

SIMULACIÓN DE UN “MORPHING WING” DE TRAMO VARIABLE

Escuela Politécnica Nacional, Facultad de Ingeniería Mecánica, Quito, Ecuador

Moreno Hugo
hugo.moreno@epn.edu.ec

Núñez Alexander
alexander.nunez@epn.edu.ec

Cruz Katherine
katherine.cruz@epn.edu.ec

Vásconez Byron
byron.vasconez@epn.edu.ec

Barriga Efrén
efren.barriga@epn.edu.ec

Resumen: Este proyecto está enfocado en analizar el comportamiento aerodinámico de un “Morphing Wing” de configuración tramo variable a implementarse en un UAV “E384” ; con la ayuda de herramientas CFD (ANSYS Fluent) se pretende simular el comportamiento del fluido en estado estacionario que impacta en la superficie del ala en su configuración simple y desplegada, con el fin de observar si existe o no separación de flujo sobre la zona de transición del ala y determinar si el desempeño aerodinámico mejora al desplegar el tramo variable. Se propondrá soluciones de existir separación de flujo o un menor desempeño para corregir la zona de transición.

Palabras clave: Morphing Wing, Desempeño, Ansys.

I. INTRODUCCIÓN

La capacidad que tienen las aves para cambiar la geometría de la superficie alar durante el vuelo y así incrementar su desempeño aerodinámico ante condiciones adversas ha sido la inspiración para que el ser humano busque optimizar el diseño de sus prototipos alares. Es por tal motivo que nace el concepto de “Morphing-Wing”, cuyo propósito es dar a la aeronave la capacidad de adaptarse a diferentes condiciones de vuelo al modificar su superficie alar.

Bajo este concepto se han hecho varios desarrollos como: la inclinación variable a lo largo de la envergadura, el control lateral a través de alerones de ángulo variable, la envergadura variable, transformación de perfiles o envergadura y cuerda variables [1], todos ellos demostrando que al implementar las respectivas modificaciones las capacidades de vuelo de la aeronave se vieron incrementadas. Sin embargo, no todos los modelos de aeronaves presentan cambios en su geometría alar, muchos de ellos utilizan dispositivos como “flaps” o “slats” para mejorar el desempeño aerodinámico. Este tipo de instrumentos de control según Barbarino, operan de una manera eficaz bajo un régimen de vuelo o parámetros ya establecidos. Fuera de este rango su comportamiento aerodinámico se ve afectado, lo que significa una baja eficiencia de vuelo [2]. De ahí que la implementación de un “Morphing Wing”, permite tener una optimización en parámetros de vuelo y ser multifuncional en muchas condiciones ambientales, sin comprometer otros parámetros como el peso o la velocidad de la aeronave.

En este proyecto se tiene como caso particular el estudio de un ala que posee un mecanismo de variación de envergadura o también llamada ala de tramo variable, lo que significa tener un incremento de la relación de aspecto. Que según la investigación de Aşkan se traduce en un incremento del coeficiente de sustentación y una disminución del coeficiente de arrastre, lo que da como resultado un C_L/C_D mayor, indicador de que el desempeño aerodinámico ha mejorado [3].

Pero es preciso indicar que por sí solo el incremento de la relación de aspecto no significa un aumento del desempeño aerodinámico sino, que hay que tener en cuenta el ángulo de ataque. Puesto que, Aşkan y Tangöz mencionan que al tener valores desproporcionados de ambos parámetros se genera una mayor separación de flujo provocada por un gradiente de

presión adverso lo que da paso a la generación de sistemas de vórtices que incrementan el arrastre inducido [3] [4]. Aunque el incremento del arrastre no solo podría darse por factores en el perfil aerodinámico, sino que también tiene que ver con componentes estructurales que producen un arrastre de interferencia mismo que se produce por la suma de arrastres generados por la intersección de secciones [5].

