a lo largo de este trabajo se muestra el diseño de un Vehículo Aéreo no Tripulado Solar (SUAV, en inglés), así como la construcción, adaptación y navegación de dos SUAVs, el sistema fotovoltaico desarrollado y los esquemas de control empleados tanto para el sistema solar como para la navegación del vehículo. Para ello primeramente se describen algunos vehículos autónomos similares en prestaciones y misiones al desarrollado en este trabajo, tomando especial énfasis en aquellos que emplean celdas solares para aumentar su autonomía, mostrando de igual forma los parámetros de diseño que se tienen que tomar en cuenta y los procesos de construcción empleados en los prototipos desarrollados.

Describiendo también como parte de este trabajo de investigación los sistemas fotovoltaicos, la forma de adaptación del sistema solar y su acoplamiento con los sistemas de vuelo. Presentando en este trabajo una nueva técnica de vuelo para este tipo de sistemas de manera que se pueda generar una mayor cantidad de energía a lo largo de un día, validando esta con pruebas de simulación y una prueba en tiempo real.

Finalmente, se presentan una prueba en tiempo real en la que se simula una misión de fotogrametría, mostrando los resultados y utilidades de ésta, concluyendo con la pertinencia del proyecto, así como su viabilidad de usó en este tipo de misiones. Desarrollando a su vez las propuestas futuras de trabajo sobre este tema de investigación.

ABSTRACT

This doctoral thesis focuses on the design, construction and navigation of the Solar Unmanned Aerial Systems, which using solar energy as an alternative energy source in conjunction with the traditional energy scheme of this type of vehicles, i.e. Lithium-polymer batteries, increase their autonomy. Capacity to be used with low-altitude flights to carry out precision photogrammetry missions of large tracts of terrain.

So, throughout this work the design of a Solar Unmanned Air Vehicle (SUAV) is shown, as well as the construction, adaptation and navigation of two SUAVs, the developed photovoltaic system and the control schemes used for the solar system and vehicle navigation. Firstly, some similar autonomous vehicles in performance and missions to the developed in this work are described, with special attention on those who use solar cells to increase their autonomy, showing also the parameters design that must be considered and the construction processes used in the prototypes developed.

Also its described as part of this research the photovoltaic systems, the adaptation of the solar system and its coupling with flight systems. Presenting in this work a new flight technique for this type of systems, in order to generate a larger amount of energy over a day, with the validation of simulations and a real-time test.

Finally, a real-time test is presented, in which a photogrammetry mission is simulated, showing the results and profits of it, concluding with the relevance of the project, as well as its feasibility of use in this type of missions. Developing future work proposals on this research topic.

Índice General

Índice General	I
Índice de figuras	III
Índice de tablas	VII
Acrónimos	IX
Símbolos	XII
Introducción	XV
Justificación	XIX
Planteamiento del problema	XXI
Hipótesis	XXI
Objetivo general	XXII
Objetivos específicos	XXII
Alcance y limitaciones	XXIII
Antecedentes	XXV
Metodología	XXIX
Artículos publicados	XXXI
1. Estado del arte	1
1.1. Vehículos Aéreos Similares	2
1.2. Sistemas de Energía	12
1.2.1. Generación de energía	12
1.2.2. Almacenamiento de energía	18
1.3. Controles en los UAV de ala fija	21
1.4. Aplicaciones de los LALE UAS	24
2. Diseño y Construcción de un UAV	27
2.1. Diseño aerodinámico	28
2.1.1. Perfil Aerodinámico	29
2.1.2. Ala	31

2.1.3. Estabilizadores	33
2.2. Diseño estructural	37
2.3. Construcción	41
2.3.1. Modelos pre-diseñados	43
3. Energía solar en un UAV	47
3.1. Sistemas fotovoltaicos	49
3.1.1. MPPT	52
3.2. Adaptación del sistema PV	57
4. Navegación de un SUAV	67
4.1. Modelo matemático	69
4.2. Estrategia de control	74
4.2.1. Control PID	76
4.2.2. SMC	77
4.2.3. STSMC	79
4.2.4. Ángulo de alabeo	85
4.2.5. Ángulo de guiñada	88
4.2.6. Ángulo de cabeceo	90
4.3. Simulación	92
5. Pruebas de vuelo en tiempo real	97
5.1. Prueba de seguimiento solar	97
5.2. Prueba de fotogrametría	105
6. Conclusiones y trabajo futuro	111
6.1. Trabajo futuro	113
BIBLIOGRAFÍA	115

Índice de figuras

1.	Sunrise I, durante una prueba de vuelo.	XXVI
2.	Alan Cocconi y el UAV Solong.	XXVII
1.1.	UAV RQ-20B PUMA.	3
1.2.	ScanEagle montado en el lanzador tipo catapulta.	5
1.3.	UAS Aerosonde.	5
1.4.	Atlantiksolar.	7
1.5.	SB4 Phoenix.	9
1.6.	SUAS Silent Falcon.	10
1.7.	H ₂ QUAD 1000 de la empresa EnergyOr.	13
1.8.	Relaciones potencia a peso y potencia a área para cuatro diferentes tecnologías solares [17].	16
1.9.	Índices de desempeño correspondientes por tipo de tecnología de celda [17].	16
1.10.	UAV PUMA AE con celdas solares de Thin GaAs.	17
1.11.	Influencia de la densidad de corriente, sobre la curva de descarga (Obtenida de [34]).	19
1.12.	Capacidades de los distintos tipos de baterías y su aplicación (Obtenida de [36]).	21
1.13.	Atlantik solar en vuelo, junto con una ejemplificación de las imágenes que puede obtener (Obtenida de [44]).	24
1.14.	Representación 3D del volcán Merapi peak. (Obtenida de [50]).	25
1.15.	Planeador empleado para la reconstrucción tridimensional en [33].	26
1.16.	Reconstrucción tridimensional obtenida de [33].	26
2.1.	Geometría de un perfil aerodinámico.	29
2.2.	Análisis aerodinámico de los perfiles seleccionados.	31
2.3.	Diseño aproximado de la geometría del ala.	33
2.4.	Diferentes tipos de cola de una aeronave.	34
2.5.	Análisis aerodinámico de los conjuntos ala-estabilizador seleccionados.	35
2.6.	Gráfica del lugar de las raíces para una configuración ala-estabilizador.	36
2.7.	Diseño aerodinámico conceptual.	36
2.8.	Diseño del acomodo de celdas solares en el ala del SUAV.	37
2.9.	Diseño estructural del ala.	38
2.10.	Diseño estructural del ala, apreciando sus componentes internos.	38
2.11.	Diseño estructural del estabilizador izquierdo de la cola en V.	39
2.12.	Diseño del fuselaje.	39
2.13.	Soporte de motor y hélice.	40

2.14. Diseño conceptual del SUAV (Vista Lateral).	40
2.15. Diseño conceptual del SUAV (Vista Tridimensional).	41
2.16. Primeras pruebas de vuelo con el prototipo uno.	44
2.17. Acomodo de la electrónica y autopiloto en el prototipo dos.	45
2.18. Diseño de la bancada del motor para el prototipo dos.	46
3.1. Variación de radiación por la latitud.	48
3.2. Sistema PV simple.	49
3.3. Sección del ala en proceso de construcción.	50
3.4. Primer sistema de pruebas.	51
3.5. Curvas características de una celda solar.	52
3.6. Esquema de Convertidor DC tipo Boost.	53
3.7. Convertidor DC tipo Boost.	55
3.8. Diagramas de flujo del control para el MPPT.	56
3.9. Curvas características del panel solar en el prototipo uno.	57
3.10. Tarjeta TITAN junto con placa fabricada para lectura de sensores, control de MPPT y comunicación.	58
3.11. Interfaz gráfica de los datos del sistema PV.	59
3.12. Banco de pruebas conectado a una Laptop, para recopilación de información.	59
3.13. Resultados de los MPP obtenidos con la técnica de control P&O.	60
3.14. Resultados de los MPP obtenidos con la técnica de control IC.	60
3.15. Banco de pruebas utilizado en funcionamiento.	61
3.16. Resultados de la respuesta de los dos diferentes controles del MPPT.	62
3.17. Planeador solar finalizado.	63
3.18. Resultados de las variables con todos los sistemas integrados en el UAV.	64
3.19. Tarjeta mejorada para el control de energía.	65
3.20. Encapsulación de uno de los cuatro paneles solares del prototipo dos.	65
3.21. Prototipo solar dos con la adaptación del sistema PV.	66
4.1. Diferencia entre el uso de un panel PV de ángulo fijo y un simple sistema de seguimiento solar.	68
4.2. Ejemplo del planeador siguiendo el sol.	68
4.3. Relación geométrica entre el sol y el SUAV durante una misión de fotogrametría.	69
4.4. Movimiento de los ruddervators actuando como timón (figura superior) y como elevador (figura inferior).	70
4.5. Sistema de coordenada usado para el avión de ala fija	71
4.6. Simulación de parámetros aerodinámicos en XFLR5.	75
4.7. Actitud del SUAV durante un vuelo recto y nivelado.	93
4.8. Comportamiento de las superficies de control para un vuelo recto y nivelado.	93
4.9. Actitud del SUAV durante un vuelo con seguimiento del sol.	94
4.10. Comportamiento de las superficies de control para el seguimiento solar.	94

5.1. SUAV en el campo de vuelo, realizando una revisión pre-vuelo. El tubo pitot está marcado en rojo.	98
5.2. Restricciones del campo de vuelo.	98
5.3. Comportamiento de los ángulos ϕ y ψ bajo condiciones reales, para un ángulo de alabeo de 2 grados y un ángulo de guiñada de 110 grados.	99
5.4. Vista superior y frontal de la actitud del avión para un ángulo de alabeo de 2 grados.	99
5.5. Vista 3D de la actitud del SUAV para un ángulo de alabeo de 2 grados.	100
5.6. Comportamiento de los ángulos de ϕ y ψ bajo condiciones reales, para un ángulo de alabeo de 6 grados y un ángulo de guiñada de 110 grados.	100
5.7. Vista 3D de la actitud del SUAV para un ángulo de alabeo de 6 grados.	101
5.8. Vista superior y frontal de la actitud del avión para un ángulo de alabeo de 6 grados.	101
5.9. Radiación sobre el panel solar durante los tres diferentes ángulos de alabeo.	102
5.10. Generación de energía por el sistema PV durante los tres diferentes ángulos de alabeo.	102
5.11. Señal PWM de los servomotores de alabeo para las diferentes pruebas.	103
5.12. Potencia consumida en las diferentes pruebas.	104
5.13. Trayectorias de vuelo de las diferentes pruebas.	104
5.14. Prototipo uno en campo de vuelo realizando una inspección previa al vuelo.	105
5.15. Prototipo uno en vuelo.	106
5.16. Prototipo dos en campo de vuelo, momentos previos al vuelo.	107
5.17. Ruta de vuelo predefinida para misión de fotogrametría.	107
5.18. Parte del modelo reconstruido en el programa Agisoft.	108
5.19. Ortomosaico con curvas de nivel del sitio de estudio (Montecillos, Texcoco).	109

Índice de tablas

1.1.	Clasificación de los UAS en función de su alcance, altitud, autonomía y MTOW. . .	2
1.2.	Especificaciones técnicas del PUMA AE.	4
1.3.	Especificaciones técnicas del ScanEagle.	6
1.4.	Especificaciones técnicas del Aerosonde.	6
1.5.	Especificaciones técnicas del AtlantikSolar.	8
1.6.	Especificaciones técnicas del SB4 Phoenix.	9
1.7.	Especificaciones técnicas del Silent Falcon.	11
3.1.	Valores propuestos para el cálculo de los elementos del boost.	53
4.1.	Especificaciones del prototipo SUAV	70
4.2.	Sistema coordinado del SUAV.	71
4.3.	Resumen de variables	71
4.4.	Error absoluto medio de los controles propuestos	95
4.5.	Salida máxima, mínima y promedio de los alerones.	95
4.6.	Salida máxima, mínima y promedio del timón.	95
4.7.	Salida máxima, mínima y promedio del elevador.	96
5.1.	Potencia consumida y generada obtenida de las figuras 5.10 y 5.12.	105

Acrónimos

AE	All Environment
AGL	Above Ground Level
ARPA	Advanced Research Projects Agency
AUVSI	Association for Unmanned Vehicle Systems International
CAD	Computer Assited Design
CIGS	Copper, Indium, Gallium, Selenide
DC	Direct Current
EA	Energías Alternativas
ETH	Eidgenössische Technische Hochschule Zürich
EVA	Ethylene Vinyl Acetate
GCS	Ground Control Station
GSD	Ground Sampling Distance
HALE	High Altitude Long Endurance
FLC	Fuzzy Logic Control
IC	Incremental Conductance
ICUAS	International Conference on Unmanned Aircraft Systems
ISR	Intelligence Surveillance and Reconnaissance
LALE	Low Altitude Long Endurance
Li-ion	Lithium-ion
LiPo	Lithium-ion Polymer
MPP	Maximum Power Point
MPPT	Maximum Power Point Tracker
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MAE	Mean Absolute Error
MSL	Mean Sea Level
MTOW	Maximum Take-Off Weight
Ni-Cd	Níquel-Cadmio
Ni-MH	Níquel-Metal-Hidruro
PID	Proportional-Integral-Derivative
P&O	Perturbance and Observer
PV	PhotoVoltaic (Fotovoltaico)

PWM	P ulse- W idth M odulation
RPI	R aspberry P I
RPAS	R emotely P iloted A ircraft S ystem
rpm	revolutions p er m inute
SMC	S liding M ode C ontrol
STC	S tandard T est C onditions
STSMC	S uper T wisting S liding M ode C ontrol
SUAS	S mall U nmanne d A erial S ystem
UAS	U nmanne d A erial S ystem
UAV	U nmanne d A erial V ehicle
VANT	V ehículo A utonómo N o T ripulado
VTOL	V ertical T akeoff and L anding

Símbolos

Símbolo	Nombre	Unidad
a_i	Aceleración inercial	m^2/s
AR	Alargamiento	
α	Ángulo de ataque	
d_p	Arrastre del perfil	N
ϕ	Ángulo de alabeo	
θ	Ángulo de cabeceo	
ψ	Ángulo de guiñada	
ξ	Alerones	
ω	Aceleración angular	m^2/s
ω_f	Angular frequency	rad
C_{teor}	Capacidad teórica	Ah
C	Capacitancia	F
D	Ciclo de trabajo del convertidor DC tipo Boost	
C_d	Coefficiente de arrastre del perfil	
C_l	Coefficiente de levantamiento del perfil	
C_m	Coefficiente de momento del perfil	
I_e	Corriente eléctrica	A
I_L	Corriente en el inductor	A
λ	Conicidad	
c	Cuerda del perfil	
η	Elevador	
τ	Empuje	N
E_{teor}	Energía teórica	Wh
b	Envergadura	m
ι	Eficiencia de las celdas solares	
x	Eje x del UAV	m
y	Eje y del UAV	m
z	Eje z del UAV	m
f	Frecuencia	Hz
X	Fuerza en el eje x	N
Y	Fuerza en el eje y	N

Símbolo	Nombre	Unidad
Z	Fuerza en el eje z	N
F	Fuerza total	N
GaAs	Gallium Arsenide	
L	Inductancia	H
I	Inercia	N
l_p	Levantamiento del perfil	N
L	Momento sobre el eje x	$N * m$
m	Masa	kg
m_p	Momento de cabeceo del perfil	$N * m$
M	Momento sobre el eje y	$N * m$
N	Momento sobre el eje z	$N * m$
M_t	Momento total	$N * m$
q	Presión dinámica	Pa
P	Potencia eléctrica	W
P_A	Relación potencia-área	
P_m	Relación potencia-peso	
R_{load}	Resistencia de carga	Ω
κ_r	Ruddervator derecho	
κ_l	Ruddervator izquierdo	
P_{UAV}	Índice solar de rendimiento para UAVs	
c-Si	Silicio cristalino	
S	Superficie Alar	m^2
C	Tasa de Descarga	
ζ	Timón	
p	Velocidad angular sobre el eje x	m/s
q	Velocidad angular sobre el eje y	m/s
r	Velocidad angular sobre el eje z	m/s
u	Velocidad lineal sobre el eje x	m/s
v	Velocidad lineal sobre el eje y	m/s
w	Velocidad lineal sobre el eje z	m/s
V_e	Voltaje	V
V_c	Voltaje capacitor	V
V_{IN}	Voltaje de entrada en el convertidor DC tipo Boost	V
V_{teor}	Voltaje teórico	V

Introducción

La sociedad humana ha pasado gran parte de su tiempo en la búsqueda de diversas fuentes de energías y como producir estas mismas, sin embargo primeramente es necesario definir que la energía, es la capacidad para realizar un trabajo [20], misma que se encuentra regida por las leyes de la termodinámica.

Dicho lo anterior la energía se comenzó a emplear aproximadamente en el siglo (XX d.C.), cuando se emplearon las velas para captar la energía del viento(eólica) para posteriormente surgir la rueda hidráulica y los molinos de viento, que constituyeron en el continente Europeo la principal fuente de energía durante la Edad Media.

A partir de 1859 cuando se perfora el primer pozo de petróleo en Estados Unidos de América, se comienzan a crear una gran cantidad de inventos que utilizan esta fuente de energía, como por ejemplo el generador eléctrico, el motor de combustión interna, la luz eléctrica y el automóvil. Es hasta el siglo XX que dado el crecimiento de la población y sus necesidades energéticas, se hace imprescindible una política de ahorro de energía y la búsqueda de nuevas fuentes de obtención de ésta.

Sin embargo, el gran uso de combustibles fósiles para la obtención de energía ha causado un deterioro ambiental a nivel mundial, mismo que puede llegar a niveles catastróficos si no se realiza una medida correctiva sobre ello, algunas de las claras evidencias que se han visto son: el calentamiento global y la lluvia ácida [48].

Por los problemas antes mencionados, nació la necesidad de buscar otros tipos de fuentes de energía o el resurgimiento de algunas de ellas que ya se conocían pero que se dejaron de lado, las cuales

son menos dañinas al medio ambiente, renovables y/o inagotables y sustentables.

En la actualidad se considera a las energías renovables, como una alternativa a las energías tradicionales, tanto por su disponibilidad presente y futura que viene a ser una garantía, como por su menor impacto ambiental en el caso de las energías limpias, por lo que también reciben el nombre de energías alternativas [47].

Dicho lo anterior es posible clasificar la energía por la manera en que se genera, teniendo dos principales fuentes:

- 1) **Energías No Renovables.** Se almacenan de forma subterránea o terrestre por millones de años y tienen la limitante de ser un recurso finito, ejemplo de ello, tenemos los combustibles fósiles, es decir, el carbón, petróleo, gas natural, entre otros.
- 2) **Energías Renovables.** Se crean en un flujo continuo y se disipan a través de ciclos naturales que se estima son inagotables, ya que su regeneración es incesante.

Este último tipo de energías también son conocidas como energías alternativas(EA), como se mencionó estas se reponen al generarse por procesos cíclicos cuya periodicidad es variable, pudiendo ser desde horas hasta días o inclusive años o inagotables. Pudiendo aplicar de mejor manera el termino EA, a todas aquellas energías de origen no fósil que no han participado significativamente en el mercado mundial de la energía, implicando estas no ser necesariamente nuevas, como es el caso de la energía solar.

Dada su creciente aplicación la tecnología necesaria para la generación de todo el sistema solar, ha tenido una creciente evolución en los últimos años, siendo cada vez son más ligeros en peso, de mayor eficiencia y económicos, por lo que su uso en diferentes sectores ha crecido. Una de las principales tecnologías de celdas solares de uso libre actualmente está basada en el silicio cristalino, sin embargo se están ensayando otros materiales en lámina delgada que podrían ocupar una cuota importante del mercado en los próximos años [47].

Uno de los sectores en donde se ha visto un gran interés por el uso de tecnología solar es en los

Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT's), en donde desde los años ochenta se ha intentado su incorporación, sin embargo la tecnología disponible en esa fecha no podía satisfacer la demanda de energía que este tipo de vehículos requería. Por otro lado como se ha mencionado, dado los avances en la tecnología solar aunado con la generación de materiales compuestos para la construcción de los VANT's, motores de mayor eficiencia, hélices más eficientes y la mejora de las baterías de Litio en general pero principalmente en las baterías de Litio Polímero(LiPo), tanto de su densidad energética gravimétrica como su densidad energética volumétrica, ha hecho posible la idea de vuelos de larga duración con Vehículos Autónomos no Tripulados(UAVs, en inglés) [53].

Pudiendo este tipo de vehículos ser de gran utilidad en diferentes tipos de misiones y para distintos tipos de aplicaciones algunas de ellas como búsqueda y rescate de personas, agricultura de precisión, seguridad pública, entre otras; las últimas dos aplicaciones mencionadas pueden representar un 90 % de su potencial uso en el ámbito civil como lo detalla la Asociación para Sistemas de Vehículos No Tripulados Internacional (AUVSI, en inglés) [52], ya que con esta tecnología se puede tener un tiempo de vuelo prolongado, evitando la necesidad de aterrizar el vehículo para cambiar la o las baterías y de nuevo despegar el UAV para completar la misión.

A través de la incorporación de un sistema solar como fuente de energía alterna, es posible lograr vuelos de la larga duración, sin embargo dada la rotación de la tierra esta fuente no es ilimitada a lo largo del día, por lo que únicamente comprende un periodo de tiempo, surgiendo la necesidad de emplear un sistema de almacenamiento de energía. Empleando para ello el esquema tradicional de energía de baterías LiPo, presentando en este trabajo la incorporación de las dos fuentes de energía.

Demostrando que es posible extender el tiempo de vuelo mediante el uso combinando de estas fuentes de energía y alguna de sus diversas aplicaciones que se le puede dar a este tipo de UAV, a través de su uso en una misión de fotogrametría.

Justificación

Una de las principales limitaciones de los VANT's cuya fuente de energía principal y única es la eléctrica, es el tiempo de vuelo o autonomía que estos pueden tener para desarrollar los objetivos que están persiguiendo en los diferentes usos que se le ha dado a estas aeronaves. El incremento de la capacidad energética instalada, es decir una batería de mayor amperaje o voltaje, no siempre es una solución eficiente dado que el incremento de éstas implica un mayor peso y/o volumen de batería que embarcar, siendo necesario en algunos casos reforzar la estructura o el intercambio de componentes para soportar el nuevo peso del UAV en el caso de los multirrotores o el aumento de sustentación para los vehículos de ala fija.

El tiempo de vuelo máximo en promedio puede ir desde los diez minutos de vuelo hasta los treinta minutos de vuelo en el caso de los multirrotores, en tanto que en los vehículos de ala fija el tiempo máximo de vuelo puede llegar a ser de una hora. Ciertamente existen aeronaves cuya autonomía es mayor sin embargo, éstas utilizan motores de combustión interna para poder tener esa capacidad saliendo del contexto en el que se está trabajando aunado a esto, este tipo de sistemas de propulsión suelen tener una vida limitada y son sistemas costosos que requieren un mayor mantenimiento de los sistemas para una correcta operación en comparación con los sistemas eléctricos.

Dada la problemática presentada y siendo el uso de motores de combustión interna una solución desde el punto de vista ecológico no aceptable y aunado a la creciente preocupación por el cambio climático a nivel mundial como se ha descrito. La solución a usar dentro de este trabajo es el uso de energías renovables, específicamente hablando de la energía solar, que en los recientes años ha alcanzado un nivel tecnológico apto, para la incorporación de estos sistemas en los UAVs siendo los vehículos de ala fija debido a su geometría con lo que se pretende trabajar.

La factibilidad de implementación se pudo comprobar en el trabajo de tesis [33], donde se valida

que la energía necesaria para mantener un vuelo recto y nivelado, se puede alcanzar con la instalación de un sistema fotovoltaico (PV, en inglés) en un UAV de ala fija, cuyo peso del sistema en total no afecta de gran manera la estabilidad y desempeño tanto estructural como aerodinámico del UAV, siendo los ajustes necesarios mínimos para su uso.

Parte importante de este trabajo es que hay muy pocos registros de uso de energía solar como fuente de energía alterna en los VANTs en México, por lo que este trabajo puede ser una iniciativa para el uso de esta energía en el país y su futura mejora.

Por otro lado, en los últimos años se ha visto un creciente uso de los VANTs en diferentes perfiles de misiones como lo es vigilancia, avance de obras, mapeos aéreos, agricultura de precisión, entre otros. Todos ellos limitados por el tiempo de vuelo como se ha dicho, por lo que la integración de vehículos de gran autonomía en todas estas misiones sería de gran utilidad, ya que se podría acortar los tiempos necesarios para llevar a cabo estas actividades.

Por lo que como solución y englobando lo descrito previamente, se plantea diseñar y construir un planeador capaz de desarrollar vuelos de baja altura (<120 m), cuya autonomía sea mayor dado el acoplamiento de la tecnología solar al vehículo de ala fija, empleando el Sistema Aéreo No Tripulado Solar (SUAS, en inglés) para desarrollar vuelos de fotogrametría. Con lo que se pretende demostrar las prestaciones que este tipo de aeronaves pueden tener y su posibilidad de uso y desarrollo para diferentes áreas de investigación en el ámbito civil.

Planteamiento del problema

En la actualidad los vuelos para realizar fotogrametría de precisión se llevan a cabo mediante aviones tripulados y más recientemente con aeronaves no tripuladas del tipo ala rotativa, específicamente con multirotores, en el primer caso el costo para llevar a cabo un estudio de este tipo es muy elevado, en tanto que para el otro el costo es menor sin embargo, aún con los nuevos tiempos de vuelo que se han alcanzado (30 min aprox.) el área de cobertura o alcance no es muy amplia, por lo que para grandes extensiones de terreno es necesario llevar a cabo distintos vuelos lo que implica costos y tiempo de traslado. En ambos casos los resultados obtenidos son los óptimos y de gran valor.

Esta tarea puede ser llevada a cabo mediante aviones no tripulados de ala fija, pero aún en estos existe la necesidad de realizar múltiples despegues y aterrizajes para poder operar durante un día completo, por lo que es necesario acoplar un sistema de energía alterna en éstos con la finalidad de incrementar su autonomía y alcance.

Hipótesis

Es posible extender el tiempo de vuelo de un UAV de ala fija que no supere los 4 kilogramos de peso total para realizar vuelos de fotogrametría durante 5 horas de vuelo continuo, mediante la incorporación de un sistema fotovolotaico.

Objetivo general

Diseñar, construir y navegar un planeador capaz de realizar misiones extensas de fotogrametría mediante la incorporación de un sistema solar.

Objetivos específicos

- Analizar los Sistemas Aéreos No Tripulados Solares(SUAS).
 - Establecer las condiciones para diseñar y construir un SUAS.
 - Analizar los sistemas fotovoltaicos presentes en los SUAS.
 - Contar con algoritmos de control que permitan realizar la navegación y obtener un mayor aprovechamiento de la energía solar.
 - Demostrar la viabilidad de un SUAS para vuelos de fotogrametría.
-

Alcance y limitaciones

El presente trabajo se centrará en el desarrollo de un vehículo aéreo no tripulado solar del tipo ala fija, al cual se le incorporará un sistema fotovoltaico para la generación de energía solar como fuente alterna de energía, instalando el panel solar sobre la parte superior del ala. Mediante lo anterior se plantea dar solución al problema principal en esta tesis de doctorado, tratando de marcar un precedente en el uso de esta tecnología y su viabilidad de incorporación en diversos prototipos para lograr en cada uno de ellos un aumento en su autonomía. Mostrando dentro del mismo una misión fotogramétrica con la finalidad de analizar los resultados del sistema solar incorporado al vehículo aéreo.

Dentro de este trabajo únicamente se diseñará un planeador solar capaz de desarrollar vuelos de baja altura y se construirán y navegarán dos planeadores para validar y conocer las implicaciones prácticas para el uso de los sistemas fotovoltaicos, con la finalidad de que este trabajo pueda ser empleado como base para el desarrollo de sistemas aéreos no tripulados solares que cuenten con mayor autonomía para el desarrollo de una gran variedad de misiones.

Antecedentes

El creciente desarrollo de los VANTs en los últimos años para su uso en el ámbito civil, como puede ser mapeo de zonas de interés, vigilancia de recintos, inspección de líneas eléctricas, entre otras, ha propiciado un incremento en el interés para su diseño y producción tanto de entidades públicas como privadas, llevando esto a una variedad de prototipos, con diferentes características y objetivos perseguidos por cada uno de ellos, sin embargo una de las principales limitaciones en estos vehículos es el tiempo de vuelo, tal como es expresado en [3]. Describiendo en este mismo que es posible aumentar la autonomía del vehículo mediante el aprovechamiento de factores naturales como las columnas termales o mediante el uso de energías renovables.

Precedente de este trabajo se evaluaron los consumo energéticos y la viabilidad de saber si era posible mantener un vuelo recto y nivelado de un VANT de ala fija con el uso de energía solar, estudio que se puede observar en [33]. En la cual se demostró que los planeadores propulsados por un motor eléctrico, son capaces de realizar vuelos de larga duración, prolongando su tiempo de vuelo a través del aprovechamiento de fenómenos naturales y/o incorporación de sistemas que puedan transformar fuentes de energía alterna, siendo las modificaciones necesarias mínimas para poder incorporar el sistema completo para el uso de energía solar y la detección y aprovechamiento de fenómenos naturales, debido a las características de la estructura y de vuelo que presentan este tipo de aeronaves.

Parte importante para obtener un aumento en la autonomía de algún VANT de ala fija es utilizar los controles apropiados, que puedan aprovechar al máximo las dos opciones planteadas anteriormente, como el control empleado en [4] para la detección y aprovechamiento de columnas termales o los distintos controles empleados para el aprovechamiento de la energía solar. En la literatura citada, así como en otra fuentes se puede encontrar otra fuente de energía alterna, las celdas de combustible, sin embargo no se plantea el uso de esta fuente de energía, debido a que la tecnología necesaria

para su uso es demasiado costosa para los alcances de este proyecto.

Por otro lado, la energía solar es un recurso natural que como ya se mencionó, es renovable e ilimitado el cual se puede utilizar para incrementar la autonomía de los VANTs de ala fija sin incrementar de manera considerable su peso, como se señala en [52], donde se menciona que es posible tener 125 watts bajo condiciones de prueba estándar (STC, por sus siglas en inglés) con un incremento de peso de 125 gramos, el peso es únicamente considerando el panel fotovoltaico, sin embargo esta energía es suficiente para mantener un pequeño UAV en vuelo recto y nivelado.

La tecnología para la captación y uso de energía solar en UAVs, así como los primeros vuelos con energía solar datan del año 1974, donde el 4 de noviembre en California, Estados Unidos, se realizó el primer vuelo con el Sunrise I como se puede apreciar en la figura 1, diseñado por R.J. Boucher de Astro Flight Inc. bajo un contrato con la Agencia de Proyectos Avanzados de Investigación (ARPA, en inglés), cuyo vuelo fue de 20 minutos a una altura de 100 metros, contando con una envergadura de 9.76 metros, un peso de 12.25 kg y energizado por 4,096 celdas solares cuya eficiencia menor a 14% que en conjunto otorgaban 450 W [11], logrando un récord de vuelo de tres a cuatro horas en vuelos hechos en primavera.



Figura 1: Sunrise I, durante una prueba de vuelo.

Desde estos inicios muchos aeromodelistas han tratado de volar con energía solar, volviéndose un objetivo más alcanzable gracias a la evolución de toda la tecnología que involucra este sistema como ya se ha remarcado, pasando de vuelos de pocos minutos a horas de vuelo. Por otro lado, debido a los resultados obtenidos en los años 70's también se comenzó a realizar los primeros

vuelos con aviones solares tripulados [42].

Después de los éxitos a lo largo de los años comenzó a surgir el sueño de emplear UAV para vuelos de gran altitud y larga autonomía (HALE, en inglés), comenzando los primeros vuelos con el Pathfinder, cuya envergadura era de 30 metros, tenía un peso de 254 kg y poseía un arreglo de celdas solares que proporcionaban 7,500 watts, el cual voló por primera vez en 1993, alcanzando una altura de 21,802 m en 1997 [26]. Teniendo como últimos prototipos de esta clase el Helios por parte de la NASA y el Heliplat resultado de un Programa Europeo.

Sin embargo, no fue hasta el 22 de abril de 2005 que Alan Cocconi pudo realizar un vuelo mayor a 24 horas y lograr así uno de los primeros objetivos importantes del uso de tecnología solar en UAVs, en la figura 2 se puede apreciar el UAV Solong. Este vuelo lo realizó con el avión Solong que voló por 24 horas y 11 minutos usando únicamente celdas solares y columnas termales, el cual tenía 4.75 metros de envergadura y pesaba 11.5 kg, logrando un vuelo que duró 48 horas y 16 minutos en Junio de ese mismo año.



Figura 2: Alan Cocconi y el UAV Solong.

En este mismo sentido, un gran expositor de este tipo de aviones es la empresa QinetiQ, cuya plataforma Zephyr logró un vuelo de 54 horas en Nuevo Mexico el 10 de Septiembre de 2007, alcanzando una altura de 17,786 metros, pesando 30 kg con una envergadura de 18 m [42]. Por otro lado, también en el ámbito académico se han podido obtener buenos resultados de desarrollo de

este tipo de prototipos, como los presentados por la ETH Zurich con el UAV solar AtlantikSolar, logrando 81 horas de vuelo continuo en 2015 [61].

Es importante recalcar que la creación de este tipo de prototipos está en pleno crecimiento en la actualidad en diversos países a lo largo del mundo, existiendo diferentes modelos como se ha referido, que han incorporado fuentes de energía alterna y desarrollado vuelos empleando fenómenos naturales para incrementar el tiempo de vuelo de los modelos, sin embargo en México no se ha encontrado registro alguno de alguna aeronave con pruebas de vuelo que haya logrado este objetivo final.

Metodología

Con los objetivos perseguidos por este trabajo de tesis, se plantea la siguiente metodología desarrollada de tal manera que se pueda completar el objetivo final.

1. Conocer el estado del arte de los sistemas aéreos no tripulados solares.
 2. Determinar las ventajas del uso de sistemas fotovoltaicos.
 3. Diseñar un planeador capaz de satisfacer el perfil de misión planeado, al cual se le pueda incorporar un sistema fotovoltaico.
 4. Construir un SUAS
 5. Comprender e identificar el uso de la energía solar.
 6. Acoplar un sistemas fotovoltaico a un UAV.
 7. Realizar controles para la navegación del VANT y mayor aprovechamiento de la energía solar.
 8. Desarrollar simulaciones para la validación de las técnicas de control propuestas.
 9. Realizar pruebas de vuelo integrando los controles de vuelo.
 10. Desarrollar una simulación de un vuelo fotogramétrico.
 11. Obtener los resultados y conclusiones del proyecto.
-

Artículos publicados

- Artículo de revista “Sun Tracking Technique Applied to a Solar Unmanned Aerial Vehicle”, publicado el 22 de Junio de 2019 en “MDPI Drones: Special Issue Fundamental and Applied Research in Unmanned Aircraft Systems Technology” [32].
 - Artículo de congreso “Super-twisting control in a Solar Unmanned Aerial Vehicle: Application to Solar Tracking” aceptado para presentarse en “International Conference on Unmanned Aircraft Systems” (ICUAS) 2018 [30].
 - Artículo de congreso “Attitude and altitude control for a fixed wing UAV applied to photogrammetry” aceptado para presentarse en “International Conference on Unmanned Aircraft System” (ICUAS) 2019 [31].
-

Capítulo 1

Estado del arte

El uso de VANT's en diferentes sectores del ámbito civil y militar, ha motivado a los investigadores y diseñadores a optimizar y modernizar los diferentes prototipos de UAV o crear nuevos modelos que cumplan con los diferentes perfiles de misiones a los que se tiene que dar solución. Logrando que cada vez existan mejores y más eficientes aeronaves en las diversas materias en las que se han usado, sin embargo aún existen problemas y limitantes que se pueden solucionar con ayuda de los avances tecnológicos de las últimas fechas y la implementación de nuevas técnicas de control.

Dentro de los problemas por solucionar, uno de los principales al que se han enfrentado los investigadores es la autonomía, ya que como se ha comprobado esta está limitada por el tipo tecnología que energiza o propulsa al sistema, teniendo por un lado los motores de combustión interna, los cuales proveen de una alta autonomía al vehículo, sin embargo con el tiempo su mantenimiento comienza a ser mayor, aparte de que contaminan el medio ambiente debido a que esta tecnología emite gases que propician calentamiento global. Por otro lado, la tecnología de baterías ha tenido un creciente desarrollo, aumentando su capacidad energética con un menor peso y volumen, sin embargo aun con este avance los tiempos de vuelo no se puede comparar con los obtenidos con un motor de combustión interna, por lo que una de las posibles soluciones se centra en el uso de fuentes de energía alterna.

