

Evaluación estructural de un vehículo aéreo no tripulado de diseño híbrido

Luis Arturo Reyes Osorio, Octavio García Salazar, Roberto Cabriaes 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.cabriaesgm@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:

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

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

$$\nabla = \hat{i} \frac{\partial}{\partial x} + \hat{j} \frac{\partial}{\partial y} + \hat{k} \frac{\partial}{\partial z} \quad (2)$$

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:

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

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·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.

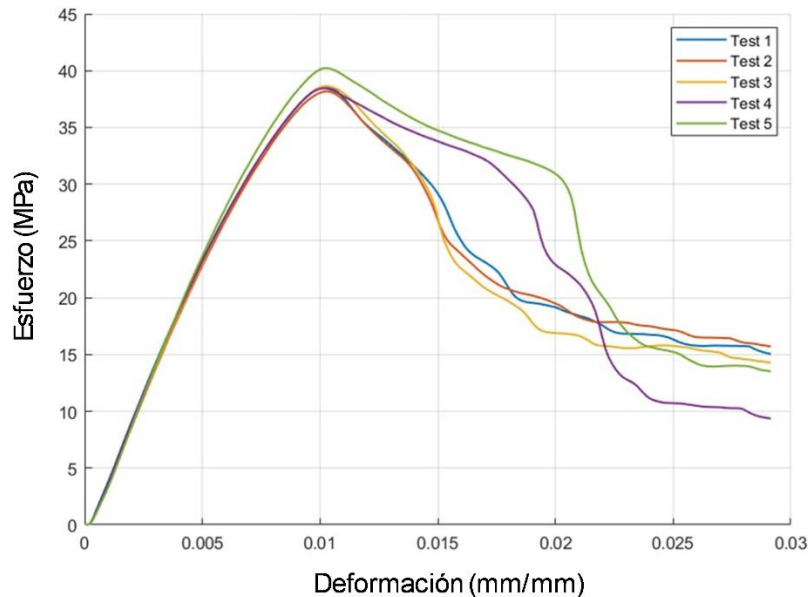


Fig. 1. Curvas esfuerzo-deformación del PLA obtenido mediante manufactura aditiva FDM bajo ensayo de tensión a 10 mm/min.

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.

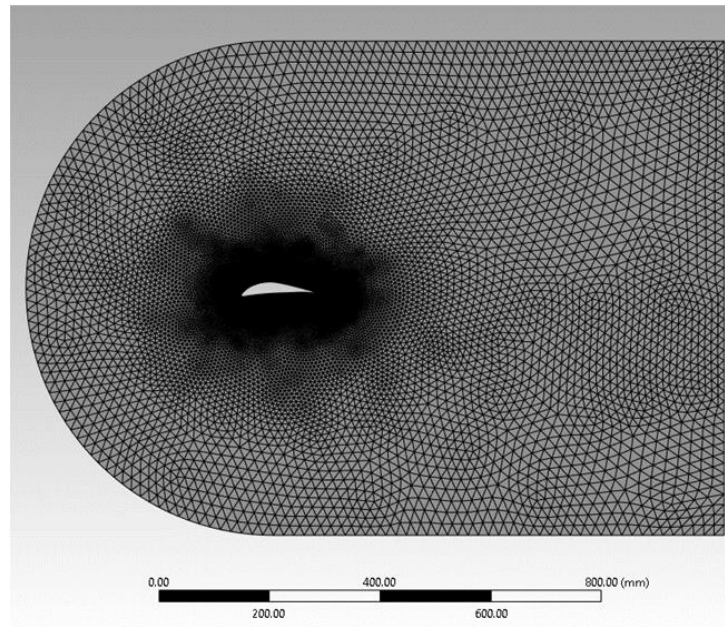


Fig. 2. Características del mallado del perfil aerodinámico AG35.

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/m ³)	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 $k-\omega$ SST, 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 escala¹⁰. 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.

