Ingenierías

101



- Fotobaterías y energía solar
- Anisotropía acústica en multimaterial
- Dron híbrido de aterrizaje y despegue vertical
- Comunicaciones inalámbricas de banda ultra-ancha

JULIO - DICIEMBRE 2026, Año XXIX, No. 101

Ingenierías REVISTA DE LA FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA DE LA UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



Ingenierías es una publicación semestral arbitrada, editada por la Facultad de Ingenierías Mecánica y Eléctrica de la Universidad Autónoma de Nuevo León, dirigida a profesionales, profesores , investigadores y estudiantes de las diferentes áreas de la ingeniería. Las opiniones y contenidos expresados en los artículos son responsabilidad exclusiva de los autores. Prohibida su reproducción total o parcial, en cualquier forma o medio, del contenido editorial de este número sin previa autorización.

Versión en extenso en internet: http://ingenierias.unal.mx/

Ingenierías
101

Contenido

Julio-Diciembre de 2026, Vol. 29, No. 101

4 **Análisis CFD del comportamiento hidrodinámico de un vehículo submarino no tripulado**
Luis Arturo Reyes Osorio, Octavio García Salazar, Bruno Silva Morales, Miguel Fernando Delgado Pamanes, Marisol Vázquez Tzompantzi

15 **Diseño y construcción de un banco de pruebas de bajo costo para drones**
Alejandro Jiménez Flores, Luis Arturo Reyes Osorio, María Eugenia Juárez Huitrón, Edmundo Javier Ollervides Vázquez, Octavio García Salazar

25 **Modelado de estructuras reentrantes en un perfil aerodinámico**
Ricardo Parga Montemayor, Luis Alberto López Pavón, Luis Arturo Reyes Osorio, Diego Isaias Reducindo-Almanza, Octavio García Salazar

38 **Análisis aerodinámico estructural de un micro turboreactor SR-30 para VAVs**
José de Jesús González Moreno, Diana Valeria Rodríguez Martínez, Luis Arturo Reyes Osorio, Patricia Zambrano-Robledo, Luis Amezquita Brooks

51 **Validación de un cuadrirrotor impreso en 3D: esctructura, modelo y parámetros**
Alejandro Jiménez Flores, Pablo Alfonso Tellez Belkotosky, Edmundo Javier Ollervides Vázquez, Luis Arturo Reyes Osorio, Octavio García Salazar

60 **Herramienta automatizada de segmentación y clasificación del paisaje urbano para la vigilancia ecoepidemiológica con drones**
Sarahi Ventura-Angoa, Víctor Hugo Muñiz-Sánchez, Francisco Javier Hernández-López, Rogelio Danis-Lozano, Kenia Mayela Valdez-Delgado

76 **Diseño de trayectorias secuenciales con convergencia en tiempo finito para siembra aérea autónoma**
Efraín Ibarra Jiménez, Ricardo Chapa García, Romeo de Jesús Selvas Aguilar, Octavio García Salazar, Miguel Rivas Martínez

93 Detección de cortocircuitos entre espiras en generadores síncronos
Edgar Alejandro Pérez Olivo, Ernesto Vázquez Martínez, Manuel Antonio Andrade Soto

107 Optimización secuencial de alas volantes: distribución de sustentación en campana con trimado óptimo para estabilidad
Gabriel Jerôme Vargas Moya, Erik Gilberto Rojo Rodríguez, Edgar Ulises Rojo Rodríguez, Octavio García Salazar

123 Estudio de un dron híbrido con capacidades de aterrizaje y despegue vertical para monitoreo volcánico
Santiago Aleman Orozco, Octavio García Salazar, Luis Arturo Reyes Osorio, Diego Reducindo Almanza, Eduardo Steed Espinoza Quesada

135 Evaluación estructural de un vehículo aéreo no tripulado de diseño híbrido
Luis Arturo Reyes Osorio, Octavio García Salazar, Roberto Carlos Cabriales Gómez, Nelda Johana Gámez Treviño

147 Diseño de filtro transversal basado en amplificación distribuida
Jorge Aguilar Torrentera, Eduardo José Lorenzo Cañizares, César González Cervantes

160 Fotobaterías para almacenamiento y conversión de energía solar
Luis Antonio Solís-Balderas, Alfredo Romero-Contreras, Eduardo Maximiano Sánchez-Cervantes

172 Anisotropía acústica en multimaterial madera
Javier Ramón Sotomayor Castellanos, Isarael Macedo Alquicira, Koji Adachi, Firas Hawasly

183 Obtención y caracterización de biocarbón a partir de la biomasa del alga Sargassum spp. a partir de pirolisis rápida y su aplicación para impresión 3D
Ramón Valdivia González, Monika Yolotzin Velasco Gómez, Julio Silva Mendoza, Odilia Pérez Camacho, Leonardo Chávez Guerrero

193 Colaboradores

198 Información para colaboradores

199 Código de ética

UANL
UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FIME
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
Ingenierías

Ingenierías, Vol. 29, N° 101, julio-diciembre 2026. Es una publicación semestral, editada por la Universidad Autónoma de Nuevo León, a través de la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Pedro de Alba S/N, Edificio 7, San Nicolás de los Garza, Nuevo León, México, C.P. 66450. Teléfono: +52 (81) 83294020 Ext. 5854. Página electrónica de la revista: https://ingenierias.uanl.mx/index.php/i/index Correo electrónico: revistaingenierias@uanl.mx. Editor responsable: Dr. Juan Antonio Aguilar Garib. Reserva de derechos al uso exclusivo pendiente. ISSN en trámite. Ambos otorgados por el Instituto Nacional del Derecho de Autor. Registro de marca ante el Instituto Mexicano de la Propiedad Industrial: En trámite. Responsable de la última actualización de este número: Dr. Juan Antonio Aguilar Garib. Pedro de Alba S/N, Edificio 7, San Nicolás de los Garza, Nuevo León, México, C.P. 66450. Fecha de última modificación 25 de julio de 2026. Tamaño del archivo: 19970 KB.

Las opiniones expresadas por los autores no necesariamente reflejan la postura del editor de la publicación.

Prohibida su reproducción total o parcial de los contenidos e imágenes de la publicación sin previa autorización del Editor.

Todos los derechos reservados
© Copyright 2026
revistaingenierias@uanl.mx

DIRECTORIO

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

Dr. Santos Guzmán López
Rector

Dr. Mario Garza Castillo
Secretario General

Dr. Jaime Arturo Castillo Elizondo
Secretario Académico

Dr. José Javier Villarreal Tostado
Secretario de Extensión y Cultura

Lic. Antonio Ramos Revillas
Director de Editorial Universitaria

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

M.C. Arturo del Ángel Ramírez
Director

Dra. Gloria Esther Barocio Pedraza
Subdirectora de Extensión y Cultura

Dr. Juan Antonio Aguilar Garib
Editor responsable

M.C. Cyntia Ocañas Galván
Dr. Jesús G. Puente Córdova
Redacción

Gregoria Torres Garay
Tipografía y formación

Aldo Alberto Torres Ramos
Alondra Arreola de Anda
Alexa Cabrera González
Carolina Janeth Castro Hernández
Bruno Cedillo Martínez
Jonathan Eduardo Cortés Roque
Jarely Janeth González Herrera
Samantha Olivares Morales
Auxiliares

CONSEJO EDITORIAL INTERNACIONAL

Dr. Mauricio Cabrera Ríos, Puerto Rico. UPRM / Dra. Ruth Kiminami, Brasil. UFSC, San Pablo / Dr. Juan Jorge Martínez Vega, Francia. Universidad de Toulouse III / Dr. Zarel Valdez Nava, Francia. UPS-INPT-LAPLACE-CNRS.

CONSEJO EDITORIAL MÉXICO

Dr. Benjamín Limón Rodríguez, FIC-UANL / Dr. José Rubén Morones Ibarra, FCFM-UANL / Dr. Ubaldo Ortiz Méndez, FIME-UANL / Dr. Félix Sánchez De Jesús, ICBI-UAEH / Dr. Ernesto Vázquez Martínez, FIME-UANL.

COMITÉ TÉCNICO

Dr. Efraín Alcorta García, FIME-UANL / Dr. Rafael Colás Ortiz, FIME-UANL / Dr. Virgilio Ángel González González, FIME-UANL / Dr. Carlos Alberto Guerrero Salazar, FIME-UANL / Dra. Oxana Vasilievna Karissova, FCFM-UANL / Dr. Francisco Eugenio López Guerrero, FIME-UANL / Dr. Roger Z. Ríos Mercado, FIME-UANL / Dr. Juan Ángel Rodríguez Liñán, FIME-UANL.

Análisis CFD del comportamiento hidrodinámico de un vehículo submarino no tripulado

Luis Arturo Reyes Osorio[A], Octavio García Salazar[A], Bruno Silva Morales[C]
Miguel Fernando Delgado Pamanes[B], Marisol Vázquez Tzompantzi[C]
[A] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica,
Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México
[B] Instituto Politécnico Nacional, Unidad Profesional Interdisciplinaria de Ingeniería campus Zacatecas, Zacatecas, México
[C] Instituto Politécnico Nacional, Ciudad de México, México
octavio.garciasl@uanl.edu.mx, mfdelgadop@ipn.mx, mvazquezt@ipn.mx, bsilvam1200@alumno.ipn.mx
Autor de Correspondencia: luis.reyessr@uanl.edu.mx

RESUMEN

Este trabajo presenta el modelado geométrico y el análisis hidrodinámico mediante Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) de un vehículo sumergible no tripulado (UUV) de pequeña escala, diseñado para misiones de inspección y exploración subacuática. El modelo tridimensional del vehículo fue desarrollado en CAD e integrado a un dominio fluido para evaluar la distribución de presión, campos de velocidad y fuerzas hidrodinámicas bajo diferentes ángulos de ataque y velocidades de avance. Se empleó un modelo de turbulencia apropiado para flujos externos incompresibles, permitiendo estimar los coeficientes de arrastre (C_D) y sustentación (C_L). Los resultados numéricos se contrastan con datos obtenidos de un conjunto de simulaciones paramétricas lo que permite validar tendencias hidrodinámicas y discutir el impacto geométrico del fuselaje y el carenado de la hélice. Los hallazgos proporcionan criterios de diseño para la optimización hidrodinámica del vehículo, con implicaciones directas en eficiencia energética, estabilidad direccional y capacidad de maniobra en entornos marinos someros.

PALABRAS CLAVE

CFD, vehículo sumergible, hidrodinámica, coeficiente de arrastre, UUV.

ABSTRACT

This work presents the geometric modeling and hydrodynamic analysis, using Computational Fluid Dynamics (CFD), of a small-scale unmanned underwater vehicle (UUV) designed for inspection and subaquatic exploration missions. The three-dimensional model of the vehicle was developed in CAD and integrated into a fluid domain to evaluate pressure distributions, velocity fields, and hydrodynamic forces under different angles of attack and forward velocities. An appropriate turbulence model for incompressible external flows was employed, enabling the estimation of the drag and lift coefficients (C_D and C_L). The numerical results are compared with data obtained from a set of parametric simulations stored in a CSV file, which allows the validation of hydrodynamic trends and the discussion of the geometric impact of the fuselage and the propeller shroud. The findings provide design criteria for the hydrodynamic optimization of the vehicle, with direct implications for energy efficiency, directional stability, and maneuverability in shallow marine environments.

KEYWORDS

Computational fluid dynamics, unmanned underwater vehicle, hydrodynamic coefficients, drag and lift, vehicle design optimization.

INTRODUCCIÓN

Los Vehículos Submarinos No Tripulados (UUV, por sus siglas en inglés) se han convertido en herramientas esenciales para la exploración marina, el monitoreo ambiental, la inspección de infraestructura y la recolección de datos científicos en entornos de aguas someras y profundas.[1] Sus aplicaciones abarcan desde el levantamiento de arrecifes de coral y la inspección de ductos hasta el mapeo y monitoreo ecológico. A medida que aumentan las demandas operativas, la eficiencia hidrodinámica, la estabilidad y la maniobrabilidad de estos vehículos desempeñan un papel crucial en la autonomía de misión, el consumo energético y el desempeño del control.

El comportamiento hidrodinámico de los UUV está fuertemente influenciado por su geometría externa, incluyendo la forma del fuselaje, los perfiles de la proa y la popa, así como la presencia de apéndices como aletas, propulsores y carenados de protección. Incluso modificaciones geométricas sutiles pueden generar variaciones significativas en el arrastre, la sustentación y los patrones de separación del flujo, impactando directamente en la eficiencia de propulsión y en la estabilidad del vehículo.[2] En consecuencia, la evaluación temprana del desempeño hidrodinámico constituye una etapa clave en el proceso de diseño de plataformas robóticas subacuáticas.

Las pruebas experimentales en canales de agua o tanques de arrastre proporcionan información valiosa sobre la hidrodinámica de los UUV; sin embargo, estos experimentos suelen ser costosos, demandan mucho tiempo y presentan limitaciones en el rango de condiciones de operación que pueden evaluarse. Por ello, la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) se ha consolidado como una herramienta ampliamente adoptada para la predicción de campos de flujo externos, distribuciones de presión y cargas hidrodinámicas en vehículos submarinos. Estas herramientas numéricas permiten realizar estudios paramétricos sistemáticos en función de la velocidad, el ángulo de ataque y la configuración geométrica, ofreciendo un marco viable para la exploración y optimización del diseño previo al prototipado físico.

Estudios recientes han demostrado la capacidad del CFD para capturar con precisión las características del flujo alrededor de cuerpos submarinos aerodinámicos y para estimar coeficientes hidrodinámicos como el arrastre, los cuales son fundamentales para la evaluación del desempeño del vehículo y su modelado dinámico.[3] Por ejemplo, Amit Rey et al, determinaron los coeficientes aerodinámicos de un vehículo sumergible simétrico a través de técnicas CFD.[4]

E. Javanmard y Mansoorzadeh desarrollaron un estudio de CFD para evaluar el procedimiento experimental para calcular el coeficiente de arrastre de un UUV.[5] Se analizó el efecto de los soportes de sujeción utilizados para fijar el modelo al carro de remolque, así como la influencia de la profundidad relativa y de la presencia de superficie libre, considerando velocidades representativas de operación.

Además, en estudios previos se ha analizado de manera sistemática la forma del casco (proa elíptica y popa parabólica) y la influencia de los apéndices en la resistencia al avance de un UUV. Se determinó que las transiciones geométricas suavizadas en la popa contribuyen a reducir el arrastre por presión, mientras que la incorporación de apéndices puede incrementar la resistencia total de forma significativa (hasta ~30%) debido a interferencias de flujo y aumento de fricción superficial.[6]

No obstante, aún existe la necesidad de estudios específicos de caso que integren geometrías realistas de vehículos, incluyendo carenados de hélice y alojamientos externos, y que proporcionen tendencias cuantitativas de los coeficientes hidrodinámicos bajo distintas condiciones de operación relevantes para misiones en aguas someras.

En este contexto, el presente trabajo se centra en la caracterización hidrodinámica mediante CFD de un vehículo sumergible no tripulado de pequeña escala, diseñado para tareas de inspección y exploración. La geometría del vehículo fue modelada y analizada bajo diferentes ángulos de ataque. Los campos de presión, las distribuciones de velocidad y los coeficientes hidrodinámicos resultantes se emplean para evaluar la influencia de la forma externa del vehículo en el arrastre, la sustentación y el comportamiento global del flujo. Los resultados numéricos se apoyan además en datos de simulaciones paramétricas, lo que permite identificar tendencias de desempeño y generar conclusiones relevantes para el diseño.

MODELOS MATEMÁTICOS

El comportamiento hidrodinámico del vehículo sumergible se modela mediante las ecuaciones de conservación de masa y cantidad de movimiento para un fluido incompresible y newtoniano, resueltas en un marco de referencia inercial. En este trabajo se asume un flujo monofásico de agua a temperatura ambiente, con propiedades constantes de densidad y viscosidad dinámica. La interacción fluido-estructura se considera unidireccional, donde el fluido ejerce cargas hidrodinámicas sobre el vehículo, mientras que la deformación estructural del cuerpo se desprecia debido a su elevada rigidez relativa.

El campo de velocidades u y el campo de presión p del fluido se describen mediante las ecuaciones de Navier–Stokes para flujo incompresible:

$$\nabla \cdot \mathrm{u} = 0 \tag{1}$$

$$\rho\left(\frac{\partial u}{\partial t} + u.\nabla u\right) = -\nabla p + \mu\nabla^2 u + f \tag{2}$$

donde $\mathrm{u} = (u, v, w)$ es el vector de velocidad del fluido, p es la presión hidrodinámica, ρ es la densidad del agua, μ es la viscosidad dinámica, y f representa fuerzas volumétricas externas (en este caso despreciadas). Para el régimen de operación del vehículo, el número de Reynolds se encuentra en el rango turbulento, por lo que se emplea un modelo de turbulencia de dos ecuaciones para cerrar el sistema.

Se adoptó el modelo de turbulencia k–ω SST (Shear Stress Transport) debido a su capacidad para capturar adecuadamente los gradientes de presión adversos y los fenómenos de separación del flujo en cuerpos fuselados. El modelo resuelve de manera adicional las ecuaciones de transporte para la energía cinética turbulenta k y la tasa de disipación específica ω:

$$\frac{\partial(pk)}{\partial t} + \nabla.(pku) = \nabla.\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\nabla k\right] + p_k - \beta^* \rho k w \tag{3}$$

$$\frac{\partial(pw)}{\partial t} + \nabla.(pwu) = \nabla.\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_w}\right)\nabla w\right] + \alpha\,\frac{w}{k}p_k - \beta w^2 \tag{4}$$

donde μ_t es la viscosidad turbulenta y P_k representa el término de producción de energía cinética turbulenta. La formulación SST combina el comportamiento cercano a la pared del modelo *k–ω* con la robustez en el campo libre del modelo *k–ε*.

FORMULACIÓN DE FUERZAS HIDRODINÁMICAS

Las fuerzas hidrodinámicas totales que actúan sobre el vehículo se obtienen mediante la integración de los esfuerzos de presión y viscosos sobre la superficie del cuerpo:

$$F = \int_S^0 (-pn + \tau.n)ds \tag{5}$$

donde n es el vector normal a la superficie, y $\boldsymbol{\tau}$ es el tensor de esfuerzos viscosos.

A partir de estas fuerzas, se definen los coeficientes adimensionales de arrastre y sustentación:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho U^2 A_{ref}} \tag{6}$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho U^2 A_{ref}} \tag{7}$$

donde F_D es la fuerza de arrastre, F_L es la fuerza de sustentación, U es la velocidad del flujo incidente, y A_{ref} es el área de referencia del vehículo.

METODOLOGÍA

La metodología empleada en este trabajo se estructura en cuatro etapas principales: (i) modelado geométrico del vehículo, (ii) definición del dominio computacional y generación de malla, (iii) configuración numérica del modelo CFD y (iv) post procesamiento y análisis de resultados. Este enfoque permite evaluar de manera sistemática el desempeño hidrodinámico del UUV bajo diferentes condiciones de operación.

El vehículo sumergible tipo torpedo fue modelado en un entorno CAD a partir de sus dimensiones principales y la configuración del prototipo conceptual. La geometría incluye el fuselaje principal, el carenado del sistema de propulsión y los elementos externos relevantes que influyen en el flujo, tales como alojamientos estructurales y soportes. Con el fin de reducir el costo computacional sin comprometer la fidelidad del modelo, se omitieron detalles geométricos de pequeña escala que no afectan de manera significativa el campo de flujo global, ver figura 1. En estudios recientes se han demostrado buenas características hidrodinámicas de vehículos sumergibles con adaptación de superficies de control.[7,8]

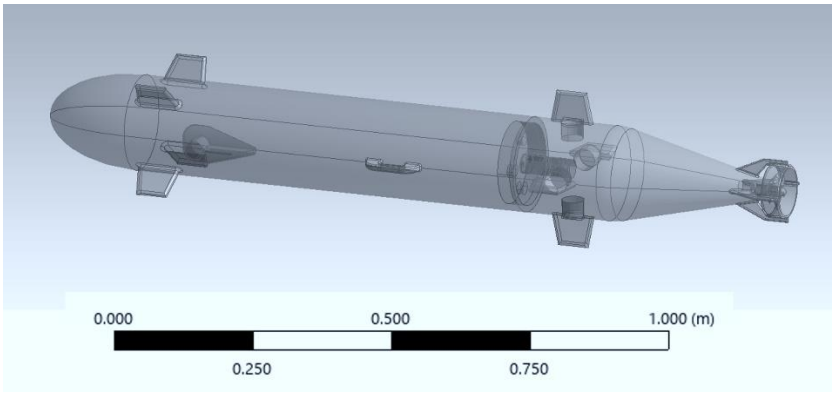


Fig. 1. Modelo CAD del vehículo sumergible.

Previo a la importación del vehículo al entorno CFD, la geometría fue depurada para eliminar intersecciones, aristas y superficies degeneradas, asegurando la correcta generación de la malla superficial y del dominio volumétrico. Esta etapa es crítica para evitar errores numéricos y garantizar la estabilidad del solucionador.

El dominio del fluido se definió como un bloque tridimensional que rodea completamente al vehículo, con dimensiones suficientes para evitar la influencia de las fronteras artificiales en el desarrollo del campo de flujo. Se establecieron condiciones de frontera en la entrada con velocidad uniforme correspondiente a la condición de operación del vehículo. La salida se estableció a través de presión estática de referencia. Las superficies del vehículo se establecieron bajo condición de no deslizamiento. Finalmente, las fronteras laterales del dominio se consideraron como pared deslizante, ver figura 2.

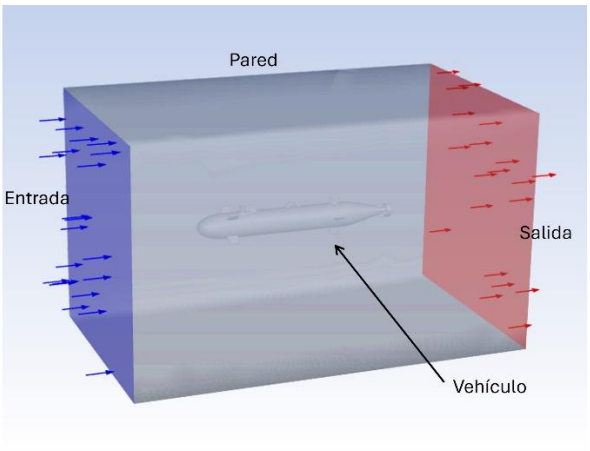


Fig. 2. Dominio computacional para el análisis numérico del fluido.

Para el análisis de distintos ángulos de ataque, se generó una función para evaluar los componentes de las coordenadas en función del ángulo.

La discretización del dominio se realizó mediante una malla no estructurada híbrida, con refinamiento local en las regiones cercanas a la superficie del vehículo y en la estela. Se emplearon capas prismáticas en la vecindad de la pared para capturar adecuadamente el gradiente de velocidad en la capa límite, controlando el valor adimensional de pared dentro del rango recomendado para el modelo de turbulencia k–ω SST, ver figura 3.

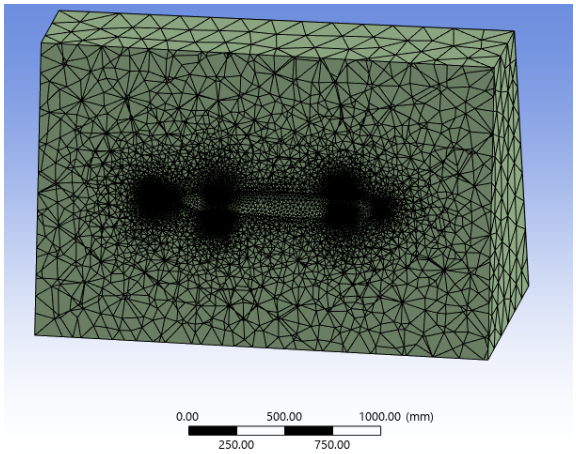


Fig. 3. Discretización del dominio computacional del vehículo sumergible.

El modelo incluye 1,245,487 celdas y 227,255 nodos. Para garantizar que los resultados numéricos no dependan de la resolución de la malla, se llevó a cabo un estudio de independencia de malla.

Las simulaciones se realizaron bajo un esquema de estado estacionario para la estimación de los coeficientes promedio de arrastre y sustentación. Se empleó un solucionador basado en volúmenes finitos, con discretización de segundo orden para los términos convectivos y de difusión. El acoplamiento presión–velocidad se resolvió mediante un algoritmo del tipo acoplado, así mismo, se utilizó discretización espacial de segundo orden para las ecuaciones de momento y de turbulencia.

Los criterios de convergencia se definieron tanto en términos de residuales numéricos (por debajo de 10^{-5} para continuidad y momento) como en la estabilización de los valores integrales de fuerza hidrodinámica.

Se realizó un barrido paramétrico en el ángulo de ataque del vehículo dentro de un rango representativo de condiciones operativas en misiones de inspección subacuática. Para cada ángulo de ataque, se ejecutó una simulación independiente, extrayendo los valores de C_D y C_L una vez alcanzado el estado estacionario.

Los resultados obtenidos se organizaron para su análisis comparativo, lo que permitió construir las curvas $C_D(\alpha)$ y $C_L(\alpha)$, así como identificar tendencias hidrodinámicas relevantes. Este enfoque facilita la reutilización de los datos en procesos posteriores de validación, optimización geométrica o integración en modelos dinámicos del vehículo.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

La figura 4 presenta el campo de magnitud de la velocidad del flujo alrededor del vehículo sumergible para una condición representativa de operación en régimen estacionario. Los contornos de velocidad permiten identificar claramente las regiones de aceleración y desaceleración del flujo inducidas por la geometría del fuselaje, así como el desarrollo de la estela en la región posterior del vehículo.

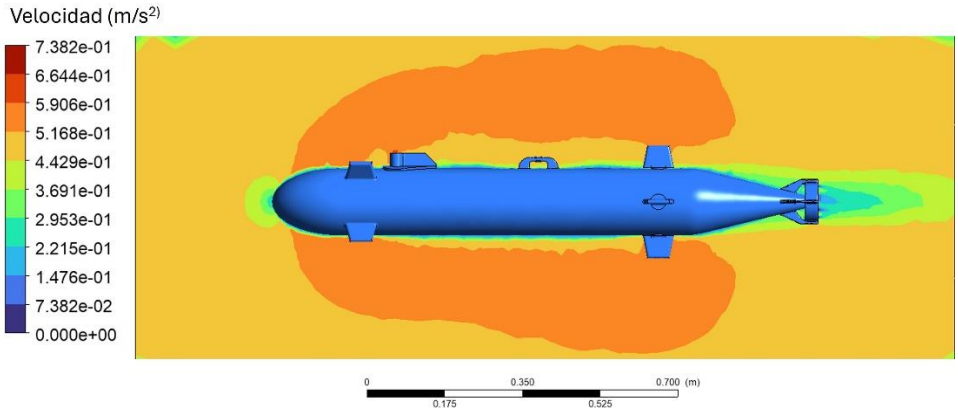


Fig. 4. Contornos de magnitud de la velocidad del flujo alrededor del vehículo sumergible obtenidos mediante CFD para una condición de operación representativa.

En la zona de proa se observa una región de baja velocidad asociada al punto de estancamiento, seguida de una aceleración progresiva del flujo a lo largo de la superficie del fuselaje. Este comportamiento es característico de cuerpos fuselados con perfiles suavizados, donde el gradiente de presión favorable contribuye a mantener la capa límite adherida durante la mayor parte del recorrido longitudinal. En las regiones laterales del vehículo, el flujo alcanza mayores magnitudes de velocidad, lo cual se refleja en los contornos de color más intensos alrededor del cuerpo principal.

Hacia la sección posterior, en la transición entre el fuselaje y el carenado del sistema de propulsión, se aprecia una región de desaceleración del flujo acompañada del inicio de la estela. Esta zona es crítica desde el punto de vista hidrodinámico, ya que concentra los principales mecanismos de generación de arrastre por presión. La estela generada muestra una recuperación gradual de la velocidad, con indicios de vórtices que contribuyen a las pérdidas energéticas del sistema.

Adicionalmente, se identifican perturbaciones locales del campo de velocidad en las cercanías de los elementos externos (soportes y carenados laterales), las cuales inducen pequeñas zonas de separación y recirculación. Aunque estas regiones no dominan el comportamiento global del flujo, su contribución acumulada impacta el coeficiente de arrastre total del vehículo, sugiriendo que una optimización geométrica de estos componentes podría reducir las pérdidas hidrodinámicas.

La figura 5 muestra la distribución de presión dinámica sobre la superficie del vehículo sumergible para la misma condición de operación analizada en la sección anterior. Este campo escalar permite identificar las regiones donde la energía cinética del flujo se transforma en cargas hidrodinámicas significativas sobre el cuerpo del vehículo, aportando información directa sobre los mecanismos locales de generación de arrastre por presión.

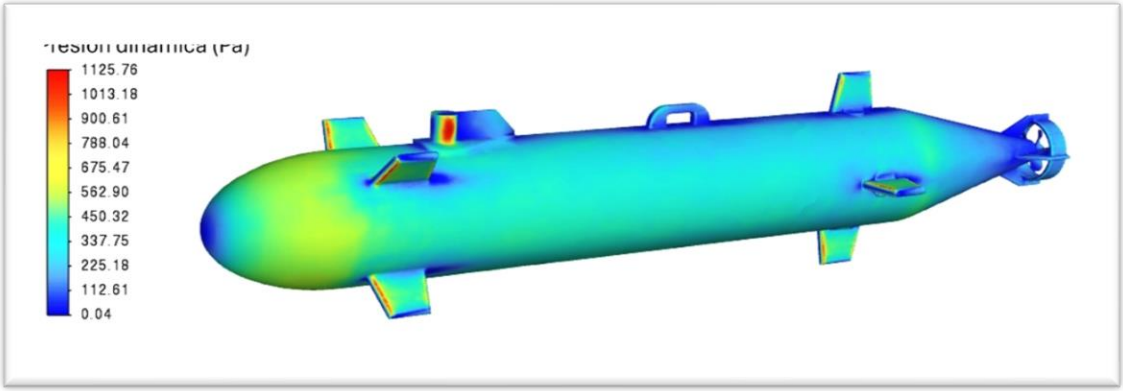


Fig. 5. Contornos de magnitud de la presión dinámica del flujo alrededor del vehículo sumergible obtenidos mediante CFD.

En la región de proa se observa un incremento notable de la presión dinámica, asociado al punto de estancamiento del flujo. Esta zona concentra los máximos esfuerzos hidrodinámicos normales al fuselaje y constituye una contribución relevante al arrastre total del vehículo. A lo largo del cuerpo principal, la presión dinámica disminuye gradualmente conforme el flujo se acelera y se redistribuye alrededor del fuselaje, reflejando un gradiente de presión favorable que favorece la adherencia de la capa límite.

Se identifican concentraciones locales de presión dinámica elevada en las aristas de los elementos sobresalientes (soportes, carenados y apéndices laterales), lo que indica la presencia de gradientes de presión adversos y potenciales puntos de separación del flujo. Estas regiones actúan como fuentes de pérdidas energéticas localizadas y contribuyen al incremento del arrastre total. En particular, los apéndices ubicados en la sección media del fuselaje muestran picos de presión asociados a la interacción directa con el flujo incidente, lo cual sugiere que su perfilado aerodinámico/hidrodinámico podría optimizarse para reducir las cargas locales.

La figura 6 muestra la variación del coeficiente de arrastre C_D en función del ángulo de ataque del vehículo sumergible. Se observa un incremento monotónico y no lineal de C_D conforme aumenta el ángulo de ataque, lo cual es consistente con el comportamiento hidrodinámico esperado en cuerpos fuselados sometidos a mayores inclinaciones respecto al flujo incidente.

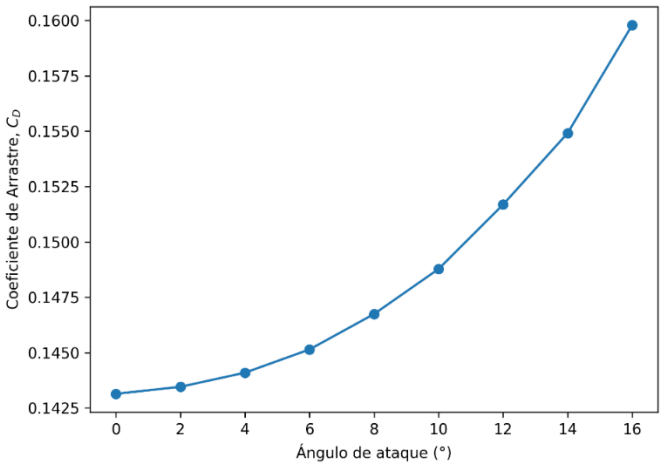


Fig. 6. Gráfico de coeficientes de arrastre vs ángulo de ataque del vehículo sumergible obtenidos mediante CFD.

Para ángulos pequeños (0°–4°), el incremento de C_D es moderado, lo que sugiere que el flujo permanece mayormente adherido al fuselaje, con gradientes de presión relativamente suaves y pérdidas energéticas

dominadas por fricción viscosa. En este régimen, el arrastre está principalmente asociado al arrastre por fricción, y la contribución del arrastre por presión es limitada debido a la ausencia de separación significativa del flujo.

A partir de ángulos intermedios (≈6°–10°), el crecimiento de C_D se vuelve más pronunciado, lo que indica la intensificación de gradientes de presión adversos y el inicio de regiones localizadas de separación del flujo, particularmente en la transición entre el fuselaje y la sección posterior del vehículo. Este comportamiento es coherente con los patrones observados en los contornos de velocidad y presión dinámica (figuras 6 y 7), donde se identificaron zonas de desaceleración del flujo y el desarrollo de la estela.

Para ángulos mayores (≥12°), el incremento acelerado de C_D sugiere una expansión de las regiones de separación y una mayor contribución del arrastre por presión. En este rango, pequeñas variaciones en el ángulo de ataque producen aumentos relativamente grandes en el arrastre, lo que implica una penalización energética significativa para el vehículo durante maniobras pronunciadas o condiciones de operación no alineadas con el flujo incidente.

Desde el punto de vista del diseño y la operación del UUV, estos resultados indican que el vehículo presenta un desempeño hidrodinámico óptimo en un rango de ángulos de ataque bajos, donde el arrastre se mantiene relativamente reducido. En consecuencia, para misiones de inspección y desplazamiento en aguas someras, se recomienda operar el vehículo con ángulos de ataque pequeños y evitar inclinaciones prolongadas que incrementen el consumo energético. Asimismo, la tendencia no lineal de $C_D(\alpha)$ sugiere que una optimización geométrica de la sección posterior del fuselaje y del carenado del sistema de propulsión podría mitigar la rápida penalización de arrastre observada a ángulos elevados.

La tendencia no lineal del coeficiente de arrastre C_D con el ángulo de ataque es consistente con resultados experimentales reportados en la literatura, donde se demuestra que la geometría del casco y, en particular, la configuración de la sección posterior y de los apéndices externos, domina el comportamiento del arrastre hidrodinámico. Estudios experimentales han mostrado que transiciones posteriores suavizadas y el uso de perfiles adecuados en la popa pueden reducir el arrastre hasta en ~13%, al mitigar la separación de la capa límite y la generación de vórtices.[2]

La figura 7 presenta la variación del coeficiente de sustentación C_L en función del ángulo de ataque del vehículo sumergible. En el rango de ángulos analizado se observa una tendencia aproximadamente lineal de C_L para pequeños ángulos de ataque, lo cual es característico del comportamiento hidrodinámico de cuerpos fuselados en régimen subcrítico. Esta relación casi lineal sugiere que el vehículo presenta una respuesta predecible de las fuerzas laterales ante pequeñas perturbaciones angulares, lo que es deseable desde el punto de vista de la estabilidad hidrodinámica y el control.

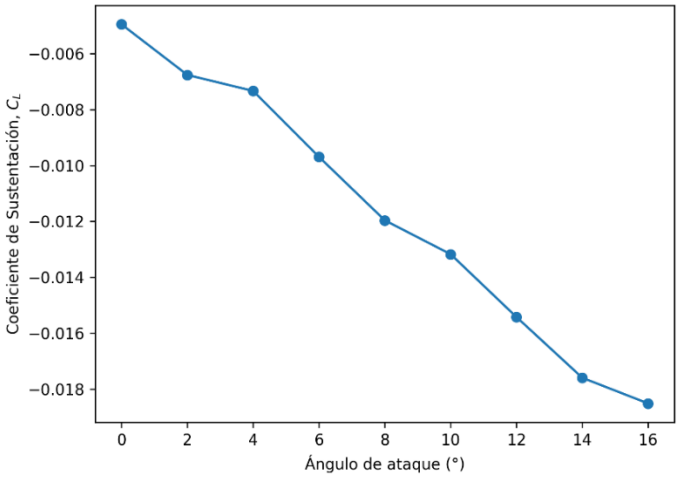


Fig. 7. Gráfico de coeficientes de sustentación vs ángulo de ataque del vehículo sumergible obtenidos mediante CFD.

Para ángulos bajos (0°–6°), la magnitud de C_L se incrementa de manera gradual, indicando que el flujo permanece mayormente adherido a la superficie del fuselaje y que las diferencias de presión entre las regiones superior e inferior del cuerpo son moderadas. En este régimen, la fuerza de sustentación generada es pequeña, lo cual contribuye a una trayectoria estable y a una menor demanda de correcciones de control durante el desplazamiento rectilíneo del vehículo.

A medida que el ángulo de ataque aumenta (≈8°–12°), se observa una desviación progresiva de la linealidad en la curva de C_L, lo que puede asociarse con el inicio de fenómenos de separación del flujo en la región posterior y en las cercanías de los apéndices externos. Estos efectos inducen cambios en la distribución de presión alrededor del fuselaje, modificando la resultante de la fuerza lateral. La correlación con los contornos de velocidad y presión dinámica presentados previamente respalda esta interpretación, ya que en dichos campos se identificaron regiones de recirculación que influyen directamente en la generación de fuerzas normales al eje longitudinal.

Para ángulos mayores, la pendiente efectiva de la curva de C_L tiende a disminuir, lo que sugiere una pérdida de eficiencia hidrodinámica en la generación de fuerza lateral útil, acompañada de un incremento significativo del arrastre. Este comportamiento implica que, desde el punto de vista operativo, las maniobras a grandes ángulos de ataque no solo penalizan el consumo energético (como se discutió para C_D), sino que además reducen la efectividad de la fuerza de sustentación para el control direccional del vehículo.

En términos de diseño, los resultados de $C_L(\alpha)$ indican que la configuración geométrica actual del UUV proporciona una respuesta estable y predecible en el régimen de ángulos pequeños, adecuado para misiones de inspección con trayectorias cuasi rectilíneas. No obstante, la pérdida de linealidad a ángulos mayores sugiere que una optimización del perfil del fuselaje y de la integración de los apéndices externos podría mejorar la distribución de presión y ampliar el rango operativo de ángulos de ataque con comportamiento hidrodinámico favorable.

La figura 8 presenta la variación del coeficiente de momento C_M en función del ángulo de ataque del vehículo sumergible. En el rango de ángulos analizado se observa una tendencia aproximadamente lineal de C_M, lo que indica una respuesta estable del momento de cabeceo ante pequeñas perturbaciones angulares. Este comportamiento sugiere que la configuración geométrica del fuselaje y la distribución de volúmenes del vehículo generan un momento restaurador favorable para la estabilidad longitudinal en condiciones de operación nominal.

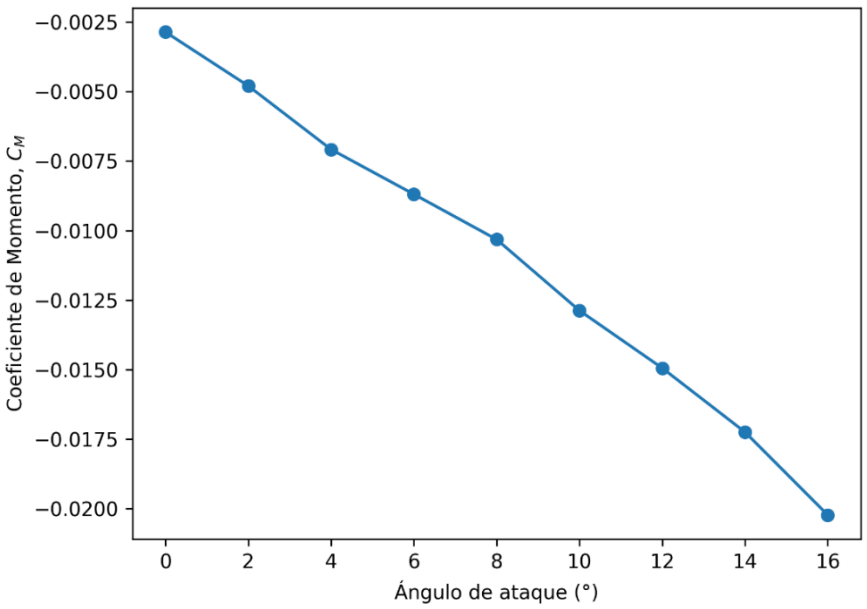


Fig. 8. Gráfico de variación de coeficiente de momento vs ángulo de ataque del vehículo sumergible obtenidos mediante CFD.

A medida que el ángulo de ataque aumenta, la magnitud de C_M se incrementa de forma progresiva, lo cual puede asociarse con la redistribución de presiones alrededor del fuselaje y, en particular, con los gradientes de presión generados en la región posterior y en el carenado del sistema de propulsión.

Estos resultados coinciden con estudios previos de vehículos tipo torpedo [9], donde la correlación de los coeficientes sugiere que la configuración estructural seleccionada del vehículo presenta características hidrodinámicas estables, las cuales pueden emplearse en estudios posteriores de las ecuaciones de movimiento y en el desarrollo de sistemas de control, donde la relación $C_M(\alpha)$ obtenida proporciona información valiosa para el diseño y para la sintonización de controladores en el eje de cabeceo. En particular, una pendiente aproximadamente constante de la curva en el régimen de ángulos pequeños es indicativa de una dinámica predecible, lo que facilita la implementación de estrategias de control robustas para maniobras suaves durante misiones de inspección en aguas someras.

IMPLICACIONES OPERATIVAS DEL VEHÍCULO SUMERGIBLE

El análisis conjunto de los campos de velocidad y presión dinámica, junto con las curvas de los coeficientes hidrodinámicos $C_D(\alpha)$ y $C_L(\alpha)$, permite establecer una relación directa entre los fenómenos de flujo observados y el desempeño global del vehículo. El incremento no lineal del coeficiente de arrastre con el ángulo de ataque se asocia con la intensificación de gradientes de presión adversos y la expansión de regiones de separación del flujo en la sección posterior del fuselaje y alrededor del carenado del sistema de propulsión. Paralelamente, el comportamiento aproximadamente lineal del coeficiente de sustentación para ángulos pequeños indica una respuesta hidrodinámica estable y predecible, adecuada para misiones de desplazamiento rectilíneo y maniobras suaves.

Desde una perspectiva de diseño, estos resultados evidencian que la geometría posterior del vehículo y la integración de los apéndices externos constituyen las principales fuentes de penalización hidrodinámica, particularmente a ángulos de ataque elevados. En consecuencia, el suavizado de transiciones geométricas, la reducción de protuberancias externas y la optimización del carenado del propulsor emergen como estrategias prioritarias para disminuir el arrastre por presión y mejorar la eficiencia energética. En términos operativos, se recomienda mantener el vehículo dentro de un rango de ángulos de ataque bajos durante la navegación en régimen de crucero, con el fin de minimizar el consumo energético y preservar la estabilidad direccional. En conjunto, los resultados obtenidos proporcionan lineamientos prácticos para el rediseño hidrodinámico del UUV y sientan las bases para estudios futuros orientados a la optimización de forma y al acoplamiento con modelos dinámicos de control del vehículo.

CONCLUSIÓN

En este trabajo se presentó el modelado geométrico y la caracterización hidrodinámica mediante Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) de un vehículo sumergible no tripulado de pequeña escala orientado a misiones de inspección y exploración en aguas someras. A partir del análisis de los campos de velocidad y presión dinámica, así como de la evaluación de los coeficientes hidrodinámicos C_D y C_L en función del ángulo de ataque, se logró identificar las principales regiones responsables de las pérdidas hidrodinámicas y del comportamiento dinámico del vehículo.

Los resultados muestran que el coeficiente de arrastre presenta un incremento no lineal conforme aumenta el ángulo de ataque, asociado principalmente al desarrollo de la estela y a la separación del flujo en la sección posterior del fuselaje y alrededor del carenado del sistema de propulsión. Por su parte, el coeficiente de sustentación exhibe un comportamiento aproximadamente lineal para ángulos pequeños, lo que indica una respuesta hidrodinámica estable y predecible en el régimen de operación nominal del vehículo. Estas tendencias son consistentes con los patrones observados en los campos de velocidad y presión, lo que respalda la validez del modelo CFD implementado.

Desde el punto de vista del diseño, se identificó que la geometría posterior del fuselaje y la integración de los apéndices externos constituyen los principales factores que limitan la eficiencia hidrodinámica del vehículo. En consecuencia, se proponen como líneas de mejora el suavizado de transiciones geométricas, la optimización del carenado del sistema de propulsión y la reducción de protuberancias externas, con el objetivo de disminuir el arrastre por presión y mejorar el desempeño energético global del UUV.

Finalmente, el enfoque metodológico presentado en este trabajo proporciona una base sólida para la evaluación hidrodinámica preliminar de vehículos subacuáticos y puede emplearse como herramienta de apoyo al diseño en etapas tempranas del desarrollo. Como trabajo futuro, se plantea la incorporación de modelos de propulsión más realistas, el acoplamiento con modelos dinámicos de seis grados de libertad (6-DOF) y la validación experimental en canal de agua o tanque de arrastre, con el fin de fortalecer la confiabilidad de las predicciones numéricas y ampliar el alcance de aplicación del modelo propuesto.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL) por el apoyo institucional brindado para el desarrollo de este trabajo, así como por las facilidades de infraestructura y recursos académicos proporcionados. Asimismo, se reconoce a la Secretaría de Investigación y Posgrado del IPN por el apoyo para la realización de este trabajo de investigación cuyo apoyo fue fundamental para la realización de las actividades de investigación y análisis presentadas en este estudio.

REFERENCIAS

1. Vázquez-Tzompantzi, M., Salgado-Jiménez, T., & Silva-Morales, B. Y. (2024). Diseño y validación de un UUV con sistema de visión computacional integrado. *Pädi, 12*(Especial 2), 122–128. https://doi.org/10.29057/icbi.v12iEspecial2.12346 .
2. Rodríguez Hibert, C. F. Rivera López J.E., Rivera López J.L., Martínez Cabrera C.A. (2024). *Efecto del diseño de geometría de un dron submarino sobre la fuerza de arrastre experimental*. En *Congreso Estudiantil de Inteligencia Artificial Aplicada a la Ingeniería y Tecnología*. Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Estudios Superiores Cuautitlán, Estado de México, México.
3. Li, X., Zhang, D., Zhao, M., Wang, X., & Shen, Y. (2024). Hydrodynamic analysis and drag-reduction design of an unmanned underwater vehicle based on computational fluid dynamics. *Journal of Marine Science and Engineering, 12*(8), 1388. https://doi.org/10.3390/jmse12081388 .
4. Ray, A., Singh, S., & Seshadri, V. (2009). Evaluation of linear and nonlinear hydrodynamic coefficients of underwater vehicles using CFD. En *Proceedings of the International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering* (Vol. 43444, pp. 257–265). Honolulu, HI, United States. https://doi.org/10.1115/OMAE2009-79374 .
5. Javanmard, E., & Mansoorzadeh, S. (2019). A computational fluid dynamics investigation on the drag coefficient measurement of an AUV in a towing tank. *Journal of Applied Fluid Mechanics, 12*(3), 947–959. https://doi.org/10.29252/jafm.12.03.29525 .
6. Robles Carrasco, G. (2015). *Diseño y estudio hidrodinámico de un submarino autónomo no tripulado (AUV)* [Trabajo Fin de Grado, Universidad Politécnica de Cartagena, Escuela Técnica Superior de Ingeniería Industrial]. Repositorio Institucional. http://hdl.handle.net/10317/4406 .
7. Le, T.-L., & Hong, D.-T. (2021). Computational fluid dynamics study of the hydrodynamic characteristics of a torpedo-shaped underwater glider. *Fluids, 6*(7), 252. https://doi.org/10.3390/fluids6070252 .
8. Dantas, J., & de Barros, E. (2013). Numerical analysis of control surface effects on AUV manoeuvrability. *Applied Ocean Research, 42*, 168–181. https://doi.org/10.1016/j.apor.2013.06.002
9. Gurynenko, S. (2023). Simulation, CFD calculation and estimation of hydrodynamics coefficients of an autonomous unmanned underwater vehicle. *Problems of Control and Informatics, 67*(6), 5–13. https://doi.org/10.34229/1028-0979-2022-6-1 .

Diseño y construcción de un banco de pruebas de bajo costo para drones

Alejandro Jiménez Flores[A], Luis Arturo Reyes Osorio[A], María Eugenia Juárez Huitrón[A], Edmundo Javier Ollervides Vázquez[A,B], Octavio García Salazar[A]

[A] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México
[B] TecNM/Instituto Tecnológico de La Laguna, Torreón 27000, Coahuila, México
alejandro.jimenezf@uanl.edu.mx, luis.reyessr@uanl.edu.mx, mjuarezho@uanl.edu.mx, ejollervidesv@lalaguna.tecnm.mx, Autor de correspondencia: octavio.garciasl@uanl.edu.mx.

RESUMEN

Este trabajo presenta el diseño, fabricación y validación de un banco de pruebas de bajo costo para la medición de fuerzas y momentos en los seis grados de libertad (6 DoF) de un vehículo aéreo no tripulado (UAV). El sistema integra un arreglo de celdas de carga configuradas estratégicamente y un modelo matemático que relaciona las señales medidas con las cargas aplicadas respecto al centro de gravedad del vehículo. El diseño estructural se desarrolló mediante CAD y se evaluó mediante análisis numérico, considerando componentes fabricados en PLA y aleación de aluminio 6061. Los resultados experimentales muestran buena concordancia con sensores comerciales, demostrando la viabilidad de una solución precisa y económica para investigación en UAVs.

PALABRAS CLAVE

Banco de pruebas experimental, vehículos aéreos no tripulados, medición de fuerzas y momentos, instrumentación con celdas de carga, diseño y fabricación de bajo costo.

ABSTRACT

This work presents the design, fabrication, and validation of a low-cost testing bench for measuring forces and moments in all six degrees of freedom (6 DoF) acting on an unmanned aerial vehicle (UAV). The system integrates a strategically arranged set of load cells and a mathematical model that relates sensor signals to the applied loads with respect to the UAV center of gravity. The structural design was developed using CAD and evaluated through numerical analysis, considering components manufactured from polylactic acid (PLA) and aluminum alloy 6061. Experimental results show good agreement with commercial reference sensors, demonstrating the feasibility of an accurate and cost-effective solution for UAV experimental research.

KEYWORDS

Experimental testing bench, unmanned aerial vehicles, force and moment measurement, load cell instrumentation, low-cost design.

INTRODUCCIÓN

Durante los últimos años, los vehículos aéreos no tripulados (UAV, por sus siglas en inglés) han sido objeto de investigación y desarrollo por parte de numerosos científicos e ingenieros en todo el mundo, debido a su amplia gama de aplicaciones en diversos campos. Un cuadricóptero es un tipo de UAV que cuenta idealmente con cuatro rotores provistos de hélices, ubicados en los vértices de un cuadrado, los cuales al girar generan una fuerza de empuje en dirección perpendicular al plano de los rotores, véase la figura 1.

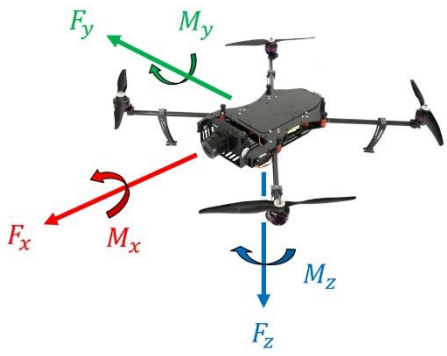


Fig. 1. Características de cuadricóptero y sus fuerzas de empuje.

Los cuadricópteros son vehículos aéreos no tripulados con alta maniobrabilidad y capacidad de despegue y aterrizaje vertical, por lo que resultan adecuados para aplicaciones como vigilancia aérea, fotografía, y misiones de búsqueda y rescate, entre otras.[1] En Hoffmann et al.[2] los autores diseñaron una plataforma experimental de múltiples vehículos tipo cuadricóptero para facilitar la evaluación de algoritmos de control multi-vehículo. En Roldão et al.[3] se llevaron a cabo simulaciones y pruebas experimentales en cuadricópteros para la generación de trayectorias en formación. Por otra parte, en Allen et al.[4] se presenta un cuadricóptero con aplicación en evitación de colisiones mediante un marco de planificación dinámica en tiempo real. En Elmokadem[5] se contempla el uso de múltiples UAVs tipo cuadricóptero para la agricultura de precisión, implementando una estrategia de control distribuido.

La posibilidad de medir todas las fuerzas y los momentos que actúan sobre un vehículo fue reconocida hace cinco décadas[6] y, en la actualidad, tiene una importancia práctica en numerosos campos de la ingeniería, tales como la aeroespacial, el control, la robótica, la biomecánica y la automotriz, entre otros,[7-10] sin limitarse incluso a entornos clínicos.[11]

Los autores en Tlatelpa-Osorio et al.[12] demostraron la aplicación de fuerzas y momentos en el desarrollo de un controlador para un cuadricóptero; en Papachristos et al.[13] se enfocaron únicamente en fuerzas utilizando un rotor tipo *Tri-Tilt*; y en Strachan et al.[14] se consideraron fuerzas y momentos en un modelo genérico de vehículo.

El dispositivo capaz de medir la magnitud y dirección de las fuerzas y los momentos que actúan sobre un vehículo suele denominarse sensor de fuerzas y momentos de seis ejes, lo que significa que puede medir las componentes de fuerza y momento en los ejes x, y y z (F_x, F_y, F_z, M_x, M_y y M_z, respectivamente).[8] No obstante, existe una gran variedad de estos sensores dependiendo de su aplicación. Por ejemplo, en Deshpande et al.[15] se propone el desarrollo y calibración de un sensor de fuerza de tres ejes, ya que, de acuerdo con su estudio, los datos de momentos no siempre son requeridos.

Por otra parte, en Yuan et al.[16] se llevó a cabo la aplicación de un sensor de fuerzas y momentos en el pie de un robot humanoide, donde el conocimiento de las magnitudes en los seis grados de libertad (DoF, por sus siglas en inglés) resulta esencial para el desempeño del vehículo, específicamente para caminar de manera segura. De forma similar, en Park et al.[17] se presenta una investigación sobre un vehículo robótico submarino de seis patas, en la cual este tipo de sensores desempeña un papel fundamental para la medición de las fuerzas y los momentos hidrodinámicos que actúan sobre el robot bajo condiciones de operación específicas y complejas, en este caso, en un entorno submarino.

Aunque existen investigaciones innovadoras recientes sobre sensores, como los sensores de fuerzas y momentos con lubricación por aire[18] y los sensores basados en rejillas de Bragg en fibra óptica,[19] uno de los tipos de sensores de fuerzas y momentos más comúnmente utilizados en la actualidad es aquellos basados en galgas extensométricas piezorresistivas.[9]

A pesar de que los sensores de fuerzas y momentos tienen una amplia gama de aplicaciones en robótica, su uso en el campo aeronáutico es limitado y, en consecuencia, su costo suele ser elevado, lo que dificulta su adquisición por parte de muchas instituciones de investigación. Por ejemplo, los autores en Yu et al.[20] desarrollaron un banco de pruebas de fuerzas y momentos de seis grados de libertad para cuadricópteros; sin embargo, el proceso y la complejidad de dicho desarrollo lo hacen poco adecuado cuando se busca simplicidad y manufactura de bajo costo.

En este contexto, el presente trabajo propone el diseño, fabricación y validación de un banco de pruebas de bajo costo para la medición de fuerzas y momentos en los seis grados de libertad aplicados a vehículos aéreos no tripulados, particularmente cuadricópteros. El principal aporte de esta investigación radica en el desarrollo de una solución experimental accesible que integra modelado matemático, diseño asistido por computadora y análisis numérico para garantizar precisión, rigidez estructural y confiabilidad en la medición, sin recurrir a sensores comerciales de alto costo. A diferencia de plataformas existentes, el sistema propuesto prioriza la simplicidad constructiva, la selección eficiente de materiales y la facilidad de manufactura, lo que lo convierte en una herramienta viable para instituciones académicas y centros de investigación con recursos limitados, contribuyendo así al avance de la investigación experimental en UAVs.

MÉTODO

El objetivo del banco de pruebas es medir de manera experimental las fuerzas y los momentos generados por un vehículo aéreo no tripulado durante su operación. Para ello, se definieron como variables de interés las componentes de fuerza F_x, F_y, F_z y de momento M_x, M_y, M_z, correspondientes a los seis grados de libertad (6 DoF). Los rangos de carga fueron establecidos considerando UAVs de pequeña y mediana escala, típicamente utilizados en investigación académica, así como las limitaciones estructurales y de seguridad del sistema. Adicionalmente, se establecieron restricciones de diseño relacionadas con el costo total del sistema, la facilidad de manufactura y la precisión mínima requerida para la validación experimental, con el propósito de desarrollar una solución accesible para instituciones con recursos limitados.

Diseño conceptual del banco de pruebas

El diseño conceptual del banco de pruebas se basa en la medición indirecta de fuerzas y momentos mediante la deformación controlada de celdas de carga. El sistema fue concebido como una estructura rígida que soporta al UAV y transmite las cargas generadas hacia un conjunto de sensores dispuestos estratégicamente, ver figura 2.

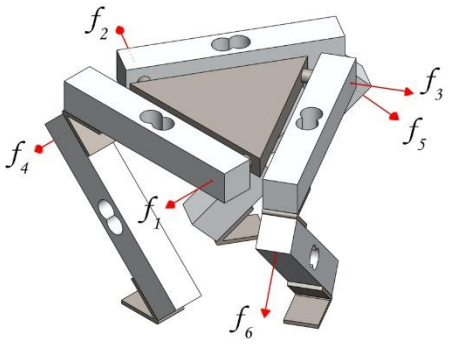


Fig. 2. Diseño conceptual del banco de pruebas de bajo costo.

El diseño final del banco de pruebas considera cuatro piezas rígidas diferentes, las cuales fijan las celdas de carga en su posición correcta y se conectan al tubo que sostiene al dron. La figura 3 ilustra con mayor detalle las piezas de fijación, así como la disposición correcta de las celdas de carga. El

modelo del banco de pruebas fue creado utilizando el software de diseño asistido por computadora (CAD) SolidWorks.

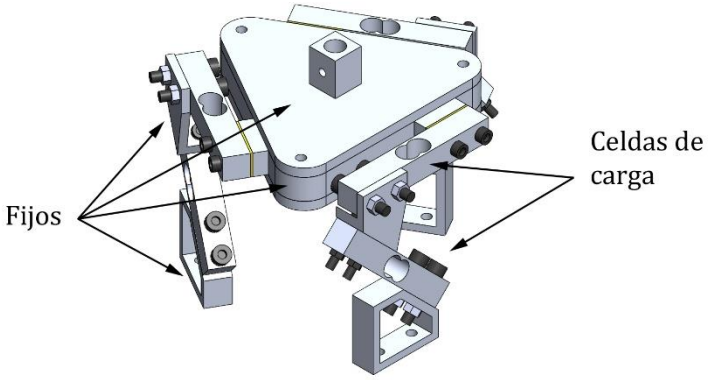


Fig. 3. Diseño final de banco de pruebas de bajo costo.

Modelado matemático de fuerzas y momentos

Se desarrolló un modelo matemático que relaciona las señales de salida de las celdas de carga con las fuerzas y momentos aplicados sobre el UAV. El modelo se formuló con respecto a un sistema de referencia fijo y al centro de gravedad del vehículo. Las fuerzas medidas por cada celda de carga se combinan mediante un sistema de ecuaciones lineales para obtener las componentes globales de fuerza y momento. Esta formulación permite expresar el problema en forma matricial, facilitando su implementación computacional y su uso en procesos de calibración. El modelo constituye la base para la conversión de señales eléctricas en magnitudes físicas, así como para el análisis posterior de los resultados experimentales.

El enfoque considera el banco de pruebas como una viga en voladizo (véase la figura 4), en la cual, de manera simplificada, la fuerza desconocida F aplicada en el punto {B} se determina mediante el equilibrio de momentos con respecto al punto {T}, teniendo en cuenta las fuerzas de reacción R_n generadas y medidas por cada celda de carga.

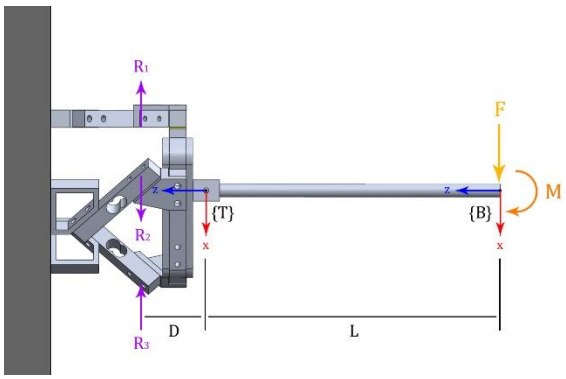


Fig. 4. Representación de banco de pruebas como viga en voladizo.

Dado que el banco de pruebas se considera totalmente rígido, cuando se aplican cargas, la suma de momentos es igual a cero en cualquier punto. De este modo, y considerando las distancias D y L, las fuerzas aplicadas en {B} pueden obtenerse correctamente, como se expresa en la Ecuación 1, donde se tiene una sola ecuación con una variable desconocida (F), lo que conduce a una solución única.

$$F \cdot L = (R_1 - R_2 + R_3) \cdot D \tag{1}$$

El enfoque descrito permite calcular las tres componentes de fuerza (F_x, F_y y F_z) aplicadas en el punto {B}.

El alcance del banco de pruebas se limita a calcular únicamente las variables de fuerza en el punto {B}. Dado que la celda de carga se utiliza para detectar una fuerza aplicada de manera perpendicular a su eje longitudinal, los datos que proporciona corresponden a la fuerza perpendicular que experimenta la celda de carga, la cual no siempre coincide con la fuerza que realmente se está aplicando, ya que esta depende de la dirección en la que se ejerce la fuerza.

Selección de materiales

La selección de materiales se realizó considerando propiedades mecánicas, disponibilidad comercial, costo y facilidad de manufactura. Se eligió ácido poliláctico (PLA) para componentes fabricados mediante impresión 3D, debido a su bajo costo, buena rigidez específica y facilidad de procesamiento. Asimismo, se seleccionó la aleación de aluminio 6061 para componentes estructurales sometidos a mayores cargas, debido a su alta resistencia mecánica, buena relación peso–rigidez y excelente maquinabilidad, ver tabla I. La comparación entre ambos materiales permitió evaluar el impacto del material en la rigidez del sistema y en la precisión de las mediciones.

Tabla I. Propiedades mecánicas del Al-6061 y del PLA

Propiedad	Al-6061	PLA
Densidad [kg/m³]	2770	1252
Módulo de elasticidad (E) [GPa]	68.9	1.9482
Resistencia última a la tensión (UTS) [MPa]	310	41.388

Análisis numérico

Con el fin de evaluar la respuesta estructural del banco de pruebas y anticipar su capacidad para proporcionar mediciones precisas, se desarrolló un modelo numérico basado en el método de los elementos finitos (FEM). Como parte de la configuración de los parámetros de las simulaciones FEM, las condiciones de frontera se definieron de acuerdo con el principio de funcionamiento del banco de pruebas, ver figura 5.



(a) (b)

Fig. 5. (a) Discretizado y (b) condiciones de frontera del banco de pruebas de bajo costo.

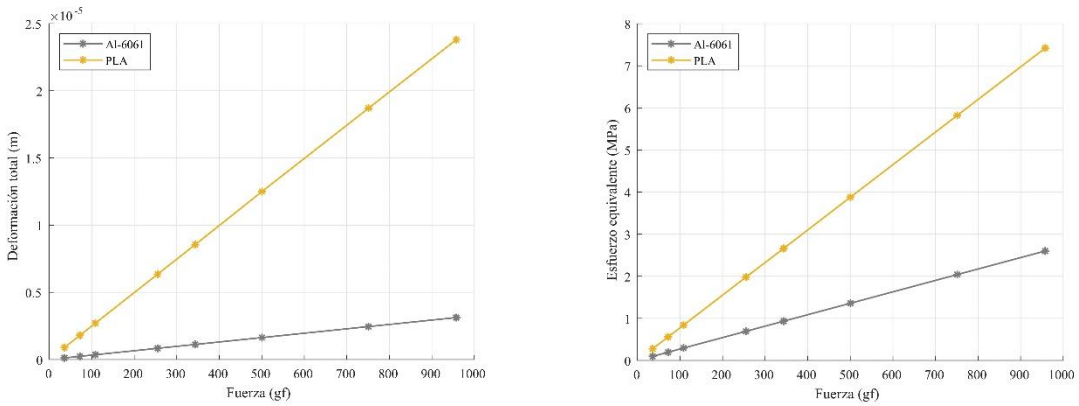
La magnitud de la carga aplicada se varió en un rango de 1.9 kPa a 52.9 kPa, lo que equivale a fuerzas comprendidas entre 35.7 gf y 957.5 gf.

Si bien durante la experimentación las cargas se consideran directamente como fuerzas, para las simulaciones FEM estas fueron convertidas a presiones con el objetivo de garantizar la uniformidad y consistencia de los resultados numéricos. Las cargas empleadas corresponden a fuerzas conocidas

(pesos calibrados), seleccionadas específicamente para el proceso de calibración del banco de pruebas.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Las figuras 6(a) y 6(b) muestran los resultados del análisis estructural estático del banco de pruebas para las configuraciones fabricadas en Al 6061 y PLA.



(a) (b)

Fig. 6. Resultados de simulación numérica (a) deformación total vs fuerza y (b) esfuerzo equivalente vs fuerza.

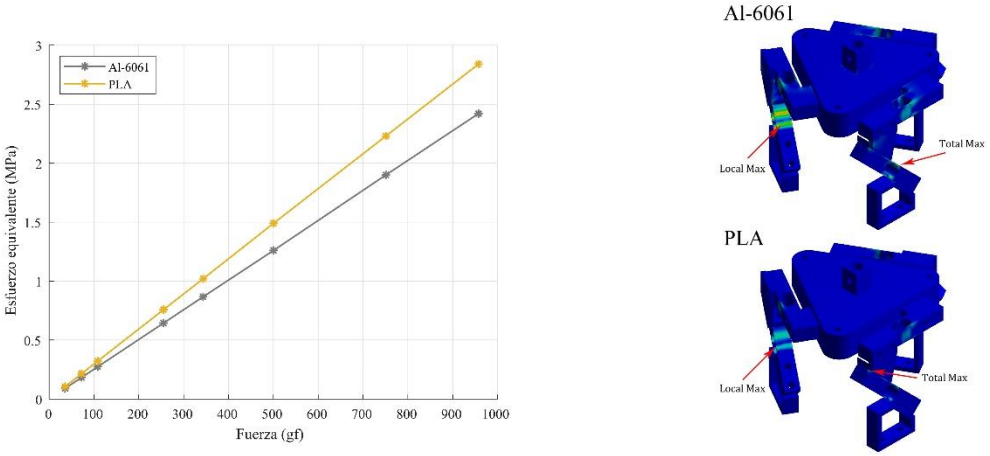
Los campos de esfuerzos equivalentes evidencian una distribución similar, concentrándose las máximas solicitaciones en las zonas de unión y fijación de las celdas de carga, así como en las regiones donde se produce la transferencia directa de carga hacia la estructura. Esta localización de máximos concuerda con el principio de funcionamiento del banco de pruebas, donde dichas regiones actúan como puntos críticos de transmisión de fuerzas.

A pesar de la similitud en la distribución espacial de esfuerzos, se observa una diferencia significativa en la magnitud de las deformaciones y esfuerzos entre ambos materiales, atribuida principalmente a la diferencia en sus módulos de elasticidad. En particular, la estructura fabricada en PLA presenta mayores deformaciones globales, mientras que la configuración en aluminio 6061 exhibe un comportamiento estructural más rígido.

La figura 6(a) presenta la deformación total máxima en función de la fuerza aplicada. Se observa una relación aproximadamente lineal entre la carga aplicada y la deformación para ambos materiales, lo cual es consistente con un comportamiento elástico lineal dentro del rango de cargas analizado. No obstante, el banco de pruebas fabricado en PLA muestra deformaciones considerablemente mayores en comparación con el aluminio 6061, alcanzando valores del orden de 10^{-5}m para cargas cercanas a 1000 gf. En contraste, la configuración en aluminio 6061 presenta deformaciones notablemente menores, lo que confirma su mayor rigidez estructural.

La figura 6(b) muestra la tensión equivalente máxima global para ambos materiales. Nuevamente, se aprecia una tendencia lineal con respecto a la carga aplicada. El PLA presenta valores de esfuerzo superiores a los del aluminio 6061 para un mismo nivel de carga, lo cual se explica por su menor módulo elástico. Sin embargo, en ambos casos los esfuerzos máximos permanecen muy por debajo de la resistencia última a la tensión de cada material, garantizando que el banco de pruebas opere dentro de un régimen seguro y sin riesgo de falla estructural.

Por su parte, la figura 7 muestra el esfuerzo local, evaluado específicamente en las regiones críticas cercanas a las celdas de carga. En este caso, la diferencia entre ambos materiales es menos pronunciada que en el análisis global, lo que indica que, aunque el PLA presenta mayores deformaciones, las concentraciones locales de esfuerzo son comparables entre ambas configuraciones.



(a) (b)

Fig. 7. Max esfuerzo local en banco de pruebas de bajo costo (a) magnitudes y (b) ubicación.

Este resultado es particularmente relevante, ya que sugiere que el uso de PLA no compromete la integridad local de los puntos de medición, siempre que el sistema opere dentro del rango de cargas considerado.

En conjunto, los resultados numéricos demuestran que ambas configuraciones estructurales son capaces de soportar las cargas de operación sin alcanzar niveles críticos de esfuerzo. No obstante, la elección del material tiene un impacto directo en la rigidez global del banco de pruebas y, por ende, en la precisión de las mediciones. Mientras que el Al 6061 ofrece una mayor rigidez y menores deformaciones, el PLA representa una alternativa viable de bajo costo, con deformaciones controladas y esfuerzos admisibles, adecuada para aplicaciones académicas y de investigación donde se prioriza la accesibilidad económica sin sacrificar la confiabilidad de los datos experimentales.

El banco de pruebas de bajo costo para drones fue fabricado en dos configuraciones distintas, con el objetivo de evaluar el desempeño estructural y funcional de diferentes materiales. Una configuración fue manufacturada en aleación de Al 6061 mediante procesos de mecanizado convencional, mientras que la segunda fue fabricada en PLA utilizando técnicas de manufactura aditiva.

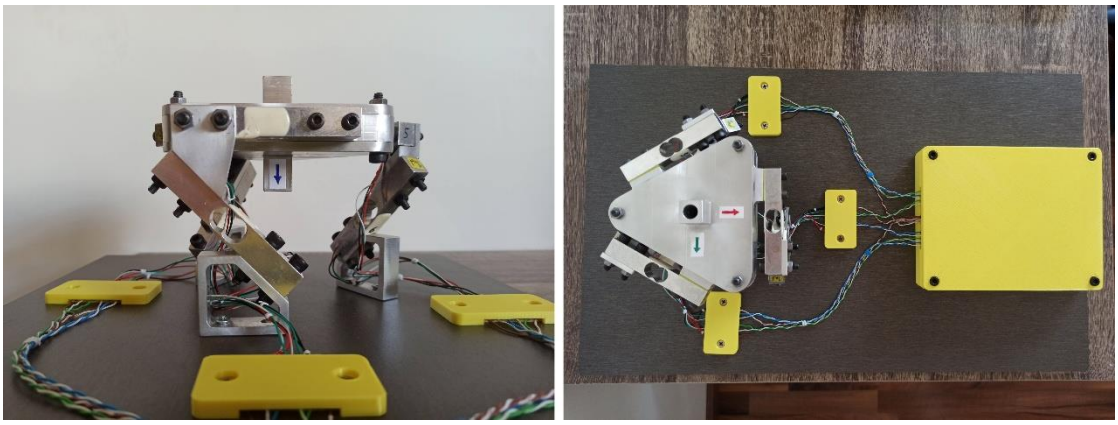
Previamente a la fabricación de las piezas estructurales, se realizó la integración y verificación del sistema electrónico. Las celdas de carga, los convertidores analógico-digital ADS1256 y el microcontrolador Arduino UNO fueron conectados y soldados sobre una tarjeta de circuito impreso (PCB), diseñada específicamente para este propósito. Posteriormente, se fabricó una carcasa para la electrónica mediante impresión 3D, con el fin de proteger y organizar los componentes electrónicos. Adicionalmente, se imprimieron cajas auxiliares para resguardar el cableado que conecta las celdas de carga con los módulos de adquisición.

En el caso del banco de pruebas de Al 6061, las piezas de fijación fueron mecanizadas a partir de bloques sólidos y ensambladas junto con las celdas de carga utilizando tornillería estándar. De manera similar, el banco de pruebas fabricado en PLA fue ensamblado a partir de piezas impresas en 3D, empleando el mismo sistema de fijación. Ambas configuraciones permitieron obtener un ensamblaje funcional y comparable, facilitando el análisis del efecto del material en la rigidez estructural y la precisión de las mediciones.

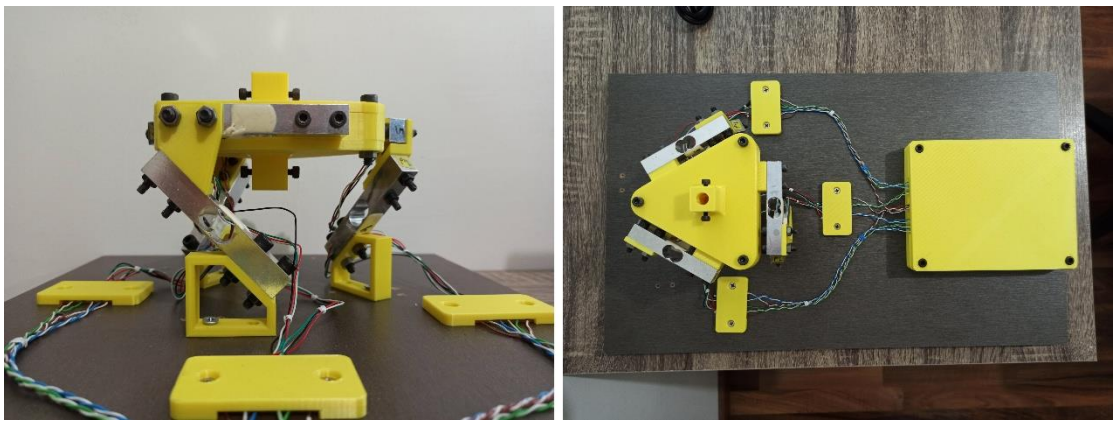
Fabricación de banco de pruebas

El banco de pruebas de bajo costo para drones fue fabricado en dos configuraciones distintas, con el objetivo de evaluar el desempeño estructural y funcional de diferentes materiales. Una configuración fue manufacturada en aleación de Al 6061 mediante procesos de mecanizado

convencional, mientras que la segunda fue fabricada en PLA utilizando técnicas de manufactura aditiva, ver figura 8.



(a)



(b)

Fig. 8. Fabricación de banco de pruebas de bajo costo (a) Al-6061 y (b) PLA.

Previamente a la fabricación de las piezas estructurales, se realizó la integración y verificación del sistema electrónico. Las celdas de carga, los convertidores analógico-digital ADS1256 y el microcontrolador Arduino UNO fueron conectados y soldados sobre una tarjeta de circuito impreso (PCB), diseñada específicamente para este propósito. Posteriormente, se fabricó una carcasa para la electrónica mediante impresión 3D, con el fin de proteger y organizar los componentes electrónicos. Adicionalmente, se imprimieron cajas auxiliares para resguardar el cableado que conecta las celdas de carga con los módulos de adquisición.

En el caso del banco de pruebas de Al 6061, las piezas de fijación fueron mecanizadas a partir de bloques sólidos y ensambladas junto con las celdas de carga utilizando tornillería estándar. De manera similar, el banco de pruebas fabricado en PLA fue ensamblado a partir de piezas impresas en 3D, empleando el mismo sistema de fijación. Ambas configuraciones permitieron obtener un ensamblaje funcional y comparable, facilitando el análisis del efecto del material en la rigidez estructural y la precisión de las mediciones.

CONCLUSIÓN

En este trabajo se diseñó, fabricó y validó un banco de pruebas de bajo costo para la medición de fuerzas y momentos en los seis grados de libertad aplicados a vehículos aéreos no tripulados. El sistema propuesto integra un arreglo estratégico de celdas de carga, un modelo matemático para la

reconstrucción de fuerzas y momentos, así como análisis numérico y validación experimental, permitiendo obtener mediciones confiables sin recurrir a sensores comerciales de alto costo.

Los resultados del análisis numérico demostraron que tanto la configuración fabricada en Al 6061 como la fabricada en PLA operan dentro de un régimen estructural seguro, con niveles de esfuerzo muy por debajo de los límites admisibles de cada material. Sin embargo, se observó que la elección del material tiene un impacto directo en la rigidez global del sistema, siendo el aluminio 6061 el que presenta menores deformaciones y, por tanto, mayor estabilidad estructural. Aun así, el banco de pruebas fabricado en PLA mostró un desempeño adecuado, con deformaciones controladas que no comprometen la precisión de las mediciones dentro del rango de cargas analizado.

La validación experimental evidenció una buena concordancia entre las mediciones obtenidas con el banco de pruebas propuesto y las registradas por sensores comerciales de referencia, lo que confirma la viabilidad del sistema para aplicaciones experimentales en UAVs. La adecuada selección de materiales, junto con la integración de diseño CAD, análisis FEM e instrumentación electrónica, resultó fundamental para lograr un equilibrio entre costo, rigidez y precisión.

Finalmente, el banco de pruebas desarrollado constituye una herramienta accesible y funcional para la investigación académica y el desarrollo experimental de UAVs, especialmente en contextos donde el acceso a equipos de medición de alto costo es limitado.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica de la Universidad Autónoma de Nuevo León (CIIIA-FIME-UANL) por las facilidades de infraestructura y recursos académicos proporcionados para el desarrollo de este trabajo.

FINANCIAMIENTO

Este trabajo de investigación está financiado por la Oficina de Investigación Naval Global (ONRG) de los Estados Unidos con el número de proyecto N629092512014.

REFERENCIAS

1. Fernando, H. C. T. E., De Silva, A. T. A., De Zoysa, M. D. C., Dilshan, K. A. D. C., & Munasinghe, S. R. (2013, December). Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV. In 2013 IEEE 8th International conference on industrial and information systems (pp. 207-212). IEEE.
2. Hoffmann, G., Waslander, S., & Tomlin, C. (2006, August). Distributed cooperative search using information-theoretic costs for particle filters, with quadrotor applications. In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (p. 6576).
3. Roldão, V., Cunha, R., Cabecinhas, D., Silvestre, C., & Oliveira, P. (2014). A leader-following trajectory generator with application to quadrotor formation flight. Robotics and Autonomous Systems, 62(10), 1597-1609.
4. Allen, R., & Pavone, M. (2016). A real-time framework for kinodynamic planning with application to quadrotor obstacle avoidance. In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (p. 1374).
5. Elmokadem, T. (2019). Distributed coverage control of quadrotor multi-UAV systems for precision agriculture. *IFAC-PapersOnLine*, *52*(30), 251-256.
6. Liang, Q., Zhang, D., Coppola, G., Wang, Y., Wei, S., & Ge, Y. (2014). Multi-dimensional MEMS/micro sensor for force and moment sensing: A review. IEEE Sensors Journal, 14(8), 2643-2657.
7. Tavakolpour-Saleh, A. R., & Sadeghzadeh, M. R. (2014). Design and development of a three-component force/moment sensor for underwater hydrodynamic tests. Sensors and Actuators A: Physical, 216, 84-91.

8. Payo, I., Adánez, J. M., Rosa, D. R., Fernández, R., & Vázquez, A. S. (2018). Six-axis column-type force and moment sensor for robotic applications. IEEE Sensors Journal, 18(17), 6996-7004. T., L., ≪Design of a three-dimensional capacitor-based six-axis force sensor for human-robot interaction≫, Sensors and Actuators A: Physical, 331, 112939., 2021.
9. Liu, T. (2021). Design of a three-dimensional capacitor-based six-axis force sensor for human-robot interaction. Sensors and Actuators A: Physical, 331, 112939.
10. Akbari, H., & Kazerooni, A. (2018). Improving the coupling errors of a Maltese cross-beams type six-axis force/moment sensor using numerical shape-optimization technique. Measurement, 126, 342-355.
11. Jacobs, D. A., & Ferris, D. P. (2015). Estimation of ground reaction forces and ankle moment with multiple, low-cost sensors. Journal of neuroengineering and rehabilitation, 12(1), 90.
12. Tlatelpa-Osorio, Y. E., Corona-Sánchez, J. J., & Rodríguez-Cortés, H. (2016, June). Quadrotor control based on an estimator of external forces and moments. In 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) (pp. 957-963). IEEE.
13. Papachristos, C., Alexis, K., & Tzes, A. (2014, May). Efficient force exertion for aerial robotic manipulation: Exploiting the thrust-vectoring authority of a tri-tiltrotor uav. In 2014 IEEE international conference on robotics and automation (ICRA) (pp. 4500-4505). IEEE.
14. Strachan, R., Knowles, K., Lawson, N. J., & Finnis, M. V. (2012). Force and moment measurements for a generic car model in proximity to a side wall. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of automobile engineering, 226(10), 1352-1364.
15. Deshpande, M. S., Jawale, H. P., & Thorat, H. T. (2016, July). Development, calibration and testing of three axis force sensor. In 2016 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE) (pp. 285-289). IEEE.
16. Yuan, C., Luo, L. P., Yuan, Q., Wu, J., Yan, R. J., Kim, H., ... & Han, C. S. (2015). Development and evaluation of a compact 6-axis force/moment sensor with a serial structure for the humanoid robot foot. *Measurement*, *70*, 110-122.
17. Park, J. Y., Shim, H., Jun, B. H., Lee, P. M., Yoo, S. Y., & Baek, H. (2017, February). Measurement of hydrodynamic forces and moment acting on Crabster, CR200 using model tests. In 2017 IEEE Underwater Technology (UT) (pp. 1-5). IEEE.
18. Huang, B., Tao, J., Yi, J., Wang, X., Li, C., & Chen, S. (2017). Improvement for the stability of an air-lubricated six-axis force/moment sensor. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, *92*(1), 715-721.
19. Kim, C., & Lee, C. H. (2016). Development of a 6-DoF FBG force–moment sensor for a haptic interface with minimally invasive robotic surgery. Journal of Mechanical Science and Technology, 30(8), 3705-3712.
20. Yu, Y., & Ding, X. (2012). A quadrotor test bench for six degree of freedom flight. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 68(3), 323-338.

Modelado de estructuras reentrantes en un perfil aerodinámico

Ricardo Parga Montemayor, Luis Alberto López Pavón, Luis Arturo Reyes Osorio, Diego Reducindo-Almanza, Octavio García Salazar
Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica,
Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México
luis.lopezpv@uanl.edu.mx, luis.reyessr@uanl.edu.mx, diego.reducindoa@uanl.edu.mx,
octavio.garciasl@uanl.edu.mx
Autor de Correspondencia: ricardo.pargamnt@uanl.edu.mx

RESUMEN

Las propiedades superelásticas de una aleación con memoria de forma Ti-Zr se evaluaron mediante una estructura auxética reentrante integrada en un perfil aerodinámico, usando elementos finitos no lineales. Se desarrolló un modelo constitutivo para describir la respuesta mecánica del material y se implementó un modelo numérico con elementos tipo viga por su eficiencia computacional. Las configuraciones quirales ofrecieron mayor flexibilidad y capacidad de carga, mostrando desplazamientos elevados con tensiones limitadas. Los resultados numéricos mostraron buena concordancia con datos experimentales, demostrando el potencial de estas aleaciones en perfiles aerodinámicos de deformación suave.

PALABRAS CLAVE

Aleación Ti-Zr, Propiedades superelásticas, Geometrías reentrantes, simulación, perfil aerodinámico.

ABSTRACT

The superelastic properties of a Ti-Zr shape memory alloy were investigated using a re-entrant auxetic core structure embedded within an airfoil, through nonlinear finite element analysis. First, a constitutive model was developed to capture the superelastic mechanical response of the alloy. Subsequently, a numerical model of re-entrant auxetic structures was implemented, employing beam elements for improved computational efficiency. Simple and complex chiral configurations provided enhanced structural flexibility and load-bearing capability, exhibiting large displacements under limited stress levels. The numerical results showed good agreement with experimental data, demonstrating the potential of superelastic auxetic cores as an effective solution for smooth morphing airfoil applications.

KEYWORDS

Ti–Zr alloy, superelastic properties, re-entrant geometries, simulation, airfoil.

INTRODUCCIÓN

Las aleaciones con memoria de forma (SMA, por sus siglas en inglés Shape Memory Alloys) son materiales capaces de experimentar grandes deformaciones reversibles bajo ciclos de carga mecánica. Estas aleaciones metálicas presentan una transformación de fase en estado sólido, reversible y sin difusión, entre la fase austenítica y la fase martensítica. Como resultado de este mecanismo, se manifiestan dos efectos de gran interés tecnológico: (i) el efecto memoria de forma (SME, por sus siglas en inglés), que permite al material recuperar una configuración preestablecida tras ser deformado y posteriormente calentado, y (ii) la superelasticidad, que consiste en la capacidad de soportar deformaciones del orden de varios puntos porcentuales de manera completamente reversible bajo carga mecánica, sin necesidad de un cambio térmico.[1] En este último caso, la transformación martensítica es inducida por la tensión aplicada, lo que en aleaciones convencionales Ni–Ti conduce típicamente a deformaciones recuperables de hasta aproximadamente 8%.

Dentro de las alternativas libres de níquel, el sistema de aleación Ti–Zr–Nb–Sn ha emergido como una opción prometedora, al exhibir propiedades superelásticas a temperatura ambiente.[2–4] En particular, las composiciones Ti-Zr han demostrado recuperaciones superelásticas cercanas al 7%. La sustitución parcial de Nb por Zr incrementa la deformación asociada a la transformación de fase, manteniendo prácticamente inalterada la temperatura de transformación. Sin embargo, la reducción excesiva del contenido de Nb favorece la formación acelerada de la fase ω, lo cual tiene un efecto perjudicial sobre las propiedades mecánicas. Estudios previos han demostrado que la adición de Sn suprime eficazmente dicha fase, mejorando el desempeño mecánico global de la aleación.[5] Además, en comparación con las aleaciones Ni–Ti, las aleaciones Ti–Zr presentan una trabajabilidad superior, lo que facilita su conformado en geometrías complejas y amplía su potencial de aplicación estructural.

El comportamiento termomecánico de las SMA es intrínsecamente complejo, debido a la interdependencia entre tensión, deformación y temperatura. La elevada deformación recuperable se atribuye a la transformación reversible entre las fases martensítica y austenítica, lo que ha motivado el desarrollo de modelos constitutivos capaces de describir adecuadamente estas respuestas no lineales. Diversos modelos fenomenológicos y micromecánicos han sido propuestos para predecir el comportamiento superelástico y el efecto memoria de forma.[6–10] Entre ellos, el modelo de Brinson destaca por incorporar explícitamente la evolución de martensita maclada y des maclada, permitiendo una descripción robusta tanto del SME como de la superelasticidad.[11]

Paralelamente, las estructuras auxéticas, caracterizadas por presentar un coeficiente de Poisson negativo, han cobrado un interés creciente en el desarrollo de dispositivos avanzados, particularmente en actuadores inteligentes, estructuras de forma variable y dispositivos implantables mínimamente invasivos. Diversos estudios han explorado la integración de geometrías auxéticas con SMA para aplicaciones funcionales. Por ejemplo, Pelton et al.[12] evaluaron geometrías auxéticas en stents expandibles, mientras que Bianchi et al.[13] demostraron la influencia significativa del efecto memoria de forma en el comportamiento mecánico de espumas auxéticas. Hassan et al.[14] propusieron estructuras funcionales basadas en topologías quirales combinadas con SMA, introduciendo el concepto de celdas inteligentes sólidas.

En el ámbito aeroespacial, se han reportado aplicaciones relevantes de estructuras auxéticas para sistemas desplegables y perfiles aerodinámicos. Jacobs et al.[15] diseñaron y evaluaron experimentalmente una antena desplegable basada en SMA, mientras que Rossiter et al.[16] investigaron estructuras auxéticas con SMA para sistemas desplegables sin mecanismos de actuación externos. Estudios posteriores analizaron el comportamiento mecánico de panales auxéticos con SMA y su influencia en la flexibilidad estructural.[17] Budarapu et al.[18] y Chen et al.[19] demostraron que las geometrías auxéticas integradas como núcleos estructurales en perfiles aerodinámicos permiten grandes desplazamientos con niveles de esfuerzo reducidos, lo que resulta particularmente atractivo para aplicaciones de morphing aerodinámico. Asimismo, Huang et al.[20] desarrollaron configuraciones auxéticas reentrantes capaces de soportar grandes deformaciones, combinando alta flexibilidad con resistencia mecánica.

Investigaciones adicionales han abordado la influencia de parámetros geométricos en el desempeño mecánico de estas estructuras, como el espesor de las paredes subcelulares,[8] el comportamiento bajo compresión uniaxial,[21] y los mecanismos de deformación dominantes en distintas direcciones de carga.[22] Recientemente, se han propuesto diseños auxéticos híbridos y configuraciones embebidas para optimizar la respuesta mecánica mediante análisis teóricos y numéricos.[23]

Una característica particularmente relevante de las estructuras auxéticas modernas es su capacidad de actuación activa cuando se fabrican con materiales inteligentes, como las SMA.[24] La integración de estructuras auxéticas basadas en SMA dentro de perfiles aerodinámicos permite obtener sistemas altamente flexibles, con capacidad de deformación controlada bajo cargas aerodinámicas, especialmente en regiones críticas como el borde de salida.

