

Diseño y Simulación de UAS de Ala Fija Tipo Zagi para la Fuerza Aérea Colombiana

Design and Simulation of a Fixed-wing Zagi-type UAS for the Colombian Air Force

Ing. George Mauricio Ardila Marulanda¹, Ing. Juan Manuel Prieto Bohórquez¹,
Ing. Paula Rocío Macías Castillo¹, Ing. Miguel Ángel Rincón Otálora¹,
Ing. María Betzabe Rubiano Esmeral¹, Edwin Alexander Casallas Moreno¹,
Ing. Jorge Ernesto Sánchez Rojas^{1,2}, Ing. Daniel Felipe Cantor Santana^{1,2}

¹ Fuerza Aérea Colombiana, Centro de Investigación y Desarrollo Tecnológico de Innovación Aeronáutica, Madrid, Cundinamarca Colombia.

² Universidad Nacional de Colombia, Facultad de Ingeniería, Bogotá, Bogotá D.C., Colombia.

Correspondencia: george.ardila@fac.mil.co

Recibido: 09 septiembre 2024. Revisado: 06 diciembre 2024. Aceptado: 27 diciembre 2024. Publicado: 01 enero 2025.

Cómo citar: G. M. Ardila Marulanda, «Diseño y Simulación de UAS de Ala Fija Tipo Zagi para la Fuerza Aérea Colombiana», RCTA, vol. 1, n.º 45, pp. 91–103, ene. 2025.

Recuperado de <https://ojs.unipamplona.edu.co/index.php/rcta/article/view/3226>

Esta obra está bajo una licencia internacional
Creative Commons Atribución-NoComercial 4.0.



Resumen: Este estudio presenta el proceso de diseño de un Sistema Aéreo no Tripulado (UAS por sus siglas en inglés) de ala fija tipo Zagi para el Centro Investigación y Desarrollo Tecnológico de Innovación Aeronáutica (CETIA), un centro de investigación de la Fuerza Aérea Colombiana (FAC) que reconoció la necesidad de desarrollar su propio UAS adaptado a los requisitos específicos de la organización en una época en la que la demanda de estos dispositivos aumenta en el espacio aéreo colombiano. El estudio empieza con la definición de las especificaciones iniciales, la selección de los componentes electrónicos relacionados con estas especificaciones, el cálculo del consumo de corriente (A) a velocidad de crucero y capacidad de la batería, avanzando hacia el diseño del fuselaje para finalmente seleccionar el perfil aerodinámico del ala y cola para las condiciones de Bogotá, validando su selección mediante simulación CFD. La investigación tiene como objetivo abordar las necesidades operativas únicas de CETIA en el contexto del panorama en evolución de las UAS.

Palabras clave: diseño de ala zagi, aeronave piloteada remotamente, ala fija, plan de vuelo.

Abstract: This study presents the design process of a Fixed-Wing Unmanned Aerial System (UAS), specifically a Zagi-type wing, for the Center for Research and Technological Development of Aeronautical Innovation (CETIA), a research center of the Colombian Air Force (FAC). The FAC recognized the need to develop its own UAS tailored to the organization's specific requirements at a time when the demand for these devices is increasing in Colombian airspace. The study begins with defining the initial specifications, selecting the electronic components related to these specifications, calculating the current consumption (A) at cruising speed and battery capacity, progressing

towards the design of the fuselage, and finally selecting the aerodynamic profile of the wing and tail for Bogota's conditions, validating the selection through CFD simulation. The research aims to address CETIA's unique operational needs within the evolving UAS landscape.

Keywords: zagi wing design, remotely piloted aircraft, fixed wing, flight plan.

1. INTRODUCCIÓN

Hasta ahora, los helicópteros, aviones u otras aeronaves tripuladas se utilizaban principalmente para trabajos peligrosos o repetitivos, como el patrullaje aerodinámico, el seguimiento y la evaluación de riesgos. Esto resultó en gastos significativos de combustible, mantenimiento y capacitación de los empleados [1]. Los trabajadores en áreas restringidas, como las bases militares, con frecuencia tenían que trabajar durante largas jornadas para monitorearlos, estando expuestos a factores como la fatiga humana y los riesgos laborales relacionados al operar aeronaves (*por ejemplo, helicópteros, aviones*).

Debido a que los componentes de los UAS se están desarrollando a un ritmo rápido, su desarrollo se ha acelerado con el tiempo. Por ejemplo, el control cooperativo multivehículo, los enlaces de comunicación encriptados y los módulos GPS ya son estándar incluso en los drones aficionados. Estas cualidades permiten que se empleen para el reconocimiento terrestre, aunque también existen ciertos inconvenientes, así como, su capacidad limitada para transportar grandes cargas y la susceptibilidad de las líneas de datos no cifradas y los flujos de video a la interceptación. No obstante, el uso de drones más sofisticados, como los diseñados para el ejército, puede aumentar su capacidad para realizar tareas como la vigilancia fronteriza [2].

En Colombia existen dos autoridades encargadas de fiscalizar el marco regulatorio en el aire, como se menciona a continuación.

- La UAEAC (Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil), dependiente del Ministerio de Transporte de Colombia, es la organización encargada de supervisar la gestión del espacio aéreo colombiano, la regulación de la aviación civil y la regulación del sector aeronáutico. Además, la Aerocivil se encarga de supervisar y administrar todos y cada uno de los aeropuertos públicos de Colombia. A través de los RAC (Reglamentos

Aeronáuticos de Colombia), esta organización impone restricciones en estos campos.

- El RAC 100, como parte del RAC, establece las reglas para la operación de UAS tanto para usos comerciales como no comerciales, incluidos los requisitos para los operadores, las certificaciones obligatorias y las restricciones operativas para garantizar la seguridad y el cumplimiento de las normas internacionales [3].
- La AAAES (Autoridad Aeronáutica Aviación de Estado) es la organización encargada de supervisar las operaciones aeronáuticas de las entidades estatales, como la policía y el ejército a través del reglamento regulatorio RACAE (Reglamento Aeronáutico Colombiano de la Aviación de Estado) [4].

En primer lugar, especifica un rango de peso: 0-25 kg para drones pequeños y más de 25 kg para drones grandes. Esta normativa describe las características operativas que deben cumplirse, como el uso de GPS, una tarjeta de identificación, motores de bajo ruido (se prohíben las hélices de acero), mantener una distancia mínima de menos de 1,8 km de edificios propiedad del gobierno, la policía, el ejército y las instituciones penales, no portar armas de fuego ni transportar animales, y exigir a los operadores de drones tener una licencia de vuelo [5].

