

VUELOS DE PRUEBA Y OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO DE LA AERONAVE
VANT SOLVENDUS

ÁNGELA ROCÍO CHARRY PULIDO

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍAS

PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C.

ENERO DE 2016

VUELOS DE PRUEBA Y OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO DE LA AERONAVE
VANT SOLVENDUS

ÁNGELA ROCÍO CHARRY PULIDO

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniera Aeronáutica

Asesor

Ing. Nelson Javier Pedraza Betancourth

Director proyecto VANT

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍAS

PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C.

ENERO DE 2016

Nota de aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Bogotá 14 de Enero de 2016

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente, no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores.

AGRADECIMIENTOS

A Dios primero que nada, porque con su bendición y guía hoy se alcanza este objetivo de vida.

A mis Padres, Hugo Charry y Yenny Pulido quienes son mi ejemplo a seguir, porque su apoyo incondicional ha estado en todo momento, y con sus consejos pude tomar las mejores decisiones para culminar este pregrado.

A mis abuelos, Henry Charry y Bárbara Cadena, quienes con su sabiduría y consejos también fueron parte de esta formación y celebran este triunfo con el mayor de los orgullos.

A mis hermanos, Henry, Luisa y Brandon, quienes a través de sus críticas y consejos lograron formar el ser humano que soy.

Un agradecimiento especial a mí director de proyecto, el Ingeniero Nelson Javier Pedraza, por la confianza depositada, por su asesoría y consejería durante la realización de este proyecto.

Al cuerpo docente de la Fundación Universitaria Los Libertadores, quienes ayudaron a formarme personal y profesionalmente, y al Ing. Felipe Giraldo, Ing. John Jairo Vaca, Ing. Julio Enoc Parra, por su motivación, y aportes a la mejora del proyecto.

A mis compañeros, Rodrigo Ortiz, Felipe Salcedo, Nicolás Rodríguez, Sebastián Reyes, Manuel Ávila, Nicole Aguilar, Tatiana Rodríguez, Daniel Morales y Geraldine Hincapié, quienes trabajaron arduamente en la construcción del VANT y aportaron sus mejores ideas en pro de la aeronave.

Por último, pero no menos importante, gracias a mi hermano Alex Charry, quien antes de partir de este mundo me dejó la mejor de las enseñanzas, NUNCA DESFALLECER.

Y a ti Santhiago, mi razón de ser, mi motivación y mi vida entera, te amo infinitamente hijo, esto es por ti y para ti.

CONTENIDO

LISTA DE TABLAS	10
LISTA DE FIGURAS	11
RESUMEN	15
INTRODUCCIÓN	16
1. PROBLEMA.....	17
1.1 TITULO.....	17
1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	17
1.3 JUSTIFICACIÓN.....	17
2. OBJETIVOS.....	19
2.1 OBJETIVO GENERAL.....	19
2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	19
3. METODOLOGÍA	20
4. MARCO DE REFERENCIA	22
4.1 HISTORIA.....	22
4.2 MARCO LEGAL.....	24
4.3 MATERIALES COMPUESTOS.....	26
4.3.1 FIBRA DE CARBONO.....	26
4.3.2 ELEMENTOS DE PROTECCIÓN PERSONAL	35
4.4 CELDAS FOTOVOLTAICAS Y PANELES SOLARES.....	36
4.5 MOTORES ELÉCTRICOS.....	38
4.6 CARACTERÍSTICAS ELÉCTRICAS DE LAS CELDAS FOTOVOLTAICAS.....	39
5. OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO	41
5.1 ZONA 100 y ZONA 200 – FUSELAJE Y TAILBOOM	47
5.1.1 TAILBOOM	47
5.1.1.1 Bancada del motor.....	51
5.1.2 FUSELAJE.....	53

5.1.2.1 – Interior del fuselaje.....	53
5.2 ZONA 300 EMPENAJE	56
5.3 ZONA 400 MOTORES.....	64
5.4 ZONA 500 Y 600 ALAS	70
5.4.1 Bisagras.....	70
5.4.2 Instalación de los servomecanismos	71
5.5 ZONA 700 TREN DE ATERRIZAJE	74
6. CELDAS FOTOVOLTAICAS.....	78
6.1 CARACTERIZACIÓN DE LAS CELDAS FOTOVOLTAICAS.....	82
7. ELECTRÓNICA DE VUELO	94
7.1 MOTOR	95
7.2 ETAPA DE POTENCIA O ESC (ELECTRIC SISTEM CONTROL)	95
7.3 HÉLICE.....	96
7.4 SERVOMOTORES	97
7.5 BATERÍAS.....	99
7.6 CELDAS SOLARES	101
7.6.1 - INFORMACIÓN SOBRE LA POLARIDAD DEL MÓDULO	101
7.6.2 – SELECCIÓN DEL MODULO.....	102
7.6.3 INSTRUCCIONES PARA LAS CONEXIONES ELÉCTRICAS	104
8. CONTROL DE LA AERONAVE	106
8.1 PILOTO AUTOMÁTICO.....	106
8.1.1 MICROCONTROLADOR	106
MODULO GPS:	108
8.2 SISTEMA DE TELEMETRÍA.....	109
8.3 SISTEMA DE VISUALIZACIÓN DE VIDEO.....	110
9. VUELOS DE PRUEBA.....	111
9.1 CONDICIONES DE VUELO.....	111
9.2 PROCEDIMIENTOS NORMALES	112

a. INICIANDO EL MOTOR.....	117
9.3 TAXEO	117
9.4 ANTES DEL DESPEGUE	118
9.5 ASCENSO	118
9.6 DESPEGUE	119
9.7 CRUCERO.....	119
9.8 DESCENSO.....	119
10. BIBLIOGRAFÍA	120
11. CONCLUSIONES	121
12. RECOMENDACIONES	123
ANEXO 1 – DATA SHEET INSUMOS MATERIALES COMPUESTOS Y ELECTRÓNICA DE LA AERONAVE	124
1 - Fibra de carbono HexForce™ 282	124
2 - Fibra de vidrio HexForce™ 7533.....	125
3 - Fibra de vidrio HexForce™ 120.....	126
4 - Resina Epoxi Colrepox 6090 / Endurecedor Colrepox 1956	127
5- cinta sellante para vacío	128
6 - Motor AXi 5345/16HD	129
7 - Hélice PJT Series 22X10 - Xoar International	130
8 – Panel solares Powerfilm RC7.2-75 PSA.....	131
9- Speed control - esc 115a brushless programable	132
10 - Servo de alto torque Futaba S9151	133
11- Servo estándar S3152 Futaba.....	134
12. Micro servo Futaba S3107.....	135
13 – Baterías ZIPPY Compact 5800mAh 5S 25C.....	136
14. Giróscopo	137
15 – GPS	138
16. Sistema de telemetría.....	139
17. Cámara GoPro Hero.....	140

ANEXO 2 - CARACTERIZACIÓN CELDAS SOLARES 143

PRUEBA 1 143

PRUEBA 2 145

PRUEBA 3 148

PRUEBA 4 150

PRUEBA 5 153

PRUEBA 6 155

PRUEBA 7 158

PRUEBA 8 160

PRUEBA 9 163

PRUEBA 10 165

LISTA DE TABLAS

Tabla 1 – Principales propiedades de la fibra de Carbono.....	29
Tabla 2 – Paso a paso para el uso de materiales compuestos.....	33
Tabla 3 - Características mecánicas de los tornillos de Aluminio	43
Tabla 4 – Características mecánicas de los tornillos en Acero	44
Tabla 5 – Peso de los componentes de sujeción de la aeronave VANT SOLVENDUS.....	45
Tabla 6 – Resultado optimización tailboom.....	51
Tabla 7 – Resultados esperados bancadas de motores	52
Tabla 8 – Resultado de optimización empenaje	63
Tabla 9 - Relación de Vatios de potencia vs tipo de aeronave para motores eléctricos.....	65
Tabla 10 – Motores analizados para la aeronave VANT SOLVENDUS.....	68
Tabla 11 – Resultado de la optimización de bisagras.....	71
Tabla 12 – Optimización servomecanismos.....	73
Tabla 13 – Análisis tren de aterrizaje VANT SOLVENDUS	77
Tabla 14 – Estado del tiempo para caracterización de celdas solares	84
Tabla 15 - Clasificación de las celdas solares respecto a su eficiencia	92
Tabla 16 – Inspección prevuelo para la aeronave VANT SOLVENDUS	116

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Cinta sellante para bolsa de vacío.....	30
Figura 2 – Peel ply	30
Figura 3 – Plástico perforado	30
Figura 4 – Bleeder	31
Figura 5 – Plástico no perforado	31
Figura 6 - Breather	31
Figura 7 – Bolsa de vacío	32
Figura 8 - Bomba de vacío.....	32
Figura 9 - Vacuómetro	32
Figura 10 – Efecto fotovoltaico de una célula solar.....	36
Figura 11 - Zonas de la aeronave VANT SOLVENDUS.....	42
Figura 12 – Tornillos en aluminio	44
Figura 13 – Distribución de los hilos de la fibra de carbono.....	49
Figura 14 - Pre- impregnación de la fibra.....	50
Figura 15 – Armado de la pieza.....	50
Figura 16 – Amarres de plástico para asegurar	50
Figura 17 – Antigua sujeción tailboom	51
Figura 18- Nueva sujeción tailboom.....	51
Figura 19 – Bancada del motor antigua	52
Figura 20 – Diseño de bancada de motor CAD	52
Figura 21 – Pieza final del fuselaje – vista lateral	53
Figura 22 – Compartimentos interior del fuselaje.....	54
Figura 23 – Ubicación de la electrónica de vuelo en el fuselaje.....	55
Figura 24 – Sujeción anterior del estabilizador vertical al horizontal.....	56
Figura 25- Pieza en CAD ¹³	56
Figura 26 – Montaje de la sujeción del empenaje.....	57
Figura 27 – Pieza final después de la impresión.....	57

Figura 28 – Molde de madera con plástico	58
Figura 29 – Presión uniforme al molde	58
Figura 30 – Pieza final	58
Figura 31- Pieza final sujeción estab. Vertical y estab. Horizontal.....	59
Figura 32 – Armado en CAD del estabilizador vertical.....	60
Figura 33 - Molde estabilizador vertical	60
Figura 34- Vacío estabilizadores verticales.....	60
Figura 35 - Valor de -21 mmHg en el vacío	61
Figura 36 – Pieza final estab. Vertical.....	61
Figura 37 – Antigua sujeción del timón de dirección.....	61
Figura 38 – Timón de dirección actual	62
Figura 39 – Antigua sujeción del empenaje	63
Figura 40- Nueva sujeción del empenaje.....	63
Figura 41- Motor AXi 5345/16HD.....	69
Figura 42 - Hélice Xoar 22X10 PJT	69
Figura 43 - Bisagras antiguas	70
Figura 44 - Nuevas bisagras trabajo pesado	70
Figura 45 – Nuevo sistema bisagras.....	71
Figura 46 – Diseño CAD de sujeción de servos (medidas en mm)	72
Figura 47 – Diseño del tren de aterrizaje 1	75
Figura 48 – Diseño tren de aterrizaje 2.....	76
Figura 49 – Tren de aterrizaje fijo	77
Figura 50 – Tren de aterrizaje fijo en material compuesto	77
Figura 51 – Configuración en serie	79
Figura 52 – Ecuación representativa del Voltaje en arreglo en serie	79
Figura 53 – Configuración en paralelo	80
Figura 54 – Ecuación representativa para un arreglo en paralelo.....	80
Figura 55 - Arreglo del sistema con diodos de bloqueo	81

Figura 56 – Distribución por lotes de las celdas solares	82
Figura 57 - Voltímetro	83
Figura 58 - Piranometro	83
Figura 59- Amperímetro	83
Figura 60- Pistola de temperatura infrarroja.....	83
Figura 61 - Cronometro.....	83
Figura 62 – Panel solar	83
Figura 63 - Equipos de trabajo caracterización.....	84
Figura 64- Nivel de radiación solar de acuerdo al tiempo de la caracterización de las celdas solares	85
Figura 65 – Comportamiento celda 30 - Corriente vs Tiempo.....	86
Figura 66 – Comportamiento celda 30 – Voltaje vs Tiempo.....	87
Figura 67 – Comportamiento del voltaje de todas las celdas respecto al tiempo	88
Figura 68 – Comportamiento de la corriente de todas las celdas respecto al tiempo	89
Figura 69 – Curva característica del panel solar RC7.2-75 PSA	90
Figura 70 – Ecuación para el incremento de temperatura de las celdas solares ¹⁹	91
Figura 71 – Arreglo fotovoltaico para la aeronave VANT SOLVENDUS	93
Figura 72 – Conexiones del sistema eléctrico de la aeronave VANT SOLVENDUS.....	94
Figura 73 - ESC 115A Brushless Programmable.....	96
Figura 74 – Polaridad de las celdas solares	101
Figura 75 – Conexiones para las celdas solares	103
Figura 76 – Gyro Breakout board - LPY539AL Dual	107
Figura 77 – Sistema de telemetría de la aeronave	109
Figura 78 – Circuito de vuelo 1	112
Figura 79 – Circuito de vuelo 2	112
Figura 80 - Especificaciones moto AXi 5345/16 HD	129

Figura 81 – Plano motor AXi 5345/16 HD	129
Figura 82 – Speed control ERC 115 ^a	132
Figura 83 – Especificaciones ESC 115 ^a	132
Figura 84 - Servo de alto torque Futaba S9151	133
Figura 85 – Especificaciones servo de alto torque.....	133
Figura 86 – Servo estándar Futaba S3152	134
Figura 87 – Especificaciones Servo estándar Futaba S3152.....	134
Figura 88 – Micro servo Futaba S3107	135
Figura 89 – Dimensiones batería	136
Figura 90 – Especificaciones batería	136
Figura 91 - Especificaciones técnicas giróscopo	137
Figura 92 – GPS Ublox NEO-M8N.....	138
Figura 93 – Especificaciones	138
Figura 94 – Especificaciones de sistema de telemetría	139
Figura 95 – Cámara GoPro Hero	140
Figura 96 – Características de la cámara GoPro Hero	142

RESUMEN

Este documento se encuentra dividido fundamentalmente en dos partes. En la primera se mostrara en detalle la optimización estructural que la aeronave VANT SOLVENDUS recibió antes de programar su primer vuelo de prueba; en esta parte se mostrara en el software SOLID EDGE cuales fueron estas mejoras y adicionalmente un registro fotográfico de las mismas y el paso a paso que fue usado para llevarlas a cabo. En esta fase la organización de la optimización estará dada de acuerdo sistema zonal de mantenimiento MSG-3

En una segunda parte se definirá el procedimiento para realizar los vuelos de prueba de la aeronave bajo ciertas condiciones de operación, en donde se especificaran el diseño del circuito electrónico, pruebas de motores, pruebas con las celdas fotovoltaicas, y las opciones de diseño para el tren de aterrizaje.

Palabras clave: VANT SOLVENDUS, materiales compuestos, circuito electrónico, procedimientos de vuelo

RESUME

This document it's divided essentially in two parts. In the first part it show you in detail the structure optimization of the VANT SOLVENDUS aircraft, that is receive before it's test flight program; in this part it will show you in SOLID EDGE software which are those improvements and else a photographic record and step by step used to make it possible. In this phase the optimization order, it will be ruled by MSG-3 zonal maintenance system

In the second part it will defined the process to achieve the test flight of the aircraft under right operation conditions, then it will specify the electronic circuit design, engine test, photovoltaic cells test, and the landing gear option design.

Key words: VANT SOLVENDUS, composite materials, electronic circuit, flight procedures

INTRODUCCIÓN

Actualmente la tecnología aplicada por los UAV's (Unmanned Air Vehicles) está siendo desarrollada por gran cantidad de empresas alrededor del mundo, pretendiendo hacer la diferencia en la aviación militar y civil, facilitando la ejecución de vuelos sin el uso de tripulación, y además permitiendo la ejecución de diferentes misiones de alto riesgo, que no podrían ser ejecutadas por una persona sin poner en peligro su integridad física.

Mediante el uso de celdas fotovoltaicas se aprovechará la energía proveniente del sol, y se convertirá en energía eléctrica para la alimentación de la planta motriz y del sistema eléctrico de la aeronave VANT SOLVENDUS, por ser un tipo de energía no renovable poseerá ciertas limitaciones en cuanto a su forma de almacenamiento y a la cantidad de energía obtenida al final de la transformación que puede ser aprovechada.

Este proyecto está dirigido a optimizar el diseño de la aeronave VANT SOLVENDUS y a analizar algunos de los componentes primarios necesarios para el vuelo, como la elección de los motores de la aeronave, un análisis del circuito fotovoltaico más óptimo tras llevar a cabo la caracterización de las celdas solares. Finalmente se presentaran los procedimientos que deben realizarse para efectuar los vuelos de prueba de la aeronave.

1. PROBLEMA

1.1 TITULO

VUELOS DE PRUEBA Y OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO DE LA AERONAVE VANT SOLVENDUS

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El desarrollo del VANT SOLVENDUS destaca la importancia que ha venido teniendo el uso de energías renovables aplicadas a la ingeniería y el uso de las mismas para la cooperación con el medio ambiente.

La aplicación de energías alternativas en aviones no tripulados, y para los conceptos de tecnología limpia en el sector aeronáutico, surge la idea de minimizar al máximo los agentes contaminantes del medio ambiente, al igual que generar confiabilidad en la suministro de energía de estos prototipos.

En el año 2013 se le dio inicio al proyecto VANT SOLVENDUS en la Fundación Universitaria Los Libertadores, culminando en el año 2014 una fase inicial que incluía el diseño conceptual y preliminar del mismo; posteriormente se dio inicio a una segunda fase de diseño, en la cual se incluía el diseño detallado y la construcción de la aeronave, dejando pendiente una fase que incluyera la ejecución de los vuelos de prueba para la aeronave, y posteriormente realizar un análisis con base en los resultados de estos, y que permita optimizar el diseño de la misma.

1.3 JUSTIFICACIÓN

Se hace necesaria una optimización del diseño de la aeronave VANT SOLVENDUS para que los sistemas y estructuras de la aeronave funcionen de manera más eficiente utilizando menos recursos en cuanto al uso de materiales compuestos y en cuanto a la cantidad de energía, que consumirá el sistema electrónico. Es decir que la aeronave pueda aumentar su autonomía de vuelo, sin caer en la sobrealimentación de la electrónica de vuelo y la planta motriz.

Además se deberán tener procedimientos en vuelo y en tierra, en pro de la seguridad de la aeronave, y la de las personas que se encuentran en su entorno y proceden en su manipulación. Este documento describirá estos procedimientos al detalle, su manipulación en tierra y todos aquellos factores que influyen directamente en la operación.

Cabe resaltar que estos procedimientos deberán seguirse al pie de la letra antes de realizar cualquier vuelo de prueba o cualquier vuelo programado.

2. OBJETIVOS

2.1 OBJETIVO GENERAL

Realizar los vuelos de prueba y la optimización del diseño de la aeronave VANT SOLVENDUS.

2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Modelar mediante el software CAD los cambios estructurales u aerodinámicos de la aeronave para mejorar su rendimiento.
- Optimizar el diseño estructural de la aeronave mediante el uso de ecuaciones matemáticas que permitan mejorar el rendimiento obtenido en las pruebas de vuelo.
- Establecer un procedimiento de condiciones para realizar los vuelos de prueba de la aeronave.
- Realizar los vuelos de prueba para la aeronave.

3. METODOLOGÍA

La Fundación Universitaria Los Libertadores a través de su grupo de Investigaciones en ciencias Aeroespaciales GICA, del programa de Ingeniería Aeronáutica desarrollo las primeras tres fases del proyecto VANT SOLVENDUS, una aeronave remotamente tripulada, propulsada por dos motores eléctricos alimentados con el uso de energías limpias, instalando celdas solares en sus planos, alimentando la electrónica de vuelo y la planta motriz.

Para la optimización del diseño de la aeronave se partió de la entrega final del diseño detallado y construcción de la aeronave, dejando una fase obligatoria que incluyera el análisis de las diferentes estructuras que lo componen y su posible comportamiento durante los vuelos de prueba, llegando así a una lista de tareas, en las que se especificaban todas aquellas mejoras que debían aplicársele, antes de tomar vuelo, ya que podrían sufrir daños, dejando algunos componentes de la aeronave en pérdida total en caso de un incidente.

Estas mejoras incluían, reducciones de peso, mejoras en los sistemas de sujeción de las estructuras, instalación del sistema fotovoltaico y eléctrico, diseño y construcción del tren de aterrizaje, análisis y elección de la planta motriz de la aeronave. Durante esta optimización se llevaron a cabo procesos iniciales de diseño asistido por computadora CAD, para evaluar con antelación cuales serían las alteraciones mayores que sufriría la aeronave.

Después de tener estos diseños, se continuó con la fabricación de aquellas piezas y componentes a ser cambiados, tal y como se habían trabajado en las fases anteriores del proyecto, aplicando procesos de manufactura, usando materiales compuestos y balsa para aquellas piezas que debían ser reforzadas con un núcleo.

Cabe resaltar que la aeronave sufrió algunas modificaciones generales, con el fin de contribuir con el aligeramiento del peso final de la aeronave, esto incluyo cambiar en su totalidad la tornillería usada en la aeronave, que antes usaba tornillería en acero, fue cambiada por tornillería en Aluminio, reduciendo en un 73% el peso de estos componentes de sujeción.

Para el sistema fotovoltaico de la aeronave se realizaron pruebas de cada una de las celdas solares, obteniendo datos de voltaje y corriente de acuerdo a la intensidad solar, a diferentes horas del día, durante varios días, esto con el fin de evaluar el comportamiento de cada una de las celdas, obteniendo graficas de eficiencia que permitieron saber en qué forma se conectaría los paneles solares para obtener la cantidad de corriente, voltaje y eficiencia más adecuados para la aeronave y su misión.

Además se diseñó un tren de aterrizaje capaz de sostener el peso de toda la aeronave y lo suficientemente eficiente para soportar las cargas en las fases de vuelo: taxeo, despegue, aterrizaje y taxeo final

Además se realizó la elección del motor más adecuado para la aeronave, que generara la mejor potencia, la mejor eficiencia el menor consumo posible de acuerdo a la misión.

Para los vuelos de prueba de la aeronave VANT SOLVENDUS, se usara un equipo de telemetría, que permitirá visualizar en vivo, por medio de un computador y la instalación de un software, apreciar el comportamiento de la aeronave, y este a su vez, proporcionara variables de altitud, velocidad y actitud en las diferentes fases de vuelo.

Estos datos podrán ser almacenados en la memoria del computador, para posteriormente ser descargados, proporcionando datos de sustentación, resistencia al avance, estado de las baterías, datos de giróscopos, y todos aquellos datos que lleven a realizar un análisis aerodinámico de la aeronave en cada uno de los vuelos.

4. MARCO DE REFERENCIA

4.1 HISTORIA

El nacimiento de las aeronaves remotamente tripuladas se debe a las necesidades militares que imperaron durante la Segunda Guerra Mundial y la posterior Guerra Fría. Un pequeño avión capaz de cruzar las líneas enemigas, tomar información e incluso alcanzar pequeños objetivos sin arriesgar la vida de ningún soldado, pronto se convirtió en un objeto de deseo para cualquier ejército moderno. En la actualidad varias empresas civiles trabajan para transformar este artilugio militar en una herramienta útil para la sociedad civil.

Sin duda, su utilización ha estado ligada históricamente a usos militares. De hecho fueron las guerras las que, como en otros muchos casos, dieron un mayor impulso a su desarrollo. También fueron precisamente los conflictos armados, gracias a la transmisión por TV de guerras lejanas, los que pusieron en boca de millones de ciudadanos nombres como: drones, UAVs (Unmanned Air Vehicles), UAS (Unmanned Aerial Systems), y RPAS (Remotely Piloted Aircraft Systems)¹

Tras los episodios de la guerra del Yom Kippur de 1973, en donde la aviación Israelí había sufrido un duro castigo de parte de las defensas aéreas de Egipto y Siria, comienza a esbozarse la idea de un vehículo aéreo no tripulado para operaciones de vigilancia y observación del campo de batalla. Pero a pesar de todo, la idea en si no era nueva, desde finales de la segunda guerra mundial la idea de un avión radio controlado fue concebida, pero sin duda los hechos de las guerras árabes israelíes motivaron el desarrollo masivo de estos vehículos.

Luego de la guerra de 1973, Alvin Ellis comenzó el trabajo de investigación de un avión pequeño, no tripulado, que pudiera llevar cámaras para filmar en tiempo real las operaciones que realizaba el enemigo.

Luego de esta guerra, el interés mundial en tecnología aeronáutica remotamente tripulada se incrementó bajo el concepto inicial de construcción a bajo costo, facilidad de operación y no ponían en peligro vidas humanas,

¹ Aertec solutions, Aerospace and aviation, Infografía/Historia de los sistemas aéreos no tripulados, 01/2015

en pocas palabras, podían ser prescindibles o desechables según fuera su misión.

Pero las necesidades norteamericanas probaron no ser iguales a la realidad Israelí, de cuyo concepto inicial se basó el programa norteamericano, los modelos Israelíes eran pequeños, de corto radio de acción y relativa poca capacidad de persistencia en el teatro de operaciones, EEUU consiente de las limitantes busca un UAV que cumpla sus propios requerimientos.

De ahí nace el Predator RQ-1, bastante más grande que el UAV normal, con sistema de enlace satelital que le posibilita la entrega de información a los comandantes o líderes militares en tiempo real a miles de kilómetros de distancia, y por sobre todo, más autonomía y más capacidad de persistencia en la zona de conflicto.²

A partir de ese primer vuelo del Predator RQ-1, el primer UAV operativo que usa GPS en lugar de estar programado o usar imágenes de televisión, se usa por primera vez un año más tarde, en la guerra de los Balcanes. En 1998 A partir de la aparición del poderoso RQ-4 Global Hawk, de Northrop Grumman, se desarrollan UAS de gran alcance, autonomía y capacidad operativa.

Por último se universaliza el uso de UAV's en el ámbito civil (tanto con objetivos comerciales como para ocio y recreo). Los países comienzan a legislar sobre su utilización en espacios abiertos.

La Fundación Universitaria Los Libertadores, desde su Grupo de Investigación en Ciencias Aeroespaciales (GICA) del programa de Ingeniería Aeronáutica, desarrolló las dos primeras fases de diseño del VANT SOLVENDUS. De acuerdo a la misión de este vehículo, su estructura, plantas motrices, sistemas de navegación y software asociados a la operación fueron delineados y escogidos. La aeronave partió del objetivo de cumplir con una misión determinada y se orientó realizando comparaciones con vehículos similares, proyectando su geometría.

El proyecto VANT SOLVENDUS aplicará energías limpias, utilizando celdas fotovoltaicas y sistemas de almacenamiento de energía. Para los sistemas de

² Mora Pardo, Álvaro; Aeronaves de combate no tripuladas (UCAV) Unmanned combat air vehicle; Foro Militar General 2013

navegación se tuvieron en cuenta las aplicaciones e integración de sensores, GPS y sistemas de telecomunicaciones.³

4.2 MARCO LEGAL

Desde el 2 de julio del año 2015, se amplió la información acerca de la reglamentación para UAV's gracias a la circular reglamentaria 002 de la Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil UAEAC, que especifica los requisitos generales de aeronavegabilidad y operaciones de sistemas de aeronaves pilotadas a distancia RPAS con objetivos diferentes a los de recreación y deporte.

Aplicabilidad

Esta circular aplica a cualquier persona (natural o jurídica) u organizaciones gubernamentales civiles interesadas en efectuar operaciones en el espacio aéreo colombiano con aeronaves piloteadas a distancia RPA, con fines diferentes a los de recreación y deporte.

Las instrucciones establecidas en esta circular tienen por finalidad proteger las aeronaves tripuladas de eventuales riesgos de colisión con una aeronave no tripulado, así como evitar daños a la integridad física, vida y bienes de terceros en la superficie.

Las operaciones autónomas, en el ambiente civil, haciendo uso de vehículos Aéreos Autónomos de cualquier peso están prohibidas, independientemente de cual sea su finalidad.

Las realizaciones de operaciones RPAS de recreación y deporte deberán obtener una autorización expresa de la UAEAC, solo cuando el explotador RPAS requiera una desviación de cualquiera de las limitaciones o de las reglas de operación establecidas en los RAC numerales 4.25.8, estas restricciones son:⁵

³ Ariza Sebastián, Figueredo David, Hernández Jesica; Diseño detallado y construcción de la aeronave VANT SOLVENDUS, proyecto de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico, 2014

⁵ Circular Reglamentaria N.002 – Requisitos Generales de Aeronavegabilidad y Operaciones para RPAS , Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil, 27/07/2015

- a) No se podrá volar aeromodelos sobre áreas ni edificaciones o directamente sobre público o aglomeraciones de personas.

- b) No podrán volarse aeromodelos, de ningún otro modo que se pueda crear un riesgo para las personas o propiedades en la superficie; particularmente cuando el viento fuerte o cualquier otro factor meteorológico, así como desperfectos mecánicos del aparato o del equipo de control, o falta de pericia del operador puedan ocasionar que se pierda el control total sobre el mismo.

- c) El peso máximo permitido para cualquier aeromodelo será de 25 Kg. No deberán volarse en el espacio aéreo colombiano aparatos con peso superior, a menos que se informe sobre su existencia y propietario a la Dirección de Operaciones Aéreas y este cuente con un seguro de responsabilidad por eventuales daños a terceros.

- d) No podrán utilizarse hélices metálicas de ningún tipo.

- e) Ningún aeromodelo podrá portar pesos útiles, diferentes a los elementos habitualmente requeridos para la práctica de ese deporte.

- f) Ningún Aeromodelo será volado desde un aeropuerto real o en sus proximidades dentro de un radio de 5 Km. a la redonda, a menos que exista un permiso especial de la Dirección de Operaciones Aéreas de la UAEAC.

- g) Ningún aeromodelo será volado a una altura superior a 500 pies sobre el terreno.

- h) No deberá volarse ningún aeromodelo de modo que se aleje más de 750 metros de distancia del aeromodelista que lo opera ni del lugar de su lanzamiento o despegue.

- i) Ningún aeromodelo será volado de modo que no exista o se pierda el contacto visual con quién lo opera. No deberán efectuarse tales operaciones cuando la visibilidad o las condiciones de luz solar se reduzcan de modo tal que se impida dicho contacto visual.

4.3 MATERIALES COMPUESTOS

Los materiales compuestos como la fibra de carbono se están consolidando dentro de la industria aeroespacial. Aspectos como rigidez o resistencia superiores, unidas a la mejora de costos por reducción de tiempos de mano de obra y la utilización de procesos amigables con el medio ambiente, hacen de estos materiales una solución técnica cada vez más atractiva para diferentes sectores de la industria. Se está produciendo de esta forma una continua transferencia de la tecnología que se desarrolla para estructuras de aeronaves en distintas aplicaciones de ámbito industrial⁴.

4.3.1 FIBRA DE CARBONO

Es un material compuesto no metálico de tipo polimérico, constituido principalmente por carbono. Tiene propiedades mecánicas similares al acero y es tan ligero como la madera o el plástico. Por su dureza tiene menor resistencia al impacto que el acero. Es un caso común de metonimia, en el cual se le da al todo el nombre de una parte, en este caso el nombre de las fibras que lo refuerzan.

Aunque los filamentos de carbono habían sido obtenidos ya en el siglo XIX, las fibras de carbono se desarrollaron de forma definitiva en Gran Bretaña en la década del sesenta, principalmente para las industrias aeronáutica y aeroespacial. Combinadas con matrices *epoxies* resultan materiales compuestos que se caracterizan por poseer una elevada resistencia y un elevado módulo de elasticidad, siendo sin embargo un material sumamente ligero.

4.3.1.1 PROCESO DE OBTENCIÓN

En todos los procesos de obtención de la fibra de carbono se produce una oxidación controlada y carbonización (proceso de pirolisis controlada en varias fases) de las fibras precursoras a elevadas temperaturas. En función de la temperatura final alcanzada durante el proceso (desde 1200°C hasta 3000°C). Se obtienen fibras de mayor resistencia y módulo elástico más elevado.

