

Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado tipo planeador de ala recta, con paneles solares

Brayam Camilo Mosquera Mateus
Andrés Felipe Pulecio Gómez
Stephanie Ruiz Arenas



Ingeniería mecatrónica
Facultad de ingeniería
Universidad Militar Nueva Granada
Bogotá .D.C
2017

Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado tipo planeador de ala recta, con paneles solares

Brayam Camilo Mosquera Mateus
Andrés Felipe Pulecio Gómez
Stephanie Ruiz Arenas

Trabajo de grado
Director:
William Gómez Rivera Ph.D



Ingeniería mecatrónica
Facultad de ingeniería
Universidad Militar Nueva Granada
Bogotá .D.C
2017

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO TIPO PLANEADOR DE ALA RECTA, CON PANELES SOLARES

Brayam Camilo Mosquera Mateus⁽¹⁾, Andres Felipe Pulecio Gomez⁽²⁾ Stephanie Ruiz Arenas⁽³⁾, William Gomez Rivera⁽⁴⁾

Abstract—This document presents the design and construction of a air-vehicle glider type unmanned aerial vehicle with an alternating power source, solar, which will be switched with a battery at the time it is below the rated voltage of the Motor, the design is based on a lightweight structure that can withstand solar cells and a high lift geometry.

I. INTRODUCCIÓN

El constante desarrollo en diversas áreas de tecnología, la creciente necesidad en términos de disminuir tiempo y costos, han transformado la utilidad de aeromodelos pequeños como objetos de entretenimiento, a dispositivos controlados o autónomos, destinados a realizar importantes tareas tanto civiles como militares. Es así como nace el concepto de UAV (Unmanned Aerial Vehicle) por sus siglas en ingles y más conocidos como Vehículos Aéreos no Tripulados, los cuales al día de hoy realizan actividades de vigilancia de zonas aisladas, áreas de gran extensión, apoyo en el rescate de personas extraviadas, recolección de datos meteorológicos, entre otras funciones, propias para el uso civil de Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV). Paralelamente esta tecnología viene siendo utilizada con gran aceptación y excelentes resultados, por parte de un buen número de ejércitos a nivel mundial en diversos tipos de operaciones propias de su función. Sin embargo el costo de desarrollo no ha permitido, a excepción de algunos países que son potencia económica, que la mayoría de las naciones puedan acceder fácilmente a este tipo de sistemas. [6]

En base a una investigación que se realizó de los anteriores prototipos UAV que se realizaron en la Universidad Militar Nueva Granada, se observó que en su mayoría tenían poca autonomía en el vuelo, pues se veían restringidos al tiempo de descarga de su batería, bien sea por la baja eficiencia aerodinámica, que implica un mayor consumo de energía

y una descarga más rápida o porque esta batería es su única fuente de alimentación. Por lo tanto la realización de un prototipo basado en un diseño aerodinámicamente eficiente y que además disponga de una energía alterna a la eléctrica, permitirá ofrecer una mayor autonomía al aeromodelo, aumentando su tiempo de vuelo.

Este artículo aborda el diseño, construcción y puesta en marcha de un prototipo de UAV con energía solar, cuyo objetivo principal es diseñar una estructura de gran fuerza de sustentación, que así mismo disminuya la fuerza de arrastre, para lograr un aeromodelo con una eficiencia aerodinámica alta, que permita disminuir el consumo de energía en vuelo. Además, se utilizará una fuente alterna de energía, la energía solar, a través de celdas que alimentaran la parte eléctrica del aeromodelo cuando la energía de la batería eléctrica se agote. Se establecieron los requerimientos del aeromodelo para fijar un punto de partida, los parámetros iniciales son:

1. Propulsión Eléctrica
2. Velocidad de vuelo: 50-70km/h
3. Altura de vuelo: 2800-3000m s.n.m.
4. Envergadura: 3m
5. Energía alterna: Energía Solar
6. Geometría basada en una alta eficiencia aerodinámica

II. DISEÑO PRELIMINAR

En primera estancia se escogió la configuración general del aeromodelo, se plantearon dos posibles soluciones: Convencional y Tandem. Se escogió entre estos dos pues su configuración permitían una mejor disposición para las celdas solares, pues dejaban mas superficie disponible y se podían ordenar mejor. [4] [5]

¹Brayam Mosquera, estudiante de Ingeniería Mecatrónica, autor del trabajo de grado. Universidad militar Nueva Granda Bogotá, Colombia.

²Andres Pulecio, estudiante de Ingeniería Mecatrónica, autor del trabajo de grado. Universidad militar Nueva Granda Bogotá, Colombia.

³Stephanie Ruiz, estudiante de Ingeniería Mecatrónica, autor del trabajo de grado. Universidad militar Nueva Granda Bogotá, Colombia.