En este contexto, el presente estudio establece el modelado de las propiedades superelásticas de la aleación Ti-Zr mediante el modelo constitutivo de Auricchio, validándolo con datos experimentales reportados en la literatura y comparando su respuesta con la de una aleación Ni–Ti convencional. El modelo fenomenológico se implementó inicialmente en Matlab para definir las propiedades del material y aplicar

secuencias de carga controladas. Posteriormente, el modelo constitutivo se integró en el software de elementos finitos no lineales Abaqus para evaluar el comportamiento de estructuras auxéticas reentrantes incrustadas en un perfil aerodinámico. Finalmente, se analizaron comparativamente las respuestas mecánicas y la capacidad de actuación de ambas aleaciones bajo diferentes condiciones de contorno y carga uniaxial.

MODELO CONSTITUTIVO

Los modelos constitutivos consideran que la tensión, la temperatura y la fracción volumétrica de martensita (ξ) están relacionadas mediante una ecuación de estado del tipo ξ = ξ(σ, T). De manera general, se asume además la existencia de una relación constitutiva entre el esfuerzo de transformación y la fracción de martensita. En los enfoques termodinámicos, la ecuación de evolución de ξ se deriva a partir de un potencial de disipación. Sin embargo, dicha ecuación no puede integrarse en forma cerrada para obtener una expresión explícita ξ = ξ(σ, T), ya que el valor interno actual de ξ depende de la trayectoria de carga seguida en el espacio de estados.

La figura 1 muestra un modelo aplicado a materiales inelásticos con comportamientos complejos, como aquellos que presentan transiciones de fase sólido–sólido.

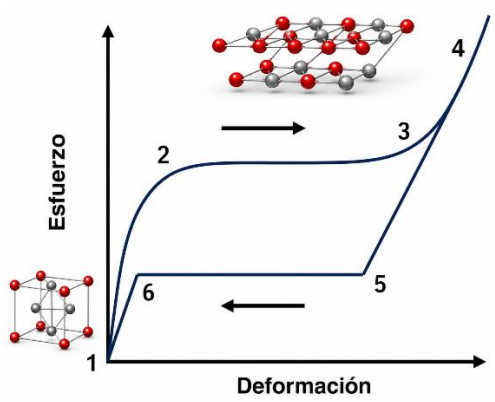


Fig. 1. Representación fenomenológica del efecto superelástico.

La respuesta superelástica se describe fenomenológicamente mediante puntos característicos sobre la curva esfuerzo–deformación: La trayectoria del punto 1 al punto 2 corresponde al módulo elástico de la austenita; los puntos 2 y 3 representan el inicio y el final de la transformación martensítica, respectivamente; la trayectoria del punto 4 al punto 5 define el módulo elástico de la martensita completamente transformada; mientras que los puntos 5 y 6 indican el inicio y el final de la transformación inversa hacia la austenita. El modelo incorpora leyes de evolución de tipo exponencial y lineal, y en el régimen superelástico considera propiedades mecánicas diferenciadas para las fases austenítica y martensítica. Este enfoque ha sido formulado para aplicaciones tanto unidimensionales como tridimensionales. [9]

El modelo de Brinson, derivado de los resultados de Tanaka y Liang–Rogers, define el comportamiento tensional y termoelástico de los materiales con memoria de forma (SMA) en función de la deformación, la temperatura y la fracción de martensita.[11] Este efecto se incorpora tanto en los modelos de Brinson como de Auricchio, los cuales establecen dicha relación mediante una regla de mezcla lineal o de Voigt, aunque también puede formularse utilizando la regla armónica o de Reuss. La aplicación de cualquiera de estas reglas produce resultados similares; sin embargo, la regla de Voigt presenta un enfoque más simple.

El modelo de Brinson considera la influencia de la fracción de martensita sobre el tensor de transformación y asume una función constitutiva lineal del material en términos de ξ. La ecuación constitutiva para una SMA con funciones de material no constantes se define como:

$$\sigma - \sigma_0 = D(\xi)\,\varepsilon - D(\xi_0)\,\varepsilon_0 + \Omega(\xi)\,\xi_S - \Omega(\xi_0)\,\xi_{S0} + \theta\,(T - T_0) \tag{1}$$

donde σ es el esfuerzo uniaxial, ε es la deformación y T es la temperatura. Las magnitudes σ_0, ε_0, ξ_{s0} y ξ_s corresponden a las condiciones iniciales del estado del material. T_0 representa la temperatura a deformación térmica nula, D es el módulo de elasticidad, Ω es un factor asociado al cambio de fase y θ es el coeficiente de expansión térmica. Las funciones de material Ω y θ se determinan experimentalmente bajo condiciones de esfuerzo nulo.

El módulo elástico y el parámetro Ω dependen de la fracción volumétrica de martensita según:

$$E(\xi) = E_A + (E_M - E_A)\,\xi, \Omega(\xi) = -\varepsilon_L\, E(\xi) \tag{2}$$

donde ε_L es la deformación residual máxima, E_A es el módulo de elasticidad de la austenita y E_M es el módulo de elasticidad de la martensita.

Todos los parámetros de entrada del modelo de Auricchio se obtuvieron a partir de pruebas experimentales previas, con el fin de evaluar la respuesta termomecánica de la aleación Ti-Zr bajo diferentes niveles de complejidad geométrica y condiciones límite de carga. Los resultados del modelo de Auricchio aplicado a la aleación Ti-Zr, así como un estudio comparativo con la aleación con memoria de forma Ni–Ti, se presentan en las secciones siguientes.

METODOLOGÍA

En esta sección se describe la metodología empleada para evaluar la respuesta termomecánica de la aleación Ti-Zr, como se ilustra en la figura 2. El modelo constitutivo y las simulaciones numéricas se desarrollaron a partir de datos experimentales reportados para dicha aleación y, con fines comparativos, para una aleación Ni–Ti en estado superelástico.

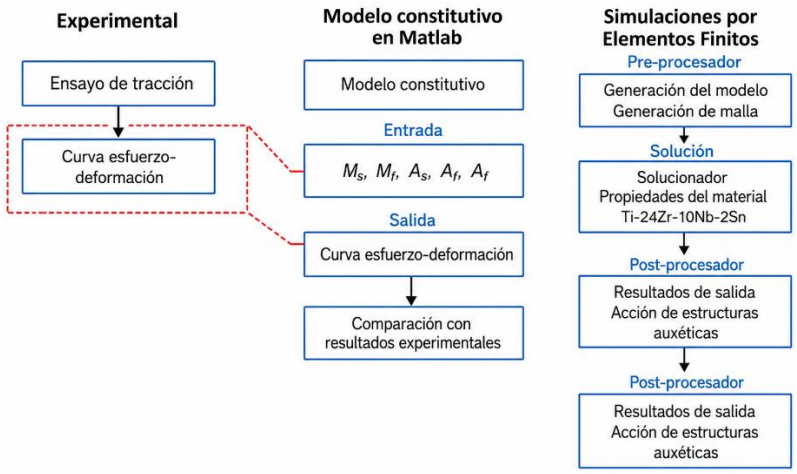


Fig. 2. Metodología para evaluar la capacidad de actuación de estructuras auxéticas de Ti-Zr.

El modelo termomecánico incorpora la transformación de fase mediante las temperaturas críticas Ms, Mf, As y Af, que describen el inicio y final de las transformaciones martensítica y austenítica.[11] En primer lugar, se desarrolló un código para reproducir el comportamiento superelástico de la aleación Ti-Zr. Posteriormente, se implementaron modelos numéricos en Abaqus para evaluar la respuesta mecánica de dos configuraciones de estructuras auxéticas.

Se realizó una optimización no lineal ajustando las temperaturas de transformación dentro del rango reportado para aleaciones Ti–Zr, con el objetivo de aproximar las curvas esfuerzo–deformación experimental.[3] Las tensiones críticas Ss_{CR} y Sf_{CR}, así como los coeficientes de esfuerzo C_M y C_A, se determinaron a partir de ensayos de tensión realizados a 30 °C, 37 °C, 47 °C y 57 °C, siguiendo criterios reportados en la literatura.[25]

Las condiciones de carga consistieron en la aplicación de una carga compresiva mediante un desplazamiento vertical impuesto, considerando contacto sin fricción, para evaluar la respuesta mecánica global de las estructuras auxéticas.

VALIDACIÓN EXPERIMENTAL

Se fabricaron lingotes de la aleación Ti–24Zr–10Nb–2Sn a partir de elementos de alta pureza mediante el método de fusión por arco bajo atmósfera de argón. Los lingotes se refundieron seis veces con el fin de evitar cualquier segregación química. Los ensayos de tracción se realizaron a temperatura ambiente en probetas con un espesor de 0.115 mm, un ancho de 1.45 mm y una longitud de calibración de 20 mm. Información experimental adicional sobre este material superelástico puede encontrarse en trabajos previos.[4-5]

Se adaptó un modelo constitutivo empleando el enfoque de Auricchio para evaluar las propiedades superelásticas tanto de la aleación Ti–Zr como de una aleación Ni–Ti.

MODELADO DE LA CELDA AUXÉTICA

Se emplearon estructuras auxéticas reentrantes como núcleo estructural para evaluar su respuesta mecánica bajo cargas axiales. Estas estructuras presentan un coeficiente de Poisson negativo, lo que permite combinar flexibilidad geométrica y capacidad cortante, características particularmente atractivas para aplicaciones de cambio estructural.

La celda unitaria auxética se basa en una geometría reentrante de tipo quiral, compuesta por nodos circulares conectados mediante ligamentos rectos (Ver figura 3).

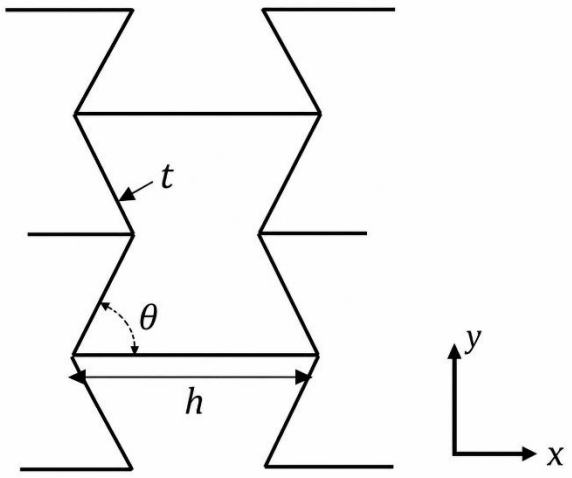


Fig. 3. Celda unitaria auxética reentrante y parámetros geométricos principales.

La sub-celda presenta dimensiones h = 26 mm, t = 1.2 mm y un ángulo reentrante θ = 60°.

Se consideraron dos configuraciones de núcleo auxético integradas en un perfil aerodinámico Eppler 420: una estructura auxética simple (AAS, por sus siglas en inglés Auxetic Anti-tetra-missing ribs/structure Simple) y una estructura auxética compleja (AAC por sus siglas en inglés Auxetic Anti-tetra-missing ribs/structure Complex), mostradas en la figura 4. Para la configuración AAS se utilizaron dimensiones R = 30 mm, r = 7 mm y t = 0.5 mm, mientras que para la AAC se emplearon R = 16.5 mm, r = 3.5 mm y t = 0.25 mm, lo que incrementa la densidad celular. Como resultado, el perfil aerodinámico contiene 25 celdas en la configuración AAS y 100 celdas en la AAC, manteniendo una relación aproximada de 1:4 entre ambas.

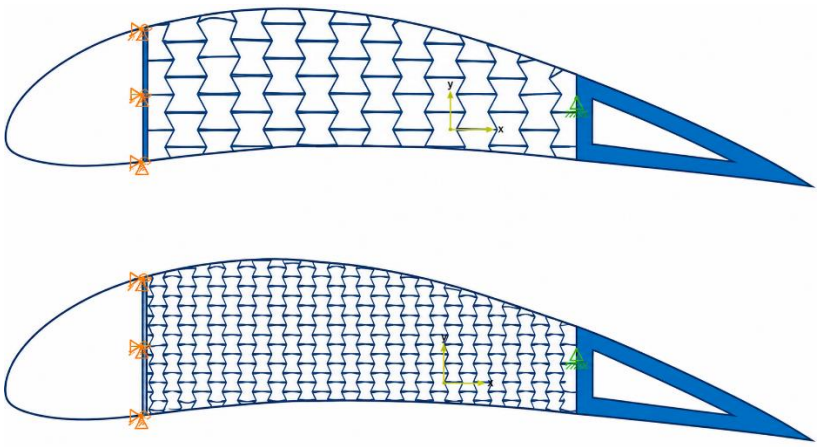


Fig. 4. Modelos de elementos finitos del perfil aerodinámico con núcleos auxéticos.

Los modelos de elementos finitos se desarrollaron considerando un marco estructural externo y un núcleo celular auxético. El borde de ataque se restringió completamente frente a traslaciones y rotaciones, mientras que en el borde de salida se aplicó un desplazamiento impuesto permitiendo únicamente el movimiento en la dirección Y. Las dimensiones globales del perfil fueron c = 700 mm, a = 110 mm, b = 235 mm y un espesor uniforme de 1mm.

La discretización espacial se realizó utilizando elementos C3D8R y elementos tipo viga (CBEAM), empleando aproximadamente 2700 elementos para la configuración AAS y 5200 elementos para la AAC. Se llevó a cabo un análisis de convergencia de malla para garantizar la estabilidad de los resultados. Las propiedades del material se asignaron mediante un modelo constitutivo superelástico basado en el enfoque de Auricchio, utilizando parámetros obtenidos de ensayos de tracción experimentales.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Modelado Constitutivo

La figura 5 muestra las curvas esfuerzo–deformaciones obtenidas a partir de ensayos cíclicos de carga y descarga realizados sobre la aleación Ti-Zr, donde se observa claramente un comportamiento superelástico dependiente del número de ciclos y de la deformación máxima aplicada. Las curvas presentan una secuencia progresiva de ciclos con deformaciones crecientes, alcanzando valores máximos cercanos al 12 % de deformación, acompañados por niveles de esfuerzo que aumentan gradualmente hasta aproximadamente 500 MPa.

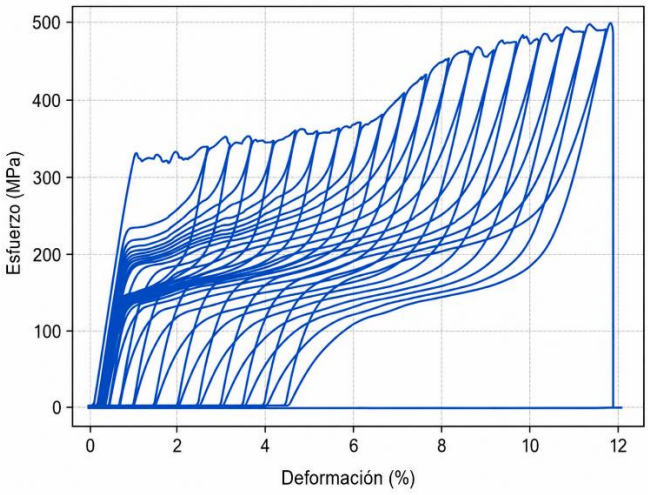


Fig. 5. Curvas esfuerzo-deformaciones obtenidas a partir de ensayos cíclicos.

En los primeros ciclos se identifica una respuesta dominada por la transformación martensítica inducida por esfuerzo, caracterizada por la aparición de una meseta relativamente estable en el rango de 300–350 MPa, seguida de una histéresis pronunciada durante la descarga. A medida que el número de ciclos y la deformación máxima aumentan, se observa un endurecimiento progresivo del material, reflejado en el desplazamiento ascendente de la meseta de transformación y en el incremento de los esfuerzos requeridos para alcanzar la transformación completa. Este comportamiento es consistente con fenómenos de entrenamiento superelástico, comúnmente reportados en aleaciones con memoria de forma, donde la evolución microestructural conduce a una estabilización gradual de la martensita inducida.

Asimismo, las curvas muestran una recuperación de deformación casi completa tras cada ciclo, incluso a elevados niveles de deformación, lo que confirma la alta capacidad superelástica de la aleación Ti-Zr. La anchura de la histéresis y la evolución de las tensiones de inicio y final de transformación sugieren una redistribución interna de variantes martensíticas y una reducción progresiva de la energía disipada por ciclo, aspectos que resultan especialmente relevantes para aplicaciones de actuación cíclica y estructuras de forma variable.

Estos resultados experimentales proporcionan la base para la identificación de los parámetros del modelo constitutivo y permiten evaluar la viabilidad de la aleación en aplicaciones donde se requieren grandes deformaciones reversibles bajo cargas mecánicas repetidas, como es el caso de estructuras auxéticas activas integradas en perfiles aerodinámicos.

A partir del conjunto de curvas esfuerzo–deformaciones obtenidas durante los ensayos cíclicos, se seleccionó un ciclo superelástico representativo con el fin de caracterizar de manera consistente la respuesta termomecánica de la aleación base Ti-Zr. El criterio de selección se basó en identificar un ciclo que presentara una histéresis estable, una deformación máxima cercana al 2.5 %, y una recuperación de deformación prácticamente completa, evitando los efectos transitorios asociados al entrenamiento inicial del material.

La figura 6 muestra la comparación entre el ciclo experimental seleccionado y la respuesta numérica obtenida mediante un modelo unidimensional.

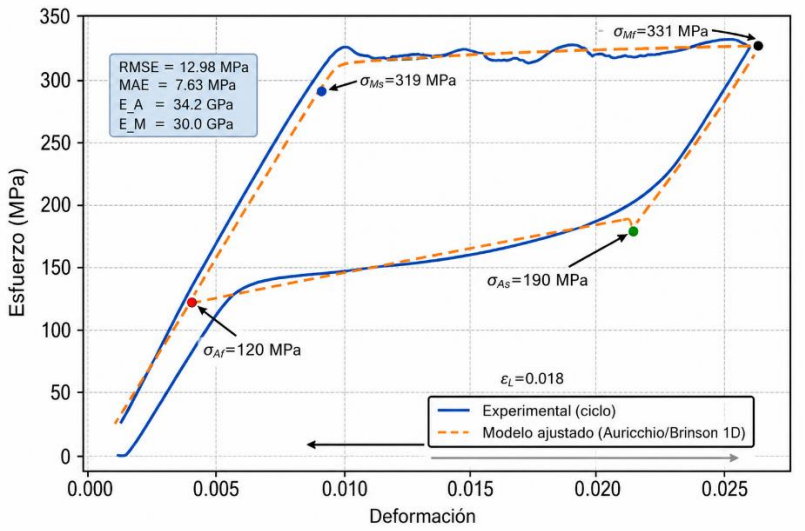


Fig. 6. Comparación del ciclo experimental y modelo constitutivo.

El modelo reproduce adecuadamente las principales características del comportamiento superelástico, incluyendo las pendientes elásticas de las fases austenítica y martensítica, la meseta de transformación inducida por esfuerzo durante la carga y la transformación inversa durante la descarga. La identificación de parámetros se realizó mediante un procedimiento de ajuste no lineal, minimizando el error entre la respuesta experimental y la predicha numéricamente.

Como resultado del ajuste, se obtuvieron un módulo elástico de la austenita de aproximadamente 34.2 GPa y un módulo elástico de la martensita de 30.0 GPa, valores consistentes con los reportados para aleaciones Ti–Zr libres de níquel. Las tensiones características de transformación estimadas fueron $\sigma_{Ms} \approx$ 319 MPa y $\sigma_{Mf} \approx 331$ MPa para la transformación directa, así como $\sigma_{As} \approx 190$ MPa y $\sigma_{Af} \approx 120$ MPa para la transformación inversa. La deformación de transformación asociada, $\varepsilon_L \approx 0.018$, concuerda con la deformación recuperable observada experimentalmente.

Desde el punto de vista cuantitativo, el modelo ajustado presenta un error cuadrático medio (RMSE) de 12.98 MPa y un error absoluto medio (MAE) de 7.63 MPa, lo que indica una buena capacidad predictiva considerando la naturaleza simplificada y unidimensional del modelo. Las discrepancias locales observadas en la región de meseta se atribuyen principalmente a irregularidades experimentales y a la evolución microestructural durante la transformación martensítica, fenómenos que no son capturados explícitamente por el modelo fenomenológico empleado.

La tabla I resume los parámetros superelásticos identificados para la aleación base Ti-Zr, junto con valores de referencia reportados para una aleación Ni–Ti convencional.

Tabla I. Parámetros del modelo superelástico ajustados y valores de referencia

Símbolo	Descripción	Ti-Zr(ajustado)	Ni-Ti (referencia)
E	Módulo elástico	34.2 GPa	60 GPa
σ_{Ms}	Esfuerzo al inicio de la martensita	319 MPa	412 MPa
σ_{Mf}	Esfuerzo al final de la martensita	331 MPa	525 MPa
σ_{As}	Esfuerzo al inicio de la austenita	190 MPa	115 MPa
σ_{Af}	Esfuerzo al final de la austenita	120 MPa	81 MPa
ε_L	Deformación máxima de transformación	0.018	0.047

Esta comparación pone de manifiesto que la aleación base Ti-Zr presenta menores tensiones de transformación y una menor deformación de transformación, lo que se traduce en una respuesta superelástica más suave y potencialmente ventajosa para aplicaciones que requieren actuación cíclica con esfuerzos moderados, como las estructuras auxéticas activas integradas en perfiles aerodinámicos.

En conjunto, la selección de un ciclo superelástico representativo, el ajuste constitutivo y la identificación de parámetros superelásticos proporcionan una base sólida para la implementación del modelo en simulaciones por elementos finitos y para el análisis del desempeño mecánico de estructuras basadas en aleaciones con memoria de forma libres de Ni.

MODELO NUMÉRICO DE ESTRUCTURAS AUXÉTICAS

Se llevó a cabo un estudio numérico para evaluar la capacidad de actuación de núcleos auxéticos reentrantes fabricados con la aleación Ti-Zr. La geometría del perfil aerodinámico Eppler 420, previamente reportada por Martin et al.[29] se adoptó como configuración de referencia, donde se validó experimentalmente la conformidad estructural de redes quirales. Con fines comparativos, se realizaron simulaciones adicionales utilizando aleaciones Ni–Ti y Al6061, cuyas propiedades mecánicas se tomaron de la literatura.[30]

Los resultados numéricos correspondientes a la estructura auxética simple (AAS) bajo carga compresiva se muestran en la figura 7.

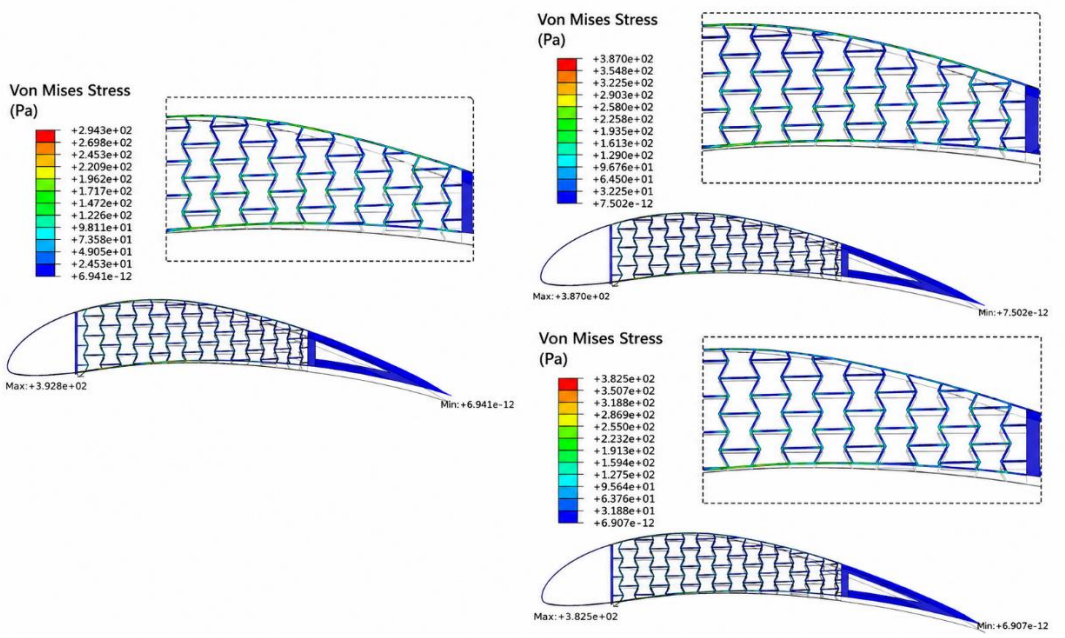


Fig. 7. Resultados numéricos correspondientes a la estructura auxética simple (AAS) bajo carga compresiva.

El perfil aerodinámico auxético fue sometido a un ciclo de compresión con el objetivo de evaluar desviaciones de la respuesta lineal y condiciones locales de deformación. En todos los casos, la tensión equivalente de von Mises máxima se localizó en la región superior izquierda de la pared del núcleo auxético. En comparación con la aleación de aluminio, la configuración AAS empleando aleaciones superelásticas presentó una distribución de tensiones más homogénea, observándose una reducción de la tensión máxima del orden del 12 % para Ni–Ti y del 39 % para Ti-Zr. Por el contrario, las estructuras auxéticas de aluminio mostraron una mayor propensión a la deformación permanente tras el aplastamiento, lo que pone de manifiesto el potencial de las aleaciones superelásticas en aplicaciones auxéticas de estructuras ligeras.[30]

Los resultados numéricos de desplazamiento y tensión para la configuración auxética compleja (AAC) se presentan en la figura 8, considerando una carga aplicada de 70 N.

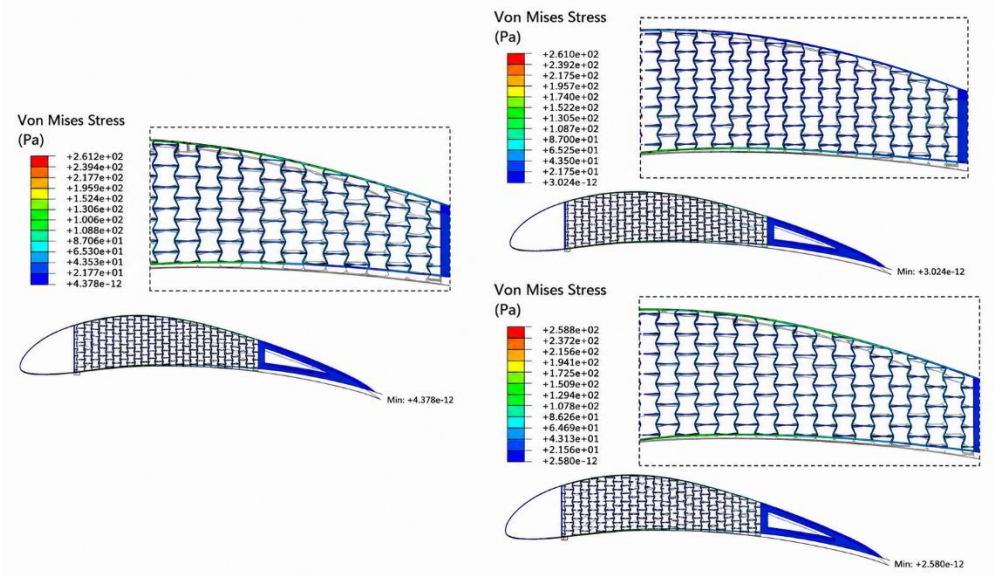


Fig. 8. Resultados numéricos correspondientes a la estructura auxética simple (AAC) bajo carga compresiva.

En las aleaciones Ni–Ti y Al, las tensiones máximas se concentraron principalmente en los nodos circulares y en las paredes de las sub-celdas quirales, mientras que la aleación Ti-Zr exhibió una redistribución de tensiones más uniforme a lo largo de todo el núcleo auxético. Aunque la configuración AAC genera niveles de tensión superiores a los observados en la AAS, la aleación Ti-Zr mostró un mejor desempeño estructural, con incrementos de tensión limitados al 1 % (Ni–Ti) y 18 % (Ti-Zr) respecto al aluminio.

La respuesta carga–desplazamiento sintetizado para todas las configuraciones de perfil aerodinámico se muestra en la figura 9, donde se observan deflexiones significativas del borde de salida.

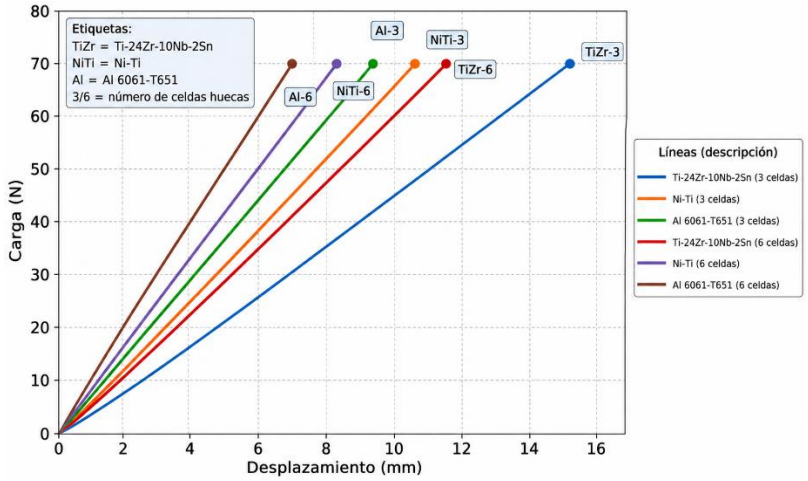


Fig. 9. Resultados numéricos correspondientes a estructuras auxéticas en perfil alar.

El incremento en el número de celdas auxéticas condujo a desplazamientos superiores a 10 mm en la configuración AAC–Ti-Zr, a costa de un aumento en los niveles de tensión de las aleaciones superelásticas. En contraste, la configuración AAS presentó tensiones menores, aunque con un desplazamiento máximo limitado a aproximadamente 11.6 mm para la aleación Ti-Zr. Estas tendencias concuerdan con estudios previos que analizan la influencia de la topología auxética y de la relación geométrica L/R sobre la flexibilidad estructural.[28]

Los valores máximos de tensión de Von Mises y desplazamiento se resumen en la tabla II.

Tabla II. Valores máximos de tensión de von Mises y desplazamiento para estructuras.

Configuración auxética	Material	Tensión máxima von Mises (Pa)	Desplazamiento máximo (mm)
Reentrante – 3 celdas	Ti-Zr	294.3	15.16
	Ni-Ti	387.0	10.55
	Al 6061	382.5	9.105
Reentrante – 6 celdas	Ti-Zr	261.2	11.45
	Ni-Ti	261.0	8.146
	Al 6061	258.8	7.032

La configuración AAC de aluminio presentó los niveles de tensión más bajos, mientras que la configuración AAC de Ti-Zr mostró las tensiones más elevadas, acompañadas de los mayores desplazamientos recuperables. La respuesta en desplazamiento exhibió un comportamiento prácticamente lineal, asociado a las hipótesis constitutivas adoptadas en el modelo numérico, en concordancia con resultados reportados previamente.[31]

Los valores máximos de deformación fueron del orden de 10^{-2} para la configuración AAS, en acuerdo con estudios previos sobre estructuras reticulares.[33] Estos resultados confirman que las sub-celdas quirales auxéticas pueden acomodar grandes desplazamientos globales manteniendo niveles relativamente bajos de deformación local, lo que las hace especialmente adecuadas para aplicaciones de transformación suave.

Bajo carga compresiva, los nodos circulares aportan la mayor parte de la resistencia estructural, mientras que la flexión y rotación de los ligamentos gobiernan el mecanismo de deformación global.[28]

CONCLUSIÓN

En este estudio se analizó el comportamiento superelástico de la aleación Ti-Zr y su aplicación como material activo en estructuras auxéticas reentrantes integradas en un perfil aerodinámico Eppler 420, mediante caracterización experimental, modelado constitutivo y simulaciones por elementos finitos. La aleación mostró una respuesta superelástica estable a temperatura ambiente, con deformaciones recuperables del orden de $\varepsilon_L \approx 0.018$, lo que la posiciona como una alternativa viable a las aleaciones Ni–Ti convencionales.

El modelo constitutivo unidimensional reprodujo adecuadamente la respuesta esfuerzo–deformación del ciclo representativo, permitiendo su implementación en análisis numéricos de mayor escala. Las estructuras auxéticas reentrantes demostraron una elevada capacidad de redistribución de tensiones y amplificación de desplazamientos, atribuida a los mecanismos de flexión y rotación de ligamentos y nodos circulares.

En comparación con Ni–Ti y Al 606, la aleación Ti-Zr presentó menores niveles de tensión y mayores desplazamientos recuperables, especialmente al incrementar el número de celdas auxéticas. Estos resultados confirman el potencial de combinar aleaciones superelásticas libres de níquel con núcleos auxéticos reentrantes para el desarrollo de perfiles aerodinámicos de transformación suave, sin necesidad de mecanismos de actuación externos complejos.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL) por el apoyo institucional brindado para el desarrollo de este trabajo, así como por las facilidades de infraestructura y recursos académicos proporcionados. Asimismo, se reconoce el respaldo del programa PROACTII, cuyo apoyo fue fundamental para la realización de las actividades de investigación y análisis presentadas en este estudio.

REFERENCIAS

1. Shaw, J. A. (1995). Thermomechanical aspects of NiTi. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 43*(8), 1243–1281.
2. Fu, J., Yamamoto, A., Kim, H. Y., Hosoda, H., & Miyazaki, S. (2015). Novel Ti-based superelastic alloys with large recovery strain and excellent biocompatibility. *Acta Biomaterialia, 17*, 56–67.
3. Li, S., & Nam, T. (2019). Superelasticity and tensile strength of Ti–Zr–Nb–Sn alloys with high Zr content for biomedical applications. *Intermetallics, 112*, 106545.
4. López, L., Lopez, E., Villalpando, S., Moreno, I., Young, H., & Miyazaki, S. (2018). Effect of heat treatment condition on microstructure and superelastic properties of Ti–24Zr–10Nb–2Sn. *Journal of Alloys and Compounds, 782*, 893–898.
5. Lopez, L., Young, H., Hosoda, H., & Miyazaki, S. (2015). Effect of Nb content and heat treatment temperature on superelastic properties of Ti–24Zr–(8–12)Nb–2Sn alloys. *Materials Science Division, University of Tsukuba*.
6. Viet, N. T., Zaki, W., Umer, R., & Xu, Y. (2020). Mathematical model for superelastic shape memory alloy springs with large spring index. *International Journal of Solids and Structures, 185–186*, 159–169.
7. Esposito, L., Fraldi, M., Ruocco, E., & Sacco, E. (2021). A shape memory alloy helix model accounting for extension and torsion. *European Journal of Mechanics - A/Solids, 89*, 104281.
8. Harkati, E., Daoudi, N., Bezazi, A., Haddad, A., & Scarpa, F. (2017). In-plane elasticity of a multi re-entrant auxetic honeycomb. *Composite Structures, 180*, 130–139.
9. Auricchio, F., & Taylor, R. L. (1997). Shape memory alloys: Modeling and numerical simulation of the finite strain superelastic behavior. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 143*, 175–194.

10. Saleeb, A. F., Natsheh, S. H., & Owusu-Danquah, J. S. (2017). Efficiency of finite element analyses of 55NiTi SMA actuators: Solid versus beam and shell modeling. *Finite Elements in Analysis and Design, 136*, 58–69.
11. Brinson, L. C. (1993). One-dimensional constitutive behavior of shape memory alloys: Thermomechanical derivation with non-constant material functions and redefined martensite internal variable. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 4*, 229–242.
12. Pelton, A., Schroeder, V., Mitchell, M., Gong, X., Barney, M., & Robertson, S. (2008). Fatigue and durability of nitinol stents. *Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials, 1*(2), 153–164.
13. Bianchi, M., Scarpa, F., & Smith, C. W. (2010). Shape memory behavior in auxetic foams: Mechanical properties. *Acta Materialia, 58*, 858–865.
14. Hassan, M. R., Scarpa, F., Ruzzene, M., & Mohammed, N. A. (2008). Smart shape memory alloy chiral honeycomb. *Materials Science and Engineering A, 481–482*, 654–657.
15. Jacobs, S., Coconnier, C., DiMaio, D., Scarpa, F., Toso, M., & Martinez, J. (2012). Deployable auxetic shape memory alloy cellular antenna demonstrator: Design, manufacturing and modal testing. *Smart Materials and Structures, 21*, 075013.
16. Rossiter, J., Takashima, K., Scarpa, F., Walters, P., & Mukai, T. (2014). Shape memory polymer hexachiral auxetic structures with tunable stiffness. *Smart Materials and Structures, 23*, 045007.
17. Hassan, M. R., Scarpa, F., & Mohamed, N. A. (2009). In-plane tensile behavior of shape memory alloy honeycombs with positive and negative Poisson's ratio. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 20*, 897–905.
18. Budarapu, P. R., Y. B., S. S., & Natarajan, R. (2016). Design concepts of an aircraft wing: Composite and morphing airfoil with auxetic structures. *Frontiers of Structural and Civil Engineering, 10*(4).
19. Chen, Z., Wu, X., Wang, Z., & Shao, J. (2020). Concepts for morphing airfoil using novel auxetic lattices. En Z. Jing (Ed.), *Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2019 (ICASSE 2019)* (Lecture Notes in Electrical Engineering, Vol. 622). Springer.
20. Huang, J., Zhang, Q., Scarpa, F., Liu, Y., & Leng, J. (2017). In-plane elasticity of a novel auxetic honeycomb design. *Composites Part B: Engineering, 110*, 72–82.
21. Yang, L., Harrysson, O., West, H., & Cormier, D. (2015). Mechanical properties of 3D re-entrant honeycomb auxetic structures realized via additive manufacturing. *International Journal of Solids and Structures, 69–70*, 475–490.
22. Maran, S., Masters, I. G., & Gibbons, G. J. (2020). Additive manufacture of 3D auxetic structures by laser powder bed fusion—Design influence on manufacturing accuracy and mechanical properties. *Applied Sciences, 10*(21), 7738.
23. Fu, M.-H., Chen, Y., & Hu, L.-L. (2017). A novel auxetic honeycomb with enhanced in-plane stiffness and buckling strength. *Composite Structures, 160*, 574–585.
24. Sun, J., Du, L., Scarpa, F., Liu, Y., & Leng, J. (2021). Morphing wingtip structure based on active inflatable honeycomb and shape memory polymer composite skin: A conceptual work. *Aerospace Science and Technology, 111*, 106541.
25. Xu, L., Baxevanis, T., & Lagoudas, D. C. (2019). A three-dimensional constitutive model for the martensitic transformation in polycrystalline shape memory alloys under large deformation. *Smart Materials and Structures, 28*, 074004.
26. Bornengo, D., Scarpa, F., & Remillat, C. (2005). Evaluation of hexagonal chiral structure for morphing airfoil concept. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 219*(3), 185–192.
27. Heo, H., Ju, J., & Kim, D.-M. (2013). Compliant cellular structures: Application to a passive morphing airfoil. *Composite Structures, 106*, 560–569.
28. Spadoni, A., & Ruzzene, M. (2007). Static aeroelastic response of chiral-core airfoils. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 18*(10), 1067–1075.
29. Martin, J., Heyder-Bruckner, J.-J., Remillat, C., Scarpa, F., Potter, K., & Ruzzene, M. (2008). The hexachiral prismatic wingbox concept. *Physica Status Solidi (b), 245*(3), 570–577.

30. Shaw, J. A. (2012). Shape memory alloy honeycombs: Experiments and simulation. *Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*.
31. Spadoni, A., & Ruzzene, M. (2007). Numerical and experimental analysis of the static compliance of chiral truss-core airfoils. *Journal of Mechanics of Materials and Structures, 2*(5), 965–981.
32. Qiu, K., Wang, R., Zhu, J., & Zhang, W. (2020). Optimization design of chiral hexagonal honeycombs with prescribed elastic properties under large deformation. *Chinese Journal of Aeronautics, 33*(3), 902–909.
33. Bettini, P., Airoldi, A., Sala, G., Landro, L. D., Ruzzene, M., & Spadoni, A. (2010). Composite chiral structures for morphing airfoils: Numerical analyses and development of a manufacturing process. *Composites Part B: Engineering, 41*(2), 133–147.
34. Zhu, Y., Wang, Z.-P., & Poh, L. H. (2018). Auxetic hexachiral structures with wavy ligaments for large elasto-plastic deformation. *Smart Materials and Structures, 27*(5), 055001.
35. Heo, H., Ju, J., Kim, D.-M., & Jeon, C.-S. (2011). Passive morphing airfoil with honeycombs. *Proceedings of the ASME 2011 International Mechanical Engineering Congress & Exposition* (IMECE2011-64350), 263–271.

Análisis aerodinámico-estructural de un micro turborreactor SR-30 para UAVs

José de Jesús González Moreno, Diana Valeria Rodríguez Martínez, Luis Arturo Reyes Osorio, Patricia Zambrano-Robledo, Luis Amezquita Brooks
Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México
jgonzalezmn637@uanl.edu.mx; diana.rodriguezmrtnz@uanl.edu.mx; luis.amezquitabrk@uanl.edu.mx; patricia.zambranor@uanl.edu.mx.
Autor de correspondencia: luis.reyessr@uanl.edu.mx

RESUMEN

El rendimiento limitado del micro-turborreactor SR-30 exige modelos de simulación validados para optimizar su diseño. Este estudio analizó el comportamiento aerodinámico e integridad estructural del motor mediante análisis numérico FSI, evaluando velocidades de flujo libre de 5 a 25 m/s con tres modelos de turbulencia RANS. Los resultados CFD confirmaron que la fuerza de arrastre aumenta con la velocidad, y un refinamiento de malla a 5 mm garantizó valores convergentes. El modelo Spalart-Allmaras, aplicado al análisis FSI del difusor, cuantificó esfuerzo y desplazamiento máximos correlacionados con la carga de presión. Este trabajo establece un marco numérico validado y los límites operativos estructurales del difusor.

PALABRAS CLAVE

Microturbina, CFD, turborreactor, fluidos, resistencia al arrastre.

ABSTRACT

The limited performance of the SR-30 micro-turbojet engine demands validated simulation models to optimize its design. This study analyzed the aerodynamic behavior and structural integrity of the engine through FSI numerical analysis, evaluating free-flow velocities from 5 to 25 m/s with three RANS turbulence models. CFD results confirmed that drag force increases with velocity, and a 5 mm mesh refinement ensured convergent values. The Spalart-Allmaras model, applied to the FSI analysis of the diffuser, quantified maximum stress and displacement correlated with pressure loading. This work establishes a validated numerical framework and the structural operational limits of the diffuser.

KEYWORDS

Microturbine, CFD, turbojet, fluids, drag.

INTRODUCCIÓN

El rendimiento y la maniobrabilidad de una aeronave están directamente determinados por las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre ella, siendo el empuje y el arrastre los factores predominantes que gobiernan su desempeño. En este contexto, el análisis detallado de dichas fuerzas en sistemas de propulsión a reacción resulta fundamental, ya que estos motores constituyen la base del transporte aéreo comercial y de numerosas aplicaciones en el ámbito de la defensa, al proporcionar los elevados niveles de empuje requeridos por la aviación moderna. En años recientes, la relevancia de la propulsión a reacción se ha extendido hacia el desarrollo y la integración de micro-turborreactores, los cuales desempeñan un papel clave en vehículos aéreos no tripulados (UAVs), drones de alta velocidad y plataformas de uso estratégico. Esta tendencia se debe principalmente a su diseño

compacto, relativa simplicidad estructural y costos operativos reducidos, características que los convierten en una solución atractiva para aplicaciones donde el tamaño, el peso y el desempeño aerodinámico son restricciones críticas.[1]

Dada la complejidad física inherente a los turborreactores, los cuales involucran flujos compresibles, altos gradientes de viscosidad y regímenes de turbulencia intensa, el análisis tanto de sus componentes internos (compresor, la turbina y la tobera) como de su interacción externa con el aire ambiente representa un desafío de ingeniería considerable. Esta complejidad se ve amplificada por las condiciones operativas extremas, caracterizadas por altas temperaturas, así como por variaciones significativas en la velocidad, presión y densidad del flujo. En este contexto, la evaluación precisa del rendimiento aerodinámico y termodinámico de estos sistemas requiere la aplicación rigurosa de herramientas de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), las cuales permiten capturar de manera detallada los fenómenos físicos dominantes y analizar su impacto en el desempeño global del motor.[2]

En la actualidad, existen diversas investigaciones relacionadas con el turborreactor SR-30 que emplean herramientas de CFD. Estos estudios se han centrado principalmente en el análisis del comportamiento interno del motor, abordando, por ejemplo, la dinámica del flujo y los procesos de combustión dentro de la cámara de combustión, con el objetivo de caracterizar la formación de determinadas especies o partículas.[3] De manera complementaria, otros trabajos han analizado el desempeño del compresor bajo condiciones operativas, evaluando la distribución de velocidad, presión y eficiencia aerodinámica mediante simulaciones numéricas.[4]

Los estudios de interacción fluido–estructura (FSI, por sus siglas en inglés) se centran en la simulación del comportamiento de sistemas en los que el flujo de un fluido induce deformaciones, vibraciones o movimientos en una estructura, y dichas respuestas estructurales modifican a su vez el campo de flujo.[5]

En el ámbito de los turbomotores, el análisis FSI desempeña un papel fundamental, ya que los álabes del compresor y la turbina operan bajo condiciones de flujo altamente no estacionarias, las cuales pueden inducir fenómenos de fatiga, vibraciones forzadas y autoexcitadas, e incluso fallas estructurales prematuras. En este contexto, la FSI se emplea para el estudio de fenómenos complejos como la interacción rotor–estator, la separación de flujo, la cavitación y los efectos de aeroelasticidad. Para capturar de manera fiel la física del problema, es indispensable el uso de un acoplamiento en el cual el fluido influye sobre la respuesta estructural y esta, a su vez, retroalimenta al flujo en un proceso iterativo continuo, permitiendo una representación más realista del comportamiento del sistema.[6]

Para contrarrestar esta inestabilidad, comúnmente asociada con el efecto de masa añadida y la rigidez inducida por la presión, es necesario emplear esquemas de acoplamiento fuertemente acoplados, ya sea implícitos o simultáneos. Estos enfoques resuelven de manera iterativa las ecuaciones del fluido y de la estructura dentro de cada paso de tiempo, hasta alcanzar la convergencia del sistema acoplado. Si bien los métodos de acoplamiento fuerte conllevan un costo computacional significativamente mayor, ofrecen una estabilidad numérica superior y resultan indispensables para la simulación precisa de interacciones con fluidos densos o incompresibles. En contraste, los esquemas de acoplamiento débil (también denominados segregados o explícitos), que no realizan iteraciones dentro del mismo paso de tiempo, suelen presentar altos niveles de inestabilidad numérica en problemas dominados por fluidos incompresibles, lo que limita su aplicabilidad en análisis FSI complejos.[7]

En la literatura revisada no se identificaron investigaciones que abordaran el estudio CFD de un turborreactor como el SR-30 sometido a condiciones de túnel de viento. No obstante, aunque los antecedentes específicos sobre análisis de interacción fluido–estructura (FSI) en turborreactores son limitados, este tipo de metodología ha sido ampliamente aplicada en diversos escenarios del campo aeronáutico, proporcionando un sólido estado del arte que sustenta el enfoque adoptado en este trabajo.[8] En este contexto, el motor SR-30, un micro turborreactor ampliamente utilizado en entornos académicos y en el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (UAVs), presenta desafíos de

rendimiento, lo que refuerza la pertinencia de su análisis aerodinámico y estructural mediante herramientas numéricas avanzadas.

A pesar de los avances significativos en la optimización de componentes internos y en la validación termodinámica de micro turborreactores, la integración y el análisis del comportamiento aerodinámico externo completo del modelo SR-30, bajo condiciones de túnel de viento simuladas, continúa presentando vacíos relevantes en la literatura. En particular, la determinación precisa de la fuerza de arrastre total y de sus coeficientes aerodinámicos, así como su validación bajo condiciones operacionales realistas y mediante modelos numéricos consistentes, sigue siendo limitada o insuficientemente documentada. Esta carencia dificulta la comparación directa con futuros resultados experimentales y resalta la necesidad de estudios específicos que aborden este problema de manera integral. En este contexto, el vacío identificado en el análisis aerodinámico externo del motor justifica y motiva el enfoque de la presente investigación.

En concordancia con el vacío identificado en el análisis aerodinámico externo del motor SR-30, el objetivo principal de este trabajo es determinar de manera numérica las fuerzas de arrastre que actúan sobre un micro turborreactor SR-30 cuando es sometido a diferentes velocidades de flujo dentro de un túnel de viento virtual, así como validar la metodología CFD empleada mediante la comparación de las tendencias obtenidas con la teoría aerodinámica establecida y datos de referencia disponibles. Para alcanzar este objetivo, se desarrolló e implementó un modelo CFD utilizando el software ANSYS, a partir del cual se realizaron simulaciones en un rango representativo de condiciones operativas. La contribución principal de esta investigación radica en el establecimiento de un marco numérico robusto y validado que permite predecir con mayor precisión la resistencia aerodinámica del micro turborreactor SR-30, proporcionando información de alto valor para el diseño de su integración estructural en plataformas UAV y para el desarrollo y validación de bancos de pruebas académicos y experimentales.

ECUACIONES GOBERNANTES

La simulación numérica del comportamiento aerodinámico del micro turborreactor SR-30 se fundamenta en la resolución del sistema de ecuaciones de Navier–Stokes promediadas por Reynolds (RANS), el cual describe la conservación de la masa, el momento y la energía para un flujo compresible, viscoso y transitorio. La aplicación del promedio de Reynolds a las ecuaciones instantáneas introduce términos adicionales asociados a las fluctuaciones turbulentas del flujo, los cuales representan el transporte adicional de cantidad de movimiento y energía debido a la turbulencia. Estos términos se agrupan en el tensor de esfuerzos de Reynolds, lo que hace que el sistema de ecuaciones resulte matemáticamente abierto y requiera el uso de modelos de cierre de turbulencia.[9]

La ecuación de continuidad se expresa de la siguiente manera:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho\,(\nabla \cdot \vec{V}) = 0 \tag{1}$$

En donde ρ es la densidad, $\vec{V}$ la velocidad y el gradiente ∇ se define como:

$$\nabla = \hat{\imath}\frac{\partial}{\partial x} + \hat{\jmath}\frac{\partial}{\partial y} + \hat{k}\frac{\partial}{\partial z} \tag{2}$$

La ecuación de conservación del momento, derivada de la segunda ley de Newton, describe el equilibrio entre las fuerzas inerciales, de presión, viscosas y de cuerpo que actúan sobre un elemento diferencial de fluido. Para un flujo newtoniano, compresible y transitorio, esta ecuación se expresa en forma vectorial como:

$$\rho\left(\frac{\partial\vec{V}}{\partial t}+(\vec{V}\cdot\nabla)\vec{V}\right)=-\nabla p+\mu\nabla^2\vec{V}+\rho\vec{g} \tag{3}$$

donde ρ es la densidad del fluido, $\vec{V}$ representa el vector velocidad, p es la presión estática, μ corresponde a la viscosidad dinámica del fluido y $\vec{g}$ es el vector de aceleración debido a las fuerzas de cuerpo, como la gravedad. El término del lado izquierdo de la ecuación representa la variación temporal y convectiva del momento, mientras que los términos del lado derecho corresponden a las fuerzas de presión, fuerzas viscosas y fuerzas volumétricas, respectivamente. Cuando se aplica el promedio de Reynolds a esta ecuación para modelar flujos turbulentos, surgen términos adicionales asociados a las fluctuaciones de velocidad, los cuales se agrupan en el tensor de esfuerzos de Reynolds, dando lugar a la formulación RANS.[9] Dado que el flujo alrededor del micro turborreactor SR-30 se desarrolla en un régimen altamente turbulento, el cierre del sistema de ecuaciones RANS requiere la incorporación de modelos de turbulencia, los cuales permiten aproximar los efectos de las fluctuaciones turbulentas sobre el campo medio del flujo. En este trabajo se consideran los modelos k–ε, k–ω y Spalart–Allmaras, ampliamente utilizados en simulaciones aerodinámicas externas.

El modelo k–ε es un modelo de dos ecuaciones que resuelve el transporte de la energía cinética turbulenta k y de su tasa de disipación ε.[10, 11] La ecuación de transporte para k se expresa como:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho k\vec{V})=\nabla\cdot\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\nabla k\right]+P_k-\rho\varepsilon \tag{4}$$

donde P_k representa el término de producción de energía cinética turbulenta asociado a los gradientes de velocidad, μ_t es la viscosidad turbulenta y σ_k es el número de Prandtl turbulento para k.

La ecuación de transporte para la disipación ε se escribe como:

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho\varepsilon\vec{V})=\nabla\cdot\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\nabla\varepsilon\right]+C_{\varepsilon1}\frac{\varepsilon}{k}P_k-C_{\varepsilon2}\rho\frac{\varepsilon^2}{k} \tag{5}$$

donde $C_{\varepsilon1}$ y $C_{\varepsilon2}$ son constantes empíricas del modelo. Este modelo es robusto y eficiente para flujos completamente desarrollados, aunque presenta limitaciones en la predicción del flujo cercano a la pared.

El modelo k–ω también es un modelo de dos ecuaciones, pero emplea la frecuencia específica de disipación ω, lo que mejora la resolución de la capa límite. La ecuación de transporte para k se expresa como:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho k\vec{V})=\nabla\cdot\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\nabla k\right]+P_k-\beta^*\rho k\omega \tag{6}$$

Mientras que la ecuación para ω se define como:

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho\omega\vec{V})=\nabla\cdot\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)\nabla\omega\right]+\alpha\frac{\omega}{k}P_k-\beta\rho\omega^2 \tag{7}$$

En estas expresiones, α, β y β^* son constantes del modelo, y σ_ω es el número de Prandtl

turbulento para ω. El modelo k–ω es particularmente adecuado para flujos con fuertes gradientes cercanos a la pared.

El modelo Spalart–Allmaras es un modelo de una sola ecuación, diseñado específicamente para aplicaciones aerodinámicas externa.[11] Este modelo resuelve el transporte de una viscosidad turbulenta modificada $\tilde{\nu}$, cuya ecuación general se expresa como:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \tilde{\nu} = \text{Producción} + \text{Difusión} - \text{Disipación} \tag{8}$$

donde el término de producción modela la generación de turbulencia asociada a la tasa de deformación del flujo, el término de difusión representa el transporte viscoso y turbulento, y el término de disipación controla el amortiguamiento de la turbulencia, particularmente en la región cercana a la pared a través de la distancia normal a la superficie sólida. Este modelo destaca por su bajo costo computacional y su buen desempeño en flujos aerodinámicos con capas límite adheridas.

Dada la necesidad de un modelado preciso del flujo compresible y turbulento en la simulación del microturborreactor SR-30, la presente investigación seleccionará un modelo de turbulencia que equilibre la precisión requerida para capturar el arrastre aerodinámico con la eficiencia computacional.

Para garantizar la viabilidad del estudio y optimizar el tiempo de ejecución de las múltiples simulaciones requeridas, se aplicarán activamente técnicas de reducción del costo computacional, incluyendo mallas optimizadas y estrategias de modelado que aprovechen la eficiencia del método RANS, preparando el marco de trabajo para futuras integraciones de ML o la realización de simulaciones de alta fidelidad con un coste gestionable.[12]

METODOLOGÍA

El presente estudio aplica la simulación CFD de un turborreactor SR30 dentro de una cámara de pruebas de túnel de viento con el fin de evaluar la fuerza de resistencia al avance, así como también valorar mediante FSI cómo es que la carga generada debido al flujo de viento alrededor de dicho turborreactor afecta su estructura, específicamente en el difusor. Para la evaluación de resultados de este estudio, se considera la variación de la velocidad de flujo libre y el refinamiento de la malla alrededor de la superficie del turborreactor, empleando tres tipos de modelos de turbulencia; $k-\omega$, Spalart-Allmaras y $k-\varepsilon$.

Para comenzar con el desarrollo de la simulación, se inicia con el diseño de la geometría del micro-turborreactor empleando el software SolidWorks, ver figura 1.

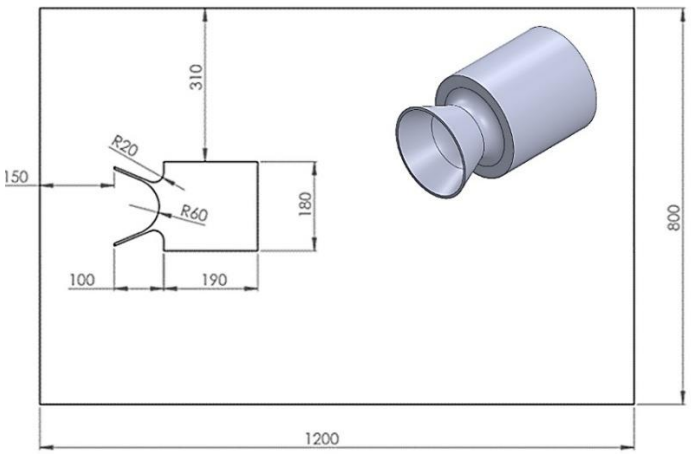


Fig. 1. Modelo geométrico de un micro turborreactor SR-30 (unidades en mm)

En primera instancia, se elaboró el croquis del motor representando únicamente su mitad longitudinal, lo que permitió aprovechar la simetría axial del modelo y facilitar su revolución alrededor del eje central para generar el sólido tridimensional correspondiente. Entre las consideraciones adoptadas para la definición de las condiciones de frontera y del volumen de control, se estableció que las paredes superiores y laterales se modelaron como paredes de esfuerzo cortante nulo (*zero-shear walls*), mientras que las superficies central e inferior se definieron como planos de simetría. Asimismo, la distancia de entrada del dominio computacional se fijó en 5H, y la distancia de salida en 10H, considerando que un valor ideal corresponde a 15H. En este contexto, H representa la altura o el diámetro característico de la estructura analizada, ver figura 2.

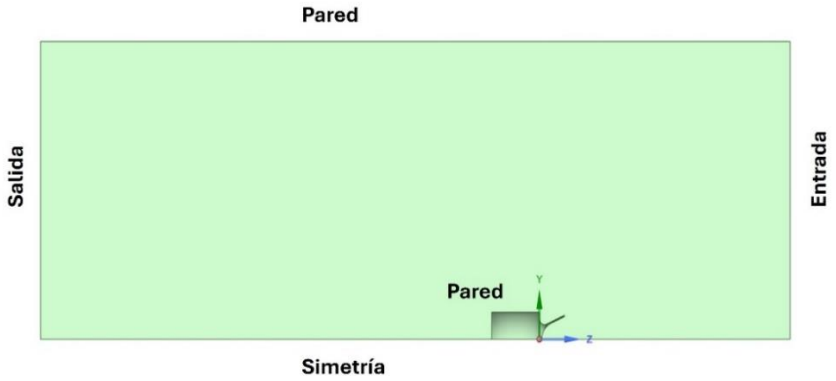


Fig. 2. Dominio computacional del micro turborreactor SR-30.

Posteriormente, se aplicó una operación booleana de sustracción para eliminar el volumen ocupado por el motor dentro del bloque, de modo que el resultado final correspondiera al dominio fluido con la forma del micro turborreactor en su interior. Se empleó simetría del modelo. Esta simplificación se considera justificada debido a la simetría geométrica del sistema y a la presunción de un campo de flujo igualmente simétrico, sin que ello implique una pérdida significativa de precisión. Se definieron las condiciones para generar una malla adecuada al tipo de análisis propuesto como se observa en la figura 3.

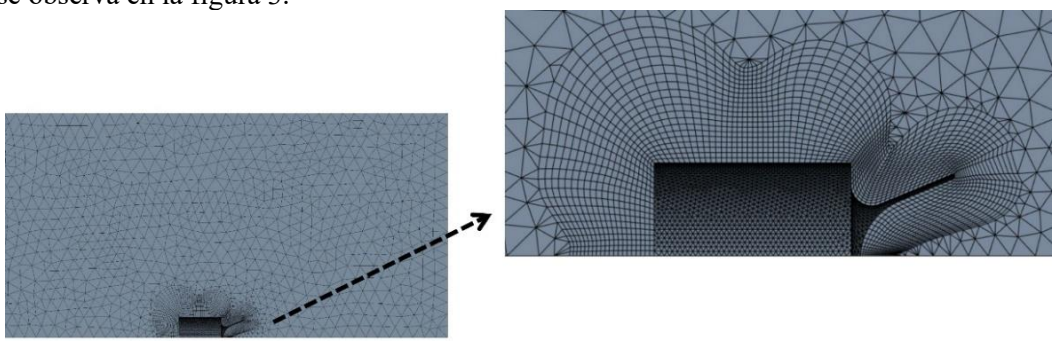


Fig. 3. Mallado del dominio computacional con refinamiento variable en las superficies del micro turborreactor.

El mallado del modelo fue establecido con una malla general de 20 mm, mientras que en la región alrededor del micro turborreactor se aplicó una definición por caras como parámetro de entrada variable, ajustado entre 15 mm y 5 mm en pasos de 5 mm para controlar con precisión la resolución local. La cantidad de celdas totales fue de 428,000. La resolución de la sub capa viscosa permite simular el comportamiento real del cizallamiento del fluido describiendo adecuadamente los gradientes de velocidad en las proximidades de la pared. Se recomienda evitar la región de transición o *buffer* ($6 < y^+ < 12$) para obtener mejores resultados; en este caso, dado que el interés principal

se centra en el flujo cercano a la pared, el valor de y^+se mantuvo por debajo de 5, condición que fue satisfactoriamente alcanzada.

El fluido de trabajo se consideró como aire en condiciones atmosféricas estándar, con una densidad de 1.225 kg/m³ y una viscosidad dinámica de 1.7894×10^{-5} Pa·s. La velocidad de flujo libre fue considerada como parámetro de entrada variable, establecida en un rango de 5 a 25 m/s, incrementándose en pasos de 5 m/s para evaluar sistemáticamente la influencia de esta condición sobre el comportamiento aerodinámico del sistema.

Se definió la fuerza de resistencia al avance como control para monitorear y cuantificar este parámetro durante cada tamaño de malla, modelo de turbulencia, y velocidad de flujo libre, considerándose como un parámetro de salida. Para su cálculo, se estableció un número de iteraciones de 300.

Posteriormente, la carga de presión generada por el fluido alrededor del microturborreactor es importada al módulo estructural, donde dicha presión es aplicada directamente sobre la superficie externa del motor como carga distribuida. Este proceso permite trasladar los efectos aerodinámicos obtenidos en la simulación de flujo hacia un análisis estructural, garantizando que las solicitaciones inducidas por el campo de presión se consideren de manera realista sobre la geometría del micro turborreactor. Se estableció el material acero inoxidable 316 para el micro turborreactor SR-30. Una vez incorporada la carga de presión, se procede a resolver el modelo estructural con el fin de determinar las respuestas mecánicas clave del sistema. En particular, se obtiene el valor del esfuerzo equivalente von-Mises, lo cual permite identificar las zonas críticas donde el material experimenta mayores tensiones y, por lo tanto, donde existe mayor probabilidad de falla. De igual forma, se evalúa el desplazamiento máximo, que identifica posibles deformaciones excesivas que puedan comprometer el desempeño o la integridad del difusor. Estos dos valores se consideran como parámetros de salida.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados de la magnitud de la velocidad para condiciones de flujo de 5 m/s y 25 m/s se presentan en la figura 4, donde se muestran los contornos de velocidad alrededor de la geometría analizada. En ambos casos, se observa un flujo predominantemente uniforme en la región alejada de la estructura, mientras que en las proximidades de la superficie sólida se desarrollan gradientes de velocidad significativos. El comportamiento descrito corresponde a la formación clásica de la capa límite: la velocidad es prácticamente cero en la pared y crece hasta cerca de la velocidad libre en unas distancias cortas.[13]

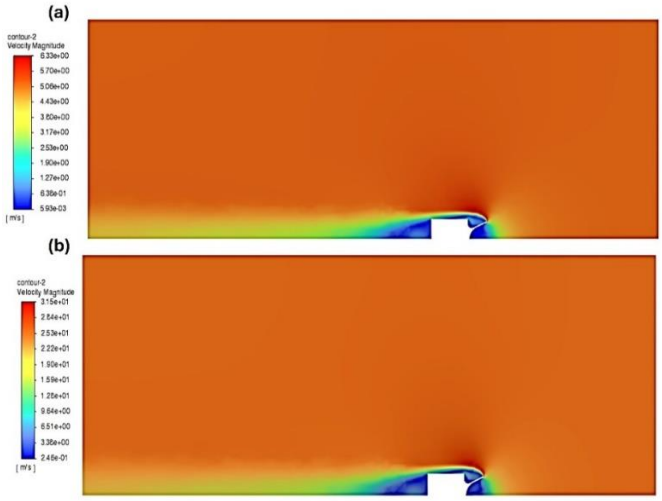


Fig. 4. Resultados numéricos de velocidad en micro turborreactor SR-30.

A mayores velocidades, particularmente a 25 m/s, se intensifican las regiones de aceleración local del flujo y se evidencian zonas de baja velocidad y posible separación en la estela aguas abajo de la estructura, lo cual tiene un impacto directo en el comportamiento aerodinámico y en la generación de fuerzas de arrastre. Estas distribuciones permiten identificar claramente las regiones críticas del flujo y sirven como base para el análisis comparativo con los resultados experimentales y la evaluación del desempeño del modelo numérico.

Los resultados de presión estática obtenidos para velocidades de 5 m/s y 25 m/s se presentan en la figura 5, donde se muestran los contornos correspondientes a los casos (a) y (b), respectivamente.

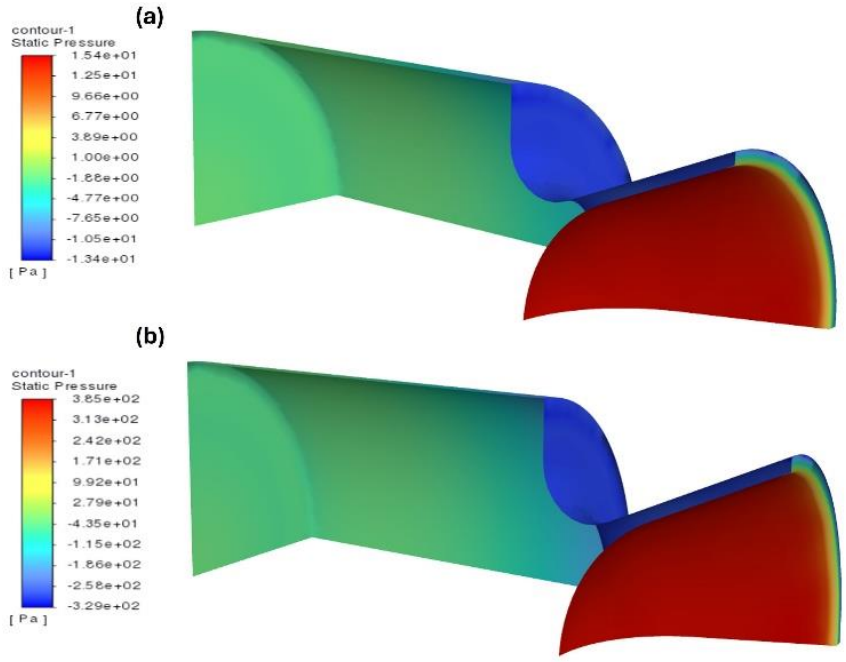


Fig 5. Resultados numéricos de presión estática obtenidos para velocidades de (a) 5 m/s y (b) 25 m/s.

Para la condición de 5 m/s (a), se observa una distribución de presión moderada, con valores positivos concentrados en la región frontal de la geometría, asociados al punto de estancamiento del flujo, y una disminución gradual de la presión a lo largo de la superficie y en la zona posterior, donde se identifican regiones de presión negativa relacionadas con la aceleración del flujo y la formación de la estela. En contraste, a 25 m/s (b) la magnitud de la presión estática se incrementa de forma significativa, manteniendo el mismo patrón espacial, pero con gradientes más pronunciados. En este caso, las zonas de alta presión en la región de impacto directo del flujo son considerablemente mayores, mientras que las regiones de baja presión aguas abajo se intensifican, lo que sugiere un aumento en los efectos de separación del flujo y, consecuentemente, en las fuerzas aerodinámicas actuantes. Esta comparación evidencia la fuerte dependencia cuadrática de la presión dinámica con la velocidad del flujo y su impacto directo en el comportamiento aerodinámico de la estructura analizada.

Al comparar los modelos de turbulencia en la malla más fina, las formulaciones de SST k–ε realizables, k–ε estándar y k–ω ofrecen cargas aerodinámicas globales muy similares, ver figura 8. La diferencia entre ellas se hace más evidente a nivel estructural, donde cada modelo produce variaciones en el campo de presión local que, en última instancia, influyen en la distribución de tensiones en las regiones delgadas del motor.

Varios estudios comparativos muestran que diferentes modelos RANS producen tendencias globales muy similares en cargas aerodinámicas, aunque difieren en detalles locales. Por ejemplo,

Wang *et al.* simularon la distribución de presión de viento sobre una estructura usando tres variantes k–ε y encontraron que las presiones predichas por los tres modelos muestran una tendencia global similar.[14] Es decir, las fuerzas totales (cargas globales) coinciden bien, pero cada modelo da valores pico de presión diferentes, lo que provoca variaciones locales en el campo de presión que influirán en las tensiones estructurales.

La tabla I presenta la comparación de los valores de arrastre obtenidos mediante distintos modelos de turbulencia k-ε, Spalart–Allmaras y k-ω frente a los resultados experimentales, para un rango de velocidades entre 5 y 25 m/s.

Tabla I. Comparación de los valores de arrastre obtenidos mediante diferentes modelos de turbulencia y resultados experimentales a distintas velocidades de flujo.

Velocidad	k-ε	Spalart-Allmaras	k-ω	Experimental
5 m/s	0.394	0.356	0.38	0.549
10 m/s	1.587	1.426	1.528	1.663
15 m/s	3.6	3.208	3.434	3.531
20 m/s	6.432	5.708	6.102	5.964
25 m/s	10.086	8.916	9.536	8.844

En general, se observa que los modelos numéricos reproducen adecuadamente la tendencia creciente del arrastre con el incremento de la velocidad, mostrando una buena concordancia con los datos experimentales, particularmente en el intervalo intermedio de velocidades. No obstante, a velocidades bajas y altas se aprecian discrepancias más notables, lo que pone de manifiesto la sensibilidad de la predicción del arrastre al modelo de turbulencia empleado y resalta la importancia de una adecuada selección y validación del modelo numérico, ver figura 6.

Por ejemplo, un estudio CFD comparó curvas de coeficiente de arrastre frente al ángulo de ataque (análogas al cambio de velocidad) y concluyó que todos los modelos capturan muy bien la tendencia general del arrastre, con predicciones consistentes a bajas velocidades, pero aparecen discrepancias más allá del punto de estancamiento, o sea, en velocidades altas.[15]

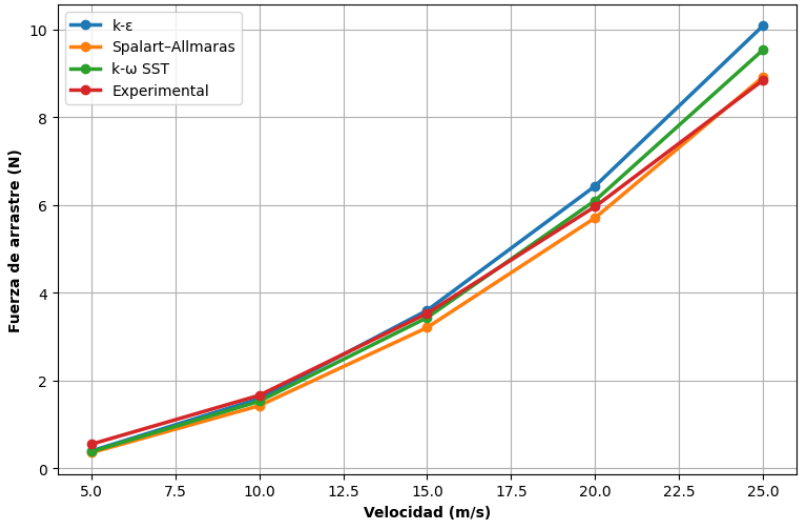


Fig. 6. Fuerza de arrastre en función de la velocidad del flujo: modelos de turbulencia vs. resultados experimentales.

Para cuantificar el desempeño de cada modelo de turbulencia, se evaluó el error del arrastre predicho respecto al valor experimental en el rango de 5–25 m/s. La figura 7 presenta el error en función de la velocidad:

$$\Delta D = D_{\text{modelo}} - D_{\text{exp}} \tag{9}$$

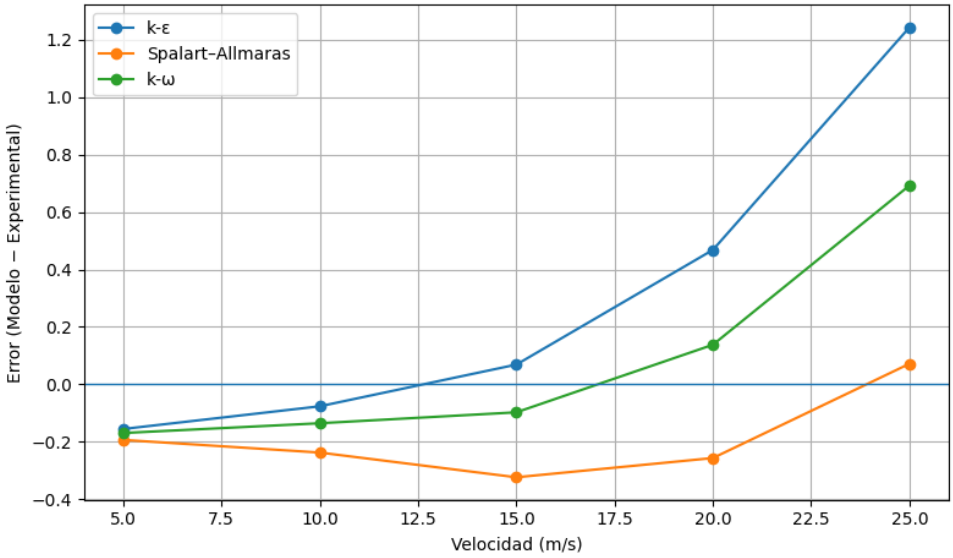


Fig. 7. Error del arrastre predicho respecto al experimental ($D_{\text{modelo}} - D_{\text{exp}}$) para los modelos k-ε, k-ω y Spalart-Allmaras en función de la velocidad.

Se observa que Spalart–Allmaras mantiene los errores más cercanos a cero y con menor dispersión global, mientras que k-ω muestra una tendencia a sobreestimar el arrastre a velocidades altas. Por su parte, k-ε presenta el mayor sesgo positivo a 20–25 m/s, indicando una sobrepredicción más marcada en el régimen de mayor velocidad.

El modelo Spalart–Allmaras suele predecir el arrastre con menor error que los modelos k–ε o k–ω, especialmente en flujos con capa límite desarrollada, lo que se traduce en una predicción más cercana a los datos experimentales. Un análisis sobre el alerón NACA 0010 muestra que todos los modelos RANS sobrestiman el arrastre (debido a la suposición de turbulencia completa), pero Spalart–Allmaras obtuvo valores mucho más cercanos a los datos experimentales. En el caso del arrastre, el modelo Spalart–Allmaras proporciona un valor más cercano al experimento para pequeños ángulos de ataque. Esto indica que Spalart-Allmaras mantiene errores menores y capta mejor el efecto de la capa límite, mientras que k–ω y k–ε tienden a sobreestimar el arrastre a velocidades altas.[16]

Los resultados estructurales revelan que la región del difusor concentra casi la totalidad de las tensiones y desplazamientos medibles, ver figura 8. La distribución de esfuerzos y desplazamientos a lo largo del motor sigue el mismo patrón cualitativo que los campos de velocidad obtenidos en el análisis de fluidos. En ambos casos, las magnitudes más altas se encuentran en o cerca de la misma región del difusor.

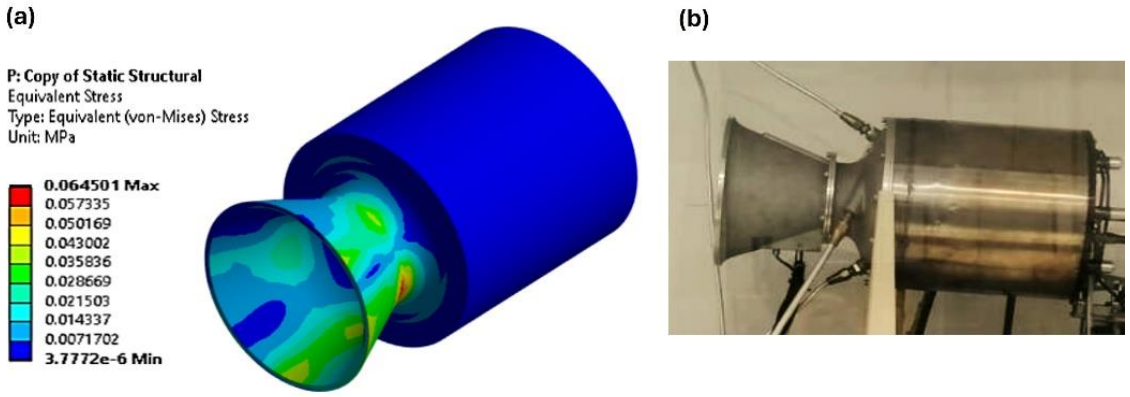


Fig. 8. (a) concentración de esfuerzos en el difusor del SR-30 y (b) modelo físco de micro turborreactor.

En estudios FSI de difusores (como en turbomáquinas), las máximas tensiones y desplazamientos se concentran en la región del difusor, coincidiendo con altas velocidades del flujo. Por ejemplo, Xu *et al.* realizaron simulación FSI de un difusor de bomba y observaron que el esfuerzo de von-Mises en los nodos cercanos al borde fue mayor que en otros nodos. Asimismo, se encontró una gran zona de deformación cerca de la entrada en el centro de las palas.[17] Esto confirma que en la región del difusor se concentran las tensiones y desplazamientos máximos, en correlación con los campos de velocidad obtenidos.

CONCLUSIÓN

En este trabajo se llevó a cabo un análisis numérico del comportamiento aerodinámico de la geometría estudiada, evaluando la distribución de velocidad y presión, así como la fuerza de arrastre, para un rango de velocidades comprendido entre 5 y 25 m/s. Los resultados mostraron una clara dependencia de las variables aerodinámicas con la velocidad del flujo, evidenciando el incremento no lineal de la fuerza de arrastre y la intensificación de los gradientes de presión y velocidad a medida que aumenta la velocidad incidente.

La comparación entre los resultados numéricos y los datos experimentales permitió validar el modelo CFD empleado, observándose una concordancia razonable en la tendencia general del arrastre para todos los modelos de turbulencia analizados. No obstante, se identificaron diferencias cuantitativas que ponen de manifiesto la influencia del modelo de turbulencia en la precisión de las predicciones. El modelo Spalart–Allmaras mantiene errores más cercanos a cero con menor dispersión global, mientras que k-ω muestra una tendencia a sobreestimar el arrastre a velocidades altas.

Los contornos de velocidad y presión confirmaron la correcta captura de los fenómenos de aceleración, estancamiento y regiones de baja presión asociadas a la geometría, lo cual respalda la validez de las condiciones de frontera, el dominio computacional y la estrategia de mallado adoptados. Asimismo, el control del parámetro y+ por debajo de valores críticos permitió una adecuada resolución del flujo cercano a la pared, aspecto clave para la correcta predicción del arrastre.

En conjunto, los resultados obtenidos confirman que una adecuada selección del modelo de turbulencia, junto con una correcta definición de las condiciones de frontera y parámetros numéricos, es esencial para reproducir de manera confiable el comportamiento aerodinámico real. Este estudio proporciona una base sólida para futuras investigaciones orientadas a la optimización geométrica y al análisis aerodinámico de configuraciones similares mediante herramientas CFD.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL) por el apoyo institucional brindado para el desarrollo de este trabajo, así como por las facilidades de infraestructura y recursos académicos proporcionados.

REFERENCIAS

1. Frigioescu, T.-F., Badea, G. P., Dombrovschi, M., Condruz, M. R., Crunțeanu, D.-E., & Cican, G. (2023). The Design and Development of a UAV's Micro-Turbogenerator System and the Associated Control Testing Bench. Electronics, 12(24), 4904. https://doi.org/10.3390/electronics12244904
2. Rapp, B. E. (2023). Computational fluid dynamics. En Elsevier eBooks (pp. 653–666). Elsevier. https://doi.org/10.1016/B978-0-12-824022-9.00049-8
3. Bering, R., & Buskov, K. (2012). Numerical investigation of the soot-initiated formation of ultrafine particles in a jet turbine engine using conventional jet fuel (Reporte técnico / Tesis de maestría). Aalborg University, Denmark.
4. Chong, C. (2013). CFD simulations on the compressor of a mini jet engine-I (Tesis de licenciatura). Nanyang Technological University, Singapore.
5. Boustani, J., Cadieux, F., Kenway, G. K. W., Barad, M. F., Kiris, C. C., & Brehm, C. (2022). Fluid–structure interaction simulations of the ASPIRE SR01 supersonic parachute flight test. Aerospace Science and Technology, 126, 107596. https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107596
6. Fluid–structure interaction study of the serpentine nozzle for turbofan. (2022). Journal of Applied Fluid Mechanics, 15(4). https://doi.org/10.47176/jafm.15.05.1165
7. Rossi, R., Idelsohn, S., Oñate, E., Cotela, J., & Pin, F. D. (2011). Mejora de la solución fuertemente acoplada de problemas FSI mediante una aproximación de la matriz tangente de presión. Revista Internacional de Métodos Numéricos para Cálculo y Diseño en Ingeniería, 27(3), 165–179.
8. Dufuor, G., Garcia Rosa, N., & Duplaa, S. (2015). Validation and flow structure analysis in a turbofan stage at windmill. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 229(6). https://doi.org/10.1177/095765091558714
9. Wendt, J. F. (Ed.). (2009). *Computational Fluid Dynamics: An Introduction* (3.ª ed.). Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
10. Wilcox, D. C. (2006). *Turbulence Modeling for CFD* (3.ª ed.). DCW Industries.
11. Pope, S. B. (2000). *Turbulent Flows*. Cambridge University Press. https://doi.org/10.1017/CBO9780511840531
12. Kochkov, D., Smith, J. A., Alieva, A., Wang, Q., Brenner, M. P., & Hoyer, S. (2021). Machine learning–accelerated computational fluid dynamics. Proceedings of the National Academy of Sciences, 118(21). https://doi.org/10.1073/pnas.2101784118
13. Anzoátegui, D. A., & Ordosgoitia, E. A. (2004). Capa límite, su importancia en el flujo de fluidos y el diseño de tuberías. Repositorio institucional de la Universidad Tecnológica de Bolívar. https://repositorio.utb.edu.co/entities/publication/471f7385-2a06-496c-a42a-fa7a65a67b73
14. Wang, J., Zhou, S., Liu, H., Zhao, S., He, F., & Zhao, L. (2025). Study on the wind pressure distribution in complicated spatial structure based on k-ε turbulence models. Buildings, 15(11), 1877. https://doi.org/10.3390/buildings15111877
15. Giacomini, E., & Westerberg, L.-G. (2025). CFD analysis of transition models for low-Reynolds number aerodynamics. Applied Sciences, 15(18), 10299 (p. 1). https://doi.org/10.3390/app151810299

16. Panday, S., Khan, N. A., Rasel, M., Faisal, K. M., & Salam, M. A. (2017). Comparative assessment of turbulence model in predicting airflow over a NACA 0010 airfoil. AIP Conference Proceedings, 1851, 020045. http://dx.doi.org/10.1063/1.4984674
17. Xu, H., Liu, H., Tan, M., & Cui, J. (2013). Fluid-structure interaction study on diffuser pump with a two-way coupling method (p. 1). International Journal of Fluid Machinery and Systems, 6(2), 87-93 (pp. 1, 7). http://dx.doi.org/10.5293/IJFMS.2013.6.2.087

Validación de un cuadrirrotor impreso en 3D: estructura, modelo y parámetros

Alejandro Jiménez Flores[A], Pablo Alfonso Tellez Belkotosky[A], Edmundo Javier Ollervides Vázquez[A, B], Luis Arturo Reyes Osorio[A], Octavio García Salazar[A]

[A] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México

[B] TecNM/Instituto Tecnológico de La Laguna, Coahuila, México

alejandro.jimenezf@uanl.edu.mx, pablo.tellezb@uanl.edu.mx, , luis.reyessr@uanl.edu.mx, octavio.garciasl@uanl.edu.mx. Autor de correspondencia: ejollervidesv@lalaguna.tecnm.mx.

RESUMEN

En los últimos años, la impresión 3D se ha popularizado para crear componentes estructurales de polímero, como los frames de los cuadrirrotores. Por otro lado, el modelado matemático de vehículos aéreos no tripulados mediante algoritmos inteligentes también ha sido objeto de estudio. Sin embargo, se han realizado pocas contribuciones con datos experimentales para validar la estructura, el modelo matemático y los parámetros de un cuadrirrotor impreso en 3D. Por lo tanto, el objetivo de este trabajo es presentar una metodología para validar experimentalmente la estructura del frame de un cuadrirrotor impreso en 3D, su modelo matemático y sus parámetros mediante redes neuronales. Los resultados muestran un desempeño adecuado del cuadrirrotor en condiciones de vuelo.

PALABRAS CLAVE

Cuadrirrotor, impresión 3D, análisis estructural, modelo matemático, estimación de parámetros.

ABSTRACT

In recent years, 3D-printing has become popular for creating polymer structural components, such as quadrotor frames. On the other hand, mathematical modelling of unmanned aerial vehicles with the help of intelligent algorithms has also been a topic of study at present. However, few contributions with experimental data have been carried out to validate the structure, mathematical model and parameters of a 3D-printed quadrotor. Therefore, the objective of this work is to present a methodology to experimentally validate the structure of a 3D-printed quadrotor frame, its mathematical model and parameters using neural networks. Results show appropriate performance of the quadrotor for flight condition.

KEYWORDS

Quadrotor, 3D-printing, structural analysis, mathematical model, parameter estimation.

INTRODUCCIÓN

Durante los últimos años, los vehículos aéreos no tripulados (VANTs) han sido el foco de investigación y desarrollo de numerosos científicos e ingenieros de todo el mundo debido a sus amplias aplicaciones en una gran variedad de campos. Un cuadrirrotor es un tipo de VANT que, idealmente, posee cuatro rotores con hélices ubicadas en los vértices de un cuadrado y que, al girar, generan una fuerza de empuje perpendicular al plano de sus rotores. Los cuadrirrotores tienen diversas aplicaciones tales como vigilancia aérea, fotografía, misiones de búsqueda y rescate, entre otras.[1]

El análisis estructural de un cuadrirrotor es necesario para probar la viabilidad, la rigidez y la compatibilidad de su frame. [2] Los resultados esperados en un análisis del tipo estático estructural involucran la deformación total y la distribución de esfuerzos, los cuales son datos que permiten

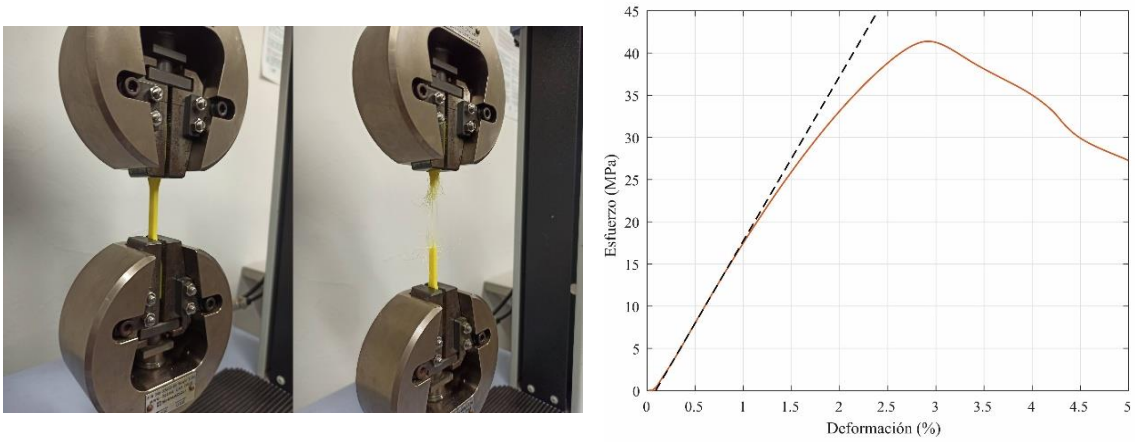
analizar el desempeño de la estructura del frame para así validar la aeronavegabilidad del cuadrirrotor.

La comprensión y predicción del comportamiento de sistemas complejos se basa en modelos matemáticos.[3] La identificación de sistemas permite a los investigadores desarrollar modelos matemáticos de sistemas dinámicos utilizando datos medidos,[4] donde los datos de entrada y salida de un sistema físico se ajustan a un modelo matemático del sistema.[5] En el caso particular del sistema cuadrirrotor, el modelo matemático puede ser desarrollado mediante la formulación Newton-Euler, en donde se puede describir tanto la dinámica traslacional, como la dinámica rotacional. Así mismo, los parámetros involucrados en dicho modelo pueden ser determinados de diversas maneras, tanto analíticamente como mediante el uso de inteligencia artificial.

Este trabajo tiene como objeto de estudio un cuadrirrotor cuya estructura es impresa en 3D y está compuesta por el material ácido poliláctico (PLA). El objetivo de este trabajo consiste en validar 3 aspectos críticos: el primero es el desempeño de su estructura cuando la aeronave se encuentra en condiciones de vuelo estático; el segundo es el modelo matemático que permite describir la dinámica traslacional y rotacional del cuadrirrotor mediante la formulación Newton-Euler; y el tercero son los parámetros aerodinámicos e inerciales del modelo matemático, los cuales se estiman mediante un algoritmo inteligente utilizando redes neuronales artificiales.

