

Comportamiento mecánico de estructura octocopter de material compuesto para aplicaciones de carga.

Miranda Camacho Hugo Adrian¹, Sierra González Abraham¹, Rostro González Horacio², Salazar Hernández Ma. Carmen³, Juárez Rios Higinio⁴ y Cano Lara Miroslava^{1*}.

¹ Departamento de Mecatrónica, Instituto Tecnológico Superior de Irapuato, Irapuato, Gto. México.

² Departamento de Electrónica, Universidad de Guanajuato, Salamanca, Gto. México.

³ Departamento de Formación profesional genérica, Instituto Politécnico Nacional, Silao, Gto. México.

⁴ Departamento de Formación profesional específica, Instituto Politécnico Nacional, Silao, Gto. México.

*autorcorresponding: miroslava.cano@itesi.edu.mx

Resumen— Se presenta el diseño mecánico de la estructura de un dron tipo octocopter de material compuesto reforzado con fibra de vidrio. El análisis de la estructura emplea materiales compuestos laminados cuyos componentes constan de una matriz de resina tipo poliéster y un refuerzo de fibra de vidrio. El diseño del octocopter cuenta con un peso de la estructura y carga útil de 7 y 9 kg, respectivamente. Para analizar las propiedades mecánicas de esfuerzo-deformación del material compuesto se realizaron pruebas experimentales con probetas de fibra de vidrio /resina poliéster con un módulo elástico de 357.829 N/mm², fuerza máxima de 2478.8 N y resistencia a la tracción de 31 N/mm². En la simulación se aplicó una fuerza en cada extremo libre de 33 N a los brazos debido a que será esta zona la que sufra los efectos del empuje de los motores, así mismo se le aplicó en la base una fuerza de 100 N la cual es mayor a la generada por la carga útil de 9 kg. Los resultados presentados en el estudio mecánico de la estructura octocopter muestran los requerimientos necesarios para la aplicación en trabajos de carga.

Abstract— In this article we will show the mechanical design of the structure of an octocopter-type drone made of composite material fiberglass reinforced. The analysis of the structure uses laminated composite materials whose components consist of a polyester type resin matrix and a glass fiber reinforcement. The octocopter design has a weight of the structure and payload of 7 and 9 kg, respectively. To analyze the stress-strain mechanical properties of the composite material, experimental tests were carried out with fiberglass / polyester resin probes resulting in an elastic modulus of 357,829 N/mm², a maximum force of 2478.8 N and a tensile strength of 31 N/mm². A simulation was carried out applying a force of 33 N to the arms at the free end because this area will suffer the effects of the thrust of the motors. Also, a force of 100 N was applied at the base, which is greater than the one generated by the payload of 9 kg. The results presented in the octocopter structure mechanical study showed the necessary requirements for the application in loading works.

Palabras clave — Diseño mecánico, Frame, Materiales compuestos reforzados, UAVs.

I. INTRODUCCIÓN

La agronomía es un área que ha sido complementada con nuevas tecnologías como los drones o vehículos aéreos no tripulados (Unmanned Aerial Vehicle, UAVs), estos son utilizados en agricultura para el monitoreo de cultivos, vehículos de carga para el suministro de pesticidas, o para el control de plagas o fertilizantes en los cultivos [1].

Las aplicaciones de agricultura requieren UAVs que sean capaces de tener una gran capacidad de maniobrabilidad, debido a esto la mejor elección son aquellos llamados multirrotor los cuales como su nombre lo indica utilizan más de un motor para el vuelo; también los UAVs en esta área requieren de una gran capacidad de carga ya que al usarse para la dispersión de pesticidas o fertilizantes estos cubren grandes áreas sosteniendo una gran carga útil, esta puede definirse como el peso máximo de los elementos empleados para realizar su tarea, es decir como se dijo antes la cantidad de productos de abono o de pesticidas que pueda cargar; para lo cual los ideales son los octocopters [2].

Los UAVs poco a poco se han introducido en la agricultura como herramientas de apoyo para la toma de decisiones o de trabajo directamente en el proceso de cultivo [3]. Los UAVs cuentan con sistemas de posicionamiento global con lo cual pueden ser programados para recorrer ciertas trayectorias o cubrir una área designada, esto en combinación con cámaras o sensores tipo planta-clima-suelo pueden generar mapas que brinda información a los agricultores sobre el progreso del cultivo con lo que pueden hacer un uso más eficiente de los productos empleados como lo son tipo y cantidad de fertilizantes y pesticidas, cantidad de agua para el riego, etc. [3]. Los UAV's de carga también son utilizados para la distribución de fertilizantes y pesticidas en los plantíos, dando sobre estos productos una protección a los trabajadores debido al nivel de toxicidad de estos insumos, también reduciendo los costos y tiempo de aplicación [4]. Los costos de estos drones puede variar de la cantidad de carga y de los aditamentos especiales que se necesite para el trabajo [5].