⁴ A. Miravete, J Cuartero - Materiales compuestos 2003, Asociación Española de Materiales Compuestos AEMAC, Vol. II

Las fases del proceso para la obtención una fibra de carbono procedente de las fibras de poliacrilonitrilo son las siguientes:

- Estabilización y oxidación: Las fibras son estiradas para alinear sus redes internamente; luego se produce un calentamiento en atmósfera oxidante desde temperaturas de 200°C hasta 25°C manteniendo la tensión sobre las fibras.
- Carbonización: calentamiento en atmósfera inerte a temperaturas de hasta 1.500°C. Se eliminan fundamentalmente el H y el N de la fibra original, transformándose en fibras de carbono.
- Gravitación: calentamiento en una atmósfera no oxidante hasta 2.500°C - 3.000°C. para obtener un módulo (le elasticidad mayor a expensas de una alta resistencia a la tracción.

Los productos primarios resultantes del proceso anterior son fibras de filamentos continuos con un contenido de carbono entre el 92 y el 100%, según sean las propiedades que se persigan. Todos los demás productos, por ejemplo fibras de filamentos discontinuos se obtienen de operaciones secundarias.

4.3.1.2 TIPOS DE FIBRA DE CARBONO

Las fibras de carbono deben ser sometidas a un proceso de preparación superficial para poder ser utilizadas y mejorar la adhesión con las diferentes matrices.

Según la temperatura del tratamiento podemos distinguir diferentes tipos de fibra de carbono:

- Fibras de alta tenacidad (HT): su resistencia y tenacidad es superior a las de las fibras de vidrio, pero inferior a las del resto de las fibras de carbono. Su coste es moderado y son adecuadas en un campo de aplicación muy amplio.
- Fibras de alto modulo (HM): derivadas de las demandas de alta rigidez de piezas aeroespaciales y aeronáuticas. Estas fibras presentan un módulo de elasticidad muy alto. Coste elevado, bajo alargamiento a la rotura y, debido a las diferencias de potencial en contacto con los metales, pueden provocar corrosión del tipo galvánico.

- Fibras de modulo intermedio (IM): solución de compromiso entre fibras HT y HM son un tipo de fibra que mejora tanto su resistencia como su rigidez.

Las mejores propiedades mecánicas de las fibras de carbono se obtienen de asociarlas con matrices del *epoxi*. Una característica interesante de las mismas es su coeficiente de expansión térmica es negativo en la dirección de las fibras y positivo en el sentido transversal. Mediante una adecuada combinación de matrices y refuerzos, es posible obtener un material resultante que no sufra deformaciones térmicas en un amplio rango de temperaturas (material con elevada estabilidad dimensional).

Además de esta particular característica se pueden destacar otras importantes propiedades:

- Elevada resistencia y rigidez
- Alta resistencia a la vibración
- Buen comportamiento a la fatiga
- Buena conductividad térmica
- Buena conductividad eléctrica
- Bajo coeficiente de dilatación térmica
- Resistencia a altas temperaturas
- Elevada resistencia química a ácidos, disolventes y alcalis
- No se ven afectadas por el contacto con agua de mar

Como desventaja principal se puede destacar su elevado coste, por lo que suele combinarse con otros materiales de refuerzo más económicos.⁵

⁵ Alejandro Besednjak, materiales compuestos, procesos de fabricación de embarcaciones. Ediciones UPC 2005. Ediciones de la universidad politécnica de Cataluña

Tipo	Carbono HT	Carbono HM	Carbono IM
Resistencia a la tracción (GPa)	2,6 - 5	2,0 - 3,2	3,4 - 5,9
Módulo elástico (GPa)	228 - 238	350 - 490	280 - 400
Densidad (Kg/m ³)	1740 - 1830	1790 - 1910	1730 - 1800
Alargamiento a la rotura (%)	1,2 - 2	0,4 - 0,8	1,1 - 1,9
Resistencia específica (GPa * cm ³ /g)	1,5 - 2	1,1 - 1,7	2,0 - 3,1
Módulo E específico (GPa * cm ³ /g)	127 - 134	190 - 260	160 - 200
Chef. Transmisión térmica (10 ⁻⁶ /°K)	-0,1 a -0,7	-0,5 a -1,3	--
Diámetro del filamento (µm)	7 - 8	6,5 - 8	5 - 7

Tabla 1 – Principales propiedades de la fibra de Carbono

La tabla 1 muestra los valores teóricos de las propiedades mecánicas de las fibras más usuales según la temperatura del tratamiento.

Fibras de alta tenacidad HT: Su resistencia y tenacidad es superior a las de las fibras de vidrio, pero inferior al resto de las fibras de carbono. Su costo es moderado y son adecuadas en un campo de aplicación muy amplio.

Fibras de alto modulo (HM): Derivadas de las demandas de alta rigidez de piezas aeroespaciales y aeronáutica, estas fibras representan un módulo de elasticidad muy alto, teniendo costos elevados también, bajo alargamiento a la rotura y, debido a la diferencia de potencial en contacto con los metales, pueden provocar corrosión de tipo galvánico

Fibras de modulo intermedio (IM): Solución de compromiso entre fibras HT y HM, son un tipo de fibra que mejora tanto su resistencia como su rigidez.

Dentro de la fabricación de piezas en materiales compuestos que se adoptaron para la construcción de la aeronave VANT SOLVENDUS, fueron necesarios insumos y diferentes materiales para llegar finalmente a las piezas y acabados a utilizar en la aeronave, esta lista de materiales se describe en las figuras más adelante, en donde se adjunta el nombre del insumo, una breve descripción del mismo y una fotografía a modo de ilustración.

- Cinta sellante para bolsa de vacío

<p>También conocida como “chicle”, este se ubica alrededor de la zona de vacío, para delimitar el área donde se va a realizar el vacío de la pieza y ayuda a adherir la bolsa de vacío. El data sheet se encuentra en el anexo 1</p>	 <p>Figura 1 – Cinta sellante para bolsa de vacío.</p>
--	--

- Peel ply

<p>Peel Ply: Este se utiliza para mejorar el acabado superficial de la pieza, se ubica después de la fibra y es el único que se encuentra en contacto directo con la fibra.</p>	 <p>Figura 2 – Peel ply</p>
---	--

- Plástico perforado

<p>Esta es la segunda capa del conjunto, seguida del peel ply se encarga de separar el bleeder o sangrador del peel ply, permitiendo el flujo de exceso de resina a través de sus pequeños agujeros</p>	 <p>Figura 3 – Plástico perforado</p>
---	---

- Bleeder

<p>También conocido como sangrador, se utiliza para absorber el exceso de resina de la pieza, normalmente se utiliza fibra de vidrio</p>	 <p>Figura 4 – Bleeder</p>
--	--

- Plástico no perforado

<p>Esta capa de plástico se utiliza para separar el bleeder del breather evitando que se adhieran entre si</p>	 <p>Figura 5 – Plástico no perforado</p>
--	---

- Breather

<p>O respirador, esta capa cumple con dos funciones, absorbe la resina restante que traspasa el bleeder y es la que tiene contacto directo con la manguera de la bomba de vacío, debido a su densidad permite que el vacío se distribuya uniformemente sobre toda la pieza y separa cualquier contaminante de la bolsa de vacío</p>	 <p>Figura 6 - Breather</p>
---	---

- Bolsa de vacío

<p>Este es el último componente y se encarga de limitar el área de vacío para que la bomba retire el aire que se encuentra en su interior, esta se encuentra en contacto con la cinta sellante para bolsa de vacío que evita cualquier fuga</p>	 <p>Figura 7 – Bolsa de vacío</p>
---	---

- Bomba de vacío

<p>Se encarga de retirar el aire de la bolsa de vacío y generar una presión constante sobre la pieza que se está curando.</p>	 <p>Figura 8 - Bomba de vacío</p>
---	--

- Vacuómetro

<p>Similar a un manómetro, los vacuómetros miden presiones negativas, este Vacuómetro, con parte numero EN 837-1, posee un rango de medición desde 0 hasta $1\text{kg}/\text{cm}^2$ o 30 inHg (pulgadas de mercurio)</p>	 <p>Figura 9 - Vacuómetro</p>
---	---

Para aplicar los materiales compuestos a las diferentes piezas se seguirá el mismo procedimiento aplicado en las fases anteriores y que se ilustran en la tabla 2

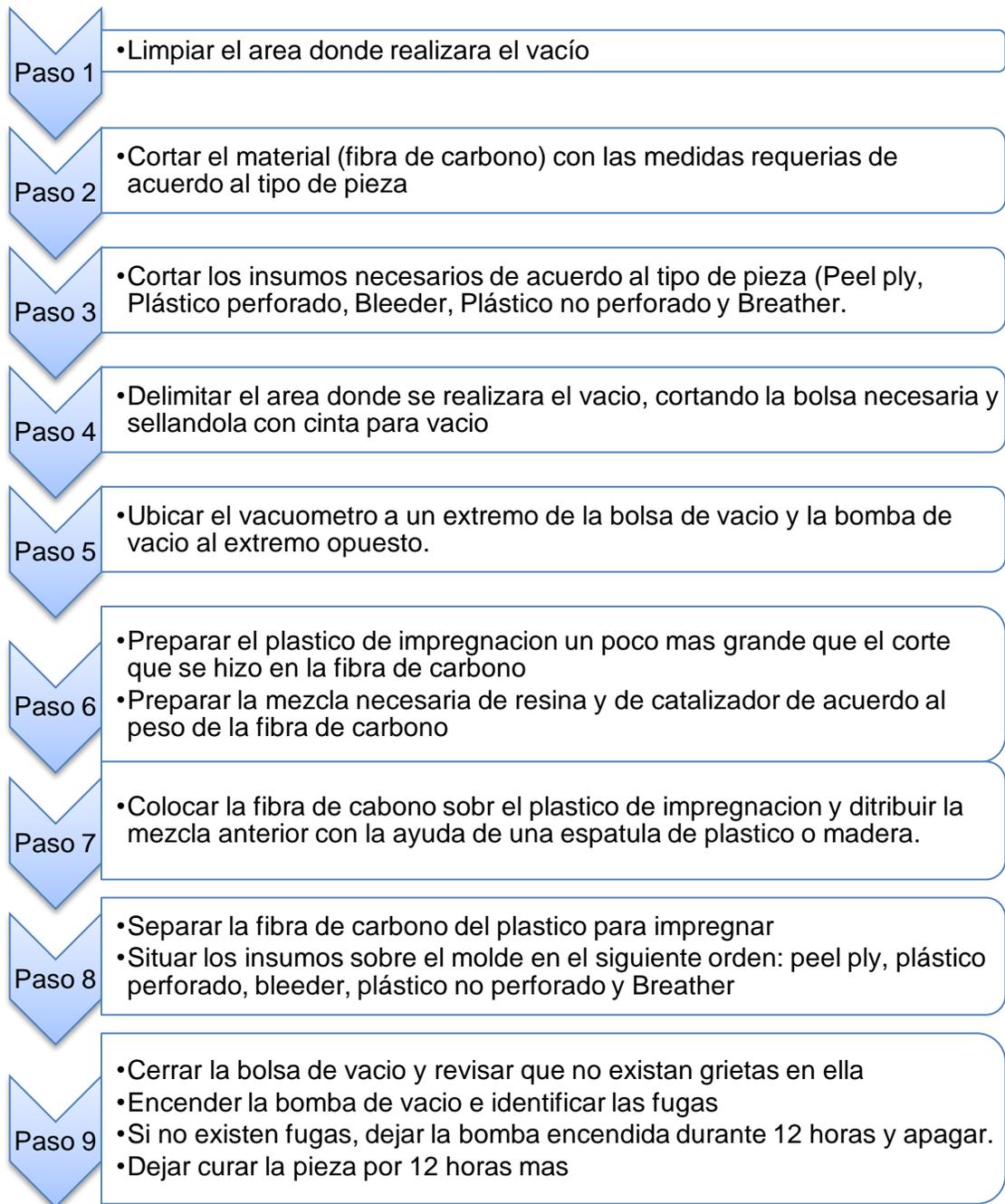


Tabla 2 – Paso a paso para el uso de materiales compuestos

4.3.1.3 EL MATERIAL ABS Y SUS CARACTERÍSTICAS

El Acrilonitrilo Butadieno Estireno o ABS es un plástico muy resistente al impacto, utilizado especialmente en la industria de la automoción pero en ocasiones también en la doméstica. El ABS se considera un termoplástico amorfo. Un termoplástico es un plástico que sometido a la exposición de temperaturas relativamente altas, se vuelve deformable o flexible llegando incluso a derretirse, mientras que cuando se enfría lo suficiente, se endurece.

Se le suele llamar plástico de ingeniería porque su elaboración y procesamiento es algo más compleja que en los plásticos comunes. El ABS es un polímero compuesto por tres bloques, acrilonitrilo, butadieno y estireno por lo que se le denomina termopolímero.

Cada uno de los tres bloques aporta características distintas. El acrolonitrilo rigidez, resistencia a ataques químicos, dureza y estabilidad a las altas temperaturas. El butadieno, tenacidad a la temperatura cuando ésta es especialmente baja y resistencia a impacto; y el estireno, resistencia mecánica, rigidez, brillo, dureza.

Esta mezcla de propiedades hace que el producto final sea de gran aplicación en la fabricación de equipos pesados y aparatos electrónicos. El ABS es un ejemplo de compuesto de materiales que con la unión de las propiedades de estos, busca ser una alternativa al desarrollo de materiales nuevos.

La resistencia del ABS a temperaturas extremas, especialmente cuando éstas son de bajo cero le convierten en un material especialmente interesante para entornos fríos, manteniéndose inalterable donde otros se vuelven quebradizos. Además, el ABS absorbe poca agua y es fácilmente recubierto con capas metálicas pues es muy receptivo a los baños de metales.

El ABS es opaco y puede ser de color oscuro o marfil. Puede pigmentarse en la mayoría de los colores obteniéndose un buen acabado y no es tóxico, por ello que podemos encontrarlo presente en la mayoría de las piezas plásticas de los bloques de Lego o Bandai. Este termoplástico puede ser extruido, moldeado mediante inyección, solapado y prensado. No es altamente

inflamable aunque mantiene la combustión. En caso de aplicarle un retardante de llama, el ABS puede ser incombustible.

El ABS también se puede utilizar en aleaciones con otros plásticos, como por ejemplo el PVC, de cuya unión se obtiene un plástico de alta resistencia utilizado en la fabricación de televisores. También se le puede añadir PTFE (teflón) para reducir su coeficiente de fricción, o compuestos halogenados para aumentar su resistencia al fuego.

Uno de los inconvenientes del ABS es su precio. No ser capaces de disminuir el coste de este material es lo que está haciendo que en los últimos años en algunos países de América Latina y EEUU, esté siendo sustituido por el poliestireno de alto impacto.

En el mundo de la impresión 3D, el **ABS** es uno de los materiales que en la actualidad más se utiliza para llevar a cabo los procesos de impresión. El **ABS** está más indicado cuando se busca la fuerza en el resultado o cuando lo que se va a imprimir va a quedar expuesto a temperaturas extremas. Está disponible en un abanico más amplio de colores sobre todo por la buena tolerancia de éste a la pigmentación de sí mismo.⁶

4.3.2 ELEMENTOS DE PROTECCIÓN PERSONAL

Cuando se ejecutan trabajos usando materiales compuestos, se deben tener cuidados especiales para prevenir cualquier tipo de incidente dentro del taller, sobre las personas y herramientas que en él se encuentran. El contacto directo de a fibra de vidrio puede causar enrojecimiento de la piel y escozor. Además nunca deben ingerirse alimentos mientras se estén manipulando materiales compuestos

El uso de máscara protectora también es indispensable al momento de manejar las resinas y de lijar o cortar las piezas de fibra de carbono. Además de las protecciones, el área de trabajo debe disponer de una ventilación adecuada, las resinas son altamente tóxicas y en lugares cerrados o con poca ventilación podrían provocar intoxicaciones o inclusive la muerte.

⁶ Mata Montes María del Carmen. Innovación educativa en las enseñanzas técnicas, Vol. III. 144 Colección estudios. Universidad de Castilla – La Mancha. 2015

Dentro de los elementos de uso obligatorio para el manejo de materiales compuestos y el trabajo en general dentro del taller de la Fundación Universitaria Los Libertadores, se encuentra el overol de trabajo, guantes de nitrilo, mascara protectora o tapabocas y zapatos cerrados.

4.4 CELDAS FOTOVOLTAICAS Y PANELES SOLARES

Para entender la operación de una célula fotovoltaica, necesitamos considerar la naturaleza del material y la naturaleza de la luz del sol. Las celdas solares están formadas por dos tipos de material, generalmente silicio tipo p y silicio tipo n. La luz de ciertas longitudes de onda puede ionizar los átomos en el silicio y el campo interno producido por la unión que separa algunas de las cargas positivas ("agujeros") de las cargas negativas (electrones) dentro del dispositivo fotovoltaico. Los agujeros se mueven hacia la capa positiva o capa de tipo p y los electrones hacia la negativa o capa tipo n. Aunque estas cargas opuestas se atraen mutuamente, la mayoría de ellas solamente se pueden recombinar pasando a través de un circuito externo fuera del material debido a la barrera de energía potencial interno. Por lo tanto si se hace un circuito se puede producir una corriente a partir de las celdas iluminadas, puesto que los electrones libres tienen que pasar a través del circuito para recombinarse con los agujeros positivos.

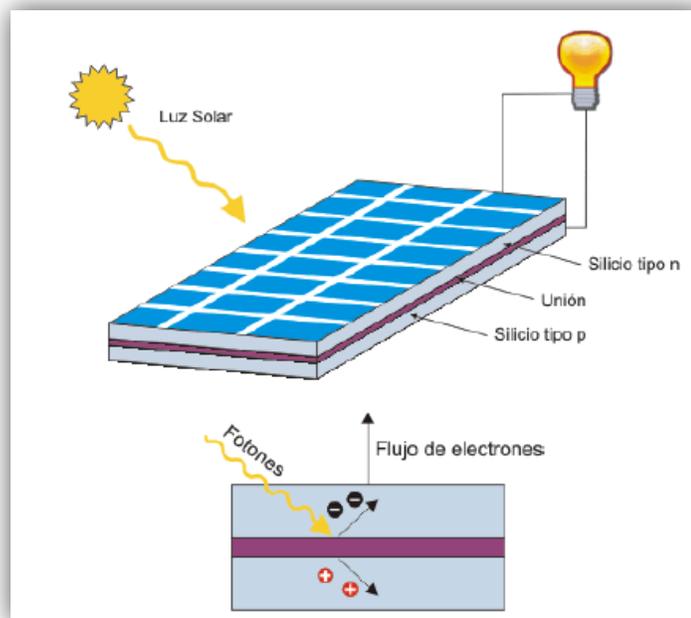


Figura 10 – Efecto fotovoltaico de una célula solar

Como se ha dicho anteriormente, los paneles solares están formados por numerosas celdas solares. Las celdas solares son pequeñas células hechas de silicio cristalino o arseniuro de galio, es decir, las celdas son cristales de silicio o cristales de arseniuro de galio que son materiales semiconductores (es decir, materiales que pueden comportarse como conductores de electricidad o como aislantes, depende del estado en que se encuentren).

Solamente si estas celdas tienen carga positiva o negativa, serán capaces de generar electricidad. La energía del sol mueve los electrones de la parte de la celda que le sobran hacia la parte de la celda que le faltan (donde hay huecos). Este movimiento de electrones es la corriente eléctrica, por lo tanto ya hemos conseguido generar corriente eléctrica de un punto a otro. Todas juntas hacen que se produzca un campo eléctrico en el panel solar.

La principal ventaja de utilizar paneles solares es que producen energía limpia y renovable, sin tener que recurrir a los recursos fósiles y energía nuclear. La energía solar no produce contaminación, sin embargo, el uso de recursos fósiles libera grandes cantidades de gases tóxicos hacia nuestra atmósfera.

Los paneles solares proporcionan energía limpia, sin embargo, su fabricación aún depende de energías no limpias. (El silicio o arseniuro de galio tienen que extraerse de la tierra y luego son transformados en diferentes procesos para poder colocarlos en el panel, aparte de otros materiales que componen el panel). Otra desventaja de los paneles solares, sobre todo los Fotovoltaicos es que dependen del clima. Anteriormente se mencionó que cuanto más luz reciban mejor, si vivimos en un clima escaso de Sol los paneles solares fotovoltaicos no sería muy útil. Por eso es más habitual ver paneles solares en zonas de climas secos y cálidos que fríos y húmedos. El espacio es otra de las desventajas, ya que para que los paneles solares funcionen con eficiencia necesitan cubrir bastante espacio.

Una característica importante de las celdas fotovoltaicas es que el voltaje de la célula no depende de su tamaño, y sigue siendo bastante constante con el cambio de la intensidad de luz. La corriente en un dispositivo, sin embargo, es casi directamente proporcional a la intensidad de la luz y al tamaño. Para

comparar diversas celdas se las clasifica por densidad de corriente, o amperios por centímetro cuadrado del área de la célula.⁷

4.5 MOTORES ELÉCTRICOS

Un motor eléctrico permite la transformación de energía eléctrica en energía mecánica, esto se logra mediante la rotación de un campo magnético alrededor de una espira o bobinado que toma diferentes formas.

Al pasar la corriente eléctrica por la bobina ésta se comporta como un imán cuyos polos se rechazan o atraen con el imán que se encuentra en la parte inferior; al dar media vuelta el paso de corriente se interrumpe y la bobina deja de comportarse como imán pero por inercia se sigue moviendo hasta que da otra media vuelta y la corriente pasa nuevamente repitiéndose el ciclo haciendo que el motor rote constantemente.

Los motores que usara la aeronave VANT SOLVENDUS, serán de tipo brushless, esta palabra se puede traducir como "sin escobillas", las escobillas son los elementos que hacen contacto en el colector de un motor común. En los motores de DC más pequeños, son de una aleación de cobre y en motores más grandes son de un compuesto a base de carbón.

Estos motores funcionan en AC (corriente alterna), la mayoría se alimentan con una señal trifásica, esta señal idealmente debería ser sinusoidal, pero en la práctica son pulsos, haciendo que la señal sea un continua pulsante o bien una continua con mucho componente de AC sin embargo se los clasifica como de DC porque al igual que los motores comunes tienen imanes permanentes. Estos imanes son atraídos por la polaridad de un campo magnético generado en las bobinas, las cuales como decíamos reciben pulsos en un patrón específico. Si se quiere que el motor gire más rápido, simplemente hacemos girar el campo magnético secuencial a mayor velocidad. O lo que sería lo mismo a aumentar la frecuencia de los pulsos.

⁷ Células solares. Que son las celdas solares. Textos científicos.
<http://www.textoscientificos.com/energia/celulas>.

4.6 CARACTERÍSTICAS ELÉCTRICAS DE LAS CELDAS FOTOVOLTAICAS

La respuesta que se genere por parte de un arreglo de celdas fotovoltaicas vendrá determinada por la cantidad de células o celdas que lo forman, pudiendo ser descrita mediante algunos parámetros explicados a continuación.

Voltaje de cortocircuito (V_{cc}): es el voltaje máximo que pueden producir las celdas fotovoltaicas cuando se realice una medición en los bornes positivo y negativo del arreglo sin ningún tipo de carga presente en él. Es decir en condiciones de resistencia infinita en los bornes. La medición se realiza con un voltímetro.

Corriente de cortocircuito (I_{cc}): es la máxima corriente o intensidad que se puede llegar a obtener en determinadas condiciones. Se realiza la medición de corriente con un Amperímetro colocado entre los bornes positivo y negativo del arreglo fotovoltaico, sin ningún otro tipo de resistencia presente, es decir colocando el circuito en corto circuito.

Los dos casos anteriores son extremos e indican una especie de circuito idealizado, en la práctica esto no sucede y se tienen diferentes cargas o resistencias que hacen variar los valores de corriente y voltaje del circuito

Corriente (I): Cuando hay presente una determinada diferencia de potencial se genera una determinada corriente en el circuito, dependiendo de la tensión generada la corriente variara su valor, lo que generalmente ocurre es que el arreglo fotovoltaico produce una determinada corriente que fluye por el circuito hacia las llamadas cargas de trabajo las cuales poseen una determinada resistencia. Se dice que la intensidad de corriente (I) se produce a una determinada tensión (V).

Potencia máxima (P_m): En determinadas condiciones el valor de la corriente tendrá cierto valor que comprende el rango entre cero y I_{cc} para el cual corresponde también una determinada diferencia de potencial que tomará un valor entre cero y V_{cc} . Como es sabido la potencia es el producto entre la tensión y la corriente, entonces ésta será máxima cuando únicamente para un cierto par de valores I y V . Se dice que un arreglo fotovoltaico trabaja en condiciones de potencia máxima cuando la resistencia

del circuito externo es tal que determina unos valores de I_m y V_m logrando así que el producto entre estos sea máximo.

Normalmente un panel no trabaja en condiciones de potencia máxima, ya que la resistencia exterior está fijada por la característica propia del circuito.

Potencia Nominal Pico: Esta es la potencia proporcionada al recibir una irradiación de 1000 W/m^2 a una temperatura de las celdas de 25°C , se trata de un pico máximo en las medidas reales de la intensidad radiante, esta corresponde a un día muy claro con el sol cercano al Cenit.

La mayoría del tiempo la intensidad solar que recibe el panel es menor a 1000 W/m^2 , por lo que la potencia real producida será también inferior a la nominal pico. Las potencias nominales más usuales que se pueden encontrar en el mercado son: 5, 10, 20, 35, 40, 60, 80, 100 y 120 Watts

Eficiencia total: En cuanto a la eficiencia total de los paneles esta se define como el cociente entre la potencia máxima producida y la potencia de la radiación incidente sobre el panel.

Factor de forma (FF): Es un concepto teórico Útil para medir la forma de la curva definida por las variables I y V .⁸

$$FF = \frac{P_m}{I_{sc} \times V_{oc}} = \frac{I_m \times V_m}{I_{sc} \times V_{oc}}$$

Figura 11 – Ecuación de factor de forma para celdas solares

⁸ Ardila S, Trillos J. Diseño y construcción de un prototipo experimental de un sistema de aprovechamiento de energía solar para un aeromodelo Spirit. Universidad Industrial de Santander

5. OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO

El mantenimiento MSG-3, es la metodología mayormente aceptada en el sector aeronáutico para el establecimiento de las tareas e intervalos de mantenimiento programado que sean aceptables, tanto para los operadores y fabricantes como para la Autoridad Aeronáutica Reguladora

Este programa de mantenimiento busca estandarizar la forma de hacer las tareas de mantenimiento a las aeronaves y sus componentes en tres formas: De acuerdo a sus sistemas, de acuerdo a sus estructuras, y de acuerdo a una ubicación zonal:

Los objetivos de este programa de mantenimiento son:

- ✓ Garantizar la seguridad en vuelo de la aeronave
- ✓ Preservar un alto nivel de confiabilidad en las operaciones
- ✓ Minimizar las tendencias de deterioro de los sistemas y componentes
- ✓ Reducir los efectos negativos ocasionados por el deterioro de los sistemas y componentes
- ✓ Minimizar los costos de mantenimiento

Para dar mejor lectura de las modificaciones que sufrió la aeronave VANT SOLVENDUS, y mediante una relación de mantenimiento y optimización, se designara una distribución zonal de la aeronave, así:

- ZONA 100: Parte inferior del fuselaje y tailboom
- ZONA 200: Parte superior del fuselaje y tailboom
- ZONA 300: Empenaje
- ZONA 400: Planta motriz
- ZONA 500: Ala derecha
- ZONA 600: Ala Izquierda
- ZONA 700: Tren de aterrizaje
- ZONA 800: Puertas (No aplica para la aeronave)

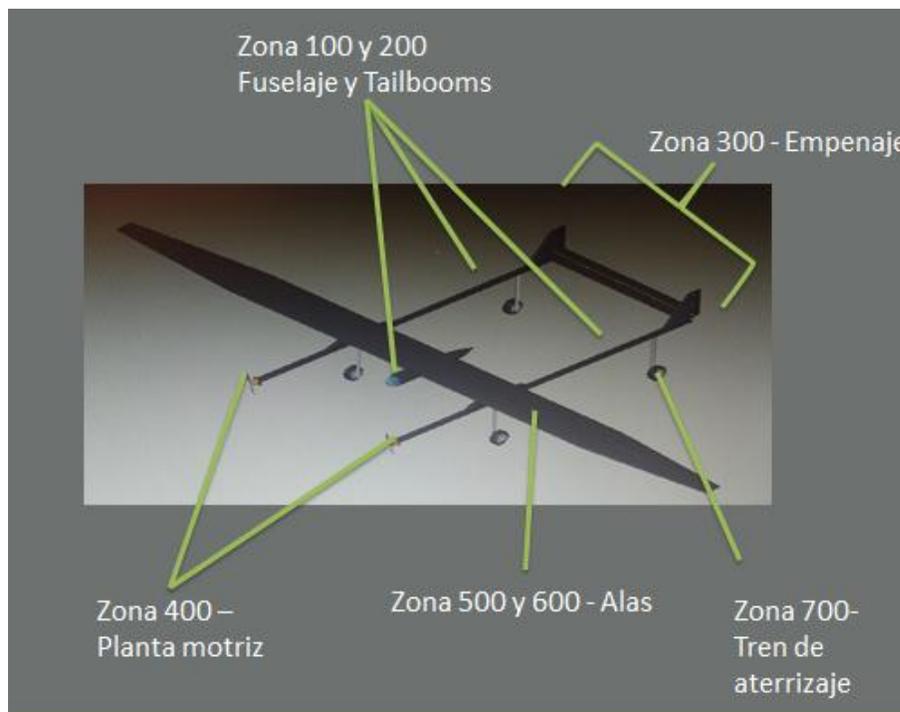


Figura 11 - Zonas de la aeronave VANT SOLVENDUS

GENERALIDADES

Descripción de la deficiencia

La aeronave VANT SOLVENDUS, poseía tornillos de sujeción en todas sus superficies, estos se encontraban fabricados en acero (figura 13). La totalidad de tornillos que posee la aeronave es de 52, y representan un peso total de **268gr**, por esta razón se hizo necesaria la reevaluación de este sistema de sujeción.

Implicaciones técnicas

En la fabricación de tornillería, se utilizan diversos materiales dependiendo de la aplicación y esos varían dependiendo de las partes utilizadas, la forma y/o el tamaño ya que en algunos materiales su composición no permite la fabricación de los tornillos, sin embargo debido al alto costo de la materia prima y al bajo o limitado uso no representa un costo beneficio aceptable para los fabricantes de tornillería y no lo presentan como una opción

comercial; sin embargo existen en el mercado talleres o fábricas que pudieran en un momento dado diseñar y producir una pieza específica si el cliente está dispuesto a absorber el costo de fabricación que represente.

Uno de los principales inconvenientes en la elaboración de estos tornillos, fue la difícil fabricación ya que el acero, aunque es un material derivado de los metales tiene una resistencia mecánica menor a la de otros metales, esto hace que sean más susceptibles a las fracturas cuando están sometidos a esfuerzos de tracción grandes.

En la tabla 3 y en la tabla 4, se presentan las propiedades mecánicas de los tornillos en aluminio y en acero respectivamente, se evidencia la diferencia que existe en cuanto la resistencia a la tracción; siendo la del acero mucho más elevada.

Tabla 10.43: Características mecánicas de los tornillos de aluminio (según DIN 267, parte 18)

Material		Diámetro nominal de la rosca mm		Resistencia a la tracción R_m N/mm ² min.	Límite elás- tico 0,2% $R_{p0.2}$ N/mm ² min.
Designación	Abreviatura	más de	hasta		
AL1	AlMg3	–	10	270	230
		10	20	250	180
AL2	AlMg5	–	14	310	205
		14	36	280	200
AL3	AlMgSi1	–	6	320	250
		6	39	310	260
AL4	AlCuMg1	–	10	420	290
		10	39	380	260
AL5	AlZnMgCu0,5	–	39	460	380
AL6	AlZnMgCu1,5	–	39	510	440

Tabla 3 - Características mecánicas de los tornillos de Aluminio⁹

⁹ Manual del aluminio Vol. II, segunda edición, editorial Navarrete. Barcelona 2004

Tabla 10.44: Características mecánicas para elementos de unión del grupo de aceros austeníticos (según DIN 267 parte 11 /ISO 3506)

Grupo de aceros	Clase de resistencia	Dominio de diámetros	Resistencia a la tracción del tornillo ¹⁾	Límite 0,2 ¹⁾	Alargamiento de rotura ²⁾	Tensión de ensayo en las tuercas
			R _m N/mm ² min.	R _{p0,2} N/mm ² min.	A _L mm min.	S _p N/mm ²
A1, A2 und A4	50	≤ M39	500	210	0,6 d	500
	70	≤ M20	700	450	0,4 d	700
		> M20 ≤ M30 ³⁾	500	250	0,4 d	500
	80	< M20 ³⁾	800	600	0,3 d	800

Tabla 4 – Características mecánicas de los tornillos en Acero¹⁰

La resistencia de los tornillos en aluminio puede ser mejorada si se fabrica en aleaciones, mejorando las características mecánicas. Para la aeronave no fue necesario buscar una resistencia elevada estos componentes de unión ya que la aeronave tendrá un peso máximo aproximado de 25kg.



