

RESEARCH ARTICLE

Engineering

Análisis Aerodinámico de la Aeronave usb Aero Mediante Dinámica de Fluidos Computacional

Aerodynamic Analysis of the usb Aero Aircraft Using Computational Fluid Dynamics

Juan Gabriel Sanchez Ocampo^{1*} | Jordy Francisco Tamayo Andrade^{1*}
| Sergio Andres Lopez Aragon^{1*} | Rafael Mauricio Cerpa Bernal  ^{1*}

¹Universidad De San Buenaventura Sede Bogotá - Colombia.

Correspondence

Juan Gabriel Sanchez Ocampo, Universidad de San Buenaventura

Email:

jgsanchezo@academia.usbbog.edu.co

Copyright : Licencia de Creative Commons Reconocimiento-NoComercial 4.0 Interna.



The publication of this journal is funded by Universidad ECCI, Bogotá-Colombia.

Editors: Robert Paul Salazar, Germán Chaparro.

Editorial assistant : Luz Adriana Suárez Suárez.

How to cite

Juan Sanchez et al., *Aerodynamic Analysis of the usb Aero Aircraft Using Computational Fluid Dynamics*, TECCIENCIA, Vol. 15, No. 28, 51-66, 2020
DOI:<http://dx.doi.org/10.18180/tecciencia.28.5>

ABSTRACT. The present research study presents the results of the aerodynamic analysis of a USB AERO aircraft using computational fluid dynamics (CFD) in operational conditions of cruise flight at an angle of attack of 3.5 degrees. The ANSYS FLUENT computational tool was used, with which the lift, drag and longitudinal momentum coefficients were determined. Additionally, the aircraft was analyzed at different angles of attack in order to determine aerodynamic characteristics such as the highest lift coefficient and the loss angle, in addition to establishing the maximum aerodynamic efficiency.

keywords: CFD, aircraft, Lift and drag coefficients.

RESUMEN. El presente estudio de investigación muestra los resultados del análisis aerodinámico de a aeronave USB AERO mediante dinámica de fluidos computacional (CFD) en condiciones operacionales de vuelo crucero a un ángulo de ataque de 3.5 grados. Se utilizó la herramienta computacional ANSYS FLUENT, con la cual se determinaron los coeficientes de sustentación, arrastre y momento longitudinal. Adicionalmente, se analizó la aeronave a distintos ángulos de ataque con el objetivo de determinar características aerodinámicas como el mayor coeficiente de sustentación y el ángulo de pérdida, además de establecer la máxima eficiencia aerodinámica.

Palabras clave: CFD, Aeronaves, Coeficientes de sustentación y arrastre.

1 | INTRODUCTION

La dinámica de fluidos computacional permite modelar, describir y prever comportamientos físicos presentados en un cuerpo como consecuencia de la inmersión del mismo en un campo de fluido. A partir de los datos obtenidos, se determinan características fundamentales para diseñar, construir y modificar la geometría o la actitud del cuerpo. Las ventajas que otorga este método de análisis con respecto a otros se ven reflejadas en el tiempo del proceso de análisis, porcentaje de error bajo, como consecuencia de la programación del código

* Equally contributing authors.

