

# Structure design of a vertical and horizontal flight aircraft

Axel Alexander Rojas Patiño<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Universidad Iberoamericana Puebla, México, [axel.rojas@iberopuebla.mx](mailto:axel.rojas@iberopuebla.mx)

**Abstract**– *The development of vertical take-off and landing (VTOL) aircraft has gained relevance in the aeronautical industry due to their versatility; in particular, the possibility of using them to generate a positive impact, both ecological and social, is becoming increasingly evident. This paper presents the structural design of a VTOL aircraft, combining the efficiency of horizontal flight with the maneuverability of stationary flight. The design integrates a NACA 4412 airfoil, a lightweight fuselage fabricated by 3D printing with LW-PLA material, and a structure reinforced with 6061 aluminum tubes. Using an iterative approach, the dimensions and configurations of the wings, the V-tail and the engine support mechanisms were defined, using criteria of lift, stability and low weight. The structural simulations performed in NX Siemens allowed us to identify that, although most of the components show stresses and displacements within safe limits, the tube supporting the engine showed a relevant deformation, suggesting the need to reinforce its fixation. Likewise, CFD simulations performed in COMSOL Multiphysics under a flow of 20 m/s showed a symmetrical and stable flow behavior, as well as a lift greater than the total weight of the aircraft, validating its aerodynamic feasibility. The proposed design stands out for its low cost and ease of manufacture, which opens up possibilities for social and environmental applications. As future work, the construction of a functional prototype is proposed in order to validate its stability, support capacity and structural performance in real operating conditions.*

**Keywords**-- *VTOL, structural design, hybrid aircraft, mechanical simulation, aerodynamics.*

# Diseño de la estructura de una aeronave de vuelo vertical y horizontal

Axel Alexander Rojas Patiño<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Universidad Iberoamericana Puebla, México, axel.rojas@iberopuebla.mx

**Resumen**– El desarrollo de aeronaves de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) ha cobrado relevancia en la industria aeronáutica debido a su versatilidad; en particular, la posibilidad de usarlas para generar un impacto positivo, tanto ecológico como social, cada vez se vuelve más fehaciente. Este artículo presenta el diseño estructural de una aeronave VTOL, combinando la eficiencia del vuelo horizontal con la maniobrabilidad del vuelo estacionario. El diseño integra un perfil aerodinámico NACA 4412, un fuselaje ligero fabricado mediante impresión 3D con material LW-PLA, y una estructura reforzada con tubos de aluminio 6061. A partir de un enfoque iterativo, se definieron las dimensiones y configuraciones de las alas, la cola en “V” y los mecanismos de soporte de motores, empleando criterios de sustentación, estabilidad y bajo peso. Las simulaciones estructurales realizadas en NX Siemens permitieron identificar que, aunque la mayoría de los componentes presentan esfuerzos y desplazamientos dentro de límites seguros, el tubo que sostiene el motor mostró una deformación relevante, lo que sugiere la necesidad de reforzar su fijación. Asimismo, las simulaciones CFD realizadas en COMSOL Multiphysics bajo un flujo de 20 m/s evidenciaron un comportamiento simétrico y estable del flujo, así como una sustentación mayor al peso total de la aeronave, validando su viabilidad aerodinámica. El diseño propuesto destaca por su bajo costo y facilidad de manufactura, lo que abre posibilidades para aplicaciones sociales y ambientales. Como trabajo futuro, se propone la construcción de un prototipo funcional para validar su estabilidad, capacidad de sustentación y desempeño estructural en condiciones reales de operación.

**Palabras clave**– VTOL, diseño estructural, aeronave híbrida, simulación mecánica, aerodinámica.

## I. INTRODUCCIÓN

En la actualidad, la demanda por sistemas de transporte y logística ágiles y eficientes ha acelerado el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (UAV, por sus siglas en inglés). En 2016, Vélez y su equipo, plantearon un estudio analítico sobre UAV, y cómo realizar su diseño [1]. Durante la pandemia, en 2020, Rodríguez *et. al.* publicaron el libro “Cartografía con drones (VANT's)” [2], y en 2022, Núñez y su equipo reportaron el uso de aeronaves no tripuladas para la sustentabilidad, y cómo han sido de alta demanda en los últimos años [3].

En ese contexto, surgen los drones de despegue y aterrizaje vertical (VTOL, por sus siglas en inglés), como una categoría de aeronaves que poseen la capacidad única de ascender y descender verticalmente, combinando algunos atributos de los drones (como la maniobrabilidad y la capacidad de vuelo estacionario), con otros de los aviones de ala fija (como la eficiencia y la velocidad en vuelo horizontal) [4]. Estos vehículos representan una solución versátil y flexible, ideal para operar en entornos urbanos densamente poblados o en zonas

remotas con barreras geográficas, ya que no requieren pistas de aterrizaje convencionales y permiten ahorrar tiempo y energía, lo cual resulta especialmente beneficioso en áreas con alta congestión [5].