Es por ello que en este trabajo como se ha introducido, se aumentará la autonomía mediante el uso de energía alterna, tomando como principio para ello el uso de energía solar, por lo que a lo largo de este capítulo se presentarán prototipos cuyo fin es similar al buscado en este trabajo, describiendo sus esquemas de energía con los cuales son energizados, así como los sistemas de energía solares disponibles actualmente y finalmente se comentará el uso que se les está dando a estos, así como las previsiones a futuro en las que se considera un UAV de estas características pueda ser partícipe.

1.1. Vehículos Aéreos Similares

A lo largo de la historia se han creado una variedad de UAS, por lo que es necesario tener una manera de clasificarlos y con esto poder tener un marco de referencia para poder comparar los nuevos vehículos que se diseñan con los prototipos ya existentes, teniendo una igualdad en las prestaciones y rendimientos de los equipos para compararlos y definir las ventajas o desventajas de los UAS, por lo que una clasificación principal de este tipo de aeronaves se puede basar en el alcance, la altitud, la autonomía y el peso máximo de despegue (MTOW, en inglés) de las plataformas. Misma clasificación que se puede observar en la tabla 1.1 obtenida de [16].

Tabla 1.1: Clasificación de los UAS en función de su alcance, altitud, autonomía y MTOW.

Categoría de UAS	Alcance (Km)	Altitud (m)	Autonomía (h)	MTOW (kg)
Estratosféricos	>2,000	20,000 - 30,000	48	<3,000
HALE	>2,000	20,000	48	15,000
MALE	>500	14,000	24 - 48	1,500
LALE	>500	3,000	>24	>30
Alcance medio	70 - >500	8,000	6 - 18	1,250
Alcance corto	10 - 70	3,000	3 - 6	200
Mini	<10	<300	<2	<30
Micro	<10	<250	<0.5	<1

El VANT que se plantea diseñar y construir, estará dentro de la categoría de alcance corto, aunque se pretende que el prototipo diseñado y los vehículos construidos sirvan de base para llegar a la categoría de "*Low Altitude Large Endurance (LALE)*". Para una comparación de los vehículos

construidos y diseñado, se buscarán UAVs que entren en estas categorías, sin embargo dado el número de prototipos únicamente se describen seis que enmarcan el estado del arte de este tipo de aeronaves, mostrando dentro de estos algunos cuya fuente de energía son motores a combustión interna.

La clasificación propuesta en la tabla 1.1, es una clasificación propuesta por los autores de la misma, por lo que pueden existir otras clasificación pero todas ellas tienen similitudes en sus conceptos.

1) RQ-20B PUMATM AE

El primer vehículo mostrado es el Puma AE, el cual se puede apreciar en la figura 1.1. Este es un UAS completamente a prueba de agua y pequeño, diseñado para operaciones terrestres y marinas con la capacidad de aterrizar en ambos ambientes, el sistema de navegación de precisión mejorada con un GPS secundario proporciona una mayor precisión de la posición y fiabilidad, en tanto que la sistema de control en tierra (GCS, en inglés) común a otros UAV de la misma compañía, permite al operador controlar la aeronave manualmente o programarlo para una navegación autónoma basada en GPS [2].



Figura 1.1: UAV RQ-20B PUMA.

El Puma AE posee 3+ horas de autonomía, con opciones versátiles de batería para soportar los diversos requerimientos de las misiones, este cuenta con un adaptador de energía que está provisto para integraciones fáciles de opciones futuras para extender la autonomía, tales como celdas solares o de combustible. Una mayor referencia de sus características se muestra en la tabla 1.2.

Tabla 1.2: Especificaciones técnicas del PUMA AE.

RQ-20B PUMA	
Alcance	20 km
Autonomía	3+ h
Altitud de operación	152 m AGL
Envergadura	2.8 m
Longitud	1.4 m
Peso	6.3 kg
Método de Despegue	A mano o por riel de lanzamiento (opcional)
Método de Aterrizaje	Autónomo o manual a punto de desplome

2) *ScanEagle*

El ScanEagle es un UAS de gran autonomía diseñado y manufacturado por Insitu Inc., una empresa subsidiaria de la compañía Boeing, el vehículo es un UAS autónomo de larga duración que proporciona inteligencia, vigilancia y reconocimiento (ISR, en inglés), con la capacidad de vuelos diurnos y nocturnos para una variedad de aplicaciones gubernamentales y civiles. La aeronave se lanza de manera autónoma mediante un lanzador de catapulta, y la solución patentada de recuperación de redes independientes, SkyHook, atrapa al avión por la punta de su ala con una cuerda que cuelga desde un brazo de 50 pies de altura [10]. El avión mencionado se puede apreciar en la figura 1.2.

Este prototipo comenzó su desarrollo desde Febrero de 2002, tomando como base el UAV SeaScan y desde entonces el éxito obtenido ha dado como resultado la continua producción, investigación y desarrollo de este programa. Siendo de gran utilidad para los diversos fines debido a la rápida reconfiguración en el campo de su carga de paga, así como la adaptación de nuevas tecnologías y actualizaciones para ser utilizado en operaciones civiles y militares, algunas de sus características se muestran en la tabla 1.3.



Figura 1.2: ScanEagle montado en el lanzador tipo catapulta.

3) *Aerosonde*

El UAS Aerosonde de Textron Systems ofrece una fiabilidad superior y rendimiento multimisión, esta aeronave está equipada con un sistema de vídeo para operaciones continuas de día y noche, incorporando retransmisión de comunicaciones e inteligencia en un solo vuelo, para desarrollar operaciones expedicionarias terrestres y marítimas.

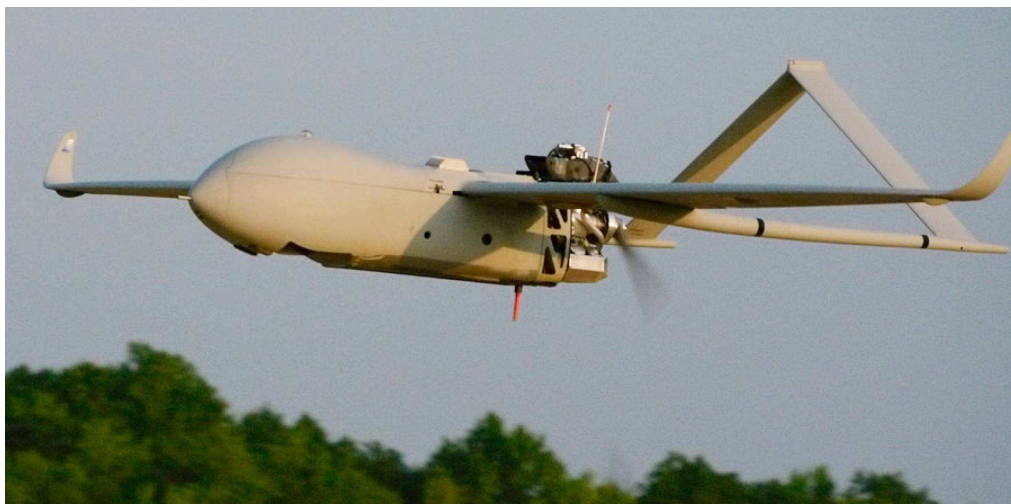


Figura 1.3: UAS Aerosonde.

Tabla 1.3: Especificaciones técnicas del ScanEagle.

ScanEagle	
Alcance	100 km
Autonomía	24+ h
Altitud de operación	5,944 m
Envergadura	3.1 m
Longitud	1.6 m
Peso	16 kg
Velocidad horizontal max.	41.2 m/s
Velocidad crucero	25 - 30 m/s
Método de Despegue	Lanzador de catapulta
Método de Aterrizaje	SkyHook

El UAS está probado por más de 150,000 horas de vuelo, incluyendo pruebas en el calor del desierto y en el frío ártico, con la posibilidad de seleccionar la carga de paga a emplear, dependiendo el perfil de misión que se busque [58], el UAS Aerosonde se muestra en la figura 1.3.

Textron Systems ha desarrollado la tecnología para realizar el despegue y aterrizaje vertical, dotando al UAV de una característica VTOL por sus siglas en inglés, sin embargo la integración de este sistema reduce la autonomía a ocho horas con una carga de paga de 4.5 kilogramos, pero se obtienen mejores niveles de capacidad de misión y flexibilidad. Algunas de las especificaciones técnicas se muestran en la tabla 1.4.

Tabla 1.4: Especificaciones técnicas del Aerosonde.

Aerosonde	
Alcance	140 km
Autonomía	14+ h
Altitud de operación	4,572 m
Altura max. de despegue	2,134 m
Envergadura	3.6 m
Peso	36.4 kg
Carga de paga	9.1 kg
Método de Despegue	Lanzador tipo catapulta
Método de Aterrizaje	Recuperación mediante red

4) AtlantikSolar

Este proyecto del Instituto Federal Suizo de Tecnología de Zürich (ETH, en alemán) surgió con la idea principal de poder demostrar que un avión energizado completamente con energía solar y autónomo, podía seguir los pasos de Charles Lindbergh, quien en Mayo de 1927 realizó el primer vuelo que cruzo el océano Atlántico con un avión de motor a gasolina. Dicho desafío se emprendió con el fin de demostrar las ventajas de un UAV solar, específicamente para demostrar la capacidad de desarrollar vuelos continuos durante varios días.

El AtlantikSolar es una aeronave mejorada y escalada basada en el SkySailor, que dio como resultado una nueva generación de UAVs solares de cinco metros, que cuentan con la capacidad de desarrollar vuelos continuos hasta por 10 días. Este UAV está optimizado para tener un consumo de energía bajo y un vuelo eficiente, todo esto aunado a la combinación de tecnología solar eficiente y baterías Li-Ion, con lo que el prototipo puede extender su autonomía y rebasar las 24 horas de vuelo continuo. Este vehículo se puede apreciar en la figura 1.4.



Figura 1.4: Atlantiksolar.

Este proyecto logró realizar un vuelo cruzando completamente un ciclo de día y noche, el día 30 de Junio de 2015, volando por poco más de 28 horas y aterrizando con las baterías completamente cargadas, lo que demostró la capacidad de estas aeronaves de realizar vuelos de larga duración. Volando a una velocidad promedio de 8.4 m/s y un consumo promedio de 43 W durante la noche,

demostrando dos semanas después que también puede volar por 81.5 horas de manera ininterrumpida, por lo que este UAV podría proveer servicios de telecomunicaciones en escenarios de desastre o imágenes en vivo para misiones de inspección industrial [61]. Algunas de sus especificaciones técnicas se muestran en la tabla 1.5.

Tabla 1.5: Especificaciones técnicas del AtlantikSolar.

AtlantikSolar	
Envergadura	5.6 m
Peso	6.9 kg
Velocidad de vuelo	30 - 75 km/h
Estructura	Estructura de fibra de carbono ligera y kevlar
Sistema de energía	1.4 m ² de paneles solares con 2.9 kg de baterías Li-Ion
Control de vuelo	Sistema de control autónomo (por ETH) con Navegación GPS
Carga de paga	Cámara digital HD, transmisión de imagen en vivo

5) *SB4 Phoenix*

El SB4 de sunbirds es un UAV de ala fija que proporciona datos geoespaciales procesables recolectados de áreas extensas. Está diseñado para cubrir una amplia gama de misiones a gran escala como, mapeo de precisión, fotogrametría, topografía, vigilancia, inspección y teledetección. Por lo que éste es una herramienta muy útil que sirve a los gerentes para tomar decisiones rápidas y precisas basadas en datos, demostrando su rentabilidad y gran autonomía, gracias a las celdas solares instaladas, la imagen de este prototipo se puede apreciar en la figura 1.5.

El UAV tiene una propia GCS, la cual genera la trayectoria de vuelo basándose en la distancia de muestreo en tierra (GSD, en inglés), la dirección del viento y la selección de superposición entre las fotografías, pudiendo definir en esta misma una geocerca con límites verticales y horizontales, para limitar el vuelo del UAV [57]. Gracias a su peso es posible despegar el avión sin la necesidad de una pista o una catapulta, únicamente se requiere aventarlo con la mano, algunas de sus especificaciones se enmarcan en la tabla 1.6.



Figura 1.5: SB4 Phoenix.

Tabla 1.6: Especificaciones técnicas del SB4 Phoenix.

SB4 Phoenix	
Envergadura	3.2 m
Peso	3.5 kg
Longitud	1.62 m
Modos de vuelo	Asistido / Autónomo
Batería	LiPo 2250 Ah 6S 22.2 V
Autonomía	Todo el día, dependiendo las condiciones de luz solar
Alcance	Hasta 290 km
Alcance de comunicación	Hasta 30 km
Velocidad crucero	40 km/h
Resistencia al viento	40 km/h
Método de Despegue	A mano
Comunicación	Enlace directo a 433 MHz
Carga de paga	Cámara RX100 II 20 Mpx

6) *Silent Falcon*

Es un SUAS modular de fibra de carbono y energizado con energía solar diseñado para numerosas aplicaciones comerciales, de seguridad pública, militares, entre otras; gracias a su sistema de propulsión eléctrico en conjunto con la tecnología solar, el UAV tiene la habilidad de permanecer en el aire por periodos de tiempo extendidos, hasta 5 horas dependiendo las condiciones de vuelo. La bahía de carga útil está diseñada con una interfaz y arquitectura abierta para acomodar una amplia gama de sensores, cámaras y cargas útiles, permitiendo al Silent Falcon realizar una gran variedad de misiones de alcance y autonomía prolongadas, el vehículo se puede apreciar en la figura 1.6.

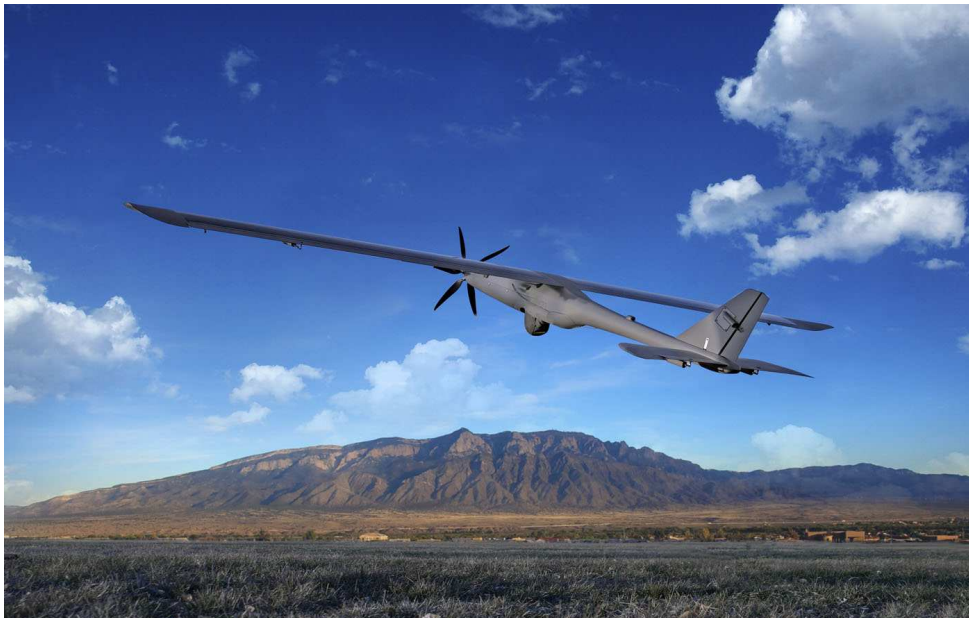


Figura 1.6: SUAS Silent Falcon.

El sistema de propulsión eléctrica solar silenciosa, su robusta estructura compuesta, su sofisticado sistema de comunicación y su interfaz abierta, hacen que este SUAS sea capaz de cumplir con los perfiles de misiones de largo alcance y larga duración para la más amplia gama de aplicaciones posibles. El sistema cuenta con una catapulta de lanzamiento y es recuperado mediante un paracaídas, haciendo que todo el sistema entre dentro de una camioneta para su transporte, en tanto que el tiempo de armado y lanzamiento es de 30 minutos, más especificaciones técnicas se encuentran en la tabla 1.7 [24].

Tabla 1.7: Especificaciones técnicas del Silent Falcon.

Silent Falcon	
Envergadura	4.4 m
Peso	14.5 kg
Longitud	1.9 m
Fuente de energía	Batería LiPo / Solar
Autonomía	Hasta 5 horas, dependiendo las condiciones de vuelo
Alcance	Hasta 15 km o hasta 100 km con una red de comunicación
Velocidad	45 a 90 km/h
Altitud de operación	75 m AGL a 6,000 m MSL
Autopiloto	MicroPilot MP 2128 g2
Método de Despegue	Lanzador tipo catapulta
Recuperación	Mediante paracaídas

Dentro de los UAV más representativos de esta categoría podemos apreciar que los primeros tres prototipos emplean motores de combustión interna para lograr su autonomía, sin embargo el primero de ellos tiene la posibilidad de realizar el intercambio de tecnología para emplearlo mediante propulsión eléctrica proveniente de un sistema solar, en tanto que los últimos tres prototipos mostrados utilizan como fuente alterna de energía la energía solar, mostrando que un UAV de estas características puede ser energizado únicamente con energía solar y lograr ciclos de vuelo completos de veinticuatro horas como lo demuestra el UAV Atlantik Solar, sin embargo esto depende en gran manera de las condiciones de vuelo, como lo demuestran los otros dos prototipos que en sus tiempos de autonomía se demarca que depende de estas condiciones, parte importante para tener mayor autonomía es la tecnología que se emplea en conjunto para lograr almacenar y generar la energía, así como un sistema de gestión de la misma.

Por otro lado, se enmarca también que los VANT's propulsados mediante combustibles fósiles tienen como ventaja principal una gran autonomía, en comparación con la que se puede obtener mediante baterías, sin embargo esta tecnología presenta otras ventajas, que ha atraído el interés de diseñadores y constructores, entre las cuales se pueden mencionar, menor ruido, menores vibraciones, un control de potencia menos complejo, no hay emisiones de partículas contaminantes, entre otras.

Todo lo anterior mencionado demuestra que la tendencia a futuro es realizar un cambio completo de sistemas de potencia, trasladando los sistemas a motores eléctricos, energizados por energía almacenada en baterías y/o generada de fuentes alternas de energía, principalmente energía solar. Partiendo de esta idea a continuación se describen los sistemas de energía disponibles.

1.2. Sistemas de Energía

A lo largo de este trabajo se considerará como sistema de energía, al conjunto de elementos útiles para la generación, almacenamiento y distribución de energía eléctrica para el correcto funcionamiento del UAV, en consecuencia a lo largo de esta sección se describirán los componentes que se utilizan para cada etapa descrita del sistema.

Es importante mencionar primeramente que la selección del sistema de energía eléctrico es determinada en gran medida por los requerimientos de los diferentes perfiles de misiones, es decir la cantidad de energía requerida y el tiempo durante el cual se va a entregar esta, para el correcto funcionamiento de todos los sistemas del UAV. Por lo que el tiempo se determina en términos de la energía promedio utilizada, considerando los picos de consumo para diseñar el sistema de energía, tomando especial atención en el caso de los vehículos de ala fija el momento de despegue.

1.2.1. Generación de energía

Para comenzar con el sistema de energía del UAV, es necesario determinar si se va a incorporar una fuente de generación de energía o simplemente se va a almacenar energía para ser utilizada en vuelo. La mayoría de los VANTs no disponen de una debido a la complejidad de los sistemas o el peso que estas representan, sin embargo dado las nuevas tecnologías y las mejoras de estos sistemas, cada vez una mayor parte de los usuarios y/o diseñadores las están incorporando, con el fin de extender la autonomía de los UAVs, dentro de esta sección se pueden apreciar las dos principales tecnologías que ya se están empleando, dejando de lado por los fines y limitaciones de

este proyecto a los motores de combustión interna.

1) Celdas de combustible

Las pilas de combustible son dispositivos electroquímicos que generan corriente eléctrica, agua y calor a partir de una reacción electroquímica de un combustible y un oxidante, su principal diferencia entre estas y las baterías, es que a partir del abastecimiento continuo de reactivos esta genera electricidad, en tanto que la batería posee una capacidad de almacenamiento limitada, sin embargo ambas tecnologías transforman la energía química en eléctrica, caso contrario a los alternadores que parten del uso de combustibles fósiles y es necesario que estas pasen por una serie de transformaciones intermedias que limitan el rendimiento.

La pila de combustible está conformada de un conjunto de celdas de combustibles que son conectadas en serie para obtener la tensión eléctrica requerida, un sistema para el control de la energía y un tanque de almacenamiento para el Hidrogeno, este último componente es el que provoca la mayor parte del peso del sistema [7]. En la figura 1.7 se puede apreciar un sistema de celdas de combustible en un UAV del tipo ala rotatoria.



Figura 1.7: H₂QUAD 1000 de la empresa EnergyOr.

Esta tecnología permite que las autonomías de los UAVs se puedan extender, sin embargo como se puede apreciar en la figura 1.7, todo el sistema de generación de energía representa un gran volumen y por otro lado el costo del sistema es elevado, ya que estos sistemas pueden llegar a tener

precios de hasta 11,922 €. Sumando a ello los costos para la producción o compra del combustible (Hidrogeno) y su almacenamiento [28].

2) Celdas solares

Los UAVs de ala fija se pueden beneficiar de gran manera, mediante el uso de celdas solares delgadas, poco pesadas y muy eficientes que se encuentran hoy en día en el mercado civil, para con ello extender su autonomía como se ha podido apreciar en los VANTs presentados, esto gracias a la superficie que existe en la parte superior del ala, en donde se pueden colocar los paneles solares, es decir el arreglo de celdas solares, transformando el ala de un componente mecánico pasivo en la fuente de energía principal, todo ello con un nulo o poco impacto en la aerodinámica del avión, dependiendo de la construcción de esta.

Para comprobar las ventajas y posibles aplicaciones del uso de celdas solares en los UAVs, en el campo de la industria fotovoltaica, se utiliza como factor principal la eficiencia de las celdas, es decir la capacidad de transformar toda la radiación incidente sobre estas en energía eléctrica, sin embargo en el caso de los UAV existen otras mediciones más significativas como lo son [17]:

- a) **Relación potencia-peso (P_m)**, dado que los paneles solares están integrados en alas en voladizo, el peso de las celdas puede llevar a una falla estructural del ala por el peso extra en ella, por lo que es importante tomar en cuenta que para obtener el peso total del panel solar es necesario considerar el peso de las celdas, el encapsulamiento necesario para proteger la celda del medio ambiente y el peso de las conexiones.

$$P_m = \frac{\text{Potencia}}{\text{masa}_{\text{celdas}} + \text{masa}_{\text{encapsulamiento}} + \text{masa}_{\text{conexiones}}} \quad (1.1)$$

- b) **Relación potencia-área (P_A)**, el área es limitada en los UAVs de ala fija, por lo que es importante la eficiencia (ι , expresada en %) o potencia por unidad de área. El tamaño relativo individual de las celdas solares en comparación con el tamaño del ala se convierte en una importante consideración, permitiendo que con celdas más pequeñas se tenga mayores densidades de empaquetamiento (F), aunado a la habilidad y complacencia del vendedor de

proveer formas y tamaños personalizados de las celdas solares y/o paneles solares para asegurar un máximo uso del área disponible y así evitar zonas que no sean aprovechadas para la conversión de energía solar.

$$P_A = \iota * F * 1000(W/m^2) \quad (1.2)$$

Es importante mencionar que hay tecnologías solares que pueden tener buena P_m , pero poca P_A , por lo que su selección no se puede basar únicamente en un solo factor para el caso de su uso en los UAVs, dado que el área es limitada y el peso de esta puede llevar a problemas estructurales o un diferente comportamiento aerodinámico debido a su colocación. Por otro lado, es importante buscar que el sistema en general sea de fácil integración, sin la necesidad de imponer restricciones adicionales en el proceso de diseño y manufactura del avión, buscando que el modelo sea durable y confiable.

Conocidos los parámetros deseables en las celdas solares a continuación se describen los materiales con los que se fabrican los distintos tipos de celdas solares, existiendo más de veinte tecnologías PV activamente investigadas y manufacturadas por distintos grupos. Divididas de manera general en dos tipos de película delgada y basada en láminas o tableta, únicamente se mencionan las tecnologías cuya forma es adecuada para su integración en los UAVs [17].

- a) **Celdas solares de silicio cristalino (c-Si)**, la eficiencia (ι) típica de esta tecnología es aproximadamente de 17% (hasta 20% en algunas nuevas tecnologías) medidas bajo STC, sin embargo la eficiencia puede caer bajo condiciones de operación reales, debido a las elevadas temperaturas y la reducida iluminación. Estas celdas están fabricadas en láminas de 6 pulgadas típicamente y con un grosor de 0.2 mm, por lo que son frágiles y sus encapsulados son relativamente gruesos, pudiendo aumentar el peso por un factor de 3 o más; la ventaja de estas es la madurez de la tecnología y su buena eficiencia bajo STC.
 - b) **Cobre, Indio, Galio y Selenio (CIGS, en inglés)**, es una tecnología de película delgada basada en un semiconductor compuesto por los elementos mencionados, cuya eficiencia es
-

de más de 13%(STC). Son muy sensibles al aire y polvo, por lo que deben ser encapsulados, lo cual incrementa el peso.

- c) **Arseniuro de Galio delgado (Thin GaAs)**, es una tecnología relativamente nueva que ofrece alta eficiencia (25% - 35%) y alto rendimiento energético en comparación con las celdas solares de GaAs tradicionales, además de brindar formatos flexibles y ligeros y menos sensibles a el aire y polvo, brindando una fácil integración.

Es importante remarcar que la alta eficiencia no necesariamente es un indicador suficiente, para determinar que tecnología de celda solar emplear en un UAV, si para ello es necesario incrementar significativamente el peso y viceversa. Por lo que la compañía altadevice presentó un nuevo índice que toma en cuenta ambas relaciones descritas con anterioridad y realiza una medición sobre las tecnologías solares mencionadas mediante el índice solar de rendimiento para un UAV (P_{UAV}), que está expresado por la ecuación 1.3.

$$P_{UAV} = \sqrt{P_m P_A} \quad (1.3)$$

De lo anterior se puede concluir que las diferentes tecnologías existentes en celdas solares presentan ventajas y desventajas unas con respecto a otras, una gráfica comparativa del P_m y P_A , se puede apreciar en la figura 1.8, en tanto que la comparación del índice P_{UAV} se encuentra en la figura 1.9.

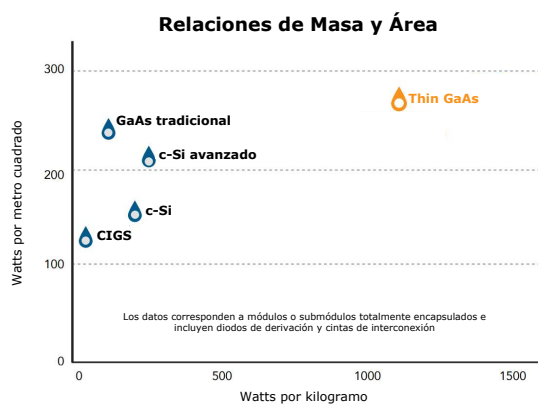


Figura 1.8: Relaciones potencia a peso y potencia a área para cuatro diferentes tecnologías solares [17].

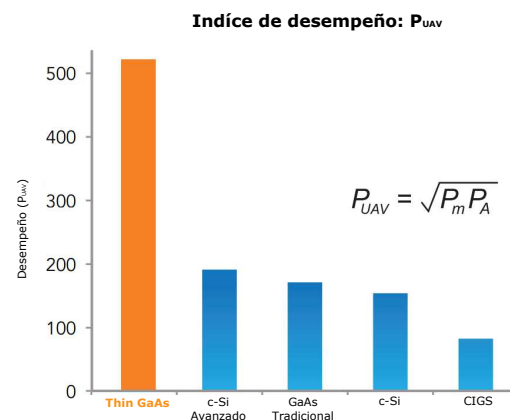


Figura 1.9: Índices de desempeño correspondientes por tipo de tecnología de celda [17].

De las gráficas 1.8 y 1.9, se puede apreciar que las celdas solares de Arseniuro de Galio delgado son las que presentan el mejor índice P_{UAV} , siendo éstas las ideales para aplicaciones en UAVs. La selección y aplicación de este tipo de celdas se puede comprobar en la figura 1.10, donde se presenta el UAV RQ-20B PUMA, el cual tiene incorporado las celdas solares señaladas, recordando que en la figura 1.1, se presentó este mismo prototipo pero propulsado por un motor de combustión interna, por lo cual este es un ejemplo de conversión de sistema de propulsión y las ventajas que presentan el uso de fuentes de energía alterna y de motores eléctricos comparados con los de combustión interna. Este UAV representa un proyecto en el que se incorporó un sistema solar para aumentar la autonomía del vehículo, el cual en un principio no fue diseñado para tal fin.



Figura 1.10: UAV PUMA AE con celdas solares de Thin GaAs.

Mediante la incorporación del sistema solar el PUMA AE paso de tener 2 horas de autonomía a 9 horas [1], aumentando más de cuatro veces su autonomía inicial. Sin embargo, las celdas solares empleadas por este prototipo, no se encuentran disponibles para el uso civil, por lo que para el desarrollo de este trabajo la mejor opción son las celdas solares basadas en silicio cristalino.

1.2.2. Almacenamiento de energía

Convencionalmente uno de los principales factores que dicta la autonomía de un UAV es la batería, la cual es un dispositivo que convierte energía química en energía eléctrica mediante una reacción reducción-oxidación(redox) [40], en el caso de algunas baterías la reacción puede ser reversible, para que estas puedan ser recargadas.

Una batería está compuesta de una o más celdas conectadas en serie y/o paralelo dependiendo del voltaje y amperaje necesario, estos valores dependen en gran medida del motor y la hélice utilizados por el UAV, así como el peso y el volumen permisible para este componente en el UAV. A partir del voltaje y la capacidad teórica de la celda se puede calcular el máximo valor de energía que puede proporcionar dicha celda (Wh) a través de la ecuación 1.4, la energía teórica de una batería suele expresarse en relación al peso(energía específica) o volumen(densidad de energía).

$$E_{teor}(Wh) = V_{teor}(V) * C_{teor}(Ah) \quad (1.4)$$

En la práctica la energía que proporciona una batería(o celda) real es una fracción de la energía teórica, ya que hay que incluir el peso/volumen del electrolito y los componentes no reactivos necesarios para su construcción física. Por otro lado, es importante saber que la batería no se puede descargar completamente al voltaje teórico, es decir quedar en cero volts y los materiales reactivos no están idealmente balanceados desde el punto de vista estequiométrico como en la reacción teórica, por lo que todo esto reduce la energía específica de las baterías [35].

Algunas características de las baterías importantes a conocer se enlistan a continuación.

a) **Densidad de energía**

Cantidad de energía que se puede obtener por unidad de volumen de una celda o batería [45].

b) **Energía específica**

Cantidad de energía que se puede obtener por unidad de peso de una celda o batería. Es

el producto de la capacidad específica y el voltaje de operación en un ciclo de descarga completo [45].

c) **Tasa de Descarga (C)**

La tasa o velocidad de descarga es la cantidad de energía que puede liberar la batería, a menudo las baterías señalan dos diferentes tasas de descarga, señalando una de ellas la velocidad de descarga continua y la otra la tasa de descarga máxima permisible por un corto periodo de tiempo. La cantidad de energía liberada, relacionada con el área bajo la curva de descarga depende fuertemente de la tasa o velocidad de descarga, como se puede apreciar en la figura 1.11.

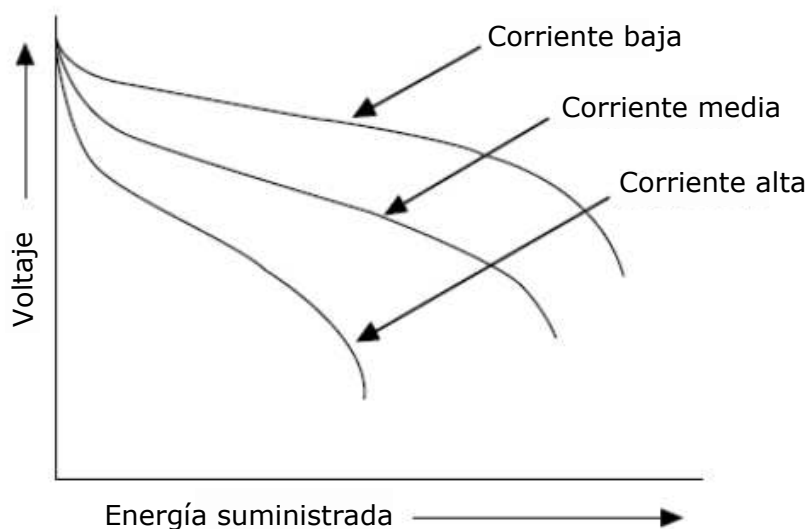


Figura 1.11: Influencia de la densidad de corriente, sobre la curva de descarga (Obtenida de [34]).

Conocidas algunas de las características importantes de las baterías, a continuación, se describen algunas de las empleadas en estos sistemas, cuya diferencia principal está dada por la química interna que estas poseen, la cual dicta las propiedades y características que tendrá la batería [46].

a) **Ni-Cd**

Son las baterías más antiguas, el voltaje nominal de una celda es de 1.2 V. Tienen el inconveniente de no tolerar bien las cargas rápidas y sufrir el efecto memoria, este se produce al

momento de cargar las baterías sin haberlas descargado previamente por completo, lo que produce en su interior cristales que hacen que la batería no se pueda volver a cargar en toda su capacidad para el resto de su vida útil.

b) ***Ni-MH***

Aparecen en la década de los noventa y sustituyen a las anteriores de Ni-Cd. Tienen mayor capacidad de carga, menor efecto memoria y aceptan cargas rápidas. Por otro lado, soportan un menor número de cargas durante su vida útil y tienen una resistencia interna superior, lo que las limita para alimentar motores de alta potencia.

c) ***Li-Ion***

La capacidad de estas baterías es aproximadamente el doble que la capacidad de las baterías de Níquel-Cadmio y el voltaje de cada una de las celdas es de 3.7 V. Tienen la ventaja de que el litio al ser el metal más ligero que existe, resulta en baterías más ligeras, no poseen efecto memoria y tienen una baja descarga durante su almacenamiento.

d) ***LiPo***

Son muy similares a las Li-Ion sin embargo, utilizan un polímero que les permite ser fabricadas en una mayor variedad de formas y tamaños, por otro lado estas permiten una mayor tasa de descarga.

En el caso de los dos últimos tipos de baterías descritos es necesario tener cuidado de no perforar una celda de estas baterías, ya que esto produciría una reacción capaz de provocar fuego o una explosión al exponerse los componentes internos con el oxígeno. En la figura 1.12 se puede apreciar una comparación de los diferentes tipos de baterías.

Las baterías Li-Ion son las que mejores características presentan, ya que aparte de las características mencionadas estas mantienen una mejor estabilidad ante la temperatura como se demuestra en [39]. Sin embargo, como ya se mencionó éstas no poseen una alta tasa de descarga necesaria para ciertos momentos de vuelo como se demuestra en [55], en el cual también se puede apreciar que se

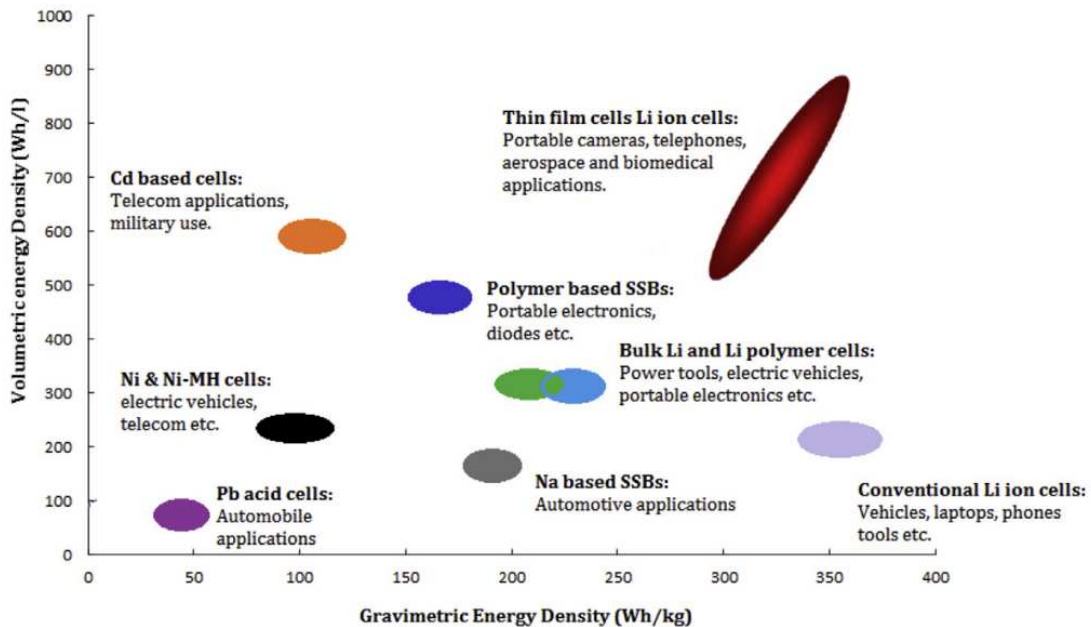


Figura 1.12: Capacidades de los distintos tipos de baterías y su aplicación (Obtenida de [36]).

selecciona las baterías tipo Li-Po, ya que presentan características similares a las baterías Li-Ion y pueden tener tasas de descarga altas.