ANÁLISIS ESTRUCTURAL

Para poder realizar correctamente el análisis estructural del frame del cuadrirrotor es necesario encontrar las propiedades mecánicas del material que lo constituye, es decir, las propiedades del PLA. Se realizaron pruebas de tensión a especímenes de PLA previamente impresos en 3D para así determinar la curva esfuerzo-deformación del material y, posteriormente, sus propiedades mecánicas derivadas de dicho gráfico. La figura 1 muestra los especímenes de PLA bajo pruebas de tensión, así como la curva esfuerzo-deformación determinada a partir de las pruebas.



(a) (b)

Fig. 1. Análisis del material PLA: (a) Especímenes bajo pruebas de tensión. (b) Curva esfuerzo-deformación.

Las propiedades mecánicas del material PLA obtenidas a partir de la curva esfuerzo-deformación se presentan en la tabla I. Estos datos son posteriormente ingresados en el software ANSYS® Workbench para llevar a cabo el análisis estructural del frame del cuadrirrotor.

Tabla I. Propiedades mecánicas del material PLA.

Propiedad	Valor	Unidad
Módulo Elástico	1.9482	GPa
Resistencia última a la tracción	41.388	MPa
Límite elástico	16.02	MPa

El análisis estructural al cual el frame del cuadrirrotor es sometido es del tipo estático estructural, en donde primeramente se ha insertado el modelo 3D del frame, para después aplicarle en su totalidad el material correspondiente (PLA). Posteriormente, se definen las cargas y puntos de fijación para evaluar el desempeño estructural simulando una condición de vuelo estático, es decir, flotando. Se aplican 4 fuerzas verticales en los extremos de los brazos del frame, con un valor de 4.5N cada una, y se definen 4 puntos de fijación en el centro del frame, como se ilustra en la figura 2. Los resultados esperados para este tipo de análisis son deformación total y esfuerzo equivalente (von-Mises). Se espera realizar un análisis de la deformación estructural para cuantificar el efecto de pandeo cuando el cuadrirrotor se encuentra en condición de vuelo estático. Por otro lado, se desea examinar la distribución de esfuerzos, así como cuantificar el esfuerzo máximo que experimenta el frame, para de esta manera saber si el frame soportará las cargas experimentadas en vuelo estático y así garantizar su aeronavegabilidad sin comprometer su estructura.

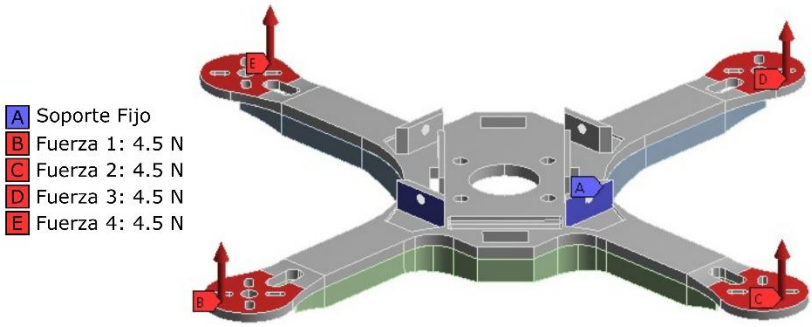
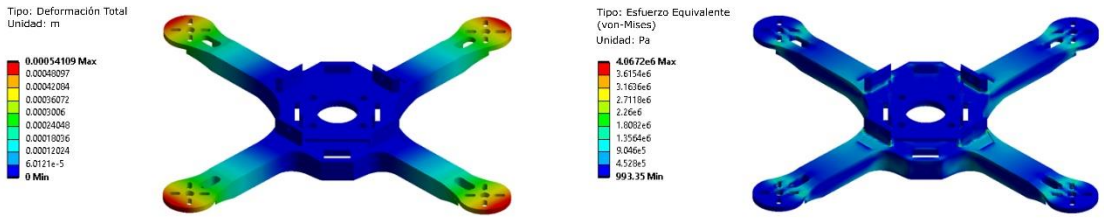


Fig. 2. Fuerzas y puntos de fijación sobre el frame del cuadrirrotor.

Los resultados obtenidos de la simulación estructural del frame del cuadrirrotor bajo condiciones de vuelo estático se presentan en la figura 3. Obsérvese que se presenta una máxima deformación total de 0.00054m (0.54mm) en los extremos de los brazos, y un máximo esfuerzo equivalente de 4.06MPa ubicado aproximadamente en el centro del frame.



(a) (b)

Fig. 3. Análisis estructural del cuadrirrotor: (a) Deformación total. (b) Esfuerzo equivalente.

MODELO MATEMÁTICO

La formulación de Newton-Euler se emplea para determinar el modelo matemático del cuadrirrotor.[6,7] Esta formulación consiste en un conjunto de ecuaciones diferenciales que describen los movimientos de traslación y rotación del cuadrirrotor.[6] Contempla dos marcos de referencia: un marco inercial fijado a la superficie terrestre, definido como $I = \{x_I, y_I, z_I\}$, y un marco de referencia del cuerpo, fijado al centro de gravedad del cuadricóptero, representado como $B = \{x_B, y_B, z_B\}$. La figura 4 muestra gráficamente ambos marcos de referencia.

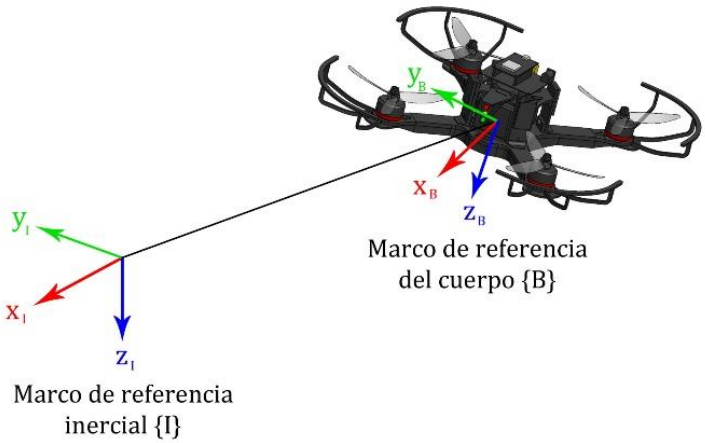


Fig. 4. Marcos de referencia inercial y del cuerpo.

La formulación asume que el cuadrirrotor es un cuerpo rígido y que su centro de masas está fijado y coincide con el sistema de referencia del cuerpo. El modelo matemático se define como:

$$\dot{\xi} = V \tag{1}$$
$$m\dot{V} = R(-T_T) + mge_3 \tag{2}$$
$$\dot{\eta} = W\Omega \tag{3}$$
$$J\dot{\Omega} = -\Omega \times J\Omega + \tau_a \tag{4}$$

donde las ecuaciones 1 y 2 describen la dinámica traslacional, mientras que las ecuaciones 3 y 4 describen la dinámica rotacional del cuadrirrotor. $\dot{\xi} = [x \ y \ z]^T \in \mathbb{R}^3$ representa las coordenadas espaciales con respecto al marco inercial y $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3$ denota las coordenadas de rotación del cuadrirrotor. La orientación del cuadrirrotor con respecto al marco de referencia inercial $\{I\}$ es obtenido por medio de la matriz de rotación R, la cual es parametrizada por los ángulos de Euler ϕ alabeo, θ cabeceo y ψ guiñada. Estos representan una rotación con respecto a los ejes x, y y z, respectivamente. Siguiendo la convención zyx, la orientación del cuadrirrotor con respecto al marco de referencia inercial $\{I\}$ se puede describir utilizando la siguiente matriz de rotación:

$$R = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi C_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \tag{5}$$

donde C_ϕ, C_θ, C_ψ, S_ϕ, S_θ y S_ψ son operaciones de coseno y seno, respectivamente. Por otra parte, la matriz para convertir la velocidad angular del cuadrirrotor desde el marco del cuerpo $\{B\}$ hacia el marco inercial $\{I\}$ es:

$$W = \begin{bmatrix} 1 & sin\phi tan\theta & cos\phi tan\theta \\ 0 & cos\phi & -sin\phi \\ 0 & sin\phi sec\theta & cos\phi sec\theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

$\Omega = [p \ q \ r]^T \in \mathbb{R}^3$ representa las velocidades angulares en el marco del cuerpo $\{B\}$. $V = \begin{bmatrix} v_x & v_y & v_z \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^3$ es el vector de velocidad traslacional con respecto al marco inercial $\{I\}$. $T_T = [0 \ 0 \ F_T]^T \in \mathbb{R}^3_{>0}$ es el empuje total del cuadrirrotor con F_T actuando como la componente vertical completa del empuje en el marco del cuerpo $\{B\}$. $\tau_a = \begin{bmatrix} \tau_\phi & \tau_\theta & \tau_\psi \end{bmatrix}^T$ es el vector de torques producidos por los actuadores. En adición, los vectores e_1, e_2 y e_3 representan los vectores base canónicos de $\mathbb{R}^3$. Los términos $m \in \mathbb{R}^3$ y $g = 9.81 m/s^2$ representan la masa del cuadrirrotor y la gravedad estándar de la Tierra, respectivamente. La matriz $J = Diag[J_{xx} \ J_{yy} \ J_{zz}]\mathbb{R}^{3\times3}$ contiene los principales momentos de inercia del cuadrirrotor.[8]

La componente vertical del empuje del cuadrirrotor en el marco del cuerpo se expresa como $F_T = \sum_{i=1}^{4} F_i$ donde F_i indica la fuerza ejercida por cada motor. Ambas fuerzas F_i y torques Q_i se expresan en función de la velocidad angular de los motores. $F_i = C_F {\omega_i}^2$ representa la fuerza y $Q_i = C_Q {\omega_i}^2$ el torque reactivo del motor, donde ω_i es la velocidad angular y C_F y C_Q son los coeficientes de empuje y torque, respectivamente.

La dinámica del alabeo producida por los actuadores se expresa como $\tau_\phi = (-F_1 + F_2 + F_3 - F_4)d$, para la dinámica del cabeceo es $\tau_\theta = (F_1 + F_2 - F_3 - F_4)d$ y para la dinámica de la guiñada $\tau_\psi = Q_1 - Q_2 + Q_3 - Q_4$, donde $d = lcos\left(\frac{\pi}{4}\right)$ con l como la longitud del brazo del cuadrirrotor. La Figura 5 muestra la convención de fuerzas y momentos del cuadrirrotor.

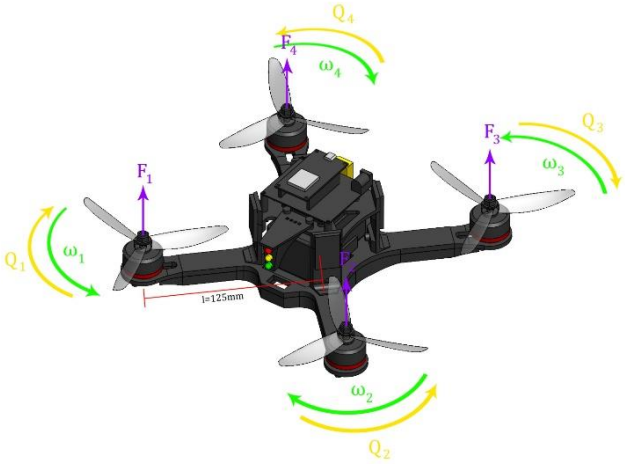


Fig. 5. Convención de fuerzas y momentos del cuadrirrotor.

ESTIMACIÓN DE PARÁMETROS

Los parámetros presentes en el modelo matemático del cuadrirrotor pueden ser estimados mediante diversos métodos. En este trabajo, los parámetros son estimados utilizando una combinación de datos experimentales y de simulación, empleando redes neuronales para su estimación. Los coeficientes aerodinámicos C_F y C_Q, se estiman con datos experimentales de fuerzas y torques ejercidos por las propelas del cuadrirrotor, mientras que la matriz inercial J que contiene los principales momentos de inercia J_{xx}, J_{yy} y J_{zz}, es estimada utilizando datos de simulación.

Las pruebas experimentales para encontrar fuerzas y torques ejercidos por las propelas del cuadrirrotor a distintas RPMs son llevadas a cabo utilizando un sensor miniatura de fuerzas y torques,

así como un tacómetro digital para la medición de las RPMs. El sensor es instalado en una base de aluminio completamente fija, y el cuadrirrotor es sujeto al sensor como se muestra en la figura 6.

La simulación del cuadrirrotor para determinar sus principales momentos de inercia es llevada a cabo en MATLAB® Simulink®. La simulación consta de un sistema de control de orientación, en donde la orientación y la fuerza total del cuadrirrotor son las referencias, mientras que las velocidades angulares, las aceleraciones angulares y los torques son las variables de salida. La simulación es llevada a cabo en un entorno virtual 3D desarrollado en VREALM®, en donde se tiene un campo donde un cuadrirrotor puede desplazarse libremente, como se muestra en la figura 7. El entorno virtual 3D fue creado únicamente para fines de visualización del sistema cuadrirrotor.



Fig. 6. Cuadrirrotor impreso en 3D bajo pruebas experimentales de fuerza y torque.

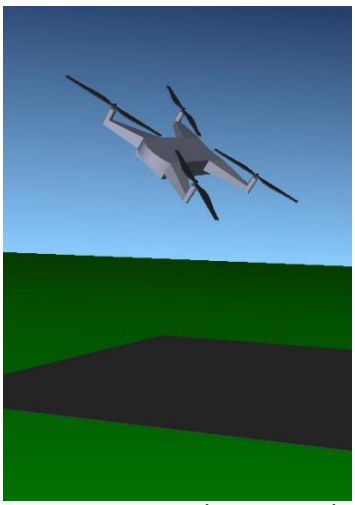
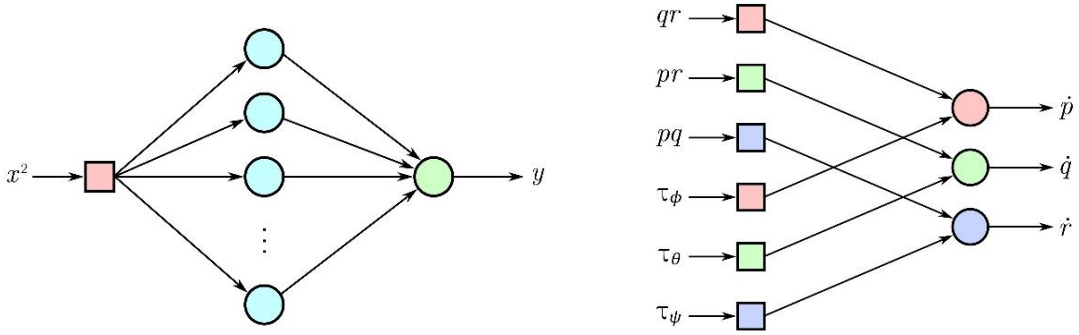


Fig. 7. Entorno virtual 3D para la simulación de la dinámica de un cuadrirrotor.

Una vez con los datos recabados, tanto experimentales como de simulación, la estimación de parámetros del modelo matemático del cuadrirrotor es llevada a cabo. Para ello se proponen 2 arquitecturas de redes neuronales, una para la estimación de los parámetros aerodinámicos y la otra para la estimación de los parámetros inerciales. La figura 8 muestra ambas arquitecturas propuestas para la estimación. Ambas redes utilizan el algoritmo de retro propagación para el entrenamiento, utilizando funciones de activación lineales. La arquitectura para la estimación de parámetros

aerodinámicos es entrenada en 2 ocasiones distintas, una con los datos experimentales de empuje y otra con los datos experimentales de torque, mientras que la arquitectura para la estimación de parámetros inerciales es entrenada una única vez con los datos de la simulación. El entrenamiento consta en utilizar el algoritmo de retro propagación para disminuir con cada iteración el error cuadrático medio entre el valor real y el valor estimado. Cuando el error cuadrático medio ha sido minimizado, se dice que la red neuronal ha sido entrenada adecuadamente y se pueden aplicar las ecuaciones para encontrar los parámetros deseados.



(a) (b)

Fig. 8. Arquitecturas de redes neuronales: (a) Parámetros aerodinámicos. (b) Parámetros inerciales.

La ecuación 7 permite calcular la estimación de los parámetros aerodinámicos, es decir, los coeficientes de empuje y torque. En esta ecuación, $w^{(1)}$ y $w^{(2)}$ representan matrices de $n \times 1$ y $1 \times n$, respectivamente, siendo n el número de neuronas seleccionadas para la capa oculta. Las matrices contienen los valores de los pesos entrenados para estimar de manera adecuada los parámetros. k_x y k_d son factores de escalamiento que están en función de los valores máximos de los datos recopilados experimentalmente.

Por otro lado, la ecuación 8 permite calcular la estimación de los parámetros inerciales, es decir, los principales momentos de inercia J_{xx}, J_{yy} y J_{zz}. En esta ecuación, w_{14}, w_{25} y w_{36} son elementos pertenecientes a la matriz w la cual contiene los pesos que han sido entrenados para estimar correctamente los parámetros.

$$C_F = w^{(2)} w^{(1)} \left(\frac{{k_x}^2}{k_d} \right)$$
$$C_Q = w^{(2)} w^{(1)} \left(\frac{{k_x}^2}{k_d} \right) \quad (7)$$

$$J_{xx} = \frac{1}{w_{14}}$$
$$J_{yy} = \frac{1}{w_{25}} \quad (8)$$
$$J_{zz} = \frac{1}{w_{36}}$$

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Mediante las pruebas de tensión de los especímenes de PLA fue posible obtener el gráfico esfuerzo-deformación, del cual se pudieron determinar las propiedades mecánicas de dicho material.

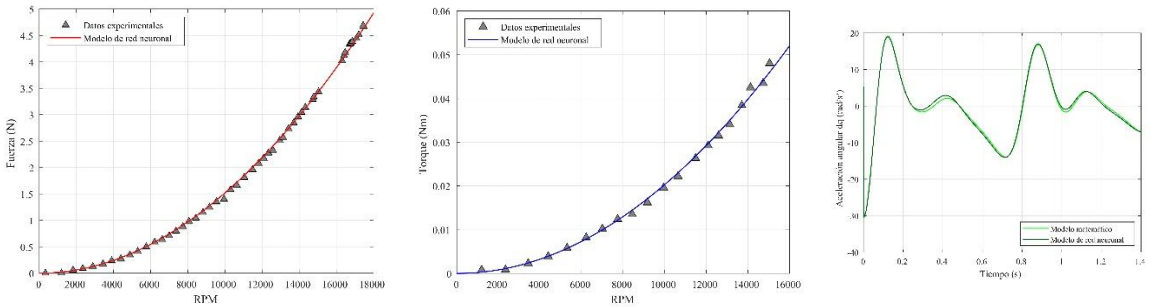
Por otro lado, la estructura del frame del cuadrirrotor, como se observó en los resultados de las simulaciones estático estructural, presentó una deformación total máxima de 0.54mm y un máximo esfuerzo equivalente de 4.06MPa utilizando las propiedades mecánicas del PLA para todo el frame. Los resultados obtenidos en las simulaciones estático estructural reflejan un comportamiento realista debido a que las propiedades mecánicas del PLA fueron calculadas experimentalmente mediante las pruebas de tensión de los especímenes de PLA.

El desarrollo del modelo matemático del cuadrirrotor fue llevado a cabo, obteniendo de esta manera el modelo que permite describir la dinámica traslacional y rotacional de la aeronave siguiendo la formulación Newton-Euler. El modelo incorpora parámetros que pueden caracterizar el comportamiento del cuadrirrotor, tales como los coeficientes aerodinámicos C_F y C_Q así como la matriz de inercia J que contiene los principales momentos de inercia J_{xx}, J_{yy} y J_{zz}. El modelo desarrollado aplica únicamente a un cuadrirrotor cuya configuración y convención de fuerzas y momentos coincidan con el del cuadrirrotor presente en este trabajo.

La estimación de los parámetros del cuadrirrotor fue llevada a cabo mediante la aplicación de redes neuronales artificiales. Los valores numéricos de dichos parámetros se muestran en la tabla II, en donde los parámetros aerodinámicos C_F y C_Q fueron estimados utilizando datos experimentales, mientras que los parámetros inerciales J_{xx}, J_{yy} y J_{zz} fueron estimados utilizando datos de simulación. La figura 9 muestra los resultados de los modelos de fuerza y de torque, así como la aceleración angular del cuadrirrotor que es descrita mediante la matriz de inercia estimada previamente. Se observa que los modelos de fuerza y torque permiten predecir con exactitud el empuje y torque del cuadrirrotor a distintas RPMs, respectivamente. De igual manera se observa que la aceleración angular en el eje y se predice de manera adecuada con los parámetros inerciales estimados.

Tabla II. Parámetros estimados del modelo matemático del cuadrirrotor.

Parámetro	Valor	Unidad
C_F	1.3859×10^{-6}	N·s²
C_Q	1.8534×10^{-8}	N·m·s²
J_{xx}	2.4903×10^{-3}	kg·m²
J_{yy}	2.5756×10^{-3}	kg·m²
J_{zz}	4.5862×10^{-3}	kg·m²



(a) (b) (c)

Fig. 9. Resultados de la estimación de parámetros: (a) Modelo de fuerza. (b) Modelo de torque. (c) Aceleración angular.

CONCLUSIÓN

El cuadrirrotor impreso en 3D presentado en este trabajo pudo ser validado experimentalmente mediante un análisis de la estructura del frame, el desarrollo del modelo matemático y estimación inteligente de los parámetros aerodinámicos e inerciales.

El análisis estático estructural presentó una deformación total máxima de 0.54mm en los extremos de los brazos del frame, mostrando un valor relativamente bajo y que puede ser despreciado ya que no representa un peligro para la aeronavegabilidad del cuadrirrotor en cuestión de pandeo. Por otro lado, el análisis mostró un máximo esfuerzo equivalente de 4.06MPa, valor que se encuentra lejos de los 16.02MPa que posee el material PLA como límite elástico. Lo anterior demuestra que el cuadrirrotor puede realizar una condición de vuelo estático sin comprometer su integridad estructural.

Se desarrolló el modelo matemático del cuadrirrotor mediante la formulación Newton-Euler el cual permite describir la dinámica traslacional y rotacional de la aeronave. El modelo incluye parámetros cuyos valores pueden variar dependiendo del tamaño del cuadrirrotor, así como de la distribución de su masa, fuerza y torque de los motores, entre otros factores. La incorporación de parámetros en el modelo indica que este puede ser utilizado en diversos cuadrirrotores, siempre y cuando se respete la configuración y convención de fuerzas y momentos presentados en este trabajo.

Los parámetros aerodinámicos e inerciales pertenecientes al modelo matemático del cuadrirrotor impreso en 3D pudieron ser estimados mediante la aplicación de redes neuronales artificiales. Se utilizaron datos experimentales como de simulación para entrenar los modelos de redes neuronales y de esta forma estimar los parámetros. Los valores obtenidos en las simulaciones permiten verificar que los parámetros estimados son precisos y pueden utilizarse para predecir correctamente la dinámica traslacional y rotacional del cuadrirrotor impreso en 3D.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica de la Universidad Autónoma de Nuevo León (CIIIA-FIME-UANL) y al Tecnológico Nacional de México/Instituto Tecnológico de La Laguna por las facilidades de infraestructura y recursos académicos proporcionados para el desarrollo de este trabajo.

FINANCIAMIENTO

Este trabajo de investigación está financiado por la Oficina de Investigación Naval Global (ONRG) de los Estados Unidos con el número de proyecto N629092512014.

REFERENCIAS

1. Fernando, H. C. T. E., De Silva, A. T. A., De Zoysa, M. D. C., Dilshan, K. A. D. C., & Munasinghe, S. R. (2013, December). Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV. In 2013 IEEE 8th International conference on industrial and information systems (pp. 207-212). IEEE.
2. Singh, R., Kumar, R., Mishra, A., & Agarwal, A. (2020). Structural analysis of quadcopter frame. Materials Today: Proceedings, 22, 3320-3329.
3. MathWorks. Mathematical Modeling. Available on www.mathworks.com/solutions/mathematical-modeling.html. 2024.
4. Legowo, A., Sulaeman, E., & Rosli, D. (2019, March). Review on system identification for quadrotor unmanned aerial vehicle (UAV). In 2019 Advances in Science and Engineering Technology International Conferences (ASET) (pp. 1-8). IEEE.
5. Tan, K. C., & Li, Y. (1997). Evolutionary system identification in the time domain. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 211(5), 319-323.
6. Ollervides-Vazquez, E. J., Rojo-Rodriguez, E. G., Rojo-Rodriguez, E. U., Cabriales-Ramirez, L. E., & Garcia-Salazar, O. (2020, November). Two-layer saturated PID controller for the trajectory tracking of a quadrotor UAV. In 2020 International Conference on Mechatronics, Electronics and Automotive Engineering (ICMEAE) (pp. 85-91). IEEE.
7. Tagay, A., Omar, A., & Ali, M. H. (2021). Development of control algorithm for a quadcopter. Procedia Computer Science, 179, 242-251.
8. Yedavalli, R. K. (2020). Flight dynamics and control of aero and space vehicles. John Wiley & Sons.

Herramienta automatizada de segmentación y clasificación del paisaje urbano para la vigilancia eco-epidemiológica con drones

Sarahi Ventura-Angoa[A], Víctor Muñiz-Sánchez[A], Francisco Javier Hernández-López[B], Rogelio Danis-Lozano[C], Kenia Mayela Valdez-Delgado[C]

[A] Centro de Investigación en Matemáticas, A.C., CIMAT, Unidad Monterrey
Parque de Investigación e Innovación Tecnológica (PIIT)
[B] SECIHTI - Centro de Investigación en Matemáticas A.C., CIMAT Unidad Mérida
Parque Científico y Tecnológico de Yucatán (PCTY)
[C] Centro Regional de Investigación en Salud Pública (CRISP),
Instituto Nacional de Salud Pública (INSP)
sarahi.ventura@cimat.mx, victor_m@cimat.mx, fcoj23@cimat.mx, rdanis@insp.mx,
Autor de Correspondencia: kenia.valdez@insp.mx

RESUMEN

Este estudio propone una herramienta automatizada para la segmentación y clasificación del paisaje urbano asociado a criaderos de Aedes aegypti, utilizando imágenes aéreas RGB tomadas por dron en Tapachula, Chiapas, México. Bajo un enfoque de Análisis de Imágenes Basado en Objetos (OBIA), las imágenes fueron segmentadas en superpixeles mediante el algoritmo SLIC, y se extrajeron características estadísticas, de borde y de textura para cada objeto. Se construyó el conjunto de datos SetDroneDataset-TapachulaRGB (109,956 superpixeles, 10 clases). De los clasificadores evaluados (KNN, SVM y MLP), la red neuronal MLP obtuvo el mejor desempeño global (F1-score ponderado) y el menor tiempo de predicción.

PALABRAS CLAVE

Paisaje urbano, *Aedes aegypti*, superpixeles, aprendizaje automático, drones.

ABSTRACT

This study proposes an automated tool for the segmentation and classification of urban land associated with Aedes aegypti breeding sites using RGB aerial imagery captured by drone in Tapachula, Chiapas, México. Under an Object-Based Image Analysis (OBIA) framework, images were segmented into superpixels using the SLIC algorithm, and statistical, edge, and texture features were extracted for each object. The dataset SetDroneDataset-TapachulaRGB was constructed (109,956 labeled superpixels, 10 classes). Among the classifiers evaluated (KNN, SVM, and MLP), the MLP neural network achieved the best overall performance (weighted F1-score) and the shortest prediction time.

KEYWORDS

Urban landscape, *Aedes aegypti*, superpixels, machine learning, drones.

INTRODUCCIÓN

El dengue es una enfermedad viral de importancia mundial, transmitida a los humanos por la picadura de hembras infectadas del mosquito *Aedes aegypti.*[1] El mosquito *Ae. aegypti* es el vector principal de dengue en México.[2] En México, entre 2010 y 2020, el Sistema Nacional de Vigilancia Epidemiológica registró 1,620,872 casos probables y 336,991 casos confirmados, con una tasa de

mortalidad hospitalaria que aumentó de 0.7% a 2.6% en ese período.[3] Esta enfermedad representa no solo una amenaza para la salud pública, sino también una carga económica significativa, estimada en 170 millones de dólares anuales para México; de los cuales, 49.5 millones corresponden a la atención médica y 82 millones al programa de vigilancia y control de vectores.[4]

Frente a esta situación, la identificación y el monitoreo de los sitios de reproducción de este mosquito son fundamentales para priorizar las intervenciones en áreas de alto riesgo. Por ello, el desarrollo de herramientas que permitan su identificación y seguimiento es clave para generar datos consistentes que coadyuven en los programas de control. Ante esta necesidad, el uso de drones o vehículos aéreos no tripulados (VANT) ha cobrado relevancia en salud pública, debido a su eficiencia operativa y bajo costo. Experiencias en países como Brasil, Perú y Tanzania han demostrado su potencial para mapear criaderos de mosquitos,[5] identificar hábitats larvarios[6] e incluso aplicar larvicidas.[7] En Tapachula, Chiapas, se implementó por primera vez una metodología basada en drones para el monitoreo de criaderos de *Ae. aegypti*[8] validándolos como una herramienta complementaria en programas de control vectorial. Además, se demostró que los drones pueden utilizarse en zonas urbanas para generar mapas especializados[9] y obtener datos para la generación de indicadores de riesgo.[10]

Desde una perspectiva integradora, la información generada por drones puede incorporarse al análisis del paisaje urbano para una mejor comprensión de los determinantes ambientales que favorecen el desarrollo del ciclo de vida del mosquito *Ae. aegypti.*[9] Esta integración es relevante ya que la estructura y la composición del paisaje influyen en la disponibilidad de hábitats de reproducción, de refugio y de alimentación de los mosquitos.[11] El mosquito *Ae. aegypti* requiere agua estancada para reproducirse (en recipientes diversos de uso doméstico),[2,12] mientras que la vegetación densa proporciona hábitats para su alimentación y reposo.[13] Asimismo, las superficies pavimentadas y los techos de lámina modifican las condiciones microclimáticas, influyendo indirectamente en su abundancia y distribución.[14]

No obstante, las herramientas actuales para identificar y clasificar características del paisaje asociadas a la abundancia de mosquitos carecen de la eficiencia y la escalabilidad necesarias para manejar grandes volúmenes de datos de imágenes aéreas. Escasos estudios proponen metodologías efectivas para estos fines.[15] En este contexto, el objetivo de este estudio fue desarrollar una herramienta automatizada para la detección y clasificación de características del paisaje relevantes para la distribución y abundancia de mosquitos *Ae. aegypti* vectores de dengue, utilizando imágenes aéreas de alta resolución captadas por drones en Tapachula, Chiapas. El sistema integró técnicas de análisis de imágenes y de aprendizaje automático para segmentar y clasificar regiones de interés, lo que permitió generar un conjunto de datos robustos para el entrenamiento de modelos predictivos.

Para alcanzar el objetivo de este trabajo, se desarrolló una herramienta de segmentación y etiquetado de objetos de interés en imágenes, basada en el enfoque de Análisis de Imágenes Basado en Objetos (OBIA, *Object-Based Image Analysis).*[16] Esta técnica consiste en fraccionar una imagen en objetos o regiones de imagen formados por grupos de pixeles contiguos, en lugar de analizar pixeles individuales.[17,18] La implementación de OBIA se centró en dos piezas fundamentales: (i) la segmentación de la imagen en objetos de imagen (superpixeles) mediante el método SLIC[19]; y (ii) la extracción de características a nivel de objeto/superpixel, con el propósito de construir un conjunto de datos de entrada para los algoritmos de clasificación automática.

DATOS

Se emplearon 140 imágenes RGB de alta resolución (1536 × 1152 pixeles) correspondientes a las colonias El Vergel y las Delicias, Municipio de Tapachula, Chiapas, México; de las cuales se obtuvieron un total de 109,956 superpixeles. Las imágenes se adquirieron con un dron DJI Matrice 600 (DJI, Shenzhen, China). Un vehículo aéreo no tripulado tipo hexacóptero, equipado con un sistema de estabilización (gimbal) y una cámara DJI Zenmuse X5. Los vuelos se realizaron entre las 12:00 y las 14:00 h durante el mes de noviembre de 2019, a una altitud aproximada de 100 m sobre el nivel del terreno. La planificación de los vuelos se basó en información pública de elevación

obtenida del modelo ASTER GDEM (*Advanced Spaceborne Thermal Emission and Reflection Radiometer Global Digital Elevation Model*).

SEGMENTACIÓN BASADA EN SUPERPIXELES MEDIANTE EL ALGORITMO SLIC

La segmentación es la división de una imagen en regiones que representan objetos o partes de objetos; el grado de partición depende de la aplicación.[20] En imágenes RGB, los atributos básicos para segmentar incluyen componentes de color, textura, forma y contexto.

En OBIA, la segmentación se utiliza para derivar las unidades iniciales: una partición de la imagen en regiones mutuamente excluyentes y conjuntamente exhaustivas, relativamente homogéneas en su interior y diferenciables respecto de las regiones adyacentes.[18] Estos segmentos pueden considerarse como objetos-imagen candidatos: son discretos, internamente coherentes (dado que han superado el criterio de homogeneidad del algoritmo) y diferentes en cierta medida de su entorno; de lo contrario, se habrían fusionado con algún vecino, sobre los cuales se extraen características y se realiza la clasificación.

La segmentación se realizó mediante superpixeles que se puede definir como un conjunto de pixeles contiguos que comparten características similares, agrupados en regiones homogéneas respetando en lo posible los límites naturales de los objetos presentes en la imagen,[21,22] que fueron generados con el algoritmo SLIC (*Simple Linear Iterative Clustering*), -cuya técnica agrupa pixeles considerando su similitud de color y su proximidad espacial, y opera en un espacio de cinco dimensiones (5-D) $[l, a, b, x\ y]$, donde $[l, a, b]$ es el vector de color en el espacio *CIELAB* y $[x, y]$ es la posición del pixel en la imagen.[9] En CIELAB, los canales de color se interpretan como:

- l^*: luminosidad (0 = negro, $\approx 100 =$ blanco)
- a^*: eje verde $(-) \leftrightarrow$ rojo $(+)$
- b^*: eje azul $(-) \leftrightarrow$ amarillo $(-)$

Dado que la distancia espacial en el plano (x, y) depende del tamaño de la imagen, no es apropiado usar directamente la distancia euclidiana de cinco dimensiones (5-D) sin antes normalizar la componente espacial.[19] Entonces, sea i un pixel y k el centro de un superpixel. Se definen la distancia de color y la distancia espacial como:

$$d_{lab} = \sqrt{(l_i - l_k)^2 + (a_i - a_k)^2 + (b_i - b_k)^2} \quad (1)$$

$$d_{xy} = \sqrt{(x_i - x_k)^2 + (y_i - y_k)^2} \quad (2)$$

$$d_s = d_{lab} + \frac{m}{S} d_{xy} \quad (3)$$

Donde d_s es la suma de la distancia lab y la distancia espacial normalizada xy en el intervalo de la cuadrícula S, definido como $S \approx \sqrt{N/K}$ es el paso entre centros iniciales para una imagen con N pixeles y K superpixeles, y m es el parámetro de compacidad que controla el equilibrio entre color y espacio; a mayor m, más se enfatiza la proximidad espacial y más compactos y uniformes son los superpixeles; a menor m, se sigue más fielmente el contorno radiométrico.[21]

En la práctica, SLIC restringe la búsqueda al vecindario $2S \times 2S$ alrededor de cada centro, asigna pixeles al centro más cercano según d_s, actualiza los centros como promedios de sus asignaciones y repite iterativamente hasta converger, seguido de una corrección de conectividad. En este trabajo se utilizo la librería *OpenCV* mediante el módulo *ximgproc* (*createSuperpixelSLIC*), cuya implementación del método SLIC recibe como entrada cuatro parámetros: (i) tamaño promedio, que corresponde al tamaño aproximado de cada superpixel; valores mayores generan menos regiones, ya que cada superpixel cubre un área más grande; (ii) *ruler*, que controla la compacidad de los superpixeles; valores bajos permiten que los bordes sigan mejor los contornos naturales de los objetos; (iii) iteraciones, que define el número de iteraciones del algoritmo; un mayor número puede

mejorar la segmentación, aunque incrementa el tiempo de procesamiento; y (iv) tamaño mínimo, que establece el tamaño mínimo permitido para un superpixel, evitando la generación de segmentos demasiado pequeños o aislados que puedan considerarse ruido.[23]

EXTRACCIÓN DE CARACTERÍSTICAS

La extracción de características es el proceso de transformar los datos brutos de una imagen en atributos numéricos que conserven la información esencial para las tareas posteriores. En este trabajo, la unidad de análisis son los superpixeles, lo que permite reducir la complejidad (al procesar menos unidades que a nivel de pixel), disminuir la redundancia, preservar bordes y facilitar tanto la extracción de características como la clasificación de coberturas.

Para cada superpixel se extrajeron diferentes características en el espacio de color RGB, que se refieren a las propiedades relacionadas con la medición de la intensidad de luz registrada por cada uno de los canales Rojo (R), Verde (G) y Azul (B) en una imagen digital.[20] Estas características describen la distribución de color e intensidad en la imagen.

Características estadísticas

En este trabajo se calculó la media y la desviación estándar por canal y por superpixel. Sea $|S|$ el conjunto de pixeles que componen un superpixel $|S|$ su cardinalidad y $C \in \{R, G, B\}$ un canal; si $C(x, y)$ denota la intensidad del canal C en el pixel (x, y), entonces:

$$\overline{C}_{\mathrm{s}} = \frac{1}{|S|} \sum_{(x,y)\in S} C(x,y)\,, \qquad \sigma_{\{\mathrm{C,S}\}} = \sqrt{\frac{1}{|S|} \sum_{(x,y)\in S} (C(x,y) - \bar{C}_S)^2} \tag{4}$$

Estas métricas resumen el brillo (intensidad promedio por canal) y su variabilidad dentro de cada superpixel. En resumen, se extraen las siguientes características por superpixel:

- $\bar{R}_S, \bar{G}_S, \bar{B}_S$: media por canal
- $\sigma_{R,S}, \sigma_{G,S,}, \sigma_{B,S}$: desviación estándar por canal.

Características de bordes

Además de las características de color, se extrajeron características de bordes a nivel de superpixel. Se calculó la magnitud de gradiente mediante el operador *Sobel* y la densidad de bordes detectados con *Canny*, ambas medidas por superpixel.[20,24]

Gradiente Sobel: Sea $I(x, y)$ la imagen en escala de grises. El gradiente se aproxima convolucionando con máscaras discretas de Sobel:

$$G_x = I * K_x, G_y = I * K_y \tag{5}$$

donde K_x, K_y son los kernels de Sobel horizontal y vertical, respectivamente, y $*$ denota la convolución. La magnitud y la dirección del gradiente se definen como:

$$\mathrm{M(x,y)} = \sqrt{\mathrm{G_x(x,y)^2} + \mathrm{G_y(x,y)^2}}, \quad \theta(x,y) = atan2\big(\mathrm{G_y(x,y)}, \mathrm{G_{x(x,y)}}\big) \tag{6}$$

En la implementación se usa una combinación lineal equivalente y eficiente computacionalmente:

$$\widetilde{M}(x,y) = \alpha\big|G_{x(x,y)}\big| + (1-\alpha)\big|G_{y(x,y)}\big|, \qquad \alpha = 0.5 \tag{7}$$

que correlaciona estrechamente con M. Dado un superpixel S y su cardinalidad $|\mathrm{S}_\ell|$, se resumen las intensidades de borde mediante:

$$\bar{M}_S = \frac{1}{|S|} \sum_{(x,y)\in S} \widetilde{M}(x,y), \qquad \sigma_{M,S} = \sqrt{\sum_{(x,y)\in S} \left(\widetilde{M}(x,y) - \bar{M}_S\right)^2} \tag{8}$$

Bordes Canny: El detector Canny se aplica sobre la imagen en escala de grises para obtener un mapa binario de bordes $E(x,y) \in \{0,1\}$. A partir de este mapa, la densidad de bordes por superpixel se define como:

$$\rho^{edges} = \frac{\sum_{(x,y)\in S} E(x,y)}{|S|} \tag{9}$$

En resumen, para cada superpixel S se extraen:

- $\bar{M}_S$ media de magnitud de gradiente
- $\sigma_{M,S}$ desviación estándar de la magnitud de gradiente
- ρ^{edges} densidad de bordes

Características de textura

Para extraer características de textura existen diversos métodos; en este trabajo se empleó la matriz de co-ocurrencia de niveles de grises (*GLCM*, por sus siglas en inglés *Gray-Level Co-occurrence Matrix*), una herramienta estadística de segundo orden, que captura relaciones espaciales entre pares de pixeles.[25]

Aunque no existe una definición formal para la textura, en este contexto se entiende como un patrón formado por elementos mutuamente relacionados. Es decir, consideramos grupos de pixeles cuya apariencia conjunta describe la textura observada; dicha descripción depende del número de pixeles considerados y de sus relaciones.[25]

Se considera una ventana rectangular de tamaño $M \times N$ de una imagen con textura. Una matriz de frecuencias relativas $P_{\phi,d}(a,b)$ que corresponde a la frecuencia con la cual dos pixeles con escala de grises a y b aparece en la ventana con una distancia d en dirección ϕ, describe una ocurrencia de una ventana de una imagen en escala de grises.

Formalmente, las frecuencias de co-ocurrencia no normalizadas en función del ángulo y la distancia se definen como[14]:

$$P_{0°,d}(a,b) = |\{[(k,l),(m,n)] \in D:\ k-m\ = 0, l-n = d, f(k,l) = a, f(m,n) = b\}|, \tag{10}$$

$$P_{45°,d}(a,b) = |\{[(k,l),(m,n)] \in D:\ (k-m\ = d, l-n = -d), (k-m = -d, l-n = d), f(k,l) = a, f(m,n) = b\}|, \tag{11}$$

$$P_{90°,d}(a,b) = |\{[(k,l),(m,n)] \in D:\ k-m\ = d, l-n = 0, f(k,l) = a, f(m,n) = b\}|, \tag{12}$$

$$P_{135°,d}(a,b) = |\{[(k,l),(m,n)] \in D:\ (k-m\ = d, l-n = d), (k-m = -d, l-n = -d), f(k,l) = a, f(m,n) = b\}|, \tag{13}$$

donde f es la imagen original y $D = (M \times N) \times (M \times N)$. Con las definiciones anteriores se obtiene una matriz simétrica. A partir de estas matrices $P_{\phi,d}(a,b)$ se calcularon 6 descriptores:

- Disimilitud: mide la diferencia media entre niveles de gris en vecindad.

$$\sum_{a,b} |a-b|\ P_{\phi,d}(a,b) \tag{14}$$

- Energía: también denominada segundo momento angular, (*ASM*, por sus siglas en inglés *Angular Second Moment*) la cual es una medida de la homogeneidad de la imagen. Se define como sigue:

$$\sum_{a,b} P_{\phi,d}^{2}\ (a,b) \tag{15}$$

- Entropía:

$$-\sum_{a,b} P_{\phi,d}(a,b)\log_2 P_{\phi,d}(a,b) \tag{16}$$

- Contraste: una medida de la variación local de la imagen (Típicamente $\kappa = 2, \lambda = 1$).

$$\sum_{a,b} |a-b|^{\kappa} P_{\phi,d}^{\lambda}(a,b), \tag{17}$$

- Correlación: una medida de linealidad de la imagen.

$$\frac{\sum_{a,b}\left[(ab)P_{\phi,d}(a,b)\right]-\mu_x\mu_y}{\sigma_x\,\sigma_y} \tag{18}$$

donde $\mu_x = \sum_a a \ \sum_b P_{\phi,d}(a,b)$, $\mu_y = \sum_b b \ \sum_a P_{\phi,d}(a,b)$, $\sigma_x^2 = \sum_a (a-\mu_x)^2 \sum_b P_{\phi,d}(a,b)$, $\sigma_y^2 = \sum_b \left(b-\mu_y\right)^2 \sum_a P_{\phi,d}(a,b)$

- Homogeneidad (Momento de diferencia inversa):

$$\sum_{a,b;a\neq b} \frac{P_{\phi,d}(a,b)}{|a-b|} \tag{19}$$

Para la extracción de estas características se consideraron las orientaciones $\phi \in \{0°, 45°, 90°, 135°\}$ y las distancias $d \in \{1,2,3,4,5\}$. En cada combinación (4 orientaciones $\times$ 5 distancias $= 20$) se evaluaron seis descriptores GLMC (disimilitud, energía, entropía, contraste, correlación y homogeneidad), de modo que en total se obtienen 120 características de textura por superpixeles. Mediante la herramienta de etiquetado, se extrajeron en total 129 características por superpixel. Con estas características se construyó un conjunto de datos compuesto por $n = 109{,}956$ superpixeles etiquetados denominado SetDroneDataset-TapachulaRGB, el cual se encuentra disponible en el repositorio de GitHub.[26] En la figura 1 se muestra la imagen segmentada (izquierda) y la imagen etiquetada (derecha) con la interfaz diseñada para ello, considerando las categorías: árbol, pavimento, techo de lámina, arbusto, hierba y pasto verde, suelo desnudo, cuerpo de agua, techo de losa, hierba y pasto seco y sombra. En la figura 2 se presenta la distribución de clases utilizada para el entrenamiento y la evaluación de los modelos.

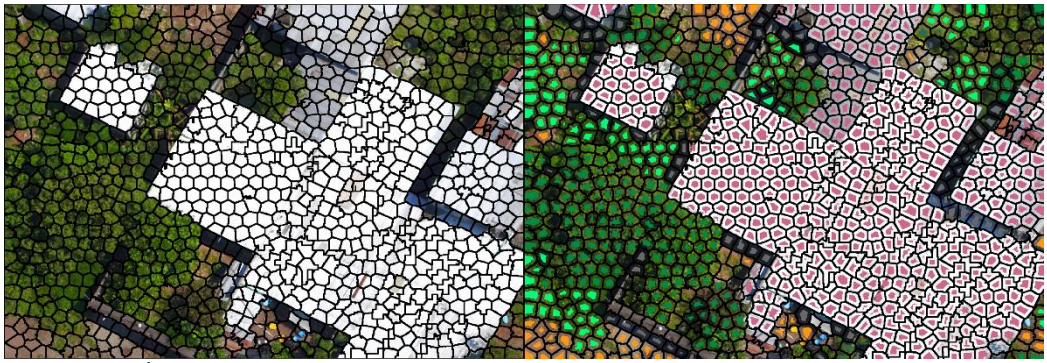


Fig. 1. Segmentación y etiquetado de superpixeles. Izquierda: imagen segmentada mediante SLIC. Derecha: imagen etiqueta mediante la interfaz de la herramienta de etiquetado con superpixeles clasificados por cobertura, disponible en el repositorio de Github.[26]

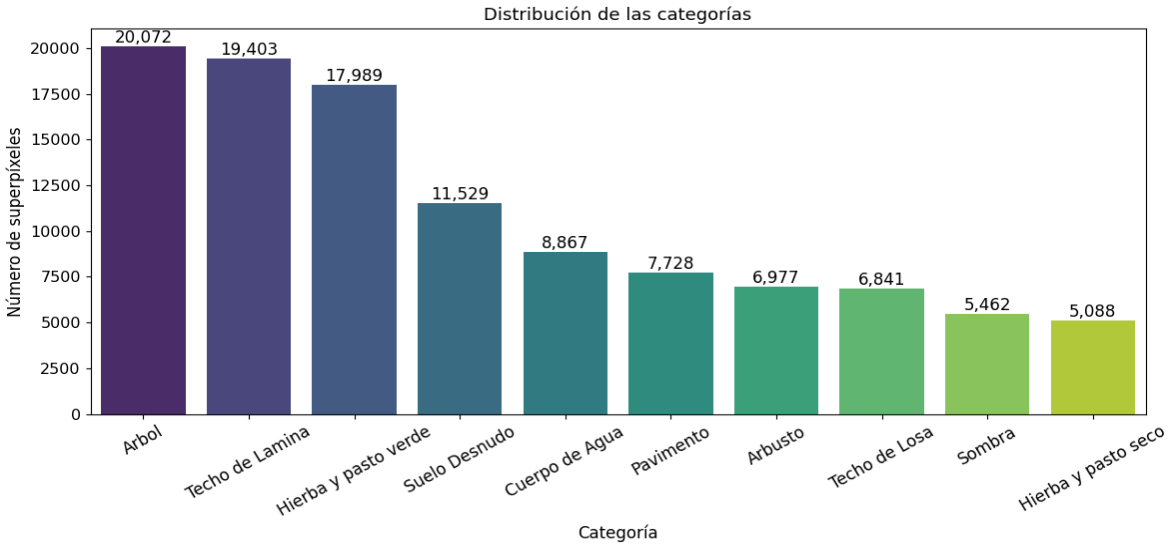


Fig. 2. Distribución de superpixeles por categoría.

Antes del entrenamiento se desarrolló un módulo de limpieza y visualización para inspeccionar la calidad del etiquetado y detectar confusiones entre coberturas. Para cada imagen, el módulo genera una visualización por categoría, resaltando únicamente los superpixeles de esa clase y dejando el resto en negro, y guarda los resultados en carpetas por categoría (por ejemplo, image_x5_1_arbol.jpg y image_x5_1_techo_de_lamina.jpg). Esto permitió revisar rápidamente el etiquetado y corregir manualmente los casos con mayor ruido o con mezcla de clases. En la figura 3 se muestran ejemplos de esta visualización para dos categorías.

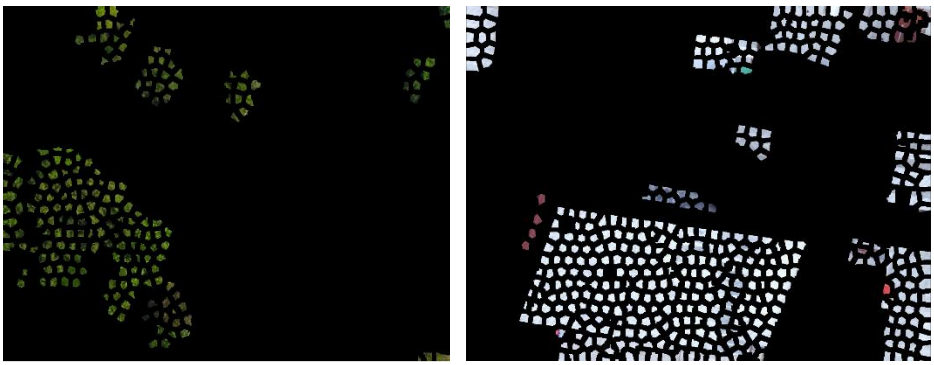


Fig. 3. Ejemplos generados por el módulo de visualización: a la izquierda, se resalta la categoría de árbol; a la derecha, la de techo de lámina.

APRENDIZAJE AUTOMÁTICO PARA LA CLASIFICACIÓN DE SUPERPIXELES

El aprendizaje automático (*machine learning*) es un subcampo de la inteligencia artificial que busca aprender patrones a partir de datos para realizar predicciones en ejemplos no observados.[27] En este trabajo se emplea aprendizaje supervisado: cada superpixel cuenta con un vector de características $x \in \mathbb{R}^p$ (medidas estadísticas, borde y de textura), denotando a $\mathcal{X} \subseteq \mathbb{R}^p$ como el espacio de instancias. A cada instancia se le asignó una etiqueta manual correspondiente a una cobertura del paisaje urbano del sur de México (árbol, suelo desnudo, pavimento, cuerpo de agua,

techo de lámina, techo de losa, arbusto, hierba y pasto seco, hierba y pasto verde y sombra). El conjunto de clases se denota por $\mathcal{Y}$ y se codificó como $\mathcal{Y} \in \{0, \ldots, 9\}$, donde p.ej., 0: árbol, 1: suelo desnudo y así sucesivamente.

Se evaluaron tres modelos de clasificación: k vecinos más cercanos (*KNN*: *k-nearest neighbors)* (nuestro modelo de referencia o baseline) máquinas de soporte vectorial *(SVM: support vector machines)* y una red neuronal tipo perceptrón multicapa (*MLP: multilayer perceptron*).[27-29] Para el entrenamiento se utilizó el conjunto SetDroneDataset-TapachulaRGB, dividido en 70% para entrenamiento (76,969 superpixeles) y 30% para validación (32,987 superpixeles). Debido al desbalance entre clases (ver figura 2), la partición se realizó de forma estratificada para preservar las proporciones de cada categoría en ambos subconjuntos.

El flujo de entrenamiento se implementó mediante *pipelines* para integrar el preprocesamiento y el modelado en una sola ejecución. En primer lugar, las variables predictoras se normalizaron con *StandardScaler* para asegurar la misma escala en todas las características. Posteriormente, se aplicó una búsqueda exhaustiva de hiperparámetros mediante *GridSearch* con el fin de identificar la configuración que maximizara el desempeño de cada modelo; el detalle de los hiperparámetros explorados se encuentra en los scripts disponibles en el repositorio.[26] El desempeño se evaluó con métricas multiclase a nivel global y por clase (*precision, recall y F1-score*), además de matrices de confusión para analizar las confusiones entre coberturas, así como los tiempos de entrenamiento y predicción.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En esta sección se reporta el desempeño de los modelos *KNN, SVM y MLP* en el conjunto de validación. Para cada modelo se presentan: i) matrices de confusión para identificar patrones de error entre coberturas, así como las métricas por clase por modelo; ii) comparación de las métricas por clase y por modelo; y iii) métricas globales de desempeño, así como los tiempos de entrenamiento y predicción.

En conjunto, los modelos KNN, SVM y MLP muestran mejor desempeño en las clases de cuerpo de agua y techo de lámina, lo cual se refleja en las matrices de confusión, con una alta concentración de aciertos en la diagonal y pocas confusiones. Las principales confusiones se concentran en la vegetación viva (árbol, arbusto y hierba y pasto verde), donde la mezcla de coberturas dentro de los superpixeles y la similitud visual provocan confusiones entre estas clases. Por otra parte, las coberturas pavimento, suelo desnudo y techo de losa también muestran confusiones notorias, ya que los tonos grises similares y los cambios de iluminación incrementan la ambigüedad.

De acuerdo con la tabla I, se observa que KNN presenta un comportamiento razonable *baseline*: en cuerpo de agua y en techo de lámina, donde la separabilidad en el espacio de características es alta. En su matriz de confusión (ver figura 4), cuerpo de agua presenta errores mínimos, mientras que el techo de lámina se confunde ocasionalmente con pavimento o suelo desnudo, lo cual es coherente con superficies claras o grises bajo variaciones de iluminación.

Tabla I. Métricas por clase para KNN en el conjunto de validación.

Clase	*Precision*	*Recall*	*F1-score*
Árbol	0.6820	0.8219	0.7454
Suelo desnudo	0.6281	0.7136	0.6681
Pavimento	0.6515	0.6559	0.6537
Cuerpo de agua	0.9688	0.9568	0.9627
Techo de lámina	0.9373	0.8820	0.9088
Techo de losa	0.6680	0.5052	0.5753
Arbusto	0.6937	0.5156	0.5915
Hierba y pasto seco	0.7309	0.6168	0.6690
Hierba y pasto verde	0.7013	0.7454	0.7227
Sombra	0.7960	0.5854	0.6747
Promedio ponderado	0.7535	0.7481	0.7466

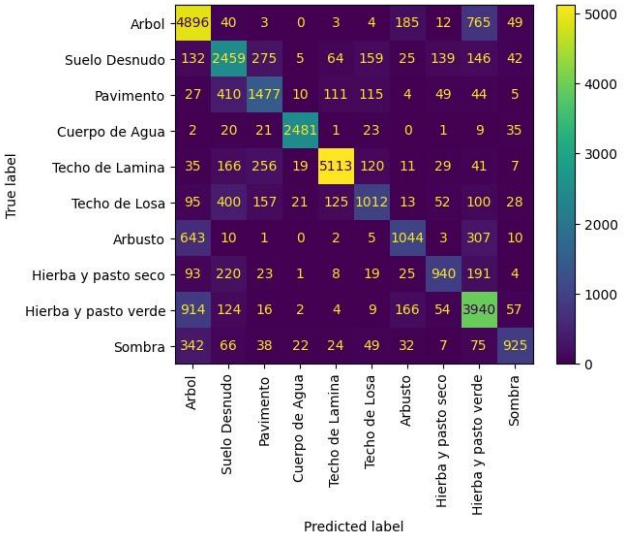


Fig. 4. Matriz de confusión del modelo KNN sobre el conjunto de validación.

Comparativamente, la tabla II muestra que SVM tiene mejor desempeño que el KNN en la gran mayoría de las clases. En la matriz de confusión (ver figura 5) se aprecia una mayor concentración en la diagonal para suelo desnudo, pavimento y techo de losa respecto a KNN, lo que sugiere fronteras de decisión más efectivas en un espacio de alta dimensión tras el escalamiento.

Tabla II. Métricas por clase para SVM en el conjunto de validación.

Clase	*Precision*	*Recall*	*F1-score*
Árbol	0.7668	0.7489	0.7577
Suelo desnudo	0.7813	0.8323	0.8060
Pavimento	0.7378	0.7598	0.7486
Cuerpo de agua	0.9583	0.9657	0.9620
Techo de lámina	0.9546	0.9250	0.9395
Techo de losa	0.7292	0.7369	0.7331
Arbusto	0.4845	0.5862	0.5305
Hierba y pasto seco	0.8379	0.8379	0.8379
Hierba y pasto verde	0.7978	0.7425	0.7692
Sombra	0.7551	0.7203	0.7373
Promedio ponderado	0.8030	0.7981	0.7999

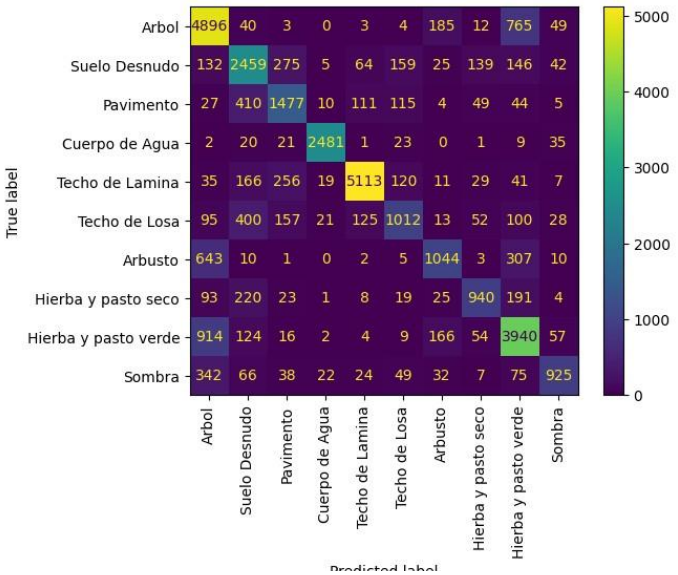


Fig. 5. Matriz de confusión del modelo SVM sobre el conjunto de validación.

Por su parte, MLP supera el desempeño global de KNN y SVM; sin embargo, mantiene dificultades para identificar correctamente la clase arbusto. En particular, presenta un *recall* bajo (ver tabla III), lo que indica que rara vez recupera esta clase y, con frecuencia, la confunde con árbol y hierba y pasto verde como se muestra en la figura 6.

Tabla III. Métricas por clase para MLP en el conjunto de validación.

Clase	*Precision*	*Recall*	*F1-score*
Árbol	0.7837	0.8848	0.8312
Suelo desnudo	0.8400	0.8622	0.8509
Pavimento	0.8115	0.7993	0.8054
Cuerpo de agua	0.9895	0.9780	0.9837
Techo de lámina	0.9596	0.9589	0.9593
Techo de losa	0.7630	0.7938	0.7781
Arbusto	0.8972	0.5472	0.6798
Hierba y pasto seco	0.8869	0.8898	0.8883
Hierba y pasto verde	0.8249	0.8309	0.8279
Sombra	0.8377	0.7709	0.8029
Promedio ponderado	0.8594	0.8564	0.8546

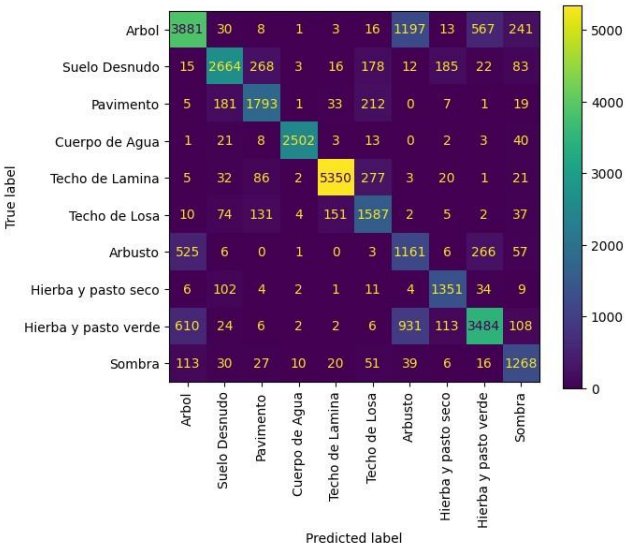


Fig. 6. Matriz de confusión del modelo MLP sobre el conjunto de validación.

Para comparar las métricas por clase y por modelo, el análisis se centra en la gráfica del *F1-score* como se muestra en la figura 7, ya que esta medida resume en un solo valor el equilibrio entre *precision* y *recall*; se observa que MLP alcanza los valores más altos de *F1-score* en la mayoría de las categorías, con excepción de la clase arbusto. En general, este desempeño indica que MLP es el modelo con mejor equilibrio entre *precision* y *recall*. SVM se sitúa en segundo lugar, con valores cercanos a los de MLP; sin embargo, presenta un mejor rendimiento en la clase arbusto en comparación con MLP, lo que sugiere una mayor capacidad para separar esta cobertura frente a vegetación similar.

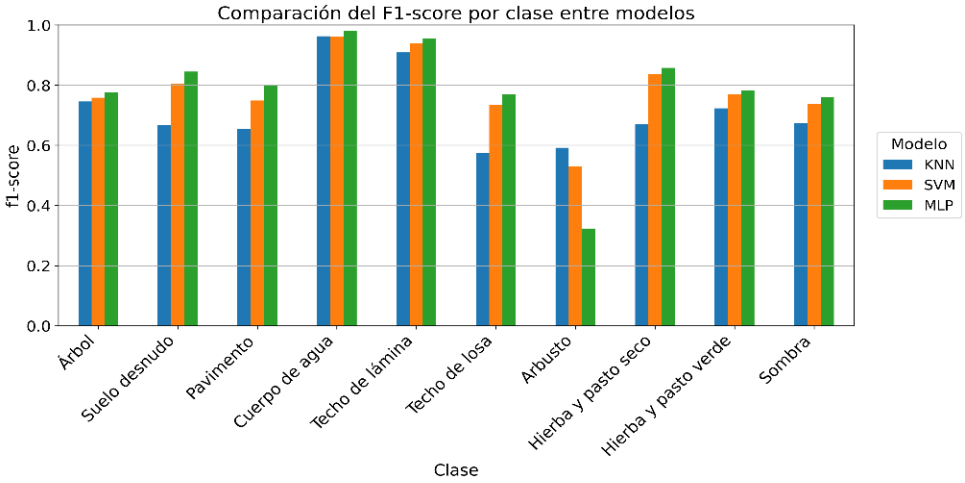


Fig. 7. *F1-score* por clase y por modelo. Valores altos indican un buen equilibrio entre *precision* y *recall* en la categoría, mientras que valores bajos señalan dificultad del modelo para esa clase.

Por su parte, KNN es el modelo con el menor desempeño global frente a SVM y MLP. Aun así, muestra un comportamiento notable en la clase arbusto, donde supera a ambos modelos, lo cual es consistente con su naturaleza local y su sensibilidad a vecindarios representativos en el espacio de características.

Además de las métricas por clase y por modelo, se calcularon métricas globales ponderadas en el conjunto de validación para comparar el desempeño general de cada modelo, como se muestra en la tabla IV. De acuerdo con estos resultados, MLP presenta el mejor desempeño global en las tres métricas, seguido de SVM. Por su parte, KNN obtiene los valores más bajos en todas las métricas. No obstante, a nivel global los resultados de MLP y SVM son cercanos, lo que sugiere que ambos modelos logran un desempeño competitivo en este conjunto de validación.

Tabla IV. Comparación de las métricas globales de modelos en el conjunto de validación

Modelo	*Precision*	*Recall*	*F1-score*
KNN	0.7535	0.7481	0.7466
SVM	0.8030	0.7981	0.7999
MLP	0.8199	0.8193	0.8086

En la figura 8 se compara el tiempo de entrenamiento y de predicción (en segundos) utilizando la mejor configuración de hiperparámetros encontrada para cada modelo; se observa que el mayor costo computacional en entrenamiento corresponde a SVM (10922.875 s), seguido de MLP (254.770 s), mientras que KNN presenta el menor tiempo (0.119 s). En la fase de predicción, MLP es el más eficiente (0.0545 s), seguido de KNN (4.2652 s), y SVM es el más costoso (86.7473 s). En conjunto, estos resultados indican que, aunque SVM puede alcanzar un desempeño competitivo, su costo computacional es considerable, especialmente en entrenamiento, mientras que MLP ofrece un mejor balance entre desempeño y tiempo de inferencia.

Modelo recomendado. Considerando el desempeño global (*F1-score ponderado*), la estabilidad por clase y el costo computacional en inferencia, MLP presenta el mejor rendimiento general y el comportamiento más consistente entre las categorías evaluadas. Por ello, se considera la opción más adecuada para la clasificación automática de superpixeles, manteniendo además tiempos de predicción razonables frente a alternativas más costosas como SVM.

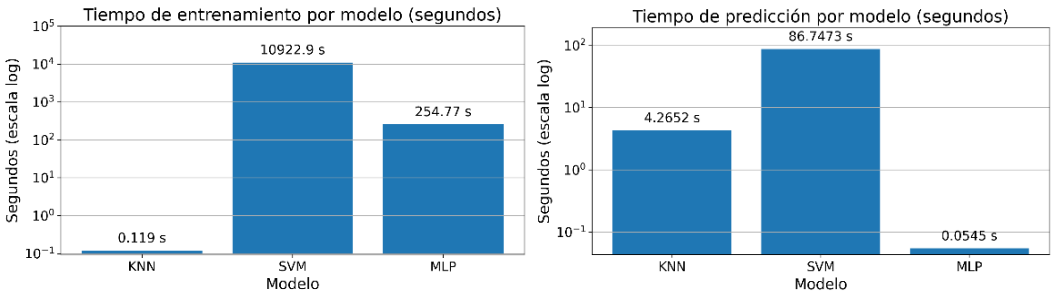


Fig. 8. Comparación de tiempos en segundos para entrenamiento (izquierda) y predicción (derecha).

Finalmente, en la figura 9 a la izquierda se muestra la imagen original y a la derecha la imagen segmentada en superpixeles del lado y en la figura 10 se muestra la imagen clasificada por el modelo MLP previamente entrenado. De acuerdo con las figuras 9 y 10, en general, la predicción es correcta para la mayoría de las categorías. No obstante, se observan dificultades para distinguir el techo de losa del suelo desnudo: en algunos casos, el techo de losa se confunde con el suelo desnudo y la sombra, mientras que el suelo desnudo se confunde con el pavimento. Este patrón era esperable debido a la similitud entre estas coberturas en términos de color y textura bajo variaciones de iluminación.



Fig. 9. Imagen original (izquierda) y la misma imagen segmentada en *superpixeles* mediante SLIC (derecha).

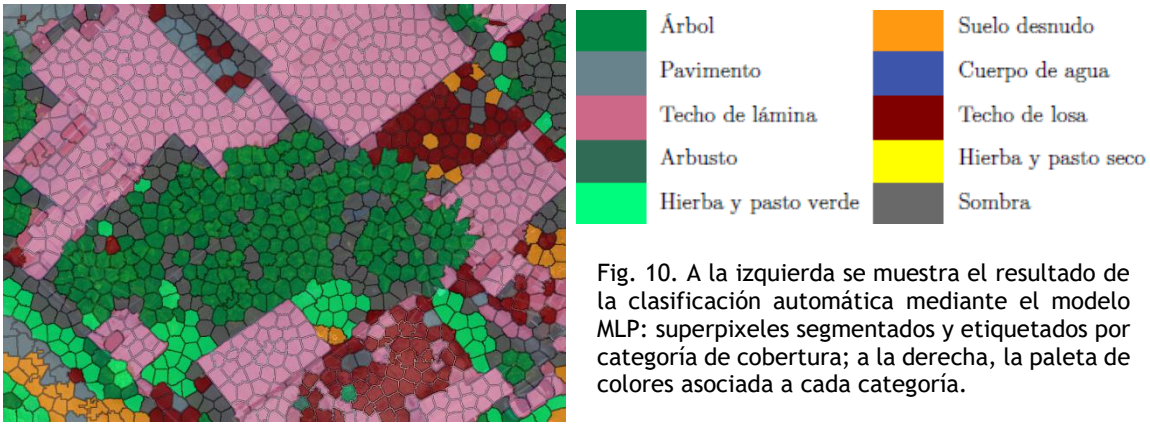


Fig. 10. A la izquierda se muestra el resultado de la clasificación automática mediante el modelo MLP: superpixeles segmentados y etiquetados por categoría de cobertura; a la derecha, la paleta de colores asociada a cada categoría.

CONCLUSIONES

En este estudio se demostró la viabilidad de desarrollar una herramienta automatizada para la detección y clasificación de características del paisaje urbano relevantes para la distribución y abundancia de mosquitos *Ae. aegypti* vectores de dengue, a partir de imágenes aéreas de alta resolución captadas por drones. La implementación de un flujo de trabajo basado en segmentación por superpixeles y aprendizaje automático permitió generar información detallada sobre diferentes elementos del paisaje urbano.

De los algoritmos evaluados (KNN, SVM y MLP), el clasificador MLP obtuvo el mejor desempeño global (*precision = 0.8199, recall = 0.8193 y F1-score = 0.8086),* además de presentar el menor costo computacional en la etapa de predicción (aprox. 0.0545 s). No obstante, se identificaron limitaciones para discriminar ciertas coberturas del paisaje con características espectrales y texturas similares. Las principales confusiones ocurrieron entre categorías de vegetación (árbol, arbusto y hierba y pasto verde) y entre superficies artificiales con tonos y texturas similares (pavimento, suelo desnudo y techo de losa); siendo la categoría arbusto la más compleja de identificar, debido a su frecuente confusión con las categorías árbol, hierba y pasto verde. El MLP fue seleccionado como clasificador final para la identificación automática de coberturas del paisaje, debido a su desempeño superior frente a los demás algoritmos evaluados.

En conjunto, los resultados respaldan el uso combinado de la segmentación por superpixeles y técnicas de aprendizaje automático para la clasificación de elementos del paisaje urbano a partir de imágenes aéreas. Se reconoce la necesidad de incrementar la robustez del modelo mediante su entrenamiento y validación con imágenes aéreas de otras colonias de Tapachula, Chiapas. Las categorías del paisaje urbano identificadas en este estudio pueden ser empleadas en el análisis del paisaje donde ocurre la transmisión de dengue, aportando así una base técnico-operativa con aplicaciones potenciales en el monitoreo y el control de mosquitos vectores.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ciencias Biológicas (FCB) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL), por el uso de las imágenes obtenidas durante la tesis doctoral “Uso de drones para la asociación de factores de riesgo con la abundancia de mosquitos *Aedes aegypti* (Linnaeus) Diptera: Culicidae, en áreas de transmisión de dengue de la ciudad de Tapachula, Chiapas” de la doctora Kenia Mayela Valdez Delgado http://eprints.uanl.mx/id/eprint/25097. Al Centro Nacional de Prevención de Desastres (CENAPRED) por su asesoría y apoyo en la obtención de imágenes aéreas. Al Programa de Maestría en Cómputo Estadístico del Centro de Investigación en Matemáticas A. C. (CIMAT) por el trabajo conjunto en la formación de estudiantes mediante el desarrollo de herramientas basadas en machine learning. A Reyes Maya, K. M. (2022) y a Méndez Vázquez, V. I. (2024) por su contribución al desarrollo de la herramienta de etiquetado para la segmentación y la extracción de características por superpixel. Este trabajo forma parte del proyecto SECIHTI CBF-2025-G-1351, proyecto apoyado por la Secihti en el año 2025.

REFERENCIAS

1. Hunsperger, E. A., Sharp, T. M., Lalita, P., Tikomaidraubuta, K., Rebello Cardoso, Y., Naivalu, T., Khan, A. S., Marfel, M., Hancock, W. T., Tomashek, K. M., & Margolis, H. S. (2016). Use of a rapid test for diagnosis of dengue during suspected dengue outbreaks in resource-limited regions. *Journal of Clinical Microbiology, 54*(8), 2042–2047. https://doi.org/10.1128/JCM.00521-16.
2. Betanzos-Reyes AF, Rodríguez-López MH, Huerta-Jiménez H, Mejía-Mendoza TG, Dzul-Manzanilla FA, Correa-Morales F, Larios-Morales J. (2025). *Aedes aegypti* y arbovirosis. Factores que determinan la presencia del vector y pautas para su control integral sostenido. Cuernavaca, Morelos: *Instituto Nacional de Salud Pública*, https://spmediciones.mx/libro/aedes-aegypti-y-arbovirosis_162599/.
3. Pando-Robles, V., Alvarez-Obregón, J., Díaz del Castillo-Flores, G., González-Roldán, J. F., Saúl Raga-Sarabia, E., González-Acosta, C., & Méndez-Galván, J. F. (2025). Epidemiological and

Economic Burden of Dengue in Mexico: Data Analysis from 2010 to 2020. *The American Journal of Tropical Medicine and Hygiene*, 113(6), 1363-1374. Retrieved Jan 28, 2026, from https://doi.org/10.4269/ajtmh.24-0777.

4. Pando Robles, V. (2024, noviembre 20). Vacuna contra el dengue: una herramienta adicional para la prevención. Instituto Nacional de Salud Pública. https://portal.insp.mx/informacion-relevante/vacuna-contra-el-dengue-una-herramienta-adicional-para-la-prevencion.
5. Carrasco-Escobar, G., Manrique, E., Ruiz-Cabrejos, J., Saavedra, M., Álava, F., Bickersmith, S., Prussing, C., Vinetz, J. M., Conn, J. E., Moreno, M., & Gamboa, D. (2019). High-accuracy detection of malaria vector larval habitats using drone-based multispectral imagery. *PLoS Neglected Tropical Diseases*, 13(1), e0007105. https://doi.org/10.1371/journal.pntd.0007105. Aragão, F. V., Cavicchioli Zola, F., Nogueira Marinho, L. H., de Genaro Chiroli, D. M., Braghini
6. Júnior, A., & Colmenero, J. C. (2020). Choice of unmanned aerial vehicles for identification of mosquito breeding sites. *Geospatial Health*, 15(1), 810. https://doi.org/10.4081/gh.2020.810.
7. Mukabana, W. R., Welter, G., Ohr, P., Tingitana, L., Makame, M. H., Ali, A. S., & Knols, B. G. J. (2022). Drones for Area-Wide Larval Source Management of Malaria Mosquitoes. *Drones*, *6*(7), 180. https://doi.org/10.3390/drones6070180.
8. Valdez-Delgado, K.M.;Moo-Llanes, D.A.; Danis-Lozano, R.; Cisneros-Vázquez, L.A.; Flores-Suarez, A.E.; Ponce-García, G.;Medina-De la Garza, C.E.; Díaz-González, E.E.; Fernández-Salas, I. (2021). Field Effectiveness of Drones to Identify Potential *Aedes aegypti* Breeding Sites in Household Environments from Tapachula, a Dengue-Endemic City in Southern Mexico. *Insects.* 12, 663 https://doi.org/10.3390/insects12080663.
9. Valdez-Delgado, K. M., Garcia-Salazar, O., Moo-Llanes, D. A., Izcapa-Treviño, C., Cruz-Pliego, M. A., Domínguez-Posadas, G. Y., Armendáriz-Valdez, M. O., Correa-Morales, F., Cisneros-Vázquez, L. A., Ordóñez-González, J. G., Fernández-Salas, I., & Danis-Lozano, R. (2023). Mapping the Urban Environments of *Aedes aegypti* Using Drone Technology. *Drones*, 7(9), 581. https://doi.org/10.3390/drones7090581.
10. Muñiz-Sánchez, V., Valdez-Delgado, K. M., Hernández-López, F. J., Moo-Llanes, D. A., González-Farías, G., & Danis-Lozano, R. (2022). Use of unmanned aerial vehicles for building a house risk index of mosquito-borne viral diseases. *Machines*, 10(12), 1161. https://doi.org/10.3390/machines10121161.
11. Ferraguti, M., Martínez-de la Puente, J., Roiz, D., Ruiz S., Soriguer R., Figuerola J. (2016). Effects of landscape anthropization on mosquito community composition and abundance. *Sci Rep* 6, 29002 https://doi.org/10.1038/srep29002.
12. Fernandez-Salas I. (2009). Biología y control de *Aedes aegypti*, Manual de operaciones. *Universidad Autonoma de Nuevo León*. 2da. Edición. Monterrey, Nuevo León, México. ISBN 978-607-433-320-6.
13. Ortiz, D. I., Piche-Ovares, M., Romero-Vega, L. M., Wagman, J., & Troyo, A. (2022). The Impact of Deforestation, Urbanization, and Changing Land Use Patterns on the Ecology of Mosquito and Tick-Borne Diseases in Central America. *Insects,* 13(1), 20. https://doi.org/10.3390/insects13010020.
14. Cofone, L., Sabato, M., Di Paolo, C., Di Giovanni, S., Donato, M. A., & Paglione, L. (2025). Urban, Architectural, and Socioeconomic Factors Contributing to the Concentration of Potential Arbovirus Vectors and Arbovirosis in Urban Environments from a One Health Perspective: A Systematic Review. *Sustainability*, 17(9), 4077. https://doi.org/10.3390/su17094077.
15. Stanton, M. C., Kalonde, P., Zembere, K., Spaans, R. H., & Jones, C. M. (2021). The application of drones for mosquito larval habitat identification in rural environments: a practical approach for malaria control? *Malaria Journal*, 20(1), 244. https://doi.org/10.1186/s12936-021-03759-2.
16. Hay, G.J., Castilla, G. (2008). Geographic Object-Based Image Analysis (GEOBIA): A new name for a new discipline. In: Blaschke, T., Lang, S., Hay, G.J. (eds) Object-Based Image Analysis. Lecture Notes in Geoinformation and Cartography. Springer, Berlin, Heidelberg. https://doi.org/10.1007/978-3-540-77058-9_4.

17. Benz, U. C., Hofmann, P., Willhauck, G., Lingenfelder, I., & Heynen, M. (2004). Multi-resolution, object-oriented fuzzy analysis of remote sensing data for GIS-ready information. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 58*(3–4), 239–258.
18. Blaschke, T., Lang, S., & Hay, G. J. (Eds.). (2008). *Object-based image analysis: Spatial concepts for knowledge-driven remote sensing applications*. Springer. https://doi.org/10.1007/978-3-540-77058-9.
19. OpenCV contributors. (2025). OpenCV: ximgproc::SuperpixelSLIC [Documentación]. *OpenCV.org*. Recuperado el 14 de octubre de 2025, de https://docs.opencv.org/3.4/d3/da9/classcv_1_1ximgproc_1_1SuperpixelSLIC.html.
20. Achanta, R., Shaji, A., Smith, K., Lucchi, A., Fua, P., & Süsstrunk, S. (2012). SLIC superpixels compared to state-of-the-art superpixel methods. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 34*(11), 2274–2282.
21. Ren, X., & Malik, J. (2003). Learning a classification model for segmentation. In *Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV)* (pp. 10–17). IEEE.
22. Hernández Girón, A., González Navarro, Y. E., & Morales Blas, A. (2017, julio). Implementación de algoritmo de superpixeles para la segmentación de imágenes a color. *Boletín UPIITA*, (61). https://www.boletin.upiita.ipn.mx/Archivos/Articulos/2026/05/c050ad7eb4054a42bc772f842effcbb4.pdf.
23. Gonzalez, R. C., & Woods, R. E. (2018). *Digital image processing* (4th ed.). Pearson.
24. Valverde Rebaza, J. (2007). Detección de bordes mediante el algoritmo de Canny [Manuscrito]. Universidad Nacional de Trujillo. https://www.researchgate.net/publication/267240432.
25. Sonka, M., Hlavac, V., & Boyle, R. (2014). *Image processing, analysis, and machine vision* (4th ed.). Cengage Learning.
26. Ventura Angoa, S. (2025). *segmentacion-automatica-paisaje-urbano-dengue* [Repositorio de código]. GitHub. Recuperado el 16 de octubre de 2025, de https://github.com/SarahiVenturaaaa/segmentacion-automatica-paisaje-urbano-dengue.git.
27. Shalev-Shwartz, S., & Ben-David, S. (2014). *Understanding machine learning: From theory to algorithms*. Cambridge University Press.
28. Hastie, T., Tibshirani, R., & Friedman, J. (2009). *The elements of statistical learning: Data mining, inference, and prediction* (2nd ed.). Springer.
29. Cortes, C., & Vapnik, V. (1995). Support-vector networks. *Machine Learning, 20*(3), 273–297.

Diseño de trayectorias secuenciales con convergencia en tiempo finito para siembra aérea autónoma

Efraín Ibarra Jiménez[A, *], Ricardo Chapa García[B], Romeo de Jesús Selvas Aguilar[B], Octavio García Salazar[C], Miguel Rivas Martínez[D]

[A]Tecnológico Nacional de México/ Instituto Tecnológico de Durango
[B] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ciencias Físico Matemáticas, Centro de Investigación en Ciencias Físico Matemáticas
[C] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México
[D] Unidad de Investigación y Desarrollo Tecnológico de la Secretaría de Marina
ricardo.chapagr@uanl.edu.mx, romeoselvas@uanl.edu.mx, octavio.garciasl@uanl.edu.mx, miguelrivas@unindetec.edu.mx. Autor de correspondencia: efrainibarra@itdurango.edu.mx.

RESUMEN

En este trabajo se presenta un método para el diseño de trayectorias secuenciales con propiedades de convergencia en tiempo finito, orientado a aplicaciones de agricultura de precisión mediante vehículos aéreos no tripulados. El enfoque propuesto se basa en la formulación de trayectorias dinámicas definidas sobre segmentos de línea recta que conectan puntos de interés, donde un parámetro de modulación dinámica permite garantizar la llegada exacta a cada punto en un tiempo previamente especificado. La unión de múltiples trayectorias con tiempos proporcionales a la distancia permite generar patrones de movimiento adecuados para maniobras de sembrado autónomo. La viabilidad del método se valida mediante simulaciones numéricas utilizando un modelo dinámico de un cuadricóptero y un controlador robusto reportado en la literatura.

PALABRAS CLAVE

Convergencia en tiempo finito, diseño de trayectorias, trayectorias secuenciales, vehículos aéreos no tripulados, agricultura de precisión.

ABSTRACT

This work presents a method for designing sequential trajectories with finite-time convergence properties, aimed at precision agriculture applications using unmanned aerial vehicles. The proposed approach is based on dynamic trajectories defined along straight-line segments connecting points of interest, where a dynamic modulation parameter guarantees exact arrival at each point within a pre-specified time. By concatenating multiple trajectories with time intervals proportional to the traveled distance, motion patterns suitable for autonomous seeding maneuvers are obtained. The feasibility of the proposed method is validated through numerical simulations using a quadrotor dynamic model and a robust controller previously reported in the literature.

KEYWORDS

Finite-time convergence, trajectory design, sequential trajectories, unmanned aerial vehicles, precision agriculture.

INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs), comúnmente conocidos como drones, se han consolidado como herramientas clave en la agricultura de precisión debido a su versatilidad para

realizar tareas de inspección, monitoreo y gestión de cultivos de manera autónoma y eficiente. Los UAV permiten obtener datos detallados del estado de la vegetación, suelo y plagas, lo que contribuye a una toma de decisiones más informada y oportuna en la gestión agrícola.[1] , Asimismo, drones equipados con sensores avanzados han demostrado ser efectivos en el monitoreo de cultivos y suelos, favoreciendo la estimación de parámetros agronómicos como biomasa, contenido de nutrientes y detección temprana de problemas fitosanitarios.[2]

En el ámbito de las trayectorias y rutas de vuelo, la planificación eficaz del camino que debe seguir un UAV es un aspecto crítico para maximizar la eficiencia de las operaciones agrícolas, incluyendo el monitoreo de cultivos o la aplicación de insumos.[3] Diversos estudios han propuesto algoritmos de planificación de rutas que integran técnicas de aprendizaje profundo y métodos heurísticos para optimizar tanto la cobertura como la eficiencia energética de los UAV en entornos agrícolas.[4] En escenarios típicos de agricultura de precisión, las trayectorias generadas por estos algoritmos buscan minimizar distancias recorridas y evitar obstáculos, adaptándose a las condiciones dinámicas del terreno y las exigencias operacionales.[5]

Enunciado del problema

No obstante, la mayoría de los métodos existentes se enfoca en la optimización geométrica o computacional del trayecto sin proporcionar garantías explícitas sobre el tiempo en el cual un UAV alcanza cada punto objetivo, lo cual es particularmente relevante cuando se coordinan maniobras secuenciales que deben realizarse con una sincronización temporal precisa para tareas como la siembra autónoma. Por ejemplo, se han propuesto algoritmos de planificación de ruta que emplean técnicas heurísticas y metaheurísticas para minimizar la distancia total y mejorar la eficiencia del recorrido en entornos complejos,[6,7] así como métodos basados en optimización geométrica para equilibrar múltiples objetivos de cobertura y suavidad bajo restricciones ambientales.[8] En este contexto, el diseño de trayectorias con propiedades de convergencia en tiempo finito surge como una alternativa apropiada para garantizar la llegada de un UAV a puntos específicos dentro de intervalos de tiempo previamente establecidos.

Contribución principal

En este trabajo se propone un método para el diseño de trayectorias secuenciales con propiedades de convergencia en tiempo finito. El enfoque de diseño se basa en la parametrización dinámica de segmentos rectilíneos definidos entre dos puntos de interés en el espacio. La evolución temporal de cada trayectoria se regula de tal forma que, partiendo de un punto inicial $\mathbf{P}_{i-1}$, se garantiza la llegada exacta al siguiente punto P_i en un tiempo finito previamente establecido. A partir de estos segmentos dinámicos, se desarrolla una estrategia para la unión secuencial de múltiples trayectorias, lo que permite generar una diversidad de patrones de movimiento aplicables a distintas tareas de la agricultura de precisión, tanto en plataformas aéreas como terrestres. En particular, en este artículo las trayectorias se diseñan en el espacio tridimensional, con énfasis en aplicaciones de siembra aérea autónoma. La viabilidad del método propuesto se evalúa mediante simulaciones numéricas considerando un modelo dinámico de un cuadricóptero y un esquema de control robusto reportado en la literatura.[9]

DISEÑO DE TRAYECTORIAS CON CONVERGENCIA EN TIEMPO FINITO

Formulación de la trayectoria dinámica entre dos puntos

El enfoque propuesto se basa en la parametrización dinámica de segmentos rectilíneos definidos entre dos puntos arbitrarios en el espacio tridimensional. Considérese un segmento que conecta un punto inicial $P_0 = (x_0, y_0, z_0)^T$ con un punto final $P_1 = (x_1, y_1, z_1)^T$. La trayectoria dinámica $\mathbf{L}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t)$ que describe el movimiento a lo largo de este segmento se define como:

$$\mathbf{L}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t) = \mathbf{P}_0 + K(t)(\mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_0), \quad t \in [t_0, t_0 + t_d] \tag{1}$$

donde $K(t)$: $[t_0, t_0 + t_d] \rightarrow [0,1]$ es el parámetro de modulación dinámica (PMD), que gobierna la evolución temporal de la posición a lo largo del segmento. La variable t_0 denota el tiempo inicial en P_0, y $t_d > 0$ es el tiempo de desplazamiento, es decir, la duración requerida para desplazarse desde $\mathbf{P}_0$ hasta $\mathbf{P}_1$. La figura 1 ilustra esta trayectoria dinámica, mostrando el desplazamiento suave entre $\mathbf{P}_0$ y $\mathbf{P}_1$ con convergencia en tiempo finito.

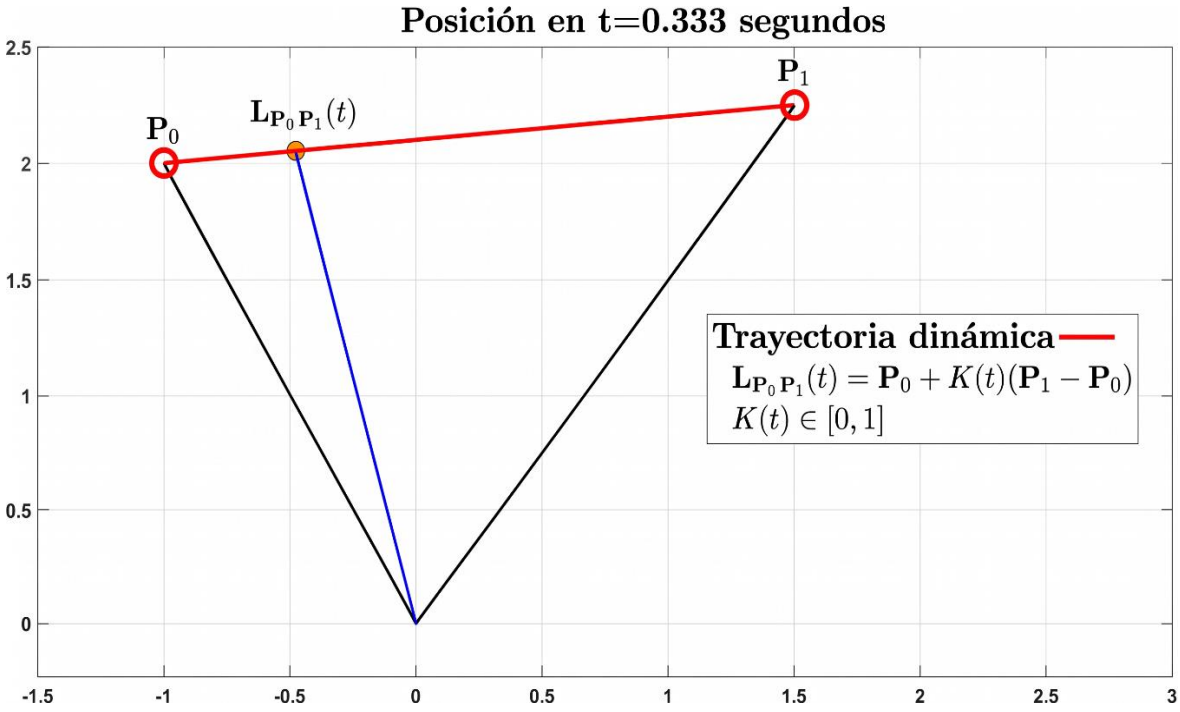


Fig.1. Representación gráfica de la trayectoria dinámica $\mathbf{L}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t)$ definida en (1), que conecta los puntos $\mathbf{P}_0$ y $\mathbf{P}_1$ mediante un segmento rectilíneo parametrizado por el parámetro de modulación dinámica $K(t)$. La evolución temporal de $K(t)$ garantiza convergencia en tiempo finito entre waypoints con velocidad y aceleración nulas en los extremos. Una demostración visual de este comportamiento puede consultarse en el siguiente video: https://www.youtube.com/watch?v=B6jSO3WVzqs

La expresión (1) puede escribirse de manera equivalente para cada coordenada $q \in \{x, y, z\}$ como:

$$q(t) = q_0 + K(t)(q_1 - q_0) \tag{2}$$

Propiedades del parámetro de modulación dinámica $K(t)$

Para garantizar que la trayectoria (1) posea convergencia en tiempo finito y presente transiciones suaves en posición, velocidad y aceleración, condiciones esenciales en aplicaciones aéreas, donde discontinuidades en velocidad o aceleración podrían comprometer la estabilidad del vuelo, el parámetro de modulación dinámica $K(t)$, así como su primer y segunda derivada $\dot{K}(t)$ y $\ddot{K}(t)$ deben satisfacer las siguientes condiciones en los límites del intervalo $[t_0, t_0 + t_d]$:

Tabla I. Condiciones de frontera en posición, velocidad y aceleración.