Por ello, este tipo de aeronaves puede impactar positivamente en diversas áreas sociales y ambientales, por ejemplo, para mejorar la accesibilidad en zonas remotas, facilitando el transporte de suministros médicos, alimentos y otros recursos esenciales en comunidades aisladas o afectadas por desastres naturales.

Desde una perspectiva ambiental, estos vehículos pueden ser herramientas efectivas en la conservación del medio ambiente, permitiendo la vigilancia y el monitoreo de ecosistemas frágiles sin generar un impacto invasivo. Ya se ha reportado su uso para la detección temprana de incendios forestales, el seguimiento de especies en peligro de extinción y la evaluación de daños causados por desastres naturales, lo que ejemplifica su potencial como tecnología sostenible para la protección ambiental y el uso en situaciones de emergencia [6].

A pesar de estas ventajas, su diseño enfrenta retos en términos de eficiencia aerodinámica, estabilidad, control, y autonomía energética, limitando su implementación a gran escala [4,7]. Uno de los desafíos más significativos es la transición de vuelo, que se refiere a la fase crítica en la que el vehículo cambia de un vuelo estacionario (o *hover*) a un vuelo hacia adelante, y viceversa. Durante el despegue y el aterrizaje vertical, la aeronave debe generar suficiente sustentación para levantarse y mantenerse en el aire, sin el beneficio de la fuerza vertical generada por el movimiento horizontal a través de un fluido. Una vez en el aire, para pasar a un vuelo eficiente hacia delante, la aeronave debe reorientar su empuje y, en algunos casos, su estructura para avanzar y permitir que las alas generen la sustentación necesaria para el vuelo horizontal [4]; para evitar problemas en el vuelo de la aeronave, se busca que este cambio se realice lo más rápidamente posible, con el fin de no perder estabilidad en el vuelo.

Este proyecto presenta el diseño de la estructura de una aeronave de vuelo vertical y horizontal, con el propósito de obtener un modelo con características combinadas de un avión y un dron, utilizando solo 2 motores para el vuelo vertical y horizontal, lo que lo distingue de otras propuestas, haciéndolo más ligero y eficiente. Al desarrollar un diseño liviano y de bajo costo, se amplían las oportunidades para que esta tecnología sea adoptada en distintos sectores, promoviendo la sostenibilidad y el desarrollo tecnológico en beneficio de la sociedad.

## II. METODOLOGÍA

### A. Diseño de aeronave

El diseño se realizó a través de un proceso iterativo, que comenzó por definir el tipo de aeronave. Se eligió que fuera semejante a una planeadora (también conocida como *glider*), que podría desplazarse grandes distancias sin usar motores. Si bien este modelo pudiera presentar una menor agilidad en vuelo horizontal, para los alcances de este proyecto no sería un factor limitante.

Con el fin de darle al prototipo la posibilidad de despegar y aterrizar verticalmente (además de permanecer en una posición fija), se decidió colocar un motor en el extremo de cada ala de la aeronave, de modo que pudieran rotar con ayuda de un mecanismo. Asimismo, se determinó usar tubos para conectar las alas y la cola con el fuselaje del avión.

Finalmente, se diseñó una aeronave con alas largas y un fuselaje pequeño, que pudiera incluir todos los componentes electrónicos, a partir de cuyo boceto se plantearon las medidas de cada componente individual.

### B. Diseño de fuselaje

Para el diseño del fuselaje se definió incorporar una batería Lipo [8], y una placa de circuito impreso [9] (PCB, por sus siglas en inglés) para alojar los componentes electrónicos del control de vuelo de la aeronave.

Las dimensiones del fuselaje se eligieron tomando en cuenta las características de dichos componentes, y con base en referencias de otros modelos de drones UAV [10].

Para acoplar las alas con el fuselaje, se vio la necesidad de incorporar una conexión del perfil alar al cuerpo de la nave.

### C. Diseño de alas

Primero se definió el perfil alar. La Tabla 1 presenta varios perfiles NACA de 4 dígitos [11], tomando en cuenta el coeficiente de sustentación ( $C_L$ ), coeficiente de arrastre ( $C_D$ ) y coeficiente de momento ( $C_M$ ) con respecto a cierto ángulo de ataque ( $\alpha$ ) [12].

Para este análisis, se consideró  $\alpha=0^\circ$ , por ser un parámetro de referencia neutral, que simplificaría las condiciones iniciales de la aeronave.

Tabla. 1. Comparación de perfiles NACA de 4 dígitos con  $\alpha = 0^\circ$ .

