

# UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA

Escuela de Ciencias de la Ingeniería y Tecnología

Unidad Valle de las Palmas



## AVION NO TRIPULADO SOLAR

Tesis para obtener el título de:

**Licenciado en Ingeniería Aeroespacial**

Presenta:

**Roberto Cervantes Verdugo**

Director de Tesis

**M.I. Antonio Gómez Roa**

Tijuana, B. C.

Mayo, 2017



UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA

# AVION NO TRIPULADO SOLAR

Roberto Cervantes Verdugo



# UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA

Escuela de Ciencias de la Ingeniería y Tecnología  
Unidad Valle de las Palmas – Campus Tijuana

## TESIS DE LICENCIATURA

### AVION NO TRIPULADO SOLAR

Autor

**Roberto Cervantes Verdugo**

Como requisito para la obtención de:

**Licenciado en Ingeniería Aeroespacial**

**Director de Tesis**

M.I. Antonio Gómez Roa

**Jurado:**

---

Dr. Oscar Adrián Morales Contreras

---

M.C. Juan Antonio Paz González

---

M.C. Mauricio Leonel Paz González

---

M.C. Francisco Javier Ramírez Arias

## Agradecimientos:

Quiero agradecer a mis padres Roberto Cervantes y Alba Nydia que han hecho posible llegar a hasta esta instancia de mi desarrollo profesional su apoyo incondicional es lo que me sostiene este camino.

A mis maestros que con su sabiduría y paciencia han contribuido en el proceso de mi formación académica y me han inspirado para alcanzar más logros, a la universidad que me permitió alcanzar el nivel profesional de estudios en un área que me apasiona.

A mi asesor de tesis el Mtro. Juan Antonio Paz por haberme brindado la oportunidad de recurrir a su capacidad y conocimiento científico así como agradecerle la paciencia para guiarme durante todo el desarrollo de la tesis.

## Contenido

Agradecimientos: .....	4
Introducción: .....	8
Estado Del Arte.....	11
Marco Teórico:.....	23
Conceptos Básicos: .....	24
Estabilidad de aeroplano: .....	28
Sistema de un par de pedales. ....	30
Paneles Solares.....	33
Tipos de Celdas solares.....	34
Almacenamiento de Energía. ....	36
Baterías Electroquímicas.....	36
Proceso de Carga y Descarga de una batería de iones de litio. ....	37
Aluminio: .....	38
Estimación de pesos .....	39
Masas definidas.....	39
Masa del fuselaje.....	40
Masa de los paneles solares .....	40
Masa de las baterías .....	41
Masa de los propulsores.....	41
Diseño del fuselaje.....	41
Cola de la Aeronave.....	42
Proporción de conicidad / Taper Ratio .....	44
Ángulo Diedro .....	44
Incidencia de Ángulo .....	44
Arrastre polar del aeroplano.....	45
Análisis de rendimiento a velocidad crucero: .....	46
Rendimiento.....	46
Stall speed/ entrar en perdida.....	47
Estimación de arrastre polar.....	50
Rastreador del máximo punto de poder .....	52
Estabilidad estática longitudinal .....	53

Estabilidad estática direccional.....	55
Las Hélices.....	56
Control de vuelo.....	57
Crucero (Posición y altitud): .....	58
Regresa a Base (FailSafe): .....	59
Navegación por camino de puntos: .....	59
Modo de Vuelo “Sigueme”:.....	59
COMPÁS .....	60
Monitoreo de la Batería .....	60
Telemetría y Radio.....	60
Metodología. ....	61
Selección del tipo de sistema de propulsión: .....	62
Configuración del ala.....	63
Ala, sistema de levantamiento y diseño de control .....	64
Análisis de entrega de potencia eléctrica .....	66
Gente requerida.....	68
Despegue y aterrizaje.....	68
Requerimientos críticos de vuelo.....	69
Selección de las baterías. ....	69
Diseño del control longitudinal y direccional .....	70
Resultados .....	74
Anexo A: Lista de símbolos.....	81

## Índice de figuras

Figura 1.1 .....	11
Figura 1.2 .....	14
Figura 1.3 .....	15
Figura 1.4 .....	16
Figura 1.5 .....	17
Figura 1.6 .....	18
Figura 1.7 .....	19
Figura 1.8 .....	20
Figura 1.9 .....	21
Figura 2.1 .....	23
Figura 2.2 .....	24
Figura 2.3 .....	28
Figura 2.4 .....	31
Figura 3.1 .....	61
Figura 3.2 .....	64
Figura 3.3 .....	72
Figura 3.4 .....	72
Figura 3.5 .....	73
Figura 4.1 .....	74

## Índice de tablas

Tabla 1.1 .....	22
Tabla 3.1 .....	65
Tabla 3.2 .....	65
Tabla 3.5 .....	67
Tabla 3.4 .....	70

## Introducción:

El proceso de diseño de un aeroplano comienza con la identificación de su propósito asíéndonos esta pregunta ¿Qué es lo que deseo lograr con este avión? y así cada elemento necesario requerido para alcanzar nuestro objetivo se va desencadenando conforme avanzamos en nuestra investigación y para tener un buen comienzo se debe dejar claro y comprensible el problema que se ataca, por lo cual es necesario que se exprese en medios cualitativos y cuantitativos, para así poder hacer más fácil el rastreo del proceso y de que hemos llegado a nuestro objetivo final.

Cuando se mira hacia los diferentes modelos es difícil poder ver cómo superar cada uno de ellos en los diferentes objetivos que se emplean, anteriormente el propósito de cada uno de ellos se veían inclinados hacia una competencia de quien podía volar más alto, más rápido, o por más tiempo ya sea de noche, de día o ambos periodos.

Encontrar diferentes tipos de records es relativamente fácil pero encontrar un diseño que sea 100% explicado aplicado a un avión solar es difícil, desafortunadamente la industria aeroespacial es muy celosa de sus secretos, por otro lado hay muchos libros que hablan sobre cómo construir un modelo de aeronave pero la mayoría se queda en lo teórico y no incluye el proceso de diseño en sí y más que nada no van más allá de los fenómenos físicos que se desatan al volar. Muchos estudios son muy locales y se enfocan en un área descuidando otras. En primera categoría, R.J Boucher publicó en 1979 una descripción de cómo se comportaba el avión y su estructura en su primer avión solar el "Sunrise I", desafortunadamente sin el proceso de diseño. Esta falta de descripción de diseño está también presente en las publicaciones de P.B MacCready sobre el avión "Gossamer Penguin" y el "Solar Challenger" en 1983 y N.J Colella sobre el "Pathfinder".

Algunos autores más expertos en el tema de aviación solar empiezan hablar de diseño pero se vuelven muy científico y descuidado el comportamiento global del tema pero juntando a diferentes expertos podemos también tener información de cosas útiles de muchos temas, fenómenos y aparatos. Se debe tener en consideración que algunos autores hacen publicaciones para ciertos tipos de aviones y tenemos que seleccionar que es lo que nos conviene al implementarlo a este diseño, una ventaja que podemos ver es que un avión solar no es muy

distinto a un avión común que es propulsado por combustible fósil y podemos utilizar las aportaciones teóricas de Roskam y Raymer que a nivel teórico en cuestión de medir pesos son muy efectivos.

En las revistas de Aerodelismo, muchas de ellas de Alemania, suiza o Estados Unidos podemos encontrar descripciones interesantes sobre como construyen aviones solares pero a veces en revistas escasea la parte teórica; no todos los modelos en estas revistas se pueden aplicar a múltiples escalas. En la categoría de describir un proceso de diseño esta la publicación científica por parte de F.G. Irving, en septiembre de 1974, el presento un diseño de avión tripulado, usando modelos de predicción de peso, y grupos de propulsión y las celdas solares. Haciendo relación entre el peso de avión con la envergadura en la entrega de energía de las celdas solares. Para estimar los pesos el uso las ecuaciones de Stender basados en datos estadísticos para planeadores. Este modelo es usado mucho a la hora de diseñar los diferentes prototipos de aviones solares.

Se pueden encontrar muchos trabajos de gente que ha intentado hacer estos vehículos solares sin éxito, tenemos ventaja que los que llegan a publicar nos dan indicios de que caminos ir y por cuales no ir, pues hoy en día vivimos en la era de “Hazlo tú mismo” (DIY por sus siglas en ingles) y el internet está llenos de foros donde puedes encontrar trabajos no profesiones, solo aficionados que aunque no sean expertos en el área sus contribuciones practicas pueden darnos aportaciones importantes y más si nos ubican en la dirección de donde basan sus ideas, también podemos ver los materiales y aparatos con los que hacen sus vuelos además que podemos comparar contra los que usan los profesionales, y dado a la falta de teorías también suelen ser ingeniosos para resolver problemas.

Pero hasta ahora el mejor trabajo encontrar de diseño puede ser encontrado en los registros del equipo de Israel que desarrollo el avión "SunSailor"

Hay estudios que nos hay dirigido a ver la posibilidad de navegar en otros planetas tales como los del "proyecto vulture". Colozze ataco el problema de navegar en marte donde los problemas de poca atmosfera sobre pasan los beneficios de tener menos gravedad.

Pero el proyecto que en la actualidad más llama la atención a comparar y ver sus resultados y diseños es el Solar impulse que sin necesidad de gasolina y utilizando solo energía solar y baterías para alimentar los sistemas pudo lograr darle la vuelta al mundo haciendo escalas en diversas regiones para presentar su proyecto en varios países, dando así que la idea del vuelo eterno si es posible y que los avances que se pudieron leer en la historia de la aviación han dado un paso agigantado de cómo se comenzó. Y hasta ahora suiza, Alemania y estados unidos han dominado el tema y no hay escrito en español este escrito atacara el problema de traer al idioma español registro de diseño de una avión solar e inspirar a cualquier estudiante a mejorar los diseños actuales.

Aunque siempre el principal objetivo será hacer un vehículo más limpio en emisiones de carbón para poder salvar el planeta y tenerlo más limpio. En los años recientes muchas compañías de la aviación, entre ellos la NASA y Lockheed Martin, han invertido dinero y esfuerzo en desarrollar tecnología alternativa para sus aeroplanos al igual que en UAV's. El Solar Impulse y el Zephyr han incrementado la popularidad de estos dispositivos solares. También se ha desarrollado la necesidad de estos aparatos para amentar la seguridad en las empresas, países, aeropuertos o la frontera entre países, también podría usarse para cuidar los desastres naturales como derrames de petróleo y fuegos forestales etc. Y tales vehículos aéreos no tripulados serán discutidos a continuación.

Aunque la tecnología solar es más cara porque el costo del equipo que se usa para generar energía es alto al construirse, se volverían más eficientes en gasto de combustible y estos aparatos requieren menos mantenimiento que los que usan combustible fósil (una de las razones principales es la disminución de piezas movibles). Ya que los UAVs solares no utilizan turbosina ni gasolina, se ahorran millones de pesos en periodos largos de tiempo y con la ventaja de que ayudan al ecosistema.

Motivación:

La principal motivación detrás de esta tesis son los retos ambientales, la falta de recursos naturales y el calentamiento global que ha hecho que ingenieros de todo el mundo pongan sus mentes a trabajar para atacar este problema, y de la misma manera busco aportar un documento que ayude a ingenieros a desarrollar vehículos libres de la dependencia de combustibles fosiles.

## CAPITULO I

### Estado Del Arte



Figura 1.1

Fuente: Página oficial, <http://www.lego.com>

El 30 de junio de 1957 coronel H. J. Taplin en el reino unido, registro el primer vuelo controlado por control remoto con su modelo “Radio Queen” el cual usaba un motor de imán fijo con una batería a base de plata-zinc, atento replicar los esfuerzos por cruzar el canal de la mancha de Louis Blériot en 1909, desafortunadamente no continuo con los experimentos después de perderlo en el mar y 37 minutos de vuelo continuo. Posteriormente a este intento habría otro intento gracias al alemán, Fred Militky, quien logro un vuelo exitoso con un modelo a escala impulsado por energía eléctrica, pero para estos tiempos la tecnología de tanto motores como de baterías impedía que se lograra mucho, lo cual se vería afectada en la duración de vuelo puesto que no se podía almacenar grandes cantidades de energía eléctrica. [1]

Tres años previos a los experimentos de Taplin, la tecnología fotovoltaica nacería en los laboratorios de la compañía “Bell Telephone”. Daryl Chapin, Calvin Fuller y Gerald Pearson desarrollaron la primera celda solar capaz de convertir suficiente energía solar en fuerte eléctrica suficiente para mover maquinaria de uso común. Primero las celdas entregaban una eficiencia del 4%, y luego la eficiencia crecería a 11%. Dos décadas de espera serían necesarios para ver implementado esta tecnología para propulsar los vehículos aéreos. [2]

El 4 de noviembre de 1974, el primer vuelo de un vehículo solar se llevó a cabo en el lago seco de la reservación militar Irwin, California. El “Sunrise I” diseñado por Ronald J. Boucher de las compañía “Astro Flight Inc.” Bajo un contrato con ARPA y patrocinio de Lockheed Aircraft Corporation®, voló 20 minutos a una altitud aproximada de 100 m en su vuelo inaugural. Tenía una envergadura de 9.76 metros, pesaba 12.25 Kg y entregaba una potencia eléctrica de 450W el cual provenían de cubrir 2/3 partes de la superficie del ala, decenas de vuelos se hicieron durante el invierno de ese año, después de eso fue severamente dañado por una tormenta de arena. Entonces una versión mejorada surgió “Sunrise II”, fue construido y probado el 12 de septiembre de 1975. Con la misma envergadura, pero con su peso reducido a 10.21 Kg y los paneles solares entregaban una potencia eléctrica de 600W gracias a su 14% de eficiencia, los cuales hicieron posible que se elevara 5000 m y volara 5 horas y 41 minutos. Después de muchas semanas de intentos, este vehículo también fue seriamente dañado dado a que en vuelo fallaron los controles y se estrelló.[3]

Del otro lado del atlántico en el verano de 1975, Hermut Bruss estaba trabajando en Alemania un avión solar sin haber escuchado de los proyectos de Boucher. Desafortunadamente los paneles

solares de este se calentaron y nunca alcanzo un nivel de vuelo, y finalmente fue su amigo Fred Militky quien un año después con el “Solaris” el 16 de agosto de 1976, completo tres vuelos de 150 segundos alcanzando una altitud de 50 metros. [1]

Desde este tiempo los aeromodelistas trataron de construir sus modelos a base de energía solar , esta pasión que surgió empezó a volverse más accesible a paso de tiempo, y por supuesto la autonomía que solo duraba solo unos cuantos segundos rápidamente avanzo a tener vehículos autónomos que podían volar desde minutos hasta horas.[1]

Algunas personas salieron a relucir como Dave Beck de Wisconsin, USA, quien impuso 2 records con aviones solares en la categoría “F5-SOL-FAI”. En agosto de 1996, su “Solar Solitude” voló una distancia de 38.84 Km en vuelo recto y dos años después alcanzo una altura de 1283m. Pero el maestro de esta categoría fue Wolfgang Schaeper quien tiene ahora los records de duración (11 horas 34 minutos 18 segundos), distancia en línea recta (48.31 Km), altitud (2065), velocidad (80.63 Km/h), distancia en un circuito cerrado (190 Km) y velocidad en un circuito cerrado (62.15 Km/h). El logro todos estos records con el avión “Solar Excel” empezando en 1990 a 1999 en Alemania. [4]

También debemos mencionar los modelos en miniatura tales como el “MiKroSol”, “PicoSol” y “NanoSol” del Dr. Seighard Dienlin. El avión “PicoSol” es el más pequeño de los tres, pesa solo 159.5 g y con una envergadura de 1.11m y provee una potencia eléctrica de 8.64W. [5]

Después de haber volado solo modelos de aviones y probado que es posible volarlos a base de energía solar con una iluminación determinada, empezaron los nuevos retos que fascinaban a los pioneros en el tema, y al final de los años 70 empezó la carrera por un avión tripulado por humanos propulsado solamente por energía solar.

El 19 de diciembre de 1978, Britons David Williams y Fred construyeron el avión “Solar One”, el vuelo inaugural de este fue en el campo Lasham, Hampshire. Los primeros aviones fueron intencionados para cruzar el canal de la mancha, pero el “solar One” que era un modelo convencional de ala en el hombro, resulto ser muy pesado y la tecnología que existía en ese entonces no lo podía propulsar con eficiencia. Y para entonces, el concepto de las baterías de Ni-Cd se utilizaban para almacenar la energía eléctrica, y los constructores de estos modelos aeronáuticos empezaron a convencerse de la alta eficiencia de los paneles solares así como los

que se habían utilizado en el “Sunrise”, y determinaron que podían ahorrarse peso eliminando las baterías y volando solamente propulsado directamente con la energía que proporcionarían los paneles solares, pero una limitante para la construcción de este tipo de modelos era el exorbitante precio de los elementos.