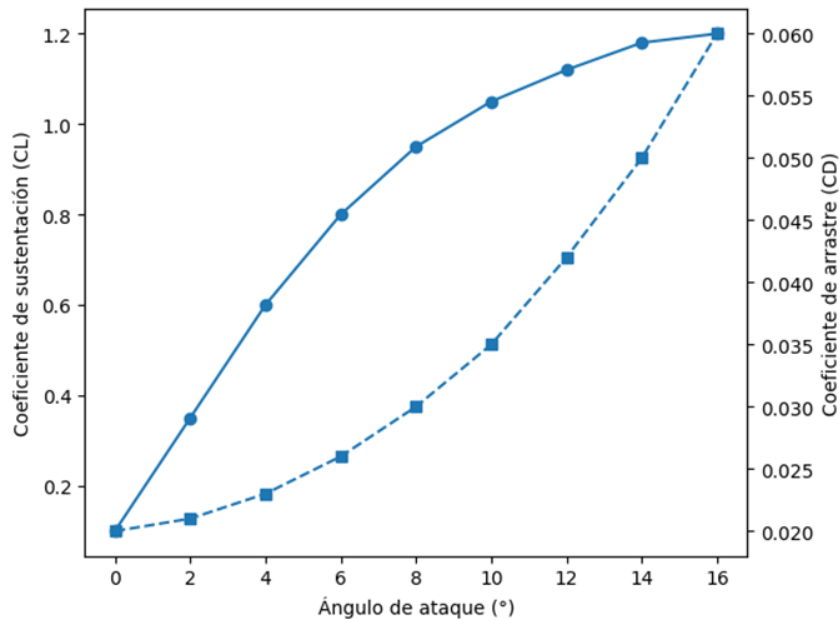


Fig. 3. Coeficientes de sustentación y arrastre del perfil aerodinámico AG35.

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 experimental¹¹.

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.

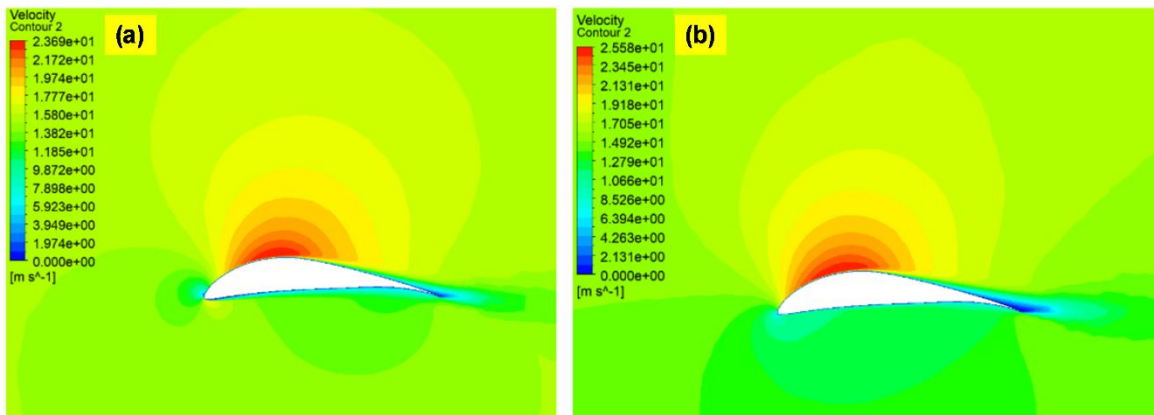


Fig. 4. Resultados numéricos del perfil aerodinámico AG35: a) campo de velocidad a 11 m/s y 0° de ángulo de ataque; b) campo de velocidad a 15 m/s y 16° de ángulo de ataque.

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.

