



Revista UIS Ingenierías

ISSN: 1657-4583

ISSN: 2145-8456

revistaingenierias@uis.edu.co

Universidad Industrial de Santander

Colombia

González, Oscar; Martínez, Gabriela; Graciano, Carlos  
Evaluación paramétrica de las principales variables geométricas en el diseño de un tren  
de aterrizaje para un avión no tripulado utilizando el método de los elementos finitos  
Revista UIS Ingenierías, vol. 19, núm. 2, 2020, -Junio, pp. 149-160  
Universidad Industrial de Santander  
Bucaramanga, Colombia

DOI: <https://doi.org/10.18273/revuin.v19n2-2020017>

Disponible en: <https://www.redalyc.org/articulo.oa?id=553768132017>

- Cómo citar el artículo
- Número completo
- Más información del artículo
- Página de la revista en redalyc.org

redalyc.org

Sistema de Información Científica Redalyc

Red de Revistas Científicas de América Latina y el Caribe, España y Portugal  
Proyecto académico sin fines de lucro, desarrollado bajo la iniciativa de acceso  
abierto

# Evaluación paramétrica de las principales variables geométricas en el diseño de un tren de aterrizaje para un avión no tripulado utilizando el método de los elementos finitos

## Parametric evaluation of the main geometric variables in a not manned plane landing gear design by using the finite element method

Oscar González<sup>1</sup>, Gabriela Martínez<sup>2</sup>, Carlos Graciano<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Coordinación Docente de Postgrado en Ingeniería Mecánica, Universidad Simón Bolívar, Venezuela.  
Correo electrónico: o.gonzalezparra@gmail.com

<sup>2</sup>Instituto de Diseño y Métodos Industriales, Facultad de Ciencias de la Ingeniería, Universidad Austral de Chile, Chile. Orcid: 0000-0003-0515-9400. Correo electrónico: gabriela.martínez@uach.cl

<sup>3</sup>Departamento de Ingeniería Civil, Universidad Nacional de Colombia, Medellín, Colombia.  
Orcid: 0000-0003-0659-7963. Correo electrónico: cagracionog@unal.edu.co

Recibido: 19 diciembre, 2019. Aceptado: 5 marzo, 2020. Versión final: 30 marzo, 2020.

### Resumen

Se evalúan los parámetros más importantes en el diseño de un tren de aterrizaje para aviones no tripulados utilizando el método de los elementos finitos. Para ello se seleccionó la configuración triciclo por ser esta el modelo más utilizado en este tipo de aeronaves. Entre los parámetros evaluados está el espesor de la sección transversal ( $t$ ), ancho ( $b$ ), longitud de pierna ( $l$ ), el ángulo ( $\theta$ ) entre la pierna del tren de aterrizaje y la horizontal, materiales, carrera ( $S$ ) y factor de carga ( $N$ ). Al evaluar los parámetros geométricos, se observa que la variación en el espesor de la sección transversal  $t$ , y en el ángulo  $\theta$  formado entre la pierna del tren de aterrizaje y la horizontal, son inversamente proporcionales a la deformación vertical al momento del impacto y, por lo tanto, directamente proporcional al factor de carga  $N$ . Por otra parte, la variación en longitud de la pierna del tren de aterrizaje  $l$  se comporta de manera opuesta a los parámetros anteriores. En lo referente a la evaluación de los materiales, los que poseen menor módulo de elasticidad presentan mejor desempeño para este tipo de diseño, aunque se debe considerar que a su vez se generan una mayor deformación, trayendo como consecuencia un necesario incremento en el espesor de la sección transversal.

**Palabras clave:** tren de aterrizaje; UAV; carrera; factor de carga; método de los elementos finitos.

### Abstract

The most important parameters in the design of a landing gear for drones are evaluated by using the finite element method. A tricycle configuration was selected because this is the most used model in this type of aircraft. Among the evaluated parameters are the thickness of the cross section ( $t$ ), width ( $b$ ), leg length ( $l$ ), the angle ( $\theta$ ) between the leg of the undercarriage and the horizontal, materials, stroke ( $S$ ), and load factor ( $N$ ). From the evaluation of geometric parameters, it is observed that the thickness variation of the cross section  $t$ , and the angle  $\theta$  formed between the leg of

the landing gear and the horizontal, are inversely proportional to the vertical deformation and, therefore, directly proportional to the load factor  $N$ . On the other hand, the length variation of the landing gear leg behaves in the opposite way to the previous parameters. Regarding the evaluation of the materials, those with a lower elasticity modulus have better performance for this design type, less stiffness produces less stress at the impact moment, although it should be considered that a greater deformation is generated, resulting in a thickness increase of the cross section.

**Keywords:** landing gear; UAV; run; load factor; finite element method.

## 1. Introducción

El diseño de un tren de aterrizaje durante la etapa conceptual y detallada de una aeronave es uno de los componentes que requiere más atención, dado que provee la base para poder desplazarse en tierra, y absorber las cargas de impacto durante el despegue y el aterrizaje.

Las normas más utilizadas que regulan el diseño de un tren de aterrizaje son las normas FAR (Federal Aviation Regulations), específicamente en su parte número 23 [1]. Estas normas son prescritas por la Federal Aviation Administration (FAA), quien gobierna todas las actividades de aviación en los Estados Unidos, y en su parte 23 hace referencia a las normas de aeronavegabilidad para la categoría de aeronave ligeras.

Un avión no tripulado, UAV por sus siglas en inglés (*unmanned aerial vehicle*), es un vehículo que vuela sin tripulación a bordo. Su uso principal es en aplicaciones militares y de observación [2].

Los aviones no tripulados que se encuentran dentro de la categoría en la norma FAR parte 23 [1] presentan un reto adicional, y es la poca cantidad de publicaciones de dominio público. En contraste, las limitadas investigaciones pertenecen en su mayoría a empresas fabricantes de aeronaves.

Es por esto por lo que se propone diseñar y analizar numéricamente un tren de aterrizaje triciclo para un UAV, en cumplimiento de las normas FAR.

Existe una amplia variedad de formas, tamaños, configuraciones y características en el diseño de los UAV. Actualmente, los UAV militares realizan tanto misiones de reconocimiento como de ataque. También son utilizados en un pequeño pero creciente número de aplicaciones civiles, como en labores de lucha contra incendios o seguridad civil, y vigilancia de los oleoductos. Los vehículos aéreos no tripulados suelen ser preferidos en misiones de alto riesgo frente a los aviones tripulados.