Perfiles alares NACA	$C_L$	$C_D$	$C_M$
NACA 4412	0.1804	0.03318	-0.0763
NACA 2408	0.0709	0.01747	-0.0276
NACA 2415	0.0358	0.0323	-0.0355

Debido al enfoque del proyecto, se requería que la aeronave generara sustentación a bajas velocidades, por lo que se determinó que el parámetro más significativo sería el  $C_L$  y, observando la Tabla 1, el perfil alar que ofrecía el mayor  $C_L$  era el NACA 4412. Además, éste ofrecía la ventaja de un espesor fino, pero suficientemente grande para alojar los componentes electrónicos requeridos.

La información de la Tabla 1 se complementó graficando los coeficientes para distintos ángulos (particularmente,  $C_L$  vs  $\alpha$ ), como se muestra en la Fig. 1.

Para los fines de este proyecto, se consideró usar un flujo laminar, que requería mantenerse en el régimen de un número de Reynolds bajo [12]; para aeronaves pequeñas o drones un valor bajo típico es  $Re=50,000$  [12].

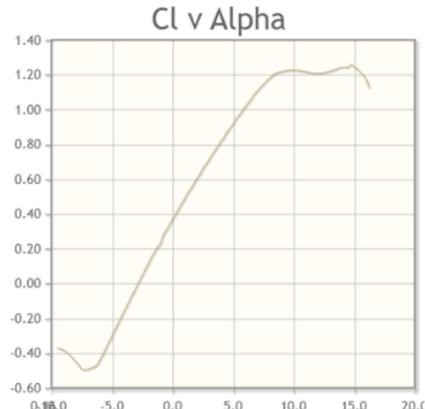


Fig. 1.  $C_L$  vs  $\alpha$  de NACA 4412 [13].

Con base en la Fig. 1, se observó que  $C_L$  se aproximaba a una función lineal en cierto rango de ángulos alrededor de  $0^\circ$ , indicando que el perfil ofrecería una sustentación constante durante su vuelo horizontal [12].

Para determinar las medidas de la envergadura ( $b$ ) y cuerda de ala ( $c$ ), fue necesario calcular la relación de aspecto, o *aspect ratio* ( $AR$ ), que se define como

$$AR = \frac{b^2}{S}, \quad (1)$$

donde  $S$  es el área del ala, que se modela como la de un rectángulo (multiplicando  $b$  y  $c$ ), debido a su arreglo rectangular. Ésta debía tener un valor similar al de un *glider*, con un  $AR$  mayor a 15 (alto en comparación con el de aviones acrobáticos o de carreras, cuyo parámetro más común se aproxima a 5) [14].

A partir de ello, se plantearon las medidas de  $b$  y  $c$ , que resultaron de  $144 \text{ cm}$  y  $12 \text{ cm}$  respectivamente, con lo cual quedó una  $AR=12$ . Aunque éste resultó por debajo de los valores de un *glider* convencional, los motores ayudarían con un empuje para lograr el vuelo de la aeronave.

Además, para mejorar la estabilidad de la nave, se agregó un diedro a las alas de  $4^\circ$  con respecto a la horizontal [15].

### D. Diseño de cola

Se definió utilizar una cola en “V” en la aeronave, debido a que tiene un peso menor comparado a otras colas utilizadas en *gliders* (como la cola en “T”), además de ser más utilizada en drones de aeronaves que la cola convencional (arreglo estándar) [16,17].

Se eligió que el ángulo de la cola en V con respecto al eje horizontal fuera de  $45^\circ$ , por ser un valor común [17].

Para determinar las medidas de longitud y cuerda de la cola, se consideró que siempre se debe mantener la misma superficie alar de una cola convencional. Con base en la literatura [18], el

área del estabilizador horizontal se calcula de la siguiente forma:

$$A_{est h} = \frac{(C_{Ht} S c)}{d_{cg}^{est}}. \quad (2)$$

En (2)  $C_{Ht}$  es el coeficiente de volumen horizontal de la cola; en un *glider*, éste toma valores pequeños, a partir de 0.4. Por su parte,  $S$  es igual a  $1728 \text{ cm}^2$ , y  $c$  es igual a  $12 \text{ cm}$ . El producto de estos coeficientes se divide sobre la distancia entre el estabilizador y el centro de gravedad, a la que se denota por  $d_{cg}^{est}$ . Como aún no se ha definido este parámetro, se aproxima como 3 veces el valor de la cuerda de ala. Con base en lo anterior, el parámetro resulta:

$$A_{est h} = 230.4 \text{ cm}^2. \quad (3)$$

Para el cálculo del área del estabilizador vertical, se usa la expresión:

$$A_{est v} = \frac{(C_{Vt} S \frac{b}{2})}{d_{cg}^{est}}. \quad (4)$$

En este caso, se utilizó el valor de  $0.04$  para el coeficiente de volumen vertical  $C_{Vt}$ , y la envergadura  $b$  en vez de la cuerda de ala, para obtener:

$$A_{est v} = 141.06. \quad (5)$$

La suma de las áreas nos da como resultado la superficie total que debería tener la cola en V:

$$A_{Vtail} = 371.46 \text{ cm}^2. \quad (6)$$

De acuerdo con la literatura, la longitud de la cola debe ser entre 3 y 4 veces su ancho. Considerando que ambos se relacionan a través del área de un rectángulo, se dedujo que, para este caso:

$$\text{Ancho} = \sqrt{\frac{A_{Vtail}}{3.5}} = 10.3 \text{ cm}, \quad (7)$$

por lo que la longitud total de la cola será de:

$$\text{Longitud} = \text{Ancho} * 3.5 = 36.06 \text{ cm}. \quad (8)$$

#### E. Material de la aeronave

Se planeó imprimir los componentes de la aeronave en 3D con termoplásticos. Se determinó utilizar LW-PLA en vez del PLA, por contar con varias propiedades de este último, siendo más ligero (al tener un  $42.52\%$  de su densidad); además, éste es más fácil de controlar en impresiones que el ABS [19], de modo que fue el que se usó en el ensamble CAD y simulaciones.

#### F. Tubos de conexión

Como se mencionó en la Sección A, se determinó unir las alas y la cola al fuselaje utilizando tubos, con el fin de reducir el material necesario para imprimir y simplificar el diseño.

Entre los materiales elegibles se contempló la opción de usar la fibra de carbono, dado que ofrece una mayor resistencia

y un menor peso. Sin embargo, dado que su costo resultaba más alto y era más difícil de conseguir, se optó por el aluminio 6061, el cual cuenta con una densidad mayor,  $2.7 \text{ g/cm}^3$  y una resistencia a la tracción que oscila alrededor de los  $250 \text{ MPa}$  [20].

### III. RESULTADOS

#### A. Modelo CAD de la aeronave

A partir de las medidas presentadas previamente, y utilizando NX Siemens [21], se realizaron los siguientes diseños de cada componente de la aeronave.

El fuselaje (A) se diseñó de modo que su largo fuera de  $49 \text{ cm}$ , su alto,  $5.6 \text{ cm}$  y su ancho,  $8.6 \text{ cm}$ . Las medidas de las alas (B y C) de la aeronave se fijaron en un largo de  $67.5 \text{ cm}$  cada una, con una cuerda de ala de  $12 \text{ cm}$ .

En las alas, se agregó un tubo de paso de  $10 \text{ mm}$  de diámetro en la sección que soporta el motor, al cual nos referiremos como “tubo 1” (D). Asimismo, se empleó un tubo de  $8 \text{ mm}$  de diámetro en el resto del ala, denominado como “tubo 2” (E), con el objetivo de hacerla lo más ligera posible.

Se determinó que las medidas de la cola en V (F) fueran las siguientes: ángulo con respecto a la horizontal:  $45^\circ$ ; cuerda de la cola:  $10.3 \text{ cm}$  y largo de la cola:  $18.02 \text{ cm}$ . Esta será conectada al fuselaje utilizando el tubo de aluminio de la cola (G).

Para completar el ensamble, además de las piezas explicadas, fue necesario incorporar elementos que representaran el esquema de los motores, así como el volumen y peso, tanto de la batería como de la placa electrónica.

Finalmente, se diseñó un soporte esquemático para los motores, que incorpora 2 engranes (H). El primer engrane se colocó sobre el tubo 1, y se diseñó para que tuviera el mismo diámetro que éste, y el segundo engrane se esbozó con las medidas del eje de un servomotor, con el fin de rotar el motor en el eje horizontal para lograr el vuelo híbrido.

Una vista explosionada de los componentes previamente mencionados se puede encontrar en la Fig. 2; el ensamble final de la aeronave se puede apreciar en la Fig. 3.

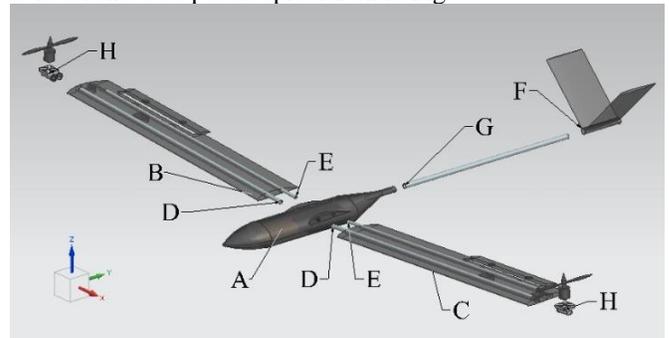


Fig. 2. Vista isométrica y explosionada de los componentes de la aeronave.

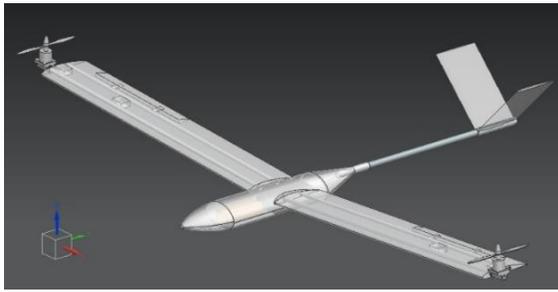


Fig. 3. Vista isométrica del ensamblaje de la aeronave.