Los UAS tienen una amplia gama de aplicaciones en diferentes tipos de industrias, como la agricultura, la militar y la entrega. En la agricultura, los UAS se utilizan para el manejo de cultivos, la evaluación del estrés hídrico, la detección de plagas, enfermedades y malezas y la estimulación del rendimiento [6], estas actividades se pueden llevar a cabo con diferentes tipos de UAS de ala fija tipo Zagi son muy adecuados para cubrir áreas amplias de manera eficiente, por lo tanto, el monitoreo de las condiciones de las granjas se realiza con facilidad [7]. En el uso militar, los UAS ocupan un lugar importante en las tareas de reconocimiento y vigilancia como complemento a las tecnologías de vigilancia existentes, ya que están equipados con

cámaras y módulos de IA para la detección de personas. De esta manera, esas tareas son más eficientes. Además, los UAS se pueden utilizar en el entrenamiento militar, como objetivos de maniobra aérea [8], [9].

Como se ha visto en el creciente uso de drones en el pasado, el empleo de robots y máquinas autónomas para reemplazar tareas peligrosas y laboriosas ha aumentado debido a su adaptabilidad y asequibilidad a largo plazo (por ejemplo, mayor accesibilidad a áreas difíciles o peligrosas) [10]. El objetivo de esta investigación es diseñar un ala Zagi, una aeronave sin cola, para realizar tareas de vigilancia y reconocimiento, con la implementación de módulos de Inteligencia Artificial (IA) para reconocimiento y seguimiento de objetivos.

2. METODOLOGÍA

Al principio, se estimó el peso y la envergadura. Los componentes electrónicos se eligieron teniendo en cuenta los criterios básicos de vuelo autónomo, reconocimiento facial, excelente resolución de la cámara y una duración de vuelo esperada de una hora.

Se utilizó una matriz de selección con dos proposiciones; El primero se centró en lograr una relación calidad-precio deseable, y el segundo se centró más en lograr un rendimiento excepcional. Posteriormente, se seleccionaron los perfiles aerodinámicos comparando el rendimiento de resistencia y sustentación en tres de los perfiles aerodinámicos NACA más utilizados asociados a aplicaciones de drones: el NACA 4412 [11], el NACA 2412 [12] y el NACA 4410 [13] para la sección del ala y NACA 0012 [14] para la sección de cola, estos perfiles aerodinámicos se eligieron para reducir las fuerzas de arrastre, maximizar la sustentación y ofrecer estabilidad en función de características de trabajo particulares como el número de Reynolds, el número de Mach, la densidad del aire y la viscosidad dinámica. A continuación, se utilizó el software XFLR5 para simular estos perfiles aerodinámicos. Además, se seleccionó una forma de contorno de ala elíptica con un borde de ataque de alta excentricidad y un borde de fuga de baja excentricidad debido a su éxito demostrado, inspirándose en los aviones VTOL.

3. MARCO TEÓRICO

En esta sección, introduciremos algunos conceptos relacionados con el desarrollo inicial del ala Zagi por parte de la Subsección del **Centro Tecnológico**

de **Innovación Aeronáutica (CETIA)** de la **Fuerza Aérea Colombiana**.

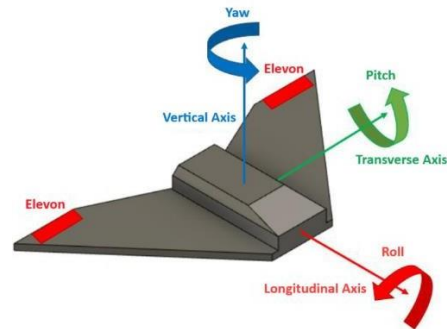


Fig. 1. Superficies de control y eje de rotación de un ala Zagi.

Fuente: elaboración propia

Debido a que fusiona los alerones y los elevadores en un solo conjunto de superficies, es decir, los alerones, un ala Zagi es un avión sin cola. Debido a esto, los principios de sustentación y control de vuelo de esta aeronave son simples. Estos dos alerones, que ajustan su ángulo de acuerdo con la rotación del eje prevista, son los que permiten que el avión se mueva. Por ejemplo, en un movimiento de balanceo, los alerones se mueven hacia arriba y hacia abajo en direcciones opuestas. [15] Los alerones se mueven en la misma dirección durante el movimiento de cabeceo. El movimiento de guiñada es insuficiente por sí solo. Como se ve en la Fig. 1.

4. DISEÑO CONCEPTUAL

Antes de iniciar el proceso de diseño del dron, es necesario especificar las especificaciones y parámetros de diseño del dron, teniendo en cuenta limitaciones como el espacio disponible, los recursos y el equipo de producción, es decir, las capacidades de fabricación de CETIA, teniendo en cuenta que en el futuro la FAC planea hacer la fabricación de la aeronave en sus instalaciones, ya que uno de los principales objetivos de la FAC es tener la capacidad de diseñar y construir la suya propia UAS.

Requisitos y parámetros de diseño del dron

Según la FAC, la aeronave para su misión tiene que ser:

- Un UAS centrado en misiones de reconocimiento y vigilancia.
- Un UAS capaz que puede ayudar en la seguridad y defensa de las bases aéreas.

- Es necesario reducir la manipulación humana, en términos de supervisión y pilotaje.

4.1 Requisitos:

- Autonomía de al menos una hora de tiempo de vuelo.
- Un alcance de comunicación de más de 10 km.
- La aeronave debe despegar y aterrizar verticalmente. Configuración del asistente de cola VTOL.
- La aeronave debe ser capaz de transmitir, grabar y guardar fotos y vídeos.
- Una resolución de vídeo mínima de HD (1920x1080p) y una tasa de refresco de 25 Hz.

En el mismo orden de ideas, es necesario establecer parámetros iniciales de diseño para los cálculos iniciales y la matriz de selección.

4.1.1 Parámetros de diseño:

- Para una mejor estabilidad, el dron tendrá dos motores eléctricos, cada uno de ellos sin escobillas para pérdidas mínimas de fricción.
- El circuito electrónico debe tener: un controlador de vuelo (FC), una unidad de aire/módulo de aire, cámaras, sistema de grabación y sistemas de geolocalización (GNSS).

4.1.2 Diseño por selección Matrix:

Ahora que se han establecido los requisitos, empleando matrices de selección, como se muestra en la tabla 1, 2, 3 y 4). Las alternativas para los componentes son:

- Rendimiento óptimo independientemente del costo: Controlador de vuelo SIYI N7, comunicación sistema SIYI MK15, cámara SIYI ZR30, GNSS HolyBro M9N o CUAV NEO3 PRO.
- Rendimiento óptimo rentable: controlador de vuelo SIYI N7 o HolyBro Pixhawk 6X, sistema de comunicación SIYI MK15, cámara SIYI A8 MINI, GNSS HolyBro M9N.

Como se puede apreciar, se presentaron dos opciones: la primera priorizaba un rendimiento

excelente de acuerdo con los parámetros de diseño, y la segunda buscaba una relación precio-rendimiento favorable.