Condición	Expresión matemática	Interpretación física
Posición en $t = t_0$	$K(t_0) = 0$	La trayectoria inicia exactamente en el punto inicial P_0.
Posición en $t = t_0 + t_d$	$K(t_0 + t_d) = 1$	La trayectoria converge exactamente en el punto $\mathbf{P}_1$ en tiempo finito $t_0 + t_d$.
Velocidad en $t = t_0$	$\dot{K}(t_0) = 0$	La velocidad inicial es nula, permitiendo un despegue suave desde P_0.
Velocidad en $t = t_0 + t_d$	$\dot{K}(t_0 + t_d) = 0$	La velocidad final es nula, garantizando una llegada suave al punto $\mathbf{P}_1$.
Aceleración en $t = t_0$	$\ddot{K}(t_0) = 0$	La aceleración es nula, evitando cambios bruscos en la fuerza aplicada al inicio del movimiento.
Aceleración en $t = t_0 + t_d$	$\ddot{K}(t_0 + t_d) = 0$	La aceleración final es nula, permitiendo una transición suave al estado de reposo en $\mathbf{P}_1$.

A partir de la definición de la trayectoria en (1) es posible derivar las expresiones para la velocidad y aceleración de la trayectoria dinámica:

$$\dot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(\mathrm{t}) = \dot{K}(t)(\boldsymbol{P}_1 - \boldsymbol{P}_0), \quad t \in [t_0, t_0 + t_d] \tag{3a}$$

$$\ddot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t) = \ddot{K}(t)(\boldsymbol{P}_1 - \boldsymbol{P}_0), \quad t \in [t_0, t_0 + t_d] \tag{3b}$$

Las condiciones listadas en la tabla I tienen implicaciones directas sobre el comportamiento de la trayectoria:

- Las condiciones de posición en los extremos del intervalo $[t_0, t_0 + t_d]$ aseguran que en (1) se cumplan $\mathbf{L}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t_0) = \mathbf{P}_0$ y $\mathbf{L}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t_0 + t_d) = \mathbf{P}_1$.
- Las condiciones de velocidad en los extremos del intervalo $[t_0, t_0 + t_d]$ aseguran que en (3a) se cumplan $\dot{\boldsymbol{L}}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t_0) = \mathbf{0}$ y $\dot{\boldsymbol{L}}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t_0 + t_d) = \mathbf{0}$, es decir, el movimiento comienza y termina con velocidad nula.
- Las condiciones de aceleración en los extremos del intervalo $[t_0, t_0 + t_d]$ aseguran que en (3a) se cumplan $\ddot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t_0) = \mathbf{0}$ y $\ddot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}(t_0 + t_d) = \mathbf{0}$, lo que produce transiciones suaves y evita cambios bruscos en las fuerzas dinámicas.

En resumen, $K(t)$ debe ser una función temporal que interpole entre 0 y 1 en el intervalo $[t_0, t_0 + t_d]$ con primera y segunda derivadas nulas en los extremos. Para satisfacer las seis condiciones mencionadas en tabla I, se requiere un polinomio de al menos de **quinto grado.**

Diseño del parámetro de modulación dinámica $K(t)$ y sus derivadas

Para el diseño de $K(t)$ y sus derivadas $\dot{K}(t)$ y $\ddot{K}(t)$ tenemos que sus dinámicas temporales deben cumplir las seis condiciones de frontera de posición, velocidad y aceleración descritas en la tabla I. Para ello recurrimos al siguiente lema:

Lema 1 (Diseño del PMD *K*(*t*))

Considérese un tiempo inicial t_0, un tiempo de desplazamiento $t_d > 0$, y el tiempo de convergencia $t_r = t_0 + t_d$. El parámetro de modulación dinámica $K(t)$ y sus derivadas $\dot{K}(t)$, $\ddot{K}(t)$ son propuestos como:

$$K(t) = \begin{cases} 1 + \left(t - (t_0 + t_d)\right)^3 \phi(t), & t_0 \le t < t_0 + t_d \\ 1, & t \ge t_0 + t_d \end{cases} \tag{4a}$$

$$\dot{K}(t) = \begin{cases} 3(t - (t_0 + t_d))^2 \phi(t) \\ +(t - (t_0 + t_d))^3 \dot{\phi}(t), & t_0 \le t < t_0 + t_d \\ 0, & t \ge t_0 + t_d \end{cases} \tag{4b}$$

$$\ddot{K}(t) = \begin{cases} 6(t - (t_0 + t_d))\phi(t) \\ +6(t - (t_0 + t_d))^2 \dot{\phi}(t) & t_0 \le t < t_0 + t_d \\ +(t - (t_0 + t_d))^3 \ddot{\phi}(t), \\ 0, & t \ge t_0 + t_d \end{cases} \tag{4c}$$

donde $\phi(t)$, $\dot{\phi}(t)$, $\ddot{\phi}(t)$ se definen como:

$$\begin{aligned} \phi(t) &= a + b(t - t_0) + c(t - t_0)^2, & \phi(t_0) &= a \\ \dot{\phi}(t) &= b + 2c(t - t_0), & \dot{\phi}(t_0) &= b \\ \ddot{\phi}(t) &= 2c, & \ddot{\phi}(t_0) &= 2c \end{aligned} \tag{5}$$

Determinación de los coeficientes a, b, c

Para lograr que se cumplan las seis condiciones de frontera de la tabla I, los coeficientes deben seleccionarse como:

$$a = \frac{1}{t_d^3}, \;\; b = \frac{3}{t_d^4}, \;\; c = \frac{6}{t_d^5} \tag{6}$$

Demostración:

Sustituyendo $t = t_0$ y $t = t_r$ en (4a) - (4a) con los coeficientes (6) se verifica que $K(t_0) = 0$, $K(t_r) = 1$, $\dot{K}(t_0) = \dot{K}(t_r) = 0$, $\ddot{K}(t_0) = \ddot{K}(t_r) = 0$. ■

A partir de las expresiones (4a) - (4a), se observa que, para $t \ge t_r$, el parámetro de modulación dinámica y sus derivadas toman los valores:

$$K(t) = 1, \qquad \dot{K}(t) = 0, \qquad \ddot{K}(t) = 0.$$

Esto implica directamente, que la trayectoria (1) satisface:

$$\mathbf{L}_{\mathbf{P_0P_1}}(t) = \mathbf{P}_1, \;\; \dot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P_0P_1}}(t) = \mathbf{0}, \;\; \ddot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P_0P_1}}(t) = \mathbf{0}, \;\; \forall \mathbf{t} \ge \mathbf{t_r}$$

En consecuencia, una vez alcanzado el tiempo de convergencia t_r, el sistema permanece en reposo completo sobre el punto final P_1 , con velocidad y aceleración nulas. Esta propiedad es esencial para garantizar estabilidad en waypoints durante maniobras secuenciales, como las requeridas en siembra autónoma.

Ejemplo de evolución del parámetro de modulación dinámica y sus derivadas

Para ilustrar el comportamiento del parámetro de modulación dinámica $K(t)$ y sus derivadas, se presenta a continuación la figura 2, la cual muestra la evolución temporal de $K(t)$, $\dot{K}(t)$ y $\ddot{K}(t)$ para los valores $t_0 = 0.8s$, $t_d = 0.4s$ y $t_r = 1.2s$. En esta gráfica se observa que $K(t)$ inicia en cero cuando $t = t_0$, y alcanza el valor de uno en t_r, y tanto su velocidad $\dot{K}(t)$ como su aceleración $\ddot{K}(t)$ son nulas en los extremos, cumpliendo así las condiciones de la tabla I, garantizando transiciones suaves y la convergencia en tiempo finito.

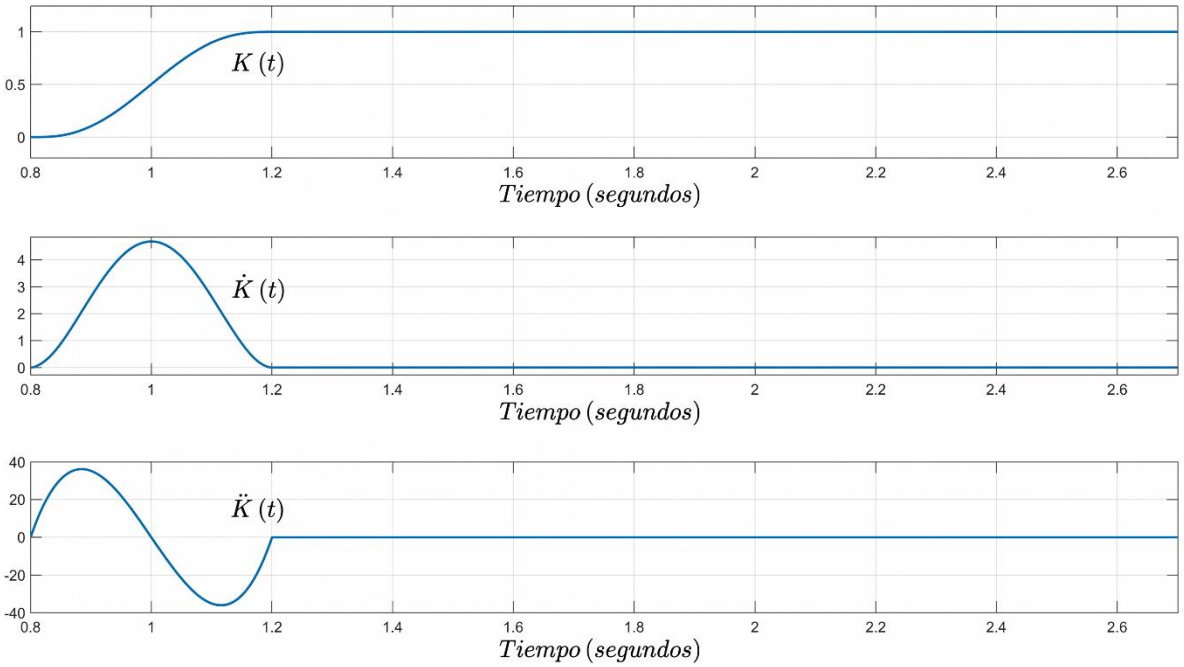


Fig. 2. Evolución temporal del parámetro de modulación dinámica $K(t)$ y sus derivadas $\dot{K}(t)$, $\ddot{K}(t)$.

Diseño de trayectorias secuenciales con tiempos de desplazamiento proporcionales a la distancia

Para generar patrones de vuelo completos, como los requeridos en siembra aérea autónoma, se concatenan múltiples segmentos de trayectoria. Considérese una secuencia de $n+1$ waypoints en el espacio:

$$\mathbf{P}_0, \mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \cdots, \mathbf{P}_n \in \mathbb{R}^3$$

A cada segmento $P_{i-1} \rightarrow \mathrm{P_i}$ se le asocia un **parámetro de modulación dinámica (PMD) independiente** $K_i(t)$ diseñado para garantizar convergencia en un tiempo finito proporcional a la distancia recorrida.

Lema 2 (PMD para el segmento i con tiempo de desplazamiento $t_{d,i}$).

Sean:

- t_{i-1}: Tiempo de inicio del segmento i (coincide con el fin del segmento anterior).
- $t_{d,i}$: **Tiempo de desplazamiento** para ir de $\boldsymbol{P}_{i-1}$ a $\boldsymbol{P}_i$, definido como:

$$t_{d,i} = \mu \|\boldsymbol{P}_i - \boldsymbol{P}_{i-1}\|, \quad \mu > 0 \tag{7}$$

donde μ es una constante de proporcionalidad.

- ε_i : **Tiempo de parada** en el waypoint P_i, que puede escogerse libremente según los requerimientos de la tarea.
- $\boldsymbol{t_{r,i} = t_{i-1} + t_{d,i}}$: **Tiempo de convergencia** sobre el punto $\boldsymbol{P}_i$.
- $\boldsymbol{t_i = t_{r,i} + \varepsilon_i}$: **Tiempo terminal acumulativo** al final de la estancia en P_i :
-

$$t_i = t_{i-1} + t_{d,i} + \varepsilon_i, \quad \text{con } \mathrm{t_0} \text{ dado.} \tag{8}$$

El PMD y sus derivadas para el segmento i están dadas por:

$$K_i(t) = \begin{cases} 1 + \left(t - t_{r,i}\right)^3 \phi_i(t)\,, & \boldsymbol{t_{i-1} \le t < t_{r,i}} \\ 1, & \boldsymbol{t_{r,i} \le t < t_i} \end{cases} \tag{9a}$$

$$\dot{K}_i(\mathrm{t}) = \begin{cases} 3\left(t - t_{r,i}\right)^2 \phi_i(t) \\ +\left(t - t_{r,i}\right)^3 \dot{\phi}_i(t), & \boldsymbol{t_{i-1} \le t < t_{r,i}} \\ 0, & \boldsymbol{t_{r,i} \le t < t_i} \end{cases} \tag{9b}$$

$$\ddot{K}_i(\mathrm{t}) = \begin{cases} 6\left(t - t_{r,i}\right)\phi_i(t) \\ +6\left(t - t_{r,i}\right)^2 \dot{\phi}_i(t) & \boldsymbol{t_{i-1} \le t < t_{r,i}} \\ +\left(t - t_{r,i}\right)^3 \ddot{\phi}_i(t), \\ 0, & \boldsymbol{t_{r,i} \le t < t_i} \end{cases} \tag{9c}$$

donde $\phi_i(t)$, $\dot{\phi}_i(t)$, $\ddot{\phi}_i(t)$ se definen como:

$$\begin{aligned} &\phi_i(t) = a_i + b_i(t - t_{i-1}) + c_i(t - t_{i-1})^2, && \phi(t_{i-1}) = a_i \\ &\dot{\phi}_i(t) = b_i + 2c_i(t - t_{i-1}), && \dot{\phi}(t_{i-1}) = b_i \\ &\ddot{\phi}_i(t) = 2c_i, && \ddot{\phi}(t_{i-1}) = 2c_i \end{aligned} \tag{10}$$

con coeficientes calculados en función de $t_{d,i}$:

$$a_i = \frac{1}{t_{d,i}^3}, \;\; b_i = \frac{3}{t_{d,i}^4}, \;\; c_i = \frac{6}{t_{d,i}^5} \tag{11}$$

Demostración: sustituyendo (11) dentro de (9a) - (9a) y evaluando en $t = t_{i-1}$ y $t = t_{r,i}$ se verifica que $K(t_{i-1}) = 0$, $K\left(t_{r,i}\right) = 1$, $\dot{K}(t_{i-1}) = \dot{K}\left(t_{r,i}\right) = 0$, $\ddot{K}(t_{i-1}) = \ddot{K}\left(t_{r,i}\right) = 0$. Por lo que se cumplen las condiciones de frontera. ■

Trayectoria dinámica del segmento i y sus derivadas

La trayectoria dinámica que conecta $\mathbf{P}_{i-1}$ con P_i así como su velocidad y aceleración, se obtienen a partir del PMD $K_i(t)$ y sus derivadas $\dot{K}_i(t)$ y $\ddot{K}_i(t)$ dadas por expresiones (9a), (9a) y (9a) respectivamente, tal como se resume en la siguiente tabla:

Tabla II. Trayectoria dinámica del segmento *i* y sus derivadas.

Variable	**Expresión matemática**	**Dominio temporal**	**Condiciones de frontera**
Posición $\mathbf{L}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t)$	$\mathbf{L}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t) = \mathbf{P}_{i-1} + K_i(t)(\mathbf{P}_i - \mathbf{P}_{i-1})$	$t \in [t_{i-1}, t_i)$	$\mathbf{L}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t_{i-1}) = \mathbf{P}_{i-1}$ $\mathbf{L}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}\left(t_{r,i}\right) = \mathbf{P}_i$
Velocidad $\dot{\boldsymbol{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(\boldsymbol{t})$	$\dot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(\boldsymbol{t}) = \dot{K}_i(t)(\mathbf{P}_i - \mathbf{P}_{i-1})$	$t \in [t_{i-1}, t_i)$	$\dot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t_{i-1}) = 0$ $\dot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}\left(t_{r,i}\right) = 0$
Aceleración $\ddot{L}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t)$	$\ddot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t) = \ddot{K}_i(t)(\mathbf{P}_i - \mathbf{P}_{i-1})$	$t \in [t_{i-1}, t_i)$	$\ddot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t_{i-1}) = \mathbf{0}$ $\ddot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}\left(t_{r,i}\right) = \mathbf{0}$

Nota: Las condiciones de frontera se derivan directamente de las propiedades $K_i(t)$, $\dot{K}_i(t)$ y $\ddot{K}_i(t)$ establecidas en el Lema 2.

Interpretación y propiedad de reposo

Dado que $K_i(t)$ satisface las condiciones de frontera del Lema 2, las expresiones de la tabla II garantizan que el movimiento comienza y termina en reposo sobre los waypoints $\mathbf{P}_{i-1}$ y $\mathbf{P}_i$, respectivamente**.**

Además, a partir de (9a) - (9a) se observa que, para $t_{r,i} \leq t < t_i$, el parámetro de modulación dinámica y sus derivadas toman los valores constantes:

$$K_i(t) = 1, \quad \dot{K}_i(t) = 0, \quad \ddot{K}_i(t) = 0.$$

En consecuencia, durante el **intervalo de parada** $\left[\boldsymbol{t_{r,i}}, \boldsymbol{t_i}\right)$ la trayectoria de posición, velocidad y aceleración satisfacen:

$$\mathbf{L}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t) = \mathbf{P}_\mathrm{i}, \;\; \dot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_\mathrm{i}}(t) = \mathbf{0}, \;\; \ddot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_\mathrm{i}}(t) = \mathbf{0}$$

En consecuencia, para la posición de cada segmento i, una vez alcanzado el tiempo de convergencia $t_{r,i}$, el sistema permanece en reposo completo sobre el punto final $\mathbf{P}_i$ durante el intervalo temporal $t_{r,i} \leq t < t_i$, con velocidad y aceleración nulas, garantizando que la trayectoria dinámica de posición permanezca sobre P_i un tiempo de reposo de ε_i. Esta propiedad es esencial para garantizar estabilidad de vuelo sobre los waypoints permitiendo que la siembra autónoma pueda ejecutarse mediante un disparo de semilla en el tiempo de reposo asignado.

Corolario 1(Punto de velocidad máxima)

Para la trayectoria de velocidad presentada en tabla II, la derivada $\dot{K}_i(t)$ alcanza su valor máximo absoluto en el punto medio temporal del intervalo de desplazamiento:

$$t_{max,i} = t_{i-1} + \frac{t_{d,i}}{2} \tag{12}$$

En dicho instante se satisface $\ddot{K}_i\left(t_{max,i}\right) = 0$ y el valor es

$$\dot{K}_i\left(t_{max,i}\right) = \frac{15}{8t_{d,i}} \tag{13}$$

Demostración*:* Resolviendo $\ddot{K}_i(t) = 0$ en $(t_{i-1}, t_{r,i})$ se obtiene que $t = t_{max,i}$ dado en (12) es el único valor crítico. Evaluando $\dot{K}_i\left(t_{max,i}\right)$ con los coeficientes a_i, b_i, c_i descritos en (11), se verifica (13). Puesto que $t_{d,i} > 0$, y este es el único punto crítico en el intervalo, el valor corresponde a un máximo absoluto de $\dot{K}_i(t)$.■

Observación 1 (velocidad máxima y parámetro μ)

De (13) se sigue que la velocidad máxima en (magnitud) de la trayectoria del segmento i es:

$$max\left\|\dot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_\mathrm{i}}(t)\right\| = \frac{15}{8t_{d,i}} \|\mathbf{P}_i - \mathbf{P}_{i-1}\|. \tag{14}$$

Considerando que $t_{d,i} = \mu\|\mathbf{P}_i - \mathbf{P}_{i-1}\|$, se obtiene la relación fundamental:

$$max\left\|\dot{\mathbf{L}}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t)\right\| = \frac{15}{8\mu}. \tag{15}$$

La expresión (15) revela que el parámetro μ **controla directamente la magnitud de la velocidad máxima**, independientemente de la distancia entre waypoints. En particular:

- Si $\mu = \frac{15}{8}$, la velocidad máxima es **unitaria** (1 m/s, si las distancias están en metros).
- Si $\mu > \frac{15}{8}$, la velocidad máxima es **menor que 1 m/s**.
- Si $0 < \mu < \frac{15}{8}$, la velocidad máxima es **mayor que 1 m/s**.

En aplicaciones prácticas con UAVs, valores de μ excesivamente pequeños implican velocidades máximas elevadas que pueden:

1. Comprometer la **estabilidad del vuelo**, especialmente en maniobras con cambios de dirección.
2. Exceder los **límites dinámicos** de los actuadores (rotores).
3. Aumentar el **consumo energético** y reducir la autonomía.

Por lo tanto, la selección de μ debe considerar no solo la planificación temporal, sino también los **límites operativos del UAV** y los **requerimientos de seguridad** de la misión. En tareas de siembra aérea, donde la precisión posicional es crítica, se recomienda utilizar valores de μ que mantengan velocidades moderadas ($\mu \geq 15/8$) garantizando estabilidad y precisión en la liberación de semillas.

Parámetros de diseño en aplicaciones agrícolas

Los principales parámetros de diseño para la planificación de trayectorias en siembra aérea autónoma son:

- μ: Determina la velocidad máxima del UAV entre waypoints, según la relación (15).
- ε_i: Especifica el tiempo de parada en el waypoint P_i, utilizado para activar el mecanismo de liberación de semillas.
- $\boldsymbol{P}_i$: Define la geometría del patrón de siembra (hilera, espiral, cuadrícula, etc.).

La correcta sincronización entre la llegada en tiempo finito a un waypoint y la activación de un actuador es fundamental para la siembra autónoma. Dispositivos especializados, como el Dispositivo Electromecánico Modular de Dispersión de Semillas (MESSD),[10] están diseñados para operar bajo este principio. Este dispositivo aprovecha los intervalos de parada ε_i donde el UAV se mantiene en reposo con velocidad y aceleración nulas para ejecutar la liberación de semillas con alta precisión y repetibilidad.

Para ilustrar la aplicación práctica del método propuesto, en la tabla III se presentan los parámetros temporales calculados para una secuencia de n segmentos en una misión de siembra aérea. Estos parámetros incluyen el tiempo de desplazamiento $t_{d,i}$ calculado según (7), el tiempo de parada ε_i en cada waypoint, y los tiempos acumulativos t_i definidos en (8). La tabla III muestra cómo la selección de μ y ε permite ajustar la duración total de la misión y los intervalos de liberación de semillas, garantizando una operación sincronizada y eficiente.

Tabla III. Parámetros temporales para una secuencia de n segmentos.

Segmento $\mathbf{L}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(\boldsymbol{t})$	**Intervalo de activación**	**Tiempo Terminal** $\boldsymbol{t_i}$	**Tiempo de desplazamiento** $\boldsymbol{t_{d,i}}$
$\mathbf{L}_{\mathbf{P_0P_1}}(\boldsymbol{t})$	$t_0 \leq t < t_1$	$t_1 = t_0 + t_{d,1} + \varepsilon_1$	$t_{d,1} = \mu\|\boldsymbol{P}_1 - \boldsymbol{P}_0\|$
$\mathbf{L}_{\mathbf{P_1P_2}}(\boldsymbol{t})$	$t_1 \leq t < t_2$	$t_2 = t_1 + t_{d,2} + \varepsilon_2$	$t_{d,2} = \mu\|\boldsymbol{P}_2 - \boldsymbol{P}_1\|$
$\mathbf{L}_{\mathbf{P_2P_3}}(\boldsymbol{t})$	$t_2 \leq t < t_3$	$t_3 = t_2 + t_{d,3} + \varepsilon_3$	$t_{d,3} = \mu\|\boldsymbol{P}_3 - \boldsymbol{P}_2\|$
⋮	⋮	⋮	⋮
$\mathbf{L}_{\mathbf{P}_{n-1}\mathbf{P}_n}(\boldsymbol{t})$	$t_{n-1} \leq t < t_n$	$t_n = t_{n-1} + t_{d,n} + \varepsilon_n$	$t_{d,n} = \mu\|\boldsymbol{P}_n - \boldsymbol{P}_{n-1}\|$

Nota: En simulaciones presentadas en este trabajo, el tiempo de parada ε_i se fija constante ($\varepsilon_i = \varepsilon$) en todos los waypoints designados para siembra. El valor de ε se selecciona para ser mayor o igual al tiempo de activación requerido por el mecanismo de dispersión de semillas, (por ejemplo, el dispositivo MESSD) [10], asegurando así que la liberación se complete dentro del intervalo de reposo estable que garantiza cada segmento de trayectoria $\mathbf{L}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t)$.

Activación secuencial y trayectoria global

La **trayectoria secuencial completa** $\boldsymbol{L}(t)$ se construye mediante la suma activada de todos los segmentos, por lo que, para activar cada segmento dinámico, se introduce la función de activación:

$$\alpha_i(t) = \begin{cases} 1, & t_{i-1} \le t < t_i \\ 0, & en\ otro\ caso \end{cases} \tag{16}$$

de esta manera $\mathbf{L}(t)$ se construye como:

$$\mathbf{L}(t) = \sum_{i=1}^{n} \alpha_i(t)\, \mathbf{L}_{\mathbf{P}_{i-1}\mathbf{P}_i}(t) \tag{17}$$

Por construcción, $\mathbf{L}(t)$ es continua en posición, velocidad y aceleración, y cumple:

$$\mathbf{L}(t) = \mathbf{P_i}, \quad \dot{\mathbf{L}}(t) = \mathbf{0}, \quad \ddot{\mathbf{L}}(t) = 0, \quad \forall t \in \left[t_{r,i}, t_i\right).$$

Diseño de Rutas Aéreas con Propiedades de Convergencia en Tiempo Finito para Siembra Autónoma

En esta sección se presentan dos patrones de vuelo diseñados con la metodología de trayectorias secuenciales con convergencia en tiempo finito, aplicables a tareas de siembra aérea autónoma. Cada patrón garantiza que el UAV alcance puntos de siembra dentro de intervalos temporales predefinidos, con velocidades y aceleraciones suaves.

Patrón de Vuelo Tipo 1: Despegue vertical y avance en cuadricula

Descripción: Este patrón está diseñado para terrenos agrícolas con distribución de siembra en cuadrícula. La ruta sigue una trayectoria ortogonal en el plano horizontal, con paradas precisas en los nodos de la cuadrícula para la liberación de semillas.

Secuencia operacional (patrón de vuelo tipo 1):

1. **Despegue y avance vertical:** Desde el punto inicial $\mathbf{P}_0 = (x_0, y_0, z_0)$ se asciende con tiempo de desplazamiento $t_{d,1}$ hasta alcanzar la altura operacional $z_0 + z_d$ en el punto $\mathbf{P}_1 = (x_0, y_0, z_0 + z_d)$.
2. **Primera liberación:** El UAV se mantiene en $\boldsymbol{P}_1$ durante ε_1 para la liberación de la semilla.
3. **Avance horizontal:** Desde P_1 se avanza horizontalmente con tiempo $t_{d,2}$ manteniendo la altitud $z_0 + z_d$, hasta alcanzar $\mathbf{P_2} = (x_1, y_0, z_0 + z_d)$.
4. **Segunda liberación:** Parada en $\mathbf{P_2}$ durante ε_2 para una nueva liberación de la semilla.
5. **Repetición secuencial:** El proceso se repite hasta completar todos los puntos de la cuadricula.

Patrón de Vuelo Tipo 2: Siembra en descenso inclinado

Descripción: La ruta combina movimientos horizontales y descendentes en un plano inclinado, permitiendo una distribución precisa en terrenos irregulares y una mayor flexibilidad en la altitud de siembra.

Secuencia operacional (patrón de vuelo tipo 2):

1. **Despegue y posicionamiento inicial:** Desde $\mathbf{P}_0 = (x_0, y_0, z_0)$ se asciende a una altitud elevada $\mathbf{P}_1 = (x_0, y_0, z_{max})$ con tiempo $t_{d,1}$.
2. **Primer descenso inclinado:** Desde $\mathbf{P_1}$, el UAV desciende en línea recta con ángulo α hasta $\mathbf{P_2} = (x_1, y_1, z_1)$, con $z_1 < z_{max}$, en tiempo $t_{d,2}$.
3. **Liberación en descenso:** El UAV se detiene en $\mathbf{P_2}$ durante un tiempo ε_2 para la liberación de la semilla.

4. **Avance horizontal y altitud constante:** Desde $\mathbf{P_2}$, el UAV avanza horizontalmente manteniendo la altitud z_1 hasta alcanzar el siguiente punto de siembra $\mathbf{P_2} = (x_2, y_2, z_1)$ con tiempo de desplazamiento $t_{d,3}$.
5. **Segundo descenso y liberación:** Desde $\mathbf{P_3}$, el UAV inicia un nuevo descenso controlado con ángulo α hasta el punto $\mathbf{P_4} = (x_3, y_3, z_2)$ donde $z_2 < z_1$, en tiempo $t_{d,4}$. Al alcanzar P_4, se mantiene en reposo durante ε_4 para la liberación de semilla.
6. **Secuencia continua y ascenso final:** El patrón de *descenso inclinado + avance horizontal* se repite secuencialmente hasta completar todos los puntos de siembra designados en la zona de trabajo. Finalmente, el UAV realiza un ascenso controlado hasta una altitud de retorno $\mathbf{P_{fin}} = \left(x_f, y_f, z_{\text{retorno}}\right)$ para concluir la misión**.**

Nota: Para validar las secuencias operacionales correspondientes a los patrones de vuelo del tipo 1 y 2, se implementó un esquema de planificación de rutas en MATLAB/Simulink, donde cada patrón se implementó como señal de referencia $\left(x_{1r}(t), y_{1r}(t), z_{1r}(t)\right)$ para el vehículo aéreo.

Integración con el controlador QISMC

Para evaluar el seguimiento de estas trayectorias, se integra el esquema de control quasi-integral sliding mode control (QISMC) en un entorno de simulación desarrollado en MATLAB/Simulink. Las animaciones correspondientes a las maniobras de siembra aérea mostradas en las figuras 3 y 4 se obtienen directamente a partir de estas simulaciones, en las cuales el QISMC demuestra su capacidad para seguir las trayectorias de referencia de manera estable en presencia de perturbaciones acotadas.

Si bien en esta etapa el controlador no ha sido implementado en tiempo real, los resultados de simulación permiten validar la compatibilidad entre el diseño de trayectorias con convergencia en tiempo finito y estrategias de control robusto, proporcionando una base sólida para su futura implementación en plataformas aéreas reales.

A continuación, se describe el modelo dinámico no lineal del cuadricóptero empleado en las simulaciones.

$$\ddot{x} = -\sin(\theta)\frac{1}{m}U_1 + \xi_x \tag{18a}$$

$$\ddot{y} = \cos(\theta)\sin(\phi)\frac{1}{m} + \xi_y \tag{18b}$$

$$\ddot{z} = \cos(\theta)\cos(\phi)\frac{1}{m}U_1 - g + \xi_z \tag{18c}$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_y - I_x}{I_x}\right) - \frac{I_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega + \frac{l}{I_x}U_\phi + \xi_\phi \tag{18d}$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) - \frac{I_r}{I_y}\dot{\phi}\Omega + \frac{l}{I_y}U_\theta + \xi_\theta \tag{18e}$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi} + \frac{l}{I_z}U_\psi + \xi_\psi \tag{18f}$$

Las coordenadas de posición son definidas por $x(t), y(t), z(t)$, mientras la orientación es descrita por los ángulos de Euler: roll $\phi(t)$, pitch $\theta(t)$ y yaw $\psi(t)$. La distancia entre cada motor al centro de gravedad del vehículo es denotada por I. Las inercias del vehículo en cada eje son definidas por I_x, I_y y I_z. La inercia de cada motor es representada por I_r. La velocidad del rotor es definida por Ω.

Las variables U_1, U_ϕ, U_θ, U_ψ son las entradas de control y ξ_i con $i: x, y, z, \phi, \theta, \psi$, representan disturbios desconocidos pero acotados, esto es, $|\xi_i| \leq L_i \in R^+$.

Definiendo los errores de seguimiento $e_x = x - x_{1r}$, $e_y = y - y_{1r}$, $e_z = z - z_{1r}$, entonces la segunda derivada respecto al tiempo es dada por: $\ddot{e}_x = \ddot{x} - \ddot{x}_{1r}$, $\ddot{e}_y = \ddot{y} - \ddot{y}_{1r}$, $\ddot{e}_z = \ddot{z} - \ddot{z}_{1r}$ y basándonos en las ecuaciones (18a), (18a) y (18a), tendremos el sistema no lineal:

$$\ddot{e}_x = -\sin(\theta)\frac{1}{m}U_1 - \ddot{x}_{1r} + \xi_x \tag{19a}$$

$$\ddot{e}_y = \cos(\theta)\sin(\phi)\frac{1}{m}U_1 - \ddot{y}_{1r} + \xi_y \tag{19b}$$

$$\ddot{e}_z = \cos(\phi)\cos(\theta)\frac{1}{m}U_1 - \ddot{z}_{1r} - g + \xi_z \tag{19c}$$

Para lograr el seguimiento efectivo de las trayectorias de seguimiento, necesitamos garantizar $e_x \to 0$, $e_y \to 0$, $e_z \to 0$ cuando $t \to \infty$. Esto puede lograrse mediante la introducción de la siguiente técnica.

Técnica del control linealizante U_1 para las dinámicas de traslación

Esta técnica tiene como objetivo transformar el sistema no lineal original (19a) - (19c) en un sistema lineal de segundo orden, lo cual facilita el diseño posterior de los controladores de orientación U_ϕ, U_θ y U_ψ. Estos controladores, a su vez, permitirán controlar de manera indirecta la posición del vehículo aéreo, mediante el seguimiento de referencias angulares.

Para lograr esta linealización, se propone la siguiente ley de control para U_1 como:

$$U_1 = \frac{m(\ddot{z}_{1r} + g + V_z)}{\cos(\phi_{1r})\cos(\theta_{1r})} \tag{20}$$

donde ϕ_{1r}, θ_{1r} describen las dinámicas angulares deseadas de roll y pitch, respectivamente y V_z es un control virtual de altura, que se diseñara posteriormente para lograr robustez.

Supuesto de linealización asintótica:

Aunque de momento desconocemos quien es ϕ_{1r} y θ_{1r}, se introduce el siguiente supuesto fundamental:

Supuesto 1. Los controladores U_ϕ y U_θ garantizan que $\phi \to \phi_{1r}$ y $\theta \to \theta_{1r}$ asintóticamente. Bajo este supuesto, las dinámicas del error de traslación (19a) - (19c).

$$\ddot{e}_x \to -\frac{tan(\theta_{1r})(\ddot{z}_{1r} + g + V_z)}{cos(\phi_{1r})} - \ddot{x}_{1r} + \xi_x, \text{ cuando } t \to \infty \tag{21a}$$

$$\ddot{e}_y \to tan(\phi_{1r})(\ddot{z}_{1r} + g + V_z) - \ddot{y}_{1r} + \xi_y, \quad \text{cuando} t \to \infty \tag{21b}$$

$$\ddot{e}_z \to V_z + \xi_z, \qquad \text{cuando} t \to \infty \tag{21c}$$

Nótese que (21a) y (21a) aun contienen términos no lineales. Para obtener un sistema totalmente lineal, las referencias angulares ϕ_{1r} y θ_{1r} deben seleccionarse como:

$$\begin{cases} \phi_{1r} = \tan^{-1}\left(\dfrac{\ddot{y}_{1r} + V_y}{\ddot{z}_{1r} + g + V_z}\right) \\ \theta_{1r} = \tan^{-1}\left(\dfrac{(-1)\,cos(\phi_{1r})(\ddot{x}_{1r} + V_x)}{\ddot{z}_{1r} + g + V_z}\right) \end{cases} \tag{22}$$

Sustituyendo (22) dentro de (21a) hasta (21a), se obtiene el sistema linealizado y desacoplado:

$$\ddot{e}_x \to V_x + \xi_x, \text{ cuando } t \to \infty \quad (23a)$$
$$\ddot{e}_y \to V_y + \xi_y, \text{ cuando } t \to \infty \quad (23b)$$
$$\ddot{e}_z \to V_z + \xi_z, \text{ cuando } t \to \infty \quad (23c)$$

Así, bajo este supuesto, el sistema no lineal original se aproxima asintóticamente a un sistema lineal perturbado (23a) - (23a), donde V_x, V_y, V_z son controladores virtuales de posición, que deberán diseñarse para llevar los errores de seguimiento e_x, e_y, e_z a cero en presencia de perturbaciones acotadas ξ_i.

Diseño de U_ϕ y U_θ para el seguimiento de los ángulos deseados

Para que el supuesto 1 sea válido. Los controladores U_ϕ y U_θ deben garantizar el seguimiento asintótico de las referencias angulares ϕ_{1r} y θ_{1r}. Definiendo los errores angulares:

$$e_\phi = \phi - \phi_{1r}, \quad e_\theta = \theta - \theta_{1r}, \quad e_\psi = \psi - \psi_{1r}$$

con $\psi_{1r} = 0$ (referencia fija del yaw), y derivando dos veces respecto al tiempo, se obtienen las dinámicas no lineales de los errores a partir de (18a)- (18a):

$$\ddot{e}_\phi = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_y - I_x}{I_x}\right) - \frac{I_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega + \frac{l}{I_x}U_\phi - \ddot{\phi}_{1r} + \xi_\phi \quad (24a)$$
$$\ddot{e}_\theta = \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) - \frac{I_r}{I_y}\dot{\phi}\Omega + \frac{l}{I_y}U_\theta - \ddot{\theta}_{1r} + \xi_\theta \quad (24b)$$
$$\ddot{e}_\psi = \dot{\theta}\dot{\phi} + \frac{l}{I_z}U_\psi + \xi_\psi \quad (24c)$$

Suponiendo que las velocidades angulares $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ son medibles, y que todos los parámetros del sistema son conocidos, es posible cancelar las no linealidades de (24a)- (24a) mediante una ley de control por retroalimentación exacta, definida por:

$$U_\phi = \frac{I_x}{l}\left(\ddot{\phi}_{1r} - \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_y - I_x}{I_x}\right) + \frac{I_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega + V_\phi\right) \quad (25a)$$
$$U_\theta = \frac{I_y}{l}\left(\ddot{\theta}_{1r} - \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) + \frac{I_r}{I_y}\dot{\phi}\Omega + V_\theta\right) \quad (25b)$$
$$U_\psi = \frac{I_z}{l}\left(V_\psi - \dot{\theta}\dot{\phi}\right) \quad (25c)$$

Sustituyendo (25a), (25a), (25a) dentro de (24a), (24a) y (24a) respectivamente, obtenemos el sistema linealizado:

$$\ddot{e}_\phi = V_\phi + \xi_\phi \quad (26a)$$
$$\ddot{e}_\theta = V_\theta + \xi_\theta \quad (26b)$$
$$\ddot{e}_\psi = V_\psi + \xi_\psi \quad (26c)$$

Finalmente, los controladores virtuales V_ϕ, V_θ, V_ψ, se diseñan bajo el esquema de control **QISMC** para lograr que $e_\phi \to 0$, $e_\theta \to 0$ *y* $e_\psi \to 0$ de manera robusta y asintótica.

Por consiguiente, cada controlador virtual, bajo el enfoque de QISMC, estará dado por:

$$V_j = -c_j \dot{e}_j - K_j S_j - \rho_j \left(\frac{S_j - Z_j}{|S_j - Z_j| + \epsilon_j} \right) \tag{27}$$

con $j: x, y, z, \phi, \theta, \psi$, donde S_j es la superficie deslizante que matemáticamente es representada por $S_j = \dot{e}_j + c_j e_j$ donde $Z_j = -K_j \int_0^t S_j \, d\tau$ y ϵ_j debe considerarse un valor pequeño, mientras que ρ_j debe ser mayor que la cota de las perturbaciones.

Por consiguiente, al aplicar la ley de control definida en (27) a los sistemas de posición (23a) - (23a) y de orientación descritos en (26a) - (26a), se garantiza el seguimiento robusto de las trayectorias aéreas diseñadas para siembra autónoma, correspondientes a los patrones de vuelo tipo 1 y tipo 2. Las figuras 3 y 4 ilustran visualmente el desempeño del esquema propuesto, mostrando la capacidad del cuadricóptero para seguir las trayectorias secuenciales con convergencia en tiempo finito. Asimismo, cada figura incluye un enlace a una animación en video que permite apreciar de manera dinámica la ejecución completa de las maniobras de siembra autónoma.

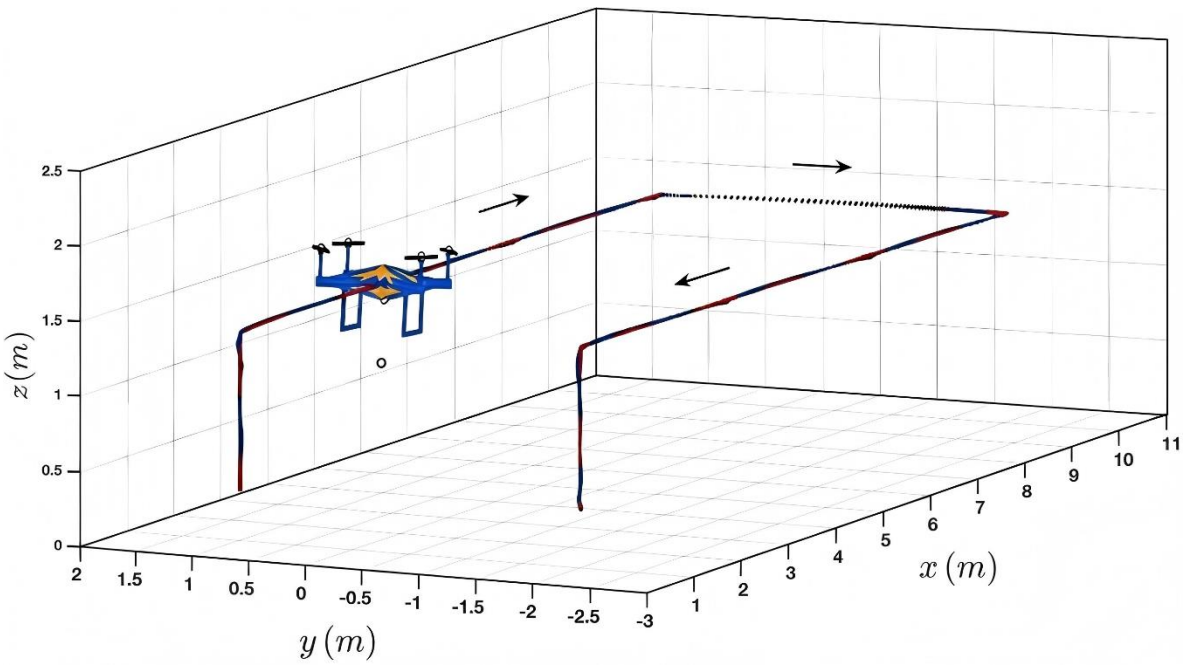


Fig. 3. Simulación del seguimiento de una trayectoria secuencial con convergencia en tiempo finito para un patrón de siembra aérea tipo cuadrícula. El cuadricóptero ejecuta un despegue vertical seguido de desplazamientos horizontales, alcanzando cada waypoint en tiempos predefinidos y permaneciendo en reposo durante los intervalos de parada para la liberación precisa de semillas. La animación completa de la maniobra puede consultarse en el enlace de YouTube: https://www.youtube.com/watch?v=FYsMtdmBIQU

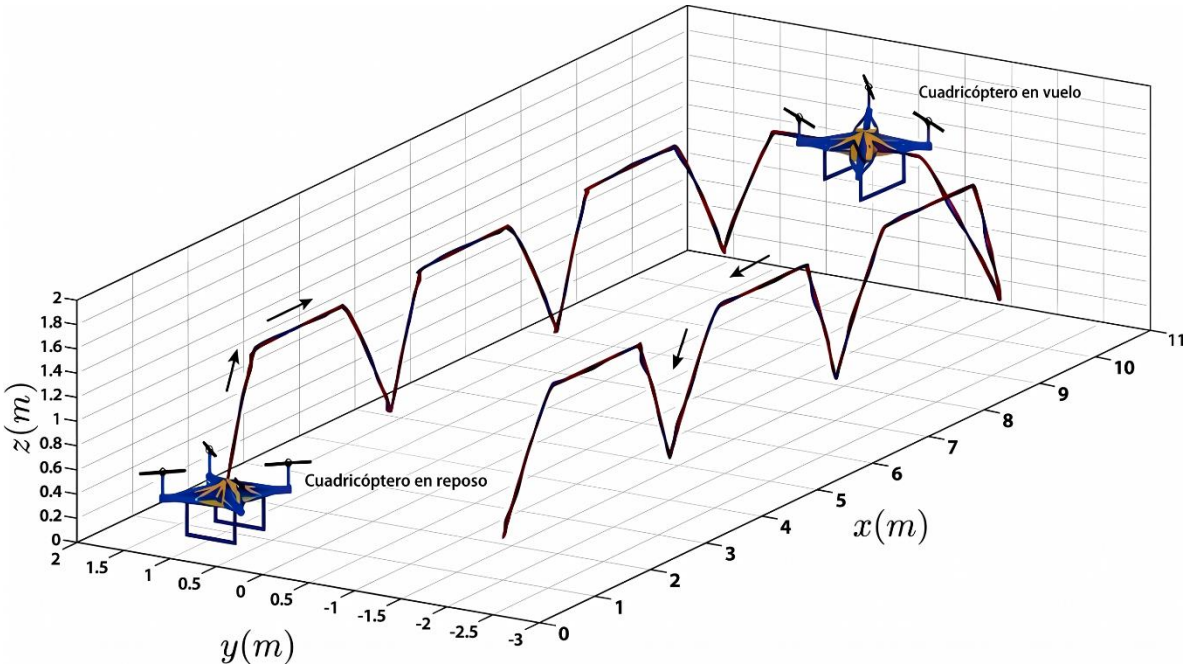


Fig. 4. Simulación del seguimiento de una trayectoria secuencial con convergencia en tiempo finito para un patrón de siembra aérea con descenso inclinado. El UAV combina desplazamientos horizontales y descensos controlados, garantizando reposo dinámico en cada punto de siembra. El comportamiento confirma la capacidad del método para adaptarse a terrenos irregulares manteniendo estabilidad y sincronización temporal. La animación correspondiente se encuentra disponible en el enlace de YouTube: https://www.youtube.com/watch?v=NQg-4dOZk_0

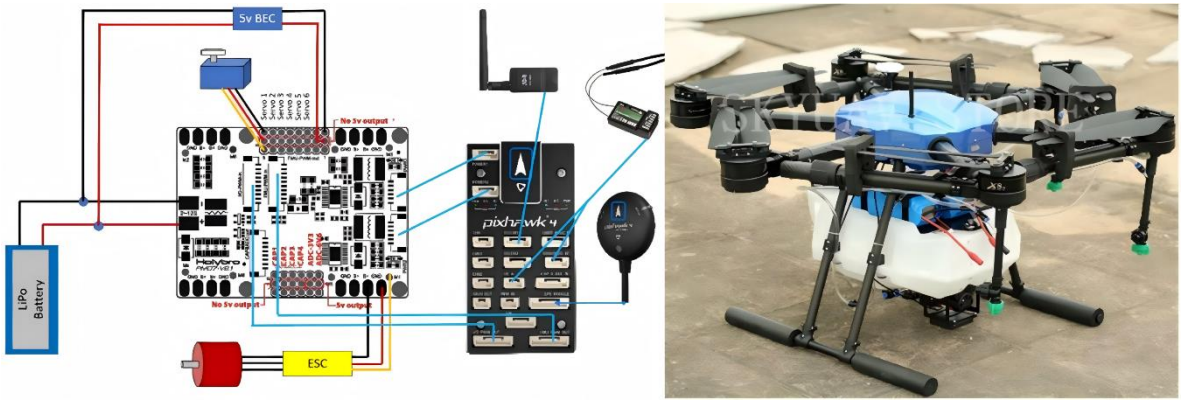


Fig. 5. Plataforma experimental considerada como referencia para la implementación del esquema propuesto. (Izquierda) Arquitectura electrónica de un sistema de control automático basado en Pixhawk 4, que integra el controlador de vuelo, módulos de comunicación, sistema de posicionamiento y elementos de potencia utilizados para el control y la navegación del vehículo aéreo. (Derecha) Hexacóptero utilizado como plataforma aérea el cual puede ser utilizado en aplicaciones reales de siembra aérea autónoma en agricultura de precisión.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados de simulación muestran que el método de trayectorias secuenciales con convergencia en tiempo finito es viable para siembra aérea autónoma. En las figuras 3 y 4 se presentan dos patrones de vuelo (cuadrícula y descenso inclinado) simulados en MATLAB/Simulink, donde el controlador QISMC se utilizó para el seguimiento robusto de las trayectorias generadas. Las

animaciones asociadas (Primer maniobra, Segunda maniobra) muestran llegadas puntuales a cada waypoint en los tiempos $t_{r,i}$ especificados, con perfiles suaves de velocidad y aceleración.

Validación en simulación

El esquema QISMC demostró capacidad para mantener el seguimiento de la referencia ante perturbaciones acotadas , utilizando el modelo dinámico no lineal del cuadricóptero. Cabe señalar que el controlador no ha sido implementado en tiempo real, pero su desempeño en simulación respalda su integración futura en plataformas embebidas.

Componente físico validado

En contraste, el dispositivo MESSD ha sido fabricado y probado experimentalmente, mostrando adaptabilidad a diferentes UAVs y precisión en la liberación de semillas durante los intervalos de parada ε_i.

DISCUSIÓN

La principal contribución de este trabajo radica en la garantía temporal explícita de las trayectorias, un aspecto no abordado en métodos puramente geométricos. La combinación de planificación de tiempo finito con control robusto simulado (QISMC) y un dispositivo físico operativo (MESSD) representa un avance hacia sistemas de siembra aérea completamente autónomos y temporalmente sincronizados.

CONCLUSIÓN

En este trabajo se propuso un método para diseñar trayectorias secuenciales con convergencia en tiempo finito para siembra aérea autónoma. La viabilidad del método se validó mediante simulaciones donde se integró el generador de trayectorias con el controlador QISMC, mostrando seguimiento robusto en entorno simulado. Las animaciones de las maniobras de siembra se obtuvieron con este esquema.

Por otro lado, el dispositivo MESSD fue fabricado y probado experimentalmente, demostrando operatividad real. Este trabajo integra planificación temporal garantizada, seguimiento robusto simulado y un dispositivo físico validado, constituyendo un paso hacia sistemas agrícolas autónomos temporalmente sincronizados.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen al Tecnológico Nacional de México, a través del Instituto Tecnológico de Durango, a la Universidad Autónoma de Nuevo León y a la Unidad de Investigación y Desarrollo Tecnológico de la Secretaría de Marina por el apoyo institucional y las facilidades otorgadas para el desarrollo de este trabajo. Asimismo, se reconoce el apoyo del Consejo Nacional de Humanidades, Ciencias y Tecnologías (CONAHCYT) mediante becas de posgrado. Finalmente, los autores agradecen a los revisores anónimos por sus valiosos comentarios y sugerencias, los cuales contribuyeron significativamente a mejorar la calidad de este artículo.

REFERENCIAS

1. Guebsi, R., Mami, S., & Chokmani, K. (2024). Drones in precision agriculture: A comprehensive review of applications, technologies, and challenges. *Drones*, *8*(11), 686.
2. Bolívar, E. B., Franco, J. A. R., & Amador, S. R. (2024). Monitoreo de cultivos y suelos en agricultura de precisión con UAV e inteligencia artificial: una revisión. *Tecnura*, *28*(82).
3. Zhang, G., Liu, J., Luo, W., Zhao, Y., Tang, R., Mei, K., & Wang, P. (2024). A Shortest Distance Priority UAV Path Planning Algorithm for Precision Agriculture. *Sensors*, *24*(23), 7514.

4. Muñoz, C. S., Corredor, J. S., Patino, D. A., & Colorado, J. D. (2020, November). UAV. trajectory optimization for Precision Agriculture. In *2020 Virtual Symposium in Plant Omics Sciences (OMICAS)* (pp. 1-6). IEEE.
5. Peng, Y., Wang, L., & Li, Q. (2023). 3D Trajectory Planning of Agricultural Unmanned Aerial Vehicles Based on GA-SA Algorithm. *Journal of Engineering Science & Technology Review*, *16*(3).
6. Sun, W., Sun, P., Ding, W., Zhao, J., & Li, Y. (2024). Gradient-based autonomous obstacle avoidance trajectory planning for B-spline UAVs. *Scientific Reports*, *14*(1), 14458.
7. Debnath, D., Vanegas, F., Boiteau, S., & Gonzalez, F. (2024). An integrated geometric obstacle avoidance and genetic algorithm tsp model for uav path planning. Drones, 8(7), 302.
8. Mazaheri, H., Goli, S., & Nourollah, A. (2024). Path planning in three-dimensional space based on butterfly optimization algorithm. *Scientific Reports*, *14*(1), 2332.
9. Jiménez, E. I., & Jiménez-Lizárraga, M. (2022). Robust tracking-surveillance and landing over a mobile target by quasi-integral-sliding mode and Hopf bifurcation. *Journal of the Franklin Institute*, *359*(5), 2120-2155.
10. Ramos Carrasco, J. O., Ibarra Jiménez, E., Guerrero, R., Martínez, A., Godínez, F., & Gamero Inda, E. (2021). Modular electromechanical device with autonomous seeds spreading and adaptable to electronic control boards for UAV's in agricultural applications. *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, 8(5), 4320-4327.

Detección de cortocircuitos entre espiras en generadores síncronos

Alejandro Pérez Olivo[A,B], Ernesto Vázquez Martínez[B], Manuel A. Andrade Soto[B]
[A] Generadores Mexicanos[#]
[B] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica,
San Nicolás de los Garza, NL, México
ernesto.vazquezmrt@uanl.edu.mx, manuel.andradeest@uanl.edu.mx
Autor de correspondencia: edgar.perezolv@uanl.edu.mx

RESUMEN

Este trabajo presenta un método de diagnóstico para la detección de fallas entre espiras en el devanado de campo de generadores síncronos, basado en mediciones de corrientes del estator. El enfoque se fundamenta en un modelo de referencia del comportamiento electromagnético sin fallas, construido con parámetros inductivos del fabricante. Durante la operación, señales de corriente se procesan mediante técnicas de reducción de dimensionalidad (Principal Component Analysis, PCA), lo que permite identificar desviaciones respecto al modelo normal. Los resultados de simulación demuestran que el método permite detectar cortocircuitos sin interrumpir la operación del generador.

PALABRAS CLAVE

Diagnóstico en línea; generador síncrono; fallas entre espiras; PCA; corrientes del estator.

ABSTRACT

This work presents an online diagnostic method for detecting shorted-turn faults in the field winding of synchronous generators, based on stator current measurements. The approach relies on a reference model of the generator's healthy electromagnetic behavior, constructed using manufacturer-provide inductance values. During operation, current signals are processed using dimensionality reduction techniques (Principal Component Analysis, PCA), enabling identification of deviations from nominal behavior. Simulation results show that the method detects rotor faults without interrupting generator operation.

KEYWORDS

Online diagnosis; synchronous generator; interturn faults; PCA; stator currents.

INTRODUCCIÓN

Un generador síncrono está expuesto a sufrir distintos tipos de cortocircuitos, como son contactos a tierra en el devanado de campo, cortocircuitos entre fases y a tierra en los devanados de estator, y fallas en el sistema de excitación que ocasionan pérdida de excitación o sobreexcitación.[1] La protección del generador contra estos cortocircuitos se realiza mediante esquemas de protección ya establecidos, como la protección diferencial, la protección contra contactos a tierra en el devanado de campo o las protecciones del sistema de excitación del generador. Sin embargo, el cortocircuito entre espiras en el devanado de campo de generadores síncronos, especialmente en turbogeneradores, son un problema recurrente y crítico, y hasta ahora no existen esquemas de protección dedicados para detectar esta situación.[2]

En los generadores síncronos el rotor está en constante movimiento y los devanados manejan tanto tensiones de corriente alterna (CA) como de corriente directa (CD), lo que requiere un nivel de aislamiento adecuado para contener el campo eléctrico generado. Además, los turbogeneradores operan bajo grandes esfuerzos mecánicos, lo que los hace más vulnerables a problemas de aislamiento en el devanado de campo.

Cuando ocurre un cortocircuito entre espiras en el devanado del rotor, se produce un aumento de la corriente de excitación y una intensificación de las vibraciones en el turbogenerador, situaciones que no pueden ser detectadas por las protecciones actuales del generador,[3] especialmente en los primeros instantes de haber ocurrido el cortocircuito. Esto no solo limita la potencia que puede ser entregada al sistema, sino que también pone en riesgo la operación segura y continua del generador, afectando su rendimiento y vida útil a largo plazo.

El cortocircuito entre espiras en el devanado de campo de generadores síncronos son un problema crítico que puede afectar el desempeño del generador, y ocurren cuando se produce un contacto eléctrico no deseado entre los conductores de distintas vueltas dentro del devanado de campo.[4] Este tipo de fallo puede ser progresivo, comenzando con una pequeña sección del devanado y extendiéndose con el tiempo si no se detecta y se mitiga adecuadamente. Las causas del cortocircuito entre espiras en el devanado de campo son diversas, pueden en el incluir factores como esfuerzos eléctricos, esfuerzos térmicos, vibraciones mecánicas y contaminación o humedad.[5] Las protecciones típicas de generadores síncronos no tienen la capacidad de detectar este problema, y solo se asume que puede existir este problema una vez que el generador experimenta un calentamiento atípico y aumento en la vibración mecánica en el eje principal.

Actualmente, solo existe una patente que propone un esquema de protección para detectar el cortocircuito entre espiras del devanado de campo,[6] en esta se describe un método para identificar y proteger contra fallas en los generadores eléctricos, específicamente aquellas que ocurren entre espiras del rotor. El enfoque principal de esta invención es el uso de armónicos fraccionarios en la corriente del estator para detectar dichas fallas, sin embargo, es una protección que requiere de parámetros de ajuste que dependen de las características del generador.

Existen dos métodos de diagnóstico para detectar este tipo de fallas: los métodos fuera de línea y los en línea. Los métodos fuera de línea se aplican comúnmente durante el mantenimiento programado, cuando el generador está fuera de operación. Aunque son efectivos para diagnosticar el estado del aislamiento entre espiras, presentan desventajas significativas, como el tiempo prolongado que conlleva el desarmado y revisión del turbogenerador, que puede extenderse entre 10 y 12 días, incrementando los costos operativos y las pérdidas de producción.

Los métodos en línea permiten monitorear el estado del generador sin interrumpir su operación. Sin embargo, estos métodos actuales requieren la instrumentación de las unidades con una bobina captora del flujo magnético generado por el rotor. A pesar de su potencial, la interpretación de los resultados depende de la experiencia de analistas especializados, lo que retrasa la identificación de fallas y aumenta el riesgo de tomar decisiones erróneas que pueden comprometer la operación del generador.

El objetivo de este artículo es presentar un método, basado en el Análisis de Componentes Principales (PCA, por sus siglas en ingles) que no requiera ajustes, para la detección temprana y precisa de cortocircuito entre espiras en el devanado del rotor de generadores síncronos. Se pretende utilizar las corrientes de estator como señales de entrada al algoritmo y diagnosticar el estado del rotor (sano o con cortocircuito). El propósito es contar con un monitoreo en línea, no invasivo, que permita la identificación de un cortocircuito entre espiras en el devanado de campo, evitando la necesidad de detener al generador para su revisión. El contenido de este artículo incluye una descripción de los métodos de identificación utilizados actualmente, la teoría de PCA en que se basa el método propuesto, el algoritmo desarrollado y resultados obtenidos en un ambiente de simulación digital.

MÉTODOS ACTUALES DE IDENTIFICACIÓN DE CORTOCIRCUITO ENTRE ESPIRAS DEL DEVANADO DE CAMPO

Los métodos para la identificación de cortocircuitos entre espiras en el devanado del rotor de generadores síncronos se dividen en métodos en “Línea” y “Fuera de Línea”.[7] A continuación, se describen los métodos más comunes, incluyendo su descripción, ventajas y limitaciones.

Métodos fuera de línea

Los métodos fuera de línea implican realizar pruebas en el generador mientras está fuera de servicio. Estas pruebas se llevan a cabo en condiciones controladas, lo que permite realizar un diagnóstico más detallado y exhaustivo, ya que el generador no está expuesto a las fluctuaciones operativas normales y se pueden aplicar técnicas específicas para identificar fallas incipientes o avanzadas en el devanado.[8] Aunque la necesidad de desconectar el generador puede limitar su uso en generadores que requieren alta disponibilidad, estos métodos son fundamentales para la evaluación profunda y el mantenimiento programado.[9]

La prueba Oscilógrafo de Surgimiento Recurrente (RSO) se emplea para registrar, en un osciloscopio de doble canal, las ondas reflejadas de un pulso rectangular de entrada que viaja a lo largo del devanado de campo, capturándose simultáneamente en los dos anillos deslizantes del rotor. Este método no invasivo, aplicado fuera de línea, permite localizar los cortocircuito entre espiras en el devanado de campo de manera precisa en base al principio de la reflectometría en el dominio del tiempo (TDR).[10] El pulso ingresa por uno de los anillos colectores hacia el devanado de campo y llega al otro anillo colector; la onda reflejada regresa desde el extremo abierto del segundo anillo hasta el punto de entrada del primer anillo. Si no existe un cortocircuito, ambas señales son de igual magnitud y signo contrario, que al sumarse dan cero. Un devanado en buen estado es eléctricamente simétrico, por lo que el tiempo de propagación del pulso transitorio inyectado en ambos anillos es igual. Esto produce reflexiones idénticas (ver figura 1a); de existir un cortocircuito, el cambio abrupto de impedancia produce reflejo en la señal produciendo una segunda onda reflejada (ver figura 1b).

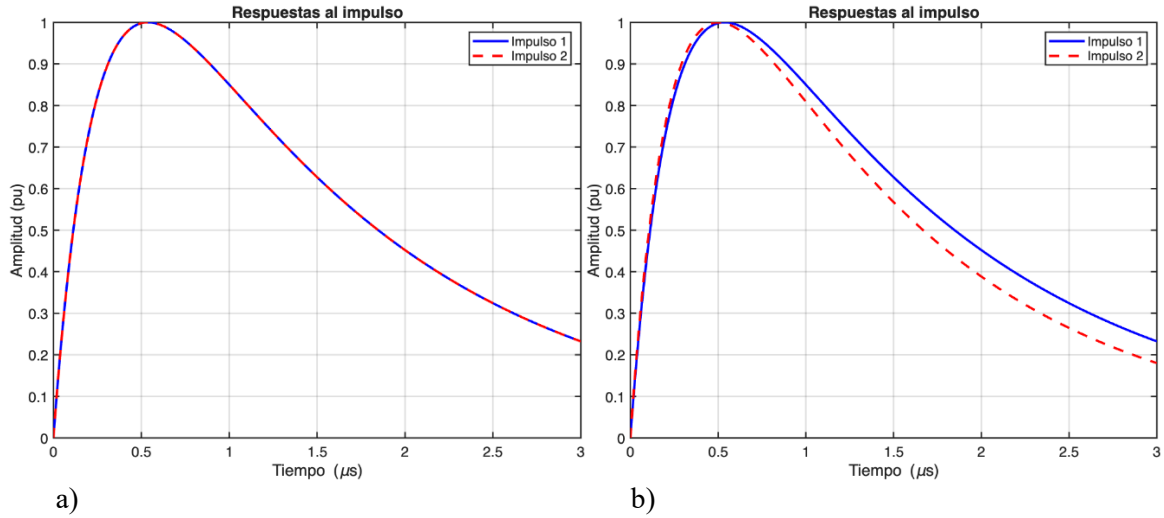
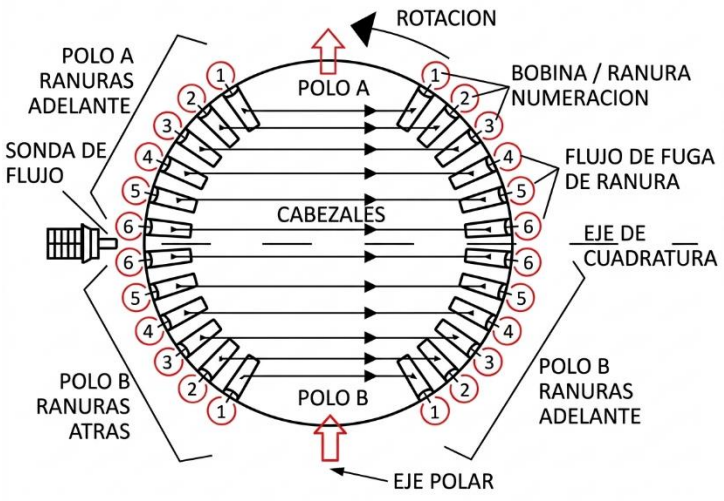


Fig. 1. Respuesta al impulso; a) devanado sano. b) devanado con un cortocircuito.

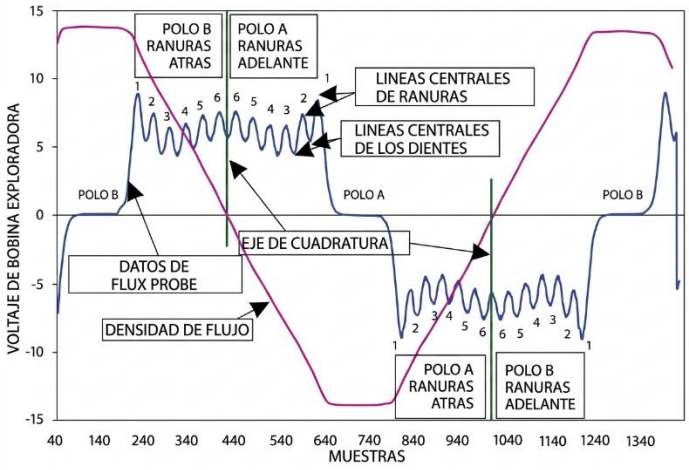
Métodos en línea

Los métodos en línea permiten el monitoreo continuo del generador en operación con la posibilidad de identifican los cortocircuitos entre espiras en etapas tempranas. En estos métodos se utiliza una sonda de flujo magnético (flux probe)[11] que mide las variaciones en el flujo magnético en el entrehierro del generador. La figura 2a ilustra una sección transversal de un rotor de 2 polos, señalando la posición de la sonda de flujo fija. Bajo condiciones normales, el flujo magnético tiene un patrón específico y estable mientras el generador está en operación (ver figura 2b), sin embargo, cuando se produce un cortocircuito entre espiras en el devanado de campo, el equilibrio del campo magnético se altera, lo que genera distorsiones en el flujo magnético que son detectadas por la sonda.[12] Estas distorsiones aparecen como fluctuaciones anómalas en la señal de la sonda, que se interpretan para determinar la presencia y severidad de la falla.[13]

El uso de medidores de flujo magnético presenta algunas desventajas, primero la instalación del medidor en el entrehierro del generador es complicada y costosa, especialmente en equipos que no fueron diseñados para incluir este tipo de medidor, lo que puede requerir adaptaciones significativas. Además, la interpretación de las señales obtenidas es compleja, ya que las lecturas pueden verse afectadas por el ruido eléctrico y otras interferencias, lo que requiere técnicas avanzadas de procesamiento de señales y conocimientos especializados para diferenciar entre fallas reales y variaciones normales.



a)



b)

Fig. 2. Medidor de flujo magnético. a) sección transversal de un rotor de 2 polos indicando la ubicación del medidor. b) señal de salida del medidor de flujo durante una prueba en vacío.

SIMULACIÓN DE CORTOCIRCUITO ENTRE ESPIRAS EN EL DEVANADO DE CAMPO

El modelo de la máquina síncrona está basado en los circuitos equivalentes de estator y rotor, las ecuaciones de voltaje se pueden obtener en términos de los enlaces de flujo y resistencias óhmicas de estos devanados.[14] La figura 3, muestra la distribución de los devanados en los ejes de la máquina síncrona, tanto en el estator (*a*, *b*, *c*) como en el rotor, que incluye los devanados de campo y de amortiguamiento. Los devanados del estator están distribuidos y separados 120° eléctricos entre sí, con un número de vueltas N_s y una resistencia R_s; como los devanados se consideran balanceados, el número de vueltas y la resistencia en cada uno de ellos se consideran iguales.

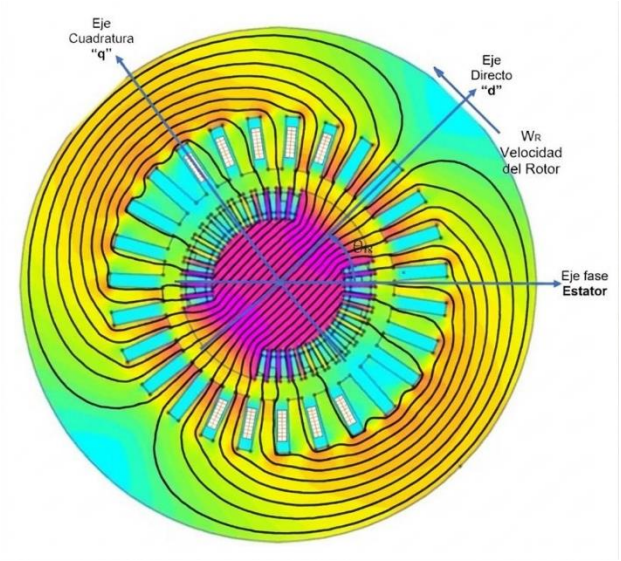


Fig. 3. Eje directo y eje de cuadratura en la máquina síncrona de 2 polos.

El rotor tiene el devanado de campo y tres devanados amortiguadores por cada par de polos. En el eje directo (eje *d*) se encuentran el devanado de campo (*f*) y uno de amortiguamiento (k_d), ambos con el mismo número de vueltas y resistencia, N_f, R_f, N_{kd} y R_{kd}, respectivamente. Los devanados (k_{Q1}) y (k_{Q2}) con parámetros N_{kQ1}, R_{Q1}, N_{kQ2} y R_{kQ1}, respectivamente, están en el eje de cuadratura (eje *q*), que está adelantado 90° respecto al eje *d*, el cual forma un ángulo θ con respecto a la referencia física en el estator. El giro del rotor (con velocidad angular ω_r) es, como se indica en la figura 3, en sentido contrario al de las manecillas del reloj.[15]

El modelo de la maquina síncrona está basado en los circuitos equivalentes de estator y rotor; de acuerdo con las leyes de Faraday y Kirchhoff (1):

$$v = Ri + \frac{d\lambda}{dt} \tag{1}$$

De donde los enlaces de flujo entre el estator y rotor pueden expresarse en forma matricial de la siguiente forma(2):

$$\begin{bmatrix}\lambda_s \\ \lambda_r\end{bmatrix} = \boldsymbol{L}\begin{bmatrix}i_s \\ i_r\end{bmatrix} \tag{2}$$

Los vectores de i_s y λs corresponde a las corrientes y enlaces de flujo del estator, los vectores correspondientes a i_r y λ_r denotan a las corrientes en el rotor y sus enlaces de flujo. La matriz de inductancias L tiene la forma (3):

$$L = \begin{bmatrix} L_{aa} & L_{ab} & L_{ac} & L_{af} & L_{akd} & L_{akq} & L_{akD} & L_{akQ} \\ L_{ba} & L_{bb} & L_{bc} & L_{bf} & L_{bkd} & L_{bkq} & L_{bkD} & L_{bkQ} \\ L_{ca} & L_{cb} & L_{cc} & L_{cf} & L_{ckd} & L_{ckq} & L_{ckD} & L_{ckQ} \\ L_{fa} & L_{fb} & L_{fc} & L_{ff} & L_{fkd} & 0 & L_{fkD} & 0 \\ L_{kda} & L_{kdb} & L_{kdc} & L_{kdf} & L_{kkd} & 0 & L_{kdkD} & 0 \\ L_{kqa} & L_{kqb} & L_{kqc} & 0 & 0 & L_{kkq} & 0 & L_{kqkQ} \\ L_{kDa} & L_{kDb} & L_{kDc} & L_{kDf} & L_{kDkd} & 0 & L_{kkD} & 0 \\ L_{kQa} & L_{kQb} & L_{kQc} & 0 & 0 & L_{kQkq} & 0 & L_{kkQ} \end{bmatrix} \tag{3}$$

Esta matriz también puede representarse de la siguiente forma (4):

$$L = \begin{bmatrix} L_{SS}(\theta) & L_{SR}(\theta) \\ L_{Rs}(\theta) & L_{RR} \end{bmatrix} \tag{4}$$

donde, L*ss*(θ), L*sr*(θ), L*rs*(θ) y L*rr* son las inductancias estator, estator-rotor y rotor respectivamente todas referidas al lado estator [16]. Estas inductancias son variantes en el tiempo y representan las interrelaciones entre el estator y rotor en función de la posición del rotor con el ángulo θ. Este modelo incluye los efectos de saturación magnética y armónicos para ser más realista y aplicable en el análisis de fallas internas.[14,15] Finalmente, las ecuaciones de voltaje para el estator y rotor son como se observa en la siguiente ecuación (5):

$$\begin{bmatrix} V_s \\ V_r \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} R_s & 0 \\ 0 & R_r \end{bmatrix}\begin{bmatrix} i_s \\ i_r \end{bmatrix} - p\begin{bmatrix} \lambda_s \\ \lambda_r \end{bmatrix} \tag{5}$$

Es importante tener en cuenta que, para el cálculo de las variables de estado con la ecuación anterior, la inversa de la matriz de inductancia variable en el tiempo debe obtenerse en cada paso de integración.[17]

Para simular los cortocircuitos entre espiras del devenado de campo, se modifica el número de espiras efectivas del devanado, lo que modifica la resistencia e inductancias de (9). Si una fracción α de las espiras del campo está en cortocircuito, el número de espiras efectivas se reduce como se muestra en (6):

$$N_f' = (1-\alpha)N_f \tag{6}$$

Por lo tanto, la nueva resistencia del campo se calcula como (7):

$$R_f' = (1-\alpha)R_f \tag{7}$$

Esto significa que la resistencia total del devanado de campo disminuye porque la longitud efectiva del conductor en servicio es menor. Esto modifica tanto la inductancia propia como las inductancias mutuas del devanado de campo, las inductancias mutuas entre los devanados de campo y de estator, y las inductancias mutias entre los devanados amortiguadores, como se muestra en las ecuaciones (8-13):

$$L_f' = (1-\alpha)^2 L_f \tag{8}$$

$$L_{fa}' = (1-\alpha)^2 L_{fa} \tag{9}$$

$$L_{fb}' = (1-\alpha)^2 L_{fb} \tag{10}$$

$$L_{fc}' = (1-\alpha)^2 L_{fc} \tag{11}$$

$$L_{fkd}' = (1-\alpha)^2 L_{fkd} \tag{12}$$

$$L_{fkD}' = (1-\alpha)^2 L_{fkD} \tag{13}$$

En estado estable, la modificación de la matriz de inductancias del generador síncrono debido a un cortocircuito en espiras del campo se traduce en una reducción permanente de la inductancia propia

del devanado de campo y de sus inductancias mutuas con el estator y los devanados amortiguadores, por lo que su efecto se limita a la disminución del acoplamiento magnético entre los devanados. Esto implica que el generador operará con una menor capacidad para transferir energía desde el rotor al estator, lo que impacta el perfil de flujo en el entrehierro.

Es importante mencionar que este modelo de simulación de cortocircuito entre espiras es estático; no es necesario un modelo dinámico, ya que es prácticamente imposible que en el momento que se realicen las mediciones de las corrientes del estator ocurra el cortocircuito, por lo tanto, no es necesario simular la dinámica del cortocircuito, sino sus efectos.

ALGORITMO PARA DETECCIÓN DE CORTOCIRCUITOS ENTRE ESPIRAS

El algoritmo propuesto aprovecha técnicas avanzadas de análisis de señales eléctricas, específicamente el Análisis de Componentes Principales (PCA, por sus siglas en inglés), una herramienta matemática robusta que permite identificar patrones ocultos en datos de alta dimensionalidad. La elección de PCA responde a su capacidad para extraer características relevantes en las señales de corriente de estator, las cuales contienen información sobre el estado del devanado del rotor, permitiendo así una detección más precisa y oportuna de anomalías asociadas a cortocircuitos entre espiras en el devanado de campo.

El análisis de componentes principales (PCA) es una técnica de reducción de dimensionalidad que realza similitudes y diferencias entre los datos bajo estudio simplificando el proceso de clasificación entre clases.[18] Este concepto se muestra gráficamente en la figura 4 para un grupo de datos; el eje OA es la dirección de la primera componente principal y el eje OB es la segunda componente principal. Se puede apreciar que la proyección de los datos sobre OA proporciona más información de la estructura de los datos que la proyección sobre OB. Por tanto, la identificación de distintos tipos de datos se puede hacer con la proyección de los datos originales sobre un eje cuya dirección maximice la variancia entre los datos, OA en este caso. En este ejemplo simple, se tiene una reducción de dimensiones de 2D a 1D.

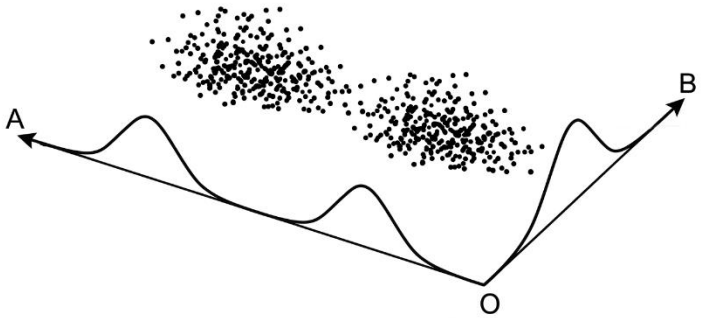


Fig. 4. Representación gráfica de PCA.

En la figura 5 se describe el diagrama de flujo del algoritmo propuesto, que se divide en 2 etapas. La primera es la determinación de una matriz de transformación M_T, que es la responsable de representar las formas de onda de las corrientes del estator en el espacio de las componentes principales, a partir de las formas de onda de corriente de estator para escenarios con y sin cortocircuito entre espiras; la segunda etapa es aplicar la matriz de transformación para determinar si el generador bajo estudio tiene o no un cortocircuito entre espiras.

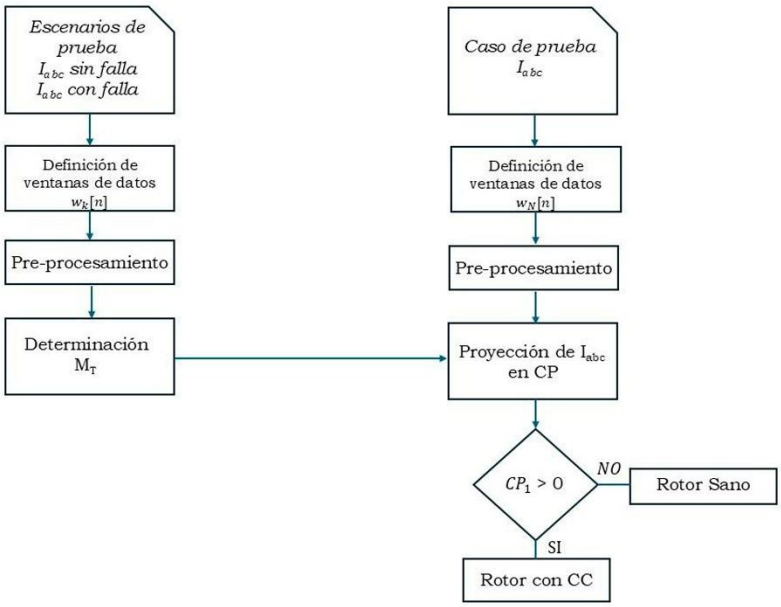


Fig. 5. Diagrama de flujo algoritmo propuesto.

Determinación de la matriz de transformación

En esta etapa se procesan las formas de onda de las corrientes del estator, ver figura 6, obtenidas por simulación con el objetivo de obtener la matriz de transformación M_T. Las muestras de corriente se segmentan en ventanas de tiempo para su procesamiento subsecuente. Cada ventana es de 64 muestras/ciclo para tener suficiente resolución para diagnosticar la presencia de un cortocircuito entre espiras en el devanado de campo. Estas ventanas incluyen escenarios con y sin cortocircuito. La k-ésima ventana se define como:

$$W_k[n] = \{I_s[k * N + n] | \, n = 0, 1, 2, \ldots N - 1\} \tag{9}$$

donde k es el índice de la ventana, con $k = 0, 1, 2, \ldots, M - 1$, M es el número total de ventanas, n es el índice dentro de la ventana, con $n = 0, 1, 2, \ldots, N - 1$, N=64 es el número de muestras por ciclo y $I_s[k * N + n]$ representa la n-ésima muestra dentro de la k-ésima ventana. Cada ventana $W_k[n]$ contiene 64 muestras consecutivas de la señal de corriente del estator y cubre un ciclo completo de la señal.

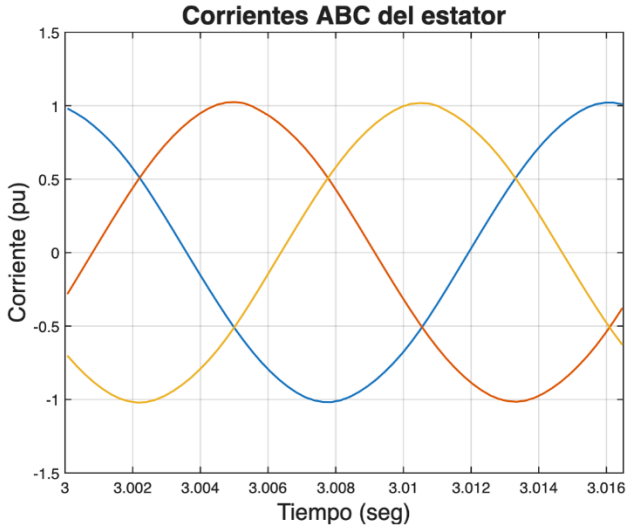


Fig. 6. Forma de onda de las corrientes del estator obtenidas por simulación.

Una vez formadas las ventanas, se realiza un pre-procesamiento de los datos antes de determinar la matriz de transformación. El objetivo del pre-procesamiento es realzar características de las señales de corriente para poder determinar las componentes principales más significativas. Este pre-procesamiento incluye que a cada ventana de datos se aplica la Transformada Rápida de Fourier (Fast Fourier Transform, FFT) para resaltar el contenido armónico de las señales, se hace una normalización respecto a la frecuencia fundamental, permitiendo identificar variaciones significativas en los armónicos que podrían ser indicativas de condiciones anómalas y se centran los datos; es decir se elimina de los datos el valor promedio de cada ventana para tener una media cero por ventana.

Una vez que los datos han sido pre-procesados, se organizan en una matriz $\boldsymbol{D}$ de m x n donde m es el número de datos y n es el número de escenarios. Se calcula la matriz de covarianza $\boldsymbol{C}$, una matriz de n x n, la cual se descompone en sus vectores y valores propios. Los valores propios λ_i de esta matriz indican cuánta variabilidad en los datos está asociada con cada vector propio v_i, que representa una dirección en el espacio de las características. Los vectores propios correspondientes a los valores propios más grandes son los más relevantes, ya que representan las direcciones con mayor variabilidad en los datos. En el contexto de la reducción de dimensionalidad, solo se seleccionan las componentes principales más importantes. En este caso, se seleccionan los dos valores propios de mayor valor, por lo tanto:

$$M_T = (v_{n-1}\ \ v_n) \tag{10}$$

Estas componentes principales contienen la mayor parte de la información sobre las variaciones en las formas de onda de corriente del estator, y permiten proyectar los datos en un espacio de menor dimensionalidad que retiene la mayor parte de la información importante.

Identificación de cortocircuitos entre espiras en el devanado de campo

Considerando que se tienen los registros de las corrientes de estator de un generador, el objetivo es determinar si el devanado de estator presenta o no un cortocircuito entre espiras del devanado de campo. Los datos pasan por el mismo proceso de formación de ventanas y pre-procesamiento que se utilizó para determinar la matriz de transformación.

Los datos se proyectan en el espacio de componentes principales como:

$$cp = M_T^t D^t \tag{11}$$

Esta proyección transforma los datos en un espacio de dos dimensiones, donde las direcciones principales de variabilidad (asociadas a las dos componentes principales seleccionadas) son las que predominan, facilitando la identificación de patrones y anomalías en los datos.

Los datos proyectados tendrán coordenadas *CP1 y CP2* que representan las proyecciones de los nuevos datos sobre las componentes principales *CP1 y CP2* de los datos originales. El análisis del comportamiento de las componentes principales para diferentes escenarios con y sin cortocircuito permite concluir que solo la componente principal 1 es suficiente para determinar la condición del rotor.

Si la proyección de la primera componente principal es menor que *0*, significa que el rotor no presenta cortocircuito entre espiras, sin embargo, si el valor es mayor que 0, se concluye que las formas de onda de corriente del estator reflejan que hay un cortocircuito entre las espiras del rotor del generador. Así:

$$CP_1 = \begin{Bmatrix} < 0, rotor\ sano \\ > 0, cortocircuito\ entre\ espiras \end{Bmatrix}$$

La figura 7 muestra en forma gráfica la identificación de un cortocircuito entre espiras del rotor; una vez que se aplica la matriz de transformación, si el punto resultante esta la sección derecha del espacio de componentes principales se concluye que las formas de onda de las corrientes del estator, reflejan una condición de cortocircuito entre espiras en el devanado de campo del generador síncrono.

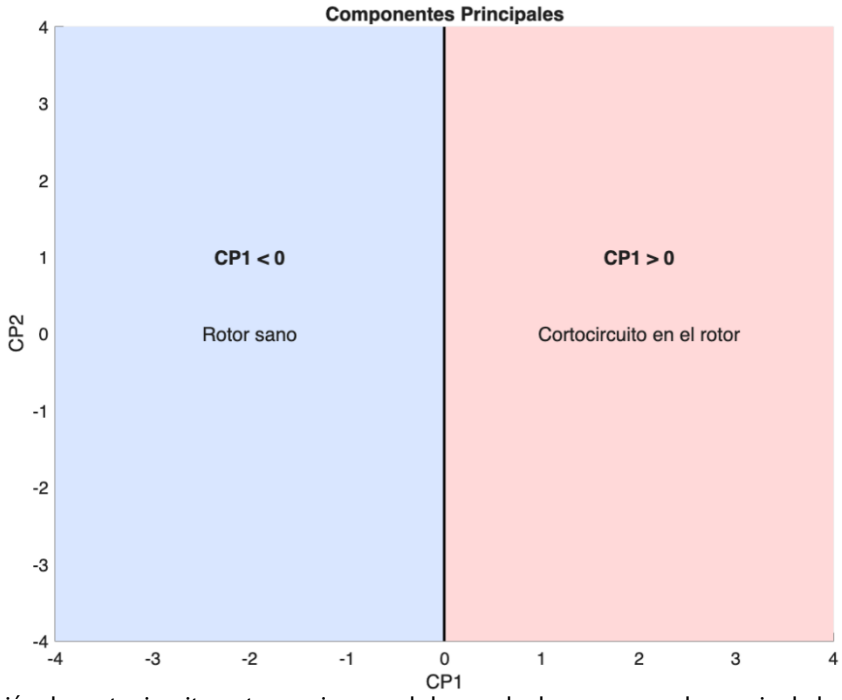


Fig. 7. Identificación de cortocircuito entre espiras en el devanado de campo en el espacio de las componentes principales.

RESULTADOS

A continuación, se muestran los resultados de la identificación de cortocircuito entre espiras en el devanado de campo en generadores síncronos simulados digitalmente. Los datos de un turbogenerador de polos lisos empleado en las simulaciones bajo condiciones de carga balanceada, con y sin cortocircuito entre espiras se muestra en la tabla I.

Tabla I. Datos del Turbogenerador utilizado en la simulación.

Turbogenerador		
Potencia nominal	835	MVA
Tensión	26	kV
Corriente	18,542	A
Factor de potencia	0.90	
Frecuencia	60	Hz
Velocidad	3600	RPM

En la figura 8, se muestran las corrientes del estator que corresponde a la simulación del Turbogenerador en condiciones de carga balanceada; a los 3.5 segundos se simula un cortocircuito en el devanado de campo, que corresponde al cortocircuito del 3% de las espiras del devanado de campo. Se puede apreciar que la ocurrencia del cortocircuito introduce una distorsión en las corrientes del estator, lo cual es difícil de detectar en primera instancia. Se observa que después de los 3.5 segundos, hay un leve incremento en la magnitud de las corrientes, pero esto no es suficiente para lograr el diagnóstico del cortocircuito entre espiras. Por lo tanto, no es posible diagnosticar con certeza la presencia del cortocircuito entre espiras en el devanado de campo únicamente con la información disponible, ya que no se cuenta con evidencia concluyente que permita confirmar dicha condición.