El perfil a analizar pertenece a un “E384 Mapping Drone” debido a su facilidad de implementación de un mecanismo de ala variable y para un análisis computacional el tipo de ala rectangular también simplifica el trabajo de mallado.



Fig 1. Mapping Drone E384.

Tabla 1. Especificaciones técnicas del E384 [6]

E384 Mapping Drone	
Físico	<ul style="list-style-type: none">190 cm de envergadura130 cm de longitud2.5 Kg de peso300 g de carga útilBatería li-po o Li-lonPiloto automático: Pixhawk, GPS, IMU, sensor de presión y registro de datos de vueloDesmontaje de alas y cuerpo para el transporte
Operacional	<ul style="list-style-type: none">Velocidad crucero de 13 m/sTiempo de vuelo 90 minDistancia de vuelo en línea recta 71 KmCobertura máxima de mapeo de 400 HaVelocidad de viento de hasta 18mph (29kph)Modos estándar de vuelos autónomosDatos en vivo al software en tierra con alcance de 10Km

Mecanismo y Parámetros De Funcionamiento Del Ala Variable.

El ala tiene una parte fija en la que se encuentra el mecanismo y una parte móvil con un perfil alar más pequeño que se va a extender, esto nos permite hacer variar la envergadura. El mecanismo suele constar de un motor, correas de transmisión, mástil fijo y un mástil móvil. El mástil móvil va conectado a la sección del alar que se va a extender. [7] [8] Para la superficie externa se utiliza fibra de vidrio para preservar la geometría del ala, reducir el peso y asegurar el almacenamiento compacto y el despliegue del ala [9].

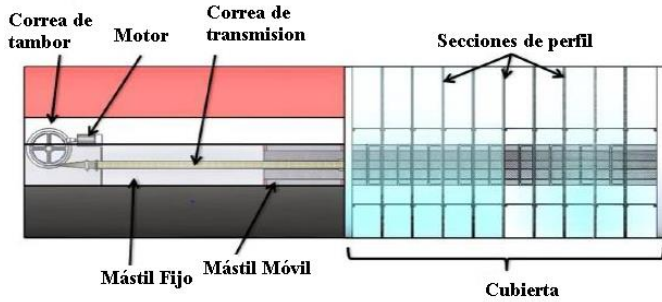


Fig 2. Mecanismo para utilizar en el ala variable [8].

Los parámetros que definen el funcionamiento y comportamiento son: la longitud de la cuerda (c), *camber* del ala (asimetría entre las dos superficies de actuación de un perfil aerodinámico), envergadura [10], y relación de aspecto (as) (relación entre la superficie alar y la cuerda). [11]

La eficiencia aerodinámica depende de la relación de aspecto del ala. Como resultado, un aumento en la relación de aspecto del ala conduciría al aumento tanto del rango de vuelo como de la resistencia. Además, la resistencia del vuelo aumenta aún más para un ala variable porque el área del ala también aumenta en función de un cambio de relación de aspecto.

1.1 Parámetros Físicos

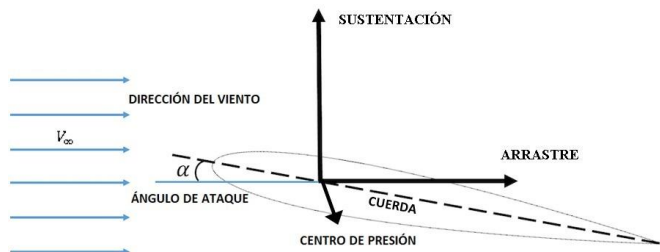


Fig 3. Fuerzas aerodinámicas que actúan en el ala. Fuente: Propia. Las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el ala están dadas por las siguientes expresiones:

Sustentación:

$$L = \frac{Cl * \rho * V_{\infty}^2 * A}{2} = Tr \quad (1)$$

Arrastre:

$$D = \frac{Cd * \rho * V_{\infty}^2 * A}{2} = W \quad (2)$$

De la ecuación (1) y (2) se deduce la siguiente expresión.