El 29 de abril de 1979, Larry Mauro voló por primera vez el “Solar Riser” el cual es una avión de ala delta pero versión solar, pero los paneles solares daban 350W de potencia eléctrica lo cual no era suficiente para propulsar el vehículo lo cual obligo al diseñador a utilizar los paneles solares meramente para cargar las baterías Ni-Cd las cuales daban energía a motor por 10 minutos, su vuelo más largo fue de 800 metros con altitudes entre 1.5 metros a 5 metros. [1]

Llegaba el momento crucial que consistía en volar con solo los paneles solares sin la necesidad de almacenar en las pilas la energía eléctrica, la persona que empezó atacar más a detalle este problema fue el Dr. Paul B. McCready y la compañía AeroVironment® Inc, la compañía que fundó en 1971 en Pasadena, California. Después de haber demostrado, el 23 de agosto de 1977, manteniendo vuelo con manejo humano con el avión “Gossamer Condor”, ellos completaron el 12 de junio de 1979 el cruce de lado a lado del canal de la mancha con el “Gossamer Condor”. Después de estos exitosos vuelos, la compañía Dupont® patrocino al Dr. MacCready en el intento de modificar una versión más pequeña del “Gossamer Condor”, que fue llamado “Gossamer Penguin”, R. J. Boucher, diseñador del “Sunrise I y II”, sirvió como consultor para este proyecto, también contribuyo con los motores y los paneles solares que habían sido de los aviones “Sunrise”.



Figura 1.2

El 18 de mayo de 1980, el avión “Gossamer Penguin” realizo el primero vuelo tripulado con un niño de 13 años (el hijo de Dr. Paul B. McCready). Aunque este avión no fue considerado seguro

y solo se volaba a pocos metros de altura del suelo. La compañía Dupont® siguió patrocinando al Dr. Paul B. McCready dado al éxito con su modelos de avión, y siguió a contruir el avión “Solar Challenger” que tenía 14.2 metro de envergadura en una versión en monoplano y entregaba una potencia eléctrica de 2500W a nivel de mar. El 17 julio de 1981, voló de Pontoise a corneilles cerca de parís a la base Manston RAF cerca de Londres en 5 horas 23 minutos cubriendo una distancia de 262.3 Km basando su fuente de energía de solo energía solar y no obtenía nada de alguna batería. Un vez que llegaron a Inglaterra, los miembro del equipo del “challenger” se sorprendieron al escuchar por primera vez que un competidor alemán había estado al mismo tiempo que ellos tratando de hacer la misma Azaña. Guter Rochelt fue el diseñador de y constructor del avión “Solar 1” con una envergadura de 16 metros, basado en los perfiles del modelos canard 2FL de la compañía AviaFiber® que modifico ligeramente, este modelos que construyo proporcionaba 1800W de potencia eléctrica, invito a miembro del equipo del “Solar Challenger” y a B.J. Boucher, quienes aceptaron la invitación y se impresionaron la calidad del avión que había construido. Pero con un poco más de media ala cubierta de paneles solares, el “Solair 1” no proporcionaba suficiente energía para levantarse y entonces se le incorporo una batería de 22.7 Kg de Ni-Cd. Rochelt intentó cruzar el canal de la mancha con este vehículo pero no lo logro con éxito, pero no fue hasta el 21 de agosto de 1983 que pudo sostener vuelo en el “solar 1” con la mayor parte de la energía proporcionada por los paneles solares (térmicos y de iluminación), el vuelo duro 5 horas 41 minutos.



*Solar Challenger, 1981*

Figura 1.3

En 1986, Eric Raymond empezó a diseñar el avión “Sunseeker” en los estados unidos. El “Solar Riser” en 1979, “Solar Challenger” dos años más tardes y una reunión con Gunter Rochelt en Alemania lo convencieron de construir su propia versión de avión solar tripulado con una persona. Al final de 1989, el “Sunseeker” fue probado en vuelo como un Glider y durante el mes

de agosto de 1990, cruzo los estados unidos en 21 vuelo energizados por el sol con 121 horas en el aire.

En Alemania, el pueblo de Ulm organizaba competiciones aeronáuticas regularmente en memoria de Albrecht Berblinger, un pionero en machinas voladoras. Para el evento de 1996, ellos ofrecieron un atractivo premio para incitar el desarrollo de un avión solar capaz de volar tripulado y energizado al menos medio avión por paneles solares; esta competencia empezó actividades alrededor del mundo con más de 30 proyectos fueron registrados, pero solo unos cuantos llegaron y uno estuvo listo para volar el día del evento el 7 de julio. El motoglíder “icare 2” del profesor Rudolf Voit-Nitschamnn de la universidad de Studgard que ganó el premio de 100,000 marcos alemanes (58,300 dólares americanos), este artefacto fue diseñado para volar a una velocidad de 35 m/s, contaba con una envergadura de 25 metros y una superficie alar de 26 metro cuadrados, entregaba una potencia eléctrica de 3.67 KW, en la competencia logro volar una distacia de 350 km.

Otros proyectos que se presentaron como competidores fueron el “O Sole mio” del equipo italiano del Dr. Antonio Bunico el cual pesaba 130 kg y entregaba 1500 W y el “Solair II” del equipo de Guter Rochelt quien tomo las bases del “Solair I”. Ambos prietos fueron presentados en una etapa avanzada pero cuando fue tiempo de competir no fueron Aeronavegables. El primer vuelo del”Solair II” se llevó a cabo dos años después en mayo de 1998.



*Solair II, 1998*

Figura 1.4

Después del éxito del avión “Solar Challenger” el gobierno de los estados unidos le dio dinero a la compañía AeroViroment® Inc. Para estudiar la posibilidad de larga duración, en vuelos energizados por electricidad de fuerte solar a alturas mayores a 19.812 Km (65000 pies). El primer prototipo fue el “HALSOL” demostrando la aerodinámica y estructura para el enfoque pero las tecnologías no estaban adecuadas para el modelo, primordialmente el de almacenamiento de energía, la cual era inadecuada para la misión. Entonces el proyecto empezó tomar la dirección de la propulsión por medio de los paneles solares con el avión “Pathfinder”

que logro el primer vuelo en pueblo de Dryden en 1993. Cuando el patrocinio termino el avión de 30 metros de envergadura y peso de 254 Kg pasó a ser parte de la rama de tecnologías de sensores del medio ambiente (ERAST por sus siglas en ingles), programa que empezó en 1994. En 1995 supero al “Solar Challenger” en altitud para un avión solar cuando alcanzo la altura de 15,392 metros (50,500 pies) con un tiempo de vuelo de 15 horas y dos años después impuso el record de 21,802 metros (71,530 pies). En 1998, el “Pathfinder” fue modificado y surgió una nueva versión el “pathfinder plus” el cual tenía una envergadura más larga, y nueva tecnología solar, aerodinámica, propulsión y de sistemas electrónicos. El objetivo principal esta de objetivo de este vehículo era validar los avances antes de construir el siguiente proyecto el cual llamarían “Centurion”. [6]



*Pathfinder. 1994-1998*

Figura 1.5

El “Centurion” fue considerado un prototipo de avión que era considerado apto para vuelo continuo por semanas incluso hasta meses propulsado por tecnología solar para alcanzar muestras científicas, tomar imágenes de mapeo o podría servir como plataformas de retransmisión de telecomunicaciones. Doblando la envergadura comparando con el “pathfinder” era capaz de cargar 45Kg de sensores e instrumentos de recolección de datos para uso científico del ambiente planetario, también 270 Kg de equipo de telecomunicaciones y equipo de cámaras a 24,400 metros de altura (80,000 pies). Una batería de litio suministraba suficiente energía para que el avión volara de 2 a 5 horas extras después de la puesta de sol, lo cual era insuficiente para volar la noche entera. El ultimo prototipo de esta seria de aviones fue el denominado “Helios” que fue construido con el propósito de volar eternamente, incorporando una pila que le daba suficiente energía para volar la noche entera. Para la NASA, los dos principales objetivos era demostrar vuelo continuo por al menos 24 horas y sostener vuelo a una altitud de 30,480 metros (100,000 pies), incluyendo que por lo menos 14 horas sobre la altitud de 15,240 metros (50,000 pies). En 2001 “helios” alcanzo su primer objetivo cerca de Hawái rompiendo el record de altitud de

29,524 metros (96,863 pies) y con 40 minutos de vuelo sobre 29,261 metros de altura (96,00 pies), pero desafortunadamente nunca alcanzo su segundo objetivo y fue destruido después de caer el 26 junio de 2003 por consecuencia de fallas estructurales.

En Europa, muchos proyectos fueron lanzados para desarrollar aviones de mucha altura y larga duración (HALE por sus siglas en ingles). En el instituto de vuelo DLR el avión “Soltair” fue desarrollado de 1994 a 1998. El avión solar que “demostrator” fue diseñado para vuelo de un año de operación en las latitudes de Europa de norte alimentando sus sistemas con energía solar a través de sus paneles solares. Hasta ese momento sus 5.2 metros de envergadura el modelo “Soltair” fue construido con paneles solares reajustables para mayor absorción solar en varios ángulos. Se realizaron varias pruebas y varios proyectos continuaron con esta versión de vehículo solar aéreo.[7]



Figura 1.6

El proyecto Helinet, fue fundado por un programa europeo, se mantuvo de enero del 2000 a 2003 con el objetivo de estudiar la posibilidad de un vehículo de altura alta con una plataforma de 73 metros de envergadura y 750 Kg de peso llamado “Helipat”. Se tuvo la intención de ser usado para telecomunicaciones y observación de la tierra. El proyecto involucro a 10 patrocinadores europeos para una construcción de 24 metros de envergadura de una estructura a escala. La politécnica de Torino, está actualmente trabajando del desarrollo de este avión y tienen uno nuevo llamado “Shampo”. [8]

El objetivo del ya mencionado avión “Helios” que era la idea del vuelo eterno para un avión tripulado a base de tecnología solar, fue posible hasta el 22 de abril del 2005. Alan Cocconi presidente y fundador de AcPropulsion®, voló su avión “SoLong” durante 24 horas 11 minutos usando solamente energía solar y energía térmica, aprovechando el sol de desierto y durante las

noches la energía del calor del aire que emana del suelo del desierto. El avión de 4.75 metros de envergadura y 11.5 Kg de peso confirmó sus capacidades dos meses después el 3 de junio, con un vuelo de 48 horas y 16 minutos, este vuelo se llevó a cabo en California en el desierto colorado.[9]

QinetiQ®, una compañía británica, también es activa en la creación de aviones de mucha altura y larga duración. Dos aviones llamados “Zephyr” fueron probados en nuevo México en diciembre de 2005 alcanzando una altura de 7,925 metros (26,00 pies). Después un vuelo de 18 horas en julio de 2006, uno de los “Zephyr” excedió el record oficial de larga duración para un avión no tripulado con una duración de 54 horas en nuevo México el 10 de septiembre de 2007, alcanzando una altitud máxima de 17,786 metros (58,355 pies), pesaba solo 30 Kg y tenía una envergadura de 18 metros, el avión usaba energía solar para ascender y a medida que lo requería tenía una pila de litio para compensar caídas de energía. QinetiQ® sigue desarrollando estos vehículos y espera extender las horas de vuelo y superar los 15,240 metros de altura (50,000 pies). El “Zephyr” ha sido seleccionado recientemente como la plataforma para el nuevo avión no tripulado “Mercator” en el marco del proyecto pegasus. Se tiene ambicionado cargar 100Kg extras para poder satisfacer las necesidades de monitorear los incendios forestales, mapeo urbano, mapeo de costas, detección de derrames petroleros y muchas otras aplicaciones. [10]



*Zephyr, 2005*

Figura 1.7

El siguiente y más reciente proyecto de vuelo continuo con propulsión solar se llevó a cabo en suiza, fue anunciado para comenzar en 2003 dirigido por Bertrand Piccard y Andre Borschberg ambos pilotos profesionales. Se recaudó 25 especialistas, 40 consejeros de apoyo de varias universidades como la EPFL (Escuela politécnica federal de Lausana, situada en suiza). Este avión se le llamo “Solar-Impulse” y tiene 80 metros de envergadura, 2000 Kg de peso. Después de armar el prototipo de 60 metros de envergadura en 2007-2008, el avión final se construyó en

2009-2010, y un vuelo mundial se tenía pretendido pero solo hizo demostraciones por Europa, Marrueco y los Estados Unidos.[11]

El siguiente paso consistió en la construcción de un aeroplano similar al anterior pero dotado de mejoras técnicas y una cabina mayor para que el piloto pueda pasar más horas en mejores condiciones. Fue presentado oficialmente en abril de 2014, con el objetivo de dar la vuelta al mundo en 2015-2016, tal objetivo se llevó a cabo con éxito.



*Solar-Impulse, 2009*

Figura 1.8

Ya en la actualidad se pretende usar estos vehículos para exploración planetaria para esto se construyó el “Sky-Sailor” patrocinado por la agencia espacial europea el cual empezó en la Escuela Politécnica Federal de Lausana con el objetivo de probarse en la tierra y pretendiendo que vuele en Marte, con el fin de hacer una extensión de mejorar los alcances los carros denominados “rovers” que ya se han enviado. El primer prototipo pesaba 2.4 Kg con una envergadura de 3.2 metros. La agencia de investigaciones avanzadas para la defensa (DARPA por sus siglas en inglés) anunció un nuevo proyecto llamado “Vulture” vehículo exploratorio. Se intentaba hacer un avión que volara por 5 años, tomó el control Boeing y cambió de nombre a “Boeing SolarEagle” con 120 metros de envergadura, se tenía pretendido que volara en 2014 pero fue cancelado el proyecto en 2012. [12]

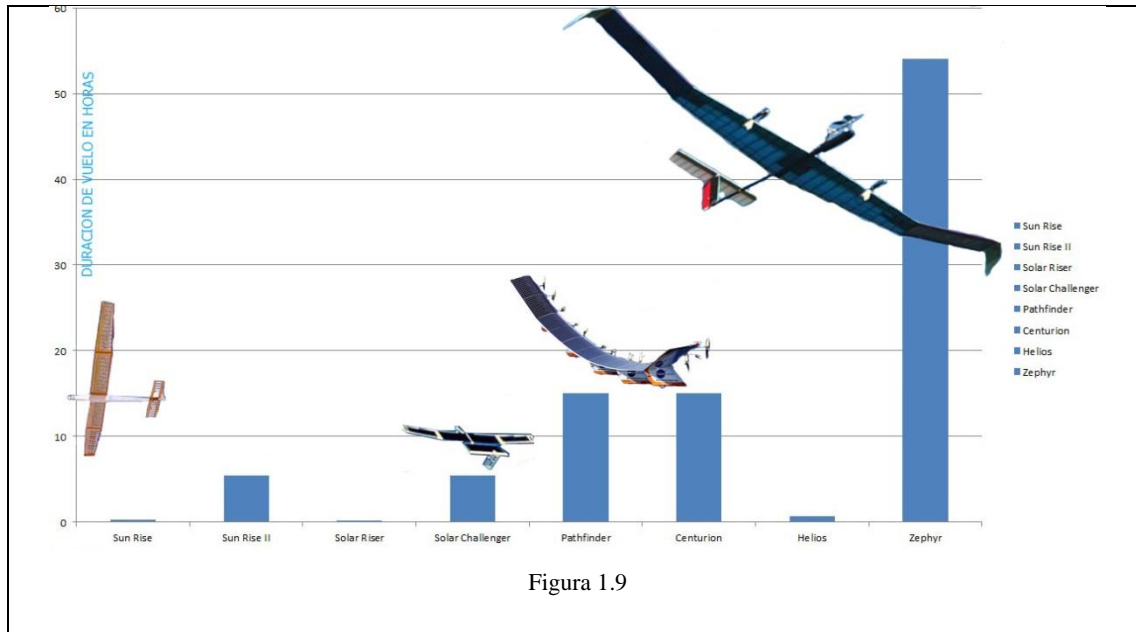


Figura 1.9

Figura 1.9 Comparación de duración de vuelo.

-Comparaciones de parámetros importantes en el Diseño.

En la siguiente tabla 1.1, encontraremos parámetros importantes de los modelos anteriormente mencionados, cabe destacar que cada avión no excede los 10 metros de envergadura excepto el Zephyr y sus relaciones de aspecto (*concepto de geometría*) están entre 11 y 13.3, de esa manera para construir un avión solar aeronavegable, debe tener peso bajo con una relación de aspecto alta y una envergadura relativamente larga de ser necesario.

Tabla 1.1, comparaciones de modelos duración de vuelo vs altitud alcanzada

	Sunrise I	Sunrise II	Solar riser	Solar challenger	Pathfinder	Centurion	Helios	Zephyr
Altura	100 M	2,560 m	5 m	2500 M	15,392 m	24,000 m	29,524 m	17,786 m
Duración	20	5.41	10	5.43	15	15	40	54

de vuelo	Min	horas	min	horas	horas	horas	minutos	horas
----------	-----	-------	-----	-------	-------	-------	---------	-------

Tabla 1.1

Lo que podemos ver durante los diferentes diseños es que ha habido un avance en la duración de la pila desde los principios del “Sunrise I” hasta el “Solar Impulse”, gracias a estos descubrimientos el día de hoy podemos hacer una avión solar que dure en vuelo exactamente el tiempo que requiera nuestros propósitos.