Tabla 1: Comparación de controladores de vuelo

Criterio	Peso	PIXHAWK 6X	Cube Orange+	SIYI N7 Autopilot
Precio	8	0.6	0.55	0.8
Capacidad de la MCU	7	0.85	1	0.9
Sensores	5	0.8	0.8	0.9
Compatibilidad	7	0.9	0.85	0.95
Software	3	1	1	0.95
Tamaño y peso	6	0.5	0.8	0.85
TOTAL	36	27.05	29.15	30.05
SIN PRECIO	28	22.25	24.75	27.25

Fuente: elaboración propia.

Tabla 2: Comparación de controladores

Criterio	Peso	SIYI MK15	SIYI MK32	Cubepilot Herelink
Precio	7	0.9	0.7	0.4
Rango	9	0.7	0.7	1
Canales	4	0.8	1	0.5
Capacidad de Control	9	0.8	0.7	0.8
FC	6	1	1	0.5
APPS	4	1	1	1
Unidad de Aire	8	0.7	0.7	0.7
Tamaño, Peso AU	8	0.5	0.5	0.6
Cámara	2	1	0	0
TOTAL	57	44.6	41.1	38.4
SIN PRECIO	50	38.3	36.2	35.6

Fuente: elaboración propia.

Tabla 3: Comparación de cámaras

Criterio	Peso	SIYI ZR10	SIYI A8 mini	TAROT PEEPER T10X
Precio	8	0.6	0.9	0.6
Calidad	8	0.7	0.3	0.5
E/S	6	1	1	0.7
Tamaño/Peso	9	0.7	0.9	0.7
Estabilización	6	0.5	0.8	0.9
TOTAL	37	25.7	28.5	24.7
SIN PRECIO	29	20.9	21.3	19

Fuente: elaboración propia.

Tabla 4: Comparación de módulos GPS

Criterio	Peso	Holybro M9N	SE100	TS100
Precio	8	0.7	0.8	0.9
Capacidad	10	0.9	0.8	0.5
Tamaño/Peso	8	0.8	0.8	0.9
TOTAL	26	21	20.8	19.4
SIN PRECIO	18	15.4	14.4	12

Fuente: elaboración propia.

Después de establecer los componentes del ala,

posiblemente se tomó una referencia inicial para el peso total (sumando los componentes de cada peso más un peso aproximado del fuselaje). Además, el espacio requerido para los componentes de Zagi se determinó en función del tamaño de cada componente). De esta manera, la aeronave necesita:

- Se necesita una envergadura de entre 700 y 1000 mm para almacenar los componentes electrónicos.
- Peso: Entre 1 kg y 1,3 kg.

4.2 Selección de motores

Como se dice, el Zagi despegará verticalmente. Dado que se prevé que el avión pese entre 1 kg y 1,3 kg, los motores deben ser capaces de proporcionar un empuje superior al peso del Zagi, se considera que este empuje representa el 50% del esfuerzo máximo de los motores para proporcionar un margen de seguridad.

Necesita cuatro celdas con un voltaje combinado de 14,8 V (batería 4S). Los motores elegidos para esta configuración son el SunnySky X2216 V3 880 KV, emparejado con APC9045 hélices.

4.2.1 Controladores electrónicos de velocidad (ESC)

La selección del ESC requiere calcular una corriente ideal (i_{ESC}) en función de su capacidad máxima, con un factor de seguridad del 20%. Según la hoja de datos, el ESC puede funcionar con un motor de 32 A (1). Por lo tanto:

$$i_{ESC} = 32A \cdot 120\% = 38,4A \quad (1)$$

Se eligió el modelo TMOTOR AT55A 2-6S, basado en la recomendación del fabricante, ya que puede manejar una corriente máxima de 55A.

4.2.2 Servomotor:

Los servomotores son necesarios para cambiar la altura de vuelo y la ruta durante el vuelo, es decir, para esta aplicación, se han elegido servomotores EMAX ES08MA II con control PWM (Pulse Width Modulation). Estos motores están equipados con una caja de cambios y son necesarios para el control de los alerones.

4.2.3 Capacidad de la batería:

Las baterías son las responsables de la autonomía de la aeronave. Debido a esto, es vital determinar la corriente total (I) de la aeronave. Para aproximar la corriente general, se calculó la corriente de cada

componente y se sumaron los resultados. Al número entero más cercano, los valores se redondearon hacia arriba. La aproximación y un resumen de la corriente total del Zagi se muestran en la Tabla 6.

Tabla 5: Corriente requerida para componentes electrónicos.

Dispositivo	Corriente (A)
i_Motor	5,75
i_Servo	0,5
i_cam	0,34
i_AU	1,1
i_GNSS + FC	0,3
i_Total	7,69 $\approx$ 7,7

Fuente: elaboración propia.

Con la Tabla 6 se eligió qué tipo de baterías se utilizarán. Hay 3 alternativas: baterías LiPo, baterías de iones de litio y baterías de grafeno.

Debido a su gran capacidad y rápida carga, las baterías de grafeno son una buena opción para aumentar la autonomía. Pero cuestan el doble que el propio avión, que es un precio extremadamente caro. Las baterías Li-Po, por otro lado, son la opción más popular, pero tienen una gran desventaja. La pérdida de voltaje es el resultado de la entrega de corriente, lo que plantea otra preocupación y requiere una batería de mayor capacidad (2):

$$Cap_{bat} = 77000mAh \cdot 120\% = 9240mAh \quad (2)$$

Esta opción fue descartada debido al aumento de peso. Las baterías de litio son la última opción porque tienen la máxima densidad de energía. La batería más común es de 21 mm de diámetro y 70 mm de altura, con una capacidad de 4200 mAh. Sin embargo, es posible aumentar la capacidad general, se pueden conectar dos baterías en paralelo (77000 mAh). Ambas celdas están conectadas en serie para producir el voltaje necesario de 14,8 V. De esta manera, el tipo de batería que se utilizará es una batería de iones de litio 4S 2p.

4.3 Parámetros de vuelo

Los parámetros de vuelo se derivaron del diseño conceptual de la aeronave utilizando una matriz de selección específica para cada componente. Como resultado, los parámetros iniciales son los siguientes:

- Peso: Dentro del rango de 1 a 1,3 kg, aproximadamente 1,2 kg.
- Empuje máximo: 2360 g.
- Capacidad de la batería: 10000 mAh.

- Resistencia: Aproximadamente 1 hora 15 minutos.
- Calidad de vídeo: 1920x1080p PHD a 30 FPS o 4K a 25 FPS.

4.4 Lista de componentes:

Con el diseño conceptual finalizado, se investigó el costo de los componentes electrónicos seleccionados a través de un estudio de mercado relevante para Colombia, el costo total y las cantidades de estos componentes se resumen en la Tabla 7.

