

RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO
2. **TÍTULO:** DISEÑO CONCEPTUAL DE UN SISTEMA DE PROPULSIÓN BASADO EN FUENTES DE ENERGÍA RENOVABLES PARA EL PLANEADOR ATLAS M1
3. **AUTORES:** Pedro Nel Caro Díaz, Cristian Camilo García Alvarado, Óscar Manolo Insuasty Barrero
4. **LUGAR:** Bogotá, D.C.
5. **FECHA:** Junio de 2011
6. **PALABRAS CLAVE:** Energías renovables, Energía Solar, Paneles Solares, Baterías, Motores eléctricos, Hélice, Moto-Planeador Solar, Mecanismo de despliegue, Tiempo de carga, Tiempo de descarga..
7. **DESCRIPCION DEL TRABAJO:** El objetivo principal de este proyecto es diseñar de manera conceptual un sistema de propulsión basado en la utilización de paneles solares y un motor eléctrico para adaptarlo en el planeador de alto rendimiento Atlas **M1**.
8. **LÍNEAS DE INVESTIGACION:** Línea de investigación de la USB: tecnologías actuales y sociedad
Sub-línea de facultad de Ingeniería: Energías y Vehículos. Campo temático del programa; Diseño y construcción de aeronaves y energías renovables.
9. **FUENTES CONSULTADAS:** (OACI), O. d. (2008). Informa Anual del Concejo. Montreal Quebec, Canadá.. Davidson, Michael W.; Universidad Estatal de Florida. (02-10:52 AM de Octubre de 2004). Molecular Expressions. Recuperado el 24 de Junio de 2011, de Molecular Expressions: <http://micro.magnet.fsu.edu/optics/timeline/people/beckquere.html>. Smith, W. (1873).The action of light on selenium. Telegraph Engineers, Journal of the Society , 2(4), 31 a 33.. U.S. Department of Energy.(21 de Diciembre de 2005). EnergyEfficiency&RenewableEnergy.Recuperado el 12 de Agosto de 2011, de EnergyEfficiency&RenewableEnergy: http://www1.eere.energy.gov/solar/pdfs/solar_timeline.pdf. Perlin, J. (11 de Agosto de 2004). theNationalRenewableEnergyLaboratory. Recuperado el 3 de Agosto de 2011, de theNationalRenewableEnergyLaboratory: <http://www.nrel.gov/docs/fy04osti/33947.pdf>. Energia Solar Fotovoltaica. (s.f.). Recuperado el 1 de Septiembre de 2011, de Energia Solar Fotovoltaica: http://www.energia-solar-fotovoltaica.info/2_Breve_Historia/3_Energia_Solar_en_la_Era_Espacial_Paneles_Solares.html. Guzman Sada, P. (11 de 1 de 2011). Lular, Ciencia. Recuperado el 10 de Septiembre de 2011, de Lular, Ciencia: <http://lular.es/a/ciencia/2011/01/Que-es-Vanguard-I.html>. TheRahusinstitute. (2005). california solar center. Recuperado el 1 de Octubre de 2011, de california solar center: http://www.californiasolarcenter.org/history_pv.html. Laurence R, N. (2004). Unmanned Aviation:A Brief History of Unmannend Aerial Vehicles (Ilustrada ed.). AIAA. AeroVironment, Inc. (s.f.). www.avinc.com. Recuperado el 07 de 11 de 2011, de www.avinc.com: http://www.avinc.com/about/gossamer_albatross/. Dunbar, B. (s.f.). NASA Official.(M. Curry, Editor) Recuperado el 14 de 11 de 2011, de NASA Official: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/FactSheets/FS-034-DFRC.html>. ALLSTAR Network.(s.f.).ALLSTAR Network.Recuperado el 2 de octubre de 2011, de ALLSTAR Network: <http://www.allstar.fiu.edu/aerojava/lilienthal.htm>. Asociacion de AviacionExperimental,inc (EAA). (s.f.).Air VenturMuseum.Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Air VenturMuseum: <http://www.airventuremuseum.org/information>. Smithsonian National Air and Space Museum.(s.f.). blog.nasm. Recuperado el 2 de octubre de 2011, de blog.nasm: <http://blog.nasm.si.edu/about-2/>. AeroVironment, Inc. (s.f.). www.avinc.com. Recuperado el 07 de 11 de 2011, de www.avinc.com: http://www.avinc.com/about/gossamer_albatross/. AeroVironment, Inc. (29 de Agosto de 2007). Avinc. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Avinc: http://www.avinc.com/about/dr_maccready/bio/. Viso, E., &Gizmo, J. M. (14 de Marzo de 2009). Sandglassspatrol Blog. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Sandglassspatrol Blog:

<http://blog.sandglasspatrol.com/index.php/articulos/41-militar/59-como-funciona-un-ekranoplano>.
 Monroe, D. (7 de Julio de 1981). Donaldmonroe. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Donaldmonroe: http://www.donaldmonroe.com/solar_challenger.html. NationalAeronautics and SpaceAdministration (NASA).(9 de Diciembre de 2009). NASA. (C. Marty, Editor, & D. Brian, Productor) Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de NASA: http://www.donaldmonroe.com/solar_challenger.html. NationalAeronautics and SpaceAdministration (NASA).(9 de Diciembre de 2009). NASA. (C. Marty, Editor, & D. Brian, Productor) Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de NASA: http://www.donaldmonroe.com/solar_challenger.html. NationalAeronautics and SpaceAdministration (NASA).(9 de Diciembre de 2009). NASA. (C. Marty, Editor, & D. Brian, Productor) Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de NASA: http://www.donaldmonroe.com/solar_challenger.html. München, S. R. (s.f.). Solair. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solair: <http://www.solair.de/>. München, S. R. (s.f.). Solair. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solair: <http://www.solair.de/>. Raymond, E. (s.f.). Solar Flight.Ltd. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solar Flight. Ltd: <http://solar-flight.com/sunseeker/index.html>. Word Press & Shadow fax Digital. (s.f.).The Good Green Fight.Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de TheGood Green Fight: <http://goodgreenfight.com/contributor/eric-raymond/>. The EAA, Inc. Aviation Center.(s.f.).The World's Greatest Aviation Celebration.Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de The World's Greatest Aviation Celebration: <http://www.eaaapps.org/presenterinfo.aspx?id=149>Raymond, E. (s.f.). Solar Flight.Ltd. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solar Flight. Ltd: <http://solar-flight.com/sunseekerII/index.html>München, S. R. (10 de Octubre de 1997). HannesDelago. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de HannesDelago: <http://www.delago.de/solair/EHome.htm> Seikowatch Corporation. (s.f.).Seiko-cleanenergy.Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Seiko-cleanenergy: <http://www.seiko-cleanenergy.com/icare2.html> Y <http://icare2records.com/Solarimpulse>. (s.f.). Solarimpulse. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solarimpulse.: http://www.solarimpulse.com/es/documents/challenge_solar.php?lang=es&group=challengeSolarimpulse. (s.f.). Solarimpulse. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solarimpulse.: http://www.solarimpulse.com/es/documents/challenge_solar.php?lang=es&group=challenge. André, N. (Septiembre de 2008). Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight.Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight.Zumholz, Suiza: ETH Zurich. EPI Inc. (5 de Noviembre de 2005). Epi-eng. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Epi-eng: http://www.epi-eng.com/propeller_technology/propeller_technology_contents.htmTodo coleccion. TC. (s.f.). Todocoleccion. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Todocoleccion: http://www.todocoleccion.net/helice-avion-madera-cantos-laton-n-9-l-16-motor-argus-10-240hp-maestranza-logrono~x29134040#sobre_el_lote. Todo coleccion. TC. (s.f.). Todocoleccion. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Todocoleccion: http://www.todocoleccion.net/helice-avion-madera-cantos-laton-n-9-l-16-motor-argus-10-240hp-maestranza-logrono~x29134040#sobre_el_lote Pacheco, M. (s.f.). El club de los Halcones. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de <http://www.olapymes.com/ola2826mu/helices.html>Hepperle, D. M. (6 de Noviembre de 1996). Mh-aerotoools. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Mh-aerotoools: <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/propuls4.htm>Hepperle, D. M. (6 de Noviembre de 1996). Mh-aerotoools. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Mh-aerotoools: http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/pylonprops_1.htmHepperle, D. M. (6 de Noviembre de 1996). Mh-aerotoools. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Mh-aerotoools: http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/pylonprops_1.htmGuinudinik, J. L. (s.f.). Accionamiento y Controles Electronicos. Accionamiento y Controles Electronicos. Tucuman: UTN-Tucuman.Draganfly Innovations Inc. (s.f.). rc toys. Recuperado el 5 de Novienbre de 2011, de DraganflyInnovationsInc: <http://www.rctoys.com/rc-toys-and-parts/HI-2015-4100-G/RC-PARTS-BRUSHLESS-MOTORS->

HIMAX.htmlBertello, Mauricio. (8 de Julio de 2007). Furia-aeroema. Recuperado el 5 de Noviembre de 2011, de Furia-aeroema: <http://furia-aeroema.blogspot.com/2008/03/motores-electricos-inrunner-outrunner.html>Berral, Toñi Pérez; Álvarez Marín, María Teresa; Pino Rojas, Ángeles; Alba González, Teresa. (24 de Noviembre de 2010). TALLER DE CIENCIAS E INTERNET DE 4º ESO. Recuperado el 5 de Noviembre de 2011, de TALLER DE CIENCIAS E INTERNET DE 4º ESO: <http://ciencias4mcrespo.blogspot.com/2010/11/electrolisis-del-agua.html> Vicente, M. (s.f.). Electricidad fotovoltaica. Acumuladores de Energía Solar Fotovoltaica, pag.14-17. Universidad de Jaén. E-renovable. (20 de Mayo de 2010). blog e-renovable. Recuperado el 25 de Noviembre de 2011, de blog e-renovable: <http://www.e-renovables.es/articulo-Fundamentos+de+las+celulas+fotovoltaicas+I.html> .Facer, H. (20 de Noviembre de 2010). Foros de Electronica. Recuperado el 25 de Noviembre de 2011, de Foros de Electronica: <http://www.forosdeelectronica.com/f27/introduccion-transistores-46961/>. E-renovable. (27de Mayo de 2010). blog e-renovable. Recuperado el 25 de Noviembre de 2011, de blog e-renovable: <http://www.e-renovables.es/articulo-Fundamentos+de+las+celulas+fotovoltaicas++II.html>. Unia. (10 de Febrero de 2010). Tema1. Recuperado el 9 de Diciembre de 2011, de UNIA OpenCourseWare: <http://ocw.unia.es/ciencias-de-la-ingenieria/disenio-de-sistemas-fotovoltaicos/materiales-de-estudio-1/tema1>. Fundacion Eroski. (s.f.). *Canal del Medio Ambiente*. Recuperado el 20 de Abril de 2012, de Canal del Medio Ambiente: http://www.consumer.es/web/es/medio_ambiente/energia_y_ciencia/2009/10/15/188572.php. CONTRERAS, C, RUGE, J, GAITÁN, J, CALA, J. (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C).

10. CONTENIDOS: El hombre ha utilizado diferentes métodos de obtención de energía a lo largo de la historia. Uno de estos métodos es la utilización de energías renovables, que proporciona la naturaleza con sus ciclos y cambios. Debido a la revolución industrial, se cambió la forma de pensar acerca de los métodos tradicionales de generación de energía, donde los combustibles fósiles tomaron mayor relevancia, por su alto rendimiento, mayor potencia y bajo costo. En aquellas épocas, no se tuvo en cuenta la contaminación de estos combustibles, ni la eficiencia en el consumo de combustible en las maquinas. Durante los últimos años, se ha incrementado el costo de los combustibles fósiles y los problemas ambientales comenzaron a ser una realidad, afectando distintos ecosistemas del planeta, comenzando así las campañas para regular e implementar controles sobre los contaminantes. Como alternativa al uso de combustibles fósiles a nivel mundial, se ha investigado la implementación de energías renovables como la energía solar, energía eólica, energía geotérmica, entre otras pues éstas no afectan el medio ambiente.

11. METODOLOGIA: Es de carácter empírico - analítico, con un enfoque metodológico con base al diseño de un sistema de propulsión solar.

12. CONCLUSIONES: Es viable la implementación de un sistema fotovoltaico en el Atlas Solar, ya que la superficie alar es suficiente para ubicar la cantidad de paneles requeridos para la recarga de las baterías. Los motores eléctricos tienen alta confiabilidad, facilidad de instalación y uso, seguridad, bajo costo de mantenimiento y desarrollan altas revoluciones por minuto lo que implica una mayor potencia en la hélice. En la fase de arranque del motor es cuando el parámetro de corriente es crítico, pues las baterías tienen que alcanzar su máximo desempeño de descarga de corriente para que el motor logre vencer la inercia inicial del arranque. El parámetro de carga de las baterías en conjunto con el sistema de paneles solares, y en combinación con las condiciones meteorológicas determinan la autonomía del planeador, pues si el sistema de generación de energía logra recargar completamente un pack de baterías descargado, al tener tres pack de baterías cada uno con la posibilidad de brindar una hora de vuelo, si las condiciones climáticas son favorables, indicaría que el planeador logra abastecer la necesidad de energía en pleno vuelo. Es

posible aumentar el tiempo de vuelo del planeador, con sistemas de energía renovables. Cambiando el diseño del Planeador, incrementando el área alar es posible colocar mayor cantidad de paneles, lo que permite aumentar la autonomía de vuelo. Se puede reducir las emisiones de CO₂ cambiando del sistema a base de combustibles fósiles por uno de energía renovable. Para un sistema fotovoltaico el parámetro crítico es la generación de corriente, pues cualquier variación del ángulo de incidencia de la luz sobre la superficie del panel incide en la cantidad de celdas que logran generar corriente. Las baterías de hidrogeno no se implementaron, pues sería necesario utilizar una gran cantidad de celdas de hidrogeno para poder generar la energía requerida por el motor, lo que aumenta el peso y volumen sobrepasando las restricciones establecidas para el Atlas Solar

DISEÑO CONCEPTUAL DE UN SISTEMA DE PROPULSIÓN BASADO EN
FUENTES DE ENERGÍA RENOVABLES PARA EL PLANEADOR ATLAS M1

PEDRO NEL CARO DÍAZ
CRISTIAN CAMILO GARCÍA ALVARADO
ÓSCAR MANOLO INSUASTY BARRERO

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C

2012

DISEÑO CONCEPTUAL DE UN SISTEMA DE PROPULSIÓN BASADO EN
FUENTES DE ENERGÍA RENOVABLES PARA EL PLANEADOR ATLAS M1.

PEDRO NEL CARO DÍAZ

CRISTIAN CAMILO GARCÍA ALVARADO

ÓSCAR MANOLO INSUASTY BARRERO

Trabajo presentado como requisito parcial para optar al título de profesional en
ingeniería aeronáutica.

Director de Proyecto:

Rodrigo Andrés Jiménez Manzanera M.Sc

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA

FACULTAD DE INGENIERÍA

INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C

2012

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C 14,05, del 2012

DEDICATORIA

A Dios, por haberme permitido llegar hasta este punto y haberme dado salud para lograr mis objetivos, además de su infinita bondad, amor y fortaleza. A mi madre MATILDE, por haberme apoyado en todo momento, por sus consejos, sus valores, por la motivación constante que me ha permitido ser una persona de bien, pero más que nada, por su amor. A mi padre CARLOS ALBERTO, por los ejemplos de perseverancia y constancia que lo caracterizan y que me ha infundado siempre, por el valor mostrado para salir adelante y por su amor.

A mis familiares. A mi hermana Wendy Xiomara, a mi hermano Juan Carlos y mi abuelita por ser el ejemplo de personas con espíritu fuerte y de la cual aprendí a tomar decisiones buenas o malas en momentos difíciles; y a mi tíos y primos, y a todos aquellos que participaron directa o indirectamente en la elaboración de esta tesis.

¡Gracias a ustedes!

PEDRO NEL CARO DÍAZ

DEDICATORIA

En primer lugar doy gracias a DIOS, por darme la oportunidad de cumplir mis metas y por darme unos padres que siempre han estado a mi lado para guiarme, corregirme y apoyarme en todas las decisiones. Dedico este trabajo, a mi padre Héctor Alfonso García Piñeros, a mi mama Yolanda Marleny Alvarado Padilla, porque sus esfuerzos, sacrificios y dedicaciones, han conseguido que culmine mi carrera profesional con éxito. También dedico este trabajo a mis hermanas Jessica Paola García Alvarado y Ana María García Alvarado, a mi abuela materna y paterna.

¡Gracias a ustedes!

CRISTIAN CAMILO GARCÍA ALVARADO

DEDICATORIA

A Dios Todopoderoso, que me ha brindado la gran oportunidad de cumplir con mis sueños y me ha dado la salud y la vitalidad, a mi madre que me ha apoyado toda mi vida, me ha dado su cariño y amor incondicionales, a la memoria de mis queridos abuelitos que me criaron e inculcaron la pasión por el estudio.

OSCAR MANOLO INSUASTY BARRERO

AGRADECIMIENTOS

Agradecemos a la universidad por darnos la oportunidad de acogernos como estudiantes, brindar espacios aptos para el aprendizaje; planta física, contacto con la naturaleza, la calidez de su personal administrativo y permitir conservar nuestras actividades físicas y lúdicas. A todos los profesores que nos guiaron en el proceso de aprendizaje durante toda la carrera, a nuestros tutores de tesis Rubén Salazar y Rodrigo Jiménez por acompañarnos a largo de todo el desarrollo del proyecto. A Bungie, Ensemble Studios, 343 Industries, Certain Affinity y Microsoft por haber creado el video juego HALO 2 (High Altitude Long Operation), el cual fue de inspiración para la formulación del proyecto, gracias a que después de cada reunión de tesis culminábamos las labores de estudio con este juego, y en el cual existe una aeronave llamada Banshee que mantiene constante su vuelo sin necesidad de mover los controles.

Por último agradecemos a todos aquellos que participaron directa o indirectamente en la elaboración de la tesis.

Agradecimiento muy especial a los Ingenieros Alejandro García, Jaime Escobar, Pedro Luis Jiménez, Aurelio Méndez, Carlos Contreras, Jorge Gaitán, Juan Carlos Narváez, Arnold Escobar, Rafael Cerpa.

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN.	1
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.	2
1.1 Antecedentes.	2
1.2 Descripción y Formulación del Problema.	5
1.3 Justificación.	5
1.4 Objetivos de la Investigación.	6
1.4.1 Objetivo General.	6
1.4.2 Objetivos Específicos.	6
1.5 Alcances y Limitaciones.	6
2. MARCO DE REFERENCIA.	7
2.1 Marco Teórico y Conceptual.	7
2.1.1 Hélice.	7
2.1.2 Motores Eléctricos.	11
2.1.3 Sistema de Almacenamiento de Energía.	14
2.1.4. Baterías Recargables.	15
2.1.5 Acumuladores de Energía Solar Fotovoltaica	17
2.1.6 Energía Solar	18
2.2 Marco Legal o Normativo	22
3. METODOLOGÍA.	24
3.1 Enfoque de la Investigación	25
3.2 Línea de Investigación de Usb/Sub-Línea de Facultad/Campo Temático del Programa.	25
3.3 Técnicas de Recolección de Información	25
3.4 Hipótesis.	25
3.5 Variables	25
3.5.1 Variables Independientes	25

3.5.2 Variables Dependientes	25
4. DESARROLLO INGENIERIL.....	26
4.1 Descripción Del Atlas M1	26
4.2 Selección de Componentes.....	42
4.2.1 Selección del Motor.....	42
4.2.2 Selección de la Hélice.....	44
4.2.3 Selección de Baterías.....	51
4.2.4 Esquema Eléctrico para Sistema Fotovoltaico	56
4.2.5 Radiación Solar.....	58
4.2.6 Selección de Tipo de Generación de Energía.....	65
4.3 Modificaciones Aerodinámicas.....	70
4.4 Mejoras Geométricas y Estructurales.....	70
4.5 Mecanismos de Despliegue.....	75
4.5.1 Partes Del Sistema De Despliegue Atlas Solar.....	77
4.5.2 Selección del motor de despliegue.....	78
4.6.1 Materiales de Adhesión para Los Paneles Sobre El Ala	80
4.6.2 Métodos De Ubicación De Los Paneles Sobre El Ala	80
4.7 Peso y Balance	81
4.7.1 Centro De Gravedad.....	81
4.8 Comparación de Rendimiento.....	84
4.8.1 Motor de Combustión Interna Vs Motor Eléctrico.....	85
4.9 Programación De Matlab.....	88
5. CONCLUSIONES.....	91
6. RECOMENDACIONES	92
BIBLIOGRAFIA	93
ANEXOS.....	

LISTA DE IMÁGENES

Imagen 1: UFM EasyRiser.	3
Imagen 2: Solar Challenger.	4
Imagen 3: Partes de las hélices.	7
Imagen 4: Diámetro de la Hélice.	8
Imagen 5: Paso de la Hélice.....	8
Imagen 6: Vista Lateral de Tubo de Corriente que Pasa por una Hélice.....	9
Imagen 7: Parámetros Geométricos de la Hélice.	10
Imagen 8: Componentes de Flujo de una Sección de la Pala.	10
Imagen 9: Motor Inrunner.	13
Imagen 10: Motor Outrunner.	13
Imagen 11: Proceso de Electrolisis.	14
Imagen 12: Acumuladores en el Sistema de Generación.	17
Imagen 13: Zonas de Carga de la Batería.	18
Imagen 14: Forma de Cristal del Silicio.....	19
Imagen 15: Unión de tipo P con el tipo N.	20
Imagen 16: Circuito de una celda fotovoltaica.	20
Imagen 17: Esquema de un sistema autónomo.	21
Imagen 18: Remolque por Avión del Planeador Vista Uno.	26
Imagen 19: Remolque Con Winc.....	27
Imagen 20: Fases De Despegue Con Winch.	27
Imagen 21: Formas de las Térmicas.	27
Imagen 22: Vuelo en Ladera	28
Imagen 23: Modificaciones Geométricas Hechas en el Perfil Eppler 583	28
Imagen 24: Formas de la Semi-Ala del Planeador Atlas M1.	29
Imagen 25: Disposición de los Pilotos Dentro del Planeador Atlas M	29
Imagen 26: Geometría Final de Ala del Planeador.....	30
Imagen 27: Configuración Final Del Tren De Aterrizaj	30
Imagen 28: Tail Boom de un Moto-Planeado	31
Imagen 29: Disposición De Silla Dentro Del Fuselaje.	31
Imagen 30: Vista General de la Estructura Dentro del Planeador.	32

Imagen 31: Formadores de anidamiento de tren con pines de torsión.....	32
Imagen 32: Distancias Y Ubicación Del Centro De Gravedad.....	35
Imagen 33: Triangulo De Velocidades A 135 Km/h.....	38
Imagen 34: Diagrama De Cuerpo Libre Planeador Atlas Solar.	40
Imagen35: Motor Hacker Brushless A200-8.....	44
Imagen 36: Comportamiento de la corriente en el arranque de un motor eléctrico de corriente directa.....	52
Imagen 37: Sistema de Coordenadas Celeste	60
Imagen 38: Posición del Sol en el Cielo en Relación a los Ángulos Solares.....	61
Imagen 39: Distribución Uno.	67
Imagen 40: Distribución Dos.	68
Imagen 41: Distribución Tres.....	68
Imagen 42: Distribución Final.....	69
Imagen 43: Sistema de Despliegue de Motor.....	71
Imagen 44: Sistema Elevador Del Planeador.....	71
Imagen 45: Sistema De Alerones.....	72
Imagen 46: Esquema General Del Rudder.....	72
Imagen 47: Esquema General De Las Líneas De Aire A Los Instrumentos De Los Paneles Delantero Y Trasero.	72
Imagen 48: Tren De Aterrizaje.	73
Imagen 49: Modificaciones Primer Formador de Anidamiento del Tren.....	73
Imagen 50: Modificaciones del Segundo Formador de Tren.....	74
Imagen 51: Modificaciones del Primer Formador de Cola.....	74
Imagen 52: Modificaciones de la Silla del Planeador.	75
Imagen 53: Compuestas de Apertura.....	75
Imagen 54: Coordenadas del Punto de Pivote	76
Imagen 55: Partes del Mecanismo	77
Imagen 56: Diagrama de Cuerpo Libre.	79
Imagen 57: Método Uno De Colocación De Los Paneles.	80
Imagen 58: Método Dos de Colocación de los Paneles.	81
Imagen 59: Comparación De Centros De Gravedad.....	83

LISTA DE TABLAS

Tabla 1: Coeficientes de Arrastre y Sustentación del Planeador Atlas M1	29
Tabla 2: Valores Típicos de las Propiedades de Diferentes Materiales Usados en Planeadores	30
Tabla 3: Combinación De Pesos Entre La Tripulación Y La Distancia Del Centro De Gravedad.	34
Tabla 4: combinación de distintos pesos de los pasajeros.....	34
Tabla 5: Datos técnico general del atlas M1	37
Tabla 6: Datos estadísticos de Velocidades de Crucero	38
Tabla 7: Velocidades Verticales.	39
Tabla 8: Datos Comparativos Entre Motores Eléctricos Seleccionados.....	43
Tabla 9: Características motor Hacker A200-8.....	44
Tabla 10: RPM En Función De Su Diámetro.....	48
Tabla 11: RPM En Función De Su Diámetro Para Mach 0,77.....	48
Tabla 12: Numero De Mach: 0,73.	49
Tabla 13: Velocidad En La Punta De La Hélice Para Un Diámetro De 0.95 Metros.	49
Tabla 14: Numero De Mach Para Diámetro De 0.95 Metros.....	50
Tabla 15: Pack De Baterías Que Generan La Corriente.	52
Tabla 16: Tiempos de carga de la batería LSE175.	55
Tabla 17: Esfuerzo en función del ángulo despliegue.	79
Tabla 18: Momento adicional en el planeador.....	81
Tabla 19: Características de los reactivos y los productos.....	85

Tabla 20: Características Operacionales Del Motor De Combustión Interna De 250 CC.	86
Tabla 21: Características Operacionales Del Motor De Eléctrico De 8000 Vatios.	86

LISTA DE GRAFICAS

Gráfica 1: Polar De Velocidad Del Planeador.....	33
Gráfica 2: Empuje requerido para vuelo recto nivelado a velocidad de crucero y exceso de potencia a 3000 metros.....	42
Gráfica 3: Rango De Diámetro.	45
Gráfica 4: Comportamiento de Eficiencia, Empuje en Función del Diámetro.	46
Gráfica 5: Velocidad En La Punta En Función Del Diámetro.....	47
Gráfica 6: Numero Mach En Función Del Diámetro.	48
Gráfica 7: Parámetros De Rendimientos De La Hélice.	50
Gráfica 8: Tiempo De Carga Y Descarga De La Batería LSE175.	54
Gráfica 9: Tiempo de carga y descarga de la batería SUPER B 10 P.....	55
Gráfica 10: Niveles De Radiación Global (datos del IDEAM).	58
Gráfica 11: Brillo solar.	59

LISTA DE ESQUEMAS

Esquema 1: Diagrama eléctrico del sistema de propulsión.	57
Esquema 2: Distribución de paneles	66

LISTA DE ANEXOS

Anexo1: Potencia del Motor para el Atlas Solar.

Anexo 2: Baterías para el Atlas Solar.

Anexo 3: Radiación para el Atlas Solar.

Anexo 4: Selección de Paneles Solares para el Atlas Solar.

Anexo 5: Materiales Compuestos para el Atlas Solar.

Anexo 6 Cálculos del Mecanismo para el Atlas Solar.

Anexo 7: Partes del Mecanismo para el Atlas Solar.

Anexo 8: Centro de Gravedad para el Atlas Solar.

Anexo 9: Cálculos de eficiencia de motor de combustión par el Atlas Solar.

INTRODUCCIÓN.

El hombre ha utilizado diferentes métodos de obtención de energía a lo largo de la historia. Uno de estos métodos es la utilización de energías renovables, que proporciona la naturaleza con sus ciclos y cambios. Debido a la revolución industrial, se cambió la forma de pensar acerca de los métodos tradicionales de generación de energía, donde los combustibles fósiles tomaron mayor relevancia, por su alto rendimiento, mayor potencia y bajo costo. En aquellas épocas, no se tuvo en cuenta la contaminación de estos combustibles, ni la eficiencia en el consumo de combustible en las máquinas. Durante los últimos años, se ha incrementado el costo de los combustibles fósiles y los problemas ambientales comenzaron a ser una realidad, afectando distintos ecosistemas del planeta, comenzando así las campañas para regular e implementar controles sobre los contaminantes. Como alternativa al uso de combustibles fósiles a nivel mundial, se ha investigado la implementación de energías renovables como la energía solar, energía eólica, energía geotérmica, entre otras pues éstas no afectan el medio ambiente.

La generación de energía en la actualidad se ha convertido en una necesidad social, que tiene como objetivo disminuir la contaminación ambiental. Las mejoras en el campo de la ingeniería y tecnología de la aviación, se han enfocado en la reducción de contaminantes, estableciendo regulaciones para los niveles de contaminación. “La Organización Aviación Civil Internacional encabeza esfuerzos para promover y organizar iniciativas mundiales, con el fin de reducir las emisiones de gases de invernadero.”^[1]

Una solución para disminuir contaminantes por parte de la aviación, es implementar las energías renovables, como la energía solar, la cual se ha enfatizado en el desarrollo y estudio de aeronaves de menor tamaño y de misiones específicas teniendo mayor estudio y aplicación en la propulsión de aeronaves, para brindar una mayor autonomía de vuelo, sin la utilización de combustibles fósiles.

Teniendo en cuenta lo anterior, se realizará el diseño conceptual de un sistema de propulsión que genera cero emisiones de contaminantes, para implementarlo en el planeador ATLAS M1, seleccionando los componentes requeridos para el sistema (paneles solares, motor, hélice, baterías, mecanismo de despliegue). Conservando sus características de planeador, de tal manera que este sistema solo se utiliza cuando el planeador se encuentra en vuelo recto y nivelado al salir de una corriente térmica, aumentando su tiempo de vuelo.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.

