



BENEMÉRITA UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE PUEBLA

**FACULTAD DE CIENCIAS DE LA ELECTRÓNICA
MAESTRÍA EN INGENIERÍA ELECTRÓNICA, OPCIÓN
INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA**

**Tesis para obtener el grado de
MAESTRO EN INGENIERÍA ELECTRÓNICA**

**“CARACTERIZACIÓN Y CONTROL
DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO
ALIMENTADO POR CELDAS FOTOVOLTAICAS”**

Presenta:

Ing. Cristian Grano Romero*

Asesores:

Dr. José Fermi Guerrero Castellanos

Dr. W. Fermín Guerrero Sánchez

Agradecimientos

Tengo un especial agradecimiento a mis padres y a mi hermana, por el apoyo incondicional que siempre me han dado. A mis amigos por su apoyo, compañía y confianza, que directamente e indirectamente contribuyeron a mejorar el presente trabajo de tesis.

Agradezco a mis asesores el Dr. José Fermi Guerrero Castellanos y al Dr. W. Fermin Guerrero Sánchez, por la paciencia, la dedicación que me tuvieron y además de las enseñanzas que me dieron durante el trabajo de tesis.

Mi agradecimiento al *Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT)* por el apoyo económico otorgado durante mis estudios de Maestría en la Benemérita Universidad Autónoma de Puebla (**BUAP**). También agradezco a la *Benemérita Universidad Autónoma de Puebla* por el apoyo de colegiatura, al cuerpo académico y administrativo de la *Maestría en Ingeniería Electrónica (MIEL)* y al Cuerpo Académico de Sistemas de Potencia para Tracción, Calidad y Generación de Energía.

Resumen

En esta tesis se presento el diseño y construcción de un mini Vehículo Aéreo no Tripulado (VANT) de ala fija propulsado por energía solar mediante el uso de celdas fotovoltaicas. Durante el trabajo de tesis se desarrollo un modelo matemático de un mini VANT de ala fija, donde se formaron las ecuaciones cinemáticas y dinámicas del vehículo, además se explicaron las fuerzas y momentos que intervienen. En base a las ecuaciones desarrolladas se diseño un simulador computacional implementado en MATLAB/Simulink que enlazado con un simulador de vuelo llamado "*FlightGear Simulator*", nos permitió observar el comportamiento del vehículo de una manera más intuitiva. Se diseño y construyo un mini VANT de ala fija con la capacidad de poder llevar un panel fotovoltaico y un banco de baterías tipo LiPo, además de la aviónica requerida para realizar vuelos autónomos. Una vez obtenido el diseño se realizo un análisis de la aerodinámica del vehículo utilizando el Software XFLR5, que permitió obtener todos los coeficientes necesarios para caracterizar el vehículo y poder simular correctamente el mini VANT. Para que el vehículo pudiera realizar vuelos autónomos se diseño una ley de control que controla la altura, velocidad y rumbo del vehículo utilizando un control jerárquico. Se diseño un panel fotovoltaico con características específicas que permite realizar la carga de baterías tipo LiPo. También se mostró el diseño y construcción de un sistema de gestión de energía, que permite controlar la carga y descarga de baterías mientras el vehículo esta en vuelo. Finalmente se realizaron vuelos que comprobaron que el modelo construido cumplía las especificaciones propuesta en el diseño del vehículo.

Índice general

Justificación	1
Objetivo	2
Organización de la tesis	4
1. Generalidades y estado del arte	5
1.1. Vehículos aéreos no tripulados (VANT)	5
1.1.1. Clasificación de los VANT	6
1.2. Vehículos aéreos solares	8
1.2.1. Sistemas fotovoltaicos de vehículos aéreos	9
1.2.2. Tipos de celdas solares	10
1.2.3. Elementos de almacenamiento de energía	12
1.2.4. Seguidor del punto de máxima potencia	14
1.3. Aerodinámica de las alas de un avión	15
1.4. Investigaciones en México sobre mini vehículos aéreos no tripulados solares (mini VANT)	18
2. Modelado matemático y caracterización de un mini VANT de ala fija	20
2.1. Modelo matemático de mini VANT	20
2.1.1. Ecuaciones cinemáticas	21
2.1.2. Ecuaciones dinámicas	23
2.1.3. Fuerzas y momentos	24
2.2. Diseño y construcción del mini VANT de ala fija	25
2.2.1. Construcción de alas	28
2.2.2. Fabricación de fuselaje	28
2.2.3. Ensamble del mini VANT de ala fija	29
2.3. Identificación de parámetros	30
2.4. Resumen de ecuaciones obtenidas	31
2.5. Simulación del vehículo en lazo abierto	33
3. Diseño del control de altura, velocidad y rumbo de un mini VANT de ala fija	35
3.1. Arquitectura de control de un vehículo aéreo de ala fija	35

3.2.	Control jerárquico	36
3.2.1.	Limitaciones de saturación y rendimiento	38
3.3.	Control de altitud	39
3.3.1.	Lazo de control altitud	41
3.4.	Control de velocidad aerodinámica	44
3.4.1.	Lazo de control de velocidad aerodinámica	47
3.5.	Control de rumbo	49
3.5.1.	Lazo de control de rumbo	51
3.6.	Resumen de la ley de control	55
3.7.	Simulación de la ley de control	57
4.	Diseño y construcción de un sistema de gestión de energía	62
4.1.	Energía requerida durante un vuelo estable	62
4.2.	Diseño de Panel fotovoltaico	63
4.2.1.	Caracterización y conexiones de celdas fotovoltaicas	65
4.3.	Diseño del sistemas de gestión de energía	66
4.4.	Construcción del sistema de gestión de energía	68
4.5.	Cálculo de la energía utilizada de una batería	73
4.6.	Resultados experimentales del sistema de gestión de energía	73
5.	Resultados experimentales del vuelo del mini VANT de ala fija	77
5.1.	Aviónica del vehículo	77
5.1.1.	Tarjeta del controlador	77
5.1.2.	Telemetría	80
5.1.3.	Sistema GPS	80
5.2.	Pruebas experimentales de vuelo del mini VANT de ala fija	81
6.	Conclusiones	83
6.1.	Trabajo a futuro	84
A.	Caracterización de un mini VANT de ala fija	85
A.1.	Parámetros geométricos	85
A.2.	Parámetros aerodinámicos	86
A.3.	Parámetros del sistema de propulsión	87
A.3.1.	Caracterización motor	89
B.	Conceptos físicos	90
B.1.	Condiciones de equilibrio	90
B.2.	Viraje coordinado	91
B.3.	Velocidad aerodinámica	92

C. Simulador computacional	95
D. Congresos y publicaciones	98
Bibliografía	102

Índice de figuras

1.	Metodología para el desarrollo del proyecto de tesis.	3
1.1.	Clasificación según su configuración aerodinámica.	7
1.2.	Vehículos aéreos solares.	10
1.3.	Sistema fotovoltaico de un VANT solar.	10
1.4.	NREL. Estudio de la eficiencia de celdas fotovoltaicas. (Imagen digital). Octubre 1, 2016. De: http://www.nrel.gov/ncpv/images/efficiency_ chart.jpg	11
1.5.	Potencia pico vs Densidad de energía específica de diferentes métodos de almacenamiento de energía. (Imagen digital). Octubre 1, 2016. De: http:// ozreport.com/pub/images/gary20092.jpg	12
1.6.	Proceso para la carga de una batería LiPo. (Imagen digital). Enero 1, 2016. De: http://www.batteryuniversity.com/_img/content/new.jpg	13
1.7.	Perfil aerodinámico.	15
1.8.	Coefficientes de sustentación y arrastre dependiendo del ángulo de ataque. .	17
1.9.	Diferentes tipos de alas.	18
2.1.	Mini VANT de ala fija.	21
2.2.	Transformación del sistema de referencia cuerpo \mathcal{F}_b al sistema de referencia vehículo (\mathcal{F}_v).	22
2.3.	Vista superior del vehículo (Unidades en metros).	26
2.4.	Vista frontal del vehículo (Unidades en metros).	26
2.5.	Vista lateral del vehículo (Unidades en metros).	27
2.6.	Estructura interna de las alas del vehículo (Ala izquierda).	27
2.7.	Colocación de celdas fotovoltaicas.	28
2.8.	a) construcción de estructura de alas; b) colocación y conexión de celdas fotovoltaicas; c) parte superior de alas; d) alas cubiertas de una película de poliéster.	28
2.9.	Construcción del fuselaje.	29
2.10.	Ensamble final del vehículo.	29
2.11.	Análisis aerodinámico en XFLR5.	30

2.12. Modelo en realidad virtual del mini VANT en AC3D.	33
2.13. Diagrama a bloques de simulación en MATLAB/Simulink lazo abierto. . .	34
2.14. Simulación del vuelo en el programa FlightGear.	34
3.1. Arquitectura del control de vuelo de un mini VANT.	36
3.2. Funciones de transferencia en cascada.	37
3.3. Tres controladores sucesivos jerarquicos.	37
3.4. Reducción del lazo de control externo.	38
3.5. Ejemplo del control del sistema.	38
3.6. Lazo de control altitud.	42
3.7. Lazo de control altitud reducido.	43
3.8. Respuesta al impulso unitario de una función de transferencia canónica de segundo orden.	44
3.9. Lazo de control de velocidad aerodinámica.	47
3.10. Respuesta al impulso unitario de función de transferencia canonica de segun- do orden.	48
3.11. Lazo de control del alabeo deseado.	51
3.12. Lazo de control del alabeo deseado con perturbació de d_{ϕ_2}	52
3.13. Lazo de control de rumbo.	53
3.14. Respuesta al impulso unitario de función de transferencia canonica de segun- do orden.	54
3.15. Lazo de control altitud.	55
3.16. Lazo de control de velocidad aerodinámica.	56
3.17. Lazo de control de rumbo.	57
3.18. Diagrama a bloques de simulación en MATLAB/Simulink.	57
3.19. Simulación del vuelo de un mini VANT de ala fija.	58
3.20. Comportamiento del ángulo de alabeo ϕ duratne un vuelo.	58
3.21. Comportamiento del ángulo de alabeo θ duratne un vuelo.	59
3.22. Comportamiento de los ángulos de flexión de los alerones δ_a duratne un vuelo.	59
3.23. Comportamiento de los ángulos de flexión de los elevadores δ_e duratne un vuelo.	59
3.24. Señal enviada al motor de empuje durante un vuelo.	60
3.25. Seguimiento de altura durante un vuelo.	60
3.26. Seguimiento de velocidad durante un vuelo.	61
3.27. Seguimiento de trayectoria durante un vuelo.	61
4.1. Espacio dentro de la estructura de las alas del avión.	64
4.2. Cortador de celdas fotovoltaicas (Basada en impresora 3D Prusa i2).	65

4.3. Conexión de submódulos.	65
4.4. Curvas I-V y P-V de dos submódulos conectados en serie, sin sombrear. . .	66
4.5. Curvas I-V y P-V de dos submódulos conectados en serie, uno de ellos está sombreado. a) Cada submódulo tiene un diodo en antiparalelo. b) Los submódulos no tiene un diodo en antiparalelo.	66
4.6. Conexión de panel fotovoltaico.	67
4.7. Sistema fotovoltaico de un VANT solar.	67
4.8. Sistema de gestión de enegía utilizando un cargador de baterías LiPo. . . .	68
4.9. Diagrama de flujo del programa.	69
4.10. Placa con las conexiones del sistema de gestión de energía.	70
4.11. Diagrama de conexiones del sistema de gestión de energía (1).	71
4.12. Diagrama de conexiones del sistema de gestión de energía (2).	72
4.13. Primera prueba del sistema de gestión de energía.	73
4.14. Primera prueba del sistema de gestión de energía.	74
4.15. Primera prueba del sistema de gestión de energía.	75
4.16. Mediciones del panel fotovoltaico (Tomadas el 03/11/16 a las 12:00PM). .	75
4.17. Segunda prueba del sistema de gestión de energía.	76
5.1. Distribución de componentes en el vehículo.	78
5.2. Distribución de componentes en cabina.	78
5.3. Tarjeta del controlador.	79
5.4. Transición de telemetría del vuelo por medio de Mission Planner.	80
5.5. Pruebas de planeo del mini VANT de ala fija.	81
5.6. Señales de ángulo de cabeceo.	82
5.7. Señales del ángulo de alabeo.	82
5.8. Velocidades tierra del vehículo.	82
A.1. Planeador GAVS-V1.	85
A.2. Análisis aerodinámico.	86
A.3. Esquema del funcionamiento de una propela.	88
A.4. Caracterización del motor.	89
B.1. Diagrama de cuerpo libre indicando las fuerzas que actuan en mini un VANT durante un viraje coordinado con un ascenso constante.	92
C.1. Diagrama de los módulos que conforman la simulación en MATLAB/Si- mulink.	95
C.2. Módulo “Mini VANT de ala fija”.	96
C.3. Módulo “Control de altura, velocidad y rumbo”.	96
C.4. Módulo “Definición de trayectoria”.	96

C.5. Módulo “Visualización”	97
D.1. Constancia de participación en el : <i>3er. Coloquio de Energía: Uso Actual de la Energía y Energías Renovables, Seminario Regional ICTP-UNACH-UNESCO Sesión Energía.</i>	99
D.2. Primera hoja del artículo: <i>Modeling and Control of a fixed-wing UAV powered by solar energy: an electric array reconfiguration approach.</i>	100
D.3. Primera hoja del artículo: <i>Modeling and Simulation of a Photovoltaic Array for a fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle.</i>	101

Índice de tablas

1.1. Clasificación de los vehículos aéreos no tripulados (EUROUVS)	8
2.1. Parámetros geométricos, matriz de inercia y masa.	30
2.2. Parámetros del sistema de propulsión.	31
2.3. Coeficiente longitudinales.	31
2.4. Coeficientes laterales.	31
2.5. Coeficientes que modelan el efecto que causan las superficies de control δ_e , δ_a y δ_r al flexionarse.	31
3.1. Ganancias del controlador de altura.	44
3.2. Ganancias del controlador de velocidad aerodinámica.	49
3.3. Ganancias del controlador de altura.	54
3.4. Ganancias del controlador de altura.	55
3.5. Ganancias del controlador de velocidad aerodinámica.	56
3.6. Ganancias del controlador de altura.	57
4.1. Consumo de energía del mini VANT de ala fija.	63
4.2. Características principales de celda solar monocristalina de grado A.	64
4.3. Lista de componentes del circuito	70
4.4. Resultados experimentales con fuente regulada	74
4.5. Resultados experimentales con panel fotovoltaico	75
A.1. Parámetros geométricos, matriz de inercia y masa.	86
A.2. Coeficiente longitudinales.	87
A.3. Coeficientes laterales.	87
A.4. Coeficientes que modelan el efecto que causan las superficies de control δ_e , δ_a y δ_r al flexionarse.	87
A.5. Parámetros del sistema de propulsión.	89

Introducción

La llegada de los Vehículos Aéreos no Tripulados (VANT) a nuestros días ya es una realidad, dado que se les puede encontrar en diversas áreas de la vida cotidiana por ejemplo: en el entretenimiento, vigilancia urbana, agricultura de precisión, maniobras de rescate, satélites atmosféricos, sistemas de información geográfica (SIG), etc. En general, existen una gran cantidad de VANT y de acuerdo a su funcionamiento aerodinámico se clasifican en vehículos de ala fija (planeadores, alas delta, etc), ala rotatoria (helicópteros, cuadrirotos, hexarotos, etc), dirigibles (globos y dirigibles) y ala batiente, éste último todavía experimental [1]. Todos estos sistemas tienen ventajas y desventajas, la elección de uno de ellos depende de la aplicación para la cual vayan a ser utilizados, sin embargo, hay un problema al que todos ellos se enfrentan y es que su autonomía de vuelo es finita y normalmente insuficiente.

Existen métodos que se han desarrollado actualmente en aras de aumentar la autonomía de los VANT, principalmente usando combustibles que generan una gran cantidad de energía en relación a su volumen como algunos hidrocarburos de alta gama, por ejemplo el VANT MQ-9 Reaper, que puede volar durante 30 horas sin aterrizar para repostar [2]. Otro método para aumentar la autonomía, es el uso de motores eléctricos combinados con celdas de combustible de hidrógeno, lo que mejora su autonomía, un ejemplo es Ion Tiger que es capaz de volar hasta 26 horas continuas [3].

Todos estos métodos son buenas opciones para aumentar la autonomía, pero se sigue con el inconveniente de detener el vuelo para la recarga de combustible. Por eso muchas investigaciones han apuntado a otro método que teóricamente puede eliminar este inconveniente, y es el uso de energía fotovoltaica que permita alimentar motores eléctricos. Un ejemplo claro sobre este tipo de investigaciones es el desarrollado por la compañía Titan Aerospace, que pretende fabricar un VANT que pueda volar a 20 km sobre el nivel del mar y permanecer en vuelo durante cinco años [4]. Gracias a esta tecnología, se han ideado nuevas aplicaciones, como el uso de VANT como satélites atmosféricos, que puedan realizar la mayoría de las tareas que realiza un satélite orbital, pero con un precio mucho menor.

Por lo tanto, es posible pensar en el desarrollo de un VANT a menor escala, pero que de igual manera aumente la autonomía de vuelo de éste, usando celdas fotovoltaicas. Sin embargo, para lograr un buen rendimiento, el diseño del vehículo tiene que ser tratado cuidadosamente y englobar todos los sistemas que lo componen, cada sistema tiene que ser ajustado de acuerdo a los demás. Este punto tiene que ser tratado especialmente en proyectos multidisciplinarios, donde se integran conocimientos de aerodinámica, actuadores, sensores, electrónica, almacenamiento de energía y estrategias de control para el aprovechamiento de diferentes fuentes de energía.

El trabajo consiste en el diseño de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija, al cual se le colocan celdas fotovoltaicas en las alas, que conjuntamente con una batería de tecnología tipo LiPo (abreviatura de Litio y polímero) permite aumentar la autonomía de vuelo, con respecto al tiempo de vuelo que puede tener utilizando baterías con una sola recarga, además se diseña un control de altura, velocidad y rumbo para el vehículo aéreo, que permite al piloto operar con mayor eficiencia.

Justificación

La habilidad de volar de un VANT durante períodos más largos se ha convertido en objeto de investigación, ya que aunque se han visto muchos avances en el control de estos sistemas todavía no se ha logrado resolver uno de los grandes problemas que casi todos los sistemas autónomos tienen, que es la poca capacidad de almacenar energía ya que las baterías actuales y los combustibles tienen una capacidad limitada de almacenamiento de energía. Esto toma especial importancia en nuestra sociedad, dado que en un futuro no lejano los VANT estarán ligados a la mayor parte de nuestra vida diaria.

En los últimos años se ha visto un gran avance en el desarrollo de celdas fotovoltaicas en la industria e instituciones de investigación, gracias a la rentabilidad que estos sistemas ofrecen. Todo ello ha logrado que las celdas fotovoltaicas sean más eficientes y asequibles, como se puede ver en [5]. Actualmente, las celdas fotovoltaicas han encontrado un sin número de aplicaciones, ya sea para dispositivos de consumo, fuentes de energía remotas, alumbrado público y recientemente en vehículos aéreos.

Con base a lo anterior mencionado, se pretende aportar una solución al problema de la autonomía de los VANT, diseñando un sistema que sea capaz de captar la energía del sol, por medio de celdas fotovoltaicas que conjuntamente con una batería y una estrategia de gestión de energía, le permitan alimentar a una parte de los componentes electrónicos que lleva el vehículo aéreo y de esa manera aumentar la autonomía de vuelo.

Aunque este tipo de sistemas ya están siendo desarrollados en varios países [6], en México la investigación de estos sistemas se muestra escasa al conocimiento del autor de este trabajo, por lo que esta investigación nos permitirá sentar la base del desarrollo de este tipo de tecnología en nuestro país.

Objetivo

Objetivo general

Diseñar y construir un mini vehículo aéreo no tripulado (mini VANT) que tenga la capacidad de aumentar la autonomía de vuelo por medio de un sistema fotovoltaico.

Objetivos específicos

- 1) Desarrollar el modelo matemático de un mini VANT de ala fija que permita construir un simulador computacional en Matlab/Simulink.
- 2) Diseñar y construir un mini VANT de ala fija, con capacidad de llevar un panel fotovoltaico, un sistema de gestión de energía y una circuito que permita al vehículo realizar vuelos autónomos. Una vez diseñado hacer la identificación de parámetros.
- 3) Diseñar una ley de control que permita al vehículo diseñado controlar la postura y rumbo, para comprobar su funcionalidad es necesario implementar la ley de control en un simulador computacional.
- 4) Diseñar, construir y caracterizar un panel fotovoltaico con especificaciones necesarias para alimentar un cargador de baterías tipo LiPo.
- 5) Diseñar y construir un sistema de gestión de energía que permita controlar la carga y descarga de baterías tipo LiPo durante un vuelo.
- 6) Implementar la instrumentación necesaria en el vehículo para medir y analizar las variables de estado de interés para realizar la implementación futura de la ley de control diseñada.
- 7) Comprobar la funcionalidad del vehículo diseñado por medio de vuelos en lazo abierto y realizar las pruebas necesarias que comprueben el correcto funcionamiento del sistema de gestión de energía.

Metodología

Para el cumplimiento de los objetivos de tesis se siguió la metodología que se puede observar en la figura 1. Se comenzó a partir de un modelo matemático de un mini VANT,

después se propuso un diseño donde se especifico la carga útil del vehículo el volumen de la cabina entre otras variables, partiendo de estos parámetros se diseño la forma de la cabina y envergadura de las alas. Una vez obtenido el diseño se procedió a la construcción del vehículo, y se realizo la identificación de parámetros del vehículo. La ley de control se obtuvo en base al modelo diseñado, por lo tanto se utilizaron todos lo parámetros obtenidos durante la identificación de parámetros, una vez diseñada la ley de control se realizaron las simulaciones pertinentes que permitieron observar el comportamiento de esta ley.

El panel fotovoltaico se diseño a partir de la forma del ala y de los requerimientos de energía del vehículo, además se diseño un sistema de gestión de energía para el control de carga y descarga de las batería usando el panel fotovoltaico, finalmente se realizaron pruebas experimentales que comprobaran el funcionamiento del panel fotovoltaico y del sistema de gestión de energía.

Por último se implemento una tarjeta de control que le permite al vehículo monitorear las variables de estado y mandarlas a una estación de tierra, que son necesarias para implementar la ley de control diseñada y se hicieron lanzamientos de prueba para revisar el correcto funcionamiento del sistema.

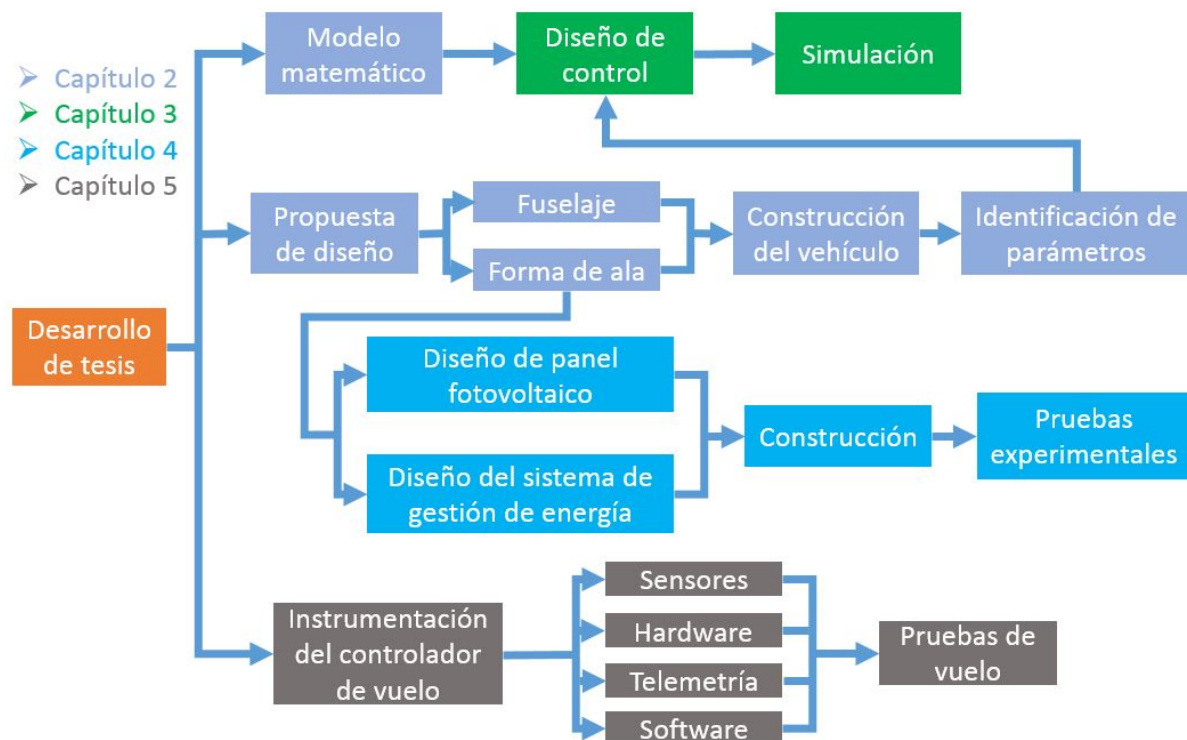


Figura 1. Metodología para el desarrollo del proyecto de tesis.

Organización de la tesis

En el capítulo 1 se expone el estado del arte de los vehículos aéreos no tripulados (VANT), centrándose principalmente en los vehículos de ala fija y los vehículos solares. Se da una explicación de los componentes que conforman un VANT solar, y ejemplos de VANT solares que ya se han construido. En el capítulo 2 se expone el modelo matemático de un mini VANT de ala fija, además se explica el diseño y construcción del vehículo utilizado durante este trabajo de tesis y se explica cómo caracterizar todos los parámetros necesarios para desarrollar una ley de control. En el capítulo 3 se expone la ley de control para realizar el control de velocidad, altitud y rumbo del vehículo, se comienza con una explicación de los niveles de control que pueden ser implementados en un mini VANT, en seguida se da una breve explicación del control jerárquico, una vez explicada la ley de control se desarrollan las ecuaciones para obtener la ley de control a implementar y se realizaron simulaciones en MATLAB/Simulink para comprobar el funcionamiento. En el capítulo 4 se expone el diseño y construcción de un sistema de gestión de energía, además se realizan pruebas que comprueban el correcto funcionamiento del sistema. En el capítulo 5 se describen los componentes que conforman la instrumentación del vehículo y se explican las pruebas realizadas que comprueban el correcto funcionamiento del mini VANT. Finalmente en el capítulo 6 se dan las conclusiones del trabajo de tesis realizado.

Capítulo 1

Generalidades y estado del arte

En este capítulo se aborda el estado del arte de los vehículos aéreos no tripulados, centrándose principalmente en los vehículos propulsados por energía solar mediante el uso de celdas fotovoltaicas, se explica su importancia en la actualidad y su funcionamiento. También se describen algunas de las principales investigaciones que se están realizando en México y en el extranjero, sobre vehículos aéreos solares.

1.1. Vehículos aéreos no tripulados (VANT)

Los VANT son aeronaves que no necesitan una tripulación para poder volar. Para distinguir los VANT de los misiles, un VANT se define como un vehículo sin tripulación reutilizable. Estos vehículos fueron introducidos durante la primera guerra mundial (1917), registrando un gran uso de vehículos no tripulados por el ejército Estadounidense. Aquellos sistemas eran poco fiables e inexactos por ende su habilidad de cambiar algo en el campo de batalla no fue reconocido por la mayoría de los militares y políticos.

A pesar de que los VANT se usaron en Vietnam, fue sólo después de la Operación Tormenta del Desierto (1991) y el conflicto en la península de los Balcanes en la década de 1990, cuando el interés en los VANT cobró impulso. Como tal, en 1997, los ingresos totales del mercado mundial de vehículos aéreos no tripulados, incluyendo el segmento de los vehículos de despegue y aterrizaje vertical, alcanzó los 2.27 billones de dólares, un incremento del 9.5 sobre 1996. A finales de los 90 la demanda de vehículos de despegue y aterrizaje vertical, era limitada, pero desde entonces, muchos productos comerciales estuvieron disponibles en el mercado y comenzaron a incrementar. Actualmente la tendencia es el incremento de VANT más pequeños, flexibles y versátiles con aplicaciones de tipo civil.

Las aplicaciones civiles más importantes son las siguientes:

- Teledetección remota: Observaciones en tierra y aire de zonas con difícil acceso, debido al potencial ahorro en términos de recursos y emisiones, en comparación con las operaciones con aeronaves tripuladas. Ejemplo de ellas es la detección de brotes de incendios forestales y la adquisición de estadísticas de la vida silvestre [7], [8].
- Respuesta a desastres: Poco después del estallido de un desastre, los equipos de respuesta a menudo carecen de información precisa que les permite despachar equipos de manera eficiente. Por lo tanto, la posibilidad de desplegar VANT que realicen la búsqueda de víctimas es de gran interés. El proyecto europeo ICARO FP7 es un intento de proporcionar una herramienta robótica en esos entornos [1].
- Vigilancia: La vigilancia a largo plazo de las fronteras, tuberías o instalaciones en general es una posible aplicación adicional para los aviones no tripulados, posiblemente este tipo de sistemas puedan patrullar un área extendida, sin necesidad de carga de trabajo del operador, y permitir así un nuevo nivel de seguridad de este tipo de objetos de interés [9].
- La adquisición de imágenes y cartografía: La disponibilidad comercial de sistemas a escala como senseFly [10], subraya el interés de realizar imágenes aéreas y cartografía para diversos fines. Aviones solares podrían mapear áreas teóricamente ilimitadas.
- Satélites atmosféricos: Estos sistemas son un intento de proporcionar una alternativa a la tecnología de los satélites y la infraestructura en tierra, por ejemplo en comunicaciones [11]. Este concepto consiste en satélites que funcionen por encima de las nubes, que potencialmente pueden estar equipados con más carga útil y operadas a un costo más bajo que los satélites, y ofrecer una mayor flexibilidad. Esta aplicación fue abordada por una serie de aviones solares de la NASA, el más reciente es el caso de Helios, construido con una envergadura de 75 metros [12].

1.1.1. Clasificación de los VANT

Durante las últimas décadas, importantes esfuerzos se han dedicado a aumentar la autonomía de vuelo y la carga útil de los VANT, dando lugar a diferentes configuraciones de vehículos aéreos no tripulados con diferentes tamaños, niveles de resistencia y capacidades. Aquí, se da una clasificación de acuerdo a su configuración aerodinámica, peso, techo de vuelo, tiempo de vuelo y rango de enlace.

Clasificación de los VANT en función de su configuración aerodinámica

Los VANT se pueden clasificar dentro de las siguientes cuatro categorías de acuerdo a su configuración aerodinámica [1].

- Ala fija: Generalmente requieren una plataforma de despegue y aterrizaje. Estos generalmente tiene vuelos de larga duración y pueden volar a altas velocidades crucero.
- Ala rotatoria: Pueden realizar despegue y aterrizaje vertical (VTOL) tiene la capacidad de flotar y tener gran maniobrabilidad. Estas capacidades son útiles para muchas misiones robóticas, especialmente en aplicaciones civiles. Un helicóptero UAV puede tener diferentes configuraciones, con rotores principales y de cola (helicóptero convencional), rotores coaxiales, múltiples configuraciones de rotores, etc.
- Dirigibles: Son globos y dirigibles, que son más ligeros que el aire y tienen mucho aguante, vuelan a bajas velocidades, y por lo general son de gran tamaño.
- Ala batiente: Estos sistemas tienen pequeñas alas flexibles inspiradas en las aves y los insectos voladores.



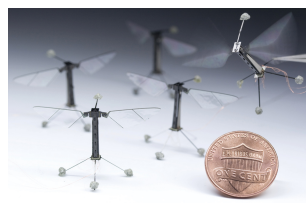
(a) Ala fija



(b) Ala rotatoria



(c) Dirigible



(d) Ala batiente

Figura 1.1. Clasificación según su configuración aerodinámica.

Existe otra clasificación que se podría añadir como son los sistemas híbridos por ejemplo el Bell Eagle Eye UAV, que puede aterrizar y despegar verticalmente, pero que cuando esta en vuelo puede retraer sus rotores y volar como si fuera un avión planeador.

Categoría (Acrónimo)	Máximo Peso (Kg)	Máxima Altitud (m)	Duración de vuelo (Hrs)	Rango de enlace (Km)	Ejemplos
Micro (MAV)	0.01	250	1	< 10	Mosquito
Mini	20	150 – 300	< 2	< 10	DragonEye
Close Range (CR)	150	3000	2 – 4	10 – 30	Phanton
Short Range (SR)	200	3000	3 – 6	30 – 70	Raven
Medium Range (MR)	150 – 500	3000 – 5000	6 – 10	70 – 200	Aerostar
Longe Range (LR)	–	5000	6 – 13	200 – 500	Hunter
Endurance (EN)	500 – 1500	5000 – 8000	12 – 24	> 500	Vulture II
Medium Altitude, Longe Endurance (MALE)	1000 – 1500	5000 – 8000	24 – 48	> 500	Predator
High Altitude, Longe Endurance (HALE)	2500 – 12500	15000 – 20000	24 – 48	> 2000	Helios
Lethal (LET)	250	3000 – 4000	3 – 4	300	Marula
Decoys (DEC)	250	50 – 5000	< 4	0 – 500	Flyrt
Stratospheric (Strato)	TBD	20000 – 30000	> 48	> 2000	Pegasus
Exo-Strato	TBD	> 30000	TBD	TBD	MarsFlyer

Tabla 1.1. Clasificación de los vehículos aéreos no tripulados (EUROUVS)

Clasificación de los VANT según su peso, techo de vuelo, duración de vuelo y rango de enlace

Diferentes grupos han propuesto la creación estándar de una clasificación para la comunidad de VANT. La European Association of Unmanned Vehicles Systems (EUROUVS) ha hecho una clasificación basados en su peso, techo de vuelo, duración de vuelo y rango de enlace [13]. La tabla 1.1 muestra 13 diferentes categorías y un ejemplo de cada uno.

1.2. Vehículos aéreos solares

El desarrollo de un vehículo aéreo solar capaz de volar indefinidamente era un sueño años atrás, este gran sueño se ha hecho realidad hoy en día, gracias a los grandes avances en el desarrollo de celdas fotovoltaicas flexibles, baterías de alta densidad de energía, MEMS miniaturizados, sensores CMOS y procesadores más potentes.

Un vehículo aéreo solar está equipado con celdas fotovoltaicas que cubren sus alas, estas se encargan de captar energía del sol con el fin de suministrar energía a su sistema de propulsión y la electrónica de control, y cargar su batería con el exceso de energía. Durante la noche, la única energía disponible es de la batería, que se descarga lentamente hasta la mañana siguiente, cuando se inicia un nuevo ciclo.

El interés de los científicos e investigadores en los vehículos aéreos solares tripulados o no tripulados, ha incrementado en todo el mundo en los últimos años. Los vehículos aéreos solares comenzaron en 1974 con el SUNRISE I [14]. Al pasar el tiempo los vehículos aéreos solares han cambiado y tomado diferentes formas, adaptándose a cada una de las misiones que han realizado.

En 2009, el primer prototipo del SOLAR IMPULSE I voló por primera vez. El segundo prototipo SOLAR IMPULSE II fue lanzado el 9 de marzo del 2015 desde Abu Dhabi para llevar a cabo un viaje al rededor del mundo realizando varias escalas, primero en Oman, India, Myanmar y China. Después de cruzar el Océano Pacífico desde China hasta Hawaii, el SOLAR IMPULSE II debe atravesar los Estados Unidos y regresar a Abu Dhabi pasando por el Océano Atlántico [15].

Entre los ejemplos más prominentes de vehículos solares no tripulados, se encuentra el enorme HELIOS un VANT tipo HALE, desarrollado por la NASA que tiene la capacidad de mantenerse en vuelo en la estratosfera y es de una envergadura de 75 metros. Esta meta también fue alcanzada por QuinetiQ's Zephyr [16] el cual es más pequeño y ligero, tiene un peso de 30 *kg* y una envergadura de 18 *m*: en el 2010 logró volar durante más de una semana. Estas plataformas HALE ofrecen un gran potencial a un bajo costo y mayor flexibilidad que los satélites espaciales.

