

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:

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (1)$$

Ecuación de cantidad de movimiento:

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

Donde $\mathbf{u}$ es el vector velocidad, p la presión, ρ la densidad del fluido, μ la viscosidad dinámica y $\mathbf{f}$ 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):

$$q(y) = \int_{c(y)} (p_{\text{inf}} - p(x, y)) \, dx \quad (3)$$

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:

$$V(y) = \int_y^b q(\eta) \, d\eta, M(y) = \int_y^b V(\eta) \, d\eta \quad (4)$$

Fuerza de sustentación total L , (ver Ec. 5):

$$L = \int_0^b q(y) \, dy \quad (5)$$

Factor de carga n , (ver Ec. 6):

$$n = \frac{L}{W} \quad (6)$$

Donde W es 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:

$$e(x) = (x_{CP}(x) - x_{CA}(x)) c \quad (7)$$

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:

$$m_t(x) = q(x) e(x) \quad (8)$$

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:

$$T(x) = \int_0^x m_t(\xi) d\xi \quad (9)$$

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.

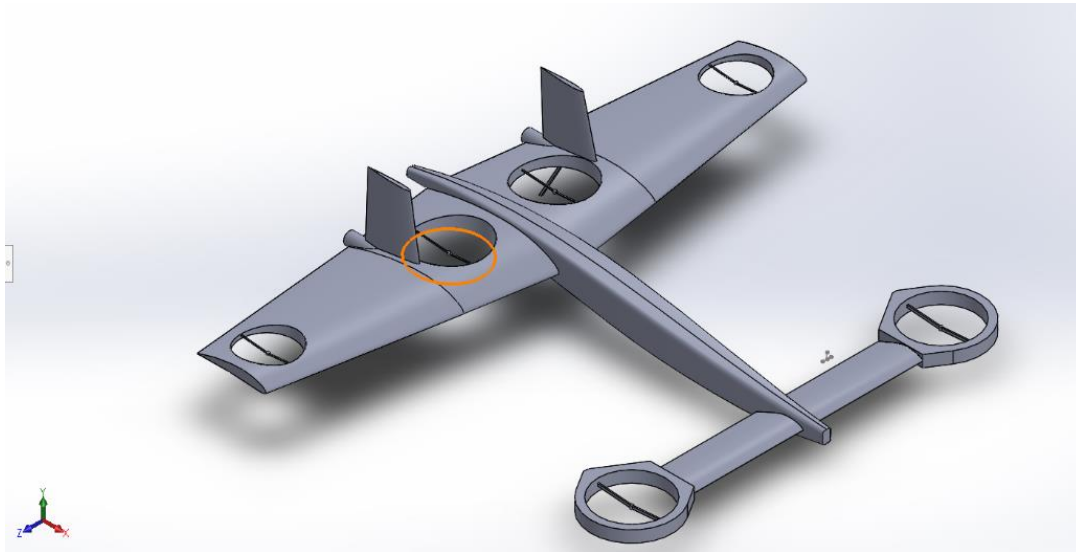


Fig. 1. Diseño para el VANT utilizando 6 rotores.

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
Coefficiente 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.