El tren de aterrizaje de una aeronave cumple varios propósitos, tales como soportar el peso del avión, proveer la base para poder rodar en tierra, y absorber las cargas

de impacto durante el despegue y el aterrizaje, por lo que, de la cantidad de componentes que deben ser diseñados durante la etapa de diseño conceptual, éste mayormente genera más inconvenientes. A pesar de que existen varios arreglos para ubicar el tren de aterrizaje en el avión, hoy en día el más utilizado es el arreglo de tipo “triciclo” [3], con dos neumáticos principales detrás del centro de gravedad y un neumático delante del mismo (figura 1), haciendo al avión estable en tierra y permitiéndole un mayor ángulo de rotación (levantar la nariz para el despegue).



Figura 1. Configuración de tren de aterrizaje triciclo  
(Fuente: <http://www.pasionporvolar.com>).

El amortiguador es uno de los componentes que comúnmente posee un tren de aterrizaje. Existen dos tipos básicos de amortiguadores, los de tipo resorte sólido, hechos de metal o goma, y aquellos que usan un fluido como gas o aceite o una mezcla de ambos, éstos últimos comúnmente conocidos como oleo-neumáticos. En la selección de alguno de los diferentes tipos de amortiguadores se debe dar fundamental importancia a la simplicidad, poco mantenimiento y bajo costo por lo que hace al resorte sólido el más usado en este tipo de aeronaves y es el que se considerará en este diseño.

En la industria aeronáutica, el aluminio es el material con mayor tradición, teniendo su uso inicial en el avión de los hermanos Wright [4]. Sin embargo, la necesidad de disminuir peso en este tipo de aeronaves ha hecho que la industria aeronáutica migre hacia otros materiales. Un material compuesto es un sistema que consiste en dos o más fases en una escala macroscópica, cuyas propiedades mecánicas están diseñadas para ser superiores a aquellas que puede presentar cada fase del compuesto por separado, por lo general estas fases constan de una matriz y un refuerzo, que comúnmente es una fibra [5]. Actualmente, el compuesto que posee mayor aplicación en la industria aeronáutica es el de fibra de carbono en una matriz polimérica, normalmente resina epóxica, esto

se debe a que presenta una mayor resistencia al esfuerzo y un mayor módulo de elasticidad en comparación a muchos otros compuestos, permitiendo desarrollar aeronaves ligeras y resistentes [6]. Existen otros tipos de compuestos, como lo es el de matriz metálica, el cual posee un elevado módulo de elasticidad, alta resistencia al esfuerzo, buenas propiedades mecánicas en elevadas temperaturas, bajo coeficiente de expansión térmica y resistencia al desgaste, sin embargo, su tenacidad es inferior a los de matriz polimérica, son más costosos y difíciles de maquinar [7]. Entre los materiales compuestos más utilizados se encuentran los compuestos de fibra de carbono T300 con resina epóxica y compuestos de fibra de aramida Kevlar®49 con resina epóxica.

La fibra de carbono posee un elevado módulo de elasticidad, elevada resistencia a la fluencia, baja densidad, y se encuentra en el mercado en una amplia variedad de grados. El 90% de los compuestos reforzados con fibra de carbono poseen una matriz de resina epóxica. En este trabajo, se empleará la fibra de carbono Thornel T300 producida por Amoco, a través de un tratamiento térmico de un poliácridonitrilo precursor (PAN), el cual permite obtener una fibra de longitud continua, con alta resistencia al esfuerzo y elevado módulo de rigidez, lo que la convierte en una de las fibras comerciales de mayor uso en la industria aeroespacial y aeronáutica [8].

La fibra de aramida presenta propiedades ventajosas: baja densidad, alta resistencia a la tensión y alta rigidez. La densidad de la fibra de aramida es comúnmente un 20% más baja que la del carbono. Al 60% de volumen de fibra, un compuesto de resina epóxica reforzado con fibras de aramida alcanza una resistencia a la tensión nominal de 1,4GPa, y un módulo de elasticidad de 76GPa. En este trabajo, se empleará la fibra Kevlar que es el nombre comercial que la empresa DuPont le da a la fibra de aramida. En la industria aeronáutica, las más utilizadas son el Kevlar29 y el Kevlar49 en una matriz polimérica, esta última es la de mayor rigidez.

En el diseño de un tren de aterrizaje se destaca la investigación conducida por Morrison, Neff y Zahraee [9], en 1997, donde presentan un estudio cinemático de un tren de aterrizaje de nariz de un Lockheed F-16, usando el software Working Model®. Como resultado se evidenciaron grandes esfuerzos en áreas pequeñas, donde se recomendó evitar ángulos agudos y sustituirlos por suaves curvaturas, con radios lo suficientemente grandes para disminuir la concentración de esfuerzos. La deflexión para el tren de aterrizaje aún para materiales como el aluminio satisfizo los requerimientos de las normas FAR parte 23.

De igual manera, Shrotri [10] ejecuta una investigación para el diseño de trenes de aterrizaje en aeronaves de ala rotatoria, basado en una metodología de optimización, la cual optimiza el factor de carga desarrollado durante las cargas límites presentadas en diferentes condiciones de aterrizaje, incluyendo la condición de impacto establecida en las normas FAR. La comparación entre distintos materiales es uno de los principales enfoques, partiendo de uno de los materiales más utilizados en la aeronáutica, el aluminio, y comparando éste con múltiples materiales compuestos, los cuales presentan buena resistencia a la fatiga y no están afectados por la corrosión. La investigación fue netamente desarrollada con un análisis numérico.

Goyal y Lakshminarayan [11], en 2008, emplean un material compuesto de fibra de vidrio con resina epóxica para el diseño del tren de aterrizaje, el cual es simulado como una pieza completa y no como comúnmente se simula, la mitad del tren de aterrizaje. Se determinaron deflexiones y esfuerzos para diferentes orientaciones de las capas que forman el compuesto. Aplicando las cargas de manera progresiva y monitoreando el comportamiento, se demostró que el laminado unidireccional satisface de una forma más eficiente los esfuerzos y los requerimientos de la norma.

Por otra parte, Park y otros [12] muestran un análisis estructural de un ala y un tren de aterrizaje principal hechos en materiales compuestos. En referencia a este último, el estudio fue ejecutado empleando el método de los elementos finitos con el software MSC/NASTRAN, las condiciones de carga fueron impuestas a partir de las normas FAR y en base a la experiencia de operación de aeronaves similares.

Matta y otros [13] disminuyeron el peso dividiendo la pierna del tren en varias secciones con espesores progresivamente menores, monitoreando el comportamiento de los esfuerzos y las deformaciones, consiguiendo así una disminución correspondiente al 30% del peso inicial.