Empuje requerido:

$$Tr = \frac{W}{Cl/Cd} \quad (3)$$

El coeficiente de arrastre es la suma del coeficiente de resistencia parásita (C_{Do}) debido a la fricción, forma o interferencia de toda la aeronave y el coeficiente de resistencia inducida (C_{Di}) debido a la propia sustentación. [12]

Coeficiente de arrastre:

$$Cd = C_{Do} + C_{Di} \quad (4)$$

Coeficiente de Resistencia parásita:

$$C_{Do} = \frac{0.074}{Re^{0.2}} \quad (5)$$

Coeficiente de Resistencia inducida:

$$C_{Di} = \frac{Cl^2}{\pi * e * AR} \quad (6)$$

Donde (e) es un factor de corrección llamado eficiencia de Oswald Que varía entre 0.6 a 0.9

Potencia requerida:

$$P = Tr * V_{\infty}^2 \quad (7)$$

II. METODOLOGÍA

2.1 Geometría

La geometría (Figura 4 y 5) de nuestro proyecto está delimitada por dos configuraciones, la primera será el ala fija y la segunda con el ala extendida, estas han sido previamente modeladas en Inventor y serán exportadas al módulo Design Modeler.

2.2 Volumen De Control

Tomando en cuenta que la simulación se realizará en estado estacionario y en 3D el volumen de control a utilizar será de tipo O-H; dentro del dominio de estudio existen dos zonas, una zona de refinamiento para capturar el comportamiento de la capa límite y la interacción de la aeronave con el fluido, y una zona gruesa correspondiente al flujo libre. Las dimensiones dependerán de la cuerda (c) y envergadura. Para su modelización se utilizará el módulo New Desing Modeler.

2.3 Mallado

Para generar la malla se utilizó la herramienta Mesh y se toma en cuenta varios parámetros, uno de ellos es que esta será refinada en las cercanías de la superficie del ala y será ensanchada a medida que hay un alejamiento, se elige un mallado estructurado. Su estructura se muestra en las figuras 6 y 7.

2.4 Modelo De Turbulencia

El modelo de turbulencia $k-\omega$ SST es seleccionado debido a que se ha demostrado su efectividad para simular configuraciones aerodinámicas completas, además de mostrar una mejor exactitud para flujos bajo fuertes gradientes de presión y efectos de separación.

2.5 Condiciones De Borde

Se establecen tres condiciones de borde (tabla 2) para la simulación: velocidad de entrada (Inlet), salida de presión (Outlet) y una condición de pared (Wall), además de las propiedades del aire a las condiciones de la ciudad de Quito.

2.6 Criterio de convergencia

Se asume que existe convergencia en la solución cuando los coeficientes aerodinámicos monitoreados son estables y los residuales son menores a un tercer orden, $RMS < 10^{-3}$