Pero estos sistemas también ofrecen aplicaciones interesantes de observación de la tierra como la detección de incendios forestales, donde la energía solar permite una larga resistencia de vuelo. Pero no solo los vehículos tipo HALE pueden volar por mucho tiempo, como se demostró con el prototipo Sky Sailor, el vuelo sostenido en una atmósfera más baja es posible [6]. En la figura 1.2 se muestra los aviones solares antes mencionados. El presente trabajo está enfocado precisamente en el desarrollo de un VANT el cual contendrá celdas fotovoltaicas a bordo y serán las encargadas de generar parte de la energía para su propulsión

1.2.1. Sistemas fotovoltaicos de vehículos aéreos

Actualmente los vehículos aéreos solares utilizan un sistema fotovoltaico basado en arreglos de celdas fotovoltaicas, seguidores del punto de máxima potencia y una o varias baterías para el almacenamiento de la energía excedente captada por las celdas fotovoltaicas, utilizando la arquitectura que se puede apreciar en la figura 1.3. La correcta selección de cada uno de los elementos es indispensable, porque afectará directamente el

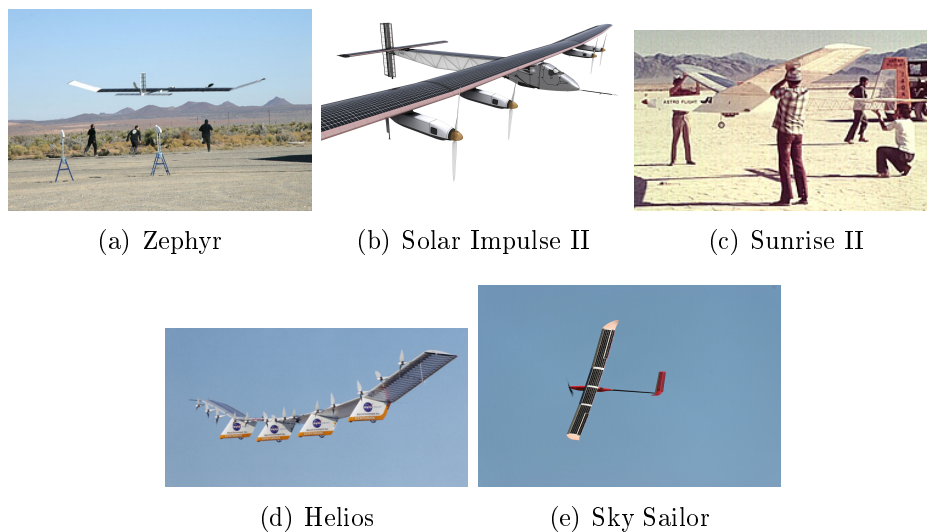


Figura 1.2. Vehículos aéreos solares.

rendimiento del aeronave.

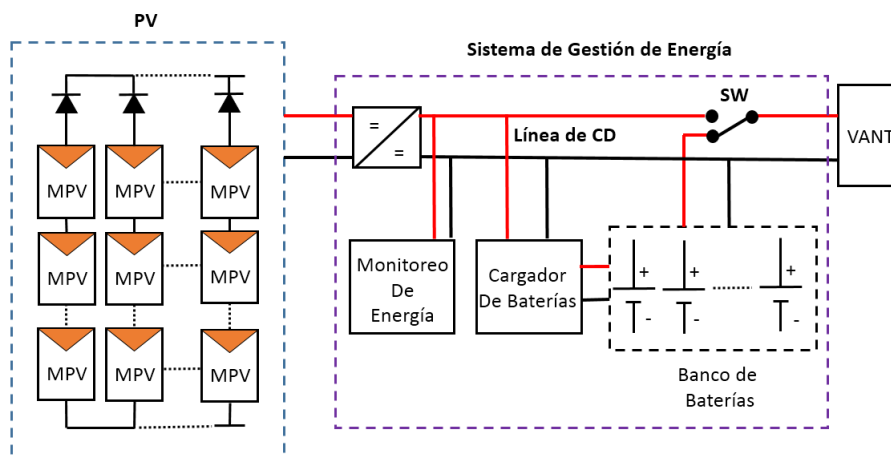


Figura 1.3. Sistema fotovoltaico de un VANT solar.

1.2.2. Tipos de celdas solares

Existe una gran variedad de celdas fotovoltaicas, que se pueden clasificar de acuerdo al tipo de material, proceso de fabricación y sustrato. En la figura 1.4, se muestra un estudio comparativo de la eficiencia de diferentes tipos de celdas fotovoltaicas. Como se puede apreciar las celdas más eficientes son hechas de arseniuro de galio, estas celdas son mucho más caras de producir, pero tienen una mayor eficiencia. También existen las celdas de polímero hechas de materiales orgánicos, estas son tecnologías muy prometedoras pero ahora son experimentales por lo que son inestables y no son viables para la industria. Las celdas con mayor eficiencia son las que tienen cruces cuádruples, por la capacidad de

captar la mayoría de los espectros solares, estas pueden llegar a tener una eficiencia por encima del 43 % [17].

Sin embargo las celdas fotovoltaicas más utilizadas para los vehículos aéreos solares, son las que están basadas en silicio, por la abundancia y el bajo costo. Se pueden distinguir tres tipos de celdas de silicio, de acuerdo al cristal que utilizan:

- Monocristalino: En el cual se utiliza un semiconductor puro el cual da una gran eficiencia, pero el precio aumenta considerablemente [18].
- Policristalino: Está compuesto de una estructura de cristal de diferentes tamaños, el costo de fabricación es menor que del primero, pero tiene una menor eficiencia [19].
- Celdas amorfas o de capa delgada: En este caso la capa de silicio se deposita sobre un vidrio delgado u otro sustrato, incluso flexible. El espesor puede ser menor a $1\mu\text{m}$, el costo de producción es bajo pero la eficiencia también es muy baja [20].

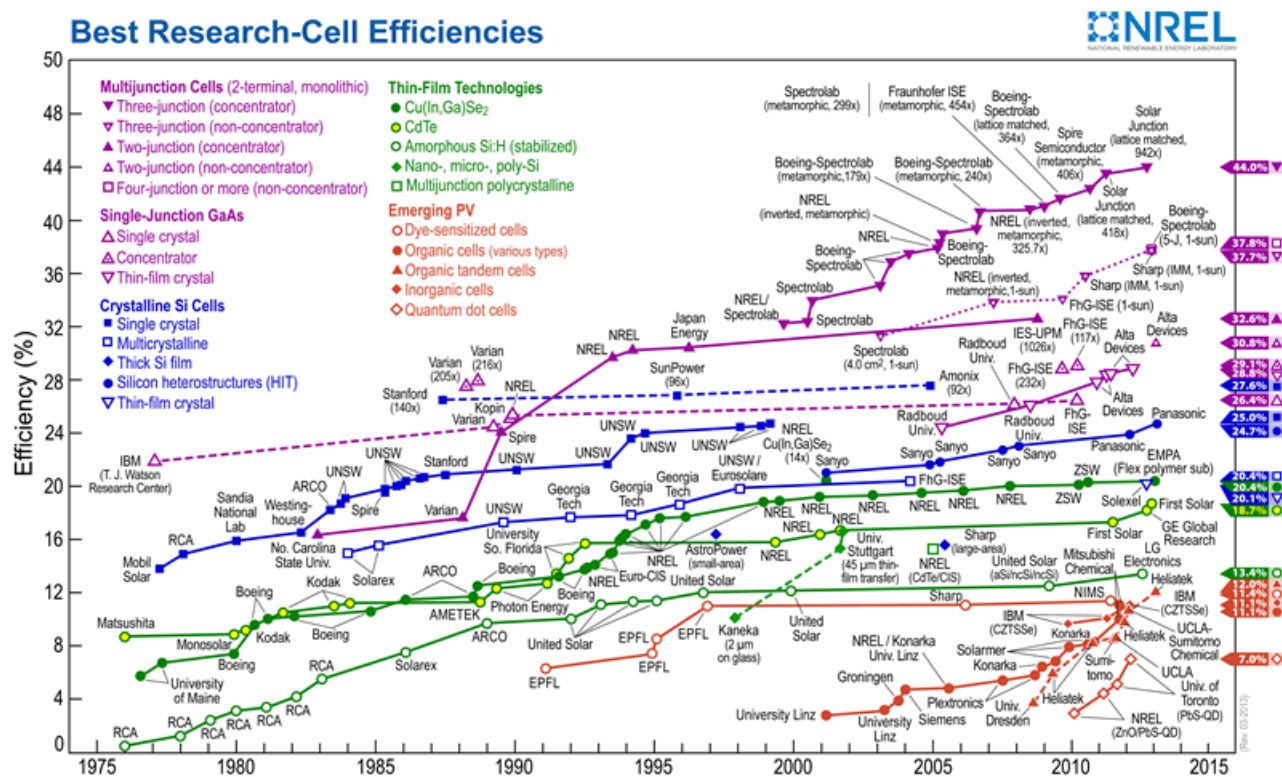


Figura 1.4. NREL. Estudio de la eficiencia de celdas fotovoltaicas. (Imagen digital). Octubre 1, 2016. De: http://www.nrel.gov/ncpv/images/efficiency_chart.jpg

1.2.3. Elementos de almacenamiento de energía

Dado que los sistemas fotovoltaicos solo pueden recibir energía solar en horas específicas del día, un elemento de almacenamiento es necesario en todos los sistemas de energía fotovoltaicos. Existen diferentes maneras de realizar esta tarea como son:

- Químico (Biodiesel, Hidrógeno)
- Electroquímica (Baterías, Celdas de combustible)
- Eléctrica (Súper capacitor, Capacitor, Superconductores de almacenamiento de energía magnética)
- Mecánica (Aire comprimido, Presas)
- Termal

Todos ellos coexisten porque sus características son atractivas a diferentes aplicaciones. Las principales características que se toman en cuenta a la hora de elegir uno de los métodos son la densidad de energía, el tiempo de respuesta, el tiempo de vida, la eficiencia y el costo.

En el caso de un vehículo aéreo solar, la energía gravimétrica o energía específica en Wh/Kg y la potencia pico W/kg , son los factores cruciales que determinan el método de almacenamiento de energía a utilizar. En la figura 1.5 se puede observar que celdas de combustible y las baterías electroquímicas son las que tienen una mayor energía gravimétrica de todas las soluciones disponibles que son reversibles.

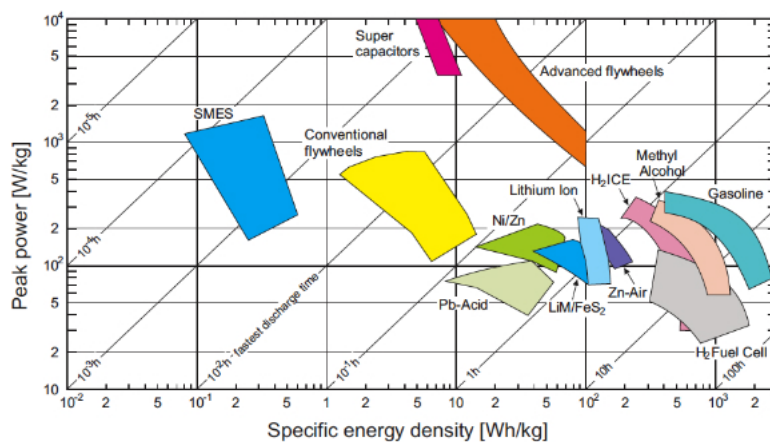


Figura 1.5. Potencia pico vs Densidad de energía específica de diferentes métodos de almacenamiento de energía. (Imagen digital). Octubre 1, 2016. De: <http://ozreport.com/pub/images/gary20092.jpg>

Baterías de polímero de litio

Las baterías electroquímicas son sistemas que convierten energía química en energía eléctrica durante su descarga. Están compuestas por un ánodo y un cátodo, hechos de dos materiales diferentes, que están separados por un electrólito, cuando todos los elementos están conectados, un flujo de electrones es producido. Las baterías pueden ser primarias o secundarias, las primeras no tienen la capacidad de ser recargadas mientras que las segundas sí pueden cargarse y descargarse varias veces. Las baterías de polímero de litio (el electrólito es un gel y no un líquido) son la tecnología que mayor energía gravimétrica ofrece, comparadas con las de ácido de plomo, níquel-cadmio (NiCd), hidruro metálico de níquel (NiMH) [21]. El voltaje nominal de cada célula es de 3.7 v comparada con los 1.2 v de las células de NiCd y NiMH, su capacidad de amperios hora depende de su tamaño. La carga y descarga de una batería de polímero de litio es bastante simple, pero se debe tener cuidado a no sobrecargarla. Durante la primera fase una corriente constante es inyectada a la batería mientras el voltaje aumenta, una vez que se llega a un voltaje de 4.2 v el voltaje se debe mantener constante mientras que la corriente aceptada por la batería disminuye lentamente. Cuando la corriente de la batería está por debajo del 5% de su corriente máxima, la batería está completamente cargada [22]. La tasa de carga máxima, dependiendo del fabricante, es menor a 1 C , donde C depende de la capacidad de la batería. Si se considera una batería con capacidad de 800 mA/h , 1 C representa una corriente de 800 mA durante una hora, 0.5 C representa 400 mA por dos horas. Mientras que el voltaje de carga debe ser siempre inferior a 4.2 v , como se puede apreciar en la figura 1.6. Usar una tasa mayor a 1 C sobrecarga la batería y puede terminar en explosiones o incendios.

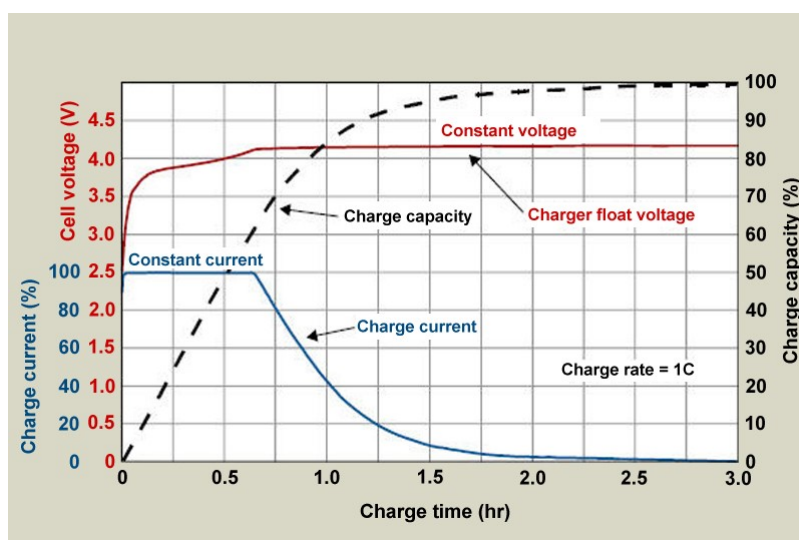


Figura 1.6. Proceso para la carga de una batería LiPo. (Imagen digital). Enero 1, 2016. De:http://www.batteryuniversity.com/_img/content/new.jpg.

Con respecto a la descarga, la máxima descarga depende del modelo de la batería. Las baterías con una tasa de descarga alta están disponibles entre 20 C, pero las baterías que ofrecen una energía gravimétrica mayor siempre se encuentra con una tasa menor de descarga alrededor de 1 C. Al final de la descarga de la batería el voltaje desciende rápidamente hasta los 3 V, cuando se llega a un voltaje de 2.7 V, se debe desconectar la carga inmediatamente. Dejar que el voltaje baje a menos de 2.7 dañara la batería, ocasionando que no pueda ser recargada al 100 % otra vez [23].

1.2.4. Seguidor del punto de máxima potencia

Las celdas fotovoltaicas tiene un punto de trabajo donde la potencia de salida es máxima y esta depende del voltaje y la corriente, este punto siempre esta cambiando por causa de la radiación recibida. Por eso siempre es necesario utilizar un sistema de seguimiento del punto de máxima potencia (SPMP). Un SPMP básicamente consiste en un convertidor DC/DC con una ganancia ajustable, su entrada son las celdas fotovoltaicas y su salida se conecta a la carga que tiene que alimentar. Contiene la electrónica necesaria para medir la corriente y el voltaje , estas variables junto con un algoritmo permite ajustar la ganancia de salida.

Hay diferentes algoritmos que permiten el seguimiento del punto de máxima potencia, los algoritmos más utilizado son:

- Voltaje del circuito abierto: Este método se basa en la observación de que el voltaje del punto de máxima potencia, es siempre cercano a un porcentaje del voltaje de máxima potencia del circuito abierto, la temperatura y los niveles de radiación cambian el punto de máxima potencia dentro de una banda con tolerancia del 2%. Ésta técnica utiliza el 76 % del voltaje de máxima potencia, como el voltaje óptimo de operación [24].
- Incremento de conductancia: Este algoritmo usa el hecho de que la derivada de la curva de potencia voltaje es cero en el punto de máxima potencia. Positivo en el lado derecho y negativo en el lado izquierdo, su eficiencia puede llegar al 99 % [25].dinámicamente
- Perturbar y observar: En está técnica las perturbaciones del punto de operación tienen una magnitud fija, un promedio de varias muestras de la alimentación se utilizan para ajustar la magnitud de la perturbación del punto de funcionamiento, la

dirección de perturbación se decide mediante la comparación de la curva PV de salida en tres puntos de la curva PV. Estos tres puntos son el punto de operación actual A un punto B perturbado desde el punto A y un punto C doblemente perturbado en la dirección opuesta desde el punto B. Ésta técnica puede llegar a obtener una eficiencia del 99 % [26].

En todos los caso el punto de máxima potencia esta oscilando, en consecuencia nunca se llega al punto de máxima potencia, por lo que solo se puede estar al rededor de él. Por lo que un buen diseño de hardware y la elección del correcto algoritmo de SPMP es necesario. En el caso de un vehículo aéreo solar, se necesita un algoritmo que sea capaz de seguir un PMP que tenga cambios muy rápidos.

1.3. Aerodinámica de las alas de un avión

En la figura 1.7 se muestra la sección transversal de un perfil aerodinámico en un flujo laminar con una velocidad constante. La circulación de este flujo tiene dos características importantes, cuando el flujo pasa por debajo del ala, la velocidad del flujo disminuye y aumenta su presión, pero si pasa por encima del perfil, la velocidad aumenta mientras que su presión disminuye, creando así una diferencia de presión, lo que ocasiona que la zona de mayor presión hacienda a la zona de menor presión. De esa manera el ala de un avión genera suficiente sustentación para levantar su peso [27].

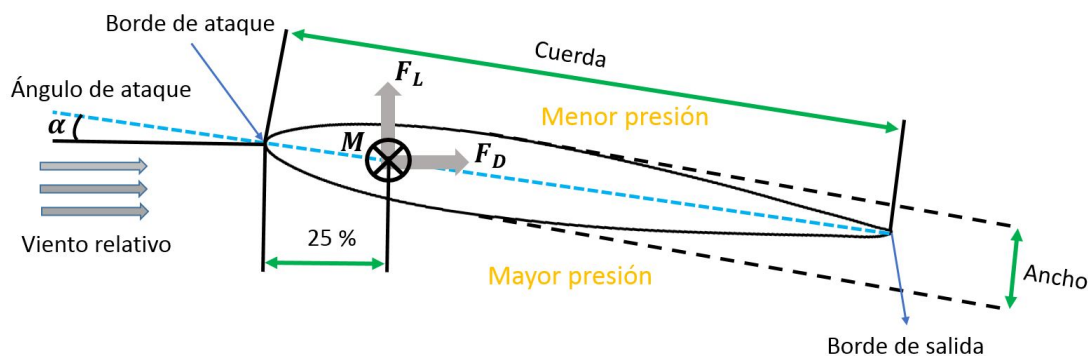


Figura 1.7. Perfil aerodinámico.

Para una aeronave simétrica, se pueden distinguir las siguientes tres componentes aerodinámicas:

- Sustentación (L): Ésta es la suma de todas las fuerzas que actúan sobre el aeronave, estas fuerzas son perpendiculares a la dirección de vuelo. Durante un vuelo

normal, la sustentación es el resultado de la presión ejercida sobre la superficie expuesta al fluido. Las superficies de sustentación están diseñadas para tener la menor cantidad de arrastre (drag). La sustentación esta definida principalmente por el ángulo de ataque, éste es el ángulo formado por el eje de dirección de vuelo y el eje de referencia del centro de gravedad del VANT. Durante estado estacionario ésta fuerza es igual a la masa del avión.

- Arrastre (D): Ésta es la suma de todas la fuerzas que actúan contrariamente a la dirección del vuelo. EL arrastre es generado por la presión y fricción del aire. Para un buen diseño aerodinámico, la presión de arrastre es generado solo por el arrastre inducido, que es una consecuencia de la generación de sustentación. Sin embargo el arrastre sirve para desacelerar las aeronaves al momento de aterrizar.
- Empuje (T): Es producido por el sistema de propulsión, que acelera el aeronave. Para aeronaves convencionales el ángulo de empuje es despreciable, sin embargo para sistemas VTOL ("Vertical Take-Off and Landing"), este ángulo es significativo.

Las fuerzas de sustentación (F_L) y de arrastre (F_D) se pueden calcular de la siguiente manera:

$$F_L = C_L \frac{\rho}{2} S v_a^2 \quad (1.1)$$

$$F_D = C_D \frac{\rho}{2} S v_a^2 \quad (1.2)$$

Donde C_L y C_D son los coeficientes de sustentación de arrastre respectivamente, ρ es la densidad del aire, S es el área de la superficie del ala y v es la velocidad aerodinámica. El arrastre depende del ángulo de ataque y del número de Reynolds, el número de Reynolds puede ser obtenido como:

$$R_e = \frac{\rho v c}{\mu} = \frac{v c}{\nu} \quad (1.3)$$

Aquí, μ es la viscosidad dinámica que una vez dividida por la densidad del aire nos da la viscosidad cinemática ν y c representa la cuerda. La dependencia del ángulo de ataque se representa en la figura 1.8, al incrementar el ángulo la sustentación C_L aumenta

también, pero llega a un punto en el que el flujo se separa del perfil aerodinámico, haciendo que se cree una turbulencia detrás del perfil, lo que ocasiona que la sustentación C_L disminuya y el arrastre C_D aumente. Después de un punto máximo de sustentación, el comportamiento es más difícil de predecir, pero se puede ver que C_D seguirá aumentando pero sin ser seguido por C_L . Por lo que la zona segura se encuentra antes del punto máximo de sustentación. Para un planeador es el lugar donde el valor de C_L/C_D es máximo [28].

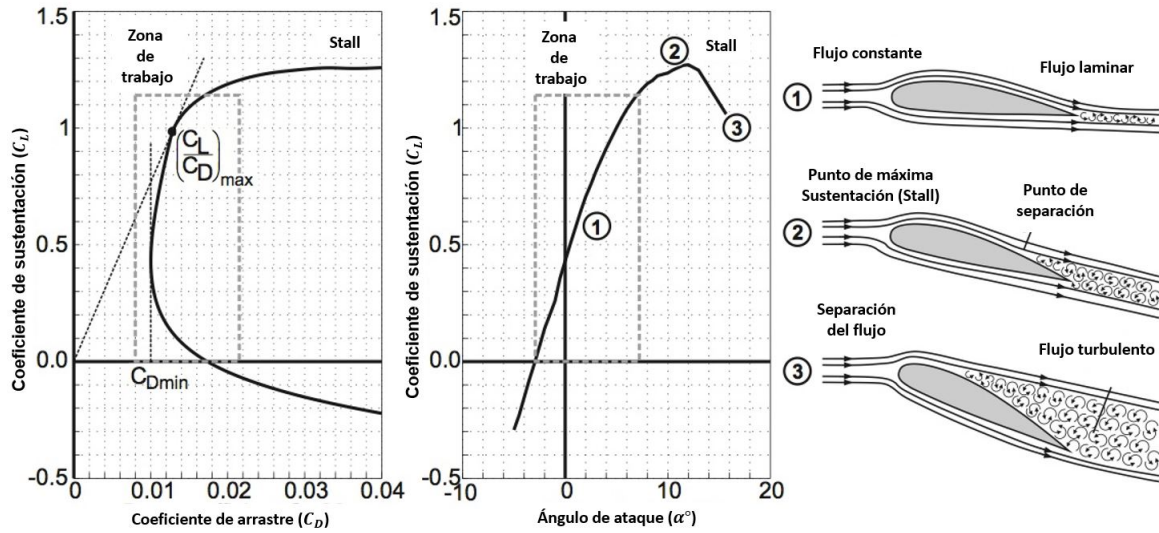


Figura 1.8. Coeficientes de sustentación y arrastre dependiendo del ángulo de ataque.

Hasta ahora se ha considerado que el ala es infinita, pero en los aviones reales se genera un arrastre inducido ocasionado por los vórtices en las puntas de las alas del avión. Esto se representa por la siguiente ecuación:

$$R_{Din} = \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (1.4)$$

AR es la relación de aspecto, por ejemplo la relación que hay entre la envergadura y la longitud de cuerda que puede ser expresada usando $AR = b/c = b^2/(bc) = b^2/S$. La variable e es el coeficiente de eficiencia de Oswald, que tiene valores entre 0 y 1, siendo 1 el valor ideal cuando la distribución de la carga del ala es elíptica, en muchos casos el valor oscila entre 0.75 y 0.85. Este factor debe ser tomado en cuenta cuando la relación de aspecto es pequeño, por ejemplo en una ala delta. Finalmente hay un arrastre parásito proveniente del fuselaje y la cola, por lo que la suma de todos ellos forman el arrastre total.

$$C_D = C_{Dafl} + C_{Dind} + C_{Dpar} \quad (1.5)$$

Existen diferentes tipos de formas de planta (planforms) como se puede ver en la figura 1.9, cada forma tiene sus ventajas y desventajas. Los aviones de alas rectas (straight wings) pueden llevar una carga razonable y volar a una velocidad baja, los aviones de ala barrida (swept wings) necesitan una mayor velocidad para generar la fuerza de sustentación, pero produce una menor fuerza de arrastre lo que permite volar a velocidades mayores. El ala delta es una forma triangular, nombrada por la forma que tiene la letra griega (Δ). Esta configuración fue intencionalmente diseñada para vuelos supersónicos. Las alas deltas son utilizadas en numerosas aeronaves hoy en día. Su configuración aerodinámica le permite tener una menor fuerza de arrastre, maniobrabilidad, mayor velocidad y una estructura alar resistente [29].

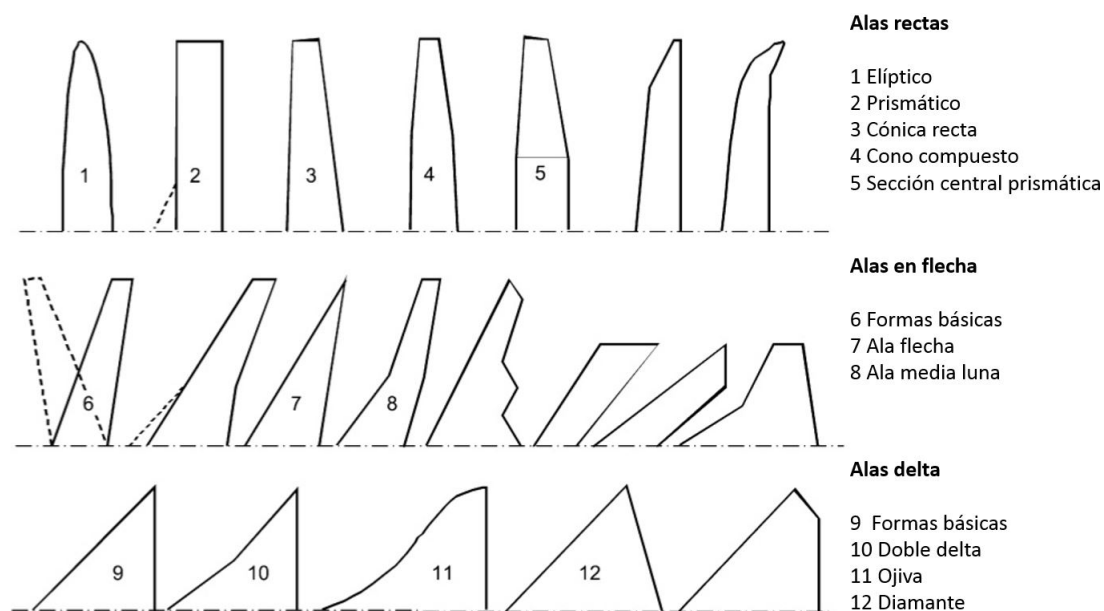


Figura 1.9. Diferentes tipos de alas.

1.4. Investigaciones en México sobre mini vehículos aéreos no tripulados solares (mini VANT)

Actualmente hay un gran número de publicaciones de diferentes países, que hablan sobre el diseño de mini VANT, a pesar de ello en muchas solo se ha logrado realizar la parte teórica, pero son muy pocos los que llegan a comprobar sus resultados con algún modelo experimental. Por ejemplo en [30], se habla de las características que debe tener el ala del avión, aquí nos explica que el ala debe ser diseñada para alta elevación, baja resistencia y baja velocidad, para asegurarse de tener el mejor factor de potencia con el empuje

mínimo. Por otro lado en [31], podemos leer una metodología para diseñar una ruta óptima para mini VANT, que nos permite aprovechar la máxima cantidad de energía del sol.

Para el diseño del seguir del punto de máxima potencia para pequeños mini VANT, se encuentra varios trabajos publicados uno de ellos es [32], en el cual muestra el diseño de un seguidor de máxima potencia que lidia con el problema de los cambios rápidos de voltaje, durante cambios de altitud y durante diferentes maniobras. En [33] y [34] también se diseñaron circuitos electrónicos para el seguimiento del punto de máxima potencia, en los dos casos se utilizó el algoritmo de perturbar y observar, en ambos se obtuvieron resultados satisfactorios.

No hay duda, de que en México hay muchas investigaciones sobre vehículos aéreos no tripulados. Estas investigaciones son de empresas privadas y universidades, las principales contribuciones en el ámbito académico ha sido sobre el diseño y control de vehículos aéreos no tripulados de despegue y aterrizaje vertical como se puede ver en [35]. Sin embargo no hay investigaciones importantes, donde se desarrollen mini VANT de ala fija solares, a pesar de que México es considerada uno de los cinco países del mundo, con mayor radiación solar, donde se recibe en promedio 5 kWh/m^2 de energía al día, que podrían ser aprovechados por estos sistemas [36].

Capítulo 2

Modelado matemático y caracterización de un mini VANT de ala fija

El modelado de un mini VANT juega un papel importante durante la fase de diseño. Se tienen que tomar en cuenta un análisis de aerodinámica estática, así como sus propiedades dinámicas, esto permite poder realizar simulaciones y poder comprobar el correcto funcionamiento de la ley de control que se aplique a la aeronave. En este capítulo se describe la cinemática y dinámica de una aeronave de ala fija así como las fuerzas y momentos que intervienen, también se explica como obtener los parámetros de una aeronave como son coeficientes de arrastre y sustentación entre otras características que son útiles para caracterizar un modelo matemático. En seguida se describe el diseño y construcción de un mini VANT de ala fija. Finalmente se describe un simulador computacional que nos permite simular el vehículo diseñado.

2.1. Modelo matemático de mini VANT

La representación de un mini VANT, que tiene seis grados de libertad y tres superficies de control que son el timón (δ_r), los elevadores (δ_e), los alerones (δ_a) y finalmente un motor de empuje (δ_t), se puede observar en la figura 2.1. El timón controla el ángulo de rotación de guiñada (ψ) este giro se realiza sobre el eje k^b , el elevador controla el ángulo de giro del cabeceo (θ) alrededor del eje j^b , el alerón controla el ángulo de alabeo (ϕ) alrededor del eje i^b y finalmente el motor ejerce una fuerza de empuje que es colineal al eje i^b .

Un mini VANT es descrito matemáticamente por ecuaciones cinemáticas y dinámicas. Las ecuaciones cinemáticas describen la posición y la postura del vehículo en un marco de referencia inercial (\mathcal{F}^i). Las ecuaciones dinámicas describen el movimiento del vehículo debido a las fuerzas y momentos que actúan sobre él, generalmente son expresadas en marcos de referencia cuerpo (\mathcal{F}^b).

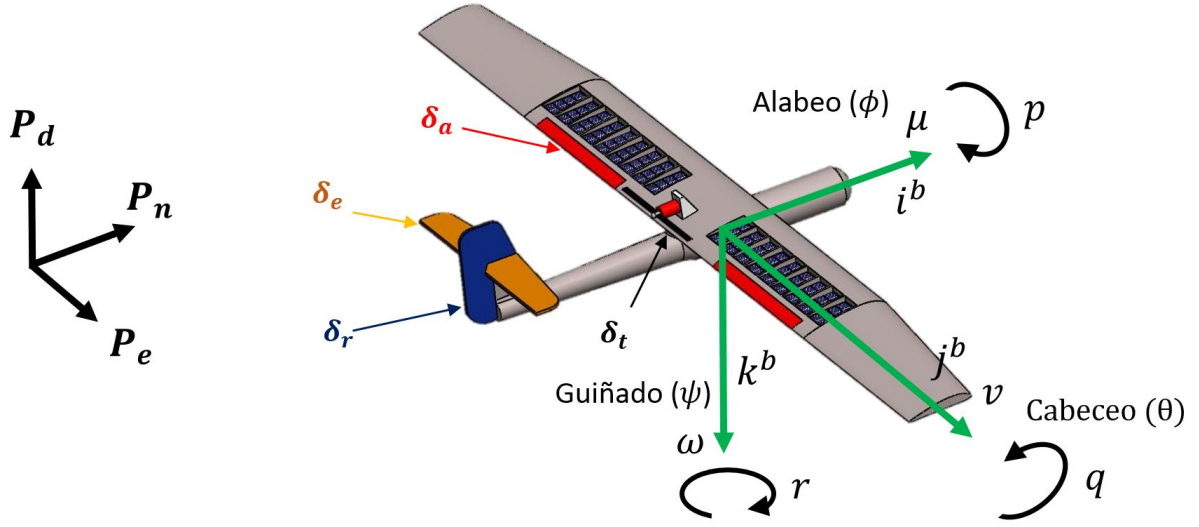


Figura 2.1. Mini VANT de ala fija.

2.1.1. Ecuaciones cinemáticas

Las componentes u , v y w corresponden a las velocidades de traslación en \mathcal{F}^b del mini VANT, a lo largo de los ejes i^b , j^b y k^b como se muestra en la figura 2.1. Pero normalmente la velocidad de traslación es preferible ser vista desde \mathcal{F}^i , porque los GPS dan sus coordenadas en ese sistema de referencia.

Las componentes P_n , P_e y P_d representan las posiciones del vehículo en \mathcal{F}^i , por lo tanto al derivarlas se obtiene la velocidad de traslación en \mathcal{F}^i . Se puede decir que la velocidad de traslación en \mathcal{F}^i es igual a la velocidad de movimiento del vehículo en el sistema de referencia \mathcal{F}^v que tiene origen en el centro de masas del vehículo, por lo tanto si se requiere realizar esa transformación, primero se pasan las velocidades en \mathcal{F}^b al sistema de referencia vehículo (\mathcal{F}^v) por medio de una secuencia de matrices de rotación \mathcal{R}_b^v , esto se representado como

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} P_n \\ P_e \\ P_d \end{bmatrix} = \mathcal{R}_b^v \begin{bmatrix} \mu \\ v \\ \omega \end{bmatrix}. \quad (2.1)$$

La matriz \mathcal{R}_b^v representa la secuencia de rotaciones que el vehículo debe seguir para pasar de \mathcal{F}^b a \mathcal{F}^v , la secuencia de rotación se puede observar en la figura 2.2.

Entonces \mathcal{R}_b^v queda definida como

$$R_b^v(\psi, \theta, \phi) = R_v^{v1}(\psi)R_{v1}^{v2}(\theta)R_{v2}^b(\phi). \quad (2.2)$$

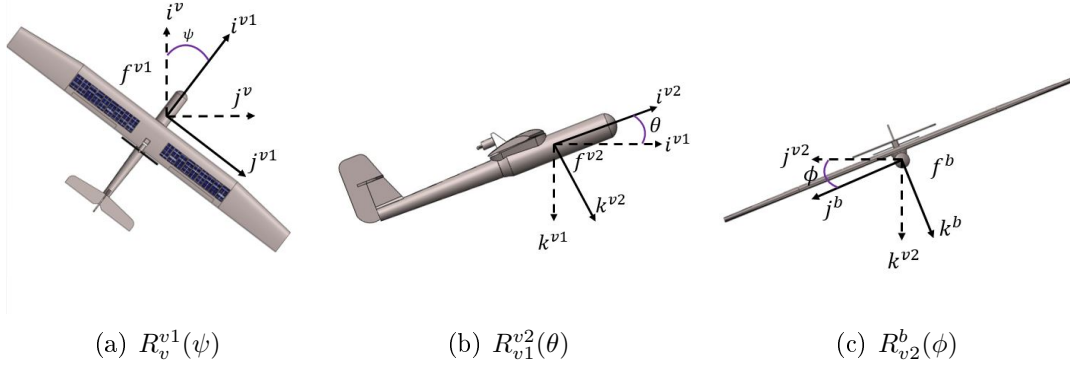


Figura 2.2. Transformación del sistema de referencia cuerpo \mathcal{F}_b al sistema de referencia vehículo (\mathcal{F}_v).

Finalmente substituyendo la ecuación 2.2 en 2.1 obtenemos

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\Psi & S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\Psi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi C_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\psi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu \\ v \\ \omega \end{bmatrix}. \quad (2.3)$$

Los ángulos de rotación del vehículo ϕ , θ y ψ son conocidos como ángulos de Euler. Los ángulos de Euler están definidos en tres marcos de referencia distinto: El ángulo de alabeo ϕ es una rotación de \mathcal{F}^{v2} a \mathcal{F}^b sobre el $i^{v2} = i^b$; el ángulo de cabeceo θ es una rotación de \mathcal{F}^{v1} a \mathcal{F}^{v2} sobre el eje $i^{v1} = i^{v2}$; y finalmente el ángulo de guiñado ψ es una rotación de \mathcal{F}^v a \mathcal{F}^{v1} al rededor de $k^v = k^{v1}$.