1.1 Antecedentes.

Alexandre Edmond Becquerel ^[2] en 1838 descubre el efecto fotovoltaico, en 1873 Willoughby Smith ^[3] descubre el efecto fotovoltaico en sólidos de selenio, en 1877 William Grylls Adams ^[4] creó la primera celda fotovoltaica de selenio, en 1953 Gerald Pearson ^[5] de Bell Laboratories crea la primera celda fotovoltaica con el material de silicio.

Con la carrera espacial entre la NASA y la Unión Soviética, aumentó el uso de las celdas solares, logrando un adelanto tecnológico en el campo de la generación de energía, a partir de paneles solares, cuyo principal objetivo era proveer energía eléctrica de forma fiable y con alto rendimiento a los sistemas de los satélites.^[6]

El 17 de Marzo de 1958 se lanza el primer satélite con tecnología solar llamado "Vanguard I" ^[7], el cual tenía una superficie aproximada de 100 cm² que alimentaban un transmisor de 5mW y estuvo operativo durante 5 años.

En los años 70, el Dr. Elliot Berman ^[8], consigue disminuir el costo de fabricación de las celdas solares, usando un grado de pureza menor de silicio y otros materiales.

La implementación de la energía solar en la aviación comenzó en 1971 con el avión no tripulado Sunrise I ^[9] desarrollado por A.R.P.A. (Advanced Research Projects Agency) en consorcio con Astroflight Inc.

Se han construido y desarrollado aviones bajo el concepto de avión eléctrico-solar, y desde sus primeros prototipos se han obtenido notables desarrollos. Uno de los grandes impulsores en el desarrollo de aviones solar, fue la empresa AeroVironment ^[10], quienes en conjunto con la NASA, crean el proyecto Environmental Research Aircraft and Sensor Technology (ERAST), el cual tenía como finalidad desarrollar aeronaves de gran altitud utilizando energía solar.

Este proyecto creó cuatro generaciones de aviones solares no tripulados, que son ^[11].

- Pathfinder 1993 modificado con paneles solares.
- Pathfinder plus 1998.
- Centurion 1998.
- Helios 2001.

Estos aviones se realizaron para comprobar la viabilidad de componentes de comunicación, resistencia estructural y eficiencia aerodinámica, ellos establecieron records en vuelos a gran altitud, tiempo de vuelo y velocidades para aviones solares.

Por otra parte se han desarrollado diferentes modelos y conceptos de aeronaves, como es el caso de los planeadores que desde sus inicios en 1881 con el ingeniero alemán Otto Lilienthal ^[12], se han afianzado como los aviones de mayor eficiencia aerodinámica respecto a las aeronaves que utilizan motor.

El planeador depende del clima y terreno, es por eso que los diseñadores evolucionan el concepto del planeador a moto-planeador, el cual reúne todas las ventajas de ambas clases de aeronaves.

El primer registro que se tiene de los moto-planeadores es el construido por los hermanos Wright en 1903, con un motor acoplado al planeador de 16 CV, desde ese momento se comienza con el desarrollo de otros prototipos.



Imagen 1: UFM EasyRiser.^[13]

En la imagen 1 se encuentra el primer avión tripulado solar de la historia; fue el UFM EasyRiser construido el 29 de abril de 1979. Después se desarrolló el Gossamer Penguin ^[14], diseñado por Albatros Gossamer ^[15], y Paul MacCready ^[16]; el avión generaba una potencia eléctrica de 600 vatios, dependía del efecto suelo ^[17], alcanzó una altura de cuatro metros, sus maniobras eran limitadas ya que el generador solar debía estar siempre alineado con el sol.

El equipo de AeroVironment desarrolló el primer motovelero solar en Estados Unidos; la aeronave fue llamada Solar Challenger ^[18], que se puede observar en la imagen 2, la cual es una mejora del Gossamer Penguin, y fue patrocinada por la empresa Dupont Corporation ^[19] de EE.UU.

Fue la primera aeronave solar en recorrer la distancia de 262 Km en 1981, desde Paris hasta Manston Inglaterra.

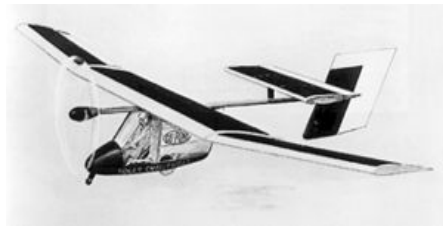


Imagen 2: Solar Challenger. ^[20]

En 1983 empieza la historia de aviones solares tripulados en Alemania con Gunter Rochelt^[21], quien desarrolló el motovelero Solair I^[22] su diseño tiene una configuración tipo canard. En 1986 se diseña el avión solar Sunseeker I^[23]; por Eric Raymond^[24], con la inspiración y colaboración de Klaus Savier^[25] y Gunther Rochelt. En 1990 se finalizó su construcción, durante el mes de agosto de 1990, se realiza el vuelo desde California a Carolina del Norte en 21 días, en el 2002 se construyó el sunseeker II^[26].

En 1996 se desarrolla el Solair II ^[27], el cual realiza el primer vuelo en mayo de 1998 en el aeropuerto de Munster-Telgte-Alemania. El Icare II ^[28] se desarrolló en 1996, en Alemania. Fue patrocinado por la Universidad de Stuttgart en Baden-Württemberg-República Federal Alemania. Es un planeador de gran rendimiento adaptado con paneles solares, conjuntamente con el vuelo con térmicas característico de los planeadores, tiene el record de mayor distancia para planeadores tripulados solares de 367.8 Km.

El solar Impulse^[29], es una aeronave con escasa carga alar y alta eficiencia aerodinámica. El proyecto está dirigido por Mar Bertrand Piccardy André Borschberg^[30]. Su primer prototipo fue el HB-SIA, que realizó su primer vuelo en el año 2009, con una duración de 26 horas del 7 al 8 de julio de 2010. Es un prototipo no tripulado, la aeronave tiene la capacidad de minimizar el consumo de energía, la piel está hecha con celdas solares encapsuladas en costillas de fibra de carbono a intervalos de 50 cm del perfil, tiene 11628 celdas solares en todo el avión; 10740 en el ala y 880 sobre el estabilizador horizontal, la velocidad máxima de crucero es de 70 km/h y la velocidad de despegue es de 35 km/h, su techo de vuelo es de 8500m. La construcción del segundo prototipo se finalizó en el 2011, y su primer vuelo internacional fue el 13 de Mayo de 2011, destinado a efectuar misiones de larga duración, travesías continentales sin escala y el cruce del Océano Atlántico.

1.2 Descripción y Formulación del Problema.

Los planeadores tienen la capacidad de recorrer grandes distancias, sin el uso de plantas motrices, solo con sus características aerodinámicas, haciendo que estas aeronaves estén limitadas por las condiciones del clima y terreno. La implementación de motores con hélice retráctil en los planeadores, ha minimizado la tasa de descenso del avión, obteniendo así un rango mayor de vuelo, pero ahora; su limitante es la energía requerida por el motor.

Un avión sin propulsión, no será capaz de producir empuje para aumentar la velocidad y ascenso; es por eso que los planeadores utilizan diversas técnicas para adquirirlas. El motor en un planeador es un medio auxiliar; que no es necesario para su operación en el transcurso de vuelo y se utiliza hasta cuando sale de una corriente térmica.

El tema principal a explorar en esta tesis es el uso de energías renovables en la aviación, teniendo como aeronave de estudio el planeador ATLAS M1.

¿Qué sistema propulsión, generación y almacenamiento de energía permite aumentar la autonomía de vuelo del planeador ATLAS M1, sin afectar sus características de diseño iniciales?

1.3 Justificación.

La aviación evoluciona al mismo tiempo que la conciencia por conservar el medio ambiente, es por eso que se pretende utilizar fuentes de energía renovables no contaminantes, por tanto, se buscan alternativas sostenibles para el futuro; un claro ejemplo de ello, es la utilización de fuentes de propulsión eléctrica en aeronaves deportivas como los moto-planeadores.

Los sistemas de propulsión basados en fuentes de energía renovables por lo general, están conformadas por arreglos de paneles solares, que generan energía eléctrica a partir de la luz solar que choca contra la superficie del panel. Además también se aprovecha parte de esta energía para recargar un pack de baterías. Esta energía eléctrica se utiliza finalmente para accionar un motor eléctrico acoplado a una hélice y así generar el empuje suficiente para mantener una aeronave en vuelo.

Por lo tanto, se plantea un concepto de un sistema de propulsión basado en paneles solares o celdas de hidrogeno para implementarla en una aeronave tripulada como el planeador de alto rendimiento ATLAS M1.

1.4 Objetivos de la Investigación.

1.4.1 Objetivo General.

Diseñar de manera conceptual un sistema de propulsión basado en la utilización de paneles solares o celdas de hidrogeno, y un motor eléctrico para adaptarlo en el planeador de alto rendimiento Atlas M1.

1.4.2 Objetivos Específicos.

- Seleccionar los componentes que conforman el sistema de generación y almacenamiento de energía basado en la utilización de paneles solares o celdas de hidrogeno.
- Proponer mejoras geométricas, aerodinámicas y estructurales, para aumentar la autonomía de la aeronave, utilizando el nuevo sistema de propulsión.
- Realizar un análisis de peso y balance para garantizar el correcto funcionamiento de la aeronave con las modificaciones propuestas.
- Realizar tablas comparativas tomando como base el rendimiento del planeador Atlas M1, el sistema de propulsión con fuentes de energías renovables y un sistema de propulsión con motor a pistón de dos tiempos equivalente.

1.5 Alcances y Limitaciones.

- No se realizará la construcción de ningún componente del sistema de generación, almacenamiento, ni de la aeronave propuesta.
- Los componentes del sistema de propulsión al igual que las piezas estándares como tornillo tuercas, etc. se seleccionaran de acuerdo a los catálogos proporcionados por los fabricantes.
- Por medio de los cálculos requeridos, se verificará que el sistema de propulsión pueda por lo menos mantener el vuelo recto y nivelado de la aeronave para la velocidad de crucero, dadas las características de rendimiento de la aeronave.
- El peso máximo de la aeronave no deberá ser superado con el sistema de propulsión propuesto.
- El despegue del planeador deber ser realizado con los métodos convencionales (remolque con avión o catapultado). El sistema de propulsión empezará a operar una vez se encuentre en vuelo.
- En el diseño conceptual se tendrán en cuenta los requerimientos de la misión, modificaciones geométricas básicas, propiedades generales de los materiales, técnicas de construcción, diagramas esquemáticos del sistema de propulsión y rendimiento de la aeronave en vuelo.

2. MARCO DE REFERENCIA.

2.1 Marco Teórico y Conceptual.

El Sol es una estrella que emite energía electromagnética en forma de radiación. Existe una constante teórica de intensidad solar; que está en el exterior de la atmosfera y determina la distancia promedio de la Tierra al Sol, esta constante cambia cada 30 años. La intensidad de energía que hay en la tierra es menor, ya que interactúan factores atenuantes, como la absorción y dispersión de radiación en la atmosfera. Para saber cuál es la intensidad solar disponible que hay en un punto cualquiera de la Tierra, hay que tener en cuenta el día del año, la hora y la latitud.^[31]

El sistema de propulsión de las aeronaves que utiliza energía solar, generan la fuerza propulsiva (empuje), utilizando elementos como: la hélice, motor (eléctrico), paneles solares, baterías, reguladores de energía. Estos componentes son los que ayudarán a conformar el sistema de propulsión para el planeador de alto rendimiento Atlas M1.

2.1.1 Hélice.

Es el elemento físico que ayuda a la propulsión de la aeronave, esta produce alrededor del 80% del empuje. Las hélices logran generar el impulso para mover la aeronave, debido a su diseño y a las fuerzas aerodinámicas, que se generan al desplazar una masa de aire. Para una primera aproximación en el diseño de la hélice, su funcionamiento se puede comparar al de un tornillo cuando se enrosca y al comportamiento del ala; ya que esta también tiene perfiles aerodinámicos.^[32]

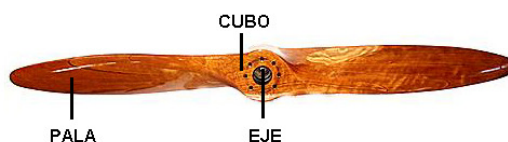


Imagen 3: Partes de las hélices.^[33]

De acuerdo a la imagen 3, la hélice está compuesta por:

Pala: Son similares a las superficies aerodinámicas del ala, y están sujetadas al cubo.

Cubo: Es la parte central de la hélice y es donde se acopla la raíz de la pala.

Eje: Es el segmento donde se acopla la hélice (Pala y cubo), al eje del motor, el cual se encarga de transmitir el movimiento.

Las hélices al ser muy similares a un ala, tienen también un borde de ataque y de salida, además las hélices reciben su nombre según el número de palas, como por ejemplo:

- Monopala: una pala.
- Bipala: dos palas.
- Tripala: tres palas.

Además de su nombre, las hélices se identifican con una nomenclatura que se expresa en pulgadas, estableciendo su tamaño y su curvatura, por ejemplo si se tiene una hélice de 12x6, el primer número indicará la longitud total de la hélice, el segundo número indicará su curvatura o pasó.

En las hélices hay que tener en cuenta dos factores muy importantes para que esta corresponda a un motor y así el conjunto hélice-motor entregue el empuje necesario, para que la aeronave pueda desplazarse o mantener vuelo recto y nivelado; estos factores son:

Diámetro: Es el diámetro máximo del círculo, descrito desde la punta de la primera pala hasta la punta de la segunda pala y se observa en la imagen 4:



Imagen 4: Diámetro de la Hélice.[34]

Paso (pitch): Es la distancia que recorre la hélice cuando esta da un giro de 360° o una revolución y se puede observar en la imagen 5:



Imagen 5: Paso de la Hélice.[35]

En la imagen 5 se observan, dos configuraciones de paso de hélice, en donde una tiene mayor líneas de flujo de aire que la otra; a mayor paso en la hélice se interceptara mas flujo de aire, logrando así mayor cantidad de aire desplazado.

El rendimiento del motor depende de mantener un equilibrio optimo entre el diámetro y paso, debido a que si se tiene un mayor pasó el motor perderá algunas RPM; mientras que a menor paso ganará RPM, también si se tiene una longitud de hélice muy grande el motor perderá RPM; mientras que a menor longitud ganará RPM.

La hélice tiene un rango de revoluciones optimo cuando esta unido al motor, esto hace que cada motor tenga una hélice ideal, haciendo que la selección de la hélice sea muy delicada ya que si se elige una hélice muy pequeña sobre revolucionaría el motor, o por el contrario, una hélice muy grande representará una falta de fuerza por parte del motor. Las hélices no tienen un paso fijo a lo largo del radio, el cual hace que solo sea una medida aproximada para describir la geometría de la hélice. Existe una relación paso/diámetro llamado “paso relativo”. En cuanto más alto es el paso relativo, mejor es el rendimiento de la hélice.

2.1.1.1 Como Funciona una Hélice.

Su principio de funcionamiento físico es la ley de acción y reacción de Newton, cuando la hélice gira las partículas de aire son aceleradas y enviadas hacia atrás, para generar la fuerza de empuje, también se añade una velocidad adicional, para cumplir con la ley de conservación de la masa, se desprecian los fenómenos compresión, como se observa en la imagen 6:

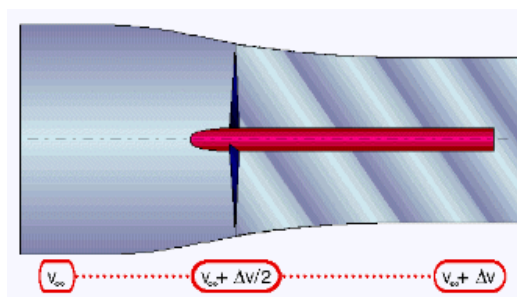


Imagen 6: Vista Lateral de Tubo de Corriente que Pasa por una Hélice.^[36]

Cuando el flujo de aire pasa por la hélice, se genera turbulencia debido a la componente de rotación, estas dependen de la velocidad de giro del motor (RPM). El empuje generado por la hélice depende del volumen de aire que se acelere por unidad de tiempo, el diámetro y la densidad del medio. No es correcto decir que al aumentar la velocidad se aumentará el empuje. La hélice cuando se une al eje motor, genera una carga; la cual está en función de la potencia requerida.

2.1.1.2 Características Aerodinámicas de la Hélice.

La hélice crea una fuerza de empuje debido la energía suministrada. La magnitud de esta fuerza no es constante, ya que depende de la velocidad del aire a la entrada y la velocidad de rotación inducida a la hélice. Para hacer una

comparación de las hélices con diferentes tamaños y condiciones de operación, se utilizan parámetros aerodinámicos adimensionales normalizados conocidos como coeficientes, que son:

- Relación de avance.
- Coeficiente de empuje.
- Coeficiente de potencia.

2.1.1.3 Geometría de la Hélice.

La hélice está definida por su dimensión global (diámetro), dimensiones locales como la longitud de la cuerda (c) y ángulo twist (beta), que está en función de la posición radial. Las hélices presentan una variación pronunciada a lo largo del radio de giro, como se muestra en la imagen 7.

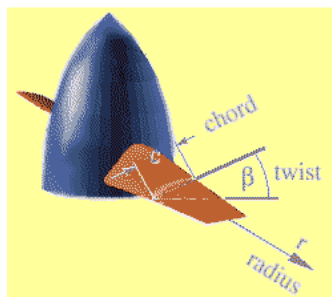


Imagen 7: Parámetros Geométricos de la Hélice.^[37]

La hélice tiene dos componentes locales que son: velocidad axial causada por el movimiento de la aeronave y velocidad centrífuga generada por la rotación de la hélice; ésta depende de la velocidad de rotación y la posición rotacional, teniendo un valor en la raíz de cero y un valor máximo en la punta. La velocidad total es la suma vectorial de estas dos componentes, como se muestra en la imagen 8.

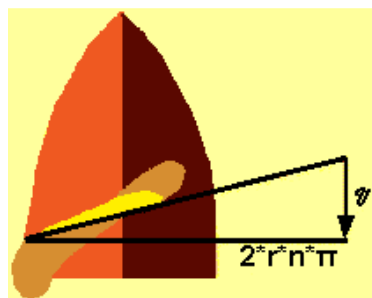


Imagen 8: Componentes de Flujo de una Sección de la Pala.^[38]

En un avión eléctrico, el tamaño de la hélice es de alrededor de un 25% de la envergadura del ala. El rendimiento propulsivo de una hélice, es decir, la relación potencia suministrada sobre potencia usada, mejora con el aumento del número

de Reynolds, este aumento tiene un límite pues no debe sobrepasar una velocidad de desplazamiento de 0,85 veces la velocidad del sonido, ya que producen varios fenómenos debido a los efectos de compresibilidad.

2.1.1.4 Parámetros de Selección.

Las hélices tienen varios factores importantes como:

Eficiencia: El propósito de la hélice es generar empuje a partir de la energía de rotación entregada por el eje del motor. La eficiencia dice cuanta de la energía extraída del motor puede convertirse en empuje. Existen dos tipos de eficiencias, la teórica que tiene un valor máximo del 87%, y la eficiencia real que tiene un valor del 15-25% menos de la eficiencia teórica, esto se debe a que se tiene en cuenta las pérdidas que se generan.

Velocidad de la Punta: Cuando la aeronave esta en movimiento y la hélice gira, se genera una línea de flujo a través de la pala con diferentes velocidades. La velocidad máxima en la punta es un parámetro importante para la selección de la hélice. Por razones de seguridad se asume que:

- La máxima eficiencia de la hélice será del 87% (para cualquier hélice de paso fijo).
- Que la eficiencia de la hélice empieza a disminuir drásticamente cuando la velocidad en la punta de la pala se excede de 0,85 Mach.

2.1.2 Motores Eléctricos.

Un motor eléctrico es una máquina que transforma energía eléctrica en energía mecánica. En diversas circunstancias presenta muchas ventajas respecto a los motores de combustión:

- A igual potencia su tamaño y peso es más reducido.
- Se puede construir de cualquier tamaño.
- Tiene un par de giro constante.
- Mayor eficiencia.
- Algunos tipos pueden operar como generador, convirtiendo energía mecánica en eléctrica.
- Tiene menos piezas mecánicas por ende son menos propensos a fallos.
- Produce menor ruido con respecto a los motores de combustión interna.

2.1.2.1 Principio de Funcionamiento.

Los motores eléctricos están basados en la repulsión generada por la interacción de los polos magnéticos de un electroimán rotor y estator, a su vez estos están envueltos con finos hilos de cobre generando un bobinado. Cuando una corriente eléctrica circula sobre la bobina del electroimán, se genera un campo electro

magnético. La interacción del campo magnético del electroimán del rotor sobre el del estator, genera un torque magnético, el cual hace que se rompa la inercia y se comienza a generar la rotación del eje. Si se aumenta el campo magnético se aumenta la velocidad de rotación, este fenómeno se conoce como jaula de ardilla [39].

2.1.2.2 Kv (Revoluciones Por Voltio).

Es una de las especificaciones proporcionada por el fabricante del motor Brushless. Los Kv son las RPM por voltio que da un motor, un alto Kv proporciona más revoluciones que un bajo Kv. Un alto Kv está indicado para aviones rápidos con una hélice pequeña, mientras que un Kv menor es adecuado para aviones que lleva una hélice grande. Si estamos limitados por el voltaje de la batería se puede jugar con el Kv del motor para adecuar el comportamiento del conjunto hélice-motor

2.1.2.3 Motor Brushless.

Motor eléctrico sin escobillas, realiza su cambio de polaridad en el rotor, debido a la corriente que pasa por la bobina de la carcasa o estator, haciendo girar el eje, poseen un variador electrónico de velocidad que controla la posición del rotor para garantizar el intervalo de tiempo en que la corriente circula en cada uno de los polos del motor.

Sus ventajas con respecto a otros motores:

- Poseen menos pérdidas rotacionales.
- Requieren menos mantenimiento.
- Mayor número de RPM.
- Gran torque.
- Menor consumo de energía.
- Mayor disipación de calor y vibraciones.
- Generan menos ruido.

Su gran desventaja es la lubricación y limpieza de rodamientos debido a sus altas velocidades rotacionales. Para reducir estos inconvenientes, en el sistema se debe instalar un controlador de velocidad que permita variar las RPM y el par generado por el motor.

2.1.2.4 Clasificación de los Motores Brushless.

Los motores eléctricos Brushless se clasifican según su construcción interna. Existe dos grandes grupos: Los Inrunner y los Outrunner.

2.1.2.4.1 Inrunners.

Estos motores están contruidos en forma tal, que los imanes unidos al eje giran (rotor); y el bobinado están colocados en la carcasa de forma fija (estator), este tipo de motores proporcionan un alto número de revoluciones por lo que sus revoluciones (Kv) es muy alto, sin embargo esto tiene la desventaja de proporcionar un par muy bajo. Sus aplicaciones son para velocidades en donde hallan hélices pequeñas o montados con una reductora para poder utilizar una hélice grande. En la imagen 9 se puede ver un ejemplo de este tipo de motor.



Imagen 9: Motor Inrunner.^[40]

2.1.2.4.2 Outrunners.

En este tipo de motor, mostrado en la imagen 10, el bobinado está ubicado en la parte central, mientras que los imanes están situados en una carcasa exterior, en la cual se sitúa el eje del motor, estos motores producen un menor número de revoluciones (Kv), sin embargo la carcasa actúa como un volante de inercia, dando un mayor torque y potencia sin necesidad del empleo de una caja reductora, esto les hace ser más ligeros, silenciosos y económicos.



Imagen 10: Motor Outrunner.^[41]

2.1.2.5 Carga del Motor.

La carga es la que define la potencia y velocidad del motor. En la gran mayoría de aplicaciones, el motor Brushless puede atender cualquier carga en su eje, pero su inconveniente es el momento de inercia. Esto ayuda a definir el comportamiento

dinámico del motor con su carga de trabajo las cuáles serán los tiempos de arranque.

2.1.2.6 Arranque.

Uno de los momentos más críticos para el motor, es el arranque. Por sus características propias, el motor Brushless consume durante el arranque una corriente que puede oscilar entre 5-8 veces la corriente nominal. El arranque es el periodo en el que el motor hace la transición desde su estado de reposo hasta su velocidad de régimen. Para el motor, la mejor condición de arranque es la que garantiza el menor calentamiento.

2.1.3 Sistema de Almacenamiento de Energía.

2.1.3.1 Batería.

Las baterías son conocidas como dispositivos que almacenan energía eléctrica y utilizan procesos electroquímicos para generarla. Al referirse a pilas se está diciendo que los acumuladores utilizados, no son recargables. Estos términos son derivados de los primeros tiempos de la electricidad en donde las pilas se apilaban y las baterías se colocan lateralmente.

2.1.3.1.1 Principio de Funcionamiento.

La electricidad se genera por medio del fenómeno de electrolisis, la batería está compuesta por dos electrodos del mismo material, sumergidos dentro de un electrolito como se muestra en la imagen 11.

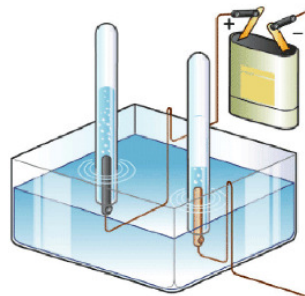


Imagen 11: Proceso de Electrolisis.^[42]

Como se puede observar en la imagen 1, los electrodos están conectados a una fuente de alimentación eléctrica, un electrodo se conecta al polo positivo y es llamado ánodo, el otro electrodo es conectado al polo negativo, el cual es llamado cátodo, cuando se le suministra electricidad cada electrodo atrae los iones de la carga opuesta, así los aniones negativos se desplazan hacia el ánodo

y los iones positivos se desplazan hacia el cátodo. En este proceso de transferencia de electrones se genera la electricidad.

Factores de Duración de las Pilas:

El tiempo de la batería está limitada por muchos factores como:

- Construcción.
- Tipos de materiales.
- Modelo.
- Uso.
- Configuración del equipo.

Una forma de saber cuánto tiempo brinda la batería es la relación de amperaje, que es la capacidad de la batería en Amperio-hora (Ah) sobre el consumo del elemento a alimentar en Amperios (A).

2.1.4. Baterías Recargables.

Este tipo de baterías realizan su propia electrolisis, y están compuestas por celdas, conectadas en serie o paralelo, cada una de estas celdas tiene un voltaje y corriente nominal. Las baterías recargables tienen la capacidad de liberar gran cantidad de corriente, y están limitadas por su resistencia interna. Cuando se hacen arreglos de baterías su resistencia interna se multiplica por el número de elementos que lo conforman. El arreglo de baterías se considera un circuito abierto, cuando se cierra a través de una carga (consumo), la resistencia de la batería produce una caída de voltaje.

2.1.4.1 Parámetros del Acumulador:

- **La tensión:** es la forma de cuantificar el potencial eléctrico entre dos puntos, esto genera un trabajo por unidad de carga, el cual es ejercido por el campo eléctrico sobre una partícula cargada al moverse de un punto a otro, depende exclusivamente del movimiento de partículas. Se mide en voltios (V).
- **La corriente:** su medida es en amperios (A), y es el volumen de corriente que puede suministrar el acumulador, es de especial importancia la corriente máxima de entrega.
- **La capacidad eléctrica:** Con este término se mide los tiempos de carga y descarga en Amperio-hora (Ah) del acumulador. La unidad en el sistema internacional (SI), es la capacidad (C). Es el máximo amperaje que se puede ser entregado por el acumulador.
- **Masa y peso:** es un parámetro importante cuando se escoge un acumulador. Otros parámetros a tener en cuenta es la capacidad eléctrica medida en Amperio-hora sobre kilogramo (Ah/kg) y la energía

almacenada medida en Watt-hora sobre kilogramo(Wh/kg), por ultimo es importante saber el volumen que ocupa (m^3 o litros).

- **El rendimiento** (eficiencia): Es la relación porcentual que hay entre la energía eléctrica recibida en el proceso de carga y la entrega por el acumulador durante la descarga.
- **Efecto de Memoria:** Este fenómeno se presenta cuando se carga una batería sin que se descargue totalmente, haciendo que la capacidad de energía disminuya gradualmente. Este fenómeno se presentan en las baterías de Níquel Cadmio (NiCd) y Níquel Hidruro Metálico (Ni-Mh).

Para realizar vuelos eléctricos hay que tener en cuenta tres parámetros fundamentales que son: capacidad, peso y resistencia. Durante los últimos años la tecnología ha permitido incrementar la relación capacidad/peso.

2.1.4.2 Clasificación Según su Constitución.

Se clasifican por su naturaleza interna y son:

Acumuladores De Plomo: Están compuestos por dos electrodos de plomo, un sulfato de plomo ($PbSO_2$) y una matriz de plomo (Pb), su electrolito es ácido sulfúrico, su aplicación se da en la parte automotriz.

Baterías Alcalinas: Mejor llamada ferroníquel, sus electrodos son laminas de acero en forma de rejilla y son rellenas con óxido níqueloso (NiO), el cual es el electrodo positivo, y el electrodo negativo está compuesto de Óxido Ferroso (FeO), el electrolito es una disolución de hidróxido potásico caústico (KOH). Es la base de la pila seca (Zinc-Dióxido de Manganeso).

Baterías alcalinas de manganeso: Contiene 0,1% de mercurio del peso total, el conductor iónico es de cloruro de amonio con hidróxido potásico. Su recipiente es de acero, y el electrolito es una solución de hidróxido potásico caústico (KOH), en el cual se incorpora gelatina o derivaciones de celulosa.

Baterías De Níquel Hidruro Metálico (Ni-Mh): Tiene un ánodo de hidróxido de níquel y un cátodo de aleación de hidruro metálico, cada elemento de esta batería proporciona un voltaje entre 1,2-1,5 voltios (V) y una capacidad entre 0,8-2,3 Amperio-hora (Ah), su densidad de energía llega a 80 Watt-hora sobre kilogramo (Wh/Kg), son menos propensas al efecto de memoria, son más ligeras, su ciclo de vida media está entre 600-700 ciclos de carga-descarga, son menos nocivas para el medio ambiente.