Zhao y otros [14] propusieron dos métodos simplificados para la predicción progresiva de fallas en trenes de aterrizaje hechos con estructuras de materiales compuestos. Se logró un acuerdo razonable entre la curva de desplazamiento de carga adquirida experimentalmente y la predicción.

Observando los avances en manufactura, es notable el progreso en relación con la manufactura aditiva, para el uso de nuevo materiales como lo son las espumas de aluminio [15] o las fibras poliméricas reforzadas [16].

## 2. Metodología

Para el diseño del tren de aterrizaje se consideró que el mismo está destinado a soportar las solicitaciones de un avión estándar [17] con las dimensiones y características mostradas en la tabla 1.

Tabla 1. Datos promedios de un UAV

Longitud (m)	Envergadura (m)	Peso (Kg)	Cuerda (m)
4	5,2	182	0,615

Estos datos permitieron definir la ubicación espacial del tren de aterrizaje en la aeronave (ubicación lateral y longitudinal). Con la información anterior, y siguiendo el procedimiento mostrado por Currey [18], se calculará la carrera ( $S$ ) del tren, el factor de carga ( $N$ ), la deflexión vertical máxima y el esfuerzo máximo en el encastre ( $Fb$ ).

La expresión para el cálculo de la carrera se obtiene a partir de un proceso iterativo que involucra los parámetros de diseño. La expresión para el cálculo es la siguiente:

$$S = \frac{P_1 \cdot l^3}{3EI} \cdot \cos(\theta) \quad (1)$$

Donde,

$P_1$  = Carga según la condición de la norma FAR parte 23.

$l$  = Longitud de la pierna del tren.

$E$  = Módulo de elasticidad del material.

$I$  = Inercia de la sección transversal.

$\theta$  = Ángulo entre la pierna del tren y horizontal.

Una vez conocida la carrera se calcula cuantas gravedades de desaceleración ( $VDIF$ ) genera dicha deformación:

$$VDIF = \frac{V_d^2}{2 \cdot g \cdot S} \quad (2)$$

Donde  $V_d^2$ :

$$V_d = 4,4 \left( W / S_w \right)^{0,25} \quad (3)$$

Lo anterior corresponde a cargas dinámicas por desaceleración, por lo que se debe sumar la condición de 1 gravedad que representa la carga estática (el peso):

$$\eta = 1 + VDIF \quad (4)$$

La norma FAR parte 23.73 (e) permite una reducción de 0,67g debido a que la sustentación está actuando durante

el aterrizaje, por lo tanto, el factor de carga queda definido como:

$$N = \eta - 0,67 \quad (5)$$

Este factor de carga no debe ser inferior a 2 pero tampoco superior a 3.

Suponiendo la pierna del tren de aterrizaje como una viga empotrada al fuselaje y aplicando el teorema de Castigliano para la deflexión de vigas (Figura 2) se calcula la deflexión como:

$$Deflexión = \frac{4P_1 l^3}{Ebt^3} \quad (6)$$

Donde,

$b$  = Ancho de la sección transversal rectangular.

$t$  = Altura de la sección transversal rectangular.

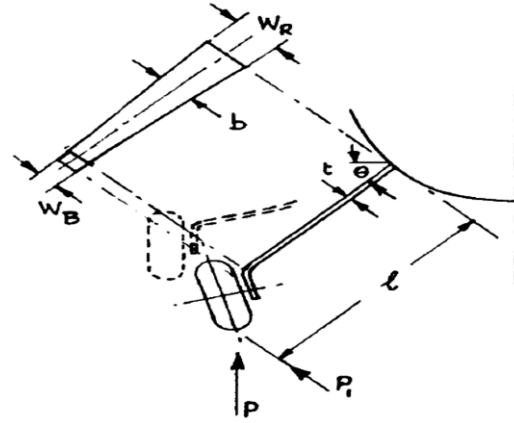


Figura 2. Pierna del tren de aterrizaje como una viga en cantiléver de sección transversal rectangular y espesor constante.

De la ecuación anterior también se puede observar que la deflexión que produce la pierna es dependiente del material y sus dimensiones. En este trabajo se evaluaron cuatro materiales de distintas propiedades mecánicas (acero, aluminio, fibra de carbono y fibra de aramida). Las propiedades se muestran en la tabla 2.

El esfuerzo máximo del encastre  $Fb$  se define a partir de la siguiente expresión:

$$Fb = \frac{6P_1 l}{bt^2} \quad (7)$$

Las expresiones de las ecuaciones (1, 5-7) serán los parámetros de control en el diseño al modificar las variables geométricas y de material indicadas. Es decir: dada la variación de ( $l$ ), ( $b$ ), ( $t$ ), ( $\theta$ ), y materiales, se verificará que la carrera ( $S$ ) del tren, el factor de carga ( $N$ ), la deflexión vertical máxima y el esfuerzo máximo en el encastre ( $Fb$ ) presenten valores entre rangos permitidos.

Tabla 2. Propiedades mecánicas de los materiales empleados en el diseño

Material Isotrópico	Resistencia última			Fluencia								
	Densidad (Kg/m3)			Tensión (MPa)			Tensión (MPa)			E (GPa) G (GPa)		
ASTM-A709 [19]	7860			760			690			200 77,2		
7075-T6 [19]	2800			570			500			72 28		
Material Ortotrópico	E1 (GPa)	E2 (GPa)	E3 (GPa)	G12 (GPa)	G13 (GPa)	G23 (GPa)	v21	v31	v32	Tensión1 (MPa)	Tensión2 (MPa)	$\rho$ (Kg/m3)
T-300 resina Epóxica [20]	138	8,96	8,96	7,10	7,17	3,45	0,3	0,3	0,3	1447	52	1600
Kevlar49 resina Epóxica [21]	80	5,10	5,10	1,9	1,9	1,9	0,31	0,02	0,02	1800	7,9	1400

Para la evaluación paramétrica se utilizará un modelo numérico computacional basado en el método de los elementos finitos. Se utilizó el software Ansys Workbench [22], empleando elementos triangulares SOLID164 de 8 nodos y 9 grados de libertad. Las simulaciones con materiales compuestos son con orientación cero grados ( $0^\circ$ ) de las capas del material. El modelo numérico se valida a través de las ecuaciones (1, 5, 7) definidas para unas dimensiones y material fijo. Se revisó tanto la convergencia numérica como el error porcentual entre el resultado numérico y el analítico.