⁴W. Gomez Profesor del departamento de Ingenieria Mecatronica, miembro del grupo de investigación GIDAM y co-director del trabajo de grado. Universidad Militar Nueva Granada. Bogotá D. C. Colombia



Fig. 1. Configuración Convencional

Fuente. www.zona-militar.com

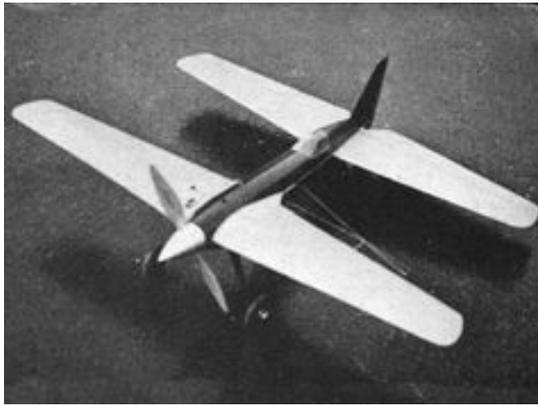


Fig. 2. Configuración Tandem

Fuente. www.airwar.ru

A partir de fundamentos teóricos encontrados se realizó una matriz de pesos para la elección de la configuración. [5] [2]

El segundo parámetro a escoger es el tipo de UAV, existen los aviones acrobáticos que regularmente poseen alas en V y una cuerda amplia, que les da gran capacidad de movilidad, este tipo de aviones regularmente son usados para maniobras cerradas, su desventaja es que tienen un alto consumo de energía lo que limita su tiempo de vuelo; los aviones entrenadores se caracterizan por alas rectangulares que les dan una alta sustentación, y tienen facilidad de ser recuperados ante alguna perturbación externa; por último están los tipo planeador que se caracterizan por ser livianos y tener una gran envergadura, son eficientes respecto a la energía consumida, pero son sensibles ante las perturbaciones externas como lo son corrientes de aire cruzadas. Según estos planteamientos, el más recomendable para la aplicación sería el tipo planeador, pues su amplia envergadura permite una mejor disposición para las celdas solares, una mayor superficie de sustentación y consumirá menos energía.

Finalmente, previo a la realización del diseño se realizó una estimación del peso, de acuerdo a cada uno de los componentes principales del aeromodelo, se puede observar la Tabla.

II-A. ESTIMACIÓN DEL PESO

Se realizó una aproximación del peso que podría tener el aeromodelo, haciendo una estimación del peso de cada uno de los componentes y la posible ubicación, de forma que el centro de gravedad pudiera coincidir con el centro aerodinámico del perfil alar, según el balance que principalmente se hace a partir del motor y baterías que son los elementos claves y de mayor peso dentro de la estructura. Se tuvieron en cuenta los componentes principales incluida la carga útil, la cual está conformada por el autopiloto, circuito de las celdas solares, entre otros.

TABLE I
PESO DE LOS ELEMENTOS PRINCIPALES

ELEMENTO	PESO
Motor Electrico	151 g
Bateria Lipo	422 g
Driver Motor	114 g
Autopiloto y sus componenetes	145 g
Celdas Solares	368 g
Estructura del Avión	1000 g
4 Servos	200 g
TOTAL	2400 g

Fuente el autor

II-B. CONFIGURACIÓN ALAR

El diseño de la configuración alar del UAV se encuentra determinada de acuerdo a los siguientes parámetros, los cuales serán analizados individualmente y se hará la justificación de su valor correspondiente, obteniendo así la mejor configuración posible en esta aplicación:

- Relación de Aspecto (AR)

Como se van a utilizar celdas solares sobre las alas, necesitamos un área de superficie grande que no alargue la envergadura para no incrementar peso en el avión, por lo que se debe encontrar un equilibrio entre los parámetros mencionados anteriormente y la superficie para la cantidad de celdas que se van a adaptar según el tamaño de la cuerda, alerones y envergadura, por lo que el valor escogido para la Relación de Aspecto es de 8,5.

$$AR = 8,5$$

- Relación de Taperado (λ)

Es la relación entre la cuerda de raíz y la cuerda de la punta del ala. Se escogió una ala recta pues de esta forma se podían adaptar de mejor forma las celdas solares, ampliando la superficie alar y así mismo generando mayor sustentación, factor muy importante en este tipo de planeadores.

$$\lambda = 1$$

- Cuerda (C)

Tener una cuerda de gran tamaño implica una envergadura más grande para cumplir la relación de aspecto fijada previamente, y esto conllevaría un aumento en el peso de la aeronave, por lo tanto esta medida debe ser lo más mínima posible de forma que cumpla estos dos parámetros, pues se debe contar también con el espacio de la cuerda del alerón, así que el valor más apropiado fueron 35 centímetros.

$$c = 0,35m$$

- Envergadura del Ala (b)

Una vez se obtuvieron los valores de la Relación de Aspecto y la Superficie alar, es posible calcular el valor de la envergadura a partir de la ecuación que relaciona dichos términos:

$$b = S * AR = 0,35m * 8,5 = 2,975m \quad (1)$$

$$b = 2,975m \approx 3m$$

- Superficie Alar (S)

En base a los parámetros escogidos anteriormente se halló la superficie alar.

$$S = c * b = 0,35m * 3 = 1,05m^2 \quad (2)$$

$$S = 1,05m^2$$

- Dimensionamiento de los Alerones

Se escogió el segundo tipo de alerón, pues es el que corresponde al tipo de avión que se está diseñando, la superficie de estos varía del 10 al 6%, sin embargo la cuerda se calcula por la siguiente ecuación:

$$c_a = c * 0,23 = 35cm * 0,23 = 8,05cm \quad (3)$$

$$c_a = 8,05cm$$

$$b_a = b * 0,28 = 300cm * 0,28 = 84cm \quad (4)$$

$$b_a = 84cm$$

$$S_a = c_a * b_a = 8,05cm * 81cm = 676,2m^2 \quad (5)$$

$$S_a = 676,2m^2$$

Equivalente al 6.44 % de la superficie alar total.