El soporte del motor con engranes (H) se puede encontrar a mayor detalle en la Fig. 4.

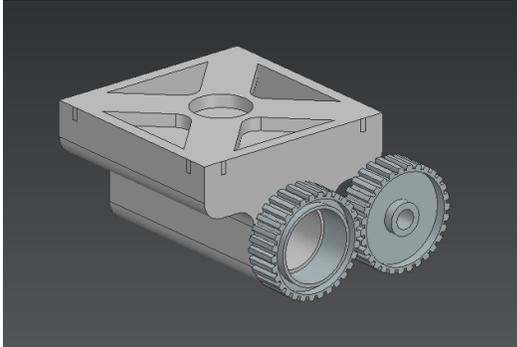


Fig. 4. Vista isométrica del sistema de engranes y soporte de motor derecho. Los dientes de engrane son esquemáticos.

Utilizando el medidor de NX, calculamos el centro de masa, que resultó estar a una distancia de  $4.4\text{ cm}$  del centro aerodinámico del ala, lo cual reduciría el momento generado por los motores en vuelo vertical.

Los componentes fueron procesados en el programa Ultimaker Cura [22], que permitió rebanar y aproximar el peso de los componentes de la aeronave al momento de imprimirse. Los resultados se muestran en la Tabla 2.

Tabla. 2. Peso de cada componente de la aeronave.

Componente	Peso final (g)
Fuselaje	<b>101.20</b>
Alas de la aeronave	<b>300.19</b>
V-Tail	<b>47.62</b>
Tubos de aluminio	<b>195.80</b>
Pila	<b>185.00</b>
Placa	<b>100.00</b>
Motores	<b>172.00</b>

El peso final de la aeronave se calculó en  $1,101\text{ g}$ , considerando todos los componentes electrónicos y mecánicos.

### B. Simulaciones estructurales de los componentes de la aeronave

Se decidió simular los principales componentes del avión con el fin de analizar su comportamiento bajo las cargas generadas por los motores y la cola. A partir de las iteraciones realizadas, se observó que los tubos de aluminio empleados

para conectar la estructura no presentaban desplazamientos ni esfuerzos significativos, con excepción del tubo 1. Este último, con un diámetro de  $10\text{ mm}$ , sostiene el motor en su extremo, además de soportar el peso de las alas.

Los parámetros definidos para la simulación del tubo 1, utilizando el simulador Simcenter Nastran de NX Siemens [23], nos permiten observar el desplazamiento y esfuerzo de este; dichos resultados se presentan en las Fig. 5 y 6.

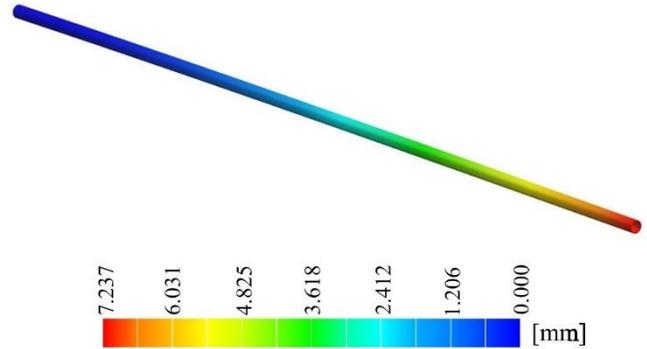


Fig. 5. Simulación de desplazamiento del tubo 1. En ella se observó que el desplazamiento máximo es de  $7.237\text{ mm}$ .

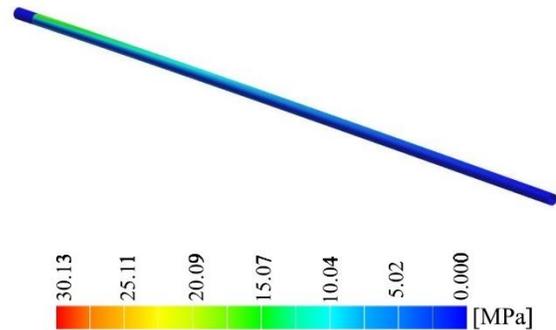


Fig. 6. Simulación de Esfuerzo del tubo 1. En ella se observó que el esfuerzo máximo es de  $30.13\text{ MPa}$ .

A partir de ellas, se observó que el desplazamiento máximo del tubo 1 era de  $7.237\text{ mm}$ , y existía un esfuerzo flexionante de  $30.13\text{ MPa}$ , debido a que este tubo es más largo en longitud que el de la cola, además de soportar fuerzas mayores. La deformación del tubo 1 es considerable, y es atribuida al momento generado por la carga del motor; por ello, se recomienda aumentar la superficie sujeta al fuselaje, para obtener un torque mayor que contrarreste el momento del tubo.