1.3. Controles en los UAV de ala fija

El desarrollo e investigación de diferentes técnicas de control para los UAV ha sido de gran interés por parte de investigadores en los últimos años, debido a que las aplicaciones en las que un vehículo de estas características puede ser empleado son diversas y en muchas de ellas el fin de su uso es reducir riesgos operacionales y que el operador puede llevar a cabo estas misiones desde un lugar seguro, aunado a esto los gastos operacionales de los UAV son una fracción de los costos de aeronaves tripuladas.

A parte de lo ya mencionado a nivel internacional se ha establecido que el hecho de que este tipo de vehículos, no sean tripulados no los exime de cumplir con un grado similar de aeronavegabilidad (capacidad de realizar vuelos seguros, bajo las condiciones límites establecidas por el fabricante),

que las aeronaves tripuladas [43], ya que estos al estar volando en un espacio aéreo pueden llegar a provocar daños a terceras personas u objetos. De modo que las técnicas de control deben asegurar que las operaciones se puedan llevar a cabo de manera segura en presencia de perturbaciones externas, tales como ráfagas de viento o perturbaciones en la atmósfera donde se está llevando a cabo el vuelo, las cuales podrían provocar que la aeronave se desestabilice y dar como resultado la pérdida del vehículo en el peor de los casos o golpes en el mismo por algún impacto.

En este mismo sentido de seguridad aérea los controles también se diseñan para ser robustos y adaptarse a inexactitudes del modelo ya que, en el caso de los UAV's de ala fija, tener un modelo exacto en el que se incluyan todos los parámetros de la aeronaves es muy complicado. La mayoría de los modelos matemáticos de estos se basan en los resultados obtenidos por medio de softwares de análisis o túneles de viento, que analizan el desempeño aerodinámico de los modelos, para obtener los parámetros aerodinámicos de este.

Para el caso de los UAV de ala fija, existen diferentes tipos de técnicas de control que han sido empleadas a lo largo del tiempo, tal como controles PID, ya que dada su simplificada implementación y baja necesidad de recursos computacionales son muy empleados, como los empleados en [56] y [49], sin embargo estos tipos de controles tienen que ser sintonizados, una forma es por ensayo y error, una vez que están sintonizados este tiene su mejor desempeño para una condición dada, sin embargo cuando se presenta otra condición de vuelo como lo puede ser una diferente velocidad de viento, este control comienza a generar oscilaciones y desestabilizarse, siendo necesario nuevamente calibrar las ganancias del control.

De modo que para que el control integrado a los vehículos tenga una mejor estabilidad ante perturbaciones externas, se han diseñado controles más robustos, como los controles por lógica difusa(FLC) [27] que provienen de la experiencia y el conocimiento del comportamiento del modelo y se está basado en reglas "SI-ENTONCES". Por otro lado también se han empleado técnicas de retroalimentación de estado, backstepping y control por modos deslizantes(SMC) [54], estos últimos son métodos más robustos ante perturbaciones e incertidumbres, sin embargo el último método presenta una propiedad llamada castaño(chattering) propia de este método de control.

Estos últimos fueron comparados junto con un control por saturaciones anidadas en [21], concluyendo que para el control de altura es mejor utilizar un control por saturaciones anidadas, ya que este tiene una mejor respuesta y una baja salida de control para alcanzar la altura deseada, en tanto que para el control de alabeo y guiñada, el que mejor desempeño presentó fue el SMC, sin embargo este tiene una alta frecuencia de castaño.

Para evitar el problema presentado por el SMC, se han desarrollado técnicas de control conocidas como Super Twisting Sliding Mode Control(STSMC), la cuales se pueden apreciar implementadas en [18] y [13], en los cuales se puede constatar la estabilidad y desempeño que tiene este tipo de control ante perturbaciones e inexactitudes del modelo, eliminando el castaño encontrado en las técnicas de SMC, pero conservado las características de las técnicas de control basadas en superficies deslizantes.

En su mayoría las técnicas de control descritas primero son simuladas en entornos virtuales, de tal manera que se tenga conocimiento de cómo se espera el comportamiento del UAV bajo ciertas perturbaciones sin la necesidad de poner en riesgo los modelos físicos, reduciendo la pérdida o destrucción de prototipos por una mala calibración de las ganancias o algo que se halla realizado mal al momento de modelar o implementar las técnicas de control. Con lo anterior se puede validar los controles propuestos y una vez que se finalizaron estos experimentos se puede proceder a vuelos reales para conocer con precisión el funcionamiento de los algoritmos de control propuestos, bajo perturbaciones reales.

Una vez finalizadas todas las pruebas de vuelo se puede conocer como los algoritmos o técnicas de control implementadas en los UAV, modifican o establecen el desempeño que estos van a poseer al momento de realizar las misiones para las cuales fueron diseñados. De la misma manera se establecen las envolventes de vuelo y las reglas para la aeronavegabilidad del vehículo.

1.4. Aplicaciones de los LALE UAS

Los UAV en general, han sido empleados para cubrir diferentes perfiles de misión en los que se ha visto una oportunidad de uso, para realizar estudios u observaciones con una mejor relación costo-beneficios, su principal aplicación eran labores de vigilancia y recopilación de información en el ámbito militar o de seguridad, sin embargo hoy en día se puede apreciar diversas aplicaciones en al ámbito civil o científico, algunos ejemplos de ello, lo podemos ver en la agricultura, medio ambiente, entre otras.

Centrándonos en el tipo de vehículo descrito en este trabajo, podemos constatar en [44] que el Atlantik Solar descrito en la sección 1.1, ha desarrollado misiones de mapeo, vigilancia, inspección de infraestructura, así como simulaciones de misiones de búsqueda y rescate, gracias los sensores que tiene incorporado y el tiempo de vuelo que puede alcanzar. Una simulación de su operación se puede apreciar en la figura 1.13.

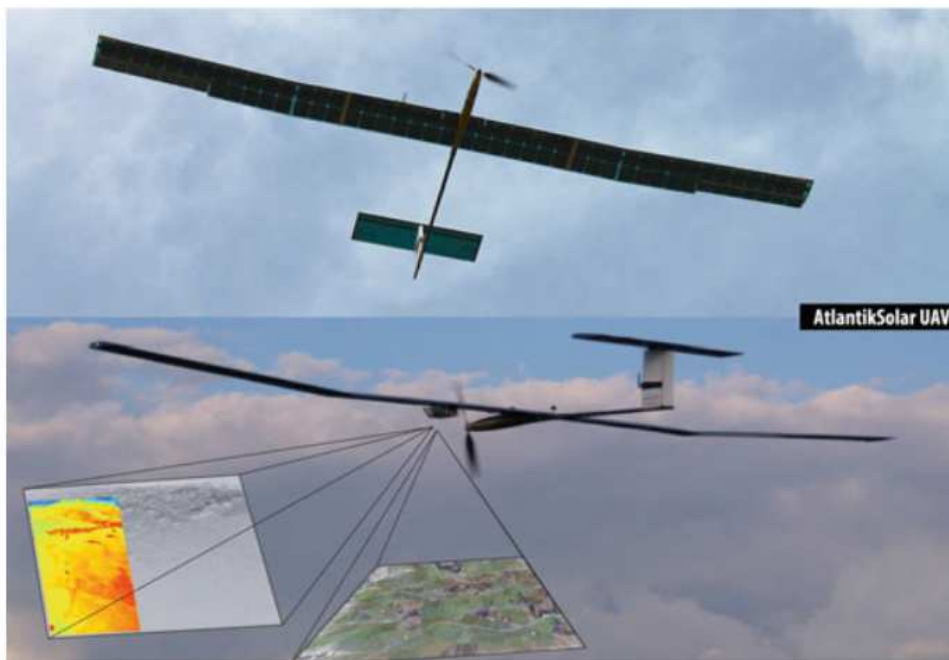


Figura 1.13: Atlantik solar en vuelo, junto con una ejemplificación de las imagenes que puede obtener (Obtenida de [44]).

Dadas las diversas aplicaciones de este tipo de sistemas a nivel internacional se ha despertado un

creciente interés en el desarrollo de estas aeronaves, como lo es el UAV MARAAL [19] de reciente creación, el cual está diseñado para aplicaciones de vigilancia y mapeo. Países como Indonesia han desarrollado programas para la creación de UAVs, en este país este tipo de vehículos se ha empleado para mapeo de volcanes como se puede apreciar en la figura 1.14, combate contra incendios forestales, evaluación de sitios de desastres naturales y vigilancia de fronteras [50].



Figura 1.14: Representación 3D del volcan Merapi peak. (Obtenida de [50]).

A parte de las ya mencionadas, existen otras aplicaciones como la inspección de líneas de alta tensión, inspección de ductos, publicidad, entre otras, sin embargo, su uso no se restringe a ambientes terrestres, existiendo ejemplos en donde vehículo de estas características han mapeado ambientes marinos como el presentado en [59], mismo que se ha empleado para caracterizar el entorno ambiental y evaluar las condiciones de este. Las aplicaciones en el mar no se restringen a ambientes costeros, sino que también algunas aeronaves se han utilizado para evaluar la biodiversidad de mamíferos marinos como se hace referencia en [25].

Las aplicaciones antes mencionadas no son las únicas en las que los LALE UAS han sido participes, existen otras aplicaciones que se les están dando a estas aeronaves, utilizando principalmente la ventaja de poder volar por un tiempo prolongado, por lo que se espera que estas puedan tener una mayor participación y uso en otras ramas de investigación.

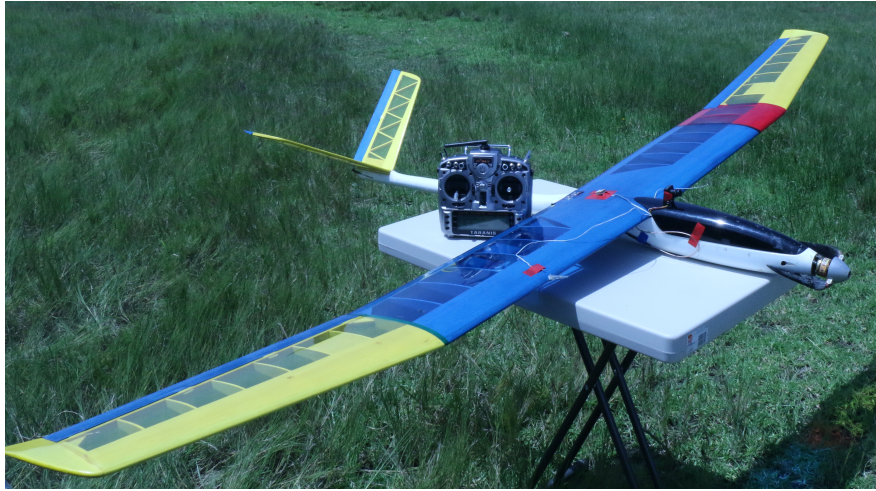


Figura 1.15: Planeador empleado para la reconstrucción tridimensional en [33].

Centrándonos en la fotogrametría de precisión objeto de estudio de este trabajo de tesis, el uso de esta técnica se puede revisar en [33], donde se presenta una reconstrucción tridimensional de una playa, realizado con el UAV mostrado en la figura 1.15.

Los resultados de la fotogrametría señalada se pueden apreciar en la figura 1.16, para este caso el área a cubrir no superaba la hectárea de superficie.

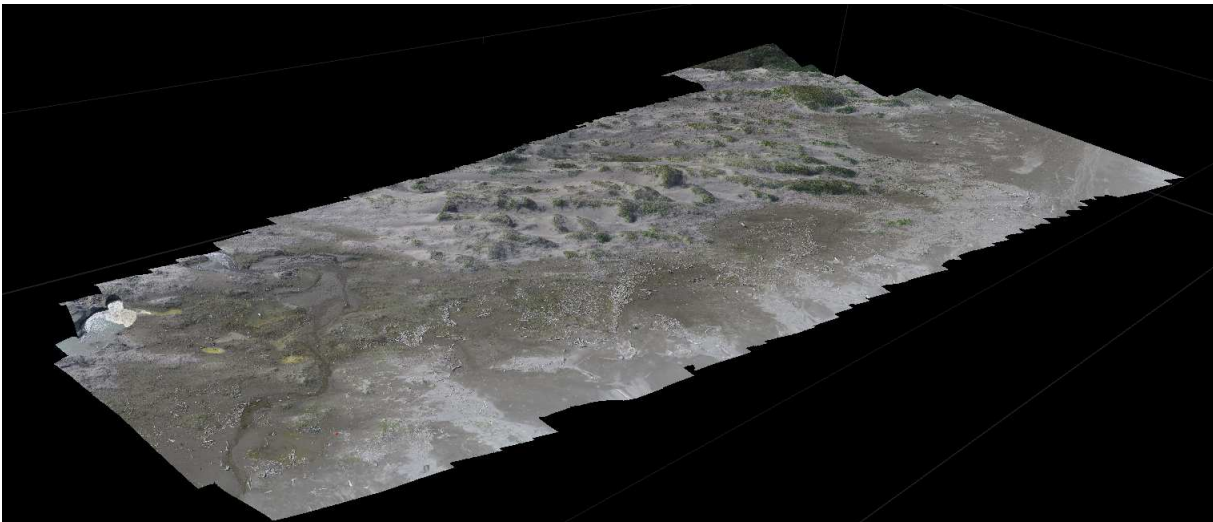


Figura 1.16: Reconstrucción tridimensional obtenida de [33].

Capítulo 2

Diseño y Construcción de un UAV

El diseño y construcción de este tipo de modelos, es muy similar a las técnicas empleadas en aerodelismo, cuyo objetivo es diseñar y construir aviones a escala de aviones tripulados o diseños propios en donde se aplican estudios de aeronáutica básicos o complejos dependiendo del prototipo a desarrollar. Aplicando también conocimientos en áreas de electrónica y programación, en base a los objetivos planteados que se quieran alcanzar.

Para el diseño de nuevos modelos, es importante mencionar que sin importar el tamaño del prototipo, éste se encuentra volando en el mismo ambiente que cualquier aeronave, es decir el aire por tanto también está sujeto a las mismas leyes de la aerodinámica. Por lo que, dentro de las consideraciones que se deben tener para el diseño de un UAV de ala fija, es necesario plantear que tipo de comportamiento se quiere tenga el avión, como lo puede ser acrobático, de carga, planeador, entre otros desempeños que se definirán dependiendo los objetivos finales del modelo.

Con lo anterior definido se puede comenzar a definir parámetros básicos del modelo como la fineza del avión, superficie alar, peso máximo al despegue (MTOW, en inglés), entre otros parámetros, mismos que comenzarán a dar forma al prototipo.

Por otro lado, parte esencial de la construcción de los VANTs se centra en las habilidades manuales que se van desarrollando y el conocimiento de cómo trabajar con los diferentes materiales y herra-

mientas que se tienen disponibles. Técnicas encaminadas para lograr la incorporación al modelo final de todas las partes que componen el UAV, los sensores y la electrónica necesaria para cumplir con el objetivo planteado para el modelo.

A lo largo de este capítulo se presentan las técnicas de diseño y construcción empleadas en este trabajo, las cuales fueron obtenidas a partir de la experiencia que se tiene en el diseño y construcción de este tipo de modelos.

2.1. Diseño aerodinámico

El diseño del prototipo como se ha mencionado comienza por definir qué se requiere del VANT, cuál va a ser su fin y bajo qué condiciones va a volar, con lo que se puede definir algunos aspectos básicos que van a servir de base, para comenzar con la selección del perfil alar a emplear y proseguir con una serie de pasos para concretar el modelo final. Con este fin se plantearon las siguientes preguntas para definir los primeros parámetros del modelo a diseñar.

- ¿Cómo queremos que vuele nuestro avión?, es decir, cómo se va a comportar como planeador, avión acrobático, vuelo rápido, entre otros.
- ¿Cuál es el peso máximo previsto?, que peso es el máximo que no se puede superar por alguna restricción que se tenga.
- Velocidad crucero, cuál es la velocidad deseable para llevar a cabo la misión a desempeñar.
- Dimensiones aproximadas, restricciones que se tenga para su transporte o almacenamiento.
- Carga útil, peso de los sensores necesarios para llevar a cabo los objetivos perseguidos por el UAV.

Para el caso de este proyecto se requiere de un avión que pueda mantener una velocidad crucero de 50 a 60 *km/h* y su desempeño se asemeje a un planeador, por lo que el alargamiento necesario debe

de ser mayor a 14 para lograr el comportamiento deseado, en tanto que el peso total de la aeronave deberá estar por debajo de los 4 kilogramos, tomando en cuenta que 0.8 kilogramos del peso total debe ser usado para la carga de paga. En tanto que, para la envergadura se requiere que no supere los 4 metros, para que el transporte de este puede llevarse a cabo sin mucha dificultad.

Definidos los requerimientos del vehículo, los cuales están encaminados a que éste puede desarrollar vuelos para fotogrametría de precisión, se comenzó con la selección del perfil aerodinámico apropiado.

2.1.1. Perfil Aerodinámico

La selección de un perfil debe ser tomada con mucho cuidado y detenimiento, ya que éste afectará la velocidad crucero, distancias de despegue y aterrizaje, velocidad de pérdida (de sustentación), cualidades de maniobra y la eficiencia aerodinámica en general durante todas las fases del vuelo [51].

La geometría básica de un perfil aerodinámico se puede apreciar en la figura 2.1, en donde también se enmarcan los nombres de las partes que lo conforman.

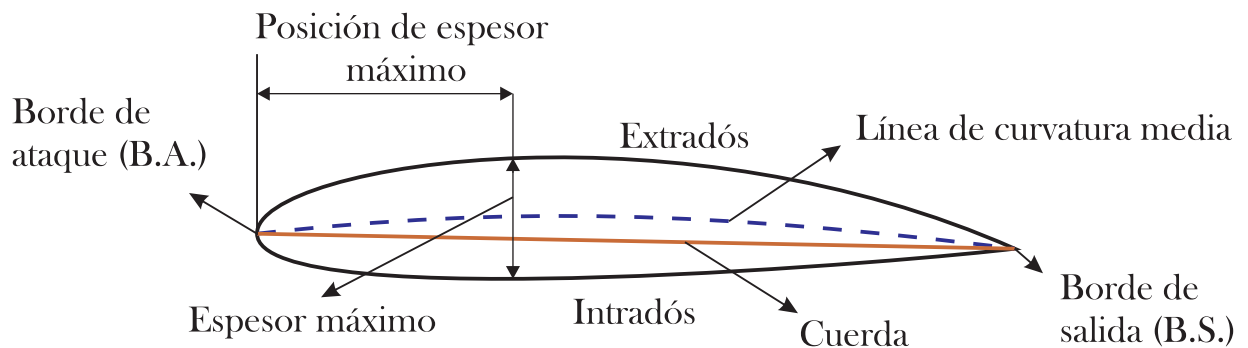


Figura 2.1: Geometría de un perfil aerodinámico.

Los diferentes perfiles aerodinámicos están diseñados para generar la mayor sustentación, la cual es generada por la diferencia de presiones ocasionada por el cambio de velocidades del aire pasando por encima y por debajo del perfil, influyendo en gran medida el incremento del ángulo de ataque y

la curvatura del perfil, en tanto que el arrastre generado es producido por la fricción del aire sobre la superficie, los efectos de presión resultantes de la separación del flujo (conversión de flujo laminar a turbulento) y el arrastre debido al levantamiento generado [51].

El levantamiento, arrastre y momento de cabeceo de un perfil están definidos por las ecuaciones adimensionales:

$$C_l = \frac{l}{qc} \quad C_d = \frac{d}{qc} \quad C_m = \frac{l}{qc^2} \quad (2.1)$$

donde c , es la longitud de la cuerda y q es la presión dinámica actuando sobre el perfil. Las características del perfil se ven afectadas en gran manera por el número de Reynolds en el cual va a estar operando, cuyo sentido físico es una medida de la relación de fuerzas inerciales a fuerzas viscosas en un fluido. Este valor es importante para llevar a cabo las pruebas en túneles de viento o simuladores de fluidos para la obtención de los parámetros aerodinámicos [5].

Existiendo una gran variedad de diseños y modelos de perfiles aerodinámicos cada uno de ellos con distintos propósitos, los cuales se han ido diseñando con el paso del tiempo a través de prueba y error y en los tiempos actuales mediante programas especializados para ello. Sin embargo, para la finalidad de este proyecto se seleccionaron perfiles existentes dependiendo del coeficiente de levantamiento, la forma y espesor del perfil debido a la incorporación del panel solar y finalmente eficientes para bajos números de Reynolds.

El análisis aerodinámico de los 9 perfiles aerodinámicos seleccionados se llevó a cabo con el software XFLR5, dado que es un software de acceso libre y presenta buenos resultados, así como la facilidad de realizar análisis de estabilidad dentro de este mismo y obtener parámetros aerodinámicos necesarios para la construcción de las ecuaciones de movimiento lateral y longitudinal del prototipo. Los resultados de las pruebas aerodinámicas de los perfiles se muestran en la figura 2.2.

En base a los resultados obtenidos se seleccionaron algunos perfiles, los cuales se emplearon para

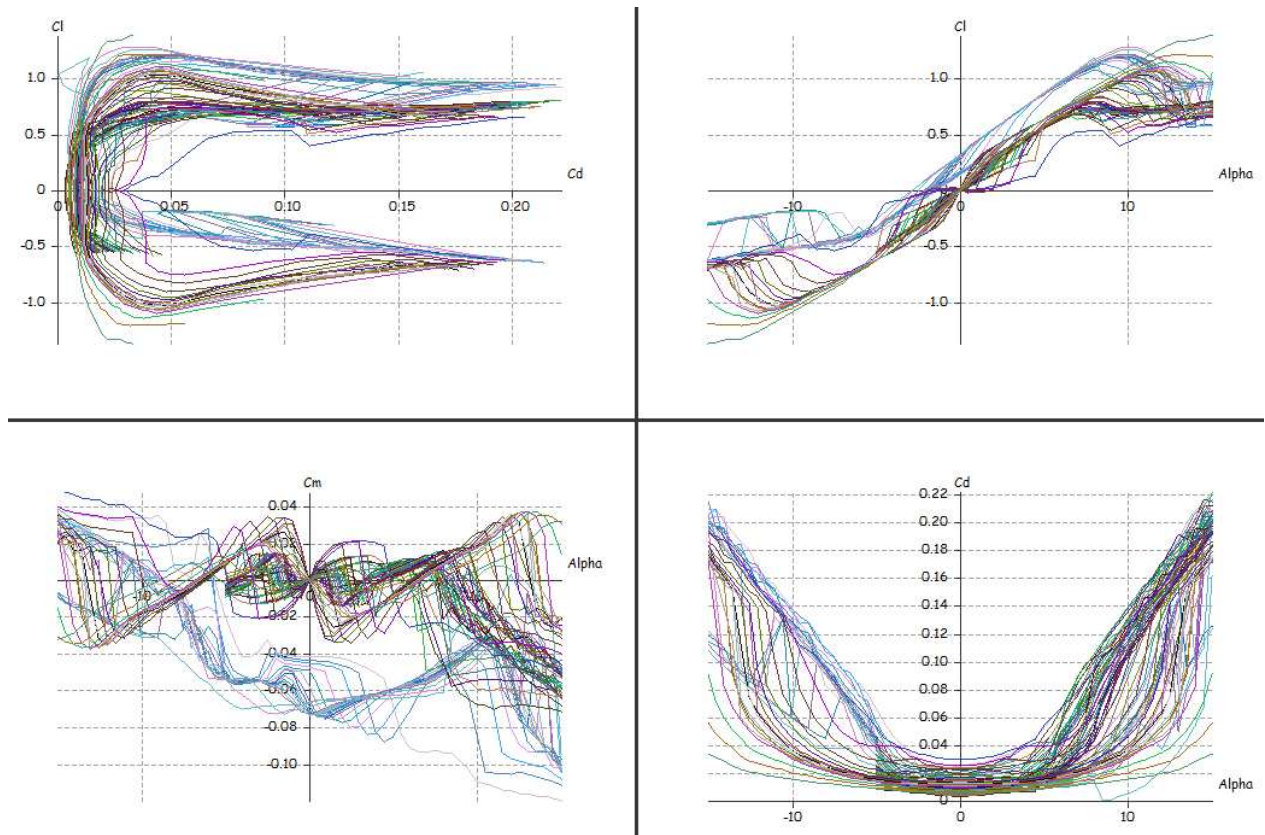


Figura 2.2: Análisis aerodinámico de los perfiles seleccionados.

el diseño del ala que cumple con las especificaciones establecidas, tomando especial atención del alargamiento y el peso estimado del modelo en general, en el cual se toma en cuenta los pesos de la carga de paga, el autopiloto, los materiales para la construcción, batería y toda la electrónica que se lleve a bordo del UAV.

2.1.2. Ala

Para el diseño del ala es importante considerar varios parámetros, teniendo en mente como se ha mencionado, cuál es el tipo de desempeño que se está persiguiendo, por lo que un aspecto fundamental para ello es el cálculo del alargamiento el cual está dado por la ecuación (2.2). En el caso de tener un alargamiento grande, es decir un ala larga y delgada como las de un planeador, se tendrá un menor arrastre para un determinado levantamiento en comparación a un ala gruesa y

corta, como la encontrada en aviones acrobáticos.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.2)$$

De la anterior fórmula y bajo el conocimiento del comportamiento deseado y por ende el alargamiento requerido, es posible determinar la superficie alar necesaria proponiendo una envergadura con las restricciones de diseño establecidas.

Determinado lo anterior, se pueden determinar parámetros [51] como:

- **Flechado**, usado principalmente para reducir los efectos adversos de flujos transónicos y supersónicos, conceptos que no son aplicables en este tipo de aeronaves, pero este mismo flechado puede mejorar la estabilidad dado que tiene un efecto de diedro natural.
 - **Conicidad** (λ), es la relación entre la cuerda de punta y la cuerda de raíz. La conicidad modifica la distribución de levantamiento a lo largo del ala, lo que reduce el arrastre debido al levantamiento, conocido como arrastre inducido.
 - **Torcimiento**, es utilizado para prevenir que la puntas pierdan sustentación y corregir la distribución de levantamiento.
 - **Ángulo de Incidencia del ala**, es un ángulo formado entre la cuerda del ala y el eje del fuselaje, seleccionado de modo que se minimice el arrastre para algún punto de operación, usualmente el crucero.
 - **Diedro**, es el ángulo que forma el ala con respecto de la horizontal cuando es visto de frente, éste nivela la aeronave en alabeo cada vez que tiene un ángulo.
 - **Localización vertical del ala**, generalmente es establecido por el ambiente de trabajo real en donde el avión vaya a operar, por ejemplo el mayor beneficio de alas altas es colocar el fuselaje cerca del piso para el caso de algunos aviones de transporte.
-

- **“Winglets”**, se le conoce a la forma que se le da a la punta de ala para disminuir los vórtices que se generan debido a la diferencia de alta presión en la parte inferior del ala, que se “escapa” alrededor de la punta hacia la parte superior del ala.

Tomando en cuenta todos los puntos descritos previamente para el diseño de un ala, se realizaron diferentes configuraciones empleando los perfiles aerodinámicos seleccionados. Una de las diferentes configuraciones de ala que se realizaron se muestra en la figura 2.3.

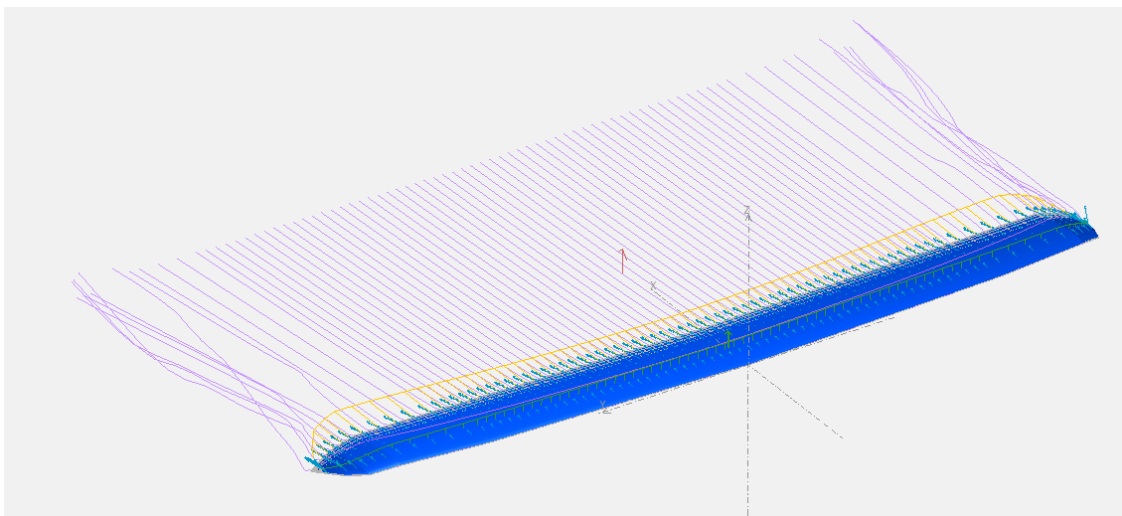


Figura 2.3: Diseño aproximado de la geometría del ala.

Como se puede apreciar en la figura 2.3 el programa empleado nos puede mostrar el levantamiento producido, arrastre inducido, velocidades en la superficie, momento, entre otras características. Sin embargo, el diseño del prototipo aún no está terminado, ya que para el tipo de modelo que se pretende realizar es necesario que la aeronave cuente con estabilizadores.

2.1.3. Estabilizadores

La cola del avión o estabilizadores están diseñados para proveer estabilidad y control a la aeronave, así como balancear otros momentos producidos por el avión a través de la fuerza de levantamiento que generan y el brazo de palanca formado con el centro de gravedad.

Por lo que el estabilizador horizontal, contrarresta principalmente el momento creado por el ala, en tanto que el estabilizador vertical es utilizado para balancear algún momento de guiñada que se genere. Por otro lado, la cola es un elemento clave para la estabilidad de la aeronave, actuando como las aletas en una flecha [51].

Finalmente la función de control, depende del tamaño y tipo de las superficies, los cuales son paneles que se pueden mover para generar una fuerza para cambiar la actitud de la aeronave. Algunas de las diferentes variaciones de acomodo de colas para los aviones, se muestran en la figura 2.4.

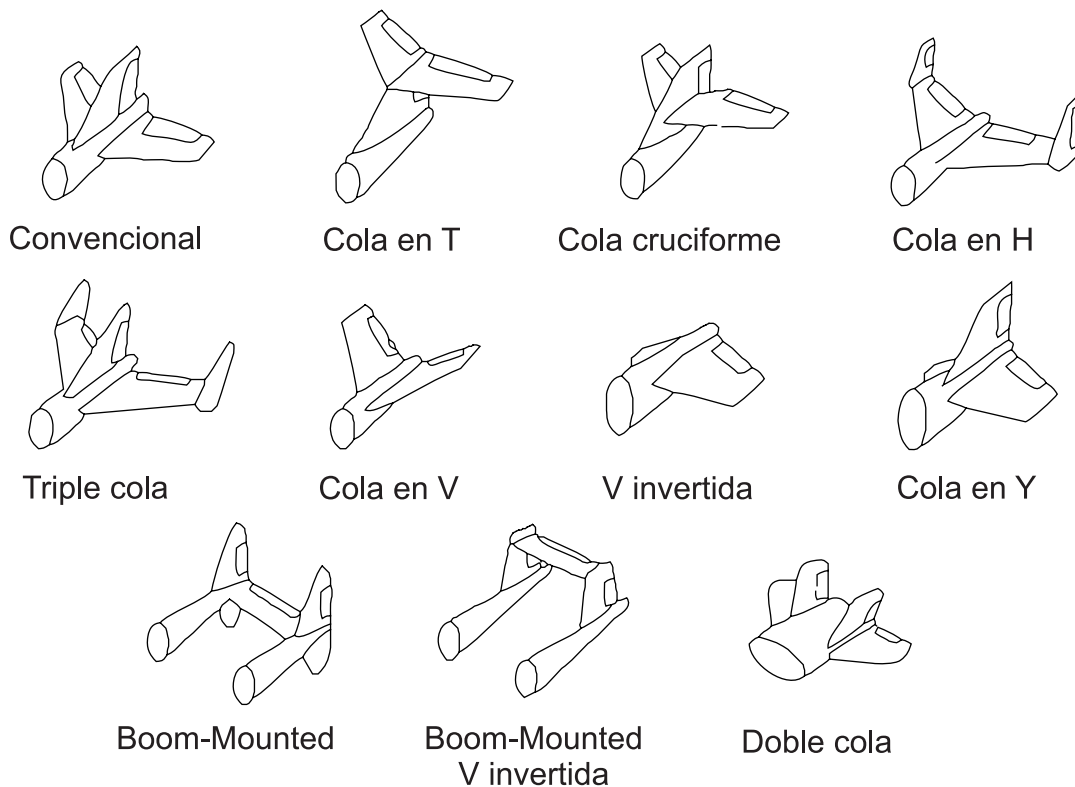


Figura 2.4: Diferentes tipos de cola de una aeronave.

Conocidos los diferentes tipos de cola se seleccionó la cola en V para el prototipo, ya que ésta genera un menor arrastre en comparación con las otras, debido a que es una menor superficie de contacto con el aire, pero para lograr los movimientos obtenidos con el elevador y el timón, es necesario llevar a cabo mezclas con los “ruddervators”, es decir las superficies de control propias de la cola en V.

De la misma manera que con los perfiles aerodinámicos, se realizaron diferentes combinaciones y diseños de cola, a los cuales se les realizaron pruebas aerodinámicas de las cuales se pueden obtener datos como la fineza aerodinámica del ala, el coeficiente de momento para el conocimiento de la estabilidad estática, entre otras características útiles. Los resultados obtenidos con el software XFLR5 se muestran en la figura 2.5.

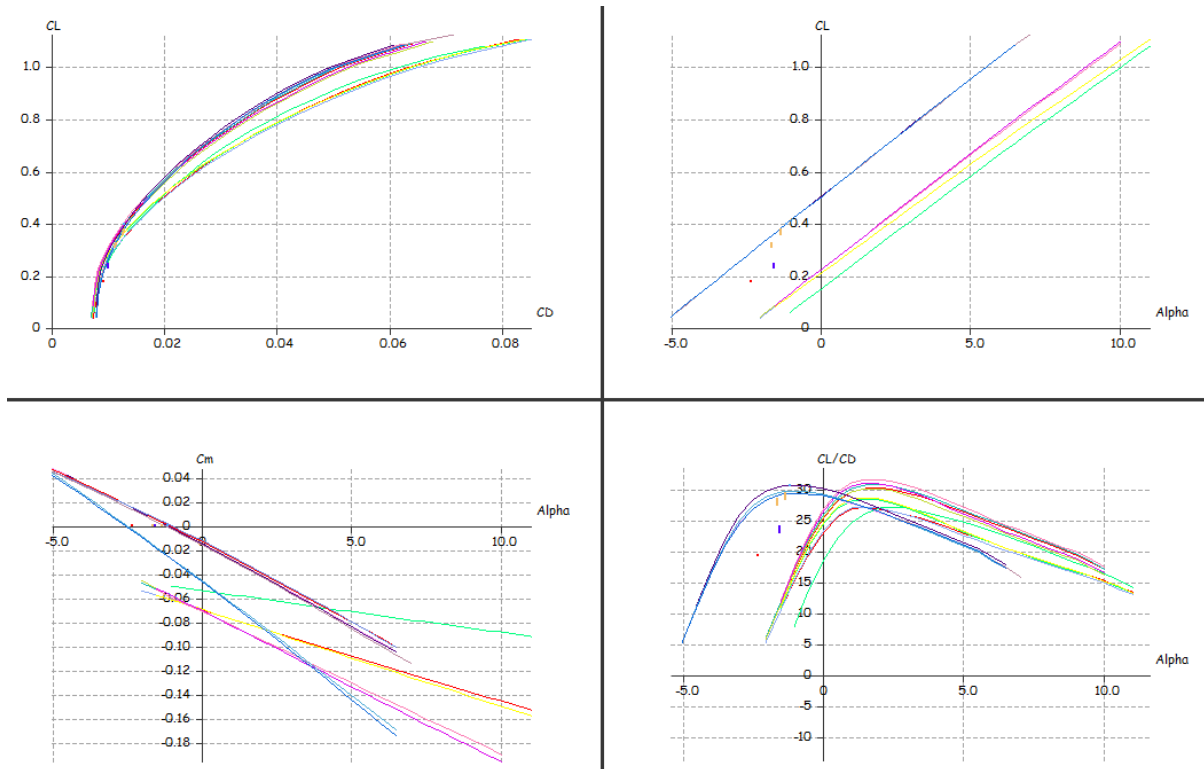


Figura 2.5: Análisis aerodinámico de los conjuntos ala-estabilizador seleccionados.