Los octocopters son drones con 8 rotores de los cuales 4 giran en sentido de las agujas del reloj y 4 en sentido contrario, permitiendo así un mejor manejo y estabilidad como se muestra

en la fig. 1[6]. Estos tipos de UAVs son capaces de cargar pesos de más de 26 kg y alcanzar velocidades de 40 km/h [7].

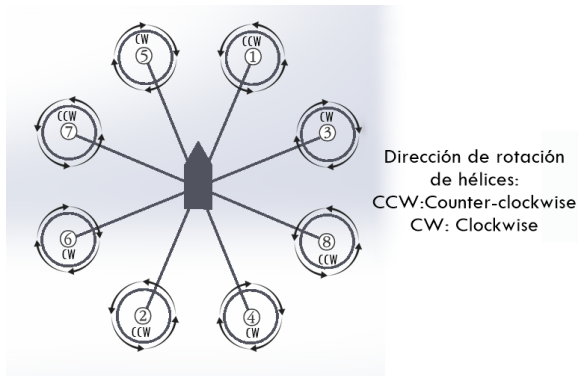


Fig.1. Configuración de motores y geometría de un octocopter.

Existen diversos materiales para la construcción de esta clase de vehículos entre los más comunes está el aluminio debido a su bajo costo, resistencia a la corrosión, flexibilidad y resistencia a la fatiga [8]. Sin embargo cada día estos materiales están siendo sustituidos por materiales compuestos como por ejemplo la fibra de carbono en combinación con diversos tipos de resinas y aditivos, debido a la resistencia y baja densidad [9].

La fibra de carbono es un material con una gran resistencia combinada y un bajo peso [10], pero es costosa en comparación con materiales como metales, polímeros o resinas [11], por lo que se ha visto la viabilidad de utilizar materiales compuestos con los cuales se buscan las características de la fibra de carbono pero a un menor precio por lo cual la nueva tendencia de la fabricación de fuselajes para UAV's se inclina hacia estos materiales.

Los fuselajes fabricados a partir de materiales compuestos llegan a tener, o incluso superar, algunas características de los materiales convencionales anteriormente mencionados, por ejemplo los compuestos de polímeros cuentan con una UTS (Tensión de rotura) de 1250 MPa superando los 600 MPa en resistencia y rigidez al Aluminio. Estos compuestos pueden ser conformados por fibras de vidrio o carbono, estos últimos soportan mayor cantidad de cargas variables cíclicamente que los de fibra de vidrio mientras por otro lado los compuestos de fibra de vidrio presentan valores grandes y una gran capacidad de absorción de energía al presentarse fuerzas estáticas y dinámicas [12].

Los materiales compuestos comunes como los hechos con fibra de carbono llegan a tener una resistencia a la tracción de 3700 MPa, la fibra Kevlar de 3900 MPa y una tensión de rotura de 1.57% y 2.90%, respectivamente; adicionalmente los materiales con mejor combinación de resistencia y peso son aquellos compuestos por una matriz polimérica con fibras continuas [13], por lo que en este trabajo se hace uso de la resina de poliéster.

II. MATERIALES Y MÉTODOS

Para realizar el estudio de diseño mecánico del material compuesto de fibra de vidrio /resina poliéster, se elaboraron probetas de acuerdo a la norma ASTM D3039M-07 conformadas una capa de fibra de vidrio de 9x3 cm, la cual estará cubierta con la resina preparada en una proporción dada por cada 60 gramos de resina con 11 gotas de catalizador.

Las probetas fueron sometidas a las pruebas mecánicas de tensión, para ello se empleó la maquina universal SHIMATZU como se ve en la fig. 2a, el estudio experimenta de la probeta referencia fue necesaria para simular el comportamiento del material y corroborar si el material es el adecuado para lar cargas y fuerzas a las cuales será sometido. La Fig. 2b muestra la probeta antes y después de la prueba. La probeta 1, muestra un recuadro rojo donde se generó la fractura al momento de ejercer una fuerza de 2478.8 N (color blanco). La tabla I muestra los resultados experimentales obtenidos en la probeta referencia de fibra de vidrio /resina poliéster.