II-B.1. TIPO DE PERFIL ALAR: Se selecciono un perfil asimétrico pues tiene un mayor coeficiente de sustentación que el perfil simétrico, debido a que el borde superior tiene una forma diferente al inferior cambia como el aire fluye sobre ella, causando menores pérdidas de desplome, lo que ocurre a altos ángulos de ataque, y además es muy usado en planeadores.

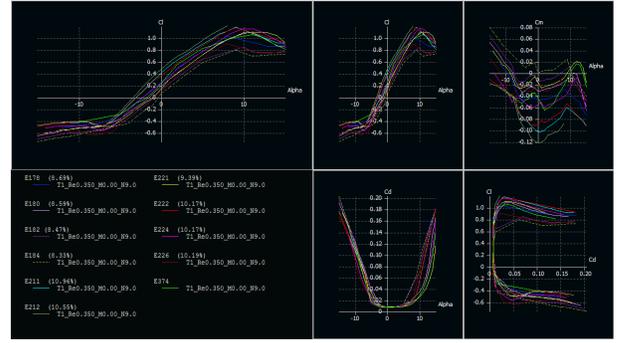


Fig. 3. Curvas de comportamiento de los coeficientes del perfil alar

Fuente XFLR5

Se realizó la comparación de los perfiles hallando los valores críticos de los parámetros necesarios para la elección del perfil, valores obtenidos en las simulaciones 2D (Figura 3):

- a) Coeficiente de Sustentación (C_L) máximo debido a que si su valor es mayor, se obtendrá mejor sustentación.
- b) El ángulo al que se genera el C_L máximo, según las curvas obtenidas si el ángulo de ataque es mayor, el C_L tiene un rango más amplio en el que puede aumentar constantemente.
- c) El coeficiente de arrastre (C_D) mínimo debido a que si es menor su valor, el perfil alar tendrá menor arrastre.
- d) El ángulo al que se genera el coeficiente de arrastre (C_D) mínimo, debido a que a mayor ángulo del C_D mínimo, se obtiene menor arrastre.
- e) El coeficiente de momento (C_M) mínimo, entre mayor sea su valor, menor es el momento, debido a que es más cercano a cero.
- f) La eficiencia (B), debido a que a mayor valor se tendrá mejor relación C_L/C_D .

Estos son resultados que se obtienen a partir de la simulación 2D en XFLR5, plasmados en la tabla II.

TABLE II

MATRIZ DE PESOS PONDERADOS DE SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR

PERFILES ALARES							
Nombre	Cl max	Ang Cl max	Cd min	Ang Cd min	Cm min	B	Total
Prioridad (%)	20%	5%	15%	5%	15%	40%	100%
E178	1,023	8,00	0,0072	0,00	-0,0733	82,20	
	57,317	0,00	44,4444	66,67	49,8429	71,11	57,38
E180	1,087	10,00	0,0069	-1,00	-0,0578	78,19	
	72,927	50,00	77,7778	33,33	66,0733	62,02	65,14
E182	0,847	10,00	0,0072	0,00	-0,0492	57,43	
	14,390	50,00	44,4444	66,67	75,0785	14,94	32,62
E184	0,788	9,00	0,0073	0,00	-0,0395	50,84	
	0,000	25,00	33,3333	66,67	85,2356	0,00	22,37
E211	1,176	9,00	0,0076	0,00	-0,1022	84,56	
	94,634	25,00	0,0000	66,67	19,5812	76,46	57,03
E212	1,198	11,00	0,0074	1,00	-0,1209	94,94	
	100,000	75,00	22,2222	100,00	0,0000	100,00	72,08
E221	1,098	12,00	0,0074	-1,00	-0,0254	78,50	
	75,610	100,00	22,2222	33,33	100,0000	62,72	65,21
E222	1,169	9,00	0,0070	0,00	-0,0917	89,90	
	92,927	25,00	66,6667	66,67	30,5759	88,57	73,18
E224	1,153	11,00	0,0068	0,00	-0,0654	81,89	
	89,024	75,00	88,8889	66,67	58,1152	70,41	75,10
E226	0,901	8,00	0,0067	0,00	-0,0484	51,18	
	27,561	0,00	100,0000	66,67	75,9162	0,77	35,54
E374	1,051	11,00	0,0075	-2,00	-0,0641	91,03	
	64,146	75,00	11,1111	0,00	59,4764	91,13	63,62

Fuente el autor

De acuerdo al análisis que se obtuvo a partir de los resultados de la simulación 2D en XFLR5 el perfil mas apropiado para la aplicación es el Eppler 224, por lo que se procedió a realizar la simulación en un programa CFD, en este caso Ansys para obtener las gráficas y a partir de estas obtener el ángulo de ataque en 3D, el cual se acercaba mas a realidad y sería este el cual se usaría en las alas del UAV. El ángulo de incidencia del ala sobre el fuselaje seleccionado es de 3 grados debido a que el C_D comienza a aumentar significativamente a partir de los 5 grados y el C_L se mantiene en incremento constante hasta los 8 grados por lo que se tiene un rango lineal más amplio si el ángulo de trabajo es 3 grados, en este ángulo se obtiene un C_L de 0.63, un C_D de 0.0076 y un C_M de -0.035, que en relación a los otros perfiles es una de las mejores sustentaciones, y menores arrastres y momentos obtenidos, como se mostró en la tabla.