### C. Simulaciones CFD de la aeronave

Se simuló el fuselaje de la aeronave, para validar el diseño realizado y observar su comportamiento bajo un flujo de aire de  $20\text{ m/s}$ .

Los parámetros del sistema se definieron de la siguiente manera. Se consideró un flujo estacionario, tomando en cuenta condiciones ideales para el aire (presión de  $1\text{ atm}$  y temperatura de  $20^\circ\text{C}$ ); también se utilizó el modelo de flujo turbulento, en el simulador de COMSOL *Multiphysics* [24]. En la Fig. 7 se presenta el resultado de presión a través del cuerpo del fuselaje.

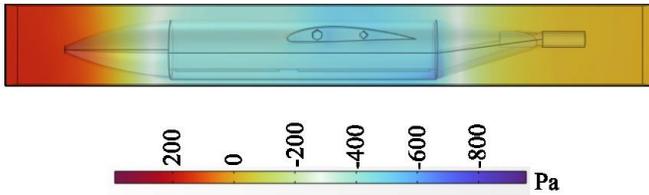


Fig. 7. Distribución de presión del aire a través del fuselaje.

La presión varía en un rango de  $-956$  a  $389$  Pa, debido a que el programa maneja el valor de presión manométrica ( $1 \text{ atm} = 0 \text{ Pa}$ ).

Se observó a partir de la Fig. 7 que el flujo de aire se movió de forma constante a través de él, resultando en una baja presión y alta velocidad (como corresponde por el principio de Bernoulli [25]). Asimismo, el flujo es uniforme alrededor del cuerpo, mostrando simetría aerodinámica con respecto al plano horizontal, lo que indica que el diseño es viable.

También se realizó un cálculo de esfuerzo utilizando el gradiente de presión otorgado por el programa y el perfil del área que se tiene de la aeronave en la dirección del flujo incidente sobre el fuselaje, los resultados se muestran en la Fig. 8:

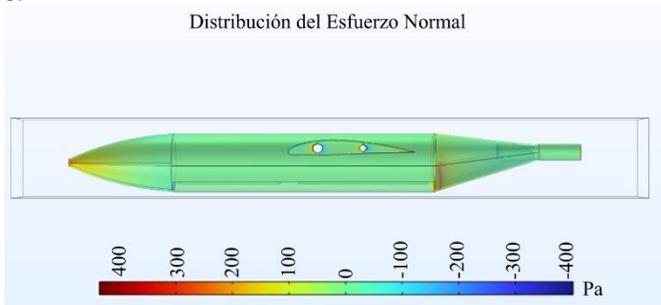


Fig. 8. Distribución del esfuerzo normal sobre el fuselaje.

Se observó que la zona de mayor esfuerzo se encuentra en la punta del fuselaje, debido al menor área y el cambio de geometría; este cuenta con signo negativo debido a que los esfuerzos son de compresión. Este valor de esfuerzo es deseable, ya que se encuentra en un rango dentro de la zona elástica del LW-PLA [26].

Asimismo, se simuló la aeronave completa en el programa, para observar el comportamiento de este bajo el mismo flujo a  $20 \text{ m/s}$ . En la Fig. 9 se presentan los resultados de presión sobre el cuerpo de la aeronave.

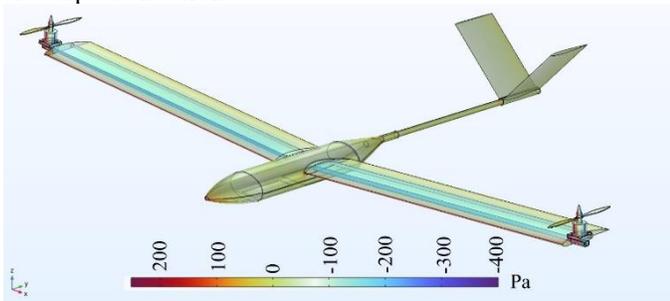


Fig. 9. Distribución de presión del aire sobre el avión.

A partir de esta, se calculó el  $\Delta P$  entre la parte superior e inferior de la aeronave, para conocer la sustentación generada. Este valor resultó de  $143.977 \text{ Pa}$ , de acuerdo con los datos proporcionados por COMSOL. Utilizando la siguiente fórmula, se calcula la sustentación generada por las alas de la aeronave:

$$L = \Delta P * S = 24.879 \text{ N} , \quad (9)$$

el cual demostró ser una fuerza mayor al peso de la aeronave ( $10.8 \text{ N}$ ).

Se decidió no realizar la simulación de alas y cola de forma individual, debido a que se eligió un diseño estandarizado cuya funcionalidad está establecida en la literatura [13], [18].

Con base en los resultados obtenidos, en la siguiente sección se discuten las conclusiones.