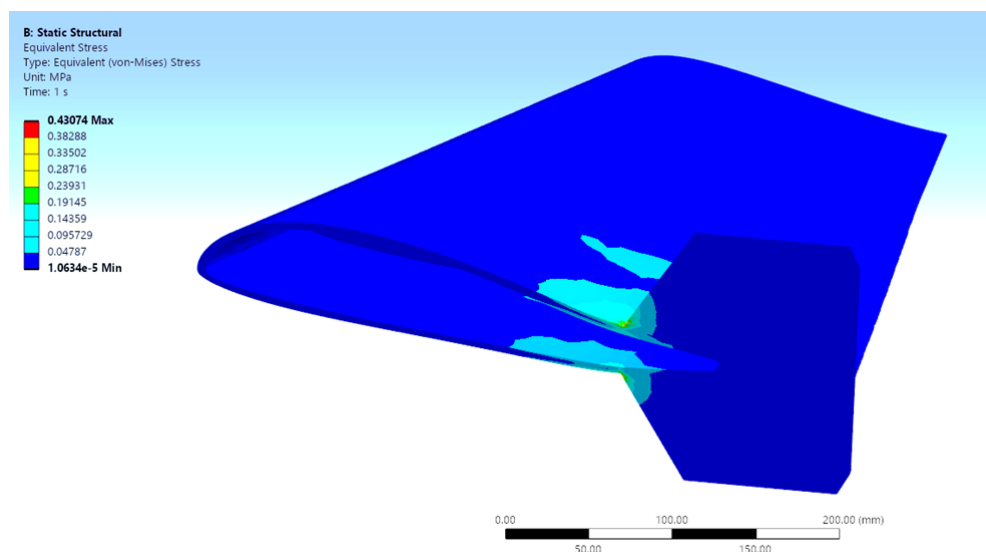


Fig. 5. Resultados numéricos de estado de esfuerzos Von Mises en VANT.

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.

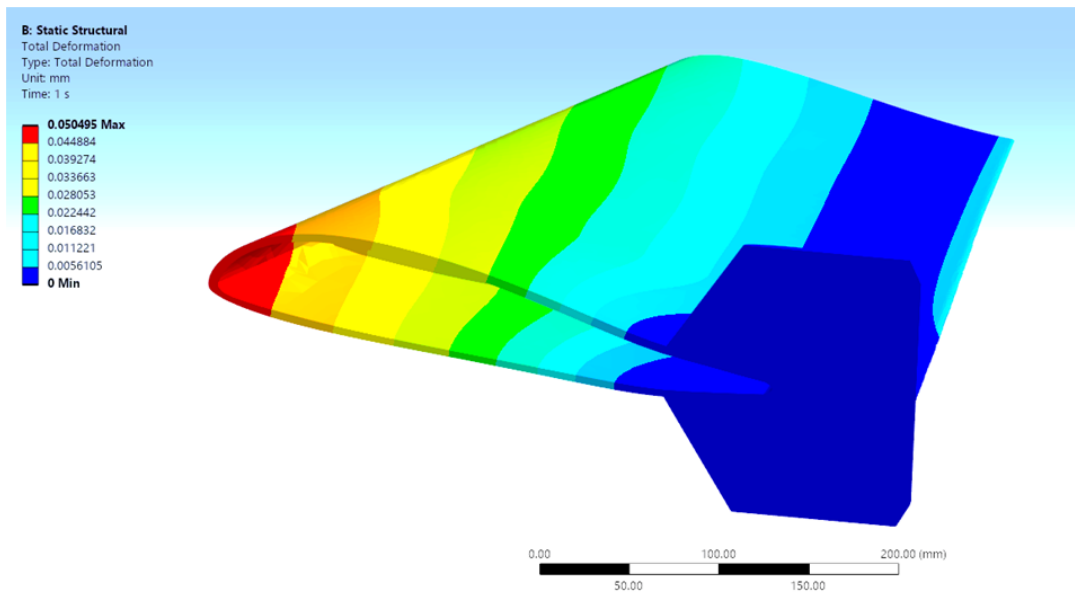


Fig. 6. Distribución de deformaciones obtenida mediante análisis numérico en el UAV.

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.