## Capítulo II

Marco Teórico:



Figura 2.1

Fuente: Página oficial, <http://www.lego.com>

### Conceptos Básicos:

El propósito de esta parte es darle al lector bases para poder ir entendiendo el tema y comprenda a grosso modo lo que la tesis desea abarcar.

Un avión es un cuerpo tridimensional que se mueve en el espacio alrededor de 3 ejes: lateral, longitudinal y vertical, por lo tanto, posee tres grados de libertad, siendo conveniente en el estudio de la aerodinámica del avión, el análisis de sus movimientos alrededor de cada uno de los ejes anteriores mencionados. También es costumbre designar a dicho como x-x, eje trasversal y-y y eje vertical z-z.

Para que una aeronave en vuelo recto y nivelado se mantenga en equilibrio es necesario que las resultantes de las diferencias de fuerzas que actúan sobre ella sean iguales, dichas fuerzas son las siguientes:

1. levantamiento
2. resistencia de la aeronave
3. empuje
4. peso

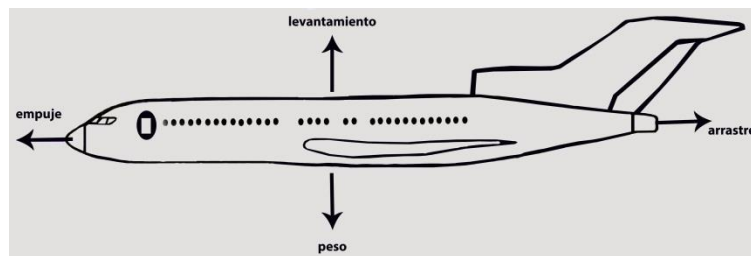


Figura 2.2

El levantamiento o sustentación (L)

Se define a la sustentación como la fuerza perpendicular a la corriente del aire, la sustentación viene dado por la siguiente formula.

$$L = qC_L S \dots\dots\dots 2.1$$

Donde ‘L’ es el levantamiento y ‘q’ es la presión dinámica que es igual a  $\frac{1}{2}\rho v^2$  donde ‘ρ’ es la densidad del aire y v es el volumen.  $C_L$  Es el coeficiente de sustentación y ‘S’ es la superficie del ala. El coeficiente de sustentación es un coeficiente adimensional, dependiente única, para cada tipo de perfil y por un determinado Ángulo de ataque, de tal manera que cuando el ángulo de ataque aumenta, también lo hace el coeficiente de sustentación hasta que un momento en que a partir de un cierto Ángulo de ataque, la corriente se separa de extradós (superficie exterior de una ala de avión) y en ese momento deja de existir este tipo de distribución de presiones.

La superficie alar es la superficie de las alas, incluyendo la parte de la que puede estar cubierta por el fuselaje y está en función de la envergadura del ala por la cuerda del perfil; matemáticamente se puede expresar de la siguiente manera:  $s = (b) (c)$

Resistencia al avance:

La resistencia al avance es la fuerza que se opone al movimiento del avión y que actúa en forma opuesta al empuje una aeronave que se ve sometida a una resistencia total al avance, dependerá de las mismas variables ‘q’ y ‘S’ que la sustentación. Esta resistencia es representada por la fórmula:

$$D = C_{D_t} * q * S \dots\dots\dots 2.2$$

En donde D es la resistencia total del avance,  $C_{D_t}$  es el coeficiente de resistencia total, ‘q’ es la presión dinámica ( $\frac{1}{2}\rho V^2$ ) y S es la superficie de las alas.

Al ir volando presenta resistencia al avance de todas las partes que están expuestas al flujo de aire como son el fuselaje, tren de aterrizaje, motores, timón, alas, antenas, etc.

Empuje:

Es la fuerza necesaria aplicada al avión para que pueda desplazarse dentro del aire a la velocidad requerida en su operación, vencer la resistencia del avance y proporcionar la velocidad requerida para obtener la fuerza de sustentación. Empuje es la reacción que se obtiene por la energía proporcionada por un propulsor, cualquiera que se desee.

Peso:

Es la fuerza que produce sobre el apoyo que lo sostiene. Cuando un cuerpo deja de estar sostenida en alguna forma cae con la aceleración de la gravedad en el lugar que se encuentre. Si la masa del cuerpo es grande su peso será también más grande. [13]

Estabilidad y control.

Con el fin de que se mantenga en una trayectoria determinada, es necesario que las fuerzas que actúan sobre el avión estén en equilibrio, para ello se necesitan dos condiciones, que la suma de todas las fuerzas sea cero, y que la suma de todos los momentos de todas las fuerzas respecto a un punto cualquiera sea también cero. Así por ejemplo, en vuelo horizontal, será necesario que la suma de momentos sea cero.

Si las fuerzas que actúan sobre un avión están en equilibrio, este permanecerá estacionariamente en su trayectoria de vuelo rectilínea y sin ninguna aceleración. Caso de que esta condición de equilibrio sea perturbada (ejemplo ráfagas o accionamiento de mandos), el avión experimentará una aceleración al dejar de existir la condición de equilibrio y se apartará de su trayectoria rectilínea.

Las fuerzas que se consideran actuando sobre el avión son: aerodinámicas, de propulsión, peso y de inercia, y a pesar de que en su conjunto es una estructura elástica, que puede dar lugar a fenómenos Aero elásticos muy importantes, se le considerara con un cuerpo rígido no sujeto a deformaciones.

En otras palabras, la estabilidad de una aeronave se refiere a su comportamiento cuando es desviado aun ligeramente, de su condición de equilibrio, es decir, es la capacidad del avión a recobrar su posición de equilibrio aun cuando cesan las causas que lo separan de ella. Es muy común caer en el error de pensar que equilibrio es igual a la estabilidad y para no confundir estos conceptos se deberá recordar que: el equilibrio de una aeronave en vuelo no acelerado (velocidad constante). Cuando todas las fuerzas u momentos que actúan en la aeronave suman cero, de tal manera que el equilibrio es un estado mientras que la estabilidad es una propiedad.

Con respecto a la inestabilidad, podemos decir que es lo contrario a estabilidad, es decir, que la aeronave no recobra su posición de equilibrio aun cuando las fuerzas externas se hayan anulado.

La estabilidad de una aeronave se divide en estabilidad estática y estabilidad dinámica.

Una vez que el avión, a causa de una perturbación, se ha alejado de su estado de equilibrio inicial, intenta que vuelva a su posición de equilibrio primitiva.

Podemos definir la estabilidad estática como la tendencia inicial del avión para recobrar una determinada condición de vuelo, después de haber sufrido una perturbación que le haya alejado de dicha condición.

Un avión y otro cuerpo cualquiera, es estáticamente estable cuando deja su posición de equilibrio tiende inicialmente a recobrar dicha posición en la que estaba inicialmente.

Es estáticamente inestable cuando separado de su posición n de equilibrio tiende a alejarse de ella.

En la estabilidad dinámica se ocupa del movimiento que resulta con motivo de esa tendencia; es decir, la "historia" de su movimiento como respuesta a una perturbación.

Se ha dicho anteriormente que el avión debe ser estáticamente estable; ahora bien, al tender a recuperar su posición de equilibrio puede hacerlos de distintas formas: con o sin movimiento oscilatorio.

En el caso de que la posición de equilibrio tienda a recuperarse mediante oscilaciones, estas pueden ser de menos amplitud (convergentes); siendo entonces dinámicamente estables (estabilidad dinámica positiva). Si son de amplitud cada vez mayores (divergentes) es dinámicamente inestable (estabilidad dinámica negativa). Si permanecen de forma que su amplitud sea constante (no amortiguada ni divergente), es dinámicamente indiferente (estabilidad dinámica neutra).

### Estabilidad de aeroplano:

El eje OX, longitudinal, está situado en el plano de simetría del avión, y hacia la nariz del avión. El eje OY, lateral, es perpendicular al plano de simetría, y su sentido positivo es hacia el ala derecha. El eje OZ vertical situado en el plano de simetría del avión y sentido positivo hacia abajo.

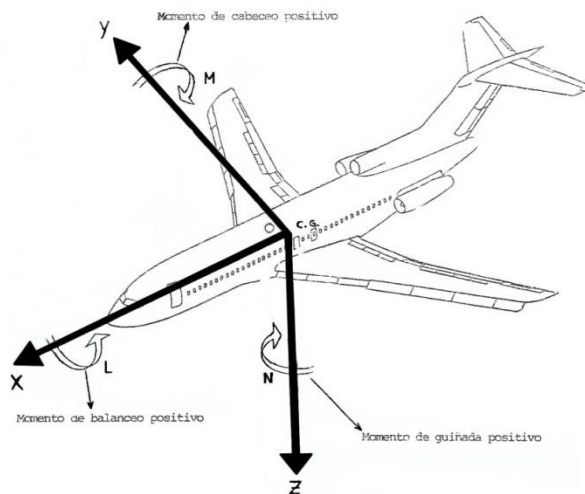


Figura 2.3

El sistema de ejes, así definido, forma un triedro a derechas. Un momento alrededor del eje OX lo designamos por L, y tendería a producir un giro lateral (Banqueo). Los momentos alrededor del eje OY los designaremos por 'M', y producirán movimientos de cabeceo. Los momentos alrededor del eje OZ, serán designados por N y producirán movimientos de guiñada. Los sentidos de estas momentos L, M y N que consideraremos positivos, según el sistema de ejes que hemos escogido (guiñada) haría girar el avión hacia la derecha, o un momento positivo M (cabeceo) tendería a inclinar al avión hacia arriba.

Ahora bien, podríamos definir la controlabilidad como la capacidad del avión para responder a un desplazamiento determinado de las superficies de mando provocado por el piloto, en orden a conseguir una determinada condición de vuelos conveniente que un avión sea estable, pero que una estabilidad en exceso, da lugar a que sean necesarias unas acciones más enérgicas sobre los mandos para efectuar una maniobra, a causa de la tendencia a mantener un determinada posición de equilibrio que posee el avión por lo tanto un avión muy estable será poco controlable.

Por el contrario, un estabilidad pequeña dará origen a que un accionamiento de los mando cree unos desplazamiento del avión exagerados en relación a aquel.

Se deduce de todo esto, que lo límites máximo de la estabilidad vendrán fijados por lo límites mínimo de controlabilidad, y los límites mínimos de estabilidad por los máximos de controlabilidad.

Un avión puede ser estable, sin que ello signifique que un avión inestable no pueda volarse sin la inestabilidad es pequeña, pues hasta ahora no hemos considerado al piloto, que en este caso es una máquina y es capaz de reaccionar aún mejor que una persona en condiciones inestables.

Un ejemplo para diseño son los aviones que deben ser con mucha maniobrabilidad, tales como los destinados a la acrobacia, se diseñan de forma que tengan estabilidad estática neutra e incluso ligeramente inestables, otro ejemplo puede ser encontrado también muy comúnmente en aviones militares los cuales necesitan ser muy inestables para poder esquivar los ataques de su enemigo pero esta inestabilidad se compensa teniendo mucha velocidad. [13]

Superficies de control:

Las superficies principales de control primarias de vuelo son los alerones, elevadores, y timón de dirección, ver figura (2.3), de suficiente superficie para dirigir la aeronave a lo largo de la trayectoria aérea o en las maniobras deseadas por el piloto, para lograr el movimiento de estas superficies, se dispone de dos sistemas de mando que son:

Columna central de control: la que se puede adoptar la forma de bastón o volante y tiene cuatro posiciones extremas definidas, hacia adelante y hacia atrás y hacia la izquierda.

### **Sistema de un par de pedales.**

Fuerzas y momentos que actúan en los diferentes movimientos sobre los ejes (Mecanismos de mando).

Tanto los elevadores como los alerones están conectados al bastón o volante y al accionarse, los movimientos de respuesta son los siguientes:

En el eje longitudinal, al moverse el bastón o volante hacia la derecha, se da un movimiento giratorio hacia la derecha y el avión se inclina a la derecha girando sobre el eje longitudinal, lo movimientos contrarios se obtienen si el bastón se acciona hacia la izquierda.

Para producir este efecto se debe ejercer una fuerza sobre el ala para hacerla girar en cualquier dirección, según su movimiento, así como en el ejemplo anterior, el alerón derecho sube, ejerce una fuerza hacia abajo por el efecto del flujo sobre la superficie, como los movimientos de los alerones son contrarios, la izquierda baja, ejerce una fuerza hacia arriba, produciéndose así el movimiento.

Para lograr movimientos sobre el eje lateral o transversal, se emplea también el bastón o volante que acciona los elevadores o timón de profundidad; como se muestra en la siguiente figura. [13]

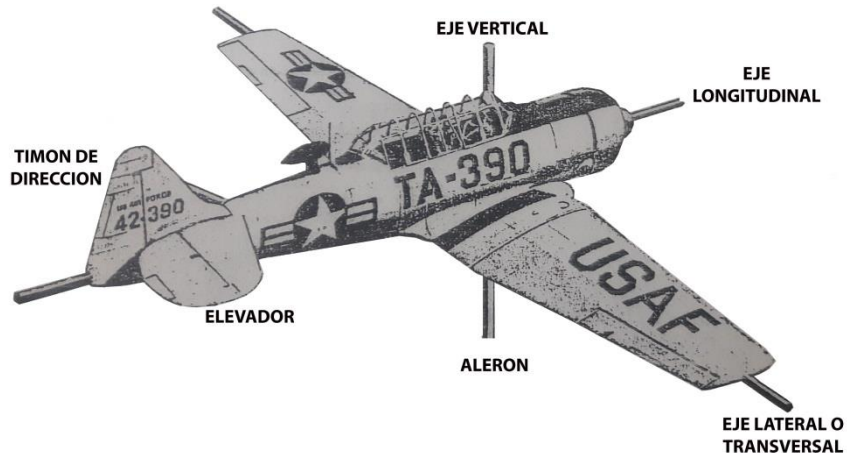


Figura 2.4

Al moverse el bastón hacia adelante (ver figura anterior), por el sistema de transmisión de movimiento, el elevador baja, el efecto del flujo de aire sobre esta superficie ejerce una fuerza que produce un momento que tiende a bajar la nariz del avión, o a subirla, ver figura anterior, cuando lo efectos de la fuerza son contrarios o sea que el elevador sube formando un ángulo de ataque negativo.

Sobre el eje vertical, se produce lo momentos de guiñada 'N', por el efecto de la presión del flujo de aire que actúa sobre el timón de dirección que es accionado por lo pedales; Al accionar el pedal derecho se trasmite su movimiento hasta el timón de dirección, el cual se mueve hacia la derecha presentando una superficie al flujo del aire, el cual ejerce una presión y se obtiene una fuerza que produce un momento de guiñada 'N' tendiente a hacer girar a la aeronave hacia la derecha sobre el eje vertical, si se aplica presión al pedal izquierdo el efecto del momento será contrario al anterior lo mismo que el giro de la nave.

Aquí  $\mu$  es la viscosidad dinámica, que una vez dividida por la densidad del aire, nos da la velocidad cinemática  $v$  y  $c$  representa la cuerda del ala. La dependencia en el ángulo de ataque se representa en la figura 2.3. El aumento del ángulo de ataque hace que aumente  $C_L$  pero progresivamente el flujo se separa de la superficie de sustentación de partida en el borde posterior y esto permite lugar a una zona de turbulencia que hace que el aumento  $C_D$ . Cuando el aeroplano tiene un ángulo en ascenso elevado, el ascenso es alto, pero la resistencia es alta

también. Después de este punto, el comportamiento es más difícil de predecir o simular, pero básicamente el arrastre todavía aumenta pero sin ser seguido por el ascensor que cae. Por lo tanto, la zona segura para un avión es antes del punto de máximo ascenso, para planeador especialmente en el punto donde la tasa de planeo  $C_L$  y  $C_D$  es máxima [14].

Lo que se representa hasta el momento es el caso de un ala de longitud infinita, pero para una ala real se producen vórtices en las puntas de las alas, que inducen un adicional arrastre denomina resistencia inducida. Representa la energía gastada para la producción la estela detrás del ala y de la siguiente manera:

$$C_{D\ ind} = \frac{C_L^2}{e\pi AR} \dots\dots\dots 2.3$$

AR es la relación de aspecto, es decir, la relación entre la envergadura b y la longitud de la cuerda c que también se puede expresar con la superficie alar utilizando  $AR = \frac{b}{c} = \frac{b^2}{(bc)} = \frac{b^2}{S}$ .