Baterías De Níquel Cadmio (Ni-Cd): Están compuestas por un ánodo de hidróxido de Níquel y cátodo cadmio, y un electrolito de hidróxido de potasio. Cada elemento genera un voltaje de salida entre 1,2-1,5 voltios (V) y una capacidad de

0,5-2,3 su densidad de energía es de tan solo 50 Watt-hora sobre kilogramo (Wh/Kg), son recargables y se ven afectadas por el efecto de memoria. Otra desventaja es que su contenido de cadmio es muy contaminante.

Baterías De Iones De Litio (Li-Ion): Están compuestas por un ánodo de grafito y un cátodo de óxido de cobalto (Li-Fe-PO₂) con óxido de manganeso. Tiene una densidad de 115 Watt-hora sobre kilogramo (Wh/Kg). No sufren de efecto de memoria, su ciclo de vida media está entre 500-600 ciclos de carga-descarga, ofrecen una capacidad más estable que las baterías de Ni-Cd, Ni-MH, contienen dispositivos extras de protección para garantizar la seguridad. Los componentes de Li-ion tienen una descarga de 3 voltios por celda, hay mayores descargas cuando están almacenadas por un largo tiempo.

Baterías De Li-Po: Estas baterías incrementan el tiempo de uso de los elementos electrónicos. Tiene una densidad de energía entre 5-12 veces más que sus homologas de (Ni-Ca) y (Ni-MH), tienen un voltaje nominal de 3,7 voltios (V) por celda. Una desventaja de estas baterías, es su uso; debido a que son muy delicadas. Usualmente estas requieren una carga mucho más lenta que las baterías de níquel cadmio (Ni-Ca), igual o inferior a su capacidad nominal (1C). La carga de estas baterías no produce picos de voltaje; por consiguiente se requiere un cargador especializado. La descargar no debe ser inferior a los 3.0 voltios (V) por celda, si ocurre esto se generará un descarga profunda. La carga no debe superar los 4,3 voltios (V) por celda. Los elementos se pueden agrupar en serie (S) para aumentar el voltaje total o en paralelo (P) para aumentar la corriente.

2.1.5 Acumuladores de Energía Solar Fotovoltaica

Como los parámetros de radiación dentro de la tierra no son constantes, es necesario utilizar acumuladores de energía para garantizar el óptimo funcionamiento del sistema fotovoltaico en condiciones de baja radiación solar.

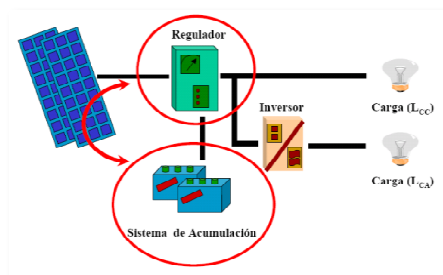


Imagen 12: Acumuladores en el Sistema de Generación. ^[43]

Como se observa en la Imagen 12, la función principal que cumplen los acumuladores en el sistema fotovoltaico es garantizar una energía constante, logrando que el sistema fotovoltaico no dependa de suministros externos de

energía (autónomo), también generan voltajes estables evitando fluctuaciones perjudiciales para los componentes electrónicos. Los acumuladores almacenan la energía proveniente de los módulos Fotovoltaicos.

2.1.5.1 Carga de un Acumulador.

Para iniciar el proceso de carga se debe conectar en los bornes de la celda o batería a una fuente de corriente en sentido contrario.

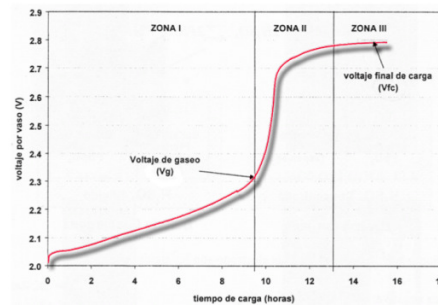


Imagen 13: Zonas de Carga de la Batería.^[44]

Al observar la imagen 13, se evidencia tres zonas diferentes cuando se está cargando la batería. En la zona uno el voltaje de carga tiene un comportamiento lineal. Al pasar a la zona dos aumentan súbitamente el voltaje hasta llegar a un pico de estabilidad en donde entra a la zona tres logrando la máxima capacidad de carga en la batería.

Cuando se carga una batería, esta depende directamente de la corriente, ya que a mayor cantidad de corriente el tiempo de carga de la batería será mínimo. La vida útil de una batería se mide mediante el número de ciclos que esta logre mantener con una capacidad de descarga de energía por encima del 80%. Considerando a la batería como un tanque de almacenamiento de agua, el nivel de agua corresponde a la profundidad de descarga de la batería (Deep Of Discharge - DOD), si la profundidad de descarga de la batería sobrepasa cierto porcentaje es considerado una descarga profunda. Por ejemplo, 40% DOD indica una batería que ha sido descargada por un 40% de su capacidad total y tiene una carga remanente del 60% como mínimo.

Básicamente hay descargas leves, moderadas y profundas, que rigen los distintos tipos de cargas que requiere la batería, cada uno de estos tendrá un tiempo estimado de carga; entre mayor sea la descarga mayor tiempo tardará en restablecer la carga total de la batería.

2.1.6 Energía Solar

La radiación solar es transformada por el dispositivo llamado panel solar, este puede ser un captador solar térmico o un modulo fotovoltaico.

El panel solar es una adecuación de varias celdas fotovoltaicas, las cuales transforman la energía lumínica en energía eléctrica. Las celdas fotovoltaicas generan corriente continua, con conexiones en serie o paralelo para lograr el voltaje y la corriente requerida. La energía obtenida debe ser almacenada pues las variaciones climáticas interfieren con la cantidad de radiación solar.

En la construcción de las celdas fotovoltaicas se tiene en cuenta las características eléctricas de los materiales, los cuales están clasificados en conductores, dieléctricos y semiconductores. Los materiales conductores no presentan gran resistencia para el movimiento de sus electrones, caso contrario pasa con los materiales dieléctricos, los materiales semiconductores tiene características de los dos materiales anteriormente mencionados. Una ventaja de los materiales semiconductores es su alta conductividad, debido a que sus electrones son muy sensibles a la temperatura.

El material más utilizado en la construcción de celdas fotovoltaicas es el Silicio (Si), el cual es un elemento semiconductor, que tiene 14 electrones, su estructura molecular es de cristal tetraédrico en la que cada átomo esta enlazado con otros cuatro electrones, como se puede ver en la imagen 14.

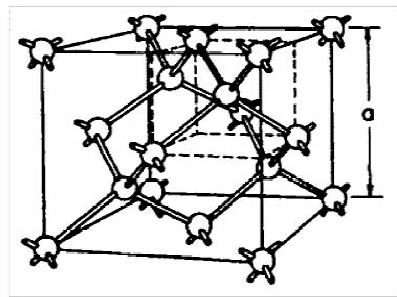


Imagen 14: Forma de Cristal del Silicio.^[45]

Los cristales de silicio se combinan con elementos como boro o fósforo, estas combinaciones son denominadas “cristales de silicio dopado”. Los cristales de silicio dopado generan un exceso de electrones libres, el cual es denominado “silicio de tipo N” y los que tienen defectos de electrones o huecos se llaman “silicio de tipo P”.

Cuando se une la región tipo N y tipo P, los electrones de tipo N se desplazan a la zona del tipo P ocupando así los espacios libres, creando una zona llamada desértica o de empobrecimiento, como se puede ver en la imagen 15.



Imagen 15: Unión de tipo P con el tipo N.^[46]

En la zona de empobrecimiento se genera un campo eléctrico, debido a la zona N y a la zona P, como consecuencia se genera un diferencial de potencial llamado “potencia de contacto”.

Los electrones de Silicio interactúan con los fotones provenientes de la luz, los cuales rompen los enlaces, generando movimiento y liberación de electrones dentro del silicio. Las celdas fotovoltaicas están compuestas por una unión PN. La zona N está expuesta a la Luz y es muy delgada, al colocarlo dentro de un circuito esto generaría un corriente eléctrica. Esto se puede observar en la imagen 16.

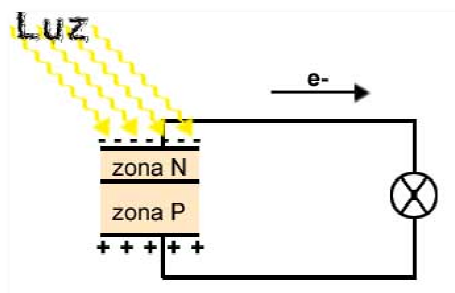


Imagen 16: Circuito de una celda fotovoltaica.^[47]

Un sistema fotovoltaico está conformado por:

- Paneles fotovoltaicos: No utilizan partes móviles o algún tipo de combustible para transformar la energía y se fabrican en diversa formas y tamaños.
- Las baterías: La duración está determinada por la demanda de energía de los componentes y capacidad de almacenamiento. Hay baterías

especialmente diseñadas para sistemas solares, con un régimen de trabajo más alto y mayor tiempo de vida.

- Regulador de carga: Garantiza el funcionamiento estable del sistema fotovoltaico y protege a las baterías de sobrecargas y controla la descarga. La función más importante es evitar que la batería continúe recibiendo carga de los paneles después de haber alcanzado su carga máxima.

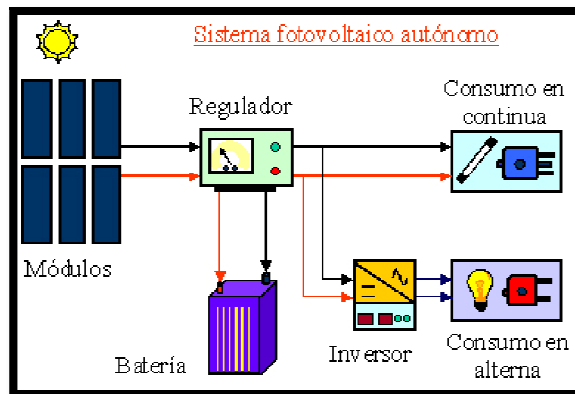


Imagen 17: Esquema de un sistema autónomo.^[48]

En la imagen 17, se da a conocer la disposición de los elementos dentro de un sistema fotovoltaico. Cuando se diseña un sistema fotovoltaico hay que tener en cuenta el consumo de energía de los componentes que lo conforman, ya que nos indica cuánta es la energía que se debe producir para suplir los requerimientos, y así lograr el dimensionamiento del sistema.

2.1.6.1 Generaciones de las Celdas Fotovoltaicas.^[49]

- En la primera generación de las celdas solares, éstas eran construidas a partir de tabletas finas de silicio semiconductor. La conversión de la energía lumínica incidente sobre la superficie a energía eléctrica, no era muy eficiente. El grosor de las celdas solares estaba delimitando, haciéndolas frágiles y ocasionando problemas en la construcción e instalación en el panel.
- En la segunda generación, se introduce la tecnología de láminas delgadas, eran más eficientes y con un grosor 100 veces menor, que las celdas de primera generación. Las celdas se construían en diferentes materiales semiconductores presentando varios inconvenientes.
 - La unión de las capas semiconductoras se hacían con un proceso de alto vacío, haciendo las celdas costosas y con un proceso complejo de manufactura.

- Su base estructural era de sustrato de vidrio, para lo cual se requieren procesos adicionales, para crear los contactos eléctricos necesarios.
- En la tercera generación de las celdas solares, se aumenta la eficiencia de las láminas delgadas, las capas del semiconductor se colocan directamente sobre el metal y no sobre sustrato de vidrio, se mejora el proceso de manufactura. Se elimina la fragilidad y aumenta la flexibilidad, las capas semiconductoras se aplican por medio de chorros de tinta como un proceso de impresión, estos contienen partículas nanométricas del material semiconductor.

2.1.6.2 Celdas Solares de Lámina Delgadas.

Una celda solar de lámina delgada tiene un espesor de micrómetros, esto se logra gracias, al desarrollo tecnológico en los materiales. Hay cinco tipos de celdas de lámina delgada provenientes de diversas patentes y fabricantes^[50]:

- Silicio amorfo (a, Si).
- Cadmio-telurio (CdTe).
- Seleniuro de cobre-indio-galio (CuInGaSe).
- Silicio Policristalino.
- Silicio Monocristalino.

En la fabricación de las celdas delgadas, se colocan unas capas de óxido de zinc y sustrato metálico al electrodo, las cuales no reflejan, ni permiten el paso de luz. Las uniones P y N son construidas con seleniuro y el sulfuro de cadmio. Las celdas delgadas alcanzan una eficiencia de 20% y son más económicas.

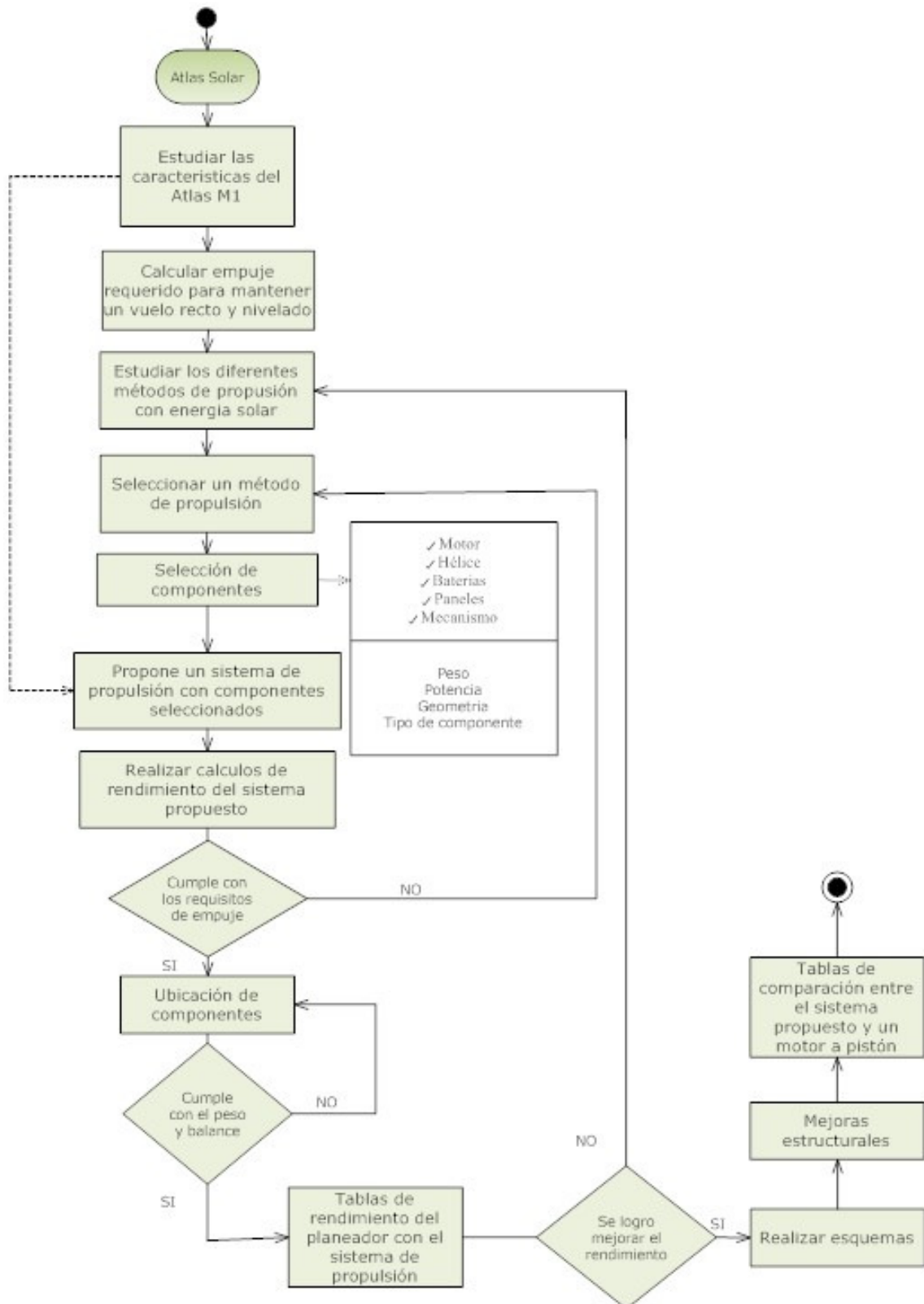
2.2 Marco Legal o Normativo

La normativa establecida para el diseño de planeadores CS-22 “Sailplanes And Powered Sailplane”(Joint Aviation Requirements), se tiene en cuenta en el desarrollo de ingeniería de la tesis. Teniendo como tópicos principales:

- CS-22 Book 1 Subpart E —Power-Plant
- Cs 22.1191 Firewalls
- Cs 22.1353 Storage Battery Design And Installation
- Cs-22 Book 1 Subpart J —Propellers
- Cs 22.1365 Electric Cables And Equipment
- Cs 22.1519 Weight And C.G.
- Cs 22.1513 Power Plant Extension And Retraction Speed
- Cs 22.1514 Power Plant Extended Maximum Permitted Speed

- Cs-22 Book 1 Appendix I (See Cs 22.1(D)) Self-Sustaining Powered Sailplanes
- Cs-22 Book 2 Subpart E - Power-Plant
- Cs-22 Book 2 Appendix K – Aerotowing Of Sailplanes With Powered Sailplanes
- Cs-22 Book 2 Subpart H – Engines

3. METODOLOGÍA



3.1 Enfoque de la Investigación

Según el problema de investigación, el estudio corresponde a un enfoque empírico-analítico, debido a que se trabajará orientado a la investigación y transformación del mundo material.

3.2 Línea de Investigación de Usb/Sub-Línea de Facultad/Campo Temático del Programa

- Línea de investigación institucional: tecnologías actuales y sociedad
- Sub-línea de facultad: Energías y Vehículos.
- Campo de investigación; Diseño y construcción de aeronaves y energías renovables.

3.3 Técnicas de Recolección de Información

La recolección de información en la investigación se enfocará básicamente en la búsqueda de datos y resultados de los modelos existentes en la actualidad tanto en los diseños de: aeronaves ecológicas eficientes, sistemas de paneles solares y celdas de hidrogeno. La recolección y comprobación de información también estará enfocada a los datos y resultados de simulaciones en programas especializados que hay en la industria. Recolección de información por medios electrónicos: se hará uso de la red internet y documentos de investigación que la apoyen. Recolección de información por software y análisis matemático: se realizará mediante el software de ANSYS, FLUENT, SOLID EDGE, CATIA V5.

3.4 Hipótesis

Se presume que se eliminará el asiento trasero, para permitir ubicar los diferentes componentes, que hacen parte del sistema de propulsión y almacenamiento de energía. Según la información recolectada, los paneles solares y celdas de hidrogeno son los más adecuadas para el sistema de propulsión en el planeador ATLAS M1.

3.5 Variables

3.5.1 Variables Independientes

- Tiempo de vuelo
- Normativa de aeronavegabilidad
- Eficiencia de los paneles
- Clima

3.5.2 Variables Dependientes

- Peso
- Energía solar

4. DESARROLLO INGENIERIL

4.1 Descripción Del Atlas M1

El objetivo principal del planeador, es la instrucción de pilotos, el cual debe ser fácil de operar, estable y predecible. El diseño del planeador está regida por la normativa europea CS-22 de la EASA.

El planeador no utiliza motor para su funcionamiento, el cual le impide tener despegue un autónomo, esto genera tres etapas críticas a la hora de volarlo y diseñarlo. Las etapas son:

Decolaje: Hay dos métodos para hacer despegar un planeador que son:

- **Remolque con Avión:** Este método consiste en una cuerda, de una longitud de 40 a 60 metros, unida desde un avión hasta la punta del planeador, antes del despegue el ala del planeador es sostenida por una persona hasta que adquiere estabilidad, cuando se llega a la altura deseada el piloto del planeador se desengancha. La imagen 18 muestran un ejemplo de este tipo de despegue.



Imagen 18: Remolque por Avión del Planeador Vista Uno. [51]

- **Remolque con winch:** Este método consiste en ubicar un winch en cabecera de la pista para enrolla el cable conectado al planeador, como se observa en la imagen 19. La longitud del cable es de 2.5 kilómetros y esta ubicado cerca de centro de gravedad para evitar la rotación. Al igual que en el anterior método hay una persona que sostiene el ala. Cuando se llega a un ángulo de 75° con respecto al winch este se desengancha, como se observa en la imagen 20.



Imagen 19: Remolque Con Winch.^[52]

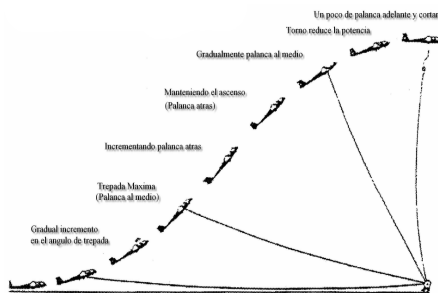


Imagen 20: Fases De Despegue Con Winch.^[53]

Crucero: Dependen de las condiciones del clima existentes en el despegue, Hay dos técnicas para ganara altura que son;

- **Vuelo en Térmicas:** En este método es primordial saber leer la información que brindan los instrumentos sobre la atmosfera, cuando se detecta una térmica se debe a entrar en ella, centrarse y luego empezar a ascender gradualmente en espiral. Las térmicas tiene forma casi cilíndrica, como se observa en la imagen 21. Estas se forma por diferencias de temperaturas en la superficie de la tierra o cuando se forma los cúmulos de nubes.

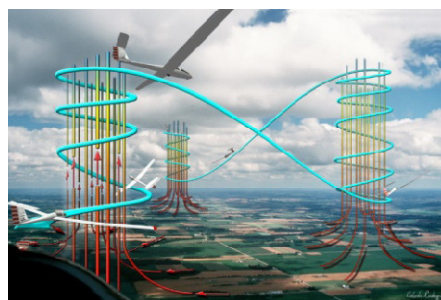


Imagen 21: Formas de las Térmicas.^[54]

- **Vuelo en Ladera:** Este método depende de la intensidad del viento, para aprovechas las corrientes de aire ascendentes o cuando una

ráfaga de aire choca con la ladera de la montaña. Su descripción se muestra en la imagen 22.



Imagen 22: Vuelo en Ladera. ^[55]

Perfil Utilizado en el Planeador Atlas

El perfil utilizado para el diseño del ala del planeador se muestra en la imagen 23, que corresponde a un perfil Eppler 583, al cual se le realizaron las siguientes modificaciones:

- Se adelantó el punto de máximo espesor al 36,7%
- Se disminuyó un pequeño porcentaje de espesor en el borde de fuga
- Se modificó la curvatura a un valor positivo 0.25%

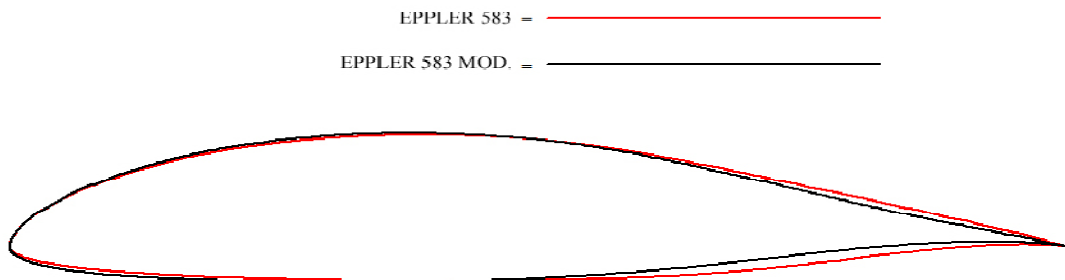


Imagen 23: Modificaciones Geométricas Hechas en el Perfil Eppler 583. ^[56]

Con las modificaciones realizadas al perfil Eppler 583, se obtuvieron mejores ángulos de ataque, disminución de arrastre, aumentó de la pendiente de sustentación, los índices de L/D tuvieron un leve incremento, el coeficiente de momento se hizo más negativo. Al perfil modificado se llamo Eppler 583- MX-16.

La geometría del ala para el planeador Alas M1, se observa en la imagen 24.

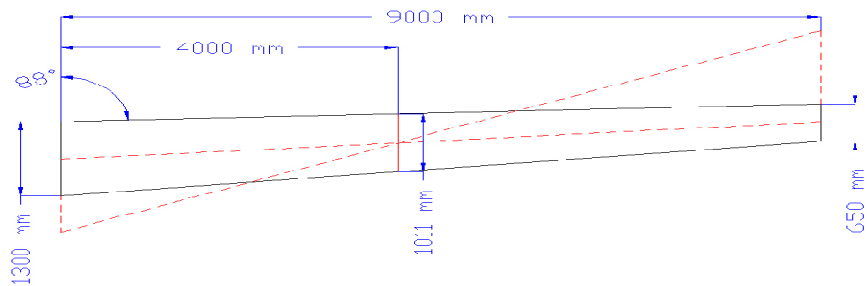


Imagen 24: Formas de la Semi-Ala del Planeador Atlas M1.^[57]

En la imagen 25 se puede observar la disposición lateral y superior del piloto e instructor dentro del Atlas M1.

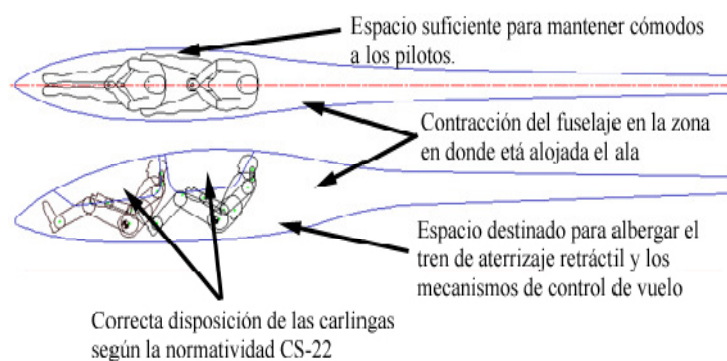


Imagen 25: Disposición de los Pilotos Dentro del Planeador Atlas M1.^[58]

Los resultados de los coeficientes de arrastre y sustentación para el planeador Atlas M1 con respecto al ángulo de ataque del ala, se muestran en la tabla 1.

α	C_L	C_D
-8	-0.3268	0.01378
-6	-0.1272	0.01036
-4	0.0712	0.00904
-2	0.2665	0.00906
0	0.4568	0.01062
2	0.6417	0.01501
4	0.8193	0.02084
6	0.9880	0.02842
8	1.1456	0.03762
10	1.2807	0.04976
11	1.3317	0.0585
12	1.3567	0.0669

Tabla 1: Coeficientes de Arrastre y Sustentación del Planeador Atlas M1.^[59]

Los alerones están posicionados a 17% de la cuerda, tiene una relación de radio de giro máximo de 1:2 m a 30° cuando sube y de 15° cuando baja. Su ubicación se puede ver en la imagen 26.

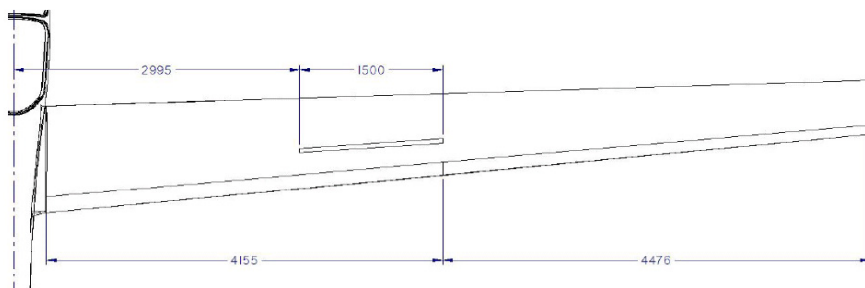


Imagen 26: Geometría Final de Ala del Planeador. ^[60]

El tren de aterrizaje, tiene una llanta la cual pesa 4,9 Lb, el peso aproximado del patín de cola es 1.5 Lb. Se puede observar en la imagen 27.

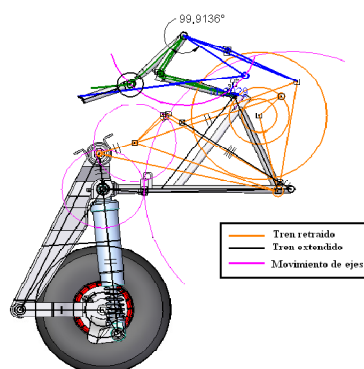


Imagen 27: Configuración Final Del Tren De Aterrizaje. ^[61]

En la tabla 2, se observa las propiedades mecánicas típicas de los materiales más comúnmente usados para planeadores.

	Strength σ MPa	Modulus E GPa	Density Fiber γ g/cm ³	Density (Laminate) γ g/cm ³	Specific Strength σ / γ km	Specific Modulus E/ γ km
GFRP (E-glass)	115	37	1.52	1.335	85	2780
High Tensile-CFRP (HT)	150	124	1.76	1.455	103	8505
High Modulus-CFRP (HM)	143	252	1.85	1.5	95	16800
Aramid FRP	155	55	1.45	1.3	119	4253
Aluminum	46	79	-	2.7	17	2940
Wood	21	24	-	0.8	26	2940

Tabla 2: Valores Típicos de las Propiedades de Diferentes Materiales Usados en Planeadores ^[62]

En la construcción del planeador Atlas M1 se utiliza el material HT-CFRP (High Tensile – Carbon Reinforced Plastic), debido a sus propiedades mecánicas y costos, en comparación con HM-CFRP (High Modulus – Carbon Reinforced Plastic). Para construcción de la piel del ala y el conjunto del empenaje se hacen de aramida y fibras vidrio con núcleos de espumas poliméricas de alta densidad para reducir y absorber la cantidad de esfuerzos que resisten las fibras. En resumen se utiliza diversos tipos de fibras, dependiendo de sus características mecánicas, para dar resistencia estructural a las partes críticas del planeador.

Elementos Estructurales

Los formadores del planeador Atlas M1, están separados cada uno a cierta distancia hasta llegar al estabilizador. Los formadores además dan resistencia estructural a la cola y guían los mecanismos para las superficies de control del empenaje, como se ve en la imagen 28.