De los resultados previos se seleccionaron 3 conjuntos ala-estabilizadores, a los cuales se les realizaron más estudios para conocer su estabilidad dinámica, la cual puede ser calculada dentro del mismo software. El resultado de una configuración se puede apreciar en la figura 2.6, en donde se muestran los modos de estabilidad de para esa configuración, representado por sus correspondientes raíces, siendo una gráfica típica para un gran número de aviones, de donde se asume que el avión para las condiciones de vuelo recto y nivelado es estable.

Este mismo proceso se efectuó para las dos restantes configuraciones con la finalidad de poder comparar y seleccionar uno de ellos. Es importante mencionar que para este análisis es necesario

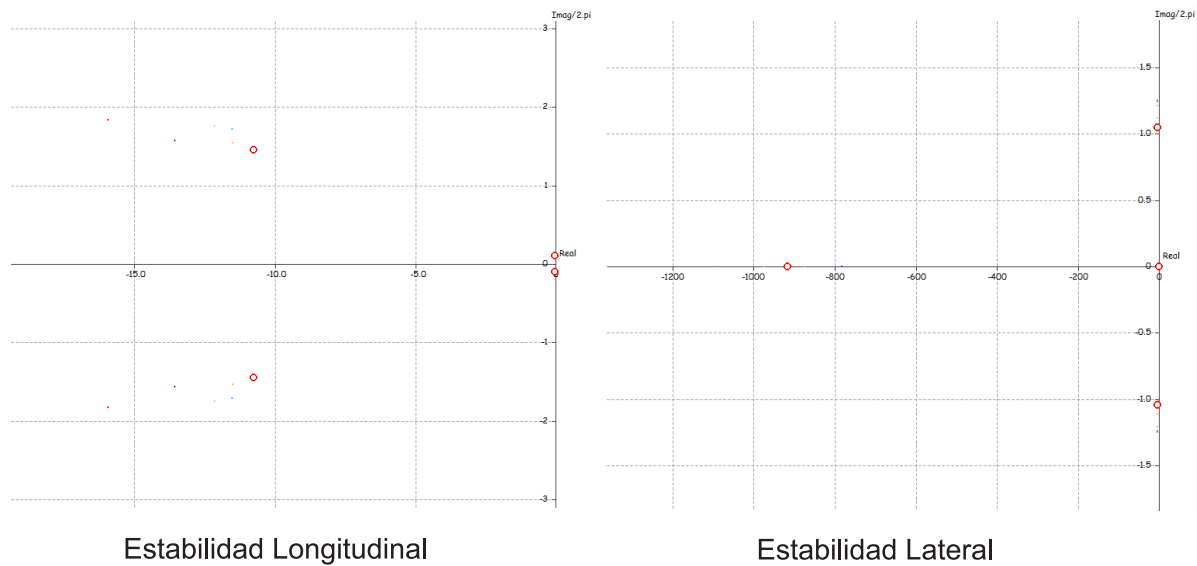


Figura 2.6: Gráfica del lugar de las raíces para una configuración ala-estabilizador.

determinar la posición y peso de todos los componentes del UAV, para que se pueda determinar la matriz de inercia necesaria para este análisis. Finalmente, tras este proceso de diseño se seleccionó un modelo final, el prototipo seleccionado se puede apreciar en la figura 2.7.

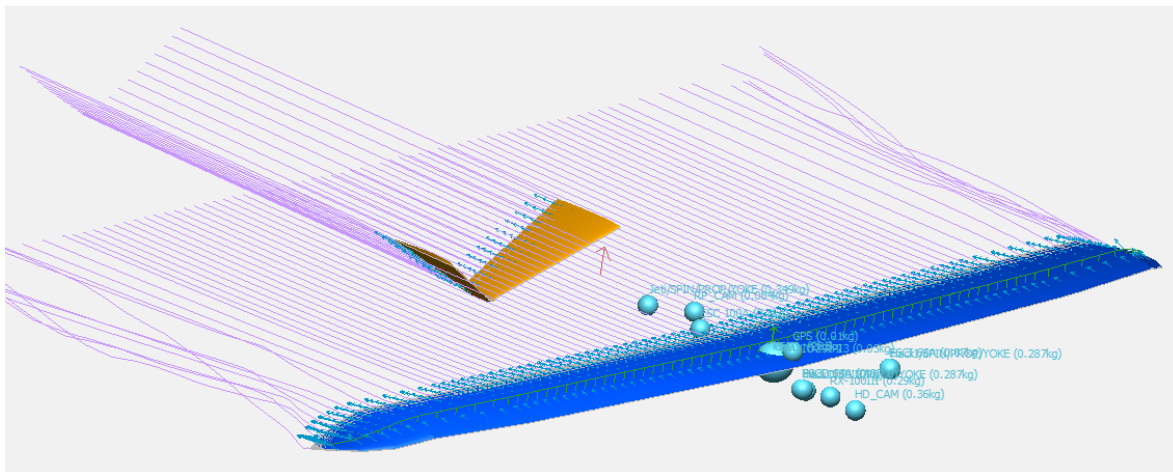


Figura 2.7: Diseño aerodinámico conceptual.

Finalizado el proceso de selección de los perfiles aerodinámicos y la forma del ala y estabilizadores, así como su posición e inclinación, es necesario desarrollar su estructura interna y definir la forma y estructura del fuselaje.

2.2. Diseño estructural

El modelado de las partes que conforman al UAV por completo se dimensionaron en programas de diseño asistido por computadora (CAD, en inglés), en los cuales es posible llevar a cabo una representación tridimensional a escala de las estructuras que conforman las diferentes partes para validar su construcción, partiendo del diseño aerodinámico final.

En estos mismos programas es posible validar el ensamble de todas las piezas, comprobar los esfuerzos y deformación que podría sufrir la estructura y detalles de acabado, gracias a las herramientas de ensamble, simulación y renderizado con las que cuentan los distintos programas empleados.

Para comenzar con el diseño del ala primeramente, se dimensionó sobre un plano la colocación de cada una de las celdas solares que conforman el panel solar, de modo que se pudiera conocer la ubicación de todas las celdas y poder generar soportes para evitar que éstas se fracturen o se rompan por un exceso de curvatura o presión sobre de ellas. En la figura 2.8 se puede apreciar el resultado del acomodo del panel solar sobre la mitad del ala, conociendo que la otra mitad es simétrica por lo tanto el acomodo es el mismo pero reflejado.

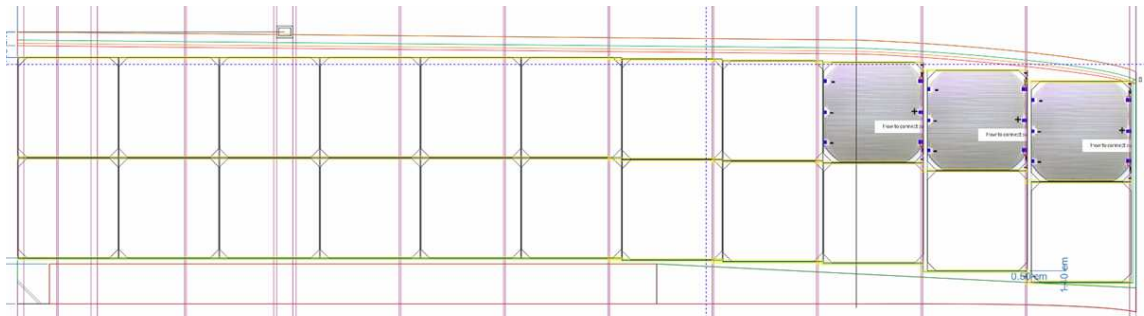


Figura 2.8: Diseño del acomodo de celdas solares en el ala del SUAV.

Para el diseño a detalle del ala se optó por el uso de madera balsa para realizar una estructura ligera y fibra de carbón para darle resistencia, buscando en primera instancia las dimensiones de los materiales comercializados que se ajustarán a las requeridas. Definidos los materiales a usar y la colocación del panel solar se realizaron primeramente todos los perfiles, tomando en cuenta los cortes para el larguero principal, las celdas solares y el borde de ataque y salida, para posterior a

ello generar el recubrimiento del borde de ataque y la inserción del larguero principal y el borde de salida.

Las partes mencionadas previamente se diseñaron y acotaron por separado, en tanto que para validar la construcción y correcto acomodo de todas piezas dentro del ala se realizó el ensamble de la esta. El resultado final de esta operación se puede apreciar en la figura 2.9.

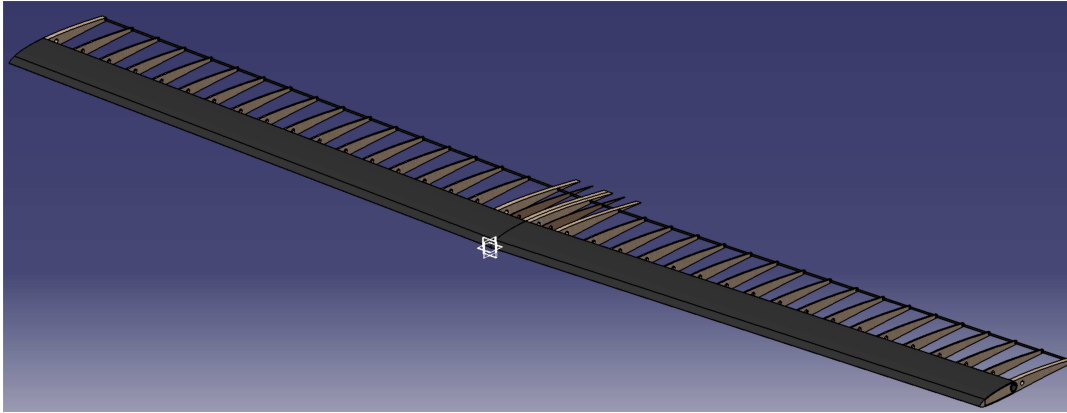


Figura 2.9: Diseño estructural del ala.

Para apreciar todas las piezas que conforman el ala, en la figura 2.10 se puede observar una parte del ensamble con las piezas desfasadas.

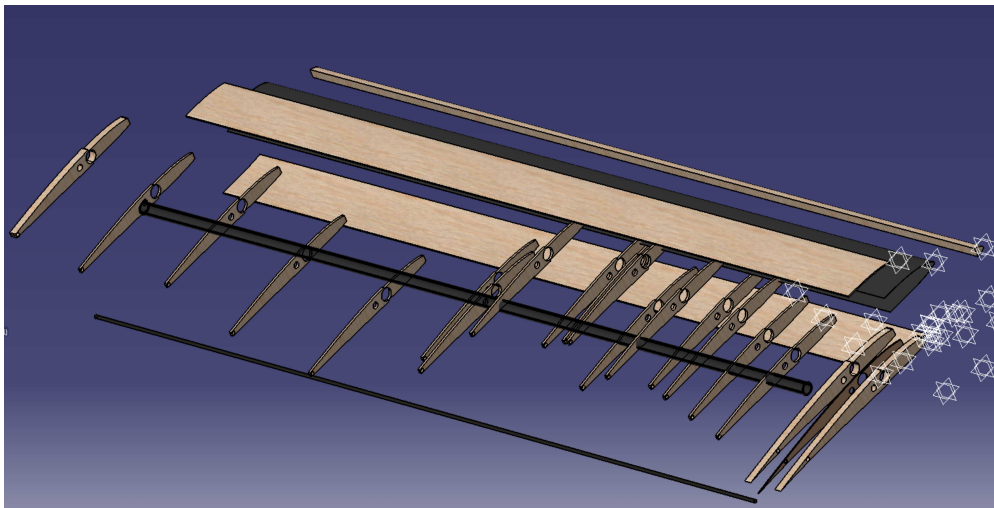


Figura 2.10: Diseño estructural del ala, apreciando sus componentes internos.

Finalizada la sección del ala se continuó con el diseño estructural de la cola en V respetando las

formas y dimensiones obtenidas del diseño aerodinámico. Siguiendo una metodología similar a la empleada para el ala, el resultado obtenido se puede apreciar en la figura 2.11.



Figura 2.11: Diseño estructural del estabilizador izquierdo de la cola en V.

Continuando con el diseño se modeló el fuselaje, el cual se puede considerar como la estructura principal del avión, en el que se concentra la mayoría de la aviónica y sirve de soporte para los demás elementos que conforman la aeronave. Para dimensionar éste se tomó en consideración todos los elementos que deben estar incorporados en él, así como todos los soportes y uniones necesarios para poder sujetar todos los componentes que se encontrarán en su interior y el ala que estará colocada en la parte superior del fuselaje. El resultado se puede apreciar en la figura 2.12.

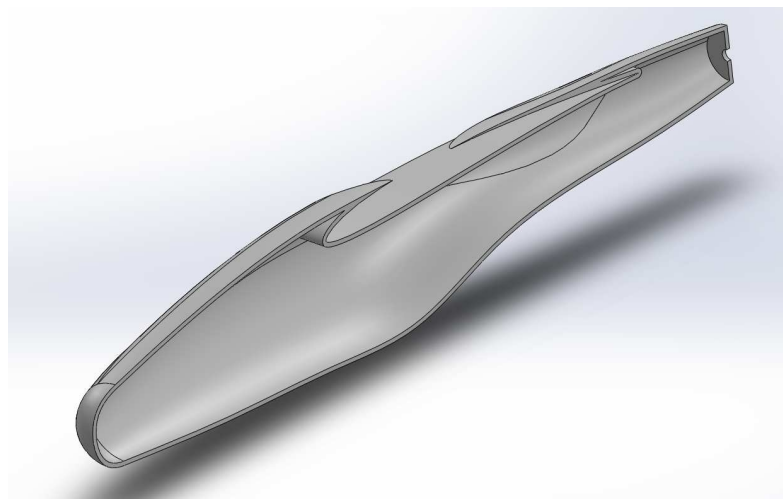


Figura 2.12: Diseño del fuselaje.

A parte de los elementos ya mostrados, también se modeló el soporte del motor y se simuló la hélice para comprobar que ésta no colisione con alguna parte del modelo, especialmente con los tubos de carbón que sirven como soporte para la cola en V, como se puede apreciar en la figura 2.13.

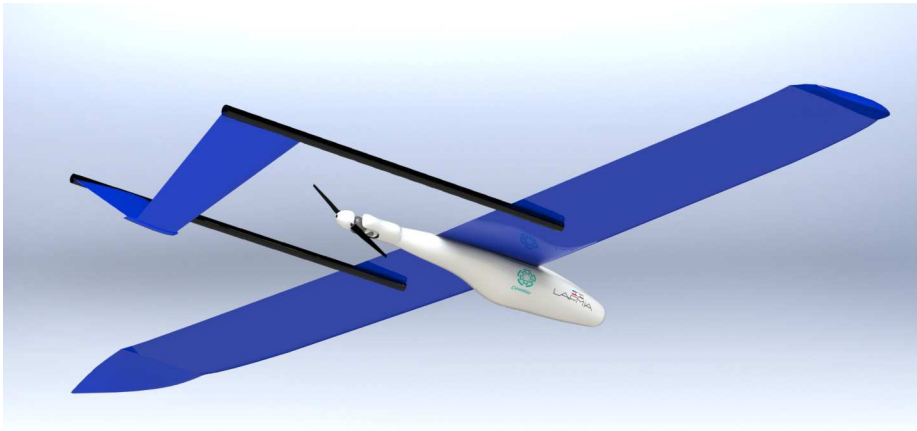


Figura 2.13: Soporte de motor y hélice.

Finalmente el diseño general del SUAV se puede apreciar en las figuras 2.14 y 2.15, en la cual se realizó un renderizado del acabado para darle mayor realismo y tener una mejor concepción del prototipo final.

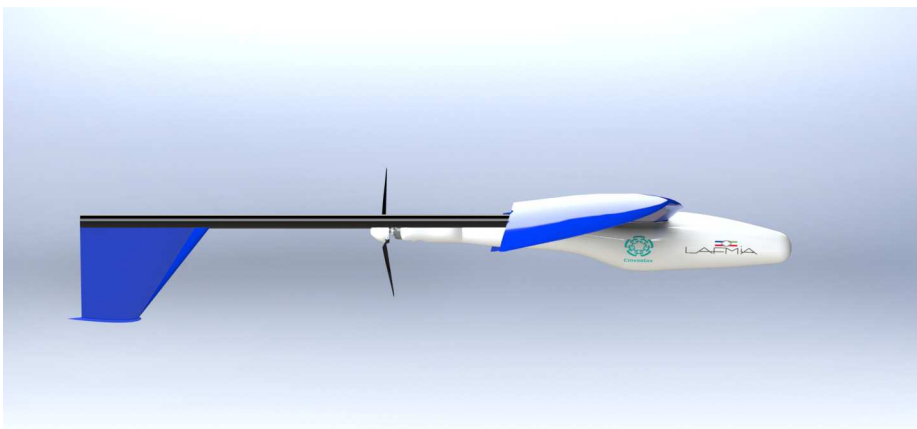


Figura 2.14: Diseño conceptual del SUAV (Vista Lateral).

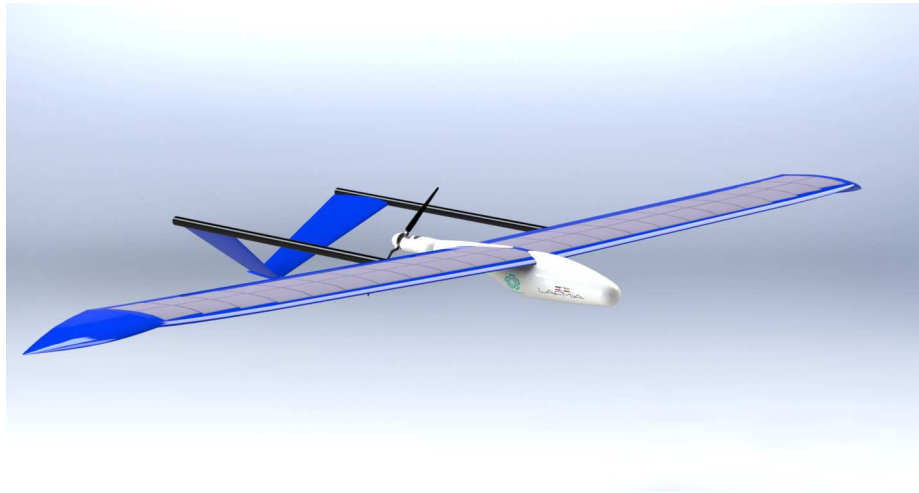


Figura 2.15: Diseño conceptual del SUAV (Vista Tridimensional).

De todas las piezas mostradas es posible realizar en cada una de ellas y en los ensambles, simulaciones para conocer sus deformaciones y esfuerzos como se había mencionado, para lo cual es necesario especificar en los programas algunas de las características físicas del material. Es importante mencionar que las simulaciones no se apegan al cien por ciento al modelo real, por lo que es importante considerar un margen de seguridad.

2.3. Construcción

Para la construcción del modelo propiamente, este se dividió en módulos de la misma forma que se realizó con el diseño estructural por dos razones, una de ellas para que su construcción se facilite y por otro lado para poder separar el modelo en diferentes piezas de modo que su transporte pueda realizarse con mayor facilidad, por el volumen que representaría transportarlo armado.

Todas las piezas presentadas para la construcción del prototipo se pueden fabricar de diferentes materiales dependiendo de cuál va a ser su uso dentro del UAV y bajo qué condiciones de operación se va a encontrar, para determinar que material es el adecuado a emplear es importante considerar las propiedades de cada uno de los materiales, algunas de las cuales se enuncian a continuación [46]:

- **Dureza**, es la capacidad de un material de resistir la penetración o rayado, como ejemplo de este podemos citar al diamante.
- **Fragilidad**, tendencia del material a romperse sin deformarse previamente, esta propiedad es bien ilustrada por el vidrio.
- **Ductilidad**, capacidad del material a soportar grandes deformaciones en frío sin llegar a la rotura, como prueba de ello tenemos el cable de cobre.
- **Resistencia**, propiedad del material de absorber una gran cantidad de energía antes de romperse, adquiriendo deformaciones permanentes o deterioro, prueba de ello es el acero.
- **Elasticidad**, propiedad mecánica de sufrir deformaciones reversibles cuando se encuentran sujetos a la acción de fuerzas exteriores, un ejemplo de esta propiedad se puede observar en los resortes de acero.
- **Conductividad térmica**, propiedad física que mide la capacidad de conducción de calor.
- **Conductividad eléctrica**, capacidad de un material para dejar pasar la corriente eléctrica a través de él.

Existen más propiedades sin embargo, las mencionadas son algunas de las principales a tener en consideración para la selección de los diferentes materiales para la construcción del SUAV. Por otro lado, es importante considerar que parte de los componentes como se ha mencionado, estarán bajo diferentes tipos de esfuerzos lo que también condicionará los materiales usados en esos componentes.

Existiendo diferentes tipos de esfuerzos que se pueden encontrar en un SUAV como esfuerzos de tracción, compresión, flexión, entre otros, por lo que es importante conocer los esfuerzos límites de cada material, debido a que si éste es sobrepasado se puede producir una rotura o deformación permanente, llevando a una degradación de sus propiedades iniciales.

Es importante mencionar que aún cuando las piezas no lleguen a sufrir esfuerzos críticos, éstas por la aplicación continua de ciclos de carga y descarga, pueden llegar a “fatigarse” con el paso del

tiempo. Por todo lo mencionado es importante la selección del material adecuado, la realización de simulaciones y la toma de factores de seguridad.

En la actualidad la mayoría de las estructuras primarias de los UAVs utilizan materiales como la poliolefina expandida conocida como EPO por sus siglas en inglés, la cual es una espuma resistente, liviana, flexible y que permite el uso de adhesivos o materiales compuestos dentro de los cuales se utilizan fibras de vidrio, carbón y en algunos kevlar por su bajo peso y resistencia, en una menor medida o para prototipos grandes se puede llegar a emplear aluminio.

Los materiales más recientes en ser utilizados, son los plásticos para el diseño de piezas y su posterior impresión en impresoras tridimensionales, éstas son muy empleadas últimamente por la rapidez y precisión de los resultados finales, así como el uso de impresoras tridimensionales, también se emplean cortadoras láseres o herramientas tradicionales empleadas en aeromodelismo como pueden ser exactos, pinzas, caudín de lápiz, entre otros.

2.3.1. Modelos pre-diseñados

El diseño y construcción no está limitado a la creación de nuevos modelos, sino también puede incluir la adaptación y modificación de modelos comerciales, para los fines propios de algún proyecto. Para el caso de este proyecto se modificaron dos aeronaves para que se pudiera incorporar la energía solar como fuente de energía alterna.

Para la incorporación del sistema PV y de toda la electrónica necesaria se diseñaron piezas, que posteriormente fueron impresas en PLA para los soportes de la electrónica y bancada del motor brushless, cabe señalar que para esta última pieza mencionada se recubrió con una capa de fibra de vidrio y resina epóxica, para que la pieza soportara los esfuerzos a los que estaría sometido.

Los soportes diseñados se emplearon para soportar la tarjeta Raspberry Pi 3 b+ junto con el shield navio 2, que en conjunto forman el autopiloto usado en este planeador, los cuatro servomecanismos para el movimiento de las superficies de control y todos los sensores para un vuelo seguro, como magnetómetro, sistema de posicionamiento global, sensores de voltaje y corriente y el tubo pitot.

Por otro lado, para la incorporación de las celdas solares, se insertaron soportes de madera balsa en el ala para evitar fracturas en las celdas solares y se diseñaron soportes para la electrónica necesaria para el control de la energía solar.

En la figura 2.16, se puede apreciar el primer prototipo construido en vuelo, durante las primeras pruebas de vuelo para comprobar los sensores y el propio sistema de vuelo, así como para obtener parámetros de vuelo de la aeronave sin la incorporación del sistema solar.



Figura 2.16: Primeras pruebas de vuelo con el prototipo uno.

Con la finalidad de obtener mejores prestaciones de la aeronave, se realizó un segundo prototipo con mayor capacidad de carga de paga, el cual al igual que en el primero fue necesario instrumentarlo con la aviónica necesaria y modificarlo para la incorporación del sistema solar. Desarrollando un total de 10 piezas, de las cuales en algunos casos se decidió realizar la impresión de esta en partes separadas para facilitar el proceso de impresión.

En la figura 2.17, se puede apreciar la incorporación final de las piezas que se utilizaron como soporte para los componentes electrónicos y antenas que se encuentran en el planeador bimotor que se le nombrara de ahora en adelante como prototipo dos.

Al igual que en el prototipo anterior se diseñaron las bancadas de los motores que se pueden observar en la figura 2.18, las cuales fueron colocadas y cubiertas con fibra de vidrio y resina epóxica,



Figura 2.17: Acomodo de la electrónica y autopiloto en el prototipo dos.

para que tuvieran una mayor resistencia a los esfuerzos sometidos.

Dentro de los componentes integrados a este nuevo prototipo se encuentra el autopiloto Edge de la empresa Emlid que sustituye a la Raspberry pi con el shield Navio 2 en el prototipo anterior, la decisión se tomó considerando que este nuevo sistema tiene características útiles para la finalidad del proyecto las cuales se mencionan a continuación:

- Transmisión de video HD hasta 2 Km.
- Integración de Raspberry y Navio en una sola tarjeta.
- Facilidad de otros puertos.
- 12 salidas de PWM.
- Mejor disipación de calor.

Dada la naturaleza del proyecto, en el sentido de vuelos de larga duración se incorporó a parte del transmisor WiFi (RTL8812AU), un módulo de telemetría que trabaja en la frecuencia de 900 MHz

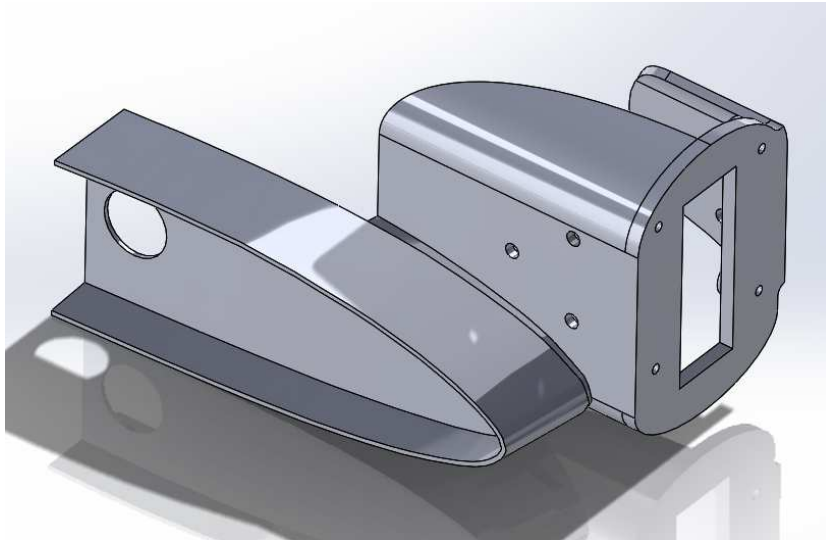


Figura 2.18: Diseño de la bancada del motor para el prototipo dos.

(RFD900), el cual teóricamente puede alcanzar los 40 km de transmisión.

Capítulo 3

Energía solar en un UAV

La energía solar es una fuente de energía cada vez más empleada en la actualidad, dada la problemática creciente del uso de energía no renovable, la energía solar puede ser empleada indirectamente a partir del calentamiento del aire, que en conjunto con el movimiento de la tierra produce viento que es utilizado por los generadores eólicos o a través del calentamiento del agua para que ésta se evapore y con ello se puedan llenar los depósitos de las presas, que posteriormente servirán para realizar el movimiento de los generadores de la industria hidroeléctrica.

Sin embargo, la energía proveniente del sol se puede utilizar de una manera más directa, convirtiendo la radiación solar en electricidad mediante dispositivos fotovoltaicos (PV, por sus siglas en inglés), conocidos también como celdas solares, las cuales al momento de unir dos o más de ellas constituyen un panel solar que generará un voltaje y una corriente dependiendo las características de las celdas.

La energía solar como fuente de energía alterna en los UAVs a diferencia de las baterías comúnmente empleadas no sufren por los ciclos de carga y descarga, por lo que éstas podrían mantenerse operando por un tiempo prolongado con el cuidado necesario. Sin embargo, la radiación que incide en la superficie de la Tierra no es constante a diferencia de la radiación en la atmósfera de la Tierra, debido a diferentes factores que la alteran, algunos de los cuales se mencionan a continuación:

- **Ubicación geográfica**, hablando específicamente de la latitud, debido a que la tierra tiene un cierto grado de inclinación el tiempo de incidencia de la radiación varía dependiendo de la latitud en donde nos encontremos, como se puede apreciar en la figura 3.1.
- **Variaciones locales de la atmósfera**, producidas por la contaminación, vapor de agua y principalmente por la nubosidad presente en el área
- **Efectos atmosféricos**, incluyendo la absorción y dispersión.
- **La época del año y la hora del día**



Figura 3.1: Variación de radiación por la latitud.

Como se mencionó las celdas solares se conectan en conjunto para formar paneles solares, los cuales dependiendo de las características de las celdas y el tipo de conexión (serie y/o paralelo) que se realicen entre ellas, proporcionarán un voltaje (V) y una corriente (I) y por ende se obtendrá una potencia eléctrica (P) medida en watts. La salida de energía del panel solar deberá estar conectada a un controlador de carga, el cual a su vez tiene que estar conectado a una batería, para que a través del controlador se supla de energía al sistema eléctrico de la aeronave, este sistema básico se encuentra ejemplificado en la figura 3.2.

Como se puede apreciar en la figura 3.2, en los sistemas PV siempre hay una batería, para el caso de los vehículos autónomos no es la excepción, debido a que esta sirve de respaldo en caso de que algo falle con el sistema solar o que no exista la radiación necesaria para la generación de energía, o por

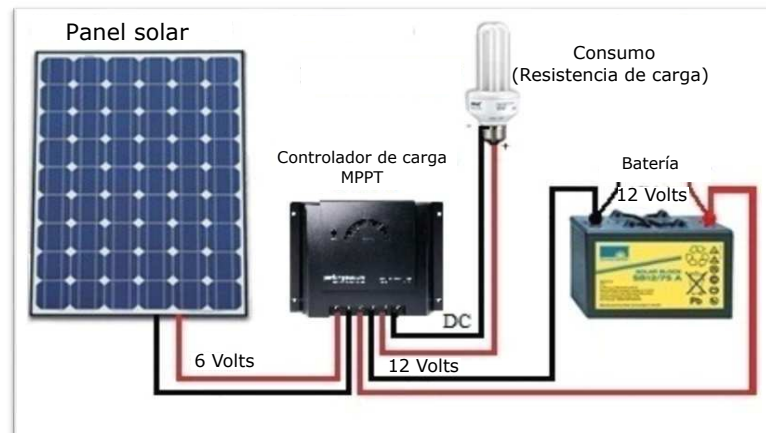


Figura 3.2: Sistema PV simple.

el contrario como almacenamiento de energía en caso de que el sistema genere más energía de la que emplea y también es usada como referencia para el voltaje de salida del sistema de seguimiento del punto de potencia máximo (MPPT, en inglés), por lo que la fuente de energía alterna y la batería funcionan en conjunto para suplir la energía necesaria del UAV.

Por lo anterior mencionado y dado los problemas ya mencionados con la incidencia de la radiación, es que surge la necesidad de la creación de un sistema de MPPT, para que éste sea el encargado de hacer que el sistema PV trabaje siempre bajo su mejor régimen de potencia y controle el consumo de energía.

3.1. Sistemas fotovoltaicos

Una vez establecido el esquema general de los sistemas PV y la necesidad del MPPT, así como algunos de los problemas presentes en estos, se recreó un pequeño sistema con la finalidad de conocer que problemas podrían surgir al momento de colocar el panel solar sobre el ala, prestando especial atención a qué tanta curvatura se le podía dar a las celdas solares antes de que se fracturen, así como conocer la cantidad de peso extra que genera la integración de las celdas solares. Por lo anterior se creó una sección de ala con el perfil alar seleccionado del modelo presentado en el capítulo anterior, una parte del proceso de construcción se puede apreciar en la figura 3.3.



Figura 3.3: Sección del ala en proceso de construcción.

Al modelo previo se le añadió un panel solar, para conocer como tenía que realizarse la integración de los paneles solares en el ala, es decir cómo realizar el acomodo de las celdas solares para obtener el total aprovechamiento del espacio disponible en el ala, la manera de realizar las conexiones entre las celdas, el modo de fijar el panel solar sobre el ala y principalmente la curvatura máxima que las celdas solares pueden soportar.

Para medir la energía producida por el panel solar, así como otras variables importantes para el estudio se incorporó una tarjeta arduino uno, la cual estaba comunicada con sensores de voltaje, corriente, lux y un módulo de escritura y lectura de tarjeta SD, en la cual se recopilaba toda la información a lo largo de la prueba para conocer el comportamiento del sistema bajo diferentes condiciones de radiación. Por otro lado, a la salida del sistema se conectó un motor de corriente directa que consumiera la energía, este primer sistema con los componentes mencionados se puede apreciar en la figura 3.4.

Este primer sistema PV se dejó funcionando en tres días diferentes, alrededor de 3 horas a lo largo del día, buscando que se tuvieran diferentes condiciones de radiación y nubosidad, para validar el comportamiento del panel solar dependiendo de la radiación solar, obtenida a partir de la conversión

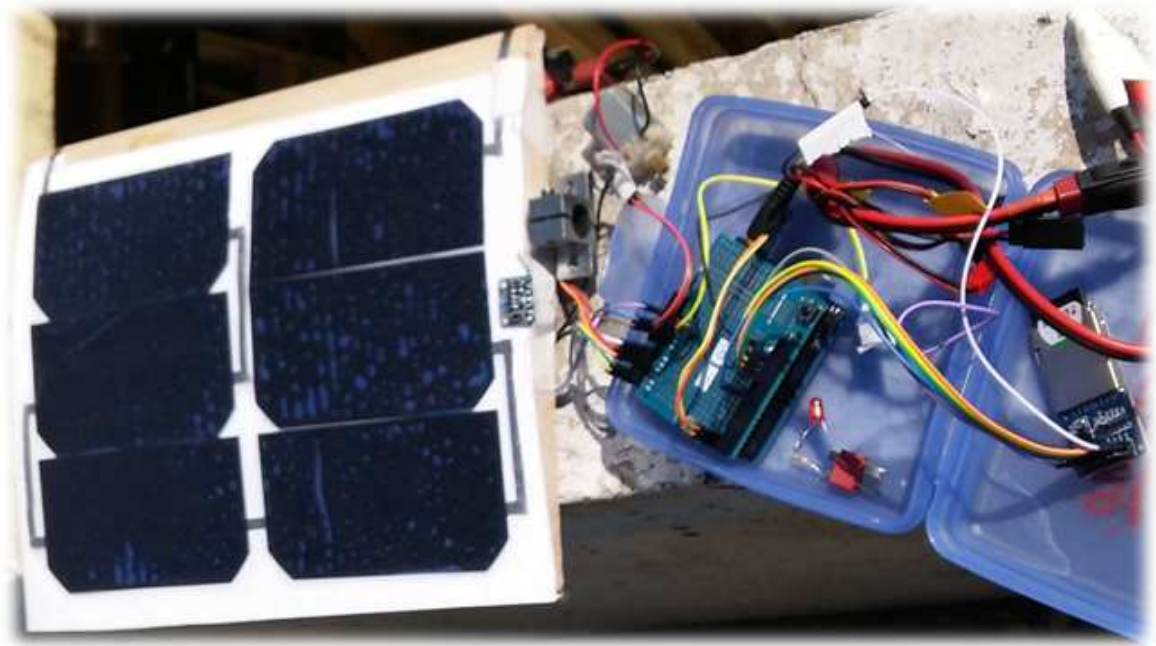


Figura 3.4: Primer sistema de pruebas.

de lux a watts. La medición previa junto con el voltaje y la corriente, sirvieron para validar las curvas características de las celdas solares usadas en este proyecto.

En la figura 3.5, se pueden apreciar las curvas características de una celda solar a diferentes radiaciones solares, en las cuales se tomó como base una temperatura de 25°C .

De los datos previos se puede conocer cuanta energía puede producir el modelo diseñado y cuantas celdas solares son necesarias para que los modelos pre-diseñados puedan mantener un vuelo recto y nivelado, por lo que tomando en cuenta experimentos de vuelos previos, para el caso del primer prototipo es necesaria una potencia de 45 watts para mantener la condición establecida.

En base a los datos de la figura 3.5 y la necesidad de potencia establecida, el panel solar necesario en el prototipo uno debe contener un mínimo de 60 celdas solares, considerando una radiación promedio de $500\text{ W}/\text{m}^2$ para mantener la condición de vuelo establecida y poder cargar la batería del avión.