La variable e es el factor de eficiencia Oswald que tiene un valor entre 0 y 1, 1 siendo el caso ideal donde la distribución de la carga en el ala es elíptica. En muchos casos, su valor es entre 0,75 y 0,85. Esta resistencia inducida tiene que ser tomado en cuenta especialmente para pequeño aspecto relaciones de avión, ya que se vuelve más importante. Por último, existe el arrastre parasitario procedente de piezas que no provocan la elevación de nuestro vehículo, como el fuselaje o la cola. El final coeficiente de arrastre es, pues, la suma de ellos.

$$C_D = C_{D\ alf} + C_{D\ ind} + C_{D\ par} \dots\dots\dots 2.4$$

## **Paneles Solares.**

Panel solar o panel fotovoltaico es un dispositivo que convierte la energía solar en electricidad mediante el efecto fotovoltaico. Se utiliza mucho en la aplicación espacial porque permite una fuente limpia y larga duración de la energía que requiere casi ningún mantenimiento. Las células solares se componen de varios semiconductores, constituyendo una o más capas. El silicio se utiliza muy a menudo, ya que es el segundo elemento más abundante en la corteza terrestre y por lo tanto de bajo costo. Por esta razón, este material será considerado en futuras explicaciones que también son válidos para otros tipos de semiconductores [15].

Los paneles solares, están compuestos por células solares conectadas en una configuración definida que cubren una superficie dada del ala o potencialmente otras partes del avión como la cola o el fuselaje. Durante el día, dependiendo de la irradiación del sol y la elevación en el cielo, la luz es convertida en energía eléctrica, “LA Conversor” asegura que los paneles solares están trabajando a su máxima potencia en ese punto. Para poder localizar los puntos de donde se consume energía y cuanta energía obtenemos en distintos puntos del tiempo utilizamos un dispositivo que se llama rastreador punto de máxima potencia, que vamos a abreviar MPPT (Por sus siglas en ingles). Este poder obtenido se utiliza en primer lugar para suministrar energía eléctrica al grupo de propulsión y la electrónica de a bordo, y en segundo lugar a cargar la batería con el excedente de energía.

Durante la noche, no hay poder que provenga de los paneles solares, los diversos elementos que consumen energía son suministrados por la batería que tiene que estar energizando hasta la mañana siguiente cuando se inicia un nuevo ciclo. Después de la descripción de este concepto general, nos acercaremos a la teoría de las diferentes partes por separado en las siguientes secciones.

Un panel solar ideal y perfecto debe cubrir todo el espectro y convertir toda esta energía en electricidad por lo cual tendría una eficiencia del 100%. En realidad, dependiendo de los semiconductores utilizados, sólo una parte de este espectro está cubierto. Además de la irradiación directa, también tenemos que considerar la irradiación con algún bloqueo que evita absorber al panel toda la radiación del sol, que es predominante en un día nublado. Irradiación

también depende del albedo, que es una medida de la efectividad de la superficie de la Tierra y el movimiento mismo del avión. [17].

### **Tipos de Celdas solares.**

Existen varios tipos de células fotovoltaicas que se pueden clasificar de acuerdo para el tipo de material, el proceso de fabricación, sustrato, etc. El objetivo aquí es sólo para dar una visión corta y no extensa de los tipos existentes. El tipo de material más utilizado es el silicio, debido a su abundancia, bajo costo y sus propiedades para poder manipular la corriente eléctrica. Se pueden distinguir tres tipos de células solares de silicio de acuerdo para el tipo de cristal [29]:

- *Mono cristalino*, para la cual el material semiconductor es absolutamente puro y utiliza lo que le da un alto nivel de eficiencia, pero a un alto costo.
- *Poli cristalino*, compuesta de estructuras cristalinas de diferentes tamaños. Los procesos de fabricación son más rentables, pero conduce a menos eficiente células solares.
- *Célula amorfa*, o de capa fina, donde una película de silicio se deposita sobre el vidrio u otro material de sustrato, incluso flexible. El espesor de esta capa de es inferior a 1  $\mu\text{m}$ , por lo tanto los costes de producción son muy bajos, pero la eficiencia es pobre también. Sin embargo, otros materiales pueden ser utilizados, así como elementos de los grupos tres a cinco de la tabla periódica de los elementos para producir células solares compuestos. Estos incluyen el arseniuro de galio, indio di seleniuro cobre, cadmio telurio, etc. Estas células son más caros de producir, pero conduce a una mayor la eficiencia. También podemos hablar de las células solares de polímeros hechos de material orgánico y el tinte sensibilizado células solares que son tecnologías muy prometedoras porque son baratos de fabricar. Sin embargo, estas tecnologías sufren de los problemas de eficiencia que aún deben ser resueltos y que no están todavía viables para la industria [18]. La celda superior capta fotones alta energía y pasa el resto a las células a una banda prohibida menor, Esta multiunión células pueden entonces convertir una parte más amplia del espectro solar que lleva a una alta eficiencia que sube al 40% Corriente y Voltaje de la energía solar:

La corriente a la curva de tensión de una célula solar tiene una forma muy característica y puede ser descrito por los modelos matemáticos de un generador fotovoltaico ideal o real de que no se desarrollará aquí. Cuando las pastillas de los paneles no están conectadas, no se produce corriente y el voltaje es igual a  $V_{OC}$ , el voltaje de circuito abierto. Cuando se está en cortocircuito, la tensión es cero, pero la corriente es igual a  $I_{SC}$ . Entre estos dos puntos en los que en ambos casos el poder recuperado es cero, hay un punto de trabajo, llamado el punto de máxima potencia, donde el poder se puede recuperar es el más alto y es igual a  $P_{max} = V_{MPP}I_{MPP}$ . Es precisamente en este punto que las células deben ser utilizadas y la relación entre  $P_{max}$  y la intensidad de la luz representa precisamente la eficiencia de la célula solar. Sin embargo, la curva, y por lo tanto este punto, no es fijo y varía en función de muchos parámetros [18].

La corriente de una celda solar es proporcional a su área y varía casi linealmente con la intensidad de la luz. La tensión varía sólo un poco cuando la intensidad de la luz cambia y es independiente de la superficie de la celda solar, sino que depende del material semiconductor. Para una sola célula de silicio capa,  $V_{MPP}$  es de alrededor de 0.5 V, pero para una celda de arseniuro de galio unión triple, que aumenta hasta 2,27V.

Los valores importantes de  $V_{OC}, I_{SC}, V_{MPP}, I_{MPP}$  se dan en las células solares de hojas de datos en condiciones de espectro estándar, ya sea AM0 o AM1.5, que se presentaron con anterioridad.

La temperatura también afecta a las características de las células solares. Cuando se aumenta, el voltaje disminuye ligeramente, mientras que la corriente aumenta de manera insignificante. A nivel mundial, el poder que una célula solar puede dar es mayor para la temperatura más baja, teniendo en cuenta las mismas condiciones de irradiación (Figura 2.5). Un conjunto de células solares conectadas eléctricamente en paralelo, lo que aumenta la corriente, o en serie, aumentando entonces la tensión, se conoce como un módulo solar o panel solar.

### **Almacenamiento de Energía.**

Cuando la producción de energía no es constante y continua, un buen método de almacenaje de energía es necesario. Podemos enlistar diferentes maneras de almacenar energía:

- *Química*
- *Electroquímica*
- *Eléctricos Mecánico*
- *Térmico*

Estas diferentes tecnologías coexisten debido a que sus características los hacen atractivos para diferentes aplicaciones. Desde el punto de vista del usuario, los principales criterios de selección son la energía y la densidad de potencia, el tiempo de respuesta, el tiempo de vida, la eficiencia y, por supuesto, los costos. En el caso de un avión solar, la densidad de energía gravimétrica en  $Wh / kg$ , también llamado específico de energía, y la potencia de pico son los parámetros más importantes que determinan la elección del método de almacenamiento de energía. La densidad de energía volumétrica, por supuesto, puede también tener una influencia en el tamaño del fuselaje, pero este volumen juega un papel menor en la potencia requerida en comparación con el peso, en pocas palabras las baterías que estaremos utilizando para este proyecto serán las baterías electroquímicas, que son las que más nos convienen para el avión propuesto [19].

### **Baterías Electroquímicas.**

Baterías electroquímicas son dispositivos de almacenamiento de energía, que son capaces de convertir la energía almacenada químicamente en energía eléctrica durante la descarga. Se componen de un cátodo y un ánodo, hecho de dos metales diferentes, que están en contacto con un electrolito. Cuando todos los elementos están en contacto uno con otro, se produce un flujo de electrones. Si el proceso es reversible, para que puedan ser recargadas, se les conoce como las baterías secundarias, en el otro caso son baterías de pilas [20]. En cuanto a un avión solar, será necesario utilizarse baterías recargables.

Varias tecnologías están disponibles y en la actualidad, el litio-ion (iones de litio o de polímero en el que el electrolito es un gel y no un líquido) la tecnología es la mejor en relación con la densidad de energía gravimétrica, en comparación con plomo-ácido, níquel-cadmio (*NiCd*) o

níquel -Metal-hidruro (*NiMH*). El voltaje nominal de una célula de iones de litio es de 3,7 V en comparación con 1.2V para *NiCd* y *NiMH*, su capacidad en Ah depende de su tamaño.

### **Proceso de Carga y Descarga de una batería de iones de litio.**

El proceso de carga de las baterías de iones de litio es bastante simple, pero hay que hacerlo con mucho cuidado, debido a razones de seguridad. Durante una primera fase, una corriente constante carga la batería mientras la tensión aumenta. Una vez que se alcanza 4.2V, la segunda fase comienza durante el cual el voltaje se mantiene constante mientras que la corriente aceptada por la célula disminuye lentamente. Cuando esta corriente está por debajo de 5% de la corriente máxima, la batería está cargada.

### **Rastreador de máximo punto de poder.**

Una celda solar tiene un punto de trabajo sobre su curva tensión-corriente, donde el poder recuperado es máximo. Con el fin de trabajar en ese punto, que se mueve de forma continua debido a las condiciones de irradiación que cambian constantemente, y así conseguir la mayor cantidad de energía, utilizamos lo que se denomina el rastreador de máximo punto de poder (MPPT por sus siglas en inglés). Un MPPT es básicamente convertidor DC / DC con variable y ganancia ajustable entre la entrada y la tensión de salida, la entrada de ser por parte de los paneles solares y la salida por parte de la batería. Contiene la electrónica que monitorea tanto la corriente como la tensión en cada lado, lo que permite una determinación de cómo la ganancia tiene que ser cambiado para asegurar el mejor uso de los paneles solares [21]. Existen diferentes algoritmos para rastrear este punto de máxima potencia. Uno muy conocido que se llama el método "Colina Escalada"; considerando una tensión de batería constante, lo que es válido en un corto plazo, el aumento / disminución de la ganancia de tensión hace que el punto de trabajo, en la curva de potencia de la figura 2.7, se mueven, respectivamente, a la izquierda / derecha. La corriente y el voltaje se miden para calcular la potencia real. Si es superior a la potencia anterior, la dirección del movimiento se mantiene, si no, se cambió de dirección. Una consecuencia es que el punto de trabajo no es nunca en el MPPT, pero oscilante alrededor de él, dando así una potencia media ligeramente por debajo de la potencia máxima. Esta función de seguimiento

opera sólo durante la primera fase de la carga de la batería, cuando la tensión está por debajo del valor máximo destruye las celdas de iones de litio (4,23 V / célula). En la segunda fase, es decir, de voltaje constante, la corriente empieza a disminuir, la potencia tiene que ser reducida por debajo de MPP. Eso significa que el seguimiento se ejecuta todavía, pero con una condición adicional que si el voltaje se acerca al máximo, la dirección se cambia automáticamente, reduciendo la potencia. Como parte de la cadena energética, el MPPT tiene que ser lo más eficiente posible. Por lo tanto, no sólo el diseño de hardware tiene que ser optimizado para minimizar las pérdidas en los diodos, transistores y los inductores, sino también el algoritmo tiene que ser sintonizado para tener una rápida adaptación a las variaciones de irradiación y una buena precisión de seguimiento. Un MPPT bien diseñado debería tener una eficiencia superior al 95%, pero los mejores productos de llegar a 99%. [21]

### **Aluminio:**

Características principales del aluminio:

- Tradicionalmente, el material estructural principal utilizado en la industria aeroespacial.
- Todavía hoy el material más utilizado aviones.
- Probablemente el más versátil y el metal más fácil de trabajar con (formando, mecanizado).
- Ligero:  $\frac{0.10 \text{ libras}}{\text{in}^3}$  en comparación con  $\frac{0.28 \text{ libras}}{\text{in}^3}$  para el acero.
- Excelente relación resistencia-peso.
- Generalmente considerará que tiene buena resistencia a la corrosión.
- Costo moderado.

Principales debilidades:

- Pierde fuerza a altas temperaturas.
- Es muy sensible a la propagación de fracturas.

Hay dos categorías principales de productos de aluminio.

- Fundición de aluminio: fundido se vierte en un molde. Muchas formas complejas pueden ser formadas
- Forjado de aluminio: trabajo mecánico sobre el aluminio. Ejemplo de forjado de aluminio:

El aluminio puro no es muy fuerte, por lo tanto, las aleaciones de Al se utilizan en el diseño de Aeronaves.

El aluminio esta aleado con metales tales como el cobre manganeso, silicio, magnesio y zinc, se añade al aluminio en pequeñas cantidades para mejorar sus propiedades mecánicas [22].

Las aleaciones son fuertes, pero tienen menor resistencia a la corrosión que el aluminio puro.

A medida de transición a lo que más adelante podríamos apreciar como el comienzo de la teoría de la física y estructuración para la construcción de la aeronave me gustaría hacer hincapié en que hay elementos básicos para tener un avión sustentable el cual está conformado por los siguientes elementos: alas, cola, fuselaje, motores, tren de aterrizaje, como diseñadores se debe tener un comprensión del uso, comportamiento y propósito de cada elemento mencionado.

### **Estimación de pesos**

Antes de determinar los cálculos de los pesos, hay que considerar ciertos factores. Primero el peso del avión propulsado por energía solar difiere de otros aviones ya que no tienen combustible que cargar. En casi todos los aviones comerciales el peso del combustible es una variable muy importante a considerar, dado que cuando despegar pesa más porque está lleno el tanque a diferencia de cuando aterriza este se encuentra vacío. Dado que nuestro avión solar depende del panel solar, en nuestras ecuaciones no podemos considerar el tanque vacío en ningún momento. Entonces, el análisis de peso no se puede utilizar las ecuaciones de Roskam [24] o de Raymer [20] como en un avión convencional. Para esta sección usaremos las ecuaciones de Noth [23]; este va más a detalle sobre el peso de modelos así que es más confiable para obtener las estimaciones de los pesos que componen a nuestro vehículo e insertando parámetros relativos que le pertenecen a nuestra aeronave.

### **Masas definidas**

Estas son las ecuaciones de Noth [23] para la predicción de masa, las masas fijas pueden ser calculadas con la ecuación (2.5):

$$m_{fixed} = m_{av} + m_{pld} \dots\dots\dots (2.5)$$

Donde  $m_{fixed}$  = masa fija,  $m_{av}$  = masa total de los componentes electrónicos del avión, y  $m_{pld}$  la carga total que llevara el avión durante el vuelo.

**Masa del fuselaje**

Noth [23] usa análisis estadístico para mostrar como la masa del fuselaje depende del aspect ratio y la envergadura de la aeronave. Así que el escoge constantes para entrar en la ecuación (3.6):

$$m_{af} = K_{af} AR^{x2} b^{x1} \dots\dots\dots (2.6)$$

Donde  $m_{af}$ = es la masa de la envergadura del avión, AR = relación de aspecto, las constantes x1 y x2 estarán iguales como en los modelos de Noth [23], pero para  $K_{af}$ , una constante que es 20% el valor de x1 y x2 de los modelos Noth [23].

**Masa de los paneles solares**

Para sacar una masa acertada de las celdas solares en l aeronave, la celda solar debe ser definida. Noth [23] nos da la ecuación, mostrada (2.7), que relaciona variables de eficiencia sobre el área del panel solar, máxima irradiación y el tiempo de día o de noche, también el total de poder eléctrico disponible.

$$A_{sc} = \frac{\pi}{2n_{sc}n_{crb}n_{mpp}I_{max}n_{wthr}} \left(1 + \frac{T_{night}}{T_{day}} \frac{1}{n_{chrg}n_{dchrg}}\right) P_{electot} \dots\dots\dots (2.7)$$

Usando la ecuación (2.7) la masa del panel solar puede ser definida por la ecuación (2.8):

$$m_{sc} = A_{sc}(K_{sc} + K_{enc}) \dots\dots\dots (2.8)$$

**Masa de las baterías**

Aunque las baterías son una parte esencial para una aeronave solar porque ellas proporcionan la energía para mover el vehículo de noche y almacenar energía, pero tiene la desventaja que adhiere mucho peso a la aeronave. La ecuación (2.9) es usada para calcular el total de la masa que representa las baterías, además que la masa de la batería es directamente proporcional a la energía que necesita almacenar:

$$m_{bat} = \frac{T_{night}}{T_{day}K_{bat}} P_{electot} \dots\dots\dots (2.9)$$

**Masa de los propulsores**

El grupo que proporciona propulsión consistirá de los siguientes componentes: el motor eléctrico, controles eléctricos, transmisiones y hélices. Usando un análisis estadístico de Noth [23], la masa de todo el grupo de propulsión se puede calcular de la siguiente manera usando la ecuación (3.10):

$$m_{prop} = K_{prop}P_{lev} \dots\dots\dots(2.10)$$

**Diseño del fuselaje.**

El entorno por el cual ira navegando la aeronave ira probando la sustentabilidad de la aeronave, por eso nuestra aeronave tiene que ser de poco peso y soportar todas las fuerzas que se le ejerzan durante el vuelo. La aerodinámica de la aeronave es un tema difícil de enfrentar pero

hay formas para llegar a dar con un diseño que pueda soportar nuestros requisitos de vuelo tales como la forma de manejar del piloto, y las maniobras que queramos que haga nuestra aeronave.