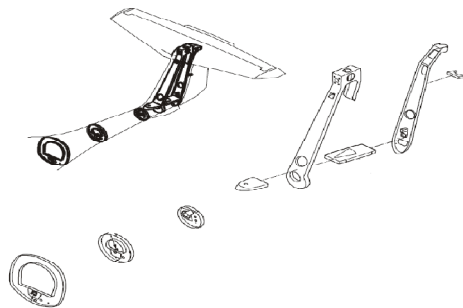


Imagen 28: Tail Boom de un Moto-Planeador.^[63]

La silla del planeador Atlas M1, se encuentra apoyada y atornillada a los formadores de cabina que están ubicados debajo de la misma. Su espesor es de 2,5 mm a lo largo de toda la superficie, se calcula 10 capas de fibra de vidrio 7781 de un espesor de 0,25 mm por cada capa. En la imagen 29, se observa como se encuentra ubicada la silla dentro del planeador Atlas M1.

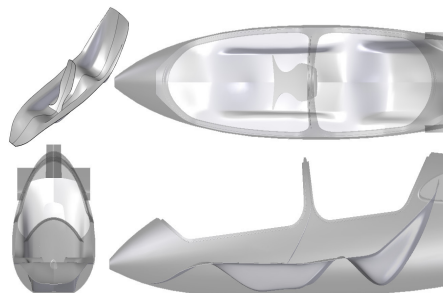


Imagen 29: Disposición De Silla Dentro Del Fuselaje.^[64]

En la imagen 30, se puede observar las tres tipos de formadores que componen la estructura interna del fuselaje.

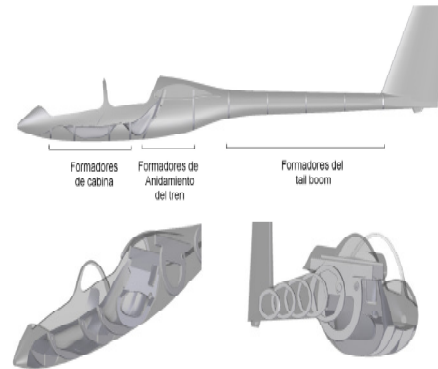


Imagen 30: Vista General de la Estructura Dentro del Planeador.^[65]

En la imagen 31, se ilustra la geometría que tiene los formadores de anidamiento de tren del planeador Atlas M1, diseñados para aprovechar el espacio e implementar el mecanismo de extensión y retracción del tren principal.

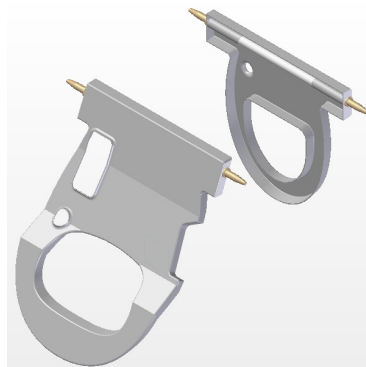
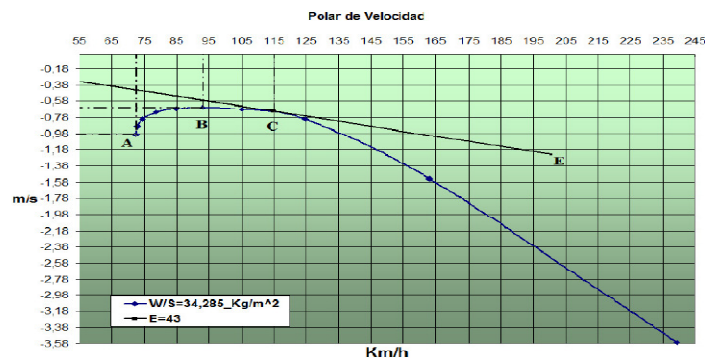


Imagen 31: Formadores de anidamiento de tren con pines de torsión.^[66]

Desempeño

El desempeño de un planeador se describe como la capacidad de volar a una velocidad lineal y tener poca velocidad de descenso, esta condición recibe el nombre de ángulo de descenso. Este rendimiento se ve representado en la relación existente entre la fuerza de sustentación y arrastre.

Pero también esta eficiencia se ve relacionada por la tangente del ángulo de planeo o descenso.



Gráfica 1: Polar De Velocidad Del Planeador.^[67]

La gráfica 1 muestra la curva polar de velocidad del planeador. La curva azul corresponde a la polar de velocidad de un planeador con carga alar máxima. En este caso se considera como la condición más crítica en el rendimiento del planeador. Si se ilustrara una carga alar menor la gráfica tendería a moverse a la izquierda y a subir.

El punto A, corresponde a la mínima velocidad, esto representa que el planeador no podrá volar en velocidades ubicadas más a la izquierda ya que no producirá la suficiente sustentación para contrarrestar la acción de la gravedad.

El punto B, corresponde a la mínima velocidad de descenso y se ubica en la parte superior de la curva.

El punto C, corresponde al mejor ángulo de planeo o mejor velocidad de planeo. Su tangente pasando por el origen se obtiene la eficiencia que en este caso corresponde a 43. Este número representa que si el planeador avanza 43km solo descenderá 1km, y este factor demuestra que se supero el rendimiento propuesto que es de 38 para planeador con desempeño similar de alto rendimiento.^[68]

Peso y Balance

En el peso y balance del planeador Atlas M1, se tienen los pesos de las respectivas partes con sus respectivas distancias desde la línea de referencia, también las posibles combinaciones de pesos entre el piloto y el pasajero, para la cual se muestran los pesos, combinaciones y distancias en las tablas 3 y 4 e imagen 32.

		Denominación	peso (N)	distancia (mm)	peso (Kg)	Momento Kg-mm
1		Altímetro	3,57084		0,3641243	
		Variómetro	3,1195		0,3181005	
		Velocímetro (Anemómetro)	4,5126		0,4601571	
		brújula	2,6487		0,2700922	
		Turn and bank indicator	6,6708		0,6802323	
		Radio	8,3385		0,8502904	
		Batería	18,1485		1,850632	
2		Altímetro	3,57084		0,3641243	
		Velocímetro (Anemómetro)	4,5126		0,4601571	
		brújula	2,6487		0,2700922	
		Turn and bank indicator	6,6708		0,6802323	
1		Total (1)	47,00944	749,2724	4,7936288	3591,7338
2		Total (2)	17,40294	1939,9	1,774606	3442,5582
3		Frames (Cabina)	16,51	1623,393	1,6835515	2733,0657
4		Frames (Tren)	59,487	3164,258	6,0659858	19194,344
5		Frames (Tailboom)	12,307	5637,232	1,2549647	7074,5274
6		Ala	1902,49	2971,831	193,99999	576535,24
7		Piloto	900	1333,489	91,774459	122380,23
8		Pasajero	900	2438,589	91,774459	223800,19
9		Fuselaje	1274,8645	4000,143	130	520018,59
10		Cola Horizontal	147,099	8335,58	14,999924	125033,06
11	Tren de aterrizaje principal	Llanta	48,9607	2810,12	4,992602	14029,81
		Fork	175,235	2724,495	17,868997	48684
		Amortiguador	72,5692	2828,659	7,399999	20932,072
		Fork Support	20,1036	2731,246	2,0499967	5599,0452
		Soporte Tren	21,9178	3100	2,2349936	6928,4802
12		Tren de aterrizaje tras	18,654	8301,723	1,9021786	15791,361
13		Pesos adicionales	106	1333	10,808992	14408,386
14		Sistema elevador y alerón	73,83	3414,06	7,5285648	25702,972
					sumatoria pesos	Sumatoria momentos
					592,90789	1755879,7

Tabla 3: Combinación De Pesos Entre La Tripulación Y La Distancia Del Centro De Gravedad. ^[69]

	Peso (Kg) Piloto	Distancia (mm)	Momento	Peso (Kg) pasajero	Distancia (mm)	Momento	Peso(Kg)	X _{CG} (mm)
Combinaciones	55	1333,489	73341,895	55	2438,589	134122,4	519,35897	3113,76836
	60	1333,489	80009,34	55	2438,589	134122,4	524,35897	3096,79259
	60	1333,489	80009,34	55	2438,589	134122,4	524,35897	3096,79259
	80	1333,489	106679,12	65	2438,589	158508,29	554,35897	3021,30341
	91	1333,489	121347,5	70	2438,589	170701,23	570,35897	2983,64374
	91	1333,489	121347,5	91	2438,589	221911,6	591,35897	2964,28807
	55	1333,489	73341,895	60	2438,589	146315,34	524,35897	3107,33022
	55	1333,489	73341,895	60	2438,589	146315,34	524,35897	3107,33022
	65	1333,489	86676,785	80	2438,589	195087,12	554,35897	3051,20551
	70	1333,489	93344,23	91	2438,589	221911,6	570,35897	3024,33232
	85	1333,489	113346,57	85	2438,589	207280,07	579,35897	2986,62135

Tabla 4: combinación de distintos pesos de los pasajeros. ^[70]

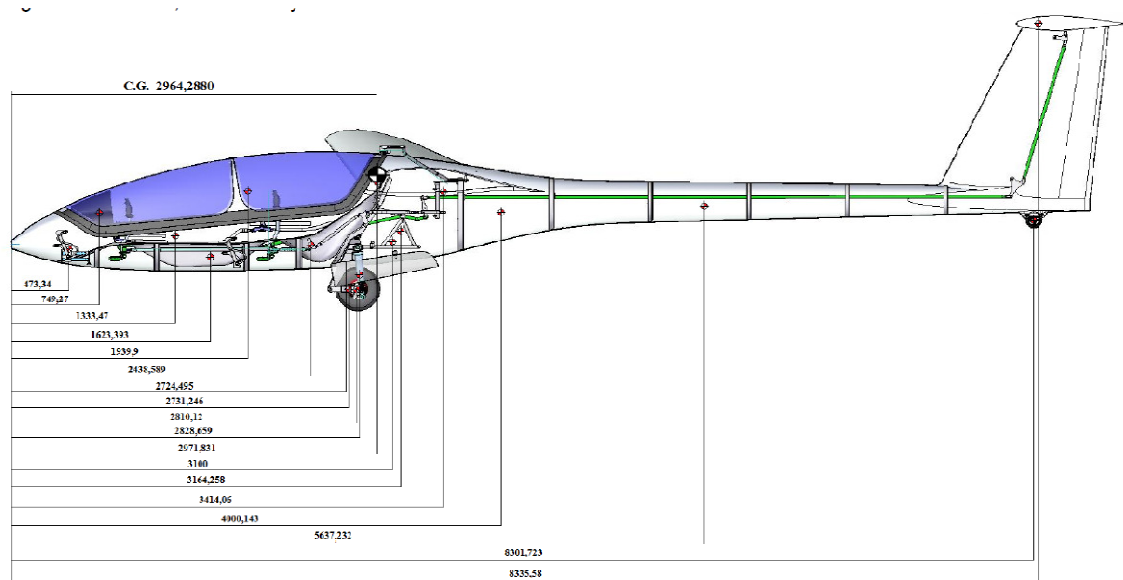


Imagen 32: Distancias Y Ubicación Del Centro De Gravedad.^[71]

En la siguiente tabla, se colocan los datos técnicos que se tiene del diseño detallado del planeador.

Peso Al Vacío	240 kg
Peso Por Pasajero Y Silla	120 kg
Velocidad De Pérdida	66.5 Km/h,
Tipo De Ala	Taperado
Flechamiento	2º
Altura Máxima Del Fuselaje	1.90m
Posición De Los Pilotos	Tándem
Longitud Del Fuselaje	8,765 m
Aircraft Base Line	planeador IS-28 B2
Ubicación Ala – Fuselaje	media-alta
Velocidad De Pérdida Con Flaps	62.5 Km/h.
Coeficiente De Sustentación Máximo Con Flaps	1,81
Configuración De La Cola	tipo T
Perfil De Empenaje	NACA 63-012
Factor De Carga	6
Velocidad De Maniobra	167 km/h
Velocidad Máxima Con Flaps De Aterrizaje (15º)	132 Km/h
Velocidad Máxima Con Flaps De Crucero (+5ºy -5º):	184 Km/h
La Velocidad De Ráfaga No Debe Sobrepasar La Velocidad De Maniobra	
La Velocidad De Lanzamiento Con Winch No Debe	110Km/h

Ser Menor A	
Velocidad De Nunca Exceder	317 Km/h
Velocidad Máxima Con Spoilers Extendidos	260 Km/h
Coeficiente De Drag Spoilers	0,0435
Superficie Spoilers	0,587m ²
Radio De Giro	1:02
Tipo Spoilers	Persiana
Altura Del Tren	920,47 mm
Formadores De Fuselaje	11
Espesor De Los Formadores De Cabina	2 mm
Numero De Capas De Los Formadores De Cabina	8
Material De Los Formadores De Cabina	Fibra de vidrio 7781
Espesor De Los Formadores Del Ala	3.5 mm
No De Capas De Los Formadores Del Ala	14
Material De Los Formadores Del Ala	Fibra de vidrio 7781
Espesor De Los Formadores Del Tail Boom	2 mm
No De Capas De Los Formadores Del Tail Boom	8
Peso Del Ala	194 Kg
Peso Del Estabilizador Horizontal	15 Kg
Peso Del Fuselaje Mas Estabilizador Vertical	130 Kg
Carga Alar Mínima	29.67 Kg/m ²
Perfil Del Ala	EPPLER 583 Mx-16
Superficie Del Estabilizador Vertical	1.48 m ²
Superficie Del Estabilizador Horizontal	1.65 m ²
Coeficiente De Planeo	1;43
Peso Total Máximo Del Planeador	600 Kg
Coeficiente De Oswald	0,94
Envergadura	18 m
Superficie Alar	17,5 m ²
Carga Alar	34,286 Kg/m ²
Aspect Ratio	18,51
Pendiente De Lift Del Ala	5,21 1/Rad.
Coeficiente De Lift Máximo	1,5
Angulo De Incidencia Del Ala	0,043 Rad
Cuerda Media Del Ala	1.01 m
Cuerda En La Punta Del Ala	0,65 m
Cuerda En La Raíz Del Ala	1,3 m
Taper Ratio	0,5
Coeficiente De Momento Del Ala Cuando Hay Cero Lift	0,1038

Coeficiente De Drag Del Ala Cuando Hay Cero Lift	0,0076
Distancia Del Centro De Gravedad Desde El Borde De Ataque Del M.A.C.	0,303 m
Distancia Del Centro Aerodinámico Desde El Borde De Ataque Del M.A.C.	0,2727 m
Angulo De Diedro Del Ala	2,5 deg
Pendiente De Lift Del Perfil	5,72 1/Rad.
Angulo De Incidencia De La Cola	0,0524 Rad.
Pendiente De Lift De La Cola Horizontal	4,6 1/Rad.
Área De La Cola Horizontal	1,65 m ²
Distancia Desde El C.G. Hasta La Cola Horizontal	5,36 m
Área Del Elevador	0,4700 m ²
Cuerda De La Cola Horizontal	0,544 m
Cuerda Del Elevador	0,158 m
Elevador gearing	1,635 Rad/m
Distancia Desde El C.G. Hasta La Cola Vertical	5,1 m
Área De La Cola Vertical	1,4824 m ²
Área Del Rudder	0,44 m ²
Cuerda Del Rudder	0,311 m
Rudder gearing	6,7 Rad/m
Distancia Del Centro De Presión De La Cola Vertical Hasta La Línea X	0,702 m
Distancia Vertical Del C.G. Hasta El M.A.C.	0,399 m
Pendiente De Lift De La Cola Vertical	2,52 1/rad
Área Del Alerón	0,52 m ²
Cuerda Del Alerón	0,172 m
Alerón Gearing	2,3 Rad/m

Tabla 5: Datos técnico general del atlas M1

Después de describir y resumir los puntos importantes de la tesis “Diseño Detallado De Un Planeador De Alto Rendimiento Para Instrucción”, se obtiene los siguientes términos o parámetros de entrada:

- El planeador no tendrá despegue autónomo.
- Al planeador se le realizará una implementación de un sistema de propulsión eléctrico, basado en energía solar.
- El sistema de propulsión diseñado en este proyecto funcionará a partir de que el planeador salga de la térmica, por tal motivo los cálculos se realizarán para una maniobra de crucero.
- Con la implementación del sistema, el peso y balance de la aeronave no saldrá de parámetros, tal que modifique su rendimiento.

- La limitante de peso para la modificación es de 134kg, correspondiente al peso de un pasajero, los sistemas de los controles alternos y silla.
- El planeador pasará de ser de entrenamiento a un monoplaza.

Como al planeador se le implementará un sistema de propulsión, es necesario encontrar el empuje mínimo en donde mantenga un ángulo de planeo constante. Para hallar este término, hay que comprobar; el rendimiento de la aeronave, para la cual se toman la grafica 1: polar de velocidades y la tabla 2: Coeficientes de sustentación y arrastre. Con base en los datos se decide buscar la nueva velocidad de crucero, donde no se afecten tanto los parámetros de rendimiento.

La tabla 6 muestra los valores de peso y velocidad de crucero para distintas aeronaves motoplaneadores.

	peso (kg)	velocidad de crucero (Km/h)
Whisper Motor Glider	775	175
Ogar Motor Glider	698.53	167
Silhouette Motor glider	317.51	120
G-109B/vigilant T1	850	190
Sunseeker	229.59	64.7
Atlas M1	600	115
ElectraFlyer-C	283	113
	Promedio	135

Tabla 6: Datos estadísticos de Velocidades de Crucero

De acuerdo a la tabla 6, se asume que la velocidad de crucero para el Atlas Solar es de 135km/h (37.5 m/s). Después se busca en la grafica 1: Polar de velocidades, el valor que corresponda a la velocidad asumida, dando como resultado una velocidad vertical de -0.98 m/s, el cual puede ser evidenciado en la imagen 33.

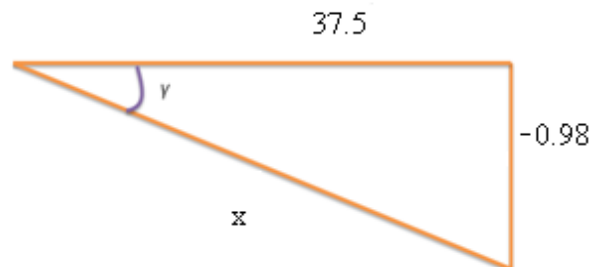


Imagen 33: Triangulo De Velocidades A 135 Km/h.

En la Imagen 33, se puede observar un triangulo de velocidades que ayudará a encontrar el ángulo de planeo, que corresponde a la velocidad asumida de 37.5 m/s, para la cual se resuelve con el siguiente procedimiento:

$$\gamma = \sin^{-1} \frac{0.98 \text{ m/s}}{37.5 \text{ m/s}}$$

$$\gamma = 1.497^\circ$$

Con el ángulo de planeo, se realiza una tabla de velocidades verticales, la cual es extraída de la grafica 1: polar de velocidades.

Desplazamiento Longitudinal (m/s)	Angulo de planeo (Grados)	ETA	Velocidad Vertical (m/s)
43	1.332	42.82	0.631
40	1.432	42.808	0.587
39	1.464	42.804	0.572
38	1.507	42.8	0.558
38.25	1.497	42.801	0.561
37	1.54	42.796	0.543
36	1.591	42.7919	0.528
35	1.636	42.787	0.514
30	1.909	42.760	0.440
25	2.290	42.095	0.367
20	2.866	40.988	0.294

Tabla 7: Velocidades Verticales.

En la tabla 7, se observa que tiene un gran variación en la eficiencia, en comparación a la eficiencia del Atlas M1, esto hace que los valores inferiores a una relación 1:25 modifiquen el rendimiento de la aeronave.

La eficiencia seleccionada para el Atlas solar, es de 42.76 al buscar en la tabla 9, la menor velocidad vertical que no afecte esta eficiencia y conservando la misma velocidad (37.5m/s), interpolando los datos de la tabla 9, se tiene como resultado una senda de planeo de 1:30.

Para hallar el empuje requerido, teniendo en cuenta la velocidad de crucero (37.5m/s), se realiza un diagrama cuerpo libre del planeador (imagen 34), definiendo que el empuje es aproximadamente el arrastre total de la aeronave.

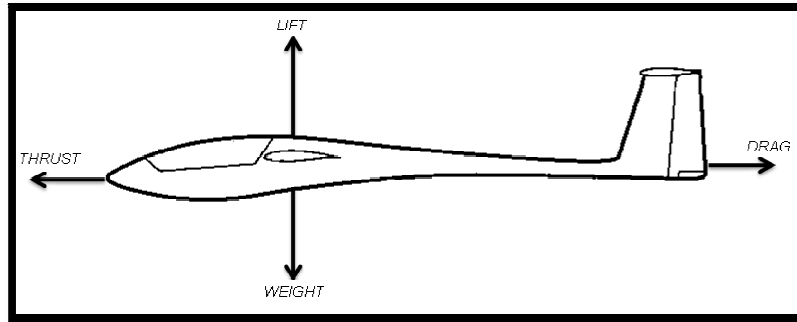


Imagen 34: Diagrama De Cuerpo Libre Planeador Atlas Solar.

Para hallar el arrastre total de la aeronave se debe de tener en cuenta la contribución que tiene el ala, el fuselaje, el mecanismo, y la hélice.

Para hallar la contribución del arrastre por parte del ala se toma el valor de diseño proveniente del Atlas M1 el cual es.

$$CD_W = 0,0076$$

La contribución de arrastre por parte del fuselaje, está representada por el área transversal mayor del fuselaje que corresponde a.

$$A = 0,5376 \text{ m}^2$$

$$r_t = 1 = \text{factor de forma elíptica}$$

$$CD_f = 0,0031 * r_t * \text{Longitud del Fuselaje} * A \quad (1)$$

$$CD_f = 0,0146$$

La contribución de arrastre por parte del mecanismo extendido, esta representado por el área frontal del brazo, mas el área del semicírculo para colocar el motor.

$$A = 0,0502 + \left(\frac{0,068 * \pi}{2} \right) \quad (2)$$

$$A = 0.0575 \text{ m}^2$$

$$r_t = 1,3 = \text{factor de forma rectangular}$$

$$CD_m = 0,0031 * r_t * \text{Longitud del Fuselaje} * A \quad (3)$$

$$CD_m = 0,002$$

La contribución de arrastre por parte del conjunto hélice - motor, está representado por el área circundante de refrigeración del motor, mas el área aproximada de la hélice.

ϕ = Coeficiente de arrastre aproximado del área de la hélice = 1.65

$r_n = 1$ = *factor de forma del ducto de refrigeracion del motor*

$$CD_{hm} = 0.1 * r_n * \frac{Empuje_{Crucero}}{\frac{Diametro_{Hélice} * 550}{\phi}} \quad (4)$$

$$CD_{hm} = 0,0619$$

Para hallar el arrastre parasito es necesario tener en cuenta todos los coeficientes de arrastre calculados. Se define una aproximación del Reynolds para el efecto de turbulencia en la piel del fuselaje.

$$r_{Re} = 47 * Reynolds^{-0.2}$$

$r_{Uc} = 1$ = *Coeficiente de Contribucion del tren de aterrizaje.*

$r_t = 1,24$ = *Coeficiente de Contribución al Arrastre por parte del Empenaje.*

$$CD_o = \frac{r_{Re} * r_{uc} [r_t \{CD_w + CD_f\} + CD_m + CD_{hm}]}{S} = 0.0088 \quad (5)$$

$$C_l = \sqrt{\frac{CD_o}{k}} \quad (6)$$

$$C_l = 0.06927$$

El coeficiente de arrastre inducido

$$CD_i = k C_l^2 \quad (7)$$

$$CD_i = 0,0088$$

$$CD = CD_o + CD_i = 0.0176 \quad (8)$$

Con los valores de 1:30 buscamos en la tabla, el ángulo de planeo:

$$\gamma = 1,9^\circ$$

$$E = 30$$

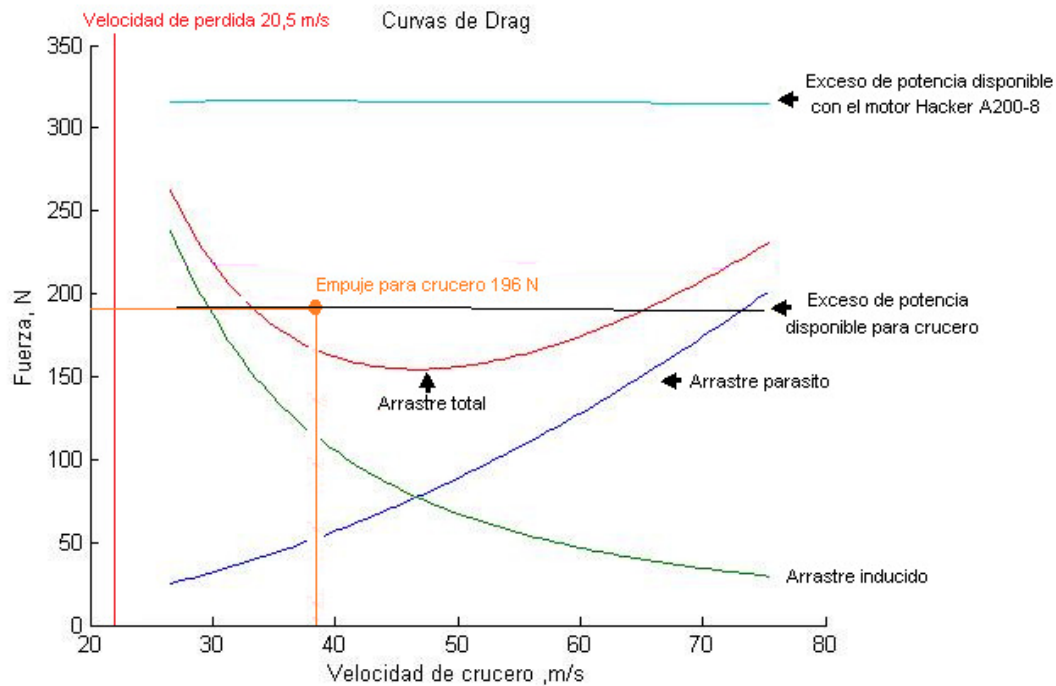
$$EMPUJE_{requerido} = \frac{W_{Total Aeronave}}{E} \quad (9)$$

$$EMPUJE_{requerido} = 196.2 \text{ Newtons}$$

$$Potencia_{requerida} = V_{cruce} * Empuje_{requerido} \quad (10)$$

$$Potencia_{requerida} = 7,36 \text{ kW}$$

Se determina que la potencia requerida para el motor eléctrico es de 7,36 kilowatts



Gráfica 2: Empuje requerido para vuelo recto nivelado a velocidad de crucero y exceso de potencia a 3000 metros

Para poder llegar una aproximación del empuje necesario que debe entregar el conjunto motor- hélice, se refiere a la gráfica 2 que ilustra el arrastre inducido, el arrastre parasito, dando como resultado el arrastre total, producido por la aeronave. El motor seleccionado debe garantizar un sobre pasar la potencia requerida para vencer el arrastre total

4.2 Selección de Componentes.

4.2.1 Selección del Motor.

La selección del motor se realiza asumiendo lo siguiente parámetros:

- El motor realizará el 20% del trabajo para la propulsión en la aeronave.

- La relación de la potencia transmitida por el motor sobre la potencia necesaria para impulsar la aeronave es igual a uno.
- Se tendrán en cuenta los siguientes factores que influyen en la selección: Tamaño, Peso, Potencia, Consumo de corriente, Kv (revoluciones por voltio), RPM máximas, Resistencia interna, Voltaje, Non load current, KT(Torque sobre amperio)

El empuje requerido para que el planeador conserve un vuelo crucero, es de 223,44 N unos 8,379 Kw o 11,23 HP, con un factor de seguridad 1,14.

Con el empuje requerido, se comienza con la selección del motor eléctrico, empezando por el área industrial, se encuentran diferentes tipos de motores, que pueden generar la potencia requerida, pero su problema es el peso, a raíz de esto la investigación se enfoca en la industria aeronáutica, la cual busca aviones tipo moto-planeador, diseñados en base a motores eléctricos. Con esto se encontró dos fabricantes: ELECTRAVIA ^[72] de Francia y YUNEEC ^[73] de china. Los motores que comercializan estas empresas se pueden observar en el anexo1 (potencia del atlas m1-hoja-motores yuneek y motores electravia).

Los motores de la tabla 8 se seleccionaron por que cumplían con el requisito de potencia.

	motor de 10 y10+ yuneec	E-MOTOR GMPE 102
Kv(rpm/v)	32	42
voltaje (v)	66	70
corriente(A)	55	150
resistencia(mohm)	0.416	0.38
Kw	9.701	19
potencia (hp)	13	25.46
RPM	2400	4000
peso (kg)	4.5	11.5
KT (Torque /A)	0.042	0.032

Tabla 8: Datos Comparativos Entre Motores Eléctricos Seleccionados.

En base a esto, se continúa investigando, llegando a los motores de aeromodelismo, que son más livianos.

El resultado de esta investigación dio nueve motores, con las características de los fabricantes, se realizó una tabla comparativa en donde se tiene varios parámetros; para evaluar cual es el mejor motor, la cual se puede observar en el Anexo1: Potencia del Motor para el Atlas Solar- hoja-comparación.

Dentro de la selección de los motores de aeromodelismo, la mayoría de estos fue descartada por que era necesario utilizar dos motores en paralelo para cumplir con la potencia requerida en vuelo recto y nivelado.

Al descartar esa idea se decidió seleccionar el motor Hacker A200-8 ya que este no requiere un arreglo de motores y su porcentaje de exigencia para la potencia requerida es del 55.86%. Si lo comparamos con la potencia mínima requerida (7.35kW), el porcentaje de exigencia mínima del motor es del 49%, se puede observar en la imagen 35 y tabla 9 con sus características técnicas:



Imagen35: Motor Hacker Brushless A200-8. ^[74]

A200-8 HACKER	
Kv(rpm/v)	110
voltaje (v)	50
Corriente(A)	185
Resistencia(mohm)	15
kW	15
Potencia (hp)	20.1
RPMs	5500
Peso (kg)	2.59
Corriente Nominal (A)	3.3
KT (Torque /A)	0.01231818

Tabla 9: Características motor Hacker A200-8.

4.2.2 Selección de la Hélice.

Parámetros de entrada para la selección de la hélice.