### 3. Resultados

#### 3.1. Definición de los parámetros iniciales

La deflexión depende de las dimensiones, por lo que es preciso resaltar que, si la inercia es muy grande, la deflexión es pequeña y esto produce un elevado factor de carga ( $N$ ) sobre la pieza, es decir, la pierna es muy rígida. Como la norma regula el factor de carga entre 2 y 3, iniciaremos con este parámetro para definir una geometría inicial. Suponiendo  $b=0,140\text{m}$ , el proceso iterativo se muestra en las tablas 3 y 4, donde el esfuerzo máximo en el encastre  $Fb$  se calculó según la ecuación (7).

En cada caso se seleccionó la sección transversal de espesor  $t$  capaz de mantener al factor  $N$  dentro del rango de 2 a 3, resultando en un espesor de 7mm para el acero y 1mm para el aluminio, así como un peso de 3,9329 Kg y 2,2016 Kg respectivamente.

Tabla 3. Iteración de dimensiones para el Acero ASTM-A709 grado 690

t(m)	I(m <sup>4</sup> )	S(m)	N	Fb(MPa)	W(Kg)
0,005	1,46E-09	0,4843	0,9834	1130	2,8092
0,006	2,52E-09	0,2803	1,4590	1356	3,3711
0,007	4,00E-09	0,1765	2,1228	1582	3,9329
0,008	5,97E-09	0,1182	3,0062	1808	4,4948
0,009	8,51E-09	0,0830	4,1404	2034	5,0566
0,01	1,17E-08	0,0605	5,5569	2260	5,6185

Tabla 4. Iteración de dimensiones para el Aluminio 7075-T6

t(m)	I(m <sup>4</sup> )	S(m)	N	Fb (MPa)	W(Kg)
0,009	8,51E-09	0,2307	1,7017	732	1,8013
0,010	1,17E-08	0,1682	2,2117	813	2,0015
0,011	1,55E-08	0,1263	2,8345	895	2,2016
0,012	2,02E-08	0,0973	3,5815	976	2,4018
0,013	2,56E-08	0,0765	4,4640	1057	2,6019
0,014	3,20E-08	0,0613	5,4933	1139	2,8021

#### 3.2. Validación de los resultados numéricos con data analítica

Se procedió a realizar la geometría del tren principal y analizar la misma con Ansys Workbench [22]. Este modelo se hizo tanto para material acero ASTM-A709 como aluminio 7075 T-6. Se procedió entonces a validar la malla variando la cantidad de elementos y monitoreando el comportamiento del esfuerzo máximo y la deformación máxima hasta que el error total entre iteraciones fuese menor al 3%. La figura 3 muestra un

gráfico de esfuerzo máximo de von Mises en un punto vs. número de elementos para el material acero.

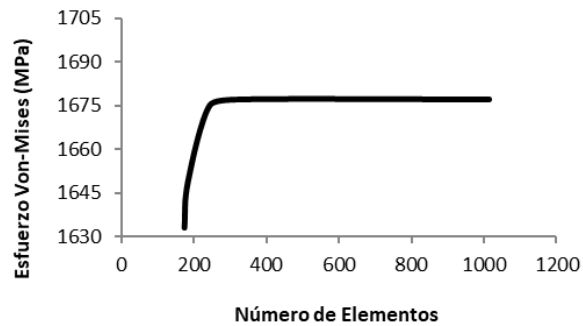


Figura 3. Iteración de malla para pieza de acero ASTM-A709, monitoreando esfuerzo de von Mises.

De igual forma se monitoreó la carrera ( $S$ ) en función del número de elementos (figura 4).

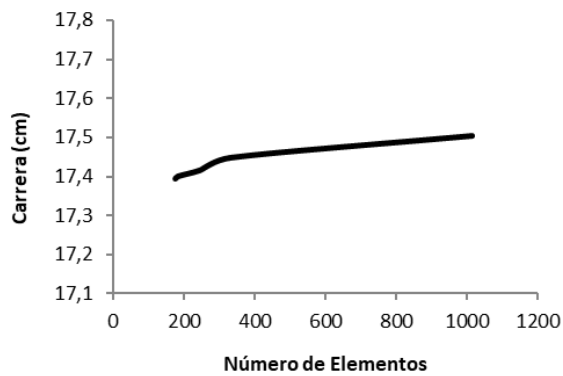


Figura 4 Iteración de malla para pieza de acero ASTM-A709, monitoreando deformación vertical.

La malla definitiva consta entonces de 1014 elementos y 6194 nodos. Una vez conocidas las mallas se pudieron obtener los resultados para los modelos computacionales de las geometrías correspondientes al acero y aluminio, los cuales se resumen en las tablas 5 y 6, donde son comparados con los resultados analíticos

Tabla 5. Resultados analíticos y numéricos para el acero ASTM-A709

Tipo de Análisis	S(m)	Fb(MPa)	N
Analítico	0,1765	1582	2,1228
Numérico	0,1750	1667	2,1382
% Error	0,85	5,37	-----

Tabla 6. Resultados analíticos y numéricos para aluminio 7075 T-6

Tipo de Análisis	S(m)	Fb(MPa)	N
Analítico	0,1263	895	2,8345
Numérico	0,1310	843	2,7456
% Error	3,72	5,81	-----

### 3.3. Evaluación paramétrica

Una vez simulado el modelo computacional en Ansys Workbench empleando el método de los elementos finitos, se pudo conocer que para satisfacer la norma es necesario utilizar materiales con mayor resistencia a la fluencia, como lo son los materiales compuestos. Por lo tanto, se procedió a dimensionalizar y parametrizar las piezas con los compuestos de fibra de carbono T-300 y resina epóxica, y fibra de aramida con resina epóxica, en un proceso iterativo igual al hecho con materiales isotrópicos. Asimismo, bajo una condición paramétrica se varió para cada uno de los casos el ángulo  $\theta$ , y la longitud de la pierna  $l$ , pudiendo conocer la influencia que cada uno de estos parámetros tiene sobre la carrera  $S$  y, consecuentemente, sobre el factor de carga  $N$ . Los resultados se muestran en las tablas 7 y 8 y figuras 5 y 6.