Debemos también considerar esta fase muy importante ya es necesario considerar que las vibraciones pueden alterar nuestro nivel de vuelo y que afectan nuestra eficiencia energética al tratar de mantener nuestro avión estable, la energía eléctrica que tengamos debemos aprovecharla al máximo para poder cumplir con los requisitos mínimos que nos hemos propuesto alcanzar.

El diseño de un fuselaje para una aeronave solar es relativamente sencilla por qué no necesita cargar combustible ni pasajeros. Los componentes principales que van dentro del fuselaje serán la carga, el autopiloto, baterías y el motor para las hélices [25]. El tamaño del fuselaje, a comparación con una aeronave similar será usado. Para este análisis de este aeroplano utilizamos el SunSailor [26] y el SkySalior [12] para hacer una comparación de la longitud del fuselaje contra la envergadura, y de estos aeroplanos la relación que se encontró fue la siguiente (2.11):

$$F_L = b^{0.5289} \dots\dots\dots (2.11)$$

**Cola de la Aeronave.**

Para calcular el área de la cola de la aeronave, el área total vertical y horizontal son calculadas de la siguiente manera.

$$S_{VT} = \frac{C_{VT}bS}{L_{VT}} = \dots\dots\dots (2.12)$$

$$S_{HT} = \frac{C_{VT}bS}{L_{HT}} = \dots\dots\dots (2.13)$$

La cola en V no necesita ser medida muy a detalle para que pueda tener las mismas áreas superficiales, para hacer esto, el ángulo de diedro de la cola puede ser determinado usando el método de Raymer [20]:

$$\alpha_{TD} = \arctan\left(\sqrt{\frac{S_{VT}}{S_{HT}}}\right) \dots\dots\dots (2.14)$$

Usando este ángulo, así como el área horizontal calculado anteriormente, el área total por uno de los lados de la cola en V puede ser calculado:

$$S_T = \frac{S_{HT}/2}{\cos(\alpha_{TD})} = \dots\dots\dots (2.15)$$

#### Otros Parámetros la cola del aeronave

Para la configuración inicial, habrá una proporción cónica de 1, no habrá sweep angle para incrementar la posibilidad de instalar paneles solares en la cola de la aeronave.

La cola en V nos da mejor estabilidad que otras configuraciones, y reduce el peso. La cola en T es óptima para integrar paneles solares e incrementar el poder de estas, es pero aumenta significativamente el peso comparación con la cola en T. La cola en T es la más común, y usaremos una parte de la cola para poner paneles solares, aunque nos aumenta un poco el peso, tenemos que considerar que necesitamos capturar toda la energía posible para poder almacenarlo en la pila en caso de que oscurezca el día, o se requiera volar por más tiempo de lo que permite la luz solar.

### **Proporción de conicidad / Taper Ratio**

La proporción de conicidad es definida como la proporción del ala en la punta hasta la raíz de la cuerda del ala.

Raymer [20] indica que para un ala rectangular la proporción de conicidad debe ser cercana .45 para tener una distribución de levantamiento elíptico a través de ala. Para este aeroplano, la proporción de conicidad será de 1, significando que no habrá cambio entre la cuerda con la punta a la raíz. La razón principal por la que esta fue escogida fue la necesidad de tener suficiente área para instalar los paneles solares, para tener suficiente energía para poder emprender vuelo.

### **Ángulo Diedro**

El diedro del ala es principalmente usado para incrementar el efecto diedro del aeroplano. El efecto diedro del aeroplano es un momento de balanceo que resulta en tener un aeroplano con 0 de Ángulo de deslizamiento lateral. Entonces, el diedro es indispensable para la estabilidad del aeroplano. Para este aeroplano, el diedro será tendido a ser de cuerda 0.5 m de la punta de cada lado del ala. Este diedro fue escogido por que es donde serán instalados los alerones. La mayoría de las alas también serán paralelas al suelo. Entonces generando el mayor levantamiento. A los 6 grados será la elección basada a comparación de un avión similar.

### **Incidencia de Ángulo**

La incidencia de Ángulo de un aeroplano es entre la línea de la cuerda del ala y la longitud de eje del fuselaje. Este valor es fijo porque depende de cómo el ala este montada en el fuselaje. Viendo un avión similar, cero o muy poco Ángulo se usara. Así que para este aeroplano, no tendrá este Ángulo.

### **Dispositivo de levantamiento**

Los dispositivos de levantamiento son usados principalmente para el despegue y aterrizaje para controlar el aeroplano y proveer un levantamiento extra para escalar en el aire. Para este aeroplano, solo abra estos dispositivos instalados para el despegue un control de avión.

Para propósitos de esta tesis solo tendremos los flaps instalados en las alas.

### Arrastre polar del aeroplano

El arrastre polar ahora puede ser calculado para este aeroplano en específico. Usando el valor del coeficiente de arrastre de levantamiento cero, el promedio de coeficiente de arrastre del aeroplano, con esto puede usarse la siguiente ecuación:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} \dots\dots\dots (2.16)$$

Asumiendo que el coeficiente de levantamiento es de 1.5 de la sección 3.3, así como un factor de eficiencia de Oswald de 0.9, el total de coeficiente de arrastre del aeroplano puede ser calculado de la siguiente manera:

$$C_D = 0.01 \dots\dots\dots (2.17)$$

Y asumiendo que el coeficiente de levantamiento se mantendrá constante, la razón de levantamiento a arrastre de aeroplano puede ser calculada de la siguiente manera:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \dots\dots\dots (2.18)$$

El modelo de Noth [23] fue usado para calcular el coeficiente de arrastre, y fue determinado para el coeficiente total de arrastre de aeroplano que es 0.0967. Esto nos da una razón de levantamiento arrastre de 15.5. Del análisis, la razón más grande entre el levantamiento y el arrastre ocurre en el Ángulo de ataque de 0.5 grados y es de 17.72. El coeficiente de levantamiento y arrastre para este caso es de 1.0143 y 0.0572 respectivamente.

**Análisis de rendimiento a velocidad crucero:**

Requerimiento de velocidad crucero.

Para calcular el requerimiento para la velocidad crucero, utilizamos la fórmula de Roskam [24] la cual se indica en (2.19).

$$I_P = \left[ \frac{\frac{W}{S}}{\sigma \frac{W}{P}} \right]^{1/3} \dots\dots\dots (2.19)$$

**Rendimiento**

Usando los valores de la carga alar y el poder de carga, el poder requerido y el área alar para la aeronave pueden ser determinados.

$$\frac{W}{P} = .02204 \rightarrow P \dots\dots\dots (2.20)$$

$$\frac{W}{S} = .9715 \rightarrow P \dots\dots\dots (2.21)$$

La envergadura se resolvería de la siguiente manera:

$$AR = \frac{b^2}{S} \rightarrow b = \sqrt{(AR)(S)} \dots\dots\dots (2.22)$$

La nueva cuerda alar ahora puede ser calculada.

$$S = bc \rightarrow c \frac{S}{b} = \dots\dots\dots (2.23)$$

### Stall speed/ entrar en perdida

La entrada en pérdida o stall es un fenómeno aerodinámico que consiste en la disminución más o menos súbita de la fuerza de sustentación que genera la corriente incidente sobre un perfil aerodinámico. La entrada en pérdida se produce generalmente cuando el ángulo de ataque, el que forma la cuerda del perfil alar con el flujo de aire, alcanza un cierto valor límite, que depende en gran medida de la velocidad del aire y del diseño del perfil.

Roskam [24] nos proporciona una ecuación para la entrada en perdida (stall) para un vuelo estable el cual esta mostrado en la siguiente ecuación (2.24):

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} \dots\dots\dots (2.24)$$

Roskam [24] nos da una Gráfica de cómo la velocidad de la aeronave y el índice de poder variable están relacionada entre sí como lo muestra la figura (1), a máxima velocidad crucero de 30 mph resultara en un índice de poder de 0.1714. Este valor es insertado en la ecuación (2.25) para determinar la relación entre la carga alar y el poder de carga. Para la ecuación (2.25) la densidad de aire está definida a 2000 metros de altura la cual es 0.82168.

### Rendimiento

Usando las dos correlaciones definidas en la sección 3.2 y 3.3, la carga alar contra el poder de carga pueden ser determinados y se muestran en la figura 2. En la figura 2 las tres curvas representan varios requerimientos: velocidad crucero, régimen de ascenso y velocidad de despegue. Roskam [24] usa el valor del 70% de la velocidad crucero requerido. El punto de intersección entre las cuales el punto óptimo del diseño y ayudara a determinar el poder requerido y el área alar requerida para esta aeronave. Los puntos de las coordenados son (W/S, W/P)= (0.9715, 0.2204).

Usando los valores de la carga alar y el poder de carga, el poder requerido y el área alar para la aeronave pueden ser determinados.

$$\frac{W}{P} - .02204 \rightarrow P = \frac{W}{.2204} \dots\dots\dots (2.25)$$

$$\frac{W}{S} - .9715 \rightarrow P = \frac{W}{.9715} \dots\dots\dots (2.26)$$

Adaptación al FAR 23 el rango de ascenso.

El régimen de ascenso requerido es de 0.3 m/s. es un poco ambicioso para un aeronave solar, pero es un número que convencionalmente se usa en la aviación. Roskam [24] se refiere a esto con la siguiente ecuación (2.30):

$$RC = \frac{dh}{dt} = 33,000(RCP) \dots\dots\dots (2.27)$$

El parámetro de régimen de ascenso también está definido por Roskam [24] en la ecuación

(2.31):

$$RCP = \frac{n_{plr}}{\frac{W}{P}} - \frac{(\frac{W}{S})^{1/2}}{19(\frac{C_L^2}{C_D})\sigma^{1/2}} \dots\dots\dots (2.28)$$

Una hélice con eficiencia de 50%, y una densidad de aire a 2,000 metros de 0.82168, y una eficiencia de levantamiento de 1.5, y un coeficiente de arrastre de 0.0967 es asumido. El coeficiente de arrastre es definido usando la ecuación (2.32):

$$C_D = C_{D_{aft}} + C_{D_{par}} + C_{D_o} = C_{D_{aft}} + C_{D_{par}} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \dots\dots\dots (2.29)$$

Asumiendo que el factor de eficiencia de Oswald es 0.9, e inicialmente utilizamos parámetros que en el modelo de Noth [23], el coeficiente total de arrastre fue calculado.

Fue determinado una relación entre nuestro peso alar y el poder de levantamiento para encontrar nuestro requerimiento de ascenso.

### Stall speed

Roskam [24] nos proporciona una ecuación para el Stall Speed para un vuelo estable el cual esta mostrado en la siguiente ecuación (2.30):

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} \dots\dots\dots (2.30)$$

Está claro que la altitud crucero es de 2,000 m de altura el cual corresponde a una densidad de aire de  $1.0066 \frac{Kg}{m^3}$ . Otras variables que necesitamos son el área alar, coeficiente máximo levantamiento, y la masa total del aeronave. Y estos valores se mencionaron anteriormente,  $2.11m^2$ ,  $1.5 u 10 Kg$ , respectivamente. Entonces la Stall Speed puede ser determinada así:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} \dots\dots\dots (2.31)$$

### Estimación de arrastre polar

Arrastre del aeroplano con cero levamientos.

El arrastre de elevación cero de un aeroplano se puede calcular en base a los métodos de Roskam [24] II. El total del área mojada puede ser calculada usando la ecuación (2.32), la cual simplifica las ecuaciones de Roskam [24]:

$$S_{wet,w} = 2S_{wing} \left[ 1 + 0.25 \left( \frac{t}{c} \right)_r \right] \dots \dots \dots (2.32)$$

El área del fuselaje mojado puede ser calculada usando la ecuación (2.33):

$$S_{wet,f} = \pi D_f l_f \left( 0.5 + 0.135 \frac{l_n}{i_f} \right)^{2/3} \left( 1.015 + \frac{0.3}{L_f^{1.5}} \right) \dots \dots \dots (2.33)$$

Siendo que no hay slats, y otras cosas que se necesite considerar, el total del área mojada de avión puede ser determinado:

$$S_{wet,tot} = S_{wet,w} + S_{wet,e} + S_{wet,f}$$

Para calcular el equivalente parasito del área, el método Roskam [24] será usado. Usando el coeficiente de ficción de piel más alta de 0.01 de Roskam [24], el área parasito equivalente calculado es de  $0.731 ft^2$ . el coeficiente arrastre de levantamiento cero ahora puede ser determinado usando esta ecuación (3.34):

$$C_{Do} = \frac{f}{S_{wet,tot}} \dots\dots\dots (2.34)$$

Usando el valor para el área parasito y el área mojada, el coeficiente de levantamiento cero es 0.01.

### Determinación de la energía disponible

Para esta aeronave, asumimos que tiene un vuelo normal sin turbulencia, entonces, el empuje que la aeronave genera es igual al total de la fuerza de arrastre. También el total de fuerza de levantamiento será igual al total del peso. Esto se muestra en las ecuaciones (2.35) y (2.36):

$$mg = C_l \frac{\rho}{2} S V^2 \dots\dots\dots (2.35)$$

$$T = C_D \frac{\rho}{2} S V^2 \dots\dots\dots (2.36)$$

Después de resolver la velocidad en la ecuación (2.40) y tomando en consideración que la energía adquirida requerida para un vuelo estable es multiplicado por la velocidad entonces podemos usar la ecuación (2.40) para calcular la energía requerida para un vuelo estable:

$$P_{lev} = T v = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2ARg^3}{\rho}} \frac{m^{3/2}}{b} \dots\dots\dots (2.37)$$

Para calcular la energía eléctrica requerida diariamente que la aeronave necesita para un vuelo estable, para el cual se utiliza la ecuación (2.41):

Para obtener la energía eléctrica requerida diariamente  $P_{electot}$  tienen que considerarse las eficiencias de motor, controles electrónicos, caja de cambios y las hélices, así mismo el consumo

de la aviónica  $P_{av}$  y la carga de los instrumentos  $P_{pld}$ , si el voltaje de estos dos último elemento tiene que ser reducido entontes la eficiencia del *step-down* también llamado en este caso BEC, que tiene que ser reducido y finalmente nos lleva al poder total.

$$P_{electot} = \frac{1}{n_{ctrl}n_{mot}n_{grb}n_{plr}} P_{lev} + \frac{1}{n_{bec}} (P_{av} + P_{pld}) \dots \dots \dots (2.38)$$

El calcula para el consumo diario usa el total del poder de consumo (ecuación 2.35) y toma en cuenta la eficiencia de carga y descarga de la batería para el periodo de la noche, como se muestra en la ecuación (3.44):

$$E_{elec\ tot} = P_{elect\ tot} \left( T_{day} + \frac{T_{night}}{n_{chrg}n_{dchrg}} \right) \dots \dots \dots (2.39)$$

**Rastreador del máximo punto de poder**

El rastreador del máximo punto de poder, es un dispositivo que te dice cuál es el la mayor cantidad de energía de las baterías. Este dispositivo rastrea el valor pico de energía que es absorbida por los paneles solares, transfiere esa cantidad a las baterías al almacén y a la hélice de la aeronave. La masa del rastreador del máximo del punto de poder puede ser encontrada con la ecuación (3.40):

$$m_{mppt} = K_{mppt} I_{max} n_{sc} n_{cbr} n_{mppt} A_{sc} \dots \dots \dots (2.40)$$

Análisis de control y estabilidad

### Estabilidad estática longitudinal

La estabilidad estática longitudinal estará basada en los métodos de Roskam [24] de las partes III, V y VI. Para encontrar el área del estabilizador ideal para cierto margen estático,

$$W_h = \frac{3.184(W_{TO})^{.887}(S_h)^{0.101}(A_h)^{0.138}}{57.5(t_{r_h})^{.223}} \dots\dots\dots(2.41)$$

El área del estabilizador horizontal es la variable independiente en (2.48), así que la relación entre el área de estabilizador horizontal y el peso son determinados. La relación entre la localización del centro de gravedad por unidad de la longitud de la cuerda y el área del estabilizador horizontal pueden ser determinados.