Es importante mencionar que durante las pruebas se observó que la potencia obtenida del panel

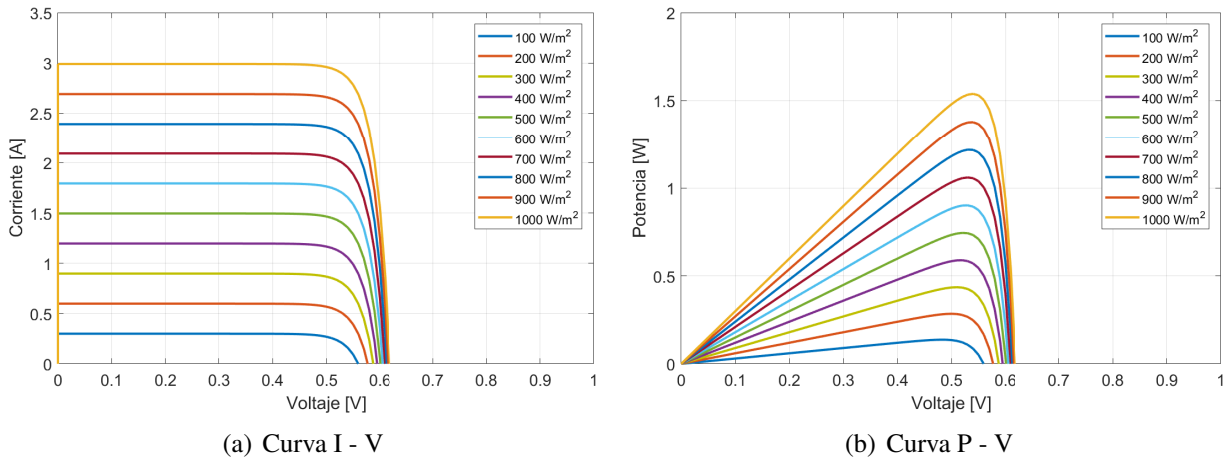


Figura 3.5: Curvas características de una celda solar.

solar varía dependiendo de la resistencia de carga que se tenga a la salida del sistema y dado que esta condición prevalece en los UAV de ala fija debido al uso de los motores, es una razón más de la necesidad de un MPPT que en todo momento entregue la potencia máxima del sistema PV.

3.1.1. MPPT

Como se puede apreciar en la figura 3.2, el sistema PV necesita un controlador de carga MPPT, por lo que a lo largo de esta sección se presentará el diseño del mismo y los controles empleados para la implementación de un convertidor de corriente directa (DC, en inglés) tipo Boost capaz de seguir el punto de potencia máxima (MPP, en inglés) del panel solar, sabiendo que la potencia entregada por el sistema PV depende de la radiación que incide sobre el panel solar como se observó en la figura 3.5.

Un esquema básico de los componentes que conforman un convertidor DC tipo Boost se puede apreciar en la figura 3.6.

Partiendo del esquemático del circuito electrónico, se comenzaron a realizar los cálculos para conocer los valores de los componentes para el convertidor DC. Por lo que primeramente es necesario plantear algunos valores deseables en los que se quiere que el sistema trabaje, que se utilizarán

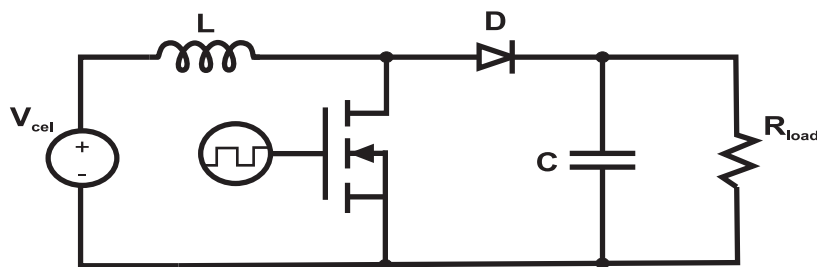


Figura 3.6: Esquema de Convertidor DC tipo Boost.

como base para la selección de componentes, los cuales se aprecian en la tabla 3.1.

Tabla 3.1: Valores propuestos para el cálculo de los elementos del boost.

Valores propuestos	
Frecuencia (f)	15kHz
Resistencia de carga (R_{load})	47 Ω
Ciclo de trabajo (D)	40 %
Fuente de voltaje ($V_{IN} = V_{cel}$)	17V
Rizo del voltaje (V_r)	0.05V

Para la selección del condensador eléctrico o capacitor, es necesario primeramente conocer el voltaje promedio que se tendrá en éste, para con ello seleccionar uno que pueda soportar este voltaje, por lo que este valor se obtiene mediante la ecuación (3.1) y la sustitución de los valores de la tabla 3.1, obteniendo.

$$V_C = \frac{V_{IN}}{1-D} = \frac{17}{1-0.4} = 28.33V \quad (3.1)$$

Posterior a esto para conocer el valor mínimo de inductancia, es necesario hacer que la corriente en el inductor sea cero en la ecuación (3.2).

$$I_{Lmin} = \frac{V_{IN}}{(1-D)^2 * R_{load}} - \frac{D * V_{IN}}{2 * L * f} = 0 \quad (3.2)$$

Despejando la inductancia de (3.2), obtenemos

$$L = \frac{D * 1 - D^2 * R_{load}}{2f} \quad (3.3)$$

Sustituyendo los valores de la tabla 3.1, se tiene:

$$L = 0.0002256H$$

Obtenido el valor de inductancia, es necesario calcular el valor de corriente máxima que pasará a través del inductor, por lo que empleando la ecuación (3.2), tenemos:

$$I_{Lmax} = \frac{V_{IN}}{(1 - D)^2 * R_{load}} - \frac{D * V_{IN}}{2 * L * f} \quad (3.4)$$

Sustituyendo los valores de la tabla 3.1 y el valor de la inductancia, se tiene:

$$I_{Lmax} = 2.01A$$

Finalmente la ecuación (3.5), se emplea para seleccionar la capacitancia mínima para tener el rizo deseado.

$$\Delta V_C = \frac{D * V_C}{R_{load} * C * f} \quad (3.5)$$

Despejando la capacitancia de (3.5) y sustituyendo los valores de la tabla 3.1 y el valor del voltaje en el capacitor obtenido en (3.1), se tiene que el valor de capacitancia es:

$$C = 0.000322F$$

Por lo que los componentes a emplear deben cumplir con los valores mínimos calculados para el inductor y el capacitor del circuito eléctrico mostrado en la figura 3.6, estos valores son:

$$L = 0.000226H @ 2.01A$$

$$C = 0.000322F @ 28.33V$$

Con los valores mostrados se realizó el convertidor DC tipo Boost con las restricciones en los componentes electrónicos, diseñando las pistas de la placa desde cero en el programa Proteus y realizando su fabricación mediante una placa de cobre y cloruro férrico para quitar el cobre innecesario. Terminado el proceso anterior se soldaron todos los componentes del convertidor, el circuito final se muestra en la figura 3.7.

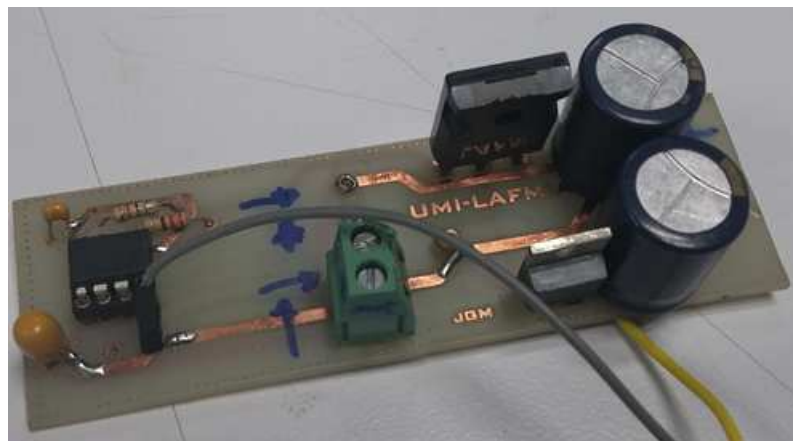


Figura 3.7: Convertidor DC tipo Boost.

Para el correcto funcionamiento del MPPT, es necesario emplear un control que regule el ciclo de trabajo en el convertidor DC tipo Boost, para ello en este trabajo de investigación se estudiaron dos esquemas de control diferentes, uno conocido como “Perturbance and Observer (P&O)” y el otro como “Incremental Conductance (IC)”, los diagramas del flujo de control de estos se muestran en la figura 3.8.

El algoritmo P&O tiene un buen desempeño pero por su funcionamiento como se puede apreciar en el diagrama de flujo en la figura 3.8(a) nunca se mantiene en el MPP, solo se encuentra oscilando alrededor de él, ya que no existe alguna condición dentro del diagrama, que considere cuando no

existe cambio en la potencia del panel. Por otro lado, el algoritmo de IC cuando se encuentra en el punto de potencia máxima, se mantiene en él y puede seguir rápidamente los cambios de radiación con mejor precisión.

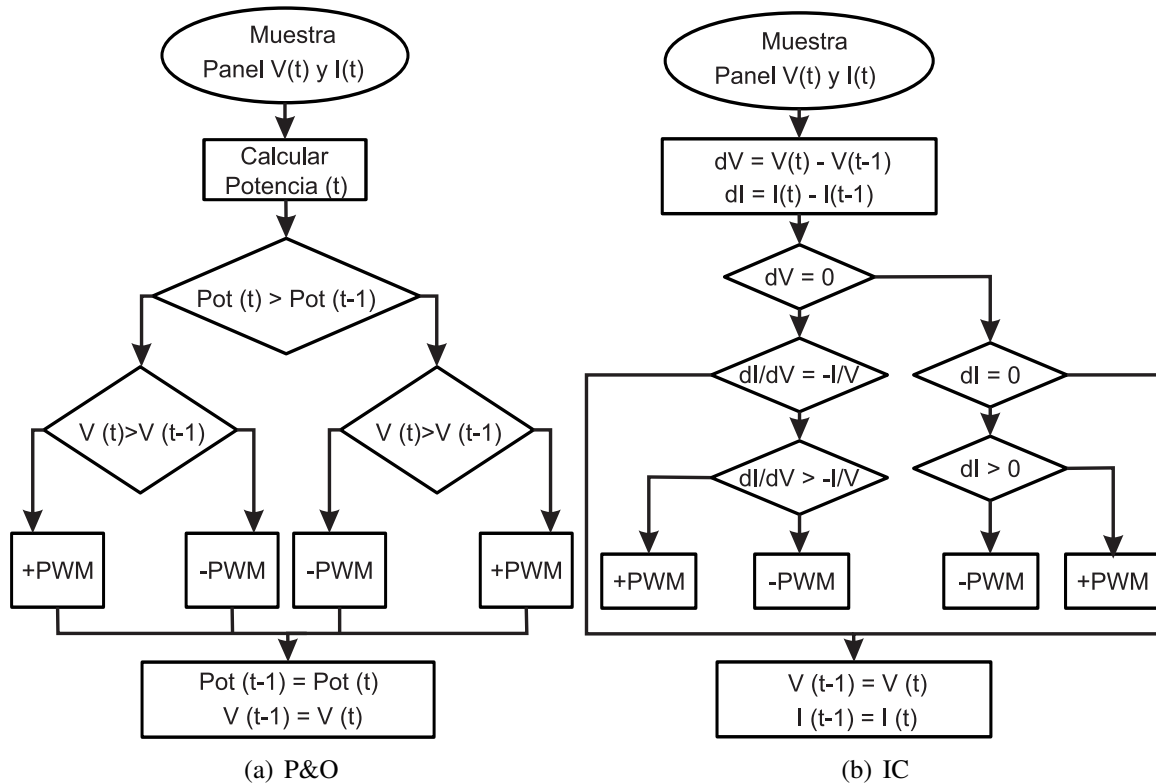


Figura 3.8: Diagramas de flujo del control para el MPPT.

Parte importante del correcto funcionamiento de los algoritmos de control y en general del MPPT es una precisa lectura del voltaje y la corriente de entrada al convertidor, de modo que el algoritmo de control propuesto funcione como es esperado y se obtenga la potencia máxima del panel solar. Como parte importante para un mejor conocimiento del funcionamiento del MPPT, en el prototipo uno se agregaron un sensor de lux (TSL2591) y temperatura y por otra parte se media el ancho del pulso (PWM, en inglés) del canal del motor, para igualarlo con los registros que se tienen de vuelos previos.

3.2. Adaptación del sistema PV

Para llevar a cabo la incorporación del sistema PV en el UAV, se corroboró la cantidad de espacio disponible en la superficie del ala y de lo concluido en la sección 3.1 a través de la figura 3.9, se dedujo que el espacio no era suficiente para colocar todas las celdas solares necesarias para mantener un vuelo recto y nivelado, ya que en el modelo solo se pueden integrar 30 celdas solares. Para este caso todas las celdas se conectaron en serie, obteniendo las características presentadas en la figura 3.9 bajo STC.

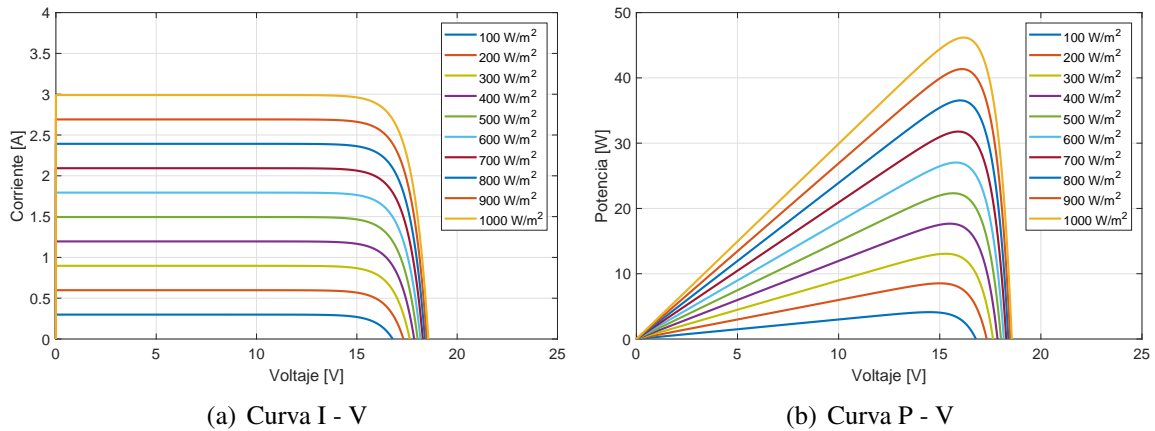


Figura 3.9: Curvas características del panel solar en el prototipo uno.

Como se puede apreciar en la figura 3.9(b) la potencia necesaria establecida se puede alcanzar si se tuviera una radiación de $1000 \text{ W}/\text{m}^2$, pero bajo condiciones normales de operación esto no es posible, sin embargo como parte del aprendizaje de adaptación, se continuó con la incorporación del sistema PV para tener un mejor conocimiento tanto de la integración de todo el sistema en la aeronave como del funcionamiento propio de este.

Definido el número de celdas y el tipo de conexión de estas, se comenzó con el proceso de adaptación con la creación de los paneles solares, mediante la colocación las celdas solares conectadas, una capa por encima de acetato de vinil etileno (EVA, por sus siglas en inglés) y una capa por debajo de *PV backsheet*, todos estos componentes son calentados en conjunto para lograr el encapsulamiento de las celdas solares.

Por otro lado, para probar el sistema propuesto, así como los dos algoritmos de control mostrados en la figura 3.8, se integraron algunos sensores como ya se había mencionado, para ello se realizó una tarjeta a la medida para llevar a cabo la lectura de los sensores, el procesamiento de los datos, el control del MPPT y la comunicación con el autopiloto y el MPPT. Utilizando como base una tarjeta Titan de la empresa Nomada, la tarjeta finalizada se puede apreciar en la figura 3.10.

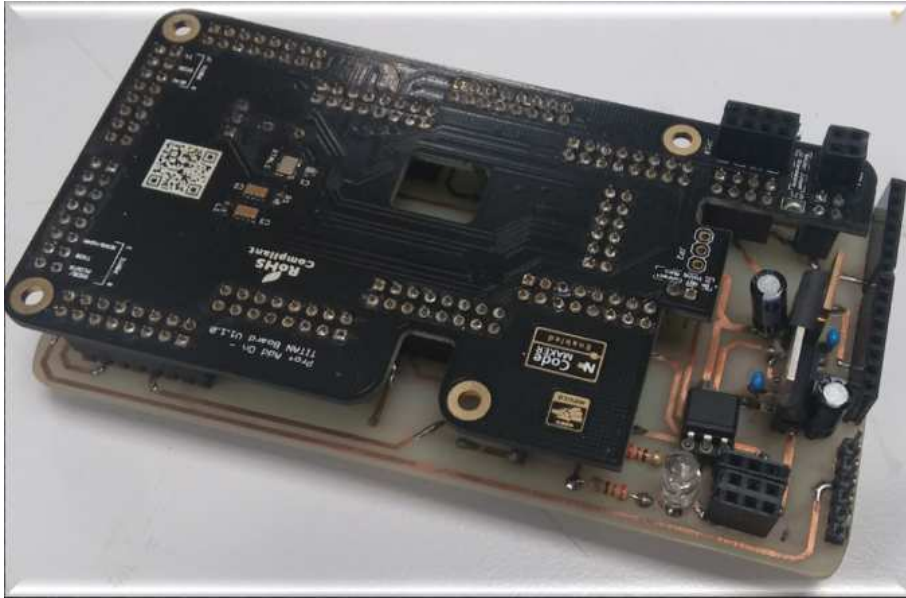


Figura 3.10: Tarjeta TITAN junto con placa fabricada para lectura de sensores, control de MPPT y comunicación.

Como se mencionó la tarjeta TITAN estaba conectada con el autopiloto y la RPI, a través de una conexión serial para el intercambio de información proveniente de los sensores integrados en el sistema PV. Para el caso de las primeras pruebas se conectó una computadora externa a la RPI mediante un cable ethernet para visualizar los datos en tiempo real mediante la interfaz que se puede apreciar en la figura 3.11, misma que generaba un archivo donde se guardaban todos los datos para su posterior análisis.

En la interfaz presentada se podía conocer el voltaje y corriente producidos por el panel solar, el convertidor DC tipo Boost y la energía proporcionada por la batería, así como la potencia esperada basada en los luxes medidos.

Finalmente aparte de los sensores ya mencionados, se incorporó un banco de pruebas para motores

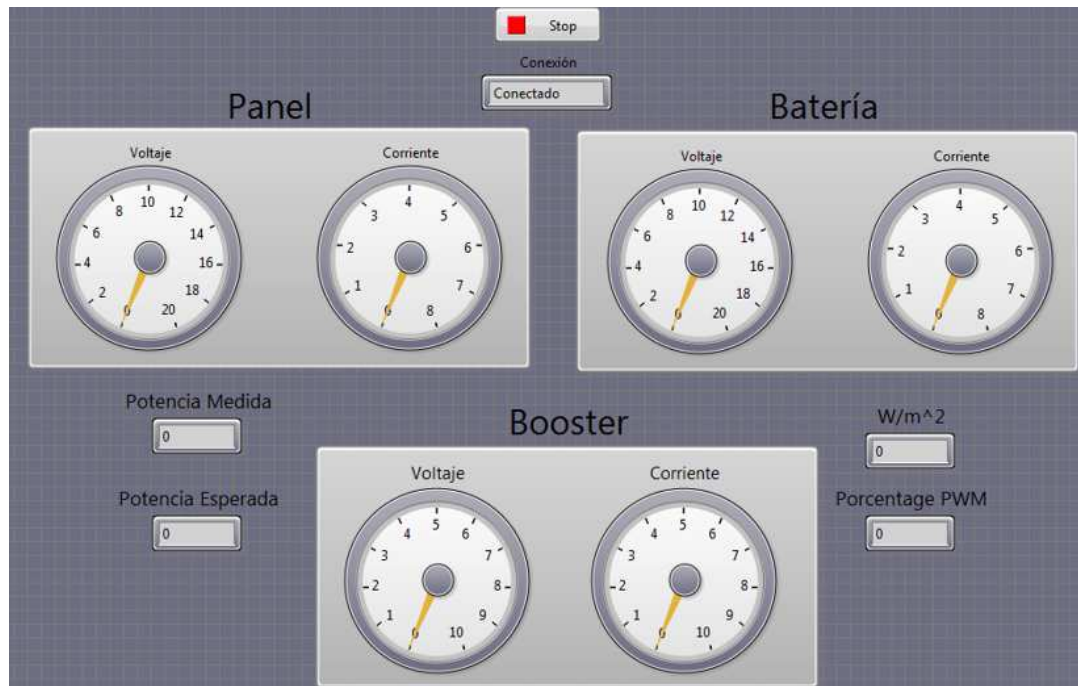


Figura 3.11: Interfaz gráfica de los datos del sistema PV.

brushless, con la finalidad de conocer la tracción que éste producía y comenzar a relacionar todos los valores obtenidos, todo este sistema mencionado se puede apreciar en la figura 3.12. En esta misma figura se puede observar el resultado de la incorporación del panel solar en el ala del avión.

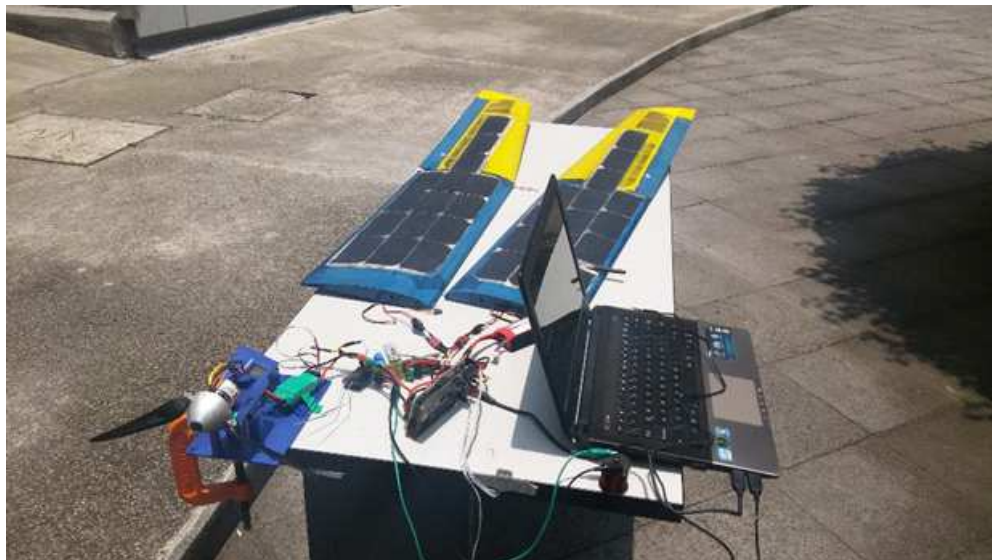


Figura 3.12: Banco de pruebas conectado a una Laptop, para recopilación de información.

Los valores de potencia alcanzados con el control P&O, se muestran en la figura 3.13.

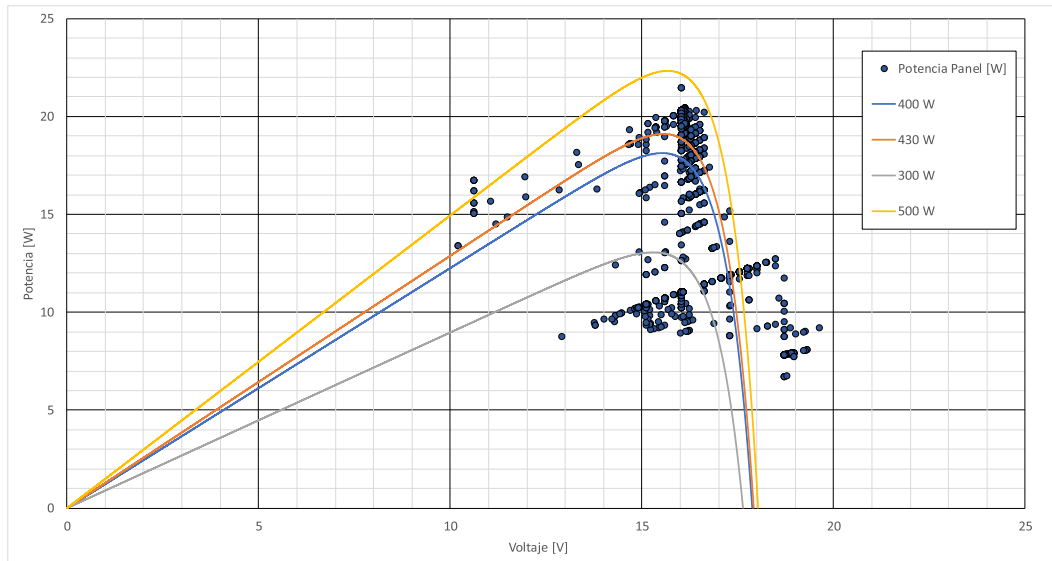


Figura 3.13: Resultados de los MPP obtenidos con la técnica de control P&O.

En tanto que los resultados del seguimiento del MPP con el control IC se pueden apreciar en la figura 3.14.

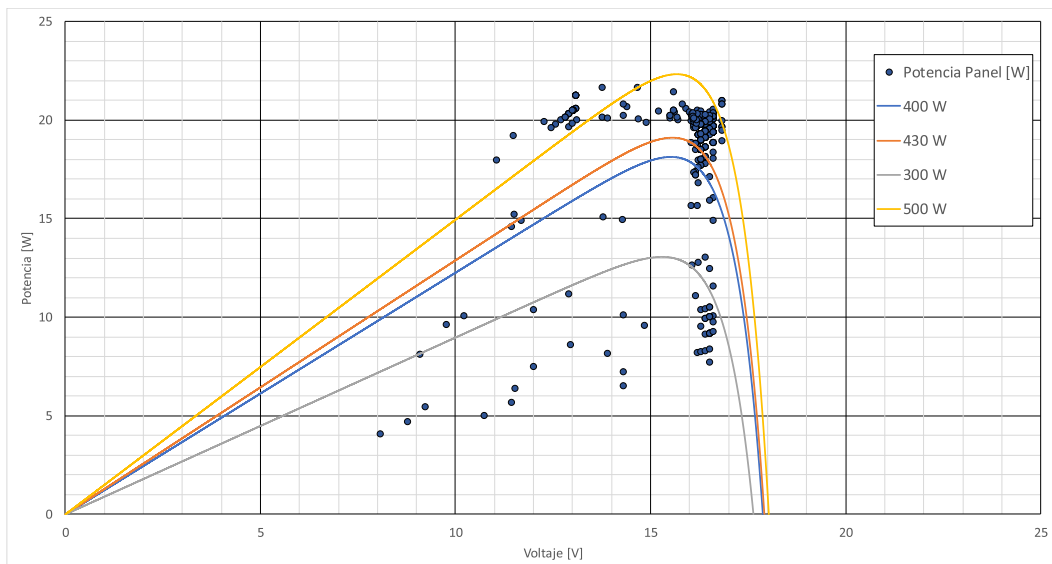


Figura 3.14: Resultados de los MPP obtenidos con la técnica de control IC.

En ambas pruebas se dejó el sistema funcionando por espacio de 10 minutos, observando en las grá-

ficas de las figuras 3.13 y 3.14 los MPP representados por puntos azules, los cuales correspondían a la condición de radiación solar al momento de la prueba, cabe señalar que durante la realización de los experimentos, se presentó nubosidad por un periodo de tiempo, por lo que la radiación solar variaba desde 200 hasta $500 \text{ W}/\text{m}^2$. Los resultados del sistema PV con los diferentes esquemas de control muestran que el control IC es más estable y permanece de manera más constante en el MPP.

Comprobado el correcto funcionamiento del sistema, se removió la computadora portátil, por lo que fue necesario crear una red inalámbrica con la RPI para la transferencia de datos con un sistema de control en tierra (GCS, por sus siglas en inglés), con la finalidad de poder seguir monitoreando el funcionamiento del sistema solar. En esta siguiente etapa se incorporó un relevador para visualizar el comportamiento del UAV energizado con la energía solar, energía de batería y el uso mixto de ambas tecnologías.

Para continuar con las pruebas se realizaron los soportes para integrar las tarjetas dentro del avión y se trató de colocar los componentes a las distancias que tendrían en el avión, como se puede apreciar en la figura 3.15, para validar si no existía algún tipo de interferencia o un mal funcionamiento de los sistemas.



Figura 3.15: Banco de pruebas utilizado en funcionamiento.

Como parte de una prueba final en este nuevo banco de pruebas, se programó un cambio entre los dos controles de MPPT estudiados, para conocer su repuesta cuando el panel solar era cubierto en su totalidad por nubes, los resultados de esta prueba se pueden ver en la figura 3.16.

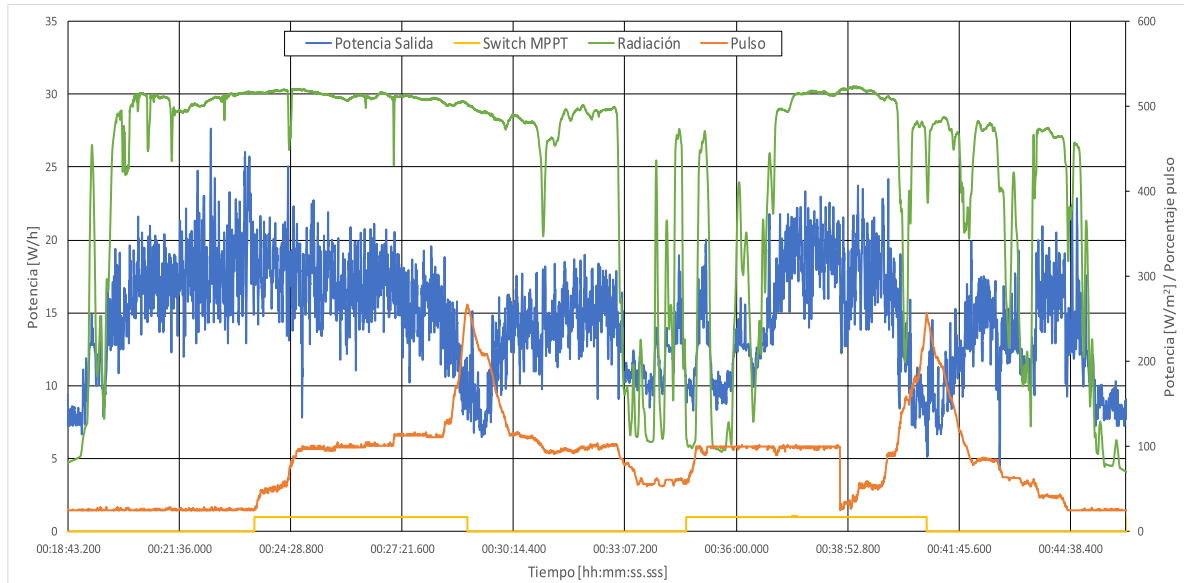


Figura 3.16: Resultados de la respuesta de los dos diferentes controles del MPPT.

En la figura 3.16 se muestra parte de los datos obtenidos durante una prueba en la que el sistema se mantuvo funcionando por una hora de manera continua, donde se puede observar la radiación presente sobre la superficie del panel en color verde cuyo valor se encuentra sobre el eje vertical derecho, así como el valor del pulso (100% – 255) de control del MPPT en color naranja. En tanto que la potencia de salida se muestra de color azul y el valor se encuentra sobre el eje vertical izquierdo y la línea de color amarillo toma valores de 0 o 35 para indicar si se está usando el control IC o P&O respectivamente.

Es preciso señalar que durante el experimento previo no se tienen las condiciones de vuelo similares a las de un avión en vuelo, lo que implica que el tiempo final de vuelo del avión puede no llegar a ser una hora, como el tiempo de duración de esta prueba. Por otro lado, se puede apreciar que cuando se activa el control P&O el pulso de control se desborda, sin embargo fuera de ello los dos controles obtienen la potencia máxima del panel solar y en el momento que la radiación baja por la nubosidad presente, el control trata de mantener el máximo de potencia del sistema PV.

Por los resultados mostrados hasta este punto se decidió que la energía solar, únicamente energizaría el motor y que todos los demás componentes como los servomotores y el autopiloto, estarían alimentados directamente por la batería, funcionando también esto a su vez como medida de seguridad en caso de que falle el sistema PV.



Figura 3.17: Planeador solar finalizado.

Finalizada la etapa en el banco de prueba como se ha mostrado, en donde se pudieron validar los controladores y la comunicación entre las tarjetas de control y la estación en tierra, se incorporaron todos los sistemas en el fuselaje del avión, cuidando en todo momento no alterar la posición del centro de gravedad del avión, para no degradar la estabilidad. El resultado final de la adaptación del sistema en el UAV se puede apreciar en la figura 3.17.

Con todos los sistemas incorporados en el avión se realizaron más pruebas en tierra, previas al vuelo para conocer si existían problemas de calentamiento o algún otro que se pudiera presentar. Con la finalidad de obtener los resultados más aproximados a la realidad se simuló el uso del motor en un vuelo real, en la figura 3.18 se muestra parte de los resultados obtenidos.

Mediante ajustes realizados a la programación de los controles, se pudo obtener una generación

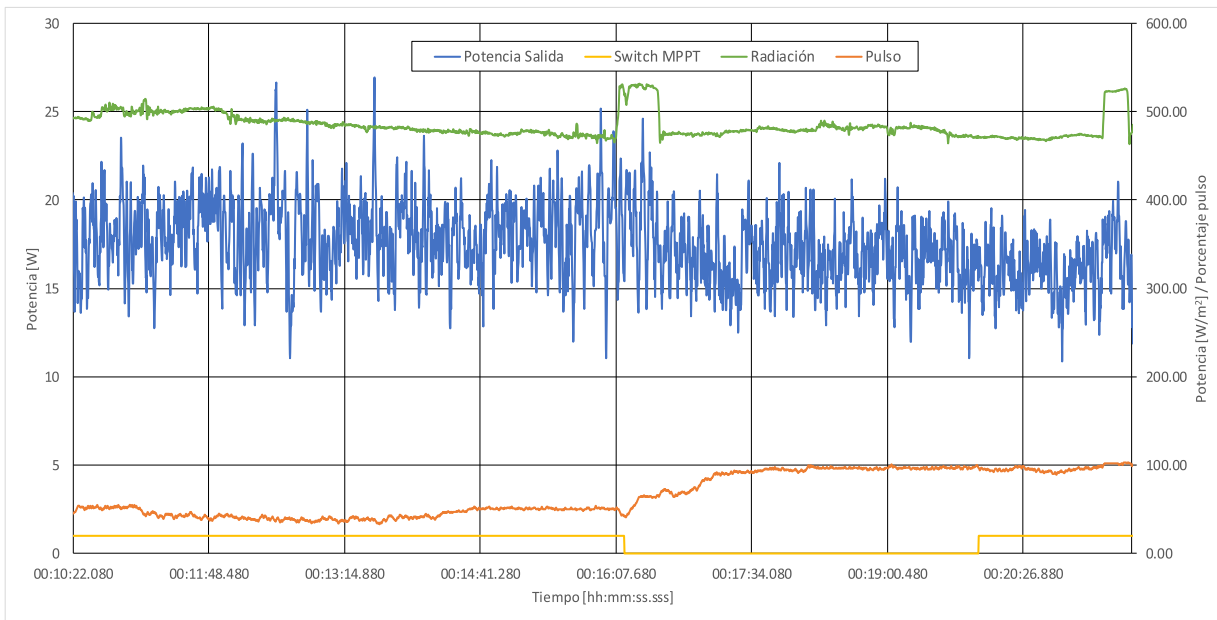


Figura 3.18: Resultados de las variables con todos los sistemas integrados en el UAV.

de energía solar más constante, como se puede apreciar en la figura 3.18, sin embargo por los resultados teóricos obtenidos en la figura 3.9 aún es posible obtener una mayor cantidad de energía.

Validados todos los procesos anteriores y con la finalidad de reducir espacio y peso, se diseñó una nueva tarjeta de control de energía, en donde se buscó una integración más limpia y la adición de una mayor cantidad de sensores para conocer de mejor manera el uso y producción de la energía. El resultado de ésta se puede apreciar en la figura 3.19, sobre la cual se pudo reducir un peso de 100 gramos con respecto de la primera tarjeta realizada, obteniendo un peso total con soportes para su adaptación de 218 gramos.

La finalidad de esta nueva tarjeta es que se pueda conocer con mayor detalle el consumo de energía de los diferentes componentes del avión, conservando todas las características que se han manejado del sensado, control del MPPT y la comunicación con el autopiloto vía USB, para que en este último se conjunten todos los datos y se puedan enviar a una GCS en conjunto con los datos básicos de telemetría.