Tabla 6: Estudios de mercado de componentes electrónicos

Cantidad	Componente	Descripción	Costo (USD)
1	SIYI N7	Controlador de vuelo	\$ 279
1	SIYI MK15	Sistema de comunicación	\$ 408
1	SIYI A8 MINI	Cámara de transmisión	\$ 239
1	HolyBro M9N	GNSS sistema	\$ 75
2	SunnySky X2216 V3	Motores	\$ 50
2	EMAX ES08MA II	Servomotores	\$ 22
2	TMOTOR AT55A 2-6S	Controladores electrónicos de velocidad	\$ 60
1	MATEK PDB-HEX	Sistema de distribución de energía	\$ 27
8	INR21700 50S	Celdas de ion-litio	\$ 72
TOTAL			\$ 1,232

Fuente: elaboración propia.

Finalmente, la Tabla 7 resume todo el diseño de la matriz, confirmando el peso total, el voltaje y la corriente.

Tabla 7: Masa de componentes y especificaciones eléctricas

Componente	Masa (g)	Voltaje (V)	Corriente (A)
SIYI N7	75	5	0.3
SIYI MK15	130	16	1.1
SIYI A8 MINI	95	16	0.35
HolyBro M9N	32	5	0.15
SunnySky X2216 V3	135	16	2 x 32
EMAX ES08MA II	24	5	0.5
MOTOR AT55A	126	16	0
MATEK PDB-HEX	12	16	0
INR21700 50S	576	16	70
TOTAL			1205

Fuente: elaboración propia.

4.5 Selección y análisis de perfiles aerodinámico

Para seleccionar el perfil aerodinámico para la sección del ala, en primer lugar, se compararon tres perfiles aerodinámicos NACA: 4412, 4410 y 2412.

El perfil 4412 es un perfil aerodinámico bien equilibrado y conocido en la industria aeronáutica utilizado por varios fabricantes de aviones como Aeronca, Avtech, Ayres, Bellanca y Cessna por su buen rendimiento bajo números de Reynolds bajos a moderados, lo que lo hace adecuado para el ala Zagi. El 4410 es un perfil aerodinámico relativamente similar al 4412 pero ligeramente más delgado, lo que da como resultado menos resistencia, lo cual es favorable, pero también tiene la desventaja de generar menos sustentación y, finalmente, el perfil aerodinámico NACA 2412 tiene la menor inclinación de las tres opciones, lo que lo convierte en el más delgado de la comparación, generando una resistencia y una sustentación mínimas. Funciona mejor a velocidades más altas. Para estos tres perfiles aerodinámicos se comparó la relación entre el coeficiente de sustentación (Cl) y el ángulo de ataque (Fig. 1, así como la relación entre el coeficiente de resistencia aerodinámica (Cd) y Cl (Fig. 2), en ambas comparaciones el perfil aerodinámico seleccionado tiene que ser el más alto en el gráfico.

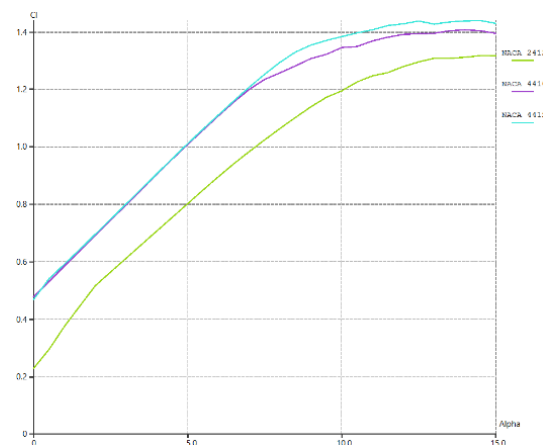


Fig. 2. Relación entre el coeficiente de sustentación Cl y el ángulo de ataque Alpha para los tres perfiles aerodinámicos propuestos

Fuente: elaboración propia

Como se muestra en las figuras anteriores, el perfil NACA 4412 es el que mejor se comporta en la comparación, siendo el más alto en ambos gráficos, esto muestra qué tan bien equilibrado está el perfil aerodinámico en las condiciones operativas y lo convierte en la opción seleccionada.

Para poder ver mejor el rendimiento del perfil aerodinámico seleccionado, la simulación se ejecuta de nuevo utilizando el software XFLR5 Al observar la Fig. 3, se descubre que la aeronave puede producir una fuerza 1,4 veces su peso en un ángulo de ataque de 10 grados.

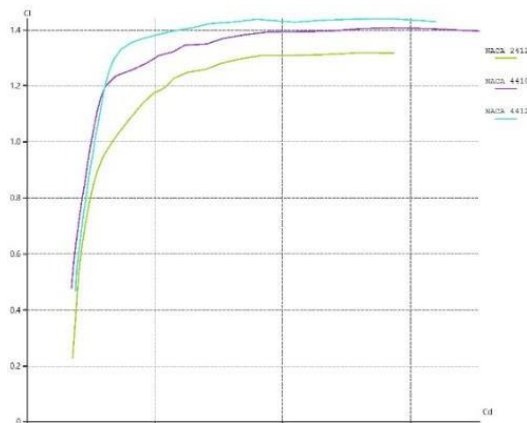


Fig. 3. Relación entre el coeficiente de sustentación C_l y el coeficiente de resistencia aerodinámica C_d para los tres perfiles aerodinámicos propuestos.

Fuente: elaboración propia

Mientras vuela con este ángulo de ataque y genera su respectiva sustentación, este perfil aerodinámico genera solo 0,02 veces el peso de la aeronave como fuerza de arrastre (Fig. 4).

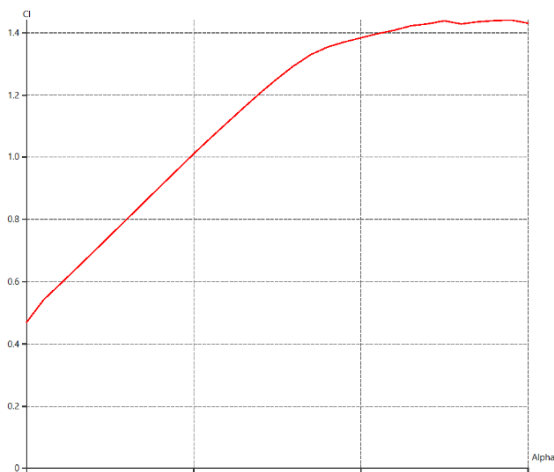


Fig. 4. Relación entre el coeficiente de sustentación C_l con el coeficiente de resistencia aerodinámica C_d para NACA4412

Fuente: elaboración propia

Se decidió no realizar una simulación para el perfil aerodinámico de la sección de cola debido a que el estabilizador vertical tiene como perfil seleccionado un NACA 0012, un perfil aerodinámico simétrico con el único objetivo de estabilizar la aeronave debido a que genera fuerzas iguales en ambos lados.

5. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Ahora se completó el diseño conceptual y se establecieron las consideraciones iniciales. Era el momento de centrarse en el diseño detallado, que incluye la parametrización del ala, el diseño CAD

de la aeronave y su simulación en ANSYS Fluent. Como se puede ver:

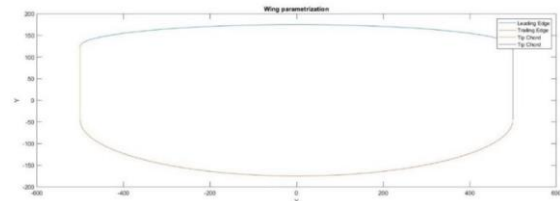


Fig. 5. Airfoil parametrization

Fuente: elaboración propia

Después de eso, llegó el momento de usar Fusion 360 para modelar el perfil aerodinámico. Sobre la base del modelo, se realizaron estimaciones del peso estimado de la aeronave.

Los resultados mostraron que la envergadura debería haberse ajustado a 1,2 metros.

5.1 Diseño detallado

5.1.1 Parametrización del cono del ala

El perfil NACA 4412 fue elegido en la búsqueda del mejor perfil aerodinámico debido a su historial de rendimiento en una variedad de entornos. Por otro lado, se seleccionó el perfil simétrico NACA 0012 para el estabilizador vertical con el fin de proporcionar fuerzas de sustentación iguales en ambos lados.

Las siguientes ecuaciones dilucidaron la formulación matemática que rige el contorno y el diseño del ala:

Borde de ataque

$$x = 500 \cdot \cos(t), 0 < t < 2\pi \quad (3)$$

$$y = 125 + |50 \operatorname{sen}(t)|, 0 < t < 2\pi \quad (4)$$

Borde de fuga

$$x = 500 \cdot \cos(t), 0 < t < 2\pi \quad (5)$$

$$y = -45 - |130 \cdot \sin(t)|, 0 < t < 2\pi \quad (6)$$

El contorno del ala se generó utilizando ecuaciones de parametrización (de (3) a (6)). La Fig. 5 resultante ilustra la forma de la parametrización.

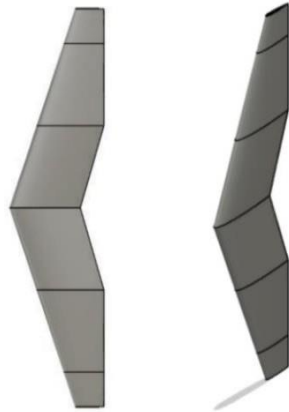


Fig. 6. Diseño de estabilizador vertical
Fuente: elaboración propia

En términos de estabilización vertical, era imperativo dotarlo de la capacidad de brindar apoyo durante las maniobras VTOL (Despegue y Aterrizaje Vertical, por sus siglas en inglés). Esta mejora se aprecia en la Fig. 6.

5.1.2 Diseño del fuselaje

Diseño externo: El diseño del fuselaje prioriza la aerodinámica al tiempo que acomoda todos los componentes electrónicos, lo que lleva a unas dimensiones de 0,2 metros por 4,65 metros y una altura máxima de 0,15 metros (Fig. 7).



Fig. 7. Diseño del fuselaje. **Fuente:** elaboración propia

Diseño interno: Teniendo en cuenta el tamaño sustancial de la aeronave, el concepto de diseño se segmentó en partes, como se ilustra en la Fig. 8. Este enfoque tiene como objetivo agilizar el proceso de fabricación. Además, el plan prevé el uso de una plataforma móvil para alinear el centro de masa y simplificar la geometría del ensamblaje de los componentes electrónicos.

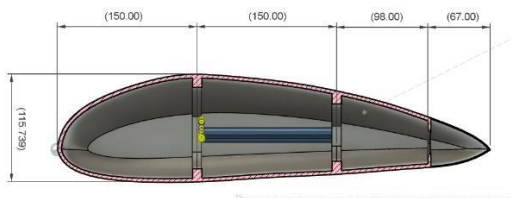


Fig. 8. Secciones del fuselaje. **Fuente:** elaboración propia

5.1.3 Acabados superficiales

En el caso del ala vertical, que no encierra ningún componente interno, simplemente hay que fijarla debajo del fuselaje. Por lo tanto, las uniones entre las secciones deben ser lo más fluidas posible para minimizar el flujo de aire turbulento y optimizar la eficiencia del vuelo.

5.1.4 Ensamblaje

Se diseñaron un total de 8 componentes: dos alerones, dos elevadores, tres piezas de fuselaje y un estabilizador vertical. El método de montaje propuesto consiste en utilizar uniones atornilladas para cada parte del fuselaje. Cada módulo se diseñó con los espacios para los acoplamientos para facilitar este método de montaje (Fig. 9).

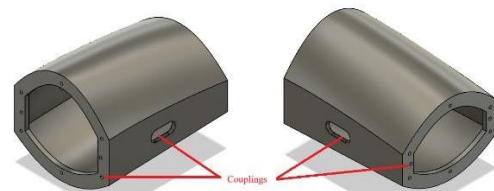


Fig. 9. Acoplamientos
Fuente: elaboración propia

Las alas se ensamblaron mediante un acoplamiento de ajuste con dos varillas: una varilla ubicada en el cuerpo del fuselaje y la otra dentro del ala (Fig. 10).

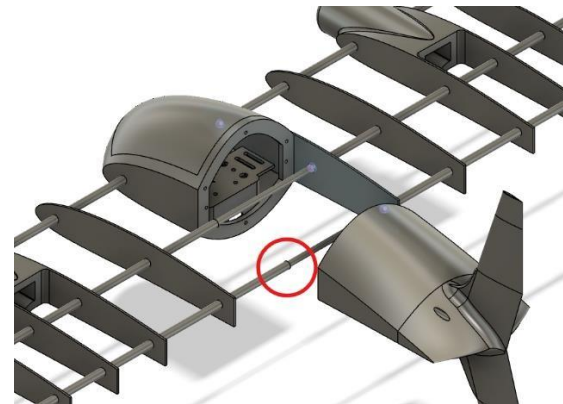


Fig. 10. Montaje del fuselaje
Fuente: elaboración propia

En cuanto a los componentes electrónicos, el plan implica el empleo de una plataforma capaz de ser desplazado dentro del fuselaje para ajustar el centro de masa (Fig. 11), asegurando así que la aeronave logre un vuelo estable.