Las componentes p , q y r representan la velocidad de rotación en \mathcal{F}^b , por lo tanto podemos relacionar las velocidades de los ángulos de Euler de la siguiente manera:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathcal{R}_{v2}^b(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \mathcal{R}_{v2}^b(\phi) \mathcal{R}_{v1}^{v2}(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

invirtiendo la expresión obtenemos que las velocidades angulares en \mathcal{F}^i son:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

2.1.2. Ecuaciones dinámicas

La segunda ley de Newton para el movimiento de traslación expresa que un cuerpo en movimiento puede ser representado por

$$m \frac{dV_g^b}{dt_i} = f^b \quad (2.5)$$

donde m es la masa del mini VANT, $\frac{dV_g^b}{dt_b}$ es la aceleración del vehículo en \mathcal{F}^b , y f^b es la suma de todas las fuerzas externas actuando en el mini VANT en \mathcal{F}^b . Como sabemos V_g es un vector expresado en \mathcal{F}^i , si queremos obtener su derivada con respecto a \mathcal{F}^b se toma la siguiente relación

$$\frac{dV_g^b}{dt_i} = \frac{dV_g^b}{dt_b} + \omega_{b/i}^b \times V_g^b \quad (2.6)$$

aquí $V_g^b = (\mu, \nu, \omega)^T$ y $\omega_{b/i}^b = (p, q, r)^T$. Sustituyendo la ecuación 2.6 en 2.5 se obtiene la descripción dinámica del movimiento de traslación del vehículo.

$$\begin{bmatrix} \dot{\mu} \\ \dot{\nu} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r\nu - q\omega \\ p\omega - r\mu \\ q\mu - p\nu \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Para obtener $\omega_{b/i}^b$ es necesario desarrollar la dinámica de rotación del vehículo. La segunda ley de Newton para el movimiento de rotación expresa que

$$\frac{dh}{dt_i} = m \quad (2.8)$$

donde h es el momento angular en forma vectorial y m es la suma de todos los momentos angulares aplicados al vehículo. Para un mini VANT es preferente expresar el momento angular en un sistema de referencia cuerpo, por lo tanto obtenemos la relación siguiente

$$\frac{dh^b}{dt_b} + \omega_{b/i}^b \times h^b = m^b \quad (2.9)$$

donde $m^b = (l, m, n)^T$. Para un cuerpo rígido, los momentos angulares son definidos como los productos de la matriz inercial J y $h^b \equiv Jw_{b/i}^b$, donde J está dada por

$$J = \begin{bmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ J_{xz} & J_{yz} & J_z \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Las aeronaves son generalmente simétricas sobre el plano formado por i^b y k^b . En ese caso $J_{xy} = J_{yz} = 0$, lo que implica que

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ J_{xz} & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

En la práctica la matriz de inercia tiene que ser calculada numéricamente usando modelos CAD o medida experimentalmente usando un péndulo bifilar.

La expresión $\frac{\omega_{b/i}^b}{dt_b}$ es el cambio de velocidad en \mathcal{F}^b . Como p, q y r son las proyecciones instantáneas de $\omega_{b/i}^b$ sobre i^b, j^b y k^b , entonces se puede ver que

$$d\omega_{b/i}^b = \frac{d\omega_{b/i}^b}{dt_b} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Sustituyendo se encuentra que la dinámica de rotación queda expresad como

$$\dot{\omega}_{b/i}^b = J^{-1}[-\dot{\omega}_{b/i}^b \times (J\dot{\omega}_{b/i}^b) + m^b] \quad (2.13)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr \\ \Gamma_5 pr - \Gamma_6 (p^2 - r^2) \\ \Gamma_7 pq - \Gamma_1 qr \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Gamma_3 l + \Gamma_4 n \\ \frac{1}{J_y} m \\ \Gamma_4 l - \Gamma_8 n \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

donde

$$\begin{aligned} \Gamma &\equiv J_x J_z - J_{xz}^2 \\ \Gamma_1 &= \frac{J_{xz}(J_x - J_y + J_z)}{\Gamma} \\ \Gamma_2 &= \frac{J_{xz}(J_x - J_y + J_z)}{\Gamma} \\ \Gamma_3 &= \frac{J_z}{\Gamma} \\ \Gamma_4 &= \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ \Gamma_5 &= \frac{J_z - J_x}{J_y} \\ \Gamma_6 &= \frac{J_{xz}}{J_y} \\ \Gamma_7 &= \frac{(J_x - J_y)J_x + J_{xz}^2}{\Gamma} \\ \Gamma_8 &= \frac{J_x}{\Gamma} \end{aligned}$$

2.1.3. Fuerzas y momentos

Las fuerzas que actúan en un mini VANT, son la fuerza de gravedad f_g , la fuerza debida a la aerodinámica f_a y la fuerza de propulsión f_p generada por el motor de empuje. La

suma de las tres fuerzas forman la fuerza total sobre el vehículo, esto se representa como

$$f_t = f_g + f_a + f_p$$

La ecuación 2.15 muestra todas las fuerzas que actúan sobre el VANT.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -mg\sin(\theta) \\ mg\cos(\theta)\sin(\phi) \\ mg\cos(\theta)\cos(\phi) \end{bmatrix} \\ + \frac{1}{2}\rho V_a^2 S &\begin{bmatrix} C_x(\alpha) + C_{x(q)}(\alpha)\frac{c}{2V_a}q + C_{\delta_e}(\alpha)\delta_e \\ C_{Y_o} + C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_p}\frac{b}{2V_a}p + C_{Y_r}\frac{b}{2V_a}r + C_{Y_{\delta_a}}\delta_a + C_{Y_{\delta_r}}\delta_r \\ C_Z(\alpha) + C_{Z(q)}(\alpha)\frac{c}{2V_a}q + C_{Z_{\delta_e}}(\alpha)\delta_e \end{bmatrix} \\ + \rho\pi R_{prop}^2 C_{prop} &\begin{bmatrix} (V_a + \delta_t(K_m - V_a))(\delta_t(K_m - V_a)) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.15)$$

Los momentos que actual sobre el vehículo son debidos principalmente a los efectos aerodinámicos m_a , los cuales están relacionados con las variaciones de los ángulos superficiales de control δ_r, δ_e y δ_a y el momento generado por el motor de propulsión m_p , por lo tanto el momento total aplicado al VANT y deonotado por m_t es:

$$m_t = m_a + m_p$$

Usando la ecuación 2.16 muestra todas los momentos que actúan sobre el mini VANT, para más detalles de la obtención de las ecuaciones el lector puede referirse a [37] y [38].

$$\begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} = \frac{1}{2}\rho V_a^2 S \begin{bmatrix} b[C_{l_o} + C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}\frac{b}{2V_a}p + C_{l_r}\frac{b}{2V_a}r + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\delta_r}}\delta_r] \\ c[C_{m_o} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_q}\frac{c}{2V_a}q + C_{m_{\delta_e}}\delta_e] \\ b[C_{l_o} + C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}\frac{b}{2V_a}p + C_{l_r}\frac{b}{2V_a}r + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\delta_r}}\delta_r] \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

2.2. Diseño y construcción del mini VANT de ala fija

El vehículo utilizado en este trabajo de tesis es un **planeador motorizado**, que cuenta con elevadores, alerones, un timón y un sistema de propulsión. Este vehículo fue seleccionado principalmente por su gran eficiencia aerodinámica, que permite un mayor tiempo de vuelo. En las figuras 2.3, 2.4 y 2.5 se muestra la forma y las dimensiones del vehículo propuesto, así como la colocación de los diferente sistemas que lo componen.

La estructura fue bosquejada y diseñada por el autor del presente trabajo y los asesores dejando la construcción del vehículo a un equipo de aeromodelistas de la ciudad de Puebla, ubicados en la **Calle Miguel Hidalgo 6-A, Colonia Benito Juárez, San Pablo Xochimehuacán**. La estructura principal incluyendo los actuadores tienen un peso de 0.980 Kg , con una envergadura de 2.93 m y una área de 0.796 m^2 .

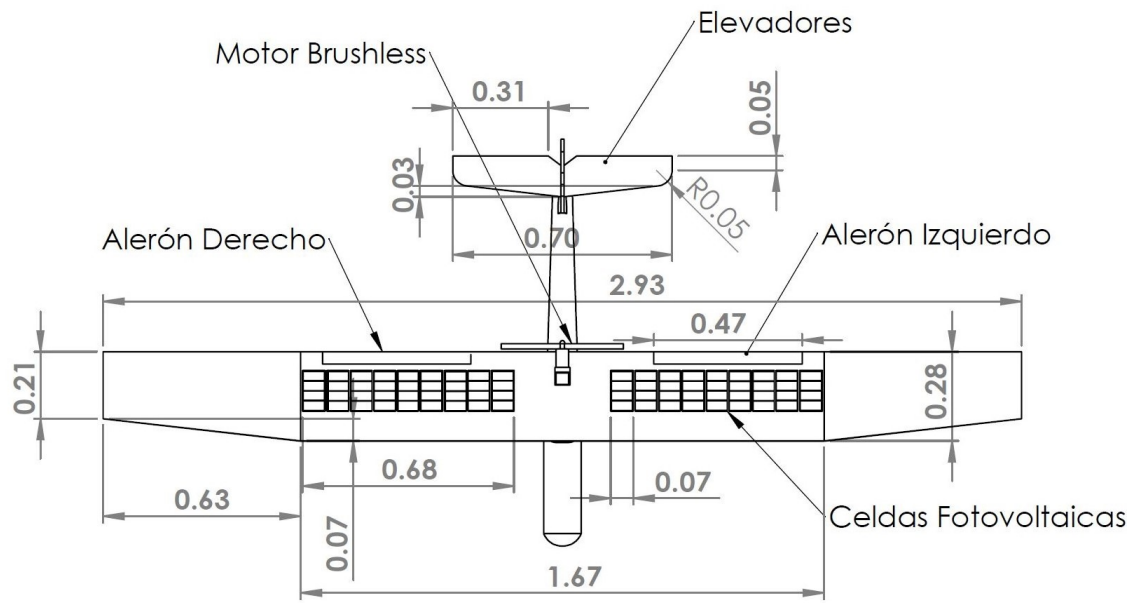


Figura 2.3. Vista superior del vehículo (Unidades en metros).

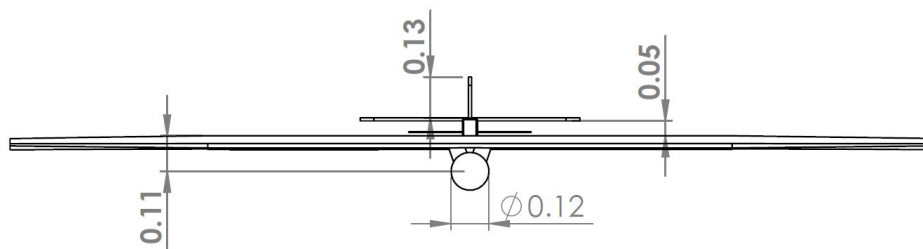


Figura 2.4. Vista frontal del vehículo (Unidades en metros).

La estructura de las alas está constituida principalmente por madera balsa, que es un material liviano utilizado ampliamente en aeromodelismo. El fuselaje está hecho de fibra de vidrio. Las alas están cubiertas por una película de poliéster, que cubre toda la superficie del ala, la parte donde se encuentran las celdas fotovoltaicas se encuentra cubierta por una película de poliéster transparente que permite pasar los rayos de sol a las celdas fotovoltaicas. En la figura 2.6 se observa la estructura interior del ala antes de

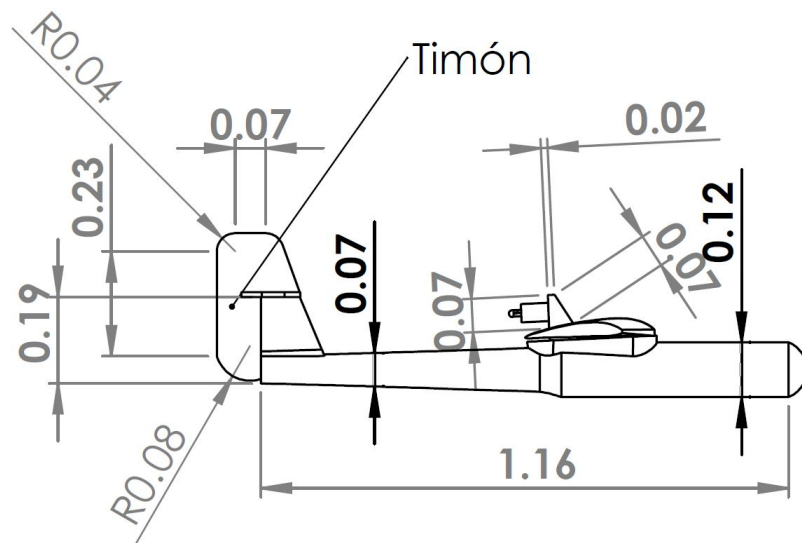


Figura 2.5. Vista lateral del vehículo (Unidades en metros).

ser cubierta por la película de poliéster, y las alas cubiertas con la película y la colocación de las celdas fotovoltaicas.

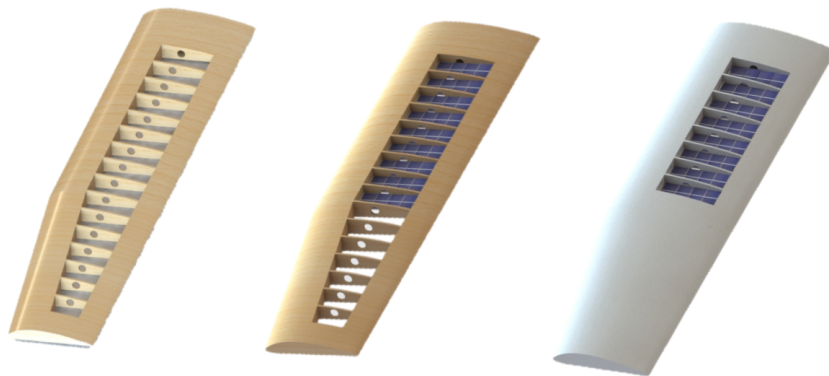


Figura 2.6. Estructura interna de las alas del vehículo (Ala izquierda).

Las celdas fotovoltaicas utilizadas para este vehículo son celdas de silicio monocristalino, este tipo de celdas tienen una buena eficiencia y son relativamente fáciles de encontrar en el mercado, sin embargo son extremadamente frágiles, no flexibles y requieren un recubrimiento especial a base de EVA (Ethyl Vinyl Acetate) para protegerlas de la dilatación térmica que con el tiempo rompen las celdas. Por lo tanto la idea de colocar las celdas sobre la superficie del ala quedó descartada dado que en esta parte las celdas sufrirían grandes esfuerzos de torsión. Para reducir este efecto se optó por colocar las celdas dentro de la estructura del vehículo como se muestra en la figura 2.7, donde las celdas están colocadas en una superficie plana que no afecta la aerodinámica del vehículo.

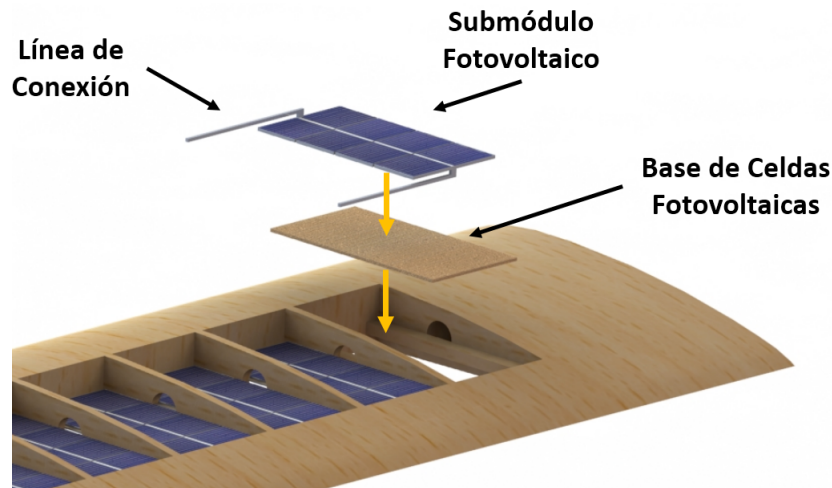


Figura 2.7. Colocación de celdas fotovoltaicas.

El vehículo no cuenta con ningún tipo de tren de aterrizaje debido a que puede ser lanzado a mano y aterrizar sobre su propio fuselaje.

2.2.1. Construcción de alas

Como se ha descrito las alas están hechas de madera balsa y cubiertas de una película de poliéster blanca y una segunda capa de poliéster de transparente que deja pasar los rayos del sol a las celdas fotovoltaicas.

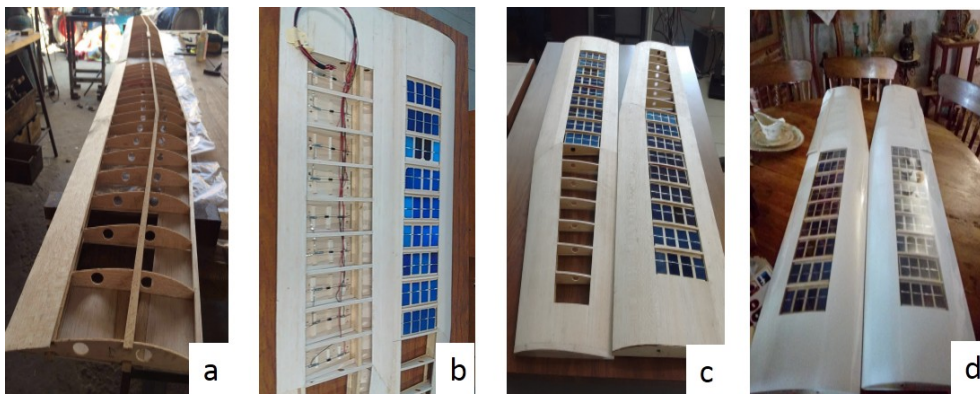


Figura 2.8. a) construcción de estructura de alas; b) colocación y conexión de celdas fotovoltaicas; c) parte superior de alas; d) alas cubiertas de una película de poliéster.

2.2.2. Fabricación de fuselaje

La fabricación del fuselaje se divide en tres fases, como se muestra en la figura 2.9.

- Fase 1 (Matriz): Se talla en madera un fuselaje con las dimensiones requeridas, la matriz tiene que estar perfectamente lijada y libre de porosidades. Finalmente se aplica una capa de desmoldante.

- Fase 2 (Molde): Se aplica varias capas de tela de fibra de vidrio sobre la matriz con resina epoxica, para hacer un molde de fibra de vidrio, se deja reposar hasta que se endurezca.
- Fase 3 (Pieza): Finalmente se aplica una capa de desmoldante y fibra de vidrio con resina epoxica dentro del molde y se obtiene la pieza final.



Figura 2.9. Construcción del fuselaje.

2.2.3. Ensamble del mini VANT de ala fija

En el ensamble final se unen las alas del vehículo con el fuselaje, además se monta el motor de propulsión y se agregan las superficies de control, esto se puede ver en la figura 2.10.

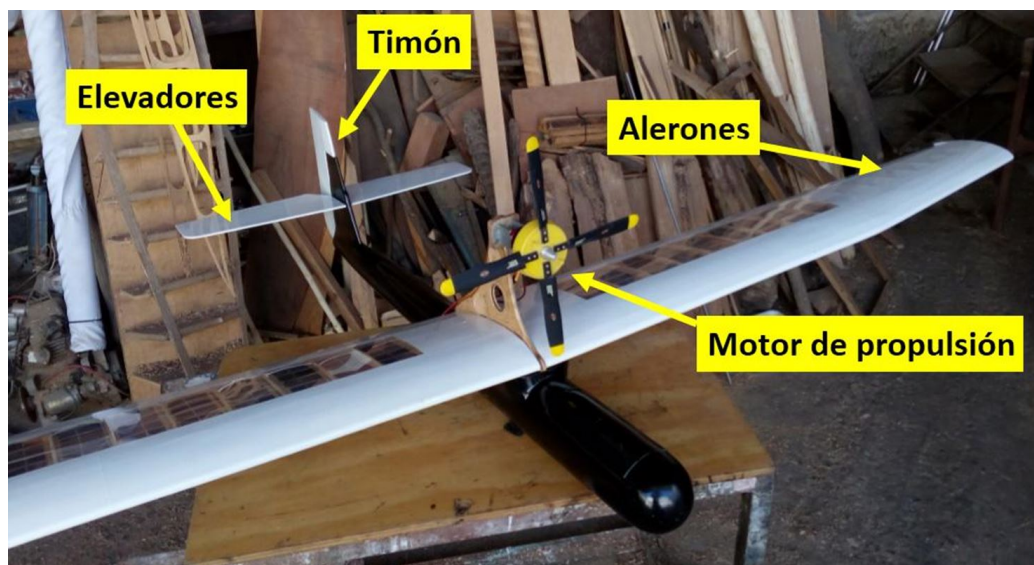


Figura 2.10. Ensamble final del vehículo.

2.3. Identificación de parámetros

La identificación de parámetros aerodinámicos del vehículo se realizó utilizando el Software XFLR5 [39], este Software permite obtener los coeficientes longitudinales y laterales de sustentación y de arrastre, así como también se pueden obtener los coeficientes que modelan el efecto que causa la flexión de las superficies de control δ_a , δ_e y δ_r sobre el vehículo y parámetros geométricos. En la figura 2.11 se muestra el vehículo en el simulador. Los coeficientes de propulsión se obtienen de forma experimental. La descripción detallada de la obtención de estos parámetros se pueden ver en el apéndice 2. A continuación se muestran los valores de los parámetros conseguidos usando XFLR5.

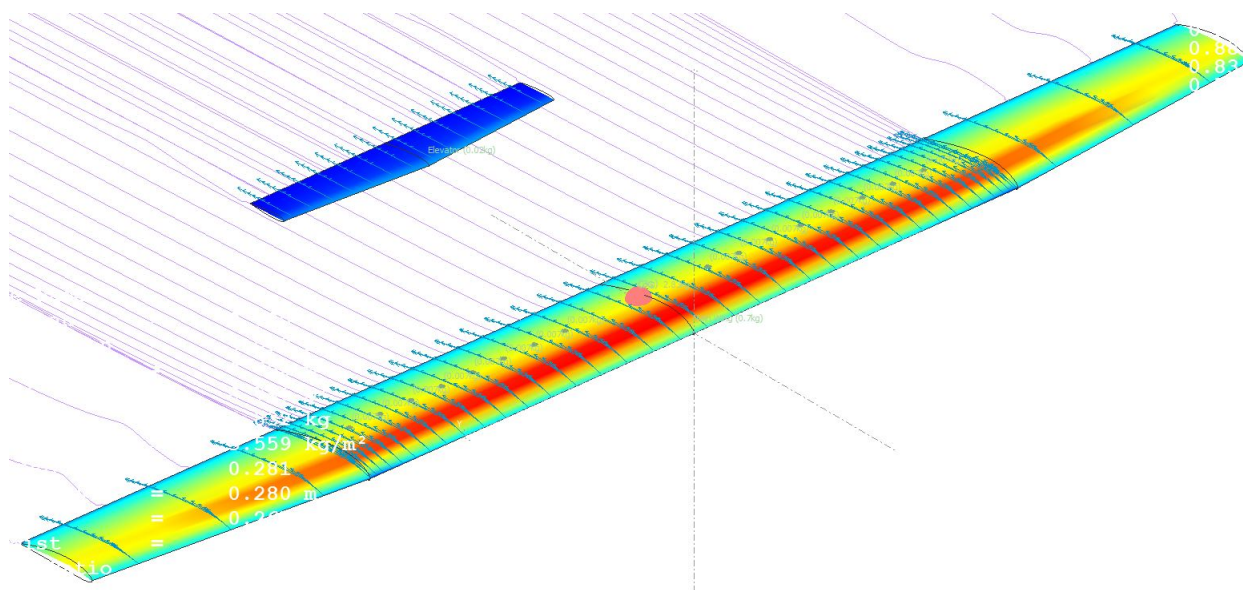


Figura 2.11. Análisis aerodinámico en XFLR5.

Parámetro	Valor
m	2.823 Kg
J_x	0.4943 Kg-m ²
J_y	0.0133 Kg-m ²
J_z	0.5074 Kg-m ²
J_{xz}	-0.000773 Kg-m ²
S (Área del ala)	0.796m ²
b (Envergadura del ala)	2.93 m
c (cuerda del ala)	0.267 m

Tabla 2.1. Parámetros geométricos, matriz de inercia y masa.

Parámetro	Valor
R_{prop}	0.185m
C_{prop}	0.98
K_m	13m/s
ρ	1.24Kg/m ²

Tabla 2.2. Parámetros del sistema de propulsión.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
C_{L_0}	0.388	C_{m_α}	0.8826
C_{D_0}	0.004	C_{D_q}	0
C_{m_0}	0.038	C_{L_q}	4.2536
C_{L_α}	5.4228	C_{m_q}	-6.0553
C_{D_α}	0		

Tabla 2.3. Coeficiente longitudinales.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
C_{Y_0}	0.0000	C_{Y_p}	0.0025
C_{l_0}	0.0000	C_{l_p}	-0.6534
C_{n_0}	0.0000	C_{n_p}	-0.0246
C_{Y_β}	-0.0001	C_{Y_r}	-0.0001
C_{l_β}	-0.1200	C_{l_r}	0.0469
C_{n_β}	0.2500	C_{n_r}	-0.0000035

Tabla 2.4. Coeficientes laterales.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
$C_{L_{\delta_e}}$	-0.0001	$C_{l_{\delta_a}}$	0.2042
$C_{D_{\delta_e}}$	0	$C_{n_{\delta_a}}$	-0.00006
$C_{m_{\delta_e}}$	-1.0845	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.0000
$C_{Y_{\delta_a}}$	0.0003	$C_{l_{\delta_r}}$	0.0000

Tabla 2.5. Coeficientes que modelan el efecto que causan las superficies de control δ_e , δ_a y δ_r al flexionarse.

2.4. Resumen de ecuaciones obtenidas

En esta sección se realiza una compilación de las ecuaciones cinemáticas y dinámicas que modelan un vehículo aéreo de ala fija, estas ecuaciones se utilizaron para realizar una simulación en MATLAB/Simulink.

Ecuaciones cinemáticas

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\Psi & S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\Psi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi C_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\psi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu \\ v \\ \omega \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Ecuaciones dinámicas

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\mu} \\ \dot{v} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - q\omega \\ p\omega - r\mu \\ q\mu - pv \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Fuerzas aplicadas

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin(\theta) \\ mg \cos(\theta) \sin(\phi) \\ mg \cos(\theta) \cos(\phi) \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{bmatrix} C_x(\alpha) + C_{x(q)}(\alpha) \frac{S}{2V_a} q + C_{\delta e}(\alpha) \delta e \\ C_{Y_o} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{Y_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{Y_{\delta a}} \delta a + C_{Y_{\delta r}} \delta r \\ C_Z(\alpha) + C_{Z(q)}(\alpha) \frac{S}{2V_a} q + C_{Z_{\delta e}}(\alpha) \delta e \end{bmatrix} + \rho \pi R_{prop}^2 C_{prop} \begin{bmatrix} (V_a + \delta_t(K_m - V_a))(\delta_t(K_m - V_a)) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Momentos aplicados

$$\begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{bmatrix} b[C_{l_o} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r] \\ c[C_{m_o} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{b}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e] \\ b[C_{l_o} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r] \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

2.5. Simulación del vehículo en lazo abierto

Se realizó un simulador computacional en MATLAB/Simulink, que en conjunto con una interfaz de realidad virtual permite observar el comportamiento del vehículo modelado esto se puede observar con mayor detalle en el apéndice C. El Software de realidad virtual utilizado es FlightGear Simulator [40], este Software permite observar el ambiente en cual una avión vuela. Para visualizar el vehículo aéreo dentro del simulador es necesario crear un archivo compatible del modelo, en este caso se utilizó el Software AC3D [41], que produce un archivo con extensión *.ac*. A la hora de crear un modelo se debe tomar en cuenta el número de superficies que tiene el modelo, debido a que algunas computadoras no pueden renderizar demasiadas superficies [42]. En este trabajo se decidió por realizar un modelo simple del mini VANT para reducir al máximo el número de superficies y de esta manera la simulación corra lo más fluida posible, por lo tanto no se incluyó el sistema de propulsión ni el movimiento de las superficies de control, esto se puede observar en la figura 2.12.

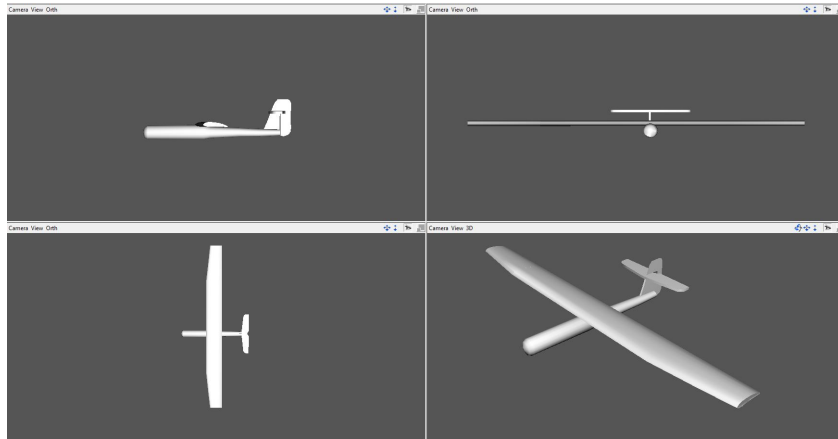


Figura 2.12. Modelo en realidad virtual del mini VANT en AC3D.

En la figura 2.13 se observa el diagrama a bloques utilizado en MATLAB/Simulink para la simulación en lazo abierto, el modelo matemático está representado por las fuerzas y momentos aplicados a la dinámica del vehículo que se pueden apreciar en la sección de resumen de ecuaciones. Las entradas del vehículo son referencias dadas por un mando de

radio control, perturbaciones ocasionadas por el viento y los estados del vehículo. Esta simulación se realizó con el fin de comprobar que el modelo simulado se comporta como un modelo de la vida real utilizando los coeficientes de propulsión, coeficientes aerodinámicos y parámetros geométricos calculados previamente.

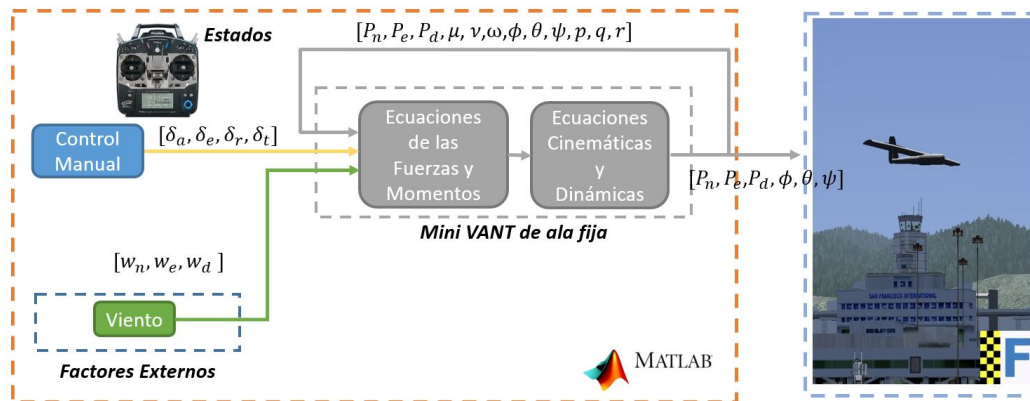


Figura 2.13. Diagrama a bloques de simulación en MATLAB/Simulink lazo abierto.

En la figura 2.14 se observa una secuencia de fotos donde se muestra el despegue del mini VANT de ala fija en el simulador de FlightGear.

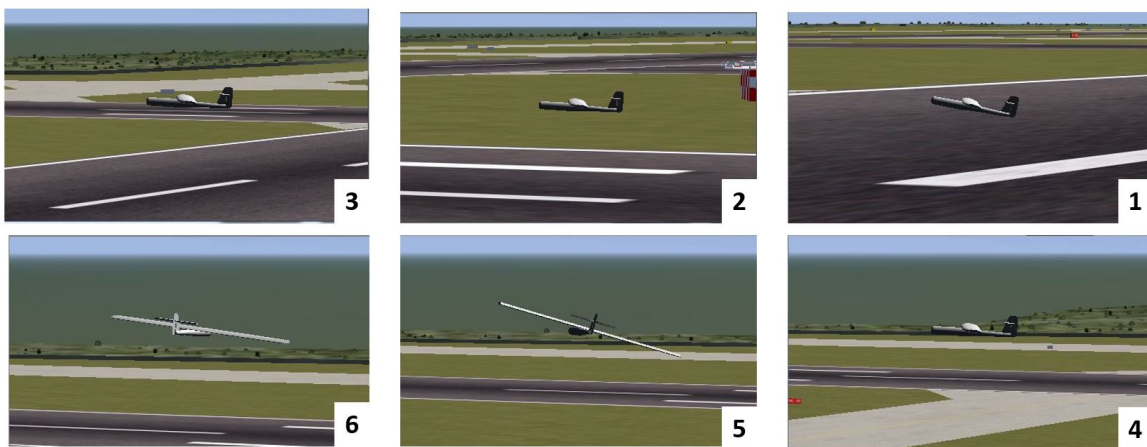


Figura 2.14. Simulación del vuelo en el programa FlightGear.

Capítulo 3

Diseño del control de altura, velocidad y rumbo de un mini VANT de ala fija

Este capítulo se centra en el diseño de un controlador, que permita a un mini VANT de ala fija poder controlar su altura, velocidad y rumbo. Como se mostró en el capítulo anterior el modelo matemático de un mini VANT de ala fija es de naturaleza no lineal por lo que lo más natural sería pensar en el diseño de una ley de control o conjuntos de leyes de control también no lineal. No obstante, en este trabajo se optó por un camino más sencillo. La idea radica en desacoplar las ecuaciones de movimiento en movimientos longitudinales y laterales. A pesar de que existe un acoplamiento entre el movimiento longitudinal y el movimiento lateral los efectos indeseables se pueden minimizar e incluso eliminar mediante el uso de los algoritmos de control. En este trabajo se propone utilizar un control jerárquico que permite simplificar el diseño del algoritmo de control. En la primera parte del capítulo se explican los niveles de control que puede tener un mini VANT, seguidamente se explica como funciona un control jerárquico, después se diseñan controladores para controlar la altura, velocidad y rumbo del vehículo. Finalmente se describen algunas simulaciones del vuelo del vehículo.

3.1. Arquitectura de control de un vehículo aéreo de ala fija

El controlador de un mini VANT se puede dividir en cuatro niveles, estos se pueden observar en la figura 3.1.

- Planificador de trayectorias: este se encarga de construir una trayectoria al mini VANT que le permita llegar a un lugar deseado.
- Planificador de rutas: Este algoritmo se encarga de convertir puntos y orientaciones en secuencia de círculos y líneas que el mini VANT puede seguir.

- Seguidor de rutas: Este algoritmo se encarga de seguir círculos o líneas rectas, este algoritmo usa principalmente información adquirida por el GPS abordo.
- Control de actitud y rumbo: Este control es uno de los más importantes ya que es el que permite mantener a la aeronave en vuelo, mantener su postura y rumbo. Este control tiene como entrada las variables de estado del sistema (postura, rumbo, velocidad angular y altura) las cuales a la vez son obtenidas de las medidas de los sensores inerciales, magnéticos y de presión, abordo del vehículo, vía un preprocesamiento de observadores de estado o Filtros de Kalman. La salida de este controlador son las señales PWM que gobiernan la posición de los servomotores que a su vez modifican las superficies de control. Este trabajo de tesis se enfoca principalmente en el diseño de este control.

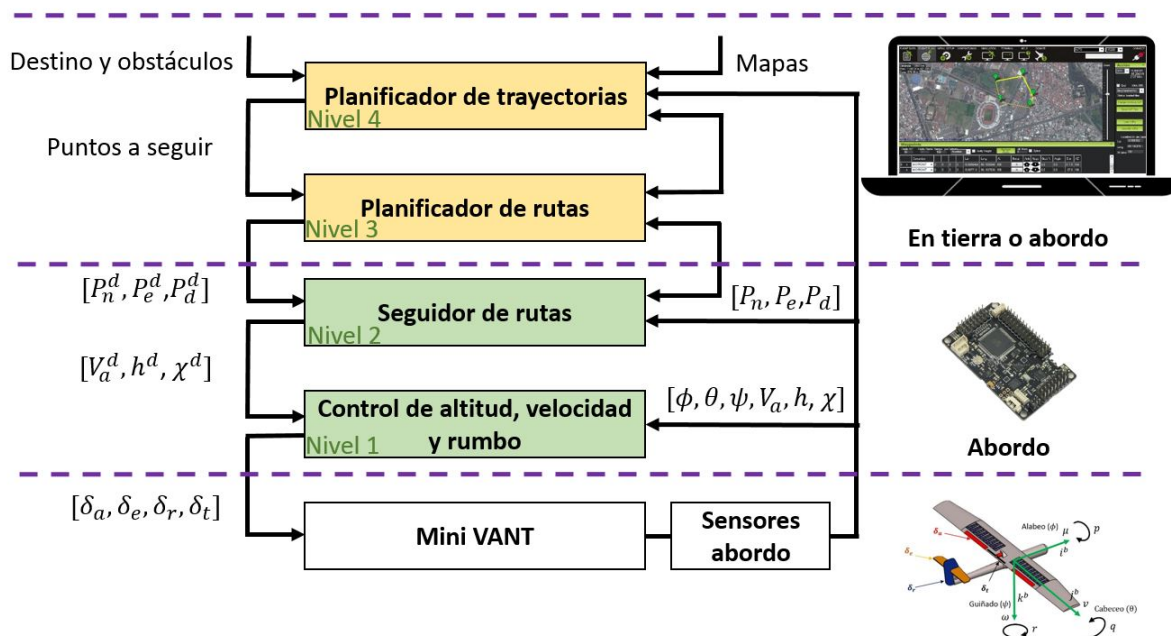


Figura 3.1. Arquitectura del control de vuelo de un mini VANT.