Como se ha mencionado y dadas las limitaciones presentes en el prototipo uno expuesto en la figura 3.17, específicamente acerca de la capacidad de carga de paga, es decir la carga útil o el peso de los

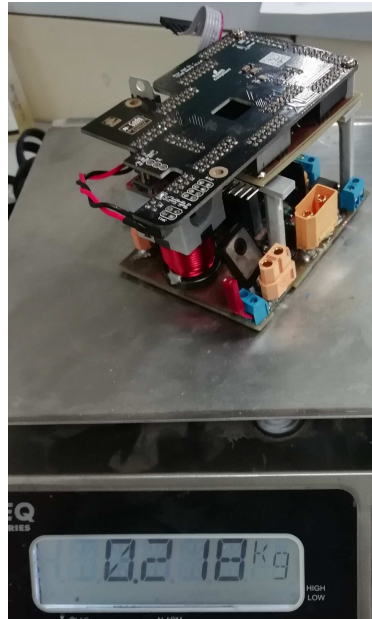


Figura 3.19: Tarjeta mejorada para el control de energía.

componentes que no sirven para el funcionamiento propio de la aeronave, se adaptó un nuevo UAV cuya capacidad de carga fuera mayor.



Figura 3.20: Encapsulación de uno de los cuatro paneles solares del prototipo dos.

Para la adaptación del sistema PV se siguió el mismo procedimiento descrito en este capítulo para el primer prototipo, en cuanto a la incorporación del sistema PV, mejorando en estos nuevos paneles solares el acomodo de las celdas. Parte de encapsulación del panel solar se puede apreciar en la

figura 3.20.

El resultado de la integración del sistema PV en el prototipo dos, se puede apreciar en la figura 3.21, el avión que se muestra en la imagen posee una mayor capacidad de carga.



Figura 3.21: Prototipo solar dos con la adaptación del sistema PV.

Para el caso de este prototipo se incorporaron 34 celdas solares, es preciso señalar que al igual que en el prototipo anterior, la energía generada por el sistema PV no es suficiente para energizar todo el sistema, por lo que ésta se utiliza en complemento con la energía almacenada en la batería.

Capítulo 4

Navegación de un SUAV

La energía solar ha sido utilizada como fuente de energía principal o alterna para diversas aplicaciones como los autos o para energizar ciudades enteras mediante parques solares, no siendo la excepción su uso en UAVs, algunos de estos como ya se mencionó han adoptado esta tecnología, obteniendo un aumento en su autonomía como resultado de esto.

La incorporación de tecnología solar en los UAVs y el incremento de su uso e investigación, se ha dado debido a nuevas técnicas de construcción y avances tecnológicos en esta materia, ya que en la actualidad las celdas solares poseen una mayor eficiencia, pudiendo llegar hasta un 23 % de eficiencia [29] y a su vez son más ligeras, lo que facilita su incorporación en este tipo de sistemas, sin embargo aún hay desafíos por solucionar que pueden ser de utilidad para aumentar más la cantidad de energía generada a lo largo de un día.

En algunos sistemas PV de casas o parques solares, los paneles solares cuentan con un mecanismo para realizar un seguimiento del sol, de modo que puedan generar una mayor cantidad de energía a lo largo de un día, debido a que el ángulo cenital solar se mantiene en cero [38] por un mayor tiempo comparado con un sistema PV que carece de este seguimiento solar. Para una mejor comprensión de lo mencionado, en la figura 4.1 se muestra una comparación entre un panel PV de ángulo fijo y otro con un sistema de seguimiento solar simple.

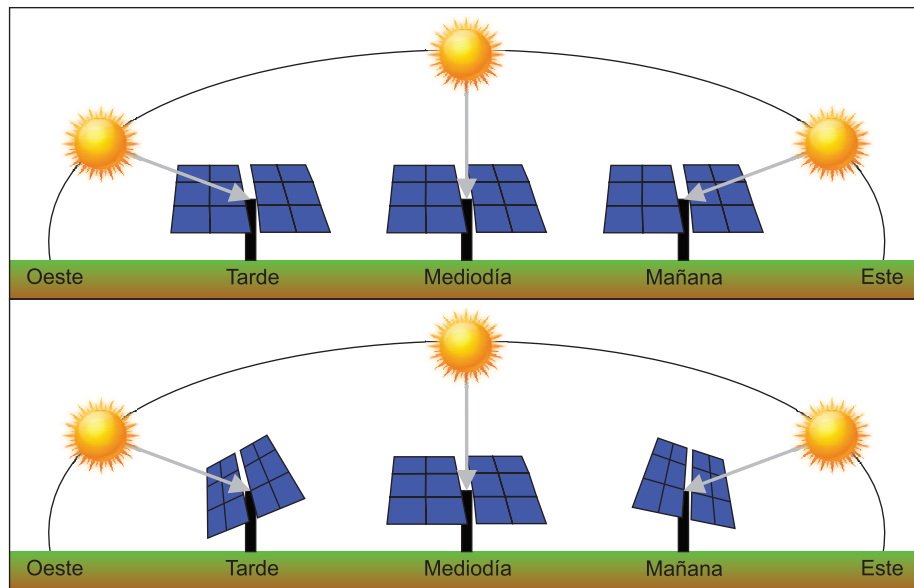


Figura 4.1: Diferencia entre el uso de un panel PV de ángulo fijo y un simple sistema de seguimiento solar.

Por lo que el principal objetivo de la estrategia de control planteada es imitar el movimiento de los paneles solares y mantener una trayectoria deseada para los fines de las misiones de fotogrametría, por lo que una imagen de la actitud perseguida se puede apreciar en la figura 4.2, definiendo actitud como la diferencia angular entre los ejes fijados al cuerpo y los ejes tierra (marco inercial). Todo esto con la finalidad de que el SUAV pueda generar una mayor cantidad de energía a lo largo de un día y cumplir con la misión que tenga prevista.

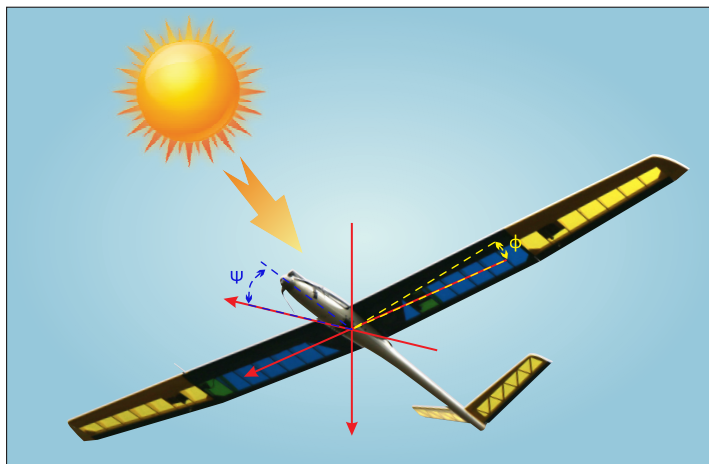


Figura 4.2: Ejemplo del planeador siguiendo el sol.

En la figura 4.3 se muestra la actitud deseada para una misión de fotogrametría, así como una muestra de las rutas de vuelo necesarias. Pudiendo apreciar en la figura que el ángulo de alabeo es usado para realizar el seguimiento solar y el ángulo de guiñada se emplea para seguir la trayectoria definida.

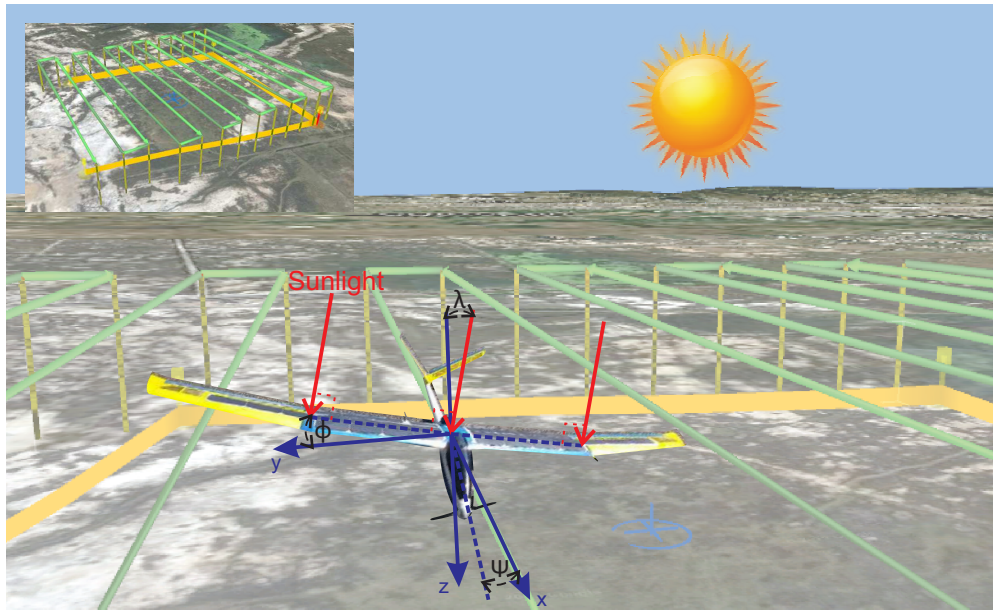


Figura 4.3: Relación geométrica entre el sol y el SUAV durante una misión de fotogrametría.

De lo anterior podemos inferir que uno de los principales factores a tener en consideración es la relación geométrica entre la radiación solar y el UAV como se muestra en [60]. Obteniendo la potencia máxima cuando el ángulo de incidencia de la radiación solar es perpendicular a la superficie del panel solar y decrece conforme el ángulo es menor o mayor que 90 grados como se explica en [62] y [6].

4.1. Modelo matemático

Como marco de referencia para aplicar los algoritmos de control y validar estos, se usó como base el SUAV mostrado en la figura 3.17. Algunas especificaciones del prototipo se muestran en la tabla 4.1, siendo importante señalar que este modelo tiene una cola en V.

Tabla 4.1: Especificaciones del prototipo SUAV

Característica	Valor
Envergadura	2.29 m
Superficie Alar	0.478 m ²
Peso Total	2.5 kg
MAC	21.451 cm
Velocidad crucero	16 m/s
Celdas solares	30
Potencia solar instalada (STC)	46.5 W

El modelo empleado está equipado con un control de empuje y cuatro superficies de control, dos alerones y dos ruddervators, este último par de superficies son las propias de la cola en V. El empuje (τ) controla la cantidad de rpm del motor brushless, los alerones (ξ) controlan el torque de alabeo y los ruddervators expresados por κ_l & κ_r son usados para identificar el ruddervator izquierdo y derecho respectivamente, cuyo movimiento diferencial genera el efecto de un timón representado por ζ y desplazándolos en el mismo sentido funcionan como un elevador convencional representado por η . Una descripción gráfica de los movimientos de estas superficies de control se muestra en la figura 4.4.

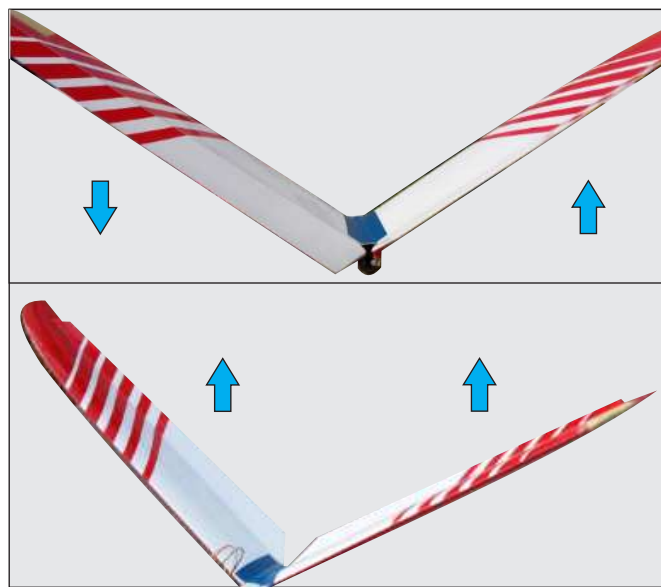


Figura 4.4: Movimiento de los ruddervators actuando como timón (figura superior) y como elevador (figura inferior).

Tabla 4.2: Sistema coordinado del SUAV.

	Variable		
Ejes del avión	x	y	z
Fuerza	X	Y	Z
Momentos	L	M	N
Velocidad linear	u	v	w
Velocidad angular	p	q	r
Actitud	ϕ	θ	ψ

Tabla 4.3: Resumen de variables

Para evitar modificaciones del modelo matemático de fuerzas y momentos tradicional usado para los UAV de ala fija, es posible representar matemáticamente a los ruddervators como una típica configuración timón-elevador, a través de la ecuación (4.1) [8].

$$\begin{pmatrix} \eta \\ \zeta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 1 \\ -1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \kappa_r \\ \kappa_l \end{pmatrix} \quad (4.1)$$

Es importante señalar que el movimiento del avión está referenciado a un marco inercial, debido a que solo se considera el vuelo de éste en un ambiente atmosférico normal (baja altura), denotando sus movimientos y rotaciones en términos de un sistema de coordenadas fijado al cuerpo como se muestra en la figura 4.3, resumiendo las variables en la tabla 4.3.

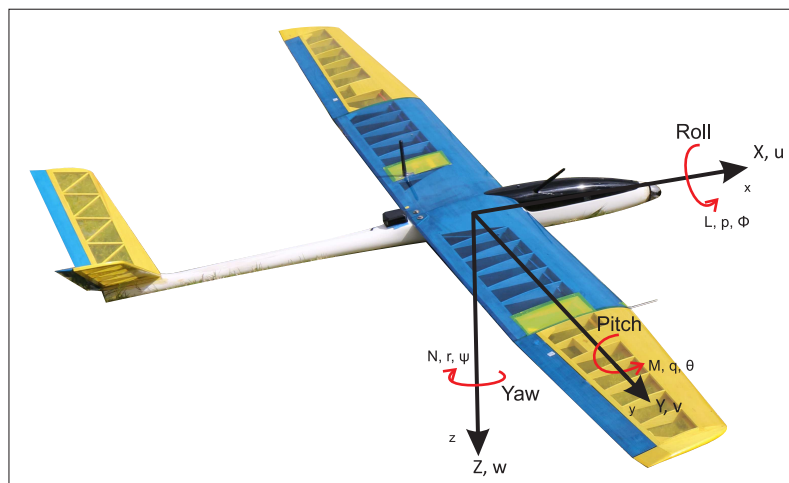


Figura 4.5: Sistema de coordenada usado para el avión de ala fija

Para obtener el modelo dinámico, se utilizó una aproximación por Newton-Euler, a través de las ecuaciones (4.2) y (4.3), que son desarrolladas y expresadas en términos de las variables de movimiento definidas en la tabla 4.3.

$$F = m X a \quad (4.2)$$

$$M_t = I X \omega \quad (4.3)$$

donde F es la fuerza total, m es la masa, a representa la aceleración inercial, M_t es el momento total, I denota la inercia y ω simboliza la aceleración angular. La fuerza total de las componentes (X,Y,Z) actuado en el cuerpo está dada por la suma del incremento de fuerzas sobre todo el cuerpo. Esto está expresado para el eje x en la ecuación (4.4), este mismo procedimiento es realizado para los otros dos ejes.

$$\Sigma \delta m a'_x = X \quad (4.4)$$

Considerando los componentes de la fuerza inercial del lado izquierdo de (4.3) que generan una componente de momento alrededor de cada uno de los tres ejes. La siguiente ecuación se obtiene para el eje x donde L es el momento total sobre este eje, el mismo procedimiento se puede usar para M y N .

$$\Sigma \delta m (y a'_z - z a'_y) = L \quad (4.5)$$

Tomando en consideración las ecuaciones (4.4) y (4.5) y desarrollando las fuerzas y momentos sobre los tres ejes, las ecuaciones de movimiento generalizadas de seis grados de libertad de un avión simétrico y rígido con una distribución de masas uniformes se describen en las ecuaciones de (4.6). En donde el lado izquierdo de (4.6) describen las fuerzas y momentos aerodinámicos

(subíndice a), efectos gravitacionales (subíndice g), movimientos de los controles aerodinámicos (subíndice c), efectos de potencia (subíndice p) y perturbaciones atmosféricas (subíndice d).

$$\begin{aligned}
 m(\dot{U} - rV + qW) &= X_a + X_g + X_c + X_p + X_d \\
 m(\dot{V} - pW + rU) &= Y_a + Y_g + Y_c + Y_p + Y_d \\
 m(\dot{W} - qU + pV) &= Z_a + Z_g + Z_c + Z_p + Z_d \\
 I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) &= L_a + L_g + L_c + L_p + L_d \\
 I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) &= M_a + M_g + M_c + M_p + M_d \\
 I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq + I_{xz}(qr - \dot{p}) &= N_a + N_g + N_c + N_p + N_d
 \end{aligned}
 \tag{4.6}$$

Es importante señalar que el SUAV vuela en una atmósfera estable y sin perturbaciones y en vuelo recto y nivelado, por lo que se tendrán pequeñas perturbaciones sobre las velocidades angulares y lineales. Por otro lado, asumiendo que los ejes cuerpo del avión están alineados a los ejes principales de inercia, el producto de inercia restante I_{xz} se puede considerar también cero, sin embargo esta simplificación no es muy usada debido a la dificultad de determinar precisamente los ejes principales de inercia, pero dada la simetría del avión I_{xz} es generalmente más pequeño que I_x , I_y e I_z , por lo que puede ser despreciado.

Resolviendo cada uno de los términos expresados y simplificando las ecuaciones en movimientos laterales y longitudinales, expresadas en espacio de estados y dado que el control propuesto solo involucra el movimiento lateral, se trabajó primeramente sobre la dinámica lateral representada por la matriz (4.7), en tanto que la dinámica longitudinal se representa por la matriz (4.8).

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_v & y_p & y_r & y_\phi & y_\psi \\ l_v & l_p & l_r & l_\phi & l_\psi \\ n_v & n_p & n_r & n_\phi & n_\psi \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_\xi & y_\zeta \\ l_\xi & l_\zeta \\ n_\xi & n_\zeta \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q & x_\theta \\ z_u & z_w & z_q & z_\theta \\ m_u & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_\eta \\ z_\eta \\ m_\eta \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

donde los elementos de las matrices de estado son las derivadas de estabilidad aerodinámicas, referenciadas a los ejes cuerpo del avión y las matrices de entrada son las derivadas de control. El desarrollo completo del modelo dinámico se puede encontrar en [15].

Para facilitar los cálculos de los parámetros aerodinámicos del SUAV, se empleó el software XFLR5, en el cual se realizó un modelo del SUAV incluyendo en este los perfiles aerodinámicos, así como la ubicación de los pesos de todos los componentes para poder obtener el tensor de inercia, como ya se ha planteado a través del programa. Con los datos introducidos se pueden obtener los parámetros requeridos de las matrices (4.7) y (4.8), con una valores muy cercanos a los reales, el SUAV de prueba modelado a partir del cual se pudieron conocer los parámetros, se puede apreciar en la figura 4.6.

4.2. Estrategia de control

Los UAVs de ala fija han sido controlados usando diferentes técnicas como "Backstepping" [23], modos deslizantes (SMC, por sus siglas en inglés) [23], controles no lineales robustos [12], redes neuronales [9], modos deslizantes de segundo orden conocidos también como "Super Twis-

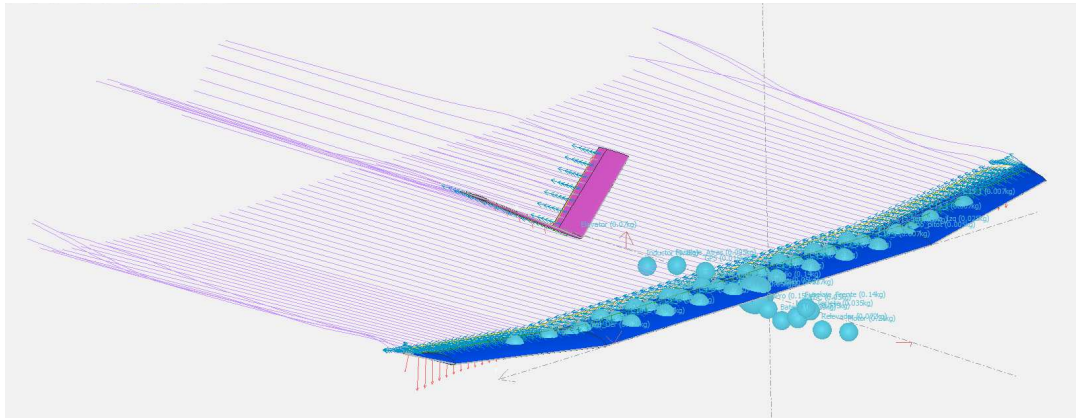


Figura 4.6: Simulación de parámetros aerodinámicos en XFLR5.

ting Sliding Mode Control (STSMC)" [14], entre otros.

Una comparación entre estas técnicas de control, así como controles lineales se presenta en [22], mostrando que la técnica de SMC tiene buen desempeño, pero sufre de un fenómeno conocido como chattering (castañeo) de alta frecuencia en las superficies de control propio de este tipo de control, por lo que para reducir este fenómeno y conservar los beneficios de un control basado en modos deslizantes, se planteó el uso de STSMC.

Sin embargo para comprobar el desempeño del STSMC, se decidió desarrollar los controles de los ángulos de Euler del UAV con esta técnica de control junto con otras dos basadas en un control Proporcional Integral Derivativo (PID) y SMC, para poder comparar estos tres controles mediante resultados obtenidos de simulaciones tanto de vuelo recto y nivelado, así como imitando la técnica de seguimiento del sol y con ello definir que control se incorporaría al UAV.

Es preciso señalar, que a diferencia de los STSMC aplicados a los UAV de ala fija, en los controles desarrollados se toman en cuenta los coeficientes aerodinámicos para su diseño.

La finalidad del control es lograr que el ángulo de alabeo varíe dependiendo de la posición del sol y así realizar un seguimiento del sol con el panel solar, por lo que los pequeños ángulos de alabeo que se generan a partir de esto hacen que el avión tienda a girar sobre el ángulo de guiñada. Por tanto, es necesario realizar un control sobre este último ángulo para contrarrestar el efecto producido y realizar el seguimiento de una trayectoria recta para las misiones de fotogrametría como se puede

apreciar en la figura 4.3.

Finalmente para poder llevar a cabo las misiones de fotogrametría es necesario controlar la altura del UAV mediante el ángulo de cabeceo, con lo que se controlaría completamente la actitud del avión y se podrían desarrollar los patrones de vuelo.

Como base para el desarrollo de las tres diferentes estrategias de control se tomará el siguiente sistema descrito por la ecuación (4.9).

$$\ddot{a}(t) = f(a, \dot{a}) + c_a(s_c) \quad (4.9)$$

donde $\ddot{a}(t)$ representa la aceleración angular, $f(a, \dot{a})$ es una fuerza conocida dependiente de la posición y la velocidad angular, c_a es un coeficiente aerodinámico conocido y s_c corresponde a la superficie de control o entrada de control. De la ecuación (4.9) podemos definir los errores (4.10).

$$e_1 = a(t) - a_d \quad (4.10)$$

$$e_2 = \dot{a} \quad (4.11)$$

donde a_d es la posición del ángulo deseado y $a(t)$ es el ángulo en un determinado tiempo t en (4.10).

4.2.1. Control PID

Por lo que el control PID está expresado por (4.12).

$$s_c = \frac{-1}{c_a} (f(a, \dot{a}) + k_p e_1 + k_i \int e_1 + k_d \dot{e}_1) \quad (4.12)$$

donde k_p, k_i y k_d son ganancias constantes estrictamente positivas. De modo que para comprobar la estabilidad del sistema es posible tomar (4.10) y diferenciarlo dos veces con respecto al tiempo teniendo,

$$\ddot{e}_1 = \ddot{a}(t) = f(a, \dot{a}) + c_a(s_c) \quad (4.13)$$

Sustituyendo (4.12) en (4.13) y agrupando los términos en el lado izquierdo de la ecuación se tiene,

$$\ddot{e}_1 + k_d \dot{e}_1 + k_p e_1 + k_i \int e_1 = 0 \quad (4.14)$$

Diferenciando una vez más (4.14) se llega a

$$e_1^{(3)} + k_d \ddot{e}_1 + k_p \dot{e}_1 + k_i e_1 = 0 \quad (4.15)$$

Por lo que seleccionando correctamente las ganancias de (4.15), se puede asegurar la estabilidad del sistema mediante el criterio de Routh-Hurwitz en lazo cerrado y por consiguiente la estabilidad del sistema.

4.2.2. SMC

Para el control por modos deslizantes, primeramente definimos la superficie de deslizamiento como:

$$\sigma = e_2 + k_s e_1 \quad (4.16)$$

Siendo k_s una ganancia definida estrictamente positiva. Por lo que la derivada de (4.16) es,

$$\dot{\sigma} = \dot{e}_2 + k_s \dot{e}_1 \quad (4.17)$$

Sustituyendo (4.9), (4.10) y (4.11) en (4.17), se tiene

$$\dot{\sigma} = \ddot{a} + k_s e_2 = k_s e_2 + f(a, \dot{a}) + c_a(s_c) \quad (4.18)$$

Para denotar la estabilidad de la superficie de deslizamiento propuesta, se emplea el criterio de estabilidad de Lyapunov, empleando la siguiente función candidata,

$$V_L = \frac{1}{2} \sigma^2 \quad (4.19)$$

Diferenciando (4.19) y sustituyendo (4.18) se tiene,

$$\dot{V}_L = \sigma \dot{\sigma} = \sigma(k_s e_2 + f(a, \dot{a}) + c_a(s_c)) \quad (4.20)$$

Definiendo el control como

$$s_c = \frac{1}{c_a}(-k_s e_2 + v) \quad (4.21)$$

Sustituyendo (4.21) en (4.20) se tiene,

$$\dot{V}_L = \sigma(f(a, \dot{a}) + v) = \sigma f(a, \dot{a}) + \sigma v \leq |\sigma| L_L + \sigma v \quad (4.22)$$

Donde L_L se define como una magnitud (cota) de la perturbación inducida que afecta al sistema, en tanto que se define:

$$v = \rho \text{sign}(\sigma) \quad (4.23)$$

con $\rho > 0$ y definiendo la función signo ($\text{sign}(s)$) como,

$$\text{sgn}(s) = \begin{cases} 1, & s > 0 \\ 0, & s = 0 \\ -1, & s < 0 \end{cases}$$

Sustituyendo (4.23) en (4.22), obtenemos

$$\dot{V}_L \leq |\sigma|L_L + |\sigma|\rho = -|\sigma|(\rho - L_L) \quad (4.24)$$

Por tanto la estabilidad se garantiza si

$$\rho \geq L \quad (4.25)$$

4.2.3. STSMC

Finalmente para el último control propuesto se consideran perturbaciones externas en las entradas de control del sistema (4.9) como,

$$\ddot{a} = f(a, \dot{a}) + c_a s_c + \Delta_{ext} \quad (4.26)$$

donde Δ_{ext} es una perturbación que afecta la dinámica del sistema en una situación de vuelo real. Realizando la suposición que el sistema trabaja fuera de la zona lineal del sistema y que la perturbación afecta la estabilidad, en concordancia con esto las siguientes desigualdades son propuestas:

$$\begin{aligned} |f(a, \dot{a})| &\leq \delta_1 \\ |\dot{\Delta}_{ext}| &\leq \delta_2 \end{aligned} \quad (4.27)$$

para algunas constantes $\delta_1, \delta_2 > 0$. Por lo que se propone un algoritmo de control robusto motivado en la técnica de STSMC, para mantener estable el ángulo de alabeo del SUAV aún en presencia de perturbaciones externas.

Retomando los errores (4.10) y (4.11), el ángulo deseado se alcanzará si se diseña un control por retroalimentación de estados que asegure que los $e_i(t)$ para $i = 1, 2$ están acotados y convergen a cero en tiempo finito. De errores anteriores se puede tomar e_2 como una entrada de control, pudiendo estabilizar la tarea de origen con el control lineal

$$e_2 = -k_{st}e_1 \quad (4.28)$$

donde el coeficiente de diseño k_{st} se selecciona estrictamente positivo, tal que la ecuación de primer grado que se puede obtener de (4.28) sea estable.

Continuando con el STSMC, se define la superficie de deslizamiento con una ganancia k_{st} estrictamente positiva, sobre la cual el movimiento de deslizamiento toma lugar.

$$\dot{\sigma}_{st} = (k_{st}e_1) + e_2 \quad (4.29)$$

Por lo que diferenciando (4.29) se tiene,

$$\dot{\sigma}_{st} = (k_{st}e_2) + (f(a, \dot{a}) + c_a(s_c) + \Delta_{ext}) \quad (4.30)$$

Por lo tanto, si la ley de control mantiene el ángulo deseado en el espacio de estado tal que $s = 0$

en (4.29), entonces las trayectorias del sistema convergen en tiempo finito debido a

$$\sigma_{st} = (k_{st}e_1) + e_2 = 0 \quad (4.31)$$

Implementando la entrada de control s_c como,

$$s_c = -\frac{1}{c_a}(k_{st}e_2) + \mu \quad (4.32)$$

con

$$\mu = -g_1|\sigma_{st}|^{1/2}\text{sign}(\sigma_{st}) - g_2 \int_0^t \text{sign}(\sigma_{st}(\tau))d\tau \quad (4.33)$$

siendo μ un componente usual de STSMC con coeficientes escogidos por la siguientes expresiones

$$\begin{aligned} g_1 &= 0.05\sqrt{W} \\ g_2 &= 0.27W \end{aligned} \quad (4.34)$$

donde W es la suma de las perturbaciones que afectan las dinámicas del vehículo aéreo ($W = \delta_1 + \delta_2$), teniendo que la dinámica del error en lazo cerrado está dada por

$$\dot{\sigma}_{st} = -g_1|\sigma_{st}|^{1/2}\text{sign}(\sigma_{st}) - g_2 \int_0^t \text{sign}(\sigma_{st}(\tau))d\tau + f(a, \dot{a}) + \Delta_{ext} \quad (4.35)$$

Denotando $\sigma_{st} = z_1$ y reescribiendo la ecuación (4.35) de la forma siguiente:

$$\begin{aligned} \dot{z}_1 &= -g_1|z_1|^{1/2}\text{sign}(z_1) + z_2 + f(a, \dot{a}) \\ \dot{z}_2 &= -g_2\text{sign}(z_1) + \dot{\Delta}_{ext} \end{aligned} \quad (4.36)$$

De acuerdo con las desigualdades dadas por (4.27) y considerando la nueva variable $z_1 = \sigma_{st}$ la ecuación (4.36) se puede reescribir como

$$\begin{aligned}\dot{z}_1 &= -g_1|z_1|^{1/2}\text{sign}(z_1) + z_2 + \delta_1 \\ \dot{z}_2 &= -g_2\text{sign}(z_1) + \delta_2\end{aligned}\quad (4.37)$$

Asumiendo que los términos de la perturbación del sistema (4.36) están limitados por

$$\begin{aligned}\delta_1 &\leq w_1|z_1|^{1/2} \\ \delta_2 &\leq w_2\end{aligned}\quad (4.38)$$

para algunas constantes $w_1, w_2 > 0$. Entonces el origen $s = 0$ es un punto de equilibrio, que es estable si las ganancias del controlador (4.33) satisfacen

$$\begin{aligned}g_1 &> 2w_1 \\ g_2 &> \frac{5w_1k_1 + 6w_2 + 4(w_1 + w_2/k_1)^2}{2(1 - 2w_2/k_1)}\end{aligned}\quad (4.39)$$

Por lo tanto, las trayectorias del sistema convergen en tiempo finito al origen.

Análisis de estabilidad

Para demostrar la estabilidad del sistema perturbado (4.36) en tiempo finito, se propone la siguiente función candidata de Lyapunov como en [41],

$$V = 2g_2|z_1| + \frac{1}{2}z_2^2 + \frac{1}{2} \left(g_1|z_1|^{1/2} \text{sign}(z_1) - z_2 \right)^2 \quad (4.40)$$

La función candidata de Lyapunov propuesta se puede escribir como una forma cuadrática

$$V = \chi^T P \chi \quad (4.41)$$

donde $\chi^T = \left[|z_1|^{1/2} \text{sign}(z_1), z_2 \right]$ y la matriz P está definida como

$$P = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 4g_2 + g_1^2 & -g_1 \\ -g_1 & 2 \end{bmatrix} \quad (4.42)$$

Su derivada en el tiempo a lo largo de la solución (4.38) resulta como,

$$\dot{V} = -\frac{1}{|z_1|^{1/2}} \chi^T Q \chi + \frac{\delta_2}{|z_1|^{1/2}} q_1^T \chi + \delta_3 q_2^T \chi \quad (4.43)$$

donde

$$q_1^T = \left[\left(2g_2 + \frac{g_1^2}{2} \right) \quad -\frac{g_1}{2} \right], \quad q_2^T = \left[-g_1 \quad 2 \right] \quad (4.44)$$

Usando los límites de la perturbación (4.39), se puede mostrar que

$$\dot{V} \leq -\frac{1}{|z_1|^{1/2}} \chi^T \tilde{Q} \chi \quad (4.45)$$

donde

$$\tilde{Q} = \frac{g_1}{2} \begin{bmatrix} 2g_2 + g_1^2 - \left(\frac{4_2}{k_1} + g_1 \right) l_1 - 2l_2 - \left(g_1 + 2l_1 + \frac{2l_2}{g_1} \right) \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4.46)$$

con

$$\tilde{Q} = \tilde{Q}^T \quad (4.47)$$

Por tanto, \dot{V} es definida negativa si $\tilde{Q} > 0$. Este es el caso si las ganancias son como en (4.39). Considerando las siguientes desigualdades

$$\lambda_{\min}\{P\}\|\chi\|_2^2 \leq V \leq \lambda_{\max}\{P\}\|\chi\|_2^2 \quad (4.48)$$

reemplazando

$$|z_1|^{1/2} \leq \|\chi\|_2 \leq \frac{V^{1/2}}{\lambda_{\min}^{1/2}\{P\}} \quad (4.49)$$

donde

$$\|\chi\|_2^2 = |x_1| + x_2^2 \quad (4.50)$$

es la norma Euclidiana de χ . Después de esto, usando la desigualdad (4.48) se tiene que la ecuación (4.45) se reescribe como

$$\dot{V} \leq -\frac{1}{|z|^{1/2}} \lambda_{\min}\{\tilde{Q}\}\|\chi\|_2^2 \quad (4.51)$$

utilizando (4.49) y el hecho que $x_2 = 0$ en (4.50) se obtiene que

$$\dot{V} \leq -\tilde{\gamma}V^{1/2} \quad (4.52)$$

con $\tilde{\gamma}$ definida como

$$\tilde{\gamma} = \frac{\lambda_{\min}^{1/2}\{P\}\lambda_{\min}\{\tilde{Q}\}}{\lambda_{\max}\{P\}} \quad (4.53)$$

De la ecuación (4.52) se puede deducir que V converge a cero en tiempo finito a lo sumo después de

$$\tilde{T} = \frac{2V^{1/2}(\chi_0)}{\tilde{\gamma}} \quad (4.54)$$

Se puede ver que la ley de control en (4.67) llevará las trayectorias del sistema a cero en tiempo finito, sí y solo sí la condición de las ganancias g_1 y g_2 se satisfacen implicando que $s = 0$. Por tanto, se puede concluir que,

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e_1 = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} e_2 = 0$$

Esta condición asegura un desempeño estable del SUAV. Por todo lo anterior si los sistemas de cada movimiento se pueden representar como (4.9), (4.10) y (4.11), entonces los controles PID, SMC y STSMC existen y se basan en lo desarrollado previamente.

4.2.4. Ángulo de alabeo

Conociendo que las perturbaciones son pequeñas y que el movimiento de alabeo involucra en su mayoría un movimiento puro de alabeo, con un poco de acoplamiento en la guiñada o en el barrido del avión, un modelo de orden reducido de la dinámica lateral, reteniendo únicamente el modo de alabeo está expresado por la matriz (4.55).