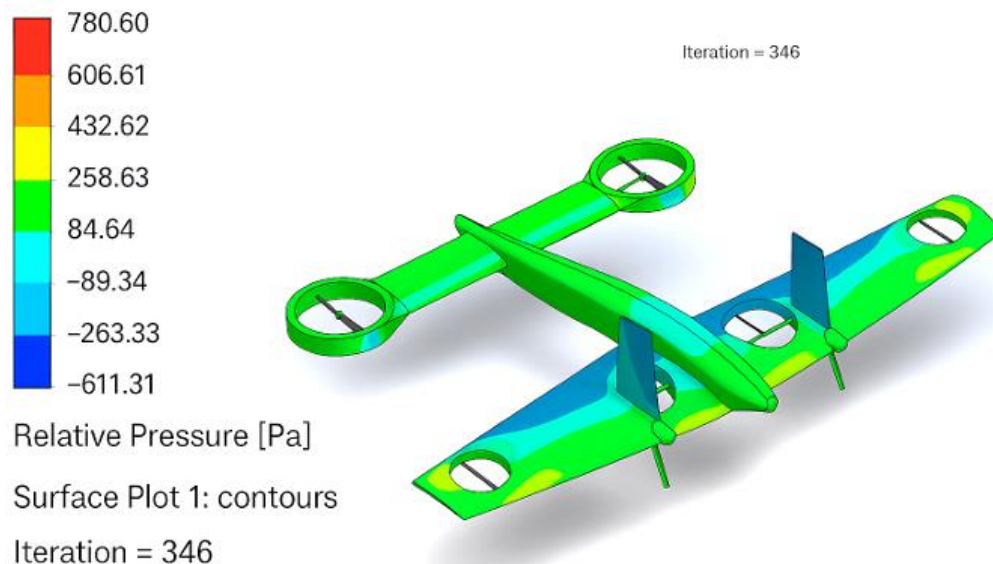


Fig. 2. Distribución de presión relativa sobre la superficie del VANT obtenida mediante análisis numérico.

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.

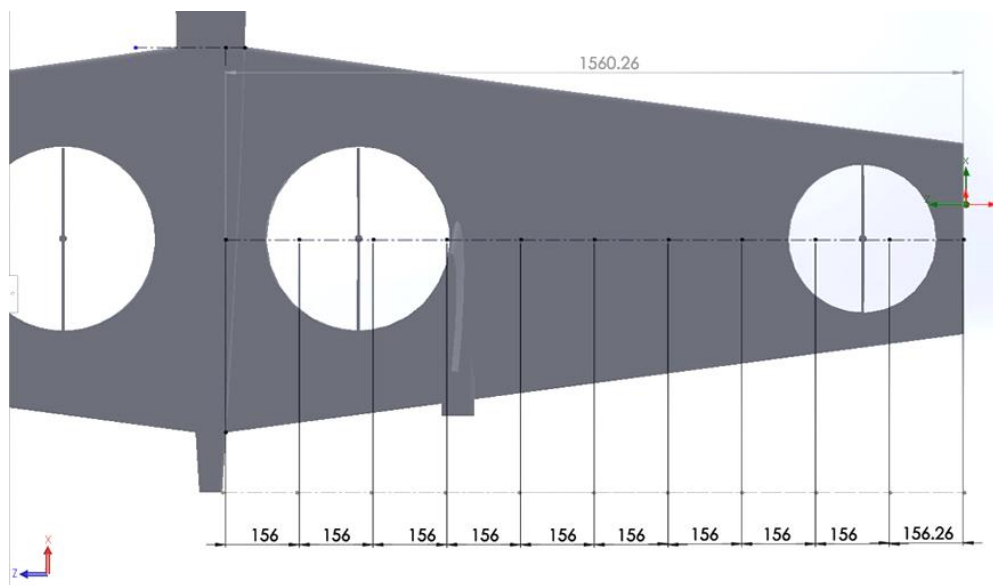


Fig. 3. División de presión en ala para obtener puntos de presión

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.

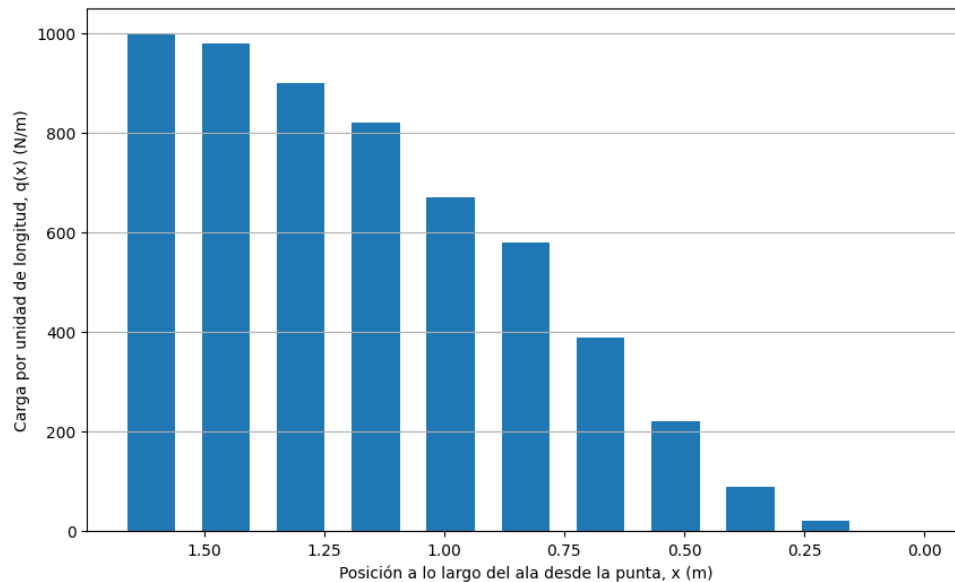


Fig. 4. Distribución de carga aerodinámica por unidad de longitud a lo largo del ala.