II-B.2. CONFIGURACIÓN DEL EMPENAJE: Se escogió el empenaje convencional debido a que es de fácil manufactura y presenta una adecuada estabilidad en vuelo rectilíneo, además facilita la radiación solar directa sobre las celdas solares que están ubicadas sobre la superficie horizontal, y para colocar la mayor cantidad de celdas solares y generar una sustentación suficiente para estabilizar el aeromodelo se escogió un taperado de 1 para el estabilizador horizontal, y para el estabilizador vertical un taperado de 0.5. [3]

El diseño de la configuración del empenaje del UAV se encuentra determinada de acuerdo a los siguientes

parámetros, los cuales serán analizados individualmente y se hará la justificación de su valor correspondiente, obteniendo así la mejor configuración posible en esta aplicación:

- Relación de Aspecto (AR_H, AR_V)

$$AR_H = 5 \quad AR_V = 1,5$$

- Relación de Taperado (λ_H, λ_V)

$$\lambda_H = 1 \quad \lambda_V = 0,5$$

- Superficie Empenaje (S_{HT}, S_{VT})

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} * \bar{c} * s}{L_{HT}} = \frac{0,7 * 0,35 * 1,05}{1,32} = 0,1948m^2 \quad (6)$$

$$S_{HT} = 0,1948m^2$$

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} * b * s}{L_{VT}} = \frac{0,03 * 3 * 1,05}{1,22} = 0,0774m^2 \quad (7)$$

$$S_{VT} = 0,0774m^2$$

- Envergadura del empenaje (b_{HT}, H_{VT})

$$b_{HT} = S_{HT} * AR = 0,1948 * 5 = 0,987m \quad (8)$$

$$b_{ht} = 0,987m$$

$$H_{VT} = \sqrt{S_{VT} * AR} = \sqrt{0,0774 * 1,5} = 0,3407m \quad (9)$$

$$H_{vt} = 0,3407m$$

- Cuerda de la raíz (C_{RVT}, C_{HT})

$$C_{HT} = \frac{2 * S_{HT}}{(\lambda_H + 1) * b_{HT}} = \frac{2 * 0,1948}{(1 + 1) * 0,987} = 0,1974m \quad (10)$$

$$C_{HT} = 0,1974m$$

$$C_{RVT} = \frac{2 * S_{VT}}{(\lambda + 1) * H_{VT}} = \frac{2 * 0,0774}{(0,5 + 1) * 0,3407} = 0,3029m \quad (11)$$

$$C_{RVT} = 0,3029m$$

- Cuerda de la punta (C_{TVT})

$$C_{TVT} = \lambda * C_{RVT} = 0,5 * 0,3029 = 0,1514m \quad (12)$$

$$C_{TVT} = 0,1514m$$

- Centro Aerodinámico Medio (MAC_V)

$$C_{VT} = \frac{2}{3} C_{RVT} * \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)} = \frac{2}{3} * 0,3029 * \frac{(1 + 0,5 + 0,5^2)}{(1 + 0,5)} = 0,2356m \quad (13)$$

$$C_{VT} = 0,2356m$$

- Selección de los perfiles estabilizadores

Debido a que el NACA 0018 es el que mantiene mayor sustentación, menor arrastre y mayor eficiencia como se observa en la Figura 4, se seleccionó para el estabilizador horizontal, y el NACA 0015 mantiene una mínima variación en el coeficiente de sustentación a medida que aumenta el ángulo Alpha y también tiene un bajo arrastre, se escogió para el estabilizador vertical [1].

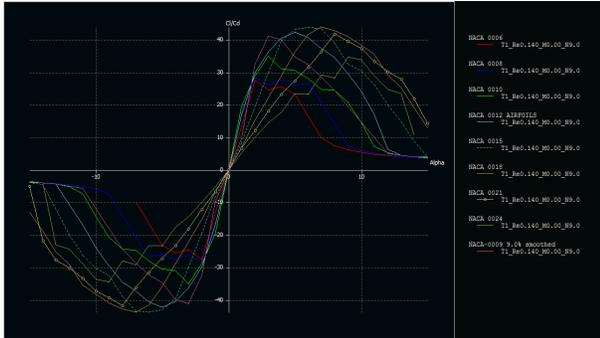


Fig. 4. Cl/Cd vs Alpha

Fuente XFLR5

II-B.3. SIMULACIONES: La simulación se realizó con un enmallado mas fino cerca del perfil esto para lograr tener resultados más exactos y precisos en estos puntos, en la Figura ?? se puede apreciar una vista general del enmallado y en la Figura 5 una vista más detallada del mismo, notando la diferencia de finura de la malla a medida que se aleja del perfil, el enmallado dio como resultado 224732 nodos y 112063 elementos.