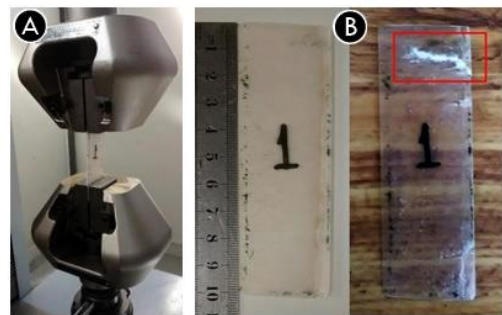


Fig. 2. a) Probeta de material compuesto de fibra de vidrio/resina poliéster montada en la maquina universal SHIMATZU. b) Comparativa de la probeta antes de entrar a la maquina universal y después de ser sometida a las pruebas de ensayo.

TABLA I
PROPIEDADES MECÁNICAS OBTENIDAS EN LA PROBETA DE FIBRA DE VIDRIO /RESINA POLIÉSTER

Propiedad	Valor
Densidad ($\frac{g}{mm^3}$)	0.00185
Modulo elástico ($\frac{N}{mm^2}$)	357.829
Fuerza Máxima (N)	2478.8
Resistencia a la tracción (MPa)	31

La grafica de la Fig. 3 muestra la relación fuerza-desplazamiento del material compuesto utilizado. Esta prueba permite determinar el módulo elástico, fuerza máxima, resistencia a la tracción mostrados en la tabla I, además, se determino la densidad.

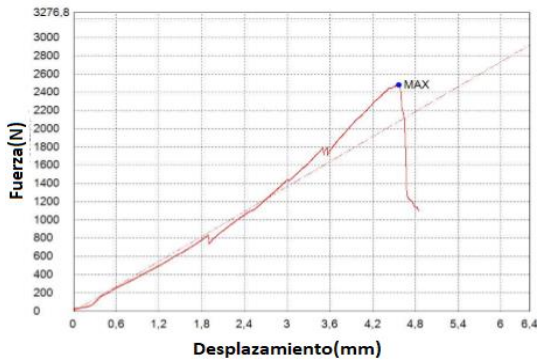


Fig.3. Gráfica Fuerza-Desplazamiento para la probeta de material compuesto de fibra de vidrio /resina poliéster.

A. Diseño de la estructura octocopter

La estructura está conformada por una placa octagonal de lados rectos a la cual se conectan 8 brazos, uno en cada vértice. La carga útil se soporta en la base octagonal con ayuda de dos pares de postes en donde cada par se conecta mediante una viga (la Fig. 4 muestra la configuración del octocopter), el peso acumulado por el sistema de sujeción por tornillos y material electrónico suma 7 kg. Conociendo el peso de la propia estructura se pueden considerar como uso el motor brushless DYS-BE5208 con una potencia de 626 W y un peso de 200 g, la potencia que proporciona es suficiente para levantar el peso deseado en conjunto con hélices a sugerencia del fabricante modelo APC 18 x 5.5.

Los parámetros mecánicos y electrónicos calculados, son necesarios para diseñar la estructura del octocopter observada en la Fig. 4, debido a que se necesita localizar el centro de masa para poder dar una estabilidad y equilibrio a la aeronave. Dicha estructura mostrada en la Fig. 4 está hecha a partir de material compuesto de fibra de vidrio/resina poliéster, empleando tornillos para la sujeción, sujeto a la base se encuentran los tubos para aplicar la carga al dron, la cual puede ser algún producto de riego, fertilizante o equipo de monitoreo.

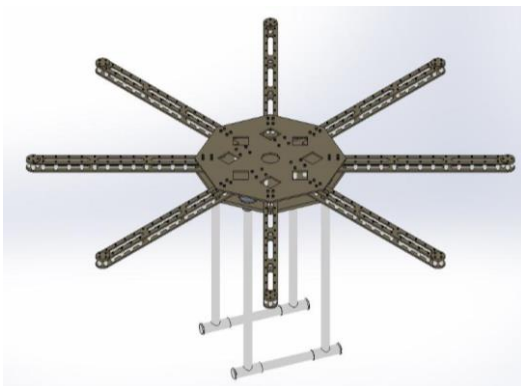


Fig.4. Modelado de la estructura completa del octocopter.

El diseño se realiza en dos etapas, en la primera se considera el diseño de la base y la segunda los brazos .