- El diámetro de la hélice está restringido por las dimensiones de ubicación dentro de la aeronave y las regulaciones bajo las cuales se diseñó el ATLAS M1 (CS22) donde especifica que el espacio mínimo que debe

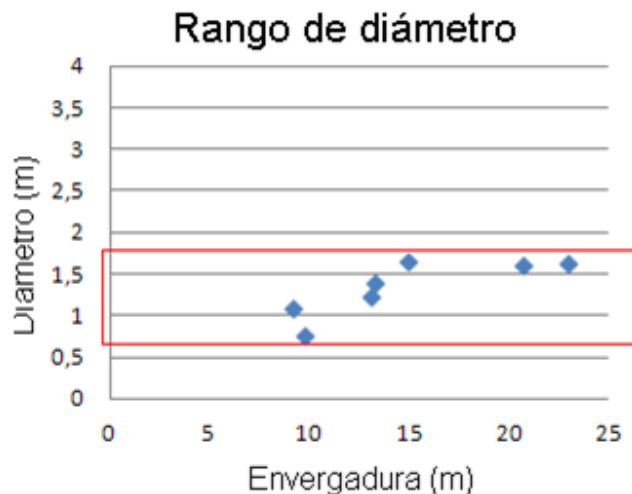
haber entre la punta de la hélice y el fuselaje es de por lo menos 25 mm y 13 mm de espacio longitudinal entre la hélice y las partes estacionarias del planeador.

- La velocidad tangencial de la hélice no debe sobrepasar la velocidad de 0.85 mach.
- La mayor eficiencia en un valor de revoluciones por minuto constante.

4.2.2.1 Proceso de selección de la hélice.

Se realiza un listado de aeronaves (moto-planeadores) para referenciar rangos de diámetros posibles en la selección de la hélice, tabla que se puede ver en el Anexo1: Potencia del Motor para el Atlas Solar-hoja-comparación- Referencia de diámetro hélice

Con los valores del Anexo1: Potencia del Motor para el Atlas Solar- hoja-comparación-Referencia de diámetro hélice, se realiza un diagrama de dispersión, tomando como variable independiente la envergadura y la variable dependiente el diámetro de la hélice de las aeronaves de estudio.



Gráfica 3: Rango De Diámetro.

Se observa en la grafica 3, que la mayoría de aeronaves estudiadas, el diámetro de la hélice se encuentra dentro del rango de 0.7m a 1.4m sin importar su envergadura. Este es el rango en el que se comienza con la selección de la hélice.

Se realizaron pruebas experimentales de empuje con tres diferentes hélices de aeromodelismo a distintas RPM en un banco de pruebas para un motor eléctricos, los resultados obtenidos se compararon con el programa PropCalc 3.0v mostrando una aproximación con los datos experimentales, todo ello para validar los datos obtenidos en el programa PropCalc 3.0v.

Después de seleccionar el rango de hélices para el Atlas Solar se dividió en intervalos de 10cm, teniendo como resultado ocho diferentes diámetros de hélices, los cuales se simularon con el programa PropCalc 3.0v. Se toma la velocidad 37.5 m/s (velocidad seleccionada para el planeador ATLAS SOLAR), la cual es la constante de comparación.

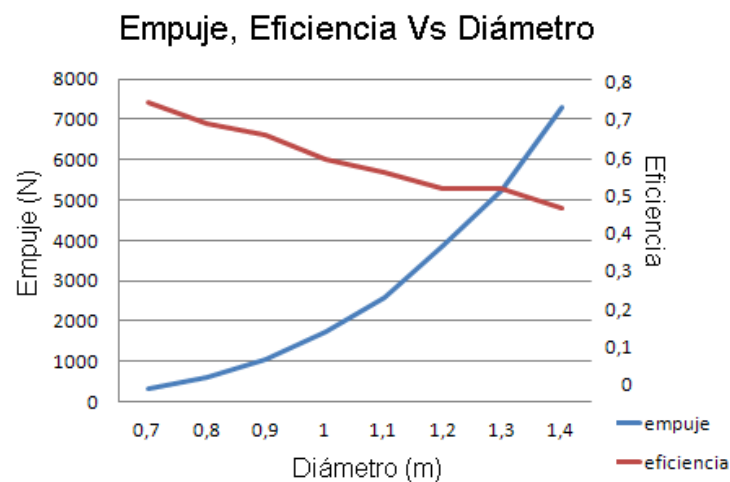
Parámetros de comparación:

- Empuje (N).
- Potencia (W).
- Eficiencia (η).

Después de tener estos parámetros de evaluación se utilizaron distintos valores de RPM máximas de los motores estudiados.

Realizando las simulaciones para cada valor de RPM; con cada diámetro, se obtiene la gráfica 4 a partir de los datos del Anexo1: Potencia del Motor para el Atlas Solar- comparación-hoja-parámetros de hélices.

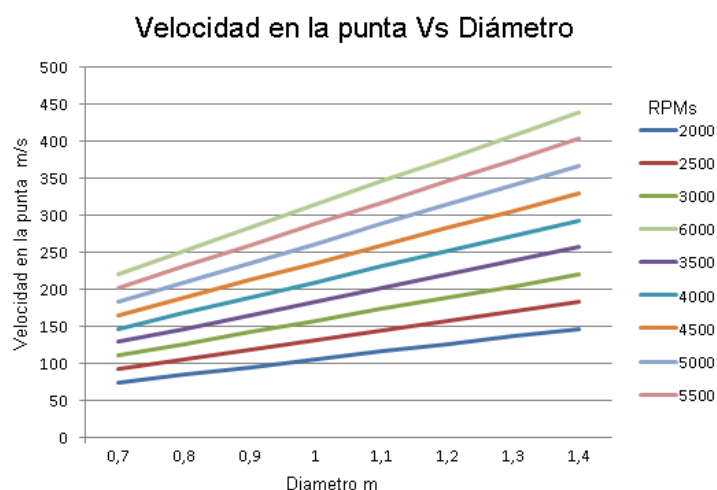
Al analizar los datos para los diferentes valores de RPM, la gráfica mantiene el mismo comportamiento.



Gráfica 4: Comportamiento de Eficiencia, Empuje en Función del Diámetro.

Con base en los datos obtenidos y la grafica 4, se concluye; que hay un punto óptimo de funcionamiento de la hélices, en donde las condiciones de las RPM alcanzan el punto máximo, y no existe un cambio significativo en la eficiencia. Para encontrar el punto óptimo de las RPM, se realizó una tabla en función de los diferentes diámetros y a distintos valores de RPM, para calcular la velocidad en la

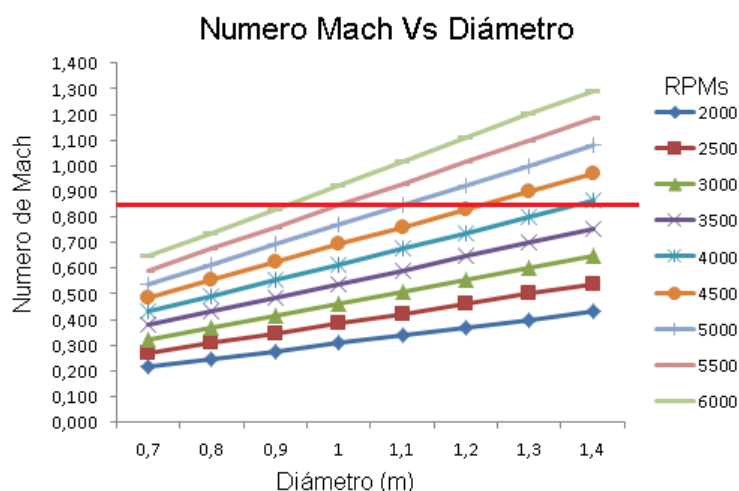
punta de la hélice, la cual se puede encontrar en el Anexo1: Potencia del Motor para el Atlas Solar- comparación-hoja-Mach en la hélice.



Gráfica 5: Velocidad En La Punta En Función Del Diámetro.

En la grafica 5 se puede observar, que la velocidad en la punta, se incrementa con respecto a las RPM en el eje vertical cuanto se analiza con un diámetro constante. Como la velocidad en la punta de la hélice no debe sobrepasar el 0.85 mach, se realizó una tabla en donde el resultado era el número de mach para diferentes diámetros y RPM. Esta tabla se encuentra en el Anexo1: Potencia del Motor para el Atlas Solar-hoja-Mach en la hélice.

Para obtener los resultados, se halló la velocidad del sonido para la altura de vuelo 3000 metros en donde opera el planeador Atlas solar (datos de diseño del ATLAS M1. Los datos que se encuentran en el Anexo1: Potencia del Motor para el Atlas Solar – hoja-Mach en la hélice.



Gráfica 6: Numero Mach En Función Del Diámetro.

En la gráfica 6, se puede observar que los valores que están por encima de la línea roja son valores que no cumplen que el valor mach, haciendo que los diámetros y RPM que estén en este sector sean descartados.

Para saber a cuantas RPM gira cada diámetro de hélice, teniendo como valor constante 0,85 y la velocidad del sonido, se tiene la siguiente ecuación:

$$RPM = \frac{60 * Mach * v_{sonido}}{\pi * D_{diámetro\ hélice}} \quad (11)$$

La ecuación 3, permite encontrar las RPM máximas de cada diámetro seleccionado, sin sobrepasar el número de Mach, datos que se encuentran calculados en la tabla 10.

Diámetro	RPM hélice
0,7	6537,2
0,8	5720
0,9	5084,5
1	4576
1,1	4160
1,2	3813,4
1,3	3520
1,4	3268,6

Tabla 10: RPM En Función De Su Diámetro.

De la tabla 10, se toman los valores de 0,9 y 1, ya que estos valores están dentro del límite espacial comprendió entre el ultimo formador de tren y el segundo formador de cola. Con los valores tomados de la tabla 9 se obtiene una disminución de energía consumida por parte del motor debido al rango de RPM.

Diámetro (m)	RPM hélice
0,9	5084,5
1	4576

Tabla 11: RPM En Función De Su Diámetro Para Mach 0,77.

Ahora se realiza una nueva iteración, en la cual se busca disminuir el diámetro, a un valor de RPM optimas para el funcionamiento del motor, para un valor de mach aceptable.

Diámetro	RPM hélice
0,9	5084,5
0,91	5028,6
0,92	4974
0,93	4920,5
0,94	4868,1
0,95	4816,9
0,96	4766,7
0,97	4717,7
0,98	4669,4
0,99	4622,3
1	4576,1

Tabla 12: Numero De Mach: 0,73.

De la tabla 12, selección del diámetro de 0.95 porque la hélice alcanza a generar la suficiente potencia para impulsar la aeronave y se logra reducir el consumo de energía del motor. Si disminuimos el diámetro de la hélice se incrementa el consumo voltaje pues es necesario una mayor cantidad de RPM

El diámetro también se comparó con la ecuación^[75]

$$\text{Hélice de dos palas} = D = 22 * \sqrt[4]{HP} \quad (12)$$

Se reemplazó el valor de 7350W y se realizó la conversión, el valor es de 9,849 HP es la potencia del planeador y se comprobó que el valor obtenido fue de 38,97 pulgadas equivalente a 0,98 metros. Se observa una diferencia de valores de 3 centímetros con respecto al diámetro seleccionado.

En las tablas 13 y 14 se encuentran los diferentes valores que se obtiene al iterar en diámetro seleccionado con diversas RPM, para la velocidad en la punta y el número de Mach.

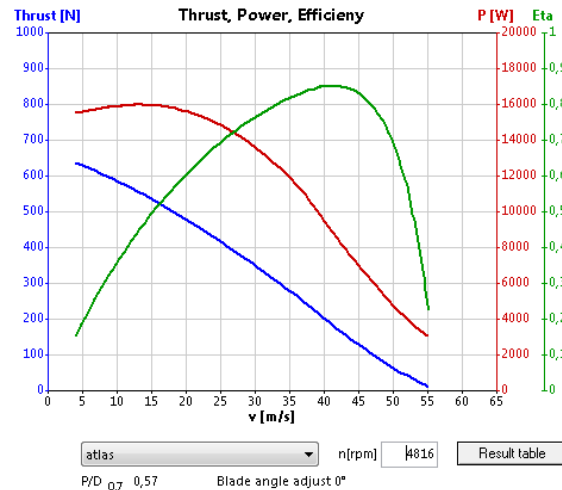
RPM	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000	5500	6000
Velocidad (m/s)	99.48	124.35	149.23	174.10	198.97	223.84	248.71	273.58	298.40

Tabla 13: Velocidad En La Punta De La Hélice Para Un Diámetro De 0.95 Metros.

RPM	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000	5500	6000
Mach	0.30	0.38	0.45	0.53	0.61	0.68	0.76	0.83	0.91

Tabla 14: Numero De Mach Para Diámetro De 0.95 Metros.

El rendimiento de la hélice se obtuvo mediante la simulación con los parámetros geométricos de la hélice seleccionada consiguiendo los siguientes resultados.



Gráfica 7: Parámetros De Rendimientos De La Hélice.

Según la grafica 7, se puede observar que el empuje que genera el conjunto hélice motor, a la velocidad de crucero del planeador solar (37.5 m/s) y a 4816,9RPM, se obtiene una Potencia de empuje de 245 N sin considerar las perdidas mecánicas.

También se observa, que la potencia eléctrica es de 13kW, para la cual al multiplicarla por la eficiencia, da como resultado el consumo de energía requerido para alimentar las baterías. Esto se realiza en base al modelo matemático del programa PropCalc, idealizando los parámetros.

La eficiencia de la grafica 6, es de 0.83, pero la eficiencia real calculada es de 0.58, Anexo1: Potencia del Motor para el Atlas Solar-hoja-parámetros de hélices. Al realizar el producto de la potencia mecánica con la eficiencia real da como resultado la potencia eléctrica utilizada del motor 7.54 kW.

4.2.2.2 Selección del Paso y Configuración de la Hélice.

Para seleccionar el paso de la hélice, se toman los valores de velocidad de crucero del Atlas Solar y las RPM óptimas seleccionas, para encontrar el paso promedio de la hélice se utiliza la siguiente ecuación:^[76]

$$Paso\ Relativo = \frac{V_{velocidad\ deseada,crucero}}{RPM} \quad (13)$$

Remplazando y resolviendo la ecuación 13, se obtiene un paso promedio de 18 pulgadas. Las variables geométricas de la hélice quedan de la siguiente forma.

- Diámetro 37.4 pulgadas.
- Paso 18 pulgadas.
- Se escoge una hélice Bipala debido a las limitantes de espacio

4.2.3 Selección de Baterías.

Parámetros de selección de las baterías:

- Debe cumplir con los requisitos de energía del motor.
- Los pack deber ser lo menos pesados posibles.
- Su manejo no debe implicar riesgos para la seguridad.
- Deber ser de alta densidad energética.

Con base a los parámetros ya mencionados se realizó un análisis de las baterías que se utilizan en los sistemas fotovoltaicos y sus diferentes características eléctricas, que son las baterías de plomo y las baterías de Litio.

Las baterías de plomo son las más usadas en los sistemas fotovoltaicos, ya que su nivel de descarga es muy bajo, y pueden soportar las grandes fluctuaciones de corriente en los sistemas fotovoltaicos, su desventaja es que son pesadas en comparación a la densidad energética. En el proceso de selección se tuvo en cuenta las baterías de Litio Polímero, ya que estas presentan características aptas de energía específica. Pero su gran falla es que son muy delicadas en su uso y recarga.

Las baterías de Litio-ion de última tecnología son capaces de igualar la energía específica de las baterías de Litio Polímero y de soportar descargas profundas sin afectar su rendimiento. Su relación peso/densidad de energía es comparable con las baterías de litio polímero.

En el proceso de investigación se encontraron distintos tipos de baterías Litio-ion, para las cuales se realizó una tabla comparando el voltaje, corriente, peso y dimensiones, esta tabla se puede encontrar en el Anexo 2: Baterías para el Atlas Solar-hoja-tabla comparativa baterías.

Se toman diferentes arreglos de baterías de tal manera que cumplan con los requerimientos de energía que exige el motor Hacker Brushless A200-8

- Corriente 185 A.
- Voltaje 46 V.

El motor eléctrico necesita una mayor cantidad de corriente en el arranque pues debe vencer la inercia mecánica cuando la hélice no está en movimiento, luego el motor se estabiliza y llega a utilizar una corriente nominal de 3.3 A

El tiempo de uso del motor depende de la distancia en que el planeador operado por el piloto encuentre la siguiente corriente de aire caliente ascendente. Otro de los factores a tener en cuenta es la refrigeración del motor, pues en este tipo de motores es posible que a altas temperaturas el recubrimiento aislante del embobinado se derrita, ocasionando la pérdida del motor.

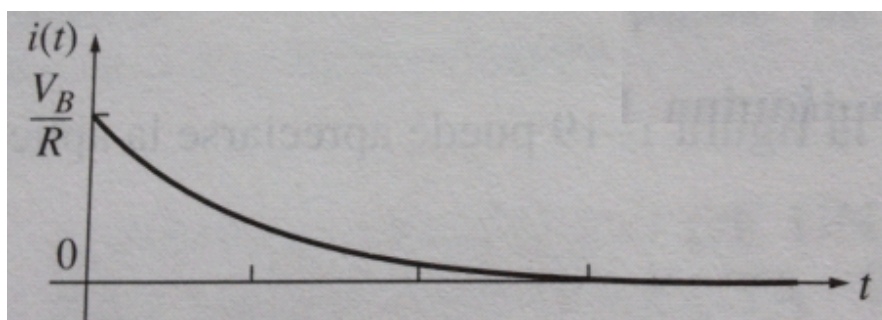


Imagen 36: Comportamiento de la corriente en el arranque de un motor eléctrico de corriente directa^[77]

La imagen 36, muestra el comportamiento que presenta la corriente en el arranque de un motor eléctrico de corriente directa, esto implica que el requerimiento de corriente es muy alto debido a que el motor debe vencer la inercia, la carga aplicada al eje del motor y la fricción en los rodamientos del motor, después de un tiempo la corriente disminuye y se estabiliza con valores nominales especificados por los fabricantes de cada motor.

En la tabla 15, se muestran las diferentes configuraciones de los pack de batería, para suplir el requerimiento de corriente y de voltaje.

Pack de baterías	Ah	V	kg
5*súper B 10 p Serie ,LSE 175 Paralelo	185	66	6,4
LSE 100, LVP65,super B 10 pParalelo,5*súper B 10 p Serie	185	66	16,04
2*LVP65 paralelo,4*LEV 50-4Serie	195	59,2	35,5
2*LVP65,LEV 50-4 Paralelo,5*súper B32E Serie	205,6	66	79

Tabla 15: Pack De Baterías Que Generan La Corriente.

De tablas 15, se selecciona el pack que comprende 5 baterías de SúperB10p y 1 batería de LSE175, ya que este presenta el menor peso de todas las combinaciones hechas, el sistema de almacenamiento está compuesto por tres pack de baterías.

4.2.3.1 Parámetros de Carga.

Para saber cuánta es la energía que debe generar el sistema fotovoltaico, se debe conocer los parámetros de carga de cada tipo de batería seleccionada, en las especificaciones técnicas que da el fabricante de la batería LSE175 sugiere un parámetro de carga de 0.5, este parámetro limita la cantidad de voltaje y corriente que soporta la batería en el proceso de recarga, en las pruebas que realiza el fabricante; sus resultados dan a conocer que al utilizar 2A y 3,98V la batería se carga en 8 horas, esto quiere decir que si se aumenta el voltaje y la corriente, conservando el parámetro de carga, se disminuirá en tiempo de recarga, también se sabe que las baterías litio-ion tiene un máximo de carga a voltaje constante de 14,4V. Con los parámetros de carga y voltaje máximo de carga, se conoce el valor máximo de corriente que se necesita para cargar la batería, este valor es de 7,2A, esto da como resultado una disminución del tiempo de carga a 1 hora y 30 minutos.

Para la batería Súper B10P el fabricante dentro de las especificaciones técnicas recomendando dos métodos de carga que son rápida y nominal.

Para realizar una carga rápida hay que alimentar el cargador de 40A a 14.4V con voltaje continuo esto dará un tiempo de 15 minutos, si se realiza una carga nominal hay que suministrar una corriente de 14A a 14,4V continuo para un tiempo de 45 minutos.

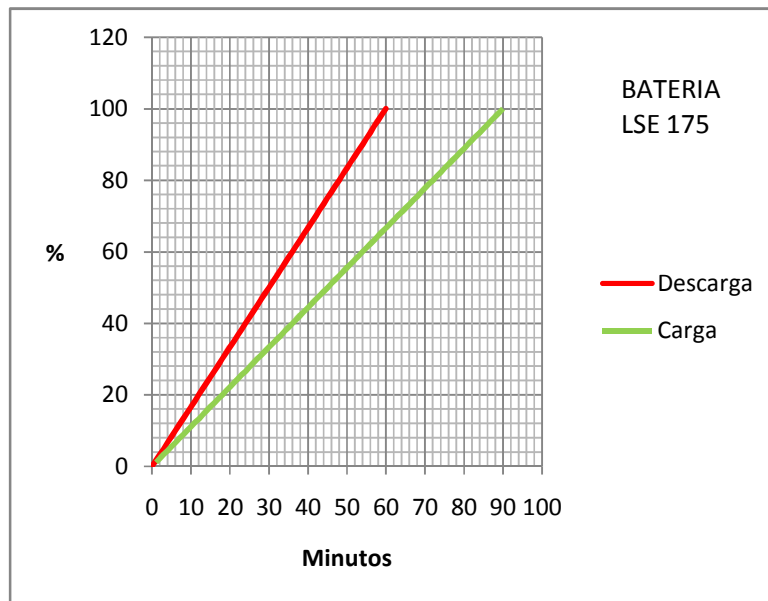
En conclusión en el sistema fotovoltaico deberá generar 47,2A y 28,8V continuos para poder cargar el pack de baterías.

4.2.3.2 Tiempo de Descarga y Carga del Pack de Baterías.

4.2.3.2.1 Batería LSE 175.

Parámetros de descarga: 3.7 V y 183 A

Parámetros de carga: 14.4 V y 7.2 A



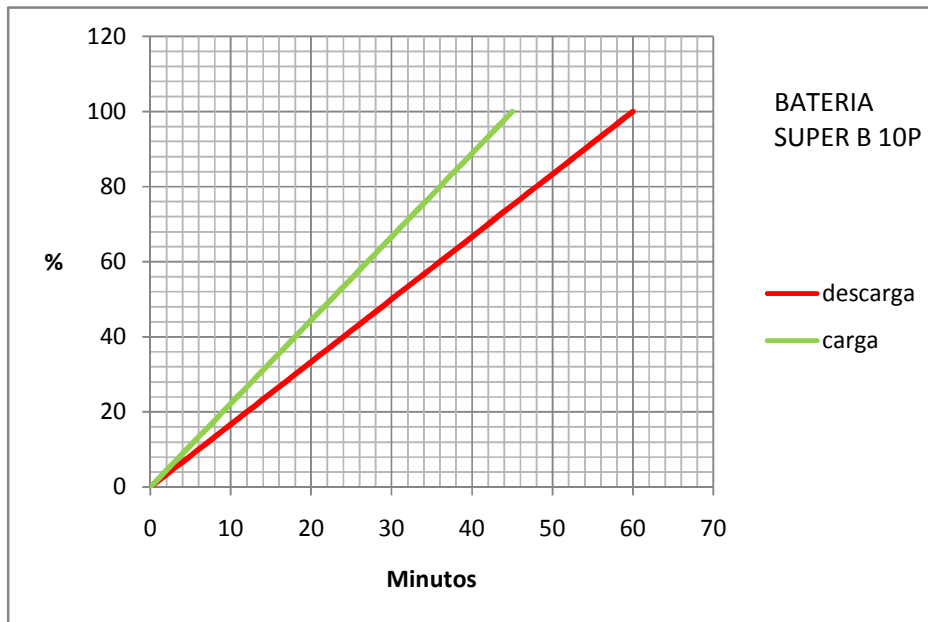
Gráfica 8: Tiempo De Carga Y Descarga De La Batería LSE175.

Según la gráfica 8 se concluye que el tiempo de carga de la batería es mucho mayor que el tiempo de descarga. Es por esto que se decide no utilizar completamente el pack de baterías hasta descargarlo, pues el tiempo de carga completo de esta batería sería de 90 minutos, lo que representaría que esta batería estaría casi todo el tiempo de vuelo cargándose.

4.2.3.2.2 Batería Súper B10P.

Parámetros de descarga: 13.2 V y 10 A

Parámetros de carga: 14.4 V y 14 A



Gráfica 9: Tiempo de carga y descarga de la batería SUPER B 10 P

En la gráfica 9 se ve claramente que el tiempo de carga es menor al tiempo de descarga, de manera que es posible utilizar esta batería descargándola completamente en 1 hora y recargarla en 45 minutos. Las gráficas se construyen teniendo en cuenta los parámetros dados por el fabricante debido a que no se tiene físicamente ninguna de las baterías.

4.2.3.3 Tiempo de Carga.

Se toma en cuenta que el tiempo de carga mayor es el de la batería LSE175 con el cual se realiza la tabla de tiempos de carga de la batería LSE175.

LSE175 tiempo de carga 30 min					
Paso	DESCARGA [min]	Pack usado	Pack en carga	PACK -CARGA [min]	Pack 100%
1	20	1	-	-	2-3
2	20	2	1	20	3
3	20	3	1-2	10-10	1
4	20	1	2	20	2
5	20	2	3	20	-
6	20	2	3-1	10-10	3
7	20	3	1	20	1
8	20	1	3	20	-
9	20	1	3-2	10-10	3

180 tiempo total de uso

Tabla 16: Tiempos de carga de la batería LSE175.

En la tabla 16, se tiene un tiempo total de uso de 3 horas, en las cuales se define que pack va a ser usado y recargado, cada paso significa un porcentaje de uso del 33.3% de la batería LSE175 en un determinado pack.

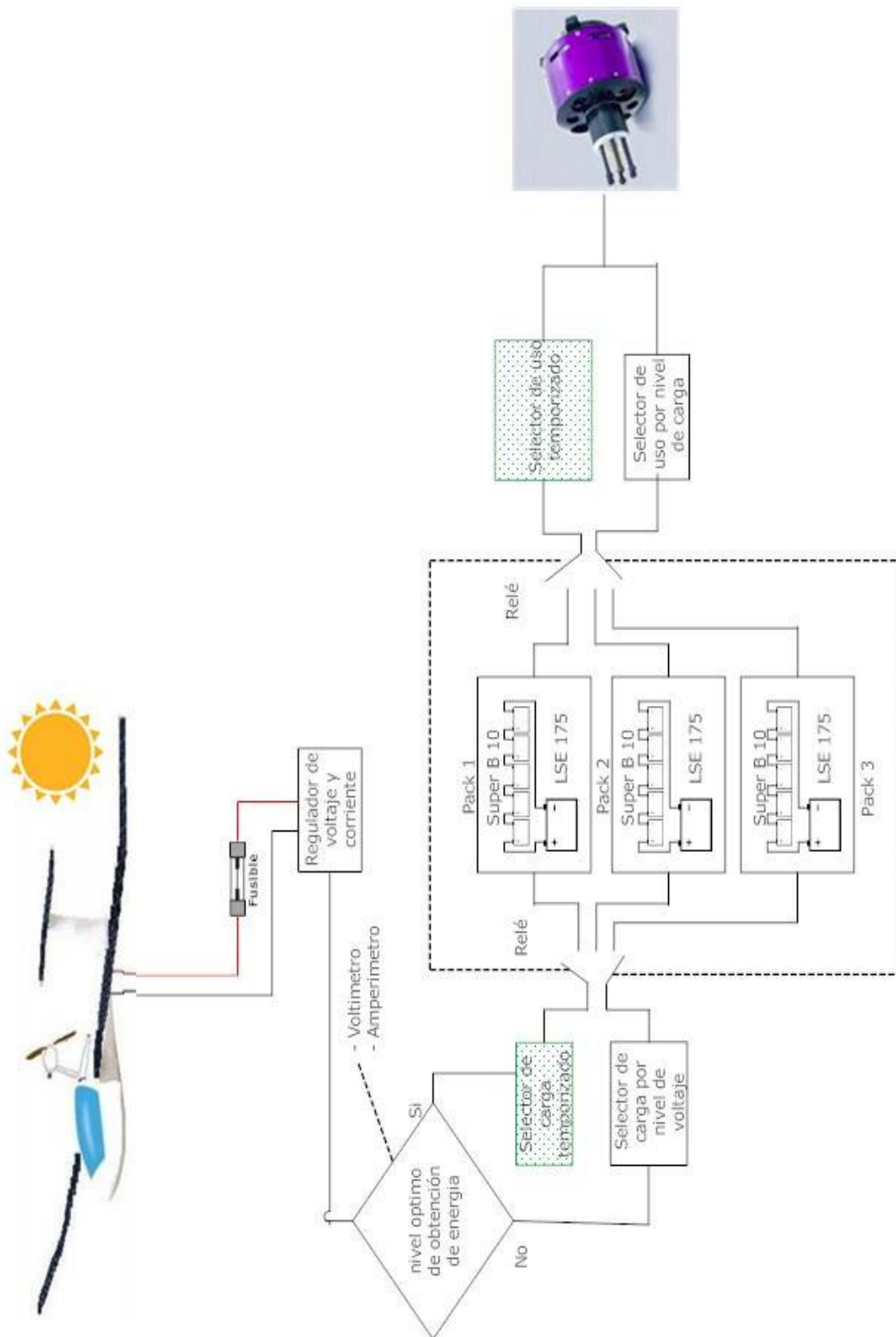
De esta manera no se usa el 100% de descarga de la batería LSE175 en cada uno de los pack de baterías.

- En el pack 1 la batería LSE175 queda descargada un 66.6%.
- En el pack 3 la batería LSE175 queda completamente cargada 100%.
- En el pack 2 la batería LSE175 queda descargada un 50% pues ganó unos 10 minutos de carga al final.