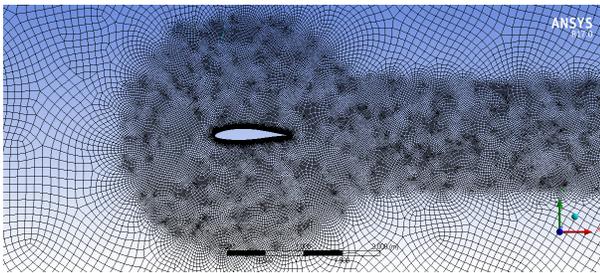


Fig. 5. Enmallado vista cercana del perfil alar EPPLER E224

Fuente ANSYS 17.0

Como resultado se obtuvieron diferentes datos y gráficos con los que se efectuó un análisis para seleccionar el perfil mas adecuado, un ejemplo de estos es donde puede observarse las líneas de flujo con un ángulo de ataque de 5 grados que cambian en una escala de color respecto a la velocidad del aire, el cual permite identificar donde empieza a despegarse el aire de la superficie del perfil (ver Figura 6).

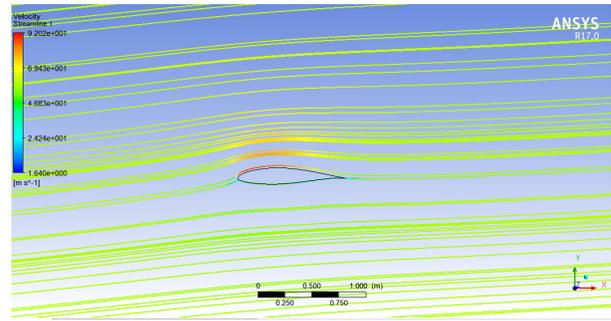


Fig. 6. Líneas de flujo a 5 grados del perfil EPPLER E224

Fuente ANSYS 17.0

Se diseñó una geometría de media aeromodelo para optimizar recursos, y se sometió a simulaciones tipo CFD en el software ANSYS 17.0®, en el cual se dispuso el ala a un flujo de aire con una velocidad de crucero establecida para encontrar las distribución de presiones sobre toda el ala (ver Figura 7).

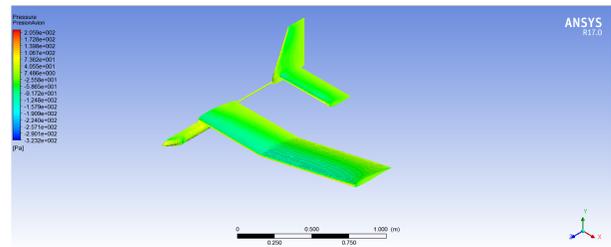


Fig. 7. Distribución de presión sobre el avión

Fuente ANSYS 17.0

Partiendo de estos datos se desarrollo una simulación de esfuerzos para comprobar la viabilidad de la estructura los resultados pueden ser vistos en la Figura 8.

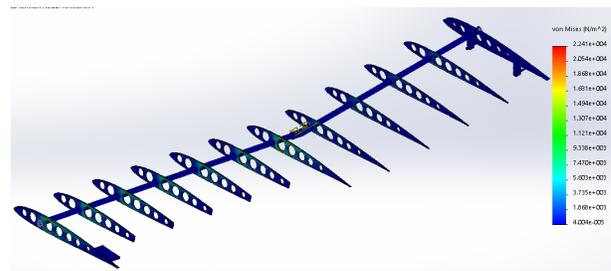


Fig. 8. Diagrama de esfuerzos sobre una semiala

Fuente SOLIDWORKS 2016

II-B.4. CIRCUITO: Por ultimo el motor trifásico se alimenta con la señal entregada por el regulador electrónico de velocidad y esta localizado en la parte frontal del UAV, montado en una bancada de aluminio para motores eléctricos, el diagrama de conexión de todo el sistema puede ser observado en la figura 9.

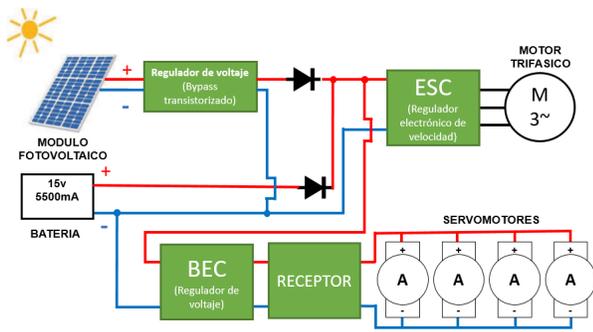


Fig. 9. Diagrama de conexiones del sistema

Fuente el autor

II-C. CONSTRUCCION

Inicialmente se fabricó el estabilizador horizontal (Figura 10), la estructura lleva el eje principal en fibra de carbono y un eje secundario de cedro, este último para fijar las costillas, de forma que el estabilizador quede firme.