Figura 13 – Tornillos en acero



Figura 12 – Tornillos en aluminio

Ventajas y desventajas del cambio

Algunas de las propiedades de los aceros contemplan que es un material muy tenaz en algunas aleaciones, especialmente usada para la fabricación de herramientas, evitando que el material sufra fracturas, posee una alta conductividad eléctrica y su mayor desventaja es que se oxidan con mucha facilidad. Por otro lado analizando las propiedades del aluminio, es un

¹⁰ Manual del aluminio Vol. II, segunda edición, editorial Navarrete. Barcelona 2004

material que ofrece buena resistencia a la corrosión ocasionada por el medio ambiente, es no magnético y ofrece la dureza del acero con la característica de que pesa aproximadamente una tercera parte. No obstante el aluminio puede mejorar su resistencia mecánica cuando se utiliza en aleaciones. Es un buen conductor de electricidad al igual que el acero¹¹

Toma de decisiones:

Analizando los factores de resistencia a la corrosión y reducción de peso, se decidió asumir el costo de la elaboración de los tornillos en aluminio. El costo de cada uno de los tornillos en acero (figura 14), que se adquirieron para la aeronave fue de 2.000 pesos M/Cte, cada uno de ellos con una arandela y una tuerca.

RESULTADOS

Se obtuvo una reducción de peso considerable en los componentes de sujeción en toda la aeronave; esta fue del **64,92%** en el cambio de los componentes.

En la tabla 5 se relaciona la cantidad de tornillos que se encuentran en la aeronave y una comparación del peso de los componentes antes y después de ser cambiados.

PARTE O SUPERFICIE	CANTIDAD DE TORNILLOS	PESO DE CADA TORNILLO EN ACERO (gr)	PESO DE CADA TORNILLO EN ALUMINIO (gr)
Estabilizadores verticales	10 (5 tornillos en cada estabilizador)	5	2
Alas	34 (17 tornillos en cada sección de ala)	5	2
Fuselaje	8	6	-

Tabla 5 – Peso de los componentes de sujeción de la aeronave VANT SOLVENDUS

¹¹ Villareal Oscar, Manual de Tornillería. Primera Edición, Mayo 2009

Con este cambio en los componentes de sujeción se contribuyó a reducir el peso de operación final que poseerá la aeronave. Además por las características del acero mencionadas anteriormente, se mantiene la dureza, y resistencia mecánica, pero se aprovecha la no corrosión del material al exponerse a diversas condiciones medioambientales.

5.1 ZONA 100 y ZONA 200 – FUSELAJE Y TAILBOOM

5.1.1 TAILBOOM

En la sección de los tailboom existían elementos de sujeción en el ala que estaban hechas de aluminio, estas uniones tienen como función dar rigidez a la aeronave y mantener unidos los tailboom al ala, y las secciones de ala.

Dichas uniones se encontraban fabricadas en perfiles de aluminio con perforaciones para los tornillos, pero estas uniones poseían un peso de 115gr, y el total de uniones era de 4. Haciendo que se ganaran **460gr** de peso en la aeronave, únicamente en estos componentes de unión.

Para la reducción considerable de peso en estos elementos, se hizo necesario el cambio de estos, por un laminado en fibra de carbono y núcleo en madera de balsa, que cumpliera las mismas funciones, conservando la rigidez, resistencia a los esfuerzos cortantes y soporte que el aluminio, pero con un menor peso.

El núcleo en madera de balsa en el interior de cada una de las capas, formando un sándwich, debe ser un material ligero cuya función principal es separar cada una de las tiras de fibra de carbono con el fin de transmitir los esfuerzos cortantes de una de las capas de fibra a la otra. Los laminados tipo sándwich tienen buenas ventajas como alta rigidez, aislamiento térmico y acústico y gran capacidad de absorción de energía.

Para la construcción de estos refuerzos en fibra de carbono se utilizaron vigas de aluminio de 30cm como molde, tiras de madera de balsa de 1,5cm, cuatro tiras de fibra de carbón de 10cm de ancho por 30 cm de largo, para cada uno de los refuerzos (4 en total), papel vinilo para forrar las vigas; a estas vigas se les aplicó cera desmoldante líquida para evitar que la resina se adhiriera a ellas antes de empezar con el proceso.

Una vez el material se encuentra cortado, se procede a realizar la mezcla de la resina epoxica, para esto se debe pesar la fibra de carbono y realizar una relación de pesos, siendo el 100% de peso usado en resina y un 20% del peso para el catalizador. Para esta pieza se tienen tiras de fibra de carbono con un peso de 48gr,

$$\frac{48gr = 100\% RESINA}{X = 20\% CATALIZADOR}$$

Mediante el uso de una regla de tres se puede calcular el 20% que se debe usar en catalizador. Entonces la relación final de resina epoxica que se debe usar es así.

48gr de resina y 34gr de catalizador

En un recipiente plástico deberán mezclarse la resina y catalizador y con un palito baja lenguas se deberá revolver lentamente hasta obtener una mezcla homogénea, para evitar la formación de burbujas que pueden ocasionar defectos en la pieza final.

La mezcla deberá ser distribuida sobre la fibra de carbono para realizar una pre impregnación (figura 16), este procedimiento deberá realizarse sobre plástico, una vez la resina ha sido distribuida, se pondrá de nuevo una capa de plástico y con la ayuda de una espátula se debe asegurar que la mezcla sea repartida sobre la fibra eliminando las burbujas que pueden quedar, teniendo especial cuidado de no realizar demasiada presión para no alterar la posición de las fibras.

Una vez realizado este procedimiento deberá retirarse el plástico superior con un ángulo de 45° para no alterar la fibra de carbono, ya que los hilos que la componen están distribuidas a 0° y 90°. (Figura 15)

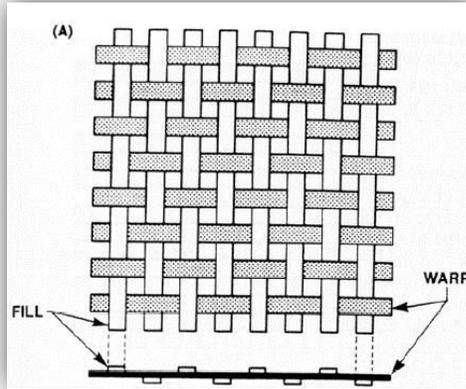


Figura 13 – Distribución de los hilos de la fibra de carbono¹²

Dos tiras de fibra de carbono deberán ser colocadas a lo largo del molde a modo de refuerzo estructural, además debe ser lo suficientemente resistente como para soportar junto con el tailboom el peso del ala de la aeronave, y la tira de madera de balsa será su núcleo (Figura 17), posteriormente se pondrá sobre la madera las tiras restantes de fibra de carbono.

Por otra parte, deberá tenerse especial cuidado en el armado de la pieza ya que si la fibra de vidrio se corre, la pieza quedará alterada en forma y propiedades al final de la etapa de curado.

Amarres de plástico servirán de unión entre los moldes de la pieza (figura 18).

Nota: los moldes deberán ser limpiados en su exterior con estopa humedecida con thinner, esto para evitar que se adhiera al plástico perforado y adicionalmente se deberá aplicar una capa de desmoldante y se dejará secar por dos minutos antes de continuar con el procedimiento.

Una vez seco se deberá forrar con plástico perforado y con breather. Finalmente deberá ser sometida a vacío por un periodo de 12 horas. Cumplidas este tiempo se apagará la bomba de vacío y sin sacar la pieza dejará en reposo 12 horas para el proceso de curado.

Pasado este tiempo la pieza podrá ser sacada y desmoldada hasta llegar a la pieza final (figura 19)

¹² Ibid, CIDFAE. Materiales de uso aeronáutico, Polímeros y cerámicos en la aeronáutica



Figura 14 - Pre- impregnación de la fibra
Fuente: autora



Figura 15 – Armado de la pieza
Fuente: autora



Figura 16 – Amarres de plástico para asegurar
Fuente: autora

RESULTADO DE LA OPTIMIZACIÓN

ANTES	AHORA
	
Figura 17 – Antigua sujeción tailboom	Figura 18- Nueva sujeción tailboom
Peso de la pieza de acuerdo al material de fabricación: En aluminio: 115gr En fibra de carbono: 56gr	
<i>Nota:</i> Este peso refleja una sola unión, la aeronave tiene 4 uniones de este tipo para una reducción de peso de 236gr	
Porcentaje de reducción de peso: 48%	
Cambio en dimensiones: NINGUNO	

Tabla 6 – Resultado optimización tailboom

5.1.1.1 Bancada del motor

La bancada no es solo la conexión del motor con la estructura de la aeronave, sino que también sirve para distribuir el peso del motor y disminuir los efectos de la tracción, torque y vibraciones. Algunas bancadas son diseñadas de tal manera que impartan un empuje hacia arriba o hacia abajo, con relación a la línea de vuelo, mientras otras bancadas están ligeramente inclinadas hacia las derecha o hacia la izquierda, a fin de compensar el torque producido por el giro del motor.

Para las bancadas del motor, fue necesario realizar un rediseño de las mismas ya que se encontraban hechas en material de impresión 3D ABS, que aunque posee rigidez estructural, es un material derivado del plástico, que al ser sometido a altas temperaturas puede llegar al derretimiento.

Ya que se debe prever cualquier tipo de incidente en vuelo y teniendo en cuenta que la aeronave es propulsada por motores eléctricos, que pueden sobrecalentarse al ser llevados a altas potencias por periodos prolongados de tiempo, se decidió cambiar estas bancadas por un tipo de sujeción en materiales compuestos.

Se realizará un laminado en materiales compuestos usando dos capas de fibra de carbono y un núcleo de madera de balsa de 1mm, por ser un laminado en materiales compuestos se deberán seguir los mismos pasos de fabricación que se describen en el numeral 5.1.1.

RESULTADOS ESPERADOS DE LA OPTIMIZACIÓN

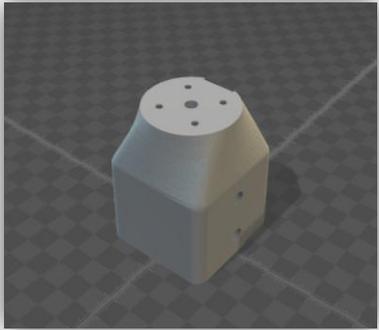
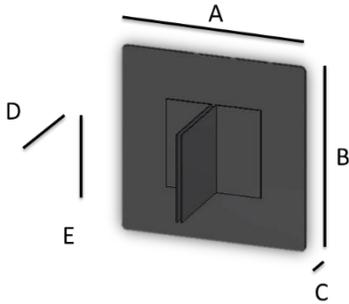
ANTES	AHORA
 <p data-bbox="354 1171 815 1234">Figura 19 – Bancada del motor antigua Fuente: Autora</p>	 <p data-bbox="901 1165 1388 1228">Figura 20 – Diseño de bancada de motor CAD¹³</p>
<p data-bbox="462 1255 1226 1291">Peso de la bancada en material de impresión 3D: 90gr</p> <p data-bbox="511 1291 1177 1327">Peso estimado en materiales compuestos: 80gr</p>	
<p data-bbox="657 1333 1031 1365">Cambios en dimensiones:</p> <p data-bbox="787 1365 901 1396">A: 7cm</p> <p data-bbox="787 1396 901 1428">B: 7cm</p> <p data-bbox="771 1428 917 1459">C: 0,5cm</p> <p data-bbox="787 1459 901 1491">D: 5cm</p> <p data-bbox="787 1491 917 1522">E: 3,9cm</p>	

Tabla 7 – Resultados esperados bancadas de motores

Aunque no se presentan reducciones de peso significativas en este componente, se asegura la prevención de algún tipo de incidente, debido a

¹³ Salcedo A. Manuales de la aeronave VANT SOLVENDUS – AMM – AFM. Proyecto de grado Fundación Universitaria Los Libertadores 2016

altas temperaturas que estén relacionados directamente con el material de las bancadas de la aeronave.

Nota aclaratoria: Al no encontrarse disponibles los insumos para realizar esta modificación, se presenta el diseño únicamente en CAD para la bancada del motor, esta será cambiada una vez se disponga de los insumos necesarios para su fabricación.

5.1.2 FUSELAJE

5.1.2.1 - Interior del fuselaje

En la fase previa del proyecto correspondiente al diseño detallado y construcción de la aeronave VANT SOLVENDUS, se generó la pieza final que corresponde al fuselaje (figura 23), a excepción de las divisiones que este deberá tener para contener en su interior toda la electrónica de vuelo, garantizando que los componentes y el cableado se mantengan asegurados en lugares específicos dentro del fuselaje, y que en vuelo no se dispersen por movimientos que los puedan afectar.

Dentro de la optimización del diseño para la fabricación de esta pieza, se utilizará un laminado en fibra de carbono con núcleo en madera de balsa como refuerzo estructural. Creando varios compartimentos (figura 24), que se adaptaran a los componentes de la electrónica de vuelo de la aeronave y que a su vez se ajustara al fuselaje, dándole mayor estabilidad.



Figura 21 – Pieza final del fuselaje – vista lateral
Fuente: Autora

El diseño en CAD de los compartimentos se encuentra en la figura 24, cada uno de ellos contendrá los elementos necesarios para que la aeronave pueda funcionar y transmitir los datos a la estación en tierra, la ubicación de la electrónica estará especificada a continuación.

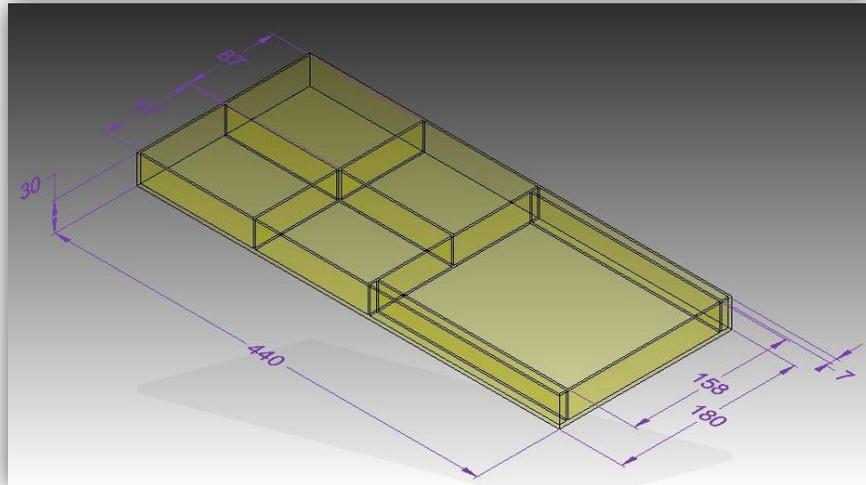


Figura 22 – Compartimentos interior del fuselaje¹⁴

La ubicación de los componentes de la electrónica de vuelo se muestra en la figura 25, esta ubicación representa las conexiones que deben realizarse de cada uno de los componentes, es decir: el receptor del radio control, el sistema de emisión de audio y video (telemetría), el GPS, y los micro controladores de maniobras de la aeronave, conectados directamente a la tarjeta principal del piloto automático.

Además deberá destinarse una conexión adicional a la cámara GoPro, que estará instalada en la parte frontal del fuselaje, con su respectivo gimbal, este cumplirá la función de asegurar la cámara al fuselaje, dándole estabilidad para tomar las imágenes requeridas y grabar todo el vuelo durante el cumplimiento de la misión.

El gimbal también dará a la cámara la libertad de movimiento necesaria para ser un cambio de posición y foco durante el vuelo para la toma de los registros fotográficos.

¹⁴ Diseño CAD, Nicolás Rodríguez (jnrodriguez@libertadores.edu.co) – Estudiante de Ingeniería Aeronáutica, Fundación Universitaria los Libertadores 2016

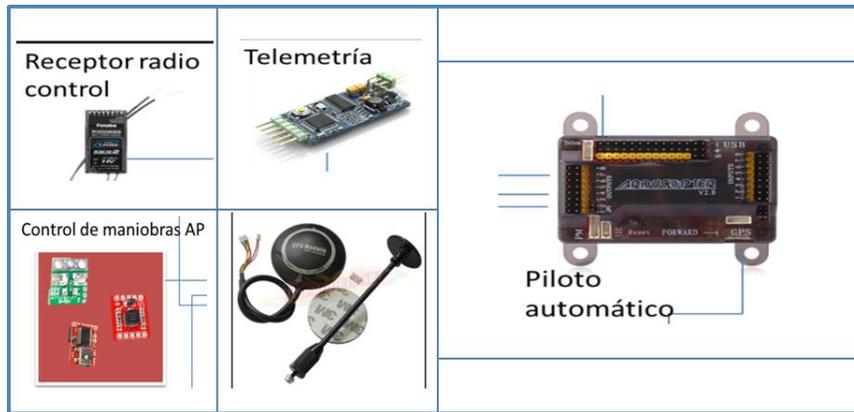


Figura 23 – Ubicación de la electrónica de vuelo en el fuselaje
Fuente: Autora

Nota aclaratoria: Al no encontrarse disponibles los insumos para realizar esta modificación, se presenta el diseño únicamente en CAD para la distribución por compartimentos de los componentes de la electrónica de vuelo, esta pieza será elaborada una vez se disponga de los insumos necesarios para su fabricación.

5.2 ZONA 300 EMPENAJE

Para esta zona fue necesaria la reevaluación del sistema de sujeción entre el estabilizador horizontal y los estabilizadores verticales de la aeronave, ya que este se encontraba unido mediante tornillos que perforaban la piel de los estabilizadores verticales (figura 26), alterando la aerodinámica y la resistencia estructural de la aeronave.

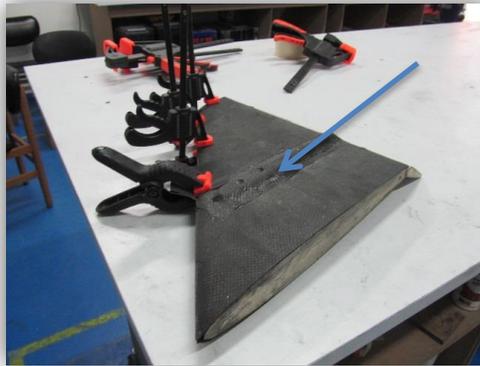


Figura 24 – Sujeción anterior del estabilizador vertical al horizontal

Para optimizar esta zona fueron diseñados mediante el software solid edge, soportes de sujeción entre los tailboom de la aeronave y los estabilizadores verticales (figura 27), esto para garantizar que al momento de armar el empenaje por completo, este fuera un conjunto reforzado, disminuyendo riesgos por desprendimiento de estructuras o piel en vuelo.



Figura 25- Pieza en CAD¹³

El diseño de esta pieza busca sujetar firmemente los estabilizadores verticales uniéndolos al tailboom y dejando reposar sobre ella el estabilizador horizontal. Esta pieza cuenta con cambios de sección para adecuarse a la forma de la costilla principal del estabilizador vertical (figura 28).

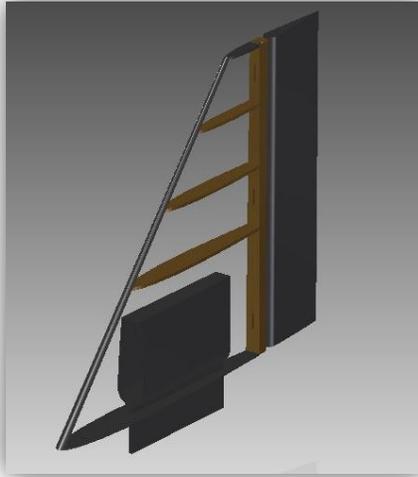


Figura 26 – Montaje de la sujeción del empenaje¹⁵

Después de analizar este tipo de diseño se dispuso a usar la impresora tridimensional (Stratasys 3D – Printer) de la Fundación Universitaria Los Libertadores e imprimir esta pieza en material ABS, esta impresión tardó en realizarse alrededor de tres días hasta obtener el producto final que se ilustra en la figura 29.

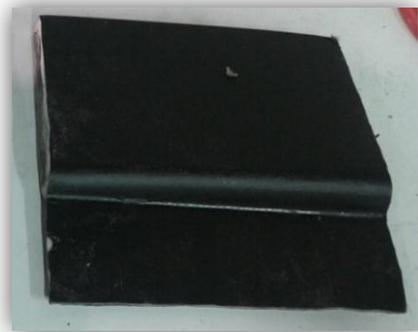


Figura 27 – Pieza final después de la impresión
Fuente: autora

¹⁵ Diseño CAD, Andrés Felipe Salcedo, afsalcedop@libertadores.edu.co – Estudiante de Ingeniería Aeronáutica, Fundación Universitaria los Libertadores 2016

Después de tenerse la pieza en material de impresión ABS, esta debía replicarse exactamente en materiales compuestos sin ningún tipo de núcleo en su interior. Para hacer esto posible fue necesaria la construcción de un molde que sirviera de refuerzo y que facilitara el proceso de manufactura con la fibra de carbono.

Para la construcción de este molde se usó una caja cuadrada de madera recubierta con una bolsa plástica para evitar que los compuestos plásticos se adhieran a la madera. (Figura 31). En dos recipientes de plástico se mezclan 100gr en partes iguales de los dos químicos (poliol y disocianato) (figura 30) revolviendo constantemente hasta obtener una mezcla homogénea.

Figura 30 – Compuestos químicos



Figura 28 – Molde de madera con plástico



Fuente: Autora

Figura 29 – Presión uniforme al molde



Figura 30 – Pieza final



Fuente: Autora

Se continua mezclando hasta que los compuestos empiecen a calentarse, puesto que la reacción es de tipo exotérmico empezaran a calentarse, una vez empiecen a generar este calor, la mezcla deberá ser vertida uniformemente dentro del molde (figura 31), y se cubrirá con una lámina de plástico para generar un terminado más uniforme (figura 32).

Deberá ejercerse presión en la lámina de plástico hasta que termine la reacción, esto tomara entre 5 y 10 minutos, usando por supuesto elementos de protección personal como guantes de nitrilo y overol o bata de trabajo. Pasado el tiempo de la reacción se procederá a desmoldar la pieza (figura 33), retirando la bolsa de plástico que se ha adherido a la espuma.

Nota: No se deberá aplicar ningún tipo de agente desmoldante a la bolsa plástica, de lo contrario se podrá generar un efecto químico indeseado, dañino para la salud humana.

Una vez finalizada esta pieza, se deberá moldear esta espuma hasta que se logre tomar la forma de la pieza generada mediante la impresión 3D, esto para dar el refuerzo necesario para someter la pieza a el tratamiento con materiales compuestos.

Para efectuar el tratamiento en materiales compuestos se deberán cortar los materiales del tamaño requerido y siguiendo el procedimiento expuesto en la tabla 2, que describe la utilización de materiales compuestos, deberá obtenerse la pieza final (figura 34).



Figura 31- Pieza final sujeción estab. Vertical y estab. Horizontal
Fuente: autora

Para la aplicación de este nuevo método de sujeción, fue necesaria la construcción de la piel de los estabilizadores verticales nuevamente, ya que los anteriores tenían agujeros sobre la piel, donde se introducían tornillos que aseguraban el estabilizador vertical al estabilizador horizontal, la pieza final en CAD se muestra en la figura 35.



Figura 32 – Armado en CAD del estabilizador vertical

El procedimiento de construcción de los estabilizadores verticales se realizó mediante la utilización de un molde de madera de balsa (figura 36) fabricado con un corte longitudinal del estabilizador vertical para que su armado se facilitara al obtener las piezas en fibra de carbono.

El paso a seguir fue la impregnación de la fibra de carbono y la aplicación del desmoldante al molde. Se ubicó la fibra de carbono y los demás insumos capa a capa como se describen en la tabla 2 de este documento, y se sometió la pieza a vacío (figura 37)



Figura 33 - Molde estabilizador vertical



Figura 34- Vacío estabilizadores verticales



Figura 35 - Valor de -21 mmHg en el vacío

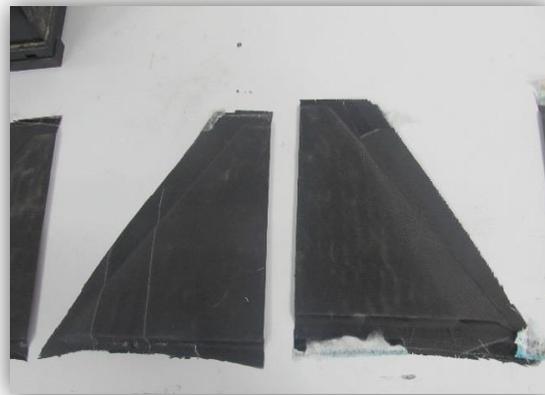


Figura 36 – Pieza final estab. Vertical

Nota: Este procedimiento se llevó a cabo dos veces para obtener las cuatro caras de ambos estabilizadores verticales, la pieza final se muestra en la figura 39, estas piezas deben ser cerradas y selladas con resina epoxica.

Dentro de la optimización de esta zona se incluyó el cambio de los timones de dirección que se encontraban fabricados láminas de madera de balsa y con costillas en su interior, la forma de sujeción era directamente al estabilizador vertical mediante tornillos (figura 40), agregando peso indeseado a la aeronave.



Figura 37 – Antigua sujeción del timón de dirección

Fueron construidos los timones de dirección de una sola pieza a partir de un bloque de madera de balsa para aligerar el peso (figura 41), conservando las dimensiones pero cambiando el sistema de sujeción, usando en la actualidad bisagras de aerodelismo estándar ya que por su bajo peso no fue necesario el uso de bisagras de trabajo pesado



Figura 38 – Timón de dirección actual

RESULTADO DE LA OPTIMIZACIÓN

ANTES	DESPUÉS
	
<p>Figura 39 – Antigua sujeción del empenaje</p>	<p>Figura 40- Nueva sujeción del empenaje</p>
<p>Con el sistema anterior se evidenciaba desgaste del material por el uso de tornillos que atravesaban la piel de los estabilizadores verticales, además de que poseía un cambio de sección en la piel de los mismos, alterando la aerodinámica original del tipo de perfil seleccionado.</p> <p>Este nuevo sistema de sujeción, asegura posibles daños por desprendimiento de piel o estructuras en vuelo, proporciona mayor rigidez al conjunto de empenaje a través de los ciclos de mantenimiento y conserva la aerodinámica de los estabilizadores verticales y el estabilizador horizontal.</p>	
<p>CAMBIOS EN LAS DIMENSIONES: Aunque incluye la nueva pieza que se fabricó en materiales compuestos, no se alteraron las dimensiones ni los perfiles de ninguno de los estabilizadores.</p>	
<p>CAMBIOS EN EL PESO: No se presentó una reducción significativa de peso</p>	

Tabla 8 – Resultado de optimización empenaje

5.3 ZONA 400 MOTORES

Siguiendo con el principio fundamental del proyecto, que se alimenta mediante energías limpias en la aeronave VANT SOLVENDUS, de deberán usar motores eléctricos para aprovechar la energía solar que los paneles transforman en energía eléctrica.

Lo que se quiere determinar para la aeronave, es la combinación más eficiente entre el motor, la hélice y la batería que debe usar el sistema, y que además permita que la aeronave pueda ponerse en vuelo sin usar por completo la potencia de todo el conjunto motor.

Uno de los detalles más importantes, y que a menudo suele dejarse de lado dentro de la elección de un motor, es que este influye positiva o negativamente sobre el lugar donde quedara situado finalmente el centro de gravedad de la aeronave

La mejor elección para un motor es aquel que puede generar un poco más de potencia de la necesaria para poner la aeronave en vuelo, pero teniendo claros conceptos paralelos como el peso, las dimensiones del motor y el propio diseño de la aeronave.

Antes de explicar la elección de los motores se deben tener en cuenta tres conceptos fundamentales pertenecientes al campo de la electrónica:

- Voltios: Es la velocidad que poseen los electrones al viajar por u circuito eléctrico
- Amperios: Representa la cantidad de corriente que fluye en un punto.
- Vatio o Watt: Hace referencia a la potencia, es la relación entre los conceptos anteriores; $Watts = voltios \times amperios$

Para empezar con la elección del motor de la aeronave VANT SOLVENDUS, es necesaria la categorización de ella dentro de las utilidades de las aeronaves que usan motor eléctrico. Esta categorización relaciona la cantidad de Watts de potencia con respecto al peso de cada tipo de aeronave, esta información se muestra en la tabla 9

Relación de Vatios	Tipo de aeronave
60 - 80 W Lb	Entrenador
80 – 100 W Lb	Acrobático básico y escala
100 – 120 W Lb	Acrobático avanzado y velocidad
120 – 140 W Lb	Modelos pesados
Más de 140 W Lb	Acrobáticos 3D

Tabla 9 - Relación de Vatios de potencia vs tipo de aeronave para motores eléctricos¹⁶

La categoría que se le impuso a la aeronave VANT SOLVENDUS fue la de aeronave a escala, ya que su peso final (20kg) se asemeja con las aeronaves que normalmente se encuentran dentro de esta categoría. Ahora bien, con base en este dato de potencia se adelantaron los cálculos de potencia requerida para la aeronave.

Por la configuración de la aeronave es necesario que el peso total de ella se distribuya para ambos motores en igual magnitud, es decir que cada uno de los motores deberá ser capaz de mover 10 kg de peso. Ahora bien, trabajando en unidades inglesas ya que la tabla 9 toma como referencia las unidades inglesas, se tendrá lo siguiente:

$$10kg = 22,04 Lb$$

Este peso se relacionara nuevamente con tabla 9; aquí se debe tomar la cantidad de potencia requerida con respecto al peso que se ha calculado previamente, la tabla relaciona que una aeronave acrobática o a escala debe usar potencias de motor entre 80W y 100W, se usa la potencia requerida máxima para este rango, ya que es preferible que la aeronave posea un poco más de potencia en los motores y no que se vea afectada en vuelo por falta de ella. Es decir la cantidad de potencia requerida para cada uno de los motores será:

$$22,04 lb \times 100W = 2204W \text{ por motor}$$

Para estandarizar este valor, se decidió elegir un rango de potencia requerida, esto quiere decir que cada uno de los motores que deben usar

¹⁶ Tabla de relación de Vatios de potencia vs categoría de aeronave, motores eléctricos. Sitio web: <http://rc-ink.blogspot.com.co/p/aviones-electricos.html>

para que la aeronave se pueda poner el vuelo, deben generar 2204W a 2500W de potencia.

La aeronave VANT SOLVENDUS, necesita una potencia máxima generada por los motores únicamente en la fase de despegue, para poder generar una aceleración lo suficientemente alta y con la ayuda de las superficies de control pueda alcanzar gradualmente la energía potencial que lo ponga en vuelo.

Una vez allí, la aeronave disminuirá su potencia en los motores, y alcanzara la fase de vuelo recto y nivelado, en donde gracias al perfil aerodinámico del ala (Eppler 212), en el que la aeronave podrá ser capaz de planear, usando los motores a ralenti o en mínimas revoluciones.

Ahora bien se debe realizar una búsqueda del motor que mejor se acople a las necesidades de la aeronave en términos de potencia, esto quiere decir que un alto KV proporcionará muchas más revoluciones que un bajo KV. Un alto KV está indicado para aviones rápidos con una hélice pequeña, mientras que un KV menor es adecuado para un motovelero que lleva una hélice más grande.