Tabla 7. Iteración de dimensiones compuesto Fibra de carbono T-300 y resina

t(m)	I(m <sup>4</sup> )	S(m)	N	Fb(MPa)
0,0050	1,46E-09	0,7370	0,7594	3173
0,0060	2,52E-09	0,4260	1,0728	2207
0,0070	4,00E-09	0,2710	1,4977	1624
0,0080	5,97E-09	0,1820	2,0687	1245
0,0090	8,51E-09	0,1280	2,8022	984

Tabla 8. Iteración de dimensiones compuesto Fibra de Aramida y resina

t(m)	I(m <sup>4</sup> )	S(m)	N	Fb(MPa)
0,0080	5,97E-09	0,3201	1,3186	1230
0,0090	8,51E-09	0,2255	1,7333	971
0,0100	1,17E-08	0,1650	2,2478	788
0,0110	1,55E-08	0,1243	2,8758	652
0,0120	2,02E-08	0,0961	3,6225	549

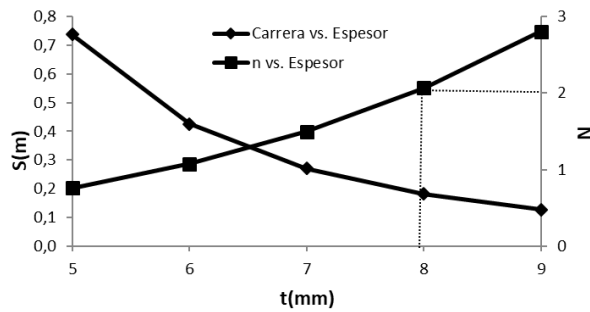


Figura 5. Variación de  $t$ , compuesto fibra de carbono T-300 y resina.

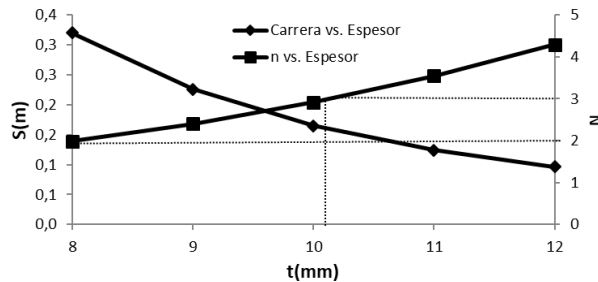


Figura 6. Variación de  $t$ , compuesto fibra de aramida y resina epóxica.

De las tablas y gráficas anteriores se observa que a medida que el espesor  $t$  de la sección transversal de la pierna aumenta, mientras todos los parámetros restantes se mantienen constantes, existe una disminución de la carrera, debido a que la pierna es más rígida, trayendo como consecuencia un aumento en el factor de carga. También es notorio en ambos casos que el rango dentro del cual  $t$  varía es pequeño, restringido en el hecho que  $N$  debe ser mayor a 2 pero menor 3, sin embargo, la fibra de aramida brinda un rango un poco más amplio, lo que se debe a que su módulo de elasticidad es menor en comparación a la fibra de carbono. También se observa que para la pieza con el compuesto de carbono, el espesor  $t$  debe ser de 6mm, mientras que para la aramida debe ser de 10mm, implicando un peso para cada pieza de 0,759 Kg y 1 Kg, respectivamente. Se destaca que los esfuerzos producidos en ambos casos se encuentran por debajo del de fluencia.

Las figuras 7 y 8 muestran la variación del esfuerzo y la carrera en función de la variación del ángulo de la pierna. En los casos anteriores, el incremento en el ángulo  $\theta$  muestra una disminución para la carrera, y a su vez genera un aumento en el factor de carga. La influencia sobre el factor de carga se puede considerar despreciable, debido que para obtener una variación considerable es necesario incrementar o disminuir el ángulo en varios grados, lo que compromete seriamente la estabilidad de la aeronave. Nuevamente, el módulo de elasticidad de

fibra de aramida permite un mayor rango de variación, dentro de un factor de carga entre 2 y 3.

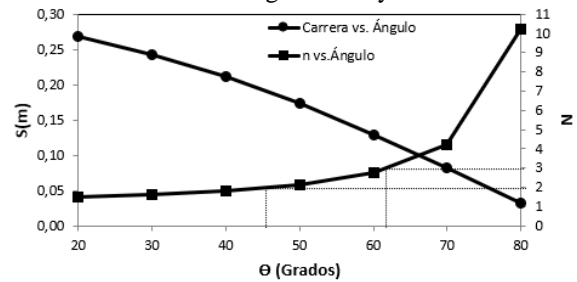


Figura 7. Variación de  $\theta$ , compuesto fibra de carbono T-300 y resina.

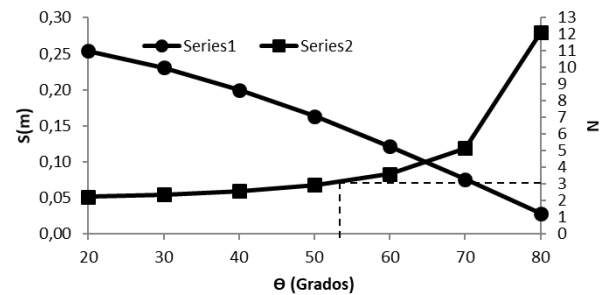


Figura 8. Variación de  $\theta$ , compuesto fibra de aramida y resina epóxica.

Las figuras 9 y 10 muestran la variación del esfuerzo y la carrera en función de la longitud de la pierna para los materiales compuestos.

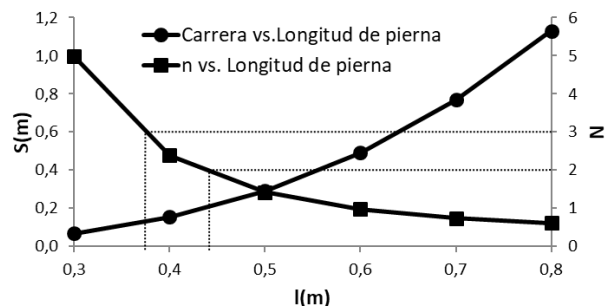


Figura 9. Variación de  $l$ , compuesto fibra de carbono T-300 y resina.

En los casos anteriores, donde se varió la longitud de la pierna y se mantienen constantes el resto de los parámetros que conforman la geometría, se observa que la carrera es directamente proporcional a la magnitud de la longitud de la pierna, lo que a su vez disminuye el factor de carga, y que el rango de variación para  $l$  es pequeño en ambos casos.

Con el fin de mejorar el diseño, se varió el radio de curvatura  $r$  para la pierna del tren de aterrizaje, manteniendo los valores  $\theta$ ,  $t$  y  $l$  constantes, por lo tanto, la pierna del tren se hace más curva a medida que el radio



de curvatura es menor (figura 11). Bajo las condiciones anteriores, fue monitoreada la deformación vertical  $S$  (carrera) y el esfuerzo de von Mises. Estos valores fueron gráficamente comparados con los resultados obtenidos para la misma pieza pero sin radio de curvatura ( $r=0$ ). Cabe destacar que debido al cambio geométrico fue necesario hacer una iteración de malla para cada caso, los resultados se resumen en la figura 12, hechos inicialmente sobre la pieza de acero para observar su comportamiento bajo dichas condiciones.