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:

$$q(x) = -610.87x^3 + 1608.4x^2 - 403.94x + 8.0042 \quad (10)$$

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.

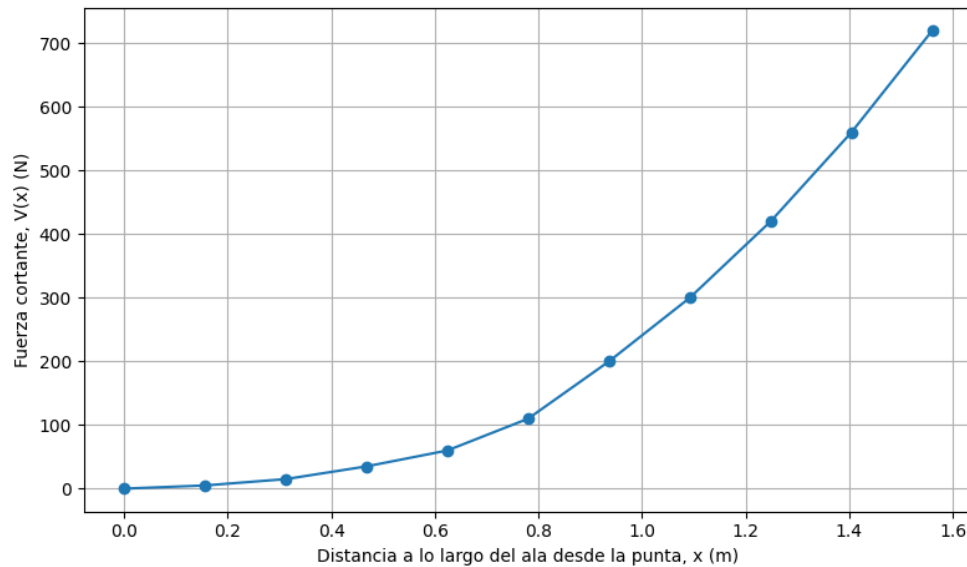


Fig. 5. Distribución de la fuerza cortante a lo largo del ala del VANT, obtenida a partir de la integración de la carga aerodinámica derivada del mapeo de presiones.

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.

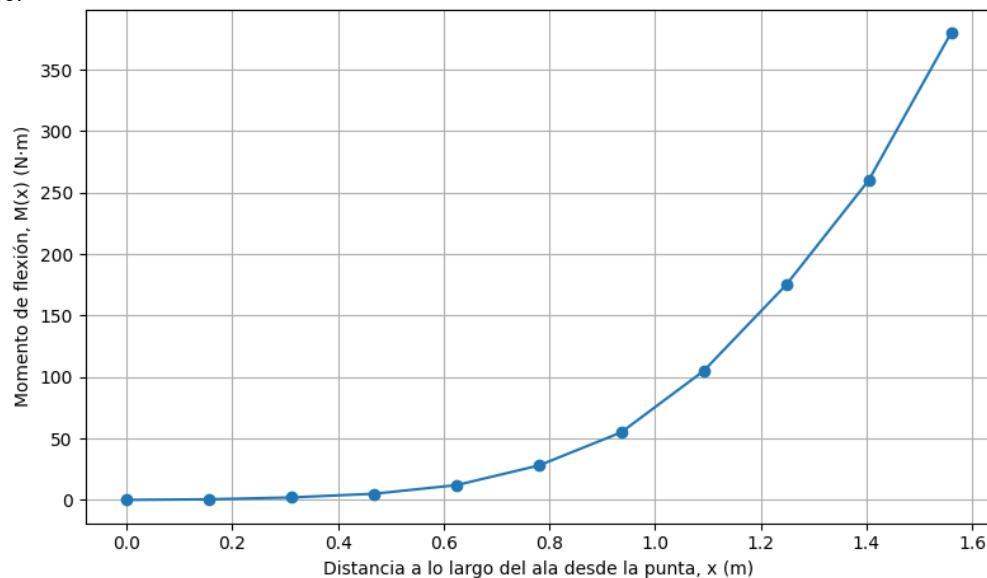


Fig. 6. Distribución del momento de flexión a lo largo del ala del VANT, obtenida a partir de la integración de la fuerza cortante derivada de la carga aerodinámica calculada mediante análisis numérico.