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_p & l_\phi \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} l_\xi & l_\zeta \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (4.55)$$

Considerando la dinámica descrita en 4.55 y asumiendo que el avión se encuentra referenciado a los ejes viento ($l_\phi = 0$) y únicamente se presentan pequeñas perturbaciones, se puede deducir que:

$$\dot{\phi} = p \quad (4.56)$$

Para simplificar aún más, se asume que se está realizando un vuelo recto y nivelado, proponiendo la condición (4.57).

$$|\phi| < \frac{\pi}{12} \quad (4.57)$$

Por tanto, diferenciando una vez (4.56), se tiene

$$\ddot{\phi} = \dot{p} = l_p p + l_\xi \xi + l_\zeta \zeta \quad (4.58)$$

Assumiendo que el control principal para el ángulo de alabeo está dado por los alerones, el elevador se puede despreciar, teniendo

$$\ddot{\phi} = l_p p + l_\xi \xi \quad (4.59)$$

considerando que

$$f_1(\phi, \dot{\phi}) = l_p p \quad (4.60)$$

se tiene

$$\ddot{\phi} = f_1(\phi, \dot{\phi}) + l_\xi \xi \quad (4.61)$$

Por otro lado se pueden definir errores como,

$$e_1 = \phi(t) - \phi_d \quad (4.62)$$

$$e_2 = \dot{e}_1 = \ddot{\phi} \quad (4.63)$$

denotando que (4.61), (4.62) y (4.63) se asemejan a (4.9), (4.10) y (4.11). Por lo que existen los controles:

- PID

$$\xi = \frac{-1}{l_\xi} \left(f_1(\phi, \dot{\phi}) + k_{p\xi} e_1 + k_{i\xi} \int_0^t e_1(\tau) d\tau + k_{d\xi} \frac{de_1}{dt} \right) \quad (4.64)$$

- SMC

$$\xi = \frac{1}{l_\xi} (-k_1 e_2 + \rho \text{sign}(\sigma_\xi)) \quad (4.65)$$

- STSMC

$$\xi = -\frac{1}{l_\xi} (k_1 e_2) + \mu \quad (4.66)$$

con

$$\mu_\xi = -g_1 |\sigma_\xi|^{1/2} \text{sign}(\sigma_\xi) - g_2 \int_0^t \text{sign}(\sigma_\xi(\tau)) d\tau \quad (4.67)$$

4.2.5. Ángulo de guiñada

Considerando la dinámica lateral dada por (4.7) y que las perturbaciones son pequeñas y que el ángulo de alabeo está limitado y controlado por los controles de alabeo, entonces se puede expresar un modelo de orden reducido de la dinámica lateral como,

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_v & y_r & y_\psi \\ n_v & n_r & n_\psi \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_\xi & y_\zeta \\ n_\xi & n_\zeta \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (4.68)$$

Un procedimiento similar al usado para el ángulo de alabeo se utilizó para el ángulo de guiñada. Considerando la dinámica lateral dada por (4.68), y considerando pequeñas perturbaciones, se puede deducir que

$$\dot{\psi} = r \quad (4.69)$$

Diferenciando (4.69) y usando (4.68) se tiene

$$\ddot{\psi} = \dot{r} = n_v v + n_r r + n_\psi \psi + n_\xi \xi + n_\zeta \zeta \quad (4.70)$$

Asumiendo que el control principal del ángulo de guiñada está dado por el timón, es posible despreocupar los alerones, así como debido al vuelo recto y nivelado con pequeñas perturbaciones $\dot{v} = 0$, por tanto se tiene

$$\ddot{\psi} = f_2(\psi, \dot{\psi}) + n_\zeta \zeta \quad (4.71)$$

Por otro lado se pueden definir errores como,

$$e_3 = \psi(t) - \psi_d \quad (4.72)$$

$$e_4 = \dot{e}_3 = \dot{\psi} \quad (4.73)$$

denotando que (4.71), (4.72) y (4.73) se asemejan a (4.9), (4.10) y (4.11). Por lo que existen los controles:

- PID

$$\zeta = \frac{-1}{l_\zeta} \left(f_2(\psi, \dot{\psi}) + k_{p\zeta} e_3 + k_{i\zeta} \int_0^t e_3(\tau) d\tau + k_{d\zeta} \frac{de_3}{dt} \right) \quad (4.74)$$

- SMC

$$\zeta = \frac{1}{l_\zeta} (-k_2 e_4 + \rho \text{sign}(\sigma_\zeta)) \quad (4.75)$$

- STSMC

$$\zeta = -\frac{1}{n_\zeta} (k_1 e_4) + \mu_\zeta \quad (4.76)$$

con

$$\mu_\zeta = -g_3 |\sigma_\zeta|^{1/2} \text{sign}(\sigma_\zeta) - g_4 \int_0^t \text{sign}(\sigma_\zeta(\tau)) d\tau \quad (4.77)$$

4.2.6. Ángulo de cabeceo

Finalmente considerando que la velocidad se mantiene constante, es decir $\dot{u} = 0$, la ecuación de la velocidad y sus términos dependientes se pueden remover de (4.8), por lo que la dinámica longitudinal puede expresarse como,

$$\begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} z_w & z_q & z_\theta \\ m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} z_\eta \\ m_\eta \\ 0 \end{bmatrix} [\eta] \quad (4.78)$$

Para el control del ángulo de cabeceo se utilizó un procedimiento similar al usado en el control de los otros dos ángulos. Considerando la dinámica longitudinal reducida dada por (4.78), y considerando pequeñas perturbaciones se puede deducir que

$$\dot{\theta} = q \quad (4.79)$$

Diferenciando (4.79) y usando (4.78) se tiene

$$\ddot{\theta} = \dot{q} = m_w w + m_q q + m_\theta \theta + m_\eta \eta \quad (4.80)$$

Asumiendo un vuelo recto y nivelado con variaciones pequeñas de altura se obtiene,

$$\ddot{\theta} = f_3(\theta, \dot{\theta}) + m_\eta \eta \quad (4.81)$$

Definiendo los errores como,

$$e_5 = \theta(t) - \theta_d \quad (4.82)$$

$$e_6 = \dot{e}_3 = \ddot{\theta} \quad (4.83)$$

denotando que (4.81), (4.82) y (4.83) se asemejan a (4.9), (4.10) y (4.11). Por lo que existen los controles:

- PID

$$\eta = \frac{-1}{m_\eta} \left(f_3(\psi, \dot{\psi}) + k_{p\eta} e_5 + k_{i\eta} \int_0^t e_5(\tau) d\tau + k_{d\eta} \frac{de_5}{dt} \right) \quad (4.84)$$

- SMC

$$\eta = \frac{1}{m_\eta} (-k_3 e_6 + \rho \text{sign}(\sigma_\eta)) \quad (4.85)$$

- STSMC

$$\eta = -\frac{1}{m_\eta} (k_3 e_6) + \mu_\eta \quad (4.86)$$

con

$$\mu_\eta = -g_5 |s_\eta|^{1/2} \text{sign}(s_\eta) - g_6 \int_0^t \text{sign}(s_\eta(\tau)) d\tau \quad (4.87)$$

Es preciso señalar que el algoritmo de control mediante STSMC, fue propuesto para el artículo del congreso “International Conference on Unmanned Aircraft Systems” (ICUAS) 2018, con el título “Super-twisting control in a Solar Unmanned Aerial Vehicle: Application to Solar Tracking”, el cual fue aceptado [30].

4.3. Simulación

Como se mencionó, se realizó una simulación de los controles propuestos con la finalidad de comprobar cuál de ellos presentaba mejores resultados y programarlo en el prototipo real. Las simulaciones se llevaron a cabo tomando como matriz de estado lateral y longitudinal, las matrices (4.88) y (4.89), cuyos coeficientes aerodinámicos fueron obtenidos mediante el programa XFLR5.

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.243502 & -0.327846 & -21.0248 & 9.81 & 0 \\ -3.87109 & -30.065 & 4.23011 & 0 & 0 \\ 1.00619 & -0.539787 & -0.776991 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 3.803344 & 5.283276 \\ 324.0877 & 18.73029 \\ -4.134614 & -27.8819 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (4.88)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0501863 & 0.538702 & 0 & -9.81 \\ -0.924555 & -11.5271 & 19.1877 & 0 \\ -0.0226952 & -12.0437 & -11.8186 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.234514 \\ 14.56121 \\ 192.193 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \end{bmatrix} \quad (4.89)$$

Las simulaciones que se llevaron a cabo corresponden a dos diferentes vuelos que se pretendían realizar, por un lado un vuelo recto y nivelado ($\phi = 0$, $\psi = 0$ y $\theta = 0$) y en contraparte desarrollar el vuelo agregando el seguimiento solar para lo que se simuló un vuelo con dos grados de alabeo y menos doce grados de guiñada, para contrarrestar el efecto del ángulo de alabeo, en tanto la altura permaneció constante, es decir el ángulo de cabeceo se fijó en cero grados.

Dentro de las simulaciones se introdujo una perturbación sobre el movimiento de todos los ángulos mencionados, para validar la robustez del sistema ante perturbaciones externas.

Destacando que a partir de las simulaciones y una comparativa de los controles, se desarrolló un artículo que fue propuesto para el congreso ICUAS 2019, con el tema “Attitude and altitude control for a fixed wing UAV applied to photogrammetry”, el cual fue aceptado [31].

Control Vuelo recto y nivelado.

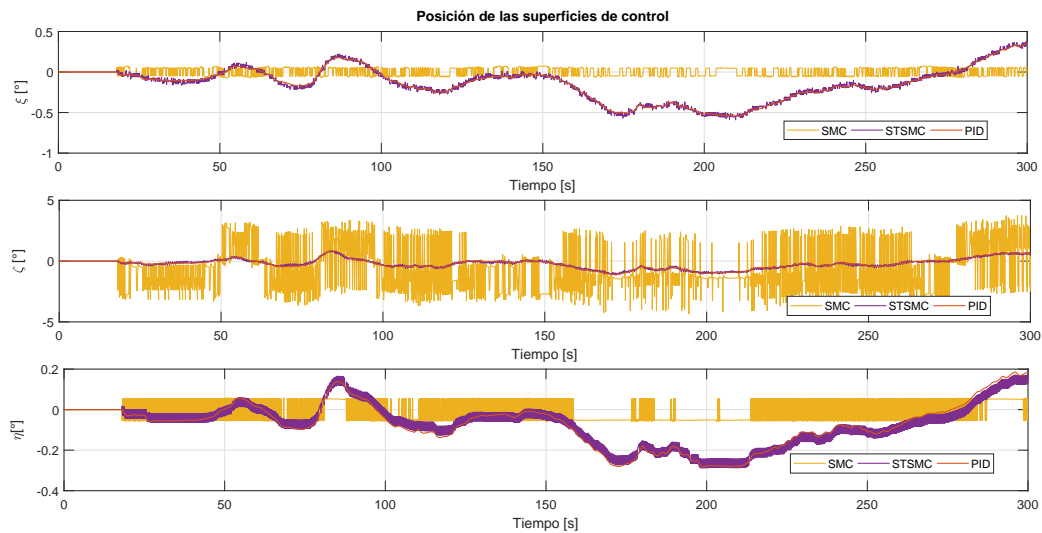


Figura 4.7: Actitud del SUAV durante un vuelo recto y nivelado.

Movimiento de las superficies de control en un vuelo recto y nivelado.

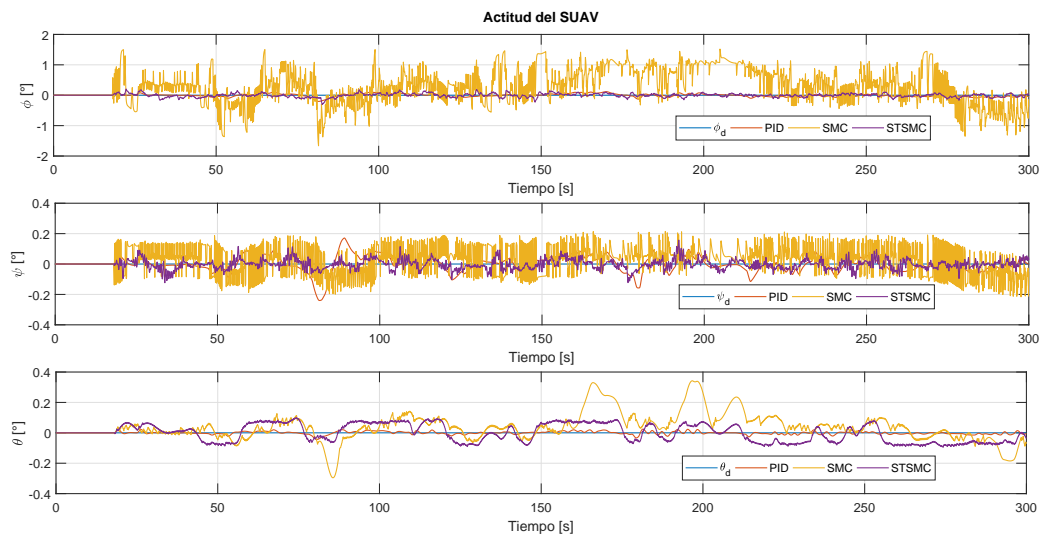


Figura 4.8: Comportamiento de las superficies de control para un vuelo recto y nivelado.

Control con seguimiento del sol.

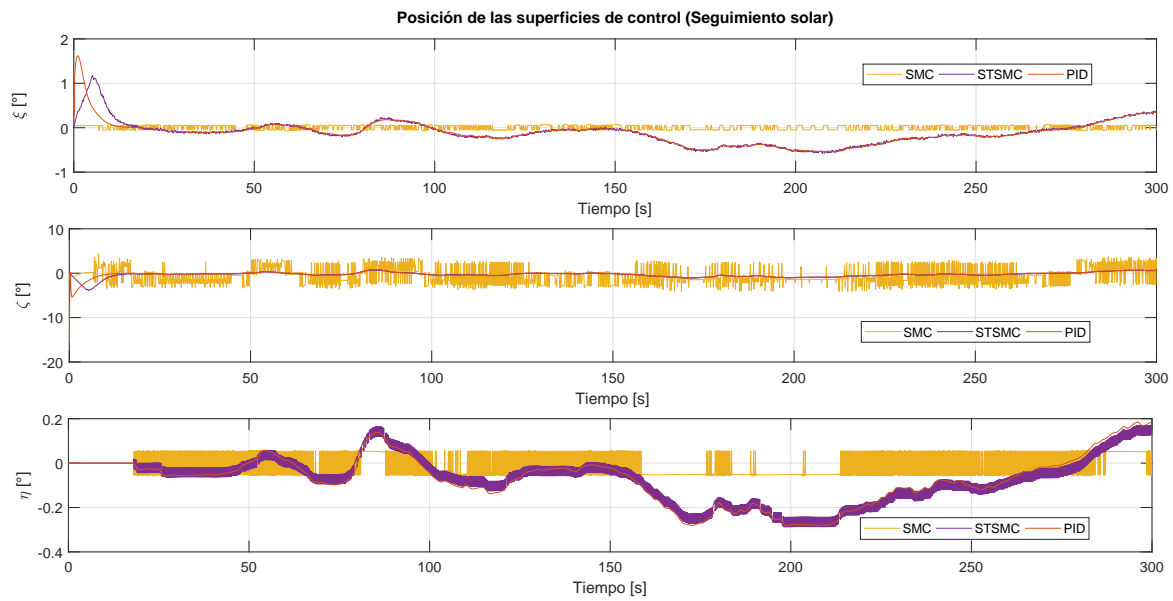


Figura 4.9: Actitud del SUAV durante un vuelo con seguimiento del sol.

Movimiento de las superficies de control en un vuelo usando el seguimiento del sol.

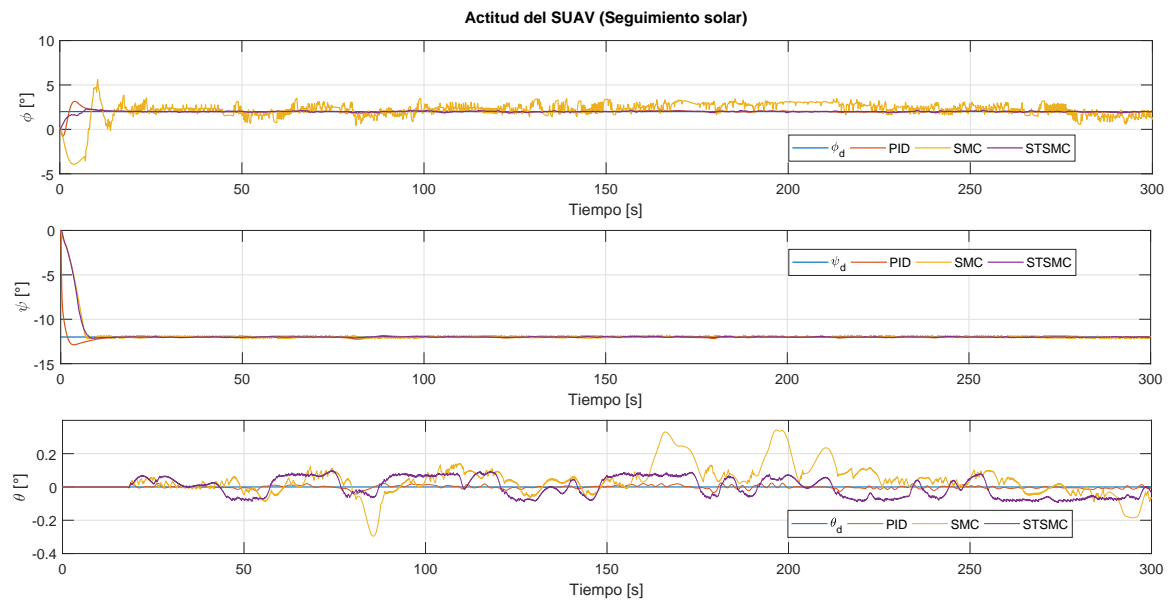


Figura 4.10: Comportamiento de las superficies de control para el seguimiento solar.

Tabla 4.4: Error absoluto medio de los controles propuestos

Control	Caso 1			Caso 2		
	ϕ	ψ	θ	ϕ	ψ	θ
PID	0.0371	0.0379	0.0068	0.0690	0.0748	0.0068
SMC	0.5046	0.0752	0.0671	0.6683	0.2345	0.0671
STSMC	0.0434	0.0239	0.0510	0.0538	0.1762	0.0510

Para poder llevar a cabo una mejor comparativa entre los resultados obtenidos de las técnicas de control aplicadas el error absoluto medio (MAE, por sus siglas en inglés), puede apreciarse en la tabla 4.4. Dentro de esta se exponen los dos casos analizados, tomando como caso uno el vuelo recto y nivelado y el caso dos el control con el seguimiento del sol.

En tanto que las salidas que tuvieron los alerones, el timón y el elevador se muestran en la tabla 4.5, 4.6 y 4.7 respectivamente, donde se pueden apreciar los valores máximo, mínimo y promedio de cada superficie de control. Es importante no olvidar el efecto de castaño en el SMC.

Tabla 4.5: Salida máxima, mínima y promedio de los alerones.

Control	Caso 1			Caso 2		
	Máximo	Mínimo	Promedio	Máximo	Mínimo	Promedio
PID	0.3447	-0.5414	-0.1404	1.6189	-0.5380	-0.1146
SMC	0.0719	-0.0718	0.0000	0.0718	-0.0718	0.0033
STSMC	0.3781	-0.5904	-0.1403	1.1737	-0.5810	-0.1095

Tabla 4.6: Salida máxima, mínima y promedio del timón.

Control	Caso 1			Caso 2		
	Máximo	Mínimo	Promedio	Máximo	Mínimo	Promedio
PID	0.8420	-1.1033	-0.2195	0.8304	-15.6	-0.3089
SMC	3.7650	-4.3450	-0.6651	4.3762	-4.1792	-0.6529
STSMC	0.8562	-1.1631	-0.2201	0.7447	-3.8956	-0.3244

Tabla 4.7: Salida máxima, mínima y promedio del elevador.

Control	Caso 1			Caso 2		
	Máximo	Mínimo	Promedio	Máximo	Mínimo	Promedio
PID	0.1855	-0.2827	-0.0711	0.1855	-0.2827	-0.0711
SMC	0.0583	-0.0585	-0.0087	0.0585	-0.0585	-0.0087
STSMC	0.1707	-0.2877	-0.0702	0.1707	-0.2877	-0.0702

Capítulo 5

Pruebas de vuelo en tiempo real

En base a los resultados obtenidos se planeó realizar dos pruebas distintas, la primera de ellas empleando el STSMC tratando de realizar un seguimiento solar, esta primera llevada a cabo con el primer prototipo uno en el campo de vuelo destinado del CINVESTAV.

En tanto que en una segunda prueba se realizó un vuelo de fotogrametría con el prototipo dos en el campo de vuelo ubicado en Montecillos, Texcoco, donde se probó el correcto funcionamiento del sistema PV.

5.1. Prueba de seguimiento solar

En esta sección se presentan los resultados obtenidos de un vuelo real con el prototipo uno de los SUAV, el cual se muestra en la figura 5.1, con los STSMC propuestos para un ángulo fijo de alabeo y guiñada, de manera que se implemente la técnica de seguimiento solar sin perder la estabilidad del SUAV. La actitud está medida por una IMU de la tarjeta Emlid Navio 2 que está acoplada a una Raspberry Pi 3 model B+, para su posterior análisis.

Como se puede apreciar en la figura 5.2, el campo de vuelo establecido para las pruebas experimentales del laboratorio está marcado en color verde, en amarillo un campo que pertenece a otra



Figura 5.1: SUAV en el campo de vuelo, realizando una revisión pre-vuelo. El tubo pitot está marcado en rojo.

institución en donde los vuelos se pueden realizar con precaución y en color rojo están denotadas todas las áreas con casas y edificios donde los vuelos experimentales no están permitidos por razones de seguridad. Debido al espacio reducido del campo de vuelo (230 m) y que la velocidad crucero del avión es de 23 m/s, el tiempo para las pruebas de vuelo era máximo de 12 segundos.



Figura 5.2: Restricciones del campo de vuelo.

Es importante mencionar que las condiciones iniciales eran diferentes de cero, dado que el SUAV estaba terminando de realizar un giro a la izquierda para empezar el espacio donde se realizaban las pruebas de vuelo. Para medir las perturbaciones del viento se utilizó un tubo pitot, el cual está

indicado en la figura 5.1.

Se realizaron dos diferentes pruebas de vuelo, la primera de ellas con un ángulo de alabeo fijo a 2 grados y la segunda a 6 grados, para revisar el desempeño de los controles y del avión (existían rachas de viento de 8 m/s al momento de realizar los experimentos), así como la generación de energía. La figura 5.3 muestra el desempeño del STSMC sobre los ángulos de ϕ y ψ bajo condiciones de vuelo reales, estableciendo 2 y 110 grados para los ángulos de ϕ y ψ respectivamente.

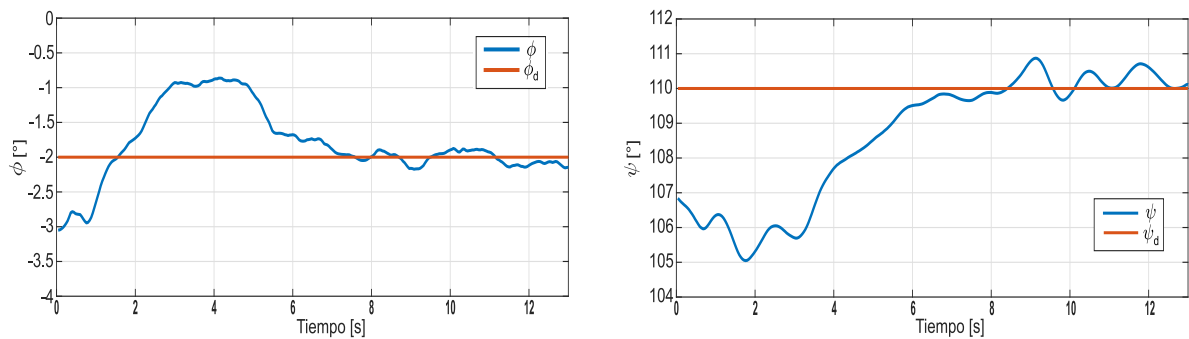


Figura 5.3: Comportamiento de los ángulos ϕ y ψ bajo condiciones reales, para un ángulo de alabeo de 2 grados y un ángulo de guiñada de 110 grados.

Para una mejor apreciación de los resultados, una representación de la actitud del avión se muestra en las figuras 5.5 and 5.4, obtenidas a partir de los datos de vuelo reales.

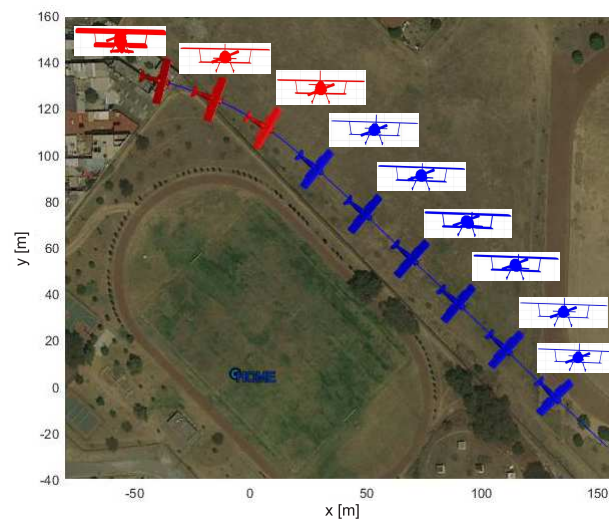


Figura 5.4: Vista superior y frontal de la actitud del avión para un ángulo de alabeo de 2 grados.

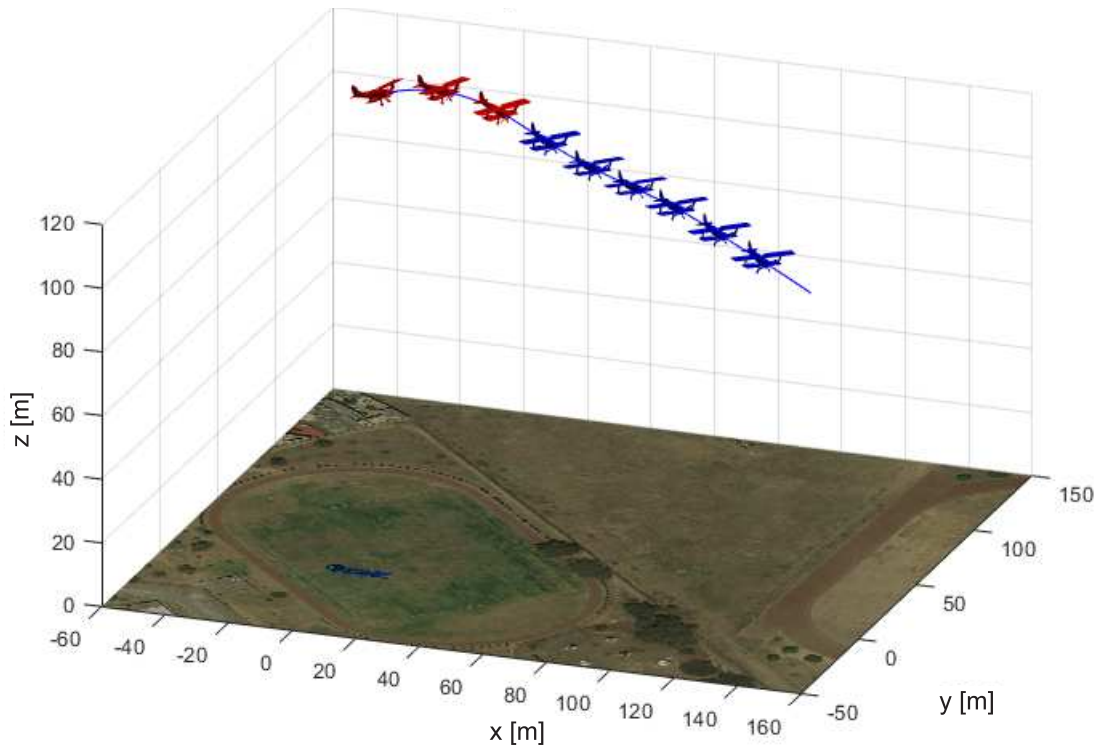


Figura 5.5: Vista 3D de la actitud del SUAV para un ángulo de alabeo de 2 grados.

En las figuras 5.4 y 5.5 el color azul indica cuando la técnica de seguimiento del sol esta activa. Una segunda prueba fue realizada para confirmar que el algoritmo de guiñada podía compensar los efectos de tener valores diferentes de cero en el ángulo de alabeo y confirmar por otro lado el incremento de la energía producida, los resultados del control de los ángulos se muestran en la figura 5.6.

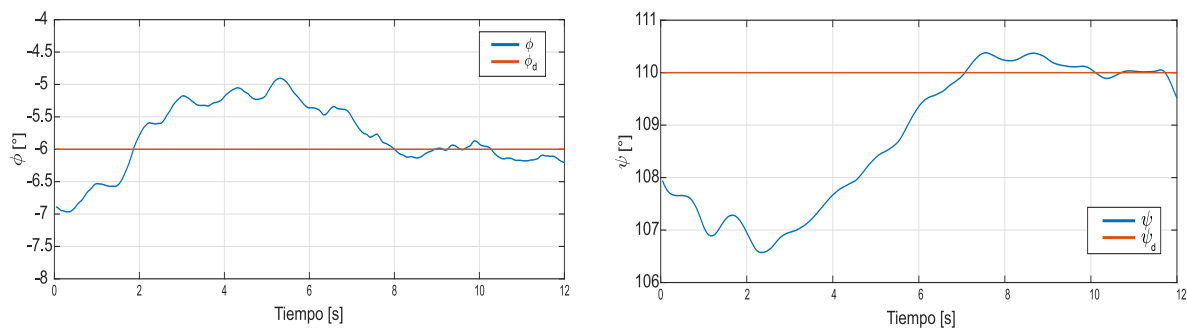


Figura 5.6: Comportamiento de los ángulos de ϕ y ψ bajo condiciones reales, para un ángulo de alabeo de 6 grados y un ángulo de guiñada de 110 grados.

Una representación de la gráfica de la actitud del SUAV se muestra en las figuras 5.7 y 5.8, obtenida a partir de los datos reales guardados en la memoria del autopiloto.

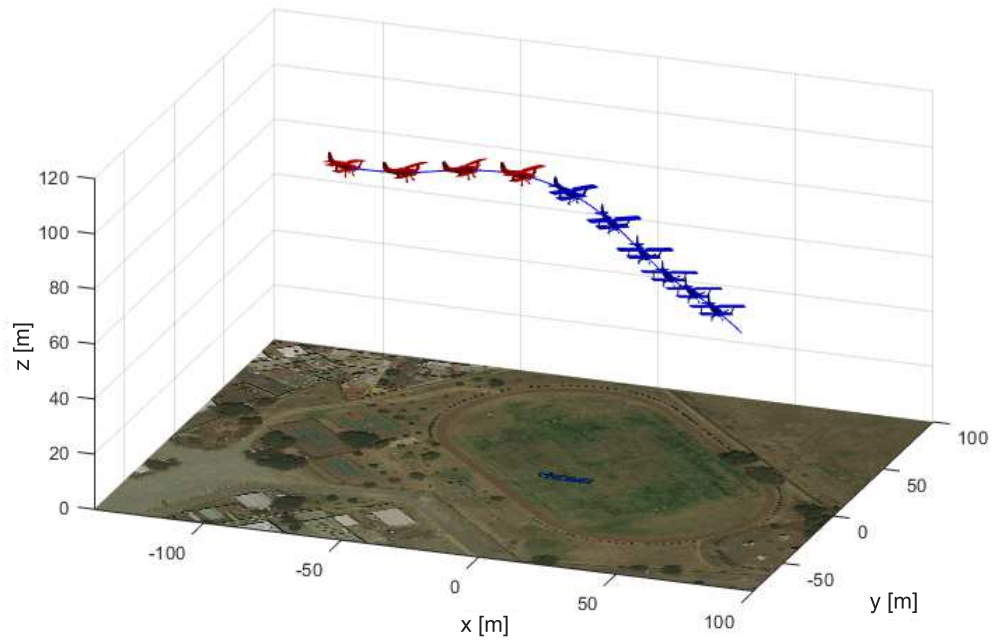


Figura 5.7: Vista 3D de la actitud del SUAV para un ángulo de alabeo de 6 grados.

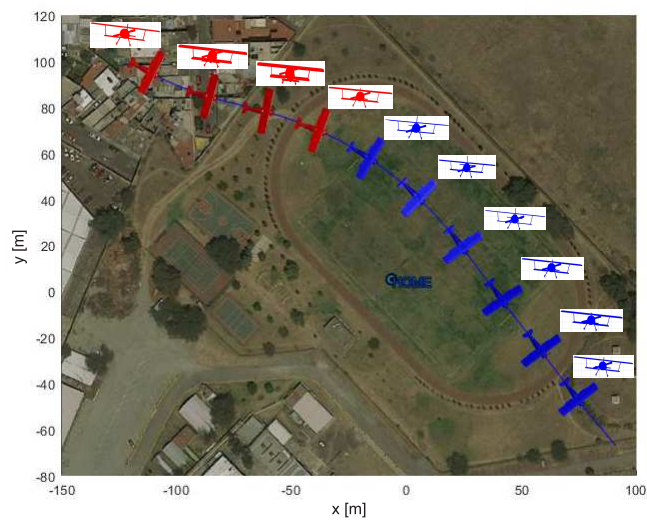


Figura 5.8: Vista superior y frontal de la actitud del avión para un ángulo de alabeo de 6 grados.

Producción de energía

Para evaluar la utilidad de la técnica de seguimiento solar aplicada a un UAV de ala fija, una gráfica comparativa de la radiación solar sobre el panel solar dependiendo del ángulo de alabeo, se muestra en la figura 5.9, la cual se obtuvo a través de la conversión de lux a watts, medidos con un sensor de lux.

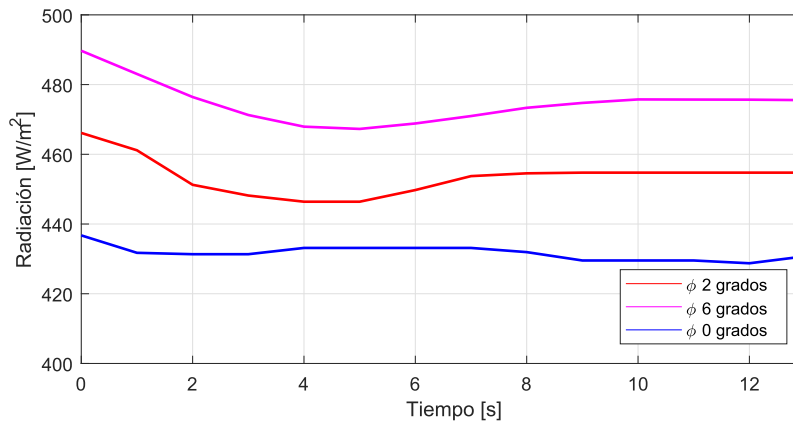


Figura 5.9: Radiación sobre el panel solar durante los tres diferentes ángulos de alabeo.

Como se puede ver en la figura 5.9, la radiación sobre el avión en vuelo recto y nivelado era de $430 W/m^2$ en promedio, mientras que cuando el ángulo de alabeo era establecido a 2 y 6 grados, se tenía un aumento de radiación de 24 y $45 W/m^2$, respectivamente. El sistema PV tenía una eficiencia general del 7%, así que la energía producida por el sistema se muestra en la figura 5.10.

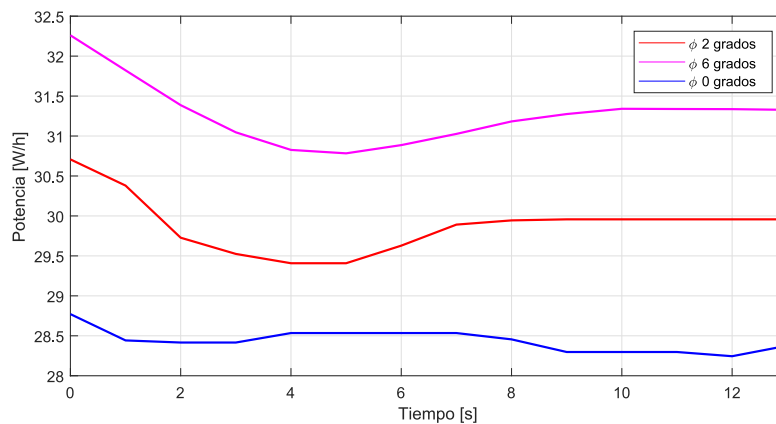


Figura 5.10: Generación de energía por el sistema PV durante los tres diferentes ángulos de alabeo.

Mediante el movimiento de alabeo es posible generar un mayor cantidad de energía, como se puede ver en la figura 5.10; sin embargo, para ello es necesario conocer la posición del sol, la cual puede ser calculada usando la longitud local, día y tiempo como se muestra en [37], para establecer un ángulo de alabeo.

Para validar el uso de la técnica de seguimiento solar es necesario mostrar que la energía producida es mayor que la energía consumida para realizar la maniobra, por lo que primeramente en la figura 5.11, podemos apreciar la salida del pulso PWM que es requerido por el control. Observando que para los momentos en los que se realiza un viraje este es alto sin embargo, para mantener el ángulo deseado de alabeo, éste no aumenta demasiado comparado para un vuelo recto y nivelado.