La primera etapa se trabajó con el diseño de la base observada en la Fig. 5 a, esta zona de la estructura debe soportar la carga útil que son aprox 9 kg; la plataforma octagonal de la estructura se conforma de dos láminas con perforaciones distribuidas de forma simétrica para eliminar peso y conservar rigidez. El área de la base se definió con la electrónica que se necesitaba colocar en ella además de la rigidez que se necesitará para la carga útil de 9 kg. En el diseño de los brazos, al ser ocho y estar distribuidos simétricamente se trabajó con uno solo; como el mostrado en la Fig. 5 b, los cuales van a soportar el empuje de 3.3 kg debido a la configuración de los motores y requerimientos de carga útil; estos se constituyen por dos barras planas con espacios huecos distribuidos a lo largo para la reducción de peso. Las barras están colocadas paralelamente y sujetadas con tornillos de titanio; se añadieron espaciadores hechos con tubos de PVC para generar una pieza rígida pero con cierta flexibilidad. La longitud de los brazos fue pensada para evitar el choque de las hélices y generar entre estas misma un flujo de aire correcto.

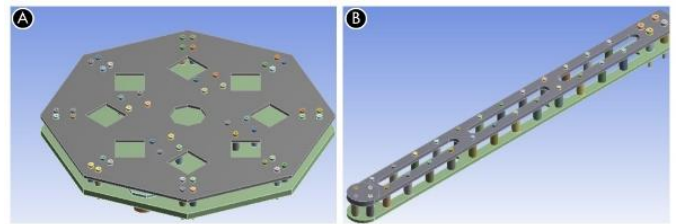


Fig.5. Diseño de las piezas de la estructura del octocopter. a) Base octagonal con regiones cuadradas libres de material (base superior e inferior). b) Brazo del octocopter.

Para el análisis mecánico de la estructura hecha a base de material compuesto de fibra de vidrio /resina poliéster se utilizó el método de elemento finito, se realizaron por separado el análisis del brazo y de la base. Para la base, esta fue empotrada en los tornillos de los cuales los brazos serían sujetados debido a que en estos puntos es donde se ejerce la fuerza en sentido contrario a la carga útil así como la gravedad, se utilizó un mallado basado en la curvatura con mínimo de elementos por círculo octogonal y un refinamiento que se observa en la Fig. 6. El brazo que se muestra en la Fig. 7 fue fijado en los tornillos correspondientes con los que se une a la base, se hizo un mallado basado en curvatura con mínimo de elementos por círculo octogonal y un refinamiento; finalmente se le aplicó una fuerza de 33 N más la fuerza de gravedad en el extremo libre lo cual representa el empuje del motor lo cual es la fuerza cuando el motor es encendido y empieza el vuelo.

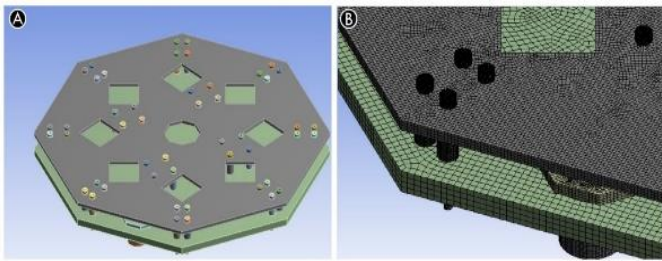


Fig.6. a) Modelo simulado de la estructura de la base, observamos las perforaciones para disminución de peso y los puntos de sujeción con tornillos de titanio para sostener ambas placas. b) Mallado de la base, se observa el mallado cuadrado, siendo el de la zona gris más fino que el de la verde realizado para el análisis de elemento finito.

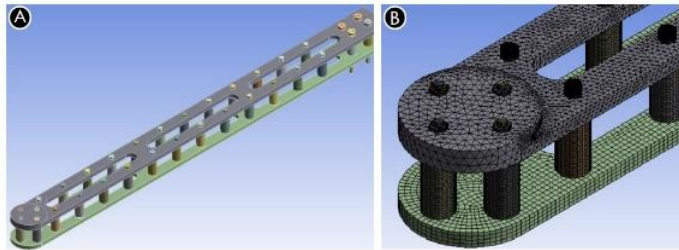


Fig.7. a) Modelo simulado de la estructura del brazo, vemos los espaciadores de tubos de PVC entre la capa gris y la verde así como los orificios para disminuir el peso. b) Mallado del brazo, donde la zona gris cuenta con mallado triangular mientras la verde con uno cuadrado

En la Fig.7a se observan las dos placas sujetadas por tornillos, en el extremo superior derecho vemos la parte que es fijada a la placa base, mientras el otro extremo es donde será montado el motor con la hélice mientras en la Fig. 7b se observa el mallado triangular en la placa superior y cuadrado en el área de tornillería y base inferior realizado para el análisis de elemento finito.