del software, flexibilidad de estudio y análisis con respecto a la manipulación del campo de fluido y la flexibilidad de variables utilizadas, la eficiencia del software y la facilidad y amigabilidad de la interfaz del software, y uso del mismo. En pocas palabras, el método CFD constituye una herramienta de diseño muy útil con la cual se pueden reducir costos en la experimentación, además, permite realizar un estudio aerodinámico con el cual se puedan obtener los valores de los coeficientes de sustentación, arrastre y momento de una aeronave o cuerpo. Ejemplo de ello, los fabricantes de aeronaves utilizan este método como estudio preliminar del comportamiento de sus diseños en vuelo. En el año 2010, Embraer desarrolló un análisis en CFD denominado "Evaluation of Nacelle Drag Using Computational Fluid Dynamics" [1] que consiste en el análisis del comportamiento del arrastre generado por la góndola DLR-F6. Boeing, por su parte, desarrolló un análisis de la evolución y el impacto de los procesos de CFD en el diseño de los aviones Boeing 707, Boeing 737, Boeing 747, Boeing 777 y los Boeing 737 Next Generation. Los resultados del estudio se plasmaron en el documento titulado "Thirty years of development and application of CFD at Boeing Commercial Airplanes", Seattel [2]. En Colombia, la Universidad de Los Andes de Bogotá, realizó la simulación del flujo alrededor de un perfil NACA 4415 con un flap tipo Gurney [3]. Otros estudios enfocados en análisis de bio-combustible de aeronaves se reportan en [1]. Por su parte, la universidad EAFIT en Medellín, ha contribuido al campo aerodinámico por medio del diseño de un ala para un vehículo aéreo no tripulado usando CFD [4]. En la Universidad de San Buenaventura, se han realizado múltiples proyectos de pre-grado utilizando la herramienta de CFD, dentro de los que se destacan, el estudio aerodinámico del modelo de avión X-001 FAC [5], el estudio aerodinámico del ala de la aeronave Navigator X - 2.1, en el cual se establecieron los coeficientes de arrastre, sustentación y momento [6], así como estudios empíricos en vuelo de cohetes [7]. Por último, se destaca también el Análisis Aerodinámico del Navigator X - 2 donde se realizó el análisis del comportamiento del flujo alrededor de la aeronave [8].

2 | NOMENCLATURA

- a_0 : Pendiente de sustentación de un perfil aerodinámico
- a : Pendiente de sustentación de un ala finita
- V : Velocidad
- ν : Viscosidad cinemática
- P' : Presión modificada
- ρ : Densidad
- A : Área húmeda del cuerpo
- L : Fuerza de sustentación (Lift)
- C_L : Coeficiente de sustentación
- D : Fuerza de arrastre o resistencia (Drag)
- C_D : Coeficiente de arrastre
- M : Momento aerodinámico
- C_m : Coeficiente de momento
- SW : Factor de calidad de malla
- CAD : Computer Aided Design
- L_{co} : tamaño óptimo de la celda
- L_c : tamaño de la celda
- α : Ángulo de ataque
- A/C : Aeronave
- h : Altura
- P_{ATM} : Presión atmosférica
- T : Temperatura
- K : Coeficiente de drag parásito
- $M_{V_{uelo}}$: Número Mach de vuelo
- Re : Número de Reynolds

- μ : Viscosidad dinámica
- C : Longitud característica
- k : Constante adiabática de los gases
- R : constante del aire como gas ideal
- AR : relación de aspecto

3 | DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

El USB AERO es una aeronave diseñada y construida para labores de fotogrametría aérea con el fin de predecir con más exactitud el rendimiento y la producción de los cultivos. En la Universidad de San Buenaventura sede Bogotá, se realizó un análisis estructural y construcción del ala de la aeronave en materiales compuestos (Rincón, A. Tovar, L& Peña, Mario. 2017). Sin embargo, no existe un análisis aerodinámico, a través de CFD de esta aeronave, con el cual se pueda caracterizar mejor el comportamiento de ella y se puedan establecer características de operación, de rendimiento, de estabilidad y control. Por ende, la importancia de este estudio está e que se establecieron las características aerodinámicas de sustentación, arrastre y momento longitudinal de la aeronave.

4 | DESARROLLO DE INGENIERÍA

4.1 | Dimensiones Principales de la Aeronave y Características Geométricas

Con base en el modelo geométrico (CAD) desarrollado por el grupo de investigación AEROTECH, de la aeronave USB Aero, se obtuvieron sus dimensiones principales, con las cuales se trabajó para la elaboración del modelo simplificado para la simulación. La Fig. 1 : A, B y C, muestran la vista lateral, frontal e isométrica de la aeronave, respectivamente.