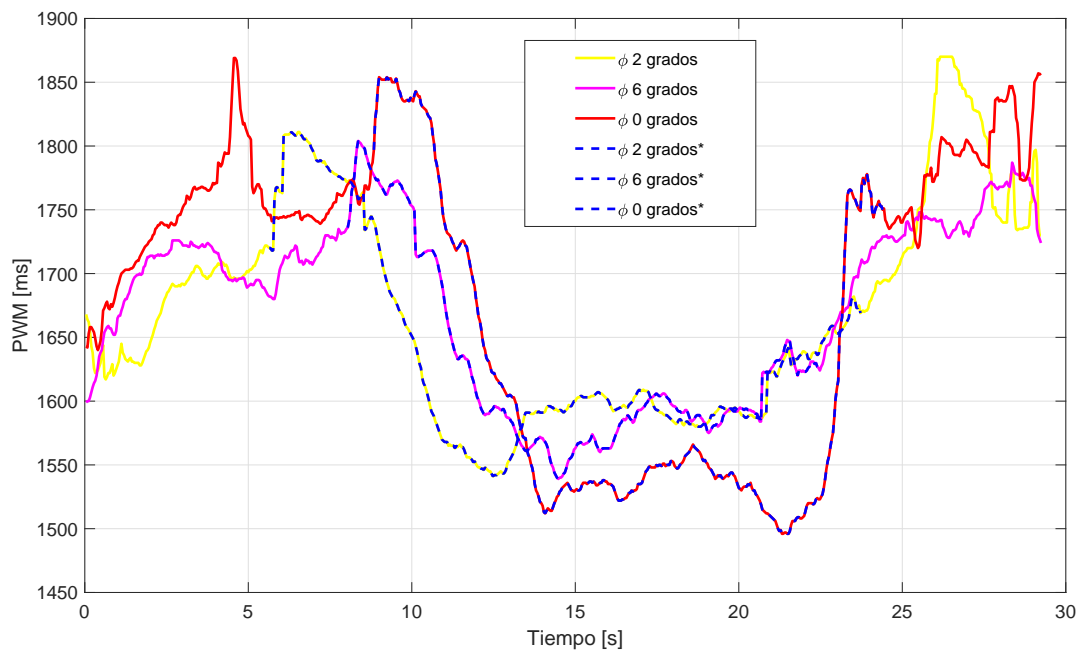


Figura 5.11: Señal PWM de los servomotores de alabeo para las diferentes pruebas.

Más aún se puede demostrar con la figura 5.12 que el consumo de los servos para mantener la actitud de SUAV en estos casos aumenta, pero no es significativo el aumento para ángulos de alabeo pequeños, como lo es para ángulos grandes y curvas cerradas, como las realizadas antes y después de realizar los experimentos mostrados con líneas punteadas azules en las figuras 5.11, 5.12 y 5.13.

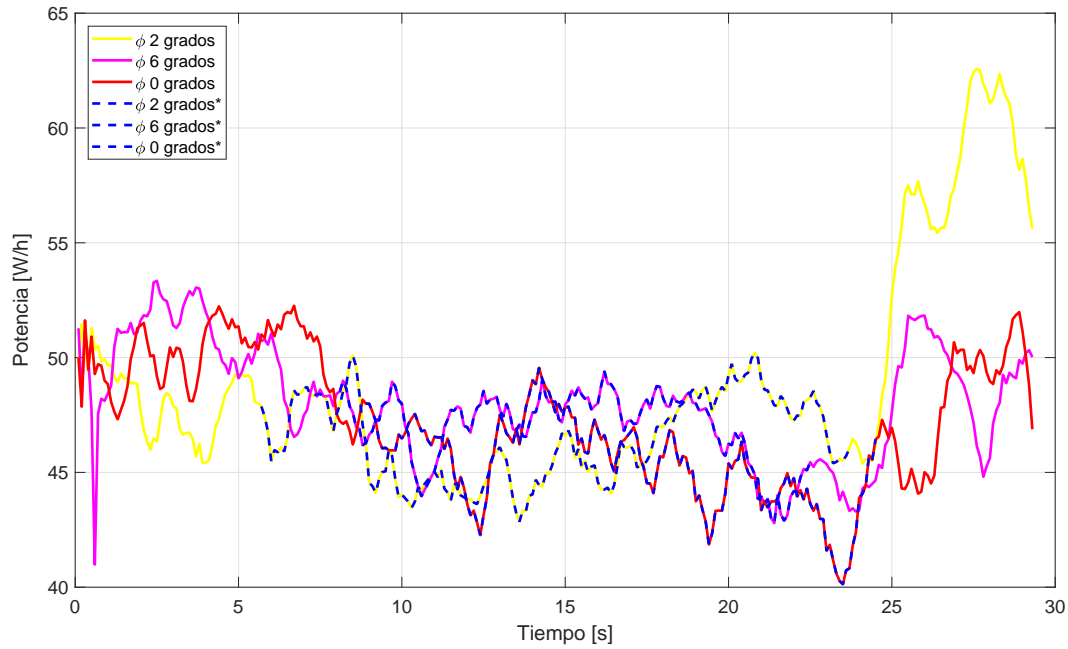


Figura 5.12: Potencia consumida en las diferentes pruebas.

En la figura 5.13, se muestra las trayectorias desarrolladas por el SUAV, pudiendo apreciar como en el momento de activar el control, éste mantiene una trayectoria recta, conservando el curso marcado para desarrollar actividades de fotogrametría.

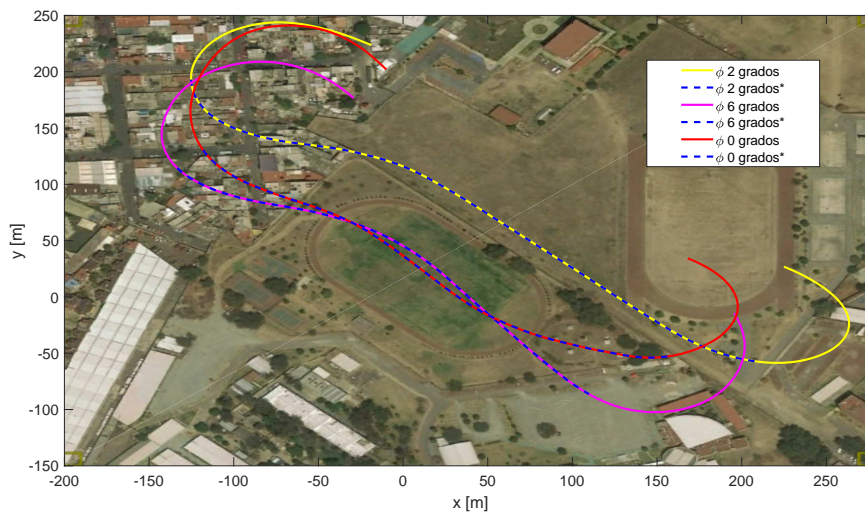


Figura 5.13: Trayectorias de vuelo de las diferentes pruebas.

Concluyendo con esta prueba en la tabla 5.1 obtenida de los datos presentados en las figuras 5.10 y 5.12, donde se presenta la energía extra consumida y generada, debido a las maniobras realizadas. Pudiendo demostrar que el incremento de energía generado es mayor que el consumido.

Tabla 5.1: Potencia consumida y generada obtenida de las figuras 5.10 y 5.12.

Maniobra	Pot. Consumida(W/h)	Pot. Generada(W/h)	Incremento de energía(W/h)
Vuelo normal	45.36 (a)	28.50 (d)	-
$\phi = 2^\circ$	46.40 (b)	30.00 (e)	$(e - d) - (b - a) = +0.46$
$\phi = 6^\circ$	47.00 (b)	31.50 (e)	$(f - d) - (c - a) = +1.36$

Lo anterior mencionado sirvió de base para la publicación de un artículo de revista que lleva por nombre "Sun Tracking Technique Applied to a Solar Unmanned Aerial Vehicle", publicado el 22 de Junio de 2019 en "MDPI Drones: Special Issue Fundamental and Applied Research in Unmanned Aircraft Systems Technology" [32].

5.2. Prueba de fotogrametría

Para la segunda prueba se trató de simular una misión de fotogrametría real, para validar el sistema PV desarrollado y conocer de manera general el desempeño del avión durante una misión de este tipo.



Figura 5.14: Prototipo uno en campo de vuelo realizando una inspección previa al vuelo.

Antes de continuar es preciso señalar que, en este campo de vuelo en Montecillos, Texcoco, se volaron por primer vez los dos prototipos, ya que en este campo no existe riesgo alguno de causar algún tipo de accidente y el espacio es viable para llevar a cabo el ajuste de ganancias de los controles. Por otro lado, este campo cumple con las reglas establecidas en la legislación vigente en materia de RPAS para la operación de este tipo de vehículos.

En la figura 5.14 se puede apreciar el prototipo uno al cual se le están realizando las inspecciones previas al vuelo, como son verificación del centro de gravedad, movimiento correcto de las superficies de control, correcto funcionamiento del motor, entre otras.

Este prototipo realizó alrededor de 50 a 60 horas en los bancos de pruebas y 10 horas de vuelo, como el mostrado en la figura 5.15, sin embargo las capacidades de carga de la aeronave fueron rebasadas implicando un riesgo para la aeronavegabilidad del SUAV, motivo por el cual, se decidió crear un nuevo SUAV con una mayor capacidad de carga. Desarrollando en este sentido un segundo prototipo solar el cual se puede apreciar en la figura 5.16, la foto fue tomada momentos previos al desarrollo del vuelo.



Figura 5.15: Prototipo uno en vuelo.



Figura 5.16: Prototipo dos en campo de vuelo, momentos previos al vuelo.

Este SUAV se utilizó para llevar a cabo la misión de fotogrametría, por lo que primeramente para realizar ésta, es necesario que se defina la trayectoria de vuelo como la mostrada en la figura 5.17, en base a los parámetros de la cámara fotográfica y las prestaciones de la aeronave.



Figura 5.17: Ruta de vuelo predefinida para misión de fotogrametría.

Definida la ruta de vuelo, se toman las fotografías para después ser post-procesadas, en nuestro caso se empleando el software Agisoft, el cual nos ha arrojado buenos resultados. Lo primero en el proceso de reconstrucción tridimensional, es realizar el vaciado de fotografías en el programa,

generación de puntos de control para emparejar las diferentes fotografías, después se genera una nube de puntos densa para una mejor definición del modelo.

Posterior a lo mencionado se genera un mallado, para finalizar con el proceso de texturizado, es este último se muestra en la figura 5.18. Finalizado lo anterior se generan los ortomosaicos.

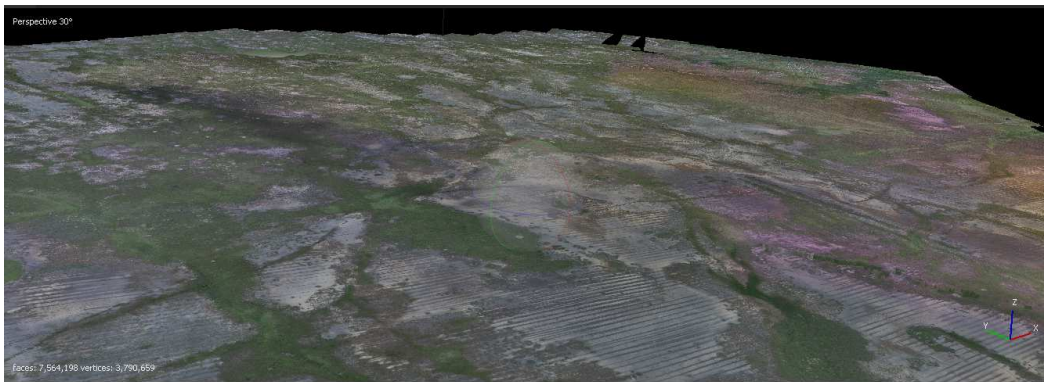


Figura 5.18: Parte del modelo reconstruido en el programa Agisoft.

Los resultados finales pueden ser de gran utilidad en diversas aplicaciones, un ejemplo de un ortomosaico finalizado, en el cual se muestran las curvas de nivel del terreno, se puede apreciar en la figura 5.19.

De todos los vuelos mencionados se validó la correcta adaptación del sistema PV a un UAV y se pudo apreciar que para los casos de los prototipos pre-diseñados la aportación de la energía proveniente del sol, era de la mitad o un tercio del total de la energía usada.

A manera de resumen de la operación que se describió el SUAV consumía en promedio $65 W/h$ de manera general tomando en cuenta todo gasto que realiza el avión, en tanto que la se generaba un promedio de 22 a $25 W/h$ de potencia mediante el sistema fotovoltaico instalado lo que representa poco más de 30% de la energía necesaria. En tanto que la radiación oscilaba entre $400 W/m^2$.

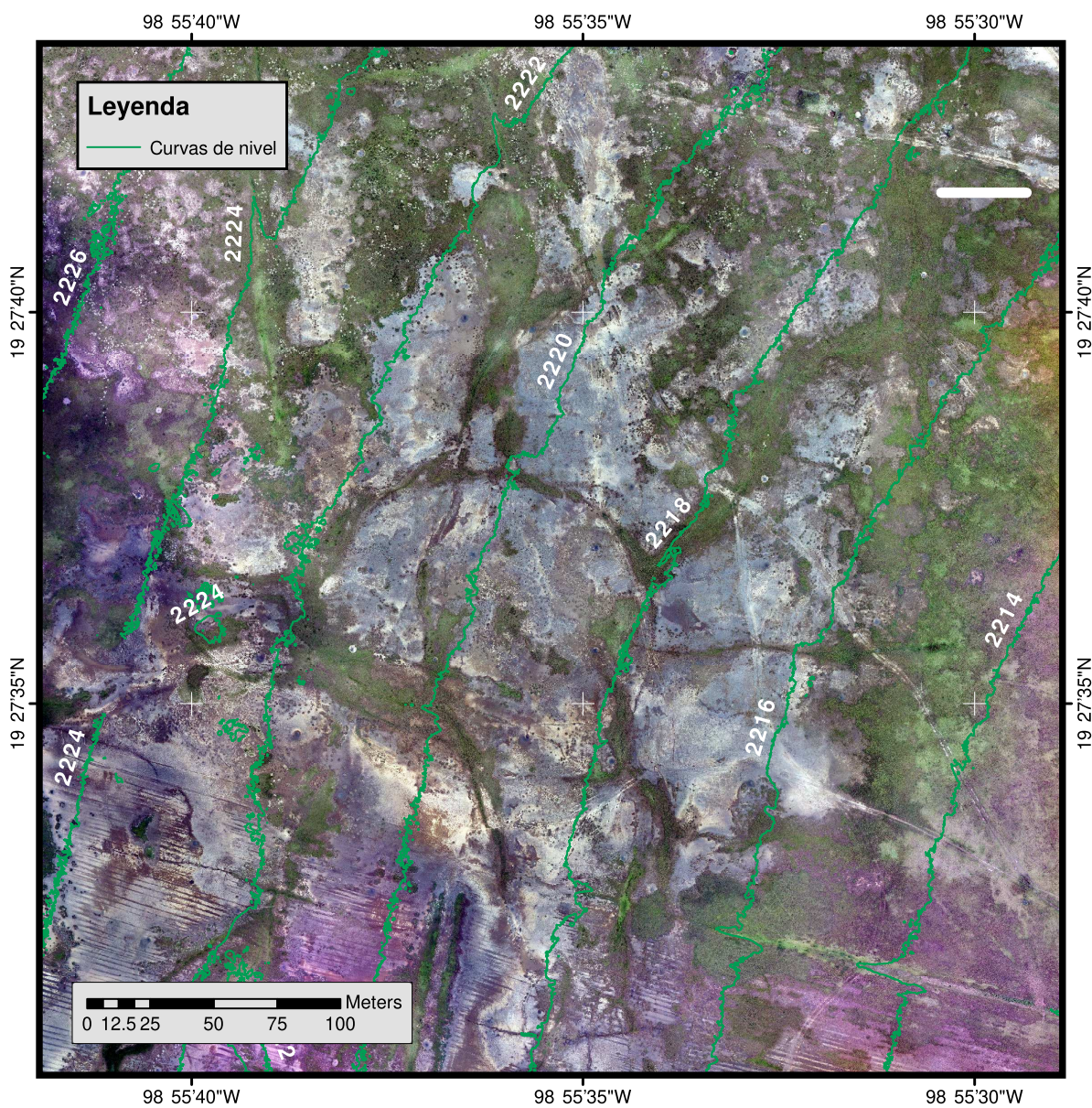


Figura 5.19: Ortomosaico con curvas de nivel del sitio de estudio (Montecillos, Texcoco).

Capítulo 6

Conclusiones y trabajo futuro

El objetivo principal planteado dentro de este trabajo de tesis se ha cumplido al diseñar, construir y navegar prototipos solares, en los cuales se ha podido apreciar el aumento de autonomía mediante la incorporación de un sistema PV, más aún el tipo de vuelo propuesto de seguimiento del sol asociado a la generación de mayor energía a lo largo del día y por ende más autonomía es factible.

Comprobando esto último a través de simulaciones, bancos de prueba realizados y pruebas experimentales en tiempo real, todo esto respaldado por datos obtenidos mediante las tarjetas desarrolladas las cuales si bien es cierto pueden ser mejoradas, han funcionado y brindado datos importantes para el análisis de la energía solar.

Sin embargo para poder llevar a cabo la técnica de seguimiento solar, primeramente fue necesario desarrollar los controles propios para que los ángulos deseados se alcanzaran pese a perturbaciones externas, esto basado en las propiedades de robustez del STSMC, por lo que este control es el usado en el control de alabeo por lo ya mencionado y por su bajo consumo de energía como se puede apreciar en la tabla 4.5 y bajo error de seguimiento como se señala en la tabla 4.4. En tanto que los otros dos ángulos estarán controlados por controles PID.

En el principio del proyecto se planteaba utilizar un autopiloto cuyo código estaba cerrado, por

lo que se planteó la idea de la incorporación de otro tipo de autopiloto. Decidiendo implementar en un primer término el autopiloto Navio2 junto con una minicomputadora Raspberry Pi 3 B+, usando esta configuración en el primer prototipo solar, para posterior a ello usar el nuevo autopiloto Emlid Edge el cual incorpora todas las ventajas de la mini computadora y el autopiloto en un solo componente. Estas tarjetas han mostrado su utilidad dentro del proyecto, ya que con ello tenemos la facilidad de poder intercambiar datos con la tarjeta desarrollada para el control de la energía solar, esperando que el autopiloto pueda ser usado para el manejo de imágenes y el control de la cámara que se montará en el UAS, para llevar a cabo misiones de fotogrametría de amplia cobertura.

Las pruebas del sistema PV que se han realizado a la fecha han resultado en diversos tipos de aprendizaje, dado que no se tenía conocimiento de la materia los resultados que se tienen hasta la fecha han demostrado que tanto las placas diseñadas como la implementación realizada, se han hecho de una manera correcta logrando en una prueba en tierra el funcionamiento del sistema por alrededor de una hora continua.

Hablando en específico sobre las placas creadas para el control del sistema PV, se detectó que parte primordial para su funcionamiento es el uso de sensores de voltaje y corriente de buena precisión, ya que de esto parte el control de este sistema y por ende la cantidad de energía que se produce.

En pruebas de tiempo real que se llevaron a cabo, las cuales se muestran en el capítulo cinco, se demostró que mediante el uso de la técnica de seguimiento solar se tuvo un incremento de 12% de energía extra representando para el caso del prototipo uno, un aumento de 3.5 watts de energía, en tanto la necesidad de energía por parte de los servomotores para mantener esa actitud se incrementó 1.6 watts, por lo que la diferencia entre estas dos cantidades, demuestra que se gana más energía de la que se consume.

Comparado el proyecto con lo mostrado en el estado del arte, aún falta mucho para poder tener la capacidad de otros países e instituciones a nivel internacional para el desarrollo de vuelos de larga duración sin embargo, todo el proceso de aprendizaje que se logró a través del desarrollo de este trabajo de tesis, ha desarrollado las bases para poder dar ese paso a vehículos de mayores capacidades.

La capacidad de un prototipo para su adaptación de un sistema PV, dependerá de en un principio de la capacidad de carga de la aeronave y el espacio disponible, ya que en base a este último se conocerá la cantidad de energía que se puede incorporar al vehículo y con ello determinar la pertinencia o no de la conversión.

La energía extra obtenida a partir de energía solar representa actualmente un 30 a 40 % de la energía total consumida, no implicando esto que el tiempo corresponda a este valor, ya que como se ha mencionado existen factores externos que pueden alterar la generación de energía. Sin embargo, con todos los nuevos desarrollos sobre este tema a largo plazo el uso de esta fuente alterna de energía puede ser de gran utilidad.

Finalmente lo mencionado con referencia a los controles y al tipo de navegación buscado sirvió para la redacción de tres diferentes artículos.

- Artículo de revista “Sun Tracking Technique Applied to a Solar Unmanned Aerial Vehicle”, publicado el 22 de Junio de 2019 en “MDPI Drones: Special Issue Fundamental and Applied Research in Unmanned Aircraft Systems Technology” [32].
- Artículo de congreso “Super-twisting control in a Solar Unmanned Aerial Vehicle: Application to Solar Tracking” aceptado para presentarse en “International Conference on Unmanned Aircraft Systems” (ICUAS) 2018 [30].
- Artículo de congreso “Attitude and altitude control for a fixed wing UAV applied to photogrammetry” aceptado para presentarse en “International Conference on Unmanned Aircraft System” (ICUAS) 2019 [31].

6.1. Trabajo futuro

Para el desarrollo de SUAV de mayores capacidades de vuelo, lo primero que se necesitaría realizar es la correcta incorporación de los controles propuestos en el autopiloto, para que no se

esté trabajando por separado con la energía solar y el vuelo del avión, que por lo que se demostró en este trabajo es necesario compartir información entre ambos sistemas.

Así mismo es necesario desarrollar un control para las trayectorias de fotogrametría, que permita la incorporación de la técnica de seguimiento solar propuesta. Con la finalidad de que se pueden desarrollar pruebas de mayor duración para un correcto conocimiento de las ventajas o desventajas que presenta el tipo de navegación desarrollado en este trabajo de investigación.

De modo que aún es necesario llevar a cabo una mejor tarjeta de control del sistema solar, previendo que se puede diseñar una más ligera (100 gramos menos) y pequeña para una mayor facilidad de incorporación en cualquier sistema no tripulado, donde la pertinencia de adaptación de energía solar sea viable.

Dado los resultados obtenidos y sobre todo la experiencia adquirida un próximo paso sería recrear el planeador que se diseñó en este trabajo de tesis, ya que este está diseñado plenamente para la función de toma de información y adaptación de un sistema PV y no se está realizando una adaptación como en el caso de los dos prototipos mostrados.

Con el SUAV diseñado, ya construido es necesario llevar a cabo pruebas de mayor tiempo y cobertura y en caso de que los resultados sean favorables, comenzar a emplearlo en misiones reales de toma de información geográfica o para cualquier otro fin que este SUAV pueda ser de utilidad.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] AEROVIRONMENT, I. Aerovironment solar-powered puma ae small unmanned aircraft achieves continuous flight for more than nine hours. Accedido en 09-01-2019 a <http://www.avinc.com/resources/press-releases/view/aerovironment-solar-powered-puma-ae-small-unmanned-aircraft-achieves-contin>, August 2013.
- [2] AEROVIRONMENT, I. Uas: Rq-20b pumaTM ae. Accedido en 02-08-2018 a <https://www.avinc.com/uas/view/puma>, 2018.
- [3] ALLEN, M. Autonomous soaring for improved endurance of a small uninhabited air vehicle. In *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (2005), p. 1025.
- [4] ALLEN, M., AND LIN, V. Guidance and control of an autonomous soaring vehicle with flight test results. In *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (2007), p. 867.
- [5] ANDERSON JR, J. D. *Fundamentals of aerodynamics*. Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- [6] ASIABANPOUR, B., ALMUSAIED, Z., ASLAN, S., MITCHELL, M., LEAKE, E., LEE, H., FUENTES, J., RAINOSEK, K., HAWKES, N., AND BLAND, A. Fixed versus sun tracking solar panels: an economic analysis. *Clean Technologies and Environmental Policy* 19, 4 (2017), 1195–1203.
- [7] BALLARD. Uav fuel cell power solution. Accedido en 20-08-2018 a <https://www.ballard.com/markets/uav>, 2018.

-
- [8] BEARD, R., AND MCLAIN, T. Navigation, guidance, and control of small and miniature air vehicles. *Brigham Young University* (2010), 40–41.
- [9] BHANDARI, S., RAHEJA, A., TANG, D., ORTEGA, K., DADIAN, O., AND BETTADAPURA, A. Nonlinear control of uavs using multi-layer perceptrons with off-line and on-line learning. In *2014 American Control Conference* (2014), IEEE, pp. 2875–2880.
- [10] BOEING. Scaneagle. Accedido en 12-08-2018 a <https://www.boeing.com/defense/autonomous-systems/scaneagle/index.page>, 2018.
- [11] BOUCHER, R. History of solar flight. In *20th Joint Propulsion Conference* (1984), p. 1429.
- [12] CALLEGATI, F., NALDI, R., MELEGA, M., AND MARCONI, L. Robust nonlinear control of miniature fixed-wing uavs. In *2016 European Control Conference (ECC)* (2016), IEEE, pp. 2584–2589.
- [13] CASTAÑEDA, H., SALAS-PEÑA, O. S., AND DE LEÓN MORALES, J. Adaptive super twisting flight control-observer for a fixed wing uav. In *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (May 2013), pp. 1004–1013.
- [14] CASTANEDA, H., SALAS-PENA, O. S., AND DE LEÓN MORALES, J. Adaptive super twisting flight control-observer for a fixed wing uav. In *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (2013), IEEE, pp. 1004–1013.
- [15] COOK, M. V. *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control*. Butterworth-Heinemann, 2012.
- [16] CUERNO REJADO, C., GARCIA HERNANDEZ, L., SANCHEZ CARMONA, A., CARRIÓ FERNÁNDEZ, A., SANCHEZ LOPEZ, J. L., AND CAMPOY CERVERA, P. Evolución histórica de los vehículos aéreos no tripulados hasta la actualidad. *Dyna* 91, 3 (2016), 282–288.
- [17] DEVICES, A. Selecting solar technology for fixed wing suav whitepaper. Accedido en 21-08-2018 a <https://www.altadevices.com/wp-content/uploads/2016/11/selecting-solar-for-uavs-whitepaper.pdf>, 2018.
-

-
- [18] DONG, Q., ZONG, Q., ZHANG, R., ZHANG, C., AND ZONG, J. Observer-based super twisting sliding mode control for fixed wing unmanned aerial vehicle. In *2017 36th Chinese Control Conference (CCC)* (July 2017), pp. 6382–6387.
- [19] DWIVEDI, V. S., PATRIKAR, J., ADDAMANE, A., AND GHOSH, A. K. Maraal: A low altitude long endurance solar powered uav for surveillance and mapping applications. In *2018 23rd International Conference on Methods Models in Automation Robotics (MMAR)* (Aug 2018), pp. 449–454.
- [20] ESPAÑOLA, R. A. Diccionario de la lengua española (vigésima tercera edición). *Extraído de: <http://www.rae.es/diccionario-de-la-lengua-espanola/la-23a-edicion-2014>*. Consultado 10 (2014), 01–16.
- [21] ESPINOZA, T., DZUL, A., GARCÍA, L., AND PARADA, R. Nonlinear controllers applied to fixed-wing uav. In *2012 IEEE Ninth Electronics, Robotics and Automotive Mechanics Conference* (Nov 2012), pp. 243–248.
- [22] ESPINOZA, T., DZUL, A., AND LLAMA, M. Linear and nonlinear controllers applied to fixed-wing uav. *International Journal of Advanced Robotic Systems* 10, 1 (2013), 33.
- [23] ESPINOZA, T., DZUL, A., LOZANO, R., AND PARADA, P. Backstepping-sliding mode controllers applied to a fixed-wing uav. *Journal of Intelligent & Robotic Systems* 73, 1-4 (2014), 67–79.
- [24] FALCON™, S. Silent falcon. Accedido en 14-08-2018 a <https://www.silentfalconuas.com/silent-falcon>, 2018.
- [25] FIORI, L., DOSHI, A., MARTINEZ, E., ORAMS, M. B., AND BOLLARD-BREEN, B. The use of unmanned aerial systems in marine mammal research. *Remote Sensing* 9, 6 (2017), 543.
-

-
- [26] GIBBS, Y. Nasa armstrong fact sheet: Pathfinder solar-powered aircraft. Accedido en 10-08-2018 a <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-034-DFRC.html>, 2017.
- [27] GOMEZ, J. F., AND JAMSHIDI, M. Fuzzy logic control of a fixed-wing unmanned aerial vehicle. In *2010 World Automation Congress* (Sep. 2010), pp. 1–8.
- [28] GÓMEZ, L. S. Pilas de combustible y sistemas de almacenamiento o generación de hidrógeno para propulsión de aeronaves no tripuladas (uavs) eléctricas de gran autonomía. Julio 2016.
- [29] GREEN, M. A., EMERY, K., HISHIKAWA, Y., AND WARTA, W. Solar cell efficiency tables (version 37). *Progress in photovoltaics: research and applications* 19, 1 (2011), 84–92.
- [30] HERNANDEZ, J. L., GONZÁLEZ-HERNÁNDEZ, I., AND LOZANO, R. Super-twisting control in a solar unmanned aerial vehicle: Application to solar tracking. In *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (June 2018), pp. 379–384.
- [31] HERNANDEZ, J. L., GONZÁLEZ-HERNÁNDEZ, I., AND LOZANO, R. Attitude and altitude control for a fixed wing uav applied to photogrammetry. In *2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (June 2019), pp. 498–502.
- [32] HERNANDEZ-TORAL, J. L., GONZÁLEZ-HERNÁNDEZ, I., AND LOZANO, R. Sun tracking technique applied to a solar unmanned aerial vehicle. *Drones* 3, 2 (2019), 51.
- [33] HERNÁNDEZ TORAL, J. L. Análisis de los consumos energéticos de un motoplanoador. Master’s thesis, Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del Instituto Politecnico Nacional, Abril 2015.
- [34] HUGGINS, R. *Advanced batteries: materials science aspects*, 1 ed. Springer Science & Business Media, 2008.
- [35] IGLESIAS, R., LAGO, A., NOGUEIRAS, A., MARTÍNEZ-PEÑALVER, C., MARCOS, J., QUINTANS, C., MOURE, M., AND VALDÉS, M. Modelado y simulación de una batería
-

- de ion-litio comercial multicelda. *Seminário anual de automática, electrónica industrial e instrumentación 19* (2012).
- [36] KIM, J. G., SON, B., MUKHERJEE, S., SCHUPPERT, N., BATES, A., KWON, O., CHOI, M. J., CHUNG, H. Y., AND PARK, S. A review of lithium and non-lithium based solid state batteries. *Journal of Power Sources* 282 (2015), 299–322.
- [37] KONA, P. S., IYENGAR, P. V., AND CONRAD, J. M. Algorithm-based, single axis rotation of a solar panel apparatus for low power devices. In *SoutheastCon 2015* (April 2015), pp. 1–5.
- [38] LELUȚIU, L.-M., LUNGOCI, C.-M., CĂLIN, M.-D., AND CIRSTEA, M. A power efficient mobile solar tracking system. In *Optimization of Electrical and Electronic Equipment (OPTIM) & 2017 Intl Aegean Conference on Electrical Machines and Power Electronics (ACEMP), 2017 International Conference on* (2017), IEEE, pp. 561–566.
- [39] LEUCHTER, J., AND ZOBAA, A. F. Batteries investigations of small unmanned aircraft vehicles. In *8th IET International Conference on Power Electronics, Machines and Drives (PEMD 2016)* (April 2016), pp. 1–6.
- [40] LINDEN, D., AND REDDY, T. B. *Basic concepts in Handbook of Batteries*, 3rd ed. McGraw-Hill, New York, NY, 2002.
- [41] MORENO, J. A., AND OSORIO, M. A lyapunov approach to second-order sliding mode controllers and observers. In *Decision and Control, 2008. CDC 2008. 47th IEEE Conference on* (2008), IEEE, pp. 2856–2861.
- [42] NOTH, A. History of solar flight. *Autonomous Systems Lab, Switzerland: ETH Zürich* (2008).
- [43] OCAMPO, M. Uso de drones: retos y oportunidades. *Información Científica y Tecnológica para el Congreso de la Unión*, 16 (Mayo 2018). Ciudad de México.
- [44] OETTERSCHAGEN, P., STASTNY, T., MANTEL, T., MELZER, A., RUDIN, K., GOHL, P., AGAMENNONI, G., ALEXIS, K., AND SIEGWART, R. Long-endurance sensing and mapping
-

- using a hand-launchable solar-powered uav. In *Field and Service Robotics* (2016), Springer, pp. 441–454.
- [45] OF CAMBRIDGE, U. Battery characteristics. Accedido en 16-01-2019 a https://www.doitpoms.ac.uk/tlplib/batteries/battery_characteristics.php, November 2005.
- [46] ORTEGA, D. V., BUENO, J. A. G.-C., MERINO, R. V., SANZ, S. B., CORREAS, A. H., AND CAMPO, D. R. *Piloto de dron (RPAS)*. Ediciones Paraninfo, SA, 2016.
- [47] OVIEDO-SALAZAR, J., BADI, M., GUILLEN, A., AND SERRATO, O. L. Historia y uso de energías renovables history and use of renewable energies. *Daena Int. J. Good Conscience* 10, 1 (2015), 1–18.
- [48] PIERRI, N. Historia del concepto de desarrollo sustentable. *Sustentabilidad* (2005), 27–81.
- [49] POKSAWAT, P., WANG, L., AND MOHAMED, A. Gain scheduled attitude control of fixed-wing uav with automatic controller tuning. *IEEE Transactions on Control Systems Technology* 26, 4 (July 2018), 1192–1203.
- [50] PRANOTO, F. S., BUDIYANTA, A. S., AND PRABOWO, G. S. Small to medium uavs for civilian applications in indonesia. In *Drones-Applications*. IntechOpen, 2018.
- [51] RAYMER, D. P. Aircraft design: A conceptual approach, aiaa education series, american institute of aeronautics and astronautics. Inc, Washington, DC (1989).
- [52] REES, M. Alta devices' lightweight solar material powers unmanned aircraft indefinitely. Accedido en 14-08-2018 a <http://www.unmannedsystemstechnology.com/2013/07/alta-devices-lightweight-solar-material-powers-unmanned-aircraft-indefinitely/>, 2013.
- [53] REINHARDT, K. C., LAMP, T. R., GEIS, J. W., AND COLOZZA, A. J. Solar-powered unmanned aerial vehicles. In *Energy Conversion Engineering Conference, 1996. IECEC 96., Proceedings of the 31st Intersociety* (1996), vol. 1, IEEE, pp. 41–46.
-

- [54] SAGAR, A. S., SHENDGE, P. D., AND VAITHEESWARAN, S. M. Attitude control of fixed wing uav using multiple sliding surface. In *2016 IEEE 1st International Conference on Power Electronics, Intelligent Control and Energy Systems (ICPEICES)* (July 2016), pp. 1–6.
- [55] SAHA, B., KOSHIMOTO, E., QUACH, C. C., HOGGE, E. F., STROM, T. H., HILL, B. L., VAZQUEZ, S. L., AND GOEBEL, K. Battery health management system for electric uavs. In *2011 Aerospace Conference* (March 2011), pp. 1–9.
- [56] SHAO, J., FEI, Q., HU, Q., AND GENG, Q. Multi-model control design for longitudinal dynamics of fixed-wing uav. In *Proceedings of the 33rd Chinese Control Conference* (July 2014), pp. 8826–8830.
- [57] SUNBIRDS. The sb4 phoenix solar-powered drone. Accedido en 13-08-2018 a <https://www.sunbirds.aero/uav/>, 2018.
- [58] SYSTEMS, T. Aerosonde. Accedido en 12-08-2018 a <https://www.textronsystems.com/what-we-do/unmanned-systems/aerosonde>, 2018.
- [59] VENTURA, D., BRUNO, M., LASINIO, G. J., BELLUSCIO, A., AND ARDIZZONE, G. A low-cost drone based application for identifying and mapping of coastal fish nursery grounds. *Estuarine, Coastal and Shelf Science* 171 (Mar 2016), 85–98.
- [60] WU, J., WANG, H., LI, N., YAO, P., HUANG, Y., SU, Z., AND YU, Y. Distributed trajectory optimization for multiple solar-powered uavs target tracking in urban environment by adaptive grasshopper optimization algorithm. *Aerospace Science and Technology* 70 (2017), 497–510.
- [61] ZÜRICH, E. Atlantiksolar. Accedido en 13-08-2018 a <https://www.atlantiksolar.ethz.ch>, 2017.
- [62] ZSIBORÁCS, H., BAI, A., POPP, J., GABNAI, Z., PÁLYI, B., FARKAS, I., BARANYAI, N., VESZELKA, M., ZENTKÓ, L., AND PINTÉR, G. Change of real and simulated energy production of certain photovoltaic technologies in relation to orientation, tilt angle and dual-axis sun-tracking. a case study in hungary. *Sustainability* 10, 5 (2018), 1394.
-