Durante el desarrollo de este trabajo de tesis solo se contempla el controlador de altura, velocidad y rumbo. Por lo que solo se utilizarán el nivel 1, y 2.

3.2. Control jerárquico

La idea básica del control jerárquico se basa en la idea principal de que un sistema está compuesto de diferentes sub-sistemas, los cuales interactúan entre sí, pero que tienen diferentes dinámicas o escalas de tiempo. De esta forma el diseño de control se estará efectuando para cada uno de los subsistemas y se concatenarán para estabilizar el sistema

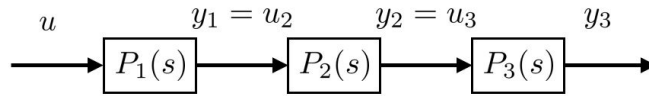


Figura 3.2. Funciones de transferencia en cascada.

completo.

En el ejemplo de la figura 3.2 se puede apreciar la dinámica en lazo abierto de una planta, conformada por tres plantas conectadas en serie: $P(s) = P_1(s)P_2(s)P_3(s)$. Cada una de las funciones de transferencia tiene una salida (y_1, y_2, y_3) estas salidas pueden ser medidas. Normalmente cada una de las funciones de transferencia $P_1(s), P_2(s)$ y $P_3(s)$ son de bajo orden usualmente de primer y segundo orden. En la figura 3.3 se puede observar que en lugar de obtener un controlador general para la planta, cada una de las plantas tiene su propio controlador $C_1(s), C_2(s)$ y $C_3(s)$. La única condición que el sistema debe cumplir es que el lazo interno tenga el ancho de banda más grande (ω_n), los anchos de banda entre el lazo de control interno respecto al externo deben ser del orden de 5 a 10 veces más grande, esto permite mantener la estabilidad del sistema y evitar oscilaciones.

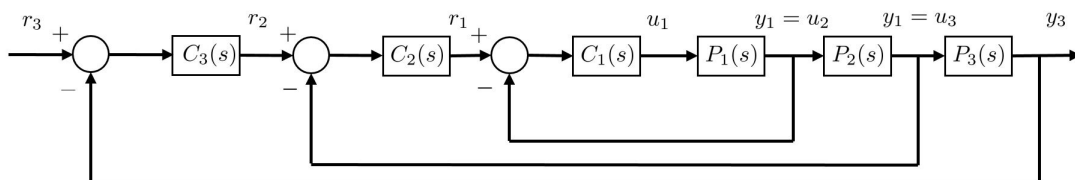


Figura 3.3. Tres controladores sucesivos jerárquicos.

Si se examina la figura 3.4, el objetivo es diseñar un sistema de lazo cerrado que vaya de $r_1(s)$ a $y_1(s)$ teniendo un ancho de banda ω_{BW1} . La idea principal es hacer que la frecuencia externa se encuentre muy por debajo de ω_{BW1} , por lo tanto la función de transferencia $y_1(s)/r_1(s)$ puede ser modelada como una ganancia de 1. Con la planta interna modelada como una ganancia de uno, el diseño del segundo lazo es simplificado ya que solo incluye la planta de la función de transferencia $P_2(s)$ y el compensador $C_2(s)$ y así sucesivamente hasta llegar a tener solo un compensador $C_3(s)$ y una planta $P_3(s)$.

Dado que cada función de transferencia es de primer y segundo orden es posible proponer controladores **PID** efectivamente.

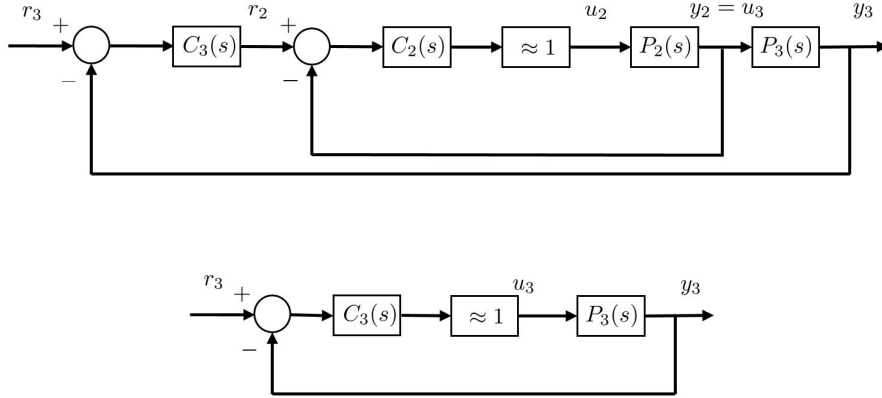


Figura 3.4. Reducción del lazo de control externo.

3.2.1. Limitaciones de saturación y rendimiento

El diseño del control jerárquico implica que el rendimiento depende del lazo más interno del sistema. La actuación del sistema interno está limitado por condiciones físicas, por ejemplo en el movimiento de alabeo existe un ϕ^{max} y un δ_a^{max} . Por lo tanto el objetivo es diseñar el ancho de banda ω_n del lazo interno lo más grande posible, sin olvidar la saturación máxima del sistema.

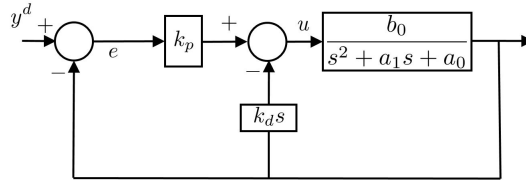


Figura 3.5. Ejemplo del control del sistema.

Dado el sistema de segundo orden de la Figura 3.5, con retroalimentación proporcional en el error de salida y retroalimentación derivativa en la salida, la función de transferencia queda definida como

$$\frac{y}{y^d} = \frac{b_0 k_p}{s^2 + (a_1 + b_0 k_d) s + (a_0 + b_0 k_p)}. \quad (3.1)$$

Se puede observar que los polos de lazo cerrado quedan definidos por la selección de las ganancias k_p y k_d . Se puede notar que el actuador puede ser definido como $u = k_p e - k_d \dot{y}$. Cuando $\dot{y} = 0$ o menor, u queda gobernada principalmente por la ganancia de k_p . Si el sistema es estable el fuerza más grande de control a una entrada escalón ocurriría inmediatamente después del escalón, cuando $u^{max} = k_p e^{max}$. Reordenando esta expresión,

encontramos que la ganancia proporcional puede ser determinada de la salida máxima anticipada y el límite de saturación de los actuadores como

$$k_p = \frac{u^{max}}{e^{max}} \quad (3.2)$$

donde u^{max} es el valor máximo de control que el sistema puede dar, y e^{max} es el error que se obtiene al ingresar un escalón nominal.

La ecuación canónica de una función de transferencia sin ceros esta dada por la función estándar de

$$\frac{y}{y^d} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}. \quad (3.3)$$

donde y^d es el valor deseado, ζ es el factor de amortiguamiento, y ω_n es la frecuencia natural. Si $0 \leq \zeta < 1$, entonces se dice que el sistema es subamortiguado, y los polos son complejos y dados por

$$polos = -\zeta\omega_n \pm j\omega_n\sqrt{1 - \zeta^2}. \quad (3.4)$$

Si comparamos los coeficientes del denominador de la función de transferencia del sistema de lazo cerrado 3.2.1 con el denominador de la función canónica de segundo orden, y tomando en cuenta los límites de saturación del actuador, podemos obtener una expresión para el ancho de banda alcanzable del sistema en lazo cerrado.

Resolviendo los coeficientes de los términos S^0 obtenemos

$$\omega_n = \sqrt{a_0 + b_0 k_p} \quad (3.5)$$

$$= \sqrt{a_0 + b_0 \frac{u^{max}}{e^{max}}} \quad (3.6)$$

El cual es un límite superior en el ancho de banda del sistema de lazo cerrado, asegurando que la saturación del actuador no ocurra.

3.3. Control de altitud

El propósito del control de altura es mantener al mini VANT en una altura deseada (h^d), utilizando los elevadores (δ_e) del vehículo o controlando la velocidad aerodinámica (V_a). Para derivar una función de transferencia que relacione altura alcanzada con el ángulo de cabeceo θ , se toma la ecuación 2.3, por lo tanto obtenemos que

$$\dot{h} = -\dot{p}_d = u\sin(\theta) - v\sin(\phi)\cos(\theta) - w\cos(\phi)\cos(\theta), \quad (3.7)$$

es posible agregar el termino ($V_a\theta$) de la siguiente manera

$$\dot{h} = V_a\theta + (u\sin(\theta) - V_a\theta) - v\sin(\phi)\cos(\theta) - w\cos(\phi)\cos(\theta) = V_a\theta + d_h.$$

donde

$$d_h \equiv (u\sin(\theta) - V_a\theta) - v\sin(\phi)\cos(\theta) - w\cos(\phi)\cos(\theta) \quad (3.8)$$

teniendo en cuenta que es un vuelo recto y nivelado, se tiene que $v \approx 0$, $w \approx 0$, $u \approx V_a$, $\phi \approx 0$ y además hay pequeños cambios en θ , por lo tanto d_h es solo una pequeña perturbación en el sistema. Si se considera que V_a es constante y que la entrada es θ , entonces la ecuación 3.3 se puede pasar al dominio de Laplace y se obtiene

$$h(s) = \frac{V_a}{s} \left(\theta + \frac{1}{V_a} d_h \right). \quad (3.9)$$

En el caso anterior se considera que V_a es constante por lo tanto la altura se controla solamente por el angulo de θ , pero un avión puede mantener la altura solo utilizando V_a como entrada y manteniendo a θ constante, Si tomamos esta consideración la ecuación 3.9 puede ser escrita como

$$h(s) = \frac{\theta}{s} \left(V_a + \frac{1}{V_a} d_h \right). \quad (3.10)$$

En la función de transferencia anterior se tiene que la entrada para controlar h es θ , por lo cual es necesario encontrar una función de transferencia que permita controlar a θ . La variable que controla a θ es δ_e . De la ecuación 2.4 obtenemos que

$$\dot{\theta} = q\cos(\phi) - r\sin(\phi) \quad (3.11)$$

que se puede reescribir como

$$\dot{\theta} = q + q(\cos(\phi) - 1) - r\sin(\phi)$$

$$\dot{\theta} = q + d_{\theta_1}$$

donde $d_{\theta_1} = q(\cos(\phi) - 1) - r\sin(\phi)$ y donde d_{θ_1} es una mínima perturbación para pequeños movimientos de ϕ , para obtener una relación del elevador y el ángulo de cabeceo realizamos una segunda derivada, por lo que obtenemos que

$$\ddot{\theta} = \dot{q} + \dot{d}_{\theta_1}.$$

Considerando la relación de $\theta = \alpha + \gamma_a$, donde γ es la trayectoria de vuelo, por lo tanto obtenemos

$$\ddot{\theta} = \Gamma_6(r^2 - p^2) + \Gamma_5pr + \frac{\rho V_a^2 c S}{2J_y} \left[C_{m_o} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{cq}{2V_a} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right] + \dot{d}_{\theta_1}$$

$$\ddot{\theta} = \Gamma_6(r^2 - p^2) + \Gamma_5pr + \frac{\rho V_a^2 c S}{2J_y} \left[C_{m_o} + C_{m_\alpha} (\theta - \gamma) + C_{m_q} \frac{c(\dot{\theta} - d_{\theta_1})}{2V_a} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right] + \dot{d}_{\theta_1}$$

ordenando términos obtenemos

$$\ddot{\theta} = -a_{\theta_1} \dot{\theta} - a_{\theta_2} \theta + a_{\theta_3} \delta_e + d_{\theta_2} \quad (3.12)$$

donde

$$a_{\theta_1} = -\frac{\rho V_a^2 c S}{2J_y} C_{m_q} \frac{c}{2V_a}$$

$$a_{\theta_2} = -\frac{\rho V_a^2 c S}{2J_y} C_{m_\alpha}$$

$$a_{\theta_3} = \frac{\rho V_a^2 c S}{2J_y} C_{m_{\delta_e}}$$

$$d_{\theta_2} = \Gamma_6(r^2 - p^2) + \Gamma_5pr + \frac{\rho V_a^2 c S}{2J_y} \left[C_{m_o} + C_{m_\alpha} (\gamma) - C_{m_q} \frac{c}{2V_a} d_{\theta_1} \right] + \dot{d}_{\theta_1}$$

En transformada de Laplace obtenemos

$$\theta(s) = \left(\frac{a_{\theta_3}}{s^2 + a_{\theta_1}s + a_{\theta_2}} \right) \left(\delta_e(s) + \frac{1}{a_{\theta_3}} d_{\theta_2}(s) \right) \quad (3.13)$$

3.3.1. Lazo de control altitud

Las funciones de transferencia 3.3 y 3.13 se pueden unir para obtener un sistema que permita controlar h utilizando la entrada δ_e , esto se puede observar en la Figura 3.6.

Se propone un control **PD** para el control de θ y un control **PI** para controlar θ^d , para obtener la ley de control se utiliza la técnica de **Control Jerárquico**.

La función de transferencia obtenida del bucle interno es

$$H_{\theta/\theta^c}(s) = \frac{k_{p_\theta} a_{\theta_3}}{s^2 + (a_{\theta_1} + k_{d_\theta} a_{\theta_3})s + a_{\theta_2}} \quad (3.14)$$

La respuesta deseada del sistema está dada por la forma canónica de una función de

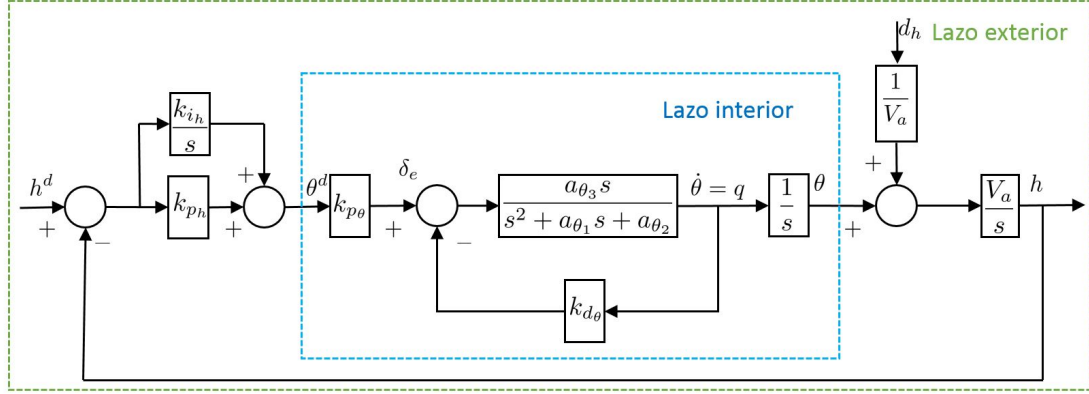


Figura 3.6. Lazo de control altitud.

transferencia de segundo orden

$$\frac{K_{\theta DC} \omega_{n_\theta}^2}{s^2 + (2\zeta_\theta \omega_{n_\theta})s + \omega_{n_\theta}^2} \quad (3.15)$$

Por lo tanto igualando los términos tenemos

$$K_{\theta DC} = \frac{k_\theta a_{a_{\theta_3}}}{(a_{\theta_2} + k_{p_\theta} a_{\theta_3})} \quad (3.16)$$

$$\omega_{n_\theta}^2 = a_{\theta_2} + k_{p_\theta} a_{\theta_3} \quad (3.17)$$

$$2\zeta_\theta \omega_{n_\theta} = a_{\theta_1} + k_{d_\theta} a_{\theta_3} \quad (3.18)$$

Una ganancia proporcional que evita una saturación cuando el error de entrada es máxima se obtiene como

$$k_{p_\theta} = \frac{\delta_e^{max}}{e_\theta^{max}} \text{sign}(a_{\theta_3}), \quad (3.19)$$

el signo de a_{θ_3} se quita dado que depende de $C_{m_{\delta_e}}$ que normalmente es negativo. Para asegurar estabilidad, k_{p_θ} y a_{θ_3} necesitan ser del mismo signo. El ancho de banda de esta función puede ser calculado como

$$k_{p_\theta} = \frac{\delta_e^{max}}{e_\theta^{max}} \text{sign}(a_{\theta_3}), \quad (3.20)$$

y

$$k_{d_\theta} = \frac{2\zeta_\theta \omega_{n_\theta} - a_{\theta_1}}{a_{\theta_3}} \quad (3.21)$$

en esta última solo se coloca un factor de amortiguamiento deseado ζ_θ . Por lo tanto de la figura 3.6, obtenemos que

$$\delta_e = k_{p\theta}(\theta^d - \theta) - k_{d\theta}q. \quad (3.22)$$

Ahora el lazo de control de altitud se reduce como se muestra en la figura 3.7.

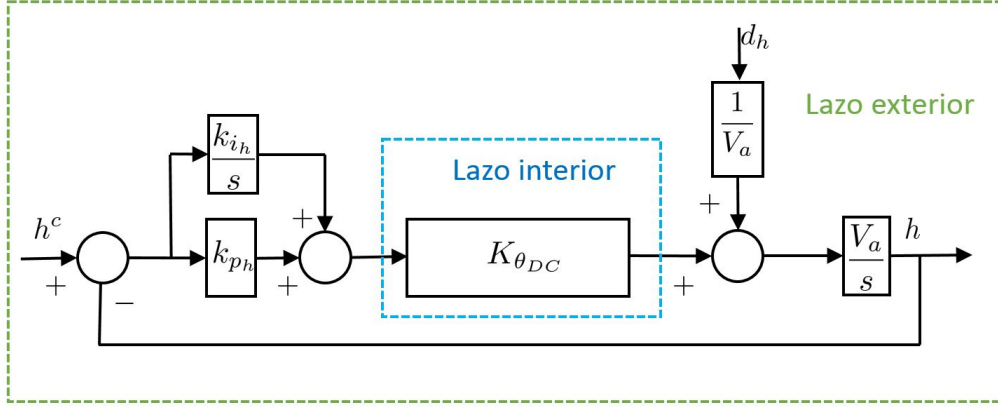


Figura 3.7. Lazo de control altitud reducido.

Para encontrar sus ganancias se sigue el mismo procedimiento que para el sistema del lazo interno. La función de transferencia obtenida es

$$h(s) = \frac{K_{\theta_{DC}} V_a k_{p_h} (s + \frac{k_{i_h}}{k_{p_h}})}{s^2 + K_{\theta_{DC}} V_a k_{p_h} s + K_{\theta_{DC}} V_a k_{i_h}} h^d(s) + \frac{s}{s^2 + K_{\theta_{DC}} V_a k_{p_h} s + K_{\theta_{DC}} V_a k_{i_h}} d_h(s) \quad (3.23)$$

igualando a la función canónica se obtiene que

$$\omega_{n_h}^2 = K_{\theta_{DC}} V_a k_{i_h} \quad (3.24)$$

$$2\zeta_h \omega_{n_h} = K_{\theta_{DC}} V_a k_{p_h} \quad (3.25)$$

En este caso para cumplir con la condición de que ω_{n_h} debe ser W_h veces menor, se tiene que $\omega_{n_h} = \frac{1}{W_h} \omega_{n_\theta}$ para el lazo exterior, las ganancias se obtienen como

$$k_{i_h} = \frac{\omega_{n_h}^2}{K_{\theta_{DC}} V_a} \quad (3.26)$$

$$k_{p_h} = \frac{2\zeta_h \omega_{n_h}}{K_{\theta_{DC}} V_a} \quad (3.27)$$

Los parámetros utilizados para obtener las ganancias se encuentran descritas en el apéndice A.2. Para el caso del lazo interno se considera que la flexión máxima de los elevadores es $\delta_e^{max} = 20^\circ$ mientras que el error máximo de cabeceo es $e_\theta^{max} = 40^\circ$, $W_h = 10$ y $K_{\theta_{DC}} = 1$.

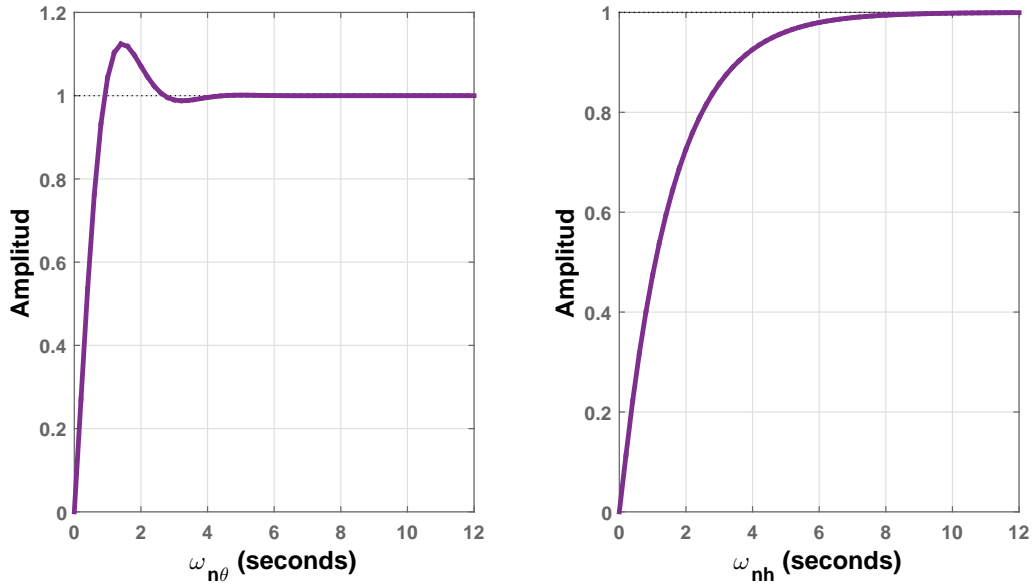


Figura 3.8. Respuesta al impulso unitario de una función de transferencia canónica de segundo orden.

En la figura 3.8, se observa la respuesta al impulso del lazo interno y externo, se puede observar que en la primera la respuesta es más rápida que la respuesta del lazo externo. Las ganancias obtenidas se pueden observar en la tabla ???. Por lo tanto se tiene que la ley de control para el lazo externo es

$$\theta^d = k_{p_h}(h^d - h) + k_{i_h}(h^d - h). \tag{3.28}$$

Parámetro	Valor
k_{p_θ}	-0.500
k_{d_θ}	0.0430
k_{i_h}	2.4544
k_{p_h}	3.7997

Tabla 3.1. Ganancias del controlador de altura.

3.4. Control de velocidad aerodinámica

El propósito del control velocidad aerodinámica es mantener al mini VANT en una velocidad deseada (V_a^d), utilizando el empuje proporcionado por el motor (δ_t). En el apéndice B se explica con detalle que es V_a . Si consideramos que el viento es cero, entonces podemos decir que $V_a = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$, lo que implica que

$$\dot{V}_a = \frac{u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}}{V_a}$$

Usando la ecuación 2.7, se puede obtener

$$\dot{V}_a = \dot{u}\cos(\alpha)\cos(\beta) + \dot{v}\sin(\beta) + \dot{w}\sin(\alpha)\cos(\beta)$$

y considerando que no hay deslizamientos, por lo tanto $\beta = 0$

$$\dot{V}_a = \dot{u}\cos(\alpha) + \dot{w}\sin(\alpha) + d_{V_1}, \quad (3.29)$$

donde

$$d_{V_1} = -\dot{u}(1 - \cos\beta)\cos\alpha - \dot{w}(1 - \cos\beta)\sin\alpha + \dot{v}\sin\beta$$

pero como $\beta = 0$, se tiene que $d_{V_1} = 0$. Substituyendo a \dot{u}, \dot{w} en 3.29 se obtiene que

$$\begin{aligned} \dot{V}_a = & \cos\alpha\{rv - qw + r - g\sin\theta + \frac{\rho V_a^2 S}{2m}[-C_D(\alpha)\cos\alpha \\ & + C_L(\alpha)\sin\alpha + (-C_{D_q}\cos\alpha + C_{L_q}\sin\alpha)\frac{cq}{2V_a} \\ & + (-C_{D_{\delta_e}}\cos\alpha + C_{L_{\delta_e}}\sin\alpha)\delta_e] + \frac{\rho S_{prop} C_{prop}}{2m}[(K\delta_t)^2 - V_a^2]\} \\ & + \sin\alpha\{qu_r - pv_r + g\cos\theta\cos\phi + \frac{\rho V_a^2 S}{2m} \\ & \times [-C_D(\alpha)\sin\alpha - C_L(\alpha) + (-C_{D_q}\sin\alpha - C_{L_q}\cos\alpha)\frac{cq}{2V_a} \\ & + (-C_{D_{\delta_e}}\sin\alpha - C_{L_{\delta_e}}\cos\alpha \\ & \times [-C_D(\alpha)\sin\alpha - C_L(\alpha)\cos\alpha + (-C_{D_q}\sin\alpha - C_{L_q}\cos\alpha)\frac{cq}{2V_a} \\ & + (-C_{D_{\delta_e}}\sin\alpha - C_{L_{\delta_e}}\cos\alpha)\delta_e]\} + d_{V_1} \end{aligned} \quad (3.30)$$

Utilizando la aproximación lineal de $C_D(\alpha) \approx C_{D_0} + C_{D_\alpha}\alpha$ y simplificando, se obtiene

$$\dot{V}_a = r V_a \cos \alpha \sin \beta - p V_a \sin \alpha \sin \beta$$

$$\begin{aligned}
 & -g \cos \alpha \sin \theta + g \sin \alpha \cos \theta \cos \phi \\
 & + \frac{\rho V_a^2 S}{2m} [-C_D(\alpha) - C_{D_\alpha} \alpha - C_{D_q} \frac{cq}{2V_a} - C_{D_{\delta_e}} \delta_e] \\
 & + \frac{\rho S_{prop} C_{prop}}{2m} [(k\delta_t)^2 - V_a^2] \cos \alpha + d_{V_1} \\
 \dot{V}_a = & r V_a \cos \alpha \sin \beta - p V_a \sin \alpha \sin \beta \\
 & - g \sin(\theta - \alpha) - g \sin \alpha \cos \theta (1 - \cos \phi) \\
 & + \frac{\rho V_a^2 S}{2m} [-C_{D_o} - C_{D_\alpha} \alpha - C_{D_q} \frac{cq}{2V_a} - C_{D_{\delta_e}} \delta_e] \\
 & + \frac{\rho S_{prop} C_{prop}}{2m} [(k\delta_t)^2 - V_a^2] \cos \alpha + d_{V_1} \\
 \dot{V}_a = & g \sin \gamma + \frac{\rho V_a^2 S}{2m} [-C_{D_o} - C_{D_\alpha} \alpha - C_{D_q} \frac{cq}{2V_a} - C_{D_{\delta_e}} \delta_e] \\
 & + \frac{\rho S_{prop} C_{prop}}{2m} [(k\delta_t)^2 - V_a^2] \cos \alpha + d_{V_2} \tag{3.31}
 \end{aligned}$$

donde

$$\begin{aligned}
 d_{V_2} = & (r V_a \cos \alpha - p V_a \sin \alpha) \sin \beta - g \sin \alpha \cos \theta (1 - \cos \phi) \\
 & + \frac{\rho S_{prop} C_{prop}}{2m} [(k\delta_t)^2 - V_a^2] (\cos \alpha - 1) + d_{V_1}.
 \end{aligned}$$

De aquí se puede observar que en un vuelo estable $d_{V_2} \approx 0$. Considerando la velocidad aerodinámica V_a , existen dos entradas de interés: el empuje δ_t y ángulo de cabeceo θ , la ecuación 3.31 no es lineal por lo que se tiene que realizar una linealización antes de encontrar una función de transferencia deseada. Se proponen las variables de desviación $\bar{V}_a \equiv V_a - V_a^*$, $\bar{\theta} \equiv \theta - \theta^*$ y $\bar{\delta}_t \equiv \delta_t - \delta_t^*$ suponiendo que $\gamma^* = 0$ por lo tanto se obtiene

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_a = & -g \cos(\theta^* - \alpha^*) \bar{\theta} + \left\{ \frac{\rho V_a^* S}{m} [-C_{D_o} - C_{D_\alpha}^* - C_{D_{\delta_e}}^*] \right. \\
 & \left. - \frac{\rho S_{prop} C_{prop}}{m} V_a^* \right\} \bar{V}_a + \left[\frac{\rho S_{prop}}{m} C_{prop} k^2 \delta_t^* \right] \bar{\delta}_t + d_V
 \end{aligned}$$

$$\dot{V}_a = -a_{V_1}\bar{V}_a + a_{V_2}\bar{\delta}_t - a_{V_3}\bar{\theta} + d_V, \quad (3.32)$$

donde

$$a_{V_1} = \frac{\rho V_a^* S}{m} [C_{D_o} + C_{D_\alpha} \alpha^* + C_{D_{\delta_e}} \delta_e^*] + \frac{\rho S_{prop}}{m} C_{prop} V_a^*$$

$$a_{V_2} = \frac{\rho S_{prop}}{m} C_{prop} k^2 \delta_t^*$$

$$a_{V_3} = g \cos(\theta^* - \chi^*)$$

donde d_V incluye a d_{V_2} también como una variable de desviación, en el dominio de Laplace queda representado como

$$\bar{V}_a(s) = \frac{1}{s + a_{V_1}} (a_{V_2} \bar{\delta}_t(s) - a_{V_3} \bar{\theta}(s) + d_V(s)) \quad (3.33)$$

3.4.1. Lazo de control de velocidad aerodinámica

La función de transferencia de la ecuación 3.34, puede ser representado por la figura 3.9, en este caso no se considera la perturbación causada por $\bar{\theta}$, debido a que se considera constante.

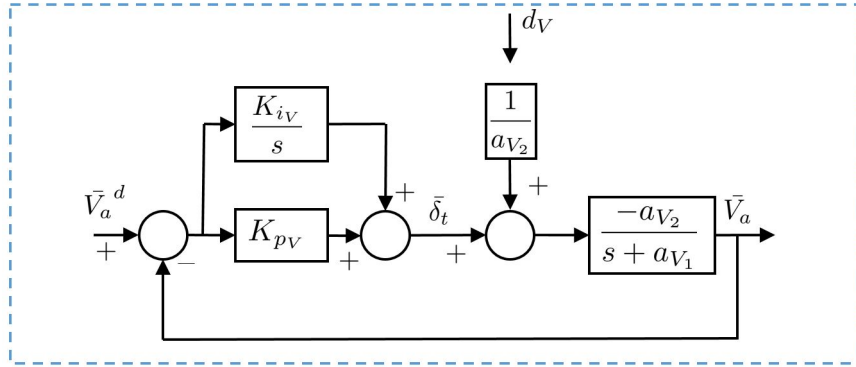


Figura 3.9. Lazo de control de velocidad aerodinámica.

Se propone un control **PI** para controlar V_a , el termino integral ayuda a hacer que la ganancia DC sea igual a uno, por lo tanto la función derivada de este esquema es

$$\bar{V}_a = \frac{a_{V_2}(k_{pV}s + k_{iV})}{s^2 + (a_{V_1} + a_{V_2}k_{pV})s + a_{V_2}k_{iV}} \bar{V}_a^c(s) + \frac{1}{s^2 + (a_{V_1} + a_{V_2}k_{pV})s + a_{V_2}k_{iV}} d_V(s). \quad (3.34)$$

Por lo tanto es posible igualar esta función a una función canónica de segundo orden y aplicar la técnica usada anteriormente. Entonces obtenemos que

$$\omega_{n_V}^2 = a_{aV_2} k_{i_V} \quad (3.35)$$

$$2\zeta_V \omega_{n_V} = a_{V_1} + a_{V_2} k_{p_V} \quad (3.36)$$

despejando se obtiene

$$k_{i_V} = \frac{\omega_{n_V}^2}{a_{V_2}} \quad (3.37)$$

$$k_{p_V} = \frac{2\zeta_V \omega_{n_V} - a_{V_1}}{a_{V_2}} \quad (3.38)$$

Los parámetros utilizados para obtener las ganancias se encuentran descritas en el apéndice A.2 en la sección del sistema de propulsión. En este caso se considera que $\omega_{n_v} = 62.5$ y $\zeta_v = 0.01$. En la figura 3.10 se observa la respuesta a un escalón unitario, se ve que la respuesta es suave, esto es deseable para que el motor no tenga sobre tiros de corriente. Las ganancias obtenidas se observan en la tabla 3.2. Entonces la ley de control queda como

$$\delta_t = \delta_t^* + k_{p_v}(V_a^d - V_a) + \frac{k_{i_v}}{s}(V_a^d - V_a). \quad (3.39)$$

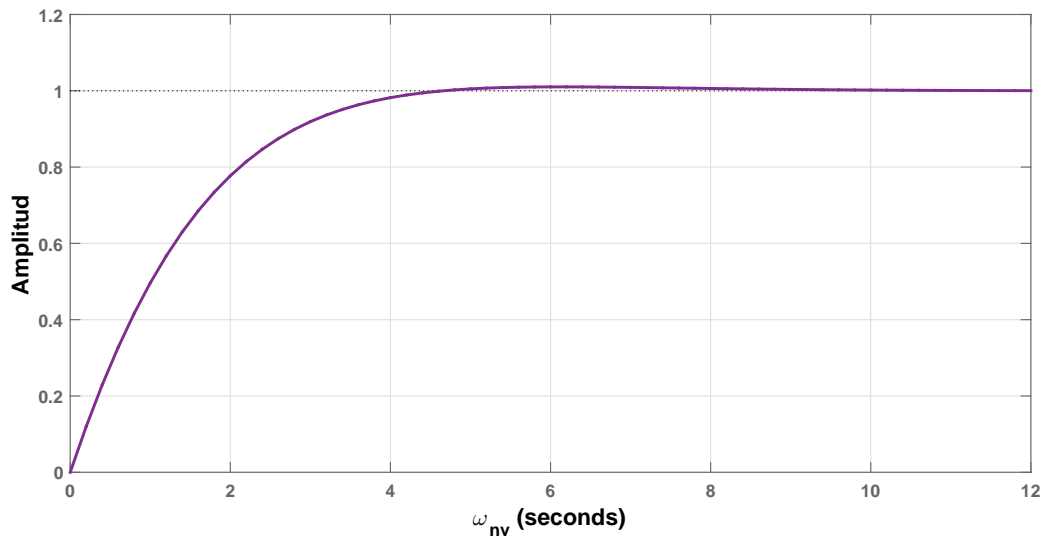


Figura 3.10. Respuesta al impulso unitario de función de transferencia canónica de segundo orden.

Parámetro	Valor
k_{i_V}	13.4054
k_{p_V}	-0.0108

Tabla 3.2. Ganancias del controlador de velocidad aerodinámica.

3.5. Control de rumbo

El control de rumbo permite al vehículo seguir una trayectoria o rumbo deseado (χ). La variable que controla la dirección de giro del vehículo es (ϕ) y a su vez esta es controlada por el ángulo de alabeo (δ_a).