Si se está limitado por el voltaje de la batería se puede jugar con el KV del motor para adecuar el comportamiento del conjunto a nuestro gusto, mientras que si no estamos limitados por la potencia, podemos usar motores de un KV menor y simplemente para adecuar el número de revoluciones a nuestro gusto aumentaremos el voltaje de la batería¹⁷

Se llevó a cabo una búsqueda de los motores que generaran la potencia suficiente para poner en vuelo a la aeronave. Esta búsqueda se encuentra en la tabla 10, que relaciona las diferentes opciones de motor que le aplican a la aeronave, con sus factores de potencia y máximas rpm alcanzadas en cada caso

¹⁷ Blog aeromodelismo para principiantes, aviones eléctricos <http://rc-ink.blogspot.com.co/p/aviones-electricos.html>

DOUBLE AXI 5345/14 HD GOLD LINE



TECHNICAL SPECIFICATION

No. of cells	8-10s Li-Poly
RPM/V	225 RMP/V
Max. efficiency	93%
Max. efficiency current	36 - 84 A (>85%)
No load current	2,6 A
Current capacity	110 A/20 s
Internal Resistance	27 mohm
Dimensions (Ø x L)	63x81 mm
Shaft diameter	8 mm
Weight	995 g

	WEIGHT OF MODEL		Li-pol CELLS	CURRENT MAX I _{MAX}	JETI ADVANCE PRO	PROPELLER
	grams	ounces				
TRAINER	11 000	388,0	10s	100A/20s	90A	20"x13"
3D	7 500	264,6	10s	100A/20s	90A	22"x10"
AEROBATIC	8 500	299,8	10s	100A/20s	90A	21"x14"
GLOW ENGINE CONVERSION	60 - 80 ccm / 4.0-4.9 gasoline					

AXI 5330/F3A GOLD LINE



TECHNICAL SPECIFICATION

No. of cells	10s Li-Poly
RPM/V	235 RMP/V
Max. efficiency	91%
Max. efficiency current	23 - 57 A (>85%)
No load current	1,8 A
Current capacity	72 A/20 s
Internal Resistance	45 mohm
Dimensions (Ø x L)	63x64 mm
Shaft diameter	8 mm
Weight	652 g

BEST PRACTICES

	WEIGHT OF MODEL grams  ounces		Li-pol CELLS 	CURRENT MAX I_{MAX} 	JETI ADVANCE PRO 	PROPELLER 
 TRAINER	8 000	282,2	10s	75A/30s	90A	20"x10"
 F3A	5 500	194,0	10s	75A/30s	90A	20"x13"
 3D	4 800	169,3	10s	75A/30s	90A	22"x8"
 SAILPLANE	15 000	529,1	10s	75A/30s	90A	20"x13"
 GLOW ENGINE CONVERSION	23 -26 ccm/1.3-1.55 -2stroke 1.4 -4stroke 35 - 45 ccm/2.1-2.7 gasoline					

DOUBLE AXI 5345/16 HD GOLD LINE



TECHNICAL SPECIFICATION

No. of cells	8-12s Li-Poly
RPM/V	195 RMP/V
Max. efficiency	94%
Max. efficiency current	30 - 75 A (>85%)
No load current	2,1 A
Current capacity	90 A/20 s
Internal Resistance	34 mohm
Dimensions (Ø x L)	63x81 mm
Shaft diameter	8 mm
Weight	995 g

BEST PRACTICES

	WEIGHT OF MODEL grams  ounces		Li-pol CELLS 	CURRENT MAX I_{MAX} 	JETI ADVANCE PRO 	PROPELLER 
 TRAINER	10 000	352,7	10s	90A/20s	90A	22"x10"
 3D	7 000	246,9	10s	90A/20s	90A	24"x12"
 AEROBATIC	8 500	299,8	10s	90A/20s	90A	22"x12"
 GLOW ENGINE CONVERSION	60 - 75 ccm / 3.6-4.6 gasoline					

Tabla 10 – Motores analizados para la aeronave VANT SOLVENDUS

Las variables que fueron analizadas en cada uno de estos motores fueron, velocidad (rpm), eficiencia, peso y costo. Cada uno de estos motores necesita baterías de 10 celdas para ser alimentados así que este no fue un factor que se usara la elección.

Después de una búsqueda dentro de estas referencias, y de una comparación entre los motores que más se ajustaban a la misión de la aeronave y a la reducción de peso, aumento de eficiencia y factores económicos se escogió el motor AXi 5345/16HD GOLD LINE (figura 44) y una hélice Xoar 22x10 PJT Hollow en fibra de carbono (figura 45). Las especificaciones de cada uno de estos componentes se encuentran en el anexo 1.



Figura 41- Motor AXi 5345/16HD



Figura 42 - Hélice Xoar 22X10 PJT

Este motor es una versión mejorada de las clásicas series AXi 5345, que fueron diseñadas para modelos 3D de hasta 8000gr de peso, para modelos acrobáticos hasta 12000g y grandes modelos de vuelo realista hasta 15000g en peso. La falta de ruido de la caja de cambios hace que estos motores sean más adecuados para modelos a escala. Además poseen una eficiencia del 94% y trabajan a una corriente de 30-75 Amperios para su máxima eficiencia, haciendo que el uso de las baterías se pueda extender, es decir mayor autonomía de vuelo¹⁸.

¹⁸ Motores AXi – Descripción del motor AXi 5345/16HD
<https://www.modelmotors.cz/product/detail/252/>

5.4 ZONA 500 Y 600 ALAS

5.4.1 Bisagras

La optimización del diseño para las alas, estuvo orientado a la reducción de peso y a la ubicación de nuevas bisagras para trabajo pesado (figura 47), que garanticen que los alerones, los timones de dirección y el timón de profundidad estén bien asegurados al ala y al empenaje respectivamente.

Las anteriores bisagras (figura 46) instaladas en la aeronave, aunque también son usadas en aeromodelismo, están diseñadas para ser usadas en modelos de mediana escala, por el contrario las nuevas bisagras son usadas para aeronaves entrenadoras y aeronaves a gran escala, que al tener más puntos de sujeción en las superficies a unir, garantizan soportar esfuerzos debido al torque que generan los servos.

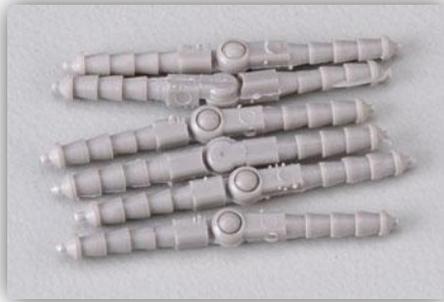


Figura 43 - Bisagras antiguas



Figura 44 - Nuevas bisagras trabajo pesado

Estas bisagras están ubicadas en los alerones de las alas y tienen cuatro bisagras por cada alerón (8 en total), el método de instalación de estas bisagras a los alerones es mediante el uso de resina epoxica y deben exponerse a un secado a temperatura ambiente durante 24 horas.

Dentro de la reducción de peso de la aeronave fueron cambiados unos listones de madera que cubrían toda la longitud de sujeción de los alerones, y en donde encajaban las bisagras antiguas, solamente se usaran listones donde irán ubicadas las bisagras y están hechas de madera de balsa y no de madera como anteriormente se encontraban así:

Dentro de la optimización del diseño surgió la necesidad de construir unos soportes en las alas que permitieran el anclaje de los servos que mueven los alerones. Esto con la finalidad de asegurar la sujeción de los mismos y evitar accidentes en vuelo si llegasen a soltarse.

RESULTADO DE LA OPTIMIZACIÓN

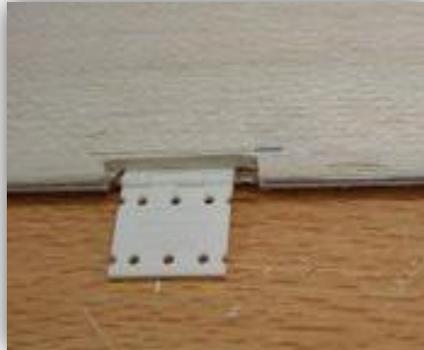


Figura 45 – Nuevo sistema bisagras

El uso de bisagras de trabajo pesado garantiza que las estructuras estén correctamente sujetas y que además, aseguren los alerones adecuadamente al ala, y que por el efecto de su propio peso y del flujo de aire cuando la aeronave este en vuelo, no exista desprendimiento de esta superficie.

CAMBIOS EN DIMENSIONES:

CAMBIOS EN PESO: Ninguno

Tabla 11 – Resultado de la optimización de bisagras

5.4.2 Instalación de los servomecanismos

Para la instalación de los servomecanismos que se encargaran de mover los alerones, fue necesaria la construcción de soportes en madera de balsa que se encargaran de mantenerlos en una sola posición. Los servomecanismos deben estar bien sujetos a alguna superficie, para evitar que el torque que producen lleve a mover el propio servo, y así perder el control de los alerones, ocasionando que la aeronave se desplome.

Mediante el software CAD (figura 49), fueron diseñados estos soportes, que se encuentran adheridos interiormente a la piel del intradós del ala, utilizando resina epoxica.

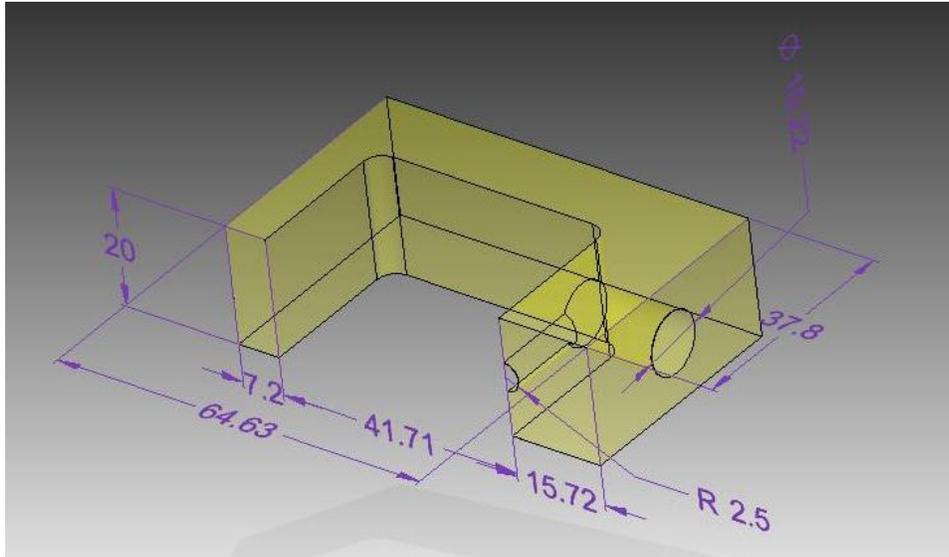


Figura 46 – Diseño CAD de sujeción de servos (medidas en mm)

RESULTADO DE LA OPTIMIZACIÓN



Figura 50 – Contención de los servomecanismos

Peso del sistema de sujeción: 14gr en madera de balsa

Este sistema de contención garantiza que los servomecanismos se

encuentren estáticos, unidos a las costillas y al interior de la piel del ala, garantizando eliminar el torque producido por los servos, este sistema estará unido mediante resina epoxica y tendrá una capa de fibra de carbono que facilitara la adherencia a la fibra de carbono del ala.

Tabla 12 – Optimización servomecanismos

Nota aclaratoria: Al no encontrarse disponibles los insumos para realizar esta modificación, se presenta el diseño únicamente en CAD y la pieza finalizada en madera de balsa, el recubrimiento con la fibra de carbono será elaborado una vez se disponga de los insumos necesarios para su fabricación.

5.5 ZONA 700 TREN DE ATERRIZAJE

Durante el aterrizaje, el tren debe absorber la energía cinética producida por el impacto. Las llantas son el primer elemento que absorbe tal impacto, pero no es suficiente; así que el tren debe poseer un sistema de amortiguación para poder disminuir el impacto.

Para la elección del tren de la aeronave se optó por un tren de tipo fijo ya que son usados solamente en aviones relativamente pequeños, de baja velocidad donde el aumento de peso por la instalación de un sistema retráctil influirá desfavorablemente sobre el peso total y la ganancia en velocidad no es alta.

Para el diseño del tren de aterrizaje se evaluaron varias variables. La primera y más importante de ellas es el peso final de la aeronave, por lo tanto debe construirse un tren lo suficientemente liviano pero tan resistente que no sufriera ningún daño de tipo estructural, ni para el mismo, ni para la aeronave.

El material que usualmente es usado en la construcción de trenes de aterrizaje de pequeños aeromodelos, es el alambre acerado por su ligereza y por tener diferentes regímenes de dureza. Entre otros materiales se encuentra el aluminio que se deja moldear y se adapta a casi cualquier tipo de necesidad, este es el más usado en bancadas de motor y de igual manera en trenes de aterrizaje.

Desde la llegada de los era de los materiales compuestos, se han venido aprovechando las diferentes propiedades que esos poseen, y en el mercado ya se encuentran trenes de aterrizaje, fabricados para aeromodelos con motores de 100cc, aviones con pesos aproximados de 13 a 15kg, trenes de aterrizaje hechos en fibra de carbono.

Para la fabricación de los trenes de aterrizaje de la aeronave parte de dos ideas fundamentales. La primera de ellas evalúa la posibilidad de construir cuatro trenes fijos, cada uno con una rueda y con un sistema de absorción de choques mediante el uso de un resorte de compresión (figura 51).



Figura 47 – Diseño del tren de aterrizaje 1

La ventaja de usar este tipo de tren es que se garantiza completamente la absorción de choques que puede sufrir la aeronave al hacer contacto directo con la pista de aterrizaje. Por otra parte y como su mayor desventaja, cabe resaltar el peso de cada uno de estos trenes, que en su ensamble incluyendo las ruedas, llega a pesar 600gr, haciendo que el peso de la aeronave aumente drásticamente y llegar a 2400gr únicamente en el tren de aterrizaje.

La segunda opción que se encuentra contemplada para el tren de aterrizaje, es un tipo no usual de tren que aprovecha las ventajas de los materiales compuestos, ofreciendo resistencia estructural, bajo peso y dureza en un mismo diseño.

Este tipo de tren estaría construido sin ningún tipo de núcleo, y con 5 capas de fibra de carbono. Deberá construirse un molde y un contra molde especial para que la fibra pueda adoptar la forma deseada (figura 52).

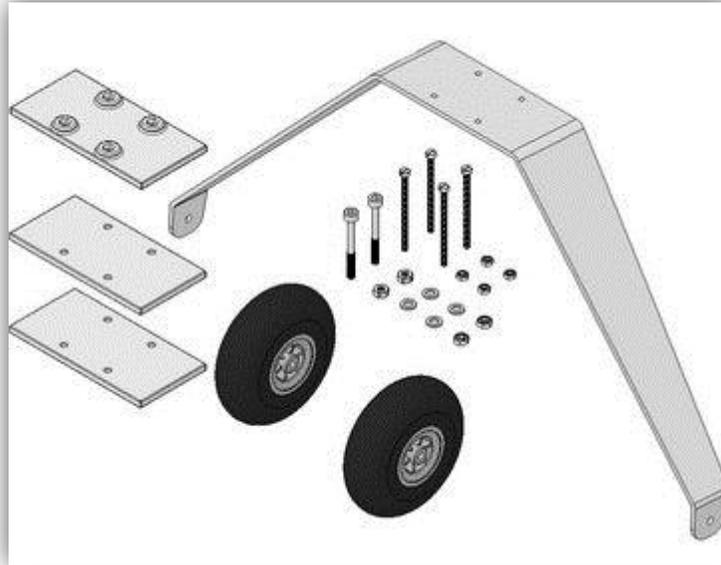


Figura 48 – Diseño tren de aterrizaje 2

El peso estimado de este tren de aterrizaje para la aeronave es de 500gr, incluyendo las ruedas y los componentes de sujeción entre ellas. Las ventajas de este tren es que solo se necesita uno de estos ensambles, reduciendo significativamente el peso del sistema de tren de aterrizaje.

RESULTADO DEL ANÁLISIS



Figura 49 – Tren de aterrizaje fijo

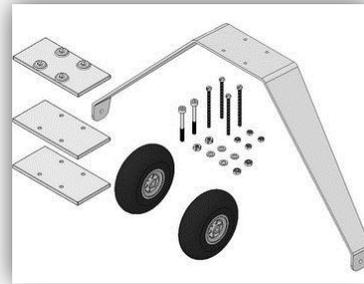


Figura 50 – Tren de aterrizaje fijo en material compuesto

<p>Peso total del tren: 2400gr</p>	<p>Peso total del tren: 500gr</p>
<p>Para la implementación de este tipo de tren no es necesario modificar la aeronave en ninguna forma, se hace necesario reforzar el tailboom para el ajuste de cada uno de los trenes.</p>	<p>Para la implementación de este tipo de tren se hace necesaria la construcción de una viga central debajo de las alas o un poco más atrás del borde de fuga para la instalación del tren.</p>
<p>Sugerencia del autor: El tren de aterrizaje fijo puede soportar las cargas estructurales de toda la aeronave, además de proporcionar la absorción de cargas gracias a los resortes de compresión que llevan dentro, estos alcanzan a soportar cargas de 40kg sin deformarse y sin superar su límite de elongación. Aunque la diferencia en el peso es considerable no se deben agregar pesos adicionales para efectuar su instalación.</p> <p>Ambas elecciones aseguran resistencia al avance parasita, pero usando a favor las bajas velocidades de operación de la aeronave, esta resistencia no afectará su operación.</p>	

Tabla 13 – Análisis tren de aterrizaje VANT SOLVENDUS

6. CELDAS FOTOVOLTAICAS

Como se mencionó con anterioridad las celdas solares son dispositivos semiconductores que transforman la radiación solar directamente en energía eléctrica. Las celdas fotovoltaicas modernas están formadas generalmente por dos materiales semiconductores POSITIVO-NEGATIVO de silicio de gran superficie y poco espesor.

El arreglo y la configuración que se debe usar para la aeronave pueden estar formados por una cierta cantidad de celdas individuales conectadas en serie y paralelo (lo mismo ocurre en una celda individual), esto con el fin de aumentar el voltaje y la corriente que generen y así suplir una necesidad determinada.

Una celda de forma individual proporcionaría únicamente una tensión muy pequeña y una potencia no muy elevada de alrededor de uno o dos Watts. Es por esto es que se realizan conexiones de celdas en serie, con el fin de producir tensiones de 6, 12 o 24 Voltios, aceptadas en la mayor parte de las aplicaciones.

En dado caso que una de las celdas que se encuentra conectada en serie se tape o quede oscurecida por una nube de forma temporal, de forma que solamente recibirá una pequeña parte de la energía solar comparada a las otras celdas, esta generara únicamente una corriente limitada. Si la radiación que recibe el panel solar es tal que necesita una corriente superior a dicha corriente limitada, ocurrirá un efecto inverso haciendo que la corriente se transporte en el sentido contrario generando calentamiento de la celda y riesgo de quemarla.

Así mismo, en dado caso que se realicen conexiones en paralelo, si alguna de las celdas también queda tapada o sin incidencia de radiación solar solamente podrá generar una tensión limitada, la cual será menor a la de las otras. Entonces la celda oscurecida funcionará como receptor si la tensión de funcionamiento se hace superior a la suya cuando se tiene el circuito abierto; lo que también provoca su calentamiento y de la misma manera una gran posibilidad de daño permanente.

De la misma manera se conectan algunas de las celdas en paralelo para aumentar la corriente del circuito generada y suplir las necesidades de carga. Entonces lo que se obtiene en general es un conjunto de celdas interconectadas eléctricamente en serie o paralelo. Las características eléctricas del arreglo son las mismas a la de módulos individuales, teniendo en cuenta que la potencia, corriente y voltaje estarán limitados de acuerdo al número de celdas conectadas en serie y en paralelo.

Para incrementar el voltaje las celdas solares se deben conectar en serie para obtener voltajes de salida más grandes. El voltaje de salida, V , de celdas conectadas en serie está dado por la suma de los voltajes generados por cada una de las celdas, tal y como se muestra en la (figura 55). Y la ecuación que la representa (figura 56) está dada por la suma de voltajes en cada celda y deberán conectarse así hasta que se obtenga el voltaje deseado o se consiga el arreglo que más se adapte a la cantidad de voltaje y corriente que use el sistema.

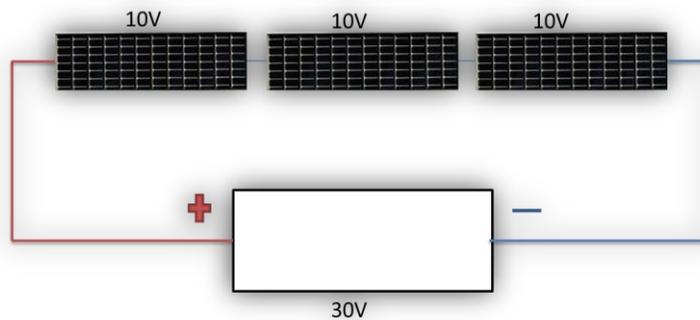


Figura 51 – Configuración en serie
Fuente: Autora

$$V_T = V_1 + V_2 + V_3$$

Figura 52 – Ecuación representativa del Voltaje en arreglo en serie

Para incrementar la corriente en el sistema, es necesario realizar un arreglo con las celdas conectadas en paralelo (figura 57); debe tenerse claridad que el voltaje de entrada no se verá incrementado al realizar un arreglo de celdas en paralelo, es decir, el voltaje será el de una celda para todo el sistema.

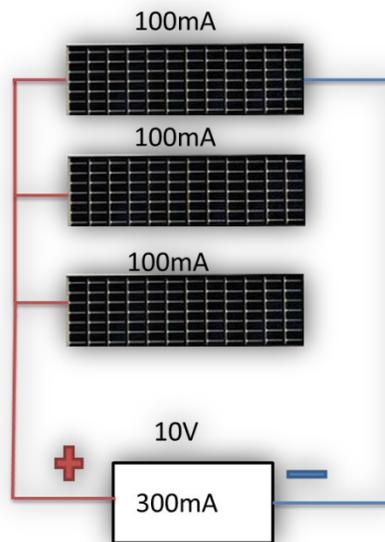


Figura 53 – Configuración en paralelo
Fuente: Autora

$$I_T = I_1 + I_2 + I_3$$

Figura 54 – Ecuación representativa para un arreglo en paralelo

Como se mencionó anteriormente en este apartado, existe la posibilidad de que una o más celdas se vean afectadas por el paso momentáneo de una nube o cualquier otro obstáculo que disminuya el nivel de radiación que recibe cada una de las celdas, y la batería que funcionara como acumulador de energía, empiece a ver dicha celda como una carga más y les envíe corriente haciendo que la celda tenga un sobrecalentamiento o inclusive se queme. Por esta razón se sugiere utilizar en un montaje externo, diodos de bloqueo que serán seleccionados de acuerdo a la cantidad de corriente que utilice el sistema (figura 59); estos actúan como un bloqueo a la corriente una vez que ha sido generada por las celdas, bloqueando el paso a la misma en la dirección contraria.

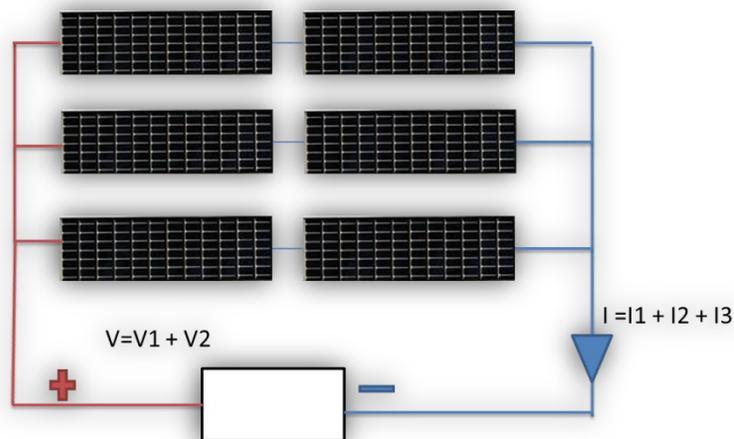


Figura 55 - Arreglo del sistema con diodos de bloqueo
Fuente: Autora

Los diodos son componentes electrónicos que permiten el flujo de corriente en una única dirección. En los sistemas fotovoltaicos generalmente se utilizan de dos formas: como diodos de bloqueo y como diodos de bypass., estos impiden que la batería se descargue a través de los paneles fotovoltaicos en ausencia de luz solar.

Evitan también que el flujo de corriente se invierta entre bloques de paneles conectados en paralelo, cuando en uno o más de ellos se produce una sombra, además de proteger individualmente a cada panel de posibles daños ocasionados por sombras parciales. Deben ser utilizados en disposiciones en las que los módulos están conectados en serie. Generalmente no son necesarios en sistemas que funcionan a 24 V o menos.

Mientras que los diodos de bloqueo evitan que un grupo de paneles en serie absorba flujo de corriente de otro grupo conectado a él en paralelo, los diodos de bypass impiden que cada módulo individualmente absorba corriente de otro de los módulos del grupo, si en uno o más módulos del mismo se produce una sombra.

6.1 CARACTERIZACIÓN DE LAS CELDAS FOTOVOLTAICAS

Para determinar cuál será el arreglo que más se ajusta a las necesidades del sistema eléctrico fue necesario realizar una caracterización de cada una de las celdas solares, en donde se tomaron valores de voltaje y corriente en corto circuito, de acuerdo a diferentes valores de radiación solar, en tiempos diferentes del día. Esto con la finalidad de linealizar el comportamiento de las celdas y buscar en qué punto cada una de ellas alcanza su máxima y su mínima eficiencia.

Para facilitar esta caracterización, a cada una de las celdas le fue asignado un número de 01 a 94, y fue verificado con un voltímetro que en efecto condujeran electricidad y fueron acomodadas por lotes sobre láminas de madera para que las celdas se encontraran a la misma altura del piso (figura 60).



Figura 56 – Distribución por lotes de las celdas solares

Posteriormente y en un día soleado, se realizaron las primeras pruebas para las celdas solares en el laboratorio de radiometría de la Fundación Universitaria Los Libertadores, se hicieron uso de los equipos necesarios para para esta tarea.



Figura 57 - Voltímetro



Figura 58 - Piranometro



Figura 59- Amperímetro



Figura 60- Pistola de temperatura infrarroja



Figura 61 - Cronometro



Figura 62 – Panel solar

Por ser una cantidad considerable de celdas solares, se hizo necesaria la creación de equipos de trabajo, para que simultáneamente se tomaran datos de varios lotes de celdas, en un valor constante de radiación (figura 67)



Figura 63 - Equipos de trabajo caracterización
Fuente: Autora

Las pruebas que se efectuaron fueron 10 en total, se tomaron datos de cada una de las celdas para voltaje y corriente en corto circuito, datos de temperatura de cada una de las celdas, y datos del piranometro y sus variaciones con respecto al tiempo.

Además se tomaron datos de la variación de temperatura ambiente para cada una de las pruebas así:

PRUEBA	TEMPERATURA AMBIENTE	HORA DEL DÍA	ESTADO DEL TIEMPO
PRUEBA 1	19°C - 20°C	2:05	SOLEADO
PRUEBA 2	19°C - 20°C	2:10	SOLEADO
PRUEBA 3	19°C - 20°C	2:15	SOLEADO
PRUEBA 4	19°C - 20°C	2:20	SOLEADO
PRUEBA 5	19°C - 20°C	2:25	SOLEADO
PRUEBA 6	19°C - 20°C	2:30	SOLEADO
PRUEBA 7	19°C - 20°C	2:35	SOLEADO
PRUEBA 8	18°C - 19°C	2:40	PARCIALMENTE NUBLADO
PRUEBA 9	18°C - 19°C	2:45	PARCIALMENTE NUBLADO
PRUEBA 10	18°C - 19°C	2:50	PARCIALMENTE NUBLADO

Tabla 14 – Estado del tiempo para caracterización de celdas solares
Fuente: Autora

Posteriormente se procedió a realizar una gráfica que representara el comportamiento de la radiación solar con respecto al tiempo (en minutos) durante el transcurso de la prueba (figura 68).

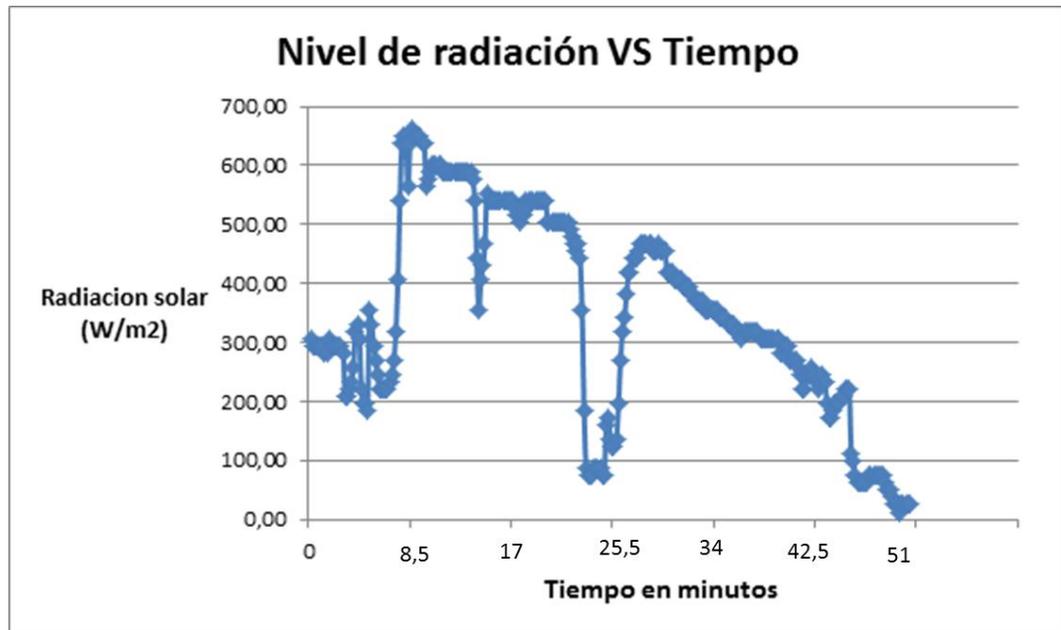


Figura 64- Nivel de radiación solar de acuerdo al tiempo de la caracterización de las celdas solares

Fuente: Autora

En esta grafica se ve reflejada la disminución en el nivel de radiación solar conforme llega el atardecer, reconfirmando que la mejor hora del día para realizar los vuelos de prueba oscila entre la 1:00pm y las 3:00pm, los valles bruscos que se muestran también en la gráfica, indican el paso de una serie de nubes de tipo Stratus, nubes bajas y dispersas, y los valles más pronunciados son por el paso de nubes de tipo estratocúmulos, que también son nubes bajas pero viajan en grupos más grandes.

Paso seguido se realizaron graficas de algunas celdas para observar el comportamiento que tienen de voltaje y corriente en cortocircuito respecto al tiempo así:

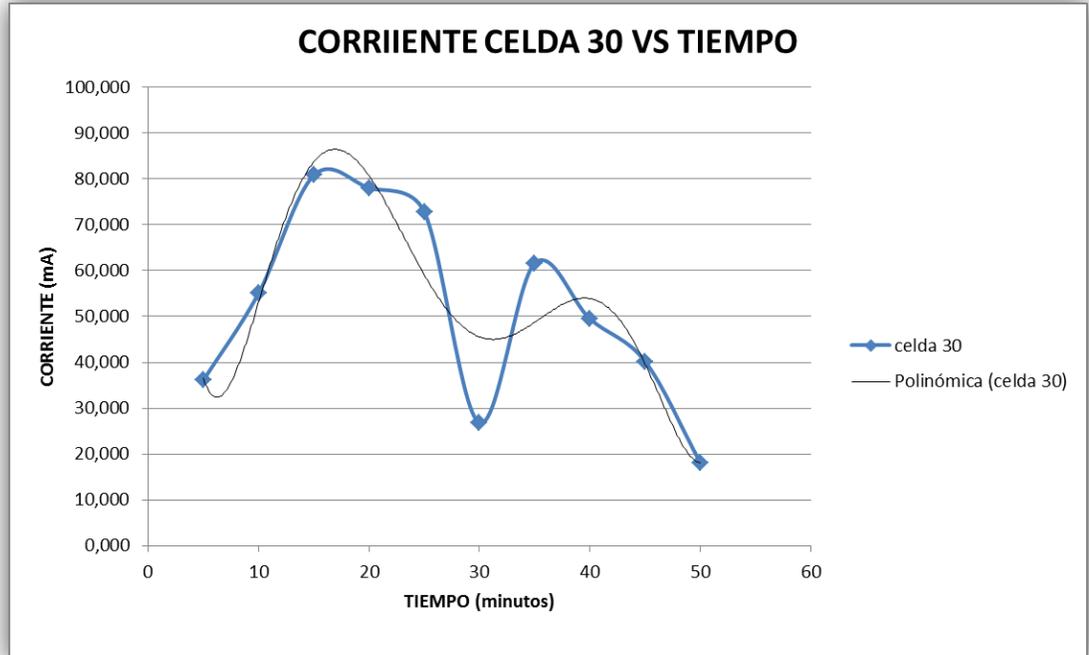


Figura 65 – Comportamiento celda 30 - Corriente vs Tiempo

Por el lado de la corriente y relacionándola directamente con la figura 68 que muestra el comportamiento de la radiación solar, se ve claramente que esta corriente es proporcional a la radiación incidente sobre el panel. En caso de ser necesarios valores de corriente elevados en comparación con lo que puede generar cada celda, se deberá realizar un arreglo con la cantidad de celdas en paralelo que se necesiten, con el fin de suplir las necesidades del sistema eléctrico. Cabe señalar que para cargar una batería, entre más corriente se tenga más rápido se cargara.