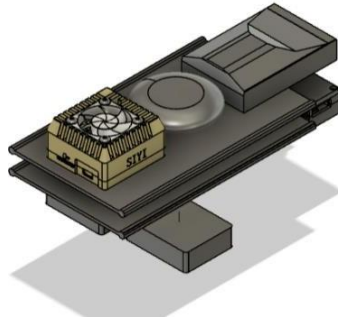


Fig. 11. Montaje electrónico
Fuente: elaboración propia

5.1.5 Montaje del motor

Para acomodar los conjuntos de motores, se diseñaron dos soportes cilíndricos en la parte delantera del ala, con uno a cada lado para cada motor. Estos soportes juegan un papel crucial durante el despegue del VTOL. Además, se dedicaron esfuerzos considerables para garantizar una interacción suave de la superficie con el ala.

5.1.6 Simulaciones

Con el objetivo de predecir el comportamiento de la aeronave en condiciones climáticas típicas en Bogotá (con valores de viscosidad dinámica y densidad del aire de $1,42 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$ y $0,895 \text{ kg/m}^3$, respectivamente) [16], y una velocidad de $16,66 \text{ m/s}$, se realizaron simulaciones de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) utilizando el software Ansys Fluent. En consecuencia, se eligió un tamaño de dominio computacional de $1 \times 1,5 \times 1,6 \text{ m}$, ya que se consideró innecesario un análisis detallado del flujo de aire lejos de la aeronave. El objetivo inicial es evaluar el rendimiento de la aeronave a través de varias métricas, incluida la fuerza de sustentación, la fuerza de arrastre, el coeficiente de presión y la energía cinética turbulenta. La Tabla 8 muestra los parámetros específicos que gobiernan la estructura de malla empleada dentro del marco computacional. Los elementos tetraédricos se seleccionaron juiciosamente para acomodar los intrincados y multifacéticos matices geométricos inherentes al diseño de la aeronave. Esta elección de la geometría tetraédrica facilita una representación precisa de las tridimensionales esenciales para el análisis de simulación completo.

Tabla 8: Parámetros de malla

Tamaño de malla	
Tamaño del elemento [m]	0.45
Tamaño máximo del elemento[m]	0.9
Tamaño de deformación [m]	2.25E-03

Tamaño mínimo de curvatura [m]	4.50E-03
Ángulo de curvatura[°]	18
Allanamiento	Medio
Crecimiento	
Tasa de transición	0.272
Número máximo de capas	5
Tasa de crecimiento	1.2
Estadística	
Nodos	87245
Tasa de Elementos	486639

Fuente: elaboración propia

Con un ángulo de ataque inicial de 0° y un número de Reynolds calculado de 362410, se determinó que la fuerza de sustentación era de $14,811858 \text{ N}$, mientras que la fuerza de arrastre era de $1,2743155 \text{ N}$. Para obtener información sobre las características del flujo de aire cerca de la aeronave, las Fig. 12 y Fig. 13 muestran los contornos del coeficiente de presión y la energía cinética turbulenta, respectivamente.

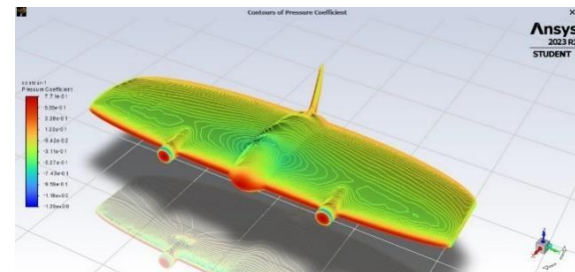


Fig. 12. Contornos del coeficiente de presión a 0° AoA
Fuente: elaboración propia

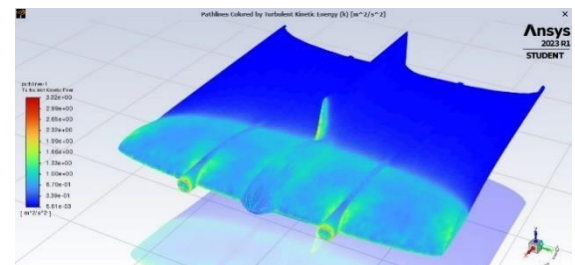


Fig. 13. Energía cinética turbulenta a 0° AoA
Fuente: elaboración propia

Al examinar la fuerza de sustentación generada con un ángulo de ataque de 0° , se hace evidente que una aeronave con un peso máximo de $1,51 \text{ kg}$ es capaz de mantener el vuelo en esta condición. Sin embargo, dado que el rango de peso previsto para la aeronave está entre 1 y $1,3 \text{ kg}$, es evidente que estos valores están estrechamente agrupados, lo que aumenta el riesgo de estancamiento. A la luz de esto, se realizaron análisis adicionales sobre el comportamiento de la aeronave en un ángulo de ataque de 10° (Fig. 14 y Fig. 15). Posteriormente, se calculó que la fuerza de sustentación y la fuerza de arrastre eran de $52,45 \text{ N}$ y $5,53 \text{ N}$, respectivamente.

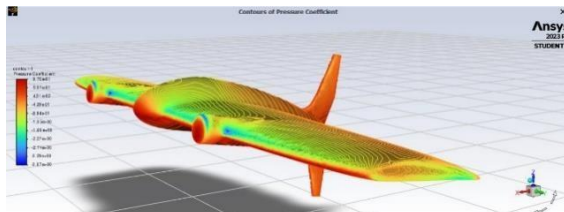


Fig. 14. Contornos del coeficiente de presión a 10° AoA
Fuente: elaboración propia

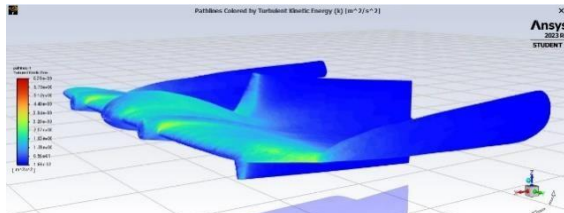


Fig. 15. Energía cinética turbulenta a 10° AoA
Fuente: elaboración propia

5.1.7 Análisis de carga

El diseño del fuselaje, como se muestra anteriormente en la Fig. 7, debe validarse utilizando las fuerzas aerodinámicas calculadas mediante simulación, centrándose especialmente en la Sección Dos del fuselaje. Esta sección es donde se unirán las alas, lo que la convierte en el área principal responsable de soportar las fuerzas de arrastre y sustentación, junto con sus momentos resultantes (Fig. 16).