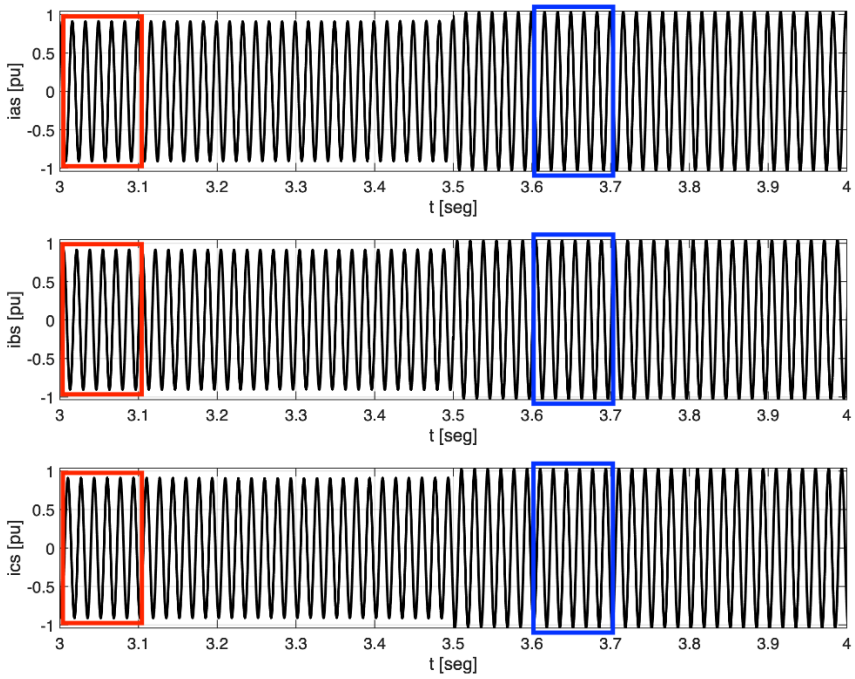
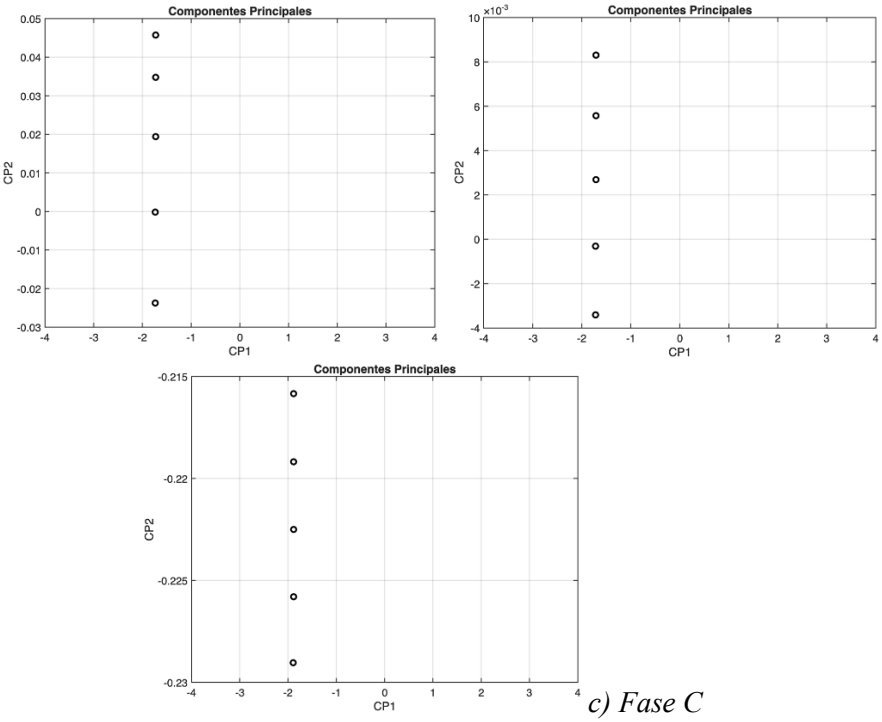


Fig. 8. Simulación de las corrientes de estator antes y después de ocurrir un cortocircuito entre espiras del devanado de campo; el cortocircuito ocurre a los 3.5 segundos.

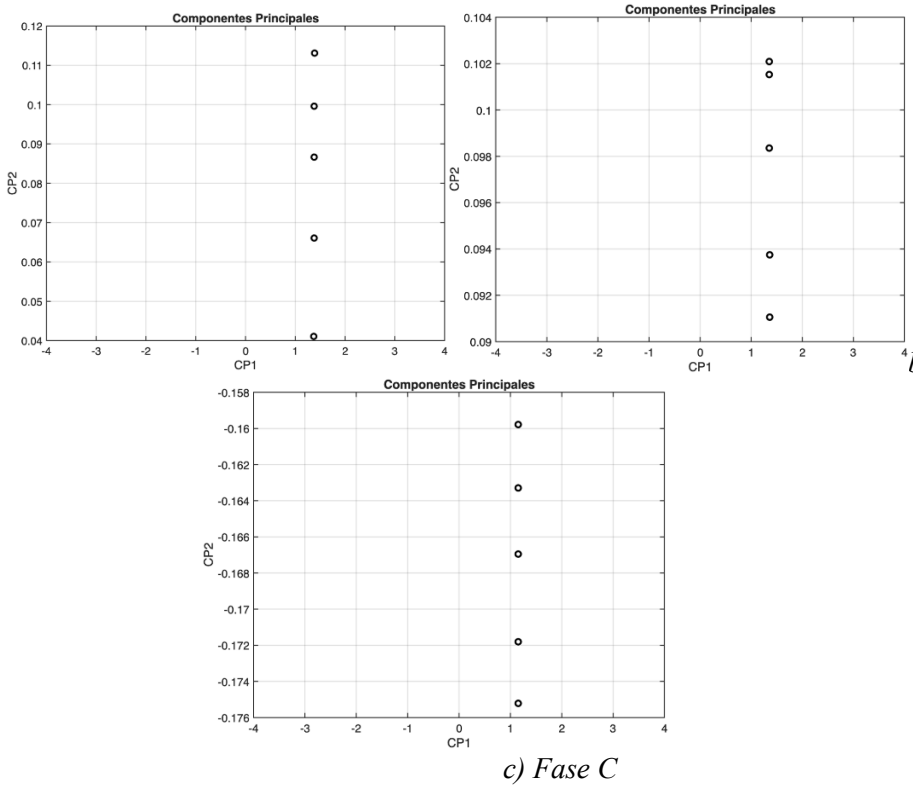
En la figura 8, se muestran 5 ciclos de corrientes de estator durante la condición normal del Turbogenerador (rectángulo de color naranja); estas corrientes en el plano ABC, son convertidas al espacio de las componentes principales y su representación gráfica se muestra en la figura 9. Se puede apreciar que en todos los casos (15 ciclos), todas las representaciones están en el semiplano negativo de la CP1, lo que significa que el rotor no presenta problemas.



a) Fase A *b) Fase B* *c) Fase C*

Fig. 9. Componentes principales de las corrientes del estator, caso de rotor sano.

En la figura 8, se muestran 5 ciclos de corrientes de estator despues de ocurrir el cortocircuito entre espiras en el devanado de campo del Turbogenerador (rentángulo de color azul); estas corrientes en el plano ABC, son convertidas al espacio de las componentes principales y su representación gráfica se muestra en la figura 10. Se puede apreciar que en todos los casos (15 ciclos), todas las representaciones están en el semiplano positivo de la CP1, lo que significa que el rotor presenta un cortocircuito entre espiras en el devanado de campo.



a) Fase A *b) Fase B* *c) Fase C*

Fig. 10. Componentes principales de las corrientes del estator, caso de rotor dañado.

En conclusión, los resultados obtenidos demuestran que el algoritmo desarrollado es capaz de identificar correctamente tanto condiciones normales como la presencia de cortocircuitos entre espiras en el devanado de campo del turbogenerador. Su validación en escenarios simulados confirma su efectividad, lo que permite su implementación en entornos operativos reales para la detección y diagnóstico en tiempo real.

Una de las ventajas del algoritmo es que no requiere un umbral fijo para la identificación de fallas. En su lugar, la detección se basa en la proyección de los datos en el espacio de las componentes principales, lo que permite identificar la presencia del cortocircuito sin necesidad de definir límites preestablecidos. Esto no solo mejora la precisión y adaptabilidad del método, sino que también lo hace robusto ante diferentes condiciones de operación y tipos de generadores, eliminando la dependencia de ajustes manuales y permitiendo una detección más flexible y confiable en entornos reales.

CONCLUSIONES

El método desarrollado permite la detección de cortocircuitos entre espiras en el devanado de campo de Turbogeneradores, que es un tipo de falla que las protecciones tradicionales en generadores síncronos no pueden detectar. Aunque existen métodos disponibles para detectar estos cortocircuitos,

estos son costosos de implementar o requieren de expertos para analizar los resultados, mientras que el método propuesto no requiere una infraestructura de medición especial y no requiere de ajustes, debido a que realiza un proceso de reconocimiento de patrones utilizando las componentes principales.

Una vez que los datos que representan las corrientes trifásicas del estator son proyectados en el espacio de las componentes principales *CP1 y CP2*, la determinación de la existencia de un cortocircuito entre espiras en el devanado de campo depende del signo de la primera componente principal. Si la proyección de la primera componente principal es menor que 0, significa que el rotor no presenta cortocircuito entre espiras, sin embargo, si el valor es mayor que 0, se concluye que las formas de onda de corriente del estator reflejan que hay un cortocircuito entre las espiras del rotor del generador.

Desde una perspectiva económica, la implementación de este método puede traducirse en ahorros sustanciales al evitar paros no programados, reducir los tiempos de diagnóstico y prevenir daños mayores en el generador. El costo asociado a un cortocircuito no detectado puede implicar desde la sustitución completa del devanado del rotor hasta pérdidas por interrupción del servicio y penalizaciones contractuales. En contraste, la aplicación de este algoritmo permite definir una estrategia de mantenimiento predictivo más eficiente, que optimiza la asignación de recursos, reduce la frecuencia de inspecciones invasivas y prolonga la vida útil de los activos.

El método propuesto demostró una alta confiabilidad en la clasificación de las condiciones de operación. Se realizaron simulaciones con 2 tipos de generadores, considerando 60 ciclos simulados (30 sanos y 30 con cortocircuito entre espiras en el devanado de campo), de los cuales el 100% correspondió a clasificaciones correctas, sin falsos positivos o falsos negativos.

REFERENCIAS

1. IEEE Power System Relaying Committee. (2011). *IEEE tutorial on the protection of synchronous generators* (2nd ed.). Special Publication of the IEEE PSRC.
2. Campbell, S. R., Kapler, J., Sasic, M., & Stone, G. C. (2010). Detection of rotor winding shorted turns in turbine generators and hydrogenerators. CIGRÉ Paper A1-206, Paris, France.
3. Wang, L., Li, Y., & Li, J. (2018). *Diagnosis of inter-turn short circuit of synchronous generator rotor winding based on Volterra kernel identification.* Energies, 11(11), 2524. [https://doi.org/10.3390/en11112524] (https://doi.org/10.3390/en11112524) .
4. Kim, Y.-J., Kim, J.-M., Yoon, B.-Y., & Lee, S. (2006). *Detection of shorted-turns in the rotor winding of cylindrical synchronous generators using discrete wavelet transform.* In Proceedings of the Applied Power Electronics Conference and Exposition (APEC).
5. Chabra, D. P., Ragwade, P. J., Amand, G. L., & Rao, A. K. L. (1996, June). *Certain aspects of absorption of moisture by electrical insulation of electrical machines and its deterioration and assessment.* In Conference Record of the 1996 IEEE International Symposium on Electrical Insulation (Vol. 1, pp. 247-250). IEEE.
6. Alla, M., Chowdhury, R., Fischer, N., Finney, D. S., & Scharlach, R. (2022). *Generator rotor turn-to-turn fault detection using fractional harmonics* (US Patent No. 11,316,455 B2). U.S. Patent and Trademark Office.
7. Klempner, G., & Kerszenbaum, I. (2018). *Handbook of large turbo-generator operation and maintenance* (3.ª ed.). Wiley / IEEE Press.
8. Institute of Electrical and Electronics Engineers. (2004). *IEEE guide for diagnostic field testing of electric power apparatus—Electrical machinery* (IEEE Std 62.2-2004). IEEE.
9. Institute of Electrical and Electronics Engineers. (2016). *IEEE guide for insulation maintenance of electric machines* (IEEE Std 56-2016). IEEE.
10. Kumar, P., & Rao, V. R. (2012). *Recurrent surge oscillograph (RSO) for rotor winding shorts detection*. MRTG Power Diagnostic Tests Pvt. Ltd, Hyderabad, India.

11. Flux probes provide on-line detection of generator shorted turns. (1999). Power Engineering. Retrieved from https://www.power-eng.com/operations-maintenance/flux-probes-provide-on-line-detection-of-generator-shorted-turns/ .
12. Kulkarni, A. S., El-Sharkawi, M. A., Marks, R., Andexler, G., Xing, J., & Kerszenbaum, I. (2000). *Development of a technique for on-line detection of shorts in field windings of turbine-generator rotors:* Circuit design and testing. IEEE Transactions on energy conversion, 15(1), 8-13.
13. Stone, G. C., Sasic, M., Stein, J., & Stinson, C. (2012, June). *Using magnetic flux monitoring to detect synchronous machine rotor winding shorts*. In Conference Record of 2012 Annual IEEE Pulp and Paper Industry Technical Conference (PPIC) (pp. 1-7). IEEE.
14. Kundur, P. (2022). *Power system stability and control*. McGraw Hill.
15. Ramírez Barradas, R. (1988). *Análisis y simulación del generador sincrono (Doctoral dissertation*, Universidad Autónoma de Nuevo León) .
16. Krause, P. C., Wasynczuk, O., Sudhoff, S. D., & Pekarek, S. D. (2013). *Analysis of electric machinery and drive systems* (Vol. 75). John Wiley & Sons.
17. Pérez Rojas, C. (1993). *Formulación trifásica de sistemas eléctricos en coordenadas de fase ABC* (Doctoral dissertation, Universidad Autónoma de Nuevo León) .
18. Greenacre, M., Groenen, P. J., Hastie, T., d'Enza, A. I., Markos, A., &Tuzhilina, E. (2022). *Principal component analysis. Nature Reviews Methods Primers*, 2(1), 100.

Optimización secuencial de alas volantes: distribución de sustentación en campana con trimado óptimo para estabilidad

Gabriel Jérôme Vargas Moya, Erik Gilberto Rojo Rodríguez, Edgar Ulises Rojo Rodríguez, Octavio García Salazar
Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica,
San Nicolás de los Garza, NL, México
gabriel.vargasm@uanl.edu.mx, edgar.rojordrg@uanl.edu.mx, octavio.garciasl@uanl.edu.mx.
Autor de correspondencia: erojor@uanl.edu.mx

RESUMEN

En esta investigación se presenta el desarrollo e implementación de un algoritmo evolutivo con la capacidad de generar configuraciones óptimas de alas volantes. Este enfoque está basado en el concepto de algoritmos evolutivos, los cuales cuentan con la capacidad de generar soluciones candidatas, evaluar su efectividad, y converger hacia una solución optimizada. En el funcionamiento interno del algoritmo se definen funciones objetivo las cuales evalúan la calidad de la solución, en este caso, se consideran parámetros aerodinámicos como la eficiencia y la distribución de carga; además de las características de estabilidad estática de las alas candidatas. Lo anterior, buscando converger en una solución con distribución de carga aerodinámica de tipo campana, y parámetros de estabilidad estática en rangos estables.

Para la validación del algoritmo se realiza un análisis comparativo utilizando como referencia el ala de una aeronave de aviación general, y una solución óptima generada con el algoritmo. Como resultado de esta comparación se demuestra la efectividad de la propuesta por medio de la mejora en los parámetros de referencia en comparación con la aeronave original.

PALABRAS CLAVE

Algoritmo evolutivo, ala volante, optimización aerodinámica, distribución de campana.

ABSTRACT

This research presents the development and implementation of an evolutionary algorithm with the capacity of producing optimal flying wing configurations. This approach is based on the concept of evolutionary algorithms, which are able to generate candidate solutions, evaluate their effectiveness, and converge to an optimized solution. The core functioning of the algorithm considers aerodynamic elements such as efficiency, spanload distribution, as well as static stability criteria of the candidate wings. The latter is aimed at converging to a bell-shaped spanload distribution, and static stability parameters within a stable range.

In order to validate the algorithm, a comparative analysis is performed, where a reference wing from a general aviation aircraft is used, and later compared to an optimal solution generated by the algorithm. The result of this comparison demonstrates the effectiveness of the approach by presenting an improvement in reference parameters in comparison with the original aircraft.

KEYWORDS

Evolutionary algorithm, flying wing, aerodynamic optimization, bell-shaped spanload distribution.

INTRODUCCIÓN

El diseño de aeronaves está generalmente guiado por la necesidad de cumplir ciertos requisitos de eficiencia operativa, parámetros de estabilidad y maniobrabilidad, además de elementos particulares de la misión en particular que la aeronave realizará.[1]

Desde mediados del siglo XX se han realizado extensivos estudios referentes al concepto de *alas volantes*, las cuales son aeronaves que no cuentan con superficies estabilizadoras convencionales. Las principales ventajas que estas presentan son su alta eficiencia aerodinámica debido a la ausencia de empenaje y a que típicamente presentan el fuselaje integrado en esta; además de ventajas estructurales debido a su diseño aerodinámico.[2] No obstante, la principal desventaja de esta configuración es la falta de estabilidad natural, y la dificultad de actuación principalmente en las dinámicas longitudinal y direccional.

La problemática de diseño de alas volantes ha representado un reto particular dado que se tiene una numerosa cantidad de variables geométricas de entrada, así como también de salida, tales como parámetros aerodinámicos, y propiedades de estabilidad en las dinámicas de orientación y posición.[3] Esto significa que para poder diseñar una configuración que cumpla con todos los criterios establecidos, es necesario abordar la tarea como una problemática de optimización multivariable.

A lo largo de las últimas décadas se han presentado diferentes metodologías estándar para el diseño de alas volantes, siendo los trabajos de Prandtl en los que se presentan las primeras metodologías formales.[4] Una de sus principales contribuciones fue el estudio de la *distribución de carga de tipo campana*, donde se plantea la minimización de resistencia al avance inducida considerando la distribución de momento flector en la raíz del ala. Esta teoría también aborda el concepto de *flujo ascendente (upwash)* en las puntas del ala, la cual es la principal razón de que esta configuración alar se utilice en alas volantes, dado que la principal desventaja de no contar con un estabilizador horizontal es la incapacidad de contrarrestar los efectos de la *guiñada adversa* debido a los alerones; efecto que el flujo ascendente puede mitigar.[5]

De manera más focalizada, A.H. Bowers ha contribuido al desarrollo de alas volantes en sus trabajos para la NASA,[6] presentando principalmente diversos estudios y validaciones para configuraciones de alas volantes, además de estudios en profundidad del como las puntas de alas volantes que presentan ciertas características en particular promueven el giro en guiñada sin la necesidad de un estabilizador vertical. Estos trabajos han inspirado a la comunidad científica a continuar con el estudio de esta configuración de aeronaves, y lograr las mayores eficiencias aerodinámicas, estructurales y de estabilidad dentro de las capacidades de esta.

Por otro lado, los algoritmos evolutivos se han convertido en una de las mejores herramientas para la solución numérica de problemas de optimización multi-criterio. Esto debido a su fácil capacidad de adaptación a problemáticas de diferentes índoles, y que existen distintos tipos de implementaciones que pueden ser combinadas para realizar una mejor búsqueda en el espacio de posibles soluciones. Desde esta perspectiva, algunos de los avances realizados en el diseño de geometrías alares han usado principalmente algoritmos genéticos y optimizadores de partículas, como es el caso de estudio comparativo presentado por Z. Lyu y J. Martins,[7] en el que se compara la eficiencia de estos dos esquemas en el diseño aerodinámico de alas.

Similarmente, otros trabajos de optimización en el diseño de alas para planeadores se han presentado por D.T. Tran,[8] donde, por medio del uso de algoritmos genéticos, se diseña la mejor ala posible que permita maximizar la razón de planeo, sin comprometer el margen estático.

Otras aplicaciones dentro del diseño de alas volantes ha sido la optimización estructural, en la que algoritmos de optimización de partículas han tenido un impacto considerable, permitiendo una gran flexibilidad en la búsqueda de soluciones en el espacio de interacción de estabilidad aerodinámica acoplada con la estructural.[9]

Considerando lo anterior, resulta lógico que el uso de algoritmos evolutivos representa una importante oportunidad para el desarrollo de configuraciones de alas volantes que permitan sacar provecho a sus ventajas, sin comprometer el desempeño en otros ámbitos como la estabilidad.

PRELIMINARES DE ALAS VOLANTES

El concepto de *ala volante* se refiere a una aeronave la cual no cuenta con un *empenaje convencional*, y que, por lo general, tienen el fuselaje integrado dentro del mismo cuerpo del ala.[2] Con base a lo anterior, resulta importante establecer las principales diferencias entre las alas volantes y las aeronaves con empenaje convencional, con la intención de vislumbrar los principales retos en el diseño de las primeras.

- **Configuración alar:** una aeronave de configuración convencional cuenta con un ala diseñada para proporcionar la fuerza de *sustentación* necesaria para contrarrestar el peso de la aeronave. Las directrices de diseño se enfocan en minimizar *resistencia al avance* y optimizar la estructura interna para lograr el menor peso posible.
  En contraste, para el caso de un ala volante, se tienen que cumplir los objetivos de sustentación para lograr el vuelo, además de buscar altas eficiencias respecto a la resistencia al avance; sin embargo, al carecer de otras superficies sustentadoras, el ala es quien se encarga de proveer estabilidad. Con base a esto, durante el proceso de diseño se involucran geometrías y configuraciones que permitan lograr las características de estabilidad requeridas, siendo estas tratadas como características primordiales, y no solo como ajustes de optimización.
- **Estabilidad longitudinal:** en una aeronave de configuración convencional se cuenta con un *estabilizador horizontal*, que se encuentra a una distancia considerable del centro de gravedad. Esta superficie sustentadora genera fuerza cuando se vuela con ángulo de ataque, se presentan movimientos angulares, o cuando se mueve una superficie de control. Esta fuerza tiene como objetivo generar *momento longitudinal*, que permite tanto cambiar el ángulo de orientación de la aeronave, así como oponerse a los giros; de ahí su capacidad de estabilizar a la aeronave.
  Para el caso de un ala volante, al no contar una superficie dedicada a la estabilización longitudinal, se pierde en gran medida la capacidad de rechazar perturbaciones angulares, así como la posibilidad de actuación. Lo anterior se compensa con geometrías particulares como el *ángulo de flechado*, el cual distribuye longitudinalmente el ala, balanceando naturalmente los momentos longitudinales; además de superficies de control combinadas que permiten alterar la distribución de fuerza de sustentación en el eje longitudinal, permitiendo cambiar la orientación de la aeronave.
- **Estabilidad lateral-direccional:** una aeronave de configuración convencional cuenta con un *estabilizador vertical*. Debido a que este se encuentra a una distancia considerable del centro de gravedad, cuando se presentan movimientos laterales, esta superficie genera *momento direccional*, que permite girar en el eje vertical. Adicionalmente, la fuerza que genera esta superficie también provee de *momento lateral*, lo que permite compensar y amortiguar los giros en esta dinámica.
  En un ala volante, al no contar con esta superficie estabilizadora, resulta necesario inducir los efectos de giro, y contrarrestar los momentos adversos (momentos de signo contrario entre las dinámicas *lateral* y *direccional*) por medio de las características del ala y las superficies de control. Para lo anterior se prioriza el diseño de alas con alto *torcimiento*, y desde la perspectiva de las superficies de control, se busca que estas sean efectivas en generación de sustentación, pero con la menor adición de resistencia al avance, permitiendo evitar los momentos adversos.
- **Características aerodinámicas en general:** debido a la presencia del empenaje, además de un fuselaje expuesto, las fuentes de resistencia al avance en una aeronave de configuración convencional se incrementan. Por otro lado, un ala volanta, al no contar con superficies extra, y tener el fuselaje integrado dentro de la estructura alar, solamente genera resistencia al avance debido al ala misma; lo que implica una reducción importante en la mayoría de las condiciones de vuelo.

Considerando lo expuesto anteriormente, se pueden definir los siguientes objetivos/criterios de diseño con los que se diseñó el algoritmo:

1. El ala propuesta debe cumplir con los requisitos de sustentación que compensen el peso definido, en la condición de vuelo propuesta.
2. Se debe seleccionar el ángulo de flechado adecuado que permita realizar el balance longitudinal solo por medio del ala.
3. El rango en el que la aeronave es capaz de mantener la estabilidad longitudinal debe de ser tal que el centro de gravedad pueda cambiar de posición en un límite definido. Para esto se deben de contar con superficies de control *compensadoras* que ajusten el momento longitudinal.
4. La aeronave debe de tener una estabilidad lateral-direccional positiva, por lo que, durante los giros laterales, esta debe de presentar una tendencia positiva en el eje direccional. Para esto se debe de seleccionar un ángulo de torcimiento que provea una distribución de carga que propicie este fenómeno.

ESTRUCTURA DEL ALGORITMO EVOLUTIVO

Para poder cumplir con los objetivos de optimización propuestos resulta necesario el diseño de un algoritmo *multi-criterio*; es decir, que tenga la capacidad de optimizar diferentes salidas considerando un espacio vectorial de múltiples dimensiones.

Para lo anterior se utiliza una combinación de *algoritmos genéticos* personalizados a las necesidades del problema de optimización. Estos algoritmos realizan una tarea en particular, y comunican su resultado a los demás para lograr generar la mejor ala posible considerando todos los criterios. Estos se pueden dividir de la siguiente manera:

1. Algoritmo para la distribución tipo campana.
2. Algoritmo para la estabilidad longitudinal.
3. Algoritmo para la estabilidad lateral-direccional.

Arquitectura general del algoritmo evolutivo

Como punto de partida, el esquema general recibe las variables de entrada, que posteriormente serán procesadas por los algoritmos internos para generar la mejor solución de ala volante que cumpla con los criterios establecidos. Estos algoritmos utilizan diferentes modelos aerodinámicos y de dinámica de vuelo que evalúan las características de la aeronave; siendo las variables que procesan aquellas que posteriormente se consideran para la optimización. Dado lo anterior, se pueden dividir las variables involucradas en este proceso como se muestra en la Tabla I.

Tabla I. Variables involucradas en el algoritmo de optimización.

Variables operativas	Variables limitantes	Variables de optimización
Peso bruto de la aeronave W_{MTOW} Velocidad crucero V Altitud crucero Z_I	Alargamiento AR Envergadura b Ángulo de torcimiento α_{twist} Ángulo de flechado Λ Estrechamiento λ Cuerda media $\bar{c}$ Ángulo máximo de la superficie de control δ_{max} Cuerda de la superficie de control c_a	Distribución de carga C_{L_n} Eficiencia aerodinámica $\frac{C_{L_n}}{C_{D_n}}$ Derivadas de estabilidad de rigidez C_{M_α}, C_{M_0} Derivadas de amortiguamiento lateral-direccionales C_{N_p}, C_{N_r} Ángulo de superficie de control para la compensación δ_{trim}

El *algoritmo para la distribución tipo campana* se encarga de garantizar que las soluciones candidatas cumplan con una distribución de carga a lo largo de la envergadura del ala con forma de *campana*. Lo anterior es debido a que este tipo de distribución propicia las características deseadas de estabilidad para aeronaves que carecen de estabilizadores convencionales.[6]

Como punto de partida, y utilizando las variables operativas y limitantes definidas por el usuario, el primer algoritmo evolutivo se encarga de generar la mejor configuración de alas candidatas que cumplan con la distribución de carga de tipo campana. Posteriormente estas soluciones se alimentan al *algoritmo de estabilidad longitudinal*. Este se encarga de encontrar el valor de deflexión de las superficies de control que permita obtener un balance longitudinal neutro. Además, este algoritmo se encarga de que esta solución minimice la resistencia al avance producida por las superficies de control, así como la maximización de la estabilidad longitudinal.

Una vez que se encuentran los valores de compensación de momento longitudinal adecuados, la solución generada se alimenta al *algoritmo de estabilidad lateral-direccional*. Este último se encarga optimizar las superficies de control, de tal manera que permitan tener comportamientos de giro acoplados en la misma dirección; en otras palabras, busca valores para las superficies de control que minimicen los efectos de *guiñada adversa*.

La anterior estructura se presenta de manera gráfica en la Fig. 1, donde se puede observar que el presente esquema se divide en cuatro partes principales. La primera es la inicialización del algoritmo, la cual involucra la entrada de variables operativas y limitantes por parte del usuario, así como la generación de la población inicial, la cual se describirá a detalle más adelante. Las demás etapas consisten en los algoritmos evolutivos que se encargan de optimizar y encontrar la mejor solución dependiendo de la tarea definida; y cada una de estas cuentan con una serie de puntos de decisión que permiten establecer si la solución procesada se elegirá como uno de los candidatos finales.

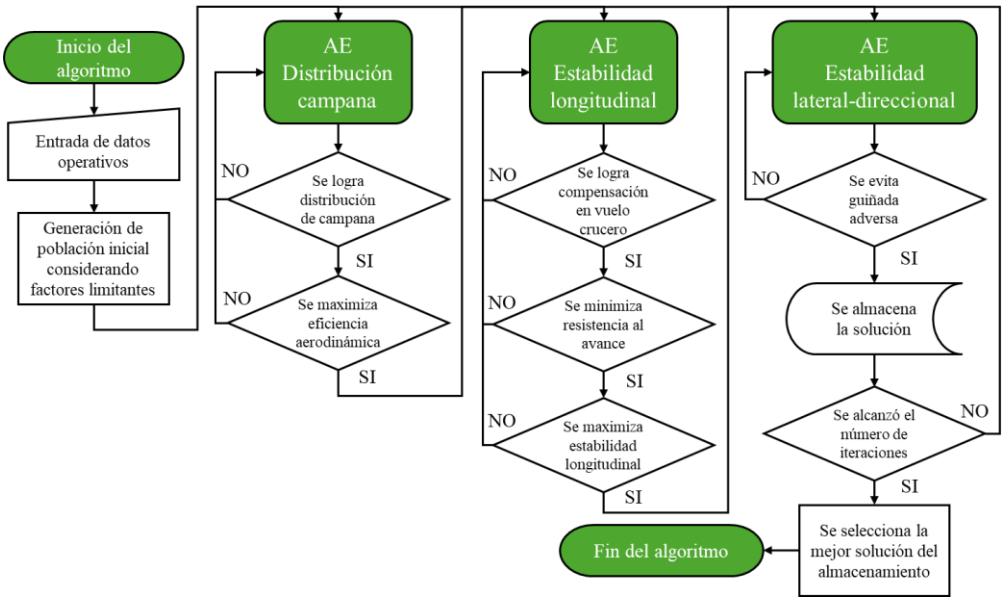


Fig. 1. Estructura de secuencia del esquema general del algoritmo de optimización.

Generación de población inicial

A pesar de que el algoritmo solicita una serie de variables limitantes, si la población inicial se iniciara de manera completamente aleatoria, se desperdiciarían recursos computacionales, dado que la gran mayoría de estas soluciones no serían consideradas como útiles. Para lo anterior, se definió un proceso de descarte de posibles soluciones que no cumplen los requisitos iniciales de diseño, y que por consiguiente solo desperdiciarían iteraciones de optimización.

Como primer elemento de descarte de soluciones inviables se comprueba la fuerza de sustentación que una posible configuración de ala inicial genera. La lógica detrás de esto es que existen configuraciones que por más que se alteren los parámetros de optimización, jamás lograrán generar

la sustentación necesaria para el vuelo, por lo que en automático quedan descartadas. Para esto se utiliza la ecuación de sustentación presentada en la ecuación (1)

$$L_n = \frac{1}{2}\rho V^2 S_n C_{L_n} \quad (1)$$

Donde n corresponde al índice del poblador analizado, ρ corresponde a la densidad del aire en la altura de vuelo, V a la velocidad de la aeronave, S_n es la superficie proyectada del ala, mientras que C_{L_n} es un coeficiente adimensional que captura los efectos de las geometrías del perfil y el ala convencionalmente llamado coeficiente de sustentación.

Considerando esto, se establece la sustentación L_n igual al peso en bruto que la aeronave debe de sustentar en vuelo. Similarmente, la densidad y la velocidad provienen de los parámetros de entrada del usuario. Para el caso del coeficiente de sustentación, al depender de geometrías particulares del perfil y el ala, se selecciona de manera aleatoria de acuerdo con los límites definidos dentro del algoritmo, los cuales son consistentes con los valores lógicos típicamente utilizados en aeronaves convencionales (entre 0 y 1.5). Finalmente, la superficie proyectada del ala se utiliza como parámetro de salida y limitante, lo que descarta posibles pobladores iniciales que no lograrían la sustentación requerida.

Cabe mencionar que el resto de los parámetros se selecciona de manera aleatoria de acuerdo con los límites establecidos al inicio del algoritmo. No obstante, se definieron reglas específicas para el caso del ángulo de torcimiento; esto debido a que, de acuerdo con los diferentes estudios de distribución de carga tipo campana[6] es necesario presentar valores de sustentación cercanos a cero, o incluso negativos, cerca de la punta del ala. Debido a esto, se definieron los siguientes criterios:

- Torcimiento geométrico: se seleccionó de manera aleatoria para cada sección del ala, con la restricción de que este disminuyera a medida que se acerca a la punta de esta.
- Torcimiento aerodinámico: se seleccionó de manera completamente aleatoria en todos los paneles exceptuando el de la punta, en los que se definió la restricción de perfiles simétricos o de combadura negativa. Lo anterior para garantizar el comportamiento de sustentación cero/negativa en la punta del ala.

Modelo de evaluación

Para poder evaluar cada una de las soluciones candidatas en cada iteración del algoritmo es necesario utilizar modelos aerodinámicos que permitan obtener las características de generación de fuerza y estabilidad del ala procesada. Existen diferentes metodologías que se pueden utilizar, sin embargo, el *método de red de vórtices (vortex lattice method VLM)* ha probado ser fiable y suficientemente ligero para ser procesado en algoritmos de gran cantidad de iteraciones.[10] Para lo anterior, se utilizó el software MATLAB de Mathworks, en conjunto con su extensión *Tornado*, la cual es una librería de VLM[11] que permite evaluar múltiples configuraciones y combinaciones de parámetros alares.

Cabe destacar, que, para evaluar la efectividad de esta herramienta, se realizaron comparaciones de diferentes configuraciones alares de referencia con otros softwares altamente utilizados en el sector; siendo estos XFLR5 y OpenVSP.[12] Estas pruebas arrojaron soluciones con diferencias entre ellas menores al 10%, lo que se considera aceptable para soluciones conceptuales como las propuestas en esta investigación.

Funciones de aptitud y funciones objetivo

Las funciones de aptitud permiten asignar una calificación a la solución procesada, y de esta manera permitir su clasificación entre el resto de estas. Adicionalmente, las funciones objetivo son

las reglas que establecen qué se debe de minimizar, maximizar o mantener, de acuerdo con los resultados del modelo de evaluación.

Para este caso se definieron una serie de funciones de aptitud y sus respectivas funciones objetivo; estas de acuerdo con el algoritmo evolutivo que las esté procesado. Para el caso del *algoritmo de distribución de tipo campana* se establece como función de aptitud la distribución de carga convencional presentada en la ecuación (2)

$$l(\theta) = \frac{4L}{\pi b}\left[\sin\theta - \frac{1}{3}\sin 3\theta\right] \quad (2)$$

donde l es la sustentación local en la sección analizada dada por la coordenada polar θ. Similarmente, L es la sustentación total del ala, mientras que b representa su envergadura.

Esta función de aptitud se utiliza de forma normalizada entre 0 y 1, de tal manera que permite comparar la distribución de carga de la configuración alar procesada con la distribución ideal anterior. En la Fig. 2 se muestra un ejemplo de una configuración alar que no alcanza de manera exacta la distribución tipo campana. Para poder calificar la calidad de la solución, se obtiene la diferencia por panel entre el ala y la distribución ideal, y posteriormente se utiliza la función objetivo definida por la ecuación (3), la cual incrementa su valor a medida que la distribución de carga de todos los paneles se acerca a la distribución ideal. Cabe destacar que el índice i corresponde al panel analizado del ala n.

$$carga_{puntuación_n} = \frac{10}{|\Sigma carga_{n_i} - \Sigma carga_i|} \quad (3)$$

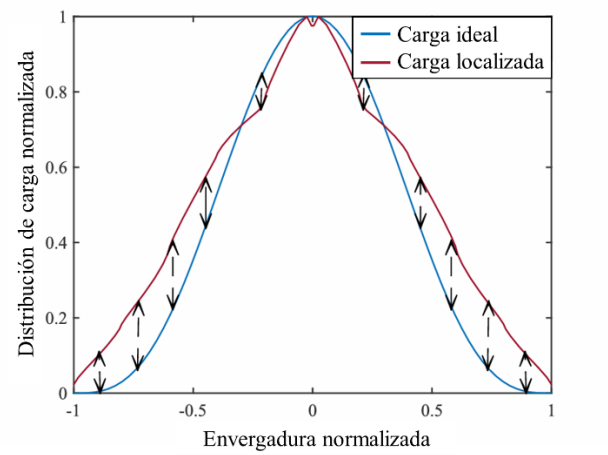


Fig. 2. Comparación de distribución de carga entre una configuración de ala aleatoria y la distribución tipo campana ideal.

Cabe puntualizar que la función anterior no garantiza que se logre la distribución de campana de manera exacta, debido a que dos configuraciones con el mismo valor de puntuación pueden presentar diferentes distribuciones debido a que los paneles pueden variar entre sí. Para esto se propuso una segunda función de aptitud/objetivo, que tiene la intención de evaluar la razón de cambio de la carga respecto a la posición en la envergadura, y compararla con la distribución ideal, ver Fig. 3. Con base a esta lógica, se garantiza que la forma de campana se logre, al forzar al algoritmo a seleccionar soluciones que tengan un total de fuerza similar, además de una forma cercana a la campana. La función objetivo utilizada para puntuar las soluciones se muestra en la ecuación (4), donde se compara la diferencia de pendientes para cada panel i.

$$pendiente_{puntuación_n} = \sum_{i=1}^{N<paneles} \frac{1}{\left| \frac{F_{ideal_i} - F_{ideal_{i-1}}}{x_{ideal_i} - x_{ideal_{i-1}}} - \frac{F_{n_i} - F_{n_{i-1}}}{x_{n_i} - x_{n_{i-1}}} \right|} \quad (4)$$

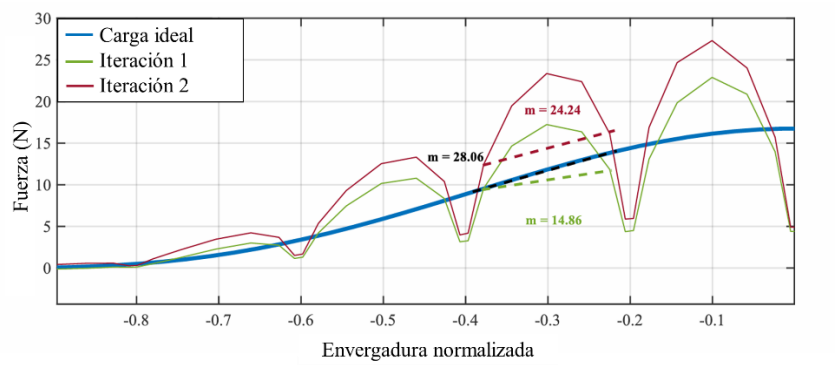


Fig. 3. Aproximación de razones de cambio para la distribución de la configuración alar procesada en comparación con la distribución tipo campana ideal.

Para este primer algoritmo evolutivo, se utiliza una tercera función de aptitud que tiene la intención de maximizar la eficiencia aerodinámica mediante la relación entre los coeficientes de sustentación y resistencia al avance totales de la aeronave. Para lo anterior, se obtienen los valores de fuerza de sustentación y resistencia de cada panel de acuerdo con los valores de $C_{L_{n_i}}$ y $C_{D_{n_i}}$ respectivamente, se obtienen las fuerzas totales, y se obtienen los valores de los coeficientes generales. De esta manera, y utilizando la ecuación (5), se obtiene el valor de eficiencia aerodinámica del ala candidata.

$$eff_n = \frac{C_{L_n}}{C_{D_n}} \quad (5)$$

Para el caso de la función objetivo, simplemente se realiza una normalización entre los valores máximos y mínimos de todas las eficiencias de las soluciones candidatas y se utiliza este valor como factor de puntuación, el cual es definido como $eff_{puntuación_n} = \widehat{eff}_n$.

En relación con el *algoritmo para la estabilidad longitudinal*, una vez que se el proceso anterior terminó, y por tanto se encontró la mejor ala con distribución tipo campana y la mejor eficiencia aerodinámica posible, se procede a establecer la mejor configuración para la estabilidad longitudinal del ala propuesta. Esto se divide en dos tareas; la ubicación del centro de gravedad, y el cálculo de superficies de control para el ajuste de momentos neutros.

Comenzando con la ubicación del centro de gravedad, se utiliza la función objetivo definida en la ecuación (6).

$$momento_{puntuación_n} = \frac{0.25}{M_j} 5 L_n c_{avg} \quad (6)$$

donde M corresponde al momento longitudinal de la configuración analizada, j representa el índice de iteraciones que se utilizan en este algoritmo evolutivo y c_{avg} la ubicación del centro de gravedad respecto a la cuerda. Esta función objetivo busca minimizar el momento longitudinal que la fuerza de sustentación produce, por lo que configuraciones alares que requieran menos compensación para mantener el vuelo recto lograrán mayores puntuaciones.

A pesar de que se haya optimizado la ubicación del centro de gravedad, no es posible obtener un momento completamente neutro en algunas configuraciones; o en su defecto, algunas alas candidatas pueden presentar ventajas numéricamente mejores que un balance perfectamente neutro. Debido a lo anterior, y como parte del algoritmo para la estabilidad longitudinal, se realiza una compensación del momento longitudinal residual por medio de la deflexión de las superficies de control. Para poder lograr este proceso, es necesario primero definir la configuración de superficies de control. En la Fig. 4 se muestra una representación gráfica de esto, donde primero, se elige la cantidad de paneles en los que puede estar la superficie de control, siendo 5 divisiones por lado del ala las posibles opciones. Posteriormente, se ubica la superficie de control para cubrir los paneles seleccionados, y finalmente se elige la cuerda. Cabe destacar que esto es parte del proceso de selección del algoritmo evolutivo y no decisión de entrada, por lo que la calidad de la solución puede ser optimizada dentro de este sub-algoritmo.

Para puntuar el impacto que la superficie de control tiene en la calidad de la configuración se utilizan dos elementos como función objetivo; esto es, el impacto que esta tiene en el momento longitudinal, y la resistencia al avance que se genera debido a la compensación. En la ecuación (7) se presenta la función objetivo, que se utiliza para puntuar la calidad de las superficies de control.

$$elevon_{puntuación_n} = \hat{C}_{M_\delta} + \hat{C}_{D_\delta} \quad (7)$$

donde $\hat{C}_{M_\delta}$ representa el coeficiente de momento longitudinal añadido por la superficie de control, normalizado considerando las otras soluciones, mientras que $\hat{C}_{D_\delta}$ es el coeficiente de resistencia al avance que este genera también debido a la deflexión, también normalizado.

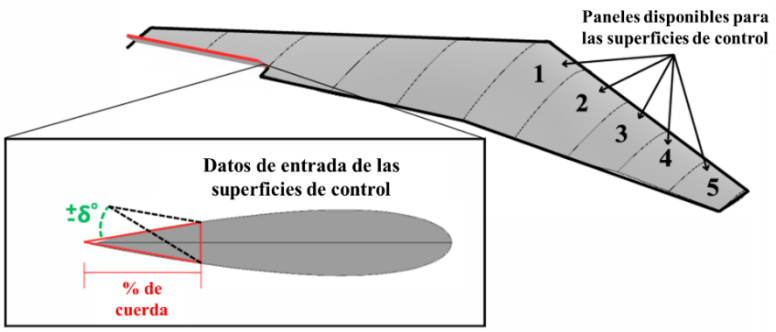


Fig. 4. Posicionamiento de las superficies de control relativo a los paneles de división del ala.

Finalmente, para el caso del *algoritmo para la estabilidad lateral-direccional* se realiza una comprobación de las derivadas de estabilidad, en las que se define un criterio de estabilidad mínima para cada una, ver Tabla II.

Tabla II. Rangos aceptables para las derivadas de estabilidad lateral-direccionales.

Parámetro	Valor mínimo aceptable	Valor máximo aceptable
C_{l_β}	-0.1	0.4
C_{N_β}	0.05	0.4

Similarmente, para limitar los efectos de la guiñada adversa, se establece que los valores de las derivadas de estabilidad de amortiguamiento lateral-direccional deben de cumplir que $|C_{N_p}| > |C_{N_r}|$, lo que significa que, en movimientos angulares laterales positivos, el momento producido sobre el eje vertical de la aeronave debe de ser también positivo. Las anteriores funciones objetivo se utilizan de manera conjunta en los correspondientes algoritmos evolutivos, esto en la estructura que se muestra en las ecuaciones (8) y (9).

$$puntuación_{ala_n} = carga_{puntuación_n} + pendiente_{puntuación_n} + eff_puntuación_n \quad (8)$$

$$puntuación_{superficie_n} = momento_{puntuación_n} + elevon_{puntuación_n} \quad (9)$$

Control de población y cruce

Cuando el proceso de procesamiento de cada una se las soluciones candidatas es completado, se procede a realizar la generación de nuevas soluciones que propicien una convergencia a la solución óptima; este proceso es denominado control de población. Para lo anterior se utiliza una metodología de tres partes:

- Selección por aptitud: todas las soluciones procesadas se ordenan de acuerdo con su puntuación, y posteriormente un porcentaje de las mejores soluciones se reutiliza sin modificación en la siguiente generación de soluciones.
- Cruce parámetros: similarmente, las soluciones procesadas se ordenan de acuerdo con su puntuación, se selecciona un porcentaje definido de los mejores candidatos y se realiza el *cruce* de sus parámetros.
- Mutación de parámetros: considerando un porcentaje del total de soluciones, se seleccionan parámetros de manera aleatoria, y se alteran similarmente de manera aleatoria; esto promueve la generación de nuevas soluciones que evitan la convergencia en mínimos locales.

Este proceso se muestra a modo de representación gráfica en la Fig. 5. Adicionalmente, en la Tabla III se despliegan los porcentajes utilizados para los diferentes controles de población.

Tabla III. Porcentajes para los métodos de control de población.

Método de control de población	Porcentaje de la población afectada
Selección por aptitud	10%
Cruce de parámetros	30%
Mutación de parámetros	60%

Resulta importante mencionar que para el caso del control de población por cruce de parámetros se utilizan dos metodologías en cascada:

- Selección por truncamiento: se seleccionan soluciones candidatas de acuerdo con el porcentaje definido previamente. Estas soluciones son las mejores debido al ordenamiento por puntuación.
- Selección por aleatoriedad: para fomentar la búsqueda de características útiles entre las soluciones candidatas, se realiza el cruce/intercambio de parámetros entre los pobladores actuales, pero seleccionando los pares de manera aleatoria; lo que permite que las soluciones menos aptas tengan cierta posibilidad de pasar sus parámetros a la nueva generación.

Para el intercambio o cruce de parámetros se sigue una lógica basada en la discretización realizada en el ala. Considerando dos alas candidatas, se comparan las secciones de cada ala y se reemplazan aquellas en las que uno de estas presenta un desempeño destacable.

El control de población tiene como principal función la introducción que características o parámetros aleatorios a la población que permitan estudiar nuevas soluciones en el espacio de búsqueda. Esto significa que se puede aplicar la misma lógica que para el cruce de parámetros; es decir, selección por truncamiento del porcentaje a mutar, y posterior selección del parámetro a modificar de forma aleatoria.

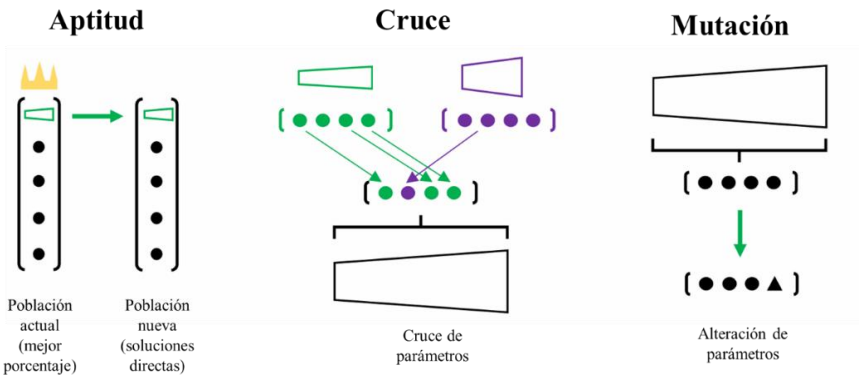


Fig. 5. Representación de los métodos para la regeneración de población para el algoritmo evolutivo.

Con el ala elegida para la mutación, se selecciona uno de los paneles de la discretización previa; posteriormente su distribución de fuerza se compara contra la distribución ideal y se modifica la sección para que la fuerza se acerque a esta. En la Fig. 6 se muestra este proceso de manera gráfica, en la que se puede observar el cómo la mutación genera una tendencia a disminuir/aumentar la fuerza del panel seleccionado para la mutación.

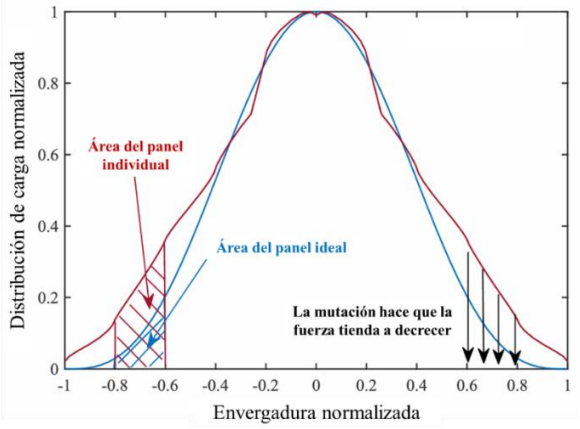


Fig. 6. Proceso de mutación basada en la modificación de paneles individuales del ala.

EVALUACIÓN DE RESULTADOS

Para validar la efectividad de la implementación se diseñaron una serie de pruebas para probar el comportamiento y tendencias finales de acuerdo con la variación de los parámetros de ejecución del algoritmo.

Desempeño del algoritmo en diferentes configuraciones

Para validar que el algoritmo produjera resultados consistentes, y evaluar la sensibilidad a la cantidad de iteraciones y pobladores, se realizaron pruebas con diferentes combinaciones de parámetros y se evalúo la solución final y la convergencia del algoritmo. Para esto se probaron 6 casos diferentes los cuales consistieron en las variaciones mencionadas, y se compararon los resultados de distribución de carga en relación con la campana ideal, la eficiencia aerodinámica general, además de los parámetros de estabilidad estática; estas combinaciones de resultados se muestran en la Tabla IV, donde N es la cantidad de población, k el número de iteraciones, y el porcentaje es respecto a la sustentación ideal.

Tabla IV. Tabla de resultados comparativos del desempeño del algoritmo.

N = 20, k = 30	Porcentaje	C_L/C_D	C_{M_α}
1	104.34%	29.99	-0.236
2	97.89	29.62	-0.182
3	99.78%	29.66	-0.173
4	101.69%	28.62	-0.186
5	99.28%	29.58	-0.191
N = 20, k = 20	**Porcentaje**	C_L/C_D	C_{M_α}
1	97.86%	29.77	-0.180
2	100.78%	28.59	-0.178
3	101.9%	29.62	-0.192
4	100.4%	26.41	-0.185
5	101.25%	27.38	-0.183
N = 20, k = 10	**Porcentaje**	C_L/C_D	C_{M_α}
1	99.26%	29.35	-0.171
2	98.71%	29.65	-0.165
3	101.21%	27.25	-0.186
4	104.10%	27.29	-0.198
5	99.64%	23.68	-0.179
N = 50, k = 30	**Porcentaje**	C_L/C_D	C_{M_α}
1	99.52%	28.66	-0.182
2	99.77%	27.46	-0.180
3	100.72%	30.14	-0.184
4	104.81%	25.17	-0.197
5	96.40%	32.59	-0.169
N = 50, k = 20	**Porcentaje**	C_L/C_D	C_{M_α}
1	100.57%	28.64	-0.190
2	105.01%	29.48	-0.221
3	102.46%	29.56	-0.189
4	101.97%	29.70	-0.191
5	103.48%	29.91	-0.184
N = 50, k = 10	**Porcentaje**	C_L/C_D	C_{M_α}
1	101.01%	27.97	-0.182
2	97.19%	23.01	-0.179
3	96.70%	25.75	-0.164
4	99.12%	26.61	-0.185
5	98.24%	24.38	-0.178

Con base a los datos presentados previamente, se puede concluir que la calidad de la solución final tiene cierta independencia de la cantidad de pobladores iniciales y de iteraciones, siempre y cuando se establezca un número mínimo que permita la correcta convergencia.

Cabe mencionar también que la configuración de validación utilizada fue probada en diferentes softwares considerados convencionales en el sector, donde los principales datos muestran una variación máxima cercana al 10%, lo que permite establecer un buen grado de confianza en la calidad de las soluciones de la herramienta desarrollada. Los datos comparativos entre los diferentes softwares se muestran en la Tabla V.

Tabla V. Comparativa de parámetros aerodinámicos entre diferentes softwares de simulación.

Parámetro	Matlab Tornado VLM	OpenVSP	XFLR5
C_L	0.192	0.185	0.187
C_D	0.0053	0.0058	0.0056
C_M	-0.0684	-0.0668	-0.0602
C_{M_α}	-0.42	-0.384	--

Comparación de aeronave convencional y aeronave de ala volante

Finalmente, para poder evaluar el desempeño de optimización de la presente herramienta, se realizó una prueba de validación considerando una aeronave existente, en este caso, un Cessna 172. Para esto se establecieron como objetivos que la configuración de ala generada mantuviera similares características de desempeño, pero mejorando el comportamiento aerodinámico. Similarmente, debido a la ausencia de estabilizador horizontal, se buscó que la solución optimizada presentara valores de estabilidad lo más cercanos posibles a los de la aeronave objetivo. Considerando esto, en la Tabla VI se muestran los parámetros limitantes que se establecieron como entradas al algoritmo. Adicionalmente, en la Fig. 7 se muestra una comparativa de validación con el software OpenVSP.

Tabla VI. Parámetros principales limitantes para el ala volante objetivo.

Parámetro	Valor
Masa	1157 kg
Velocidad	63 m/s
Altitud	3000 m
Alargamiento	5
Envergadura	13 m
Estrechamiento	0.5
Ángulo de flechado	30°
Ángulo diedro	4°

Por otro lado, la geometría generada por el algoritmo se presenta en detalle en la Tabla VII. Cabe resaltar que estas geometrías corresponden a un solo lado del ala, siendo esta simétrica. Adicionalmente, el torcimiento aerodinámico está dado por la combadura del perfil que cada panel presenta, es por esto por lo que se utilizó la serie NACA 4 dígitos para establecer este valor, siendo el grosor máximo un valor fijo en 10%.

Tabla VII. Características geométricas por panel del ala producto de la optimización.

Parámetro	Panel 1	Panel 2	Panel 3	Panel 4	Panel 5
Cuerda de raíz	3.476 m	-	-	-	-
Envergadura local	0.9 m	0.889 m	0.875 m	0.8571 m	0.833 m
Ángulo de incidencia local	2.03°	2.03°	-0.03°	-2.78°	-1.44°
Superficie de control	No	No	No	Sí	Sí
Cuerda superficie de control	-	-	-	20%	20%
Perfil de raíz local	6410	5110	2410	1310	0010

Para validar el resultado de estabilidad obtenido, se utilizó nuevamente el software OpenVSP donde se introdujeron los datos de un ala generada con el algoritmo para evaluar la cercanía al balance longitudinal. En la Fig. 8 se muestran los resultados del ala generada donde es claro que el momento requerido para balancear de manera neutra el ala volante coincide con el punto en el que la sustentación es la necesaria para lograr el vuelo recto nivelado, lo que valida la calidad de la solución producida.

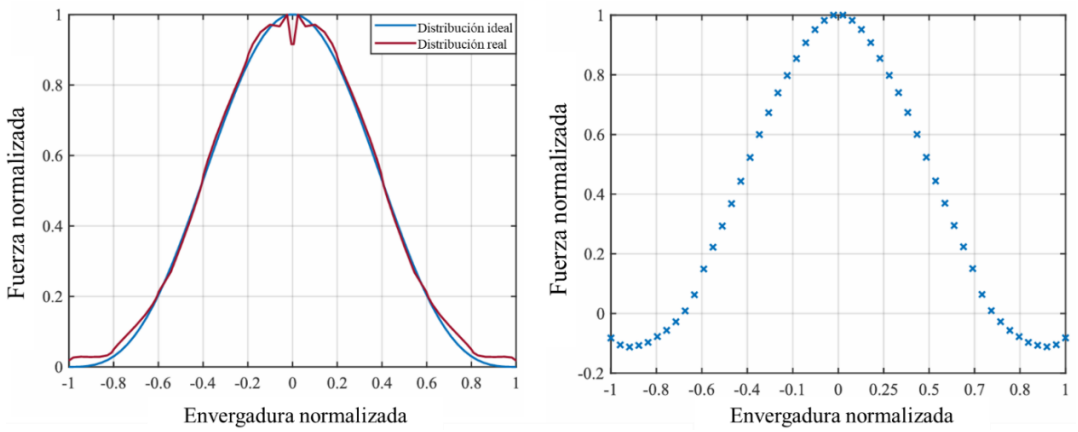


Fig. 7. Comparación de la distribución de carga. A la izquierda, la distribución generada por el algoritmo evolutivo; a la derecha, la distribución de acuerdo con el software OpenVSP a modo de validación.

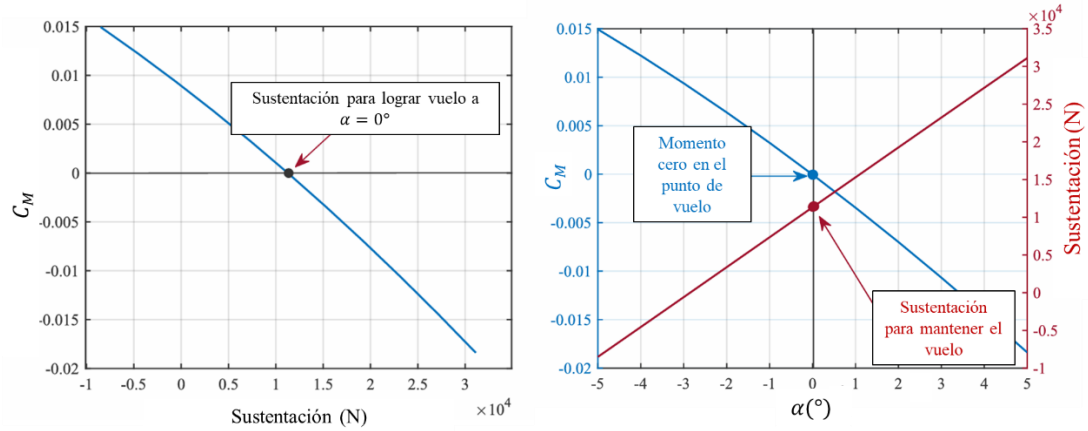


Fig. 8. Balance de momentos longitudinales.

En la tabla VIII se muestran los principales parámetros del ala volante producto de la optimización, y de la aeronave utilizada como referencia.

Tabla VIII. Comparación de parámetros entre el ala volante optimizada y la aeronave de referencia.

Parámetro	Ala volante optimizada	Cessna 172
Envergadura	13 m	11 m
Superficie alar	33.8 m^2	16.17 m^2
Alargamiento	5	7.5
Eficiencia C_L/C_D	29.734	11
C_{M_α}	-0.186	-0.89
C_{l_β}	-0.046	-0.089
C_{N_β}	0.009	0.0065
C_{N_p}	0.00181	-
C_{N_r}	-0.00061	-

Finalmente, en la figura 9 se muestra una comparativa entre el ala generada y la de la aeronave de referencia.

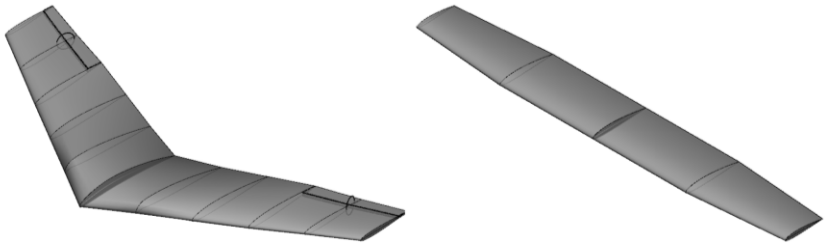


Fig. 9. Comparativa del ala generada por el algoritmo evolutivo y el ala de la aeronave de referencia.

CONCLUSIONES

En el presente documento se presentó el desarrollo y funcionamiento de un algoritmo evolutivo dividido en capas para la generación de configuraciones de alas volantes, que cumplen requisitos particulares aerodinámicos y de estabilidad.

Debido a la gran cantidad de variables involucradas en el problema, la configuración de optimización por etapas demostró ser la forma más eficiente de llegar a una solución optimizada, la cual atiende las principales problemáticas involucradas; los requisitos aerodinámicos, la estabilidad longitudinal y la estabilidad lateral direccional. Esta configuración de solución por capas permitió obtener soluciones óptimas locales por criterio, que posteriormente en conjunto formaron una configuración de ala que responde y optimiza todas las variables de desempeño involucradas.

Con base en lo anterior, se puede concluir que el esquema presentado tiene la capacidad de encontrar soluciones óptimas para la problemática de múltiples criterios de la estabilidad y eficiencia de un ala volante. Como quedó en evidencia con la comparativa entre un ala generada con la presente propuesta y una aeronave de referencia, las soluciones generadas presentan características de estabilidad adecuadas y solucionan las problemáticas típicas de una aeronave sin empenaje. Adicionalmente, por medio de las pruebas de diferentes parámetros de simulación, se validó la efectividad y sensibilidad de la herramienta, demostrando una convergencia confiable a una solución cercana a un óptimo global, esto sustentado en la similitud de las soluciones optimizadas incluso cuando se utilizaron valores de mutación elevados. Lo anterior significa que las funciones de aptitud y objetivo garantizan una convergencia a una solución cuasi-global, evitando de esta forma la caída en mínimos locales.

FINANCIAMIENTO

Este trabajo de investigación está financiado por la Oficina de Investigación Naval Global (ONRG) de los Estados Unidos con el número de proyecto N629092512014.

REFERENCIAS

1. Raymer, D. (2018). Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth edition. *In American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc*. eBooks. https://doi.org/10.2514/4.104909 .
2. Nickel, K., & Wohlfahrt, M. (1994). Tailless aircraft in theory and practice. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. ISBN: 1563470942.
3. Lyu, Z., & Martins, J. R. R. A. (2014). Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft. *Journal of Aircraft*, 51(5), 1604–1617. https://doi.org/10.2514/1.C032491.
4. Prandtl, L. (1933). Über die Entstehung des Widerstandes von Tragflügeln [On the origin of the resistance of airfoils]. ZAMM - *Journal of Applied Mathematics and Mechanics / Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*, 13(2), 129–133.
5. Hoeijmakers, H. W. M., et al. (2024). Flying wing circulation distributions, aerodynamic performance and wake roll-up. *International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*.

6. Bowers, A. H., Murillo, A. J., Jensen, C. V., Nelms, B. C., & Fehring, J. P. (2016). On wings of the minimum induced drag: Spanload implications for aircraft and birds (NASA/TP—2016-219072). *NASA Armstrong Flight Research Center*. https://ntrs.nasa.gov/citations/20160003578 .
7. Lyu, Z., Xu, Z., & Martins, J. R. R. A. (2014). Benchmarking optimization algorithms for wing aerodynamic design optimization. *In Proceedings of the 8th International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD)* (Paper No. ICCFD8-2014-0203). Chengdu, China.
8. Tran, D. T., Pham, V. K., Nguyen, A. T., & Nguyen, D. T. (2025). Aerodynamic design optimization for flying wing gliders based on the combination of artificial neural networks and genetic algorithms. *Aerospace*, 12(9), 818. https://doi.org/10.3390/aerospace12090818 .
9. Sun, G., Castro, H. G., & De Silva, S. S. (2023). Two-way coupled aero-structural optimization of stable flying wings. *Aerospace*, 10(4), 346. https://doi.org/10.3390/aerospace10040346 .
10. Septiyana, A., Rizaldi, A., Hidayat, K., & Wijaya, Y. G. (2020). Comparative study of wing lift distribution analysis using numerical method. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 18(2), 129–140. https://doi.org/10.30536/j.jtd.2020.v18.a3349 .
11. Melin, T. (2000). User's guide and reference manual for Tornado. *Royal Institute of Technology (KTH)*, Department of Aeronautics.
12. Chauhan, M. K., Zope, M., & Gorrepati, S. R. (2025). Parametric analysis of wing planforms to determine an optimal wing design. *Aviation*, 29(1), 11–21. https://doi.org/10.3846/aviation.2025.23126 .

Estudio de un dron híbrido con capacidades de aterrizaje y despegue vertical para monitoreo volcánico

Santiago Alemán Orozco[A], Octavio García Salazar[A], Luis Arturo Reyes Osorio[A], Diego Reducindo Almanza[A], Eduardo Steed Espinoza Quesada[B]

[A] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México

[B] Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del Instituto Politécnico Nacional

santiago.alemanplt@uanl.edu.mx; octavio.garciasl@uanl.edu.mx; diego.reducindoa@uanl.edu.mx; eduardo.espinoza@cinvestav.mx; Autor de correspondencia: luis.reyessr@uanl.edu.mx

RESUMEN

El uso de drones para monitoreo y prevención de desastres ha crecido significativamente. Este trabajo presenta el modelado y análisis numérico de un VANT para monitoreo volcánico. Se evaluó su desempeño aerodinámico mediante simulaciones numéricas, obteniendo campos de presión aplicados en el análisis estructural. Se analizaron distintos materiales para optimizar la relación resistencia-peso, permitiendo establecer una metodología preliminar para la evaluación aeroestructural del vehículo bajo condiciones representativas de operación.

PALABRAS CLAVE

VANT, monitoreo volcánico, simulación CFD, análisis estructural.

ABSTRACT

The use of drones for monitoring and disaster prevention has grown significantly in recent years. This work presents the modeling and numerical analysis of a UAV intended for volcanic monitoring. Its aerodynamic performance was evaluated through numerical simulations, obtaining pressure fields applied in the structural analysis. Different materials were analyzed to optimize the strength-to-weight ratio, enabling the establishment of a preliminary methodology for the aerostructural evaluation of the vehicle under representative operating conditions.

KEYWORDS

UAV, VTOL, volcanic monitoring, CFD simulation, structural analysis.

INTRODUCCIÓN

La actividad volcánica representa uno de los fenómenos naturales de mayor riesgo debido a su carácter impredecible y a los múltiples peligros asociados, tales como emisiones de gases tóxicos, dispersión de ceniza, flujos piroclásticos y deformaciones del terreno. Estos procesos constituyen una amenaza significativa para las poblaciones cercanas, la infraestructura crítica y las rutas aéreas, lo que hace indispensable el desarrollo de estrategias avanzadas de monitoreo que permitan una observación continua, segura y de alta resolución espacial y temporal [1].

En este contexto, la investigación y el desarrollo de aeronaves no tripuladas (VANT, Vehículos Aéreos no Tripulados) han adquirido un papel clave en la vigilancia de entornos volcánicos. En particular, las plataformas aéreas de gran altitud y larga autonomía (HALE, por sus siglas en inglés High-Altitude Long-Endurance) ofrecen una alternativa tecnológica prometedora para el monitoreo sostenido de volcanes activos. Su capacidad para operar en vuelo estratosférico permite la adquisición de datos *in situ* de manera prolongada, minimizando la exposición humana a entornos peligrosos y complementando las limitaciones de los métodos tradicionales de observación terrestre y satelital [2].

El uso de VANTs en misiones de monitoreo volcánico posibilita la recopilación continua de variables críticas, como la distribución de ceniza, concentración de gases volcánicos, condiciones atmosféricas locales y variaciones térmicas asociadas a la actividad eruptiva. Esta información resulta esencial para la comprensión de los procesos volcánicos, la validación de modelos predictivos y el fortalecimiento de los sistemas de alerta temprana. En consecuencia, el desarrollo de plataformas aéreas especializadas, robustas y eficientes se convierte en un elemento estratégico para mejorar la capacidad de respuesta ante eventos volcánicos potencialmente catastróficos [3].

En el contexto del monitoreo volcánico mediante plataformas aéreas de gran altitud y larga autonomía, resulta fundamental garantizar que las aeronaves no tripuladas operen de manera segura y eficiente bajo condiciones atmosféricas severas y altamente variables. Las misiones prolongadas sobre volcanes activos exigen configuraciones alares optimizadas, capaces de soportar cargas aerodinámicas complejas asociadas a flujos turbulentos, gradientes térmicos y variaciones de presión características de vuelos a gran altitud. En este sentido, la Interacción Fluido–Estructura (FSI, por sus siglas en inglés Fluid–Structure Interaction) se consolida como una herramienta de simulación multi-física indispensable para el análisis integral del desempeño aeroestructural de sistemas aeroespaciales avanzados [4].

La metodología FSI integra simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD, por sus siglas en inglés Computational Fluid Dynamics) y análisis de elementos finitos (FEA por sus siglas en inglés Finite Element Analysis) con el propósito de representar de manera acoplada la respuesta aerodinámica y estructural de componentes críticos, como las alas de vehículos aéreos no tripulados. Este enfoque permite evaluar con mayor precisión los efectos combinados de la presión, la velocidad y la temperatura de flujos turbulentos sobre la deformación estructural del ala, así como el impacto de dicha deformación en el campo de flujo circundante, capturando así el comportamiento aeroelástico del sistema [5]. La implementación de modelos de turbulencia en CFD, previamente validados en estudios de investigación relacionados, proporciona una base confiable para optimizar tanto el diseño geométrico como la selección de materiales estructurales del ala bajo condiciones de vuelo atípicas asociadas a operaciones estratosféricas [6].

Mediante el análisis de múltiples escenarios de vuelo turbulento representativos de misiones de monitoreo volcánico, es posible obtener predicciones aeroelásticas precisas que permiten anticipar y controlar la respuesta estructural de la aeronave. Estos análisis contribuyen de manera directa a garantizar la integridad estructural del VANT, al tiempo que aseguran la eficiencia aerodinámica requerida para operaciones prolongadas en entornos exigentes. Diversos estudios han demostrado que la incorporación de alas con una elevada relación de aspecto (AR, por sus siglas en inglés Aspect Ratio) conduce a mejoras significativas en el rendimiento aerodinámico, principalmente mediante la reducción de las fuerzas de arrastre inducido que actúan sobre la superficie alar [8].

La disminución del arrastre no solo se traduce en una mejora del consumo energético y de la eficiencia en la generación de sustentación, sino que también incrementa la estabilidad del vehículo y su capacidad para llevar a cabo misiones de larga duración [8]. Estas características resultan relevantes en aplicaciones de monitoreo volcánico, donde la persistencia en vuelo y la confiabilidad estructural son factores clave para la adquisición continua de datos y la operación segura en entornos naturales altamente agresivos.

En este marco, en el presente trabajo se realizó el análisis numérico de una plataforma VANT híbrida de despegue y aterrizaje vertical (VTOL, por sus siglas en inglés Vertical Take-Off and Landing), destinada a misiones de monitoreo volcánico. Mediante un enfoque acoplado de dinámica de fluidos computacional y análisis estructural. Se caracterizaron las cargas aerodinámicas y la distribución de presiones obtenidas a partir de simulaciones CFD de alta fidelidad, los resultados se integraron dentro de una metodología propia de evaluación estructural analizando la respuesta mecánica del sistema bajo condiciones representativas de vuelo y carga. Asimismo, se evalúan diferentes materiales estructurales para optimizar la relación resistencia–peso del diseño. Los resultados obtenidos permiten desarrollar y evaluar una metodología de transferencia de cargas

aerodinámicas hacia modelos estructurales simplificados, orientada al análisis preliminar de configuraciones VTOL para aplicaciones de monitoreo volcánico.

MODELADO MATEMÁTICO

El análisis del desempeño aeroestructural del VANT propuesto se fundamenta en un enfoque de modelado matemático que integra las ecuaciones gobernantes de la dinámica de fluidos con modelos estructurales basados en cargas aerodinámicas derivadas del análisis numérico. Este enfoque permite establecer una conexión directa entre el campo de flujo alrededor de la aeronave y la respuesta mecánica de sus componentes estructurales, particularmente el ala.

El comportamiento del flujo alrededor del VANT se describe mediante las ecuaciones de conservación de masa (ver Ec. 1), cantidad de movimiento y energía (ver Ec. 2), conocidas como las ecuaciones de Navier–Stokes para flujo viscoso incompresible.

Ecuación de continuidad:

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \tag{1}$$

Ecuación de cantidad de movimiento:

$$\rho\left(\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u}\right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{f} \tag{2}$$

Donde u es el vector velocidad, p la presión, ρ la densidad del fluido, μ la viscosidad dinámica y f representa fuerzas volumétricas. Para capturar los efectos del flujo turbulento característico de vuelos a gran altitud y condiciones atmosféricas complejas, se emplean modelos de turbulencia promediados (RANS, por sus siglas en inglés Reynolds-Averaged Navier–Stokes), los cuales permiten cerrar el sistema de ecuaciones y obtener campos de presión y velocidad representativos.

Modelos basados en resistencia y cargas aerodinámicas

A partir de los resultados del análisis numérico, se obtienen los puntos de presión distribuidos sobre la superficie alar. Estos valores se integran para calcular la distribución de fuerzas aerodinámicas por unidad de longitud a lo largo del semi alar, conocida como carga por unidad de longitud $q(y)$ (ver Ec. 3):

$$q(y) = \int_{c(y)} (p_{\text{inf}} - p(x,y))\ dx \tag{3}$$

donde $c(y)$ es la cuerda local y $p(x,y)$ la presión superficial obtenida mediante análisis numérico. A partir de esta distribución se determinan:
Cargas puntuales equivalentes, mediante discretización de $q(y)$. Fuerza cortante $V(y)$, (ver Ec. 4) y momento de flexión $M(y)$, calculados como:

$$V(y) = \int_y^b q(\eta)\, d\eta, M(y) = \int_y^b V(\eta)\, d\eta \tag{4}$$

Fuerza de sustentación total L, (ver Ec. 5):

$$L = \int_0^b q(y)\, dy \tag{5}$$

Factor de carga n, (ver Ec. 6):

$$n = \frac{L}{W} \tag{6}$$

Donde Wes el peso total de la aeronave. Se considera la carga de diseño y carga de diseño crítica, obtenidas a partir de los valores máximos de n y de las combinaciones de carga más severas consideradas para la misión.

El momento de torsión a lo largo del ala se modela a partir de la carga aerodinámica local obtenido del análisis numérico y de la separación entre el centro de presión y el centro aerodinámico. Para cada estación a lo largo de la envergadura, se define el brazo torsional $e(x)$ local (ver Ec. 7) como:

$$e(x) = (x_{CP}(x) - x_{CA}(x))\, c \tag{7}$$

Donde $x_{CP}(x)$ y $x_{CA}(x)$ representan las posiciones del centro de presión y del centro aerodinámico, respectivamente, expresadas como fracción de la cuerda, y c es la cuerda local del ala. La torsión distribuida por unidad de envergadura $m_t(x)$ (ver Ec. 8) se calcula como:

$$m_t(x) = q(x)\, e(x) \tag{8}$$

Siendo $q(x)$ la carga aerodinámica local por unidad de longitud. A partir de esta expresión, el momento de torsión acumulado $T(x)$ (ver Ec. 9) desde la punta del ala hasta una posición x se obtiene mediante la integración:

$$T(x) = \int_0^x m_t\,(\xi)\, d\xi \tag{9}$$

Este esquema de modelado matemático permite vincular directamente los resultados del análisis numérico con el análisis estructural, proporcionando una base sólida para la evaluación de la integridad, eficiencia aerodinámica y viabilidad del VANT bajo las condiciones exigentes propias de las misiones de monitoreo volcánico.

MODELO NUMÉRICO

La metodología numérica empleada en este trabajo se desarrolla en función de la misión y de los requisitos específicos asociados al diseño de un VANT híbrido con capacidades de despegue y aterrizaje vertical, orientado a aplicaciones de monitoreo en entornos complejos. Esta metodología desarrollada en trabajos previos relacionados y adaptada para proporcionar una solución integral que comprende el diseño, análisis y validación aeroestructural de configuraciones alares para este tipo de plataformas aéreas.

La metodología desarrollada se describe de la siguiente manera: Como punto de partida, se realiza una evaluación detallada de los modelos por Diseño Asistido por Computadora (CAD, por sus siglas en inglés Computer-Aided Design) preliminares del vehículo, con el propósito de verificar su viabilidad para estudios numéricos.

La figura 1 muestra el diseño preliminar del vehículo aéreo no tripulado con configuración VTOL de seis rotores, el cual sirve como referencia geométrica para el desarrollo del modelo numérico.

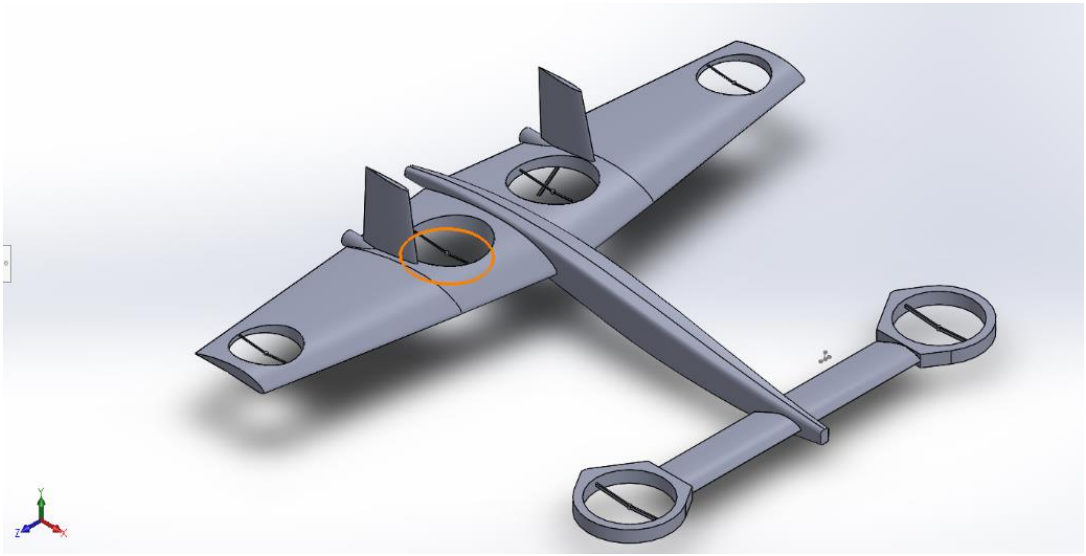


Fig. 1. Diseño para el VANT utilizando 6 rotores.

Las alas del VANT se diseñaron empleando los perfiles aerodinámicos NACA 6412 (NACA, por sus siglas en inglés National Advisory Committee for Aeronautics) y RONCZ 1046, aplicados respectivamente a las alas frontales y traseras. Ambos conjuntos presentan enfoques de diseño diferenciados debido a sus funciones aerodinámicas y estructurales específicas.

Las alas frontales constituyen los elementos más críticos desde el punto de vista estructural, ya que incorporan concentradores de esfuerzo asociados a la geometría irregular y a la integración de los sistemas de propulsión vertical. Además de contribuir a la sustentación de la aeronave, estas alas están sometidas a cargas adicionales derivadas del modo de despegue y aterrizaje vertical, lo que requiere un análisis detallado de la distribución de presiones y de la respuesta estructural.

Por su parte, las alas traseras presentan una geometría uniforme, con masas concentradas en los extremos, lo que incrementa el efecto de flexión. En consecuencia, se considera un refuerzo estructural adicional en la zona de anclaje con el fuselaje, donde se presentan los mayores momentos flectores.

La evaluación de estos efectos aerodinámicos y estructurales se aborda mediante análisis numérico, las cuales permiten caracterizar el campo de presiones sobre las superficies alares y establecer las cargas aerodinámicas empleadas posteriormente en el análisis estructural.

Modelo CFD y condiciones de frontera

Mediante el análisis numérico se determinó el mapeo de presiones sobre la superficie completa del VANT, el cual constituye la base para la posterior evaluación estructural. Para este fin, se realizó un análisis externo de flujo, considerando el modelo geométrico para garantizar una correcta discretización y una adecuada captura de los gradientes de presión en las superficies aerodinámicas.

Las condiciones de frontera y los parámetros generales del análisis se establecieron conforme a los valores de la tabla I, donde se especifica una velocidad de flujo uniforme de 30 m/s, representativa de una condición de vuelo de crucero.

Tabla I. Condiciones de frontera empleadas en el análisis numérico.

Características	Configuración
Velocidad del flujo	30 m/s
Tipo de análisis	Análisis CFD externo
Número de iteraciones	346

El estudio se configuró como un análisis numérico externo, sin exclusión de componentes del modelo, y sin considerar efectos gravitacionales, dado que el interés principal se centra en la caracterización de las cargas aerodinámicas. Asimismo, se aplicó un reacondicionamiento geométrico orientado a la optimización de las superficies, con el fin de asegurar un mapeo preciso de las presiones aerodinámicas. El proceso de solución se ejecutó hasta alcanzar la convergencia numérica, completando un total de 346 iteraciones.

El análisis estructural del VANT se llevó a cabo con el objetivo de evaluar la respuesta mecánica del sistema ante las cargas aerodinámicas obtenidas a partir del análisis numérico. Para este estudio, se consideró una configuración inicial basada en un material polimérico tipo Acrilonitrilo Butadieno Estireno (ABS, por sus siglas en inglés Acrylonitrile Butadiene Styrene) impreso mediante manufactura aditiva, lo que permite establecer una referencia preliminar para la evaluación de esfuerzos y deformaciones. Las propiedades físicas y geométricas consideradas en el modelo estructural se resumen en la tabla II.

Tabla II. Propiedades mecánicas del ABS.

Propiedad	Valor promedio
Módulo de elasticidad, E	1.6 GPa
Coeficiente de Poisson, ν	0.35
Límite elástico, σ_y	25 MPa
Resistencia última a la tensión, σ_u	30 MPa

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados obtenidos a partir del análisis numérico permitieron caracterizar la distribución de presiones aerodinámicas sobre el VANT bajo las condiciones de vuelo establecidas. Dado que las alas concentran las mayores cargas aerodinámicas y constituyen los elementos estructurales comprometidos, por lo tanto, el análisis se centra en estas superficies.

Con base en los campos de presión obtenidos mediante análisis numérico, se adoptó un modelo estructural simplificado en el que las alas se representan como vigas en voladizo. Esta aproximación resulta adecuada para evaluar las fuerzas cortantes, los momentos flectores y los efectos de torsión dominantes, especialmente considerando la complejidad geométrica del modelo completo. Los resultados presentados corresponden a un análisis numérico preliminar basado en modelos estructurales simplificados y condiciones estacionarias de operación. En consecuencia, efectos asociados a aeroelasticidad completamente acoplada, maniobras transitorias, vibraciones inducidas por propulsión y variaciones atmosféricas complejas no fueron considerados en esta etapa. Por ello, los resultados deben interpretarse como tendencias aero-estructurales preliminares que requieren validación experimental futura.

La figura 2 muestra el mapeo de presiones relativas sobre la superficie del VANT, donde se identifican las regiones de mayor carga aerodinámica. El uso de presiones relativas, excluyendo la presión atmosférica, permite una integración más precisa de las cargas aerodinámicas y constituye el punto de partida para el análisis estructural presentado en las secciones siguientes.

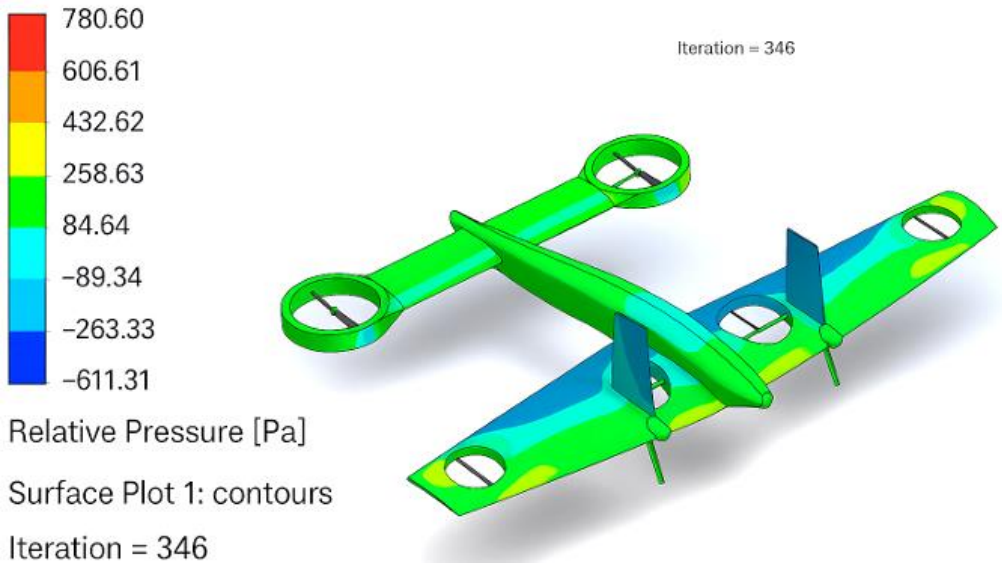


Fig. 2. Distribución de presión relativa sobre la superficie del VANT obtenida mediante análisis numérico.

Los resultados del mapeo de presiones obtenidos mediante análisis numérico se procesaron para determinar las cargas estructurales equivalentes. Para ello, se discretiza la mitad del ala, y se considera una envergadura total de 1.56 m (1560 mm) desde el encastre hasta la punta, ver figura 3.

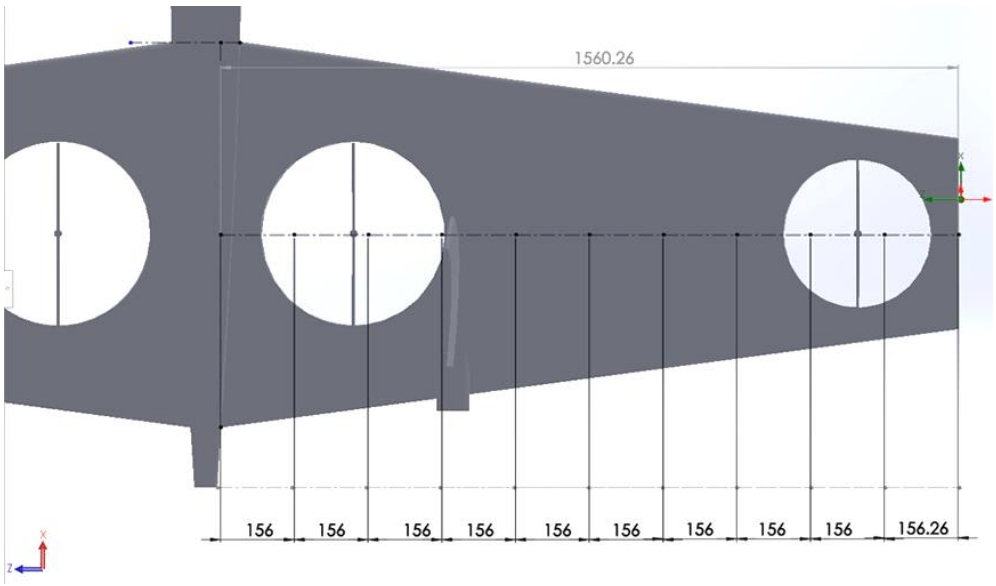


Fig. 3. División de presión en ala para obtener puntos de presión

Definidos los puntos de muestreo, se extraen los valores de presión correspondientes. En aquellos casos donde los puntos coinciden con regiones sin superficie alar, el muestreo se realiza en los puntos inmediatamente superior e inferior que permanecen dentro del ala, garantizando la continuidad de los datos para el análisis estructural.

A partir de los puntos de presión obtenidos se calcula la carga por unidad de longitud a lo largo de la envergadura del ala. Este procedimiento se aplica a todos los puntos muestreados, generando un conjunto discreto de cargas distribuidas, ver figura 4.

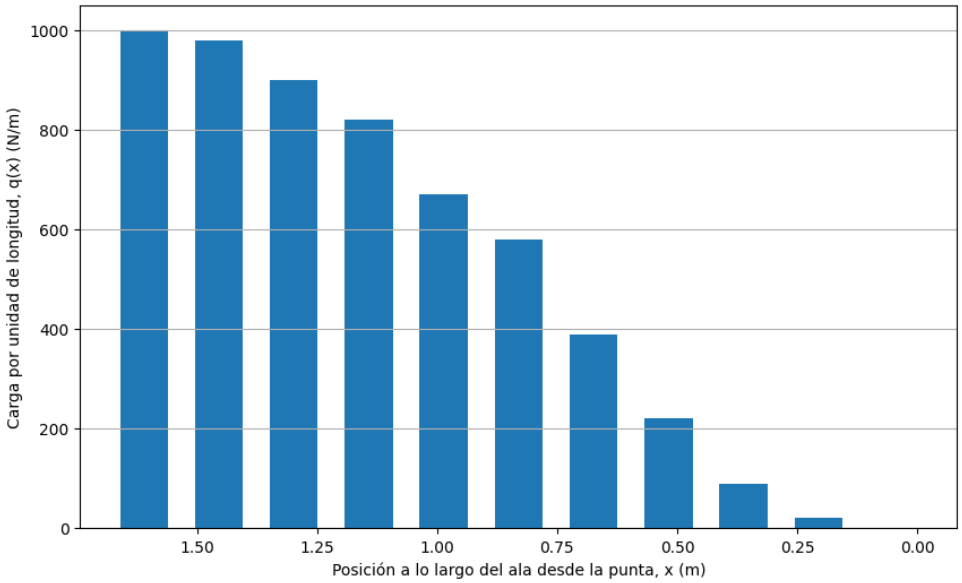


Fig. 4. Distribución de carga aerodinámica por unidad de longitud a lo largo del ala.