#### IV. CONCLUSIONES

El objetivo del presente estudio fue diseñar una aeronave VTOL con una estructura de bajo costo y fabricable mediante tecnologías accesibles, buscando resistencia y desempeño en operación.

El diseño estructural propuesto integró un perfil aerodinámico NACA 4412, un fuselaje ligero impreso en 3D y una estructura reforzada con aluminio 6061.

El peso total de la aeronave fue de  $1,101 \text{ g}$ , incluyendo fuselaje, alas, motores, batería y placa electrónica, con un centro de masa ubicado a  $4.4 \text{ cm}$  del centro aerodinámico del ala, lo que minimiza el momento generado por los motores en vuelo vertical.

Las simulaciones estructurales realizadas en NX Siemens permitieron evaluar la resistencia mecánica de los principales componentes de la aeronave, obteniendo resultados que confirman la viabilidad de la mayoría de los componentes; no obstante, el tubo 1, encargado de soportar el motor y las alas, presentó una deformación significativa de  $7.237 \text{ mm}$ , lo que sugiere la necesidad de mejorar su sujeción para optimizar la rigidez estructural; esto se puede lograr incrementando la superficie fija del tubo, mediante la implementación de un soporte impreso en 3D dentro del fuselaje, que lo sostenga de forma segura, reduciendo el esfuerzo y el desplazamiento.

Las simulaciones CFD de la aeronave validaron su diseño aerodinámico bajo condiciones de flujo de  $20 \text{ m/s}$ . Los resultados mostraron un flujo constante y simétrico alrededor del fuselaje, con una distribución de presión favorable para la estabilidad aerodinámica. La sustentación generada por las alas fue superior al peso de la aeronave, confirmando la capacidad del diseño para mantenerse en el aire. Los esfuerzos en el fuselaje se mantuvieron dentro de los rangos deseables, sin comprometer la resistencia del material. Estas simulaciones corroboran que el diseño propuesto cumple con los requisitos de rendimiento aerodinámico y estructural.

Estos resultados confirman que la aeronave diseñada es estructuralmente viable y presenta un balance entre peso, resistencia y aerodinámica. Su bajo costo de manufactura y facilidad de fabricación, mediante impresión 3D, abren nuevas

oportunidades para la implementación de este tipo de aeronaves en sectores con beneficios sociales y ecológicos.

A pesar de los resultados positivos, el diseño enfrenta desafíos relevantes. Uno de los principales es la transición entre el vuelo vertical y horizontal, una fase crítica que no fue evaluada dinámicamente en este estudio. Este proceso debe ser estudiado de forma experimental, y debe incorporar un sistema de control avanzado y eficiente, para poder evaluar la aeronave en escenarios operativos reales.

Como trabajo futuro, queda pendiente la construcción de un prototipo funcional a escala para la validación experimental de su interacción con el entorno y su estabilidad en vuelo, así como su comportamiento en condiciones reales de operación. Asimismo, sería pertinente estudiar la transición de vuelo con mayor profundidad, así como optimizar el diseño para mejorar su desempeño estructural sin aumentar la complejidad del ensamble.

#### AGRADECIMIENTO/RECONOCIMIENTO

Agradezco a la Dra. Belinka González Fernández por su orientación y asesoría durante el desarrollo de este artículo.