Primeramente se deriva una función de transferencia que relaciona directamente a ϕ con δ_a , esta se puede obtener de la ecuación 2.4, por lo tanto tenemos que

$$\dot{\phi} = p + q \sin(\phi) \tan(\theta) + r \cos(\phi) \tan(\theta).$$

Dado que el ángulo de θ es pequeño en la mayoría de los vuelos estables la mayor influencia de $\dot{\phi}$ es p . Por lo que

$$\dot{\phi} = p + d\phi_1. \quad (3.40)$$

donde $d\phi_1$ representa una pequeña perturbación. Si aplicamos una segunda derivada y sustituimos \dot{p} de la ecuación 2.14 obtenemos que

$$\ddot{\phi} = \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr + \Gamma_3 l + \Gamma_4 n + d\dot{\phi}_1. \quad (3.41)$$

sustituyendo

$$\ddot{\phi} = \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b [C_{p_o} + C_{p_\beta} \beta + C_{p_p} \frac{bp}{2V_a} + C_{p_r} \frac{br}{2V_a} + C_{p_{\delta_a}} \delta_a + C_{p_{\delta_r}} \delta_r] + d\dot{\phi}_1$$

$$\ddot{\phi} = \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b [C_{p_o} + C_{p_\beta} \beta + C_{p_p} \frac{b(\dot{\phi} - d\phi_1)}{2V_a} + C_{p_r} \frac{br}{2V_a} + C_{p_{\delta_a}} \delta_a + C_{p_{\delta_r}} \delta_r] + d\dot{\phi}_1$$

$$\ddot{\phi} = \left(\frac{1}{2} \rho V_a^2 S b C_{p_p} \frac{b}{2V_a} \right) \dot{\phi} + \left(\frac{1}{2} \rho V_a^2 S b C_{\delta_a} \frac{b}{2V_a} \right) \delta_a + \left\{ \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b [C_{p_o} + C_{p_\beta} \beta - C_{p_p} \frac{b}{2V_a} (d\phi_1) + C_{p_r} \frac{br}{2V_a} + C_{p_{\delta_r}} \delta_r] + d\dot{\phi}_1 \right\}$$

donde podemos agrupar para obtener una ecuación más simplificada como

$$\ddot{\phi} = -a_{\phi_1}\dot{\phi} + a_{\phi_2}\delta_a + d_{\phi_2} \quad (3.42)$$

donde

$$a_{\phi_1} = -\frac{1}{2}\rho V_a^2 S b C_{p_p} \frac{b}{2V_a} \quad (3.43)$$

$$a_{\phi_2} = \frac{1}{2}\rho V_a^2 S b C_{p_{\delta_a}} \quad (3.44)$$

$$d_{\phi_2} = \Gamma_1 p q - \Gamma_2 q r + \frac{1}{2}\rho V_a^2 S b \times [C_{p_o} + C_{p_\beta}\beta - C_{p_p}\frac{b}{2V_a}(d_{\phi_1}) + C_{p_r}\frac{br}{2V_a} + C_{p_{\delta_r}}\delta_r] + d_{\phi_1}$$

En el dominio de Laplace, se obtiene que

$$\phi(s) = \left(\frac{a_{\phi_2}}{s(s + a_{\phi_1})} \right) \left(\delta_a(s) + \frac{1}{a_{\phi_2}} d_{\phi_2}(s) \right). \quad (3.45)$$

También se puede derivar una función de transferencia del giro de albeo ϕ hacia el ángulo de rumbo χ . Cuando se tiene un viraje constante y no se toma en cuenta el aire del medio ambiente, se obtiene que

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V_g} \tan(\phi). \quad (3.46)$$

Una explicación detalla de esta ecuación se puede ver en el apéndice B.1. Esta ecuación puede describirse como

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V_g} \tan(\phi) + \frac{g}{V_g} (\tan(\dot{\phi} - \phi))$$

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V_g} \tan(\phi) + \frac{g}{V_g} d_x$$

donde

$$d_x = \tan(\dot{\phi} - \phi)$$

es solamente una pequeña perturbación. En el dominio de Laplace, se obtiene que

$$\chi(s) = \frac{g/V_g}{s} (\phi(s) - d_x(s)). \quad (3.47)$$

3.5.1. Lazo de control de rumbo

La función de transferencia 3.45 puede ser representada por la figura 3.11, en este esquema no se considera la perturbación causada por d_{ϕ_2} . La función de transferencia del lazo interno es

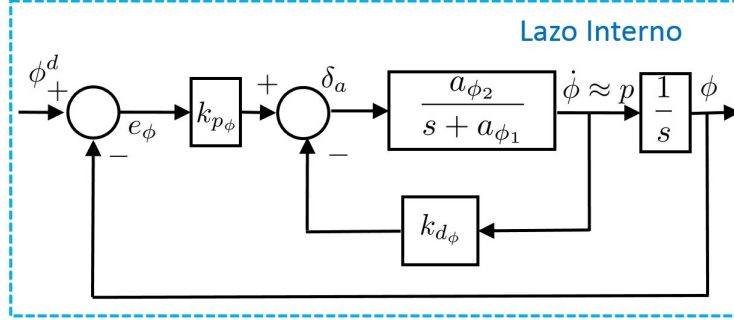


Figura 3.11. Lazo de control del alabeo deseado.

$$H_{\phi/\phi^d} = \frac{k_{p_\phi} a_{\phi_2}}{s^2 + (a_{\phi_1} + a_{\phi_2} k_{d_\phi})s + k_{p_\phi} a_{\phi_2}} \quad (3.48)$$

La ganancia DC es igual a uno. Si la respuesta deseada es dada por la forma canónica de una función de segundo orden entonces

$$\frac{\phi(s)}{\phi^c(s)} = \frac{\omega_{n_\phi}^2}{s^2 + 2\zeta_\phi \omega_{n_\phi} s + \omega_{n_\phi}^2} \quad (3.49)$$

Por lo tanto igualando términos se obtiene

$$\omega_{n_\phi}^2 = k_{p_\phi} a_{\phi_2} \quad (3.50)$$

$$2\zeta_\phi \omega_{n_\phi} = a_{\phi_1} + a_{\phi_2} k_{d_\phi}. \quad (3.51)$$

La ganancia proporcional k_{p_ϕ} se propone de tal manera que el actuador se sature cuando se alcanza el error máximo del alabeo e_ϕ^{max} , por lo tanto

$$k_{p_\phi} = \frac{\delta_a^{max}}{e_\phi^{max}} \text{sign}(a_{\phi_2}). \quad (3.52)$$

La frecuencia natural se obtiene como

$$\omega_{n_\phi} = \sqrt{|a_{\phi_2}| \frac{\delta_a^{max}}{e_\phi^{max}}}. \quad (3.53)$$

y entonces obtenemos

$$k_{d_\phi} = \frac{2\zeta_\phi\omega_{n_\phi} - a_{\phi_1}}{a_{\phi_2}} \quad (3.54)$$

Ahora agregando la perturbación d_{ϕ_2} como se muestra en la figura 3.12, esta perturbación representa los términos en la dinámica que no fueron incluidos en el proceso de linealización, en el modelo reducido del alabeo y las perturbaciones físicas del medio ambiente como son las ráfagas de viento.

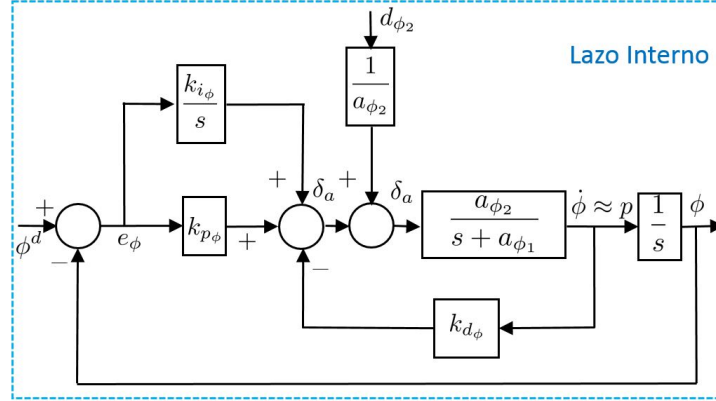


Figura 3.12. Lazo de control del alabeo deseado con perturbación de d_{ϕ_2} .

Agregando d_{ϕ_2} es necesario incluir un término integral k_{i_ϕ} para eliminar el error de estado estacionario.

Resolviendo obtenemos que

$$\begin{aligned} \phi = & \left(\frac{s}{s^3 + (a_{\phi_1} + a_{\phi_2}k_{d_\phi})s^2 + a_{\phi_2}k_{p_\phi}s + a_{\phi_2}k_{i_\phi}} \right) d_{\phi_2} \\ & + \left(\frac{a_{\phi_2}k_{p_\phi}(s + \frac{k_{i_\phi}}{k_{p_\phi}})}{s^3 + (a_{\phi_1} + a_{\phi_2}k_{d_\phi})s^2 + a_{\phi_2}k_{p_\phi}s + a_{\phi_2}k_{i_\phi}} \right) \phi^d \end{aligned} \quad (3.55)$$

El teorema del valor final predice que el error estacionario es cero si d_{ϕ_2} es constante. Si d_{ϕ_2} es una rampa, entonces el error de estado estacionario está dado por $\frac{A}{a_{\phi_2}k_{i_\phi}}$. Si se conocen a_{ϕ_1} y a_{ϕ_2} , entonces k_{i_ϕ} puede ser efectivamente seleccionada usando técnicas para encontrar el lugar de las raíces. Los polos pueden ser representados en la forma de Evans como

$$1 + k_{i_\phi} \left(\frac{a_{\phi_2}}{s(s^2 + (a_{\phi_1} + a_{\phi_2}k_{d_\phi})s + a_{\phi_2}k_{p_\phi})} \right) = 0.$$

Con esta función se puede demostrar que para pequeños valores de k_{i_ϕ} el sistema permanece estable.

Por lo tanto se puede ver que el control de δ_a puede ser obtenido como

$$\delta_a = k_{p_\phi} (\phi^d - \phi) + \frac{k_{i_\phi}}{s} (\phi^d - \phi) - k_{d_\phi} p. \quad (3.56)$$

El siguiente paso es relacionar δ_a con el ángulo de rumbo χ esto se logra con la función de transferencia 3.46, y uniendo con el anterior diagrama a bloques se obtiene el diagrama de la figura 3.13.

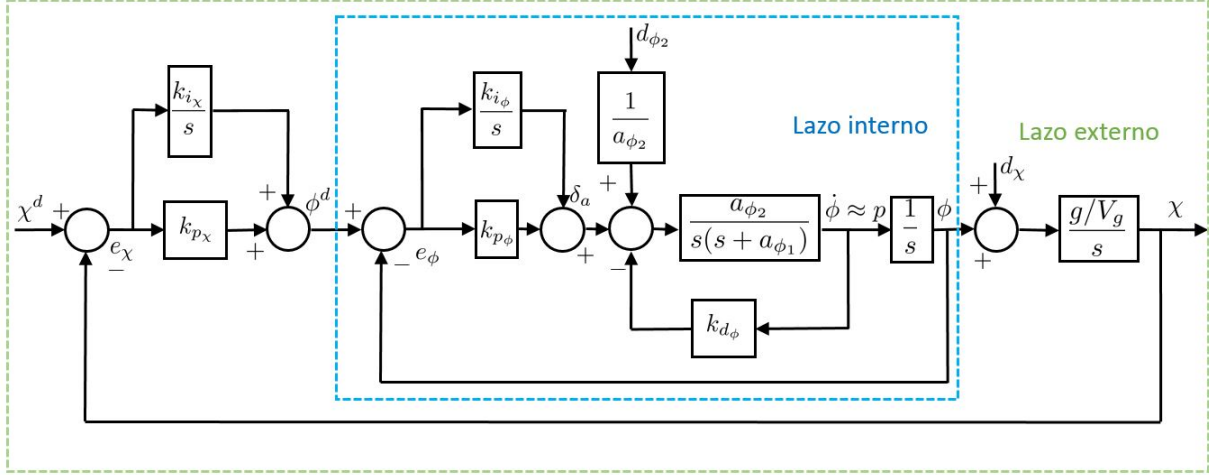


Figura 3.13. Lazo de control de rumbo.

La función de transferencia obtenida entonces queda definida como

$$\chi = \frac{g/V_g s}{s^2 + k_{p_\chi} g/V_g s + k_{i_\chi} g/V_g} d_\chi + \frac{k_{p_\chi} g/V_g s + k_{i_\chi} g/V_g}{s^2 + k_{p_\chi} g/V_g s + k_{i_\chi} g/V_g} \chi^d. \quad (3.57)$$

Si d_χ y χ^d son constantes, entonces el teorema del valor final implica que $\chi \rightarrow \chi^d$. La función de transferencia de χ^d a χ tiene la forma de

$$H_\chi = \frac{2\zeta_\chi \omega_{n_\chi} s + \omega_{n_\chi}^2}{s^2 + 2\zeta_\chi \omega_{n_\chi} s + \omega_{n_\chi}^2} \quad (3.58)$$

Se puede notar que debido al numerador, la selección de un ζ grande resulta en un gran pasa bandas pero un sobre tiro más pequeño. Para obtener los coeficientes k_{i_χ} y k_{p_χ} se hace lo mismo que se ha echo antes y como es un lazo externo ω_{n_χ} debe ser cinco veces menor que ω_{n_ϕ}

$$\omega_{n_\chi}^2 = g/V_g k_{i_\chi} \quad (3.59)$$

$$2\zeta_\chi \omega_{n_\chi} = g/V_g k_{p_\chi} \quad (3.60)$$

resolviendo para k_{p_χ} y k_{i_χ} , obtenemos

$$k_{p_\chi} = 2\zeta_\chi \omega_{n_\chi} V_g/g \quad (3.61)$$

$$k_{i_\chi} = \omega_{n_\chi}^2 V_g / g. \quad (3.62)$$

$$\phi^d = k_{p_\chi}(\chi^d - \chi) + \frac{k_{i_\chi}}{s}(\chi^d - \chi). \quad (3.63)$$

Los parámetros utilizados para obtener las ganancias se encuentran descritas en el apéndice A.2. Para el caso del lazo interno se considera que la flexión máxima de los alerones es $\delta_a^{max} = 30^\circ$, mientras que el error máximo de alabeo es $e_\phi^{max} = 40^\circ$ los demás parámetros son $\zeta_\phi = 2$, $\zeta_\chi = 0.8$ y $W_x = 5$. En la figura 3.14 se observa la repuesta del lazo interno y externo, de igual manera se puede observar que la respuesta de ω_{n_ϕ} es más rápida que ω_{n_χ} .

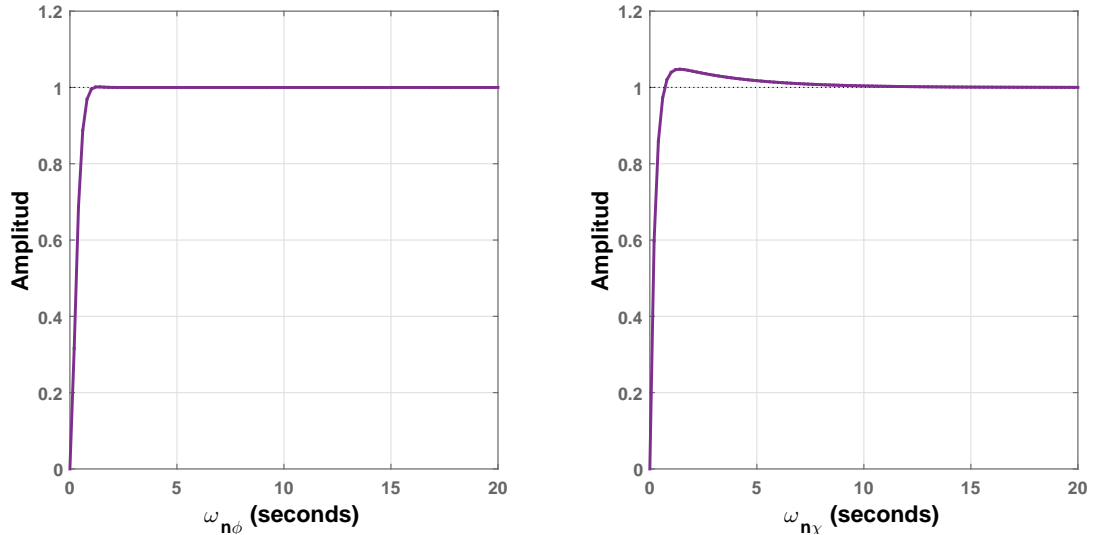


Figura 3.14. Respuesta al impulso unitario de función de transferencia canonica de segundo orden.

Las ganancias obtenidas se observan en la tabla 3.3.

Parámetro	Valor
k_{p_ϕ}	0.7500
k_{i_ϕ}	0.0100
k_{d_ϕ}	0.2058
k_{p_χ}	6.4637
k_{i_χ}	9.4081

Tabla 3.3. Ganancias del controlador de altura.

3.6. Resumen de la ley de control

A continuación se muestra un resumen de las funciones de transferencia obtenidas de la altura velocidad y rumbo, junto a las ecuaciones que rigen su ley de control y las ganancias obtenidas para el controlador.

Ley de control para el control de altura

Para esta ley de control se utilizó la función de transferencia que se observa en la figura 3.15, esta función controla la altura (h) moviendo los elevadores (δ_e) del mini VANT, donde se derivó la ecuación 3.64 para el control del lazo interno y la ecuación 3.65 para el control del lazo externo. Las ganancias obtenidas se muestran en la tabla 3.4.

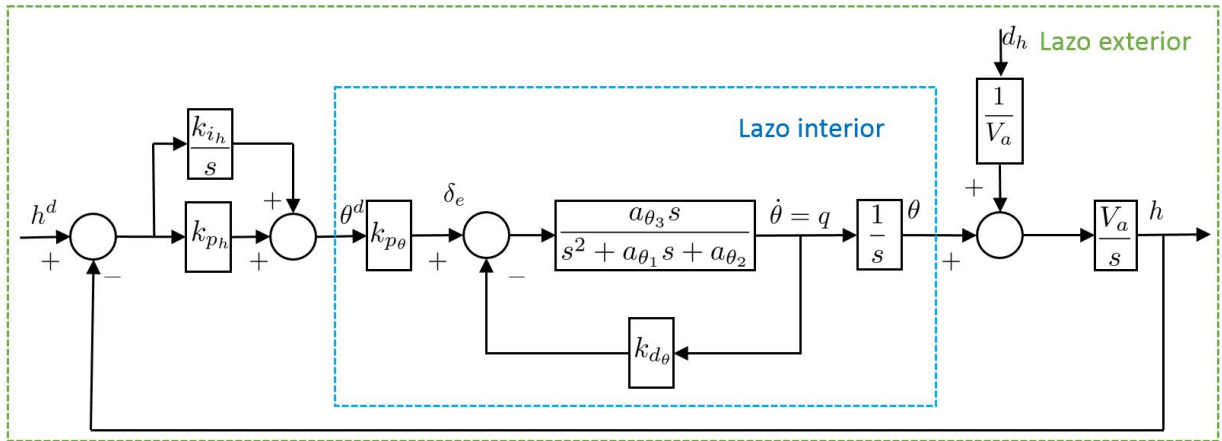


Figura 3.15. Lazo de control altitud.

$$\delta_e = k_{p_\theta}(\theta^d - \theta) - k_{d_\theta}q. \quad (3.64)$$

$$\theta^d = k_{p_h}(h^d - h) + \frac{k_{i_h}}{s}(h^d - h). \quad (3.65)$$

Parámetro	Valor
k_{p_θ}	-0.500
k_{d_θ}	0.0430
k_{i_h}	2.4544
k_{p_h}	3.7997

Tabla 3.4. Ganancias del controlador de altura.

Ley de control para el control de velocidad

Para esta ley de control se utilizó la función de transferencia que se observa en la figura 3.16, esta función controla la velocidad aerodinámica (V_a) variando el empuje dado hacia el motor (δ_t) del mini VANT, donde se derivó la ecuación 3.66 para su control. Las ganancias obtenidas se muestran en la tabla 3.5.

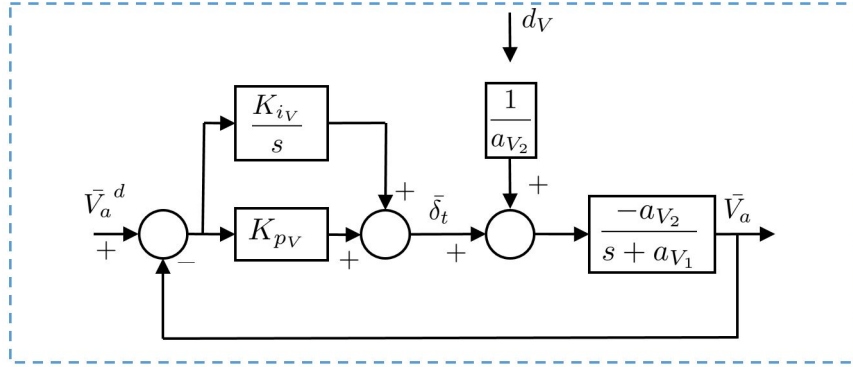


Figura 3.16. Lazo de control de velocidad aerodinámica.

$$\delta_t = \delta_t^* + k_{pV}(V_a^d - V_a) + \frac{k_{iV}}{s}(V_a^d - V_a). \quad (3.66)$$

Parámetro	Valor
k_{iV}	13.4054
k_{pV}	-0.0108

Tabla 3.5. Ganancias del controlador de velocidad aerodinámica.

Ley de control para el control de rumbo

Para esta ley de control se utilizó la función de transferencia que se observa en la figura 3.17, esta función controla rumbo (χ) moviendo los alerones (δ_a) del mini VANT, donde se derivó la ecuación 3.67 para el control del lazo interno y la ecuación 3.68 para el control del lazo externo. Las ganancias obtenidas se muestran en la tabla 3.6.

$$\delta_a = k_{p\phi}(\phi^d - \phi) + \frac{k_{i\phi}}{s}(\phi^d - \phi) - k_{d\phi}p. \quad (3.67)$$

$$\phi^d = k_{p\chi}(\chi^d - \chi) + \frac{k_{i\chi}}{s}(\chi^d - \chi). \quad (3.68)$$

La simulación consiste en llevar el vehículo a una altura deseada, una vez allí se activa el control de seguimiento de trayectorias para seguir un rumbo deseado. La trayectoria a seguir es una circunferencia que tiene un radio de 200 m con centro en 200 m Este y 200 m Norte, a una altura de 23 m , como se puede observar en la figura 3.19 el mini VANT parte de su coordenada cero en el sistema de referencia inercial y cuando se llega a una altura deseada se activa el control de seguimiento de trayectorias.

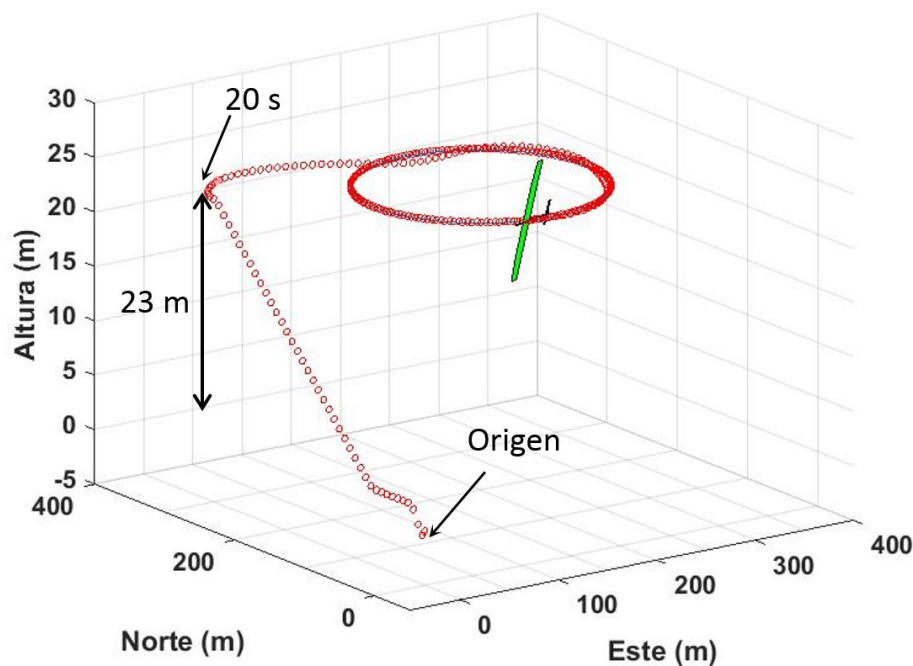


Figura 3.19. Simulación del vuelo de un mini VANT de ala fija.

Los primeros resultados a observarse son el comportamiento del ángulo de cabeceo θ y alabeo ϕ , aquí se ve que los ángulos máximos obtenidos no superan los límites impuestos por la ley de control, el ángulo máximo para θ y ϕ es de 40° esto se puede observar en las figuras 3.20 y 3.21.

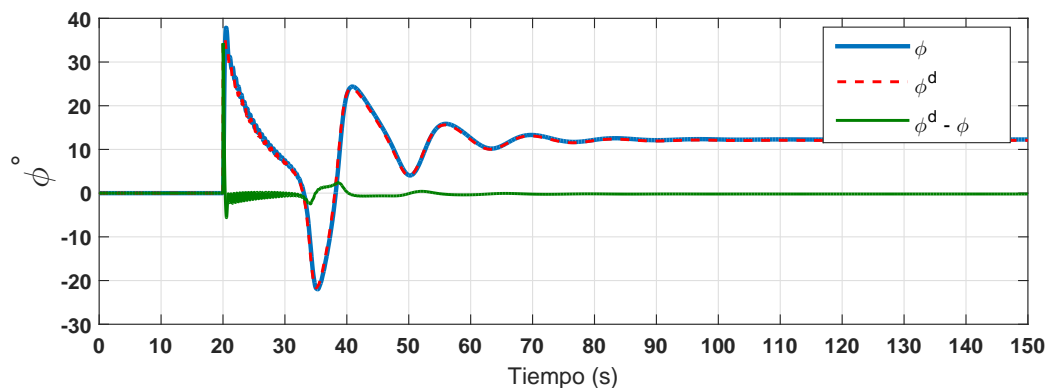


Figura 3.20. Comportamiento del ángulo de alabeo ϕ durante un vuelo.

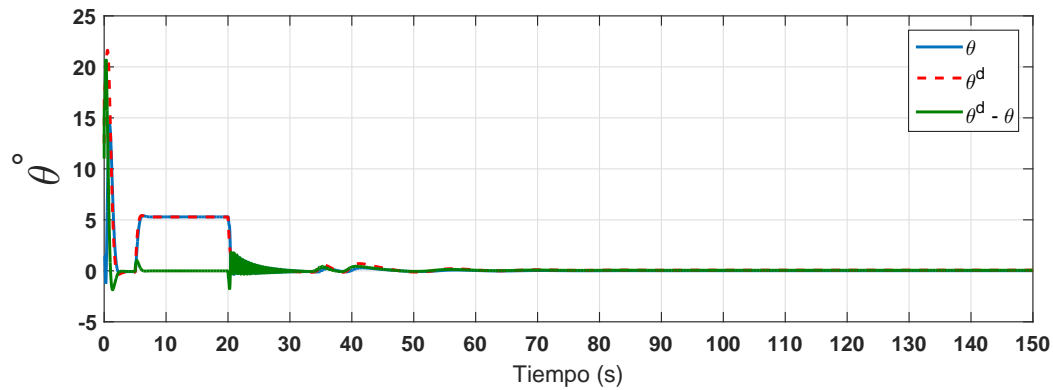


Figura 3.21. Comportamiento del ángulo de alabeo θ durante un vuelo.

Las superficies de control tampoco superan los valores máximos impuestos en la ley de control, el ángulo máximo para δ_a es de 30° y para δ_e es 20° esto se puede observar en las figuras 3.22 y 3.23.

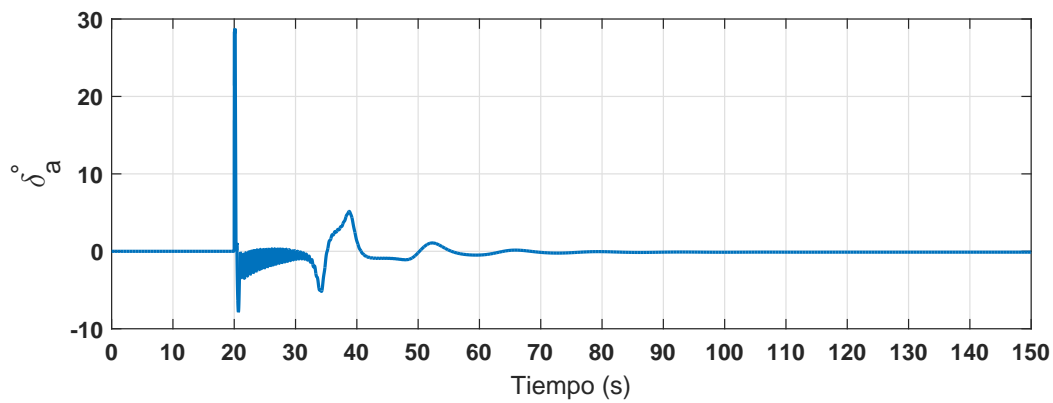


Figura 3.22. Comportamiento de los ángulos de flexión de los alerones δ_a durante un vuelo.

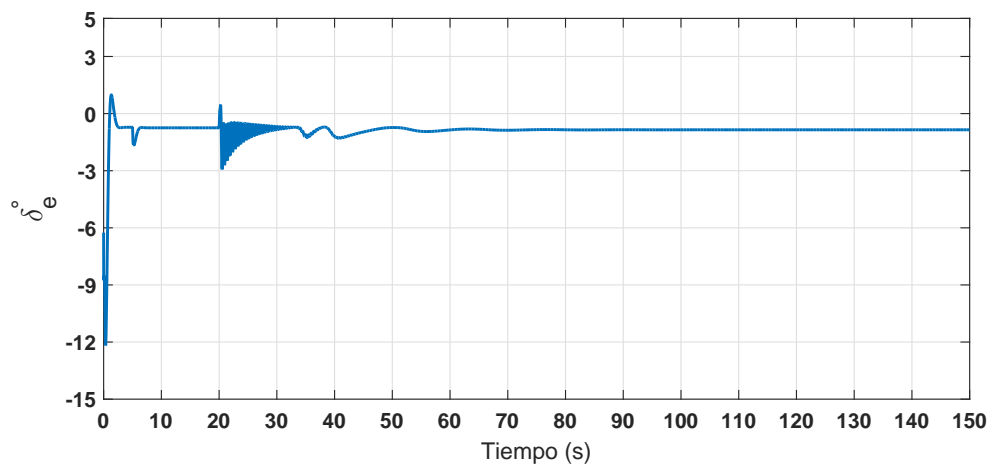


Figura 3.23. Comportamiento de los ángulos de flexión de los elevadores δ_e durante un vuelo.

En la figura 3.24 se observa que la señal PWM comienza con el 100 % del duty cycle para alcanzar el empuje máximo del vehículo, una vez se llega a la velocidad deseada la señal desciende al 5% para mantener la velocidad deseada, pero cuando el vehículo comienza a ascender el empuje empieza a crecer hasta llegar al 38 %, finalmente cuando se llega a la altura deseada el empuje requerido es mucho menor y se reduce nuevamente a un 5%. La reducción del empuje es debido a la eficiencia aerodinámica de las alas del vehículo.

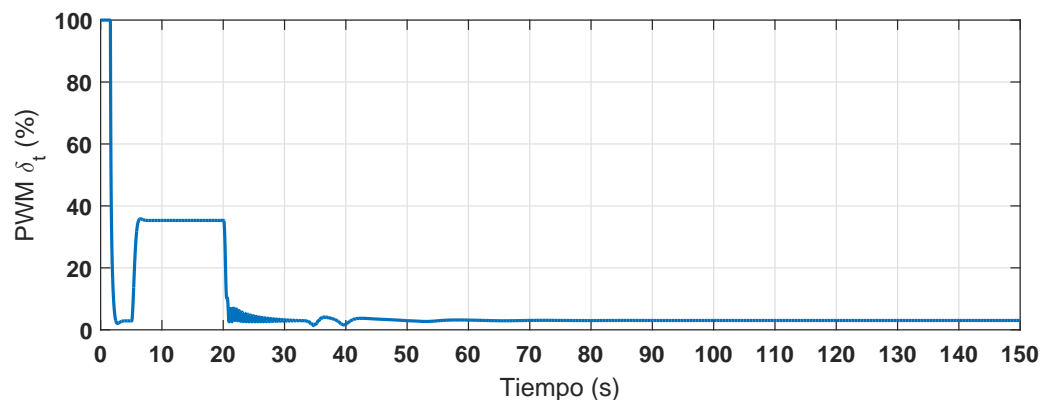


Figura 3.24. Señal enviada al motor de empuje durante un vuelo.

En las figuras 3.25, 3.26 y 3.27 se observa los estados del controlador de seguimiento de trayectorias durante el vuelo. En este trabajo de tesis no se explica el algoritmo de seguimiento de trayectorias dado que no es uno de los objetivos, el único interés que se tiene es demostrar el funcionamiento del control de altitud, rumbo y velocidad que se encuentra en el nivel 1 del control. En [43] se puede observar un vídeo donde se muestra la simulación del vuelo del mini VANT de ala fija.

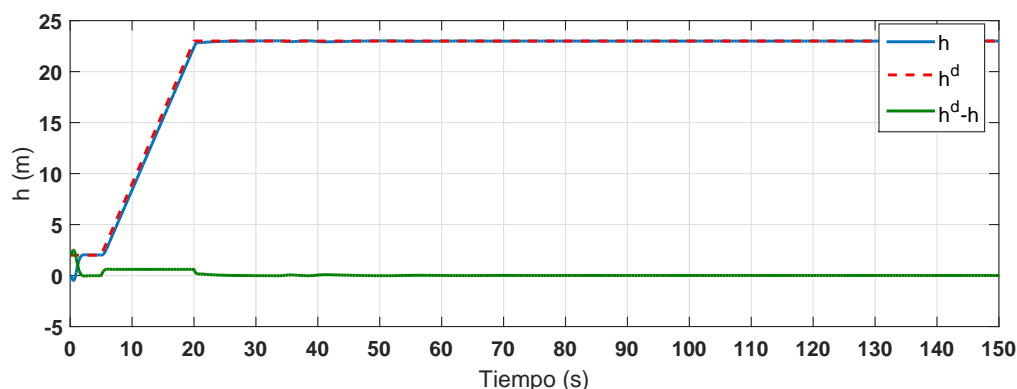


Figura 3.25. Seguimiento de altura durante un vuelo.

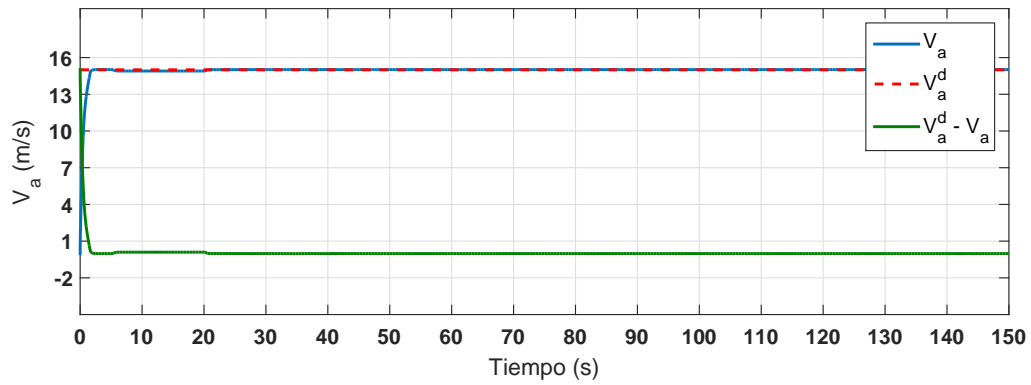


Figura 3.26. Seguimiento de velocidad durante un vuelo.

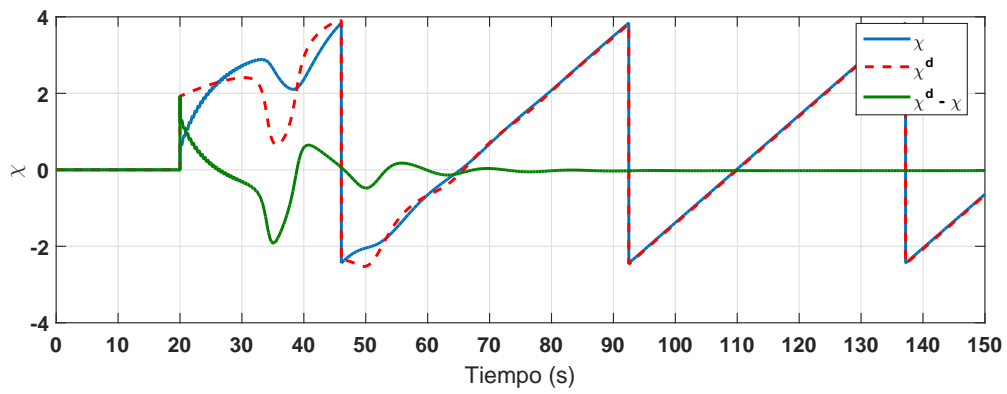


Figura 3.27. Seguimiento de trayectoria durante un vuelo.

Capítulo 4

Diseño y construcción de un sistema de gestión de energía

En este capítulo se describe el diseño y construcción de un sistema de gestión de energía. Primeramente se explica como calcular la energía requerida por el sistema. Enseguida se expone el diseño y construcción de un panel fotovoltaico con características específicas que permite realizar la carga de baterías del vehículo. También se muestra el diseño y construcción de un sistema de gestión de energía y finalmente se calcula el tiempo de vuelo extra que se obtiene al implementar un sistema fotovoltaico de las características propuestas en un mini VANT.

4.1. Energía requerida durante un vuelo estable

La potencia requerida es igual a la suma de la potencia de empuje del vehículo P_E más la potencia requerida por su aviónica P_A , por lo tanto se obtiene la siguiente relación

$$P_E + P_A = P_T \quad (4.1)$$

En un vuelo estable, la fuerza de sustentación generada por el ala compensa el peso total de la aeronave, y la fuerza de empuje compensa el arrastre generado, esto se puede ver en [6]. Entonces se tiene la siguiente relación:

$$mg = C_L \frac{\rho}{2} S V_a^2 \quad (4.2)$$

$$T = C_D \frac{\rho}{2} S V_a^2 \quad (4.3)$$

Podemos despejar de la ecuación 4.2 la velocidad, por lo que podemos relacionar la potencia necesaria de la siguiente forma:

$$P_E = TV_a = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{(mg)^{3/2}}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (4.4)$$

de esta manera es posible calcular la potencia del motor necesaria para mantener un vuelo estable. La potencia requerida por la aviónica se puede obtener experimentalmente midiendo la corriente y voltaje requerida para su funcionamiento, por lo tanto se obtiene la tabla 4.1, debido a que esta potencia es durante un tiempo indefinido se coloca en unidades de Wh, por lo tanto la energía aproximada para mantener el vehículo en un vuelo estable es de aproximadamente 57 Wh.