Para calcular la localización aerodinámica de centro por unidad de cuerda, el método mostrado en Roskam [24] parte III serán usados para determinar la relación entre el área del estabilizador horizontal y el centro aerodinámico. Estos se muestran en (2.49) y (2.50):

$$\bar{X}_{ac_A} = \frac{\bar{X}_{ac_f} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_h}{\partial \alpha}\right) \left(\frac{S_h}{S}\right) \bar{X}_{ac_A}}{\frac{C_{L_{\alpha wf}}}{F}} \dots\dots\dots(2.42)$$

$$F = 1 + \frac{C_{L_{\alpha wf}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_h}{\partial \alpha}\right) \left(\frac{S_h}{S}\right)}{C_{L_{\alpha wf}}} \dots\dots\dots(2.43)$$

La curva de levantamiento del fuselaje del ala puede ser resuelta con (2.44):

$$C_{L_{\alpha wf}} = k_{wf} C_{L_{\alpha wf}} \dots\dots\dots(2.44)$$

El coeficiente del fuselaje del ala es determinado por un método empírico usando la envergadura y el diámetro equivalente del fuselaje como se muestra en (2.45):

$$C_{L_{\alpha wf}} = \frac{2\pi A}{2 + \left[ \left( \frac{A^2 \beta^2}{k^2} \right) + 4 \right]^{1/2}} \dots \dots \dots (2.45)$$

Para encontrar la constante Mach, (2.45) es usado con la velocidad máxima crucero convertida en el número Mach:

$$\beta = (1 - M^2)^{1/2} \dots \dots \dots (2.45)$$

Para calcular la variable Mach, se usa la ecuación (2.46):

$$k = \frac{(C_{l\alpha})M}{\frac{2\pi}{\beta}} \dots \dots \dots (2.46)$$

Para calcular la pendiente de la curva de elevación reemplace los valores aplicados al estabilizador horizontal con es aspect ratio y la pendiente de la curva de elevación. Para calcular el gradiente descendiente en la cola, lo métodos de Roskam [24] son usados para esta aeronave, como lo muestra a continuación (2.47):

$$\frac{\partial \varepsilon_h}{\partial \alpha} = 4.44(K_A K_h)^{1.19} \dots\dots\dots(2.47)$$

El coeficiente del aspect ratio que es requerido en la ecuación (2.47) puede encontrarse en la ecuación (2.48):

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1-A^{1.7}} \dots\dots\dots(2.48)$$

El coeficiente del estabilizador horizontal, usando la geometría de Roskam [24], puede encontrarse usando (2.49):

$$K_h = \frac{1 - \frac{h_h}{B}}{\left(\frac{2L_h}{b}\right)^{1/3}} \dots\dots\dots(2.49)$$

**Estabilidad estática direccional**

Una relación entre momento yaw side-slip y las áreas del estabilizador horizontal se determina de la siguiente manera (2.50):

$$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta wf}} + C_{L_{ow}} \left(\frac{S_v}{S}\right) \left(\frac{X_v}{b}\right) \dots\dots\dots(2.50)$$

Siendo que el coeficiente del yaw side-slip se asume que es 0 un alto ángulo de ataque, esta afirmación que el coeficiente del fuselaje de ala del yaw side-slip es igual al el coeficiente del fuselaje del yaw side-slip que es definida en:

$$C_{n_{Bf}} = 57.3K_N \left( \frac{S_{fs} l_f}{S_b} \right) \dots \dots \dots (2.51)$$

Roskam [24] Usa 0.0015 como valor de  $K_N$  y ese valor será usado para este análisis. También, siendo que la configuración de la cola esta en T, pendiente de la curva de elevación vertical fue calculada anteriormente. Cuando el coeficiente momento yaw side-slip es igual a 0.001, el área del estabilizador vertical recomendada es de  $2.92 ft^2$  o  $0.27 m^2$ . El área de estatizado vertical fue determinada para ser 0.1536, el cual es la mitad de área recomendado para la estabilidad y análisis de control.

### Las Hélices

La hélice es un dispositivo que consiste en un conjunto de dos o más trenzados, cuchillas en forma de la superficie de sustentación montadas alrededor de un eje y hiladas para proporcionar propulsión a vehículo a través de un fluido. Se acelera partículas de aire de entrada, creando una fuerza de reacción llamada empuje. Si consideramos un tubo de corriente alrededor de ella, como la masa de aire que pasa a través del tubo de corriente debe ser constante, el aumento de la velocidad conduce a una contracción del tubo de corriente que pasa a través del disco de la hélice, descuidando compresibilidad. Con el fin de comprender mejor cómo funciona, se presentara la Teoría elemento de pala (BET por sus siglas en ingles), que da una idea básica en el funcionamiento del rotor, así como otras características. Esta teoría supone que la hoja está compuesta por numerosas tiras conectadas de punta a punta. La sustentación y resistencia se estiman en la tira utilizando las características aerodinámicas que se mostraran más adelante. Además, las características de flujo locales se contabilizan en términos de velocidad de ascenso, la velocidad de entrada, y la velocidad angular. La sección de sustentación y resistencia pueden ser calculados y se integran en el lapso de la cuchilla. La eficiencia de la hélice PLR, Se define como la relación entre el empuje de la hélice T por la velocidad de la hélice axial v y el momento de resistencia  $M_{plr}$  por la velocidad de rotación w.

$$n_{plr} = \frac{Tv}{M_{plr}\omega}$$

Dependiendo de qué tan largo sea el fuselaje, el tamaño de la hélice puede variar. Entre más grande sea el diámetro de la hélice, es más eficiente. Una de las limitaciones que tenemos que Raymer [12] nos indica es la velocidad de la punta o velocidad periférica, la cual es la suma de la velocidad rotaciones y la velocidad de avión como se muestra en la siguiente ecuación (1.1) y (1.2).

$$(V_{tip})_{static} = \frac{\pi nd}{60} \dots\dots\dots(2.52)$$

$$(V_{tip})_{helical} = \sqrt{V_{tip}^2 + V^2} \dots\dots\dots(2.53)$$

Para determinar el diámetro de la hélice Roskam [24] usa información de otro avión y la ecuación (2.54) determina el diámetro de la hélice ideal basado en el poder máximo del motor y el número de cuchillas de la hélice, y la carga de energía por cuchilla.

$$D_p = \left( \frac{4P_{max}}{\pi n_p P_{bl}} \right) \dots\dots\dots(2.54)$$

**Control de vuelo**

Básicamente el control de vuelo es el cerebro de nuestro avión, mide el comportamiento del avión con una variedad de sensores, cientos de veces por segundo, y luego maneja el micro ajustes que son necesarios para cada parte del avión para mantenerlo en vuelo, es algo así como nuestro cerebro al caminar por la calle, mantiene estable nuestro cuerpo al caminar sin que nosotros lo tengamos en mente, censa sonidos, la temperatura, el tacto y lo objetos que debemos ignorar, así trabaja el control de vuelo. Así cuando el operador le dice al avión que debe ir a cierta velocidad el control de vuelo hace todos los ajustes para que la orden que el operador dijo sea posible sin un esfuerzo extra de alguien más.

Existen varias unidades de control de vuelo, algunas más caras que otras y algunas con de código abierto y otros no, por ejemplo uno popular y es el que llevaría el avión de esta tesis será el APM (ArdupilotMega), Open pilot’s CC3D, Sparky y el multiWii. Estos proyectos tienen algo en común, cualquiera puede bajar los archivos construidos del internet y el software necesario para construir el propio. En caso de que alguien se interesara más en este tema puede ir a las

comunidades de aeromodelismo y aprender más. Los controles de vuelos cerrados vienen en muchos tipos de variedades, algunos de los proyectos más populares son el Wookong, y NAZA de DJI, al igual que Super-X y Mini-X por X-Aircraft.

El corazón del control de vuelo es la unidad de medición inercial (IMU-por sus siglas en ingles), este contiene sensores para ayudar al control de vuelo a monitorear la actividad del avion, los mas típicos con los acelerómetros, giroscopio y el barómetro. Estos ayudan a medir la aceleración y el rango de rotación del avión y la presión atmosférica. Sensores adicionales pueden ser adheridos aparte de los del IMU para hacer más avanzado nuestro avión, los cuales pueden ser GPS o un magnetómetro, sensores ópticos y controles de velocidad.

## GPS

Un artefacto ayuda claramente pintar una raya de lo que es un avión convencional y un avión no tripulado: el GPS. La adición de esta tecnología de navegación por satélite nos permite tener un nivel de control que simplemente no había previamente a la invención de este. El GPS nos permite en general diseñar más modos de vuelo para propósitos específicos.

Hay diferentes tipos de modalidades de vuelo que nos permite el avión con un GPS a bordo:

### **Crucero (Posición y altitud):**

Probablemente la modalidad más usada de los GPS, el vuelo crucero lo que hace es mantener un artefacto en vuelo constante en el caso de los de ala fija, en caso de un vehículo de ala rotatoria entonces lo dejaría en un solo punto en el espacio. Tiene la ventaja esta modalidad que si por alguna razón el avión pierde su ruta, altura o posición, el GPS le dará las instrucciones al cerebro del avión para corregir, otra de las ventajas igual es que como sabe el avión donde está, con mucha facilidad podría regresar a su punto de partida en el caso del GPS que se usa en esta tesis (GPS de 3D robotics) tenemos una localización más menos de 2 metros cuando se configura correctamente, la altitud tienen un rango de variación de entre 2 o 3 metros, y además que puede adherirse sensores adicionales tales como un barómetro interno.

**Regresa a Base (FailSafe):**

Uno de los mejores modalidades para la seguridad del usuario y los que lo rodean es la capacidad de regresar al origen de vuelo, que es solo posible cuando un GPS es instalado en el vehículo. El GPS localiza la posición del origen de vuelo o la Base y bajo condiciones extremas como falta de batería o algún daño el avión tiene la capacidad de encontrar su camino de regreso aunque no se le haya comandado siendo que en el aire es muy improbable detectar los daños al avión. Pero esta es una opción que se puede tomar o no, aunque es muy recomendable porque puede pasar que el avión se salga del rango de alcance del control o tenga una pérdida de potencia y así el avión pueda tomar la decisión de regresar con el operador por seguridad. Se debe mencionar que este debe ser una ruta de emergencia, siempre debemos verificar nuestro avión que este completamente cargado de combustible, este en perfectas condiciones y además no volar a distancias que no podamos estar seguros que podamos controlar como por ejemplo la distancia que nuestros ojos alcancen a apreciar.

**Navegación por camino de puntos:**

Una manera un poco más avanzada de operar con un GPS es la navegación autónoma programada por puntos localizados, existe para el GPS programas que le dan instrucciones al avión para volar sin control, dándole lo que podemos llamarle una misión al avión, se traza en la computadora la ruta que el avión debe de seguir y se carga en la memoria, y cuando el avión está en el aire con ayuda del GPS hace que el avión pueda seguir el mapa de instrucciones dadas por el operador.

**Modo de Vuelo “Sígueme”:**

Esta modalidad es nueva en el mundo de aeromodelismo que es la forma “sígueme”, este modo permite al operador usar una señal en tiempo real al avión para que mientras el operador se mueva, el avión se mueva junto con él, por lo regular se tiene que bajar un aplicación en el celular que puede comunicarse con el GPS y así esta modalidad se vuelve posible.

## **COMPÁS**

Mientras el CPS permite que nuestro avión vuele a alturas más elevadas en autonomía, el compás permite al avión saber hacia dónde se dirige y de qué lado está posicionado, normalmente vienen junto con el GPS siendo que se complementan. En otras palabras hace que nuestro avión sepa las direcciones cardinales. Indica el cambio de dirección y cualquier cosa que cambie el giro del avión.

¿Es realmente un compás? Para muchos de nosotros un compás es el artefacto que llevamos al bosque con la aguja imantada que nos dice para donde vamos, aquí el compás está conectado al APM y tiene un sensor llamado magnetómetro que hace que el la función de compas sea posible. Y al igual que cualquier compás normal el magnetómetro mide los campos magnéticos de sus alrededores inmediatos y con esa información puede determinar la dirección a la que está encarando. Si lees libros sobre drones y aviones se puede ver que el término de compas y magnetómetro es intercambiable y eso se hace dependiendo de autor.

## **Monitoreo de la Batería**

Una parte pequeña pero es muy importante es un accesorio para el monitoreo de la batería en algunos círculos de aficionados lo llaman el módulo de poder, con el APM puedes adherir sensores para saber cuánta batería te queda y considero que es uno de los factores más importantes a la hora de monitorear el vuelo. La teoría sobre este sensor es simple, poner un circuito que te diga el estado de la batería principal y te ayuda a coleccionar el voltaje y amperaje y le informa el estado a el APM y de ahí con la programación del avión podemos darle ordenes al avión de regresar a base si es necesario.

## **Telemetría y Radio.**

La telemetría soma una serie de mediciones del avión y las manda hacia la computadora donde puede ser desplegada en la computadora, esta información es la que ayuda hacer posible un vuelo controlado y autónomo.

## Capitulo III

### Metodología.



Figura 3.1

Fuente: Página oficial, <http://www.lego.com>

El objetivo principal es mostrar el diseño de un avión no tripulado energizado por paneles solares, que sea capaz de cargar 3 Kg de peso para cargar equipo extra y que vuelo sea continuo por 6 horas. Y explicar el funcionamiento de mismo.

La carga de este equipo consiste en una cámara de alta definición para poder grabar el perímetro. El equipo primordial es:

- Cámaras infrarrojas, para que el avión pueda detectar objetos en la oscuridad.
- Cámara Go-pro® para capturar imágenes normales en alta definición.

Usando la envergadura que ha sido calculada, el fuselaje para este aeroplano será de 2.4 metros.

Habrán dos secciones principales en el diseño del fuselaje. Uno incluirá carga, la electrónica y el equipo de propulsión. Esta sección será cilíndrica para facilitar tu construcción. Esta sección abarcará desde la punta de enfrente hasta el centro del aeroplano, el cual será de 1.2 m. el diámetro de esta sección fue escogida por Raymer [20] para tener un máximo de 0.4m para minimizar el arrastre. Otra sección del fuselaje del aeroplano será de un diámetro pequeño de aluminio para su fabricación sencilla y ahorrar peso en el diseño. El Diámetro de esta sección será de 0.025 m.

Selección del sistema de propulsión:

**Selección del tipo de sistema de propulsión:**

El tipo de sistema de propulsión será eléctrico con celdas solares las cuales energizarán los motores y los demás sistemas de aviónica.

Selección de número de motores:

Tendrá una sola hélice en la punta de enfrente del fuselaje y las alas. La mayoría de los aviones solares están equipados con un solo motor con hélice por que el aeroplano es suficientemente ligero para ser propulsado por una sola hélice, además el seleccionar un solo

motor grande nos da ventaja de peso sobre dos motores más pequeños que pudieran ejercer el mismo empuje, y de la misma manera nos da la ventaja de que la electrónica y el control de un solo motor es más sencillo que dos.

Se necesita un mínimo de empuje para despegar. Un avión grande, tal como el solar impulse necesita múltiples motores para despegar debido a su peso, pero en este caso el avión será ligero y solo se necesitara uno.

### **Configuración del ala**

La selección del ala es vital para este aeroplano, porque no solo debe tener buena aerodinámica, sino también debe ser perfecto para portar los paneles solares que irán en la parte superior del ala

Pondremos una ala derecha en recto para su diseño sencillo y para proveer claridad al despegar y aterrizar. Un ala alta se escogerá para que tengamos un giro limpio y estabilidad lateral, el cual es necesario siendo que será mínimo el dispositivo que se dedicaran a la estabilidad para este tipo de vehículos.

La geometría del ala tiene que tener un barrido insignificante por que el aeroplano operara a velocidades bajas. El barrido también incrementara el peso y reducirá el área disponible para poner las celdas solares, ambos disminuirían la capacidad de vuelo de aeroplano. Un perfil alar inicial será el NACA 4412. Este perfil ala tiene 12.14% de grosor máximo contra el largo de la cuerda y un 20% en el borde de ataque.

El perfil alar NACA 4412 fue escogido inicialmente por que la configuración tiene buena aerodinámica que es importante cualquier avión. La característica primaria más importante de este perfil alar es que tiene un número de Reynolds bajo, el cual nos ayudara a tener más estabilidad y sustentación al despegar y durante el vuelo. Siendo que nuestro aeroplano solar volara a bajas velocidades, un número bajo de Reynolds será generado durante el vuelo, así que este perfil alar tiene las características ideales para un vuelo a baja velocidad.

El aeroplano no tendrá curvas aerodinámicas ni geométricas porque necesita tener un área amplia para poner los paneles solares, el perfil alar ideal no tendría curvar en él. Cabe la posibilidad que el aeroplano tendrá un ligero Ángulo de diedro y en respecto a los winglets, estos no se podrán

poner, aunque son buenos para generar vórtices y ayudar a la sustentación del aeroplano, los mismo por su misma altura podría hacer sombra a parte de los paneles solares disminuyendo la energía que proporcionaría a la batería y al sistema en general.