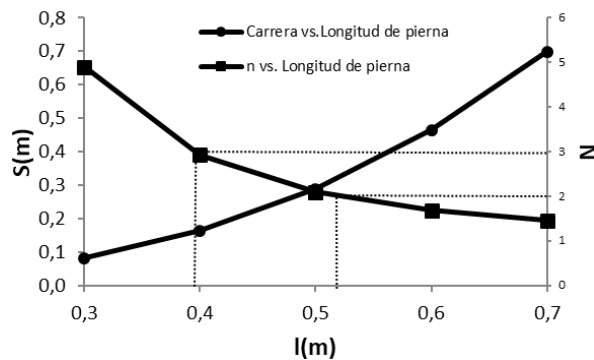


Figura 10. Variación de  $l$ , compuesto fibra de aramida y resina epóxica.

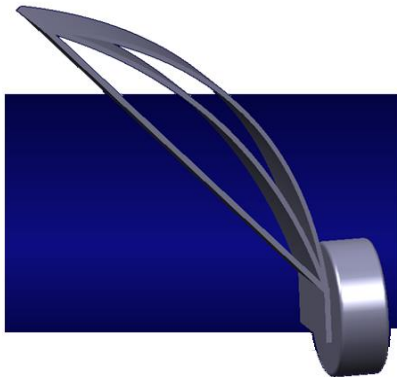


Figura 11. Variación del radio de curvatura  $r$ , manteniendo  $\theta$ ,  $t$  y  $l$  constantes.

De la Figura 12 se puede observar que mientras más curva es la pieza (menor radio de curvatura para el caso) la deformación vertical y el esfuerzo son mayores. Por lo tanto, se propuso aumentar el espesor de la sección transversal, incrementado la rigidez, con la intención de poder alcanzar un esfuerzo por debajo del de fluencia y compensar con la curvatura la disminución de la deformación (incremento del factor de carga  $N$ ). Los resultados para distintos espesores se encuentran en las figuras 13 y 14.

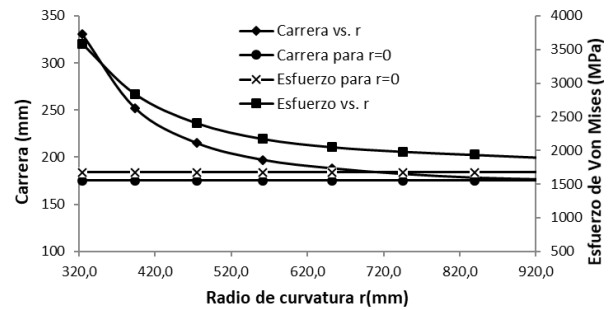


Figura 12. Carrera  $S$ (mm) y esfuerzo de von Mises (MPa) en función del radio de curvatura para la pieza de Acero ASTM-A709.

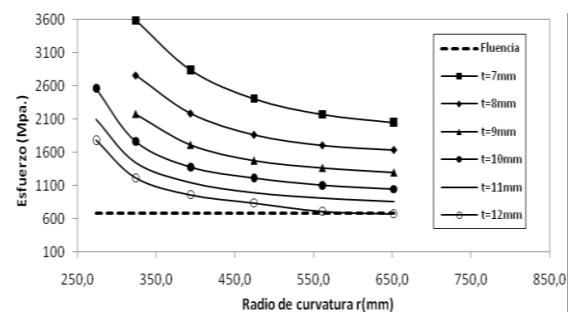


Figura 13. Esfuerzo de von Mises en función del radio de curvatura  $r$  para distintos espesores con acero ASTM-A709.

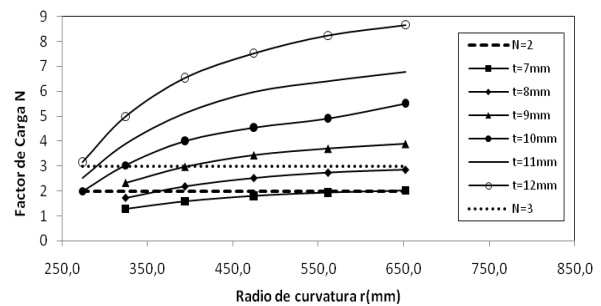


Figura 14. Factor de carga  $N$  en función del radio de curvatura  $r$  para distintos espesores con acero ASTM-A709.

De las gráficas anteriores se pudo observar que para un espesor  $t=12$ mm, la pierna hecha de acero presenta un esfuerzo por debajo del de fluencia, pero para ese espesor y radio de curvatura la deformación vertical muestra un factor de carga muy por encima de 3.

En las gráficas 15, 16 y 17, se presentan los resultados para el aluminio, los cuales están caracterizados por la misma tendencia.

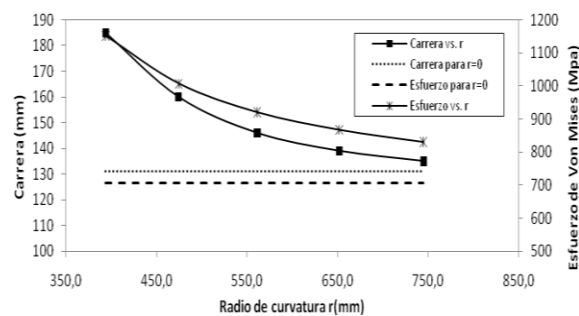


Figura 15. Carrera  $S$  (mm) y esfuerzo de von Mises (MPa) en función del radio de curvatura para la pieza de aluminio 7075-T6.

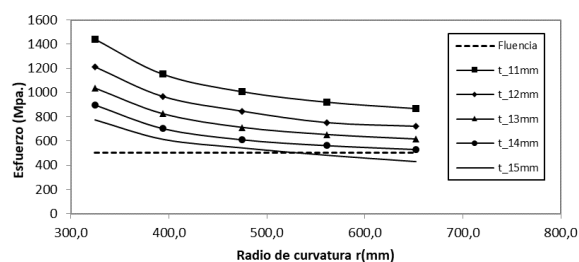


Figura 16. Esfuerzo de von Mises en función del radio de curvatura  $r$  para distintos espesores con aluminio 7075-T6.

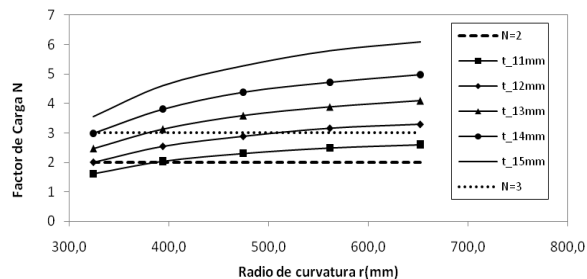


Figura 17. Factor de carga  $N$  en función del radio de curvatura  $r$  para distintos espesores con aluminio 7075-T6.