Componente	Wh
Motor Brushless = P_E	30
Servo motores	4.5
GPS	0.5
Receptor de RF	0.5
Sistema de telemetría	0.5
Tarjeta de piloto automático	1
Sensores	0.5
Cargador	19.5
Total	57

Tabla 4.1. Consumo de energía del mini VANT de ala fija.

4.2. Diseño de Panel fotovoltaico

Como se puede observar en la tabla 4.1, la energía requerida durante un vuelo estable es de 57 *Watts/hr*. El área aproximada utilizada de las alas para obtener esta cantidad de energía es de 0.346 m^2 que es solo el 43.46 %, utilizando celdas monocristalinas de grado A con las características que se muestran en la tabla 4.2. La eficiencia de la celda puede variar, porque depende del encapsulado y las conexiones realizadas en las celdas. Uno de los problemas que presenta este planteamiento es que las celdas deben ser colocadas sobre la curvatura de los perfiles aerodinámicos, lo que implica que las celdas deben ser flexibles, además no se considera que al despegar el vehículo requiere un pico de corriente y entonces es necesario diseñar un panel más robusto que sea capaz de suministrar la energía suficiente. Debido a que las celdas fotovoltaicas flexibles suelen ser costosas, en este trabajo de tesis se optó por diseñar un panel fotovoltaico de menores dimensiones que permitan alimentar el cargador de baterías tipo LiPo, que solo requiere una potencia de 19.5 *Watts*.

En condiciones ideales la corriente generada por una celda es proporcional a el área de

Parámetro	Valor
Potencia nominal	3.5W - 4.0W
V_{OC}	0.6V - 0.5V
I_{OC}	5.91Amp - 6.12Amp
V_{SC}	0.519V - 0.528V
I_{SC}	7Amp - 8Amp
Dimensiones	0.156m x 0.156m
Área	0.0243m ²
Eficiencia	16 %

Tabla 4.2. Características principales de celda solar monocristalina de grado A.

su superficie. Por lo tanto para generar una potencia de 19.5 W se puede usar la siguiente relación

$$\left. \begin{array}{l} 4 W \longrightarrow 0.0243 m^2 \\ 19.5 W \longrightarrow x \end{array} \right\} \longrightarrow x = \frac{19.5 W \times 0.0243 m^2}{4 W} = 0.1184 m^2 \quad (4.5)$$

entonces tenemos que es necesaria cubrir una área de 0.1184 m². Como ya se ha mencionado las celdas deben ser colocada dentro de la estructura de las alas. El espacio designado se puede observar en la figura 4.1, el área es ligeramente mayor para compensar los espacios que hay entre las celdas.

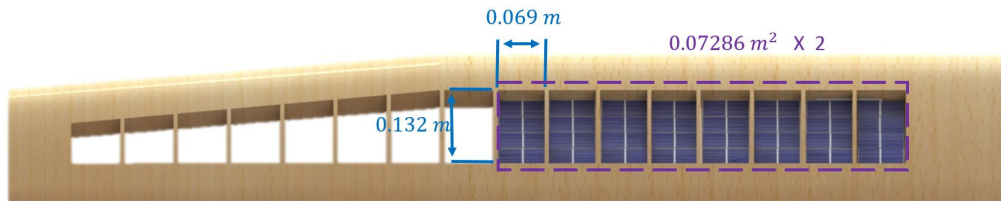


Figura 4.1. Espacio dentro de la estructura de las alas del avión.

Para obtener celdas con el área requerida se construye una cortadora de celdas fotovoltaicas como se muestra en la figura 4.2. Esta máquina es capaz de realizar cortes precisos utilizando un cortador de punta diamante. El proceso consiste en dos pasos:

1. Colocar la celda sobre la cama de corte con las marcas necesarias para realizar los cortes.
2. Deslizar la cama hacia el cortador a una velocidad constante, de esta manera se obtiene cortes muy precisos.

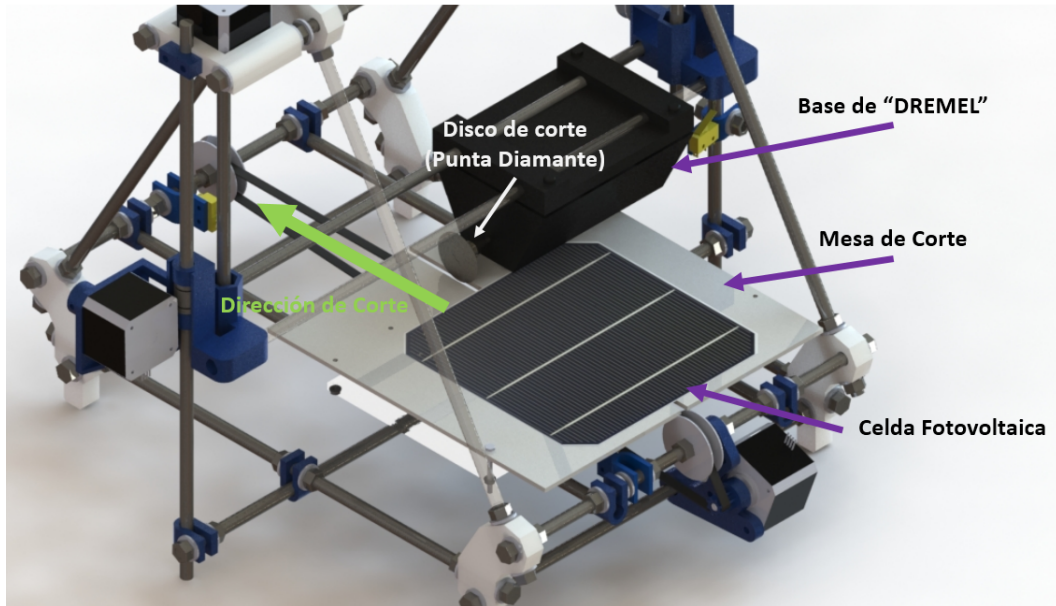


Figura 4.2. Cortador de celdas fotovoltaicas (Basada en impresora 3D Prusa i2).

4.2.1. Caracterización y conexiones de celdas fotovoltaicas

El tamaño de celda recortado se eligió convenientemente para poder ser acomodadas en el espacio disponible y obtener conexiones que permita realizar configuraciones con distintos voltajes y corrientes. Las celdas obtenidas tienen una área de $0.03 \times 0.06 \text{ m}^2$, estas se conectan en serie para obtener un submodulo del panel fotovoltaico requerido, este se observa en la figura 4.3.

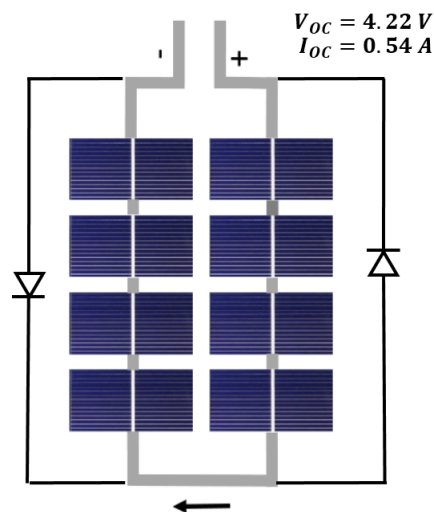


Figura 4.3. Conexión de submodulos.

Con el analizador fotovoltaico VA1011 de LANGLOIS se obtuvieron las curvas características corriente contra voltaje (I-V) y de potencia contra voltaje (P-V) de dos submodulos conectados en serie. En la figura 4.4 se muestran las curvas I-V y P-V sin que haya sombreado.

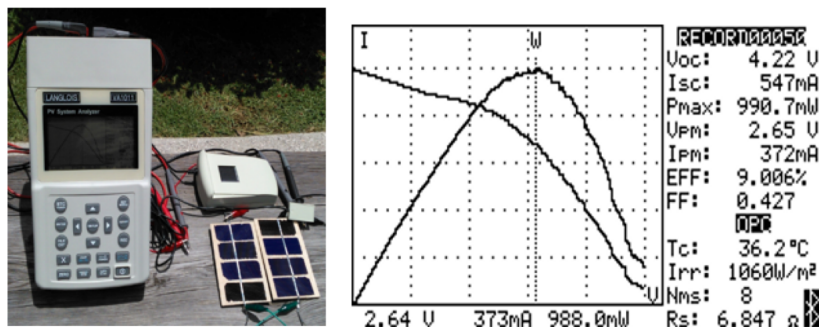


Figura 4.4. Curvas I-V y P-V de dos submódulos conectados en serie, sin sombrear.

Uno de los principales problemas que enfrentan los sistemas fotovoltaicos son los sombreados parciales, debido a que si dos celdas fotovoltaicas se conectan en serie y una de ellas es cubierta por una sombra la corriente baja rápidamente. Una solución a este problema es utilizar diodos de antiparalelo, esto hace que cuando un submódulo quede sombreado el modulo no quede afectado completamente, esto se puede observar en la figura 4.5, aquí se realizo una prueba que muestra que cuando el submódulo no tiene diodo en antiparalelo la corriente baja rápidamente.

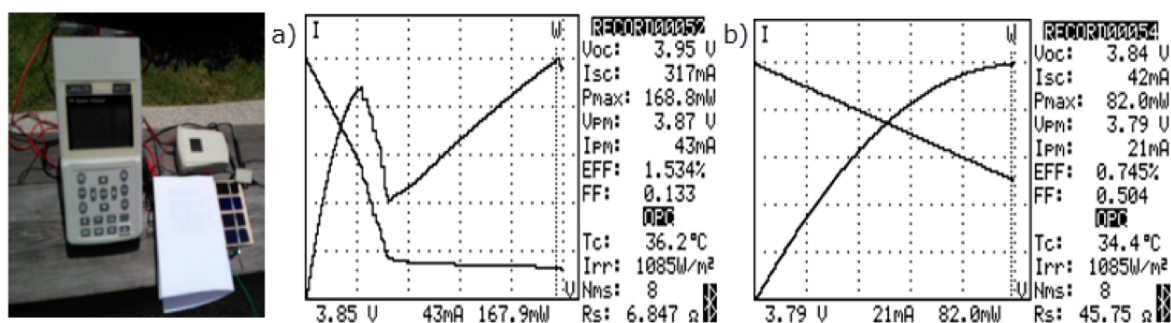


Figura 4.5. Curvas I-V y P-V de dos submódulos conectados en serie, uno de ellos está sombreado. a) Cada submódulo tiene un diodo en antiparalelo. b) Los submódulos no tiene un diodo en antiparalelo.

Finalmente el panel completo queda como se muestra en la figura 4.6. Por lo tanto el panel fotovoltaico tiene un $V_{OC} = 16.88 V$ y $I_{OC} = 1.094 Amp$, estos parámetros son suficientes para mantener funcionando a un cargador de baterías tipo LiPo.

4.3. Diseño del sistemas de gestión de energía

Idealmente un sistema de gestión de energía en un vehículo aéreo solar está conformado por un sistema de seguimiento de máxima potencia (MPPT), el sistema de carga de baterías, y un circuito de conversión para obtener voltajes deseados como se observa en la figura 4.7. En estos sistemas la energía captada por las celdas fotovoltaicas durante una parte del día supera la energía requerida por el vehículo, por lo que es factible utilizar la

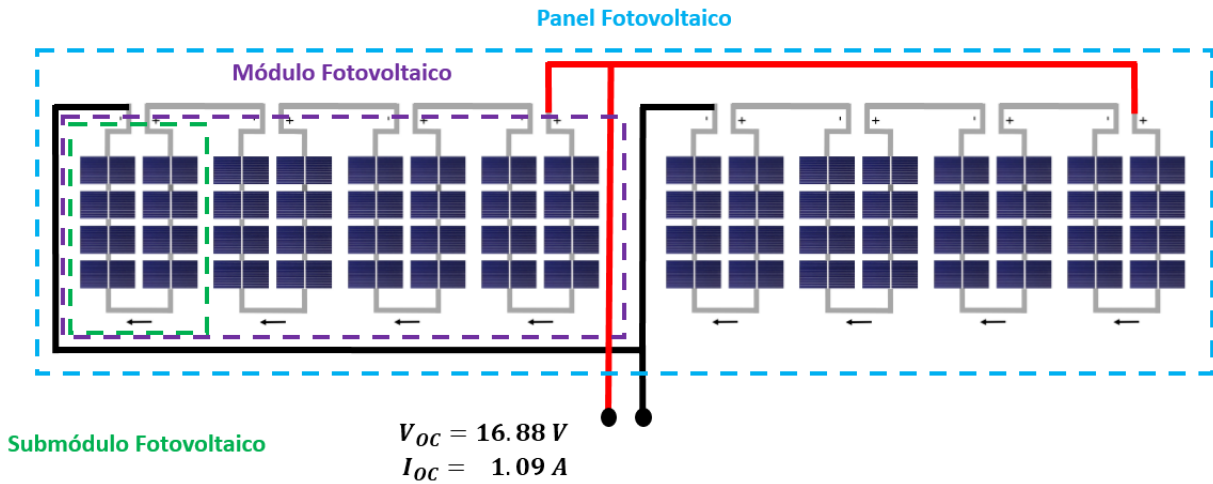


Figura 4.6. Conexión de panel fotovoltaico.

energía extra para recargar una batería, que es utilizada cuando la energía solar no está disponible.

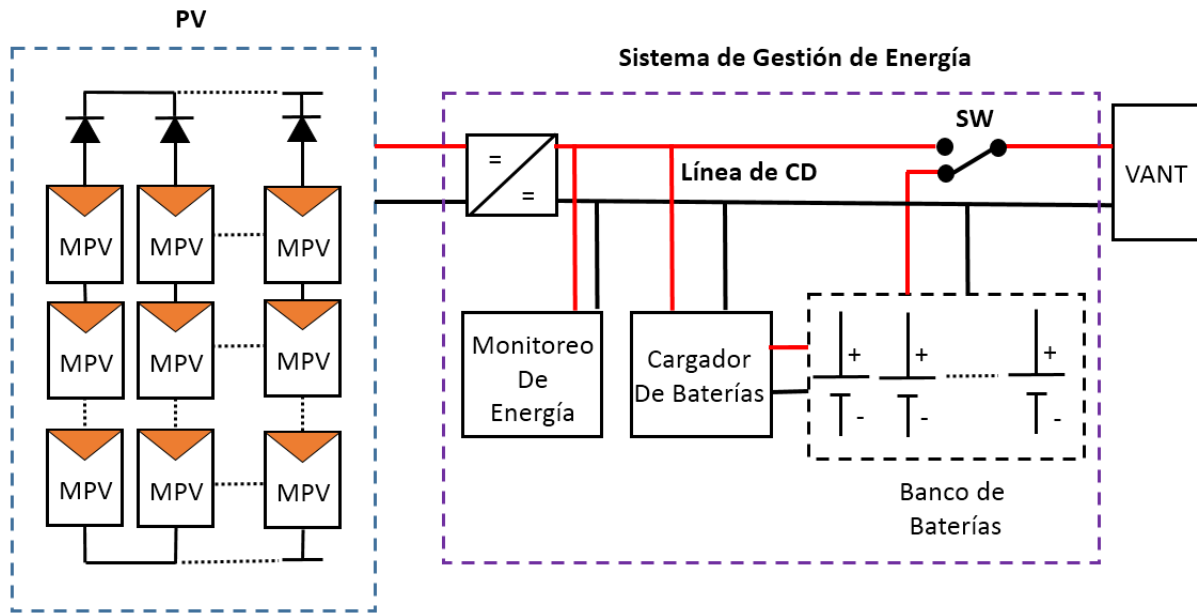


Figura 4.7. Sistema fotovoltaico de un VANT solar.

Como se puede observar la línea de CD se encuentra permanentemente para alimentar al mini VANT, esta línea se encuentra monitoreada en todo momento por un sensor de voltaje, de tal manera que cuando haya una baja en la energía captada por los paneles fotovoltaicos las baterías entren en funcionamiento y cuando la energía sea suficiente para alimentar el vehículo las baterías se desactiven y se mantenga funcionando solo con los paneles fotovoltaicos. Es imprescindible desconectar una de las fuentes de energía cuando no está dando la energía necesaria al vehículo debido a que si se mantiene conectada una fuente de voltaje de mayor voltaje en paralelo con una fuente de menor voltaje, el voltaje

disminuirá hasta llegar a ser menor que el menor voltaje. La duración de vuelo utilizando este sistema es uno de los mayores que se puede alcanzar en un vehículo solar, debido a que si se logra obtener un equilibrio entre la energía requerida y el peso del vehículo, se puede alimentar al vehículo durante el día y de noche puede volar utilizando la energía extra almacenada en las baterías y de esa manera obtener un vuelo permanente en el aire cuando las variaciones en el clima son mínimas.

Como se ha explicado se cuenta con un panel fotovoltaico que no puede general la energía suficiente para alimentar todo el vehículo, pero sí es suficiente para recargar una batería de dos y tres celdas. En este caso se realizo una variación al esquema de la figura 4.7 del sistema de gestión de energía explicado previamente. En lugar de conectar la energía captada por las celdas fotovoltaicas a una la linea de bus de CD que alienta al VANT, en este esquema se conecta directamente un cargador de baterías tipo LiPo, con el fin de mantener cargado una de las batería mientras una de ellas está en funcionamiento, esto se puede apreciar en la figura 4.8. El algoritmo que rige el circuito se puede mostrar en la figura 4.9.

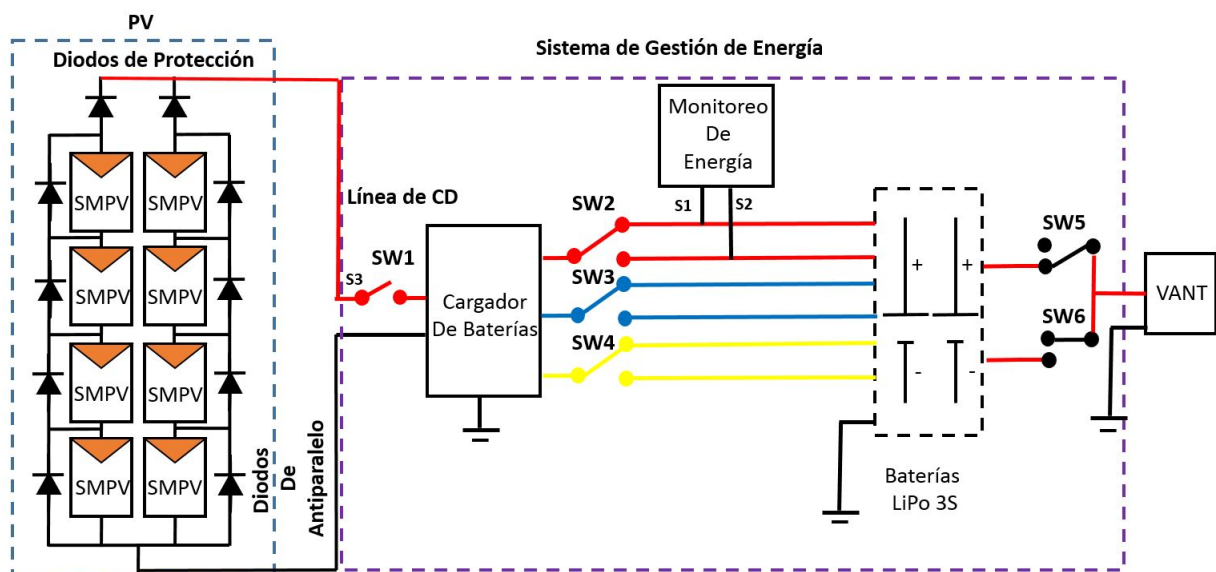


Figura 4.8. Sistema de gestión de energía utilizando un cargador de baterías LiPo.

4.4. Construcción del sistema de gestión de energía

Para el diseño del circuito se utilizó el programa *EAGLE* [44], de las siglas en Inglés (*Easily Applicable Graphical Layout Editor*) que es un programa de diseño de diagramas, circuitos impresos y tarjetas de circuito impreso PCB's. Muy ocupado alrededor del mundo por su versatilidad.

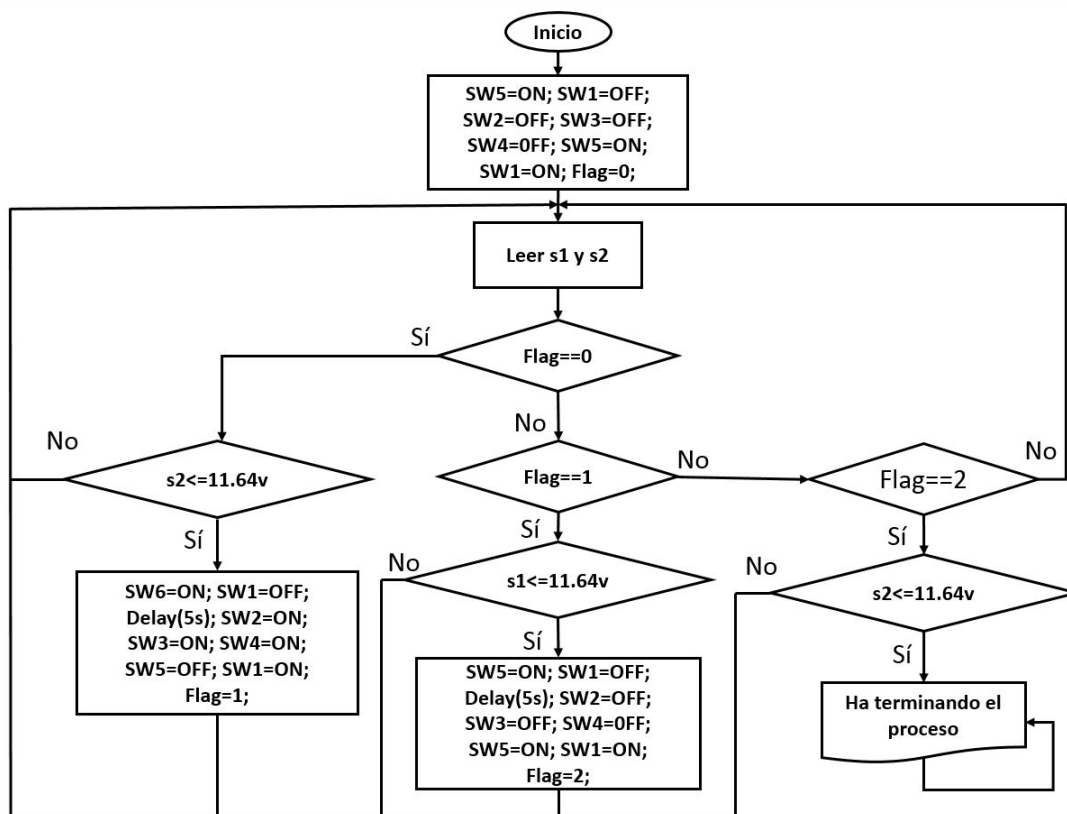


Figura 4.9. Diagrama de flujo del programa.

Debido a que el motor tiene consumos de corriente con picos de 30A, todos los componentes que conforman la etapa de potencia están diseñados para soportar picos máximos de hasta 40A para evitar un mal funcionamiento. Como se puede observar en el diagrama de flujo del programa, existe un tiempo donde las dos baterías se encuentran en paralelo, que evita que la energía se interrumpa en el cambio de fuente de alimentación, por lo tanto es necesario colocar diodos de bloqueo para evitar la sobrecarga de una de las baterías cuando se encuentran en paralelo como se puede observar en [45]. Para realizar la correcta selección de los diodos se debe tomar en consideración que la corriente máxima del diodo debe ser dos veces mayor que la corriente nominal que pasa por el circuito, la caída de voltaje del diodo debe ser mínima y el voltaje inverso en el diodo debe ser dos veces mayor al voltaje de operación del circuito.

Una de las partes más importantes del circuito es el monitoreo de baterías, dado que este circuito nos indica cuando realizar la carga o descarga de las baterías. Para este circuito se utilizaron dos divisores de voltaje que permiten reducir el voltaje a un voltaje que pueda ser medido por el microcontrolador. Es importante monitorear el voltaje desde las líneas que no tienen carga debido a que allí el voltaje se mantiene constante incluso

cuando hay variaciones muy grandes en la carga del circuito esto se puede observar en la figura 4.8, donde los sensores *s1* y *s2* están conectados directamente a las líneas de carga de las baterías. Aunque este método es el más utilizado por su simplicidad, no es muy exacto, principalmente porque este voltaje varía con respecto a la temperatura de las baterías. Existen otros medios más eficaces para medir el estado de una batería como es utilizando un hidrómetro, haciendo conteo de coulombs o usando un espectro de impedancia [46]. A pesar de que estas técnicas son más exactas requieren un mayor poder computacional y presuntamente su implementación incrementa el peso en el vehículo. Los componentes que conforman el circuito se muestran en la tabla 4.3.

Componentes	
-Reveladores RAS-1220	-Revelador Automotriz SR-REL02 12V/40A
-Resistencias de diversos valores	-Diodos de potencia 1N1188A
-Diodos 1N4001	-Capacitores de 100 μF
-Microcontrolador 18F4550	-Transistores BC547C

Tabla 4.3. Lista de componentes del circuito

En la figura 4.11 y 4.12 se expone el diagrama de conexión del circuito y en la figura 4.10 se muestra una tarjeta para su implementación.

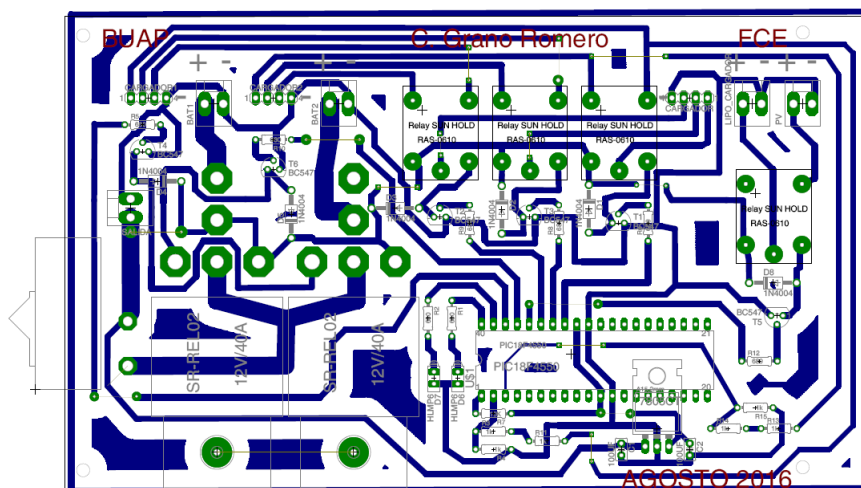


Figura 4.10. Placa con las conexiones del sistema de gestión de energía.

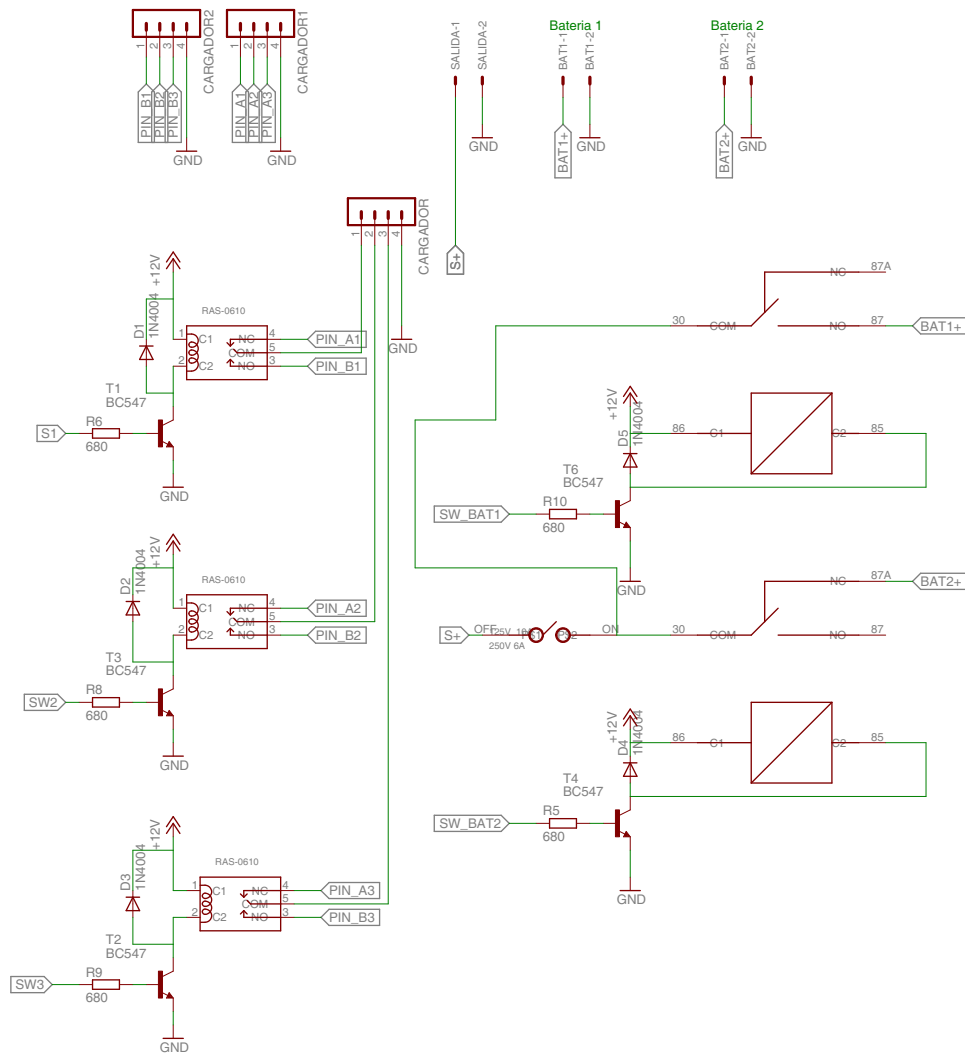


Figura 4.12. Diagrama de conexiones del sistema de gestión de energía (2).

4.5. Cálculo de la energía utilizada de una batería

Una manera de determinar la energía utilizada en una batería, es por medio de la medición del tiempo de carga o descarga. Por ejemplo si se tiene una batería con capacidad de carga (C_B) de 3000mAh , al conectarla al cargador tarda 48 minutos (T_C) cargando con una corriente de 2A (C_C), entonces la capacidad utilizada se determina de la siguiente relación:

$$\left. \begin{array}{l} C_C \rightarrow 1\text{h} \\ C_U \rightarrow T_C \end{array} \right\} \rightarrow C_U = \frac{T_C \times C_C}{1\text{h}} = 1378\text{mAh} \quad (4.6)$$

esto quiere decir que se utilizo el 54.06 % de la capacidad de la batería. Para conocer la energía restante (C_R) en la batería solo se hace una resta a la capacidad de la batería y queda como:

$$C_R = C_B - C_U = 1622\text{mAh} \quad (4.7)$$

4.6. Resultados experimentales del sistema de gestión de energía

Las primeras pruebas que se realizaron para comprobar el funcionamiento del sistema se hicieron en tierra, con el fin de afinar cualquier detalle que surgiera del diseño. La primera prueba del sistema de gestión de energía, consistió en colocar una fuente de voltaje regulada en lugar del panel fotovoltaico con el objetivo de tener una fuente de energía constante, el diagrama de conexión se muestra en la figura 4.13

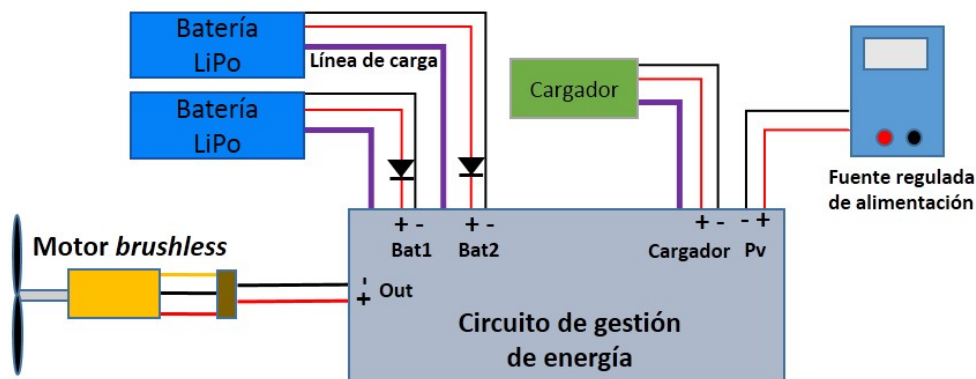


Figura 4.13. Primera prueba del sistema de gestión de energía.

Para esta prueba se colocaron dos baterías una con capacidad de 3Ah y la otra con capacidad de 5Ah , y como carga se utilizo un motor Brushless el cual se ajusto para que tuviera un consumo de energía de aproximadamente 2Ah . Los resultados obtenidos

se muestran en la figura 4.14. Al comenzar las dos batería tenían cargas completas, por lo tanto la batería de 3Ah comenzó a funcionar hasta descargase hasta el 69.66 % de su capacidad, en un tiempo de 27 minutos. La segunda fase activo la batería de 5A/h y la batería de 3Ah se desactivo e inicio su recarga, la duración de la batería de 5Ah fue de 54 minutos por lo tanto la batería se descarga hasta llegar al 63.39 % de su capacidad, este resultado se calculo usando la ecuación 4.6. Durante este tiempo se logro cargar la batería de 3Ah, obteniendo un aumento del 9.03 % de su capacidad. Esto se traduce en 8 minutos extra de autonomía de vuelo, esto resultados se resumen en la tabla 4.4.

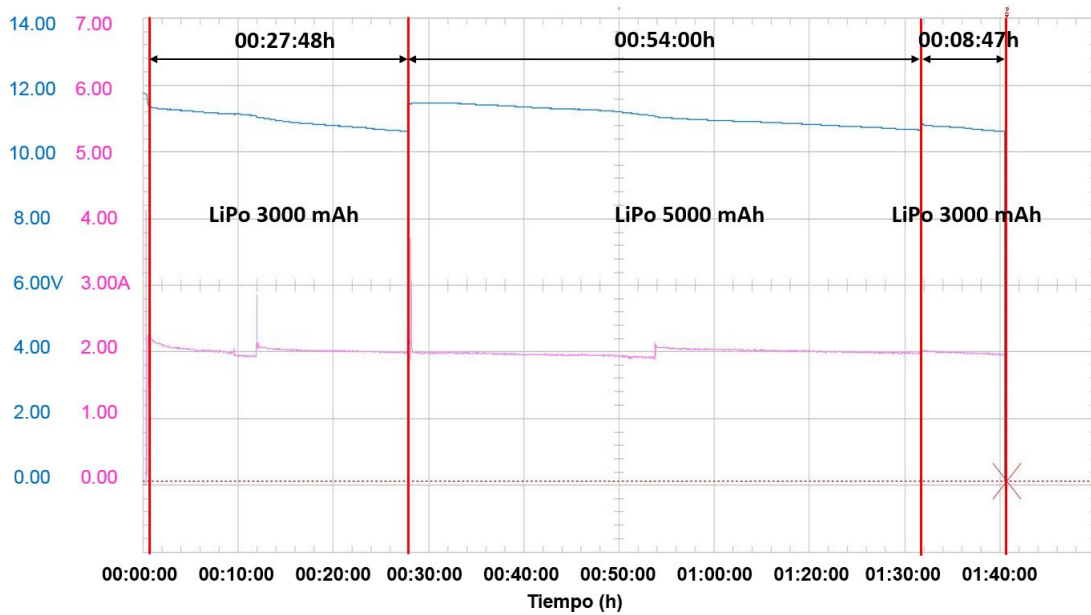


Figura 4.14. Primera prueba del sistema de gestión de energía.

Resultados	
Tiempo de descarga 1 (3Ah) (T_D)	00:27:48 h
Tiempo de descarga 2 (5Ah) (T_D)	00:54:00 h
Capacidad restante 1 (3Ah) (C_R)	69.66 %
Capacidad restante 2 (5Ah) (C_R)	63.38 %
Autonomía extra	00:08:47 h %
Aumento en capacidad	9.03 %
Energía almacenada	271 mA/h

Tabla 4.4. Resultados experimentales con fuente regulada

La segunda prueba se realizo usando el sistema fotovoltaico diseñado, con el fin de observar el comportamiento del sistema con las diferentes interferencias introducidas debidas a la naturaleza de las celdas fotovoltaicas. El diagrama de conexiones se muestra en la figura 4.15.