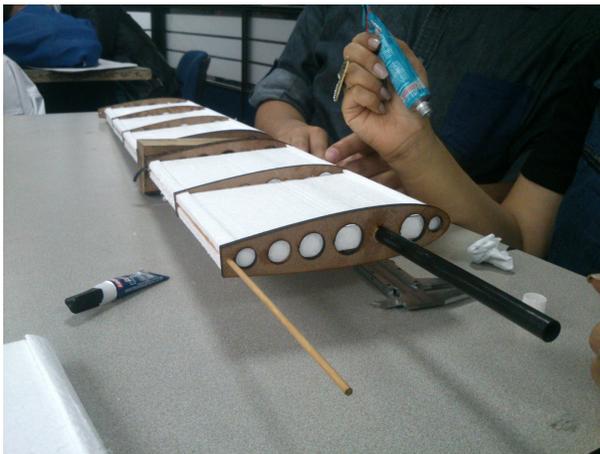


Fig. 10. Construcción del estabilizador horizontal.

Fuente. El Autor

Para realizar la construcción del ángulo de diedro se diseñaron unos soportes en impresión 3D en nylon con fibras paralelas a los tubos, de forma que se obtuviera la mayor resistencia a la fractura (Figura 11).



Fig. 11. Construcción del estabilizador horizontal.

Fuente. El Autor

II-C.1. Adaptación de las Celdas Solares: Inicialmente como se observa en la Figura 12 diseñó el circuito sobre el cual se iban a conectar las celdas entre sí, y de esta forma se empezaron a soldar. La conexión se realizó en serie, los terminales quedaron a los extremos del estabilizador y en el medio de las alas.

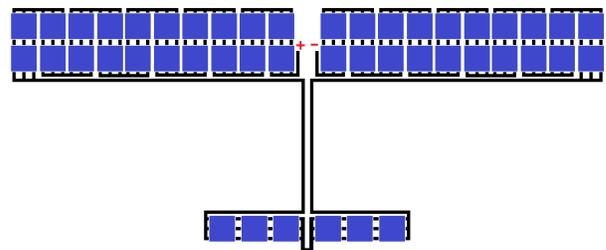


Fig. 12. Circuito de conexión de las celdas solares.

Fuente. El autor

II-C.2. Construcción del Fuselaje: Como se muestra en la Figura 13 el ensamblaje del fuselaje se compone por 7 costillas, el cajón, la bancada, el motor y la hélice. Las costillas y el cajón son en cedro, cada una de las piezas tiene dientes para encajar más fácilmente, y poder acoplarlas mediante adherente, acoples en L y tornillos para madera.

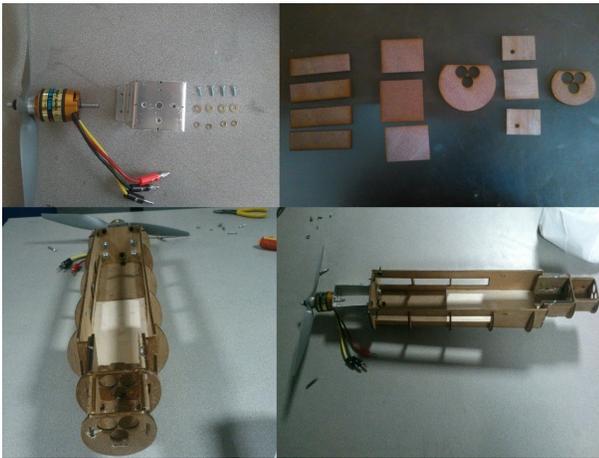


Fig. 13. Construcción del fuselaje.

Fuente. El autor

II-C.3. Recubrimiento plástico: Se unió el plástico en los bordes de la costilla interior y exterior, luego se procedió a realizar el mismo procedimiento para el borde de fuga como se observa en la imagen del medio de la Figura 14, y por último se terminó termoformando a una temperatura de 200°C para tensionar todo el plástico de la semiala y quedó como se muestra en la imagen derecha de la Figura 14. Se tuvo un problema debido a que en la parte del ángulo de diedro el plástico se tensionó demasiado y se pandeo en el borde de ataque al igual que en el borde de fuga.

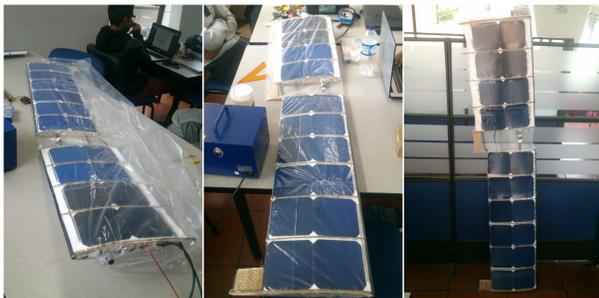


Fig. 14. Plástico alas.

Fuente. El autor

II-C.4. Configuración del Radiocontrol y Autopiloto: Se utilizó el Autopiloto Pixhawk PX4 para recibir la lectura del sensor de velocidad, GPS, acelerómetro, giroscopio, compas y demás elementos de medición de los parámetros necesarios para el control del aeromodelo.

Se realizaron las conexiones correspondientes siguiendo el diagrama mostrado en la Figura 15.