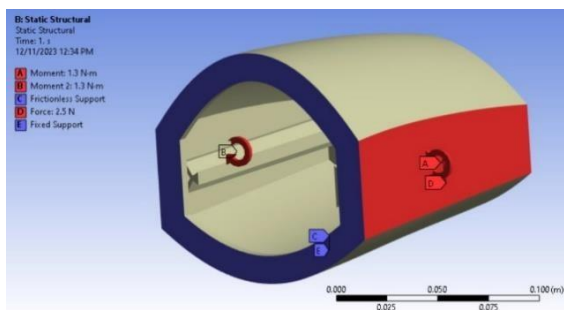


Fig. 16. Definición de cargas y momentos
Fuente: elaboración propia

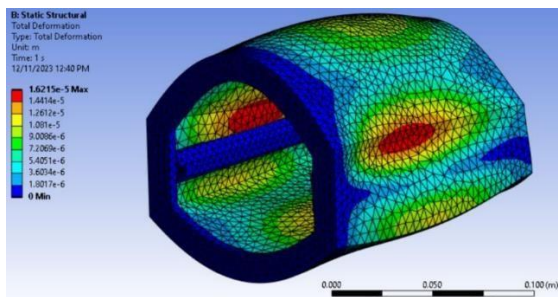


Fig. 17. Deformación total sobre el fuselaje de la aeronave
Fuente: elaboración propia

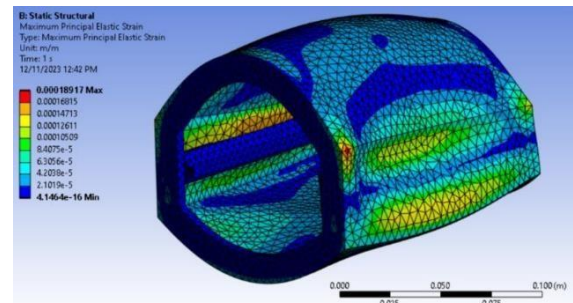


Fig. 18. Deformación elástica principal máxima sobre el fuselaje de la aeronave
Fuente: elaboración propia

Como se ilustra en las dos figuras anteriores (Fig. 17 y Fig. 18), las deformaciones y tensiones observadas en esta sección del fuselaje son mínimas, lo que produce un factor de seguridad superior a 10 cuando se emplea Onyx (de Markforged) como material de fabricación. Esto indica la capacidad del diseño para soportar fuerzas aerodinámicas, aunque dichos resultados pueden variar en función de las modificaciones realizadas durante el proceso de fabricación.

5.1.8 Propuestas de fabricación

Después de evaluar cuatro opciones para la estructura de la aeronave, incluida la fabricación aditiva, las estructuras compuestas con carbono y aramida, el corte de poliestireno extruido y el uso de materiales compuestos, el enfoque elegido fue una combinación de materiales compuestos y fabricación aditiva. Esto significa que la estructura de la aeronave se imprimirá en 3D, empleando específicamente una estructura de costillas y fibra de carbono para la sección tubular. Además, el ala estará reforzada con Kevlar (Fig. 19).

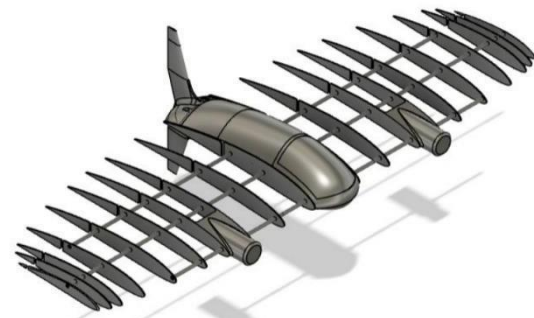


Fig. 19. Prototipo final de la estructura de la aeronave
Fuente: elaboración propia

En las Tablas 9, 10 y 11 están las especificaciones de los materiales de fabricación.

Tabla 9: Especificaciones de materiales compuestos. Las variantes de Onyx

	Onyx	Onyx FR	Onyx ESD	Nylon
Módulo de tracción (GPa)	2.4	3	4.2	1.7
Esfuerzo de tracción en el límite elástico (MPa)	40	41	52	51
Resistencia a la tracción a la rotura (MPa)	37	40	50	36
Alargamiento de la tracción a la rotura (%)	25	18	25	150
Resistencia a la flexión (MPa)	71	71	83	50
Módulo de flexión (GPa)	3	3.6	3.7	1.4
Temperatura de deflexión térmica (°C)	145	145	138	41
Flame resistance UL94	V-02	-	-	-
Prueba de impacto Izod - con muesca (J/m)	330	-	44	110
Resistencia superficial ANSI/ESD STM 11.11^3	-	-	10^5 – 10^7	-
Densidad (g/cm3)	1.2	1.2	1.2	1.1

Fuente: elaboración propia

Tabla 10: Propiedades mecánicas del poliestireno extruido

Concept	Value	Standard
Long-term compression strength for maximum 2\% strain (kPa)	95	EN 1606
Compression strength (kPa)	CS(10/Y) 300	EN 826
Tensile strength perpendicular to faces (kPa)	NPD	-

Fuente: Materiales compuestos Datasheet, corporación Markforged (octubre de 2023) [17]

Tabla 11: Módulo elástico del epoxi de aramida

Material	Módulo elástico (GPa)		10^6 psi	
	Longitudinal	Transversal	Longitudinal	Transversal
Fibras de matriz de resina epoxi de aramida	76	5.5	11	0.8
Fibras de carbono de alto módulo - epoxi	220	6.9	32	1
Fibra de vidrio-E - matriz epoxi	45	12	6.5	1.8

Fuente: elaboración propia

5.2 Rutas de vuelo

Uno de los objetivos del proyecto es permitir que la aeronave navegue de forma autónoma por una ruta predeterminada con fines de prueba. En este contexto, el GPS (Sistema de Posicionamiento Global) y el RTK (Real Time Kinematic¹) desempeñan un papel crucial a la hora de garantizar la creación de trayectorias de vuelo precisas y eficientes. Además, en la Tabla 12 se resumen las consideraciones clave para el análisis del terreno en este trabajo, incluidos los megapíxeles de la cámara, el rango de visión y el área capturada.

Tabla 12: Especificaciones de la cámara

Cámara (Mpx)	FOV (°)	Superficie capturada (m²) a 100m de altitud	Superficie capturada (m²) a 200 m de altitud
6	70	150	300

12	78	200	400
16	82	250	500
20	84	300	600
24	90	400	800
30	94	500	1000

Fuente: [18]

Como se muestra en la Tabla 13, el FOV (campo de visión) afecta significativamente la calidad de la imagen capturada. Las altitudes más altas permiten capturar un área más amplia, aunque con una reducción en la calidad de la imagen. Por el contrario, las altitudes de vuelo más bajas dan como resultado la captura de un área más pequeña, pero producen imágenes de mayor calidad.

Además de la altitud de la aeronave, su velocidad también influye en la nitidez de las imágenes capturadas. Las velocidades más altas pueden dar lugar a imágenes borrosas, mientras que las velocidades más bajas aumentan los requisitos de energía. Además, el ángulo de la cámara influye en la forma en que las imágenes representan la ubicación, lo que puede dar lugar a conceptos erróneos sobre la zona. Sin embargo, es crucial tener en cuenta que la calidad final de la imagen también depende de las condiciones de iluminación, el clima y la topografía de la zona.