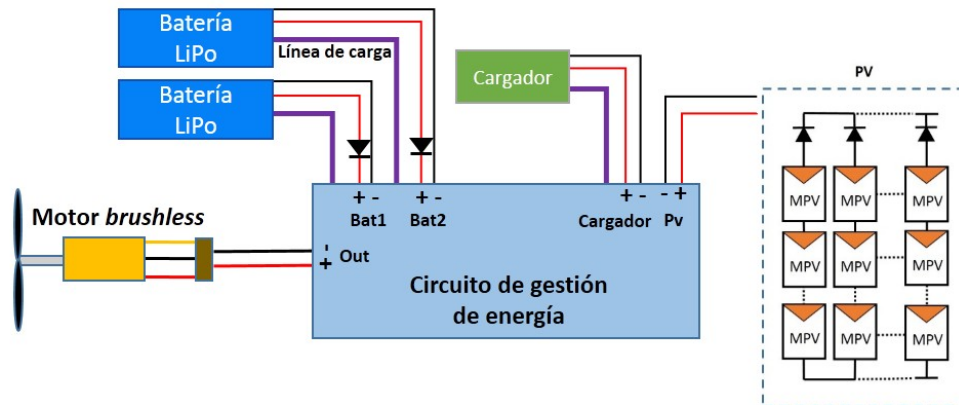


Figura 4.15. Primera prueba del sistema de gestión de energía.

La medición de la potencia dada por el panel fotovoltaico en un tiempo inicial se muestra en la figura 4.16.

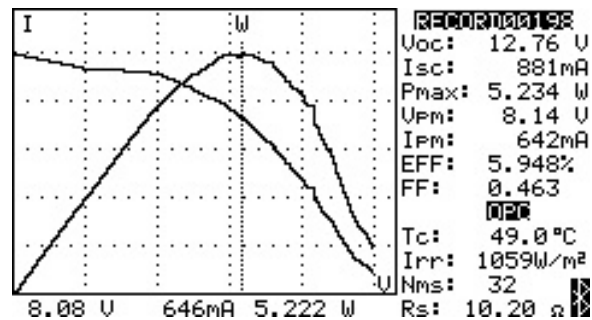


Figura 4.16. Mediciones del panel fotovoltaico (Tomadas el 03/11/16 a las 12:00PM).

Los resultados obtenidos de esta prueba solo varían un poco con respecto a los resultados obtenidos de la primera, como se puede ver en la figura 4.17, se logró una carga extra del 5.63% un poco menor que al de la primera prueba esto principalmente a los cambios de radiación en el panel fotovoltaico y a la temperatura. Los resultados se resumen en la tabla 4.5.

Resultados	
Tiempo de descarga 1 (3Ah) (T_D)	00:26:30 h
Tiempo de descarga 2 (5Ah) (T_D)	00:51:00 h
Capacidad restante 1 (3Ah) (C_R)	70.33 %
Capacidad restante 2 (5Ah) (C_R)	65.4 %
Autonomía extra	00:05:48 h
Aumento en capacidad	5.63 %
Energía almacenada	169 mAh

Tabla 4.5. Resultados experimentales con panel fotovoltaico

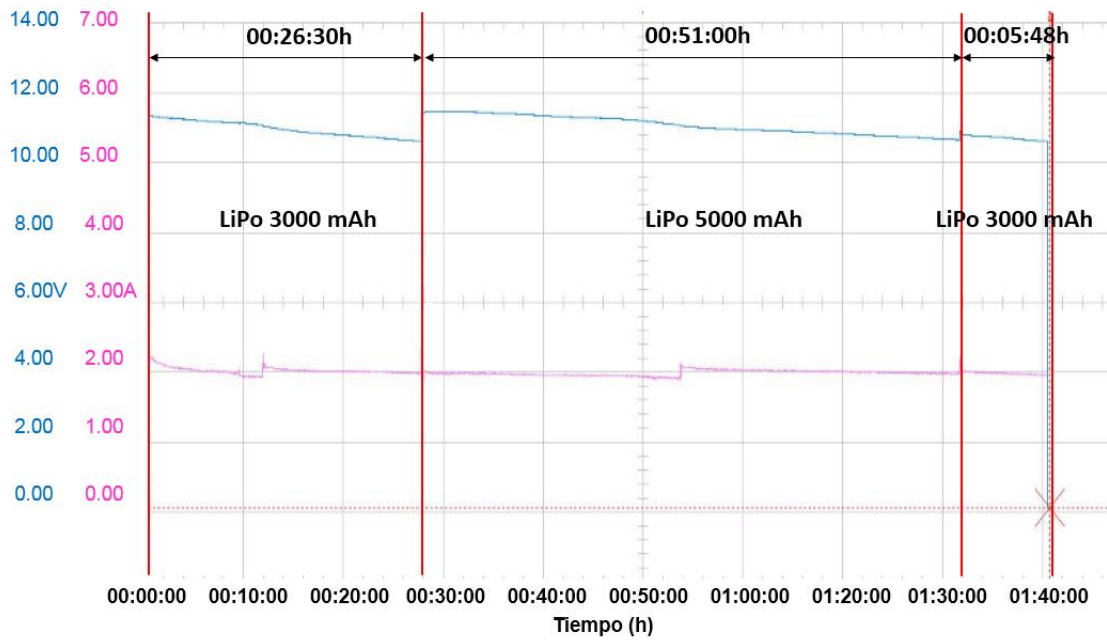


Figura 4.17. Segunda prueba del sistema de gestión de energía.

Es importante observar que el control de gestión de energía logro controlar correctamente la descarga de las baterías, en ambas pruebas la batería de 3 Ah se descarga cerca del 65% de su capacidad al igual que con la batería de 5 Ah.

Capítulo 5

Resultados experimentales del vuelo del mini VANT de ala fija

En este capítulo se describe la aviónica empleada en el vehículo, describiendo cada uno de los componentes que la conforman. Finalmente se muestran algunos lanzamientos del vehículo con el fin de comprobar la funcionalidad del mini VANT.

5.1. Aviónica del vehículo

El vehículo está equipado con un sistema de telemetría, que permite observar el comportamiento de las variables de estado involucradas en el mini VANT durante un vuelo, cuenta con un sistema GPS que permite conocer en qué lugar de la tierra se encuentra el vehículo, un sensor de corriente y voltaje que nos permite conocer la energía utilizada durante un vuelo, acelerómetros, girómetros, magnetómetros y barómetros. Todos los datos están manejados por un poderoso microcontrolador Atmega 2560.

La parte mecánica está conformada por cuatro servomotores los primeros dos se encargan del movimiento de los alerones, se colocan en contra cara para poder invertir su movimiento, el segundo servomotor se encarga del movimiento de los elevadores y finalmente el tercer servomotor se encarga del movimiento del timón. La mayor parte del peso debe quedar en la parte del frente del vehículo después de su centro de gravedad (C.G). La distribución de los componentes en el vehículo se observan en la figura 5.1 y en la figura 5.2 .

5.1.1. Tarjeta del controlador

Para la implementación de la ley de control se decidió utilizar un microcontrolador ATMEGA 2560, este microcontrolador es utilizado en el proyecto arduino [47], por lo tanto es posible utilizar su IDE (*Integrated Development Environment*) para realizar la programación, además de que se cuenta con una gran cantidad de librerías para distintos

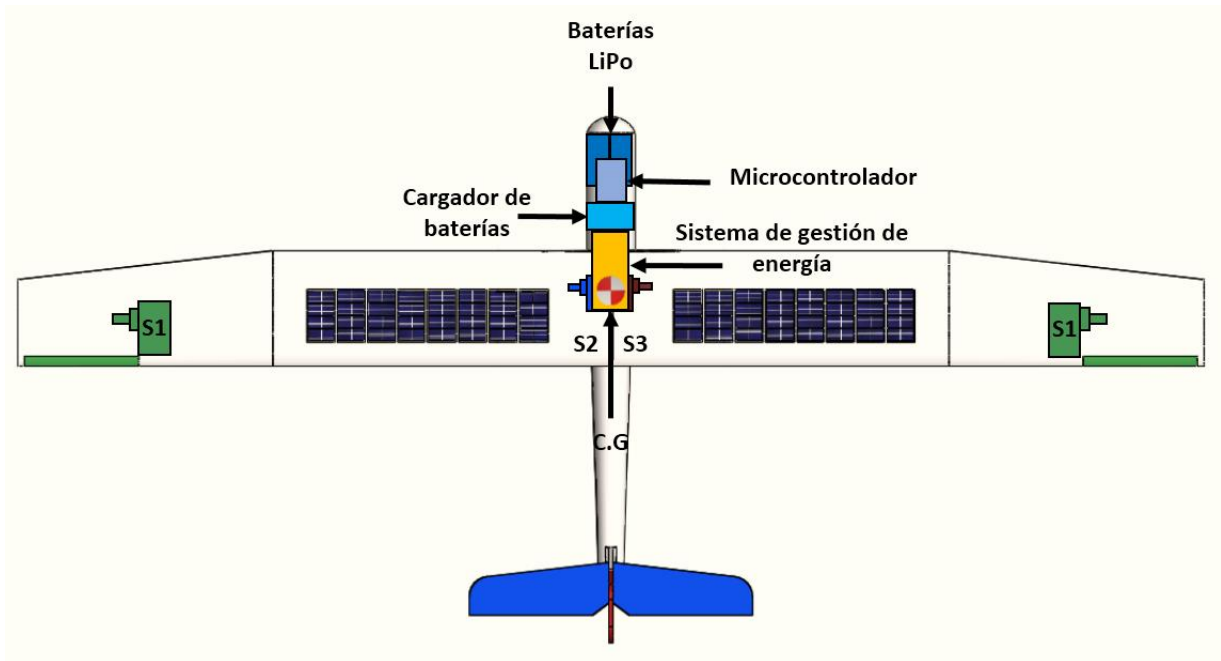


Figura 5.1. Distribución de componentes en el vehículo.



Figura 5.2. Distribución de componentes en cabina.

sensores. Existe una tarjeta basada en arduino que integra una gran cantidad de sensores utilizadas para el desarrollo de vehículos autónomos, esta tarjeta se puede observar en la figura 5.3.

Como se ha mencionado esta tarjeta cuenta con un ATMEGA 2560 este es un micro-

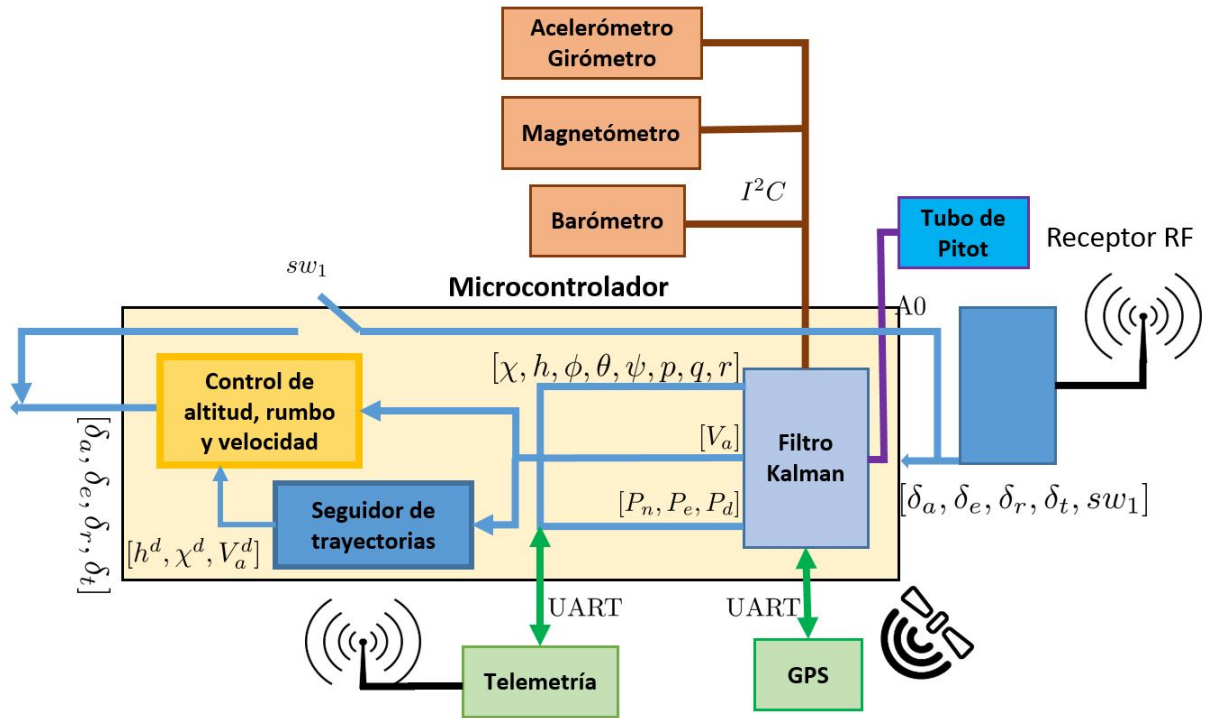


Figura 5.3. Tarjeta del controlador.

controlador de alto rendimiento, bajo consumo de 8 bits que trabaja bajo la arquitectura RISC, y esta equipado con 256 kB ISP de memoria flash, 8KB de SRAM, 4KB de EEPROM, 86 líneas de propósito general de entrada y salida, 15 módulos PWM, 4 USARTs, un byte orientado para la interfaz serial de dos líneas, 16 canales de entradas analógicas con convertidor analógico de resolución de 10 bits, una entrada JTAG para programar directamente en el microcontrolador. Este microcontrolador puede tener una frecuencia de operación de 16 MHz.

Otro componente importante es el MPU-6000 este es un circuito integrado con un girómetro y acelerómetro de 3 ejes, y se comunica por medio de la comunicación I²C, diseñado para dispositivos de bajo consumo, bajo costo y alto rendimiento. Además cuenta con el HMC5883l que es un magnetómetro de 3 ejes y puede detectar de donde proviene la mayor fuerza electromagnética, este efecto es utilizado para situar el norte magnético, tiene una precisión de 1-2 grados, cuenta con un convertidor analógico digital de 12 bits y se comunica por medio de I²C. Las nueve lecturas realizadas de estos tres sensores provee la suficiente información para integrar un sistema completo de referencia de actitud y rumbo, o en inglés *Attitud and Heading Reference System* (AHRS). Para la medición de la altitud se utiliza un sensor de presión (MS5611), las lecturas de presión atmosférica pueden convertirse fácilmente en lecturas de altitud. Si se tiene estas 10 mediciones independientes, con un algoritmo apropiado, el microcontrolador puede utilizar toda esa

información para calcular la rotación y orientación del sistema.

Finalmente se cuenta con un ATMEGA 32U2 que es un microcontrolador de alto rendimiento, de bajo consumo de 8 bits que trabaja bajo la arquitectura RISC, y esta equipado con 32 kB ISP de memoria flash con capacidad de leer y escribir al mismo tiempo, 1KB EEPROM, 1KB SRAM, 22 puertos de entradas y salidas. Este microcontrolador se utiliza principalmente para la comunicación USB de la tarjeta, además se utiliza en su función (PPM Encoder), que permite leer hasta ocho entradas de PWM y convertirlas en una sola salida para procesar esa información más tarde.

5.1.2. Telemetría

La telemetría esta basada en un enlace full-duplex utilizando módulos HM-PRT de HopeRF, usa una interfaz UART genérica, transmite en una banda de 915 MHz, la salida máxima de potencia es de 100mW (20dBm), la potencia puede ser ajustable de 2-20dBm, puede transmitir a una distancia de 1.8km en campo abierto y tiene una velocidad de transmisión de 115.2 Kbps [48]. Se utilizo el protocolo de comunicación MAVLink, el cual es un protocolo para la comunicación de mini vehículos aéreos con estaciones de control en tierra. Esto permitió utilizar la aplicación Mission Planer y obtener muchos parámetros sobre el vuelo del vehículo. Una captura de pantalla de la aplicación se puede observar en la figura 5.4.



Figura 5.4. Transición de telemetría del vuelo por medio de Mission Planner.

5.1.3. Sistema GPS

El sistema GPS (*Global Positioning System*) utilizado esta basado en el chip u-blox 6, puede conectarse a todos los satélites disponibles incluyendo el sistema europeo Galileo, tiene una precisión de hasta dos metros y tiene una taza de actualización de 5 Hz [49].

5.2. Pruebas experimentales de vuelo del mini VANT de ala fija

Antes de realizar un vuelo con motor, es necesario asegurarse de que todos los sistemas a bordo del vehículo se encuentre funcionando correctamente y además se debe encontrar balanceado en su centro de gravedad para que el vuelo sea estable. Las primeras pruebas se realizaron usando el control manual para observar su comportamiento figura 5.5. Se observó que a pesar de que el vehículo es estable, puede ser perturbado por las fuerzas del viento que lo golpean por diferentes ángulos, también se observó que el vehículo puede planear hasta por 80 metros. Los resultados obtenidos del cabeceo, alabeo y velocidad del vehículo se muestran en las figuras 5.6, 5.7, 5.8. En el caso del ángulo de cabeceo se observa que hay ángulos máximos de $\pm 15^\circ$, en alabeo se tiene ángulos máximos de 8° y mínimos de -7° . Finalmente las velocidades máximas fueron de 9 m/s.



Figura 5.5. Pruebas de planeo del mini VANT de ala fija.

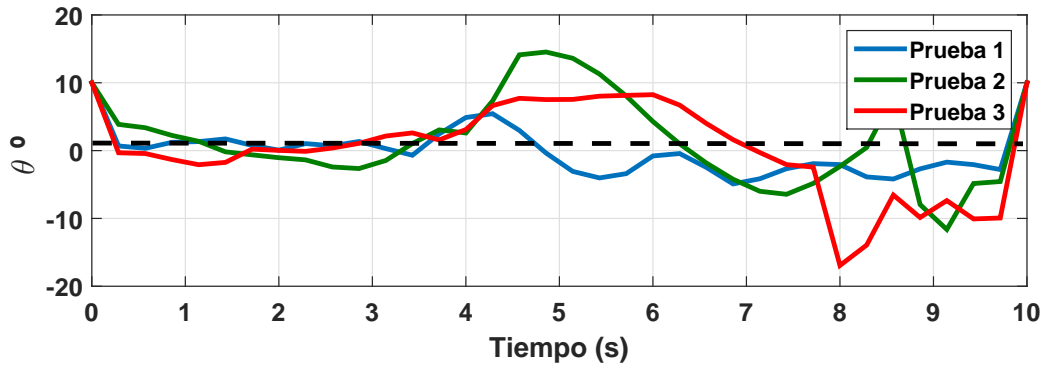


Figura 5.6. Señales de ángulo de cabeceo.

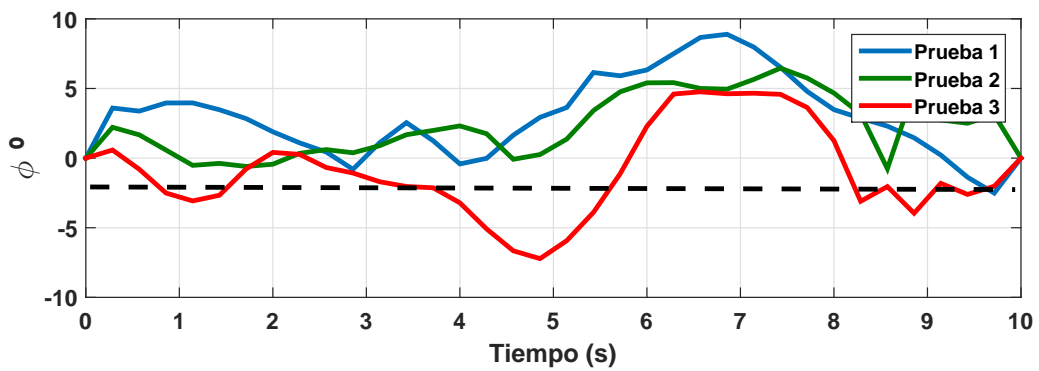


Figura 5.7. Señales del ángulo de alabeo.

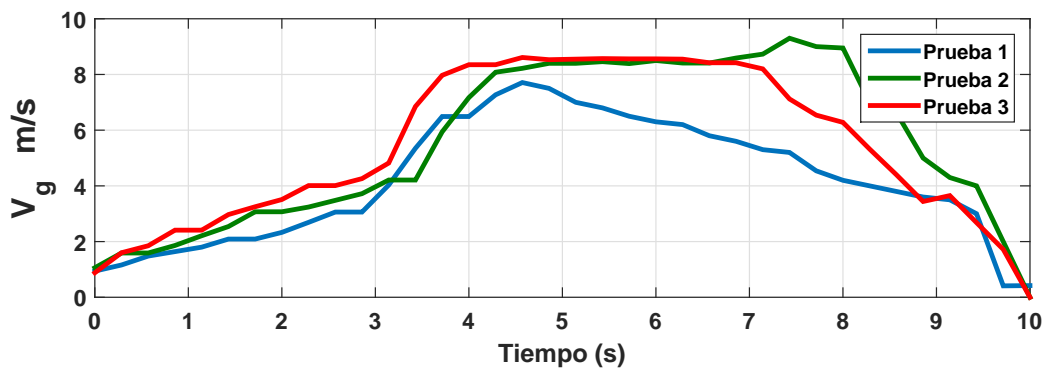


Figura 5.8. Velocidades tierra del vehículo.

Capítulo 6

Conclusiones

- Se desarrollo un simulador computacional en Matlab/Simulink utilizando las ecuaciones cinemáticas y dinámicas que modelan el vuelo de un vehículo aéreo de ala fija, además fue posible visualizar el resultado de las simulaciones por medio de una interfaz que permitía conectar Matlab/Simulink con un simulador de vuelo llamado FlightGear.
- Se construyo un mini VANT con la capacidad de carga útil de 1kg y con un volumen de $0.00406 m^3$. Una vez diseñado el vehículo se logro la identificación de parámetros aerodinámicos de las alas con la ayuda de un software XFLR5. La identificación de parámetros que modelan el motor utilizado se obtuvieron experimentalmente.
- Se desarrollo una ley de control basada en el control jerarquico, que nos permitía controlar la altura, velocidad y rumbo. Las simulaciones realizadas mostraron que la ley de control podía efectivamente seguir una altura, rumbo y velocidad deseados sin sobre pasar los limites impuestos en la sintonización de los controladores.
- Se construyo un panel fotovoltaico utilizando celdas monocristalinas comerciales, debido a que las dimensiones de estas celdas sobre paso el tamaño del espacio disponible en las alas, se recortaron utilizando un cortador de celdas fotovoltaicas desarrollado durante este trabajo de tesis. Una vez obtenidas las celdas con las dimensiones requeridas, se construyo un panel fotovoltaico y se coloco en las alas del vehículo. A pesar de que el panel fotovoltaico funciono correctamente se observo una disminución en le eficiencia del panel, esto principalmente porque las celdas presentaban pequeñas fisuras debido al proceso de corte de las misma.
- Se logro construir un sistema de gestión de energía que permitía manejar la carga y descarga de las baterías utilizadas en el vehículo, durante el diseño del circuito se observo que uno de los principales problemas del control de carga y descarga de baterías tipo LiPo es que es difícil medir la cantidad de energía de las baterías,

la solución utilizada en esta tesis fue medir el nivel de voltaje directamente de las líneas de recarga para conocer su carga, aunque este método es muy simple, no es exacto, principalmente porque este voltaje varía con respecto a la temperatura de las baterías.

- Se hicieron vuelos en lazo abierto que permitieron comprobar que el vehículo diseñado podía hacer vuelos a bajas velocidades (7.5 m/s), además se pudo comprobar la estabilidad del vehículo al observar que los ángulos de alabeo y cabeceo se mantenían dentro de un rango en vuelos a baja velocidad.

6.1. Trabajo a futuro

Durante el diseño y construcción del vehículo se encontraron varias oportunidades para mejorar cada uno de los sistemas que integran el mini VANT solar. El panel fotovoltaico puede ser mejorado debido a que es posible utilizar celdas fotovoltaicas flexibles que cubran una mayor área del ala, también es posible utilizar baterías con mayor densidad gravimétrica, para aumentar la autonomía de vuelo. El diseño del sistema de gestión de energía también puede ser mejorado usando un hidrómetro, haciendo conteo de coulombs o utilizando un espectro de impedancia para medir con mayor exactitud la carga de las baterías. En un trabajo futuro se considera implementar completamente el control automático del vehículo y realizar diferentes vuelos que comprueben el correcto funcionamiento de la ley de control diseñada durante este trabajo.

Apéndice A

Caracterización de un mini VANT de ala fija

En este apéndice se muestran los parámetros geométricos, aerodinámicos y de propulsión del mini VANT diseñado, este se muestra en la figura A.1.

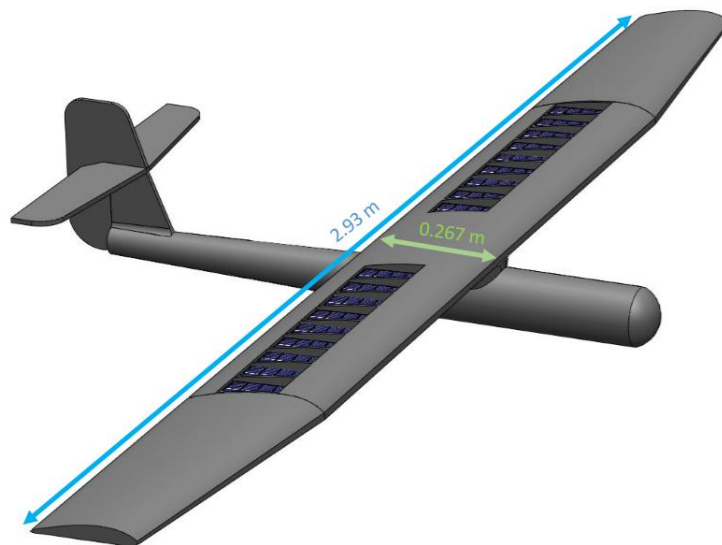


Figura A.1. Planeador GAVS-V1.

A.1. Parámetros geométricos

La matriz de inercia se obtuvo utilizando el Software XFLR5, un manual del uso de XFLR5 se puede encontrar en [50], para obtener estos parámetros es necesario introducir la geometría del vehículo y colocar los pesos que estarán incluidos en el vehículo en este caso se colocó el peso de la estructura, alas, fuselaje, electrónica y sistema de propulsión. El vehículo es simétrico por lo tanto la matriz de inercia solo tiene componentes en J_x ,

J_y , J_z y J_{xz} . Los resultado se pueden observar en la tabla A.1.

Parámetro	Valor
m	2.823 Kg
J_x	0.4943 Kg-m ²
J_y	0.0133 Kg-m ²
J_z	0.5074 Kg-m ²
J_{xz}	-0.000773 Kg-m ²
S (Área del ala)	0.796m ²
b (Envergadura del ala)	2.93 m
c (cuerda del ala)	0.267 m

Tabla A.1. Parámetros geométricos, matriz de inercia y masa.

A.2. Parámetros aerodinámicos

Los parámetros aerodinámicos se obtuvieron realizando un análisis de estabilidad en XFRLR5, se considero un ángulo de ataque (α) de cinco grados, y una elevación del elevador (δ_e) de seis grados al igual que la del alerón(δ_a). Para realizar este análisis se recomienda solo introducir las alas y superficies de control para obtener resultados más exactos, esto se puede observar en la figura A.2. Los resultado obtenidos se muestran en las tablas A.2, A.3 y A.4.

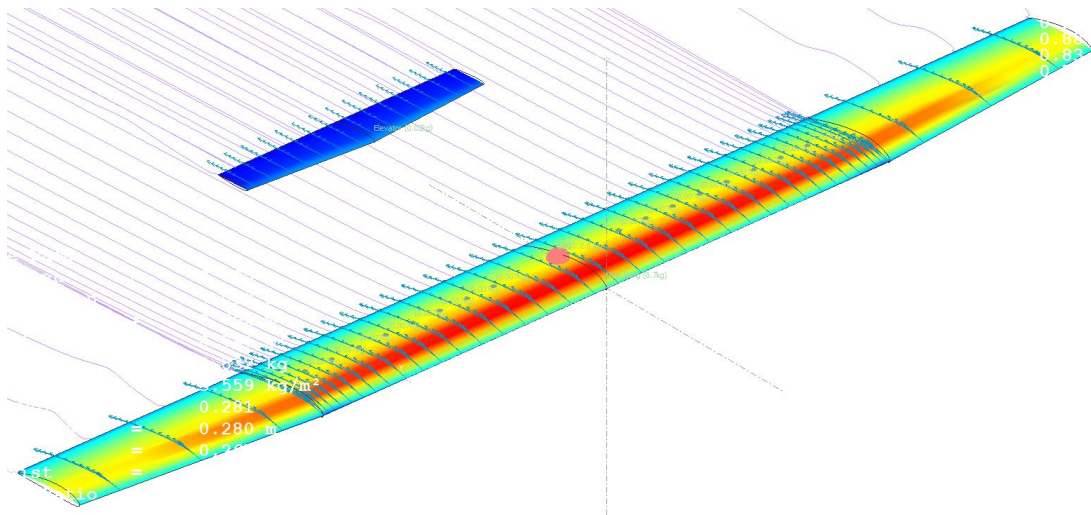


Figura A.2. Análisis aerodinámico.

Los coeficientes C_{L_0} , C_{D_0} y C_{m_0} se obtuvieron colocando el ángulo de ataque α en cero. C_{Y_0} es el coeficiente de fuerza lateral cuando $\beta = p = r = -\delta_a = \delta_a = 0$. Para una aeronave simétrica, C_{Y_0} es típicamente cero. Los coeficientes C_{l_0} y C_{n_0} son definidos de igual manera y normalmente son cero para aeronaves simétricas.

Coefficientes longitudinales			
	Valor		Valor
C_{L_0}	0.388	C_{m_α}	0.8826
C_{D_0}	0.004	C_{D_q}	0
C_{m_0}	0.038	C_{L_q}	4.2536
C_{L_α}	5.4228	C_{m_q}	-6.0553
C_{D_α}	0		

Tabla A.2. Coeficiente longitudinales.

Coefficientes laterales			
	Valor		Valor
C_{Y_0}	0.0000	C_{Y_p}	0.0025
C_{l_0}	0.0000	C_{l_p}	-0.6534
C_{n_0}	0.0000	C_{n_p}	-0.0246
C_{Y_β}	-0.0001	C_{Y_r}	-0.0001
C_{l_β}	-0.1200	C_{l_r}	0.0469
C_{n_β}	0.2500	C_{n_r}	-0.0000035

Tabla A.3. Coeficientes laterales.

Derivadas de control			
	Valor		Valor
$C_{L_{\delta_e}}$	-0.0001	$C_{l_{\delta_a}}$	0.2042
$C_{D_{\delta_e}}$	0	$C_{n_{\delta_a}}$	-0.00006
$C_{m_{\delta_e}}$	-1.0845	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.0000
$C_{Y_{\delta_a}}$	0.0003	$C_{l_{\delta_r}}$	0.0000

Tabla A.4. Coeficientes que modelan el efecto que causan las superficies de control δ_e , δ_a y δ_r al flexionarse.

A.3. Parámetros del sistema de propulsión

Una representación del funcionamiento de una propela se puede apreciar en la figura A.3, V_a representa la velocidad aerodinámica y V_d es la velocidad de descarga, este modelo se reporta en [51].

El empuje producido de una propela esta dada por

$$T_{outlet} = \rho V_a Q_d \quad (A.1)$$

donde ρ es la densidad del aire, y Q_d es la cantidad de aire en la descarga de la propela dada en unidades de volumen por tiempo. La cantidad de aire a la cual se descarga esta dada por

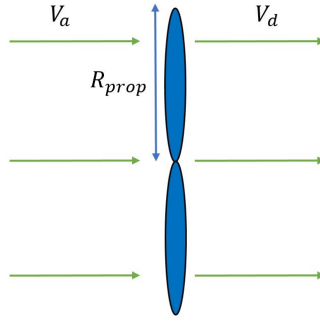


Figura A.3. Esquema del funcionamiento de una propela.

$$Q_d = C_{prop} A_{prop} V_d \quad (\text{A.2})$$

donde C_{prop} es un coeficiente adimensional que cuantifica la eficiencia de la propela, y A_{prop} es el área de barrido de la propela dada por $A_{prop} = \pi R_{prop}^2$, donde R_{prop} es el radio de la propela. El empuje a la salida de la propela por lo tanto es dado por

$$T_{outlet} = \rho \pi R_{prop}^2 C_{prop} V_d^2. \quad (\text{A.3})$$

La propela incrementa la presión y la velocidad del aire en la salida. La fuerza de arrastre producida por la propela puede ser expresada por

$$T_{drag} = \rho V_a Q_d = \rho \pi R_{prop}^2 C_{prop} V_a V_d. \quad (\text{A.4})$$

Por lo tanto, la fuerza de propulsión producida queda expresada como

$$T_{prop} = T_{outlet} - T_{drag} = \rho \pi R_{prop}^2 C_{prop} V_d (V_d - V_a). \quad (\text{A.5})$$

Para obtener una expresión que relacione el comando de propulsión δ_t con el empuje T_{prop} , se necesita un modelo que exprese la velocidad de descarga V_d en función del δ_t . Cuando la velocidad aerodinámica es igual cero, entonces la descarga esta dada por

$$V_d = K_m \delta_t, \quad (\text{A.6})$$

donde K_m es una constante del motor medido en m/s . La variable δ_t toma valores de cero a uno, donde $\delta_t = 1$ representa el empuje máximo, y $\delta_t = 0$ significa que no hay ningún empuje. Un método simple para medir K_m es colocar un tubo de pitot en la salida de viento de la propela y medir la velocidad del viento con un $\delta_t = 1$.

Cunado se tiene $\delta_t = 1$, la velocidad de descarga será K_m , y dependerá muy poco de V_a . Sin embargo, cuando $\delta_t = 0$, la propela deja de girar por lo tanto la velocidad de descarga es V_a , usando una interpolación lineal, podemos obtener que la velocidad de

descarga está dada por

$$V_d = K_m \delta_t + (1 - \delta_t)V_a = V_a + \delta_t(K_m - V_a). \quad (\text{A.7})$$

Por lo tanto, el modelo para el empuje como función de δ_t queda expresado de la siguiente manera

$$T_{prop} = \rho \pi R_{prop}^2 C_{prop} (V_a + \delta_t(K_m - V_a)) (\delta_t(K_m - V_a)). \quad (\text{A.8})$$

A.3.1. Caracterización motor

El motor utilizado es un motor brushless FMS-KV500, con una propela FMS 1400mm F4U. En la figura A.4 se muestra la prueba realiza, en esta prueba se midió el viento de salida de la propela con el PWM máximo ($\delta_t = 1$), usando un tubo de Pitot.

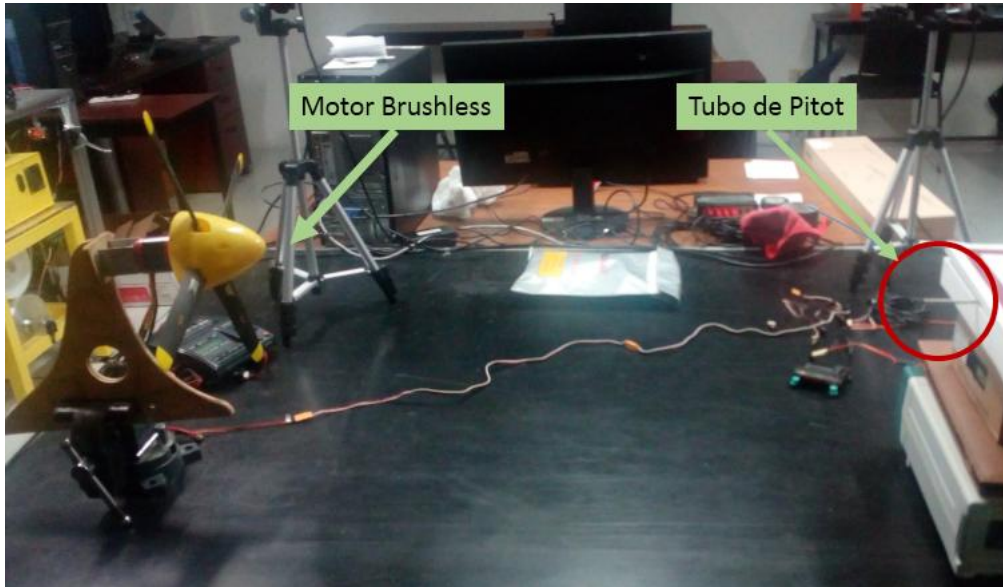


Figura A.4. Caracterización del motor.

Por lo tanto se obtuvieron los parámetros de la tabla A.5.

Parámetro	Valor
R_{prop}	0.185m
C_{prop}	0.98
K_m	13m/s
ρ	1.24Kg/m ³

Tabla A.5. Parámetros del sistema de propulsión.