Se realizó un análisis estático discretizando el modelado geométrico y utilizando una malla de análisis basada en curvatura con mínimo de elementos por círculo octogonal y un refinamiento alto tanto para la base de la estructura que se ve en la Fig. 8, como el brazo de la estructura mostrado en la Fig. 9.

III. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados obtenidos de los análisis estáticos que son la deformación unitaria y el desplazamiento, se presentan en las Figuras 8 y 9 en caso de la base de la estructura en deformación y en desplazamiento que se observa en la Fig.10. Se observa que son lo suficientemente flexible y rígida, debido a que la deformación unitaria y desplazamiento máximo en la base es de $7.48e^{-5}$ y $3e^{-3}$ respectivamente, los cuales son valores muy pequeños que indican que la estructura no presentará una deformación plástica al someterse a las fuerzas transmitidas por los brazos durante el arranque de los motores o la carga efectiva.

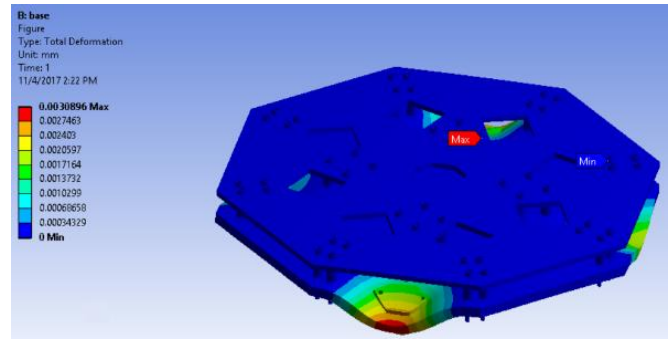


Fig.8. Desplazamiento de la base del octoapter.

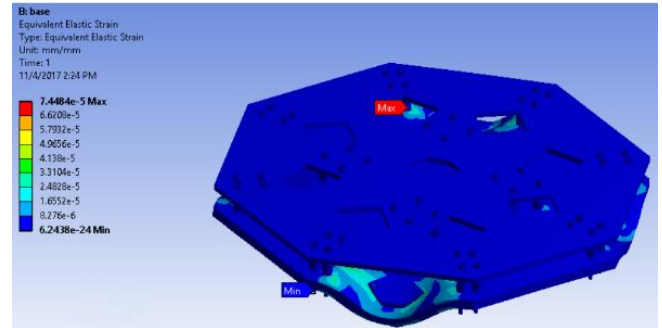


Fig.9. Deformación unitaria de la base del octoapter.

En el caso del brazo de la estructura en deformación mostrado en la Fig.11 tiene los mínimos esfuerzos y el material de fibra de vidrio es muy resistente; en desplazamiento de 3.8 mm observable en la Fig.11 es un rango en el que el material se desplaza sin haber fracturas y regresando a su forma original cuando se deja de aplicar fuerzas en el caso de la base de 100 N como máximo y en los brazos de 33 N.

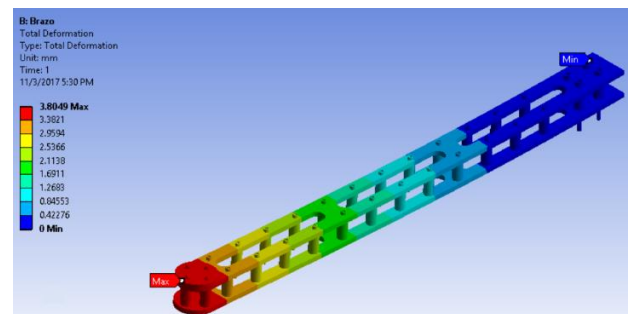


Fig.10. Desplazamiento del brazo del octoapter.

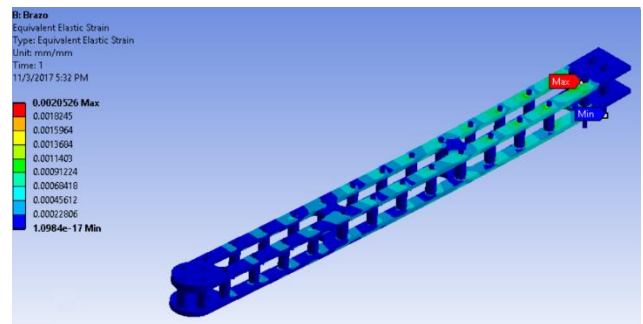




Fig.11. Deformación unitaria del bazo del octoapter.