Las baterías SUPER B 10 P quedan completamente cargadas en cada pack pues solo tardan en cargarse 15 minutos. En conclusión en el sistema fotovoltaico deberá generar 31,8 A y 86,4 V continuos para poder cargar un pack de baterías teniendo en cuenta un factor climático utilizado para prevenir las fluctuaciones de radiación solar.

4.2.4 Esquema Eléctrico para Sistema Fotovoltaico

El sistema fotovoltaico del planeador Atlas Solar esta compuesto por: fusible, regulador de voltaje y corriente, selector de carga con temporizador y medidor, el cual se conecta a un relé para controlar el funcionamiento de los pack de batería. Con el esquema 1 se observa como son las conexiones que hay entre los diferentes componentes de sistema fotovoltaico.



Esquema 1: Diagrama eléctrico del sistema de propulsión.

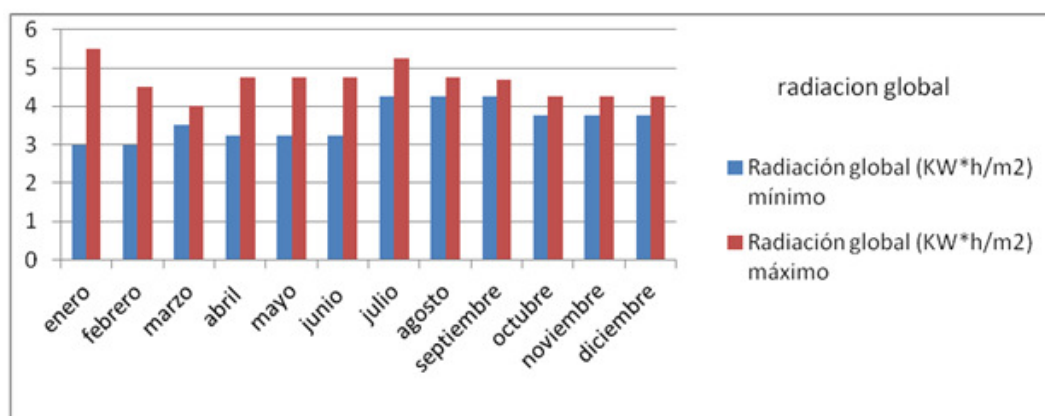
4.2.5 Radiación Solar.

Para el dimensionamiento del sistema fotovoltaico se debe conocer la cantidad de energía directa que llega a una superficie, ya sea horizontal o inclinada, para el proyecto se asumirá que la superficie del panel estará en la posición inclinada con respecto al sol. Para empezar se busca como es la radiación global en Colombia y como es su comportamiento en los diferentes meses del año.

Lugar donde se toman los valores críticos de menor radiación solar es en Bogotá Distrito Capital. Se realiza la aplicación de la misión en esta ciudad debido a que se tiene una mayor cantidad y precisión de datos según el IDEAM.

4.2.5.1 Disponibilidad solar en la región andina.

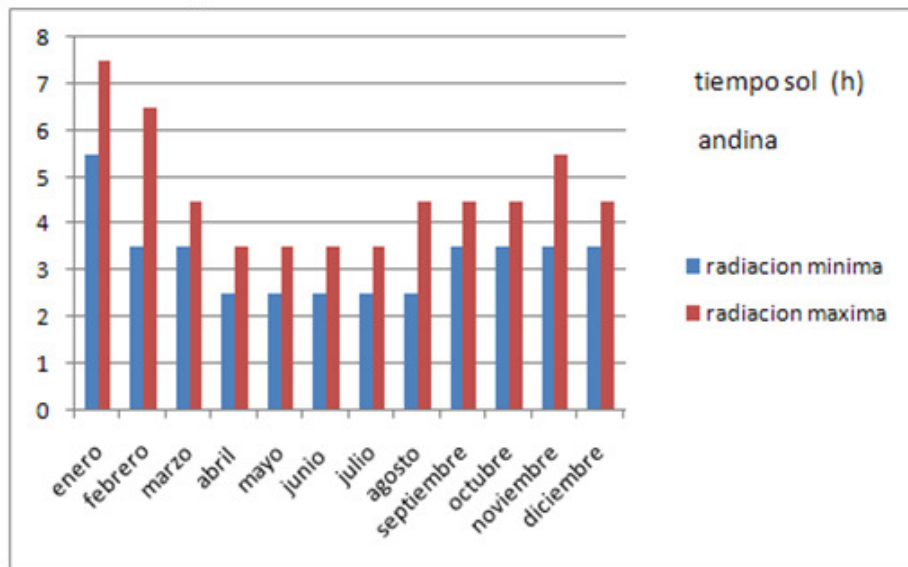
En la gráfica 10, se observan los niveles máximos y mínimos de la radiación global que se generan durante el transcurso del año en la región andina.



Gráfica 10: Niveles De Radiación Global (datos del IDEAM).

4.2.5.2 Brillo solar en la región andina.

En la gráfica 11, se observan los niveles máximos y mínimos de tiempo solar que se generan durante el transcurso del año en la región andina.



Gráfica 11: Brillo solar.

- El nivel de radiación en Bogotá es de 4750 W/m², este promedio es mayor entre las estaciones de medición en la ciudad, que se da entre los meses de enero, febrero y agosto. 3767.7 W/m² promedio menor entre las estaciones de medición en la ciudad, que se da en el mes de marzo.
- Intervalos de horas
 - Horas en las que existe radiación:
 - 8:00 am a 4:00 pm
 - Hora optima de vuelo :
 - Donde se obtiene mayor radiación es de 10am a 1pm

4.2.5.3 Modelo de Radiación Solar y Obtención de Energía

En la tierra existen las coordenadas terrestres, que ayuda a localizar cualquier punto en el mapa (latitud (ϕ) y longitud (λ)). Cuando este sistema se extiende a la esfera terrestre es posible calcular la posición del sol con respecto a una superficie horizontal en cualquier punto de la tierra. La esfera celeste es una esfera hipotética de radio infinito cuyo centro es la Tierra. En sistema de coordenadas celestes se tiene como valores la declinación que es comparable a la latitud, el ecuador celeste, polo norte y sur celeste. Como se puede observar en la imagen 37.

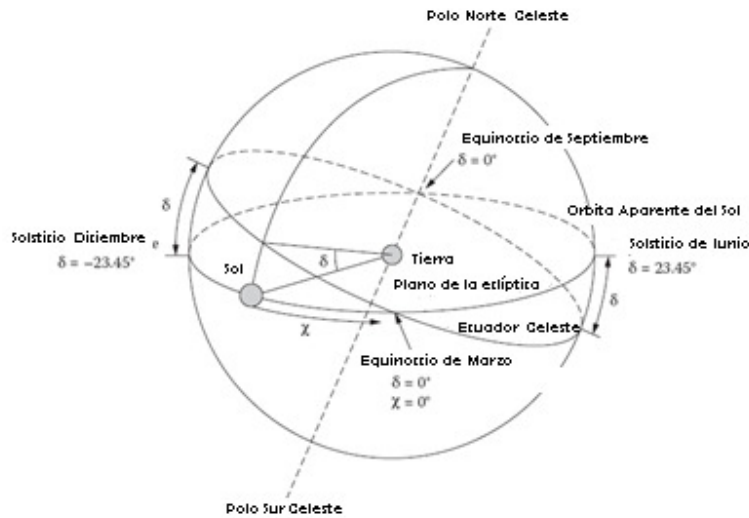


Imagen 37: Sistema de Coordenadas Celeste.^[78]

La declinación que tiene el sol con respecto a la tierra es el primer valor que se debe hallar, ya que este está en función de día del año (n) y se calcula con la siguiente ecuación.

- Angulo de declinación

$$\delta = 23,45 \sin\left(\frac{360}{365}(n + 284)\right) \quad (14)$$

Aparte de la declinación, para ubicar el sol con respecto a una superficie horizontal en la Tierra, hay que determinar los siguientes ángulos:

- Angulo de zenit

$$\cos \theta_z = (\sin \varphi * \sin \delta) + (\cos \delta * \cos \varphi * \cos \omega) \quad (15)$$

Donde:

θ_z = Ángulo de zenit.

φ = Latitud.

δ = Declinación.

ω = Ángulo horario.

- Altitud solar

$$\sin \alpha_s = (\sin \varphi * \sin \delta) + (\cos \delta * \cos \varphi * \cos \omega) \quad (16)$$

Donde:

α_s = Altitud Solar.

- Azimut solar.

$$\sin \gamma_s = \frac{(\sin \omega * \cos \delta)}{\sin \theta_z} \quad (17)$$

Donde:

$$\gamma_s = \text{Azimut Solar.}$$

- Angulo horario cuando el sol está entre este y oeste.

$$\cos \omega_{\text{sunset}} = -\tan \varphi * \tan \delta \quad (18)$$

Donde:

$$\omega_{\text{sunset}} = \text{Ángulo horario.}$$

La imagen 38, muestra como son tomados los ángulos del sistema de coordenadas celestes teniendo en cuenta los puntos cardinales.

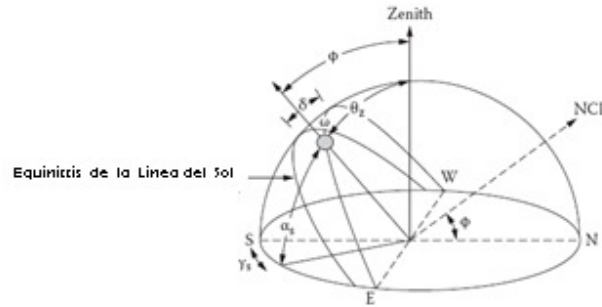


Imagen 38: Posición del Sol en el Cielo en Relación a los Ángulos Solares.^[79]

Después de tener la ubicación del Sol con respecto a una superficie horizontal en la Tierra, se calcula los siguientes términos

- Radiación solar extraterrestre:

$$I_o = I_{sc} \left(1 + 0.33 \cos \left(\frac{360 * n}{365} \right) \right) \quad (19)$$

Donde:

$$I_o = \text{Radiación Solar Extraterrestre.}$$

$$I_{sc} = \text{Constante de Radiacion Solar} = 1366.1 \text{ W/m}^2$$

- Radiación solar sobre una superficie horizontal extraterrestre:

$$H_o = I_o * \sin \alpha_s \quad (20)$$

Donde:

$$H_o = \text{Radiación Solar sobre una Superficie Horizontal Extraterrestre.}$$

- Índice de claridad:

$$KT = \frac{H}{H_o} \quad (21)$$

Donde:

H = Radiación Global según su Ubicación en la Tierra.

KT = Índice de Claridad.

- Radiación solar difusa para una superficie horizontal:

$$H_d = 0,177 * H \quad (22)$$

Donde:

H_d = Radiación Solar Difusa para una Superficie Horizontal.

- Radiación solar directa para una superficie inclinada:

$$I_b = \frac{H-H_d}{\sin \alpha_s} \quad (23)$$

Donde:

I_b = Radiación Solar Directa para una Superficie Inclinada.

Los resultados se encuentran en el Anexo 3: Radiación para el Atlas Solar-hoja-calculo de radiación ⁽¹⁾. Al terminar el procedimiento de hallar cuanta es la radiación directa llega a una superficie inclinada en Bogotá, dio como resultado un promedio de:

$$I_b = 2727.055 \text{ Watts/m}^2$$

La energía diaria que incide sobre una superficie inclinada se calcula:

$$E_{diario} = \left(\frac{I_b * T_{dia}}{\pi/2} \right) * \eta_{clima} \quad (24)$$

Donde:

E_{diario} = Energía Diaria Incidente sobre una Superficie Inclinada.

I_b = Radiación Directa sobre una Superficie Inclinada.

T_{dia} = Tiempo de Radiación.

η_{clima} = Rendimiento del Clima.

El rendimiento del clima, tiene valores entre (1-0) día claro y día oscuro respectivamente, en Bogotá el día se puede presentar, tanto claros como oscuros, se decidió tomar un valor intermedio (0,5).

¹ Las ecuaciones 1 al 15 fueron tomadas del libro Foster, R., Ghassemi, M., & Cota, A. (2010). Solar energy renewable energy and the environment. (1 ed., Vol. 1, p. 337). new México: abbasghassemi New Mexico State

La energía diaria que incide sobre una superficie inclinada en Bogotá es de:

$$E_{diaria} = 868.048 \text{ Wh/m}^2$$

Con este término se calcula cuanta es la energía disponible, asumiendo que en toda la superficie alar y superficie del estabilizador horizontal del planeador ATLAS M1, se le colocarán paneles solares (100% cobertura), de la siguiente forma:

$$E_{diaria \text{ disponible}} = E_{diaria} * A_{celdas} * \eta_{celdas} * \eta_{regulador} \quad (25)$$

Donde:

$E_{disponible}$ = Energía Disponible.

E_{diaria} = Energía Diaria.

A_{celdas} = Área Total de las Celdas Solares.

η_{celdas} = Eficiencia de las Celdas.

$\eta_{regulador}$ = Eficiencia del Regulador.

La energía disponible incidente sobre la superficie del ATLAS M1, asumiendo que se utiliza en 100% del área alar del planeador es de:

$$E_{diaria \text{ disponible}} = 2739,723 \text{ W/m}^2$$

Después de encontrar cuanta energía es capaz de recolectar las superficies del ATLAS M1, y sabiendo cuanta energía debe suministrar el sistema fotovoltaico, que son los parámetros de eléctricos de entrada para el cargador de cada una de las baterías escogidas. El sistema fotovoltaico debe estar en la capacidad de 31,8 A y 86,4 V para poder cargar un pack de baterías. Estos parámetros son asumiendo que las baterías están totalmente descargadas.

Teniendo estos parámetros se halla la potencia requerida para el sistema, con la ecuación de la Ley de Ohm que es:

$$P = V * I \quad (26)$$

Donde:

P = Potencia Requerida del Sistema.

I = Corriente del Sistema.

V = Voltaje del Sistema.

La energía requerida que debe generar el sistema fotovoltaico debe ser de:

$$P_{requerida} = 2747.52 \text{ W}$$

Con el valor de la potencia requerida, se encuentra la energía requerida por el sistema, suponiendo que el sistema va a cargar un pack de baterías aun sabiendo que habrá tres pack de baterías y que se utilizará máxima una hora, durante una hora de radiación solar, así:

$$E_{diaria\ requerida} = P_{requerida} * T_{bateria} \quad (26)$$

Donde:

$E_{diaria\ requerida}$ = Energía Requerida por el Sistema.

$P_{requerida}$ = Potencia Requerida por el Sistema.

$T_{bateria}$ = Tiempo de Uso de la Bateria.

La energía requerida que debe ser generada por el sistema fotovoltaico por una hora debe ser de:

$$E_{diaria\ requerida} = 2739.52\ Wh$$

Para que el sistema fotovoltaico sea aceptable en términos de generaciones energía, se dice que: ⁽²⁾

$$Energía_{diaria\ requerida} = Energía_{diaria\ disponible} \quad (27)$$

Remplazando y despejando el área de las celadas, de las ecuaciones (26) y (28) en la ecuación (29), se puede encontrar cual es el área que necesaria para cubrir la demanda de energía requerida así:

$$A_{celdas} = \frac{P_{requerida} * T_{bateria}}{E_{diaria} * \eta_{celda} * \eta_{regulador}} \quad (29)$$

Donde:

A_{celda} = Area de las Celdas Requerida.

El área teórica que se necesita para cumplir los requerimientos de potencia para cargar un pack de baterías es:

$$A_{celda} = 7.776\ m^2$$

Con esta área se sabe cuánto porcentaje teórico se cubre de la superficie del Atlas Solar, para cubrir la demanda de energía así:

$$\frac{A_{celdas}}{A_{ala}} = \left(\frac{7.776}{17.5} \right) * 100 = 44.43\ \% \quad (30)$$

² Las ecuaciones 16,17,19,20 y 21 fueron tomadas del examen doctoral Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight de Andre Noth del 2008 Septiembre 03 para el instituto tecnológico de Zurich en suiza

Este término evidencia que se requiere el 44.43 % de la superficie alar para la implementación de celdas solares flexibles. Los resultados y cálculos se pueden ver en el Anexo 3: Radiación para el Atlas Solar-hoja-dimensionamiento SPV

4.2.6 Selección de Tipo de Generación de Energía.

Dentro de las energías renovables aplicables a la industria aeronáutica se encuentra las celdas de hidrogeno y las celdas solares.

La tecnología de celdas de hidrogeno diseñada para la industria aeronáutica actualmente la podemos encontrar en la compañía HorizonEnergySystems con su producto AEROPACK.^[80]

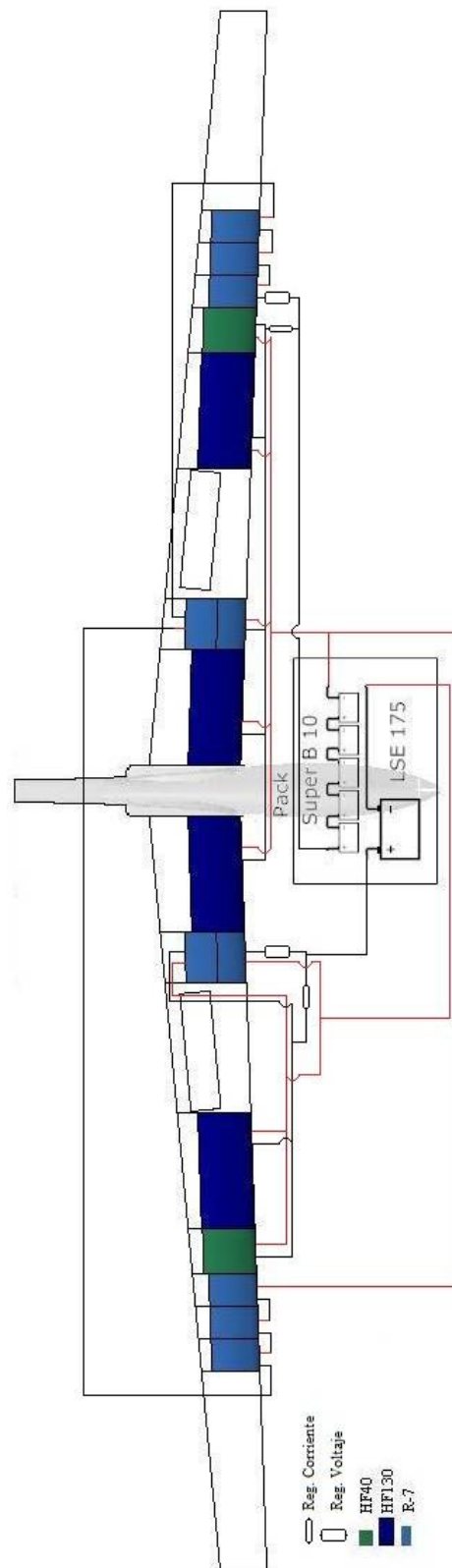
Es necesario tener en cuenta que el consumo de voltaje y corriente del motor es bastante alto para este tipo de tecnología lo que implicaría utilizar este sistema a su máxima potencia, reduciendo su rendimiento y tiempo de vida útil.

Es posible armar un arreglo de Packs (20 AEROPACK) de tal manera que generen la potencia requerida, sin embargo éste estaría limitado a una hora de uso. Se asume un tiempo de tres horas de vuelo para el Atlas Solar limitante para el proyecto, de tal manera que sería necesario utilizar 60 AEROPACK para cubrir la energía requerida durante este tiempo, esto implica que el volumen y el peso disponible en el ATLAS Solar estarían excedidos.

En el mercado se pueden adquirir celdas solares rígidas y flexibles, para implementar las celdas solares rígidas dentro del planeador, es necesario ubicarlas dentro del ala, esto no es posible debido al diseño y construcción del ala del planeador Atlas M1. Por esto se selecciona las celdas solares flexibles, que tienen la capacidad de amoldarse a la forma externa del ala.

4.2.6.1 Configuración de las Celdas Solares.

Después de encontrar el área necesaria de celdas fotovoltaicas, se debe configurar la conexión de las celdas en serie o paralelo para generar la energía requerida para cargar el pack de baterías que corresponde a 31,8 A y 86,4 V en total, el cual se muestra en el esquema 2.



Esquema 2: Distribución de paneles

4.2.6.1.1 Selección y Distribución de los Paneles.

Comenzando con la investigación se tienen cuatro empresas fabricantes de celdas solares, con sus respectivos productos, los cuales se pueden ver en el Anexo 4: Selección de Paneles Solares para el Atlas Solar-hoja-Comparación de paneles. Los parámetros que se tiene en cuenta para seleccionar las celdas solares, son los que tiene mayor voltaje y corriente, teniendo sus dimensiones que cumplen con las restricciones geométricas del ala.

La mejor distribución de celdas solares sobre la superficie alar del planeador, debe cumplir con los siguientes parámetros

- Mayor cantidad de celdas solares ubicadas
- Menor peso
- La mayor cantidad de voltaje y corriente

En el proceso de ubicación de las celdas solares flexibles sobre la superficie alar del planeador, se tuvieron en cuenta tres posibles formas de ubicación, la distribución Uno y distribución dos se descartan, ya que estas no cumplen con los parámetros de carga del pack de batería, además no se logra una cobertura apropiada de la superficie alar. Estos resultados se pueden observar en la imagen 39 y 40:

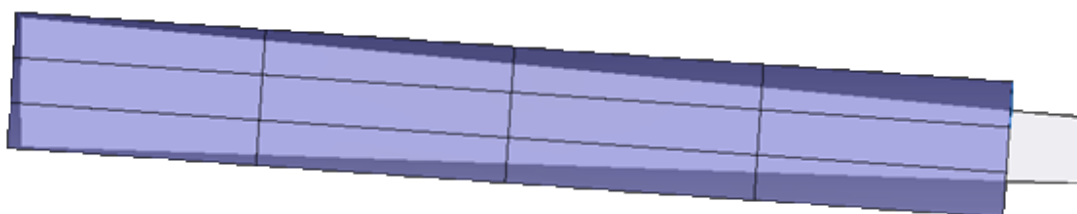


Imagen 39: Distribución Uno.

La distribución uno se realizó en el programa Solid Edge, para el cual se tiene una vista plana de la superficie del ala y el panel R-28 de la empresa Flex Solar Cell, se tomo solo un panel, ya que esta fue la primera aproximación de ubicación de celdas solares, como resultado se pudieron colocar 12 paneles por cada ala, con un peso de 0,82 kg, un voltaje de 30,8Voltios, instalados en paralelo sobre las alas y una corriente de 21,6Amperios en serie, los resultados se pueden ver en el Anexo 4: Selección de Paneles Solares para el Atlas Solar-hoja-selección de paneles uno.

Con esta distribución no se tuvo en cuenta la geometría del panel con respecto a la del ala, la curvatura del perfil, ni el área del spoiler. Al no tener en cuenta la adaptación de las celdas flexibles sobre la superficie de ala, se opta por utilizar el

software Catia v5R19, con esto da como resultado una mejor utilización tanto de las celdas solares como la del perfil aerodinámico del ala. La distribución se observa en la imagen 40.

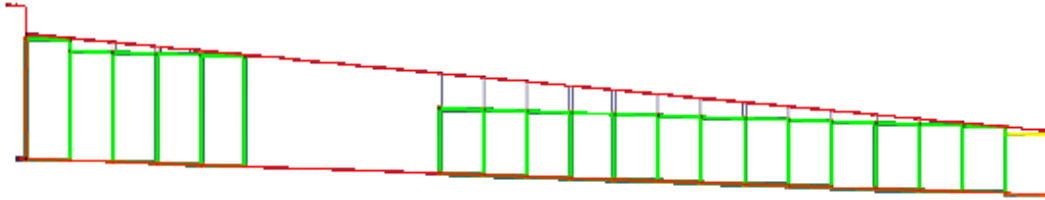


Imagen 40: Distribución Dos.

Con ayuda del Catia v5R19, se tiene la distribución dos, con la cual se logró ubicar 20 paneles sobre un ala, con un peso de 6,55 kg, un voltaje de 11,55 en paralelo de las alas y una corriente de 10,95 en serie, los resultados se pueden ver en el Anexo 4: Selección de Paneles Solares para el Atlas Solar-hoja-selección de paneles dos. Para esta ubicación se tuvo en cuenta el área del spoiler, y paneles de la empresa Flex Solar Cell.

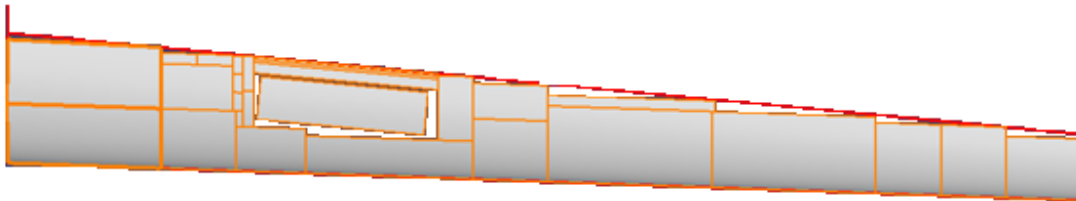


Imagen 41: Distribución Tres.

En la distribución tres, mostrada en la imagen 41, se pueden observar las diferentes ubicaciones de las celdas solares sobre la superficie del ala y la cobertura que tiene estas. Para esta ubicación se colocaron celdas que tiene mayor capacidad energética con respecto a los paneles utilizados en las anteriores distribuciones. Los resultados de la tercera distribución se pueden ver en Anexo 4: Selección de Paneles Solares para el Atlas Solar-hoja-selección de paneles tres.

Para la distribución final, se tiene en cuenta los requerimientos de carga individuales de la batería LSE175 y las 5 baterías SUPER B 10P, de esta manera se obtiene una disminución del peso con respecto a las anteriores distribuciones, área requerida y cantidad de paneles. Dentro de los requerimientos de carga de las baterías se implemento un factor climático del 50%, para aumentar la posibilidad recarga de las baterías en condiciones climáticas adversas (densidad del aire, radiación, ionización, humedad, nubosidad).

En la imagen 42 se puede observar como es la distribución de los paneles solares sobre la superficie del Atlas Solar, los resultados se pueden observar en el Anexo 4: Selección de Paneles Solares para el Atlas Solar-hoja-selección de paneles cuatro.

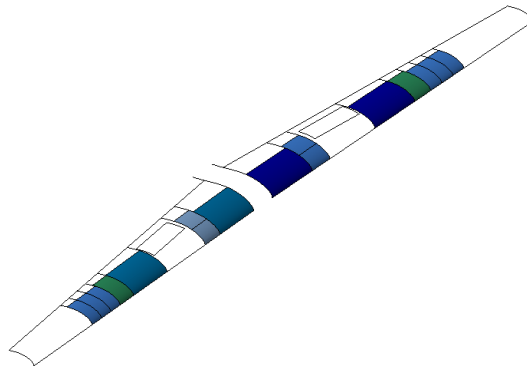


Imagen 42: Distribución Final.

4.2.6.1.2 Procedimiento Para Colocar las Celdas Solares en Catia v5R19.

Para lograr la curvatura deseada, se utiliza los siguientes módulos del software de Catia v5R19: PartDesign, FreeStyle, GenerativeShapeDesign, estos tres módulos se utiliza de la siguiente manera, primero se tiene en cuenta las dimensiones de cada panel, para colocar puntos a lo largo de la envergadura logrando así la ubicación de los paneles; desde la punta hasta el spoiler y de allí a la raíz del ala, este proceso se realizó con el módulo de GenerativeShapeDesign.

Al terminar la ubicación de los puntos, se pasó al módulo PartDesign para realizar por cada punto un Sketch, en donde se realizó un vaciado en Catia, la herramienta utilizada es Pocket dentro del mismo modulo. Para darle la misma curvatura del ala a la celda solar, se utiliza el módulo de FreeStyle, el cual brinda una herramienta llamada 3Dcurve; esta herramienta tiene la capacidad de generar curvas en 3D tomando la forma del dibujo que se desee, su único requerimiento es tener un punto inicial, este procedimiento es realizado en cada punto colocado a lo largo de la envergadura del planeador.

Al terminar este procedimiento se decidió mirar la longitud de cada panel y también los valores de la cuerda (raíz, media, punta) que tiene el ala del planeador; para así escoger valores de longitud de celdas solares; que puedan ubicarse sin salir de las dimensiones del ala, para terminar la ubicación de la celda solar, se tiene en cuenta la curva 3D y la herramienta de generación de punto a partir de una curva en el modulo de GenerativeShapeDesign.

El procedimiento para la localizar el punto es seleccionar la curva en donde se desea ubicar el punto y después se le determina la distancia a la que se desea colocar, este paso se realizó para cada una de las curvas, para formar el panel, se

realiza una línea perpendicular a la curvas 3D teniendo en cuenta los puntos colocados, para después ir al modulo GenerativeShapeDesign y utilizar la herramienta Fill, para crear la superficie seleccionada.

4.3 Modificaciones Aerodinámicas.

- Aumento de sustentación y arrastre, debido al incremento de la velocidad de crucero del planeador, que pasa de 32 m /s a 37.5 m/s.
- No cambia el parámetro de carga alar Peso/Superficie (W/S) ya que la superficie y el peso de planeador no se modifica, porque los pesos son equivalentes tanto del segundo pasajero y los mandos secundarios como de los componentes que constituye el atlas solar (mecanismo de despliegue conjunto motor hélice, pack de batería y paneles solares) véase sección 1.5 tabla 16 y sección 4.7.1.
- El número Reynolds pasa de un aproximado por diseño de 2375313 a 2783572 de tal manera que el rendimiento no es modificado drásticamente al nivel de vuelo de 3000 metros.
- La categoría del Atlas Solar será de tipo experimental de acuerdo al reglamento aeronáutico colombiano y cumple con las especificación de diseño de la normativa CS-22, en esta aeronave se implementa un sistema de propulsión que se encuentra en fase desarrollo.
- Se disminuye la carga paga al suspender un pasajero y remover los sistemas secundarios de control, para instalar los componentes del sistema de propulsión, haciendo que aumente el peso al vacío. Se realizar esta sustitución para mantener el peso total de diseño del planeador.