Apéndice B

Conceptos físicos

B.1. Condiciones de equilibrio

Si se tiene un sistema escrito en ecuaciones diferenciales como

$$\dot{x} = f(x, u),$$

donde $f : \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^m \rightarrow \mathbb{R}^n$, x es el estado del sistema, y u es la entrada, se dice que esta en equilibrio en los estados x^* y en la entrada u^* si

$$f(x^*, u^*) = 0.$$

Una aeronave se encuentra en equilibrio cuando se encuentra volando en un vuelo estable, esto quiere decir que vuela a una altura y velocidad constante, con esto se logra que las velocidades del cuerpo u, v, w , los ángulos de Euler ϕ, θ, ψ y las velocidades angulares p, q, r permanezcan constantes. Por lo tanto los estados donde el vehículo se encuentra en equilibrio se resumen como

$$\begin{pmatrix} \dot{P}_n^* \\ \dot{P}_e^* \\ \dot{h}^* \\ \dot{u}^* \\ \dot{v}^* \\ \dot{w}^* \\ \dot{\phi}^* \\ \dot{\theta}^* \\ \dot{\psi}^* \\ \dot{p}^* \\ \dot{q}^* \\ \dot{r}^* \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} N/A \\ N/A \\ V_a^* \sin(\gamma^*) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{V_a^*}{R^*} \cos(\gamma^*) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

de las ecuaciones no lineales del aeronave se puede observar que p_n, p_e, p_d son independientes de las ecuaciones que modelan el movimiento de rotación y traslación, por lo que no importa su estado para las condiciones de equilibrio. En un despegue constante la velocidad de la aeronave se encuentra constante por lo que $\dot{u}^* = \dot{v}^* = \dot{w}^* = 0$, la velocidad de viraje también se encuentra en equilibrio por lo tanto

$$\dot{\psi}^* = \frac{V_a^*}{R} \cos(\gamma^*) \quad (\text{B.1})$$

lo que implica que $\dot{r}^* = 0$ y finalmente cuando se encuentra en un despegue constante la altura está dada por

$$\dot{h}^* = V_a^* \sin(\gamma^*). \quad (\text{B.2})$$

B.2. Viraje coordinado

Le ecuación 2.4 muestra que ϕ , depende de θ , ψ . Físicamente se puede ver que el giro del vehículo depende principalmente de ϕ , por lo tanto es posible encontrar un ecuación simplificada para describir este movimiento, las condiciones de un viraje coordinado permite encontrar una relación simplificada. Durante un giro coordinado no hay aceleraciones laterales en f^i . Esto es demostrado en [52].

En la figura B.1 se muestra que las fuerzas centrífugas del mini VANT son iguales y opuestas a la componente horizontal de la fuerza de sustentación actuando en la dirección radial. Sumando las fuerzas en la dirección horizontal se obtiene

$$F_{lift} \sin \phi \cos (\chi - \psi) = m (V_g \cos \gamma) \dot{\chi} \quad (\text{B.3})$$

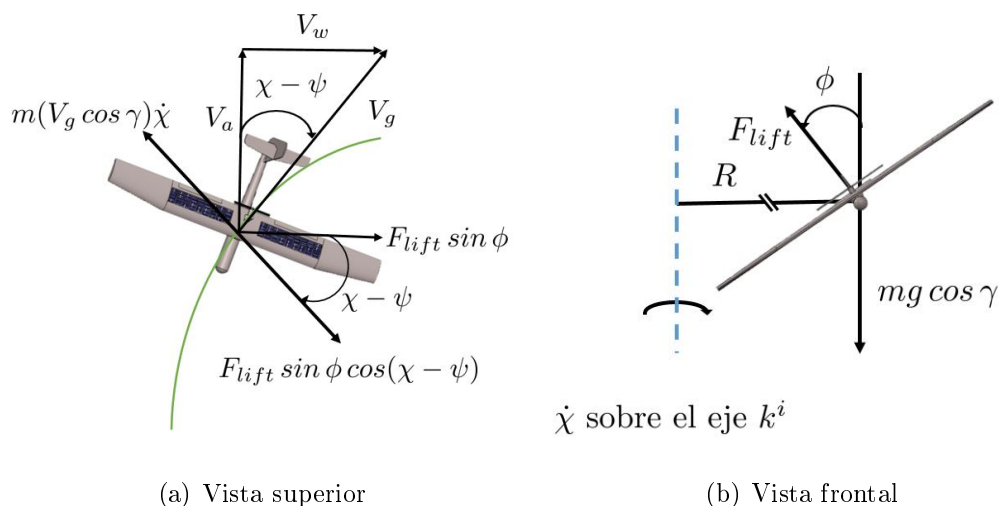


Figura B.1. Diagrama de cuerpo libre indicando las fuerzas que actúan en mini un VANT durante un viraje coordinado con un ascenso constante.

donde F_{lift} es la fuerza de sustentación, γ es la trayectoria de vuelo, V_g es la velocidad tierra y χ es el ángulo de rumbo. La fuerza centrífuga es calculada usando la velocidad angular de $\dot{\chi}$ sobre el eje k^i y la componente horizontal de la velocidad aerodinámica, $(V_a \cos \gamma)$. De igual manera, la componente vertical de la fuerza de sustentación es igual y opuesta a la proyección de la fuerza gravitacional sobre $j^b - k^b$. Sumando las fuerzas verticales se obtiene

$$F_{lift} \cos \phi = m g \cos \gamma. \quad (B.4)$$

Dividiendo la ecuación B.3 por la ecuación B.4 y resolviendo para $\dot{\chi}$ obtenemos

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V_g} \tan \phi \cos (\chi - \psi), \quad (B.5)$$

la cual es la ecuación de un viraje coordinado. En ausencia de aire $\psi = \chi$, por lo tanto

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V_g} \tan \phi. \quad (B.6)$$

B.3. Velocidad aerodinámica

Las fuerzas aerodinámicas en un mini VANT, dependen principalmente de la velocidad del aeronave con respecto al viento circundante, cuando no hay viento la velocidad aerodinámica es igual a la velocidad tierra. Sin embargo en los vuelos reales el viento siempre esta presente. La velocidad aerodinámica V_a depende de la velocidad del viento, la velocidad tierra es la velocidad que se mide en un marco de referencia inercial. Estas velocidades se pueden relacionar de la siguiente manera

$$V_a = V_g - V_w \quad (\text{B.7})$$

donde V_w es la velocidad viento en el marco de referencia inercial del mismo modo que V_g . La velocidad V_g en el marco de referencia cuerpo puede quedar representado como:

$$V_g^b = \begin{pmatrix} \mu \\ v \\ \omega \end{pmatrix}.$$

La velocidad viento puede ser expresada en el marco de referencia cuerpo como:

$$V_w^b = \begin{pmatrix} \mu_w \\ v_w \\ \omega_w \end{pmatrix} = \mathcal{R}_v^b(\phi, \theta, \psi) \begin{pmatrix} w_n \\ w_e \\ w_d \end{pmatrix}$$

Entonces V_a queda expresado de la siguiente manera

$$V_a^b = \begin{pmatrix} \mu_a \\ v_a \\ \omega_a \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mu - \mu_w \\ v - v_w \\ \omega - \omega_w \end{pmatrix}$$

donde u_a, v_a y w_a se utilizan para calcular las fuerzas aerodinámicas y momentos que actúan sobre el vehículo. Las velocidades u, v y w son estados del sistema y pueden ser calculadas a partir de la solución de las ecuaciones de movimiento. Las componentes del viento u_w, v_w y w_w típicamente vienen del modelado del viento que se este utilizando. Teniendo en cuenta que V_a es la velocidad del aeronave con respecto al viento, este puede ser expresado directamente expresada en el marco de referencia viento como

$$V_a^w = \begin{pmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Para expresar V_a en el marco de referencia cuerpo se tiene que realizar dos transformaciones. Se comienza con el marco de referencia viento F_w . Si se rota un ángulo β sobre el eje K , se obtiene el marco de referencia de estabilidad F_s . Si entonces rotamos un ángulo α sobre el eje J obtenemos un marco de referencia cuerpo F_b . Esto que expresado como:

$$V_a^b = \mathcal{R}_v^b(\phi, \theta, \psi) \begin{pmatrix} \mu_a \\ v_a \\ \omega_a \end{pmatrix} = \mathcal{R}_w^b \begin{pmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \alpha & -\sin \beta \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & -\sin \beta \sin \alpha \\ \cos \beta \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

lo que implica que

$$\begin{pmatrix} \mu_a \\ v_a \\ \omega_a \end{pmatrix} = V_a \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{pmatrix}.$$

Invirtiendo esta relación se obtiene que

$$V_a = \sqrt{\mu_a^2 + v_a^2 + \omega_a^2}$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{\omega_a}{u_r} \right) \tag{B.8}$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v_a}{\sqrt{\mu_a^2 + v_a^2 + \omega_a^2}} \right).$$

Apéndice C

Simulador computacional

La simulación consta de cinco módulos, esto se puede apreciar en la figura C.1, el modulo central llamado “Mini VANT de ala fija” C.2 contiene las ecuaciones dinámicas y cinemáticas, además calcula las fuerzas y momentos que actúan en el vehículo. Este modulo tiene dos entradas, en la primera entran las señales que mueven las superficies de control δ_e , δ_a , δ_r y la señal de control del sistema de propulsión δ_t . Esta entrada puede ser cambiada a una señal manual con un periférico como puede ser un palanca de mando, un radio control o pueden ser enviadas por un controlador automático. La segunda entrada proviene del medio ambiente donde se esta volando el vehículo aquí se incluye la velocidad del viento.

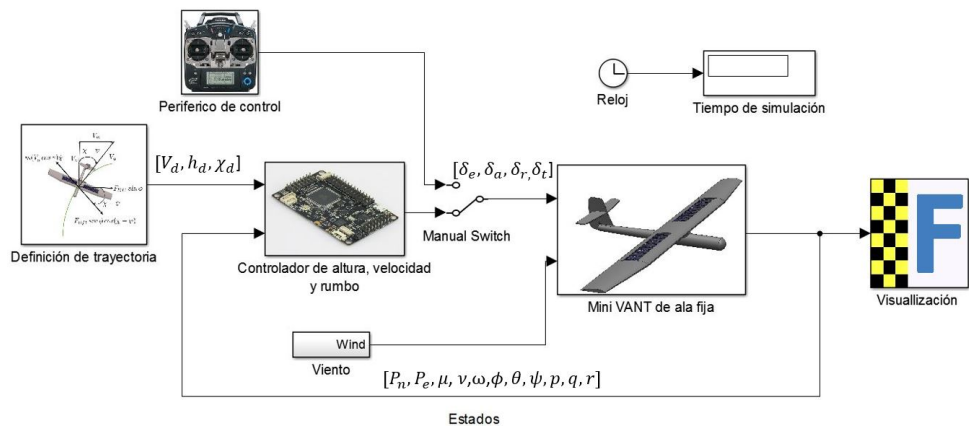


Figura C.1. Diagrama de los módulos que conforman la simulación en MATLAB/Simulink.

El modulo “Controlador de altura, velocidad y rumbo” C.3, incluye el algoritmo de la ley de control desarrollado previamente. A la salida de este modulo se encuentran las señales de control a aplicar al vehículo.

El modulo “ Definición de trayectoria” C.4 calcula el rumbo χ que debe seguir el vehículo para seguir una trayectoria circular definida, por lo tanto en este bloque se

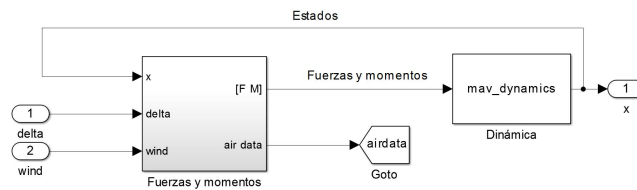


Figura C.2. Módulo “Mini VANT de ala fija”.

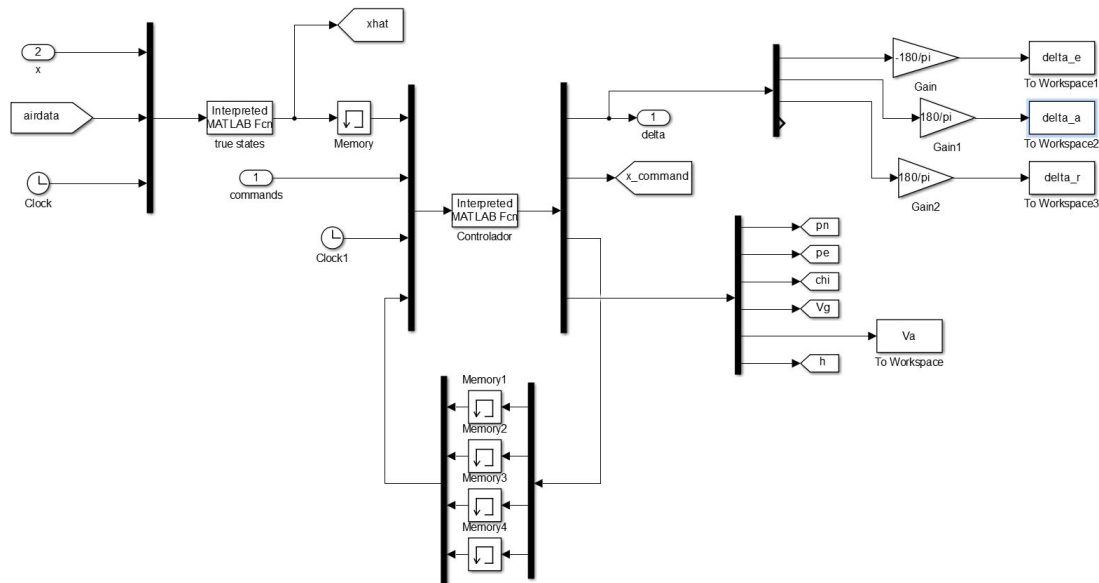


Figura C.3. Módulo “Control de altura, velocidad y rumbo”.

indica el radio del círculo y la posición en el sistema de referencia inercial. En este bloque también se incluyen la altura h y velocidad aerodinámica V_a deseada que se quiere seguir.

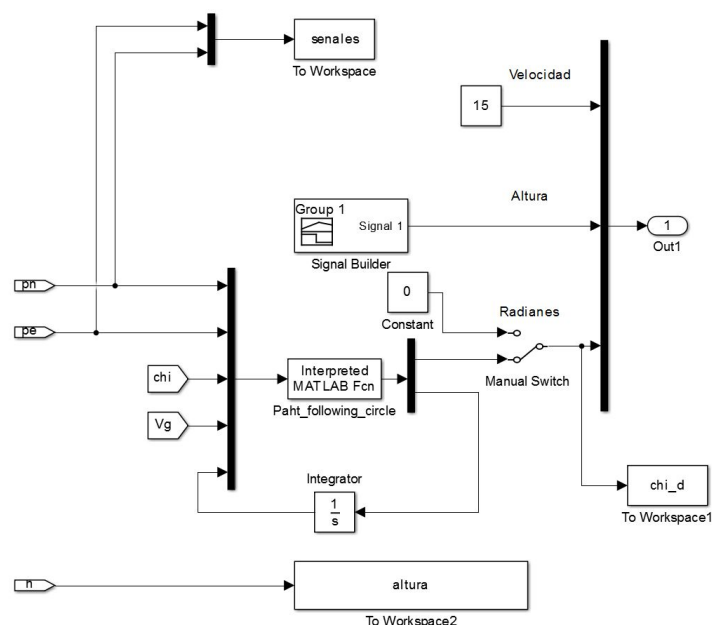


Figura C.4. Módulo “Definición de trayectoria”.

Finalmente se tiene el módulo de “Visualización” C.5, aquí se incluyó una representación en realidad virtual con el Software FlightGear, las entradas del submódulo de FlightGear Simulator son la longitud, latitud, altura y los ángulos de ϕ , θ y ψ . Como se puede apreciar este submódulo no utiliza el sistema de referencia inercial NED por lo que se incluyó un bloque que permite realizar una conversión del sistema de referencia inercial NED a un sistema de referencia de coordenadas geocéntricas, este bloque tiene que tener como condiciones iniciales una latitud y longitud inicial. En este submódulo se agregó una representación gráfica en 3D para observar la trayectoria que sigue el vehículo.

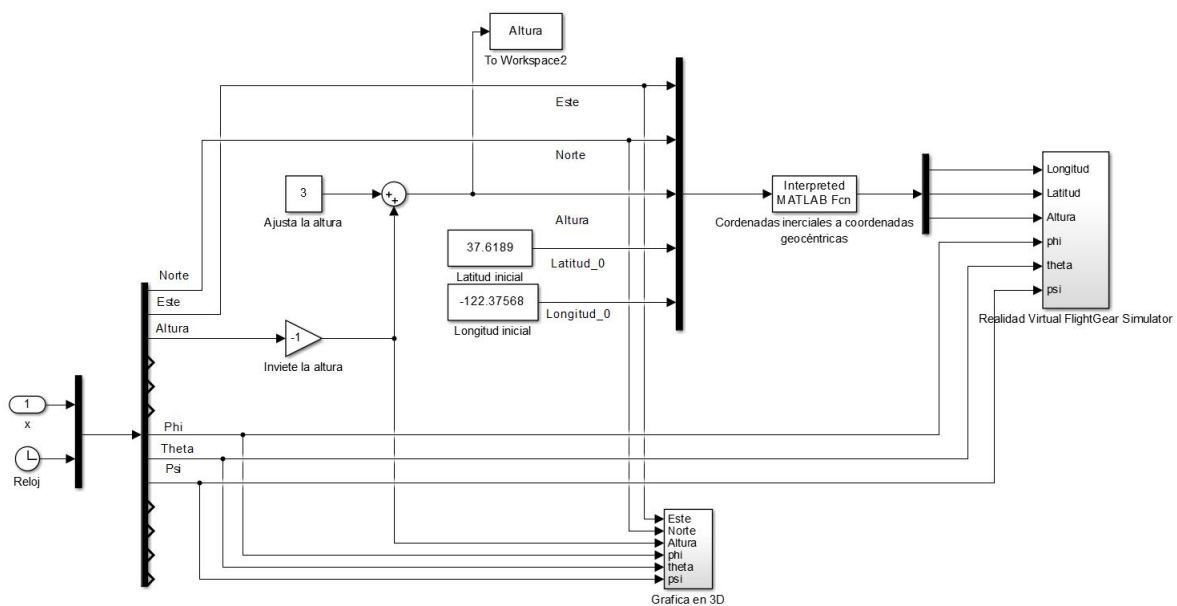


Figura C.5. Módulo “Visualización”.

Apéndice D

Congresos y publicaciones

En esta sección se presentan las constancias de participación a los congresos que se asistió y participo, así mismo se presentan las portadas de los artículos sometidos, aceptados y presentados, producto de este trabajo de tesis.

El primer congreso al que se asistió fue al *3er. Coloquio de Energía: Uso Actual de la Energía y Energías Renovables, Seminario Regional ICTP-UNACH-UNESCO Sesión Energía.*, realizado del 1-4 de septiembre del 2015 en la Universidad Autónoma de Chiapas, Campus I, Tuxtla Gutiérrez, Chiapas, México, donde presento el trabajo llamado *Configuración de celdas fotovoltaicas para un vehículo aéreo no tripulado (VANT) de ala fija.* La constancia se puede ver en la figura D.1

El segundo congreso al que se asistió fue un congreso internacional llamado *2016 13th International Conference on Power Electronics (CIEP)*, llevado acabo del 20-23 de junio del 2016 en Guanajuato, México. Donde se presento el artículo llamado *Modeling and Control of a fixed-wing UAV powerd by solar energy: an electric array reconfiguration approach*, la primera hoja del articulo se puede observar en la figura D.2.

El tercer congreso en el que se participo fue un congreso internacional llamado *43rd IEEE Photovoltaic Specialist Conference* llevado acabo del 5-10 de junio del 2016 en Portland, OR. Donde se presento en colaboración con Moisés García Juárez el artículo llamado *Modeling and Simulation of a Photovoltaic Array for a fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle*, la primera hoja del artículo se puede observar en la figura D.3.



Figura D.1. Constancia de participación en el :3er. Coloquio de Energía: Uso Actual de la Energía y Energías Renovables, Seminario Regional ICTP-UNACH-UNESCO Sesión Energía.

Modeling and Control of a fixed-wing UAV powered by solar energy: an electric array reconfiguration approach

C. Grano-Romero*, M. García-Juárez*, J.F. Guerrero-Castellanos*,
W.F. Guerrero-Sánchez†, R.C. Ambrosio-Lázaro*, G. Mino-Aguilar*

*Autonomous University of Puebla (BUAP), Faculty of Electronics, Puebla, Mexico

† Autonomous University of Puebla (BUAP), Faculty of Physic and Mathematics, Puebla, Mexico,
Email: cristian.grano.romero@gmail.com

Abstract—In this paper the mathematical model of a fixed-wing UAV powered by solar energy is presented, the aim is to show the performance of a longitudinal control for this UAV, using successive loop closure. Also is presented a methodology for a photovoltaic (PV) array reconfiguration allowing the load to be matched and delivering the maximum power. The system model the longitudinal controller together with the PV reconfiguration methodology is validated using numerical simulations.

I. INTRODUCTION

In recent years the use of mini Unmanned Aerial Vehicles (UAV) has been increased for applications on urban surveillance, traffic monitoring, border surveillance, digital mapping, forest fire detection and rescue missions. The most used mini UAV is currently the rotary wing since it has greater stability and can perform maneuvers that require precision on the air, however for applications where it is required that the UAVs cover greater distances it does not work well, in those cases fixed-wing aircrafts are preferred for their aerodynamic efficiency. The flight time in the fixed-aircrafts depends on the capacity of their source of energy, but this time is not always enough to accomplish their tasks, a solution for this problem is to use solar cells in order to increase the flight time.

The most common structure in solar aircrafts is the use of a photovoltaic panel, a maximum power point tracker (MPPT) and a battery bank as is shown in [1] and [2]. This structure is very useful when we have a big area and a large payload. In [3] and [4], is presented a reconfigurable photovoltaic panel, the aim is attend the variable energy demanded for the charge, for example in an electric car there are current peaks when the motor starts, or each time the motor reduce its velocity. The same behavior can be observed in UAVs during a track path, each time the vehicle arrives at a desired point the velocity is reduced and more current is needed to achieve the velocity wanted. In this paper is presented a longitudinal controller based on transfer functions, and also a methodology of photovoltaic array reconfiguration to provide electric energy to the UAV.

The paper is organized as follows, in section II are given some mathematical preliminaries about the model of a Fixed-Wing UAV, a description of its propulsion system and a mathematical model of a PV. In section III is explained the concept of PV reconfigurable for loading request. In section IV are presented the equations to develop a longitudinal control. In section V is presented the idea of the PV reconfigurable and also is described the solar cell used in the simulations. In section VI are presented results about the behavior of the PV reconfigurable during the take-off zone, climb zone and the altitude hold zone and finally are given some conclusions of the work.

II. MATHEMATICAL PRELIMINARIES

A. Mathematical model of a Fixed-Wing UAV

The representation of a Fixed-Wing UAV, which have six degrees of freedom and only two control surfaces, are shown in Fig. 1. In an aircraft we have three control surfaces known as aileron (δ_a), elevator (δ_e) and rudder (δ_r). In the case of a delta-wing the aileron and elevator are combined and called elevons (δ_{er} and δ_{el}). Generally the fixed-wing aircrafts only have one propulsion motor δ_t .

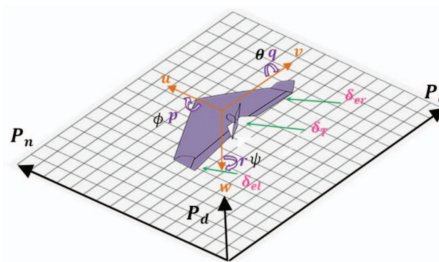


Fig. 1. Position of Delta-Wing UAV over the inertial frame.

B. The Flat-Earth Equations

The equations for modeling a fixed-wing are divided into kinematic and dynamic equations. The kinematics equations

Modeling and Simulation of a Photovoltaic Array for a fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle

Moisés García¹, Cristian Grano¹, J. Fermi Guerrero¹, Roberto C. Ambrosio¹, Mario Moreno²,
W. Fermín Guerrero¹, Gerardo Mino¹, and Victor R. González¹

¹Meritorious Autonomous University of Puebla, Puebla, Mexico, 72570

²National Institute for Astrophysics Optics and Electronics, Puebla, Mexico, 7200

Abstract—Nowadays the unmanned aerial vehicles (UAV) have received attention as a tool for the human and military applications, such as monitoring, surveillance and also in the development of sensors networks. Therefore, some of the critical tasks of UAVs are: planning, control and autonomy. Regarding the autonomy, it is limited for the durability and lifetime of battery. In this way, the solar energy plays an important role for the unmanned vehicles in order to provide the enough power. This work presents the modeling and simulation of photovoltaic (PV) array for application in unmanned aerial vehicle to supply the energy of the UAV avionics. The model was developed in MATLAB/Simulink for 3 Watts of photovoltaic array. It is based on mathematical equations taking into account the equivalent circuit. The simulation allows determining the performance of PV array under different values of solar radiation and temperature. The model was validated and compared with experimental data and it presented an error of 11%.

Index Terms—Simulation in MATLAB/SIMULINK, Modeling Validation, Avionics, solar array.

I. INTRODUCTION

Currently, unmanned aerial vehicles (UAVs) have gained much attention due to the applications of inspection, surveillance and development of sensors networks among others [1]. In the development of UAVs, the fixed wing has been positioned to revolutionize aerial observation, commercial communication and military field [2]. However, the most challenging for autonomy and endurance in an UAV is referred to the power source. Batteries and fuel are two common power sources for this aircraft, however these present a big challenge since they do not provide the enough capacity for large time of flight. Using solar energy as an alternative power source is possible to increase the endurance and continuous flight. Thus, solar energy is captured through PV arrays and it is used to propel the aircraft or it can be stored and used when the solar conditions are non optimal [3]. Therefore to address the issues mentioned, the goal is to obtain the necessary power to flight and to provide autonomy tasks for fixed wing UAV. In order to implement the UAV prototype and its electronic control and energy management circuits, a complete flight simulation environment of the solar UAV is developed currently for the control systems group and renewable energy group at Meritorious Autonomous University of Puebla (BUAP) and National Institute for Astrophysics Optics and Electronics (INAOE). This simulator allows developing the algorithms for guidance and control combined with the energy

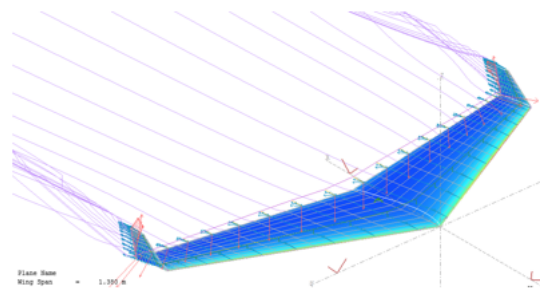


Fig. 1. XLR5 simulation of a Delta-wing unmanned aerial vehicle.

management system (see Fig. 1). Actually, it is composed by three main modules: kinematic and dynamic, guidance and control, propulsion and energy management system.

The main objective is to investigate how the environmental conditions and power requirements impact in the performance of the aircraft. In addition, this study will be essential in order to determine the requirement of DC-DC converters, Maximum Power Point tracking (MPPT) algorithms, which allow to implement the electronic systems for the energy management.

This work is focused in the modeling and simulation of a photovoltaic array with a total power of 3W, using the combination of 11 solar cells. The model was developed in MATLAB/Simulink and compared with simelectronics Toolbox. The output parameters are the current-voltage (I-V) and power-voltage (P-V) characteristics under variations of environmental parameters such as temperature and irradiance. Also, we taking account the effects of resistor R_S in the modeling. The developed model was validated experimentally using the photovoltaic array built with mono-crystalline silicon solar cells with dimensions of $7.7 \times 2.9 \text{ cm}^2$ solar cells. The experimental results obtained, exhibited a good agreement with the simulated data. Thus the model developed here is a powerful tool to determine the performance of the photovoltaic array for the energy system of the UAV.

The paper is structured as follows: the modeling of PV arrays is given in section II. Then, in section III the development

Bibliografía

- [1] Kenzo Nonami, Farid Kendoul, Satoshi Suzuki, Wei Wang, and Daisuke Nakazawa. *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. Springer Science & Business Media, 2010.
- [2] Ackerman E. Meet nasa's futuristic drone research lab. <http://spectrum.ieee.org/automaton/robotics/aerial-robots/unmanned-aerial-systems-at-nasa-dryden>. 27 de enero del 2015.
- [3] Nrl's uav sets 26-hour flight endurance record. <http://spectrum.ieee.org/automaton/robotics/robotics-software/nrls-uav-sets-26hour-flight-endurance-record>. 15 de febrero del 2015.
- [4] Ackerman E. Introducing solara, the atmospheric satellite. <http://spectrum.ieee.org/aerospace/aviation/introducing-solara-the-atmospheric-satellite>. 24 de enero del 2015.
- [5] Savage N. Solar cell breaks efficiency record. <http://spectrum.ieee.org/green-tech/solar/solar-cell-breaks-efficiency-record>. 30 de enero del 2015.
- [6] Andre Noth, R Siegwart, and W Engel. *Design of solar powered airplanes for continuous flight*. PhD thesis, ETH, 2008.
- [7] Eduardo Juventino RAMÍREZ-CHÁVEZ, CRUZ-GARCÍA Alejandro, Oscar Eliel REYES-CARREÑO, Alejandra Gisela LAGUNAS-PÉREZ, and Carlos LOPEZ-ARMERIA. Uso de vehículo aéreo no tripulado para la zonificación del área destinada voluntariamente para la conservación la ciénega puerto ángel, oaxaca.
- [8] Julián Ramos-García, Guerrero-Castellanos José Fermi, and Victor Rodolfo González-Díaz. Diseño e implementación de un sistema de navegación y monitoreo ambiental para vehículos autónomos, 2016.
- [9] Eduard Semsch, Michal Jakob, Dušan Pavlicek, and Michal Pechoucek. Autonomous uav surveillance in complex urban environments. In *Web Intelligence and Intelli-*

- gent Agent Technologies, 2009. *WI-IAT'09. IEEE/WIC/ACM International Joint Conferences on*, volume 2, pages 82–85. IET, 2009.
- [10] Palmisano J. Parrot company. <https://www.sensefly.com/drones/ebee.html>. 15 de Mayo del 2015.
- [11] Jonathan Vanian. Behind the scenes with facebook's new solar-powered internet drone and laser technology, 2015.
- [12] Gibbs Y. Nasa armstrong fact sheet: Helios prototype. <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>. 28 de Febrero del 2014.
- [13] Bento M F. Unmanned aerial vehicles. <http://www.insidegnss.com/auto/janfeb08-wp.pdf>. 8 de febrero del 2015.
- [14] Stefan Leutenegger, Mathieu Jabas, and Roland Y Siegwart. Solar airplane conceptual design and performance estimation. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 61(1-4):545–561, 2011.
- [15] Solar impulse. <http://www.solarimpulse.com/>. 15 de Mayo del 2015.
- [16] Kenzo Nonami, Farid Kendoul, Satoshi Suzuki, Wei Wang, and Daisuke Nakazawa. *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. Springer Science & Business Media, 2010.
- [17] Ryan M France, John F Geisz, Iván García, Myles A Steiner, William E McMahon, Daniel J Friedman, Tom E Moriarty, Carl Osterwald, J Scott Ward, Anna Duda, et al. Quadruple-junction inverted metamorphic concentrator devices. *IEEE Journal of Photovoltaics*, 5(1):432–437, 2015.
- [18] Jianhua Zhao, Aihua Wang, Martin A Green, and Francesca Ferrazza. 19.8 % efficient honeycomb textured multicrystalline and 24.4 % monocrystalline silicon solar cells. *Applied Physics Letters*, 73(14):1991–1993, 1998.
- [19] Miguel A Contreras, Brian Egaas, K Ramanathan, J Hiltner, A Swartzlander, F Haseoon, and Rommel Noufi. Progress toward 20 % efficiency in cu (in, ga) se₂ polycrystalline thin-film solar cells. *Progress in Photovoltaics: Research and applications*, 7(4):311–316, 1999.
- [20] D Derkacs, SH Lim, P Matheu, W Mar, and ET Yu. Improved performance of amorphous silicon solar cells via scattering from surface plasmon polaritons in nearby metallic nanoparticles. *Applied Physics Letters*, 89(9):93103–93103, 2006.
- [21] I. Buchmann and Cadex Electronics Inc. *Batteries in a Portable World: A Handbook on Rechargeable Batteries for Non-engineers*. Cadex Electronics, 2001.

- [22] BU-409. Bu-409: Charging lithium-ion. http://batteryuniversity.com/learn/article/charging_lithium_ion_batteries. 27 de enero del 2015.
- [23] J. Salt. Understanding rc lipo batteries. <http://www.rchelicopterfun.com/rc-lipo-batteries.html>. 27 de enero del 2015.
- [24] Trishan Eswam, Patrick L Chapman, et al. Comparison of photovoltaic array maximum power point tracking techniques. *IEEE Transactions on Energy Conversion EC*, 22(2):439, 2007.
- [25] Roberto Faranda and Sonia Leva. A comparative study of mppt techniques for pv systems. In *7th WSEAS International Conference on Application of Electrical Engineering (AEE08), Trondheim, Norway*, 2008.
- [26] L Ruiz, J Beristáin, T Sosa, and J Hernández. Estudio del algoritmo de seguimiento de punto de máxima potencia perturbar y observar. *Revista de Ingeniería Eléctrica, Electrónica y Computación*, 8(1):17–23, 2010.
- [27] Steven L. Morris, David E. Bossert, and Wayne F. Hallgren. *Introduction to Aircraft Flight Mechanics*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2003.
- [28] B.N. Pamadi. *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2004.
- [29] Egbert Torenbeek and H Wittenberg. *Flight physics: essentials of aeronautical disciplines and technology, with historical notes*. Springer Science & Business Media, 2009.
- [30] J Meyer, JAF Du Plessis, P Ellis, and W Clark. Design considerations for a low altitude long endurance solar powered unmanned aerial vehicle. In *AFRICON 2007*, pages 1–7. IEEE, 2007.
- [31] Sepehr Hosseini, Ran Dai, and Mehran Mesbahi. Optimal path planning and power allocation for a long endurance solar-powered uav. In *American Control Conference (ACC), 2013*, pages 2588–2593. IEEE, 2013.
- [32] H Bahrami Torabi, M Sadi, et al. Solar power system for experimental unmanned aerial vehicle (uav); design and fabrication. In *Power Electronics, Drive Systems and Technologies Conference (PEDSTC), 2011 2nd*, pages 129–134. IEEE, 2011.
- [33] CS Murdoch and SN Reynoso. Design and implementation of a mppt circuit for a solar uav. *Latin America Transactions, IEEE (Revista IEEE America Latina)*, 11(1):108–111, 2013.

- [34] Jaw-Kuen Shiau, Der-Ming Ma, Pin-Ying Yang, Geng-Feng Wang, and Jhij Hua Gong. Design of a solar power management system for an experimental uav. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, 45(4):1350–1360, 2009.
- [35] JF Guerrero-Castellanos, JJ Téllez-Guzmán, Sylvain Durand, Nicolas Marchand, JU Alvarez-Muñoz, and Victor R Gonzalez-Diaz. Attitude stabilization of a quadrotor by means of event-triggered nonlinear control. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 73(1-4):123–135, 2014.
- [36] Cardona W. Energías renovables. http://mim.promexico.gob.mx/work/sites/mim/resources/LocalContent/42/2/130726_DS_Energias_Renovables_ES.pdf. 10 de enero del 2015.
- [37] Randal W Beard and Timothy W McLain. *Small unmanned aircraft: Theory and practice*. Princeton University Press, 2012.
- [38] B.L. Stevens, F.L. Lewis, and E.N. Johnson. *Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems*. Wiley, 2015.
- [39] Xflr5. <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>. 17 de Julio del 2016.
- [40] Flightgear flight simulator. <http://www.flightgear.org/about/>. 15 de Mayo del 2015.
- [41] Ac3d. <http://www.inivis.com/>. 15 de Mayo del 2015.
- [42] MATLAB Support. Work with the flight simulator interface. <https://www.mathworks.com/help/aeroblks/working-with-the-flight-simulator-interface.html?searchHighlight=flygear%20MATLAB>. 15 de Mayo del 2015.
- [43] Grano C. Vuelo de mini vant de ala fija. <https://drive.google.com/open?id=0B2mcFRvF00TQWElhaHBFdW1HY1k>. 26 de Octubre del 2016.
- [44] Eagle. <https://cadsoft.io/>. 27 de Octubre del 2016.
- [45] David Linden and Thomas Reddy. *Handbook of batteries*. McGraw-Hill Pub., 2002.
- [46] Isidor Buchmann. How to measure the state-of-charge. http://batteryuniversity.com/learn/article/how_to_measure_state_of_charge. 1 de Junio del 2016.
- [47] Arduino. <https://www.arduino.cc/>. 25 de Octubre del 2016.
- [48] Telemetria. http://www.hoperf.com/upload/rf/HM-TRLR-S_Series_english_.pdf. 25 de Noviembre del 2016.

- [49] Gps. [https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/LEA-6_ProductSummary_\(GPS.G6-HW-09002\).pdf](https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/LEA-6_ProductSummary_(GPS.G6-HW-09002).pdf). 22 de Noviembre del 2016.
- [50] Manual de uso de xflr5. http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Aerodynamics/Software/XFLR5/Manuals/Anexo-C_Jorge.pdf. 17 de Julio del 2016.
- [51] P FitzPatrick. Calculation of thrust in a ducted fan assembly for hovercraft. *Hovercraft Club of Great Britain, SE Branch*, 2003.
- [52] Warren F Phillips. *Mechanics of flight*. John Wiley & Sons, 2004.