Para minimizar el tiempo y los costos de vuelo, la ruta debe generarse con la menor redundancia posible cubriendo todas las áreas necesarias, para la optimización de la trayectoria es necesario adaptar la altura del vuelo debido a la variabilidad del territorio, evitando árboles, edificios y similares.

Cuando se establece una ruta de vuelo, es necesario definir la trayectoria más eficiente entre una trayectoria lineal, radial, orbital u oblicua, o utilizar waypoints. Todos tienen sus ventajas y desventajas, dependiendo de la intención de la trayectoria.

5.2.1 Posibles aplicaciones

Con diseño de aeronaves y pasó la simulación de Ansys. Las siguientes aplicaciones son posibles escenarios en los que el Zagi será utilizado por la FAC:

- Vigilancia y vigilancia territorial: El ala Zagi es adecuada para este tipo de actividades debido a sus componentes. Por ejemplo, la cámara incorpora un módulo de IA capaz de reconocer rostros, objetos y patrones. Además, se puede instalar una

cámara nocturna si es necesario. Un sistema ideal para el IRS.

- Monitoreo ambiental: El ala Zagi demuestra ser invaluable en el monitoreo de zonas de deforestación, áreas de desastre y cuerpos de agua. Su versatilidad permite una observación y recopilación de datos efectivas en diversos contextos ambientales, lo que ayuda en los esfuerzos de conservación y respuesta a desastres.
- Reconocimiento de zonas especiales: El ala Zagi es experta en realizar reconocimientos en varias áreas críticas, como patrullaje fronterizo, inspecciones de bases militares y vigilancia de puntos estratégicos o seguimiento.
- Colaboración interinstitucional: El ala Zagi facilita la colaboración entre diversas organizaciones, como el Ejército y la Marina.
- Operaciones de seguridad: Ideal para operaciones de contrainsurgencia, antidrogas y antiterroristas, particularmente para áreas con un alto riesgo de seguridad o condiciones ambientales desafiantes.
- Para la venta: El diseño generado se puede ofrecer a los civiles para diversas aplicaciones, como topografía, fotografía tareas, entretenimiento y más.

6. CONCLUSIONES

- Es evidente que el ángulo de ataque más adecuado para el ala es de 10° con respecto a la horizontal, ya que este ángulo resulta en un aumento de cinco veces en la fuerza de sustentación. Este ángulo también resulta en un aumento de cinco veces en la fuerza de empuje, pero no es importante para el rendimiento de la aeronave.
- El precio de los componentes no constituye un factor determinante en su selección. A pesar de la intención de reducir costos, las características superiores de los componentes prevalecen sobre aquellos de menor precio.
- La simulación del *Ansys Fluent* confirma que el ala es capaz de realizar misiones

FAC en las condiciones meteorológicas de Bogotá y sus alrededores.

7. CONFLICTO DE INTERESES

Los autores confirman que este trabajo no ha sido utilizado ni publicado en ningún otro lugar. Los autores también confirman que no hay conflictos de intereses.

REFERENCIAS

- [1] S. K V, S. Sujitha, M. D. Raman and S. Kanaujia, "Silent Surveillance Autonomous Drone For Disaster Management And Military Security Using Artificial Intelligence", in 2023 3rd International Conference on Innovative Practices in Technology and Management (ICIPTM), pp. 1–4, Feb 2023, doi: 10.1109/ICIPTM57143.2023.10118136
- [2] K. Sayler, "A WORLD OF PROLIFERATED DRONES: A Technology Primer". Center for a New American Security, 2015. Accessed 12 Apr. 2024.
- [3] Aerocivil, "RAC 100: operación de sistemas de aeronaves no tripuladas UAS," 2024. Available: <https://www.aerocivil.gov.co/normatividad/RAC/RAC>
- [4] A. A. de Aviación de Estado Fuerza Aérea Colombiana AAAES, "RACAE91 reglas de vuelo y operación," 2020. Available: <https://aaes.fac.mil.co/sites/aaes/files/AAES/documentos/racae91reglasdevueloyoperacion0.pdf>
- [5] M. E. Acuña Lizarazo, "Drones, nuevos panoramas para la aviación: Análisis comparativo de la normatividad internacional frente a la normatividad colombiana" Escuela de Postgrados de la Fuerza Aérea Colombiana, 2016.
- [6] Y. Inoue, "Satellite-and drone-based remote sensing of crops and soils for smart farming {a review," Soil Science and Plant Nutrition, vol. 66, no. 6, pp. 798–810, 2020.
- [7] S. M. Vinodhini, "Importance of drones in agriculture," 2024.
- [8] H. Wang, H. Cheng, and H. Hao, "The use of unmanned aerial vehicle in military operations," in Man-Machine Environment System Engineering (S. Long and B. S. Dhillon, eds.), (Singapore), pp. 939–945, Springer Singapore, 2020.

- [9] M. Lee, M. Choi, T. Yang, J. Kim, J. Kim, O. Kwon, and N. Cho, “A study on the advancement of intelligent military drones: Focusing on reconnaissance operations,” *IEEE Access*, vol. 12, pp. 55964–55975, 2024.
- [10] P. Kozak and M. Vrsecka, “The use of drones in military conflict,” in 2023 International Conference on Military Technologies (ICMT), (Brno, Czech Republic), pp. 1–6, 2023.
- [11] A. Tools, “Naca 4412,” 2024. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>.
- [12] A. Tools, “Naca 2412,” 2024. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2412-il>.
- [13] A. Tools, “Naca 4410,” 2024. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit?MNaca4DigitForm>.
- [14] A. Tools, “Naca 0012,” 2024. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>.
- [15] A. Creus Solé, *Iniciación a la aeronáutica*. Ediciones Díaz de Santos, April 2010.
- [16] M. P. Burgos Gutiérrez, S. Aldana Ávila, and D. J. Rodríguez Patarroyo, “Análisis del recurso energético eólico para la ciudad de Bogotá D.C. para los meses de diciembre y enero, Colombia / analysis of the wind energy resource for the Bogotá City, Colombia,” *Avances Investigación en Ingeniería*, 2015. DOI: <https://doi.org/10.18041/17944953/avances.2.278>
- [17] Mark Forged, “Mark two flagship continuous fiber composite 3d printer, built to revolutionize your manufacturing operation,” 2023. Available: <https://markforged.com/>
- [18] B. Tikaret, “Aramida dtex 1580,” 2024. Available: <https://novarchem.com.ar/storage/app/uploads/public/5c1/1b9/486/5c11b94864079258519029.pdf>