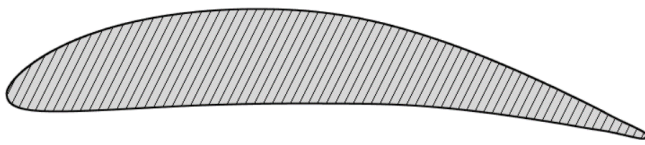


Fig 4. Perfil utilizado para el análisis. Fuente: Propia

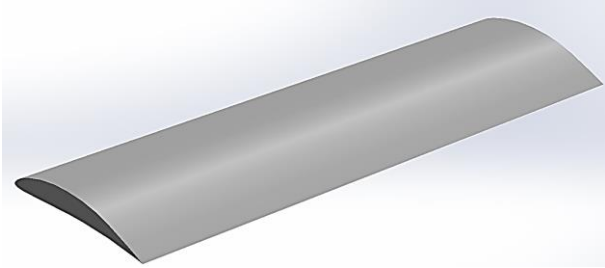


Fig 5. CAD de la configuración de ala fija y extendida. Fuente: Propia

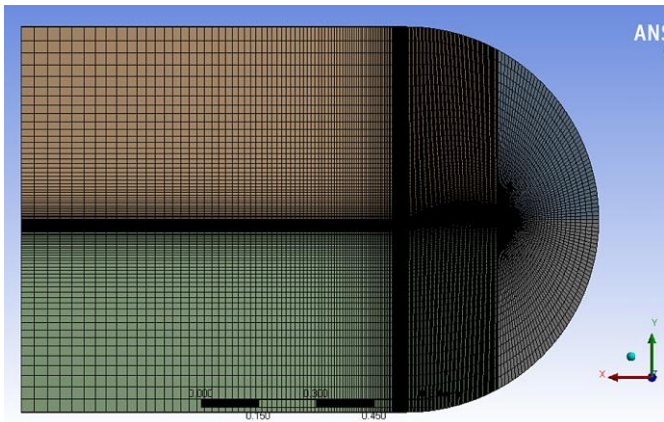


Fig 6. Especificaciones de mallado a utilizar. Fuente: Propia

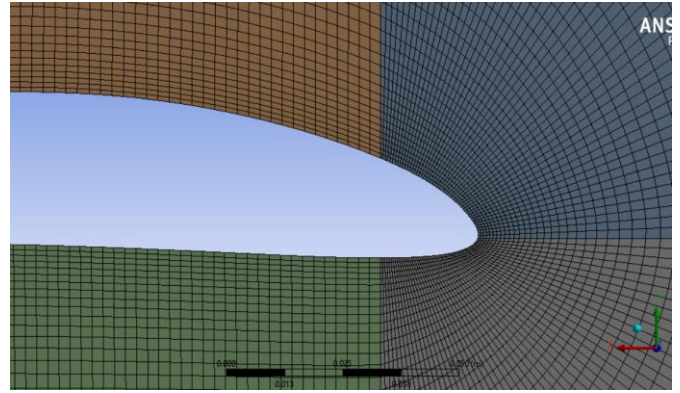


Fig 7. Refinamiento en las inmediaciones del perfil. Fuente: Propia

Tabla 2. Condiciones de la simulación.

Propiedades Físicas	
Presión Atmosférica	71.44 [KPa]
Densidad	0.832 [Kg /m ³]
Viscosidad	16.97x10 ⁻⁴ [Kg/ms ²]
Condiciones De Borde	
Estado	Estacionario
Velocidad Entrada [Inlet]	20 [m/s]
Presión Salida [Outlet]	0 [Kpa]
Pared [Wall]	No deslizamiento
Número De Mach	0.058
Número De Reynolds	250000

III. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados principales obtenidos de la simulación son los indicados en las figuras 8,9 y 10. La figura 8 corresponde a la distribución de velocidades en la zona de transición del ala, en ella se logra apreciar que existe cierta separación de flujo. La figura 9 corresponde a la distribución de presiones en la zona de transición, en ella se aprecia como se complementa la zona de baja presión entre el ala fija y variable. La figura 10 corresponde a la vista superior del tramo variable en ella se aprecia como se da la separación de flujo y la formación de un vórtice sobre ella.