Los resultados para los materiales ortótropos se presentan en las figuras 18 y 19.

En las gráficas el comportamiento de los materiales compuestos en función del radio de curvatura es el mismo que presentan los materiales isotrópicos.

Las piezas hechas con ambos materiales compuestos sin radio de curvatura son capaces de soportar las condiciones de carga que exige la norma y por lo tanto la satisfacen, entonces se procedió a reducir el peso de ambas piezas para alcanzar un diseño más eficiente. Debido a que el esfuerzo máximo ocurre en el empotramiento, la reducción de peso consistió en

disminuir el ancho  $b$  de la sección transversal a lo largo de la longitud  $l$  desde el empotramiento hasta el extremo de valor  $a$  (figura 20), sin variar el espesor  $t$ , motivado en que la inercia de la sección transversal posee mayor sensibilidad a este último, así se monitoreó la variación que presentaba la carrera y el esfuerzo en función de la relación  $a/b$ , los resultados se muestran en las figuras 21 y 22.

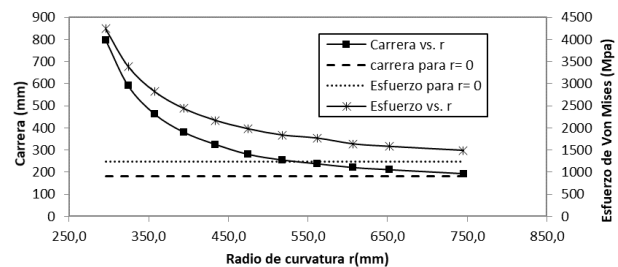


Figura 18. Carrera  $S$  (mm) y esfuerzo de von Mises (MPa) en función del radio de curvatura para la pieza de fibra de carbono T-300 y resina epóxica.

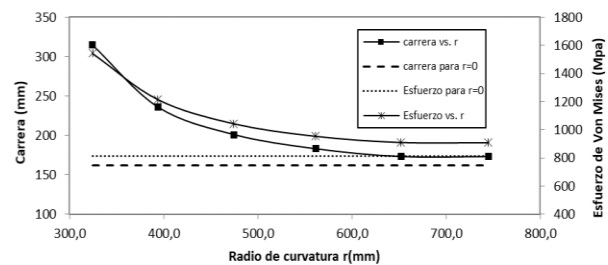


Figura 19. Carrera  $S$  (mm) y esfuerzo de von Mises (MPa) en función del radio de curvatura para la pieza de fibra aramida y resina epóxica.

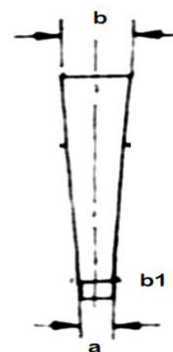


Figura 20. Variación del ancho  $b$  a lo largo de la longitud  $l$  para la pierna del tren de aterrizaje.

De lo anterior se tiene una pieza hecha con fibra de carbono la cual para una relación  $a/b=0,85$  garantiza mantener dentro del rango 2 y 3 el factor de carga con una disminución de peso del 7,93%, por otro lado, la

pieza hecha con fibra de aramida nuevamente presenta mayores bondades, al permitir una relación  $a/b = 0,65$  con una reducción de peso del 17,06%, en la tabla 9 se resumen los datos de ambas piernas.

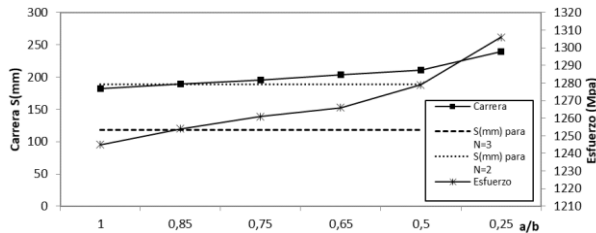


Figura 21. Variación de la carrera S y del esfuerzo de von Mises con la relación  $a/b$  para la pierna del compuesto fibra de carbono T-300 y resina epóxica.

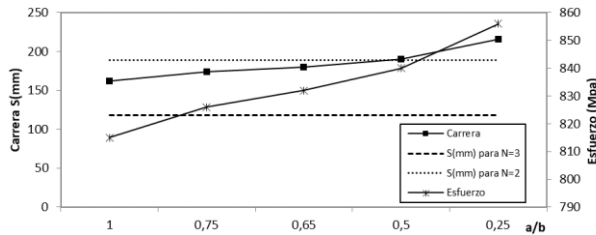


Figura 22. Variación de la carrera S y del esfuerzo de von Mises con la relación  $a/b$  para la pierna del compuesto fibra de aramida y resina epóxica.

Tabla 9. Modelos hechos con materiales compuestos y reducción de peso.

Material	t (mm)	S (mm)	Fb (MPa)	Fy (MPa)	WI (Kg)	WF (Kg)	N
Carbono	8	189	1254	1447	1,006	0,926	2,004
Aramida	10	180	832	1800	1,101	0,913	2,088

#### 4. Conclusiones

Los materiales con menor módulo de elasticidad presentan mejor desempeño para este tipo de diseño, considerando que menor rigidez produce un menor esfuerzo al momento del impacto, aunque se debe considerar que a su vez se genera una mayor deformación, trayendo como consecuencia un necesario incremento en el espesor de la sección transversal para aumentar su inercia y disminuir así la deformación, desencadenando en un incremento del volumen de la pieza que puede resultar como función de la densidad en una penalización de peso.

Dada la característica isótropa del acero y el aluminio, con estos materiales el diseño del tren de aterrizaje se simplifica, sin embargo, bajo las exigencias de las

normas FAR la propiedad mecánica del esfuerzo máximo a la fluencia de ambos materiales se encuentra por debajo del presentado bajo dichas condiciones, por lo tanto, este diseño no es viable con materiales como el acero y el aluminio. Desde un punto de vista mecánico, es posible diseñar el tren de aterrizaje con ambos materiales isótropos, de forma tal que soporte las condiciones de carga, si y solo si, no se considera el factor de carga  $N$ .

La variación en el espesor de la sección transversal  $t$ , y en el ángulo  $\theta$  formado entre la pierna del tren de aterrizaje y la horizontal, son inversamente proporcionales a la deformación vertical al momento del impacto y, por lo tanto, directamente proporcionales al factor de carga  $N$ , es decir, al incrementar  $t$  y  $\theta$  se disminuye la deformación vertical, incrementando el factor de carga. Por otra parte, la variación en longitud de la pierna del tren de aterrizaje  $l$  se comporta de manera opuesta a los parámetros anteriores.