4.4 Mejoras Geométricas y Estructurales.

- Se omite la silla del segundo tripulante con sus respectivos mandos para emplear este peso y espacio para el sistema de almacenamiento de energía (pack de baterías).
- Se incorpora un mecanismo para desplegar el conjunto hélice-motor del fuselaje, este mecanismo está basado en poleas para realizar la transmisión del movimiento, como se puede observar en la imagen 43 que más adelante se explicara cada una de sus partes.

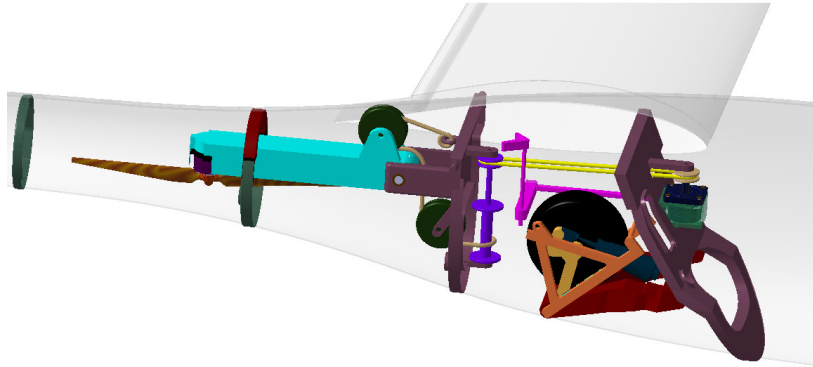


Imagen 43: Sistema de Despliegue de Motor.

- Se tiene en cuenta los mecanismos de control ya existentes dentro del planeador, de tal manera que el sistema de despliegue no interfiera con ellos.
- De los siguiente componentes no se posee información de su peso, ni de su ubicación exacta con respecto al datum line, se escogió el peso del pasajero y su silla (ver tabla 5.) para no variar el centro de gravedad del diseño original.
- Al eliminar la palanca secundaria del elevador también se elimina el anclaje, como se muestra en la imagen 44:

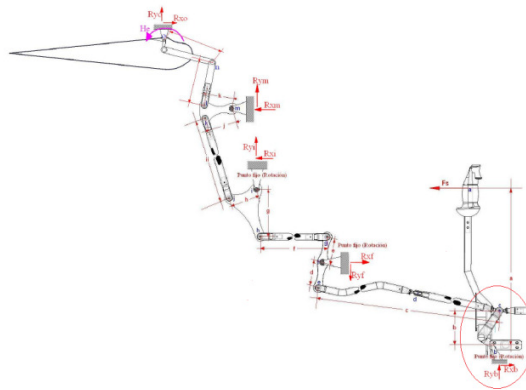


Imagen 44: Sistema Elevador Del Planeador.^[81]

- En el mecanismo de control de los alerones se cambia el bellcrank de control del secundario por una unión, como se muestra en la imagen 45:

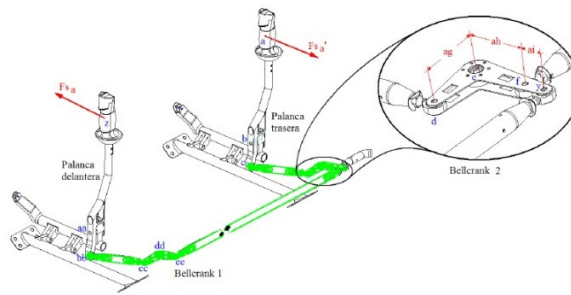


Imagen 45: Sistema De Alerones.^[82]

- Para el mecanismo que mueve el timón de cola, se elimina el pedal del segundo pasajero, los puntos fijos, cables y unión, como se ve en la imagen 46:

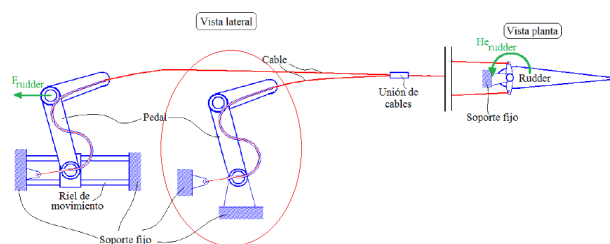


Imagen 46: Esquema General Del Rudder.^[83]

- Para los instrumentos de control, se debe eliminar las líneas de aire y componentes de medición que se tiene para el panel del segundo pasajero, como se observa en la imagen 47:

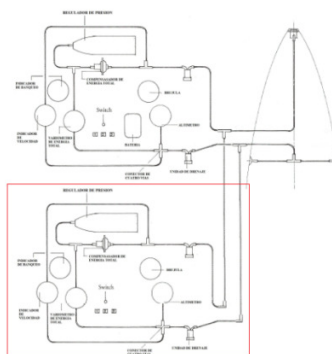


Imagen 47: Esquema General De Las Líneas De Aire A Los Instrumentos De Los Paneles Delantero Y Trasero.^[84]

- Al panel de control delantero, se le implementan instrumentos que indiquen el estado de carga de las baterías y un botón que permita desplegar y replegar el motor.
- Para el mando de despliegue y retracción de tren se debe eliminar la palanca del segundo pasajero, como se ve en la imagen 48:



Imagen 48: Tren De Aterrizaje.^[85]

- Se modifica el primer formador de anidamiento del tren para colocar el soporte del motor que permite el despliegue y repliegue del mecanismo, también se realiza un orificio para permitir el paso de la guaya de transmisión. Las modificaciones se pueden ver en la imagen 49:

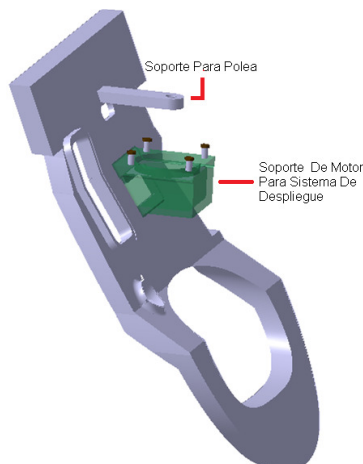


Imagen 49: Modificaciones Primer Formador de Anidamiento del Tren.

- Se modifica el ultimo formador de anidamiento del tren para colocar la barra del despliegue del motor, los soportes para las poleas y el punto de acoplamiento de la guaya al formador, también se modifica el orificio de paso para el cable que transmite el movimiento al elevador y timón de cola. Las modificaciones realizadas se pueden ver en la imagen 50:

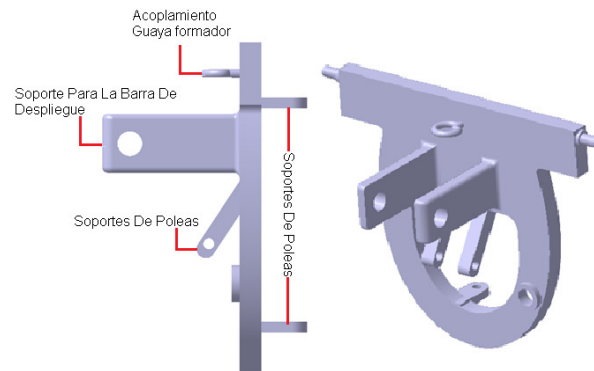


Imagen 50: Modificaciones del Segundo Formador de Tren.

- Se modifica el primer formador de cola, para crear una compuerta que permita desplegar y replegar del mecanismo, también se reubicó el orificio que conduce el sistema de movimiento para el elevador y el timón de cola. Como se muestra en la imagen 51:

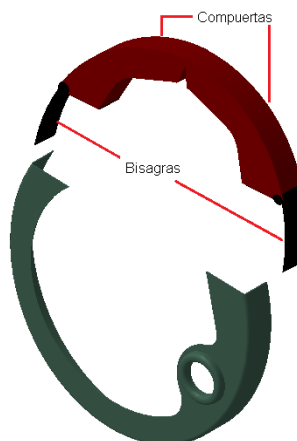


Imagen 51: Modificaciones del Primer Formador de Cola.

- Se modifica la silla del segundo pasajero del planeador, para ubicar los pack de baterías y el motor que acciona el mecanismo despliegue, además se disminuye la altura del espaldar y se abre un agujero para permitir el paso de la correa transmisión de la polea, como se muestra en la imagen 52:

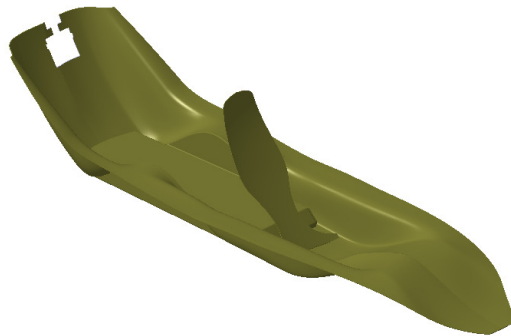


Imagen 52: Modificaciones de la Silla del Planeador.

- En la sección del fuselaje, en donde se encuentra el brazo de despliegue, se rompe y se colocan compuertas abisagradas, las cuales se abrirán para dar paso al mecanismo cuando entre en funcionamiento. La piel que corresponde a esa sección; se la añadirá la sección modificada del primer formador de cola, como se ve en la imagen53.

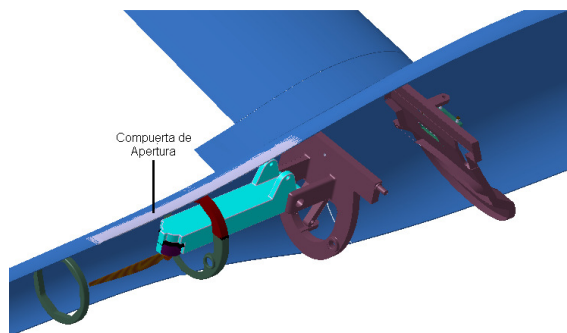


Imagen 53: Compuestas de Apertura.

4.5 Mecanismos de Despliegue.

Primero se localiza el punto donde se va a pivotar la barra de despliegue del mecanismo como se observa en la imagen 54:

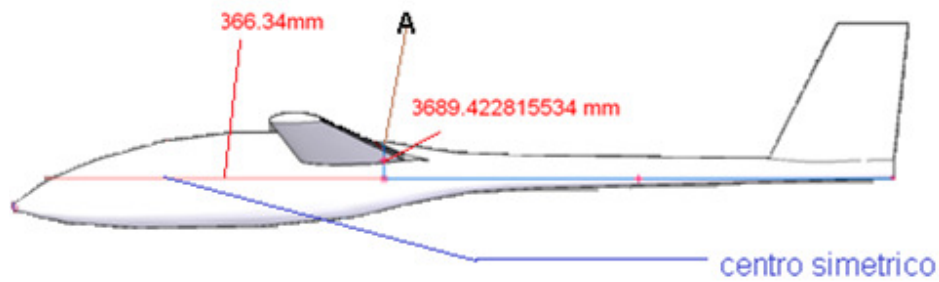


Imagen 54: Coordenadas del Punto de Pivote

A partir de este punto se calcula la longitud del brazo necesario para el motor y la hélice. La distancia que hay desde el centro simétrico hasta el punto A es 366mm. La distancia de tolerancia entre la hélice y la piel de la aeronave es de 30mm según las normas CS 22. El radio de la hélice es de 475 mm.

Al sumar las distancias mencionadas da como resultado el brazo total utilizado en el mecanismo que es de 871mm. El momento par necesario para desplegar el mecanismo:

$$M_{par} = \text{Distancia del brazo} * \text{Peso del conjunto motor} - \text{hélice} \quad (31)$$

$$M_{par} = 0.871 \text{ metros} * \left(\left(32,77 \text{ kilogramos} * 9.8 \frac{m}{s^2} \right) + (1.63 \text{ fuerza en } x) \right)$$

El momento par que se debe producir para desplegar el mecanismo es de 281,158043N*m.

El parámetro de tiempo despliegue del mecanismo es de 5 segundos, el cual cumple la normativa CS-22 Sub-parte E sección CS 22.902 párrafo (a), el ángulo de recorrido por el mecanismo de despliegue es de 90 grados, con estos se calcula la velocidad angular, la cual cumple con la normativa, y tiene un valor de:

$$V_{angular} = \frac{\text{Ángulo de desplazamiento del mecanismo en radianes}}{\text{tiempo de despliegue de mecanismo}} \quad (32)$$

$$V_{angular} = \frac{1.57 \text{ radianes}}{5 \text{ segundos}}$$

La velocidad angular con la que se despliega en mecanismo es de 0,314 rad/seg, la potencia mecánica necesaria para mover el mecanismo es de 95,6 vatios. Este es el parámetro utilizado para seleccionar el motor del mecanismo. Los resultados se pueden ver en el Anexo 6 Cálculos del Mecanismo para el Atlas Solar

4.5.1 Partes Del Sistema De Despliegue Atlas Solar.

El sistema de despliegue Atlas Solar está compuesto de las siguientes partes, las cuales se observan en la imagen 55:

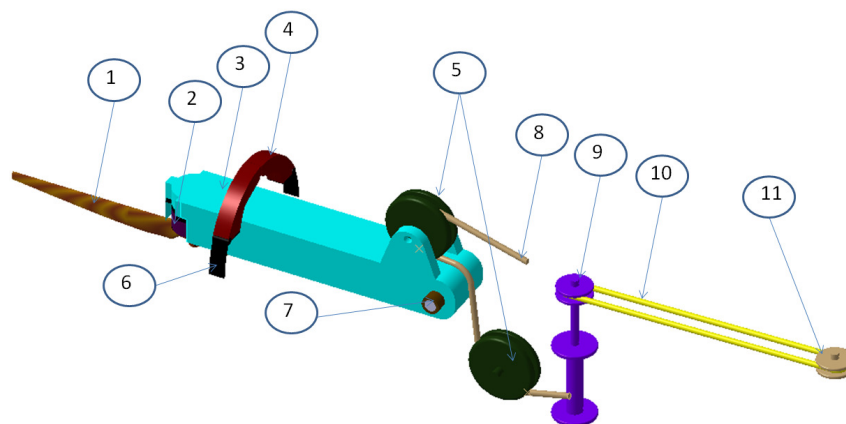


Imagen 55: Partes del Mecanismo

- 1 Hélice
- 2 Motor
- 3 Brazo:
- 4 Formadores de apertura del formador
- 5 Poleas tipo 1
- 6 Bisagras
- 7 Rodamientos
- 8 Cable tensor
- 9 Torno
- 10 Correa transmisoras
- 11 Polea 2
- 12 Motor de despliegue del mecanismo

Anexo7: Partes del Mecanismo para el Atlas Solar

El mecanismo funciona así:

1. El piloto oprime un botón en el panel de control, para activar un motor eléctrico de despliegue.
2. El motor eléctrico gira la polea numero 2, que trasmite el movimiento por la correrá transmisora hasta el trono.

3. El torno gira enrollando el cable tensor y por medio de las poleas que redireccionan el movimiento del cable tensor y así logrando un desplazamiento angular del brazo.
4. El brazo abre las compuertas.
5. El brazo es asegurado gracias a la tensión de cable tensor y a la configuración que se tiene con el conjunto hélice-motor.

4.5.2 Selección del motor de despliegue

Parámetros de entrada

- Potencia 60 Watt
- Peso aproximado disponible 6 Kg
- Voltaje 13.2 V
- Amperaje 10 A

Se realizó una búsqueda de motores que no excedieran los parámetros de entrada, de tal manera que consuma la menor cantidad de amperaje con el mínimo peso y cumpla con la potencia necesaria para mover el mecanismo. Con estas condiciones se selecciono el motor Z2D15-12GN^[86] de la compañía Ningbo Zhongda Líder Transmisión Equipment Co., Ltd. el cual tiene las siguientes especificaciones:

- Potencia: 15 Watt
- Momento par: 48 Nm
- Peso: 0,9 Kg
- Voltaje: 12 V
- Amperaje: 2 A
- RPM: 2950

La batería para mover el motor es la súper B10p, se escogió esta batería ya que tiene los parámetros necesarios para accionar el motor, también se conoce los parámetros de carga y descarga.

4.6 Materiales De Construcción.

Teniendo como referencia los materiales de construcción utilizados en la tesis del Atlas M1, se recomienda aumentar el espesor de los formadores modificados para que soporten los esfuerzos producidos por el sistema de despliegue, poleas y conjunto motor-hélice.

Se sugiere un grupo de resinas compatibles con la fibra de vidrio 7781 para complementar las características mecánicas finales del material compuesto, las características mecánicas de cada compuesto están en el Anexo 5: Materiales Compuestos para el Atlas Solar-hoja-Comparación.

Se realiza el diagrama de cuerpo libre y se calcula los esfuerzos para los distintos ángulos de despliegue del mecanismo.

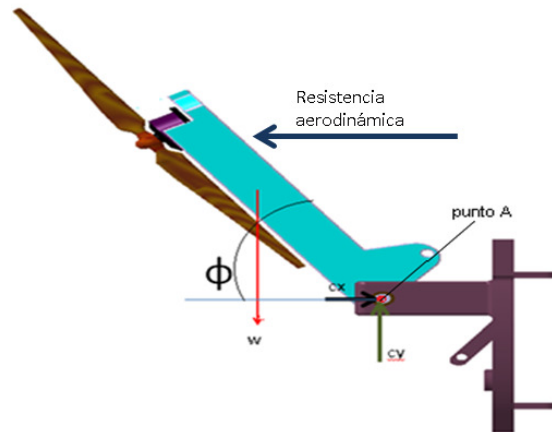


Imagen 56: Diagrama de Cuerpo Libre.

En la tabla 17, se calcula el esfuerzo que debe soportar el punto A cuando se despliega el mecanismo, a distintos ángulos y se tienen en cuenta la influencia de la resistencia aerodinámica ejercida en el área frontal del brazo.

Área de soporte del brazo			0,028	m2
peso:			321,146	N
Ángulo ϕ	Fuerza C_y (N)	Fuerza C_x (n)	fuerza resultante (N)	Esfuerzo (pascales)
10	55,77	0,65	55,77	2013,26
20	109,84	0,51	109,84	3965,11
40	206,43	1,03	206,43	7451,99
60	278,12	1,46	278,12	10040,05
80	316,27	1,64	316,27	11417,12
90	321,15	1,65	321,15	11593,24

Tabla 17: Esfuerzo en función del ángulo despliegue.

Se concluye que el ángulo de 90 grados en punto A debe soportar un esfuerzo máximo de 11593,24 pascales.

Los esfuerzos que soporta el segundo formador de tren son los siguientes:

- Esfuerzo Anclaje del brazo al formador 19806 pascales
- Esfuerzo de los soporte de las poleas 20065 pascales

- Esfuerzo de soporte del torno 43369.5 pascales

4.6.1 Materiales de Adhesión para Los Paneles Sobre El Ala

Los materiales de construcción que se tiene para el ala son combinaciones de aramida y fibra de vidrio con núcleos de espuma poliméricas de alta densidad como se estipula dentro de la tesis del planeador Atlas M1.

Para pegar las celdas solares flexibles sobre el ala, los fabricantes recomiendan los siguientes adhesivos como cinta doble faz, resinas epoxi y adhesivos termo fundentes

4.6.2 Métodos De Ubicación De Los Paneles Sobre El Ala

Se tiene dos métodos para colocar las celdas flexibles sobre el ala

- Método uno: Este método consiste en colocar las celdas solares cuando se está construyendo el ala, en los moldes, como se observa en la imagen 57:

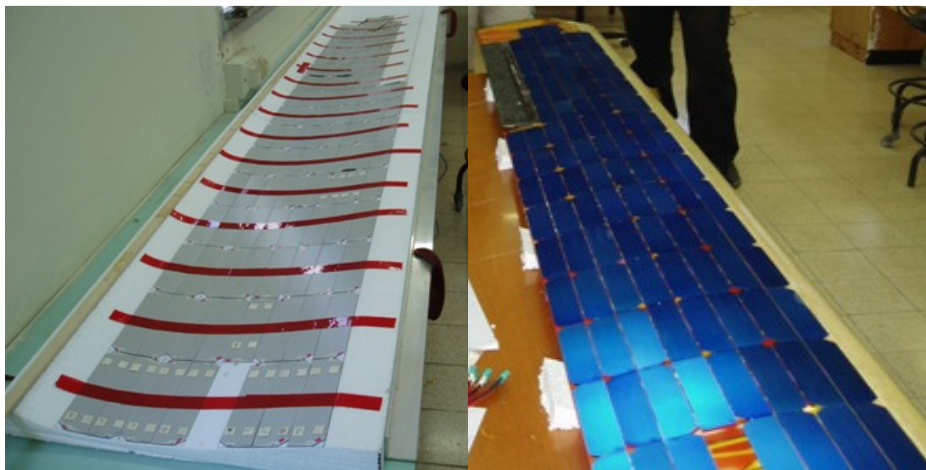


Imagen 57: Método Uno De Colocación De Los Paneles. ^[87]

- Método dos: Este método consiste en colocar los paneles solares después de que el ala este construida, como se observa en la imagen 58:

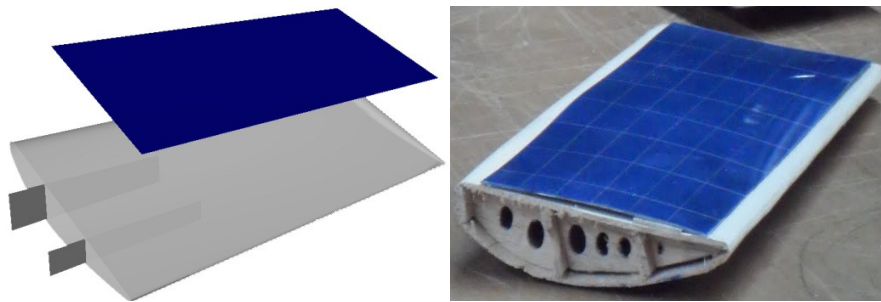


Imagen 58: Método Dos de Colocación de los Paneles. [88]

4.7 Peso y Balance

Como se observa en la tabla 18, el peso de los componentes del mecanismo y el conjunto de baterías, conforman el momento adicional que se genera en el planeador.

componentes adicionales	peso (kg)	distancia mm	momentos (kg-mm)
motor helice	6	4553,651	27.321,91
barra	26,772	4188,071	112.124,59
polea 1	5,393	3958,271	21.346,52
polea 2	5,393	3739,578	20.167,13
torno	23,531	3587	84.405,25
polea 3	6,9	2904,218	20.039,10
motor electrico mecanismo	0,9	2904,218	2.613,80
Packs baterias	40,2	1983,313	79.729,18
bateria para motor electrico mecanismo	1,75	2280,813	3.991,42
total	116,84		371.738,90

Tabla 18: Momento adicional en el planeador.

4.7.1 Centro De Gravedad.

Ahora se calcula el nuevo centro de gravedad de la aeronave teniendo en cuenta los momentos adicionales, para verificar si la posición de los componentes es la adecuada de tal manera que no se excedan los límites máximos del centro de gravedad, que se encuentran entre el 21% al 45% del m.a.c.

Se comparan los centros de gravedad del atlas M 1 y con del Atlas Solar como se observa en la imagen 59.

En la Imagen 59, el centro de gravedad calculado sin el peso del segundo piloto y la segunda silla, pero con los componentes adicionales, corresponde al 31.2% de la m.a.c. Este cálculo se realizó utilizando las formulas que se encuentra

referenciadas en la tesis del ATLAS M1 (pág. 458-459) cuyo resultado es de 3080 mm desde el datum line.

Se concluye que el nuevo centro de gravedad se encuentra dentro del rango permitido utilizado para diseñar el planeador Atlas M1. Resultados que se pueden ver en el Anexo 8: Centro de Gravedad para el Atlas Solar.

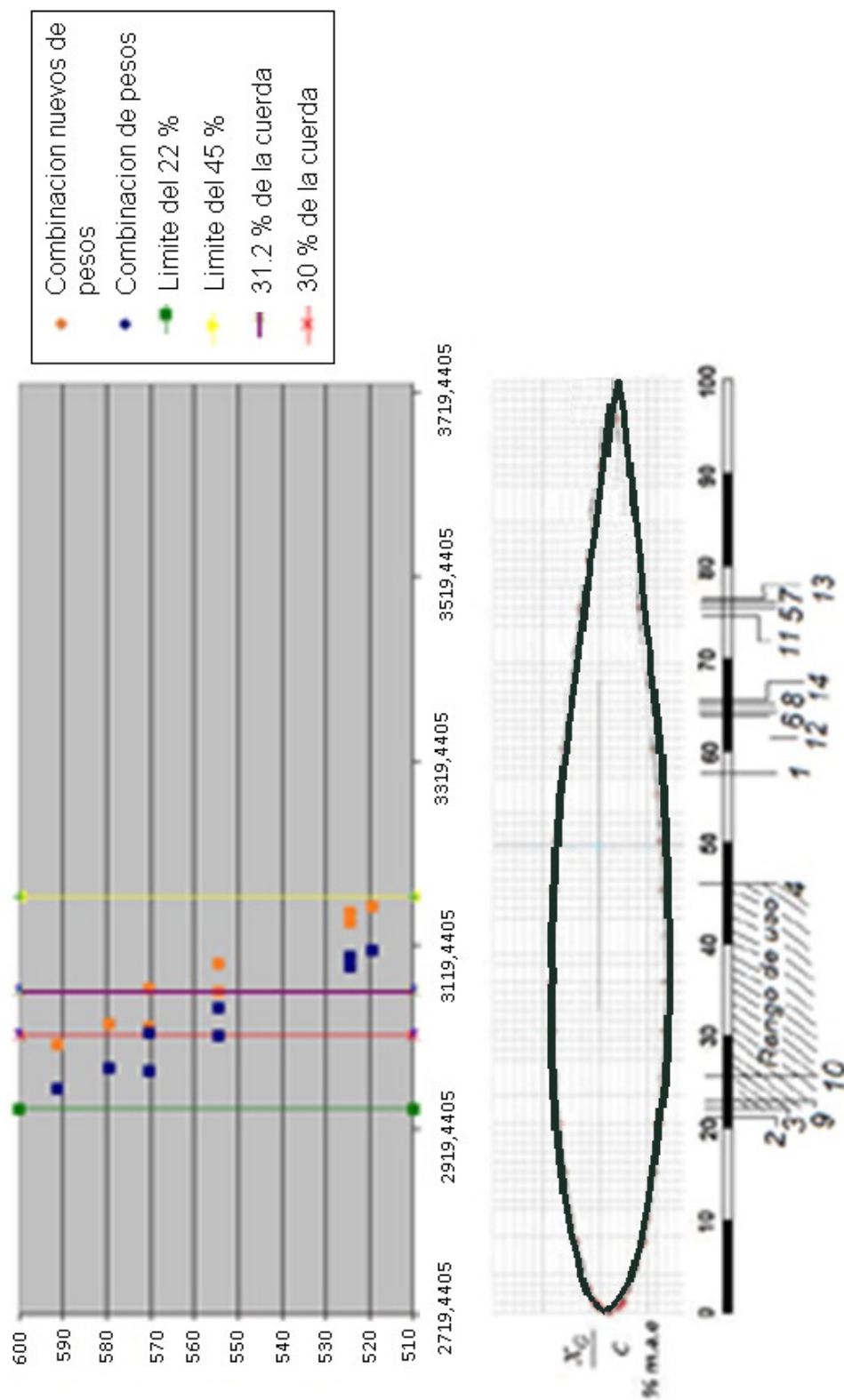


Imagen 59: Comparación De Centros De Gravedad.

4.8 Comparación de Rendimiento.

Se comparará el comportamiento energético del sistema de propulsión con motor eléctrico con un sistema de propulsión con motor recíproco.

Para encontrar un motor adecuado, hay que tener en cuenta la potencia del motor eléctrico que es 8 kW a 6000 rpm, que es el parámetro inicial para encontrar un motor recíproco equivalente al motor eléctrico.

De la ecuación de potencia para un movimiento circular se despeja el momento par:

$$P = \tau * \omega \quad (33)$$

Donde:

P= potencia

τ = torque

ω =el numero de vuelta/ unidad de tiempo

$\omega = (6000 * 2 * \pi) / 60 = 628.32 \text{ rad/s}$

$\tau = 8000 / 628.32 = 12.7 \text{ N*m}$

Los motores que alcanzan este momento par son motores de 250 centímetros cúbicos, a continuación se mostrara la ficha técnica del motor seleccionado para realizar la comparación: ^[89]

Tipo de motor: V tipo doble cilindro, cuatro tiempos y refrigerado por aire

Potencia nominal: 13.5kW

Velocidad: 8.000 rpm

Desplazamiento: 250 cc

Encendido: CDI

Arranque: eléctrico o una patada

Par máximo: 18 N*m / 5.500 a 6.000 rpm

Diámetro x carrera: 49 x 66mm

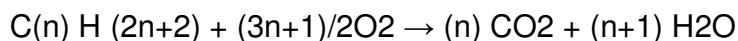
Ralentí: 1500 ± 150 rpm

El consumo de combustible mínima: ≤ 354g/kWh

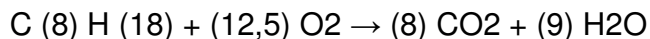
Lubricación: Presión o salpicadura

Cambio: 5 velocidades

Con el momento par de este motor se puede calcular la potencia a 5000 rpm que es igual a 11309 vatios. Se calcula la cantidad de combustible y contaminantes con la ecuación química para la combustión de un hidrocarburo.



Se utiliza un combustible por octanos en la relación estequiometría.



Determinando la relación cantidad de combustible / cantidad de contaminantes y la cantidad de energía que se libera en esta reacción química se realiza la tabla 19.

Molécula	g/ mol	entalpia Ley de Hess kJ/mol
octano C(8)H(18)	114	-264
O ₂	32	0
CO ₂	44	-393
H ₂ O	18	-294

Tabla 19: Características de los reactivos y los productos.

Se calcula la cantidad de energía liberada por 114 gramos (g) combustible

Entalpia reacción = entalpia (producto)-Entalpia (reactivo)

Entalpia reacción= ((8*-393) + (9*-294))-(-264)(kJ)

Entalpia reacción= -5526 (kJ)

Por cada 114 gramos de combustible se produce 352 gramos de dióxido de carbono (CO₂). La cantidad de combustible que se consumirá el motor de 250 centímetros cúbicos, con una potencia de 11309 vatios es de 0.354 gramos/vatio.