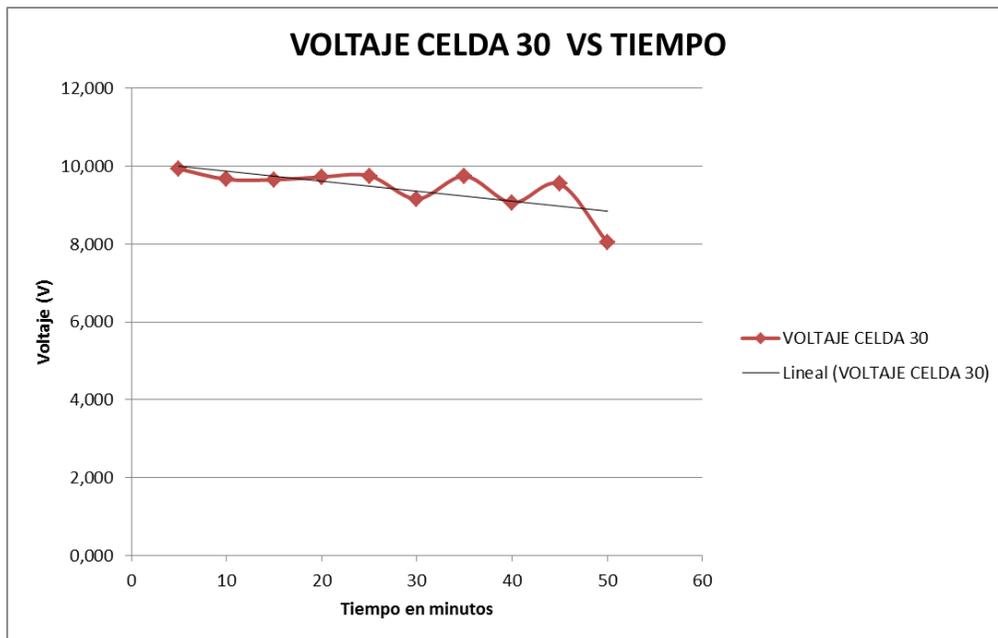


Figura 66 – Comportamiento celda 30 – Voltaje vs Tiempo

Para el comportamiento de las celdas en cuanto al voltaje que manejan, se puede deducir que las celdas disminuyen la cantidad de tensión que generan cuando se ven afectadas por cambios de radiación, aunque su magnitud es muy baja en comparación con la variación de corriente y radiación solar.

Finalmente y mediante el uso de un código en Matlab, se graficó el comportamiento de todas las celdas así:

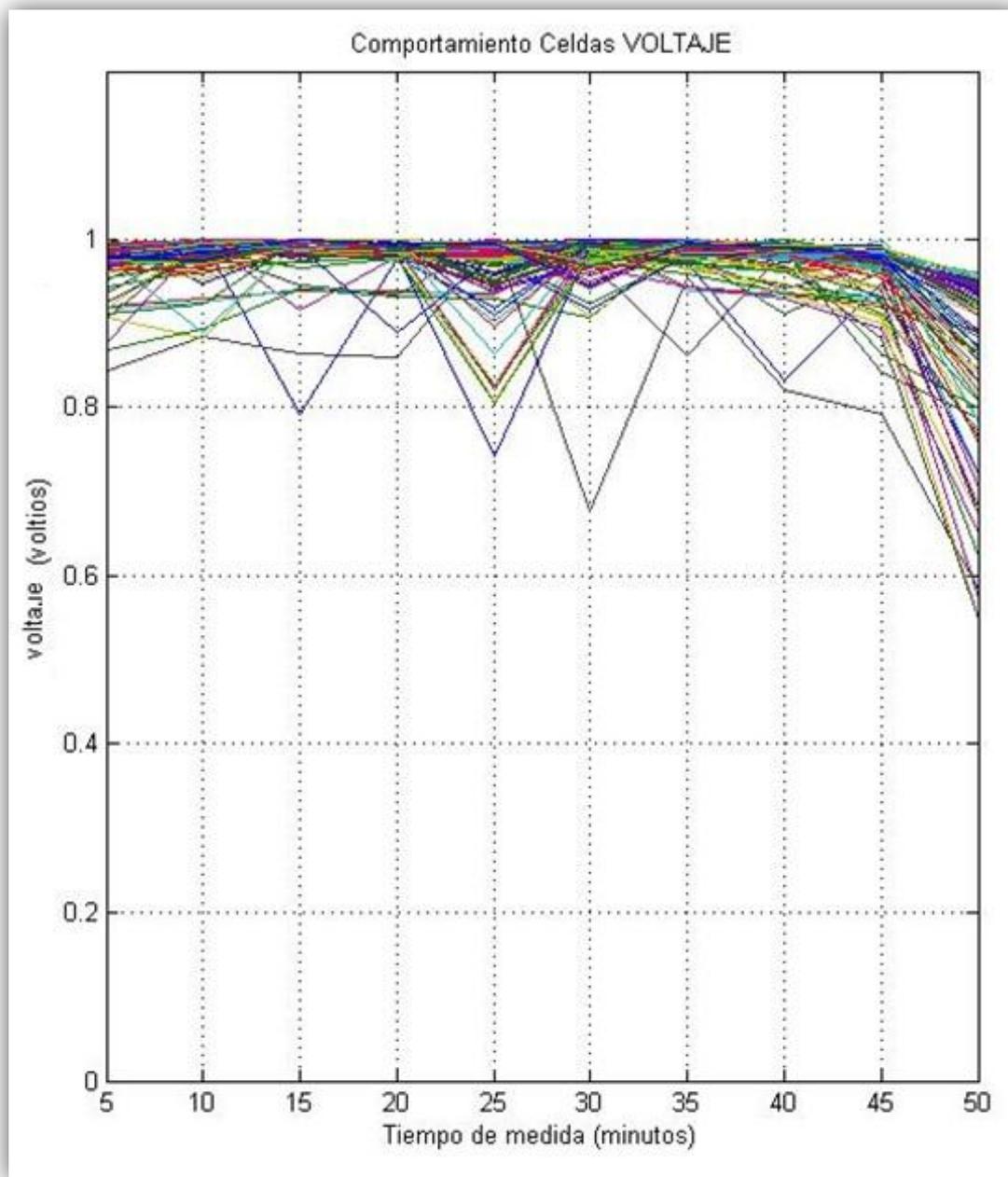


Figura 67 – Comportamiento del voltaje de todas las celdas respecto al tiempo
Autor: Asesor

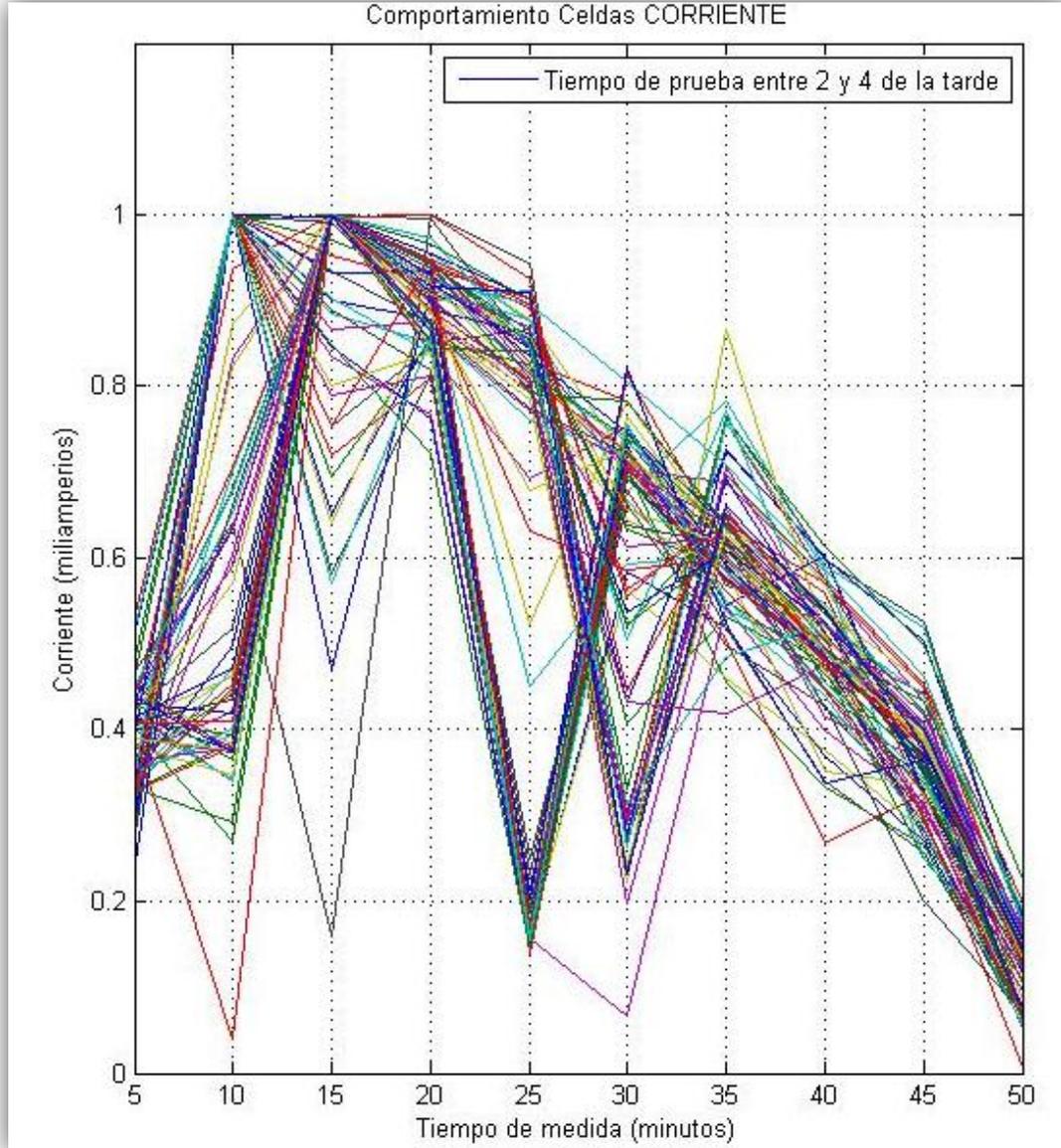


Figura 68 – Comportamiento de la corriente de todas las celdas respecto al tiempo
 Autor: Asesor

La figura 71 y la figura 72, muestran el comportamiento de cada todas las celdas para los valores de voltaje y corriente, si se desea ver el comportamiento de cada una de ellas, se debe consultar el anexo 2 – caracterización de las celdas solares.

Mediante el uso de estas graficas se puede determinar que las celdas se comportan de manera diferente de acuerdo a la cantidad de silicio que

poseen, entre más grande sea la concentración de silicio en la superficie de la celda, será capaz de absorber mayor cantidad de radiación solar por tanto mayor será su eficiencia al convertir radiación solar en energía eléctrica.

Para determinar la eficiencia de las celdas es necesario conocer la curva representativa para las celdas de corriente y voltaje I-V, el fabricante de las celdas Powerfilm RC7.2-75 PSA proporciona dicha curva (figura 73)

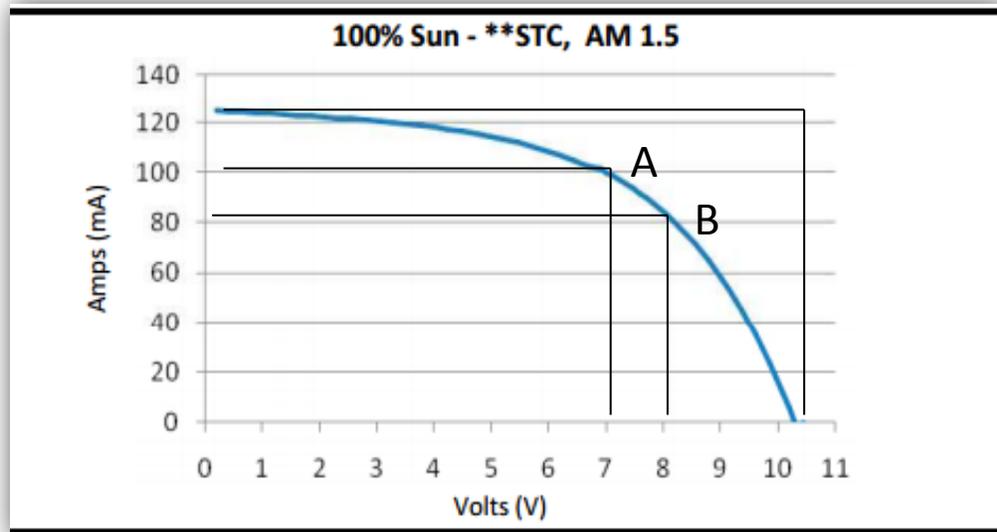


Figura 69 – Curva característica del panel solar RC7.2-75 PSA

En la gráfica se observan dos puntos representativos de funcionamiento. El punto A presenta unas determinadas condiciones dadas por la carga y resistencia, y muestra un valor dado para I y V, con este par el arreglo desarrollará cierta potencia $P = I \times V$, que en la gráfica es representada por el área bajo la curva y delimitada por el rectángulo cuyo vértice es el mismo punto A.

Si se varían las condiciones es decir, se mueve A hacia la derecha bajando por la curva se ve que el área del rectángulo comienza a disminuir abruptamente debido a la gran disminución en la corriente. De la misma manera si el punto A es movido hacia la izquierda, también el área comenzará a decrecer rápidamente, con la diferencia que en este caso no se está sacrificando corriente sino disminuyendo el voltaje generado. Entonces se puede inferir que siempre existirá un punto intermedio B en el cual se logre generar la mayor potencia sin reducir ni la corriente ni el voltaje del

arreglo. Este punto B será el punto en el cual se desarrolle la máxima potencia.

Para paneles de células de silicio la tensión disminuye a razón de $2,3 \cdot 10^{-3}$ volts por cada célula que contenga el panel y por cada grado centígrado de aumento de temperatura de la célula por encima de los 25°C . La corriente aumenta a razón de $15'10$ amperios por cada centímetro cuadrado de área de células y grado centígrado de aumento de temperatura por encima de 25°C .

En la práctica basta recordar que la potencia del panel disminuye aproximadamente un 0,5% por cada grado de aumento de la temperatura de la célula por encima de los 25°C . Cabe resaltar que la temperatura de la célula no coincide con la temperatura ambiente, debido a que la célula, al ser un cuerpo receptor de radiación situado bajo una cubierta transparente, se calentará al incidir la luz del Sol. Para calcular el incremento de temperatura con respecto a la temperatura ambiente se usara una ecuación que relacionara el nivel de radiación que reciben las celdas solares así:

$$\Delta T(^{\circ}\text{C}) = \left[0,034 \times \text{Radiacion} \left(\frac{\text{W}}{\text{m}^2} \right) \right] - 4$$

Figura 70 – Ecuación para el incremento de temperatura de las celdas solares¹⁹

Entonces si se utiliza la ecuación anterior y se realiza un cálculo rápido suponiendo que el arreglo fotovoltaico se encuentra a una radiación de 700 W/m^2 y la temperatura ambiente es de 26°C , las celdas alcanzaran una temperatura de 46°C de temperatura y teniendo en cuenta que en la práctica la potencia de un panel disminuye aproximadamente 0.5% por cada grado de aumento de temperatura de la celda por encima de los 25°C , se tendrá luego que en estas condiciones la potencia del arreglo fotovoltaico disminuirá en cerca de un 10.5% respecto a las especificaciones estándar.¹⁹

De acuerdo a la información anteriormente suministrada y a los datos que han sido analizados para cada una de las celdas, han sido separados en dos grupos de celdas de acuerdo a su eficiencia, a la curva de I vs V que poseen, y al nivel máximo de radiación que se alcanzó durante la prueba,

¹⁹ Ardila S, Trillos J. Diseño y construcción de un prototipo experimental de un sistema de aprovechamiento de energía solar para un aeromodelo Spirit. Universidad Industrial de Santander

correspondiente a **601,965 W/m²**, esto con el fin de agrupar en el arreglo fotovoltaico una celda de cada grupo para equilibrar la eficiencia de todo el sistema.

CELDAS CON LA MAYOR EFICIENCIA			CELDAS CON LA MENOR EFICIENCIA
30	98	49	6
29	90	50	1
28	89	51	2
27	88	52	3
26	87	53	4
21	86	54	5
22	85	61	93
23	70	62	94
24	71	63	95
25	72	64	56
20	73	65	55
19	74	66	40
18	75	67	41
17	60		42
16	59		43
11	58		44
12	57		45
13	34		31
14	35		32
15	36		33
10	37		68
9	38		69
8	39		81
7	46		82
96	47		83
97	48		84

Tabla 15 - Clasificación de las celdas solares respecto a su eficiencia
Fuente: Autora

Esto con el fin de realizar un arreglo que contenga celdas más y menos eficientes en los conjuntos de series y paralelos que se adaptaran a la aeronave de acuerdo al consumo de voltaje y corriente de la electrónica de vuelo. La variación de la radiación solar promedio es de 200W/m^2 , es decir que la eficiencia de las celdas puede disminuir en un 30%, dependiendo del nivel de radiación solar.

Después de realizar las pruebas con diferentes arreglos, se llegó a un arreglo final que proporciona el voltaje de salida que mejor se adapta a las necesidades del sistema, teniendo en cuenta que entre más se aumente la corriente mejores resultados se obtendrán. Para este arreglo conformado por 10 celdas se logra alcanzar una tensión de 14,4V, suficiente para lograr cargar una batería y reutilizarla en la alimentación del sistema eléctrico de toda la aeronave. Debe hacerse el uso de un regulador de corriente para aprovechar al máximo cada una de las celdas y alcanzar el nivel de alimentación deseado en cuanto a la corriente, esto quiere decir que no se necesitan más de dos conjuntos de series para alcanzar la tensión requerida, pero se puede hacer uso de las celdas en paralelo.

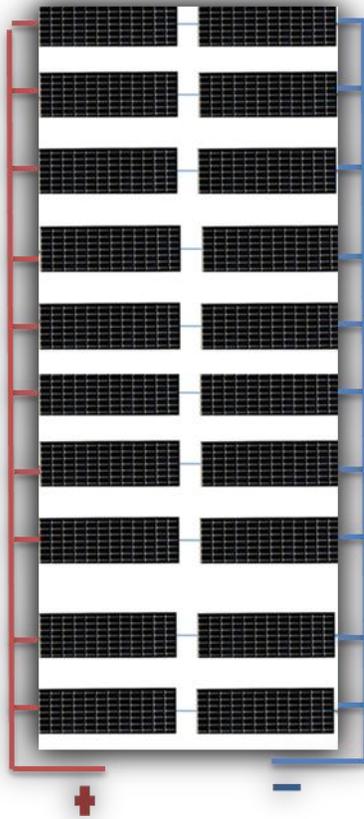


Figura 71 – Arreglo fotovoltaico para la aeronave VANT SOLVENDUS

7. ELECTRÓNICA DE VUELO

Por medio de la elaboración de este proyecto se pretende suplir la necesidad de los vehículos aéreos no tripulados, de obtener una mayor eficiencia y tiempo de vuelo dotándolos con un sistema de generación de energía basado en la energía solar que es amigable con el medio ambiente.

El sistema a desarrollar proporcionará una generación energética a través de celdas fotovoltaicas, con el fin de alimentar las baterías acumuladoras que son las encargadas de la distribución de energía a todo el sistema eléctrico y electrónico de la aeronave VANT SOLVENDUS.

El sistema también proporcionará el monitoreo del vuelo, con información adquirida en tiempo real, lo cual permitirá observar los beneficios de uso de la energía solar y el ahorro de energía presente en comparación con el vehículo sin la generación de energías limpias.

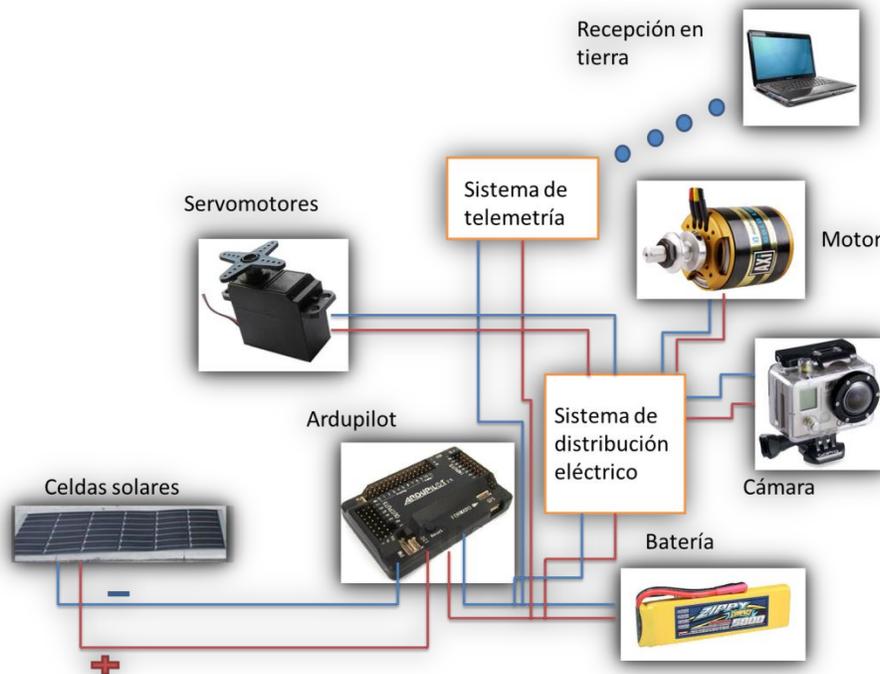


Figura 72 – Conexiones del sistema eléctrico de la aeronave VANT SOLVENDUS
Fuente: Autora

En la figura 72 se observa a distribución general del sistema eléctrico que tendrá la aeronave, cuáles son sus fases y como son las conexiones y su polaridad.

7.1 MOTOR

Como se mencionó anteriormente el motor que usará la aeronave VANT SOLVENDUS sea de tipo brushless, las ventajas de estos motores son las siguientes:

- Mayor eficiencia (menos pérdidas de calor al carecer de escobillas)
- Mayor rendimiento.
- Son más silenciosos.
- Emiten menor interferencia electromagnética, no solo porque el bobinado está en el estator (outrunner), sino porque carecen de escobillas.
- Menor peso para la misma potencia.
- Requieren menos mantenimiento al no tener escobillas.
- Relación velocidad/par motor es casi constante.
- Rango de velocidad elevado al no tener limitación mecánica.
- Son más fiables.

Como desventajas se presentan las siguientes:

- Mayor coste.
- El control es más complejo y caro.
- Siempre necesitan de un driver para funcionar.

El motor para la aeronave VANT SOLVENDUS es el AXi 5345/16HD, cuyas especificaciones se encuentran en el Anexo 1.

7.2 ETAPA DE POTENCIA O ESC (ELECTRIC SYSTEM CONTROL)

Esta parte del sistema es muy importante, ya que va a ser la etapa que nos proporcione el control sobre el motor, es decir traducirá la información del centro de control, y va a proporcionar la señal adecuada para el control de los motores. Un aspecto muy importante a tener en cuenta en esta etapa estará la corriente que se va a tener circulando por el sistema.

Centrándonos en caso del ESC para motores brushless este va conectando sucesivamente las polos de la batería entre cada dos de los tres terminales del motor, positivo y negativo.

El tercer bobinado lo utiliza el variador para saber cuándo ha de hacer la próxima conmutación, que depende de la velocidad de giro del eje del motor que también ha de medir el variador.

Para hacer estas tareas la corriente ha de pasar por ciertos circuitos en el variador, que lógicamente generan ciertas pérdidas de tensión.

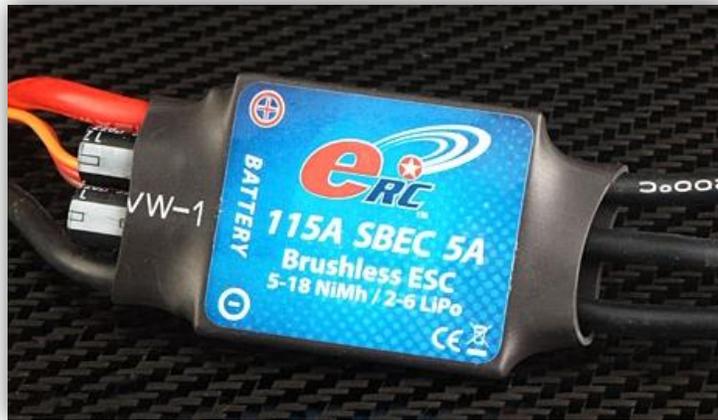


Figura 73 - ESC 115A Brushless Programmable

La aeronave VANT SOLVENDUS usa el ESC 115A Brushless Programmable y sus especificaciones se encuentran en el anexo 1

7.3 HÉLICE

La hélice es el elemento físico que se instala en el eje del motor, su función es generar la fuerza de atracción del aire mediante su rotación, y crea el empuje necesario para generar la sustentación del aeromodelo, mediante sus superficies de sustentación. Las hélices se clasifican según su diámetro y su paso.

El diámetro, es la distancia en pulgadas que separa las dos puntas de la hélice, y el paso, es la distancia en pulgadas que avanzaría la hélice en una vuelta siguiendo la trayectoria de la pala. El paso es una medida de la inclinación de la pala.

Las hélices mayormente empleadas en el aeromodelismo son de dos palas, sin embargo, existen hélices que poseen más de dos palas, la diferencia radica que una hélice de dos palas proporciona mayor velocidad y mejor régimen de ascenso, pero éste tipo de hélices producen mayor ruido; en cambio, las hélices que poseen tres palas proporcionarían mayor empuje sacrificando la velocidad y además son menos ruidosas.

A su vez en el aeromodelismo existen hélices rígidas y plegables, la ventaja que posee una hélice plegable con respecto a una rígida es que si se apaga el motor en pleno vuelo el aeromodelo haga las veces de planeador, éste tipo de hélice no le va a producir ninguna corriente de aire parasita o freno, debido a que ella misma se retrae al apagar el motor y cuando se encienda el motor de nuevo ésta se desplegará por efecto de la inercia.

La aeronave VANT SOLVENDUS usará una hélice de tipo rígido, en fibra de carbono para reducir el peso, además cuenta con protección a altas temperaturas al estar hecha de materiales compuestos y reducir las posibilidades de un conato de incendio por sobrecalentamiento de los motores.

La hélice para la aeronave será la Xoar 22x10 PJT, mencionada anteriormente en el apartado 5.3 que trata de la elección de los motores, sus especificaciones se encuentran en el anexo 1.

7.4 SERVOMOTORES

Los servomotores o servos, como se conocen comúnmente, son dispositivos actuadores que tienen la capacidad de ubicarse en cualquier posición dentro de su rango de operación, y de mantenerse estable en dicha posición, consiguiendo así por ejemplo el movimiento de las superficies móviles de la aeronave. Están formados por un motor de corriente continua, una caja reductora y un circuito de control, y su margen de funcionamiento generalmente es de menos de una vuelta completa.

El componente principal de un servo es un motor de corriente continua, que realiza la función de actuador en el dispositivo: al aplicarse un voltaje entre sus dos terminales, el motor gira en un sentido a alta velocidad, pero produciendo un bajo par. Para aumentar el par del dispositivo, se utiliza una caja reductora, que transforma gran parte de la velocidad de giro en torsión.

Control de Posición. El dispositivo utiliza un circuito de control para realizar la ubicación del motor en un punto, consistente en un controlador proporcional.

El punto de referencio o setpoint que es el valor de posición deseada para el motor se indica mediante una señal de control cuadrada.

El ancho de pulso de la señal indica el ángulo de posición: una señal con pulsos más anchos (es decir, de mayor duración) ubicará al motor en un ángulo mayor, y viceversa.

Inicialmente, un amplificador de error calcula el valor del error de posición, que es la diferencia entre la referencia y la posición en que se encuentra el motor. Un error de posición mayor significa que hay una diferencia mayor entre el valor deseado y el existente, de modo que el motor deberá rotar más rápido para alcanzarlo; uno menor, significa que la posición del motor está cerca de la deseada por el usuario, así que el motor tendrá que rotar más lentamente Si el servo se encuentra en la posición deseada, el error será cero, y no habrá movimiento.

Para que el amplificador de error pueda calcular el error de posición, debe restar dos valores de voltaje analógicos. La señal de control se convierte entonces en un valor analógico de voltaje, mediante un convertidor de ancho de pulso a voltaje. El valor de la posición del motor se obtiene usando un potenciómetro de realimentación acoplado mecánicamente a la caja reductora del eje del motor cuando el motor rote, el potenciómetro también lo hará, variando el voltaje que se introduce al amplificador de error. Una vez que se ha obtenido el error de posición, éste se amplifica con una ganancia, y posteriormente se aplica a los terminales del motor.

La aeronave VANT SOLVENDUS utilizara tres tipos diferentes de servomotores para el movimiento de sus superficies de control. Entre estos se encuentran servos de tipo estándar para el elevador, servos de alto torque para los timón de dirección y los alerones ya que a sus dimensiones y peso tienen mayor exigencia, se utilizara un micro servo para controlar el movimiento de la cámara que ira montada en el fuselaje. Las especificaciones de cámara GoPro se encuentran en el anexo 1.

7.5 BATERÍAS

Las baterías son los componentes que almacenaran la energía eléctrica que suministrarán a la estación de tierra, piloto automático, cámara, equipos de radiofrecuencia, motor, servos, y dependerá de estas la autonomía de la aeronave.

Para el proyecto se necesitarán las siguientes baterías:

- Batería principal aeromodelo. Alimentará el motor, speed control, servos, piloto automático y cámara
- Batería secundaria aeromodelo: Esta batería será la encargada de acumular la energía proveniente de los paneles solares y de alimentar a su vez a las baterías principales.

Los parámetros más importantes a considerar en una batería son los siguientes:

- Tensión de salida (V).
- Capacidad de carga. Es la capacidad del acumulador y se mide en amperios hora (Ah).
- Capacidad eléctrica, que se mide por referencia a los tiempos de carga o descarga en amperios hora (Ah).
- Energía. Se suele medir en watios hora (Wh). la energía que puede suministrar una batería depende de su capacidad y voltaje.
- Resistencia interna. A menor resistencia interna mayor podrá ser la capacidad de descarga.
- Rendimiento. El rendimiento es la relación porcentual entre la energía eléctrica recibida en el proceso de carga y la que el acumulador entrega durante la descarga.
- Peso Otra de las características importantes de una batería es su masa o su peso, y la relación entre ella y la capacidad eléctrica (Ah/kg) o la energía (Wh/kg) que puede restituir.
- Constante de carga/descarga C. C es una constante creada por los fabricantes que depende de los miliamperios hora especificados en la batería y que se usa para poder señalar más fácilmente la intensidad a la que debe cargarse o descargarse una batería sin que ésta sufra daños. Una C equivale a la capacidad de la batería.

- Efecto Memoria. El efecto memoria es un efecto no deseado que afecta a las baterías y por el cual en cada recarga se limita el voltaje o la capacidad (a causa de un tiempo largo, una alta temperatura, o una corriente elevada). La consecuencia es la reducción de la capacidad de almacenar energía debido a la creación de cristales en el interior de la batería.

Son una variación de las baterías de iones de litio (Li.ion). Sus características son muy similares, pero permiten una mayor densidad de energía, así como una tasa de descarga bastante superior.