Haciendo la pierna del tren una viga curva, con radio de curvatura  $r$  y manteniendo  $t$ ,  $\theta$ , y  $l$  constantes, lo que implica que a mayor radio  $r$  menor curvatura, el esfuerzo y deformación producidos son inversamente proporcional al radio, es decir, mientras más curva es la pieza, mayores son el esfuerzo y la deformación vertical.

Un tren de aterrizaje triciclo para un UAV, del tipo resorte sólido, sin utilización de materiales hiperelásticos que ayuden en la absorción del impacto, puede ser diseñado en cumplimiento de las normas FAR empleando materiales compuestos como la fibra de carbono y la fibra de aramida con resinas epóxicas, en contraste con materiales isótropos como el acero y aluminio, los cuales poseen un esfuerzo de fluencia por debajo del necesario para satisfacer las condiciones de la norma.

En principio, las propiedades mecánicas del compuesto fibra de aramida con resina epóxica en comparación a las del compuesto con carbono, proporcionan mejor desempeño para el diseño del tren de aterrizaje, la mezcla de un menor módulo de elasticidad con mayor resistencia a la fluencia y menor densidad es excelente. Sin embargo, la fibra de carbono tiene la ventaja de presentar el mismo esfuerzo de fluencia tanto a tensión como a compresión, al aplicar una reducción de peso la diferencia final es muy leve y esto sumado a los costos de la fibra de aramida, hacen de la pierna del tren de aterrizaje hecha con compuesto de fibra de carbono y resina epóxica la mejor opción.

Se recomienda hacer el diseño incorporando los neumáticos, lo que aumentaría la deformación vertical, disminuyendo el esfuerzo y el factor de carga. De igual

manera anexas al diseño algún material hiperelástico, ubicado en la unión del tren de aterrizaje al fuselaje, que ayude a la absorción del impacto. También es posible variar la forma de la sección transversal en búsqueda de alguna que proporcione mejor comportamiento, pero tomando en cuenta que el tren de aterrizaje representa uno de los mayores componentes de la resistencia aerodinámica parasita de una aeronave, por lo que un rectángulo es una excelente opción dado a su pequeño espesor  $t$  que enfrenta al viento.

### Agradecimientos

Los autores quieren agradecer el apoyo brindado por el Departamento de Mecánica de la Universidad Simón Bolívar, la Facultad de Ciencias de la Ingeniería de la Universidad Austral de Chile y el Departamento de Ingeniería Civil, Universidad Nacional de Colombia.

### Referencias

- [1] Federal Aviation Regulations (FARs), *airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes*. Washington, DC, USA: Federal Register Published, 20591, 2011.
- [2] J. García, *Terminología Aeronáutica*, (1ª ed.). Madrid, España: Ediciones Díaz de Santos S.A, 2003.
- [3] D. Raymer, *Aircraft design: A Conceptual Approach*, (2ª ed.). Washington, DC, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.
- [4] M.B.W. Graham, "Competition in England and the United States: the case of the aluminium dirigible" *Business History Review*, vol. 62, no. 2, pp. 261-285, 1988.
- [5] I.M. Daniel, y O. Ishai, *Engineering Mechanics of Composite Materials*. New York, NY, USA: Oxford University Press, 1994.
- [6] W. Watt, L.N. Phillips y W. Johnson, "High-strength high-modulus carbon fibres", *Engineer*, vol. 221, no. 5757, pp. 815-816, 1966.
- [7] M. Rosso, "Ceramic and metal matrix composites: Routes and properties", *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 175, no. 1-3, pp. 364-375, 2006.
- [8] J. Corum, R. Battiste, K. Liu y M. Ruggles, *Properties of Reference Crossply, Carbon-Fiber Composite*. Oak Ridge, TN, USA: Lockheed Martin Energy Research Corporation, 2000.
- [9] D. Morrison, G. Neff, and M. Zahraee, "Aircraft landing gear simulation and analysis," in *ASEE Annual Conference Proceedings*, 1997.
- [10] K. Shrotri, "Composite Skid Landing Gear Design Investigation", trabajo especial de grado, Instituto de Tecnología de Georgia. Georgia, GA:, 2008.
- [11] A Goyal y H. Laksminarayan, *Design, Analysis and Simulation of a composite main landing gear for light aircraft*. Coventry, Reino Unido: Centro de estudios de posgrado de la universidad de Coventry MSRSAS, 2008.
- [12] Y. Park, K. Nguyen, J. Kweon y J. Choi, "Structural Analysis of a Composite Target-drone", *Int J. of Aeronautical & Space Sci.* vol. 12, no. 1, pp. 84-9, 2011.
- [13] A. Matta, G. Kumar, y R. Kumar, "Design Optimization Of Landing Gear's Leg For An Un-Manned Aerial Vehicle", *International Journal of Engineering Research and Applications*. vol. 2, pp. 2069-2075, 2012.
- [14] C. Zhao, Y. Huang, Z. Chen, y S. Kyu Ha, "Progressive failure prediction of a landing gear structure of braided composites", *Composite Structures*, vol. 161, pp. 407-418, 2017. doi: 10.1016/j.compstruct.2016.11.076
- [15] B. Ferrandiz, M. Tur, y E. Nadal, "Simulación estructural de espumas de aluminio a partir de imágenes 2D mediante la combinación de técnicas de homogeneización y machine learning", *Revista UIS Ingenierías*, vol. 17, no. 2, pp. 223-240, 2018. doi: 10.18273/revuin.v17n2-2018020
- [16] P. A. Chacón Santamaría, A. Sierra, y O. A. González-Estrada, "Shape optimization of a control arm produced by additive manufacturing with fiber reinforcement", *Journal of Physics: Conference Series*. vol. 1386, no. 1, pp. 012003, 2019. doi:10.1088/1742-6596/1386/1/012003
- [17] A. Parsch, "Directory of U.S. Military Rockets and Missiles," 2005. [Online]. Disponible: <http://www.designation-systems.net/dusrm/>.
- [18] N. Currey, *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*, 1ª ed. Washington, DC, USA: Publicado por American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1988.
- [19] F. Beer, E. Johnston y J. Dewolf, *Mecánica de Materiales*. 3a ed. Mexico, DF: McGraw-Hill, Inc., 2001.

[20] *Composite Materials Handbook, Volume 2*. Virginia, VA, USA: Department of Defense, 1999.

[21] S. Lee, *Handbook of Composite Reinforcements*. New York, NY, USA: VCH Publisher, 1993.

[22] A. Inc., “Engineering Simulation & 3D Design Software | ANSYS,” 2018, 2018. [Online]. Disponible: <https://www.ansys.com/>