#### REFERENCIAS

- [1] Vélez, J., Manjarrés, F., & Arteaga, O. (2016). Diseño y simulación aerodinámica y estructural de un vehículo aéreo no tripulado. ESPE.
- [2] Rodríguez, J., Alarcón, J., & Espejo, E. (2020). Cartografía con drones (VANT's). Colombia: UPTC.
- [3] Núñez, J., Penella, A., & Gil, R. (2022). Presencia de la tecnología de vehículos aéreos no tripulados en los dominios de investigación en ciencias de la sustentabilidad. Redalyc.
- [4] A. Bacchini and E. Cestino, "Electric VTOL Configurations Comparison," *Aerospace* 2019, Vol. 6, Page 26, vol. 6, no. 3, p. 26, Feb. 2019, doi: 10.3390/AEROSPACE6030026.
- [5] "How eVTOLs could create a more inclusive, sustainable future for mobility." Accessed: Jan. 19, 2025. [Online]. Available: <https://www.gensler.com/blog/evtols-inclusive-sustainable-future-mobility#:~:text=eVTOLs%20could%20fly%20above%20the,networks%20directly%20into%20city%20centers>.
- [6] M. Guevara-Bonilla et al., "Uso de vehículos aéreos no tripulados (VANT's) para el monitoreo y manejo de los recursos naturales: una síntesis," *Revista Tecnología en Marcha*, vol. 33, no. 4, pp. 77–88, Oct. 2020, doi: 10.18845/TM.V33I4.4528.
- [7] A. Kasliwal et al., "Role of flying cars in sustainable mobility," *Nature Communications* 2019 10:1, vol. 10, no. 1, pp. 1–9, Apr. 2019, doi: 10.1038/s41467-019-09426-0.
- [8] "Tipos de baterías de Drones| IDC." Accessed: Feb. 10, 2025. [Online]. Available: <https://idc.apddrones.com/noticias/baterias-de-drones/>
- [9] "¿Qué es una placa de circuito impreso (PCB)?" Accessed: Feb. 10, 2025. [Online]. Available: <https://www.ansys.com/simulation-topics/what-is-a-printed-circuit-board>
- [10] J. Vélez, F. Manjarrés y O. Arteaga, "Diseño y Simulación Aerodinámica y Estructural de un Vehículo Aéreo no Tripulado," *Revista de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE*, vol. 9, pp. 1–XX, dic. 2015.
- [11] S. E. Roncero, *Introducción a los Perfiles NACA*, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Cálculo de Aviones, 2011. [En línea]. Disponible en: [https://aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Aerodynamics/Tema\\_05.1\\_Extra\\_Introducci%F3n\\_Perfiles\\_NACA.pdf](https://aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Aerodynamics/Tema_05.1_Extra_Introducci%F3n_Perfiles_NACA.pdf)
- [12] C. J. Montalvo, *Aerospace Mechanics and Controls*. University of South Alabama, Jan. 2025. [En línea]. Disponible en: [https://github.com/cmONTALVO251/LaTeX/blob/master/Aerospace\\_Mechanics/aerospace\\_mechanics.pdf](https://github.com/cmONTALVO251/LaTeX/blob/master/Aerospace_Mechanics/aerospace_mechanics.pdf)
- [13] "NACA 4412 (naca4412-il)." Accessed: Feb. 10, 2025. [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>
- [14] M. H. Sadraey, "5. Wing Design," *Aircraft Design*, pp. 161–264, Oct. 2012, doi: 10.1002/9781118352700.CH5.
- [15] "Geometry Definitions." Accessed: Feb. 23, 2025. [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/geom.html>
- [16] "Aircraft Design for Hamburg Open Online University." Chapter 9. *Empennage General Design*. Accessed: Feb. 10, 2025. [Online]. Available: <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/>
- [17] "Los planos de cola, Configuración en V." Accessed: Feb. 07, 2025. [Online]. Available: <https://gatovolante.wordpress.com/2015/06/04/los-planos-de-cola-configuracion-en-v/>
- [18] Sadraey, M. H. (2013). *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. Wiley.
- [19] "Guía de materiales de impresión 3D: Tipos, aplicaciones y propiedades | Formlabs." Accessed: Feb. 10, 2025. [Online]. Available: <https://formlabs.com/latam/blog/materiales-impresion-3d/>
- [20] Aluminio 6061: Conozca Sus Propiedades y Usos - Gabrian." Accessed: Jan. 19, 2025. [Online]. Available: <https://www.gabrian.com/es/aluminio-6061-conozca-sus-propiedades-y-usos/>
- [21] "Software NX, incluidos CAD y CAM | Siemens Software." Accessed: Feb. 25, 2025. [Online]. Available: [https://plm.sw.siemens.com/es-ES/nx/?srsltid=AfmBOoqh3SXhi2-K\\_taFiZ7mOFMSucUIP43C63XOaF58qKMaLb\\_55PSD](https://plm.sw.siemens.com/es-ES/nx/?srsltid=AfmBOoqh3SXhi2-K_taFiZ7mOFMSucUIP43C63XOaF58qKMaLb_55PSD)
- [22] "UltiMaker Cura - UltiMaker." Accessed: Feb. 25, 2025. [Online]. Available: <https://ultimaker.com/es/software/ultimaker-cura/>
- [23] "Análisis de elementos finitos (FEA) | Siemens Software." Accessed: Feb. 25, 2025. [Online]. Available: <https://www.sw.siemens.com/es-ES/technology/finite-element-analysis-fea/>
- [24] "COMSOL - Software for Multiphysics Simulation." Accessed: Apr. 07, 2025. [Online]. Available: <https://www.comsol.com/>
- [25] "Bernoulli's Principle | SKYbrary Aviation Safety." Accessed: Apr. 07, 2025. [Online]. Available: <https://skybrary.aero/articles/bernoullis-principle>
- [26] colorFabb, *technical datasheet: LW-PLA*, colorFabb, October 27, 2022. [En línea]. Disponible en: [https://colorfabb.com/media/datasheets/tds/colorfabb/TDS\\_E\\_ColorFabb\\_LW-PLA.pdf?srsltid=AfmBOopvV7IUMJ0-8san0YszOUMVNBhVbkMJaBcG5zq18GPF5PBKcMvc](https://colorfabb.com/media/datasheets/tds/colorfabb/TDS_E_ColorFabb_LW-PLA.pdf?srsltid=AfmBOopvV7IUMJ0-8san0YszOUMVNBhVbkMJaBcG5zq18GPF5PBKcMvc)