Estas baterías tienen un tamaño más reducido respecto a las de otros componentes. Cada celda tiene un voltaje nominal de 3,7 V, voltaje máximo 4,2 y mínimo 3,0. Este último debe respetarse rigurosamente ya que la pila se daña irreparablemente a voltajes menores a 3 voltios.

Ventajas.

- Mayor densidad de carga, por tanto tamaño reducido.
- Buena tasa de descarga, bastante superior a las de iones de litio.

Desventajas.

- Quedan casi inutilizadas si se descargan por debajo del mínimo de 3 voltios.

Las baterías principales que usara la aeronave VANT SOLVENDUS son de tipo LiPo **ZIPPY Compact 5800mAh 5S 25C**, este llevara cuatro de estas baterías ya que los motores requieren de 8 a 10 celdas por motor, esto quiere decir que serán conectadas dos baterías en serie para dar el voltaje necesario para garantizar el funcionamiento del motor. Las especificaciones de estas baterías se encuentran en el anexo 1.

Para la carga rápida de estas baterías y en caso de no usar las celdas solares como cargadores empleara un cargador de baterías el cual posee un balanceador variable con protección en caso de picos

7.6 CELDAS SOLARES

A continuación se mostrara de suma importancia para el uso y manipulación de las celdas solares. Se recomienda leer detenidamente antes de realizar alguna instalación con las celdas solares.

7.6.1 - INFORMACIÓN SOBRE LA POLARIDAD DEL MÓDULO

¡Es extremadamente importante reconocer la polaridad correcta de los módulos PowerFilm®! El lado positivo del módulo solar se muestra en el diagrama de abajo. Es recomendable usar un diodo rectificador (por ejemplo, el 1N5817), para prevenir que la corriente circule desde la batería hacia el módulo solar en la noche. No es necesario usar un diodo cuando el dispositivo electrónico no usa baterías (o si obtiene la energía directamente del módulo solar). El lado positivo del módulo se conecta al terminal positivo de la carga. El lado negativo del módulo también se muestra en el diagrama, y debe ser conectado al terminal negativo de la carga. El diámetro mínimo recomendado del cable que vaya a usar es de 5 décimas de milímetro. Para asegurarse de conectar debidamente el módulo solar, también puede identificar con un tester o multímetro su polaridad. En los módulos solares que vienen con una cinta de cobre, remueva un poco la superficie protectora que está arriba de la cinta, para asegurarse de que haya un buen contacto eléctrico entre los caimanos del multímetro digital y la cinta de cobre.

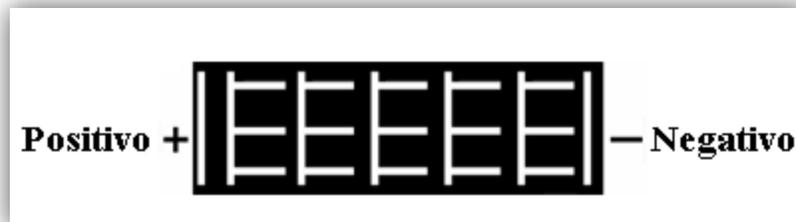


Figura 74 – Polaridad de las celdas solares

¡Precaución! No conecte la batería al revés o con la polaridad invertida al módulo solar, ya que destruirá el módulo solar y la batería podría explotar, causando quemaduras en el cuerpo, ¡e incluso la muerte!

7.6.2 – SELECCIÓN DEL MODULO

Se debe seleccionar el módulo de acuerdo a:

- El Voltaje de Operación y la Corriente de Operación Requeridos.
- El ambiente donde se usará.
- Las Necesidades Específicas de la Aplicación.

Voltaje de Operación y la Corriente de Operación Requeridos.

Identifique el Voltaje de Operación y la Corriente de Operación que requiere su sistema. Para alimentar directamente sus dispositivos, calcule los requerimientos del sistema entero.

Cargando Baterías: Voltaje Primero, seleccione el Voltaje requerido del módulo solar para su carga (dispositivo a alimentar). Como regla general, un módulo solar con Voltaje de Operación de 3-3.6 volts cargará 2 baterías AA recargables de 1.2 volts. Un módulo solar con Voltaje de Operación de 7.2 volts cargará 5 baterías AA recargables de 1.2 volts o una batería de ácido o gel de 6 volts. Un módulo solar con Voltaje de Operación de 15.4 volts cargará una batería de ácido o gel de 12 volts.

Recomendación: *No intente cargar baterías alcalinas. No son recargables.*

Cargando Baterías: Corriente Segundo, escoja una Corriente de Operación apropiada del módulo solar para alimentar su carga. Como regla general, no cargue baterías recargables con una corriente mayor al 10% de la capacidad de la batería (Amperes-hora). Por ejemplo, una batería de 700mA-hora se puede cargar sin problemas con un módulo solar que entrega una Corriente de Operación de hasta 70mA.

Conectando Módulos para obtener mayores Voltajes o Corrientes de Operación.

Puede conectar los módulos solares en serie y en paralelo para obtener más voltaje (conectándolos en serie) o mayor corriente (conectándolo en paralelo). Sin embargo, sólo conecte entre si módulos similares: por ejemplo, dos módulos MP3-37 o dos MP7.2-75, pero no combinados. Dos módulos similares conectados en Paralelo duplicará la corriente de salida, y tres

módulos idénticos conectados en serie triplicará el voltaje de salida.

¡Precaución! No recomendamos conectar en serie módulos solares para una salida de voltaje mayor a 48V. Voltajes mayores a este pueden ser mortales.

El diagrama de abajo demuestra gráficamente las conexiones en serie y en paralelo de los módulos solares:

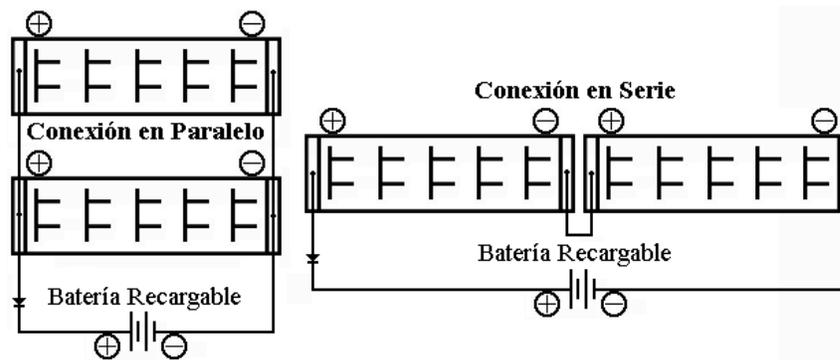


Figura 75 – Conexiones para las celdas solares

Ambiente de Uso

Si el módulo solar se va a usar permanentemente en la intemperie, expuesto directamente al clima, es esencial que el sistema del módulo solar se encuentre estabilizado contra la radiación UV y protegido de la humedad. (En casos muy particulares estos factores no son importantes si se requiere una vida útil menor a un año). Los Módulos Solares PowerFilm® de la Serie Intemperie WeatherPro™ están específicamente diseñados para el uso permanente en la intemperie, expuestos directamente a los factores climáticos.

Otros ambientes de uso son generalmente menos demandantes y no requieren la protección adicional que ofrecen los módulos solares PowerFilm® de la Serie Intemperie WeatherPro™. Los ambientes y formas de usar los módulos varían significativamente. Siempre pruebe el módulo solar seleccionado en el ambiente específico donde se va a usar, y de acuerdo a la finalidad que le va a dar confirme si cubre las necesidades de la aplicación específica.

7.6.3 INSTRUCCIONES PARA LAS CONEXIONES ELÉCTRICAS

Conectores y Pruebas: Los conectores de los módulos PowerFilm® de la Serie Aeromodelismo son las cintas de cobre ubicadas en los bordes del módulo solar. En esta serie, la cinta de cobre está especialmente doblada hacia atrás del módulo solar, de manera que es posible soldarlo desde la parte posterior del módulo. ¡Recuerde chequear la polaridad!

Conectando el Módulo a la Carga: Las alternativas para conectar el módulo incluyen el uso de soldadura, crimpado y caimanes ¡Recuerde chequear la polaridad!

Soldando: Los módulos solares pueden ser soldados desde el frente: El contacto positivo de cobre está ubicado en un borde, y el negativo en el otro (vea la sección en Polaridad).

Use la punta caliente del cautín para derretir la capa protectora de la cinta de cobre. Tenga cuidado de no quemar más que la capa protectora. Si calienta mucho puede dañar el módulo solar. Aunque no es necesario, es posible remover una pequeña pieza de la capa protectora con un cuchillo fino antes de soldar la cinta de cobre.

Se puede hacer un buen contacto eléctrico derritiendo y depositando un punto de soldadura en la parte expuesta de la cinta de cobre. Use bajas temperaturas para soldar (ajustándola entre 315 y 343 grados Celsius). También es aceptable soldar directamente en la cinta de cobre, sin usar un punto de soldadura.

Estos Módulos con Adhesivos Sensibles a la Presión (PSA en inglés) en la parte de atrás requieren que sean removidos antes de que se coloque el punto de la soldadura. Una vez que el punto de soldadura es puesto es posible unir un cable.

Sujetando los Módulos

Módulos con Adhesivos Sensibles a la Presión (PSA): La capa externa en los módulos PSA es transparente, agárrela cuidadosamente por la parte posterior (lado plateado) del módulo hasta que la capa externa del PSA

empiece a exfoliar. ¡Una vez que se monta el módulo con PSA, éste no puede ser removido, ya que el adhesivo PSA es permanente.²⁰

²⁰ http://www.celdassolaresflexibles.com/index_files/OEM_Components/PowerFilm-Solar-OEM-Components-Instructions.php#6

8. CONTROL DE LA AERONAVE

8.1 PILOTO AUTOMÁTICO

El piloto automático será la parte más importante de la aeronave, se encargara de que esta sea capaz de volar sin ayuda humana o asistir al piloto en vuelos manuales. Para ellos el piloto automático deberá ser capaz de realizar las siguientes funciones:

- Return to home o vuelta a casa; es decir el piloto automático deberá ser capaz de volver al punto del que despegó en caso de pérdida de radiocontrol, batería baja o por petición del piloto.
- Waypoints o ruta de puntos; tras la planificación de una ruta de vuelo el piloto automático la interpretara y ejecutara.
- Registro de datos completo del vuelo para posteriormente analizarlo o exportado a GIS (Sistema de información geográfica).
- Ejecutar misiones simuladas con simuladores de vuelo para PC.
- Ejecutar secuencias de comando durante las misiones.
- Repetir misiones registradas con anterioridad para posteriormente analizar todos los datos con una interfaz gráfica.
- Soportar telemetría bidireccional, para él envió de instrucciones y la recepción de datos en la estación en tierra.
- En vuelo manual asistir al piloto estabilizando la aeronave y enviando datos a la estación en tierra

Para conseguir estos objetivos el piloto automático hace uso de los siguientes elementos de electrónica.

8.1.1 MICROCONTROLADOR: son los dispositivos programables más importantes de los sistemas digitales, los cuales son la base para el control de procesos en la industria, adquisición y procesado de datos. Un microcontrolador es un circuito integrado que incluye en su interior las tres unidades funcionales de un computador, CPU, memoria y unidades de E/S.

Los micro controladores son diseñados para reducir el costo económico y el consumo de energía de un sistema en particular. Por eso el tamaño de la unidad central de procesamiento, La cantidad de memoria y los periféricos incluidos dependerán de la aplicación.

GIRÓSCOPOS: El giróscopo o giroscoPIO es un dispositivo mecánico que sirve para medir, mantener o cambiar la orientación en el espacio de algún aparato o vehículo. Cuando el giróscopo se somete a un momento de fuerza que tiende a cambiar la orientación de su eje de rotación, tiene un comportamiento aparentemente paradójico, ya que cambia de orientación (o experimenta un momento angular en todo caso, si está restringido) girando respecto de un tercer eje, perpendicular tanto a aquel respecto del cual se lo ha empujado a girar, como a su eje de rotación inicial. Si está montado sobre un soporte de Cardano que minimiza cualquier momento angular externo, o si simplemente gira libre en el espacio, el giróscopo conserva la orientación de su eje de rotación ante fuerzas externas que tiendan a desviarlo mejor que un objeto no giratorio; se desvía mucho menos, y en una dirección diferente.

Los giróscopos electrónicos se basan en la vibración pero utilizando materiales a nivel molecular. Con esta tecnología lo que se permite es integrar en un chip de silicio pequeñas partes tridimensionales e incluso móviles. Lo que miden son variaciones en las vibraciones.

Los giróscopos que usara la aeronave VANT SOLVENDUS son de tipo electrónico y se encuentran especificados en la figura 76, sus especificaciones se encuentran en anexo 1.



Figura 76 – Gyro Breakout board - LPY539AL Dual

MODULO GPS: El funcionamiento del sistema GPS se basa también, al igual que los sistemas electrónicos antiguos de navegación, en el principio matemático de la triangulación. Por tanto, para calcular la posición de un punto será necesario que el receptor GPS determine con exactitud la distancia que los separa de los satélites.

Desde el mismo momento que el receptor GPS detecta una señal de radiofrecuencia transmitida por un satélite desde su órbita, se genera una esfera virtual o imaginaria que envuelve el satélite. El propio satélite actuara como centro de la esfera cuya superficie se extenderá hasta el punto o lugar donde se encuentre situada la antena del receptor; por tanto, el radio de la esfera será igual a la distancia que separa al satélite del receptor. A partir de ese instante el receptor GPS medirá las distancias que lo separan como mínimo de dos satélites o más. Para ello tendrá que calcular el tiempo que demora cada señal en viajar desde los satélites hasta el punto donde este se encuentra situado y realizar los correspondientes y cálculos matemáticos.

Para medir el momento a partir del cual el satélite emite la señal y el receptor GPS la recibe, es necesario que tanto el reloj del satélite como el del receptor estén perfectamente sincronizados. El satélite utiliza un reloj atómico de cesio, extremadamente exacto, pero el receptor GPS posee uno normal de cuarzo, no tan preciso. Para sincronizar con exactitud el reloj del receptor GPS, el satélite emite cada cierto tiempo una señal digital o patrón de control junto con la señal de radiofrecuencia. Esa señal de control llega siempre al receptor GPS con más retraso que la señal normal de radiofrecuencia.

El retraso entre ambas señales será igual al tiempo que demora la señal de radiofrecuencia en viajar del satélite al receptor GPS, y así se calcula la distancia al primer satélite. Para poder llevar a cabo la triangulación será necesario conocer la distancia al menos a tres satélites o cuatro si además queremos conocer la altura.

La aeronave estará dotada de un GPS Ublox NEO-M8N con brújula incluida, las especificaciones se encuentran en el anexo 1

8.2 SISTEMA DE TELEMETRÍA

Esta será la responsable de la comunicación entre la estación base en tierra y el piloto automático del avión, por lo que estará compuesto de dos módulos transceptores con sus respectivas antenas. Se podrá elegir entre múltiples frecuencias con las únicas restricciones de evitar que coincida con la frecuencia de radiocontrol o transmisor de video, ya que se producirían interferencias entre ellas y que sean bandas de frecuencia de uso libre como por ejemplo la de los 869Mhz. Gracias a la telemetría podremos conocer en cualquier momento en la estación base información como la posición de la aeronave, consumo del motor, altitud, velocidad.

El sistema de telemetría que usara la aeronave VANT SOLVENDUS está especificado en el anexo 1.



Figura 77 – Sistema de telemetría de la aeronave

8.3 SISTEMA DE VISUALIZACIÓN DE VIDEO

Para poder volar en primera persona o simplemente para supervisar el vuelo de deberá transmitir captado por una cámara a bordo a la estación en tierra, de modo que se pueda visualizar en un ordenador portátil junto con la telemetría recibida de la aeronave. Para ello se necesitaran los siguientes elementos:

- Cámara: La cámara deberá cumplir con algunas funcionalidades.
- Salida de video: es decir debe de tener salida de video para poder transmitirlo a tierra.
- Grabación en 1080p.
- Modo disparo de fotos cada cierto intervalo de tiempo.
- Alimentación propia, es decir que incorpore una batería, ya que en caso de avería seguirá grabando y nos servirá de caja negra.
- Debe ser lo más ligera y pequeña posible.

La cámara que usara la aeronave es una GoPro Hero que está dotada de cada una de estas características, sus especificaciones se encuentran en el anexo 1

9. VUELOS DE PRUEBA

Después de finalizada la optimización de diseño del VANT SOLVENDUS, la construcción del tren de aterrizaje, y la instalación y funcionamiento de la electrónica de la aeronave; se hace necesaria la implementación de procedimientos que se deberán seguir cada vez que se ejecuten vuelos de prueba para la aeronave.

La intención de estos vuelos es analizar el comportamiento de la aeronave en todas las fases de vuelo, y en el cumplimiento específico de la misión. La aeronave VANT SOLVENDUS, tiene como misión la recolección de datos del territorio en el cual se encuentra sobrevolando, donde se requieran velocidades bajas que permitan la visualización y obtención de fotografías en lugares y objetivos específicos. En vuelos posteriores la aeronave será capaz de realizar tareas de inspección y vigilancia, monitoreo ambiental, estudios meteorológicos, entre otros.

La aeronave debe tener la capacidad de despegar, sobrevolar y aterrizar con la autonomía de vuelo suficiente para realizar el reconocimiento con la mayor eficiencia y autonomía de vuelo.

9.1 CONDICIONES DE VUELO

La aeronave únicamente volará bajo VLOS (Visual line of sight), esto quiere decir que se mantendrá siempre a la aeronave bajo línea de visión en todo momento, Esto significa que el avión no volara a través de las nubes o la niebla, no detrás de los árboles, edificios o cualquier otro obstáculo (incluso parcial). Esto también implica que no se deben usar binoculares o lentes de zoom para hacer seguimiento de vuelo de la aeronave.

En la figura 78 y 79 se muestran dos circuitos de prueba que la aeronave inicialmente ejecutará en el transcurso de los primeros vuelos de prueba. El objetivo de esos circuitos es obtener diferentes datos de vuelo, diversidad de registros fotográficos y pruebas para el piloto automático y su respuesta ante las órdenes que el operador de la aeronave le imparta.

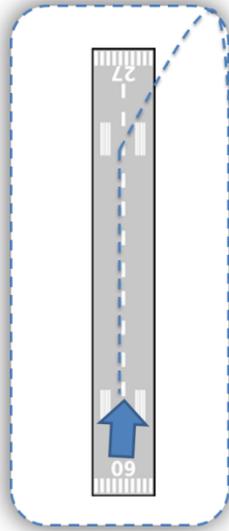


Figura 78 – Circuito de vuelo 1

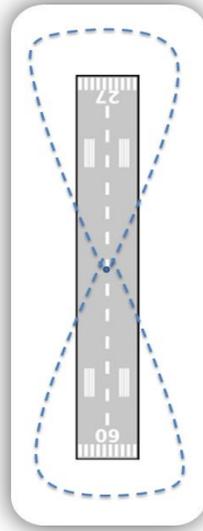


Figura 79 – Circuito de vuelo 2

Fuente: Autora

9.2 PROCEDIMIENTOS NORMALES

Estos procedimientos se ejecutaran de acuerdo al manual de operación de la aeronave, que se está llevando a cabo por un grupo adicional de estudiantes de la Fundación Universitaria Los Libertadores como proyecto de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico²¹.

Dentro de los procedimientos que serán aplicables a la aeronave, se describen según su fase de vuelo y se incluye una prueba inicial llamada prevuelo.

El prevuelo es una inspección que realiza obligatoriamente el piloto de la aeronave siguiendo una lista de verificación en la cual se incluye el “walk around” o 360°. Las inspecciones son visuales. El prevuelo para la aeronave VANT SOLVENDUS comprende una lista de chequeo.

²¹ Salcedo A. Ortiz R. M Manuales de la aeronave VANT SOLVENDUS – AMM – AFM. Proyecto de grado Fundación Universitaria Los Libertadores 2016

Fecha de la inspección:		S/N:	
Horas de vuelo programadas:			
ACTIVIDADES DEL PREVUELO	ESTADO		FIRMA
1. Realizar un 360 a la aeronave			
1.1. Revise el ala derecha			
1.1.1. Inspeccione el movimiento del alerón y muévelo por medio del radio control. No debe tener ningún impedimento y las bisagras no deben tener holgura.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.1.2. Inspeccione las celdas fotovoltaicas. No deben de estar despegadas del ala, ni manchadas., REVISE EL CABLEADO, ESTE NO DEBE ESTAR SUELTO	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.2. Revise el tailboom derecho en la parte delantera de la aeronave. No deben presentarse fallas estructurales	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.3. Inspeccione el tren de aterrizaje de la parte delantera derecha. Que no presente hendiduras y grietas.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.4. Revise que los motores se encuentren asegurados a las bancadas	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.5. Revise que los cables del motor se encuentren unidos al motor.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.6. Revise que la hélice se encuentre correctamente unida al motor	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.7. Revisar si las hélices presentan hendiduras, grietas,	ACEPTADO	NO ACEPTADO	

rayones.			
1.8. Revise que las bancadas no presente grietas, hendiduras o rayones.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.9. Revise el tailboom izquierdo en la parte delantera de la aeronave. No presente hendiduras, grietas, rayones.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.10. Inspeccione el tren de aterrizaje de la parte delantera izquierda Que no presente hendiduras y grietas.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.11. Revise el ala izquierda	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.11.1. Inspeccione el movimiento del alerón y muévelo por medio del radio control. No debe tener ningún impedimento y las bisagras no deben tener holgura.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.11.2. Inspeccione las celdas fotovoltaicas. No deben de estar despegadas del ala.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.12. Inspeccione que el fuselaje se encuentre cerrado correctamente y que no presente hendiduras, grietas, rayones.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.13. Inspeccione el izquierdo en la parte trasera de la aeronave. No deben presentarse hendiduras, grietas, rayones.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.14. Inspeccione el tren de aterrizaje de la parte trasera izquierda Que no presente hendiduras y grietas.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	

1.15. Revisar las celdas fotovoltaicas centrales que no se encuentren despegadas del ala.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.16. Inspecciones el empenaje principalmente los estabilizadores verticales y el horizontal, que no presenten hendiduras, grietas, rayones.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.17. Inspecciones el timón de profundidad y los 2 timones de cola que no presenten hendiduras, grietas, rayones.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.18. Inspeccione el movimiento del timón de profundidad y los 2 timones de cola. No debe tener ningún impedimento y las bisagras no deben tener holgura	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.19. Inspeccione el tren de aterrizaje de la parte trasera derecha Que no presente hendiduras y grietas.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.20. Inspeccione el derecho en la parte trasera de la aeronave. No deben presentarse hendiduras, grietas, rayones.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
1.21. Inspeccione el estado superficial del cableado que van hacia los motores	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
2. Asegurar que la carga de las baterías este por encima del 90 %.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
3. Asegurar que la carga del RC esté por encima del 90 %	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
4. Calibración del IMU (Unidad de medición inercial)	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
5. Asegurar conexiones de componentes electrónicos	ACEPTADO	NO ACEPTADO	

6. Verificar enlace de sistema de telemetría con estación en tierra.	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
7. Verificar enlace de radio control con la estación en tierra	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
8. Verificar posicionamiento del GPS en tierra	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
9. Posicionamiento de antenas a bordo y en tierra, verificar polarización y ajuste correcto	ACEPTADO	NO ACEPTADO	
ESPACIO INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO			
ESPACIO INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO			
NOTAS			
FIRMA FINAL	NOMBRE DEL QUE REALIZO EL PREVUELO		

Tabla 16 – Inspección prevuelo para la aeronave VANT SOLVENDUS²²

²² Salcedo A. Ortiz R. M Manuales de la aeronave VANT SOLVENDUS – AMM – AFM. Proyecto de grado Fundación Universitaria Los Libertadores 2016

a. INICIANDO EL MOTOR

- Verifique que no exista ningún obstáculo entre el motor y la hélice, y nada en proximidad en un radio de 3 metros
- El operador deberá pronunciar una señal auditiva para el personal de apoyo que se encuentra en proximidad sea alertado del procedimiento para iniciar los motores. Esta señal debe ser la palabra “limpio”
- Se debe encender el radio control verificando que al mover la palanca izquierda las hélices de cada uno de los motores empiecen a moverse. Este procedimiento debe hacerse llevando cada motor únicamente a ralentí estando en tierra. Este procedimiento debe realizarse con un motor a la vez

9.3 TAXEO

En un movimiento hacia adelante, la aeronave puede recibir corrientes de aire por cada lado, para contrarrestar el movimiento el operador debe de realizar ciertos procedimientos de las superficies de control para controlar la aeronave

- Si la aeronave recibe el viento por el lado derecho del ala el operador debe de usar el alerón del ala izquierda, moviéndolo hacia arriba y el timón de profundidad debe de estar en posición neutra.
- Si la aeronave recibe el viento por el lado izquierdo del ala el operador debe de usar el alerón del ala derecha, moviéndolo hacia arriba y el timón de profundidad debe de estar en posición neutra.
- Si la aeronave recibe el viento por el lado izquierdo del ala el operador debe de usar el alerón del ala izquierda, moviéndolo hacia abajo y el timón de profundidad debe de estar en posición baja.
- Si la aeronave recibe el viento por el lado derecho del ala el operador debe de usar el alerón del ala derecha, moviéndolo hacia abajo y el timón de profundidad debe de estar en posición baja.

La aeronave no tiene dirección por lo tanto no se puede lograr un giro durante el taxeo. Por lo tanto se sugiera un posicionamiento manual de la aeronave, haciendo un levantamiento por dos personas, donde cada una de ellas, deberá levantar suavemente cada tailboom de la aeronave por debajo de las alas, y llevarla al lugar donde la aeronave iniciara el despegue.

Debido a corrientes de aire en las que la aeronave puede verse involucrada ya sea en contra o una corriente que pase por la hélice hace que la aeronave se desestabilice y provoque un accidente, por lo tanto el timón de profundidad puede compensar este movimiento y nivelar la aeronave.

La pregunta es qué movimiento debe realizar el timón de profundidad y este depende del tipo de tren que tiene la aeronave, puesto que la aeronave tiene configuración tren rueda de cola, el elevador durante una corriente de aire debe de mantener el elevador en posición hacia abajo, el aire golpeará la superficie y lleva a que la cola se mantenga hacia abajo.

Cuando la aeronave se ponga en marcha recibirá viento de frente, es decir se debe de mover el alerón hacia arriba para reducir el efecto de levantamiento del ala. Cuando la aeronave sufra un cuarto el viento de cola debe de mover los alerones hacia abajo y el timón de profundidad hacia abajo para reducir el efecto de levantamiento del ala.

9.4 ANTES DEL DESPEGUE

El operador debe de observar que el terreno se encuentre libre de objetos que puedan afectar la hélice y el avión. Antes de que se inicie la carrera de despegue el operador debe tener en cuenta que la aeronave puede estar moviéndose debido a que esta carece de frenos y ocasionando un movimiento no deseado. El procedimiento debe de realizarse rápidamente antes de que la aeronave empiece a moverse a causa de los vientos.

9.5 ASCENSO

El despegue de la aeronave se realiza mediante las velocidades que este debe de alcanzar.

- El operador debe de suministrar toda la potencia a los motores para que la aeronave inicie la carrera de despegue.
- El operador debe de mover el timón de profundidad aproximadamente 3° hacia arriba para que la aeronave reduzca el peso sobre el tren de aterrizaje delantero.
- Alcance la velocidad de rotación V_r , debe de mover de mover el timón de profundidad hasta $7,5^\circ$ hacia arriba.

- El operador observa que la aeronave empieza a despegar primero las ruedas del morro y previamente las ruedas de cola. El operador debe de aumentar la velocidad hasta la mejor tasa de ascenso V_y .
- Previamente el operador debe de mantener la velocidad V_y hasta que alcance el nivel de vuelo deseado.

9.6 DESPEGUE

El ascenso es la parte de la misión, previa al despegue, en que la aeronave cambia su plano nivelado por inclinado, lo cual conlleva a que el vector del peso no sea perpendicular a la aeronave si no se ubique detrás de ella, y esto a su vez aumenta la resistencia al avance, por lo que el operador debe de aumentar la potencia del motor, para equilibrar los vectores.

El operador debe de conocer y evaluar el campo alrededor de la zona de despegue con el fin de verificar la altura de los obstáculos que están en la zona en pro de la escogencia del mejor ángulo de ascenso o la mejor tasa de ascenso.

9.7 CRUCERO

El operador de la aeronave debe de conocer los principios básicos para maniobrar la aeronave en vuelo.

- Efectos y usos de los controles.
- Sentir la aeronave.
- Aptitud de vuelo.

9.8 DESCENSO

Un descenso por planeo es la maniobra en donde la aeronave VANT SOLVENDUS perderá altura o realizara un descenso controlado con poca potencia o con cero potencias. El operador debe de controlar el descenso por medio del equilibrio de las fuerzas que tiran de la aeronave y la sustentación que se genera durante el planeo.

Nota: El operador debe tener un alto nivel de concentración debido a la observación del comportamiento de la aeronave, el operador debe reconocer que no se genera corriente de aire proveniente de los motores.

10. BIBLIOGRAFÍA

- Aertec solutions, Aerospace and aviation, Infografía/Historia de los sistemas aéreos no tripulados, 01/2015
- Mora Pardo, Álvaro; Aeronaves de combate no tripuladas (UCAV) Unmanned combat air vehicle; Foro Militar General 2013
- Ariza Sebastián, Figueredo David, Hernández Jesica; Diseño detallado y construcción de la aeronave VANT SOLVENDUS, proyecto de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico, 2014
- Circular Reglamentaria N.002 – Requisitos Generales de Aeronavegabilidad y Operaciones para RPAS , Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil, 27/07/2015
- A. Miravete, J Cuartereo - Materiales compuestos 2003, Asociación Española de Materiales Compuestos AEMAC, Vol. II
- Células solares. Que son las celdas solares. Textos científicos. <http://www.textoscientificos.com/energia/celulas>
- Alejandro Besednjak, materiales compuestos, procesos de fabricación de embarcaciones. Ediciones UPC 2005. Ediciones de la universidad politécnica de Cataluña
- Mata Montes María del Carmen. Innovación educativa en las enseñanzas técnicas, Vol. III. 144 Colección estudios. Universidad de Castilla – La Mancha. 2015
- Ardila S, Trillos J. Diseño y construcción de un prototipo experimental de un sistema de aprovechamiento de energía solar para un aeromodelo Spirit. Universidad Industrial de Santander
- http://www.celdassolaresflexibles.com/index_files/OEM_Components/PowerFilm-Solar-OEM-Components-Instructions.php#6
- Salcedo A., Ortiz R. Manuales de la aeronave VANT SOLVENDUS – AMM – AFM. Proyecto de grado Fundación Universitaria Los Libertadores 2016
- Ibid, CIDFAE. Materiales de uso aeronáutico, Polímeros y cerámicos en la aeronáutica
- Manual del aluminio Vol. II, segunda edición, editorial Navarrete. Barcelona 2004

11. CONCLUSIONES

- Todas las zonas de la aeronave VANT SOLVENDUS fueron analizadas en detalle, con el fin de encontrar posibles fallas estructurales que alteraran la misión de la aeronave y que puedan llevar a causar algún tipo de incidente.
- Se modelaron mediante CAD, todos aquellos componentes aerodinámicos y estructurales que debían ser fabricados para optimizar la aeronave, pensando en la reducción de peso como como ítem dentro de los requerimientos antes de los vuelos de prueba.
- Se continuó con el manejo de materiales compuestos como principio fundamental de manufactura, mediante el uso de elementos de protección personal y con técnicas que han sido descritas con anterioridad desde las fases previas del proyecto VANT SOLVENDUS.
- Se diseñaron nuevas bancadas para los motores de la aeronave, pensando en el tipo de material usado. Previniendo posibles incidentes debido al sobrecalentamiento de los motores causados por altas potencias durante periodos prolongados de tiempo
- Se diseñó y construyó un nuevo sistema de sujeción del empenaje de la aeronave, en pro de conservar la aerodinámica de las superficies y buscando prevenir incidentes por desprendimiento de superficies o piel durante el cumplimiento de la misión.
- Se analizó y escogió el tipo y modelo de los motores de la aeronave, soportándose en cálculos de potencia necesaria para el cumplimiento de la misión con respecto al peso final de la misma.
- Se llevó a cabo la caracterización de las celdas solares que poseerá la aeronave VANT SOLVENDUS, con el fin de analizar su comportamiento en cuanto a voltaje, corriente y potencia necesaria de acuerdo diferentes niveles de radiación.
- Se analizó y eligió el arreglo fotovoltaico más adecuado para la aeronave, con el fin de distribuir el voltaje y corriente necesaria para la

electrónica de vuelo sin generar ninguna sobrealimentación de componentes.