A partir de los datos discretos obtenidos del mapeo de presiones, se ajustó mediante una función polinomial de tercer orden (ver Ec. 10), que describe la distribución continua de la carga aerodinámica por unidad de longitud a lo largo del ala. se expresa como:

$$q(x) = -610.87x^3 + 1608.4x^2 - 403.94x + 8.0042 \tag{10}$$

Donde x representa la posición a lo largo del ala medida desde la punta. Cabe destacar que, para efectos del cálculo de la carga aerodinámica total, la forma de la curva no altera el resultado final, ya que la magnitud de interés corresponde al área bajo la curva dentro del intervalo de integración.

La fuerza total de sustentación se obtuvo mediante la integración del polinomio en el dominio $0 \leq x \leq 1.56$ m, lo que arrojó un valor de $L = 651.902$ N. Este resultado permite evaluar el comportamiento global del ala bajo las condiciones de vuelo analizadas.

Con base en la fuerza de sustentación calculada, se determinó el factor de carga de la aeronave. Considerando una masa total estimada de 3 kg y la aceleración gravitacional estándar, se obtuvo un factor de carga de $n = 22.151$. El valor obtenido debe interpretarse como un indicador preliminar derivado del modelo de cargas aerodinámicas empleado y no como un factor de carga operacional definitivo del vehículo, dado que aún no se consideran efectos dinámicos, criterios normativos ni validación experimental.

Finalmente, se evaluó el número de Mach con el fin de caracterizar el régimen de operación del VANT. Para una velocidad de vuelo estimada de 30 m/s y una velocidad del sonido en aire de aproximadamente 344 m/s, se obtuvo un número de Mach $M = 0.087$. Este resultado confirma que la aeronave opera completamente dentro del régimen subsónico, por lo que los efectos de compresibilidad pueden considerarse despreciables en el análisis aerodinámico realizado.

La figura 5 muestra la distribución de la fuerza cortante a lo largo del ala del VANT, obtenida a partir de la integración de la carga aerodinámica derivada del mapeo de presiones. El eje de referencia se define desde la punta del ala ($x = 0$) hasta el encastre en el fuselaje.

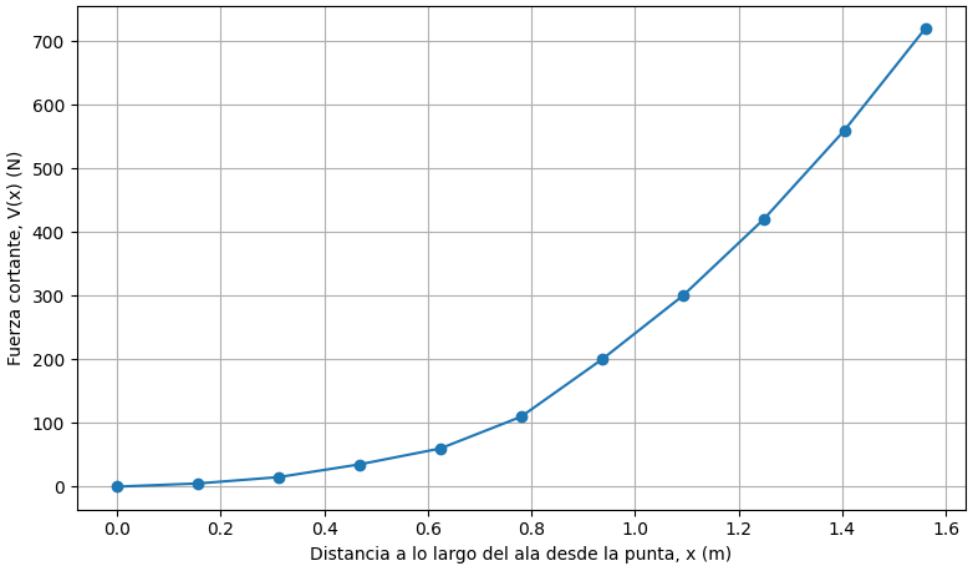


Fig. 5. Distribución de la fuerza cortante a lo largo del ala del VANT, obtenida a partir de la integración de la carga aerodinámica derivada del mapeo de presiones.

Como se observa, la fuerza cortante aumenta progresivamente hacia la raíz del ala, alcanzando su valor máximo en el encastre. Este comportamiento es consistente con la acumulación de carga aerodinámica a lo largo de la envergadura e indica que, dentro del modelo numérico empleado, la región del encastre representa la zona con mayor exigencia estructural. Los resultados obtenidos constituyen un cálculo inicial del momento flector y la posterior evaluación de la integridad estructural del ala bajo las condiciones de vuelo analizadas.

La figura 6 muestra la distribución del momento de flexión a lo largo del ala del VANT, obtenida a partir de la integración de la fuerza cortante derivada de la carga aerodinámica calculada mediante análisis numérico. La posición a lo largo del ala se define desde la punta ($x = 0$) hasta el encastre en el fuselaje.

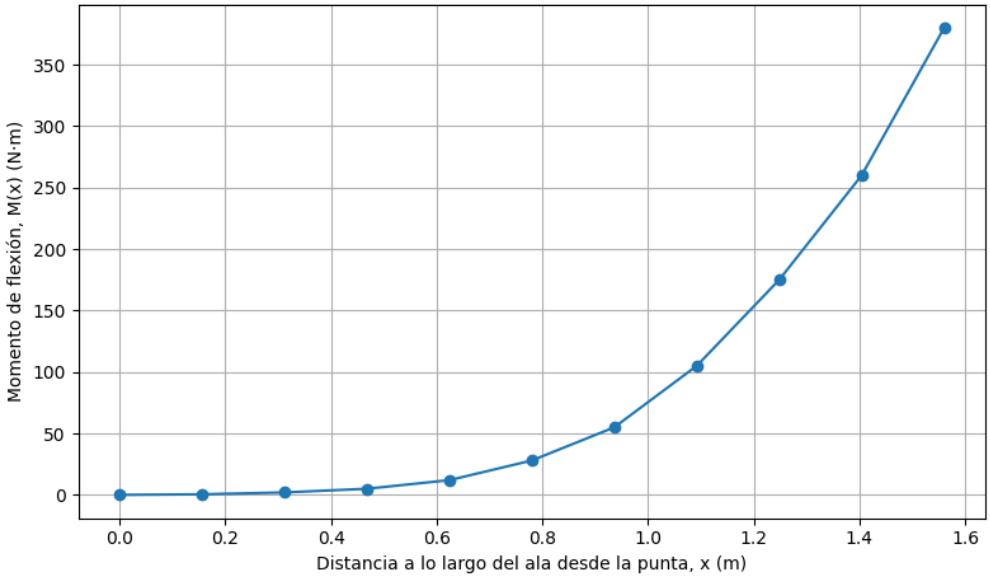


Fig. 6. Distribución del momento de flexión a lo largo del ala del VANT, obtenida a partir de la integración de la fuerza cortante derivada de la carga aerodinámica calculada mediante análisis numérico.

Se observa un incremento progresivo y no lineal del momento de flexión hacia la raíz del ala (ver figura 6), alcanzando su valor máximo en el encastre. Este comportamiento es consistente con la acumulación de carga aerodinámica a lo largo de la envergadura y confirma que la zona de unión ala–fuselaje constituye la región estructuralmente más crítica. En consecuencia, estos resultados sirven como base para la evaluación de esfuerzos, el diseño de refuerzos estructurales y la definición de criterios de seguridad del ala bajo las condiciones de vuelo analizadas.

Para el análisis del momento de torsión, el sistema de referencia se establece en el fuselaje, lo que requiere la determinación del centro aerodinámico y del centro de presión a lo largo del ala. El centro aerodinámico se asumió ubicado al 25 % de la cuerda local en cada tramo, mientras que el centro de presión se calculó a partir de la distribución de presiones obtenida mediante análisis numérico, utilizando un esquema acumulativo basado en los momentos generados por las presiones locales.

La figura 7 presenta la evolución del centro de presión y del centro aerodinámico a lo largo de la extensión del ala. Ambos muestran un comportamiento lineal; sin embargo, las diferencias entre ellos reflejan la influencia de la distribución real de presiones sobre el ala. Esta separación define el brazo del momento torsional y constituye un parámetro clave para la evaluación del comportamiento del ala.

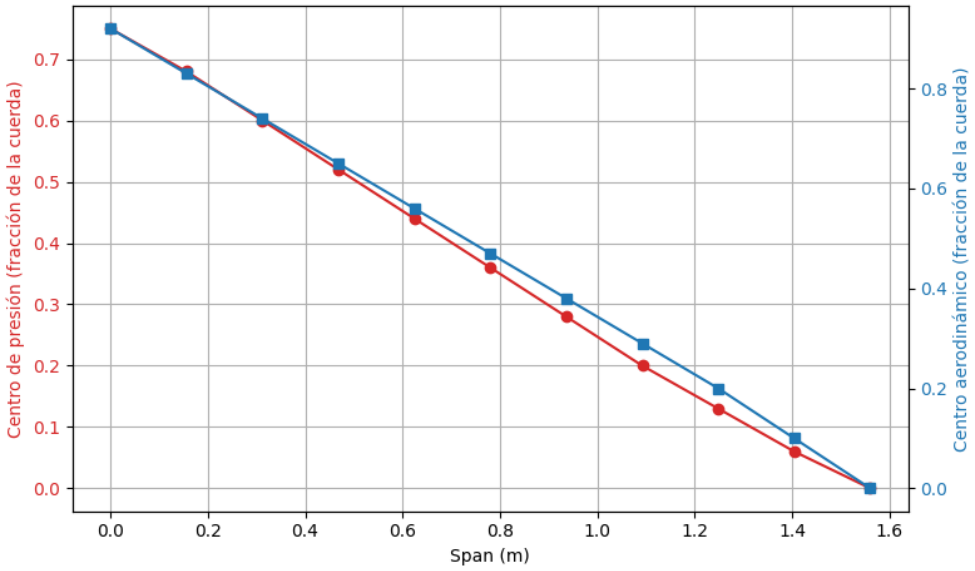


Fig. 7. Variación del centro de presión y del centro aerodinámico a lo largo del ala del VANT, obtenida a partir del mapeo de presiones y del supuesto teórico del centro aerodinámico al 25 % de la cuerda.

Los resultados muestran que el centro de presión y el centro aerodinámico presentan una variación casi lineal a lo largo de la envergadura, lo que indica una distribución de cargas aerodinámicas relativamente uniforme. No obstante, la diferencia sistemática entre ambas posiciones evidencia la influencia de la distribución real de presiones obtenida mediante análisis numérico, la cual genera un brazo de momento torsional distinto al supuesto teórico. Esta diferencia resulta clave para la correcta estimación del momento de torsión y confirma la necesidad de considerar el mapeo de presiones en el análisis estructural del ala.

La figura 8 muestra la distribución del momento de torsión acumulado a lo largo del ala del VANT, calculado a partir de la torsión distribuida obtenida mediante la carga aerodinámica local y el brazo entre el centro de presión y el centro aerodinámico. El eje longitudinal se define desde la punta del ala ($x = 0$) hasta el encastre en el fuselaje.

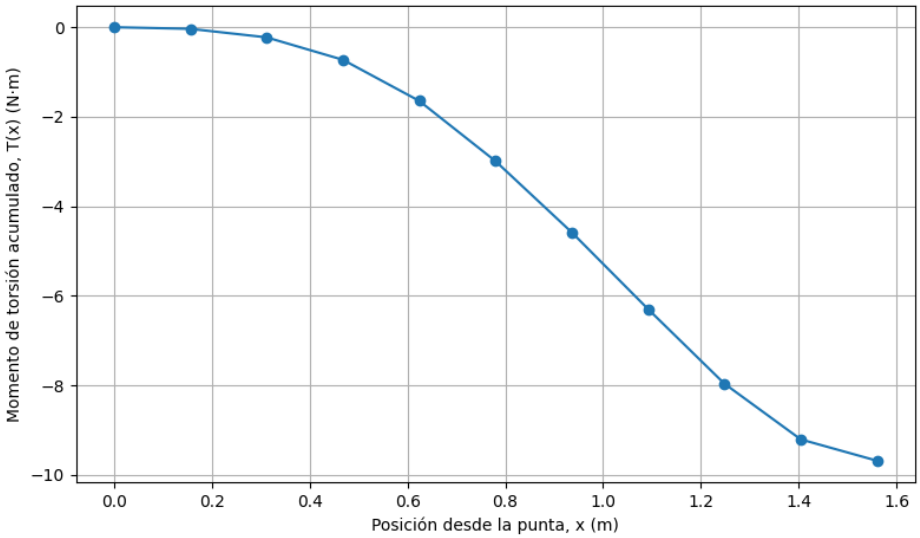


Fig. 8. Variación del momento torsional acumulado inducido por la carga aerodinámica distribuida.

Se observa un incremento progresivo del momento de torsión hacia la raíz del ala, alcanzando su valor máximo en el encastre. Este comportamiento es consistente con la acumulación de los efectos torsionales a lo largo de la envergadura y sugiere que, dentro de las condiciones y simplificaciones consideradas en el modelo numérico, la región de unión ala–fuselaje representa la zona de mayor exigencia torsional. Más allá de los valores específicos obtenidos, el procedimiento desarrollado permite establecer una ruta sistemática para transformar distribuciones de presión obtenidas mediante CFD en parámetros estructurales equivalentes aplicables a configuraciones VTOL similares.

En conjunto, los resultados permiten identificar tendencias aeroestructurales relevantes para plataformas VTOL híbridas y proporcionan una base preliminar para futuras etapas de validación experimental, optimización estructural y análisis aeroelástico acoplado.

CONCLUSIÓN

Si bien el presente trabajo se desarrolló inicialmente como una evaluación aeroestructural basada en simulación numérica de un VANT híbrido VTOL para monitoreo volcánico, los resultados obtenidos muestran que la principal aportación del estudio radica en la metodología implementada para vincular el análisis aerodinámico con la evaluación estructural del sistema. Esta orientación metodológica responde a que la validación experimental integral del vehículo y de las cargas aeroestructurales constituye una etapa futura necesaria para confirmar cuantitativamente el desempeño físico del modelo propuesto.

En este contexto, se desarrolló un procedimiento sistemático para transformar los resultados del análisis numérico en cargas estructurales equivalentes, permitiendo calcular de manera consistente la fuerza cortante, el momento flector y el momento torsional acumulado a lo largo del ala. Como aportación relevante, se incorporó un modelo torsional basado en la carga aerodinámica local y en la separación entre el centro de presión y el centro aerodinámico, mejorando la representación física del comportamiento torsional respecto a enfoques sustentados en cargas globales.

Asimismo, el análisis conjunto del centro aerodinámico y del centro de presión proporciona una herramienta práctica para identificar regiones críticas y evaluar la influencia de la distribución real de presiones en el diseño estructural del VANT. En conjunto, los resultados permiten identificar tendencias aeroestructurales relevantes para plataformas VTOL híbridas y proporcionan información útil para el diseño y análisis estructural de este tipo de configuraciones, constituyendo una referencia para estudios de optimización estructural y análisis aeroelástico acoplado.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL) por el apoyo institucional brindado para el desarrollo de este trabajo, así como por las facilidades de infraestructura y recursos académicos proporcionados. Asimismo, se reconoce el respaldo del programa PROACTII, cuyo apoyo fue fundamental para la realización de las actividades de investigación y análisis presentadas en este estudio.

REFERENCIAS

1. Gómez-Castillo, G. (2017). Riesgo volcánico: Estado del arte y desafíos de trabajo. *Revista Geográfica, 158*, 69–106.
2. Altamirano-Santillán, E. V., Vallejo-Vallejo, G. E., & Cruz-Hurtado, J. C. (2017). Monitoreo volcánico usando plataformas Arduino y Simulink. *Revista de Investigación, Desarrollo e Innovación, 7*(2), 317–329. https://doi.org/10.19053/20278306.v7.n2.2017.6073 .
3. Karachalios, T., & Orphanoudakis, T. (2025). Autonomous UAV-based volcanic gas monitoring: A simulation-validated case study in Santorini. *Drones, 9*(12), 829. https://doi.org/10.3390/drones9120829 .
4. Wang, Y., Lei, P., Lv, B., Li, Y., & Guo, H. (2023). Study on fluid–structure interaction of a camber morphing wing. *Vibration, 6*(4), 1060-1074. https://doi.org/10.3390/vibration6040062 .
5. Hou, G., Wang, J., & Layton, A. (2012). Numerical methods for fluid–structure interaction. *Communications in Computational Physics, 12* (2) 337-377 https://doi.org/10.4208/cicp.291210.290411s .
6. Liu, X., Abà, A., Capone, P., Manfriani, L., & Fu, Y. (2022). Atmospheric disturbance modelling for a piloted flight simulation study of airplane safety envelope over complex terrain. *Aerospace, 9*(2), 103. https://doi.org/10.3390/aerospace9020103 .
7. Martins, J. R. R. A., Kennedy, G. J., & Kenway, G. K. W. (2014). High aspect ratio wing design: Optimal aerostructural tradeoffs for the next generation of materials. En *52nd Aerospace Sciences Meeting* (AIAA 2014-0596). American Institute of Aeronautics and Astronautics. https://doi.org/10.2514/6.2014-0596 .
8. Castillo, A., Tenicota, A., & Nuela, S. (2020). Comportamiento aerodinámico en la reducción del arrastre mediante la variación de accesorios en un tractocamión. *3C Tecnología: Glosas de innovación aplicadas a la pyme, 9*(4), 17–43. https://doi.org/10.17993/3ctecno/2020.v9n4e36.17-43.

Evaluación estructural de un vehículo aéreo no tripulado de diseño híbrido

Luis Arturo Reyes Osorio, Octavio García Salazar, Roberto Cabriales Gómez, Johana Gámez Treviño

Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica,
Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México
octavio.garciasl@uanl.edu.mx, roberto.cabrialesgm@uanl.edu.mx, nelda.gameztr@uanl.edu.mx.
Autor de correspondencia: luis.reyessr@uanl.edu.mx

RESUMEN

Los vehículos aéreos no tripulados se utilizan cada vez más en monitoreo agrícola, donde el desempeño aerodinámico y estructural a bajos números de Reynolds es crítico. En este trabajo se presenta un estudio del perfil aerodinámico AG35 aplicado a un dron de ala fija. El análisis aerodinámico se realizó mediante simulación numérica, evaluando los coeficientes de sustentación y arrastre a 15 m/s y ángulos de ataque entre 0° y 16°. Adicionalmente, se llevó a cabo un análisis estructural por elementos finitos y se evaluó su factibilidad de manufactura mediante FDM con PLA. Los resultados indican un desempeño aerodinámico y estructural adecuado.

PALABRAS CLAVE

Perfil aerodinámico AG35, UAV agrícola, monitoreo aéreo, manufactura aditiva, análisis estructural.

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicles (UAVs) are increasingly used in agricultural monitoring, where aerodynamic and structural performance at low Reynolds numbers is critical. This paper presents a numerical study of the AG35 airfoil applied to a fixed-wing drone. Aerodynamic analysis was conducted using numerical simulations, evaluating lift and drag coefficients at 15 m/s and angles of attack from 0° to 16°. Additionally, a finite element structural analysis was performed, and manufacturability was assessed through FDM using PLA specimens. Results indicate that the AG35 airfoil provides suitable aerodynamic performance and a viable structural response for low-cost UAVs intended for agricultural monitoring applications.

KEYWORDS

AG35 airfoil, agricultural UAV, aerial monitoring, additive manufacturing, structural analysis.

INTRODUCCIÓN

En México se producen anualmente más de 33 millones de toneladas de productos agrícolas, lo que ha impulsado el desarrollo de tecnologías orientadas a mejorar la eficiencia, seguridad y sostenibilidad de las actividades de monitoreo y manejo de cultivos. A nivel internacional, una proporción significativa de las operaciones agrícolas se realiza mediante plataformas aéreas; sin embargo, el uso de aeronaves tripuladas implica riesgos operativos elevados, debido a vuelos a baja altura, velocidades cercanas a la pérdida y condiciones ambientales adversas. En este contexto, los vehículos aéreos no tripulados (VANTs) se han consolidado como una alternativa segura y eficiente para aplicaciones agrícolas.[1]

Los VANT de ala fija operan típicamente a bajos números de Reynolds, como resultado de sus dimensiones reducidas y velocidades de operación moderadas, lo que implica que la selección del perfil aerodinámico sea un factor crítico en el desempeño de la aeronave. Las características aerodinámicas influyen directamente en la sustentación, el arrastre y la estabilidad. Permitiendo validar las condiciones de vuelo definidas en las etapas tempranas de diseño. Estudios previos han

empleado simulaciones CFD (CFD, por sus siglas en inglés Computational Fluid Dynamics) para analizar el comportamiento aerodinámico de un VANT bajo diferentes configuraciones y regímenes de vuelo. Por ejemplo, Wisnoe et al. realizaron un análisis numérico de un VANT tipo *Blended Wing Body*, evaluando coeficientes aerodinámicos a distintos números de Mach y ángulos de ataque.[2] De manera similar, Díaz et al. desarrollaron simulaciones CFD de alta fidelidad para el VANT Elytron 4S, resolviendo las ecuaciones de Navier–Stokes tridimensionales no estacionarias para caracterizar el campo de presiones y esfuerzos aerodinámicos.[3] Otros trabajos han abordado configuraciones no convencionales y vehículos multi-misión mediante simulaciones numéricas detalladas.[4–8]

La selección del modelo de turbulencia constituye un aspecto relevante en la simulación aerodinámica de VANT. Diferentes modelos presentan ventajas y limitaciones dependiendo del régimen de flujo, la discretización y la capacidad computacional. Chen et al. emplearon el modelo de turbulencia Spalart–Allmaras para estudiar la interacción flujo–hélice en un VANT, mostrando que el chorro de la hélice tiene un efecto limitado sobre el ala, pero significativo sobre el estabilizador horizontal.[9]

En el presente trabajo se analizó el perfil aerodinámico AG35, seleccionado por su desempeño favorable a bajos números de Reynolds y su idoneidad para el VANT agrícola de monitoreo. Se realizó un análisis aerodinámico mediante dinámica de fluidos computacional (CFD), para evaluar los coeficientes de sustentación y arrastre en un rango representativo de velocidades y ángulos de ataque. De manera complementaria, se realizó un análisis estructural del ala basado en el perfil AG35, evaluando su respuesta mecánica frente a cargas aerodinámicas típicas de operación.

Con el propósito de evaluar la viabilidad de manufactura, se realizaron ensayos a nivel probeta mediante manufactura aditiva por deposición de material fundido (FDM, por sus siglas en inglés *Fused Deposition Modeling*), empleando PLA (*Poly-lactic acid*), debido a su bajo costo, rapidez de fabricación y facilidad de implementación en prototipos funcionales. De manera complementaria, se desarrolló un modelado numérico para la evaluación integral del VANT, considerando las características mecánicas y de manufactura asociadas al uso de FDM y PLA, con el fin de analizar su desempeño estructural y aerodinámico. La integración del modelado numérico, el análisis aerodinámico y estructural, junto con técnicas de manufactura aditiva a nivel probeta, permite avanzar hacia el diseño de alas ligeras, eficientes y de bajo costo, adecuadas para VANTs destinados a aplicaciones de monitoreo agrícola, alineándose con las tendencias actuales de diseño y fabricación de aeronaves no tripuladas.

Misión del VANT

El diseño del VANT se basa en el concepto de un ala volante operando a bajo número de Reynolds; por lo tanto, es necesario cumplir con una serie de requisitos específicos de diseño que garanticen un desempeño aerodinámico adecuado. Entre los principales criterios considerados se encuentran:

I. Uso de un perfil aerodinámico de alta sustentación, debido a las restricciones geométricas que limitan la superficie disponible del ala, así como a la ausencia de superficies de sustentación adicionales.
II. Selección de un perfil aerodinámico optimizado para operar a bajos números de Reynolds, con el fin de asegurar un comportamiento eficiente durante las etapas de transición y operación a baja velocidad.
II. Configuración alar con estrechamiento, destinada a mitigar los efectos del vórtice de punta de ala, asociados a la relación de aspecto relativamente baja de la aeronave.

Tomando estos requisitos como guía general para el diseño del ala, se seleccionó un perfil aerodinámico con desempeño comprobado a bajo número de Reynolds. En diseño de alas, la cuerda se refiere a la longitud de la línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida de un perfil aerodinámico nosotros proponemos una cuerda en la raíz de 0.4 m medida en la unión del ala con el fuselaje, junto con una cuerda en la punta que define una relación de estrechamiento adecuada.

Ecuaciones gobernantes

La simulación numérica del comportamiento aerodinámico del micro turborreactor SR-30 se fundamenta en la resolución del sistema de ecuaciones de Navier–Stokes promediadas por Reynolds (RANS, por sus siglas en inglés Reynolds-Averaged Navier–Stokes), el cual describe la conservación de la masa, el momento y la energía para un flujo compresible, viscoso y transitorio. La aplicación del promedio de Reynolds a las ecuaciones instantáneas introduce términos adicionales asociados a las fluctuaciones turbulentas del flujo, los cuales representan el transporte adicional de cantidad de movimiento y energía debido a la turbulencia. Estos términos se agrupan en el tensor de esfuerzos de Reynolds, lo que hace que el sistema de ecuaciones resulte matemáticamente abierto y requiera el uso de modelos de cierre de turbulencia. [9]

La ecuación de continuidad se expresa de la siguiente manera:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho\,(\nabla \cdot \vec{V}) = 0 \tag{1}$$

En donde ρ es la densidad, $\vec{V}$ la velocidad y el gradiente ∇ se define como:

$$\nabla = \hat{\imath}\frac{\partial}{\partial x} + \hat{\jmath}\frac{\partial}{\partial y} + \hat{k}\frac{\partial}{\partial z} \tag{2}$$

La ecuación de conservación del momento, derivada de la segunda ley de Newton, describe el equilibrio entre las fuerzas inerciales, de presión, viscosas y de cuerpo que actúan sobre un elemento diferencial de fluido. [9] Para un flujo newtoniano, compresible y transitorio, esta ecuación se expresa en forma vectorial como:

$$\rho\left(\frac{\partial \vec{\mathrm{V}}}{\partial \mathrm{t}} + (\vec{\mathrm{V}} \cdot \nabla)\vec{\mathrm{V}}\right) \mathrm{p} + \mu\nabla^2\vec{\mathrm{V}} + \rho\vec{\mathrm{g}} \tag{3}$$

Donde ρ es la densidad del fluido, $\vec{V}$ representa el vector velocidad, p es la presión estática, μ corresponde a la viscosidad dinámica del fluido y $\vec{g}$ es el vector de aceleración debido a las fuerzas de cuerpo, como la gravedad. El término del lado izquierdo de la ecuación representa la variación temporal y convectiva del momento, mientras que los términos del lado derecho corresponden a las fuerzas de presión, fuerzas viscosas y fuerzas volumétricas, respectivamente. Cuando se aplica el promedio de Reynolds a esta ecuación para modelar flujos turbulentos, surgen términos adicionales asociados a las fluctuaciones de velocidad, los cuales se agrupan en el tensor de esfuerzos de Reynolds, dando lugar a la formulación RANS. [9]

MÉTODO

El método de selección del perfil aerodinámico se basó en criterios de bajo número de Reynolds y alto coeficiente de sustentación, condiciones típicas de operación en VANT de ala fija destinados a misiones de baja velocidad. Las características geométricas del perfil AG35 empleadas en el procedimiento experimental se resumen en la tabla I.

Tabla I. Características geométricas del perfil aerodinámico AG35

Parámetro	AG35
Espesor máximo	8.7243
Curvatura máxima	2.3805
Separación en el borde de salida	0.2488
Deflexión de la curvatura	25.618
Envergadura	0.20
Cuerda	0.15

La tabla I muestra que el perfil AG35 presenta un espesor máximo reducido, una curvatura moderada y una separación finita en el borde de salida, lo que favorece su desempeño aerodinámico a bajos números de Reynolds. Asimismo, se incluye la deflexión de curvatura, parámetro relevante para aplicaciones que requieren alta sustentación, así como las dimensiones de envergadura y cuerda consideradas en el análisis experimental y numérico.

Las condiciones operativas del VANT bajo las cuales se evaluó el perfil AG35 se presentan en la tabla II.

Tabla II. Condiciones operativas del UAV

Dato	Unidades	Valor
Altura de vuelo	m	300
Velocidad	m/s	15
Longitud de referencia	m	0.4
Temperatura	K	284.25
Densidad	kg/m^3	1.15598
Presión	N/m^2	94323.8
Viscosidad dinámica	$N{\cdot}s/m^2$	0.000017

Los datos de la tabla II corresponden a un escenario de operación representativo para aplicaciones de monitoreo agrícola, considerando una altura de vuelo moderada y una velocidad característica de 15 m/s. La longitud de referencia seleccionada es consistente con la cuerda en la raíz del ala, mientras que los valores de temperatura, densidad, presión y viscosidad del aire se emplearon para la determinación precisa del número de Reynolds y para la implementación de los modelos aerodinámicos y estructurales.

En conjunto, las características geométricas del perfil AG35 y las condiciones operativas definidas constituyen la base para los análisis aerodinámicos y estructurales desarrollados en este estudio.

EXPERIMENTACIÓN

Con el propósito de validar la viabilidad estructural del ala con perfil aerodinámico AG35, la experimentación se desarrolló en dos etapas complementarias. En la primera, se fabricaron probetas de PLA mediante manufactura aditiva FDM y se realizó su caracterización mecánica con el fin de determinar las propiedades del material empleadas como datos de entrada en el modelo numérico. Posteriormente, dichas propiedades se utilizaron en el análisis estructural mediante el método de elementos finitos para evaluar la distribución de esfuerzos y deformaciones del ala bajo condiciones representativas de operación, así como su factibilidad de manufactura.

Impresión y caracterización mecánica de PLA

Para la caracterización mecánica del material se desarrollaron probetas de PLA mediante manufactura aditiva por FDM. La impresión se realizó a nivel de probeta, siguiendo un proceso controlado de fabricación con el objetivo de obtener muestras representativas del material utilizado

en la estructura aerodinámica. Las condiciones de impresión (orientación, parámetros de deposición y geometría de la probeta) se mantuvieron constantes para asegurar la repetibilidad de los resultados mecánicos.

Los ensayos de tensión se llevaron a cabo utilizando una máquina universal de ensayos SHIMADZU AGS-X, equipada con una celda de carga para materiales poliméricos. Las pruebas se realizaron a una velocidad de desplazamiento del cabezal de 10 mm/min, bajo condiciones cuasi estáticas. La adquisición de datos se efectuó a una frecuencia de muestreo de 10 muestras por segundo, permitiendo registrar con precisión la evolución del esfuerzo y la deformación durante todo el ensayo. Las curvas esfuerzo-deformaciones obtenidas se presentan en la figura 1.

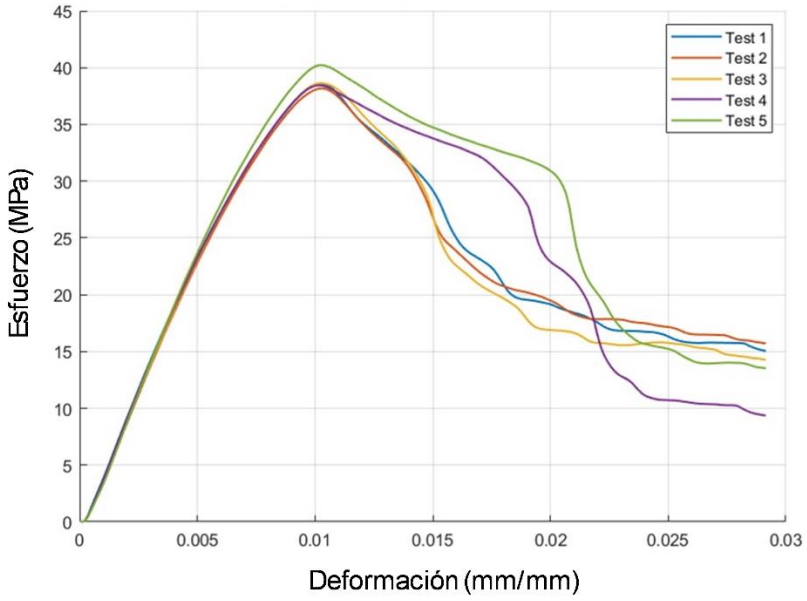


Fig. 1. Curvas esfuerzo-deformación del PLA obtenido mediante manufactura aditiva FDM bajo ensayo de tensión a 10 mm/min.

En estas curvas se observa un comportamiento típico del PLA, caracterizado por una región elástica inicial aproximadamente lineal, seguida por un esfuerzo máximo en tracción y una posterior región de cedencia, asociada a la iniciación y propagación del daño en el material. La dispersión entre las curvas correspondientes a los distintos ensayos se atribuye principalmente a la anisotropía inherente al proceso de manufactura mediante FDM, así como a variaciones locales en la adhesión entre capas y en la deposición del filamento.

Los resultados experimentales mostrados en la figura 1 se emplearon para la definición de las propiedades mecánicas del PLA utilizadas posteriormente en los análisis estructurales por elemento finito, permitiendo evaluar de manera real la viabilidad del uso de manufactura aditiva FDM en componentes aerodinámicos de VANT de bajo costo.

MODELOS NUMÉRICOS

En esta sección se describe la metodología implementada para generar el modelo numérico del perfil aerodinámico AG35, el cual opera a bajo número de Reynolds, condición típica de los vehículos aéreos no tripulados de ala fija. Se llevó a cabo una simulación paramétrica con el objetivo de evaluar el comportamiento aerodinámico del perfil a diferentes ángulos de ataque, en un rango de 2° a 16°. Las coordenadas normalizadas del perfil AG35 se importaron directamente al software ANSYS para su procesamiento.

La geometría del perfil se modeló utilizando el programa SpaceClaim, donde se dividió en superficies con el fin de concentrar un mallado más fino en la región de la capa límite. El volumen

de control se definió con un tamaño equivalente a diez veces la longitud de la cuerda en la raíz del ala, garantizando que las condiciones de frontera no influyeran en la solución del flujo alrededor del perfil. El mallado se generó considerando diversas topologías, seleccionándose la función de proximidad y curvatura como la opción más adecuada para capturar correctamente la geometría del perfil. Posteriormente, se aplicó una función de tamaño específica para las superficies del perfil aerodinámico.

La figura 2 muestra las características del mallado generado, donde se observa un refinamiento significativo de los elementos en la zona cercana a la capa límite, región donde los efectos viscosos y de turbulencia son más relevantes.

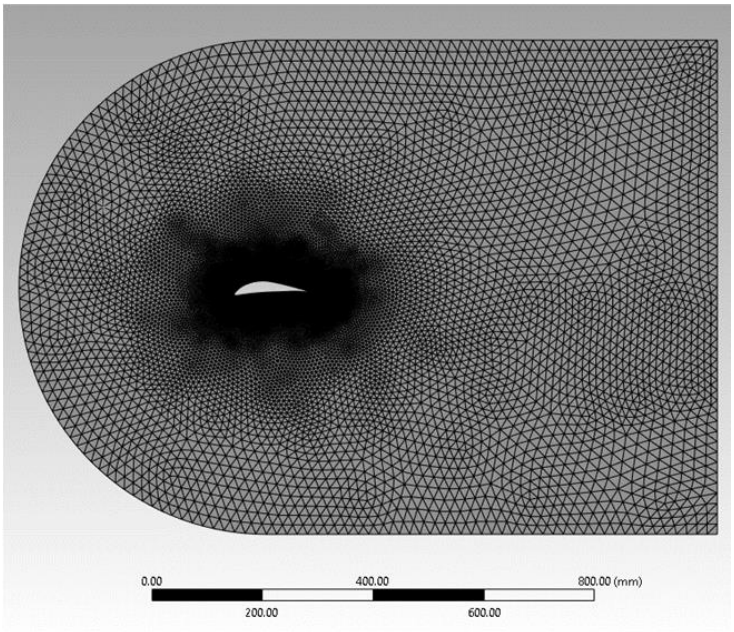


Fig. 2. Características del mallado del perfil aerodinámico AG35.

Se aplicó un mallado superficial (face meshing, por su denominación en inglés) en el volumen de control para obtener una malla no estructurada. La calidad del mallado fue cuidadosamente evaluada, ya que los resultados de la simulación son altamente dependientes del procedimiento de discretización. El mallado final presentó las siguientes características 261,666 nodos y 1,114,254 elementos.

Las condiciones de frontera del modelo numérico incluyen la definición de velocidad de entrada, condición de salida y paredes, las propiedades del flujo de aire consideradas en el estudio numérico se presentan en la tabla III, las cuales se emplearon para la resolución de las ecuaciones de flujo y la evaluación de los coeficientes aerodinámicos del perfil AG35.

Tabla III. Propiedades del flujo de aire consideradas en el modelo CFD

Ubicación	Altura de vuelo (m)	Presión (Pa)	Temperatura (K)	Densidad del aire (kg/m³)	Viscosidad dinámica (Pa·s)
México	2072	78,771.57	274.68	0.9990	1.7237×10^{-5}

Bajo las condiciones operativas del VANT (longitud de referencia de 0.40 m, velocidad de 15 m/s, densidad del aire de 0.999 kg/m³ y viscosidad dinámica de 1.7237×10^{-5} Pa·s), el número de Reynolds del perfil AG35 se estimó en $Re \approx 3.48 \times 10^5$, correspondiente a un régimen de bajo Reynolds característico de VANTs de ala fija. En este contexto, se empleó el modelo de turbulencia k-ωSST, debido a su capacidad para resolver con precisión la capa límite, su robustez ante gradientes de

presión adversos y su adecuada predicción de la separación del flujo, lo que lo hace particularmente apropiado para configuraciones aerodinámicas de pequeña escala[10]. Esta selección permite una representación numérica consistente del comportamiento del perfil bajo las condiciones analizadas.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los coeficientes de sustentación y arrastre del perfil aerodinámico AG35 a una velocidad de 15 m/s se presentan en la figura 3.

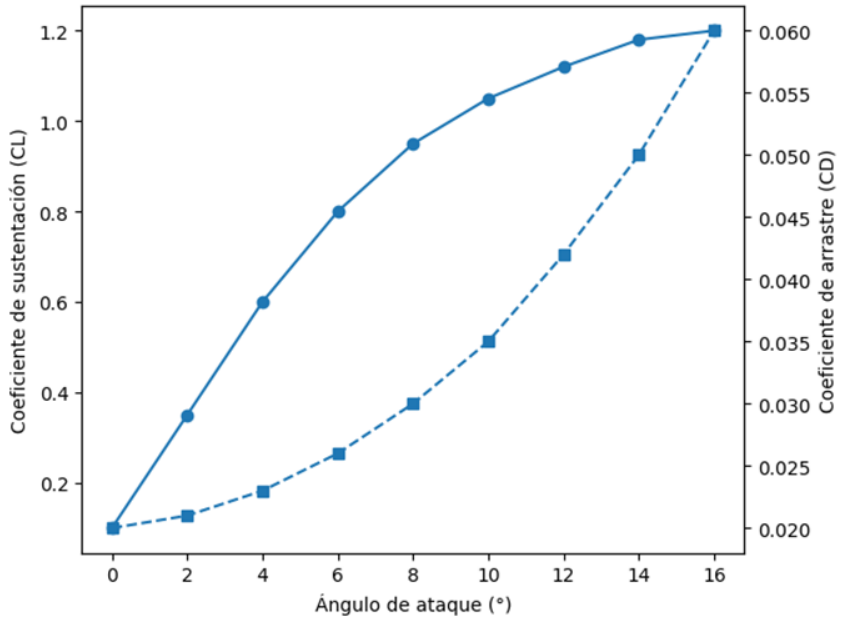


Fig. 3. Coeficientes de sustentación y arrastre del perfil aerodinámico AG35.

Se observa que el coeficiente de sustentación máximo alcanza un valor aproximado de 1.2 para un ángulo de ataque de 16°; este resultado presenta una desviación respecto a los valores numéricos, particularmente a ángulos de ataque elevados. Para el coeficiente de arrastre a 15 m/s se aprecia un incremento gradual del arrastre conforme aumenta el ángulo de ataque. Los resultados experimentales del perfil AG35 muestran un incremento casi lineal de C_L hasta 12°, alcanzando valores cercanos a 1.1. Este comportamiento es consistente con la tendencia para ángulos mayores, donde se reporta un C_L máximo cercano a 1.2 a 16°. La comparación evidencia concordancia experimento–CFD para ángulos bajos a moderados, mientras que a ángulos elevados la discrepancia aumenta, especialmente con mallas gruesas; en contraste, los modelos de viscosidad; SST k–ω y Spalart–Allmaras con mallas finas reproducen mejor la pendiente experimental[11].

En la figura 4(a) se observa un campo de velocidad simétrico alrededor del perfil, con una aceleración moderada sobre el extradós y un flujo adherido a lo largo de ambas superficies.

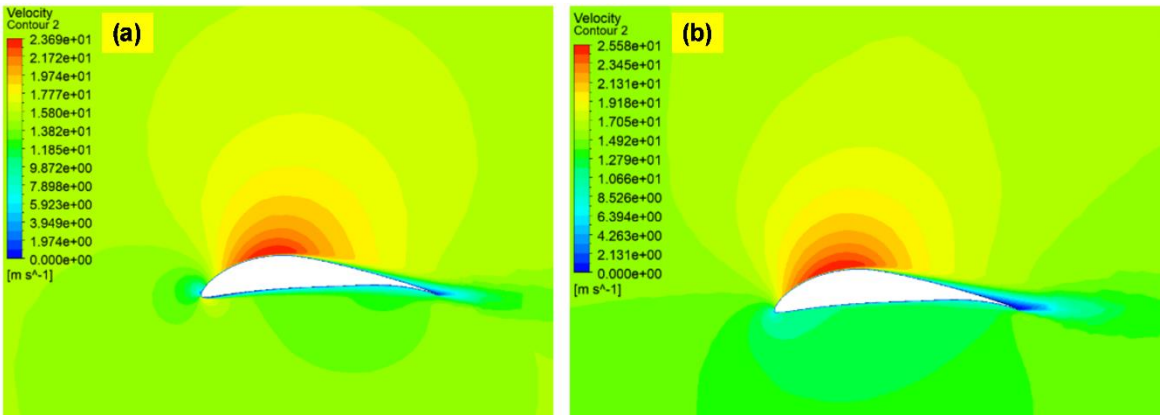


Fig. 4. Resultados numéricos del perfil aerodinámico AG35: a) campo de velocidad a 11 m/s y 0° de ángulo de ataque; b) campo de velocidad a 15 m/s y 16° de ángulo de ataque.

La distribución de presiones mediante análisis CFD es consistente con un régimen de bajo número de Reynolds en condiciones cercanas a incidencia nula, donde la capa límite permanece adherida y el gradiente de presión es suave, resultando en un arrastre reducido.

En contraste, la figura 4(b) muestra una aceleración significativa del flujo en el extradós, acompañada de una región de baja velocidad en la parte baja del borde de ataque, indicando el incremento del gradiente de presión adverso a ángulos elevados. Aunque se aprecian zonas locales de desaceleración, el flujo permanece mayormente adherido a lo largo del perfil, lo que explica los valores elevados del coeficiente de sustentación reportados para estos ángulos sin una pérdida abrupta. Este comportamiento sugiere que el perfil AG35 retarda el desprendimiento a incidencias altas dentro del rango analizado, favoreciendo su uso en VANT que operan a bajas velocidades y altas incidencias durante fases críticas (despegue, maniobras y viento cruzado).

En conjunto, los resultados numéricos confirman que el AG35 mantiene un desempeño aerodinámico estable al aumentar la velocidad y el ángulo de ataque, con una distribución de velocidades coherente con el incremento de sustentación y un controlado aumento del arrastre, respaldando su idoneidad para aplicaciones de monitoreo agrícola a bajo Reynolds.

La figura 5 presenta la distribución del esfuerzo equivalente de von-Mises obtenida mediante análisis estructural estático del ala fabricada en PLA, donde se observa que la mayor parte de la estructura opera bajo niveles de esfuerzo reducidos.

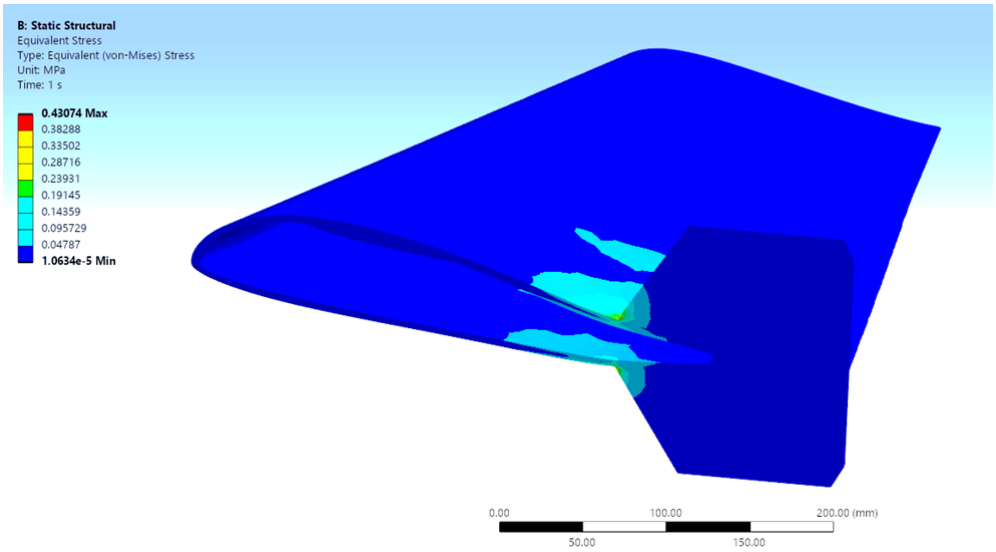


Fig. 5. Resultados numéricos de estado de esfuerzos Von Mises en VANT.

El valor máximo registrado es del orden de 0.43 MPa, localizado principalmente en la región de unión entre el ala y el soporte, debido a la concentración de esfuerzos asociada a la transferencia de carga y a las restricciones impuestas en el modelo. Este nivel de esfuerzo es significativamente inferior a la resistencia típica del PLA obtenido mediante manufactura aditiva por FDM, que se encuentra en el rango de decenas de MPa, lo que indica un amplio margen de seguridad. En consecuencia, los resultados confirman que, para las condiciones de carga analizadas, el material PLA implementado cumple con los objetivos de la misión, siendo la rigidez y la deformación global criterios más relevantes que la resistencia última en el desempeño del ala.
La figura 6 muestra la deformación total obtenida del análisis estructural estático del ala fabricada en PLA.

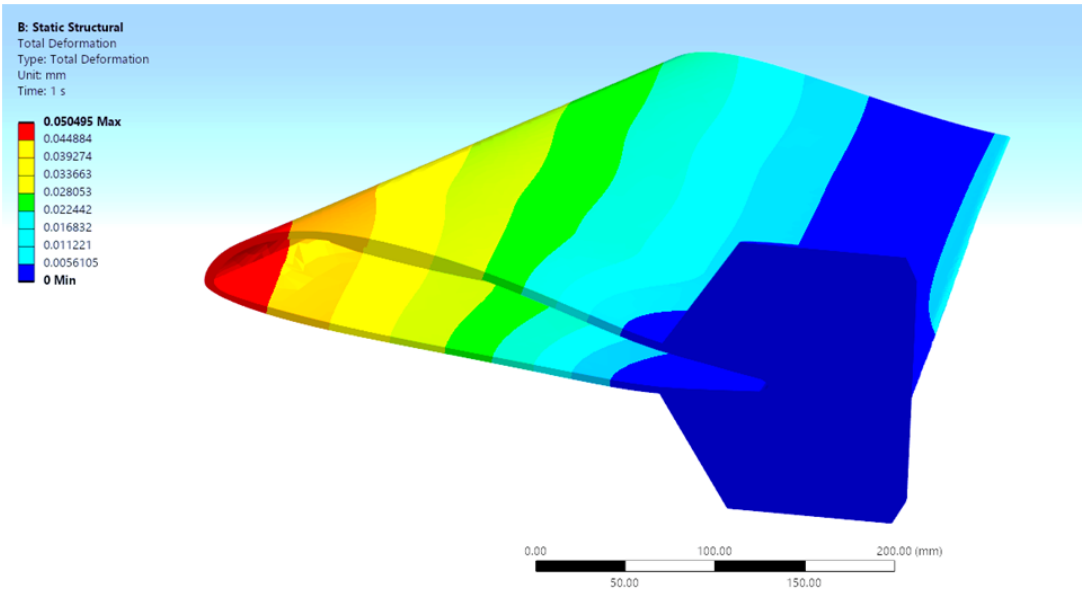


Fig. 6. Distribución de deformaciones obtenida mediante análisis numérico en el UAV.

La deformación máxima es de 0.050 mm, localizado en la región del borde de ataque, donde la estructura presenta mayor flexión bajo la condición de carga aplicada. En la zona de anclaje y soporte, la deformación disminuye progresivamente hasta valores cercanos a cero, lo que confirma una correcta definición de las condiciones de frontera y una adecuada distribución de cargas. En términos estructurales, la magnitud de la deformación es reducida respecto a las dimensiones características del ala, lo que indica un comportamiento rígido y compatible con el uso de PLA fabricado mediante FDM para aplicaciones de VANT, donde la estabilidad geométrica y la integridad estructural son prioritarias.

Para la evaluación teórica de la respuesta estructural del ala, se desarrolló una herramienta de cálculo basada en la distribución de presión relativa obtenida a partir del análisis aerodinámico. Dicha distribución se empleó para estimar las cargas internas actuantes a lo largo del ala, permitiendo el cálculo de fuerzas distribuidas, esfuerzos cortantes y momentos flectores. La fuerza distribuida por unidad de longitud se determinó como el producto entre la presión relativa y la cuerda local del ala, ver figura 7.

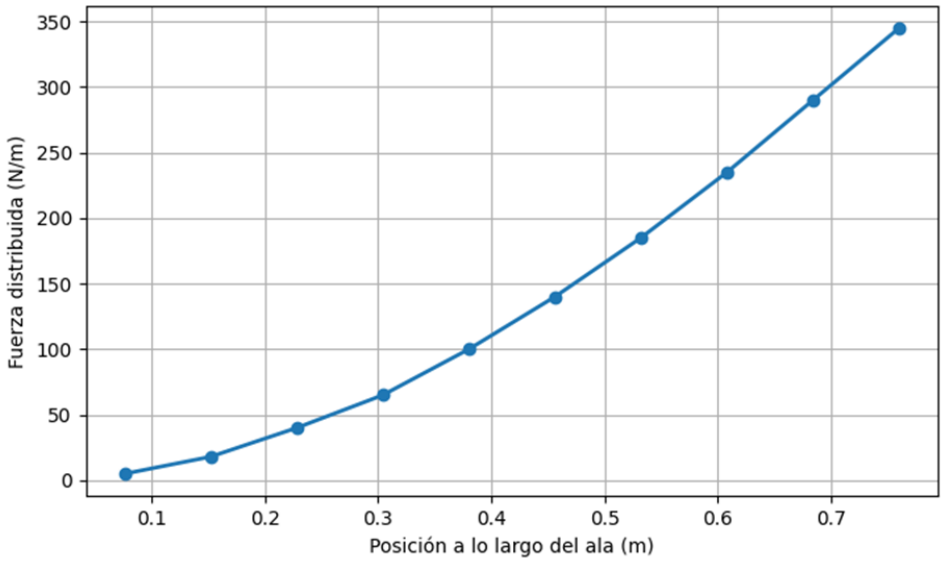


Fig. 7. Distribución de fuerza a lo largo del ala.

A partir de esta carga distribuida, el esfuerzo cortante se obtuvo mediante la integración espacial de la carga a lo largo de la envergadura, mientras que el momento flector se calculó integrando el esfuerzo cortante. La figura 8 presenta los resultados obtenidos a partir del modelo teórico basado en la distribución de presión aerodinámica a lo largo del ala.

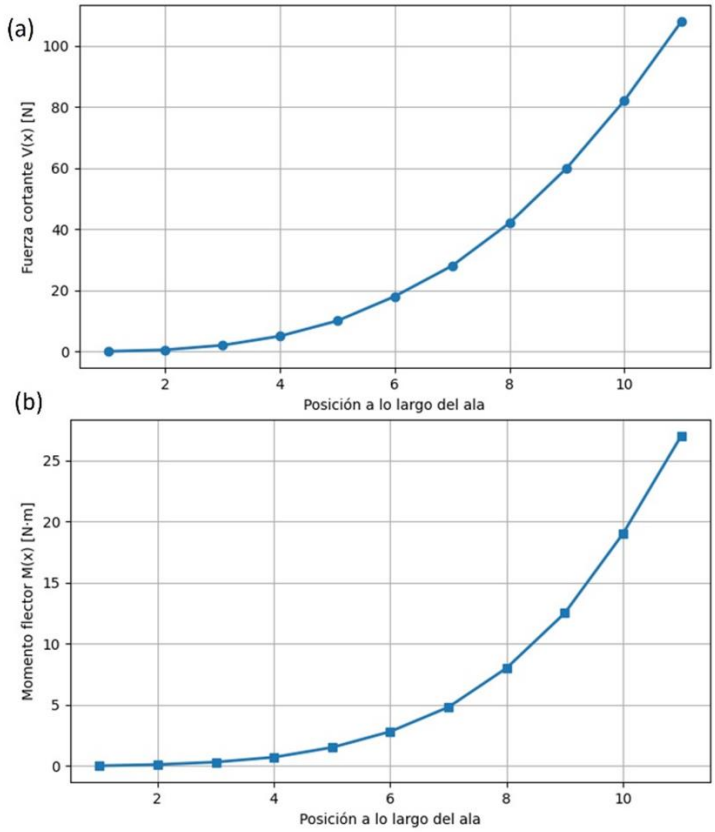


Fig. 8. (a) Distribución de la fuerza cortante y (b) momento de flexión en el ala.

En la figura 8(a) se muestra la distribución de la fuerza cortante $V(x)$, mientras que la figura 8(b) ilustra la distribución del momento flector $M(x)$a lo largo de la longitud del ala.

En la figura 8(a) se observa un incremento progresivo de la fuerza cortante conforme aumenta la posición a lo largo del ala, lo cual es consistente con la integración acumulativa de la carga aerodinámica distribuida. Este comportamiento es característico de estructuras tipo viga sometidas a cargas no uniformes, donde la fuerza cortante alcanza sus valores máximos en la región cercana a la raíz del ala.

Por su parte, la figura 8(b) muestra una evolución no lineal del momento flector, con un crecimiento pronunciado hacia la zona de mayor carga. Esta tendencia refleja directamente la integración del esfuerzo cortante y permite identificar las regiones críticas importantes en un análisis estructural, particularmente aquellas asociadas a cargas por flexión.

La comparación entre los resultados teóricos y los obtenidos mediante el modelo de elementos finitos (FEM) muestra una consistencia cualitativa y cuantitativa en la distribución de esfuerzos y deformaciones. El modelo FEM confirma que las zonas de mayor momento flector y fuerza cortante coinciden con las regiones donde se concentran los esfuerzos máximos de von-Mises y deformaciones totales.

Asimismo, los valores máximos de esfuerzo y deformación obtenidos por FEM se encuentran dentro del rango esperado a partir del análisis teórico, validando el enfoque simplificado basado en la integración de la carga aerodinámica. Las diferencias observadas pueden atribuirse a efectos tridimensionales y rigidez local de la geometría, los cuales no son capturados completamente por el modelo teórico unidimensional.

CONCLUSIÓN

En este trabajo se presentó un estudio integral del perfil aerodinámico AG35 aplicado a un ala para vehículos aéreos no tripulados en aplicaciones agrícolas, combinando análisis aerodinámico, estructural y fabricación mediante manufactura aditiva. Los resultados aerodinámicos, obtenidos mediante simulación CFD y ensayos experimentales, mostraron que el perfil AG35 ofrece un desempeño adecuado a bajo número de Reynolds, alcanzando coeficientes de sustentación elevados y un incremento controlado del arrastre a ángulos de ataque moderados, lo que lo hace propicio para misiones de monitoreo a bajas velocidades.

El análisis estructural, desarrollado a partir de un enfoque teórico basado en la distribución de presión aerodinámica y validado mediante elementos finitos, evidenció una buena concordancia entre ambos métodos. Los esfuerzos de von-Mises y las deformaciones totales obtenidas son significativamente inferiores a los valores típicos del PLA fabricado por FDM, lo que indica un amplio margen de seguridad bajo las condiciones de carga consideradas.

Adicionalmente, los resultados confirman que la manufactura aditiva por FDM constituye una alternativa viable y de bajo costo para la fabricación de prototipos estructurales de alas para VANT agrícolas, considerando criterios de rigidez y control dimensional. En conjunto, el enfoque propuesto demuestra la factibilidad del uso del perfil AG35 y del material PLA para aplicaciones de VANT de monitoreo agrícola, y sienta las bases para futuros estudios orientados a optimización estructural, evaluación dinámica y validación en vuelo.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) y al Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIIA) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL) por el apoyo institucional brindado, así como por las facilidades de infraestructura, recursos académicos y técnicos proporcionados para el desarrollo de este trabajo. Asimismo, se reconoce el respaldo del programa PROACTII, cuyo apoyo fue fundamental para la realización de las actividades de investigación, simulación y análisis presentadas en este estudio.

REFERENCIAS

1. Islas-Narváez, E.A.; Ituna-Yudonago, J.F.; Ramos-Velasco, L.E.; Vega-Navarrete, M.A.; García-Salazar, O. Design and determination of aerodynamic coefficients of a tail-sitter aircraft by means of CFD numerical simulation. *Machines* **2023**, *11*, 17. https://doi.org/10.3390/machines11010017.
2. Wisnoe, W.; Effendy, R.; Nasir, M.; Kuntjoro, W.; Mohd, A.; Mamat, A.B. Wind tunnel experiments and CFD analysis of blended wing body (BWB) unmanned aerial vehicle (UAV) at Mach 0.1 and 0.3. *Proc. Int. Conf.*, **2009**.
3. Ventura Díaz, P.; Yoon, S.; Theodore, C.R. High-fidelity computational aerodynamics of the Elytron 4S UAV. In *Proceedings of the AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018. https://doi.org/10.2514/6.2018-1266 .
4. Grondin, G.; Thipyopas, C.; Moschetta, J.-M. Aerodynamic analysis of a multi-mission short shrouded coaxial UAV: Part III—CFD for hovering flight. In *Proceedings of the 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2010. https://doi.org/10.2514/6.2010-5073 .
5. Ke, Y.; Yu, H.; Chi, C.; Yue, M.; Chen, B.M. A systematic design approach for an unconventional UAV J-Lion with extensible morphing wings. In *Proceedings of the IEEE International Conference on Control and Automation (ICCA)*, 2016, pp. 44–49.
6. Paiva, E.; Llano, M.; Rodas, J.; Gregor, R.; Rodríguez-Piñeiro, J.; Gomez-Redondo, M. Design and implementation of a VTOL flight transition mechanism and development of a mathematical model for a tilt-rotor UAV. In *Proceedings of the ICA-ACCA*, 2018, pp. 1–6. https://doi.org/10.1109/ICA-ACCA.2018.8609836 .
7. Maqsood, A.; Go, T.H. Optimization of transition maneuvers through aerodynamic vectoring. *Aerospace Science and Technology* **2012**, *23*(1), 363–371.
8. Yüksek, B.; Vuruşkan, A.; Özdemir, U.; Yükselen, M.A.; İnalhan, G. Transition flight modeling of a fixed-wing VTOL UAV. *Journal of Intelligent & Robotic Systems* **2015**. https://doi.org/10.1007/s10846-015-0325-9 .
9. Chen, L.; Guo, Z.; Hou, Z. Research on the effect of propeller slipstream on twin-boom UAV trim characteristics. In *Proceedings of the AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2016.
10. Adjustment of k–ω SST turbulence model for improved prediction of stall on wind turbine blades. *Linköping University*, Sweden, 2011. Available online: http://www.ep.liu.se/ecp/057/vol15/009/ecp57vol15_009.pdf .
11. Jaszczur, M.; et al. Investigation of aerodynamic parameters of a solar plane airfoil using CFD modeling. *Computer Science* 2021, *22*(1), 123–142. https://doi.org/10.7494/csci.2021.22.1.3569 .

Diseño de filtro transversal basado en amplificación distribuida para comunicaciones inalámbricas de banda ultra-ancha

Jorge Aguilar Torrentera, Eduardo José Lorenzo Cañizares, César González Cervantes
Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Departamento de Posgrado en Ingeniería Eléctrica, San Nicolás de los Garza, NL, México
eduardo.lorenzocz@uanl.edu.mx, cesar.gonzalezcr@uanl.edu.mx
Autor de correspondencia jorge.aguilart@uanl.mx

RESUMEN

Los sistemas de banda ultra-ancha han tenido avances notables en su investigación, desarrollo y, de manera destacada, en su normalización por diferentes consorcios internacionales de telecomunicaciones. Estos sistemas estan orientados a la transmisión de información codificada a velocidades de algunos gigabits por segundo para enlaces inalámbricos de potencia baja y área de cobertura pequeña. En este artículo se muestra que los filtros transversales de amplificación distribuída constituyen una solución atractiva para los sistemas inalámbricos de banda ultra-ancha. Se detalla el desarrollo de un filtro transversal basado en el principio de amplificación distribuida, el cual se diseña como la etapa "front-end" del receptor. En particular, se muestra un método que permite conformar pulsos de banda ultra-ancha en forma de señales monociclo gausiano. Se analiza una arquitectura de circuito distribuido que reduce el nivel de ruido equivalente del filtro electrónico y se contrasta el desempeño del filtro transversal basado en celdas de Gilbert. Se ilustra el filtro implementado en forma de un circuito de microondas.

PALABRAS CLAVE

Filtro transversal distribuído, amplificación distribuída, sistemas banda ultra-ancha, celdas de Gilbert.

ABSTRACT

UWB systems have had significant advances on research, development and normalization by different international telecomunication consortiums. Transversal filters constitute an attractive solution for data reception at high-speed aplications. This article gives an insight into the fundamental concepts for the development of transversal filters based on the distributed amplification approach. In particular; the method enables shaping pulses conformed as gaussian monocicle signals. The approach is explored based on the selection of a proper filter architecture that introduces lower noise and hence reducing the equivalent thermal noise level of the electronic filter. The functionality of the filter termed a dual-gate transmission line architecture is contrated against a filter design with Gilbert cells. An implementation is ilustrated as a microwave integrated circuit.

KEYWORDS

Distributed transversal filter, distributed amplification, ultra-wideband systems, Gilbert cellst.

INTRODUCCIÓN

El futuro de muchos sistemas actuales pasa por la conectividad inalámbrica, que abilitará la funcionalidad todo tipo de dispositivo a transmitir información sin necesidad de usar cables. La industria especializada en este campo está trabajando intensamente para incrementar la capacidad de transferencia de datos. En el ámbito profesional, las comunicaciones inalámbricas están adquiriendo una relevancia muy superior a la del pasado, gracias a la llegada de nuevas tecnologías emergentes en el campo de la robótica,

Internet de las cosas (IoT) y los futuros vehículos autónomos, entre otras. Las tecnologías inalámbricas de área local (WLAN, por sus siglas en inglés) más utilizadas en nuestros días, como Wi-Fi y Bluetooth,[1-2] fueron desarrolladas con el objetivo de interconectar sin hilos distintos dispositivos en un entorno de cortas distancias a unas velocidades moderadas. Sin embargo, estas tecnologías presentan aún serias limitaciones, entre las que se destacan: velocidad de transmisión reducida con respecto al volumen de información, autonomía de funcionamiento limitada y mejoras en la seguridad de transmisión de información.

La figura 1 muestra una ilustración de un ecosistema digital inteligente, en la que se muestra el ejemplo de un número importante de dispositivos interconectados dentro de un área limitada. La naturaleza variada de las aplicaciones otorga una gran importancia a la escalabilidad y adaptabilidad de cualquier arquitectura de sistema, el cual representa un criterio importante para la adopción basada en estándares. Se requieren estándares que tengan el potencial para realizar un nuevo conjunto de aplicaciones. Sin embargo, hasta la fecha no se han cumplido con otras tecnologías inalámbricas de corto alcance actualmente disponibles (por ejemplo, LAN 802.11 y PAN Bluetooth); esto ha llevado a la formación del IEEE 802.15.3a, Task Group,[3] encargado de desarrollar un estándar de capa física basado en UWB para el desarrollo de componentes radio.



Fig. 1. Ecosistema digital actual de los hogares (cortesía: www.dreamstime.com).

En la tabla I se muestran algunos de los parámetros que caracterizan a redes Wifi y Bluetooth, como ejemplos de redes inalámbricas que permiten el desarrollo de ecosistemas digitales.

Tabla I. Algunos parámetros de redes Wifi y Bluetooth.[1-2]

Parámetros	Redes Wifi 802.11ax a 2,4 y 5 GHz	Bluetooth v5
Velocidad	600 Mbps por stream (80 MHz) Máx. 10000 Mbps	2 Mbps
Alcance máximo	70 m	300 m
Protocolos existentes de seguridad	WEP, WPA, WPA2, and WPA3.	Proceso de pairing, envío de Passkey, LTK (Long Term key).

Con el fin de mejorar notablemente los parámetros de la tabla I, aparece una tecnología, nueva en el ámbito civil, que tiene gran tradición de uso en el campo militar, conocida por ultra banda-ancha o UWB (Ultra Wide-Band). UWB es una tecnología de radiofrecuencia, que se ha desarrollado desde la década de los años 60's. Es por tanto, una tecnología que ha demostrado su potencial en comunicaciones personales y entre dispositivos. Además, si bien inicialmente los equipos UWB eran muy caros debido a la utilización de componentes discretos en las implementaciones, la situación ha cambiado radicalmente con la aparición de los circuitos integrados monolíticos de microondas (MMIC, por sus siglas en inglés). UWB promete revolucionar las redes caseras en los hogares, teniendo aplicaciones tales como la transmisión de imágenes de una cámara digital hacia una computadora, distribuir señales de alta densidad de televisión (HDTV) de un receptor a múltiples aparatos de televisión a lo largo de una casa, la conexión de impresoras a una

computadora, es decir; el remplazo cualquier "cable de información" en el perímetro de un cuarto de una casa, oficina, escuela, hospital o en la industria.[4]

La Comisión Federal del Comunicaciones (FCC, por las siglas en inglés) es una comisión Estadounidense que ha emitido reglas para operar a los dispositivos UWB a una potencia radiada isotrópica equivalente (EIRP, por sus siglas en inglés) de -41.3 dBm/MHz, en un espectro libre de 3.1 a 10.6 GHz con emisiones fuera de banda que tienen niveles de energía extremadamente bajos (ver figura 2a).[4] Los límites de las emisiones en banda y fuera de banda tienen el objetivo de asegurar que los dispositivos UWB no causen interferencia significativa con servicios licitados y otras operaciones importantes de radio, entre las que se encuentran la telefonía celular, PCS, GPS, 802.11.a, frecuencias satelitales, y canales de radio terrestre.

El 14 de febrero de 2002, la FCC emitió las reglas que gobernarán los dispositivos que trabajen en bandas libres, y entre ellas, los dispositivos para los sistemas de comunicación UWB.[5] Por ejemplo, la figura 1b muestra la máscara de emisión para comunicación en interiores. El uso de la tecnología UWB bajo la supervisión de la FCC ofrece capacidades de tasas de transmisión del orden de algunos Gbps con área de cobertura de hasta 10 m. La figura 2b tiembien muestra las máscaras de emisiones en banda y fuera de banda en otras regiones del mundo. El estándar incluye la regulación de emisiones para los dispositivos UWB con la finalidad de mantener compatibilidad con los servicios de radio existentes y planificados. Los dispositivos pueden operar utilizando el espectro ocupado por los servicios de radio sin causar interferencia que degrade el desempeño, permitiendo un mejor uso del espectro radioeléctrico.

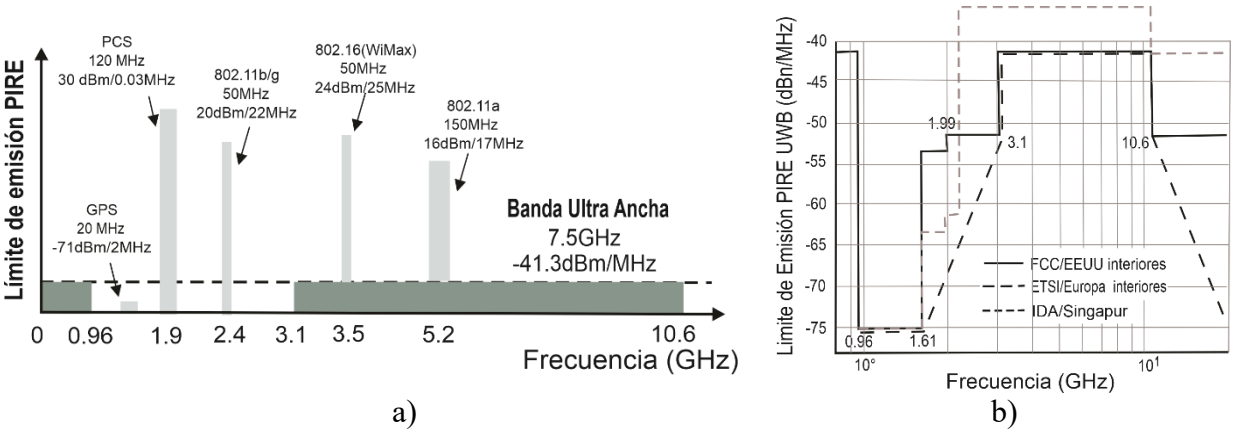


Fig. 2. Espectro UWB: (a) asignación de banda UWB y otras redes inalámbricas existentes; (b) Máscara de emisión UWB de diferentes regiones.

La FCC define las señales de UWB como aquellas que tienen una fracción de ancho de banda menor o igual a 0.20, o una UWB con ancho de banda de al menos 500 MHz. La definición precisa de UWB es "la banda de frecuencias delimitada por los puntos que son 10 dB menores a la mayor radiación de emisiones". Además, se ha propuesto UWB para los estándares de la capa física de las futuras redes de área personal inalámbricas de alta velocidad (WPAN, por sus siglas en inglés).[6] Una propuesta se denomina multi-canalización por división de frecuencia ortogonal multibanda (MB-OFDM) y la otra es banda ultra-ancha de secuencia directa (DS-UWB). En el caso de IEEE 802.15.4a, la propuesta de DS fue aprobada para radios de baja velocidad debido a que el protocolo de transmisión utiliza espectro disperso.[7] Además, se está discutiendo la incorporación de UWB como capa física para Bluetooth, en el caso de IEEE 802.15.1 así como el estándar ECMA-368, que coincide con el ISO/IEC 26907 y emplea OFDM multi-banda (MB-OFDM).

En el presente trabajo se considera la transmisión de pulsos UWB conformado para los anchos de banda del espectro disponible sin emplear algún esquema de multi-canalización. Funcionalmente, esta capacidad elimina la necesidad de conmutar entre distintos amplificadores de bandas más estrechas y, por lo tanto, contribuye a incrementar el rendimiento, ahorrar tiempo y costo de la implementación. Las grandes ventajas

que se derivan del gran ancho de banda de los sistemas de comunicaciones UWB permiten el desarrollo de sistemas inalámbricos de corto alcance en decenas de metros y velocidades de transmisión de varios gigabits/s. Además, pueden emplearse como la etapa "front-end" del receptor al proveer cierto nivel de amplificación de señales de RF al emplear los modernos transistores de microondas.

En particular, el presente trabajo tiene como propósito realizar un estudio comparativo entre estructuras distribuidas que se han publicado ampliamente en la literatura, ([8-9] por ejemplo) con el fin de evaluar su desempeño para uso potencial en los sistemas de comunicaciones UWB. Los filtros transversales de banda ancha a considerar posibilitan la conformación de pulsos de duración en el régimen de fracciones de nanosegundo.

MARCO TEÓRICO

Para comprender los retos de los sistemas UWB se citan algunos parámetros de los sistemas UWB en cuanto a la capa física[14] Se requieren velocidades de transmisión desde 110 Mbps para enlaces de 10 metros, 480 Mbps a un metro y hasta 1.6 Gbps en distancias más cortas. Los filtros transversales como conformadores de pulsos pueden satisfacer ampliamente estos requerimientos.[10]

Se propone emplear el uso de filtros transversales como procesadores de señales que permiten generar y procesar pulsos de alta velocidad de acuerdo con una función preestablecida.[10] Las implementaciones de filtro deberán modular directamente una forma de onda de tipo impulso con tiempos de subida / bajada pequeños que ocupan varios GHz de ancho de banda. En la referencia,[11] se propone utilizar un pulso UWB definido como el monociclo gaussiano, el cual es obtenido por diferenciación de la forma de onda gaussiana estándar. Esta formalización se ha utilizado para evaluación analítica de sistemas UWB. La forma de onda viene dada por:

$$u_g(t) = A\left[1 - 4\pi\left(\frac{t}{T_d}\right)^2\right] e^{\left(-2\pi(t/T_d)\right)^2} \tag{1}$$

donde la amplitud A se puede utilizar para normalizar la energía del pulso y T_d es el parámetro de duración de pulso. La figura 3 muestra este pulso monociclo. Se muestra que el pulso tiene una asimetría espectral que se asegura un nivel nulo a corriente directa, sin embargo; poseé una energía significative cerca de la frecuencia 0 Hz y se extiende hasta el ancho de banda del sistema, $B_S \approx 1/T_d$.

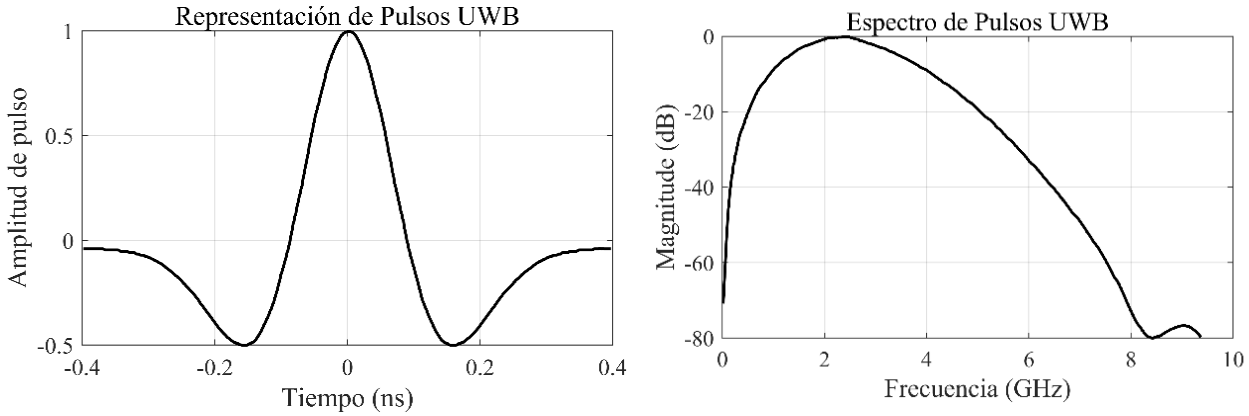


Fig. 3. Forma de onda de pulso UWB de amplitud normalizada. Monociclo gaussiano en el dominio del tiempo y en el dominio de la frecuencia.

Claramente, tales pulsos de banda base no son adecuados para la máscara espectral FCC y apuntan a la necesidad de otras formas de pulso. Uno de estos pulsos de banda ancha que se adapta mejor al control

espectral dentro de la máscara se muestra en la figura 4.[1] Este pulso es simétrico espectralmente y se puede describir como una portadora de RF con ventana Hanning.

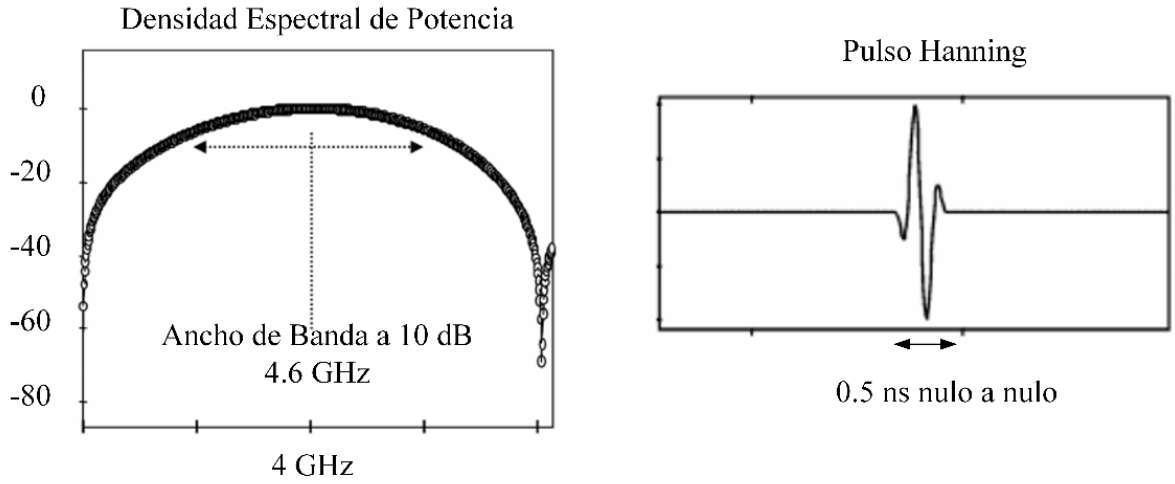


Fig. 4. Espectro de la onda de pulso UWB y pulso de duración 0.5 ns.

El pulso UWB se caracteriza por dos parámetros f_c, f_s, donde f_c es la frecuencia deseada en el centro de banda y f_s es una frecuencia de modulación que afecta principalmente al ancho de banda de la señal transmitida. El pulso es generado modulando una señal portadora RF a la frecuencia central deseada f_c con una ventana de Hanning dada por:

$$u_H(t) = 0.5\left[1-\cos\left(2\pi f_s t\right)\right]\cos\left(2\pi f_c t\right) \tag{2}$$

Los pulsos de la ecuación 2 garantiza de que se transmita bajo nivel de energía por encima de las bandas de las frecuencias de corte. Utilizando identidades trigonométricas en la ecuación 2, uno puede ver que el pulso tiene tres componentes con un perfil cosenoidal que están limitadas por una ventana en tiempo. La duración de la función compuerta que limita la extensión temporal del pulso puede ser igual al tiempo de bit de duración aproximada de 0.5 ns.

Un diseño práctico de circuitos de microondas que generen una portadora con "la envolvente de Hanning" implica la utilización de mezcladores con anchos de banda de modulación amplios. Esto es complicado además de requerir demodulación síncrona para detección del puiso en el receptor. En este artículo proponemos el método de filtrado transversal basado en el principio de amplificación distribuida que permite la conformación de pulsos propuesta.

DISEÑO DE FILTROS TRANSVERSALES

La figura 5 muestra un esquema conceptual del filtro transversal distribuido (DTF, por sus siglas en inglés). Para un modelado preciso de DTF, es necesario distinguir los componentes de circuitos distribuidos que retrasan y amplifican los pulsos de entrada de los componentes que dan forma a pulsos ultracortos. La limitación inherente del ancho de banda de todas las celdas activas distribuidas debe tenerse en cuenta en el modelo e incluirse como una función de frecuencia de banda ancha. La función de modelado de pulso general introduce un retardo plano y una distorsión en banda baja sobre la función de paso de banda del filtro. Por lo tanto, un pulso estrecho ideal aplicado a la entrada (representación superior izquierda en la

figura 5), dará como resultado una dispersión de los pulsos de salida de los bordes con un aumento más lento que el original (representación inferior derecha).

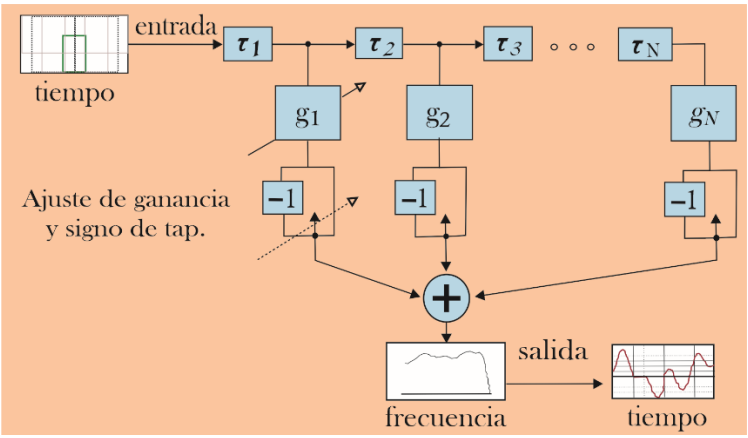


Fig. 5. Esquema conceptual para el filtro transversal con retardos de etapa diferencial desiguales y ganancias de derivación desiguales.[9]

Las estrategias de diseño de circuitos analógicos, consideradas previamente para DTF de velocidad de símbolo en,[12] se aplican para el diseño del filtro propuesto. Las ganancias de derivación se ajustan aplicando voltajes de polarización externos para establecer el vector de peso de ganancia de tap $\boldsymbol{g} = (g1, g2, \ldots, g_N)$; normalizadas con la ganancia máxima que se establece de manera efectiva por los dispositivos activos (transconductancias). Como se muestra a continuación, los pulsos de entrada se retardan mediante la conexión en cascada de secciones básicas de retardo y el vector de retardo diferencial $\boldsymbol{\tau} = (\boldsymbol{\tau}1, \boldsymbol{\tau}2, \ldots, \boldsymbol{\tau}N)$ se pueden aproximar al retardo entre etapas analógico requerido para la conformación del pulso. La respuesta de un filtro transversal de N -etapas está dada por:[12]

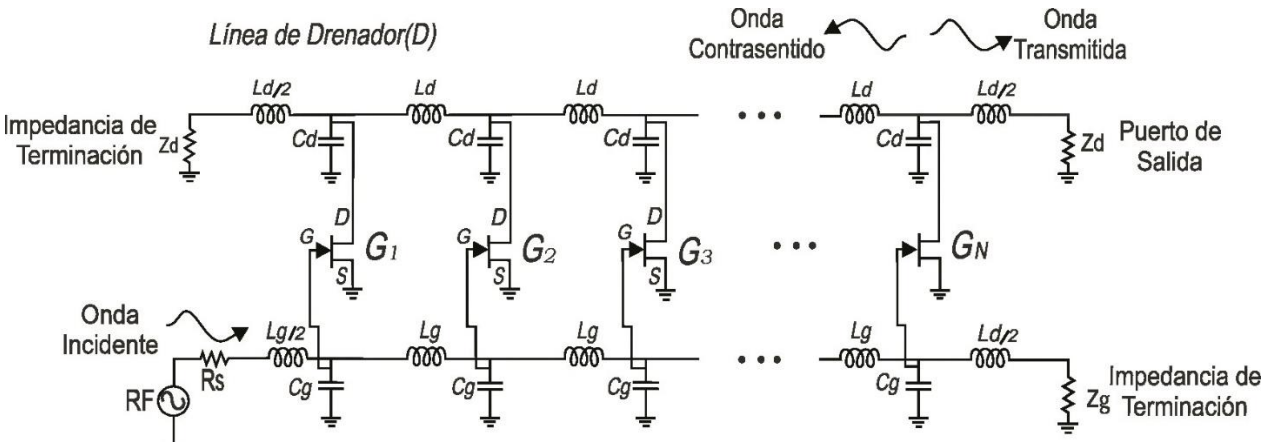
$$h_{DTF}(t) = \sum_{n=1}^{N} G_n p\left(t - \sum_{k=1}^{n} \tau_k\right), \tag{3}$$

donde $p(t)$ es el pulso de entrada angosto.

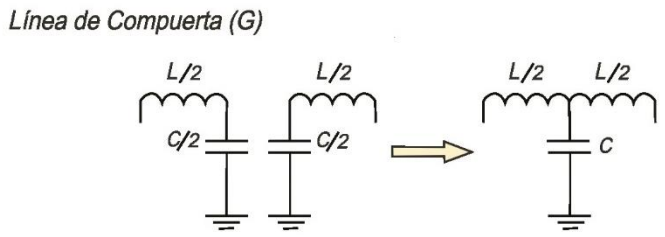
Para tal funcionalidad, se precisa de una topología de celda que sintetice los coeficientes de la función con valores positivos y negativos. Los coeficientes G_n en la ecuacion 3 denotan a elementos de un vector de coeficientes de gananacia ajustable con valores positivos y negativos. Como se observa en la figura 5, la arquitectura de los filtros de respuesta finita (FIR, por sus siglas en inglés) presentan grados de libertad en la selección de las ganancias (G) por etapa o *tap* así como el retardo entre *taps* (τ). En lo sucesivo, el filtro se trata como un amplificador distribuido, el cual estará formado por varias etapas de amplificación aditiva.

La figura 6 ilustra los elementos de un amplificador distribuido convencional. Éste se forma por dispositivos activos conectados en paralelo. Los elementos activos presentan capacitancias intrínsecas parásitas que se absorben para formar líneas de transmisión resultando en estructuras de alta frecuencia con anchos de banda cercanos a la figura de mérito de los dispositivos activos. Dichas estructuras se conocen como líneas de transmisión artificiales (ATL, por sus siglas en inglés). La señal de entrada viaja a lo largo de la línea para alimentar a cada elemento activo distribuido[13] de tal manera que el voltaje en el puerto de salida se genera por los acoplamientos activos a lo largo de la línea de entrada dando lugar a la amplificación aditiva. Esta característica requiere que la línea de entrada (compuerta) y la línea de salida (drenador) tenga el mismo retardo de fase, es decir; éstas se encuentren sincronizadas.

Las ATLs se comportan como elementos de parámetros concentrados *LC* que se analizan como una conexión periodica de estructuras básicas en "T", como se muestra en la figura 6b [13]. Las capacitancias en derivación corresponden a la capacitancia parásita de los dispositivos activos. Para tener acoplamiento de banda ancha, las capacitancias de los dispositivos se absorben para formar una ATL de impedancia característica de 50 Ohms. Esto requiere la síntesis de inductancias utilizando microcintas de impedancia característica alta y así las terminaciones ohmicas de las líneas pueden absorber la onda incidente debido al acoplamiento de impedancia. Cada sección básica en *T* introduce un retardo de onda dado por $\sqrt{(LC)}$. Para el diseño de filtros, se requiere una conexión en serie de *n*-etapas, lo que incrementa el retardo de la onda en dicha sección por $n\sqrt{(LC)}$.



a)



b)

Fig. 6. Amplificador distribuido. a) diagrama esquemático con HEMT, b) estructura en T básica.

Filtro de línea de drenadora dual y filtro con celda de Gilbert

La posibilidad de ajustar signo de tap de un filtro transversal puede realizarse de dos maneras. Un método es la transmisión diferencial de señales en líneas de transmisión paralelas. Esto se lleva acabo através de acoplamientos en los nodos de acceso de los dispositivos activos y conversión de la componente de onda diferencial incidente en el puerto de salida usando un circuito balun [9]. En otra opción, el cambio de signo puede resolverse en cada nodo de la estructura distribuída al incluir una celda de circuito diferencial, tal como la celda Gilbert, que permite acoplar en la línea de transmisión de salida pulsos con diferente signo.[4]

La figura 7 ilustra la estructura para la realizar la síntesis de filtro y que ha sido ampliamente investigada.[9-10,12,14] Las 3 líneas de retardo de la estructura se diseñan como líneas de transmisión artificiales. La línea de transmisión de entrada es la línea de compuerta común (ATL-*G*) mientras que las líneas superior e inferior son las dos líneas de drenador (ATL-*D*). En particular, las líneas ATL-*D* se pueden

tratar como líneas paralelas apareadas creando un acoplamiento activo diferencial.[15] Para tal efecto, la componente diferencial de la onda incidente (propagándose en contrasentido) se obtiene por el desbalance del circuito balun a la salida como se ilustra en la figura 7.

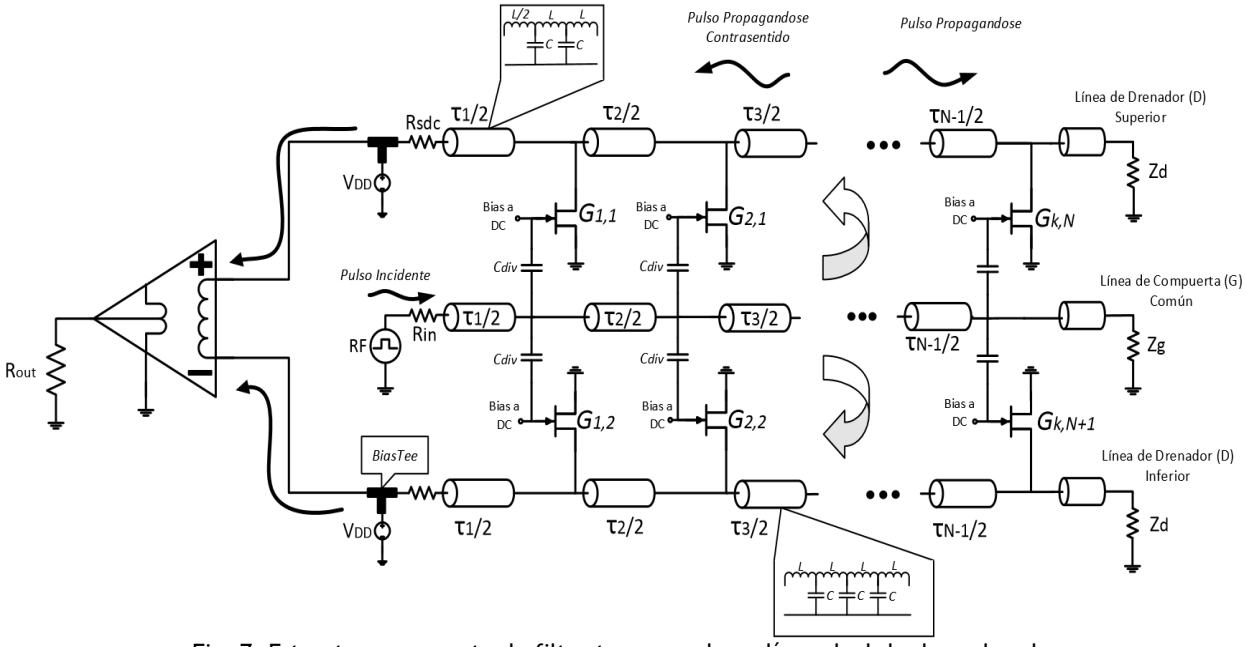


Fig. 7. Estructura propuesta de filtro transversal con línea dual de drenadorador.