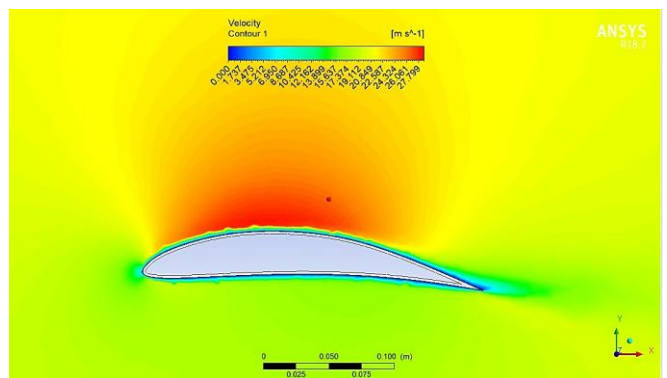


Fig 8. Distribucion de velocidades en la zona de transición. Fuente: Propia

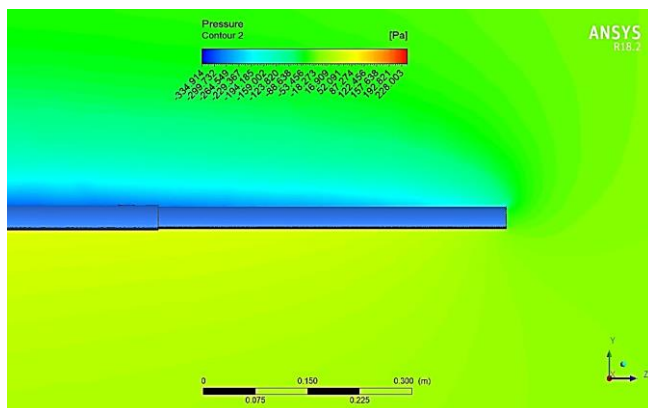


Fig 9. Distribución de presiones a lo largo del ala. Fuente: Propia

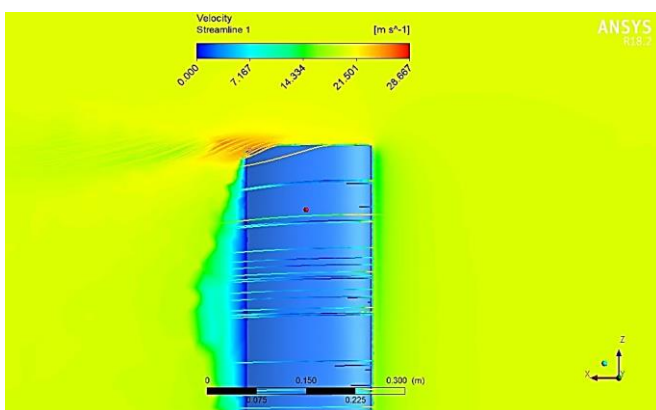


Fig 10. Distribución de velocidades en el tramo variable. Fuente: Propia.

Los resultados anteriormente mostrados permitieron calcular la relación entre el coeficiente de *lift* y *drag* de cada configuración, esta relación describe el desempeño aerodinámico del perfil y permite también calcular la potencia requerida para mantener una velocidad de crucero, los resultados se presentan en las graficas 11 y 12. Los resultados de la grafica 11 muestran que la configuración con la mayor relación de coeficientes es la de *span 2*, así mismo la grafica 12 muestra que la configuración con la mayor potencia requerida es la simple.

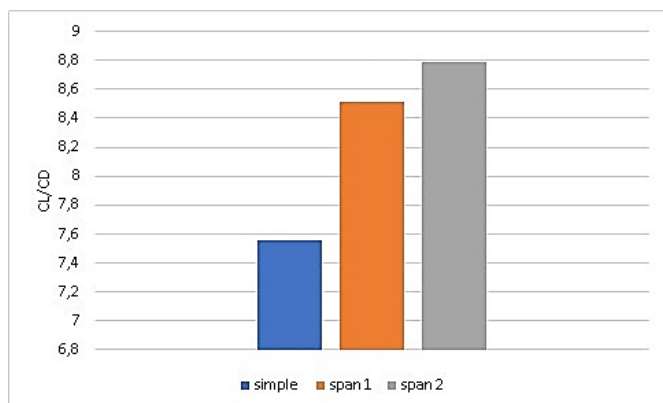


Fig 11. Relación de los coeficientes de *lift* y *drag* para cada configuración. Fuente: Propia.