Cada 114 gramos de combustible produce una cantidad de energía de 5526 kJ con 2519.5 gramos de combustible se genera 122129,4 kJ. Lo que da un tiempo aproximado de uso de 3 horas de operación. La cantidad de dióxido de carbono que se producirá con el funcionamiento del motor durante las 3 horas de operación, es de 7,8 kg de CO₂.

Para producir una tonelada de CO₂ se requiere usar el motor durante 128 ciclos de 3 horas cada uno.

4.8.1 Motor de Combustión Interna Vs Motor Eléctrico.

Como se observa en la tabla 20 y 21 el tiempo de vuelo es el mismo considerando un funcionamiento continuo del motor durante las 3 horas, pero en el motor de combustión el tiempo de funcionamiento del motor es fijo, ya que después de las 3 horas se habrá consumido todo el combustible, sin embargo en el motor eléctrico

en el peor de los casos, la autonomía mínima es de 3 horas, pues se usan 3 pack de baterías, cada una de estas permite el funcionamiento del motor durante una hora, al recargar las baterías en vuelo por medio de los paneles solares, se aumenta el tiempo de vuelo. Este aumento depende de un factor climático, cantidad de radiación y estado del tiempo nubosidades. El sistema de generación de energía del Atlas Solar está calculado con un factor climático que permite recargar las baterías aun si la radiación solar esta a un 50% debido a las condiciones meteorológicas adversas.

Motor de Combustión interna
energía para mover la hélice es de 11309 vatios
cantidad de combustible necesario para operar 3 horas: 1 galón de combustible
consumo de combustible: 0,354 g/vatios
recargable en vuelo: no
volumen de almacenamiento es de :1 galón
relación combustible /Co2: 114/352
producción de CO2 con un ciclo de funcionamiento de 3 horas: 7,8 kg
numero de ciclos de 3 horas para producir 1 tonelada de CO2: 128.5

Tabla 20: Características Operacionales Del Motor De Combustión Interna De 250 CC.

Motor Eléctrico
energía para mover la hélice es de 8000 vatios
cantidad de baterías para lograr un vuelo de 3 horas: 19 baterías o 40kg
consumo de energía: 513 vatios
recargable en vuelo :si con energía solar
volumen de almacenamiento: 33 galones
relación combustible /Co2: 0/0 no contamina
producción de CO2 con un ciclo de funcionamiento de 3 horas: 0
numero de ciclos de 3 horas para producir 1 tonelada de CO2: 0

Tabla 21: Características Operacionales Del Motor De Eléctrico De 8000 Vatios.

Se concluye que al usar un motor de combustión es posible llevar la cantidad de combustible dentro del planeador Atlas Solar pues solo ocupa 1 galón de combustible para 3 horas de vuelo

El motor de combustión necesita mayor cantidad energía 11.3 kW para operar en comparación a la cantidad de energía que utiliza el motor eléctrico 8 kW. El sistema de combustible no puede ser recargado en vuelo y produce dióxido de carbono cuando se utiliza.

En el protocolo de Kioto^[90] se menciona el compromiso de las naciones en reducir las emisiones de CO₂, se propuso un mecanismo para incentivar a las entidades públicas y privadas para lograr una disminución de las emisiones de dióxido de carbono. Son los bonos de CO₂^[91] cuyo valor en el mercado corresponde a 12 dólares por tonelada. Resultados que se pueden ver en el Anexo 9: Cálculos de eficiencia de motor de combustión par el Atlas Solar.

El Atlas Solar es aeronave tipo moto-planeador que cumple con el protocolo de Kioto, lo que significa que esta aeronave adquiere bonos de CO₂, que pueden ser vendida a todas aquellas empresas que producen contaminación. Esto nos lleva a un tipo de aeronaves ecológicas que permiten sobrevolar mayores distancias. El beneficio de los bonos de CO₂ solo se aprecia cuando tenemos en cuenta el tiempo de vida útil del planeador, la cantidad de aeronaves que se construyan y el tiempo de vuelo que alcance, ahí es donde se realiza el cambio de utilizar hidrocarburos para pasar a utilizar energías alternativas, cambiando la forma de hacer las cosas.

4.9 Programación De Matlab

```
%% Atlas Solar
% las siguientes funciones estan habilitadas
% si el matlab tiene instalado el toolbox aero
%-----//-----
--

% convmass para conversion de unidades de masa
% convang para conversion de angulos de radianes a grados y viceversa
% convdensity para conversion de unidades de densidad
% dpressure para calcular la presion dinamica
% convvel para conversion de unidades de velocidad
% atmosisa devuelve los parametros de Temperatura, densidad, velocidad
del
%      sonido y presion a una altura determinada segun la tabla de
presiones
%      atmosfericas isa

%-----//-----
--

clc
%% constantes
Psl = 101325 % Pa
Densl = 1.225 % Kg/m3
Tsl = 288.15 % K
R = 287 %Constante de los gases
lan = -6.5/1000 %k /km
%% Caracteristicas del avion
g = 9.81 % gravedad m/s2
hcru = 3000%Altura de crucero m
Tcrumax=294%Empuje en crucero maximo N
Tcru=196 %Empuje en crucero economico N
KIAS=170%Velocidad maxima a nivel del mar Knots 314.84km/h a nivel del
mar
Vmax = convvel(KIAS,'kts','m/s')'% m/s
Npmax=1%Rendimiento maximo de la helice especificado por el fabricante
Palas=2%Helice Numero de palas
Dheli=0.95%Diametro de helices [m]
RpmHcru=4816.9%Revoluciones de la helice en crucero RPM
RpmHmax=6500%Revolucion maxima de la helice RPM
Wempty=373%Peso en vacio[kg]
TOWmax=600%Peso maximo al despegue [kg]
LWmax=600%Peso maximo en aterrizaje [kg]
S=17.5 % Superficie alar [m2]
b=18 %Envergadura [m]
Long=8.765 %Longitud de la aeronave [m]
Vceco=135*(1000/3600)%Velocidad de crucero economica [m/s]
Vcmax=187*(1000/3600)%Velocidad de crucero maxima [m/s]
Vslmax=170*0.51444%Velocidad maxima al nivel del mar [m/s]
Np=0.85%Rendimiento de la helice en crucero
TNcru=(Np*Tcru*550)/Vceco%Empuje de crucero economico
TNcrumax=(Np*Tcrumax*550)/Vcmax%Empuje de crucero maximo
htomax=2300%Altura maxima de despegue [m]
AR=b^2/S %Aspect Ratio
```

```

AFle=0.043
angu=tan(AFle)
AF=atan((tan(AFle))-((1/AR)*((1-0.46)/(1+0.46))))%Angulo de flechamiento
c/4 1°13'

%% Parametros de rendimiento
WStow=TOWmax/S%Carga alar
TWcru=TNcru/(TOWmax*g)%PowerLoading peso potencia crucero economica con
el peso maximo al despegue
%TWcrumax=TNcrumax/(TOWmax*g)%PowerLoading peso potencia crucero maxima
con el peso maximo al despegue
%% Aerodinamica del avion
%e=(1-(0.045*AR^0.68))*(1-(0.227*AF^1.615))% airplaneefficiency factor
e=0.94%Coeficiente de Oswald
k=1/(e*pi*AR)
[T, a, P, rho] = atmosisa(hcru);
miu=17.4*10^-6%viscosidad del aire kg/ms2
Ref=(rho*Vceco*Long)/miu%Reynolds del fuselaje en crucero
%% Calculo del ParasiticDrag
%% Cd Wing
%rw=1%Cantilever wing
%tc=0.12%Thickness/chord ratio
%Cdsw=0.0054*rw*(1+(3*tc*cos(AF)^2))*S%Coeficiente de drag del ala
Cdsw=0.0076
%% Cd Fuselage
rf=1%elliptical cross section
hf=0.5376%Area del seccion transversal de la aeronave m^2
Cdsf=0.0031*rf*Long*hf%Coeficiente de fuselage drag
%% Cd mecanismo extendido
rf=1.3%rectangular crosssection
hm=0.0502+(0.068^2*pi)/2%Area del mecanismo extendido de la aeronave
0.36*0.14m^2
Cdsm=0.0031*rf*Long*hm
%% Cd generado por el conjunto helice-motor
phsito=1.65%
rn=1%la refrigeracion el motor esta descubierto
Cdsn=0.1*rn*((Tcru)/((Dheli/phsito)*550))%Coeficiente de helice-motor
drag
%% Coeficiente de Drag Parasito
rre=47*Ref^-0.2%aproximacion del reynolds del efecto de turbulencia en la
piel del fuselaje
ruc=1%main geardrag el tren esta retraido para calcular el Cdo en vuelo
recto y nivelado
rt=1.24%Tailplane drag
Cdo=(rre*ruc*((rt*(Cdsw+Cdsf))+Cdsm+Cdsn))/S%Parasitic Drag Coefficient
%% Coeficiente de Drag Inducido
CL=(Cdo/k)^0.5 % Coeficiente de Lift
CDi=k*CL^2%Induced Drag Coefficient
Eff=30%eficiencia seleccionada de la aeronave
Treq=(TOWmax*g)/Eff
Poten=Vceco*Treq
%% Velocidad y Empuje
rho=[0.882:0.1:1.225]% rango de densidades nivel del mar hasta 3000 kg/m3
vel=[0:1:52]' % Velocidad maxima en crucero del Atlas 184 km/h 51.11m/s
LAND= 0.3080%lambda
vl=vel.^2%cuadrado de la velocidad
CD=Cdo+CDi%DragCoefficient

```

```

q=0.5*v1*rho%presiondinamica
Lift=q*S*CL%Lift
Drag=q*S*CD%Drag
E=CL/CD%Eficienciaaerodinamica
Td=Cdo*q*S
Tc=Cdo*q*S+k*CL^2*(q*S).^-1
Thrust=Cdo*0.5*v1*rho*S
Den = convdensity(Densl,'kg/m^3','slug/ft^3')
W = convmass(TOWmax,'kg','lbf'); % peso lbf
Sft = S*10.76391; %wing area, ft^2;
phi=1.98 %angulo de la senda de planeo
phi=convang(phi,'deg','rad'); % bankangle, degsegun el manual de vuelo de
la aeronave
h_m = 3000; %altura
[T, a, P, rho] = atmosisa(h_m);
rho = convdensity(rho,'kg/m^3','slug/ft^3');
TAS_bg = sqrt((2*W)/(rho*Sft))*(1./(4*Cdo.^2 +
Cdo.*pi*e*AR*cos(phi)^2)).^(1/4); % TAS, fps
KTAS_bg = convvel(TAS_bg,'ft/s','kts');
Pt=0.5*rho*KTAS_bg.^2+P
KIAS_bg=((2*(Pt-P))./(Den)).^0.5
gamma_bg_rad = asin( -sqrt((4.*Cdo')./(pi*e*AR*cos(phi)^2 + 4.*Cdo')) );
gamma_bg = convang(gamma_bg_rad,'rad','deg');
D_bg = -W*sin(gamma_bg_rad);
L_bg= W*cos(gamma_bg_rad);
qbar = dpressure([TAS_bg' zeros(size(TAS_bg,2),2)], rho);
C_D_bg = D_bg'./ (qbar*Sft);
C_L_bg = L_bg'./ (qbar*Sft);
TAS=(60:170)'; % true airspeed, ft/s
Pt=0.5*rho*KTAS.^2+P
KIAS=((2*(Pt-P))./(Den)).^0.5
qbar = dpressure([TAS zeros(size(TAS,1),2)], rho);
Dp = qbar*Sft.*Cdo;
Di = (2*W^2)/(rho*Sft*pi*e*AR).*(TAS.^-2);
D = Dp + Di;
L = W;
h2 = figure;
holdon
Dpnwt=Dp*4.4482
Dinwt=Di*4.4482
Dnwt=D*4.4482
Vms=KIAS*0.5144
TNcrumax=( (Np*Tcrumax*550)./Vms)
EP=(Vms.*(TNcrumax-Dnwt))./(TOWmax*g)%exceso de potencia
ExP=EP+Tcrumax
ExPm=EP+Tcru

plot(Vms,Dpnwt,Vms,Dinwt,Vms,Dnwt,Vms,ExP,Vms,ExPm);
title('Curvas de Drag y Exceso de Potencia');
xlabel('Velocidad ,m/s'); ylabel('Fuerza, N');

holdoff

%close all

```

5. CONCLUSIONES

- Es viable la implementación de un sistema fotovoltaico en el Atlas Solar, ya que la superficie alar es suficiente para ubicar la cantidad de paneles requeridos para la recarga de las baterías.
- Los motores eléctricos tienen alta confiabilidad, facilidad de instalación y uso, seguridad, bajo costo de mantenimiento y desarrollan altas revoluciones por minuto lo que implica una mayor potencia en la hélice. En la fase de arranque del motor es cuando el parámetro de corriente es crítico, pues las baterías tienen que alcanzar su máximo desempeño de descarga de corriente para que el motor logre vencer la inercia inicial del arranque.
- El parámetro de carga de las baterías en conjunto con el sistema de paneles solares, y en combinación con las condiciones meteorológicas determinan la autonomía del planeador, pues si el sistema de generación de energía logra recargar completamente un pack de baterías descargado, al tener tres pack de baterías cada uno con la posibilidad de brindar una hora de vuelo, si las condiciones climáticas son favorables, indicaría que el planeador logra abastecer la necesidad de energía en pleno vuelo.
- Es posible aumentar el tiempo de vuelo del planeador, con sistemas de energía renovables.
- Cambiando el diseño del Planeador, incrementando el área alar es posible colocar mayor cantidad de paneles, lo que permite aumentar la autonomía de vuelo.
- Se puede reducir las emisiones de CO₂ cambiando del sistema a base de combustibles fósiles por uno de energía renovable.
- Para un sistema fotovoltaico el parámetro crítico es la generación de corriente, pues cualquier variación del ángulo de incidencia de la luz sobre la superficie del panel incide en la cantidad de celdas que logran generar corriente.
- Las baterías de hidrogeno no se implementaron, pues sería necesario utilizar una gran cantidad de celdas de hidrogeno para poder generar la energía requerida por el motor, lo que aumenta el peso y volumen sobrepasando las restricciones establecidas para el Atlas Solar.

6. RECOMENDACIONES

- Para realizar la construcción es necesario disponer de los planos detallados completos de los sistemas del planeador, ubicación, ensamble y despiece de componentes que conforman la aeronave.
- Verificar la estabilidad longitudinal y lateral con los cambios realizados al planeador.
- De acuerdo a las fuerzas generadas en el despliegue del mecanismo en vuelo, el motor seleccionado para el despliegue del mecanismo debe tener un componente mecánico multiplicador de fuerzas.
- Realizar un estudio mas detallado sobre los adhesivos para la unión de los paneles solares al ala del planeador.

BIBLIOGRAFÍA

-
- ¹ (OACI), O. d. (2008). Informa Anual del Concejo. Montreal Quebec, Canadá.
- ²Davidson, Michael W.; Universidad Estatal de Florida. (02-10:52 AM de Octubre de 2004). Molecular Expressions. Recuperado el 24 de Junio de 2011, de Molecular Expressions: <http://micro.magnet.fsu.edu/optics/timeline/people/becquerel.html>
- ³Smith, W. (1873).The action of light on selenium. Telegraph Engineers, Journal of the Society , 2(4), 31 a 33.
- ⁴U.S. Department of Energy.(21 de Diciembre de 2005). EnergyEfficiency&RenewableEnergy.Recuperado el 12 de Agosto de 2011, de EnergyEfficiency&RenewableEnergy: http://www1.eere.energy.gov/solar/pdfs/solar_timeline.pdf
- ⁵Perlin, J. (11 de Agosto de 2004). theNationalRenewableEnergyLaboratory. Recuperado el 3 de Agosto de 2011, de theNationalRenewableEnergyLaboratory: <http://www.nrel.gov/docs/fy04osti/33947.pdf>
- ⁶Energia Solar Fotovoltaica. (s.f.). Recuperado el 1 de Septiembre de 2011, de Energia Solar Fotovoltaica: http://www.energia-solar-fotovoltaica.info/2_Breve_Historia/3_Energia_Solar_en_la_Era_Espacial_Paneles_Solares.html
- ⁷Guzman Sada, P. (11 de 1 de 2011). Lular, Ciencia. Recuperado el 10 de Septiembre de 2011, de Lular, Ciencia: <http://lular.es/a/ciencia/2011/01/Que-es-Vanguard-I.html>
- ⁸TheRahusinstitute. (2005). california solar center. Recuperado el 1 de Octubre de 2011, de california solar center: http://www.californiasolarcenter.org/history_pv.html
- ⁹Laurence R, N. (2004). Unmanned Aviation:A Brief History of Unmannend Aerial Vehicles (Ilustrada ed.). AIAA.
- ¹⁰ AeroVironment, Inc. (s.f.). www.avinc.com. Recuperado el 07 de 11 de 2011, de www.avinc.com: http://www.avinc.com/about/gossamer_albatross/
- ¹¹Dunbar, B. (s.f.). NASA Official.(M. Curry, Editor) Recuperado el 14 de 11 de 2011, de NASA Official: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/FactSheets/FS-034-DFRC.html>
- ¹²ALLSTAR Network.(s.f.).ALLSTAR Network.Recuperado el 2 de octubre de 2011, de ALLSTAR Network: <http://www.allstar.fiu.edu/aerojava/lilienthal.htm>
- ¹³Asociacion de AviacionExperimental,inc (EAA). (s.f.).Air VenturMuseum.Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Air VenturMuseum: <http://www.airventuremuseum.org/information>

¹⁴Smithsonian National Air and Space Museum.(s.f.). blog.nasm. Recuperado el 2 de octubre de 2011, de blog.nasm: <http://blog.nasm.si.edu/about-2/>

¹⁵ AeroVironment, Inc. (s.f.). www.avinc.com. Recuperado el 07 de 11 de 2011, de www.avinc.com: http://www.avinc.com/about/gossamer_albatross/

¹⁶ AeroVironment, Inc. (29 de Agosto de 2007). Avinc. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Avinc: http://www.avinc.com/about/dr_maccready/bio/

¹⁷ Viso, E., & Gizmo, J. M. (14 de Marzo de 2009). Sandglasspatrol Blog. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Sandglasspatrol Blog: <http://blog.sandglasspatrol.com/index.php/articulos/41-militar/59-como-funciona-un-ekranoplano>

¹⁸ Monroe, D. (7 de Julio de 1981). Donaldmonroe. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Donaldmonroe: http://www.donaldmonroe.com/solar_challenger.html

¹⁹ NationalAeronautics and SpaceAdministration (NASA).(9 de Diciembre de 2009). NASA. (C. Marty, Editor, & D. Brian, Productor) Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de NASA: http://www.donaldmonroe.com/solar_challenger.html

²⁰ NationalAeronautics and SpaceAdministration (NASA).(9 de Diciembre de 2009). NASA. (C. Marty, Editor, & D. Brian, Productor) Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de NASA: http://www.donaldmonroe.com/solar_challenger.html

²¹ NationalAeronautics and SpaceAdministration (NASA).(9 de Diciembre de 2009). NASA. (C. Marty, Editor, & D. Brian, Productor) Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de NASA: http://www.donaldmonroe.com/solar_challenger.html

²² München, S. R. (s.f.). Solair. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solair: <http://www.solair.de/>

²³ München, S. R. (s.f.). Solair. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solair: <http://www.solair.de/>

²⁴ Raymond, E. (s.f.). Solar Flight.Ltd. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solar Flight. Ltd: <http://solar-flight.com/sunseeker/index.html>

²⁵ Word Press & Shadow fax Digital. (s.f.).The Good Green Fight.Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de TheGood Green Fight: <http://goodgreenfight.com/contributor/eric-raymond/>

²⁶ The EAA, Inc. Aviation Center.(s.f.).The World's Greatest Aviation Celebration.Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de The World's Greatest Aviation Celebration: <http://www.eaaapps.org/presenterinfo.aspx?id=149>

-
- ²⁷Raymond, E. (s.f.). Solar Flight.Ltd. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solar Flight. Ltd:
[http:// http://solar-flight.com/sunseekerII/index.html](http://http://solar-flight.com/sunseekerII/index.html)
- ²⁸München, S. R. (10 de Octubre de 1997). HannesDelago. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de HannesDelago: <http://www.delago.de/solair/EHome.htm>
- ²⁹Seikowatch Corporation. (s.f.).Seiko-cleanenergy.Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Seiko-cleanenergy: <http://www.seiko-cleanenergy.com/icare2.html> Y <http://icare2records.com/>
- ³⁰Solarimpulse. (s.f.). Solarimpulse. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solarimpulse.:
http://www.solarimpulse.com/es/documents/challenge_solar.php?lang=es&group=challenge
- ³¹Solarimpulse. (s.f.). Solarimpulse. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Solarimpulse.:
http://www.solarimpulse.com/es/documents/challenge_solar.php?lang=es&group=challenge
- ³²André, N. (Septiembre de 2008). Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight.Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight.Zumholz, Suiza: ETH Zurich.
- ³³EPI Inc. (5 de Noviembre de 2005). Epi-eng. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Epi-eng:
http://www.epi-eng.com/propeller_technology/propeller_technology_contents.htm
- ³⁴Todo coleccion. TC. (s.f.). Todocoleccion. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Todocoleccion: http://www.todocoleccion.net/helice-avion-madera-cantos-laton-n-9-l-16-motor-argus-10-240hp-maestranza-logrono~x29134040#sobre_el_lote
- ³⁵Todo coleccion. TC. (s.f.). Todocoleccion. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Todocoleccion: http://www.todocoleccion.net/helice-avion-madera-cantos-laton-n-9-l-16-motor-argus-10-240hp-maestranza-logrono~x29134040#sobre_el_lote
- ³⁶Pacheco, M. (s.f.). El club de los Halcones. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de <http://www.olapymes.com/ola2826mu/helices.html>
- ³⁷Hepperle, D. M. (6 de Noviembre de 1996). Mh-aerotoools. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Mh-aerotoools: <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/propuls4.htm>
- ³⁸Hepperle, D. M. (6 de Noviembre de 1996). Mh-aerotoools. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Mh-aerotoools: http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/pylonprops_1.htm
- ³⁹Hepperle, D. M. (6 de Noviembre de 1996). Mh-aerotoools. Recuperado el 15 de Octubre de 2011, de Mh-aerotoools: http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/pylonprops_1.htm
- ⁴⁰Guinudinik, J. L. (s.f.). Accionamiento y Controles Electronicos. Accionamiento y Controles Electronicos. Tucuman: UTN-Tucuman.

-
- ⁴¹Draganfly Innovations Inc. (s.f.). rc toys. Recuperado el 5 de Noviembre de 2011, de DraganflyInnovationsInc: <http://www.rctoys.com/rc-toys-and-parts/HI-2015-4100-G/RC-PARTS-BRUSHLESS-MOTORS-HIMAX.html>
- ⁴²Bertello, Mauricio. (8 de Julio de 2007). Furia-aeroema. Recuperado el 5 de Noviembre de 2011, de Furia-aeroema: <http://furia-aeroema.blogspot.com/2008/03/motores-electricos-inrunner-outrunner.html>
- ⁴³Berral, Toñi Pérez; Álvarez Marín, María Teresa; Pino Rojas, Ángeles; Alba González, Teresa. (24 de Noviembre de 2010). TALLER DE CIENCIAS E INTERNET DE 4º ESO. Recuperado el 5 de Noviembre de 2011, de TALLER DE CIENCIAS E INTERNET DE 4º ESO: <http://ciencias4mcrespo.blogspot.com/2010/11/electrolisis-del-agua.html>
- ⁴⁴ Vicente, M. (s.f.). Electricidad fotovoltaica. Acumuladores de Energía Solar Fotovoltaica, pag.3. Universidad de Jaén.
- ⁴⁵ Vicente, M. (s.f.). Electricidad fotovoltaica. Acumuladores de Energía Solar Fotovoltaica, pag.14-17. Universidad de Jaén.
- ⁴⁶ E-renovable. (20 de Mayo de 2010). blog e-renovable. Recuperado el 25 de Noviembre de 2011, de blog e-renovable: <http://www.e-renovables.es/articulo-Fundamentos+de+las+celulas+fotovoltaicas+I.html>
- ⁴⁷Facer, H. (20 de Noviembre de 2010). Foros de Electronica. Recuperado el 25 de Noviembre de 2011, de Foros de Electronica: <http://www.forosdeelectronica.com/f27/introduccion-transistores-46961/>
- ⁴⁸ E-renovable. (27de Mayo de 2010). blog e-renovable. Recuperado el 25 de Noviembre de 2011, de blog e-renovable: <http://www.e-renovables.es/articulo-Fundamentos+de+las+celulas+fotovoltaicas++II.html>
- ⁴⁹Unia. (10 de Febrero de 2010). Tema1. Recuperado el 9 de Diciembre de 2011, de UNIA OpenCourseWare: <http://ocw.unia.es/ciencias-de-la-ingenieria/disenio-de-sistemas-fotovoltaicos/materiales-de-estudio-1/tema1>.
- ⁵⁰Fundacion Eroski. (s.f.). *Canal del Medio Ambiente*. Recuperado el 20 de Abril de 2012, de Canal del Medio Ambiente: http://www.consumer.es/web/es/medio_ambiente/energia_y_ciencia/2009/10/15/188572.php
- ⁵¹CONTRERAS, C, RUGE, J, GAITÁN, J, CALA, J. (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 57.
- ⁵²CONTRERAS, C, RUGE, J, GAITÁN, J, CALA, J. (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 57.
- ⁵³CONTRERAS, C, RUGE, J, GAITÁN, J, CALA, J. (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 58.

-
- ⁵⁴ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 59.
- ⁵⁵ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 60.
- ⁵⁶ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 88.
- ⁵⁷ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 109.
- ⁵⁸ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 112.
- ⁵⁹ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 153.
- ⁶⁰ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 165.
- ⁶¹ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 196.
- ⁶² CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 330.
- ⁶³ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 351.
- ⁶⁴ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 355.
- ⁶⁵ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 358.
- ⁶⁶ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 359.
- ⁶⁷ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 449.
- ⁶⁸ CARLOS EDUARDO, C. P., JHONN HAMBERTH, R. M., JORGE ELIÉCER, G. A., & JUAN DAVID, C. S. (2008). diseño ingenieril. In DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN (pp. 448-459). BOGOTÁ D.C.: UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA.
- ⁶⁹ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 458.
- ⁷⁰ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 459.

-
- ⁷¹ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 461.
- ⁷² ELECTRAVIA. (s.f.). moteur e. Recuperado el 12 de diciembre de 2011, de moteur e: <http://www.e-motor.fr/welcome.php>
- ⁷³ uneec Inte1, de Yuneec International electricaviation: <http://yuneeccouk.site.securepod.com/rnational>. (s.f.).Yuneec International electricaviation.Recuperado el 16 de diciembre de 2011.
- ⁷⁴ Aero-ModelIncorporated. (s.f.). Aero-Modeldistribution. Recuperado el 16 de diciembre de 2011, de Aero-Modeldistribution: <http://www.aero-model.com/Hacker-Brushless-A200-8.aspx>
- ⁷⁵ Anderson, J. J. (1999). *Aircraft Performance and Design*.United States of America: Mc Graw Hill.
- ⁷⁶ Anderson, J. J. (1999). *Aircraft Performance and Design*.United States of America: Mc Graw Hill.
- ⁷⁷ Chapman, S. J. (Octubre 3 de 2003). *Máquinas Eléctricas*. Bogota: Mc Graw Hill. pag, 38
- ⁷⁸ Foster, R., Ghassemi, M., &Cota, A. (2010). Solar energy renewable energy and the environment. (1 ed., Vol. 1, p. 337). new mexico: abbasghassemi New Mexico State
- ⁷⁹ Foster, R., Ghassemi, M., &Cota, A. (2010). Solar energy renewable energy and the environment. (1 ed., Vol. 1, p. 337). new mexico: abbasghassemi New Mexico State
- ⁸⁰ Horizon Energy Systems, Inc. (s.f.). Horizon Energy Systems, Inc. Recuperado el 13 de diciembre de 2011, de HorizonEnergySystems, Inc: <http://www.horizonenergysystems.com/home.html>
- ⁸¹ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 223.
- ⁸² CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 246.
- ⁸³ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 258.
- ⁸⁴ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 464.
- ⁸⁵ CONTRERAS, C ,RUGE,J ,GAITÁN,J , CALA, J . (2008). Diseño detallado de un planeador de alto rendimiento para instrucción. (Tesis de pregrado, UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA, BOGOTÁ D.C). Pagina 464.
- ⁸⁶ Alibaba Cloud Computing. (s.f.). Alibaba.com Hong Kong. Recuperado el 17 de diciembre de 2011, de Alibaba.com Hong Kong: http://www.alibaba.com/product-gs/51026868/DC_gear_motor.html
- ⁸⁷ Técnicas de prototipo 2o12. (2012, 04 8). Cubierta: "ala". Obtenida en 2010, t. d. (s.f.). tecnicas de experimentacion de prototipos 2010. Recuperado el 18 de diciembre de 2012, de tecnicas de experimentacion de prototipos 2010: <http://tecnicasprototipos2011.blogspot.com/2011/06/cubierta-ala.html>

⁸⁸verde, h. (s.f.). hanan verde. Recuperado el 15 de diciembre de 2011, de hanan verde:
<http://www.galgalyarok.org/renewableenergy/sunsailor?lang=es>

⁸⁹Comercial Media Holdihng Ltd. (s.f.). *Globlas Sources*. Recuperado el 20 de Abril de 2012, de Globlas Sources: <http://www.globalsources.com/manufacturers/Motorcycle-Engine.html>

⁹⁰Naciones Unidas. (1998). PROTOCOLO DE KYOTO DE LA CONVENCIÓN MARCO DE LAS NACIONES UNIDAS SOBRE EL CAMBIO CLIMÁTICO. PROTOCOLO DE KYOTO DE LA CONVENCIÓN MARCO DE LAS NACIONES UNIDAS SOBRE EL CAMBIO CLIMÁTICO, (pág. 25). KYOTO.

⁹¹Fabricio Latronico, J. S. (s.f.). IDEAS. Recuperado el 04 de abril de 2012, de IDEAS:
http://cimei.cema.edu.ar/download/research/36_desafios.pdf