Después de la comparación de un aeroplano similar, el largo de la cuerda puede ser asumida para ser 60% de la cuerda de ala. Usando esta suposición, el largo de la cuerda es calculada para ser 0.2418 m. usando el ángulo de diedro de la cola, la envergadura total de la cola en V es de 1.856 m. Usando este valor, y sabiendo que la longitud de la cuerda es de 0.2418 m, puede ser calculado la relación de aspecto de la cola que es 7.68.

### **Ala, sistema de levantamiento y diseño de control**

Diseño de la forma del ala

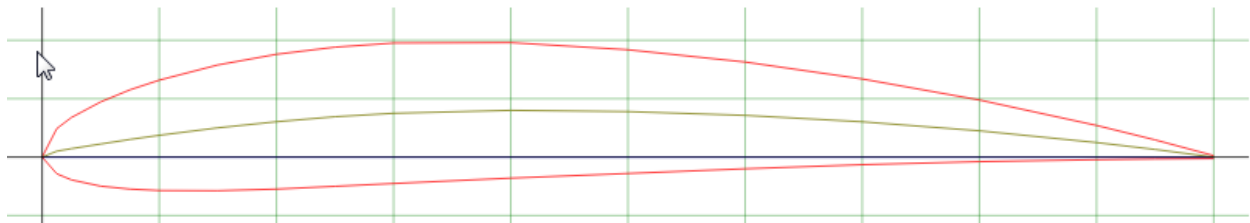


Figura 3.2

### **Perfil NACA 4412**

Partiendo del análisis de poder, el área del ala fue determinado para ser  $2.11m^2$ , y la relación de aspecto fue determinado a 13. A través de esta sección, el Taper ratio, el ángulo diedro, Angulo de barrido, y twint angle para nuestra ala serán definidos y calculados. También, cualquier dispositivo de levantamiento y control de superficie que será usado en el ala será discutido.

Para nuestros pesos estimados, hemos definido la envergadura y la relación de aspecto en base a los parámetros de aviones similares.

Los parámetros que se ven en la tabla 1 a continuación son los parámetros críticos que se necesitaran para este aeroplano.

Para nuestros pesos estimados, hemos definido la envergadura y la relación de aspecto en base a los parámetros de aviones similares y estos son los siguientes:

Envergadura = 2.4 m

Relación de aspecto= 13

Siendo que esto solo son estimados, estos valores no se puede usar hasta el análisis de rendimiento se haga completamente. Los parámetros que se ven en la tabla 3.1 a continuación son los parámetros que se necesitaran para este aeroplano.

Tabla 3.1: Parámetros críticos para el aeroplano.	
Relación de aspecto	13
Velocidad máxima crucero	13.5 m/s (30 mph)
Altitud crucero	2,000 m
Rango de ascenso	1 ft/s (0.3 m/s)
Peso	98.1 N (22lb)

Tabla 3.1

El total de la masa, relación de aspecto, y el área alar para el diseño propuesto son mostradas en la tabla 3.2. Las características de diseño son muy parecidas a las del Sunrise I y Sunrise II.

Tabla 3.2	
Masa total	9.65 Kg
Envergadura	2.4m
Relación de aspecto	13
Área alar	3.77 m <sup>2</sup>
Peso = W = mg	94.67 N
Carga alar = W/S	25.11N/m <sup>2</sup>

Tabla 3.2

Un celda solar AzurSpace's S32 fue escogida para este avión porque tiene peso bajo y relativamente alta eficiencia. Y es flexible para nuestros propósitos y puede conectarse con otros componentes del aeroplano. La configuración de paneles solares es de 36 celdas solares conectadas en serie dos veces, dando un total 72 veces. El monto total de paneles solares que pueden ser construidos es 11 en el área del panel y en el ala solo se pueden poner 840 celdas solares. Con 11 paneles solares, habrá 5 en cada ala y uno en el centro del avión.

Para transferir la energía de los paneles solares a las baterías, un MPPT se usara. Hay diferentes configuraciones para los MPPT. Para los negocios o casas, este dispositivo puede ser fácilmente comprado en muchas tiendas o cualquier lugar donde vendan artículos solares, aun así estos aparatos no son ideales en cuestiones de peso. Para omitir eso se puede usaremos un micro controlador para no usar este dispositivo, en este caso será un Arduino. Para este Aeronave usaremos el modelo de Noth [23] y tomaremos en cuenta el peso de un MPPT.

### **Análisis de entrega de potencia eléctrica**

El poder disponible definido en la sección anterior fue determinado para ser aproximadamente 100 W. esto no considera la eficiente de las hélices o del motor que usaremos. Como un estimado inicial, la eficiencia de las hélices y el motor será de 80% y 85% respectivamente. Entonces, la cantidad total de poder requerido se resolverá por:

$$P = \frac{100.06 W}{(0.5)(0.85)} = 253.4 W$$

El panel solar debe conocerse antes de conocer el poder que saldrá de él. Para este aeroplano, se usara el AzurSpace 32, se usara por su bajo peso y alta eficiencia. Noth [23] usa una configuración de 36 paneles solares conectados en doble serie, y se encontró que el poder total de salida era aproximadamente de 30 W. usando esta configuración el poder de salida es aproximadamente 0.42 watts por panel solar. Sabiendo las dimensiones del panel solar que es

31.9 mm por 74 mm, el máximo número de celdas solares instaladas se puede calcular de la siguiente manera:

$$c = 0.403 \text{ m} \rightarrow y$$

$$b = 5.24 \text{ m} \rightarrow x$$

Entonces, el total de celdas solares que se pueden instalar en un ala son 840. El poder se de salida por cada celda solar puede ser calculado de la siguiente manera:

$$P = (840sc) \left( \frac{0.42W}{sc} \right)$$

De este análisis, está claro que la aeronave tiene suficiente poder disponible de las celdas solares para hacer todo lo propuesto. Esto sin considerar la curvatura del ala, así como las condiciones del clima. Este supuesto de que el total del ala estará cubierto de paneles solares no es válido ya que tienen que tener espacio para los controles de movimiento ahí debe estar libre para movimiento de superficies

Componente	Peso en Kg
Baterías	2.18
Paneles solares	0.6
MPPT	.1
Moto controladores	0.026
Motores	0.45
Hélices	0.036
Servos	0.19
Tarjetas de microcontroladores	0.04

Tabla 3.3

## **Gente requerida**

Esta misión requiere al menos dos operadores para que el UAV pueda efectuar su misión. Uno para prepararlo para el despegue y de ser necesario ajustarlo y otro para que este piloteando y revisando las cámaras de seguridad.

## **Velocidad crucero**

La velocidad crucero máxima en este aeroplano es de  $50 \frac{Km}{hr}$ , esto se escogió en base a otros aviones de características similares.

## **Altitud crucero**

La altitud máxima para este es de 2 mil metros, aunque es importante notar que un UAV estará en altitudes bajas para captura de video y de análisis de datos.

## **Despegue y aterrizaje**

Se instalara un tren de aterrizaje fijo así que el UAV debe despegar y aterrizar solo., aumentara el peso pero le dará mayor seguridad de aterrizaje.

## **Perfil de vuelo:**

Los detalles de las fases están a continuación:

Fase 1: el AUV despegara a las 6 am y continuara ascendiendo hasta alcanzar vuelo crucero, excepto si el operador indique otra cosa.

Fase 2: minutos después del despegue el UAV debe estar en modo crucero y empezado a tomar información que va adquiriendo con los sensores. 10 horas máximo es lo que debería estar en vuelo, que es lo que dura una jornada laboral de un operador.

Fase 3: después las horas de vuelo el AUV empezara a descender a tierra, no necesita tener las horas completas de vuelo para descender, puede hacer en cualquier momento que el operador lo requiera (solo tomando en cuenta que dura menos así la pila ya que en el despegue es cuando utiliza más energía para levantar todo el peso de avión).

### **Requerimientos críticos de vuelo**

- El peso total no debe exceder los 10 kg
- Debe de durar mínimo 6 horas de vuelo
- Debe tener la capacidad de cargar 3 kg (Max)

### **Selección de las baterías.**

#### Desglose del peso del vehículo aéreo solar

Uno de los componentes más vitales de un avión propulsado por energía solar son las baterías. Las batería son solo deben estar lo más ligeras posibles si no también deben proporcionar suficiente energía para alimentar un motor durante el Vuelo. También se puede medir la duración a través de ellas, ya entre más baterías por ende puede volar por más tiempo. Aunque el peso se convierte en un problema. Para este aeroplano, escogimos baterías de li-On por que dan más poder que otros tipos de baterías, y puede ser conectada al motor con facilidad. La configuración también es importante para propósitos de tamaño y monto de energía necesitada para el aeroplano. La terminología común para este tipo de configuración es 8S6P. Es importante notas que la batería con la mayor densidad de energía es preferible para un aeroplano solar. La batería NCR-18650A produce la mayor densidad de energía y será usado para este aeroplano.

La cola de la aeronave es simplemente un ala horizontal y vertical para mantener nuestra aeronave estable, el tipo dominante y el que estaremos usando en este proyecto será la cola en V, esta se caracteriza por tener una aleta y un timón a comparación de la cola en H que tiene un elevador y un estabilizador. En esta sección se dará a conocer las dimensiones de la cola de la aeronave en más detalle. Se calculará usando el método de Raymer [20] para un aeroplano con el motor montado en la parte posterior del fuselaje. Este sugiere que el brazo de la cola del avión sea del 60% del tamaño total del fuselaje, el tamaño del brazo de la cola del avión está definido

como la distancia de un cuarto de cuerda hasta un cuarto de la cuerda del ala. Usando la distancia del fuselaje, el brazo de la cola puede ser calculado.

$$L_{VT} = L_{HT} = 0.6(2.4m) = 1.44m$$

### Diseño del control longitudinal y direccional

Para una cola en V, vamos a necesitar timón, que comúnmente se conocen como “ruddervator”, en cada lado del ala, Raymer [20] sugiere que la distancia común para este dispositivo usualmente se extiende de fuselaje hasta el 90% de la proporción de la cola. Para un vehículo energizado solarmente, es mejor extender el timón todo hasta la punta, para mejor control. Siendo de la proporción cónica será de 1 en la cola de vehículo, así también será en los timón. Para la longitud de la cuerda de los timones, Raymer [20] sugiere que del 25 al 50% de la cuerda sería suficiente. Así que el 35 % de la cuerda de la cola será escogido. En resumen las medidas quedaron de la siguiente manera en la tabla 3.4.

Tabla 3.4 Diseño del timón ( para una unidad)	
Longitud	0.7527 m
Cuerda	0.0846 m
Superficie de área	0.0637 m <sup>2</sup>

Tabla 3.4

Usando la geometría de ala, el total del área del fuselaje mojado puede ser resulta de la siguiente manera:

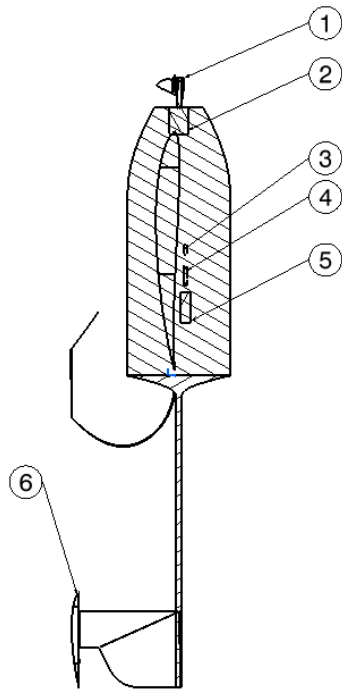
$$S_{wet,f} = 5.010912m^2$$

Sabiendo que el máximo grosor del perfil alar NACA 4412 es de 12.1%, y el total del área alar cubierta es de  $22.712 ft^2$ , el total de área mojada puede ser calculada:

$$S_{wet,w} = 14.26464 m^2$$

Para el la cola de la aeronave, (2.35) será usado pero para las áreas específicas de la cola horizontal y vertical. El total de área de la cola de la aeronave cuando se suma las aéreas verticales y horizontales es de  $1.4883384 m^2$  siendo que el perfil NACA 4412 será usado para el total de la cola, el máximo grosor del perfil es de 8%. El total de la cola mojada puede ser calculado de la siguiente manera:

$$S_{wet,e} = 9.86 ft^2$$



SECTION A-A

Figura 3.3

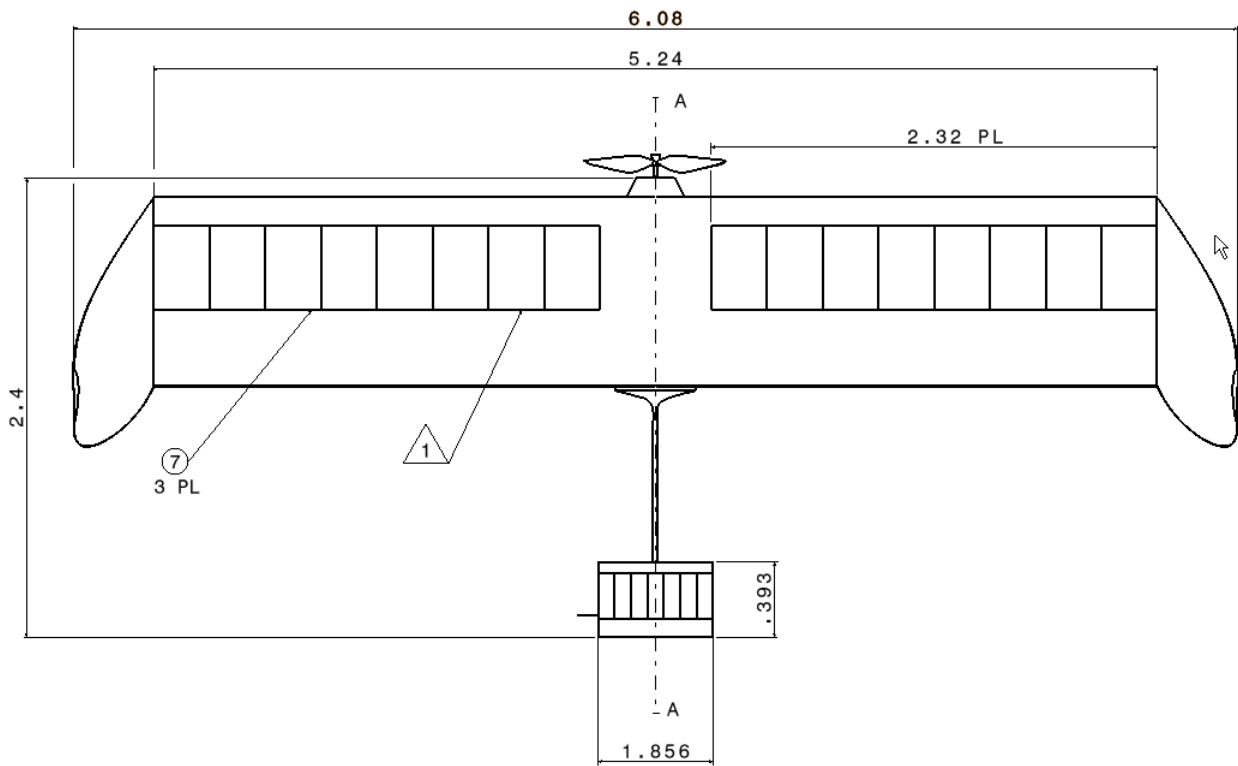


Figura 3.4

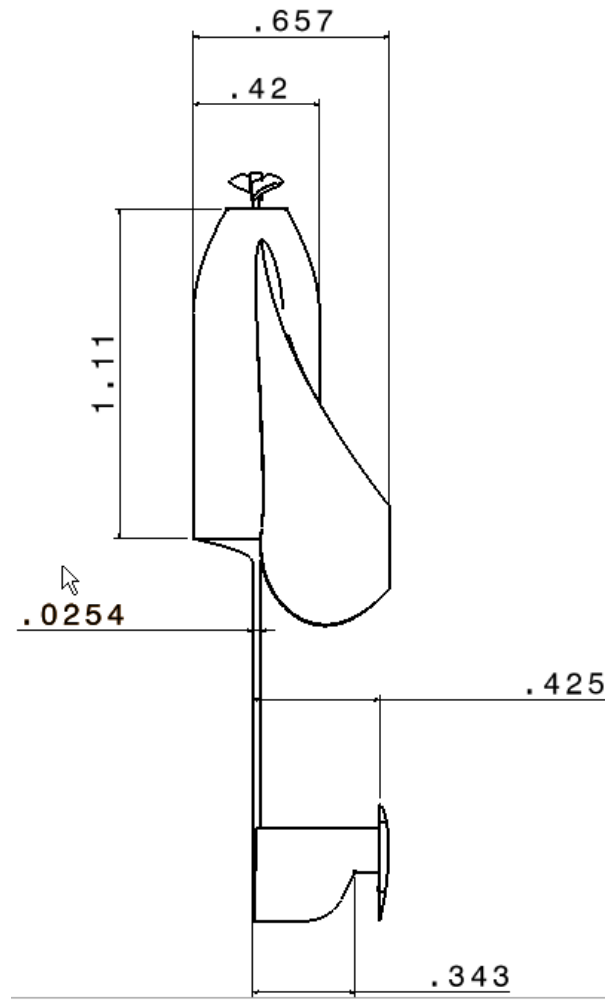


Figura 3.5

## Capitulo IV

### Resultados



Figura 4.1

Fuente: Página oficial, <http://www.lego.com>

Conclusión:

### Problemas ambientales

Los problemas ambientales que se relacionan con este UAV solar son pocos comparados con los aviones comerciales o los modelos de aeronaves que usan combustible fósil. Ahora, si hay ciertos problemas que debemos enfrentar. Primero la batería y otros materiales con los que está compuesto este aeroplano son tóxicos y son dañinos para el ambiente y si en algún caso el avión se estrellara en el océano, las consecuencias serían catastróficas. Si el aeroplano y sus materiales son se tiran a un contenedor propiamente, podría dañar el ambiente. Otro de las cuestiones es que nuestro modelo no emite emisiones a la atmósfera, lo cual indica que no es necesario el uso de gasolina u otros combustibles fósiles, ni biocombustibles son usados. Las emisiones del combustible liberan dióxido de carbono en la atmósfera e incrementa los cloro carbonos. Estos son importantes porque esto incrementaría el efecto invernadero, el cual incrementa la temperatura global en la tierra. En 1975 Ramanathan hizo un estudio que mostraba que la superficie global había incrementado su temperatura por 0.5 grados kelvin, por ende habrá grandes cambios en el ambiente global, incluyendo el incremento de la marea gracias al derretimiento del hielo de los polos, cambios en los cultivos y las lluvias. Por lo tanto, es muy importante que las emisiones de dióxido de carbono sean reducidas para mantener nuestro medio ambiente tal y como está.