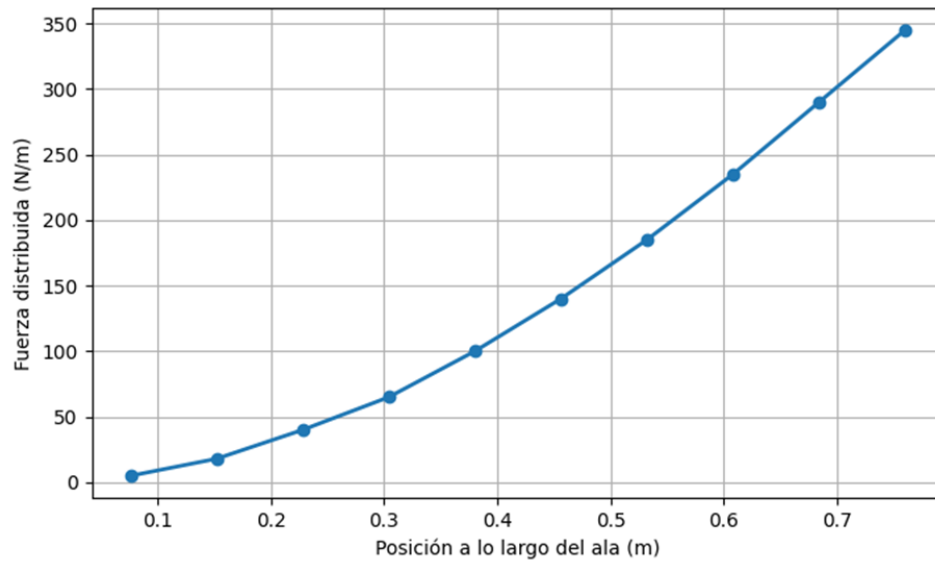


Fig. 7. Distribución de fuerza a lo largo del ala.

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.

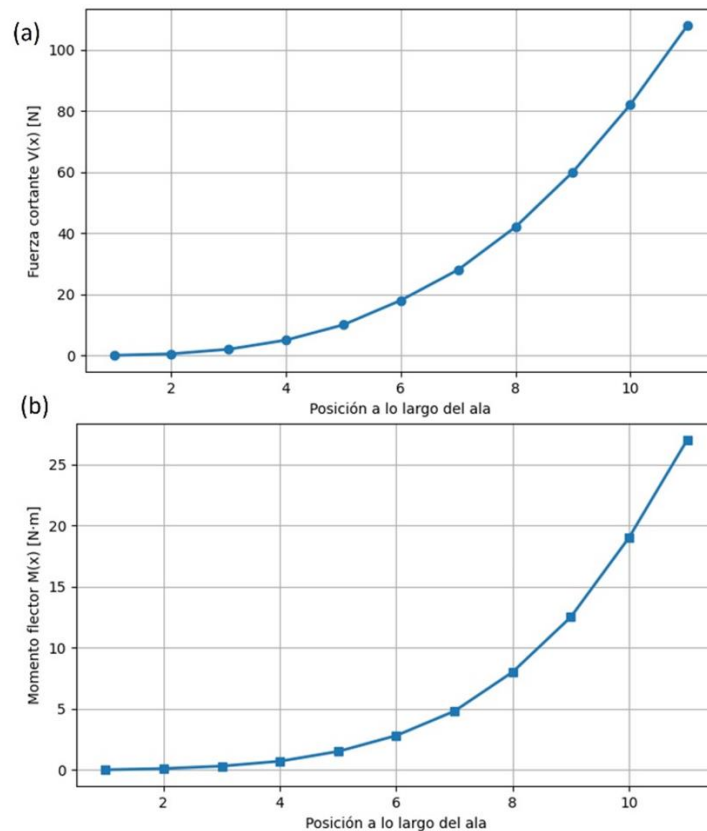


Fig. 8. (a) Distribución de la fuerza cortante y (b) momento de flexión en el ala.

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 (CHIA) 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 $k-\omega$ 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>.