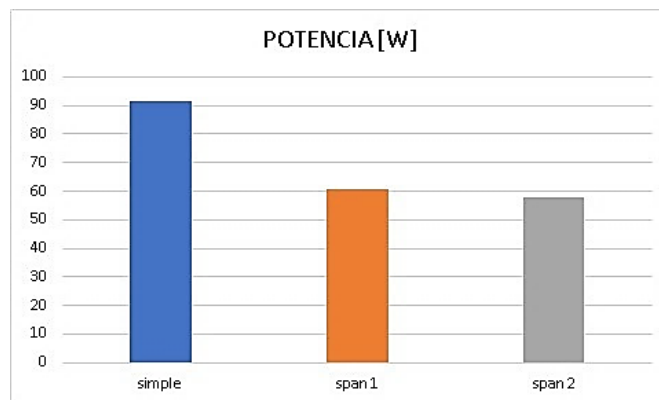


Fig 10. Potencia requerida para cada configuración. Fuente: Propia.

IV. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

Los resultados obtenidos permiten concluir que la implementación de un tramo variable en el UAV “E384” es viable ya que en ambas configuraciones la separación de flujo en la zona de transición fue suave y no parece presentar mayor problema, además en ambos casos se demostró que el desempeño aerodinámico aumento. Como trabajo complementario se recomienda estudiar a fondo la formación y desprendimiento de energía del vórtice al final del ala de manera que se pueda esclarecer su efecto sobre el desempeño total del ala.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] A. L. F. L. a. A. S. J. Vale, «Sage Journals,» 1 Agosto 2011. [En línea]. Available: <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/1045389x11416031>. [Último acceso: 3 Julio 2020].
- [2] O. B. R. M. A. M. I. F. a. D. J. I. Silvestro Barbarino, «Sage Journals,» 30 Agosto 2011. [En línea]. Available: <https://journals.sagepub.com/doi/10.1177/1045389X11414084>. [Último acceso: 3 Julio 2020].
- [3] A. Aşkan y S. Tangöz, «ResearchGate,» Diciembre 2018. [En línea]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/329917217>. [Último acceso: 15 Julio 2020].
- [4] J. Anderson, Introduction to flight, New York: McGrawHill, 2011.
- [5] B. McCormick, Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics, Filadelfia, 1979.
- [6] Event 38 unmanned systems, «E384 Mapping Drone,» Akron.
- [7] E. B. A. A. R. P. K. S. Peter L. Bishay, «Development of a New Span-Morphing Wing Core Design,» 7 Febrero 2019. [En línea]. [Último acceso: 2020].
- [8] B. K. J. S.-M. Cristopher Beaverstock, «Performance Comparison between Optimised Camber and Span,» 2015.
- [9] R. F. M. F. Cunha, «Structural Analysis of a Variable-span Wing-box,» de UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR, Brazil, 2014.

- [10 M. CARRIZALES, «ANÁLISIS NUMÉRICO DE LA
] MORFOLOGÍA DEL ALA PARA USO,» Nuevo León,
2015.
- [11 M. F. D. M. James H.S Fincham, «Aeroelastic
] Modelling of Morphing Aircraft Wings,» 2014.
- [12 C. Yalama, ESTUDIO PARAMETRICO Y
] SIMULACION DINAMICA DE FLUIDOS
COMPUTACIONALES (CFD) DE LOS EFECTOS DE
INTEGRACION AERODINAMICOS ENTRE EL
SISTEMA DE PROPULSIÓN Y FUSELAJE PARA
UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO
UTILIZADO EN AGRICULTURA, Quito, 2017.
- [13 M. Ayala Espinoza, «Evaluación aerodinámica del
] efecto de integración de un sistema de propulsión
embebido simple y del tipo “S” en el fuselaje de un
vehículo aéreo no tripulado mediante dinámica de
fluidos computacional,» 2019. [En línea]. [Último
acceso: 2020].
- [14 P. R. A. M. Musavir Bashir, «Investigation on Three-
] Dimensional CFD Validation for a Variable Span
Morphing Wing,» ResearchGate, 2017.
- [15 P. G. J. M. Pedro Santos, «Design Optimizacion of a
] variable-Span Morphing Wing,» ResearchGate, 2010.
- [16 J. Gundlach, Desingning unmanned aircraft systems,
] Manassas: AIAA Education series, 2012.