- Se describieron los componentes y conexiones que debe tener la electrónica de la aeronave, los sistemas de telemetría y comunicación, que deben implementarse para realizar un correcto seguimiento al vuelo desde la estación en tierra.
- Se describió el procedimiento para ejecutar los vuelos de prueba, incluyendo una lista de chequeo para el prevuelo y un procedimiento para cada una de las fases de vuelo de la aeronave.

12. RECOMENDACIONES

- Se recomienda utilizar las baterías de la aeronave como punto a favor, para realizar el peso y balance antes de los vuelos de prueba, esto para evitar agregar peso adicional al calcular el centro de gravedad
- Se recomienda mantener los niveles de carga de las baterías por encima del 90% y nunca por debajo del 30%, ya que pueden quedar completamente inutilizables por bajos voltajes.
- Deben seguirse correctamente los procedimientos descritos para el uso de materiales compuestos en la fabricación de repuestos o mantenimiento programado de la aeronave, además de usar siempre los elementos de protección personal.
- No debe excederse la cantidad de voltaje recomendado en este proyecto para el arreglo fotovoltaico; puede generar daños irreparables en la electrónica de vuelo ya que las celdas pueden generar voltajes tan altos ocasionando la quema de los componentes y daños en la salud de quien las manipule.
- Deberán seguirse los procedimientos contemplados en este proyecto para realizar los vuelos de prueba de la aeronave, tanto en tierra como en vuelo
- Deberán consultarse los manuales de la aeronave periódicamente, con el fin de seguir los parámetros definidos para realizar las diferentes inspecciones a la aeronave según los ciclos que le correspondan.
- Deberá contarse con un buen sistema de recepción de datos y video en la estación en tierra, además de un computador con alta capacidad en memoria RAM, para recibir los datos de vuelo en vivo y ser procesados con facilidad.

ANEXO 1 – DATA SHEET INSUMOS MATERIALES COMPUESTOS Y ELECTRÓNICA DE LA AERONAVE

1 - Fibra de carbono HexForce™ 282

		HexForce™ 282 Carbon Fabric	
		<i>Product Data</i>	
STYLE 282		US System	
<i>Type of Yarns</i>	<i>Warp Yarn:</i> <i>Fill Yarn:</i>	3K Carbon, 33MSI 3K Carbon, 33MSI	
<i>Fabric Weight, Dry</i>		5.80 oz/yd ²	197 g/m ²
<i>Weave Style</i>	Plain		
CONSTRUCTION			
<i>Nominal Construction</i>	<i>Warp Count:</i> <i>Fill Count:</i>	12/in 12/in	
<i>Fabric Thickness</i>		10.10 mil	0.26 mm
IMPORTANT			
<p><i>All information is believed to be accurate but is given without acceptance of liability. All values have been generated from limited data. The values listed for weight, thickness and breaking strengths are typical greige values, unless otherwise noted. Users should make their own assessment of the suitability of any product for the purpose required. All sales are made subject to our standard terms of sales which include limitations on liability and other important terms. The fabric style listed may not be available from inventory and minimum order quantities may apply.</i></p>			
FOR FURTHER INFORMATION, PLEASE CONTACT US			
		1913 North King Street Seguin, Texas 78155 Phone: 830-379-1580 Fax: 830-379-9544 Customer Service Toll Free: 1-866-601-5430	
For European sales office numbers and a full address list, please go to: http://www.hexcel.com/contact/salesoffices			
<small>© Hexcel and Hexcel logo are registered trademarks of Hexcel Corporation, Stamford, Connecticut. ™ HexForce is a trademark of Hexcel Corporation, Stamford, Connecticut.</small>			

2 - Fibra de vidrio HexForce™ 7533

		HexForce™ 7533 Fiber Glass Fabric	
		<i>Product Data</i>	
STYLE 7533		US System	SI Units
<i>Type of Yarns</i>	<i>Warp Yarn:</i> <i>Fill Yarn:</i>	ECG 75 1/2 ECG 75 1/2	EC9 68x2 EC9 68x2
<i>Fabric Weight, Dry</i>		5.63 oz/yd ²	191 g/m ²
<i>Weave Style</i>	Plain		
CONSTRUCTION			
<i>Nominal Construction</i>	<i>Warp Count:</i> <i>Fill Count:</i>	18/in 18/in	7.10/cm 7.10/cm
<i>Fabric Thickness</i>		7.30 mil	0.20 mm
<i>Breaking Strength</i>	<i>Warp</i> <i>Filling</i>	250 lbf/in 250 lbf/in	
IMPORTANT			
<p><i>All information is believed to be accurate but is given without acceptance of liability. All values have been generated from limited data. The values listed for weight, thickness and breaking strengths are typical greige values, unless otherwise noted. Users should make their own assessment of the suitability of any product for the purpose required. All sales are made subject to our standard terms of sales which include limitations on liability and other important terms. The fabric style listed may not be available from inventory and minimum order quantities may apply.</i></p>			
FOR FURTHER INFORMATION, PLEASE CONTACT US			
		1913 North King Street Seguin, Texas 78155 Phone: 830-379-1580 Fax: 830-379-9544 Customer Service Toll Free: 1-866-801-5430	
For European sales office numbers and a full address list, please go to: http://www.hexcel.com/contact/salesoffices			
<small>© Hexcel and Hexcel logo are registered trademarks of Hexcel Corporation, Stamford, Connecticut. ™ HexForce is a trademark of Hexcel Corporation, Stamford, Connecticut.</small>			

3 - Fibra de vidrio HexForce™ 120

		HexForce™ 120 Fiber Glass Fabric	
		<i>Product Data</i>	
STYLE	120	US System	SI Units
Type of Yarns	Warp Yarn:	ECD 450 1/2	EC5 11 x2
	Fill Yarn:	ECD 450 1/2	EC5 11 x2
Fabric Weight, Dry		3.16 oz/yd ²	107 g/m ²
Weave Style	4 Harness Satin		
CONSTRUCTION			
Nominal Construction	Warp Count:	60/in	23.62/cm
	Fill Count:	58/in	22.83/cm
Fabric Thickness		3.5 mils	0.09 mm
Breaking Strength	Warp	160 lbf/in	
	Filling	160 lbf/in	
IMPORTANT			
<p><i>All information is believed to be accurate but is given without acceptance of liability. All values have been generated from limited data. The values listed for weight, thickness and breaking strengths are typical greige values, unless otherwise noted. Users should make their own assessment of the suitability of any product for the purposes required. All sales are made subject to our standard terms of sales which include limitations on liability and other important terms. The fabric style listed may not be available from inventory and minimum order quantities may apply.</i></p>			
FOR FURTHER INFORMATION, PLEASE CONTACT US			
	1913 North King Street Seguin, Texas 78155 Phone: 830-379-1580 Fax: 830-379-9544 Customer Service Toll Free: 1-866-601-5430		
	For European sales office numbers and a full address list, please go to: http://www.hexcel.com/contact/salesoffices		
<small>© Hexcel and Hexcel logo are registered trademarks of Hexcel Corporation, Stamford, Connecticut. ™ HexForce is a trademark of Hexcel Corporation, Stamford, Connecticut.</small>			

4 - Resina Epoxi Colrepox 6090 / Endurecedor Colrepox 1956



SISTEMA EPOXICO

RESINA COLREPOX 6090 ENDURECEDOR COLREPOX 1956

OCCEPOXI

GENERALIDADES

Es un sistema epoxico formulado de baja densidad, alta resistencia mecánica, excelente compatibilidad con fibra de vidrio, fibra de carbono, kevlar y otros tipos de cargas, baja contracción y alta estabilidad dimensional.

CARACTERÍSTICAS DE LA MEZCLA INICIAL.

Tiempo de uso para 500 gr de mezcla a 25°C (minutos)	40-60 sin carga. 80 - 100 con carga
Proporción de la mezcla	100 / 20 (resina /endurecedor)
Tiempo de desmoldé	24 Horas
Resistencia a la compresión sin carga	8.740 Psi

CARACTERÍSTICAS DE LOS COMPONENTES

	Resina 6090 A	Endurecedor 1956 B
Apariencia	Color blanco pastel	Transparente
Viscosidad a 25°C	1250-1280 mPas	200-500 mPas
Densidad a 20°C	1.1g/cm3	0,94 g/cm3

Móvil: 318 735 60 78
MSN: quadcarbon@compuestor.com
e-mail: quadcarbon@compuestor.com

5- cinta sellante para vacío



5700 Skylab Road
Huntington Beach
CA 92647 USA

Phone: +1 714-899-8100
Fax: +1 714-899-8179

E-mail: airtech@airtechintl.com
Website: www.airtechonline.com

Data Sheet

GS-213

Industry standard vacuum bag sealant tape for metal and composite tools

DESCRIPTION

GS-213 is recognized worldwide as the work horse for the composites and bonding industries. It has excellent tack and clean-up. It is usable up to 400 °F (204 °C).

TECHNICAL DATA

Color	Off-white
Base material	Synthetic rubber
Maximum use temperature	400 °F (204 °C)
Shelf life	13 months from date of manufacture
Storage conditions	72 °F (22 °C) Do not refrigerate Tape must be stored flat in original carton.

SIZES

Dimensions	Packaging	Remarks
1/8 inch x 1/2 inch x 25 feet (3 mm x 12 mm x 7.5 m)	40 rolls per case	-
1/8 inch x 3/4 inch x 25 feet (3 mm x 19 mm x 7.5 m)	28 rolls per case	-

NOTES

For clean removal, it is recommended to strip the tape from the mold surface once it has cooled down to room temperature.

6 - Motor AXi 5345/16HD

Specification	
No. of cells	8 - 12 Li-Poly
RPM/V	195 RPM/V
Max. efficiency	94%
Max. efficiency current	30 - 75 A (>85%)
No load current / 30 V	2,1 A
Current capacity	90 A/20 s
Internal Resistance	34 mohm
Dimensions (diameter. x length)	63x81 mm
Shaft diameter	8 mm
Weight with cables	995 g

Figura 80 - Especificaciones moto AXi 5345/16 HD

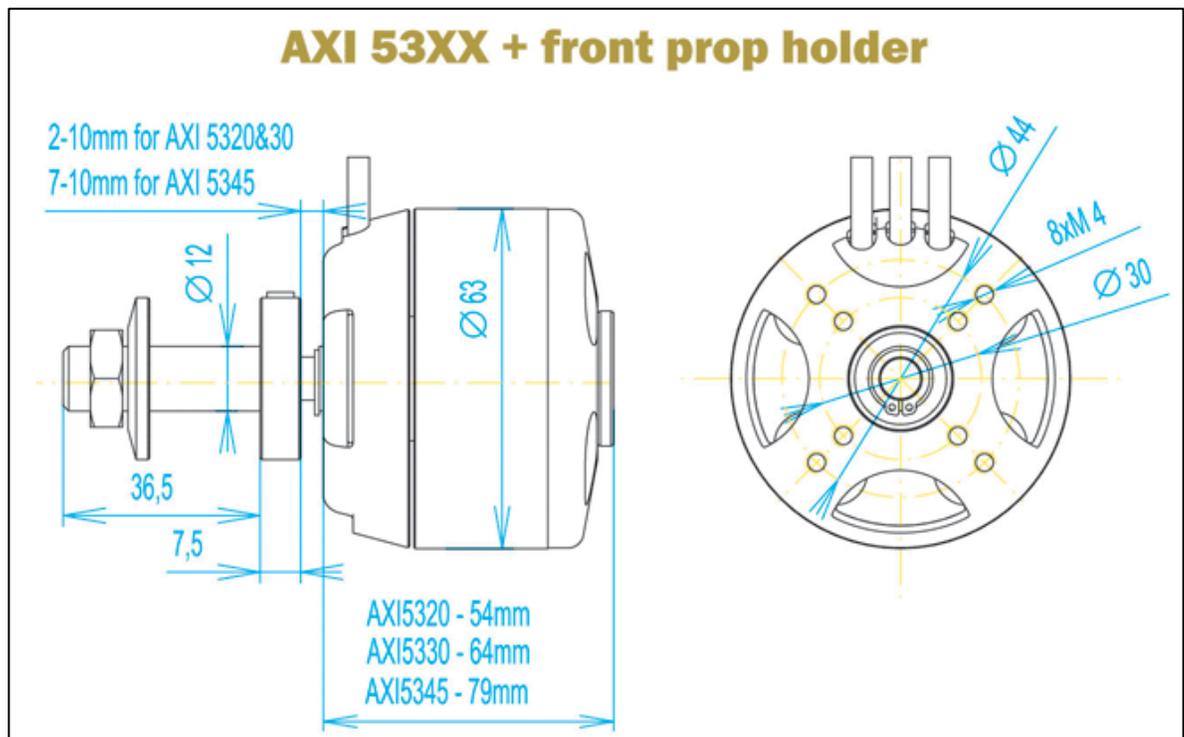


Figura 81 – Plano motor AXi 5345/16 HD

7 - Hélice PJT Series 22X10 - Xoar International

FEATURES

Constructed of Laminated Epoxy resin over a carbon fiber skeleton and finished with Standard 3K Carbon Fiber Fabric.
One of the lightest performance props on the market
Balanced during every stage of production
Visually examined to ensure trailing edge symmetry
High Strength-to-Weight Ratio

REQUIREMENTS

Balancing before use, see COMMENTS

INCLUDES

Xoar International 22x10 Propeller

SPECIFICATIONS

Diameter: 22"

Pitch: 10"

Hole Diameter: 0.398" (10mm)

Weight: 4.7oz (135g)

COMMENTS

Final balance check is suggested before flight due to external factors such as temperature. Handling during transit may vary the balance of the propeller.

8 - Panel solares Powerfilm RC7.2-75 PSA

ELECTRICAL

PARAMETER	VALUE	UNIT
Wattage	0.72	W
Voltage	7.2	V
Voltage (oc)	10.5	V
Current	100	mA
Current (sc)	120	mA

MECHANICAL

PARAMETER	VALUE	UNIT
Height	0.2 (8)	mm (mils)
Length x Width	90 x 270 (3.5 x 10.6)	mm (inches)
Aperture Size	75 x 240 (3.0 x 9.5)	mm (inches)
Weight	7.6 (0.3)	g (oz)
Encapsulation	Polyester	
Average Lifetime Flexions	3,000	
*Average Outdoor Lifespan	6-12 Months	

OPERATIONAL

**STC - (Standard Test Conditions) 1,000W/m ² , AM 1.5, 25°C Cell Temperature	
Temperature Departure of Isc	0.07%/K (3.6 mA/K)
Temperature Departure of Voc	-0.26%/K (-57 mV/K)
Temperature Departure of Pmax	-0.19%/K (-110.4 mW/K)
Temperature Departure of Imp	0.07%/K (2.4 mA/K)
Temperature Departure of Vmp	-0.24%/K (-41 mV/K)

- NOTES**
1. *Average Outdoor Lifespan based on the absence of additional shielding or protection.
 2. During first 8-10 weeks of operation, electrical output may exceed specified ratings.
 3. Electrical specifications are based on measurements performed at **STC after stabilization.
 4. Performance may vary from rated power due to temperature and/or spectral fluctuations.

Part Name	RC7.2-75 PSA	中國語文	http://www.rourentialyangneng.com
Part Number	F10J	Deutsch	http://www.flexiblesolarzellen.com
		Español	http://www.celdasolaresflexibles.com
		Française	http://www.panneausolairesflexibles.com

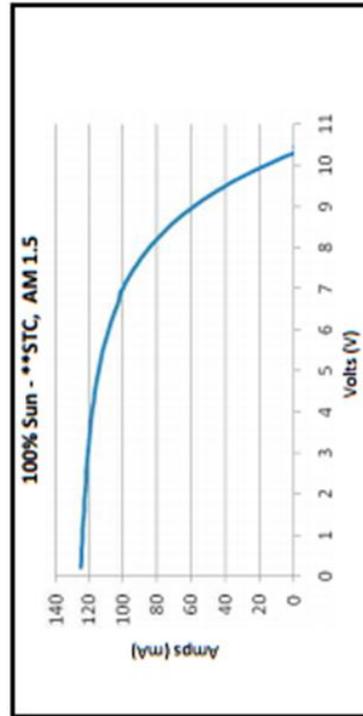
WWW.FLEXSOLARCELLS.COM
 General Inquiries: info@flexsolarcells.com
 Sales Inquiries: sales@flexsolarcells.com

RC7.2-75 PSA

This unit is equipped with a Pressure Sensitive Adhesive (PSA) backing. Simply expose the adhesive layer, by removing the protective film on the backside, and secure firmly to application.



© 2013 FlexSolarCells



REV.	MODIF.	DATE	DRAW	APPROVE	ECNL No.
V1.0	FIRST ISSUE	9/12/2013	F. Metzger	R. Auerbach	

9- Speed control - esc 115a brushless programmable



Figura 82 – Speed control ERC 115^a

Part Number	Model	Cont.Burst Current(A)	Battery cell NiXXLiPo	Weight (g)	BEC Output	Size(mm) W*L*H	User Program
ERCE155SB	155A SB	155A/200A	5-18Ni/2-6Li	150	5.0V,5.5V,6.0V adjustable /5A	55x72x17	Yes

Figura 83 – Especificaciones ESC 115^a

10 - Servo de alto torque Futaba S9151



Figura 84 - Servo de alto torque Futaba S9151

Serie numero S9151	Dimensiones 1.6 x 0.8 x 1.4" (40 x 20 x 37mm)	Peso 50gr	Torque 132 oz-in (9.5 kg-cm) @ 4.8V	Velocidad de respuesta .19 sec/60° @ 4.8V
--------------------------	---	--------------	---	---

Figura 85 – Especificaciones servo de alto torque

11- Servo estándar S3152 Futaba



Figura 86 – Servo estándar Futaba S3152

Serie numero S3152	Dimensiones 1.6 x 0.8 x 1.5" (40 x 20 x 38mm)	Peso 41gr	Torque 70 oz-in @ 4.8 87 oz-in @ 6V	Velocidad de reacción .22 sec/60° @ 4.8V .18 sec/60° @ 6V
--------------------------	--	--------------	---	---

Figura 87 – Especificaciones Servo estándar Futaba S3152

12. Micro servo Futaba S3107



Figura 88 – Micro servo Futaba S3107

S3107	21,8 x 11 x 19,8 mm	9	Speed: .12 sec/60° @ 4.8V Torque: 17 oz-in (1.2 kg-cm) @ 4.8V Connector: Male "J" type with approx. 5" wire Output Shaft Diameter: 5mm
-------	---------------------	---	---

13 – Baterías ZIPPY Compact 5800mAh 5S 25C

Capacity (mAh)	5800
Config (s)	5
Discharge (c)	25
Weight (g)	655
Max Charge Rate (C)	5
Length-A(mm)	160
Height-B(mm)	45
Width-C(mm)	41

A perspective view of a ZIPPY Compact battery. The battery is rectangular with a silver-colored case and a black top cover. A balance plug is visible on the left side. The dimensions are labeled: A for length, B for height, and C for width. The ZIPPY logo is visible on the front face.

Figura 89 – Dimensiones batería

Spec.
Capacity: 5800mAh
Voltage: 5S1P / 5 Cell / 18.5V
Discharge: 25C Constant / 35C Burst
Weight: 655g (including wire, plug & case)
Dimensions: 160x45x41mm
Balance Plug: JST-XH
Discharge Plug: 5.5mm Bullet

Figura 90 – Especificaciones batería

14. Gir6scopo

[Home](#) | [Product Categories](#) | [z-axis](#) | SEN-11341

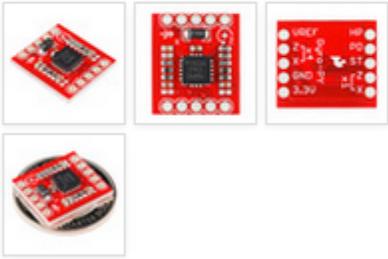


Gyro Breakout Board - LPY503AL Dual 30°/s

SEN-11341 RoHS✓

Description: This is a breakout board for the ST's dual-axis LPY503AL gyro. The LPY503AL is a MEMS motion sensor that measures angular velocity along the **pitch** and **yaw** axes with a full scale of $\pm 30^\circ/\text{s}$. Two different analog outputs are provided for both the x- and z- axes - one 1x amplified and the other 4x amplified.

© images are [CC BY-NC-SA 3.0](#)



A regulated voltage between 2.7 and 3.6VDC should be supplied to the power pins. We have the filtering circuits all set up; you'll just need to connect the outputs to an ADC, and you're ready to go.

This breakout board includes the gyro and all necessary filtering capacitors as shown. The 1x and 4x amplified outputs of both axes are connected to the 0.1" pitch headers, along with the power-down, self-test, high-pass filter reset, and power pins.

We've revised this board to correct errors with the high-pass filter, so the output should settle when the unit stops moving.

Figura 91 - Especificaciones t6cnicas gir6scopo

15 - GPS



Figura 92 – GPS Ublox NEO-M8N

Features:

- Ublox Neo-M8N module
- Industry leading -167 dBm navigation sensitivity
- Navigation update rate up to 10 Hz
- Cold starts: 26s
- LNA MAX2659ELT+
- 25 x 25 x 4 mm ceramic patch antenna
- Rechargeable 3V lithium backup battery
- Low noise 3.3V regulator
- Power and fix indicator LEDs
- Protective case
- 30cm Pixhawk2.4 compatible 6-pin and APM compatible 5-pin 2 types cable included
- Diameter 60mm total size, 32 grams with case.

Included:

- NEO-M8N with compass module and case set
- Pixhawk compatible 6pin cable
- APM compatible 5pin cable
- 'X' type folding pedestal mount
- 100mm & 140mm carbon rod stand off

Figura 93 – Especificaciones

16. Sistema de telemetría



- The 3DR Radio telemetry system is designed as an open source Xbee replacement radio set, offering a lower price, longer range and superior performance to Xbee radios. It's available in 433MHz; and in the following configurations: serial board (for the air) and USB (for the ground).
- The radio is a 2-way half-duplex wireless communication system with a standard TTL UART interface, based on Hoperf's HM-TRP data link modules, and custom firmware that improves upon the modules' original features and performance.
- The SiK firmware includes a bootloader that permits radio firmware upgrades over the serial interface, and radio firmware with configurable parameters. Firmware upgrades and configuration are fully supported in the APM Mission Planner. Configuration is also possible through AT commands.
- Please note that it is up to you to make sure you are allowed to use these radio modules in your country. These devices can be used as short range licence exempt devices the UK under ESTI EN300 220, please refer to Ofcom IR2030 document, page 17. You will need to configure the device to comply with your countries regulations

Figura 94 – Especificaciones de sistema de telemetría

17. Cámara GoPro Hero



Figura 95 – Cámara GoPro Hero

Lente	★ 2X Más Nítida	Nítida
Baja Luz	Profesional	Estándar
FOTO – FUNCIONES + FOV		
(Campo de Visión)		
MEGAPÍXELES	11, 8, 5 MP	5 MP
	Campo de visión panorámico (170°)	
	Campo de visión medio (127°)	
MODOS	Único	Único
	★ 10 fotos en 1 seg.	3 fotos en 1 seg.
	★ Intervalos cada 0,5; 1; 2;	Lapso de Tiempo cada 1, 2, 10, 30, 10; 30; 60
	Autodisparador	Autodisparador
VIDEO – RESOLUCIÓN + FOV		
1080p	1920 × 1080	1920 × 1080
	Campo de visión panorámico (170°)	Campo de visión panorámico (127°)
	★ Campo de visión medio (127°)	30fps

960p	★ Campo de visión angosto (90°)	
	30 fps	1280×960
720p	1280 × 960	1280×960
	Campo de visión panorámico (170°)	Campo de visión panorámico (170°)
WVGA	★ 48 fps	30fps
	30 fps	60fps
WVGA	1280 × 720	1280×720
	Campo de visión panorámico (170°)	Campo de visión panorámico (170°)
WVGA	30 fps	60fps
	60 fps	60fps
WVGA	848 × 480	848×480
	Campo de visión panorámico (170°)	Campo de visión panorámico (170°)
WVGA	★ 120 fps	60fps
	60 fps	
USABILIDAD		
Interfaz de Usuario	Interfaz basada en lenguaje	Interfaz de código de 3 dígitos
Luces LED	4 (en todos los lados)	1
Entradas	Mini puerto HDMI, Puerto de alimentación Puerto USB, SD, HERO Puerto para micrófono externo estéreo de 3,5 mm	Puerto de Componente, Puerto de alimentación, USB, SD, HERO
Duración de la Batería (en modo 720p/60)	2.5 hrs	2.5 hrs
Grabación + carga simultánea al conectar a una fuente de poder USB	sí	sí
COMPATIBILIDAD		
Wi-Fi BacPac + Wi-Fi Remote Control Remoto	Wi-Fi	Wi-Fi Remote Control

	Vista previa y reproducción de vídeo Wi-Fi	
	Vista previa y reproducción de vídeo Wi-Fi	
	Wi-Fi streaming a la red	
	Control de cámara a través de la aplicación del teléfono inteligente,	
	la tableta o el ordenador	
Otros BacPacs de GoPro	LCD BacPac™, Battery BacPac™,	LCD BacPac™, Battery BacPac™,
	BacPac™,	3D HERO® System, Wi-Fi
	3D HERO®System, Wi-Fi	BacPac™ (limitado), Wi-Fi Remote
	BacPac™, Wi-Fi Remote	

Figura 96 – Características de la cámara GoPro Hero

ANEXO 2 - CARACTERIZACIÓN CELDAS SOLARES

PRUEBA 1

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m ²)	Temperatura celda (°C)
30	9,930	36,100	307,125	11,2
29	9,620	36,300	294,84	26
28	9,480	37,800	307,125	28,1
27	9,620	33,500	307,125	23,6
26	9,650	33,500	294,84	28,2
21	9,770	35,400	307,125	30,8
22	9,700	35,300	294,84	28,3
23	8,470	36,200	307,125	25,1
24	9,660	35,600	307,125	26
25	9,720	31,400	294,84	26,7
20	9,570	36,800	307,125	23,1
19	9,520	36,000	307,125	24,9
18	9,730	30,400	294,84	21,9
17	9,770	29,500	307,125	24,8
16	9,400	28,300	307,125	21,3
11	9,430	29,700	294,84	24
12	9,600	27,200	307,125	23,4
13	9,440	31,200	294,84	29
14	8,260	28,600	307,125	22
15	9,720	26,800	307,125	23
10	9,720	28,000	294,84	24
9	9,720	38,600	307,125	22,8
8	9,960	45,000	307,125	23
7	9,860	49,300	307,125	23
6	9,740	30,300	294,84	24,7
1	9,690	27,000	307,125	22,7
2	8,980	25,900	294,84	22,3
3	9,630	23,500	307,125	25,3
4	9,560	23,000	307,125	25
5	9,720	22,000	307,125	25
93	9,71	37,9	307,125	11,2
94	9,73	37,2	294,84	26
95	9,64	34,7	307,125	28,1
96	9,75	35,1	307,125	23,6

97	9,35	35,9	294,84	28,2
98	9,5	34,2	307,125	30,8
90	9,42	33,8	294,84	28,3
89	9,74	28,3	307,125	25,1
88	9,61	37	307,125	26
87	9,16	38	294,84	26,7
86	9,71	33,8	307,125	23,1
85	9,67	30,8	307,125	24,9
70	8,52	30,5	294,84	21,9
71	9,67	29,8	307,125	24,8
72	9,7	30,1	307,125	21,3
73	9,52	29	294,84	24
74	8,9	26,8	307,125	23,4
75	9,81	29	294,84	29
60	8,93	26,9	307,125	22
59	9,55	29,8	307,125	23
58	9,8	34,8	294,84	24
57	9,81	38,8	307,125	22,8
56	8,9	48,2	307,125	23
55	9,9	54	307,125	23
40	9,85	33,6	294,84	24,7
41	9,53	29	307,125	22,7
42	8,88	25,5	294,84	22,3
43	9,8	25,4	307,125	25,3
44	8,78	23,9	307,125	25
45	9,8	25,4	307,125	25
31	9,74	34,8	307,125	11,2
32	9,71	31,1	294,84	26
33	9,84	36,4	307,125	28,1
34	9,69	36,7	307,125	23,6
35	9,76	36,1	294,84	28,2
36	9,72	36,6	307,125	30,8
37	9,72	36,1	294,84	28,3
38	9,48	33,5	307,125	25,1
39	9,68	35	307,125	26
46	8,08	29,3	294,84	26,7
47	9,57	27	307,125	23,1
48	9,6	27,4	307,125	24,9
49	9,6	28	294,84	21,9
50	9,34	27,8	307,125	24,8

51	9,6	28,2	307,125	21,3
52	9,72	29,2	294,84	24
53	9,35	32,6	307,125	23,4
54	8,75	30,6	294,84	29
61	9,36	32	307,125	22
62	9,81	36,2	307,125	23
63	9,45	41,3	294,84	24
64	9,69	50,3	307,125	22,8
65	9,54	49,2	307,125	23
66	9,81	27,2	307,125	23
67	8,92	26,3	294,84	24,7
68	8,87	23,4	307,125	22,7
69	9,73	19	294,84	22,3
81	9,6	18	307,125	25,3
82	9,72	18,9	307,125	25
83	9,35	18,4	307,125	25
84	9,45	18	307,125	25

PRUEBA 2

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m2)	Temperatura celda (°C)
30	9,660	55,100	356,265	26,1
29	9,820	52,900	331,695	28,3
28	9,680	51,900	294,84	25,6
27	9,740	40,200	209	27,7
26	9,730	38,000	356,265	24,1
21	9,780	34,100	356,265	21,3
22	9,700	32,000	331,695	24,1
23	8,720	30,600	294,84	21,3
24	9,560	29,100	209	24,6
25	8,820	26,200	356,265	18,3
20	9,360	31,400	356,265	23,9
19	9,580	31,000	331,695	22,3
18	9,820	34,200	356,265	22,2
17	9,850	37,300	331,695	22,1
16	9,590	32,900	356,265	22,5
11	9,660	58,800	331,695	24,4

12	9,940	72,300	356,265	21,3
13	9,890	90,000	331,695	29,1
14	8,680	88,100	356,265	29,7
15	9,990	90,600	331,695	30,8
10	9,900	75,400	356,265	32,2
9	9,810	83,800	331,695	29,2
8	9,450	87,900	356,265	32
7	9,980	93,100	331,695	27,5
6	9,930	95,400	356,265	36,8
1	9,950	94,200	331,695	24,6
2	9,580	94,000	356,265	32,6
3	9,760	86,500	331,695	29,1
4	9,900	84,300	356,265	29,1
5	9,700	95,500	331,695	29,1
93	9,91	56,9	356,265	26,1
94	9,9	53,3	331,695	28,3
95	9,77	47,1	294,84	25,6
96	9,83	43,1	209	27,7
97	9,41	40,9	356,265	24,1
98	9,56	37,3	356,265	21,3
90	9,45	33,9	331,695	24,1
89	9,68	24,9	294,84	21,3
88	9,55	31,6	209	24,6
87	9,71	31,5	356,265	18,3
86	9,66	32,6	356,265	23,9
85	9,71	33	331,695	22,3
70	8,63	36,7	356,265	22,2
71	9,77	38,5	331,695	22,1
72	9,84	41,4	356,265	22,5
73	9,8	54	331,695	24,4
74	9,7	70,7	356,265	21,3
75	10,16	85,8	331,695	29,1
60	10,8	82,7	356,265	29,7
59	9,87	93,3	331,695	30,8
58	10,05	78,7	356,265	32,2
57	9,82	88,4	331,695	29,2
56	9,89	91,8	356,265	32
55	9,88	92,6	331,695	27,5
40	9,9	91,9	356,265	36,8
41	9,85	89,9	331,695	24,6