Los resultados expuestos en la tabla II demuestran que el diseño propuesto y el material compuesto por fibra de vidrio y resina de poliéster es capaz de soportar las fuerzas ejercidas por los motores; el octocopter sufre una deformación elástica, lo cual hace que los brazos y la base puedan volver a su forma original una vez que se deje de aplicar la fuerza, los puntos donde esto se vio fue en los puntos de sujeción entre la base y el brazo y el brazo y los motores, causando un leve arqueamiento en los brazos que no será perceptible para el usuario con lo que el octocopter puede soportar la carga útil propuesta de 9 kg, debido que la deformación unitaria es pequeña, se puede considerar que es aceptable para el diseño del octocopter.

TABLA II
RESULTADOS DE ANÁLISIS ESTRUCTURAL DEL OCTOCOPTER.

Parte	Fuerza ejercida [N]	Deformación unitaria	Esfuerzo Max. Valor [MPa]	Desplazamiento Max. Valor [mm]
Base 	100	$7.48e^{-5}$	1.702	$3e^{-3}$
Brazo 	33	$2e^{-3}$	140.490	3.8

IV. CONCLUSIONES

Los materiales compuestos son un campo en descubrimiento para cumplir las necesidades de un UAVs a menor costo; el estudio del comportamiento mecánico realizado en el material conformado por fibra de vidrio /resina poliéster presentó una fuerza y una inferior a ciertos compuestos de fibra de carbono.

El diseño de la estructura del octocopter se enfoca a diversos propósitos en trabajos de carga como agricultura, distribución de productos monitoreo de cultivos. La estructura de 8 brazos mostro un peso de 7 kg y ser efectiva a una carga de trabajo 9 kg.

RECONOCIMIENTOS

Agradecimientos al proyecto SIP20190020 del Instituto Politécnico Nacional.

REFERENCIAS

- [1] Greenwood, F. G. (2016, 18 abril). Drones on the horizon: new frontier in agricultural innovation. ICT Update, 82(28). Recuperado de <http://ictupdate.cta.int/>
- [2] Puri V., Nayyar A., and Raja L. (2017). Agriculture Drones: A modern breakthrough in precision agriculture. Journal of Statistics & Management System 20, p. 507–518.
- [3] (2015). Aplicaciones para drones en la agricultura [Online]. Available: <http://drones.uv.es/aplicaciones-para-drones-en-la-agricultura/>
- [4] (2017). Aplicación de productos químicos con drones en la agricultura. Recuperado de <http://www.agritotal.com/nota/32047-aplicacion-de-productos-quimicos-con-drones-en-la-agricultura/>
- [5] Andrew Nixon. (2018). Best Drones for Agriculture 2018: The Ultimate Buyer's Guide, Bestdroneforthejob.

- [6] Oscarson, O. (2015). Design, Modeling and Control of an Octocopter (Dissertation). Recuperado de <http://urn.kb.se/resolve?urn=urn:nbn:se:kth:diva-173221>
- [7] Sarghini F., De Vivo A. (2017) Analysis of preliminary design requirements of a heavy lift multi rotor drone for agricultural use. Chemical Engineering Transactions, 58, p. 625-630.
- [8] W. Grodzki, A.Łukaszewicz. (2015). Design and manufacture of unmanned aerial vehicles (UAV) wing structure using composite materials, Materialwissenschaft und Werkstofftechnik.
- [9] Huang, X. (2009). Fabrication and properties of carbon fibers. Materials, N. 2, p. 2369–2403.
- [10] O. Chávez, J. Enrique. (2015). Diseño, construcción y control de un hexacóptero de monitoreo (Tesis de grado magister). Escuela Politécnica Nacional, Quito, Ecuador .
- [11] N. Shama Rao, T.G.A. Simha, K.P. Rao, and G.V.V. Ravi Kumar. (2018). Carbon Composites are Becoming Competitive and Cost Effective. Infosys Limited.
- [12] M. Adamski. (2016). Use of construction materials in unmanned aerial vehicles. Journal of KONES Powertrain transport. Vol. 23, No. 3, p. 11–17.
- [13] Grodzki, W., Łukaszewicz, A., & Leńniewski, K. (2015). Modelling of UAV's composite structures and prediction of safety factor. Applied Computer Science, No.3, p. 67-75.