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.

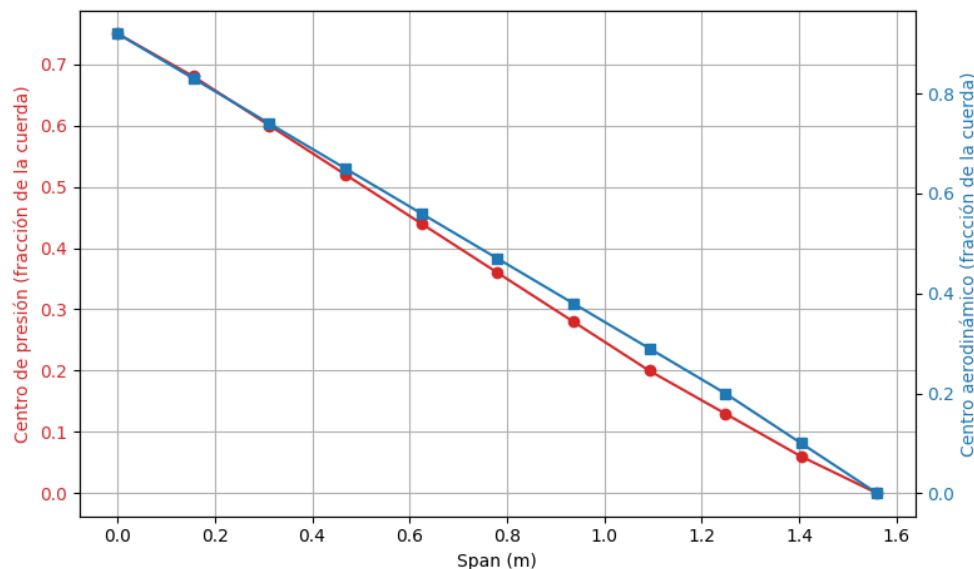


Fig. 7. Variación del centro de presión y del centro aerodinámico a lo largo del ala del VANT, obtenida a partir del mapeo de presiones y del supuesto teórico del centro aerodinámico al 25 % de la cuerda.

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.

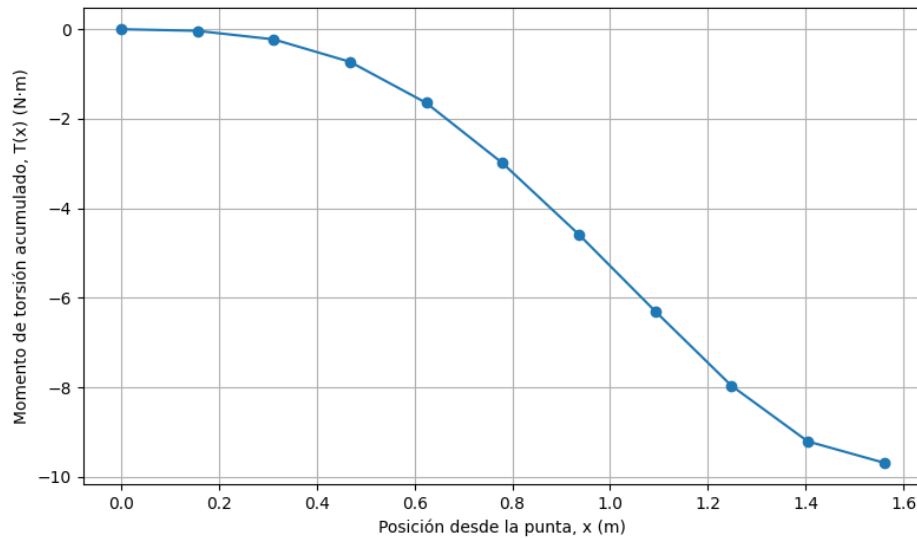


Fig. 8. Variación del momento torsional acumulado inducido por la carga aerodinámica distribuida.

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., Manfrani, 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>.