42	9,89	94	356,265	32,6
43	9,75	96,3	331,695	29,1
44	9,89	91,9	356,265	29,1
45	9,91	93	331,695	29,1
31	9,9	54,8	356,265	26,1
32	9,85	47,7	331,695	28,3
33	10,02	50,4	294,84	25,6
34	9,76	41,2	209	27,7
35	9,81	38,5	356,265	24,1
36	9,8	35,6	356,265	21,3
37	9,72	24,2	331,695	24,1
38	9,4	3,4	294,84	21,3
39	9,63	28,4	209	24,6
46	9,22	87,9	356,265	18,3
47	9,98	65,4	356,265	23,9
48	9,83	55,8	331,695	22,3
49	9,76	40,3	356,265	22,2
50	9,51	37,3	331,695	22,1
51	9,69	32,6	356,265	22,5
52	9,81	33,3	331,695	24,4
53	9,45	33,7	356,265	21,3
54	8,51	27,9	331,695	29,1
61	9,99	97,6	356,265	29,7
62	10,05	92,3	331,695	30,8
63	9,92	85,4	356,265	32,2
64	9,75	94,9	331,695	29,2
65	9,63	95,4	356,265	32
66	9,93	84,9	331,695	27,5
67	9,83	81,4	356,265	36,8
68	9,78	86,2	331,695	24,6
69	9,82	80,3	356,265	32,6
81	9,83	81,4	331,695	29,1
82	9,78	86,2	356,265	29,1
83	9,82	80,3	331,695	29,1
84	9,79	89,1	331,695	29,1

PRUEBA 3

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m2)	Temperatura celda (°C)
30	9,650	80,800	565,11	30,1
29	9,790	83,400	577,395	25,5
28	9,280	12,900	565,11	31,9
27	9,840	86,700	577,395	27,1
26	9,960	90,100	565,11	28,8
21	9,940	86,400	577,395	30,2
22	9,860	85,000	565,11	30,1
23	9,180	84,100	577,395	26,8
24	9,870	85,400	565,11	28,4
25	9,920	76,700	577,395	30,4
20	9,750	82,100	565,11	27,2
19	9,720	81,900	577,395	23,8
18	9,970	86,600	565,11	28
17	9,950	81,900	577,395	32,1
16	9,690	86,600	565,11	28,1
11	9,690	83,900	577,395	34,7
12	9,120	81,900	565,11	30,3
13	9,920	86,600	577,395	21,3
14	8,470	82,400	565,11	31,7
15	0,790	84,400	577,395	26,3
10	9,780	80,500	565,11	29,9
9	9,760	81,300	577,395	30,6
8	9,860	79,100	565,11	31,2
7	9,860	79,000	577,395	30,5
6	9,800	61,200	565,11	26,5
1	9,800	61,500	577,395	27,4
2	9,400	65,400	565,11	26,3
3	9,650	62,300	577,395	28,9
4	9,760	74,600	565,11	27,1
5	9,600	79,700	577,395	28,9
93	9,84	84,2	565,11	28,9
94	9,85	83,8	565,11	30,1
95	9,81	82,6	577,395	25,5
96	9,92	83,1	565,11	31,9
97	9,56	86,6	577,395	27,1
98	9,68	80,7	565,11	28,8

90	9,78	82,7	577,395	30,2
89	9,96	85,1	565,11	30,1
88	9,8	85	577,395	26,8
87	9,82	84,2	565,11	28,4
86	9,85	86,7	577,395	30,4
85	9,85	88	565,11	27,2
70	9,34	83	577,395	23,8
71	9,79	86,6	565,11	28
72	9,82	88	577,395	32,1
73	9,72	89,3	565,11	28,1
74	9,57	80,9	577,395	34,7
75	9,96	85,1	565,11	30,3
60	9,88	87,2	577,395	21,3
59	9,72	86	565,11	31,7
58	9,95	84,4	577,395	26,3
57	9,8	87,8	565,11	29,9
56	9,81	85	577,395	30,6
55	9,78	81,9	565,11	31,2
40	9,78	72,3	577,395	30,5
41	9,66	58	565,11	26,5
42	9,8	56,6	577,395	27,4
43	9,52	62,9	565,11	26,3
44	9,85	67,5	577,395	28,9
45	9,8	87,7	565,11	27,1
31	9,76	77,3	577,395	28,9
32	9,83	73,2	565,11	28,9
33	9,96	85,4	565,11	31,9
34	9,9	89,3	577,395	27,1
35	9,99	88,3	565,11	28,8
36	9,96	85,1	577,395	30,2
37	9,9	89,9	565,11	30,1
38	9,69	85,7	577,395	26,8
39	9,96	83,5	565,11	28,4
46	9,22	76,1	577,395	30,4
47	9,87	79,5	565,11	27,2
48	9,79	84,5	577,395	23,8
49	9,81	80,8	565,11	28
50	9,76	83,2	577,395	32,1
51	9,83	85,6	565,11	28,1
52	9,92	83,1	577,395	34,7

53	9,58	89,2	565,11	30,3
54	9,65	80,4	577,395	21,3
61	9,8	86,7	565,11	31,7
62	9,94	78,2	577,395	26,3
63	9,77	86	565,11	29,9
64	9,66	90,3	577,395	30,6
65	9,52	86,2	565,11	31,2
66	9,78	67,1	577,395	30,5
67	9,68	65,2	565,11	26,5
68	9,53	50,2	577,395	27,4
69	9,76	37,9	565,11	26,3
81	9,9	50,7	577,395	28,9
82	9,9	74,3	565,11	27,1
83	9,6	63,8	577,395	28,9
84	9,67	50,9	565,11	28,9

PRUEBA 4

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m ²)	Temperatura celda (°C)
30	9,720	78,000	565,11	11,2
29	9,810	79,600	577,395	26
28	9,170	81,000	589,68	28,1
27	9,810	80,600	601,965	23,6
26	9,850	78,900	601,965	28,2
21	9,800	86,000	601,965	30,8
22	9,680	75,500	601,965	28,3
23	9,080	70,900	601,965	25,1
24	9,740	80,600	589,68	26
25	9,820	73,200	589,68	26,7
20	9,690	78,300	589,68	23,1
19	9,650	76,000	589,68	24,9
18	9,930	79,700	589,68	21,9
17	9,96	77,900	589,68	24,8
16	9,960	80,600	589,68	21,3
11	9,530	75,100	589,68	24
12	9,730	72,800	589,68	23,4
13	9,680	83,000	589,68	29

14	8,430	76,900	589,68	22
15	9,760	84,600	589,68	23
10	9,740	74,700	589,68	24
9	9,760	77,500	589,68	22,8
8	9,860	77,100	589,68	23
7	9,880	78,800	577,395	23
6	9,830	85,100	540,54	24,7
1	9,940	80,900	442,26	22,7
2	9,500	80,300	356,265	22,3
3	9,690	70,000	405,405	25,3
4	9,780	71,000	429,975	25
5	9,670	73,300	466,83	25
93	9,91	81,9	565,11	11,2
94	9,81	78,9	577,395	26
95	9,8	76	589,68	28,1
96	9,84	74,9	601,965	23,6
97	9,51	79,4	601,965	28,2
98	9,58	84,4	601,965	30,8
90	9,69	78,4	601,965	28,3
89	9,86	80,3	601,965	25,1
88	9,71	77,9	589,68	26
87	9,76	79,2	589,68	26,7
86	9,79	78,7	589,68	23,1
85	9,82	79,7	589,68	24,9
70	9,23	78,5	589,68	21,9
71	9,79	77	589,68	24,8
72	9,88	76,3	589,68	21,3
73	9,76	77,1	589,68	24
74	9,49	71,8	589,68	23,4
75	9,95	75,1	589,68	29
60	9,88	77,1	589,68	22
59	9,65	79,9	589,68	23
58	9,91	78,8	589,68	24
57	9,77	80,8	589,68	22,8
56	9,79	79	589,68	23
55	9,8	81	577,395	23
40	9,88	79,2	540,54	24,7
41	9,86	80,8	442,26	22,7
42	9,71	82,8	356,265	22,3
43	9,84	78,6	405,405	25,3

44	9,84	79,7	429,975	25
45	9,86	77,7	466,83	25
31	9,81	77,5	565,11	11,2
32	9,83	66	577,395	26
33	9,98	78,2	589,68	28,1
34	9,82	77,7	601,965	23,6
35	9,85	75,1	601,965	28,2
36	9,8	77,4	601,965	30,8
37	9,8	76,6	601,965	28,3
38	9,67	80,3	601,965	25,1
39	9,69	76,2	589,68	26
46	9,05	76,9	589,68	26,7
47	9,83	67,3	589,68	23,1
48	9,74	73,7	589,68	24,9
49	8,81	75,1	589,68	21,9
50	9,7	77,9	589,68	24,8
51	9,75	76,8	589,68	21,3
52	9,82	76,8	589,68	24
53	9,46	84,6	589,68	23,4
54	9,47	71,1	589,68	29
61	9,76	80	589,68	22
62	9,87	70,3	589,68	23
63	9,7	81,3	589,68	24
64	9,65	87,5	589,68	22,8
65	9,51	80,1	589,68	23
66	9,86	69	577,395	23
67	9,73	68,4	540,54	24,7
68	9,72	70,2	442,26	22,7
69	9,95	73,1	356,265	22,3
81	9,95	73,1	405,405	25,3
82	9,94	63,1	429,975	25
83	9,7	80,2	466,83	25
84	9,74	76,4	540,54	25

PRUEBA 5

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m ²)	Temperatura celda (°C)
30	9,75	72,8	503,685	8,8
29	9,83	75,3	503,685	9,5
28	9,82	76,4	503,685	8,3
27	9,83	73,8	503,685	8,2
26	9,9	72,8	503,685	8,5
21	9,87	72,9	503,685	8,5
22	9,77	73,3	503,685	7,1
23	9,07	70,7	503,685	10,1
24	9,78	76,1	503,685	12,2
25	9,83	67,1	503,685	16,8
20	9,75	72	503,685	17,4
19	9,7	69,3	491,4	16,5
18	9,92	70,6	479,115	16,5
17	9,91	68	466,83	20,4
16	9,68	73,2	454,545	19,2
11	9,53	73,2	466,83	21,5
12	9,75	60,1	442,26	18,8
13	9,65	47,1	356,265	21,1
14	9,8	20,4	184,275	27,2
15	9,17	15,6	85,995	21,8
10	9,33	15,4	73,71	20,3
9	9,37	15,7	73,71	21,8
8	9,56	16,7	73,71	24,6
7	9,35	15,9	85,995	24,7
6	8,25	15,8	85,995	22,3
1	9,37	14,9	85,995	20
2	8,02	15,1	85,995	23,1
3	9,28	14,4	73,71	24,1
4	9,74	15	73,71	19,9
5	8,12	15	73,71	20,9
93	9,87	71,4	503,685	8,8
94	9,78	67,9	503,685	9,5
95	9,77	66,1	503,685	8,3
96	9,85	66,7	503,685	8,2
97	9,52	78,7	503,685	8,5
98	9,63	70,7	503,685	8,5

90	9,7	74,1	503,685	7,1
89	9,91	72,2	503,685	10,1
88	9,76	71,4	503,685	12,2
87	9,86	72,8	503,685	16,8
86	9,86	74,3	503,685	17,4
85	9,8	70	491,4	16,5
70	9,06	65,8	479,115	16,5
71	9,76	69,9	466,83	20,4
72	9,85	67	454,545	19,2
73	9,77	68,9	466,83	21,5
74	9,49	54,9	442,26	18,8
75	9,73	21,5	356,265	21,1
60	9,4	15,8	184,275	27,2
59	8,23	16,1	85,995	21,8
58	9,5	16,3	73,71	20,3
57	8,71	16,4	73,71	21,8
56	9,45	16,6	73,71	24,6
55	9,37	16	85,995	24,7
40	9,56	16,3	85,995	22,3
41	9,51	16,2	85,995	20
42	9,3	16,6	85,995	23,1
43	8,75	16,9	73,71	24,1
44	9,21	16,8	73,71	19,9
45	9,43	16,8	73,71	20,9
31	9,76	71,8	503,685	8,8
32	9,76	66,8	503,685	9,5
33	9,94	74,2	503,685	8,3
34	9,74	70,1	503,685	8,2
35	9,88	76,5	503,685	8,5
36	9,73	72,8	503,685	8,5
37	9,68	74,2	503,685	7,1
38	9,78	77,4	503,685	10,1
39	9,93	73,3	503,685	12,2
46	8,65	69,8	503,685	16,8
47	9,74	65	503,685	17,4
48	9,72	65,4	491,4	16,5
49	9,71	67,4	479,115	16,5
50	9,57	67,8	466,83	20,4
51	9,67	54	454,545	19,2
52	9,78	74,4	466,83	21,5

53	9,45	73	442,26	18,8
54	9,42	63,6	356,265	21,1
61	9,47	15,4	184,275	27,2
62	7,46	13,8	85,995	21,8
63	8	13,8	73,71	20,3
64	9,37	13,3	73,71	21,8
65	8,69	14,8	73,71	24,6
66	8,17	16,2	85,995	24,7
67	7,95	16,2	85,995	22,3
68	9,25	16,5	85,995	20
69	9,06	16,2	85,995	23,1
81	9,06	16,2	73,71	24,1
82	9,51	12,8	73,71	19,9
83	8,73	14,4	73,71	20,9
84	8,46	14,1	73,71	20,9

PRUEBA 6

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m ²)	Temperatura celda (°C)
30	9,16	26,8	159,705	18,8
29	9,68	25,4	171,99	19,8
28	6,64	22,3	135,135	21,6
27	9,62	20,2	122,85	23,3
26	9,46	17,8	122,85	21,7
21	9,68	23,4	135,135	21,8
22	9,82	36,8	196,56	21,5
23	8,85	43,8	270,27	20,4
24	9,84	48,2	319,41	19,9
25	9,34	51,9	343,98	22,4
20	9,83	58,8	380,835	22,6
19	9,81	57,7	417,69	21,1
18	10,6	63,8	417,69	17,8
17	10,6	64,3	442,26	17,8
16	9,9	54,2	442,26	17,9
11	9,57	49,8	442,26	17,3
12	9,87	65,5	454,545	20,8
13	9,79	70,5	466,83	18,4

14	9,53	65,1	466,83	18
15	9,9	66,3	466,83	18,4
10	9,8	65,6	466,83	19,8
9	9,85	63,2	466,83	20,4
8	9,9	63,5	466,83	22,3
7	9,95	68,1	454,545	21
6	9,97	53,7	454,545	19,2
1	9,68	55,1	454,545	18,1
2	9,54	66,3	466,83	17,7
3	9,71	58,7	454,545	15
4	9,68	60	454,545	13,9
5	9,69	6,4	454,545	15,8
93	9,67	26,4	454,545	15
94	9,63	24,3	159,705	18,8
95	9,55	20,1	171,99	19,8
96	9,6	19,7	135,135	21,6
97	9,04	20,1	122,85	23,3
98	9,43	21,7	122,85	21,7
90	9,4	36,9	135,135	21,8
89	9,9	44,5	196,56	21,5
88	9,8	45,4	270,27	20,4
87	9,9	53,8	319,41	19,9
86	9,95	56,9	343,98	22,4
85	9,96	54	380,835	22,6
70	9,09	65	417,69	21,1
71	9,95	62,7	417,69	17,8
72	9,96	63,3	442,26	17,8
73	9,77	63,6	442,26	17,9
74	9,59	58,7	442,26	17,3
75	10,06	59,5	454,545	20,8
60	9,97	61,9	466,83	18,4
59	9,63	62	466,83	18
58	10	61	466,83	18,4
57	9,82	66,9	466,83	19,8
56	9,85	62,3	466,83	20,4
55	9,86	61,2	466,83	22,3
40	9,92	61,5	454,545	21
41	9,89	62,9	454,545	19,2
42	9,87	64	454,545	18,1
43	9,71	65	466,83	17,7

44	9,71	51,5	454,545	15
45	9,9	62,4	454,545	13,9
31	9,34	19	454,545	15,8
32	9,68	19,3	454,545	15
33	9,76	20,2	135,135	21,6
34	9	19,9	122,85	23,3
35	9,57	20,8	122,85	21,7
36	9,12	23,7	135,135	21,8
37	9,83	36,7	196,56	21,5
38	9,64	47,5	270,27	20,4
39	9,82	42,1	319,41	19,9
46	8,93	38	343,98	22,4
47	9,87	56,6	380,835	22,6
48	9,82	61	417,69	21,1
49	9,9	60,3	417,69	17,8
50	9,78	61,6	442,26	17,8
51	9,87	50,2	442,26	17,9
52	9,94	67	442,26	17,3
53	9,65	62,6	454,545	20,8
54	9,34	51,8	466,83	18,4
61	9,79	68	466,83	18
62	9,95	63,9	466,83	18,4
63	9,71	64	466,83	19,8
64	9,67	67,1	466,83	20,4
65	9,55	63,8	466,83	22,3
66	9,95	60,3	454,545	21
67	9,67	62,3	454,545	19,2
68	9,68	57,1	454,545	18,1
69	9,9	65,9	466,83	17,7
81	9,9	65	454,545	15
82	9,98	61	454,545	13,9
83	9,68	60,3	454,545	15,8
84	9,72	67,3	454,545	15

PRUEBA 7

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m2)	Temperatura celda (°C)
30	9,74	61,6	417,69	17,5
29	9,88	60,6	417,69	19,3
28	9,37	62	417,69	22,1
27	9,86	60,5	417,69	21,3
26	9,86	55,7	405,405	17,4
21	9,86	53,8	405,405	18,2
22	9,81	61,6	405,405	16,8
23	9,75	54,9	405,405	17,7
24	9,8	58,8375	393,12	15,3
25	9,88	60,1	393,12	16,5
20	9,67	53	393,12	18,2
19	9,72	56,3	393,12	19,7
18	9,96	54,9	380,835	20
17	9,99	52,2	380,835	22
16	9,63	50,4	368,55	19
11	9,43	50,7	368,55	20
12	9,7	49,8	368,55	16,8
13	9,7	55,8	368,55	20
14	8,45	50,1	368,55	16
15	9,72	49,5	356,265	20,8
10	9,74	49,4	356,265	20,3
9	9,75	47,7	356,265	21,7
8	9,86	50,4	356,265	21,1
7	9,82	48,3	356,265	19,8
6	9,6	43,9	356,265	20,4
1	9,82	48,9	356,265	16,8
2	9,47	42,7	343,98	18,9
3	9,65	43,6	343,98	19,9
4	9,64	45,5	343,98	21,8
5	9,81	51,9	343,98	20,8
93	9,96	40,8	417,69	17,5
94	9,86	54,6	417,69	19,3
95	9,77	52,2	417,69	22,1
96	9,85	54	417,69	21,3
97	9,51	57,2	405,405	17,4
98	9,69	53,4	405,405	18,2

90	9,67	53,5	405,405	16,8
89	9,88	51,9	405,405	17,7
88	9,78	51,6	393,12	15,3
87	9,82	51,9	393,12	16,5
86	9,8	53,4	393,12	18,2
85	9,82	55	393,12	19,7
70	8,95	53	380,835	20
71	9,88	50,6	380,835	22
72	9,93	51,5	368,55	19
73	9,79	53,7	368,55	20
74	9,48	48,6	368,55	16,8
75	10,1	50,9	368,55	20
60	9,94	50,3	368,55	16
59	9,45	50	356,265	20,8
58	9,99	51,7	356,265	20,3
57	9,73	51,2	356,265	21,7
56	9,8	50,4	356,265	21,1
55	9,75	45,9	356,265	19,8
40	9,86	48,4	356,265	20,4
41	9,88	47,9	356,265	16,8
42	9,82	48,9	343,98	18,9
43	9,68	51,5	343,98	19,9
44	9,7	46,7	343,98	21,8
45	9,82	47,4	343,98	20,8
31	9,8	58,8	417,69	17,5
32	9,86	55,5	417,69	19,3
33	10,1	60,3	417,69	22,1
34	9,82	77,4	417,69	21,3
35	9,92	61,5	405,405	17,4
36	9,78	58,9	405,405	18,2
37	9,72	77,4	405,405	16,8
38	9,79	61,5	405,405	17,7
39	9,75	58,9	393,12	15,3
46	8,69	36,8	393,12	16,5
47	9,83	50,9	393,12	18,2
48	9,76	52,2	393,12	19,7
49	9,83	51,5	380,835	20
50	9,66	53,7	380,835	22
51	9,77	51,4	368,55	19
52	9,78	58,8	368,55	20

53	9,51	57,1	368,55	16,8
54	9,39	47,2	368,55	20
61	9,7	56,4	368,55	16
62	9,92	53,4	356,265	20,8
63	9,65	53,7	356,265	20,3
64	9,59	54,5	356,265	21,7
65	9,46	51,5	356,265	21,1
66	9,8	49,8	356,265	19,8
67	9,5	49,9	356,265	20,4
68	9,67	43	356,265	16,8
69	9,86	42	343,98	18,9
81	9,84	47,2	343,98	19,9
82	9,94	48,1	343,98	21,8
83	9,6	47,6	343,98	20,8
84	9,68	49	343,98	20,8

PRUEBA 8

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m ²)	Temperatura celda (°C)
30	9,06	49,5	331,695	13
29	9,79	50	331,695	13,7
28	8,06	48,4	331,695	15,7
27	9,82	49,2	331,695	15,3
26	9,83	37,4	319,41	15,5
21	9,88	36,8	319,41	12,8
22	9,87	51,2	319,41	16,5
23	9,64	44,9	307,125	16
24	9,78	48,8	319,41	15,7
25	9,87	45,4	319,41	16,4
20	9,59	44,2	319,41	17,7
19	9,65	46,8	319,41	14,1
18	9,9	47,2	319,41	16,3
17	9,91	46	319,41	16,4
16	9,41	38,4	319,41	16,6
11	9,41	35,8	319,41	17,6
12	9,36	42,8	307,125	15,8
13	9,61	48,5	307,125	14,4

14	9,66	43,7	307,125	14,9
15	8,33	54,5	307,125	15,6
10	8,33	54,5	307,125	15,7
9	9,7	44,1	307,125	14,9
8	9,7	43,2	307,125	14,2
7	9,78	31,7	307,125	10,7
6	9,45	35,8	307,125	8,9
1	9,72	34,7	307,125	5,4
2	9,72	31,4	282,555	5,3
3	9,38	23,1	294,84	10
4	9,71	41,5	294,84	13,6
5	9,71	38	294,84	12,7
93	9,78	44	331,695	13
94	9,74	43,9	331,695	13,7
95	9,74	40,6	331,695	15,7
96	9,83	44,9	331,695	15,3
97	9,48	46,6	319,41	15,5
98	9,63	41,4	319,41	12,8
90	9,6	39,4	319,41	16,5
89	9,84	42,1	307,125	16
88	9,69	44,5	319,41	15,7
87	9,8	43,9	319,41	16,4
86	9,81	44	319,41	17,7
85	9,83	43,6	319,41	14,1
70	8,74	40,7	319,41	16,3
71	9,83	41,6	319,41	16,4
72	9,88	43,2	319,41	16,6
73	9,72	43,1	319,41	17,6
74	9,36	39,7	307,125	15,8
75	9,95	39,9	307,125	14,4
60	9,89	42,5	307,125	14,9
59	9,22	41,4	307,125	15,6
58	9,92	43,5	307,125	15,7
57	9,69	43	307,125	14,9
56	9,78	42,4	307,125	14,2
55	9,8	42,3	307,125	10,7
40	9,83	42	307,125	8,9
41	9,82	44,5	307,125	5,4
42	9,73	42,9	282,555	5,3
43	9,58	48,7	294,84	10

44	9,62	40,3	294,84	13,6
45	9,69	47,6	294,84	12,7
31	9,74	44,5	331,695	13
32	9,98	42,9	331,695	13,7
33	9,87	44,7	331,695	15,7
34	9,71	45,5	331,695	15,3
35	9,81	50,7	319,41	15,5
36	9,77	43,6	319,41	12,8
37	9,99	42,3	319,41	16,5
38	9,69	43,9	307,125	16
39	9,78	40,6	319,41	15,7
46	8,58	41,8	319,41	16,4
47	9,75	43,1	319,41	17,7
48	9,78	45,6	319,41	14,1
49	9,78	42,3	319,41	16,3
50	9,66	37,8	319,41	16,4
51	9,77	42,2	319,41	16,6
52	9,84	48,5	319,41	17,6
53	9,52	44,8	307,125	15,8
54	9,02	28,3	307,125	14,4
61	9,66	46,8	307,125	14,9
62	9,88	44,6	307,125	15,6
63	9,55	43,4	307,125	15,7
64	9,52	46,2	307,125	14,9
65	9,42	42	307,125	14,2
66	9,74	37,8	307,125	10,7
67	9,31	38,1	307,125	8,9
68	9,46	36,9	307,125	5,4
69	9,76	27,2	282,555	5,3
81	9,84	38,7	294,84	10
82	9,9	41,5	294,84	13,6
83	9,6	37,8	294,84	12,7
84	9,6	40,6	294,84	12,7

PRUEBA 9

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m ²)	Temperatura celda (°C)
30	9,54	40,2	270,27	11,2
29	9,81	41,9	270,27	26
28	7,77	42,5	270,27	28,1
27	9,78	31,5	270,27	23,6
26	9,64	32,9	257,985	28,2
21	9,79	26,3	245,7	30,8
22	9,66	27,3	221,13	28,3
23	8,43	35,4	221,13	25,1
24	9,65	38,4	245,7	26
25	9,82	39,7	245,7	26,7
20	9,46	37,2	257,985	23,1
19	9,67	35,5	245,7	24,9
18	9,87	36,3	245,7	21,9
17	9,77	26,2	233,415	24,8
16	9,26	28,9	221,13	21,3
11	9,76	28,3	233,415	24
12	9,65	26,7	245,7	23,4
13	9,35	34,8	233,415	29
14	8,25	31,3	196,56	22
15	9,46	29,5	171,99	23
10	9,61	30	171,99	24
9	9,7	29	184,275	22,8
8	9,84	31,6	196,56	23
7	9,6	23,8	196,56	23
6	9,08	26,8	196,56	24,7
1	9,65	25,4	208,845	22,7
2	8,99	25	208,845	22,3
3	9,48	28,2	221,13	25,3
4	9,67	33,6	221,13	25,3
5	9,22	30,1	221,13	25,3
93	9,81	37	221,13	25,3
94	9,73	34,9	270,27	11,2
95	9,73	31,8	270,27	26
96	9,73	31,7	270,27	28,1
97	9,38	33	270,27	23,6
98	9,53	32,3	257,985	28,2

90	9,33	31,7	245,7	30,8
89	9,68	31	221,13	28,3
88	9,57	34	221,13	25,1
87	9,75	33,6	245,7	26
86	9,76	34	245,7	26,7
85	9,8	35,2	257,985	23,1
70	8,65	36	245,7	24,9
71	9,77	33,3	245,7	21,9
72	9,81	33,9	233,415	24,8
73	9,64	36,4	221,13	21,3
74	9,14	31,3	233,415	24
75	9,92	28	245,7	23,4
60	9,81	26,1	233,415	29
59	8,73	25,9	196,56	22
58	9,82	26,7	171,99	23
57	9,51	26,9	171,99	24
56	9,77	27,2	184,275	22,8
55	9,72	28,4	196,56	23
40	9,83	28,9	196,56	23
41	8,83	30,9	196,56	24,7
42	9,7	30,4	208,845	22,7
43	9,52	34	208,845	22,3
44	9,54	29,7	221,13	25,3
45	9,7	33,9	221,13	25,3
31	9,71	35,1	221,13	25,3
32	9,78	33,9	221,13	25,3
33	9,82	34,9	270,27	28,1
34	9,77	35,5	270,27	23,6
35	9,78	33,5	257,985	28,2
36	9,64	32,1	245,7	30,8
37	9,8	22,4	221,13	28,3
38	9,4	31,2	221,13	25,1
39	9,65	33,8	245,7	26
46	8,25	26,8	245,7	26,7
47	9,6	31,6	257,985	23,1
48	9,63	30,3	245,7	24,9
49	9,7	28,2	245,7	21,9
50	9,52	30,5	233,415	24,8
51	9,79	31,3	221,13	21,3
52	9,56	20,8	233,415	24

53	9,4	39,4	245,7	23,4
54	8,7	26,9	233,415	29
61	9,31	26,8	196,56	22
62	9,77	25,9	171,99	23
63	9,04	25,4	171,99	24
64	9,31	28,5	184,275	22,8
65	9,3	27,3	196,56	23
66	9,78	26,5	196,56	23
67	8,93	26,4	196,56	24,7
68	8,63	17,3	208,845	22,7
69	9,68	29,3	208,845	22,3
81	9,68	30,1	221,13	25,3
82	9,9	30,9	221,13	25,3
83	9,47	24,6	221,13	25,3
84	9,62	30,5	221,13	25,3

PRUEBA 10

Numero de celda	Voltios (V)	Amperios (mA)	Radiación solar (W/m ²)	Temperatura celda (°C)
30	8,04	18,1	110,565	18,8
29	8,47	15	98,28	19,8
28	5,74	13,7	73,71	21,6
27	9,24	11,5	61,425	23,3
26	8,71	12,1	61,425	21,7
21	9,39	9,2	61,425	21,8
22	8,75	9,9	61,425	21,5
23	7,8	10,4	61,425	20,4
24	8,6	12,2	61,425	19,9
25	9,45	13,3	73,71	22,4
20	8,25	12,2	73,71	22,6
19	9	5,5	73,71	21,1
18	9,38	11,6	73,71	17,8
17	9,44	11,8	73,71	17,8
16	8,05	6	73,71	17,9
11	8,47	11,6	73,71	17,3
12	8,38	11,2	73,71	20,8
13	7,8	7,7	61,425	18,4

14	7,71	6,2	49,14	18
15	7,21	6	49,14	18,4
10	8,47	5,6	36,855	19,8
9	9,02	5,1	24,57	20,4
8	9,3	5,7	24,57	22,3
7	8,29	6	24,57	21
6	6,69	6,5	12,285	19,2
1	6,7	6,5	24,57	18,1
2	6,06	5,2	24,57	17,7
3	8	5,2	24,57	17,3
4	7,12	4,9	24,57	13,9
5	5,63	4,9	24,57	15,8
93	9,48	15,8	417,69	17,5
94	9,37	13,6	417,69	19,3
95	9,36	11,8	417,69	22,1
96	9,33	12,2	417,69	21,3
97	8,52	12,3	405,405	17,4
98	9,15	11	405,405	18,2
90	8,12	10,6	405,405	16,8
89	8,58	12,1	405,405	17,7
88	8,54	12,9	393,12	15,3
87	9,34	12,9	393,12	16,5
86	9,1	11,4	393,12	18,2
85	9,4	12,1	393,12	19,7
70	8,1	15,4	380,835	20
71	9,4	12,7	380,835	22
72	9,56	14,2	368,55	19
73	8,92	14,9	368,55	20
74	8,33	12	368,55	16,8
75	9,62	10,7	368,55	20
60	9,49	9,8	368,55	16
59	7,92	9,7	356,265	20,8
58	9,37	7,3	356,265	20,3
57	7,3	7,5	356,265	21,7
56	9,27	6,8	356,265	21,1
55	8,94	5,5	356,265	19,8
40	9,26	6,23	356,265	20,4
41	9,23	6,6	356,265	16,8
42	8,65	6,8	343,98	18,9
43	7,83	7,2	343,98	19,9

44	7,24	6,4	343,98	21,8
45	8,65	6,5	343,98	20,8
31	9,3	15,3	159,705	18,8
32	9,44	12,7	171,99	19,8
33	9,47	11,8	135,135	21,6
34	8,5	10,6	122,85	23,3
35	9,21	10,9	122,85	21,7
36	8,53	10,6	135,135	21,8
37	9,25	9,9	196,56	21,5
38	8,43	8,9	270,27	20,4
39	8,3	11,9	319,41	19,9
46	6	10,7	343,98	22,4
47	9,08	11,8	380,835	22,6
48	9,12	12,8	417,69	21,1
49	9,4	12,9	417,69	17,8
50	8,64	13,5	442,26	17,8
51	9,4	12,8	442,26	17,9
52	9,1	10,2	442,26	17,3
53	8,99	10,6	454,545	20,8
54	8,18	10,1	466,83	18,4
61	7,65	9,3	466,83	18
62	9,46	7,1	466,83	18,4
63	7,65	5,4	466,83	19,8
64	6,65	0,5	466,83	20,4
65	9,25	5,2	466,83	22,3
66	7	5,4	454,545	21
67	5,39	5,2	454,545	19,2
68	5,36	5,9	454,545	18,1
69	9,11	6	466,83	17,7
81	9,1	5,4	454,545	15
82	9,14	5,6	454,545	13,9
83	7,4	5,9	454,545	15,8
84	7,66	6	454,545	15