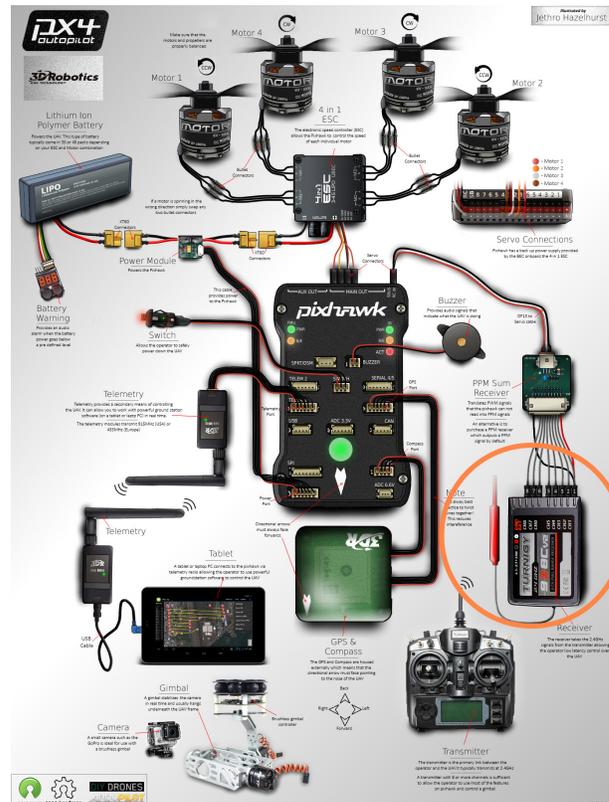


Fig. 15. Pixhawk.

Fuente. www.ardupilot.org

III. DISEÑO ELECTRICO

III-A. Regulador de tensión de la unidad fotovoltaica

Para el manejo de la energía eléctrica fueron exploradas varias opciones, entre las cuales se encontraban el de usar un controlador de carga con MPPT que es un dispositivo que se encarga de regular la carga en las baterías que normalmente tienen las instalaciones solares; controlando el punto en el que los paneles solares empleados para la carga, producen la mayor cantidad de energía eléctrica. Estos dispositivos tienen una fácil conexión y aumentan la eficiencia entregada por el sistema, como desventaja tiene un peso que no es aceptable para el aeromodelo y sale del límite de este factor, por lo que se decidió alternar la energía que era entregada al sistema entre los paneles solares y la batería, la idea principal es que los paneles solares entreguen la mayor cantidad de energía al sistema y cuando estos debido a nubosidad no sean capaces de satisfacer la energía requerida se alterne a la batería.

Se opta entonces por diseñar un regulador de voltaje de alta corriente mediante un "bypass transistorizado" todo esto basado en el regulador de tensión lineal ajustable LM317 este "bypass" permitirá manejar corriente superiores a la del regulador que es de 1,5 amperios.

III-B. Conexiones del sistema

El UAV cuenta con dos fuentes de voltaje un módulo de paneles solares y una batería tipo lipo, estas fuentes son conectadas en paralelo y se configuran para lograr una

conmutación dependiendo de si el modulo fotovoltaico es capaz de suministrar la energía necesaria al sistema o no; el aeromodelo requiere un sistema de radio control que consta de una unidad receptora y un transmisor controlado en tierra, la unidad receptora es la encargada de recibir las señales enviadas por el transmisor y decodificarlas, estas son procesadas en señales tipo pwm que indican el grado de posición a los servomotores; los servomotores esta ubicados en los alerones, el elevador y el timón de dirección estos movimientos son utilizados para mover las superficies de control, y son alimentados por la unidad receptora, que así mismo es alimentada por un regulador de voltaje (BEC) que regula la tensión a 5v.

El regulador electrónico de velocidad se encarga de convertir la señal pwm que genera el receptor en una señal trifásica, para alimentar el motor del UAV, al igual que el regulador de voltaje(BEC) el regulador electrónico de velocidad recibe la energía del regulador de voltaje de los paneles solares detallado anteriormente. Por ultimo el motor trifásico se alimenta con la señal entregada por el regulador electrónico de velocidad y esta localizado en la parte frontal del UAV, montado en una bancada de aluminio para motores eléctricos.

IV. RESULTADOS

Para comenzar se realizo la prueba de comparar si el plástico polietileno termoencogible disminuye o no la potencia entregada por las celdas, por lo que se tomaron mediciones como se muestra en la Figura 16, en la imagen izquierda sin el plástico y en la derecha con el plástico, como se observa la celda de la izquierda (sin recubrimiento) tiene un voltaje de 641mV, y en la celda de la derecha (con recubrimiento) tiene un voltaje de 625mV, y ambas manteniendo una corriente que varia entre 110mA y 115mA. Esto demuestra que la potencia es muy similar y en cuanto a aerodinámica e implementación es mucho mas viable colocarlas internamente que externamente.



Fig. 16. Comparación

Fuente. El Autor

Luego de Realizar el proceso de soldado y acople de las celdas solares en las alas se realizo la comprobación de voltaje entregado por las alas, para verificar que todas las celdas solares y conexiones estuvieran correctamente. En la Figura 17 se observa en la imagen derecha el voltaje de una semiala que es de 12.28v, y en la imagen de la izquierda se observa que las alas juntas en serie entregan un voltaje de 24.62v.