Estos problemas no eran relevantes hace 25 o 50 años porque mucha gente no estudiaba los efectos ambientales de la era industrial y sus consecuencias, en los últimos 10-15 años, ha habido una gran concentración en reducir las emisiones y reciclar. Con la invención y la popularidad de los vehículos híbridos, se ha reducido grandemente la reducción de emisiones por parte de vehículos motorizados, aunque, estos vehículos no han adquirido suficiente popularidad en el mundo. Y en cuestión de aeroplano específicamente, la idea de un avión de cero emisiones no está aún considerada por que necesita avances significativos en tecnología. Los biocombustibles para los aviones comerciales están ganando popularidad siendo que implica solo una adaptación y no un cambio total de la tecnología de propulsión y las celdas de

hidrógeno están siendo consideradas para el uso aeronáutico, pero ambos están limitados en energía para propulsar al vehículo. La energía solar no solo es libre de emisiones sino que la eficiencia de los paneles solares ha aumentado, y potencialmente se puede tener un avión que vuele lo suficientemente alto para que le pegue los rayos solares y esté circulando por largos períodos de tiempo, como por meses o años, todo propulsado por la energía de los paneles solares.

El incremento de los costos de los combustibles durante los últimos años ha llevado a buscar una alternativa de energía, ya sea biocombustibles, celdas de hidrógeno o celdas solares. Los biocombustibles tienen la ventaja que actualmente se están encontrando más apoyo de la industria aeroespacial y tienen más apoyo financiero que cualquier otra fuente de energía. La otra razón por la que los biocombustibles fueron escogidos dado a que son muy fáciles de imprimirlos en la industria aeronáutica actual, lo cual ahorraría dinero ya que no se tendría que hacer un avión nuevo. Sin embargo, son más caros con el tiempo comparado con el hidrógeno o las celdas solares por que un avión comercial usará millones de litros de combustible en los siguientes 50 años y más. Llegará el punto donde será más barato hacer un nuevo avión propulsado por energía solar que seguir usando los biocombustibles. Por lo tanto no solo es mejor la tecnología solar mejor para el ambiente, pero también es más efectivo en costos en un periodo largo de tiempo cuando lo comparas con un avión comercial que usa combustible.

## Soluciones

La solución ideal es construir un avión comercial, como un Boeing 787, usando tecnología de cero emisiones, con celdas solares. Actualmente la eficiencia de una celda solar es muy baja como para depender un avión de ella, pero con el tiempo se irá incrementando la eficiencia y será factible usar esta tecnología solar para propulsar nuestros aviones que usamos día a día. Con el Solar Impulse, se demostró que un UAV puede volar solamente usando esta tecnología solar, por lo tanto un avión comercial realísticamente puede aplicar esta misma técnica dentro de un par de décadas.

Actualmente hay una necesidad de tener una conciencia ambientalista, y de buscar alternativas para las fuentes de energía que tenemos y en este caso para la aeronáutica. Hay muchas fuentes de energía prometedoras, incluyendo los biocombustibles y celdas de hidrógeno, pero nada será tan

duradero como la energía solar. La aplicación en un pequeño vehículo aéreo no tripulado solar potencialmente podría ser grande, sea para sondear el clima, estudiar desastres naturales o detección de incendios. Los diseños energizados por el sol que se vieron no pesan más de 10 Kg y tiene una envergadura menos a 7 m y sostienen 3 kg de carga, que es suficiente para cualquier misión de vigilancia de bosques. Los avances de la energía solar ha sido tal que realmente se está considerando primero usarlos en los vehículos no tripulados (esto ya es una realidad) y posteriormente para aviones tripulados. Los aviones solares pueden ser una gran parte importante de nuestro futuro puede ser la solución para una sociedad más consciente de la emisiones que se liberan al atmosfera.

Trabajos Futuros:

Construir el Avión para determinar que sea la realidad de sustentabilidad del mismo y medir el rendimiento energético en la práctica.

Simular a través de programas de dinámica de fluidos computacional la aerodinámica de la estructura del avión.

## BIBLIOGRAFIA:

[1] History of Electric Flight

<http://www.iroquois.Free-online.com.uk/hist.htm>

[2] Solar Solitude Official Website <http://personalpages.tds.net/~dbeck/>

[3] From sunrise to solar impulse 34 years of solar powerd flight, Autor: Erns Shoeberl, University of applied sciences, Wuerzburg-Schweinfurt, Germany, Ostiv congress, Agosto de 2008.

[4] Website of MFG-Markdof-Solar Flight of Wolfgang Schaeper

[5] Die kleinsten Solar-Modellflugzeuge der Welt

<http://home.main-rheiner.de/sieghard.dienlin>

[6] NASA, Solar Powered Fact Sheet. "Solar-Power Research and Dryden"

<http://trc.dfrc.nasa.gov/Newsroom/FactSheets/PDF/FS-054-DFRC.pdf>

[7] T. C. Tozer, D. Grace, J. Thompson, and P. Baynham, UAVs and HAPs - Potential Convergence for Military Communications, IEE Colloquium on "Military Satellite Communications", 6th June 2000.

[8] G. Romeo, G. Frulla, HELIPLAT: high altitude very-long endurance solar powered UAV for telecommunication and Earth observation applications, The Aeronautical Journal 108 (2004) 277–293.

[9] QinetiQ's Zephyr UAV achieves flight record

[http://www.qinetiq.com/home/newsroom/news\\_releases\\_homepage/2007/3rd\\_quarter/qinetiq\\_s\\_zephyr\\_uav.html](http://www.qinetiq.com/home/newsroom/news_releases_homepage/2007/3rd_quarter/qinetiq_s_zephyr_uav.html)

- [10] Pegasus Project <http://www.pegasus4europe.com>
- [11] Solar-Impulse Website <http://www.solar-impulse.com>
- [12] Sky-Sailor Website <http://sky-sailor.epfl.ch>
- [13] Aircraft design projects for engineering students, Lloyd Jenkinson, Jim Marchman – british Library Cataloging in Publication data (2003)
- [14] N. Baldock and M. R. Mokhtarzadeh-Dehghan. A Study of SolarPowered, High-Altitude Unmanned Aerial Vehicles. Aircraft Engineering and Aerospace Technology : An International Journal, 78(3):187– 193, 2006.
- [15] S. A. Brandt and F. T. Gilliam. Design Analysis Methodology for SolarPowered Aircraft. Journal of Aircraft, 32(4):703–709, July-August 1995.
- [16] Calculation of solar Insulation, PVCDROM. Available:  
<http://pvcddrom.pveducation.org/index.html>
- [18] A. Noth . Design of a Lightweight & High Efficiency MPPT for SkySailor Airplane. Internal Technical Report, Autonomous Systems Lab, ETH Zürich, Switzerland, Feb 2006.
- [19] V.RAmanathan, (1975). Greenhouse effect Due to Chlorofluorocarbons: climatic implication. Science New series, 190(4209), pp. 50-52.
- [20] D.P. Raymer , Aircraft Design: A Conceptual Approach 2<sup>nd</sup> Ed., AIAA Education Series, 1992.
- [21] Aircraft Design, Queen University beakfast, Ajoy Kumar Kundu. CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS.
- [22] Ciencia de los materiales sexta edicion., Donald R. Askeland, Pradeep P. Fulay, Wendelin J. Wight, CENGAGE Learning, impression en Agosto de 2011
- [23] A Noth , “Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight” Ph.D. dissertation, ETH Zürich, Switzerland

- [24] J. Roskam , Airplane Design Parts I-VIII. Roskam Aviation and Engineering Corporation, Route 4 Box 274, Ottawa, Kansas, 1985-1990.
- [25] T. Markvart and L. Castañer. Practical Handbook of Photovoltaic's : Fundamentals and Applications. Elsevier, Oxford, UK, 2003
- [26] Sunsailor: solar powered UAV, faculty of aerospace Engineering, technion IIT, Haifa, Israel, students project. A. Weider, H. Levy, I. Regev, L. Ankri, T. Goldenberg, Y. Ehrlich, A. Vladimirsky, Z. Yosef, M. Cohen. Supervisor: Mr. S. Tsach, IAI
- [30] P. H. L. Notten. Rechargeable Batteries: Efficient Energy Storage Devices for Wireless Electronics. In S. Mukherjee and et al., editors, AmIware Hardware Technology Drivers of Ambient Intelligence, Philips Research, part 5, pages 315–345. Springer Netherlands, 2006.
- [31] F. Barbir, T. Molter, and D. Luke. Regenerative Fuel Cells for Energy Storage : Efficiency and Weight Trade-offs. In Proc. International Energy Conversion Engineering Conference, AIAA-2003-5937, Portsmouth, VA, Auguste 17-21 2003.
- [32] T. J. Mueller and J. D. Delaurier. Aerodynamics of Small Vehicles. Annual Review of Fluid Mechanics, 35(1):89–111, 2003
- [33] L. M. Nicolai. Fundamentals of Aircraft Design. School of Engineering, University of Dayton, Dayton, Ohio, 1975.
- [34] R. W. Miles, K. M. Hynes, and I. Forbes. Photovoltaic Solar Cells : An Overview of State-of-the-Art Cell Development and Environmental Issues. Progress in Crystal Growth and Characterization of Materials, 51(1-3):1–42, January 2005.
- [35] F. Mitlitsky, N. J. Colella, and B. Myers. Unitized Regenerative Fuel Cells for Solar Rechargeable Aircraft and Zero Emission Vehicles, UCRL-JC-117130. In Proc. of the 1994 Fuel Cell Seminar, San Diego, California, November 1994.

[36] R. W. Miles, K. M. Hynes, and I. Forbes. Photovoltaic Solar Cells : An Overview of State-of-the-Art Cell Development and Environmental Issues. Progress in Crystal Growth and Characterization of Materials, 51(1-3):1–42, January 2005.

[37] <http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/propeller-aerodynamics.html>

[38] <http://www.lockheedmartin.com/us/news/press-releases/2015/october/151020-mstlockheed-martin-parking-catches-sun-power.html>

[39] EL IMPACTO AMBIENTAL DEL TRASPORTE AÉREO Y LAS MEDIDAS PARA MITIGARLO, Gustavo Alonso Rodrigo, Arturo Benito Ruiz de Villa, Universidad Politécnica de Madrid, España

[40] UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS UAVS DESIGN DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT, Reg Austin, WILEY a John and Sons, LTD, publication.

#### Anexo A: Lista de símbolos

Relación de aspecto	$A$
Relación de aspecto	$AR$
Área celular solar	$A_{sc}$
Envergadura	$b$
Constante Mach	$\beta$
Longitud de cuerda	$c$
Coefficiente de arrastre alar	$C_D$
Resistencia aerodinámica de elevación	$C_{D\alpha}$
Coefficiente de levantamiento del ala	$C_L$
Pendiente Curva de elevación de la cola vertical	$C_{L\alpha v}$
Coefficiente de momento lateral	$C_{n\beta}$
Curva de elevación de la cola horizontal	$C_{L\alpha h}$

Pendiente de curva en elevación del ala	$C_{Law}$
Pendiente de curva en elevación de Ala-fuselaje	$C_{Lawf}$
Coefficiente de momento lateral del avión	$C_{n\beta f}$
Coefficiente de Ala-fuselaje en momento de guiñada	$C_{n\beta wf}$
Diámetro de la hélice	$d$
Diámetro equivalente del fuselaje	$d_f$
Diámetro equivalente del fuselaje	$D_f$
Diámetro de la hélice	$D_p$
Factor de eficiencia de Oswald	$e$
Gradiente tendente de la corriente	$\varepsilon_h$
Eficiencia BEC	$n_{bcc}$
eficiencia de la comba	$n_{cbr}$
eficiencia de la descarga de la batería	$n_{dchrg}$
Eficiencia de los controles	$n_{ctrl}$
Eficiencia de la transmisión	$n_{grb}$
Eficiencia del motor	$n_{mot}$
Eficiencia de rastreador de Máximo punto de poder	$n_{mppt}$
Eficiencia de las hélices	$n_{plr}$
Eficiencia solar	$n_{sc}$
Eficiencia climática	$n_{wthr}$
Eficiencia climática	$F_L$
Longitud del fuselaje	$g$
Máxima irradiación solar:	$I_{max}$
Constante de coeficiente de levantamiento	$k$
Constante del fuselaje	$K_{af}$
Densidad de poder las Baterías	$K_{bat}$
Densidad de encapsulación de masa	$K_{enc}$
Rango de poder del rastreador máximo de poder	$K_{mppt}$
Masa del grupo de propulsión	$K_{prop}$
Densidad de paneles solares	$K_{sc}$

Constante de la relación de aspecto	$K_A$
Constante de la horizontal (cola)	$K_h$
Interferencia del factor ala-fuselaje	$K_n$
Constante de Ala-fuselaje	$K_{wf}$
Longitud del fuselaje	$I_r$
Longitud de la nariz	$I_n$
Rango de longitud-diámetro del fuselaje	$\gamma_f$
Masa total del avión	$m$
Masa total del fuselaje	$m_{af}$
Masa total de la aviónica	$m_{av}$
Masa total de las baterías	$m_{bat}$
Masa fija	$m_{fixed}$
Masa total de rastreador máximo de poder	$m_{mppt}$
Masa total de la carga	$m_{pld}$
Masa total de los elementos de la propulsión	$m_{prop}$
Masa total de los paneles solares	$m_{sc}$
Rango rotacional del motor	$n$
Número de palas	$n_p$
Poder requerido para la aviónica	$P_{av}$
Carga por pala	$P_{bl}$
Energía eléctrica total	$P_{electot}$
Poder requerido para vuelo estable	$P_{lev}$
Poder máximo por motor	$P_{max}$
Poder requerido para la carga extra	$P_{pld}$
Densidad del aire	$\rho$
Área alar	$S$
Área Total de la cola	$S_{f,s}$
Área de la cola vertical	$S_v$
Área mojada de la cola	$S_{wet,e}$
Área mojada del fuselaje	$S_{wet,f}$
Área mojada total	$S_{wet,tot}$

Área mojada del ala	$S_{wet,w}$
Área alar	$S_{wing}$
rango de la base de avión contra la cuerda	$\left(\frac{t}{c}\right)_r$
Tiempo de día total	$T_{day}$
Tiempo nocturno total	$T_{night}$
Velocidad del avión	$V$
Velocidad de la hélice helicoidal	$(V_{tip})_{helical}$
Velocidad estática de la hélice	$(V_{tip})_{static}$
Dimensionamiento exponente de envergadura	X1
Exponente de tamaño para la relación de aspecto	X2
Ubicación en el centro aerodinámico de la aeronave desde la punta de la nariz, por longitud de cuerda	$\bar{x}_{acA}$
Ubicación en el centro aerodinámico de la aeronave desde la punta de la nariz, por longitud de cuerda	$\bar{x}_{ach}$
Ubicación en el centro aerodinámico del ala-fuselaje desde la punta de la nariz, por longitud de cuerda	$\bar{x}_{acwf}$
Distancia desde el centro aerodinámico del estabilizador vertical del centro de gravedad del avión	$x_v$