Para obtener una línea paralela apareada diferencial, los componentes de las señales transmitidas deberán ser complementarias. Para tal fin, los valores de transconductancia de los dos dispositivos acoplados en el mismo nodo de compuerta emplean las siguientes relaciones de transconductancia alta (g_a) y transconductancia baja (g_b):

$$\begin{cases} g_{a,k} = g_{m,0} + \Delta g_{k,} \\ g_{b,k} = g_{m,0} - \Delta g_{k,} \end{cases} \tag{4}$$

donde $g_{m,0}$ representa un valor de transconductancia de referencia y Δg_k representa una variación de nivel de transconductancia. El valor de referencia se elige como el valor medio del intervalo de valores de transconductancia del FET que puede tomar el FET en modo de saturación de canal. Entonces, la ganancia de celda diferencial G_k se determina por la ecuación:

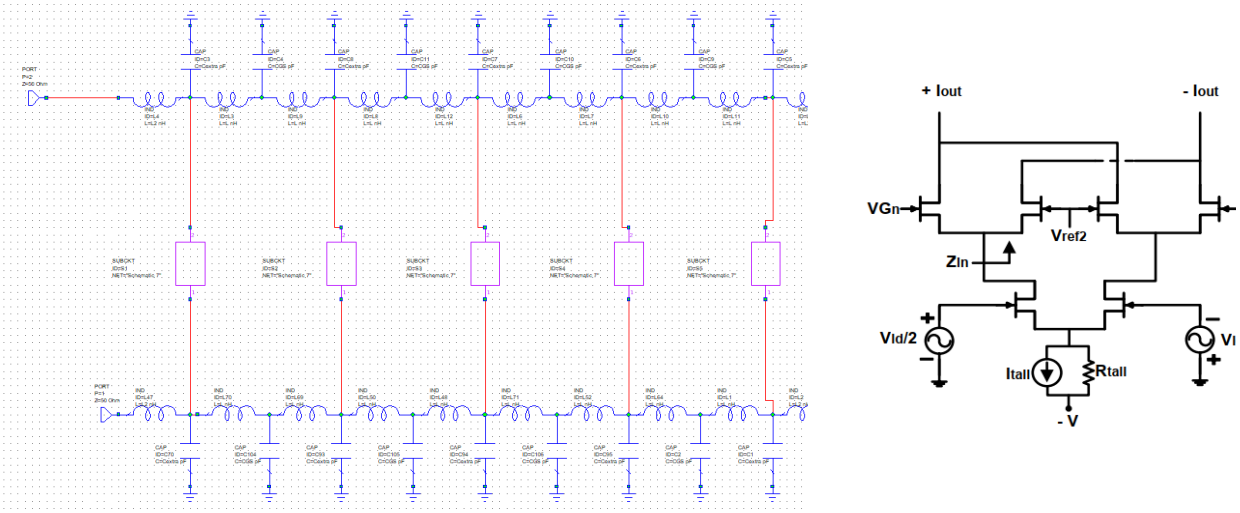
$$G_k = g_{a,k} - g_{b,k} \ , \tag{5}$$

donde la máxima ganancia de celda diferencial ($G_{k,\max}$) puede ser igual a la máxima transconductancia de un FET, el cual se obtiene al aplicar voltaje de compuerta altos sin degradar la transconductancia del dispositivo.[16]

Por otro lado, en el diseño MMIC basado en celdas de Gilbert, cada celda en los filtros transversales se usa como un amplificador de ganancia controlada.[8] En el *setup* de la simulación la figura 8a, los subcircuitos corresponden a la celda de Gilbert mostrada en la figura 8b. La parte superior de la celda de Gilbert consiste de dos pares de fuente acoplada, de los cuales, las terminales de drenador de dos FETs en las dos celdas diferenciales se conectan para producir señales diferenciales, las cuales son controladas por voltajes de alimentación de compuerta. La celda de Gilbert puede trabajar como un dispositivo de alta frecuencia. Esto

en virtud del fuerte desacoplo entre la impedancia de entrada, Z_{in} (ver figura 8b) y la impedancia del par fuente acoplada de entrada.[17] Para el diseño de filtro transversales, la impedancia de la celda está diseñada para acoplarse directamente a la línea de transmisión artificial de característica impedancia de 50 Ω mientras la impedancia alta de la celda de Gilbert resulta en un excelente acoplamiento en la línea de salida.

La implementación a nivel de transistores requiere varios niveles de alimentación de corriente directa. La fuente de corriente de alimentación I_{tail} deberá tener una resistencia muy alta para asegurar características eléctricas simétricas de las celdas, lo que lleva al diseño de un espejo de corriente y por ende un mayor número de FETs y mayores niveles de alimentación.[17]



a) b)

Fig. 8. Simulación de filtros transversal con celda de Gilbert usando Microwave Office®. a) configuración con dos líneas de transmisión artificial, b) celda de Gilbert como subcircuito del filtro.

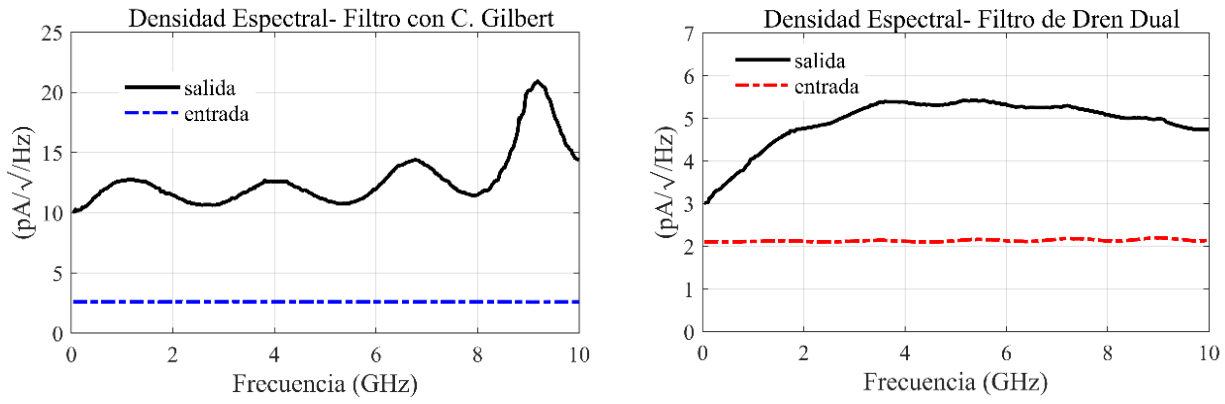
Comparación en el desempeño

Para comparar ambas estructuras es necesario considerar el hexágono de RF[18] para discutir los compromisos de diseño de ambos filtros en término de: potencia de alimentación, ruido, ganancia y complejidad. Por otro lado, la estabilidad y la linealidad no tienen relevancia en el diseño de filtros transversales para aplicaciones de baja potencia.

Es evidente que la celda de Gilbert presenta una mayor complejidad con respecto a la celda de transistores acoplados. Además, el uso de celdas requiere usar voltajes de alimentación más altos y, por ende; se incrementa el consumo de potencia sustancialmente en las resistencias de terminación. El requerimiento de bajo ruido resulta de gran interés dada la aplicación. La figura 9 muestra resultados de simulación de la densidad espectral de corriente de ruido de ambos filtros transverasales. El transistor empleado es el transistor de heterounión HEMT de bajo nivel de ruido NE3210. En ambas implementaciones, las ganancias de tap se ajustaron a su nivel más alto. Los resultados de densidad de ruido de salida reflejan en cierto grado el nivel de complejidad de las celdas. La densidad de corriente de salida de la configuración con celdas de Gilbert resulta ser al menos dos veces la densidad de corriente de salida de la configuración de filtro con drenador dual.

La figura de ruido de los filtros transversales define la relación señal a ruido y por tanto el rendimiento de tasa de errores del enlace.[19] Por tanto, la posibilidad de incrementar la ganancia en voltaje promedio de cada celda resulta fundamental. Para tal fin, los transistores modernos de microondas tienden a incrementar

la ganancia en voltaje intrínseco.[20] Así mismo, uno puede implementar transistores en MMIC escalando la transconductancia máxima con el ancho de compuerta del HEMT.



a) b)

Fig. 9. Densidades de corriente de ruido de entrada y salida simuladas para filtro basado en celda de Gilbert (a) y filtro basado en línea de drenador dual (b).

En cuanto a la configuración del filtro de drenador dual, la utilización de transistores con ganancia de voltaje intrínseca alta no solamente aumenta la transconductancia sino que también reduce la conductancia del canal de drenador. Esto último reduce las pérdidas en ambas ATL-*D* [10] Entonces, la figura de ruido con altos niveles de transconductancia estará limitada finalmente por los elementos parásitos que se absorben en las ATL en la configuración de los filtros transversales de drenador dual.

Por otro lado, en la configuración de filtro transversal de celda de Gilbert, la ganancia en voltaje depende de la transconductancia en los pares de fuente común salida. En un análisis detallado en,[17] se muestra que la impedancia interna Z_{in} se reduce por el mismo factor con el que la transconductancia controlada se incrementa. Entonces, la impedancia de carga del par diferencial de entrada a la etapa seguidora (Z_{in}, ver figura 8) se reduce con el escalamiento de la compuerta para mayor ganancia. Como resultado, la ganancia en voltaje de la celda Gilbert no puede incrementarse al diseñar los pares de salida con mayores tamaños de compuerta. La ganancia de la celda de Gilbert por tanto se fija para cualquier HEMT a la mitad de la transconductancia en la salida. La celda de drenaje dual tiene mejor relación transconductancia a corriente de drenaje (g_m/I_{DS}) que la configuración de la celda de Gilbert. Por lo tanto, el filtros transversal de drenador dual mejora el comportamiento de ruido y ganancia de voltaje.

Aspectos de la síntesis de filtro

El método de síntesis se enfoca en los pulsos de envolvente Hanning. Aplicando identidades trigonométricas a la ecuación 2, se puede observar que el pulso tiene tres componentes con un perfil cosenoidal. Éstas se localizan alrededor de las frecuencias f_s, $f_c - f_s$ y $f_c + f_s$. f_c es la frecuencia en el centro de banda igual a 5.0 GHz y f_s es la frecuencia de modulación igual a 2.3 GHz. La figura 10 muestra puntos de muestreo en donde se tiene inflexión del pulso UWB. El pulso que cumple con el periodo del monociclo deberá tener una duración igual al recíproco de $1/f_s$ igual a 434.7 ps.

Estos puntos de muestreo se traducen en un vector de ganancia normalizada $\mathbf{G} = (0.02, -0.48, 0.98, -0.71, 0.12)$ y vector de retardo diferencial entre etapas $\boldsymbol{\tau} = (78, 89, 97, 76)$ ps referidos a un tiempo total de 434.7 ps.

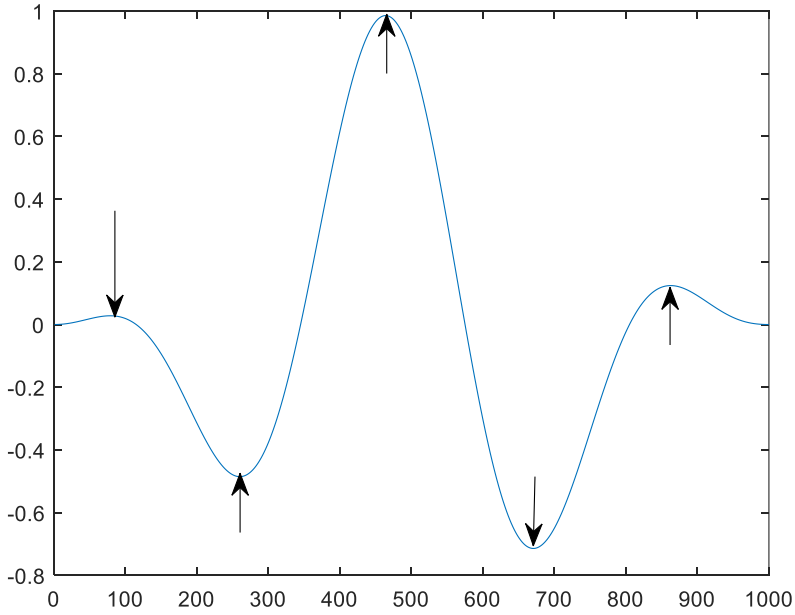


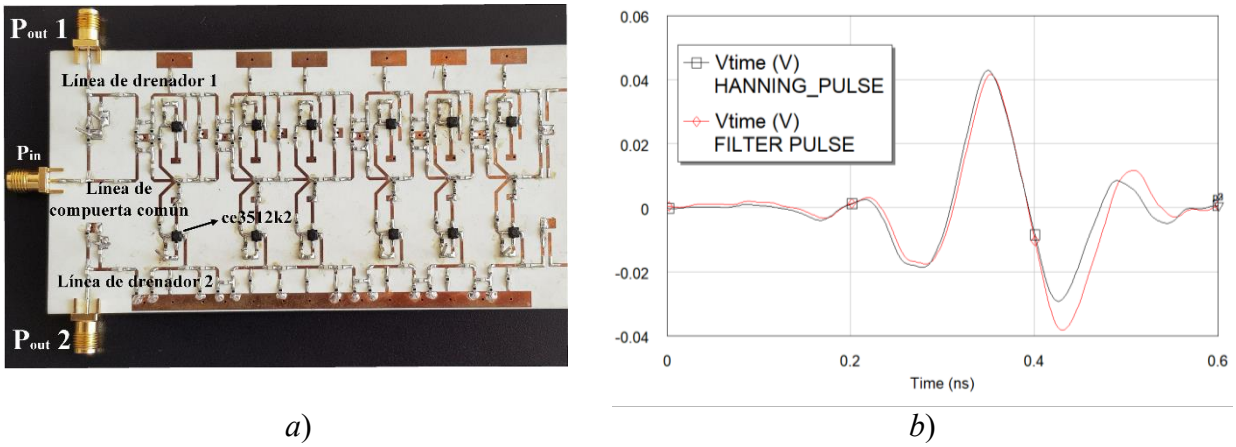
Fig. 10. Pulso con evolvente de Hanning normalizado.

La metodología de diseño ha sido bien documentada en la literatura para aplicaciones de señales multi-tono para sistemas CDMA [9] pero que tiene gran similitud con la generación de pulsos UWB. En el proceso de diseño, se parte del modelo equivalente del HEMT así como la determinación de la frecuencia Bragg con la que se pueden diseñar las ATLs. El diseño debe cumplir el principio de integridad de los pulsos en la que se emplea una función auxiliar que factoriza las limitantes en frecuencia, como se ilustra en la figura 5. Entonces la degradación del tiempo de subida (rise time) de las 5 etapas se puede generalizar para todos los pulsos propagándose en diferentes rutas del filtro de tal manera que se pueda determinar la frecuencia de corte a 3-dB del filtro transversal. Esta selección asegura la tasa de cambio de todos los pulsos a la salida de conformidad a la transición de las componentes senoidales del pulso Hanning.

La figura 11a muestra el prototipo de 5 celdas fabricado como un MIC y transistores discretos HEMT. El retardo total del filtro (tiempo de span) es aproximadamente igual a 450 ps. La figura 11b permite comparar los resultados de simulación con los resultados de medición. Se muestra que el pulso medido y los resultados de simulación muestran una buena correspondencia.

Para este fin se almacenó la forma de onda calculada en el software propietario “Keysight BenchLink Waveform Builder” con la leyenda en inglés HANNING_PULSE y que permite comparar en el mismo eje de tiempo los resultados medidos con la leyenda en inglés FILTER PULSE.

En la medición se hicieron algunos ajustes finos en los voltajes de control de ganancia para ajustar la respuesta. Esto permite constatar que la estructura del filtro transversal tiene un alto nivel de sintonización.



a) *b*)

Fig. 11. Resultados del diseño y fabricación del filtro transversal. a) Fotografía del prototipo de 5 para generación de pulsos de envolvente Hanning, b) Comparación de resultados simulados y medición. Las mediciones se llevaron a cabo con un osciloscopio digital Keysight® PicoScope a 3 GHz en el Laboratorio de Aviónica de CIIIA-FIME UANL.

CONCLUSIONES

Este artículo presenta a los filtros transversales basados en la amplificación distribuida como subsistemas analógicos con capacidades de transmisión y recepción de señales de banda ultra-ancha. Se muestra la capacidad de conformación de pulsos usando estructuras periódicas que proveen tazas de cambio altas para optimización de respuestas en forma de pulsos monocíclicos, en particular; aquellos con características espectrales dentro del intervalo del espectro radioeléctrico solicitado. Además, se muestra una arquitectura de filtro transversal que mejora el desempeño desde el punto de vista de ruido electrónico introducido de tal manera que posibilita la mejora de los márgenes de presupuesto de potencia de los enlaces inalámbricos. Así mismo, el filtro con estructura de drenador dual presenta menor consumo de potencia que aquel para la implementación con celdas de Gilbert. Esta característica es significativa para los equipos terminales de los sistemas inalámbricos móviles o también para los esquemas de redes de sensores inalámbricos que emplean técnicas *energy harvesting*. El diseño del filtro transversal se puede implementar en forma de MMIC con esquemas de fundición comerciales como una solución asequible para el desarrollo de sistemas inalámbricos.

REFERENCIAS

1. S. Roy, J. R. Foerster, V. S. Somayazulu and D. G. Leeper, "Ultrawideband Radio Design: The Promise of High-Speed, Short-Range Wireless Connectivity," *Proc.of IEEE,* Vol. 92, no. 2, Feb. 2004.
2. https://www.incibe-cert.es/blog/seguridad-bluetooth-fortalezas-y-debilidades .
3. G. R. Hiertz, Y. Zang, J. Habetha and H. Sirin, "IEEE 802.15.3a Wireless Personal Area Networks - The MBOA Approach," *11th European Wireless Conference 2005 - Next Generation wireless and Mobile Communications and Services*, Nicosia, Cyprus, 2006, pp. 1-7.
4. "SG3a Alternate PHY Selection Criteria," IEEE, IEEE P802.15–02/105r25, 2002.
5. https://blogthinkbig.com/ultra-wideband .
6. Y. Zhu, J. D. Zuegel, J. R. Marciante and H. Wu, "Distributed Waveform Generator: A New Circuit Technique for Ultra-Wideband Pulse Generation, Shaping and Modulation," *IEEE Journal of Solid-State Circuits*, vol. 44, no. 3, pp. 808-823, Mar. 2009.
7. "IEEE Standard for Information technology-- Local and metropolitan area networks-- Specific requirements-- Part 15.4: Wireless Medium Access Control (MAC) and Physical Layer (PHY) Specifications for Low-Rate Wireless Personal Area Networks (WPANs): Amendment 1: Add Alternate PHYs," in *IEEE Std 802.15.4a-2007 (Amendment to IEEE Std 802.15.4-2006)* , vol., no., pp.1-210, 31 Aug. 2007.

8. Lee, J., Freundorfer, A., "MMIC Adaptive Transversal Filtering using Gilbert Cells and is Suitable for High-Speed Lightwave Systems", *IEEE Photonics Technology Letters*, Vol. 12, Feb., (2000) .
9. J. Aguilar-Torrentera, G. Sánchez, R. Rodriguez-Cruz, y I. Darwazeh, Extending Distributed-Based Transversal Filter Method to Spectral Amplitude Encoded CDMA, *IEICE Trans. electron*., pp. 11, 2018.
10. Aguilar Torrentera, J, "Distributed Design for Multi-Gbit/s Transversal Filter Implementations", Department of Electronic and Electrical Engineering, Ph.D. Thesis, University College London, UK, (2005) .
11. Y. Zhu, J. Zuegel, J. Marciante, and H. Wu, Distributed Waveform Generator: A New Circuit Technique for Ultra-Wideband Pulse Generation, Shaping and Modulation, *IEEE Journal of Solid-State Circuits*, Vol. 44, no.3, Mar. 2009.
12. J. Aguilar-Torrentera and I. Darwazeh, "Dual drain-line distributed cell design for multi-Gbit/s transversal filter implementations," *2005 IEEE International Symposium on Circuits and Systems (ISCAS)*, Kobe, Japan, 2005, pp. 3958-3961 Vol. 4, doi: 10.1109/ISCAS.2005.1465497.
13. T. Wong, Fundamentals of Distributed Amplification, vol. 1, 1 vols. Norwood, MA: Artech House, 1993.
14. Aguilar-Torrentera J, Darwazeh I, "Performance analysis of adaptive transversal filters for high-speed lightwave systems", 2003*University College London Symposium*.
15. Aguilar-Torrentera J. and I. Darwazeh, Performance analysis of a monolithic integrated transversal filter using mixed-mode scattering parameters, *IET Microwaves, Antennas & Propagation*, vol. 1, no. 4, pp. 925-931, 2007.
16. Golio, M., Microwave MESFETs & HEMTs, Artech House, 1991.
17. Gray, P.R. and Hurst, P.J. and Lewis, S.H. and Meyer, R.G. Analysis and Design of Analog Integrated Circuits, John Wiley & Sons, 2024.
18. Robertson, I and Lucyszyn, S., RFIC and MMIC Design and Technology, *IEE Circuits, Devices and Systems* Series 13, London, U.K, 2001.
19. W. Aldeeb, W. Xiang and P. Richardson, "A study on the channel and BER-SNR performance of ultra wide band systems applied in commercial vehicles," *2007 IEEE Sarnoff Symposium*, 2007, pp. 1-5.
20. Ali, F., Bahl, I and Gupta, A., Microwave and Millimeter-Wave Heteroestructure Transistors and their Applications, Artech House, Norwood, MA, 1989.

Fotobaterías para almacenamiento y conversión de energía solar

Luis Antonio Solís-Balderas, Alfredo Romero-Contreras, Eduardo Maximiano Sánchez-Cervantes
Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ciencias Químicas,
San Nicolás de los Garza, NL, México
luis.solisbld@uanl.edu.mx, alfredo.romeroc@uanl.edu.mx
Autor de correspondencia: eduardo.sanchezcv@uanl.edu.mx

RESUMEN

Las fotobaterías permiten convertir y almacenar energía solar en un mismo dispositivo. En este trabajo se evaluó una fotobatería de ion-litio con un electrodo TiO_2–Fe_2O_3 (1:1) preparado por mezcla mecánica. Mediante técnicas como DRX, SEM, UV–Vis y Mott–Schottky se confirmó la formación de una heterounión que mejora la separación de cargas y la absorción de luz visible. Bajo iluminación (1 sol), la capacidad aumentó de 160 a 220 mAh g^{-1}. Este efecto se asocia a la generación de cargas fotoinducidas que favorecen las reacciones electroquímicas, mostrando el potencial del material para aplicaciones energéticas.

PALABRAS CLAVE

Fotobaterías, fotoelectrodo, heterounión, TiO_2–Fe_2O_3, almacenamiento de energía.

ABSTRACT

Photobatteries enable simultaneous solar energy conversion and storage in a single device. In this work, a lithium-ion photobattery using a TiO_2–Fe_2O_3 (1:1) electrode prepared by mechanical mixing was evaluated. XRD, SEM, UV–Vis, and Mott–Schottky analyses confirmed the formation of a heterojunction that improves charge separation and visible-light absorption. Under illumination (1 sun), the specific capacity increased from 160 to 220 mAh g^{-1}. This behavior is attributed to photogenerated charges that enhance electrochemical reactions, demonstrating the potential of this material for energy storage applications.

KEYWORDS

Photobatteries, photoelectrode, heterojunction, TiO_2–Fe_2O_3, energy storage

INTRODUCCIÓN

La creciente demanda de dispositivos de almacenamiento de energía ha impulsado al desarrollo de sistemas integrados que generen energía a partir de fuentes renovables y la almacenen de forma eficiente y sostenible. En este contexto, las fotobaterías han emergido como dispositivos híbridos que combinan los principios de las celdas solares y las baterías recargables, permitiendo aprovechar la absorción de energía lumínica para asistir los procesos electroquímicos de almacenamiento y conversión de energía.[1]

El rendimiento de estos sistemas depende principalmente de los materiales fotoactivos como algunos óxidos metálicos y colorantes sensibilizados con perovskita que aumentan el almacenamiento electroquímico con una eficiencia de conversión que oscila entre 0.03 % – 4.6 %. Entre los materiales más utilizados para fotobaterías el TiO_2 destaca por su gran estabilidad estructural con una eficiencia de hasta 4.4 % y un aumento en la capacidad de 46.4 % bajo iluminación. Sin embargo, su limitada absorción en el espectro visible reduce la eficiencia de aprovechamiento de la radiación solar. Por otro lado, el Fe_2O_3 tiene una banda prohibida más estrecha de Eg = 1.8 eV – 2.2 eV y una mayor absorción en el visible reportando una capacidad de

550 mAh g^{-1} bajo iluminación de 470 nm, pero su baja movilidad de portadores de carga y rápida recombinación de pares electrón-hueco limitan su rendimiento electroquímico.[2,3]

Se han diversificado estrategias para aumentar la recolección y almacenamiento de energía y evaluando métodos de interacción entre compuestos fotoactivos como deposiciones por spin-coating donde el grosor de la película es fundamental para una sinergia óptica, ya que esté método de deposición genera interfaces que optimizan la transferencia de carga y extienden la respuesta fotoactiva hacia el visible. Además, otra estrategia para aumentar el rendimiento de fotobaterías son las heteroestructuras como SnO_2/TiO_2, $LiFePO_4/TiO_2$, Cu_2O-TiO_2 donde han demostrado combinar las ventajas de los compuestos individuales al promover una mayor separación de cargas fotogeneradas y aumentar la cantidad de iones de litio insertados con la asistencia de luz.[4-6].

En este trabajo se evaluó el rendimiento del composito TiO_2-Fe_2O_3 como electrodo fotoactivo en fotobaterías de ion-litio utilizando las técnicas de Impedancia electroquímica (EIS), Voltamperometría cíclica (CV), y mediciones galvanostáticas de carga/descarga (GCD) en presencia y ausencia de luz. Se emplearon técnicas de caracterización por difracción de rayos-X (DRX), microscopía electrónica de barrido (SEM) y espectroscopía ultravioleta visible (UV-VIS) para confirmar la formación de una heteroestructura. Además, se utilizaron mediciones electroquímicas como espectroscopía Mott-Schottky, cronoamperometría y fotoluminiscencia para determinar los efectos de iluminación en la separación de cargas, cinética interfacial y respuesta fotoelectroquímica del sistema.

JUSTIFICACIÓN

Ante la creciente demanda de soluciones energéticas eficientes y sustentables, es necesario desarrollar dispositivos que integren la generación y el almacenamiento de energía en un solo sistema. Las fotobaterías representan una alternativa innovadora; sin embargo, su desempeño está limitado por las propiedades de los materiales fotoactivos. Por ello, este trabajo propone el uso de un composito TiO_2–Fe_2O_3 que mejora la absorción de luz y la separación de cargas, incrementando el rendimiento electroquímico bajo irradiación. La relevancia de esta investigación radica en su contribución al diseño de materiales más eficientes para sistemas de almacenamiento energético sustentable, con potencial aplicación en dispositivos de próxima generación.

METODOLOGÍA

Síntesis

Los materiales de partida empleados en este estudio fueron TiO_2 P-25 (99.8 %, DEGUSSA), $Fe(NO_3)_3 \cdot 9H_2O$ (98.9 %, ASC-Reagent), $C_6H_8O_6 \cdot H_2O$ (99 %, JT-Baker) y $C_2H_6O_2$ (99.9 %, CTR). El óxido de hierro (Fe_2O_3) se sintetizó por el método sol-gel Pechini con una relación molar 1:1:4 entre el precursor de hierro (III), el ácido cítrico y el etilenglicol, respectivamente. Para ello, se disolvió $Fe(NO_3)_3 \cdot 9H_2O$ en 20 mililitros de agua destilada y se adicionó el ácido cítrico a temperatura ambiente manteniendo la mezcla en agitación durante 30 minutos. Posteriormente, se incorporó el etilenglicol y la solución resultante se calentó a 75 °C por 2 horas hasta la formación de una resina. Esta resina se secó en una estufa a 140 °C durante 12 horas, se molió manualmente en un mortero y se calcinó a 500 °C por 5 horas para obtener el Fe_2O_3.

Preparación de electrodos

El compuesto TiO_2-Fe_2O_3 se preparó mediante una mezcla mecánica simple en proporción 1:1 de ambos óxidos. La mezcla se molió en un mortero durante 20 minutos y posteriormente se sometió a un tratamiento térmico en horno a 200 °C por 12 horas. En la figura 1 se representa la preparación de los electrodos.

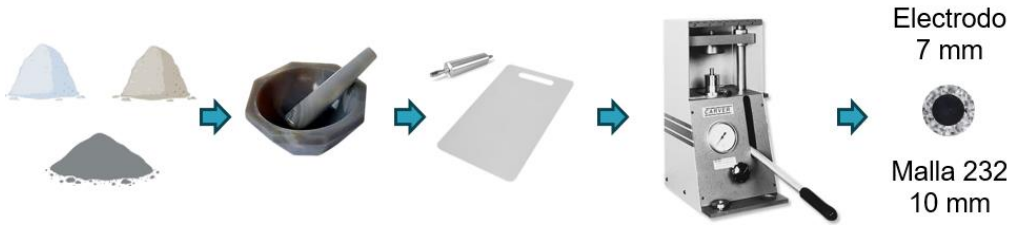


Fig. 1. Preparación de electrodos para fotobaterías de ion-litio.

Construcción de fotobaterías

Para la construcción de las fotobaterías de ion-litio se emplearon celdas tipo CR2032, las cuales fueron modificadas en la carcasa positiva mediante una apertura de 5 mm de diámetro, realizada por corte láser. Esta apertura se selló posteriormente con láminas de vidrio de 10 mm, utilizando un adhesivo UV (W-183 Loolifl), el cual fue curado mediante irradiación con luz UV de 365 nm durante 10 minutos. Posteriormente, el ensamblaje de las fotobaterías se llevó a cabo en una caja seca bajo atmósfera de argón. Se utilizó el composito como material fotoactivo, fibra de vidrio de 18 mm de diámetro como separador, 140 µL de $LiPF_6$ como electrolito y litio metálico como ánodo, representado en la figura 2.

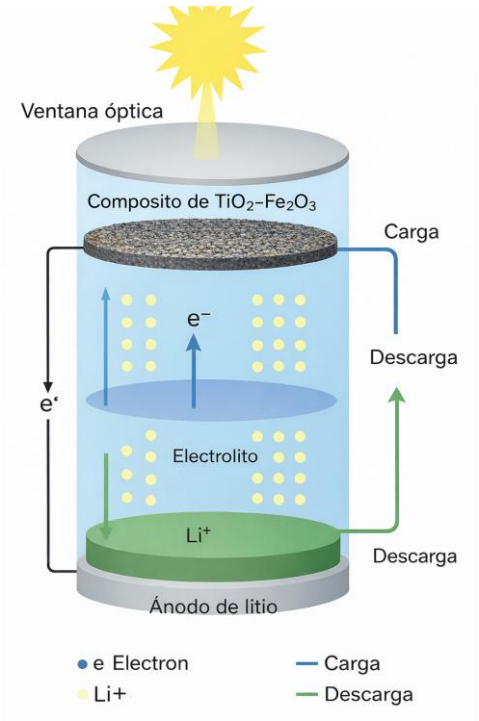
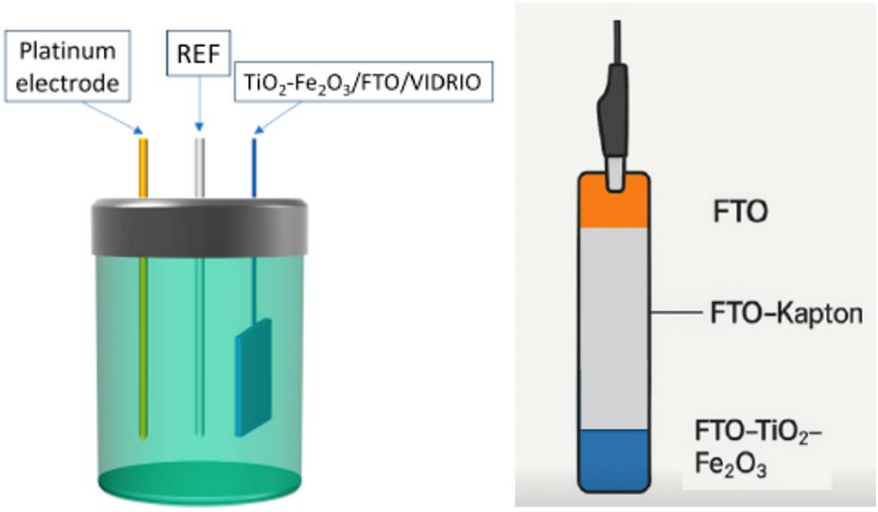


Fig. 2. Configuración de fotobaterías de ion-litio.

Caracterización

Los materiales fueron caracterizados mediante difracción de rayos X utilizando un difractómetro D2 Phaser Bruker, (radiación Cu-Kα), empleando un tamaño de paso de 0.05° cada 0.5 s^{-1} en un rango de 2θ de 10° a 65°. La morfología superficial y el tamaño de partícula se evaluaron mediante microscopía electrónica de barrido (SEM) en un microscopio JEOL JSM-6701F, operado con un voltaje de aceleración de 10 kV – 20 kV. La energía de banda prohibida se determinó mediante espectroscopía UV-VIS de reflectancia difusa utilizando un espectrómetro Thermo-Scientific Evolution 300 PC, en el intervalo de 200 nm –1100 nm. Para determinar experimentalmente las posiciones de las bandas de valencia y conducción de los materiales, así

como la densidad de portadores de carga, se realizaron mediciones de impedancia tipo Mott–Schottky (MS-EIS) utilizando un potenciostato Biologic VMP3. Los experimentos se llevaron a cabo en un intervalo de potencial de −0.8 V a 0.8 V y a una frecuencia de 1 Hz. Para estas mediciones, se prepararon películas delgadas de TiO_2, Fe_2O_3 y del compuesto TiO_2–Fe_2O_3 depositando 60 µL de cada dispersión sobre un área activa de 1 cm². La deposición se realizó mediante la técnica de *spin-coating* empleando un equipo Laurel TECH (WS-650MZ-23NPPB), operado a 4000 rpm durante 30 segundos. Posteriormente, las películas se secaron a 100°C durante 12 horas. El análisis electroquímico se llevó a cabo en una celda de tres electrodos, donde las películas actuaron como electrodo de trabajo, un electrodo de Ag/AgCl (3 M) como referencia y un electrodo de platino como contraelectrodo. Como electrolito se utilizó una solución acuosa de Na_2SO_4 0.5 molar tal como se ilustra en la figura 3.



F

Fig. 3. Celda electroquímica de 3 electrodos.

Adicionalmente, se realizaron mediciones de cronoamperometría para evaluar la respuesta fotoelectroquímica de los materiales. Para ello, se registró la corriente generada bajo irradiación intermitente (ciclos ON/OFF cada 30 segundos) utilizando un simulador solar Sciencetech 55150, operado bajo condiciones estándar AM 1.5G. Estas mediciones se llevaron a cabo empleando la misma configuración electroquímica descrita para los experimentos de Mott–Schottky.

Evaluación y desempeño fotoelectroquímico

La caracterización electroquímica del composito Fe_2O_3–TiO_2 se realizó mediante espectroscopía de impedancia electroquímica (EIS), empleando un potenciostato VMP3 (Biologic). Las mediciones se llevaron a cabo en una celda electroquímica configurada para evaluar su desempeño como fotoelectrodo en una batería de ion-litio, utilizando una frecuencia de 1 kHz bajo condiciones controladas. Este método permitió evaluar el comportamiento electroquímico del material activo y su potencial aplicación en sistemas de almacenamiento y conversión de energía asistidos por luz.

Se llevó a cabo una voltamperometría cíclica en una ventana de potencial de 1 – 3 V y una velocidad de exploración de 0.5 mV/s en condiciones de oscuridad e iluminación de 1 sol con el simulador solar marca Sciencetech modelo 55150, y potenciostato VMP3 con el objetivo de evaluar los procesos redox asociados al material activo como se muestra en la figura 4 a). Este método proporcionó información sobre la reversibilidad de las reacciones electroquímicas y el comportamiento del sistema bajo condiciones dinámicas de operación. Además, se realizaron mediciones galvanostáticas de carga/descarga un potenciostato Neware modelo ST1702 como se

ilustra en la figura 4 b). Para esta medición se utilizó una ventana de potencial de 1 – 3 V aplicando una densidad de corriente constante de 20 mA g^{-1}. Las pruebas se efectuaron tanto en condiciones de iluminación como en oscuridad, con el fin de analizar la influencia de la radiación sobre el comportamiento electroquímico del sistema. Este procedimiento permitió evaluar la capacidad específica, la estabilidad durante el ciclado y la respuesta del material bajo condiciones operativas relevantes para aplicaciones en foto baterías de ion-litio.

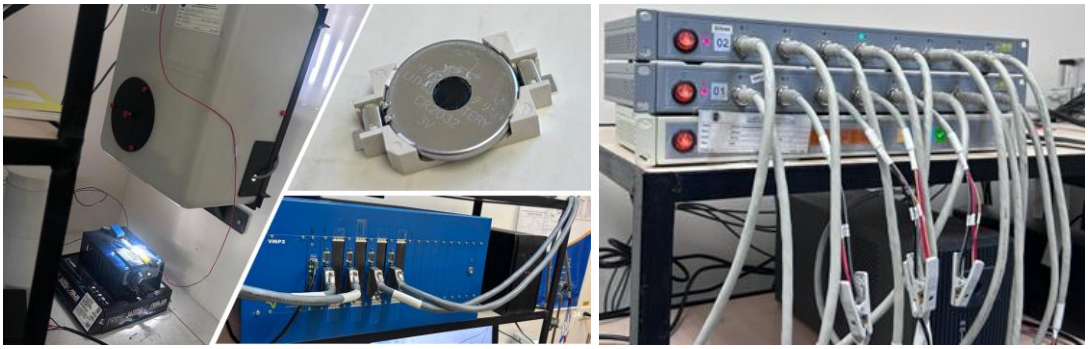


Fig. 4. a) Simulador Solar Sciencetech y potenciostato VMP3 b) Potenciostato Galvanostato Neware ST1702.

RESULTADOS

Los patrones de difracción confirman la presencia de fases cristalinas bien definidas en los materiales sintetizados representados en la figura 5. El TiO_2 (P-25)[7] presenta las reflexiones características de la fase anatasa, mientras que el Fe_2O_3 [8] muestra los picos distintivos de la hematita, en concordancia con las cartas de referencia correspondientes. En el material compuesto TiO_2–Fe_2O_3 [9,10] se observan simultáneamente las señales de ambas fases, sin la aparición de picos adicionales ni desplazamientos apreciables en la posición de las reflexiones. Esto indica que no ocurre la formación de nuevas fases ni dopaje entre los óxidos, sino la generación de una heteroestructura donde cada componente conserva su identidad cristalina. Esta coexistencia de fases es relevante, ya que favorece la formación de una interfaz TiO_2–Fe_2O_3 [11] que puede mejorar la separación de cargas, un aspecto clave para optimizar el desempeño en aplicaciones fotoelectroquímicas.

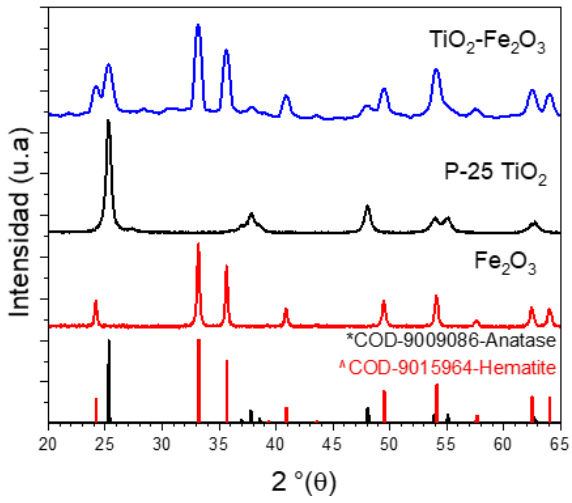


Fig. 5. Patrones de difracción de rayos-X de muestras de TiO_2, Fe_2O_3 y TiO_2-Fe_2O_3.

Las micrografías SEM representados en la figura 6 muestran diferencias claras en la morfología y el tamaño de partícula entre los materiales estudiados. El TiO_2 [12] presenta partículas de forma predominantemente esférica con un tamaño promedio cercano a 37 nm, mientras que el Fe_2O_3 también exhibe una morfología esférica, aunque con un tamaño ligeramente mayor, alrededor de 46 nm. En el caso del material compuesto TiO_2–Fe_2O_3, se observa una morfología más compleja, donde coexisten partículas esféricas y estructuras tipo varilla, con un tamaño promedio cercano a 50 nm.[13] Esta combinación sugiere una interacción entre ambos óxidos que favorece la formación de una estructura heterogénea. Estas características son relevantes, ya que una mayor heterogeneidad estructural puede favorecer la formación de interfaces activas, lo que contribuye a mejorar los procesos de transferencia y separación de carga en aplicaciones fotoelectroquímicas.

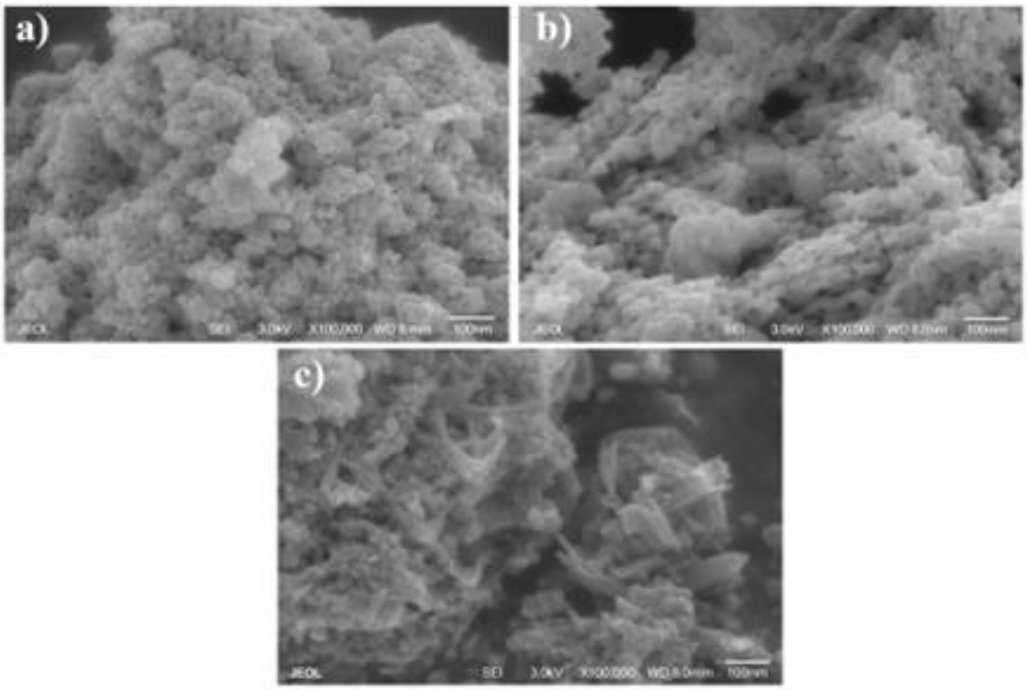


Fig. 6. Micrografías SEM de muestras a) TiO_2, b) Fe_2O_3 y c) TiO_2-Fe_2O_3 con amplificación de 100,000x.

Los espectros de reflectancia difusa, analizados mediante el método de Tauc, permiten estimar la energía de banda prohibida (Eg) de los materiales y se muestran en la figura 7. El TiO_2 [14] presenta un valor de Eg cercano a 3.1 eV, característico de la fase anatasa, lo que limita su absorción principalmente a la región ultravioleta. Por su parte, el Fe_2O_3 [15] muestra un Eg de aproximadamente 2.06 eV, lo que le permite absorber en la región visible del espectro. En el material compuesto TiO_2–Fe_2O_3 se identifican dos contribuciones energéticas, con valores cercanos a 3.09 eV y 2.09 eV, asociadas a cada uno de los óxidos.[16] Esto confirma que ambos materiales conservan sus propiedades electrónicas individuales dentro del compuesto, en concordancia con los resultados de DRX. La coexistencia de estos dos niveles energéticos es particularmente relevante, ya que amplía el rango de absorción hacia la región visible y favorece la formación de una heterounión. Esto puede facilitar la separación de pares electrón-hueco, contribuyendo a una mejor respuesta fotoelectroquímica del sistema.

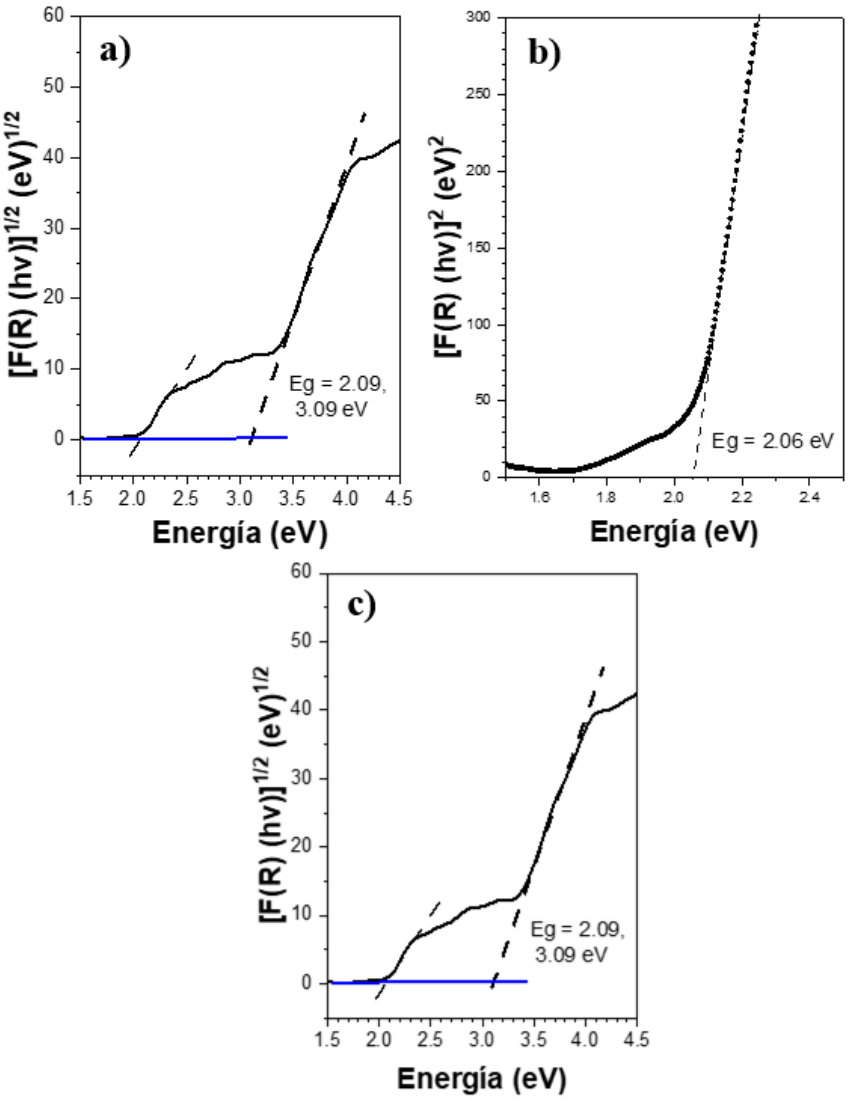


Fig. 7. Gráficas de Tauc obtenidas de reflectancia difusa de las muestras a) TiO_2, b) Fe_2O_3 y c) TiO_2-Fe_2O_3.

Las mediciones de foto amperometría representada en la figura 8 muestran la respuesta de corriente bajo irradiación intermitente, evidenciando la generación de carga en los materiales analizados. El Fe_2O_3 presenta una señal de fotocorriente con respuesta a los ciclos ON/OFF, aunque con una rápida disminución de la corriente, lo que sugiere una recombinación significativa de los pares electrón-hueco. Por otro lado, el material compuesto TiO_2–Fe_2O_3 exhibe una respuesta más estable y reproducible a lo largo de los ciclos de iluminación. Aunque la intensidad de corriente puede ser menor en algunos intervalos, se observa una mejor retención de la señal y una disminución menos pronunciada durante el tiempo de irradiación.[17,18] Esto indica que la formación de la heterounión TiO_2–Fe_2O_3 favorece la separación y el transporte de cargas, reduciendo los procesos de recombinación. En conjunto con los resultados estructurales y ópticos, estos hallazgos sugieren que la interfaz entre ambos óxidos juega un papel clave en la mejora del desempeño fotoelectroquímico del sistema.

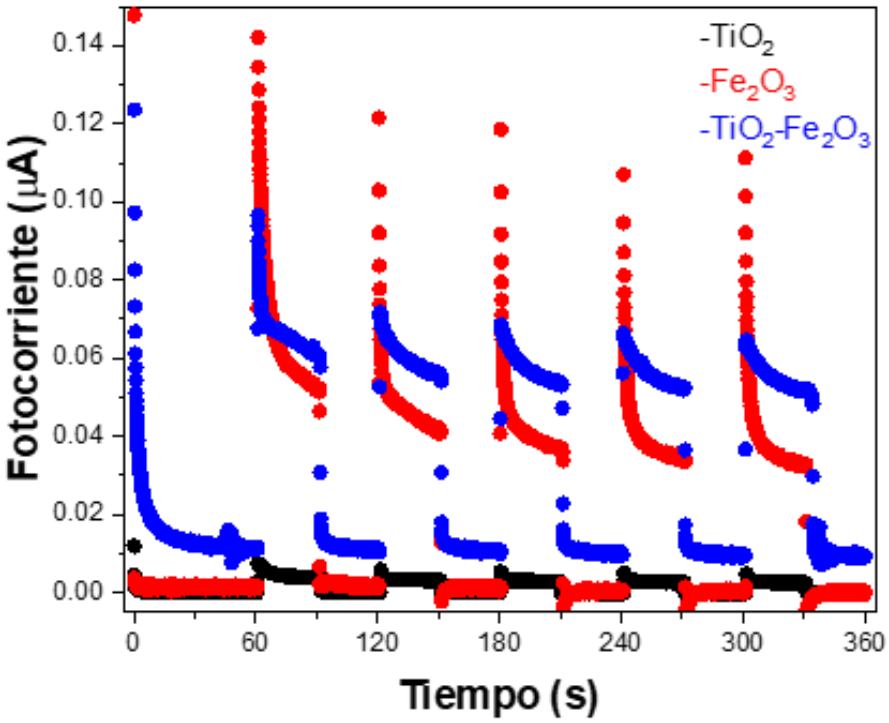


Fig. 8. Cronoamperometría de películas delgadas de TiO_2, Fe_2O_3 y Fe_2O_3 -TiO_2 con irradiación de 100 mW/cm^2 ON/OFF.

Las curvas de Mott–Schottky se muestran en la figura 9 y sus valores en la tabla 1. Estas graficas presentan pendientes positivas en todos los casos, lo que confirma el carácter semiconductor tipo *n* de los materiales TiO_2, Fe_2O_3 y del compuesto TiO_2–Fe_2O_3. A partir de la extrapolación lineal se determinaron los potenciales de banda plana (V_{fb}), los cuales muestran un desplazamiento hacia valores más negativos en el material compuesto en comparación con los óxidos individuales. En particular, el TiO_2 presenta un V_{fb} de −0.25 V vs RHE, mientras que el Fe_2O_3 muestra un valor de −0.35 V vs RHE. En el caso del compuesto TiO_2–Fe_2O_3, el Vfb se desplaza hasta aproximadamente −0.47 V vs RHE, indicando una modificación en la estructura electrónica del sistema debido a la interacción entre ambos materiales.[19,20].

Asimismo, la densidad de portadores de carga (ND) se mantiene en el orden de 10^{19} –10^{20} cm^{-3}, lo que sugiere una adecuada conductividad electrónica en todos los sistemas. Bajo irradiación (luz UV y solar), se observa un cambio en la pendiente de las curvas, lo que indica un aumento en la densidad de portadores fotoinducidos. Estos resultados, en conjunto con los valores de energía de banda prohibida obtenidos por Tauc, permiten proponer un alineamiento de bandas tipo II en el compuesto TiO_2–Fe_2O_3. Este tipo de heterounión favorece la separación espacial de cargas, donde los electrones migran hacia el TiO_2 y los huecos hacia el Fe_2O_3, reduciendo la recombinación y mejorando el desempeño fotoelectroquímico.[21].

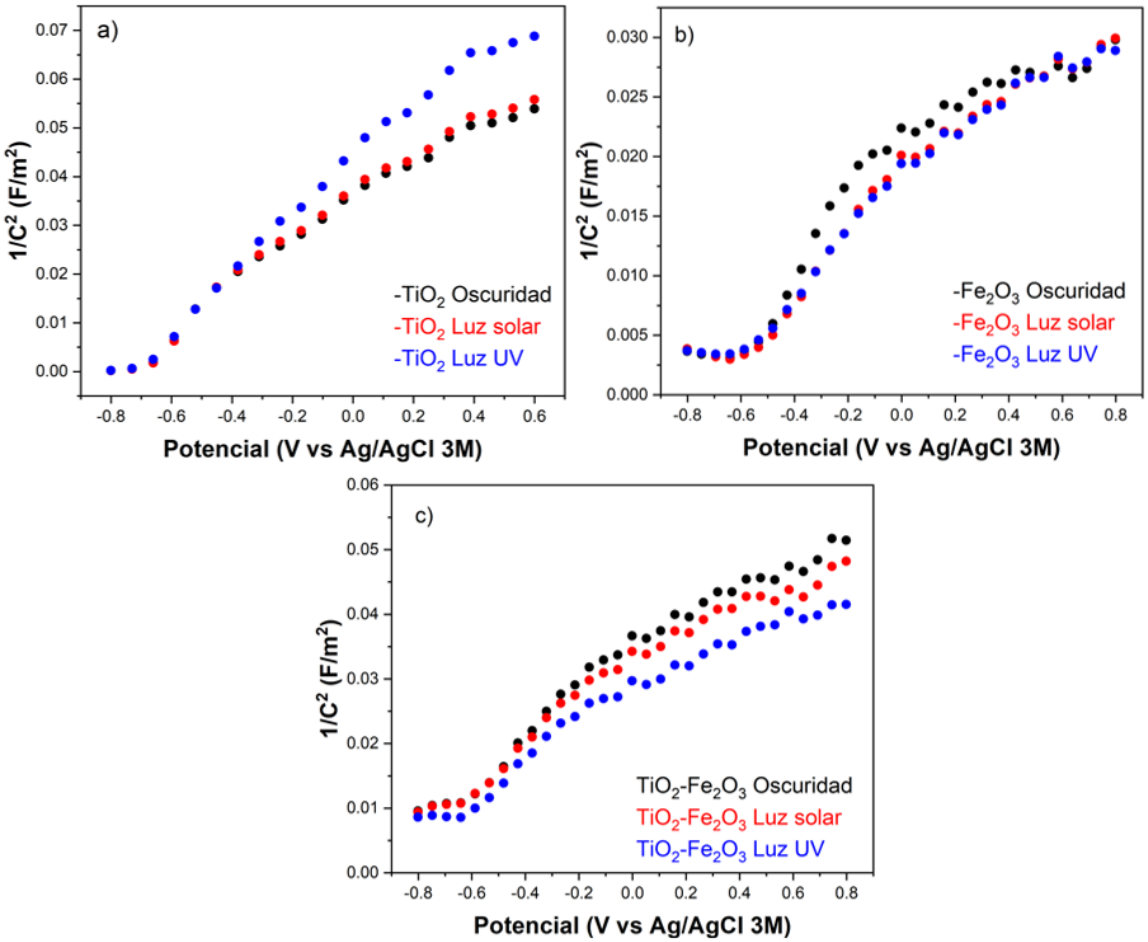


Fig. 9. Curvas de impedancia Mott-Schottky de películas de a) TiO_2, b) Fe_2O_3 y c) TiO_2-Fe_2O_3 con asistencia de luz solar y UV-365nm.

Tabla I. Estimación de las bandas de valencia y conducción mediante el potencial de banda plana y densidad de portadores de carga por Mott-Schottky.

	V_{fb} (V)	N_D (cm^{-3})	E_{CB} (V)	E_{VB} (V)
TiO_2	-0.682	8.6×10^{19}	-0.25	2.85
Fe_2O_3	-0.751	1.4×10^{20}	-0.35	1.75
TiO_2-Fe_2O_3	-0.879	1.1×10^{20}	-0.47	1.63 y 2.63

Evaluación y desempeño fotoelectroquímico

El análisis de impedancia electroquímica del compuesto TiO_2–Fe_2O_3 presentado en la figura 10 a) revela un comportamiento característico de transferencia de carga en la interfaz electrodo/electrolito. La curva muestra una región inicial asociada a procesos capacitivos, seguida de una transición hacia un régimen dominado por la difusión de especies, evidenciado por el cambio en la pendiente a potenciales más positivos. La ausencia de un semicírculo bien definido sugiere una resistencia de transferencia de carga relativamente baja en 450 Ohm, lo que indica una interacción eficiente entre los portadores de carga y la superficie del material. Esto puede atribuirse

a la formación de la heterounión TiO_2–Fe_2O_3, la cual favorece la separación y el transporte de cargas. Asimismo, la respuesta observada es consistente con una mejora en la conductividad electrónica del sistema, en concordancia con los resultados de Mott–Schottky y cronoamperometría. En la figura 10 b) se presenta la voltametría cíclica del material TiO_2–Fe_2O_3 y muestra procesos redox reversibles asociados a la intercalación y desintercalación de iones litio en la estructura del TiO_2. Se identifican picos bien definidos de oxidación y reducción, correspondientes a la transición Ti^{4+}/Ti^{3+}, lo que confirma la actividad electroquímica del sistema. En condiciones de oscuridad, los picos de oxidación y reducción se observan alrededor de 2.37 V y 1.47 V, respectivamente. Bajo irradiación de 1 sol (100 mW/cm^2) se presenta un ligero desplazamiento de los potenciales (2.42 V para oxidación y 1.53 V para reducción), junto con una disminución en la polarización, lo que sugiere una mejora en la cinética de transferencia de carga. Asimismo, se observa un incremento en la intensidad de corriente bajo iluminación, indicando una contribución fotoinducida que favorece los procesos electroquímicos. Siendo consistente con la formación de la heterounión TiO_2–Fe_2O_3, la cual promueve una mejor separación de cargas y facilita la inserción/extracción de Li^+. En conjunto, estos resultados sugieren que el material compuesto presenta una menor limitación por recombinación y una cinética de transferencia de carga más favorable, lo que contribuye a su mejor desempeño fotoelectroquímico.

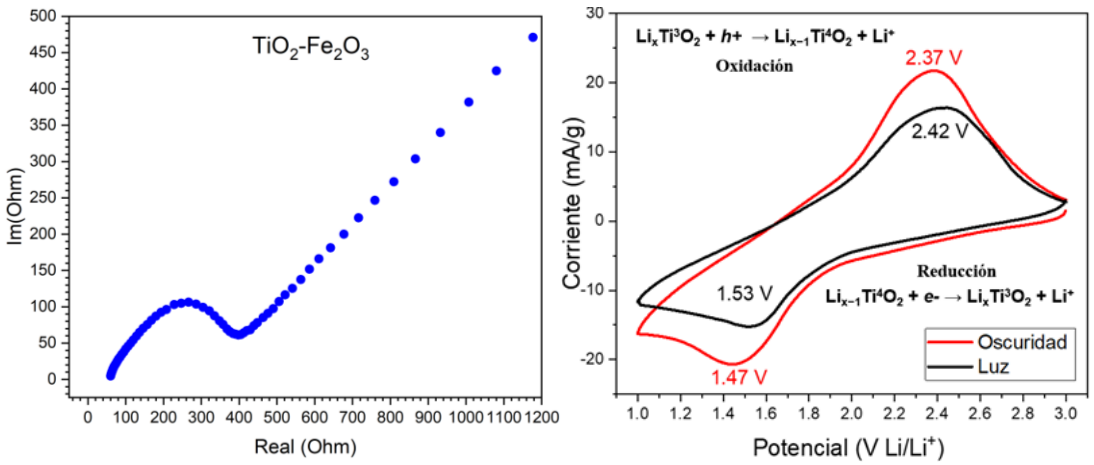


Fig.10. a) Curva de impedancia electroquímica (EIS) del compuesto TiO_2-Fe_2O_3 y b) Voltamperometría cíclica de TiO_2-Fe_2O_3 con asistencia de 100 mW/cm^2 a 0.1 mV/s.

Las curvas de carga y descarga galvanostática del material TiO_2–Fe_2O_3 representados en la figura 11 muestran un comportamiento típico de intercalación de iones litio, con perfiles inclinados que indican un proceso dominado por difusión en fase sólida. Lo cual es consistente con materiales tipo inserción como el TiO_2. Es importante destacar que, bajo irradiación (1 sol), el material alcanza una capacidad específica de aproximadamente 220 mAh g^{-1}, mientras que en condiciones de oscuridad presenta un valor cercano a 160 mAh g^{-1}. Este incremento significativo confirma la contribución fotoinducida al almacenamiento de energía. Además, bajo iluminación se observa una menor polarización entre los procesos de carga y descarga, lo que sugiere una mejora en la cinética electroquímica. Este efecto puede atribuirse a la generación de pares electrón–hueco que favorecen la separación de carga en la heterounión TiO_2–Fe_2O_3, facilitando la inserción y extracción de Li^+.

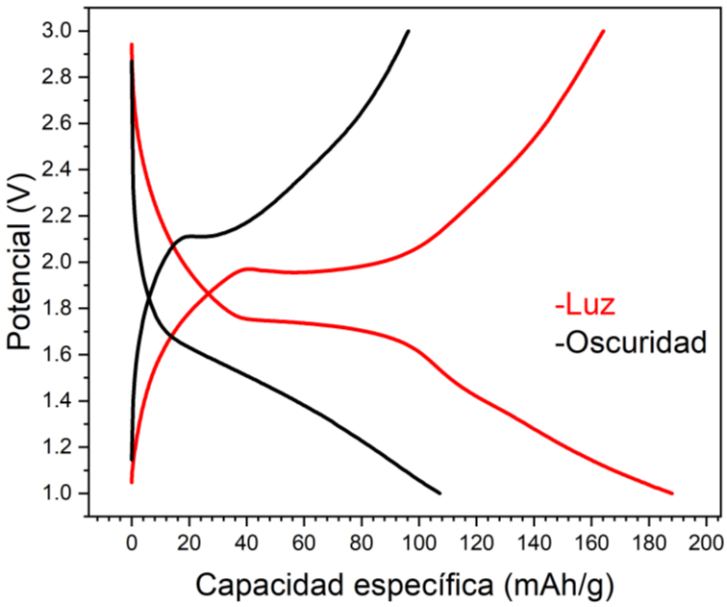


Fig. 11. Curvas de carga-descarga galvanostática del compuesto TiO_2-Fe_2O_3 a una densidad de corriente 20 mA g^{-1} con asistencia de 100 mW/cm^2.

CONCLUSIONES

El composito TiO_2–Fe_2O_3 mostró un mejor desempeño como electrodo fotoactivo en fotobaterías de ion-litio debido a la formación de una heterounión tipo II. Los análisis estructurales confirmaron la coexistencia de anatasa y hematita sin formación de nuevas fases, mientras que los estudios ópticos y electroquímicos evidenciaron una adecuada alineación de bandas que favorece la separación de cargas. Electroquímicamente, el material presentó procesos reversibles de intercalación de Li^+ y una mejora en la cinética bajo irradiación. Destaca el incremento en la capacidad específica de 160 mAh g^{-1} en oscuridad a 220 mAh g^{-1} bajo iluminación (1 sol), confirmando una contribución fotoinducida al almacenamiento de energía. En conjunto, los resultados demuestran que la mejora del sistema TiO_2–Fe_2O_3 se debe a una separación y transporte de carga más eficientes en la interfaz, posicionándolo como un material prometedor para fotobaterías de próxima generación.

BIBLIOGRAFÍA

1. Nasajpour-Esfahani N, Garmestani H, Bagheritabar M, Jasim DJ, Toghraie D, Dadkhah S, et al. Comprehensive review of lithium-ion battery materials and development challenges. Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2024;203:114783. https://doi.org/10.1016/j.rser.2024.114783
2. Yan W, Wang J, Hu Q, Fu J, Albolkany MK, Zhang T, et al. Approaching the theoretical capacity of TiO2 anode in a photo-rechargeable lithium-ion battery. Nano Res. 2024;17:2655–62. https://doi.org/10.1007/s12274-023-6062-7 .
3. Chamola S, Ahmad S. High Performance Photorechargeable Li-Ion Batteries Based on Nanoporous Fe_2O_3 Photocathodes. Adv Sustain Syst. 2023;7. https://doi.org/10.1002/adsu.202300043 .
4. Mustafa HAM, Jameel DA. Modeling and the main stages of spin coating process: A review. Journal of Applied Science and Technology Trends. 2021;2:119–23. https://doi.org/10.38094/jastt203109 .
5. Sulka GD. Electrochemistry of Thin Films and Nanostructured Materials. Molecules. 2023;28:4040. https://doi.org/10.3390/molecules28104040 .

6. Hu C, Chen L, Hu Y, Chen A, Chen L, Jiang H, et al. Light-Motivated SnO_2 /TiO_2 Heterojunctions Enabling the Breakthrough in Energy Density for Lithium-Ion Batteries. Advanced Materials. 2021;33. https://doi.org/10.1002/adma.202103558 .
7. Ramanavicius S, Jagminas A. Synthesis, Characterisation, and Applications of TiO and Other Black Titania Nanostructures Species (Review). Crystals (Basel). 2024;14:647. https://doi.org/10.3390/cryst14070647 .
8. Bagherzadeh Enferadi SMH, Mirzaei A. Fe2O3-Co3O4 nanocomposite gas sensor for ethanol sensing studies. Ceram Int. 2024; https://doi.org/10.1016/j.ceramint.2024.10.138
9. Vargas MA, Diosa JE, Mosquera E. Data on study of hematite nanoparticles obtained from Iron(III) oxide by the Pechini method. Data Brief. 2019;25:104183. https://doi.org/10.1016/j.dib.2019.104183 .
10. Akitsu T. Using XRD technique for model composite and related materials. Nanotechnology in the Automotive Industry. Elsevier; 2022. p. 15–35. https://doi.org/10.1016/B978-0-323-90524-4.00002-5
11. Li M, Wang X, Li F, Zheng L, Xu J, Yu J. A Bifunctional Photo-Assisted Li–O_2 Battery Based on a Hierarchical Heterostructured Cathode. Advanced Materials. 2020;32. https://doi.org/10.1002/adma.201907098 .
12. Asmin LO, Isa L. Study of Microstructure, Morphology and Functional Groups of Titanium Dioxide (Tio2) Impregnated With Copper (Cu). KONSTAN - JURNAL FISIKA DAN PENDIDIKAN FISIKA. 2024;9:28–37. https://doi.org/10.20414/konstan.v9i01.413
13. Moniz SJA, Shevlin SA, Martin DJ, Guo Z-X, Tang J. Visible-light driven heterojunction photocatalysts for water splitting – a critical review. Energy Environ Sci. 2015;8:731–59. https://doi.org/10.1039/C4EE03271C .
14. Berger T, Trunschke A. Optical Properties: UV/Vis Diffuse Reflectance Spectroscopy and Photoluminescence. Metal Oxide Nanoparticles. Wiley; 2021. p. 435–82. https://doi.org/10.1002/9781119436782.ch12 .
15. Hjiri M, Algessair S, Dhahri R, Mirzaei A, Neri G. Gas sensing properties of hematite nanoparticles synthesized *via* different techniques. RSC Adv. 2024;14:17526–34. https://doi.org/10.1039/D4RA02338B .
16. Balapure A, Ray Dutta J, Ganesan R. Recent advances in semiconductor heterojunctions: a detailed review of the fundamentals of photocatalysis, charge transfer mechanism and materials. RSC Applied Interfaces. 2024;1:43–69. https://doi.org/10.1039/D3LF00126A .
17. Liu K, Dai L, Liang W, Luo S, Luo G, Zhang J, et al. Pressure Effects on the Optoelectronic Property of Nanocrystalline Anatase with Different Sizes. The Journal of Physical Chemistry C. 2024;128:20297–309. https://doi.org/10.1021/acs.jpcc.4c06154 .
18. Rodriguez-Gutierrez I, Souza Junior JB, Leite ER, Vayssieres L, Souza FL. An intensity modulated photocurrent spectroscopy study of the role of titanium in thick hematite photoanodes. Appl Phys Lett. 2021;119. https://doi.org/10.1063/5.0060483 .
19. Ravishankar S, Bisquert J, Kirchartz T. Interpretation of Mott–Schottky plots of photoanodes for water splitting. Chem Sci. 2022;13:4828–37. https://doi.org/10.1039/D1SC06401K .
20. Tang Y, Lu M, Yuan S, Ma Y, Ju S, Sun J. Photoassisted Lithium–Sulfur Batteries: Insights from Regulation Mechanisms to Design Strategies. ChemistryEurope. 2025; https://doi.org/10.1002/ceur.202500242 .
21. Zhang D, Luo Y, Liu J, Dong Y, Xiang C, Zhao C, et al. $ZnFe_2O_4$ –Ni_5P_4 Mott–Schottky Heterojunctions to Promote Kinetics for Advanced Li–S Batteries. ACS Appl Mater Interfaces. 2022;14:23546–57. https://doi.org/10.1021/acsami.2c04734 .

Anisotropía acústica en multimaterial madera-malla-adhesivo de *Fagus crenata*

Javier Ramón Sotomayor Castellanos[A], Isarael Macedo Alquicira[A], Koji Adachi[B], Firas Hawasly[B]
[A] Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo,
Facultad de Ingeniería en Tecnología de la Madera, México
[B] Universidad Prefectoral de Akita, Instituto de Tecnología de la Madera, Japón
0934111e@umich.mx, cesar.gonzalezcr@uanl.edu.mx, hawasly_firas@iwt.akita-pu.ac.jp
Autor de correspondencia: madera999@yahoo.com

RESUMEN

El estudio analiza el efecto de convertir madera de Fagus crenata en un multimaterial madera–malla de acero–adhesivo sobre su anisotropía acústica. Mediante ensayos ultrasónicos no destructivos se compararon velocidades de onda en direcciones tangencial y longitudinal entre madera sólida y multimaterial. El multimaterial mostró mayor densidad, un aumento del 91 % en la velocidad tangencial y una disminución del 26 % en la longitudinal. Como resultado, el coeficiente de anisotropía acústica se redujo de 3.18 a 1.29, evidenciando una marcada homogeneización de las propiedades acústicas y un comportamiento más isotrópico.

PALABRAS CLAVE

Ensayos ultrasónicos, velocidad de onda, incremento de densidad, homogeneización de propiedades, comportamiento isotrópico.

ABSTRACT

This study analyzes the effect of converting Fagus crenata wood into a wood–steel mesh–adhesive multimaterial on its acoustic anisotropy. Using non-destructive ultrasonic testing, wave velocities in the tangential and longitudinal directions were compared between solid wood and the multimaterial. The multimaterial exhibited higher density, a 91% increase in tangential velocity, and a 26% decrease in longitudinal velocity. Consequently, the acoustic anisotropy coefficient was reduced from 3.18 to 1.29, demonstrating a marked homogenization of acoustic properties and a more isotropic behavior.

KEYWORDS

Ultrasonic testing, wave velocity, density increase, property homogenization, isotropic behavior.

INTRODUCCIÓN

La anisotropía es una propiedad natural de la madera y de los materiales elaborados a partir de ella, lo que implica que sus propiedades físicas y mecánicas cambian dependiendo del sentido en el cual se estén evaluando. Esta propiedad, que proviene de su estructura anatómica,[1,2] le da al material diferentes niveles de estabilidad y resistencia en sus tres direcciones principales: radial, tangencial y longitudinal.[3,4] Asimismo, la propagación del ultrasonido puede no ser uniforme en todas las direcciones, lo cual afecta la eficiencia de estos materiales cuando se utilizan para amortiguar vibraciones o como aislamiento acústico.[5]

Los métodos que se utilizan en la investigación actual para comprender y mejorar las propiedades de los materiales de madera son el modelado numérico[6,7] y las técnicas no destructivas de caracterización.[8,9] En este sentido, una estrategia esencial es la creación de nuevos materiales compuestos,[10,11] que combinan madera con otros elementos, como mallas metálicas[12] o fibras de carbono.[13] Esto se hace para disminuir la anisotropía, generar propiedades direccionales específicas[14] o crear multimateriales.[15] En términos conceptuales, un multimaterial madera-malla-adhesivo funciona como un diafragma estructural en el que la malla y el adhesivo regulan la transmisión y redistribución de tensiones,[16] contribuyendo a la introducción de nuevas funcionalidades. Por su parte, investigaciones muestran que estos cambios estructurales pueden

influir significativamente en la forma en que las ondas sonoras se propagan.[17] Esto evidencia que los tratamientos y las estructuras generadas modifican de una manera sistemática la anisotropía natural de la madera.[18,19]

Los productos y compuestos que derivan de la madera, como los tableros contrachapados, la madera laminada encolada o los tableros laminados cruzados (y sus versiones reforzadas), han cobrado importancia en el campo de la ingeniería estructural gracias a su alta relación entre resistencia y peso, así como por su aporte a las estrategias para un uso eficiente de la materia prima.[20,21] Por ejemplo, en aplicaciones constructivas contemporáneas es imprescindible caracterizar de forma fiable la resistencia estructural, lo que ha impulsado el empleo de ensayos no destructivos para estimar su rigidez y detectar heterogeneidades internas sin comprometer la integridad del material.[22,23] Entre estas técnicas, la medición de la velocidad de propagación de ondas acústicas y ultrasónicas contribuye a la evaluación de aspectos fundamentales, tales como la uniformidad del material, el contenido de humedad y la existencia de discontinuidades. Esto ofrece información relevante para el diseño, el control de calidad y la implementación de proyectos.

El uso de refuerzos, como láminas de fibras de carbono o vidrio, fibras naturales o mallas, ha demostrado mejorar la rigidez de elementos estructurales de madera y productos laminados. En particular, la respuesta de los materiales compuestos por madera depende de cómo interactúan sus componentes y capas. Por lo tanto, los elementos que unen estos componentes son esenciales para el comportamiento de la estructura.[20,21,22] Diversas investigaciones han demostrado que el empleo de refuerzos de polímero reforzado con fibra de carbono incrementa la resistencia y el módulo de elasticidad. Por otra parte, los refuerzos de malla contribuyen a controlar la expansión de las grietas y tienen la capacidad de reducir el consumo de materias primas.[24]

El adhesivo actúa como elemento crítico de transferencia de esfuerzos entre la madera y el refuerzo. La eficacia de dicha transferencia depende de la condición interfacial, la penetración en la estructura porosa de la madera y parámetros de proceso. Por ejemplo, la cantidad aplicada, la presión utilizada y su formulación química determinan la falla adhesiva frente a la cohesiva.[25,26] La literatura a menudo prioriza la evaluación del componente reforzado, sin necesariamente dirigir el análisis hacia una comparación directa y sistemática con la madera de referencia, a pesar de los progresos en optimización de refuerzos y formulaciones adhesivas.[21,25,26]

En síntesis, la integración de un refuerzo y de una capa adhesiva en madera laminada modifica la distribución interna de rigidez y la microestructura del conjunto, por lo que la anisotropía inherente de la madera puede experimentar variaciones en magnitud y en orientación.[1,14] Aunque metodologías avanzadas de tomografía y ensayos ultrasónicos consideran la ortotropía para mejorar la detección de defectos, la literatura presenta una carencia de estudios que cuantifiquen sistemáticamente la magnitud del cambio anisotrópico inducido por la conversión de madera maciza en un multimaterial madera--malla--adhesivo mediante comparaciones directas con la madera original.[4,14] La cuantificación de la anisotropía acústica y su variación después de incorporar refuerzos y adhesivos puede lograrse utilizando la medición de la velocidad de onda por ultrasonido. Este método no destructivo se utiliza con protocolos de tiempo de transmisión[1] y en referencia a normas reconocidas.[27]

Como resultado de la argumentación expuesta anteriormente, la interrogante que guía este estudio es la siguiente: ¿En qué medida la conversión de madera de *Fagus crenata* en un multimaterial compuesto por madera, malla y adhesivo modifica las velocidades de onda en las direcciones tangencial y longitudinal? Considerando el efecto de la anisotropía acústica y la influencia que la composición de un material compuesto de madera ejerce en la propagación de ondas ultrasónicas, se formula la siguiente hipótesis de trabajo: La conversión de madera de *F. crenata* en un multimaterial madera-malla-adhesivo altera significativamente el perfil de anisotropía acústica, manifestándose a través de un aumento en la velocidad ultrasónica en la dirección tangencial, una disminución en la dirección longitudinal y, en consecuencia, una reducción del coeficiente de anisotropía acústica (v_L/v_T) en comparación con la madera.

Para confirmar esta hipótesis, el objetivo de esta investigación fue medir y comparar las velocidades del ultrasonido en las direcciones tangencial y longitudinal, así como la anisotropía acústica en probetas de multimaterial que incluyen madera, malla y adhesivo, y en madera de *F. crenata*.

MATERIALES Y MÉTODOS

Se prepararon dos grupos de 12 probetas cada uno. El primero consta de placas de madera de *F. crenata*, con dimensiones de 10 mm × 150 mm × 150 mm en las direcciones radial (R), tangencial (T) y longitudinal (L), respectivamente. El segundo grupo de probetas es de multimaterial madera-malla-adhesivo. Cada probeta está constituida por dos placas del mismo lote de madera de *F. crenata* (figura 1). Estas dos placas se unieron con sus direcciones de fibra principales (longitudinal y tangencial) orientadas perpendicularmente entre sí, formando una estructura de capas cruzadas con espesor total de 20 mm. La unión se realizó utilizando una combinación de dos adhesivos de poliuretano (Titebond III/ Ultimate Wood Glue, Franklin International, USA) en proporción de 50 % respecto a su peso y con distribución de 200 g/m^2. Entre las dos placas se posicionó una malla cuadrada (espacios de 2 mm) de acero galvanizado de 0,92 mm de espesor en el plano longitudinal-tangencial. Los tres materiales (madera, malla y adhesivo) se consolidaron con presión de 2.45 MPa y temperatura de 90 °C durante 1 h. El diseño del multimaterial combina dos estrategias de homogeneización: 1) el refuerzo con malla y adhesivo, y 2) la disposición de capas con fibras cruzadas.

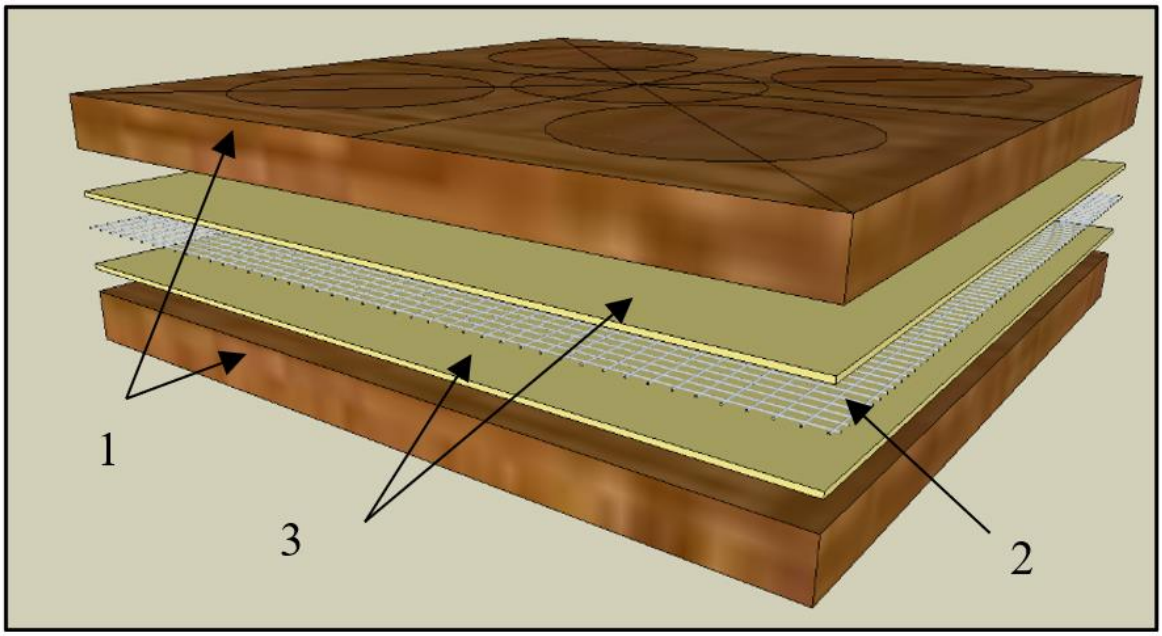


Fig. 1. Esquema de la probeta multimaterial de madera-malla-adhesivo. 1) madera, 2) malla, 3) capa de adhesivo.

Para cada probeta se determinó su contenido de humedad siguiendo las indicaciones de la norma ISO 13061-1:2014[28] y su densidad de acuerdo con la norma ISO 13061-2:2014[29]. Las pruebas dinámicas enviaron un impulso ultrasónico por contacto directo en las orientaciones tangencial y/o longitudinal de la probeta[19]. Dado que en el multimaterial las direcciones tangencial y longitudinal de la madera se combinan, las velocidades del ultrasonido se midieron en dos posiciones A y B de las placas de madera y girando los sensores emisores y receptores paralelamente al plano correspondiente a la malla (figura 2). El tiempo de transmisión del ultrasonido se midió directamente con el instrumento Sylvatest (Frecuencia de 22000 Hz, Concept Bois Technologie, Francia) posicionado en un módulo diseñado para pruebas no destructivas (figura 3). Se realizaron tres mediciones del tiempo de transmisión y su promedio se consideró para análisis posteriores. La velocidad del ultrasonido se determinó mediante la relación entre el tiempo de transmisión y la distancia entre los sensores.

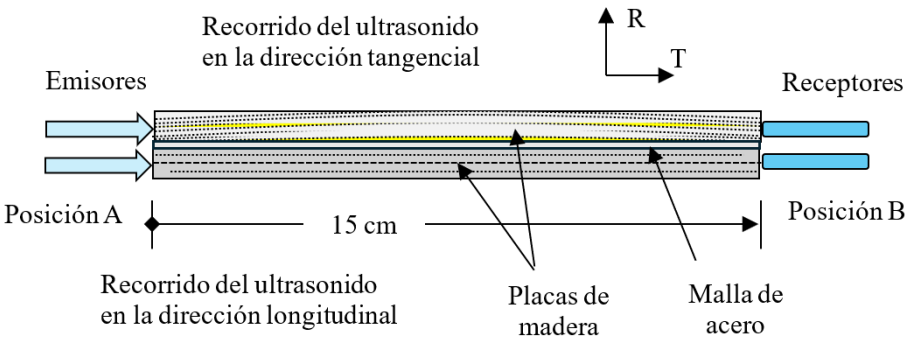


Fig. 2. Configuración de la medición de velocidad del ultrasonido en las direcciones tangencial (T) y longitudinal (L), mostrando las posiciones A y B de los sensores emisores y receptores.

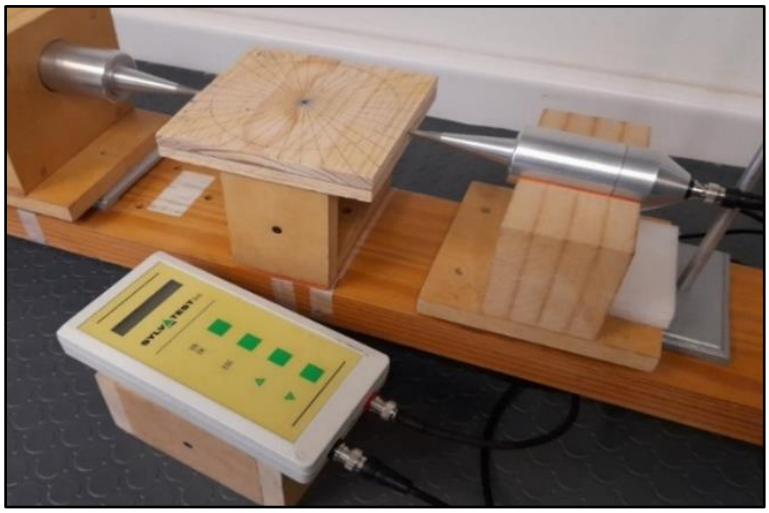


Fig. 3. Montaje experimental para las pruebas de ultrasonido no destructivas con el instrumento Sylvatest.

DISEÑO EXPERIMENTAL

Se implementó un diseño experimental mixto de medidas repetidas, donde se compararon dos grupos independientes de probetas (madera vs. multimaterial) midiendo en cada una de ellas la velocidad del ultrasonido en sus dos direcciones tangencial y longitudinal, permitiendo así cuantificar no solo el efecto del tratamiento, sino también cómo este modifica específicamente el patrón direccional de propagación del ultrasonido en el material. El material experimental consistió en madera de *F. crenata* proveniente de una misma troza para minimizar la variabilidad intrínseca. Se prepararon 24 probetas, las cuales fueron acondicionadas a 20 °C y 65 % de humedad relativa hasta lograr un contenido de humedad de 10 % en la madera y en el multimaterial. Se implementó un diseño experimental de medidas repetidas. El factor inter-sujetos fue el Tratamiento, con dos niveles: Grupo Control: Madera (n = 12) y Grupo Experimental: Multimaterial (n = 12). Las variables de respuesta fueron la densidad (ρ) y la velocidad de onda (v). Para cada probeta, la velocidad de onda se midió bajo el factor intra-sujeto de dirección de medición, con dos niveles: Tangencial (T) y Longitudinal (L). Adicionalmente, se calculó el coeficiente de anisotropía acústica como la razón v_L/v_T para cada probeta.

Se calcularon los estadísticos descriptivos: media (μ), desviación estándar (σ) y coeficiente de variación en por ciento ($CV = \sigma/\mu$). Para el análisis estadístico ($\alpha = 0.05$) se comparó la densidad entre los dos grupos de tratamiento mediante un análisis de varianza de una vía, previa verificación de los supuestos de normalidad (Shapiro-Wilk) y homocedasticidad (Levene). Se analizó la velocidad de onda con un análisis

de varianza de medidas repetidas para evaluar los efectos principales del tratamiento, la dirección y su interacción (Tratamiento x Dirección). Se comparó el coeficiente de anisotropía entre los dos grupos de tratamiento mediante una Prueba t de Student para muestras independientes, verificando previamente los supuestos correspondientes. La hipótesis nula postula que el tratamiento no modifica significativamente la densidad, las velocidades de onda ni el coeficiente de anisotropía, frente a la hipótesis alternativa que afirma la existencia de una modificación significativa.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En el presente estudio se evaluaron los efectos de la transformación de madera de *F. crenata* en un multimaterial compuesto por madera, malla metálica y adhesivo de poliuretano. El análisis experimental se centró en las propiedades físicas y acústicas de la madera, con especial énfasis en el comportamiento anisotrópico del multimaterial. La caracterización incluyó la determinación de densidad, velocidad del ultrasonido en direcciones tangencial y longitudinal, y el cálculo del coeficiente de anisotropía acústica correspondiente.

A continuación, se presentan los resultados obtenidos mediante análisis estadísticos que incluyen estadísticos descriptivos para cada variable medida (tabla I) y análisis de varianza para determinar la significancia estadística de las diferencias observadas entre grupos (tabla II) y direcciones de medición (tabla III). Los análisis inferenciales implementados comprenden pruebas de homocedasticidad y tamaños del efecto para cuantificar la magnitud de las diferencias detectadas.

Tabla I Propiedades físicas y velocidad del ultrasonido: estadísticos descriptivos comparando madera de *F. crenata* y el multimaterial madera-malla-adhesivo.

Variable	Grupo	Estadístico		
		μ	σ	CV
Densidad (kg/m³)	Multimaterial	667.4	13.9	2.1
	Madera	645.8	20.5	3.2
Velocidad Tangencial (m/s)	Multimaterial	3157.5	716.5	22.7
	Madera	1653.2	81.7	4.9
Velocidad Longitudinal (m/s)	Multimaterial	3903.6	688.5	17.6
	Madera	5248.3	410.7	7.8
Coeficiente de Anisotropía acústica (v_L/v_T)	Multimaterial	1.29	0.39	30.0
	Madera	3.18	0.31	9.9

Tabla II. Análisis de varianza de una vía comparando el efecto del tratamiento multimaterial en la densidad del material compuesto.

Fuente de variación	Suma de cuadrados	Grados de libertad	Cuadrado medio	F	Valor p	Tamaño del efecto (η^2)
Entre grupos	2799.36	1	2799.36	9.166	0.006	0.295
Dentro de grupos	6719.20	22	305.42			
Total	9518.56	23				

Tabla III. Análisis de varianza factorial 2×2 evaluando los efectos del tratamiento y dirección de medición en la velocidad del ultrasonido.

Fuente de variación	Suma de cuadrados	Grados de libertad	Cuadrado medio	F	Valor p	Tamaño del efecto (η^2)
Tratamiento (A)	76480.32	1	76480.32	0.263	0.610	0.001
Dirección (B)	56537104.32	1	56537104.32	194.5	<0.001	0.603
Interacción (A × B)	24350400.00	1	24350400.00	83.76	<0.001	0.260
Error	12789190.00	44	290663.41			
Total	93753174.64	47				

Efecto del tratamiento en la densidad y las velocidades de onda

Los resultados descriptivos (tabla I) y la prueba inferencial para la densidad muestran que la transformación de la madera de *F. crenata* en el multimaterial (incorporación de malla y adhesivo) produjo un incremento en la densidad media del conjunto de probetas. El análisis de varianza de una vía (tabla II) indicó una diferencia estadísticamente significativa en densidad entre los grupos ($F = 9.166$, $p = 0.006$); el tamaño del efecto (η^2) indica que una proporción sustancial de la variabilidad total de densidad se asocia al tratamiento ($\eta^2 \approx 0.295$). La prueba de Levene ($p = 0.342$) soporta el supuesto de homocedasticidad utilizado para el análisis de varianza.