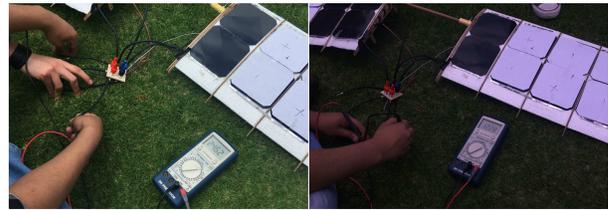


Fig. 17. Revisión de voltaje de las alas.

Fuente. El Autor

En las pruebas de campo como se observa en la Figura 18 al aeromodelo le funciona tanto el movimiento de los timones de profundidad y dirección, como los alerones y el motor de propulsión. En la parte izquierda superior de la imagen se observa como una mano sostiene el conector de la batería mostrando que esta desconectada y por lo que el aeromodelo esta funcionando a partir de la energía solar entregada por las celdas solares ubicadas en las alas y el estabilizador horizontal.



Fig. 18. Funcionamiento

Fuente. El autor

V. CONCLUSIONES

Como principal logro de este proyecto se logró demostrar que si era posible utilizar energía solar para aumentar el tiempo de encendido de una plataforma tipo UAV con los conocimientos y recursos existentes en la Universidad Militar Nueva Granada. Llevando a cabo los objetivos propuestos en el proyecto: conceptualización, diseño y construcción del UAV.

Respecto al diseño en general, se implementó un modelo modular, fácil de construir, fácil de trasportar y simple en el proceso de ensamble. Lo que se puede aplicar en cualquier proyecto a futuro, primero realizar el análisis de como la estructura se puede diseñar para facilitar el transporte y el mantenimiento del proyecto.

Se concluye ademas que este tipo de proyectos tiene una viabilidad técnica y económica que puede encaminar a desarrollar diferentes tipos de aplicaciones.

A partir de las pruebas de vuelo se determino que para el despegue de un avión que esta en fase de pruebas y no

posee tren de arranque, es conveniente construir un lanzador que asegure la velocidad mínima de vuelo.

Mediante las pruebas de vuelo se observó que el peso estaba muy concentrado en la parte central del fuselaje, lo que se había realizado para tener una estructura aerodinámica, pero causó que el avión necesitara mayor sustentación para el despegue.

VI. ANEXO, GASTOS DEL PROYECTO

En la tabla III se muestran los gastos que se tuvieron en el proceso de la construcción del aeromodelo.

TABLE III
GASTOS.

GASTOS	PRECIO
Tubos de fibra de carbono	\$ 330.000
Cortes laser	\$ 115.000
Adhesivos	\$ 90.000
Ejes y varillas	\$ 130.000
Transportes	\$ 98.000
Servos	\$ 120.000
Icopor, madera y ejes	\$ 275.000
Acoples y Herramientas	\$ 280.000
Total gastos	\$ 1.438.000

Fuente el autor

Los recursos que se le solicitaron en préstamo o financiación por parte de la universidad se encuentran en la tabla IV.

TABLE IV
GASTOS INSTITUCIONALES.

INSTITUCIONALES	PRECIO
Motor AXI 5330/24	\$ 980.000
Celdas Solares	\$ 850.000
Baterias	\$ 850.000
Radiocontrol	\$ 650.000
Pixhawk	\$ 750.000
Driver	\$ 720.000
Total institucionales	\$ 4.800.000

Fuente el autor

Debido a que no todo el proyecto fue financiado por la Universidad se tuvo que ahorrar en lo posible, debido a que un aeromodelo es un proyecto muy costoso, los gastos ahorrados se muestran en la tabla V, y se muestra el costo total de todo el proyecto.

TABLE V
GASTOS AHORRADOS.

COSTOS AHORRADOS	PRECIO
Moldes icopor	\$ 360.000
Monokote	\$ 290.000
Tubos de fibra de carbono	\$ 380.000
Total ahorrados	\$ 1.030.000
TOTAL PROYECTO	\$ 6.238.000
TOTAL PROYECTO SIN AHORRAR	\$ 7.268.000

Fuente el autor

REFERENCIAS

- [1] BRISTEAU, P.-J., CALLOU, F., VISSIERE, D., AND PETIT, N. The navigation and control technology inside the ar. drone micro uav. *IFAC Proceedings Volumes 44*, 1 (2011), 1477–1484.
- [2] HENAO CARDONA, C. M. Diseño detallado de la superficie alar y mecanismos de hipersustentación y control de un planeador luftwintner.
- [3] KARTHIK REDDY BUCHIREDDY SRI, POONDLA ANEESH, K. B. M. N. Design analysis of solar-powered unmanned aerial vehicle. *VIT University, School of Mechanical Engineering Mechanical Department, Vellore/Tamil Nadu, India.*
- [4] MORA, L. D. O., BERMÚDEZ, H. E. T., AND PENAGOS, G. T. Diseño y construcción de un mini-uav.
- [5] PERILLA, J. P. A., SEPÚLVEDA, J. I. G., OSPINA, E. E., ARENA, A. B., AND OSPINA, J. L. R. Diseño de un aeromodelo radiocontrolado para simulación de misiones de vigilancia y ataque. *Revista Educación en Ingeniería 4*, 8 (2009), 70–82.
- [6] Y DANIEL CLOS, S. C. Teoría de máquinas. *Barcelona, Edicions UPC 296* (2000), 45.