Desde la perspectiva de la ciencia de materiales, el aumento de densidad observado en el multimaterial es coherente con la introducción de componentes de mayor densidad volumétrica (adhesivo de poliuretano y la propia malla de refuerzo) y con la posible compactación o impregnación local de la matriz lignocelulósica en el proceso de fabricación. Un aumento de la densidad macroscópica suele correlacionar con un incremento de rigidez en ciertos modos de deformación; sin embargo, la relación entre densidad y velocidad ultrasónica no es necesariamente lineal ni unívoca, porque la velocidad de onda depende tanto de la densidad como de los módulos elásticos del multimaterial.[17,18]

Los estadísticos descriptivos muestran que la velocidad ultrasónica en la dirección tangencial aumentó en promedio en las probetas de multimaterial respecto a la madera, mientras que la velocidad en la dirección longitudinal mostró, en promedio, una reducción en el multimaterial respecto a la madera (figura 4). Por tanto, la transformación no produce un incremento homogéneo de velocidad en todas las direcciones: la dirección tangencial se rigidiza (o al menos la velocidad aumenta), y la dirección longitudinal tiende a disminuir su velocidad. Esta diferencia direccional sugiere que la contribución mecánica de la malla y el adhesivo es anisótropa y que la integración de las fases altera selectivamente las rutas de transmisión de ondas y la rigidez en cada dirección.

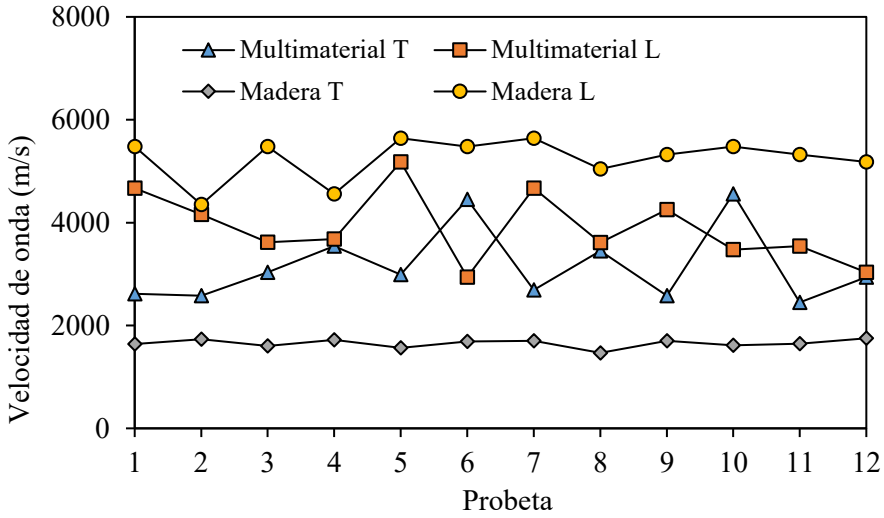


Fig. 4. Variación de la velocidad de onda.

La figura 4 muestra cómo cambia el perfil anisotrópico del material después del tratamiento, destacando un cambio importante tanto en las magnitudes como en la dirección de las velocidades ultrasónicas. La interacción significativa entre el tratamiento y la dirección ($F = 83.76$, $p < 0.001$) se traduce en un comportamiento divergente: un incremento del 91 % en la velocidad tangencial y una disminución del 26 % en la velocidad longitudinal. Este patrón muestra que transformar la madera en un multimaterial modifica la rigidez de manera específica, alterando su naturaleza anisotrópica original.

Físicamente, esto puede interpretarse así: la adición de la malla y el adhesivo proporciona un refuerzo transversal o de corte que incrementa la velocidad de onda tangencial, es decir, incrementa la rigidez en la dirección tangencial, mientras que la continuidad y estructura natural de las fibras en la dirección

longitudinal podría verse alterada por discontinuidades introducidas, adhesivos o tensiones residuales, lo que reduce la velocidad en la dirección longitudinal. En resumen, aunque el aumento de densidad es compatible con cambios en la velocidad, los signos opuestos en las direcciones tangencial y longitudinal indican que la microestructura y la arquitectura del multimaterial dominan la respuesta ultrasónica más que un simple efecto de densidad.

Anisotropía acústica del material y efecto de la interacción

La anisotropía acústica de la madera y del multimaterial se evaluó cuantificando el coeficiente v_L/v_T y mediante el análisis de varianza factorial (Tratamiento × Dirección). Los estadísticos descriptivos de v_L/v_T muestran que las probetas de madera tienen un coeficiente v_L/v_T notablemente superior indicando una velocidad longitudinal mucho mayor que la tangencial (tabla I), con menor variabilidad relativa. Por el contrario, el multimaterial presenta un coeficiente v_L/v_T mucho más cercano a la unidad y con mayor variabilidad relativa (figura 5). Este resultado puede ser atribuido a las heterogeneidades que se introdujeron durante el proceso de fabricación, tales como la distribución no uniforme del adhesivo o el inadecuado acomodo de la malla. Estos perfiles sugieren que la madera conserva la anisotropía típica de la madera (Longitudinal >> Tangencial), mientras que el multimaterial tiende a atenuar esa anisotropía, acercando las velocidades en ambas direcciones[14].

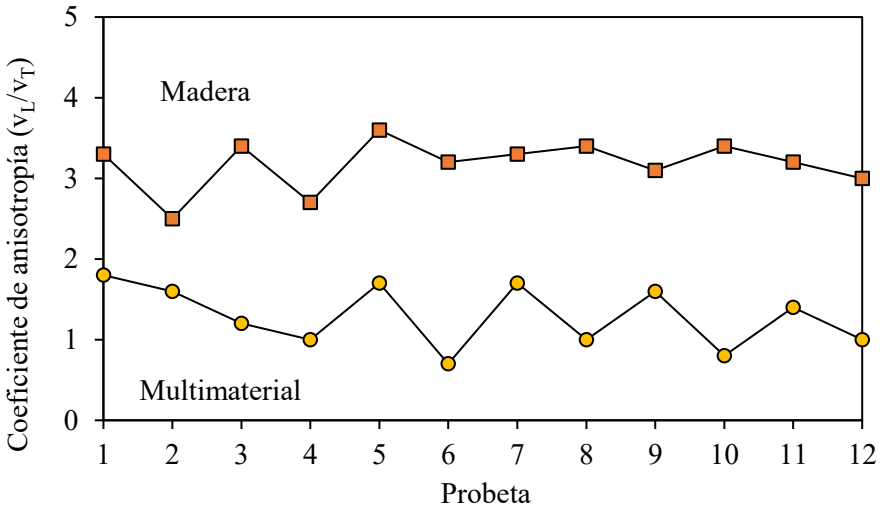


Fig. 5. Variación del coeficiente de anisotropía.

La figura 5 cuantifica la reducción de la anisotropía acústica, evidenciada por la disminución del coeficiente v_L/v_T de 3.18 en la madera original a 1.29 en el multimaterial (tabla I). Este acercamiento a la unidad indica una tendencia hacia la isotropía y confirma el cumplimiento del objetivo experimental. La uniformidad de las propiedades se debe a la interacción importante entre el tratamiento y la dirección ($p < 0.001$). La adición de refuerzos en capas cruzadas ayuda a redistribuir la rigidez interna del multimaterial. El material deja de tener una dirección marcada y adopta un comportamiento más equilibrado en su estructura y acústica, típico de una configuración optimizada que utiliza varios materiales.

El análisis de varianza de dos vías muestra que la dirección es un factor significativo ($F \approx 194.512$, $p < 0.001$; $\eta^2 \approx 0.603$), lo que confirma, con evidencia estadística robusta, la existencia de anisotropía en el conjunto de datos (tabla III). Es decir, se obtienen velocidades diferentes según la dirección de medición. La interacción Tratamiento × Dirección es también altamente significativa ($F \approx 83.776$, $p < 0.001$; $\eta^2 \approx 0.260$). La presencia de esta interacción significativa implica que el efecto del tratamiento sobre la velocidad depende de la dirección: en otras palabras, la transformación a multimaterial modifica diferencialmente las velocidades tangencial y longitudinal. Es decir, altera el grado y la naturaleza de la anisotropía acústica.

Un coeficiente v_L/v_T mayor que la unidad indica que la rigidez y la continuidad de las fibras favorecen la transmisión de ondas en la dirección longitudinal. Cuanto mayor es este coeficiente, mayor es la discrepancia en la respuesta del material entre las direcciones Longitudinal y Tangencial. En este estudio, las probetas de madera poseen un coeficiente v_L/v_T alto, lo que implica que su comportamiento elástico es fuertemente direccional. El multimaterial presenta un coeficiente v_L/v_T próximo a la unidad en varias probetas y media notablemente menor que el de la madera, lo que demuestra una mayor isotropía relativa en cuanto a velocidades ultrasónicas, resultado que concuerda con la incorporación de fases (adhesivo y malla) que redistribuyen rigidez y atenúan la dominancia de la dirección de fibra.

La interacción significativa (Tratamiento × Dirección) cuantifica que el tratamiento no sólo desplaza valores medios, sino que reconfigura la relación entre direcciones: la diferencia de velocidades entre las direcciones longitudinal y tangencial se reduce en el multimaterial, lo que significa que la anisotropía se atenúa de manera estadísticamente significativa por el tratamiento ($p < 0.001$ y η^2 Interacción ≈ 0.260 indica un efecto de magnitud grande). Desde un punto de vista de aplicación, esto implica que el multimaterial puede comportarse de forma más balanceada frente a ondas mecánicas y posiblemente frente a ciertos modos de carga.

El hallazgo más significativo de este estudio es que la transformación de madera en un multimaterial compuesto por madera, malla y adhesivo altera fundamentalmente su comportamiento acústico y mecánico, reduciendo drásticamente su anisotropía natural. Este cambio se manifiesta a través de una interacción estadísticamente significativa entre el tipo de material y la dirección de medición de la velocidad ultrasónica, lo que confirma que el tratamiento no modifica las propiedades de manera uniforme, sino que redefine el patrón direccional de respuesta del material.[22]

La velocidad del ultrasonido en la dirección longitudinal disminuyó notablemente en el multimaterial. Aproximadamente un 25.6 % respecto a la madera. Esta reducción puede atribuirse a la interrupción de la continuidad estructural de las fibras del material. En la madera, la orientación de las fibras constituye una vía eficiente para la propagación de ondas longitudinales. La incorporación de la malla y la matriz polimérica del adhesivo introduce interfaces materiales y discontinuidades que actúan como dispersores de onda, aumentando la atenuación y reduciendo la velocidad de propagación en esta dirección.[30]

Por el contrario, el aumento de la velocidad en la dirección tangencial, que fue un 91 % superior en el multimaterial, sugiere un efecto de refuerzo transversal inducido por los componentes añadidos. La malla de naturaleza metálica y el adhesivo de poliuretano, que forman una matriz continua, parecen conferir una rigidez adicional al material en direcciones donde la madera es inherentemente más débil y menos rígida. Este refuerzo en el plano tangencial restringe el movimiento y aumenta el módulo elástico en esa dirección, facilitando una transmisión más rápida de las ondas ultrasónicas.

Al contextualizar estos hallazgos dentro de la literatura existente, los resultados concuerdan con estudios previos sobre composites que incorporan refuerzos en matrices naturales. Se ha documentado que la adición de fases discontinuas o mallas en un sustrato anisotrópico tiende a homogenizar sus propiedades mecánicas[24]. Sin embargo, este estudio cuantifica de manera precisa cómo esta homogeneización se traduce en una alteración del perfil de velocidades ultrasónicas (figura 4) y, por ende, de la anisotropía (figura 5). El coeficiente de anisotropía acústica resultante, que se redujo de 3.18 en la madera a 1.29 en el multimaterial, corrobora esta transición hacia un comportamiento más isótropo, un fenómeno reportado en composites pero menos cuantificado en multimateriales basados en madera[31].

Las implicaciones de este trabajo son considerables para el diseño de materiales de base biológica. Disponer de un material derivado de la madera con un comportamiento más isótropo abre la puerta a aplicaciones donde las cargas estructurales son multidireccionales y la anisotropía extrema de la madera constituye una limitación. Por ejemplo, en componentes para la industria automotriz, mobiliario estructural o paneles de construcción, un material con propiedades mecánicas más homogéneas en diferentes direcciones puede ofrecer un rendimiento más predecible y una mayor resistencia a cargas complejas fuera de su eje principal.

No obstante, este estudio presenta limitaciones que deben ser reconocidas. El análisis se centró en un único tipo de malla y adhesivo, y en una configuración específica de fabricación. Además, la evaluación se limitó a las propiedades dinámicas inferidas mediante ultrasonidos, sin correlacionarlas directamente con

ensayos mecánicos destructivos para determinar propiedades como los módulos de elasticidad o la resistencia última en diferentes direcciones. Futuras investigaciones deberían explorar sistemáticamente el efecto de variables como la geometría y material de la malla, el tipo de adhesivo formador de la matriz, la orientación de las capas de madera y los parámetros del proceso de fabricación. Asimismo, se recomienda realizar una caracterización mecánica completa y un análisis microestructural detallado para establecer relaciones microestructura-propiedad más robustas y comprender los mecanismos de refuerzo y la eficiencia de la interfaz material en este multimaterial.

CONCLUSIONES

La transformación de madera de *F. crenata* en un multimaterial compuesto por madera, malla metálica y adhesivo de poliuretano modificó su densidad y su comportamiento dinámico frente a ondas ultrasónicas. El refuerzo transversal proporcionado por la malla y la matriz adhesiva incrementó en promedio un 91 % la velocidad en dirección tangencial, mientras que en dirección longitudinal se registró una disminución del 26 %, atribuida a la interrupción de la continuidad natural de las fibras. Este contraste evidencia que la introducción de fases adicionales altera de manera diferenciada las propiedades según la orientación anatómica de la madera.

Como resultado de estas modificaciones, la anisotropía acústica del material se redujo de forma notable: el coeficiente de anisotropía longitudinal/tangencial pasó de 3.18 en la madera a 1.29 en el multimaterial. Esta disminución confirma que la incorporación de refuerzos heterogéneos y adhesivos tiene un efecto homogeneizador en la propagación de ondas, confiriendo al material un comportamiento más isotrópico. El análisis estadístico corroboró que los efectos de la transformación no se limitan a cambios en los valores medios, sino que reconfiguran la naturaleza misma de la anisotropía acústica, con una interacción tratamiento-dirección altamente significativa.

Desde la perspectiva de aplicaciones en ingeniería de materiales, estos hallazgos muestran el potencial de los multimateriales lignocelulósicos en contextos donde la homogeneidad de propiedades es deseable, como en elementos estructurales y componentes de mobiliario. Sin embargo, se reconoce que los resultados se circunscriben a una configuración específica de refuerzo y adhesivo. Por ello, futuras investigaciones deberán explorar variaciones en la geometría de la malla, la naturaleza de los adhesivos y el proceso de consolidación, además de establecer correlaciones entre las propiedades dinámicas ultrasónicas y el desempeño mecánico y microestructural global.

REFERENCIAS

1. L. Espinosa, L. Brancheriau, Y. Cortes, F. Prieto, and P. Lasaygues, "Ultrasound computed tomography on standing trees: accounting for wood anisotropy permits a more accurate detection of defects," Ann. For. Sci., vol. 77, p. 68, 2020. doi: 10.1007/s13595-020-00971-z.
2. G. Manzo, J. Tippner, and P. Zatloukal, "Relationships Between the Macrostructure Features and Acoustic Parameters of Resonance Spruce for Piano Soundboards," Appl. Sci., vol. 11, no. 4, p. 1749, 2021. doi: 10.3390/app11041749.
3. I. Brémaud, J. Gril, and B. Thibaut, "Anisotropy of Wood Vibrational Properties: Dependence on Grain Angle and Review of Literature Data," Wood Sci. Technol., vol. 45, no. 4, pp. 735-754, 2011. doi: 10.1007/s00226-010-0393-8.
4. L. P. Perlin, R. C. de Andrade Pinto, and A. do Valle, "Ultrasonic tomography in wood with anisotropy consideration," Constr. Build. Mater., vol. 229, Art. no. 116958, 2019. doi: 10.1016/j.conbuildmat.2019.116958.
5. V. Bucur, "A Review on Acoustics of Wood as a Tool for Quality Assessment," Forests, vol. 14, no. 8, p. 1545, 2023. doi: 10.3390/f14081545.
6. J. Mackerle, "Finite Element Analyses in Wood Research: A Bibliography," Wood Sci. Technol., vol. 39, no. 7, pp. 579-600, 2005. doi: 10.1007/s00226-005-0026-9.
7. N. Tankut, A. N. Tankut, and M. Zor, "Finite Element Analysis of Wood Materials," Drv. Ind., vol. 65, no. 2, pp. 159-171, 2014. doi: 10.5552/drind.2014.1254.

8. L. Acuña, R. Martínez, E. Spavente, M. Casado, J. Álvarez-Martínez, C. O'Ceallaigh, A. M. Harte, and J.-A. Balmori, "Modulus of Elasticity Prediction Through Transversal Vibration in Cantilever Beams and Ultrasound Technique of Different Wood Species," Constr. Build. Mater., vol. 371, Art. no. 130750, 2023. doi: 10.1016/j.conbuildmat.2023.130750.
9. P. Niemz and D. Mannes, "Non-Destructive Testing of Wood and Wood-Based Materials," J. Cult. Herit., vol. 13, no. 3, Supplement, pp. S26-S34, 2012. doi: 10.1016/j.culher.2012.04.001.
10. L. Kristak, I. Kubovský, and R. Réh, "New Challenges in Wood and Wood-Based Materials," Polymers, vol. 13, no. 15, p. 2538, 2021. doi: 10.3390/polym13152538.
11. L. Kristak, R. Réh, and I. Kubovský, "New Challenges in Wood and Wood-Based Materials II," Polymers, vol. 15, no. 6, p. 1409, 2023. doi: 10.3390/polym15061409.
12. A. Toğay, N. Döngel, C. Söğütlü, E. Ergin, M. Uzel, and S. Güneş, "Determination of the Modulus of Elasticity of Wooden Construction Elements Reinforced with Fiberglass Wire Mesh and Aluminum Wire Mesh," BioResources, vol. 12, no. 2, pp. 2466-2478, 2017. doi: 10.15376/BIORES.12.2.2466-2478.
13. C. A. Abade Bertolino, N. T. Mascia, C. D. Basaglia, and B. Fazendeiro Donadon, "Analysis of Fiber Reinforced Laminated Timber Beams," Key Eng. Mater., vol. 668, pp. 100-109, 2015. doi: 10.4028/www.scientific.net/kem.668.100.
14. D. Faktorová, M. D. Stanciu, M. Krbata, A. Savin, M. Kohutiar, M. Chlada, et al., "Analysis of the anisotropy of sound propagation velocity in thin wooden plates using Lamb waves," Polymers, vol. 16, no. 6, p. 753, 2024. doi: 10.3390/polym16060753.
15. H. Rangavar, "Wood-Cement Board Reinforced with Steel Nets and Woven Hemp Yarns: Physical and Mechanical Properties," Drv. Ind., vol. 68, no. 2, pp. 121-128, 2017. doi: 10.5552/drind.2017.1633.
16. J. R. Sotomayor Castellanos and I. Macedo Alquicira, "Vibraciones transversales para determinar el módulo dinámico e índice material en multimaterial de madera-malla-adhesivo en *Fagus crenata*," Revista Internacional de Investigación e Innovación Tecnológica, vol. 11, no. 63, pp. 39-62, 2023.
17. É. Hillig, I. Bobadilla, F. Arriaga, and G. Íñiguez-González, "Using Acoustic Testing to Estimate Strength and Stiffness of Wood-Polymer Composites," Maderas. Cienc. Tecnol., vol. 26, pp. 1-16, 2024. doi: 10.22320/s0718221x/2024.04.
18. I. Macedo Alquicira and J. R. Sotomayor Castellanos, "Velocidades del ultrasonido y módulos dinámicos de madera sólida, laminada y multimaterial de Pinus pseudostrobus Lindl.," in Proc. XXVII Congreso Internacional Anual de la Sociedad Mexicana de Ingeniería Mecánica, México, 2021, pp. 56-64.
19. J. R. Sotomayor Castellanos and I. Macedo Alquicira, "Caracterización por ultrasonido del multimaterial madera-malla-adhesivo," Prisma Tecnol., vol. 16, no. 1, pp. 24-30, 2025. doi: 10.33412/pri.v16.1.3972.
20. A. N. Papadopoulos, "Advances in wood composites," Polymers, vol. 12, no. 1, p. 48, 2019. doi: 10.3390/polym12010048.
21. K. Saal, H. Kallakas, E. Tuhkanen, A. Just, A. Rohumaa, J. Kers, et al., "Fiber-Reinforced Plywood: Increased Performance with Less Raw Material," Materials, vol. 17, no. 13, p. 3218, 2024. doi: 10.3390/ma17133218.
22. N. Pahnabi, T. Schumacher, and A. Sinha, "Imaging of Structural Timber Based on In Situ Radar and Ultrasonic Wave Measurements: A Review of the State-of-the-Art," Sensors, vol. 24, no. 9, p. 2901, 2024. doi: 10.3390/s24092901.
23. E. G. Mason, M. Hayes, and N. Pink, "Validation of ultrasonic velocity estimates of wood properties in discs of radiata pine," New Zealand Journal of Forestry Science, vol. 47, Art. no. 16, 2017. doi: 10.1186/s40490-017-0098-y.
24. A. Wdowiak-Postulak, "Strengthening of Structural Flexural Glued Laminated Beams of Ashlar with Cords and Carbon Laminates," Materials, vol. 15, no. 23, p. 8303, 2022. doi: 10.3390/ma15238303.
25. C. H. Lee, A. Khalina, and S. H. Lee, "Importance of interfacial adhesion condition on characterization of plant-fiber-reinforced polymer composites: A review," Polymers, vol. 13, no. 3, p. 438, 2021. doi: 10.3390/polym13030438.

26. Y. Amin et al., "Effect of glue spread on bonding strength, delamination, and wood failure of jabon wood-based cross-laminated timber using cold-setting melamine-based adhesive," Polymers, vol. 15, no. 10, p. 2349, 2023. doi: 10.3390/polym15102349.
27. ASTM E494-20, Standard Practice for Measuring Ultrasonic Velocity in Materials. West Conshohocken, PA: ASTM International, 2020.
28. ISO 13061-1:2014, Physical and Mechanical Properties of Wood - Test Methods for Small Clear Wood Specimens. Part 1: Determination of Moisture Content for Physical and Mechanical Tests, International Organization for Standardization, Geneva, Switzerland, 2014.
29. ISO 13061-2:2014, Physical and Mechanical Properties of Wood - Test Methods for Small Clear Wood Specimens. Part 2: Determination of Density for Physical and Mechanical Tests, International Organization for Standardization, Geneva, Switzerland, 2014.
30. F. Bockel, A. Harling, G. Grönquist, and A. Niemz, "Characterization of wood-adhesive bonds in wet conditions by means of nanoindentation and tensile shear strength," Eur. J. Wood Wood Prod., vol. 78, no. 3, pp. 449–459, 2020, doi: 10.1007/s00107-020-01520-1.
31. X. Zhang, F. Dubois, N. Sauvat, V. T. N. Tran, J. R. Lee, and J.-C. Dupré, "Hybrid numerical method for the ultrasonic wave propagation velocity in orthotropic materials," Wood Sci. Technol., vol. 56, pp. 1605–1630, 2022, doi: 10.1007/s00226-022-01416-8.

Obtención y caracterización de biocarbón a partir de la biomasa del alga *Sargassum spp.* mediante pirólisis rápida y su aplicación para impresión 3D

Ramón Valdivia González[A], Monika Yolotzin Velasco Gómez[A], Julio Silva Mendoza[B], Odilia Pérez Camacho[C], Leonardo Chávez Guerrero[A]

[A] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, San Nicolás de los Garza, NL, México

[B] Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ciencias Químicas, San Nicolás de los Garza, NL, México

[C] Centro de Investigación en Química Aplicada, Coahuila, México

ramon.valdiviag@uanl.edu.mx, monika.velascogz@uanl.edu.mx, julio.silvamn@uanl.edu.mx, odilia.perez@ciqa.edu.mx. Autor de correspondencia: leonardo.chavezgr@uanl.edu.mx

ABSTRACT

In this work, the valorization of Sargassum spp. algae for biochar synthesis via pyrolysis under a limited-oxygen atmosphere and its application as a reinforcing filler in polymeric materials for 3D printing are proposed. The material was characterized by FTIR, TGA, SEM, and NMR. FTIR analysis evidenced the formation of an aromatic network (1600 cm^{-1}), while TGA showed adequate thermal stability. SEM micrographs revealed a heterogeneous micro/mesoporous morphology, and NMR analysis confirmed characteristic aromatic groups (125 ppm). The results demonstrate the production of a high-quality biochar with potential as a functional reinforcement.

PALABRAS CLAVE

Sargassum spp., biocarbón, valorización de biomasa, impresión 3D.

RESUMEN

En este trabajo se propone el aprovechamiento del alga Sargassum spp. para la síntesis de biocarbón mediante pirólisis bajo una atmósfera con acceso limitado de oxígeno y su aplicación como refuerzo en materiales poliméricos para impresión 3D. El material fue caracterizado por FTIR, TGA, SEM y NMR. El FTIR evidenció la formación de una red aromática (1600 cm-1), mientras que TGA mostró una adecuada estabilidad térmica. Las micrografías SEM revelaron una morfología heterogénea micro/meso porosa y el análisis NMR confirmó grupos aromáticos característicos (125 ppm). Los resultados demuestran la obtención de un biocarbón de calidad con potencial como refuerzo funcional.

KEYWORDS

Sargassum spp., biochar, biomass valorization, 3D printing.

INTRODUCCIÓN

Desde hace algunos años, el alga *Sargassum spp.* se ha convertido en uno de los mayores retos de contaminación ambiental y sanitaria para los gobiernos locales de múltiples países costeros en distintas zonas del Atlántico, alcanzando una prominente región de acumulación conocida como "Great Atlantic Sargassum Belt" que se extiende desde África Occidental hacía territorio oeste, alcanzando zonas como el Golfo de México, el mar Caribe y las costas de Florida. Desde el año 2011

se ha vivido una de las mayores crisis ambientales a lo largo de la costa del Caribe, ya que la acumulación de grandes volúmenes de alga sargazo ha deteriorado no solo zonas turísticas, sino también la flora y fauna marina, así como la navegación marítima. Debido a las grandes cantidades de biomasa acumuladas, diversos grupos se han dedicado a la remoción de este material y así tratar de minimizar el impacto generado, no obstante, el sustento en cuanto a estos planes de gestión de residuos es costoso y poco eficientes. Esto ha promovido iniciativas por parte de distintos grupos, tanto por parte del gobierno como de organismos privados; los cuales, se han dado a la tarea de diseñar planes de gestión de residuos enfocados al uso escalable del sargazo como materia prima sustentable.[1] El cual puede tener un potencial económico prometedor, y así mismo, reducir el impacto ambiental y promover su valorización.

El alga *Sargassum spp.* ha demostrado tener un gran contenido de componentes químicos (celulosa, alginatos, fucoidanos, nutrientes fenólicos, proteínas, vitaminas y minerales), lo cual lo hace un recurso prometedor para la obtención de biomateriales.[2] Si bien, la variabilidad en la composición de las algas es compleja, no debería representar un impedimento para su futura explotación; su uso se ha reportado en una serie de propuestas tomando en cuenta distintos entornos de necesidad emergentes tanto en las zonas afectadas por el sargazo, así como panoramas de exigencia activa como, el sector agrícola, energético, producción de plásticos, remediación ambiental, industria textil, así como más especializados tales como el sector cosmético, farmacéutico o biomédico.[3-4] Se informó en base a una evaluación regional de 2021, los 15 sectores con un potencial para el aprovechamiento y optimización de esta materia prima con base a una tonelada de este recurso. Uno de estos componentes es el biocarbón, el cual cuenta con un panorama prometedor debido a su gran versatilidad y propiedades. Por lo que emplear el sargazo como materia prima para su obtención ofrece un área de interés escalable.[5] Con la creciente necesidad de materiales renovables, sostenibilidad y conservación ambiental, sostenibilidad y conservación ambiental, el uso biocarbón se destaca por su versatilidad y propiedades que varían según la fuente de materia prima y su método de producción. El uso e investigación de este material sigue abierto a diversas áreas de estudio, que van desde su refinamiento para un mejor comportamiento en situaciones adversas hasta su sinergia en nanocompuestos.[6]

En la presente investigación se planteó la obtención de biocarbón a partir de biomasa del alga sargazo mediante un procedimiento controlado de pirólisis térmica, el cual podría ser empleado en aplicaciones de impresión 3D como refuerzo de materiales poliméricos, andamiaje/soporte para nanopartículas, adsorción (metales pesados, colorantes), entre otros.

METODOLOGÍA

Pretratamiento

Para la obtención de biocarbón de sargazo (BS), se recolectó y trasladó el sargazo desde la costa de Puerto Morelos, Quintana Roo, México, donde se le removieron contaminantes, como arena y residuos marinos. A través de un molinillo de baja potencia se fracturó el alga, y seguidamente se usó un tamiz (#25) para separarla. Posteriormente, el material de sargazo se trituro en un molino de mayor potencia para obtener un material más homogéneo, el cual se almacenó en tubos Falcon para su posterior experimentación. Del material obtenido se extrajo el componente de fucoidan, con el propósito de que no influya en la pureza del biocarbón. Para lo cual, se colocaron 5 g de sargazo en un frasco de vidrio con 100 mL de agua. Seguidamente, se colocó dicho frasco en un proceso de autoclave a 110 °C y 10 psi durante una hora. Subsecuentemente, se centrifugo la muestra, se aisló la biomasa del fucoidan (el proceso se repitió dos veces), y finalmente, el material resultante se secó por evaporación a 40 °C en un horno.

PIRÓLISIS TÉRMICA Y OBTENCIÓN DE BIOCARBÓN

A partir de la biomasa de sargazo seca se prepararon 2 muestras de 5 g, las cuales se depositaron en un crisol de cerámica para posteriormente ser sometidas a un tratamiento de pirólisis térmica a temperaturas de 350 °C y 600 °C respectivamente, durante 20 min. en una mufla eléctrica bajo una

atmosfera de acceso limitado de oxígeno. Posteriormente, el material de biocarbón resultante se retiró y vació en un recipiente hermético para evitar su interacción con el oxígeno y la posible formación de ceniza; se dejó atemperar, se lavó con agua desionizada en constante agitación (250 RPM) a temperatura ambiente y se dejó precipitar el biocarbón para retirar posibles restos de ceniza.

Finalmente se guardó en tubos Falcon para su posterior análisis fisicoquímico y estructural, así como su prueba como aditivo para filamento de impresión 3D. El filamento compuesto se obtuvo mediante la mezcla de biocarbón de sargazo (1 wt%) con pellets de PLA, la cual se agitó durante 5 min. para su correcta homogeneización. Posteriormente, la mezcla fue procesada mediante extrusión con temperaturas comprendidas entre los 160 – 200 °C, logrando la formación de un filamento de PLA/biocarbón de sargazo (PLA/BCS).

Se analizó la composición y estructura molecular del alga sargazo, carbón control, y ambas muestras de biocarbón a 350 °C y 600 °C mediante un espectrofotómetro de infrarrojos por transformada de Fourier (FTIR) IRAffinity-1 compacto en modo ATR. Las muestras secas y molidas fueron colocadas sobre un cristal óptico de diamante, al cual se le dirigió un haz de luz infrarroja, recolectando espectros en el rango de 4500-400 cm^{-1}. La caracterización de los especímenes de *Sargassum spp., Sargassum spp.* limpio y el material de biocarbón se realizó mediante un equipo de análisis termogravimétrico en un rango de temperaturas desde el ambiental hasta los 700 °C en una atmosfera controlada (N_2) con el propósito de recabar datos de curvas TGA y DTG. El análisis morfológico de los componentes de biocarbón a 300 °C y 600 °C se realizó a través de un microscopio electrónico de barrido Hitachi SU8020 operado a un voltaje de aceleración de 5.00 kV. El análisis NMR del sargazo, biocarbón de Sargassum spp. y carbón control se realizó a través de un equipo de resonancia magnética nuclear (NMR) Bruker Avance en modo de análisis ^{13}C en estado sólido. El proceso de obtención de filamento e impresión 3D nos permitió observar el comportamiento del biocarbón a cargas bajas (1 wt%) como aditivo, así como su reproducibilidad.

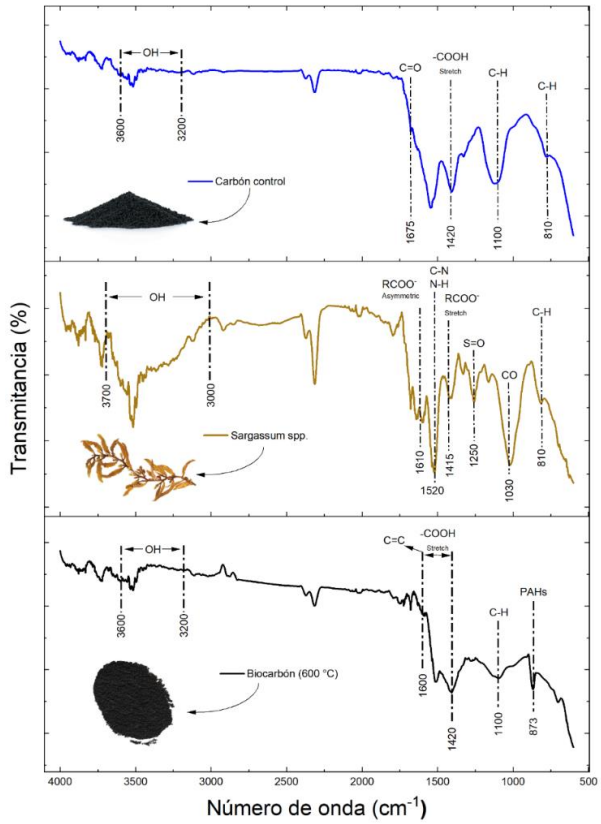


Fig. 1. Transmitancia FTIR de la muestra de sargazo limpio, el biocarbón de sargazo (600 °C) y el carbón control.

RESULTADOS Y DISCUSIONES

Análisis FTIR

En la figura 1 se muestran los espectros FTIR del sargazo limpio, el biocarbón de sargazo (600 °C) y el carbón control.

El espectro de la muestra de sargazo limpio presenta una distribución de picos anchos entre las regiones de los 3700 y 3000 cm^{-1}, correspondientes a los grupos O-H. El pico en 1610 cm^{-1} corresponde a un estiramiento asimétrico de carboxilato (RCOO-), esto sugiere la presencia de monómeros como el ácido mannurónico, gulurónico y urónico del componente de alginato de sodio. El pico en 1520 cm^{-1} está asociado a la disposición de enlaces peptídicos en proteínas y glucoproteínas (C-N, N-H). El pico en 1415 cm^{-1} corresponde al estiramiento simétrico de carboxilato (RCOO-). La región entre 1250 y 1030 cm^{-1} se sugiere que podría corresponder principalmente a grupos funcionales como el carbonilo (C=O) y grupos sulfatos (S=O) presentes en la matriz de sargazo. El pico en 810 cm^{-1} podría estar asociado a las vibraciones de anillos aromáticos (C-H) de compuestos fenólicos.[7, 8] Los espectros para las muestras de biocarbón de sargazo y carbón control son bastante similares, ambas presentan ligeras bandas O-H^{-1} en la región de los 3600 y 3200 cm^{-1}. En la región de 1600 – 1700 cm^{-1} se puede observar para el caso del carbón control el desplazamiento y solapamiento hacía la región en 1400 cm^{-1}, esto se puede deber al oxígeno superficial producto de su procesamiento, lo cual, permite la formación de enlaces C=O. Por otro lado, en el caso del biocarbón de sargazo se observa un enlace C=C en el pico situado en 1600 cm^{-1}, asociado a estructuras aromáticas condensadas (una red aromática más pura), lo que indica una menor presencia de oxígeno superficial. El pico en 1420 cm^{-1} está asociado al estiramiento del ácido carboxílico (-COOH), el desplazamiento de la banda hacia la región de 1420 cm^{-1} se asocia a las altas temperaturas en el proceso de pirólisis rápida. El pico en 1100 cm^{-1} corresponde al estiramiento del grupo C-H de los compuestos aromáticos. Finalmente, el pico en 873 cm^{-1} se asocia a la existencia de hidrocarburos aromáticos policíclicos (PAHs) por efecto de la pirólisis rápida.[9-11]

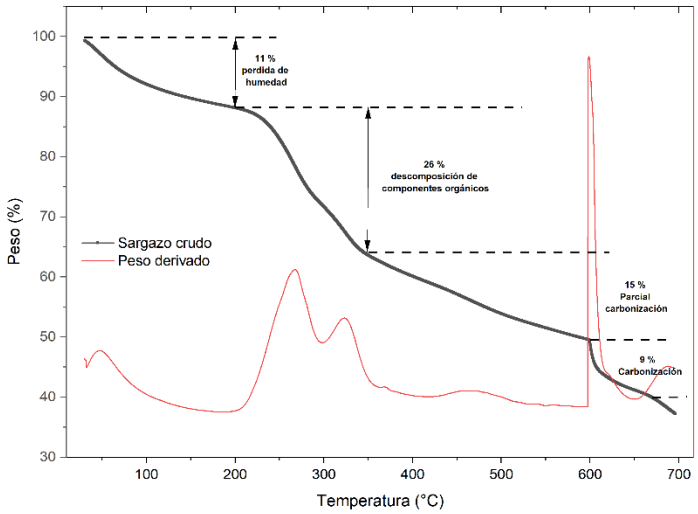


Fig. 2. Análisis termogravimetrico de la muestra de Sargassum spp. crudo.

Análisis TGA

En la figura 2 se observa el análisis termogravimétrico (TGA) con su respectiva curva derivada (DTG) de la muestra de sargazo crudo. La curva en color negro respresenta la perdida gradual, pero con distintos porcentajes de perdida en cada fase de temperatura, los cuales se describen a continuación:

Temperatura ambiente – 199 °C. En este intervalo se observa una disminución del peso de aproximadamente el 11%, lo cual podría corresponder a cierta cantidad de humedad retenida en la pared celular o distintas zonas del sargazo. Así mismo, existe un pequeño pico en la curva derivada que corrobora está pérdida de humedad aparente. Seguidamente la curva se mantiene constante hasta los 200 °C. De 200 – 350 °C. En este intervalo se muestra una disminución del peso de aproximadamente el 26%, se sugiere que esto puede estar asociado al deterioro de polisacáridos como hemicelulosa, alginatos, fucoidan, manitol, entre otros. En cuanto al pico DTG, muestra dos picos medianos (280 °C y 330 °C) lo cual podría deberse a la intensa descomposición volátil de los componentes orgánicos, este comportamiento se asocia a la falta de pretratamiento del alga. De 350 – 599 °C. En esta etapa se puede observar una pérdida de aproximadamente el 15%, lo cual se puede asociar a una pre etapa de carbonización, en donde componentes como la celulosa y proteínas residuales empiezan a carbonizarse, permitiendo una estabilidad aparente en el producto de biocarbón. De 600 – 699 °C. Se muestra una pérdida de aproximadamente el 9%, esta región se asocia a una transformación hacía un carbono más estable, lo cual, excusa el proceso de pirolizado a 600 °C.

Por otro lado, se puede observar un residual de entre 35 – 40 % correspondiente a la transformación de biomasa cruda a biocarbón, así mismo, esta también puede estar compuesta por trazas de cenizas minerales y componentes residuales (sales minerales o grupos sulfatos). Esto sugiere que el pretratamiento elimina significativamente un porcentaje de aproximadamente 25 – 30 % de componentes del alga cruda (sin tratamiento). Esto a su vez es un buen indicativo de la casi nula interacción entre componentes fenólicos o sulfatos que puedan alterar el biocarbón formado final. Por otro lado, el pico de la curva DTG representa la temperatura de descomposición máxima (600 °C).[12,13]

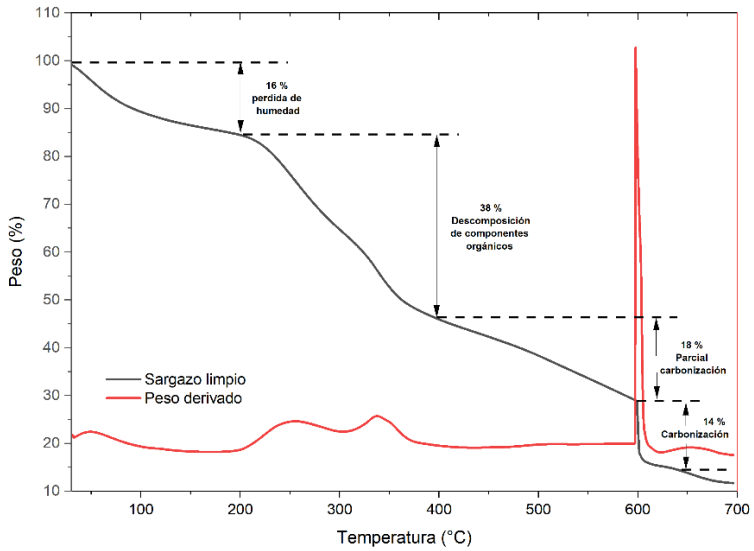


Fig. 3. Análisis termogravimétrico de la muestra de Sargassum spp. limpio.

En la figura 3 se observa el análisis termogravimétrico (TGA) con su respectiva curva derivada (DTG) de la muestra de sargazo limpio. El barrido de la muestra de sargazo limpio fue realizado desde la temperatura ambiente (≈20 °C) hasta los 700 °C, la cual se muestra a continuación:

Temperatura ambiente – 199 °C. Se muestra una disminución del peso de aproximadamente el 16%, lo cual, podría corresponder a una humedad aparente dentro de la muestra. En la curva DTG se muestra un leve pico que confirma está perdida, posteriormente permanece constante hasta los 200 °C. De 200 – 399 °C. Se muestra una disminución en la curva TGA y dos picos medianamente prominentes en la curva DTG. Esto se puede relacionar con respecto a la descomposición de componentes orgánicos volátiles, como hemicelulosa, restos de fucoidan, alginato, carbohidratos y demás componentes de la pared celular del alga. De 400 – 599 °C. En este intervalo se establece una perdida menos significativa del material, lo cual, podría estar asociado a la gradual carbonización de

los componentes de celulosa, generando una parcial estabilización del biocarbón en aproximadamente el 30%. De 600 – 699 °C. Se observa una caída del 14%, al igual que sucede con la muestra sargazo crudo, esta disminución ocurre por la formación de un carbono más estable, justificando el proceso de pirolisis a 600 °C, o a su vez por la posible continua liberación de compuestos volátiles remanentes.

En adición, se puede observar un residual correspondiente a la transformación completa de biomasa cruda a biocarbón, no obstante, también podría asociarse a remanentes sutiles de cenizas o minerales. Por otro lado, el pico significativo en color rojo representa la temperatura de descomposición máxima (600 °C).[12, 13]

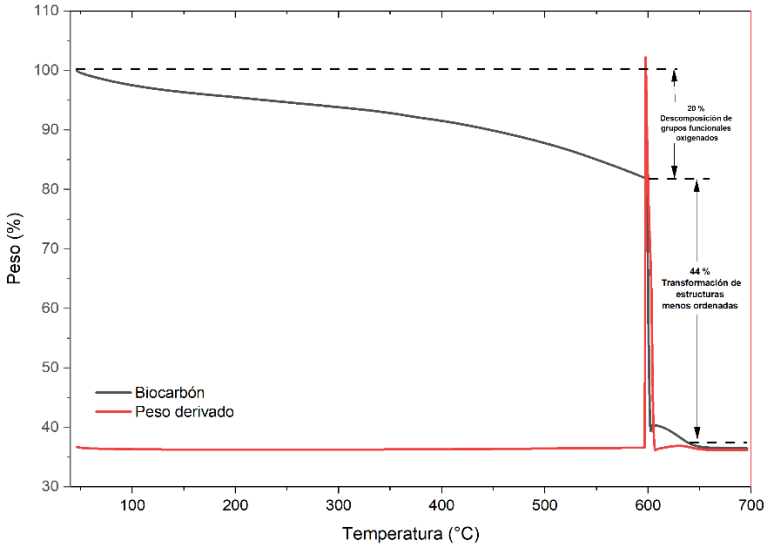


Fig. 4. Análisis termogravimétrico de la muestra de biocarbón.

En la figura 4 se observa el análisis termogravimétrico (TGA) con su respectiva curva (DTG) de la muestra del biocarbón de sargazo. Donde la curva en color negro representa la pérdida de peso con respecto a la temperatura, en la cual, se aprecian perdidas progresivas de aproximadamente el 20 % desde la temperatura ambiente hasta llegar a los 599 °C (probablemente por la descomposición de grupos funcionales oxigenados en la superficie del carbón como, carboxilos, lactonas, fenoles). Al alcanzar los 600 °C se muestra una disminución significativa del 40 % debido al reordenamiento estructural del biocarbón. Seguidamente la curva se estabiliza en un porcentaje de biocarbón de entre el 35-40%, resultando en un biocarbón estructuralmente más ordenado. A pesar de ello, se presenta una buena estabilidad térmica del biocarbón. El pico significativo en color rojo (curva DTG) representa la temperatura de descomposición máxima (600 °C).[12–15]

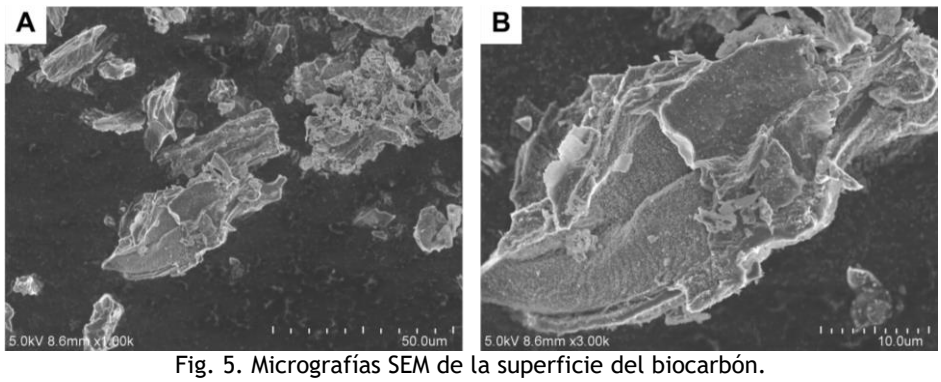


Fig. 5. Micrografías SEM de la superficie del biocarbón.

Análisis SEM

En la figura 5 se muestran las micrografías del aspecto general de la superficie del biocarbón (A y B), donde se puede apreciar una morfología heterogénea y altamente porosa, con estructuras fracturadas en formato laminar y texturas rugosas derivadas de la descomposición térmica provocada por la pirólisis. El colapso estructural existente puede relacionarse a la descomposición de componentes orgánicos volátiles provenientes de la biomasa (rica en polisacáridos). Por otro lado, la porosidad presente dentro de la red interlaminar se asocia al desarrollo de características micro/meso porosas, es decir, una clara presencia de sitios activos superficiales dentro de un área superficial efectiva, lo que es un buen indicativo para su aplicación en procesos relacionados a la adsorción (funcionalización de nanopartículas).[16]

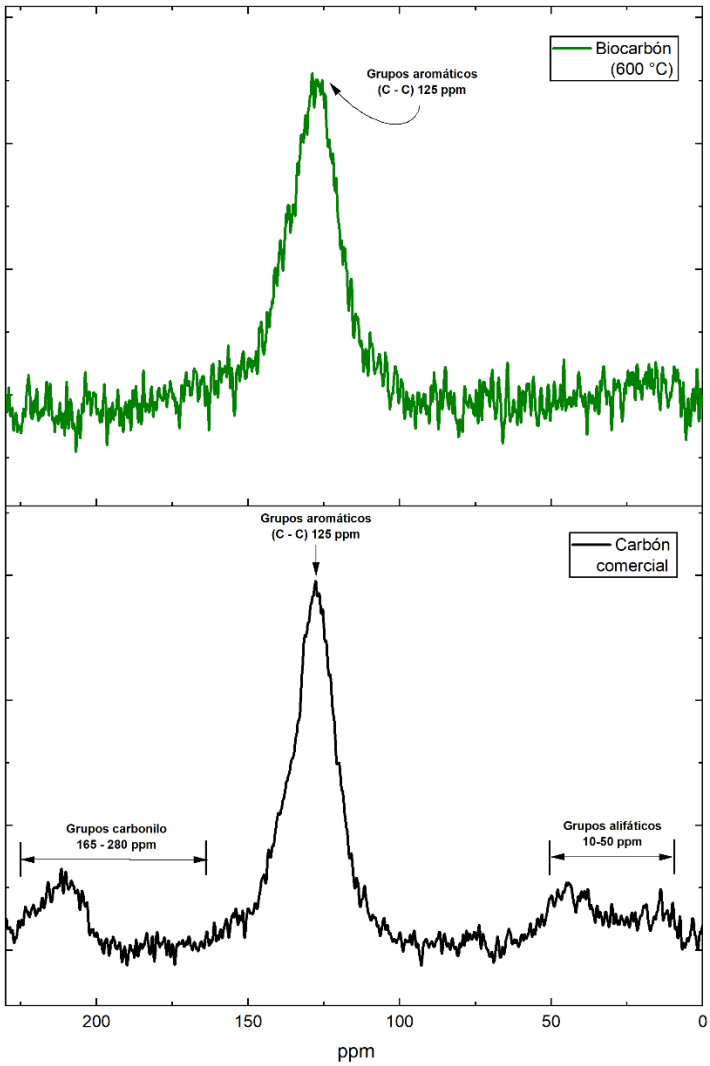


Fig. 6. Análisis de las muestras de biocarbón (600 °C) y carbón comercial por espectroscopia de resonancia magnética nuclear (NMR).

Análisis NMR

En la figura 6 se muestran los resultados de NMR para los materiales del biocarbón de sargazo, biocarbón crudo y carbón comercial. En todos los casos de los materiales carbonosos estudiados se puede apreciar un pico prominente en 125 ppm, el cual, está asociado a un espectro típico compuesto por una línea de resonancia con átomos de carbono de grupos aromáticos, que es característico en procesos de descomposición térmica. Es posible observar picos más finos en los casos del biocarbón de sargazo y la muestra de control activado, esto es debido a las temperaturas de trabajo empleadas, donde, al verse aumentadas durante el procesamiento el dominio de este pico se vuelve más relevante; caso contrario de la muestra de carbón crudo, donde se puede observar un ligero ensanchamiento del pico correspondiente a esta zona.[17]

Biocarbón (600 ˚C)

En el caso del material de biocarbón de sargazo se puede observar un pico relevante y fino en la región de 125 ppm, este pico se asocia a un espectro típico de carbono de grupos aromáticos (C-C).[17] Así mismo, también se puede observar que el barrido muestra un ruido sutil con respecto a la base del espectro, esto podría relacionarse con los análisis realizados en la sección de TGA, en el cual se asocian a remanentes de minerales, así como grupos sulfatos.[12, 13]

Carbón comercial

En el material de carbón activado comercial también se puede apreciar la presencia del pico en 125 ppm, el cual también es atribuido a la presencia de carbono de grupos aromáticos (C-C).[17] Así mismo, también se puede observar una región de los 1 – 50 ppm la cual es atribuida a ligeras señales de cadenas alifáticas o de grupos alquilo. Así mismo, se puede apreciar la presencia de un pico en el intervalo de 165 – 220 ppm, el cual está asociado a los grupos carbonilos.[18-22]
Estos resultados muestran la aparición de grupos característicos correspondientes al biocarbón, logrando así demostrar una eficiente obtención de este a partir del alga *Sargassum spp.*

Impresión 3D

A partir del filamento elaborado se fabricaron piezas (figura 7) en una impresora 3D tipo FDM, modelo Creality Ender 3 V3. Se observó una procesabilidad y reproducibilidad ideales a partir de la carga al 1 wt% planteada.



Fig. 7. Impresiones 3D obtenidas a partir de filamento PLA-BCS.

CONCLUSIONES

Se obtuvieron resultados prometedores en cuanto al estudio y valorización del alga *Sargassum spp.* de la cual se obtuvieron muestras de biocarbón, a partir de su descomposición mediante pirólisis térmica. El material fue analizado a través de la técnica de microscopia SEM donde se observó la formación de una superficie micro/meso porosa del biocarbón. Así mismo, a partir de espectroscopia NMR se identificó una línea de resonancia asociada a un espectro típico compuesto por átomos de

carbono estructuralmente ordenados, característico en procesos de descomposición térmica. Se utilizó espectroscopia FTIR para el análisis de los principales grupos funcionales presentes en los materiales estudiados e identificar modificaciones estructurales producidos por el procedimiento de pirólisis. El análisis TGA permitió estudiar la estabilidad térmica del componente de biocarbón y verificar la reducción/volatilización de componentes bioactivos. El estudio de aplicación como aditivo para impresión demostró ser óptimo y reproducible al 1wt%, lo cual, permite su apertura hacía estudios en pruebas que involucren el modelado de figuras complejas, así como un análisis más detallado sobre su resistencia y manejo durante el proceso de impresión.

Los resultados fueron positivos al utilizar estos procesos, demostrando el potencial del sargazo residual como una fuente para producir materiales de alto valor junto a una metodología con potencial escalable hacia eficientes planes de gestión de residuos.

AGRADECIMIENTOS

A la SECIHTI por el programa de becas de posgrado, a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (UANL) por la disponibilidad de sus laboratorios y a mi equipo de trabajo.

REFERENCIAS

1. Paredes-Camacho, R. M., González- Morales, S., José Antonio González- Fuentes, Rodríguez-Jasso, R. M., Benavides-Mendoza, A., Charles- Rodríguez, A. V., & Robledo-Olivo, A. (2023). Characterization of Sargassum spp. from the Mexican Caribbean and Its Valorization through FermentatioCn Process. Processes, 11(3), 685–685. https://doi.org/10.3390/pr11030685.
2. Triñanes, J., Hu, C., Putman, N., Olascoaga, M., Beron-Vera, F., Goni, G., & Zhang, S. (2021). An Integrated Observing Effort for Sargassum Monitoring and Warning in the Caribbean Sea, Tropical Atlantic, and Gulf of Mexico. Oceanography, 68–69. https://doi.org/10.5670/oceanog.2021.supplement.02-26.
3. Tussenbroek, van, L. Verónica Monroy-Velázquez, García-Sánchez, M., Ruiz-Fernández, A. C., Valencia-Castañeda, G., Paéz-Osuna, F., Arenas, P., R. Isaac Rojas-González, & Gracia, A. (2024). Biochemistry and associated fauna of holopelagic Sargassum spp. in the Caribbean Sea. Marine Biology, 171(10). https://doi.org/10.1007/s00227-024-04517-z.
4. Chávez, V., Uribe-Martínez, A., Cuevas, E., Rodríguez-Martínez, R. E., Tussenbroek, van, Francisco, V., Estévez, M., Celis, L. B., L. Verónica Monroy-Velázquez, Leal-Bautista, R., Álvarez-Filip, L., García-Sánchez, M., Masia, L., & Silva, R. (2020). Massive Influx of Pelagic Sargassum spp. on the Coasts of the Mexican Caribbean 2014–2020: Challenges and Opportunities. Water, 12(10), 2908–2908. https://doi.org/10.3390/w12102908.
5. Caballero Vázquez, J., Acosta González, G., & Hernández Zepeda (2020). El sargazo, un fenómeno complejo. Amc.edu.mx. https://www.revistaciencia.amc.edu.mx/index.php/ediciones-anteriores/edicion-actual /827-el-sargazo-un-fenomeno-complejo.
6. Devault, D. A., Pierre, R., Hélène Marfaing, Franck Dolique, & Lopez, P.-J. (2020). Sargassum contamination and consequences for downstream uses: a review. *Journal of Applied Phycology*, *33*(1), 567–602. https://doi.org/10.1007/s10811-020-02250-w.
7. Abbas, R., Luo, J., Qi, X., Naz, A., Khan, I. A., Liu, H., Yu, S., & Wei, J. (2024). Silver Nanoparticles: Synthesis, Structure, Properties and Applications. *Nanomaterials*, *14*(17), 1425. https://doi.org/10.3390/nano14171425.
8. Peniche-Pavía, H. A., Tzuc-Naveda, J. D., Rosado-Espinosa, L. A., & Collí-Dulá, R. C. (2024). FTIR-ATR chemometric analysis on pelagic Sargassum reveals chemical composition changes induced by cold sample transportation and sunlight radiation. *Journal of Applied Phycology*, *36*(3), 1391–1405. https://doi.org/10.1007/s10811-023-03167-w.
9. Oliveira, R. C., Hammer, P., Guibal, E., Jean-Marie Taulemesse, & Garcia, O. (2013). Characterization of metal–biomass interactions in the lanthanum(III) biosorption on Sargassum sp. using SEM/EDX, FTIR, and XPS: Preliminary studies. *Chemical Engineering Journal*, *239*, 381–391. https://doi.org/10.1016/j.cej.2013.11.042.

10. Ranguin, R., Delannoy, M., Yacou, C., Jean-Marius, C., Feidt, C., Rychen, G., & Gaspard, S. (2021). Biochar and activated carbons preparation from invasive algae Sargassum spp. for Chlordecone availability reduction in contaminated soils. *Journal of Environmental Chemical Engineering*, *9*(4), 105280. https://doi.org/10.1016/j.jece.2021.105280.
11. Obie Farobie, Apip Amrullah, Asep Bayu, Novi Syaftika, Anis, L. A., & Edy Hartulistiyoso. (2022). In-depth study of bio-oil and biochar production from macroalgae *Sargassum* sp. *via* slow pyrolysis. *RSC Advances*, *12*(16), 9567–9578. https://doi.org/10.1039/d2ra00702a.
12. Song, G., Guo, Y., Li, G., Zhao, W., & Yu, Y. (2019). n of tetracycline and cefradine using biochar derived from seaweed Sargassum sp. *Desalination and Water Treatment*, *160*, 316–324. https://doi.org/10.5004/dwt.2019.24333.
13. Roche, S., Yacou, C., Jean Marius, C., Ranguin, R., Francoeur, M., Taberna, P.-L., Passe-Coutrin, N., & Gaspard, S. (2023). Carbon Materials Prepared from Invading Pelagic Sargassum for Supercapacitors' Electrodes. *Molecules*, *28*(15), 5882. https://doi.org/10.3390/molecules28155882.
14. Ross, A. B., Anastasakis, K., Kubacki, M., & Jones, J. M. (2009). Investigation of the pyrolysis behaviour of brown algae before and after pre-treatment using PY-GC/MS and TGA. Journal of Analytical and Applied Pyrolysis, 85(1-2), 3–10. https://doi.org/10.1016/j.jaap.2008.11.004.
15. Soroush, S., Ronsse, F., Verberckmoes, A., Verpoort, F., Park, J., Wu, D., & Heynderickx, P. M. (2022). Production of solid hydrochar from waste seaweed by hydrothermal carbonization: effect of process variables. *Biomass Conversion and Biorefinery*, *14*(1), 183–197. https://doi.org/10.1007/s13399-022-02365-9.
16. Eltaweil, A. S., Abdelfatah, A. M., Hosny, M., & Fawzy, M. (2022). Novel Biogenic Synthesis of a Ag@Biochar Nanocomposite as an Antimicrobial Agent and Photocatalyst for Methylene Blue Degradation. *ACS Omega*, *7*(9), 8046–8059. https://doi.org/10.1021/acsomega.1c07209.
17. Freitas, J. C. C., Emmerich, F. G., Cernicchiaro, G. R. C., Sampaio, L. C., & Bonagamba, T. J. (2001). Magnetic Susceptibility Effects on 13C MAS NMR Spectra of Carbon Materials and Graphite. *Solid State Nuclear Magnetic Resonance*, *20*(1-2), 61–73. https://doi.org/10.1006/snmr.2001.0030.
18. Arnold, A. A., Genard, B., Zito, F., Tremblay, R., Warschawski, D. E., & Marcotte, I. (2014). Identification of lipid and saccharide constituents of whole microalgal cells by 13C solid-state NMR. *Biochimica et Biophysica Acta (BBA) - Biomembranes*, *1848*(1), 369–377. https://doi.org/10.1016/j.bbamem.2014.07.017.
19. McBeath, A. V., Smernik, R. J., Krull, E. S., & Lehmann, J. (2014). The influence of feedstock and production temperature on biochar carbon chemistry: A solid-state 13C NMR study. *Biomass and Bioenergy*, *60*, 121–129. https://doi.org/10.1016/j.biombioe.2013.11.002.
20. Li, X., Shen, Q., Zhang, D., Mei, X., Ran, W., Xu, Y., & Yu, G. (2013). Functional Groups Determine Biochar Properties (pH and EC) as Studied by Two-Dimensional 13C NMR Correlation Spectroscopy. *PLoS ONE*, *8*(6), e65949–e65949. https://doi.org/10.1371/journal.pone.0065949.
21. Happs, R. M., Harman-Ware, A. E., Ben, H., & Ferrell III, J. R. (2021). *Determination of Carbon Functional Groups in Pyrolysis Bio-Oils using 13C NMR. Laboratory Analytical Procedure (LAP), Issue Date: October 7, 2021*.
22. Freitas, J. C. C., Cipriano, D. F., Zucolotto, C. G., Cunha, A. G., & Emmerich, F. G. (2016). Solid-State ^{13}C NMR Spectroscopy Applied to the Study of Carbon Blacks and Carbon Deposits Obtained by Plasma Pyrolysis of Natural Gas. *Journal of Spectroscopy*, *2016*, 1–6. https://doi.org/10.1155/2016/1543273.

Colaboradores

Adachi, Koji
Profesor e investigador en el Instituto de Tecnología de la Madera, Universidad Prefectoral de Akita, Japón. Doctor en Ciencias Agrícolas con especialidad en Ciencias Forestales por la Universidad de Tokio, Japón. Su investigación abarca ciencia de materiales y compuestos de madera, diseño de composites estructurales y colaboración tecnológica internacional.

Aguilar Torrentera, Jorge
Maestro en Ciencias del Centro de Investigación y de Estudios Avanzados (CINVESTAV) en la Cd. de México en 1998. Doctor en Ciencias por la Univeridad de Londres (University College London, UCL) en 2004 en el campo de redes de alta velocidad. Trabajó en Intel-Lab (2004-2009), donde se ocupó en investigación en sistemas de Radio frecuencia para las plataformas de cómputo. Es profesor de tiempo completo en la Universidad Autónoma de Nuevo León desde 2004.

Alemán Orozco, Santiago
Estudiante de Ingeniería Aeronáutica en la Universidad Autónoma de Nuevo León, con experiencia en modelado numérico y simulación computacional aplicada al ámbito aeronáutico, contribuyendo al desarrollo de proyectos de investigación en su área de formación profesional.

Amezquita Brooks, Luis
Investigador en dinámica de vuelo y control de sistemas dinámicos. Ha contribuido al modelado de UAVs, sistemas multivariables, control de máquinas eléctricas y dinámica vehicular. Es jefe de Academia de Dinámica de Vuelo en la UANL, miembro del cuerpo académico aeronáutico y del SNII Nivel I.

Andrade Soto, Manuel Antonio
Ingeniero Eléctricista por el Instituto Tecnológico de Saltillo, con Maestría y Doctorado en Ingeniería Eléctrica por el CINVESTAV. Sus líneas de investigación incluyen estabilidad, simulación y análisis de sistemas eléctricos de potencia. Es miembro del Sistema Nacional de Investigadores (Nivel I) y autor de publicaciones científicas.

Cabriales Gómez, Roberto Carlos
Profesor en FIME-UANL, especialista en transferencia de calor, manufactura avanzada y vehículos eléctricos. Doctor en Ingeniería de Materiales por la UANL, participa en el CA en Ciencias de la Ingeniería Avanzada. Cuenta con certificaciones SolidWorks y experiencia en investigación experimental, simulación numérica y desarrollo tecnológico.

Chapa Garcia, Ricardo
Recibió su grado de Ingeniería en Mecatrónica de la Universidad Tecnológica Gral. Mariano Escobedo, y realizó un Doctorado en Ingeniería Física Industrial en el Centro de Investigación de Ciencias Físico Matemáticas (FCFM-UANL), cuenta con distinción SNII 1 otorgado por la SECITHI y perfil deseable PRODEP.

Chávez Guerrero, Leonardo
Actualmente profesor en el posgrado en el posgrado de Ciencias de la Ingeniería con Orientación en Nanotecnología por la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) de la Universidad Autónoma de Nuevo León.

Danis Lozano, Rogelio
Doctor en Salud Pública y epidemiólogo. Director del CRISP en Tapachula (2018-2024). Investigador Sistema Nacional de Investigadores Nivel II, autor de 72 artículos y 17 proyectos. Reconocido con premios como el Jorge Rosen Kranz. Profesor titular en la Escuela de Salud Pública de México.

Delgado Pamanes, Miguel Fernando
Ingeniero Electromecánico, Maestro en Procesos y Materiales y Doctor en Ingeniería de Materiales. Especialista en soldadura de materiales avanzados y diseño mecatrónico, actualmente es profesor en la UPIIZ-IPN e investigador SNI Nivel 1.

Espinoza Quesada, Eduardo Steed
Doctor en Control Automático por el CINVESTAV-IPN, con posdoctorado en Nevada. Investiga vehículos aéreos autónomos y sistemas neuromórficos. Miembro del SNI y del núcleo académico del CINVESTAV, ha publicado más de 60 artículos y realizó estancias en Francia, MIT, Alemania y Estados Unidos.

Gámez Treviño, Nelda Johana
Profesora en FIME-UANL, especializada en optimización de sistemas de manufactura y diseño de productos. Sus líneas incluyen CAD/CAE, diseño de mecanismos, manufactura inversa y propiedades mecánicas. Desarrolla modelos de regresión aplicados a ingeniería, contribuyendo al análisis, simulación y mejora de procesos industriales.

García Salazar, Octavio
Ingeniero Electrónico (2000) del ITL, Maestro en Ciencias en Ingeniería Eléctrica (2003) del ITL. Doctor en Control de Sistemas de la Universidad Tecnológica de Compiègne (2009). Postdoctorado CNRS en LAFMIA-CINVESTAV (2011). Investigador visitante CINVESTAV Monterrey (2012). Desde enero de 2013 es Profesor de Tiempo Completo en la FIME-UANL. Es SNII 2 y su investigación es sobre drones, sistemas aéreos no tripulados, y dinámica de vuelo.

González Cervantes César
Ingeniero en Electrónica y Comunicaciones (1993) por la Universidad Autónoma de Nuevo León. Maestría en Ciencias de la Ingeniería Eléctrica, con especialidad en Electrónica (1998) por la Universidad Autónoma de Nuevo León. Master Universitario en Iniciación a la Investigación en Comunicaciones (2008) por la Universidad Pública de Navarra, España. Desde Agoto de 2005 se desempeñó como jefe de academia de electromagnetismo de la coordinación general académica de electrónica. En abril de 2026 recibe el cargo de coordinador académico de la coordinación general de electrónica. Es profesor de tiempo completo para la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica de la Universidad Autónoma de Nuevo León.

González Moreno, José de Jesús
Estudiante de Ingeniería Aeronáutica en la UANL, con experiencia en modelado numérico y simulación computacional aplicada al ámbito aeronáutico, contribuyendo al desarrollo de proyectos de investigación en su área de formación profesional.

Hawasly, Firas
Profesor e investigador en el Instituto de Tecnología de la Madera, Universidad Prefectoral de Akita. Doctor en Arquitectónica por la Universidad de Tokio. Especializado en simulación numérica, modelado de materiales anisotrópicos y caracterización experimental acústico-mecánica. Ha publicado en revistas internacionales de materiales y acústica. Su investigación abarca ciencia de materiales compuestos de madera, diseño de composites estructurales y colaboración tecnológica internacional.

Hernández López, Francisco Javier
Ingeniero en sistemas computacionales, egresado del ITSLP. Maestro y doctor en Ciencias de la Computación, egresado del CIMAT. Desde el 2014, es investigador por México, adscrito al CIMAT-Mérida. Principales áreas de investigación: visión computacional, procesamiento de imágenes y video, cómputo paralelo y aprendizaje automático. SNII II.

Ibarra Jimenez, Efrain
Obtuvo la licenciatura en Matemáticas Aplicadas (UJED, 2004), la maestría en Ciencias Matemáticas con orientación en Sistemas Dinámicos (UNAM, 2010) y el doctorado en Ingeniería Física Industrial (UANL, 2015). Realizó estancias posdoctorales en la Université de Technologie de Compiègne (2016) y LAFMIA CNRS–CINVESTAV (2017). Es profesor-

investigador del TecNM–ITDurango y miembro del SNII Nivel I. Investiga control no lineal robusto y sistemas UAV.

Jiménez Flores, Alejandro
Ingeniero en Aeronáutica (2020) de la Universidad Politécnica de Chihuahua, Maestro en Ciencias de la Ingeniería Aeronáutica con orientación en Dinámica de Vuelo (2025) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (CIIIA-FIME-UANL). Investigaciones de interés: vehículos aéreos no tripulados, dinámica de vuelo, sistemas de control, manufactura aditiva y aprendizaje automático.

Juárez Huitrón, María Eugenia
Profesora-investigadora en ingeniería de materiales, con formación en Ingeniería Química (ITL, 2005), Maestría en Ciencias en Suelos (ITT, 2008) y Doctorado en Ingeniería de Materiales (FIME-UANL, 2026). Su línea de investigación se centra en el estudio de semiconductores, particularmente en el desarrollo de materiales cerámicos con propiedades no óhmicas.

López Pavón, Luis Alberto
Doctor en Ingeniería de Materiales por la UANL (2011), con posdoctorado en la Universidad de Tsukuba. Miembro del SNII Nivel I y reconocido con el Perfil Deseable PRODEP en 2015. Actualmente se desempeña como Jefe del Programa Educativo en Ingeniería Biomédica de la UANL desde 2020.

Lorenzo Cañizares, Eduardo José
Nació en Cuba el 9 de diciembre de 1992. Realizó sus estudios universitarios en el Instituto Superior Politécnico José Antonio Echeverría, en La Habana, Cuba, graduándose como ingeniero en telecomunicaciones y electrónica en julio de 2017. Comenzó su vida laboral en la Empresa de Cuba-Petróleo como Ingeniero en Sistemas y luego en la misma empresa se desempeñó como Jefe de Tecnologías de Información y Comunicaciones. Realizó sus estudios de maestría en ciencias en la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Mecánica (FIME) de la Universidad Autónoma de Nuevo León. Se graduó en octubre de 2021.

Macedo Alquicira, Isarael
Investigador en la Facultad de Ingeniería en Tecnología de la Madera, UMSNH. Doctor en Ciencias y Tecnología de la Madera por la Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo, México. Especialista en técnicas no destructivas (ultrasonido, vibraciones transversales) aplicadas a maderas, composites y materiales bio-basados.

Muñiz Sánchez, Victor Hugo
Doctor en Ciencias de la Computación por el Centro de Investigación en Matemáticas. Investigador en CIMAT Unidad Monterrey, enfocado en machine y deep learning, NLP, estadística espacio-temporal y análisis de datos complejos. Miembro del Sistema Nacional de Investigadores, Nivel I.

Ollervides Vázquez, Edmundo Javier
Ingeniero Electrónico (1996) del TecNM/ITLaLaguna, Maestro en Ciencias en Electrónica y Telecomunicaciones (2001) del CICESE. Doctor en Ciencias de La Ingeniería Aeronáutica del CIIIA-FIME-UANL (2021). Profesor Investigador de Tiempo Completo de la DEPI del TecNM/ITLaLaguna. Es SNII Candidato, líneas de investigación: drones, sistemas aéreos no tripulados, navegación inteligente y aviónica.

Parga Montemayor, Ricardo
Obtuvo el grado de Doctor en Ingeniería Aeronáutica por la UANL y actualmente desarrolla una estancia posdoctoral en la Universidad de Tsukuba. Su trabajo de investigación se enfoca en el análisis, caracterización y desarrollo de aleaciones con memoria de forma.

Pérez Camacho, Odilia
Actualmente jefe de departamento en el Centro de Investigación en Química Aplicada, Saltillo, México.

Pérez Olivo, Edgar Alejandro
Maestro en Ingeniería Eléctrica, profesor de máquinas eléctricas en la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica y Gerente de Ingeniería en Genermex. Su trabajo se centra en diseño y protección de máquinas eléctricas rotatorias de gran potencia y repotenciación de hidrogeneradores en México y América Latina.

Reducindo Almanza, Diego Isaias
Ingeniero Mecánico Automotriz por la UAZ y Maestro en Ingeniería Aeronáutica por la UANL, actualmente

doctorando. Investiga mecanismos flexibles para aplicaciones aeronáuticas y biomédicas. Participó en concursos de cohetería espacial e imparte cursos en Zacatecas, asesorando equipos estudiantiles. Domina diseño mecánico, materiales inteligentes y simulación numérica.

Rivas Martinez, Miguel
Es investigador del Instituto de Investigación y Desarrollo Tecnológico (ININDETEC) de la Secretaría de Marina. Recibió el grado de Maestría en Ciencias en Sistemas Autónomos de Navegación Aérea y Submarina en LAFMIACINVESTAV (2018). Realizó la Ingeniería Mecánica Naval en la Heroica Escuela Naval Militar (2013).

Reyes Osorio, Luis Arturo
Ingeniero Mecánico Administrador, Maestro en Ciencias y Doctor en Ingeniería de Materiales por la UANL. Profesor en FIME-UANL, investiga estructuras, manufactura y simulación. Líder del CA UANL-CA-378, SNII Nivel II, con amplia producción científica, dirección de tesis y participación en proyectos académicos.

Rodríguez Martínez, Diana Valeria
Estudiante de Ingeniería Aeronáutica en la Universidad Autónoma de Nuevo León, con experiencia en modelado numérico y simulación computacional aplicada al ámbito aeronáutico, contribuyendo al desarrollo de proyectos de investigación en su área de formación profesional.

Rojo Rodríguez, Edgar Ulises
Titulado de Ingeniero en Mecatrónica en 2019, y el grado de Maestro en Ciencias en Ingeniería Aeronáutica en 2022, ambos por la UANL. Actualmente, se encuentra finalizando sus estudios de Doctorado en Ingeniería Aeronáutica en el CIIIA-FIME-UANL. Su labor de investigación se especializa en la caracterización aerodinámica de aeronaves convertibles, destacando el desarrollo de algoritmos de identificación dispersa de dinámicas no lineales (SINDy) y la aplicación de redes neuronales para el modelado y control avanzado de vehículos aéreos no tripulados.

Rojo Rodríguez, Erik Gilberto
Titulado de Ingeniería en Mecatrónica en 2015, con una Maestría en Ingeniería Aeronáutica con Orientación de Dinámica de Vuelo en 2017, y un Doctorado en Ciencias de la Ingeniería Aeronáutica en 2021, esto en la FIME-UANL. Actualmente se desempeña como Jefe del Programa Educativo de Ingeniero en Aeronáutica de la FIME-UANL. Es miembro del SNII nivel Candidato, realizando actividades de investigación en aerodinámica teórica y práctica, optimización de desempeño de aeronaves, diseño de vehículos aéreos autónomos y aplicaciones de sistemas autónomos.

Romero Contreras, Alfredo
Es Físico investigador candidato SNI y colaborador del laboratorio de almacenamiento y conversión de energía. en la Facultad de Ciencias Químicas, Universidad Autónoma de Nuevo León.

Sánchez Cervantes, Eduardo Maximiano
Es investigador SNI III responsable del laboratorio de almacenamiento y conversión de energía y asesor del proyecto de investigación en la Facultad de Ciencias Químicas, Universidad Autónoma de Nuevo León.

Silva Morales, Bruno
Ingeniero Mecatrónico con experiencia en consultoría, desarrollo de productos y gestión de proyectos. Especialista en diseño, desarrollo y validación de software embebido para sistemas mecatrónicos y aplicaciones automotrices. Domina electricidad, electrónica, hidráulica, neumática y programación en C, C++, Python y MATLAB/ Simulink, contribuyendo al éxito y seguridad de operaciones industriales.

Silva Mendoza, Julio
Actualmente profesor en el posgrado de Ciencias con Orientación en Microbiología Aplicada por la Facultad de Ciencias Químicas-UANL.

Selvas Aguilar, Romeo de Jesús
Licenciatura en Electrónica en el ITTG, la maestría en Óptica en el INAOE, y doctorado en el Optoelectronic Research Centre de la Universidad de Southampton. Es miembro del SNI nivel 3, de las sociedades AMC, AMO, SMF, SPIE y Óptica, además, tiene perfil PRODEP.

Solís Balderas, Luis Antonio
Es alumno del doctorado en materiales de la Facultad

de Ciencias Químicas, Universidad Autónoma de Nuevo León.

Sotomayor Castellanos, Javier Ramón
Profesor-Investigador de tiempo completo en la Facultad de Ingeniería en Tecnología de la Madera de la Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo, México. Doctor en Ciencias de la Madera por la Universidad Laval, Canadá. Su investigación se centra en caracterización acústica, dinámica y desarrollo de multimateriales lignocelulósicos.

Tellez Belkotosky, Pablo Alfonso
Ingeniero Mecatrónico (2017) del TecNM/ITLaLaguna, Maestro en Ciencias en Ingeniería Eléctrica (2021) del TecNM/ITLaLaguna. Actualmente es estudiante de doctorado en Ingeniería Aeronáutica en CIIIA-FIME-UANL. Sus líneas de investigación son el guiado, navegación y control de VANTs.

Valdez Delgado, Kenia Mayela
Bióloga, Maestra en Ciencias en Entomología Médica y Doctora en Entomología Médica y Veterinaria por la FCB/UANL. Jefe de Departamento en Sistemas de Salud. Profesora en la ESPM/INSP. SNII I. Estudia el uso de nuevas tecnologías en la vigilancia y control de mosquitos vectores de enfermedades.

Vargas Moya, Gabriel Jérôme
Recibió el título de Ingeniero en Aeronáutica en 2025 por parte de la FIME-UANL. Como estudiante participó en diversas actividades de investigación orientadas en el desarrollo de nuevos diseños aerodinámicos con enfoque en la optimización de desempeño y dinámicas de vuelo estables.

Valdivia González, Ramón
Egresado de la Ingeniería en Nanotecnología por la Universidad Politécnica de Sinaloa (UPSin) en 2021. Actualmente estudiante de posgrado en la Maestría en Ciencias de la Ingeniería con Orientación en Nanotecnología por la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME).

Vázquez Martínez Ernesto
Se graduó de Ingeniero en Electrónica y Comunicaciones en 1988, y obtuvo su Maestría y Doctorado en Ingeniería Eléctrica en 1991 y 1994 respectivamente, en la Universidad Autónoma de Nuevo León, México. El Dr. Vázquez ha impartido más de 100 cursos de capacitación para ingenieros de empresas eléctricas de México, Centro y Sudamérica. Es autor o coautor de 90 artículos científicos, ha presentado más de 70 ponencias en congresos nacionales e internacionales y es autor de dos libros sobre protección de sistemas de potencia; a la fecha ha graduado 33 estudiantes de posgrado y es co-autor de una patente de una protección adaptiva de sobrecorriente. El Dr. Vázquez ha realizado estancias de investigación en la Universidad de anitoba (2000-2001) y la Universidad de Alberta (2011-2012). Sus áreas de investigación son la protección de sistemas eléctricos de potencia y la aplicación de técnicas de Inteligencia Artificial en la operación y control de redes eléctricas.

Vázquez Tzompantzi, Marisol
Doctora en Educación y Maestra en Ciencias por el CINVESTAV, es Docente Investigadora Titular C en el IPN y miembro del SNII Candidato. Investiga Ciencia de Datos, Robótica y Sistemas Computacionales. Integra redes de IA y Robótica del IPN, dirige proyectos de investigación y ha participado en congresos académicos nacionales e internacionales.

Velasco Gómez, Mónica Yolotzin
Actualmente estudiante de posgrado en la Maestría en Ciencias de la Ingeniería con Orientación en Nanotecnología por la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME).

Ventura Angoa, Sarahi
Licenciada en Matemáticas Aplicadas por la Universidad Autónoma de Tlaxcala (UATx). Con enfoque en ciencia de datos, estadística, optimización e investigación de operaciones y aprendizaje automático.

Zambrano-Robledo, Patricia
Doctora en Ingeniería de Materiales por la UANL, con más de 30 años de experiencia en docencia, investigación y vinculación industrial. Fue Directora de Investigación de la UANL, expresidenta de la Sociedad Mexicana de Materiales, miembro de la Academia Mexicana de Ciencias e integrante del Sistema Nacional de Investigadoras e Investigadores (SNII), Nivel II. Ha dirigido 66 tesis y publicado más de 123 artículos científicos.

Información para colaboradores

Se invita a estudiantes, docentes, investigadores, profesionistas y demás interesados en difundir sus trabajos científicos y tecnológicos, a colaborar con sus artículos en la revista Ingenierías.

LINEAMIENTOS EDITORIALES

Es requisito que las colaboraciones sean producto del trabajo directo de los autores, estableciendo claramente su contribución, y que estén escritas en un lenguaje claro y accesible. Se sugiere que las contribuciones no estén redactadas en primera persona. El número máximo de autores por artículo es cinco.

Todos los artículos recibidos estarán sujetos a arbitraje de tipo doble ciego, siendo el dictamen inapelable. Los criterios aplicables a la selección y dictaminación de textos serán: originalidad, rigor científico, exactitud de la información y la claridad en el lenguaje.

La publicación de artículos en la revista Ingenierías implica ceder los derechos de autor a la UANL. Asimismo, los artículos aprobados estarán sujetos a revisión de estilo.

CRITERIOS EDITORIALES

Los autores de artículos de revisión o divulgación deberán presentar trabajos que ofrezcan una panorámica del campo temático, separar las dimensiones del tema y presentar una conclusión que se derive del material presentado.

Las contribuciones sobre modelación y simulación deberán estar científicamente validadas dentro del propio trabajo.

No se consideran para publicación protocolos de investigación, manuales, proyectos, propuestas o trabajos inconclusos.

Los artículos extensos y divididos en partes deberán enviarse en su totalidad, pues se arbitrarán como un solo manuscrito.

INSTRUCCIONES DE ENVÍO

La propuesta de publicación consistirá en lo siguiente: 1) manuscrito del artículo con autores (.docx y .pdf), 2) manuscrito del artículo sin autores (.docx), 3) material gráfico en alta resolución (300 dpi y 15 cm en su lado más corto, .tif, .eps, .jpg o .bmp) y 4) fichas biográficas de cada autor con un máximo de 150 palabras (.docx). Estos archivos se deberán enviar a través de la plataforma digital de la revista (https://ingenierias.uanl.mx/index.php/i). Adicionalmente, se deberán llenar los campos de información que se soliciten en la plataforma.

La extensión de los artículos no deberá exceder de 15 cuartillas tamaño carta (incluyendo material gráfico) en tipografía Times New Roman de 11 puntos en interlineado sencillo.

Los artículos deberán incluir un resumen tanto en español como en inglés, de no más de 150 palabras, así como un máximo de 5 palabras clave, tanto en español como en inglés.

Las referencias deberán ir numeradas en el orden de citado en el texto. La bibliografía deberá seguir el formato de citación APA 7ª ed.

El material gráfico, además de estar incluido en el artículo, deberá enviarse en archivos individuales.

CONTACTO

Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
Universidad Autónoma de Nuevo León,
Edificio 7, primer piso, ala norte.
Tel.: 8329-4000 Ext. 5854
E-mail: revistaingenierias@uanl.mx

Código de ética

Autores

Criterio de autoría o coautoría

Se considera autor o coautor a quien haya contribuido significativamente a la conceptualización, desarrollo, ejecución, análisis, discusión o redacción del trabajo.

Los autores deben:

Presentar un manuscrito inédito que contenga una narración concisa y exacta del trabajo desarrollado, así como una discusión objetiva de su significado intelectual y científico.

Incluir detalles suficientes y referencias a fuentes de información públicas que cumplan con las condiciones necesarias para la confirmación o falsación científica del trabajo por terceros.

Citar aquellas publicaciones que son antecedentes esenciales para comprender el trabajo.

Incluir a los coautores fallecidos, asentando la fecha de su muerte.

Incluir a los coautores que hayan cambiado de afiliación durante el proceso de preparación y publicación del documento, señalando el evento en una nota.

Reconocer mediante una nota de agradecimiento el apoyo de las instituciones y organismos que hayan contribuido significativamente al desarrollo del trabajo, así como a colaboradores que hayan contribuido de manera importante, incluyendo a fallecidos o a quienes hayan cambiado de afiliación, pero sin que hayan llegado a cumplir con el criterio de coautoría, si los hubiera.

Responsabilizarse del material que presentan en su manuscrito.

Atender puntualmente las críticas y observaciones emitidas por los revisores como parte del proceso de evaluación.

Los autores deben abstenerse de:

Ofrecer manuscritos que se encuentren en consideración por otras publicaciones.

Presentar críticas personales en sus trabajos.

Incluir información que hayan obtenido mediante comunicación privada que no se localice en publicaciones.

Incluir información que hayan obtenido de manera confidencial sin el permiso explícito correspondiente.

Incluir información obtenida en el proceso de servicios confidenciales, tales como documentación para concursos o solicitudes de becas.

Citar publicaciones que no se relacionen o que sólo se relacionen remotamente con la materia.

Incluir como autores a terceros que no cumplan con el criterio de coautoría.

Utilizar nombres ficticios o pseudónimos.

Revisores

Deberes

Los revisores deben:

Evaluar el manuscrito enviado para su consideración, y emitir su fallo correspondiente en tiempo y forma.

Declinar cualquier invitación para evaluar un manuscrito si no se consideran calificados, carecen de tiempo para juzgar o se les presenta algún conflicto de intereses, tal como encontrarse vinculados estrechamente a los autores o al trabajo a evaluar.

Manifestar al editor cualquier conflicto de intereses que detecten.

Considerar un manuscrito enviado para revisión como un documento confidencial.

Explicar y apoyar sus juicios de manera suficiente para que el editor, los miembros de cuerpo editorial y los autores comprendan el fundamento de sus observaciones y sugerencias.

Considerar en su revisión posibles errores o fallas de los autores al citar el trabajo relevante de otros.

Informar al editor si encontraran alguna semejanza substancial entre el manuscrito y cualquier otro trabajo.

Restricciones

Los revisores deben abstenerse de:

Conservar, difundir o utilizar información, argumentos o interpretaciones no publicados contenidos en el manuscrito posteriormente al proceso de evaluación.

Contactar a los autores, si hubieran inferido su identidad, previamente a haber emitido su fallo.

Expresar críticas personales.

Editor

Deberes

El editor debe:

Dar consideración justa e imparcial a todos los manuscritos ofrecidos para su publicación, juzgando cada uno de sus méritos científicos o tecnológicos, sin prejuicios de raza, género, religión, creencia, origen étnico, ciudadanía, posicionamiento filosófico o político de los autores.

Considerar un manuscrito enviado para revisión como un documento confidencial.

Explicar y apoyar su juicio final para que los autores comprendan el fundamento de sus observaciones.

Respetar la independencia intelectual de los autores.

Procesar los manuscritos con diligencia.

Ejercer su responsabilidad y la autoridad para aceptar o rechazar un artículo enviado para su publicación.

Delegar en los miembros del consejo editorial o comité técnico la autoridad para aceptar o rechazar un manuscrito enviado para su publicación en casos en que se presente algún conflicto de intereses con él.

Delegar la responsabilidad y autoridad editorial en alguno de los miembros de los consejos editoriales cuando él sea autor o coautor de un manuscrito sometido a consideración de la revista.

Restricciones

El editor debe abstenerse de:

Utilizar la información, argumentos o interpretaciones no publicados desplegados en un manuscrito sometido, excepto cuando cuente con el permiso de los autores.

Compartir información sobre un manuscrito en proceso de revisión o publicación a ninguna persona fuera de aquellos a quienes se les solicite consejo profesional.

Expresar críticas personales.

Cuerpo Editorial

(Consejos Editoriales y Comité Técnico)

Deberes

Los miembros del cuerpo editorial deben:

Estar dispuestos a otorgar consejo al editor en las situaciones requeridas.

Declinar cualquier invitación para brindar consejo si se les presenta algún conflicto de intereses, tal como encontrarse vinculados estrechamente con los autores o con el trabajo a evaluar.

Manifestar al editor cualquier conflicto de intereses que detecten.

Considerar un manuscrito enviado para revisión como un documento confidencial.

Explicar y apoyar sus juicios de manera suficiente para que el editor, los miembros de cuerpo editorial y los autores comprendan el fundamento de sus observaciones.

Respetar la independencia intelectual de los autores.

Restricciones

Los miembros del cuerpo editorial deben abstenerse de:

Utilizar la información, argumentos o interpretaciones no publicados desplegados en un manuscrito sometido, excepto cuando se cuente con el permiso de los autores.

Compartir información sobre un manuscrito en proceso de revisión o publicación a ninguna persona fuera de aquellos a quienes se les solicite consejo profesional.

Expresar críticas personales.



Computadora Personal (Personal Computer , PC) de IBM 5150

Este modelo de computadora, con un procesador Intel de 4.77 MHz y 16 Kb de memoria, fue un paso muy importante en la popularización de las computadoras a principios de la década de 1980.

Nextric. (2025, 6 mayo). La historia del primer PC: El nacimiento del IBM PC.

FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA Y ELECTRICA
U.A.N.L.

Texto pie de ilustración (fuente: myriad pro light semiextended)

Lorem ipsum dolor sit amet, consectetuer adipiscing elit, sed diam nonummy nibh euismod tincidunt ut laoreet dolore magna aliquam erat volutpat. Ut wisi enim ad minim veniam, quis nostrud exerci tation ullamcorper suscipit lobortis nisl ut aliquip ex ea commodo consequat. Duis autem vel eum iriure dolor in hendrerit in vulputate velit esse

Ingenierias
http://ingenierias.uanl.mx/

UANL
UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

VISIÓN UANL 2040

La excelencia por principio la educación como instrumento