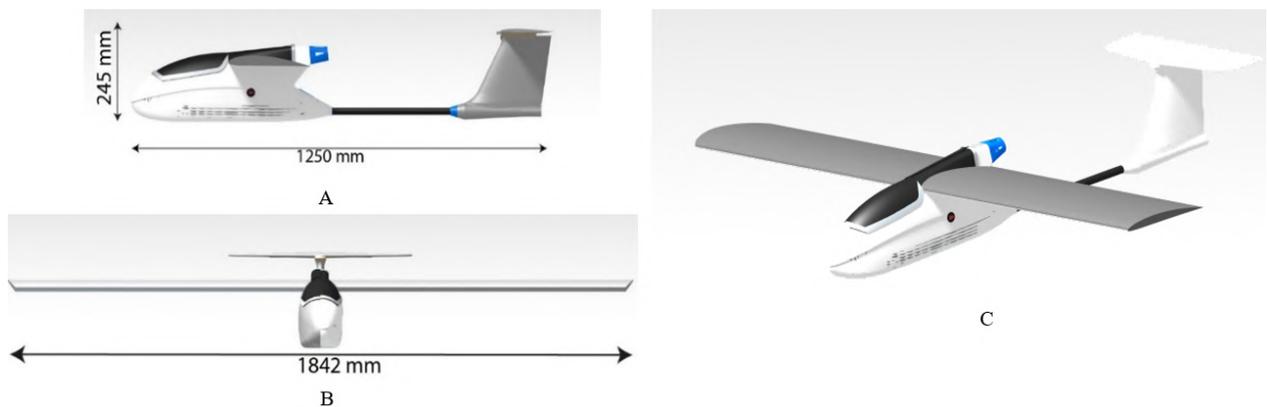


FIG. 1 Vistas de la aeronave USB AERO.

La Tabla 1 muestra las características geométricas principales de la aeronave USB Aero.

Debido a simetría de la geometría de la aeronave, en la simulación se realizó un análisis de tipo simétrico, con el objetivo de disminuir la capacidad computacional necesaria y el tiempo de la simulación. Por esta razón, el modelo CAD se redujo a la mitad con un corte de forma transversal. La Fig. 2 muestra la geometría utilizada para la simulación en ANSYS FLUENT®. Existen otros algoritmos para el análisis de vuelo en aeronaves [9], sin embargo ANSYS FLUENT® es una herramienta versátil en aerodinámica de diversos sistemas [10, 11, 12, 13, 14, 15, 16].

4.2 | Condiciones de Análisis y Operación de la aeronave.

La Tabla 2 muestra las condiciones de operación de la aeronave USB Aero, las cuales determinaron los parámetros de análisis en Ansys Fluent®. El número de Reynolds (ver Ec. 1) fue obtenido teniendo en cuenta la longitud característica de la aeronave, (cuerda del ala), que se muestra en la Tabla 1. Por otra parte, el número Mach de vuelo se calculó con la Ec. 2, y se estableció, que para el caso de simulación de la aeronave USB Aero, se tiene un flujo incompresible, ya que el Mach de vuelo calculado es menor a 0.3. Estos parámetros adimensionales están definidos como sigue

$$Re = \frac{\rho v c}{\mu} \quad (1)$$

y

$$M = \frac{v}{\sqrt{kRT}}. \quad (2)$$

TABLA 1 Características geométricas de la aeronave USB AERO.

Longitud del fuselaje (incluido Tailboom)	1.250m
Envergadura	1.842m
Altura	0.245m
Relación de aspecto (AR)	7.54
Perfil aerodinámico del ala	NACA 4412
Cuerda del ala (C)	0.25m
Superficie alar	0.45m ²
Perfil aerodinámico estabilizador vertical	NACA 0012
Altura del estabilizador vertical	0.2m
Perfil aerodinámico estabilizador horizontal	NACA 0012
Envergadura del estabilizador horizontal	0.543m
Ángulo de incidencia	0 deg
Hélice propuesta (configuración Pusher) APC	11 × 8

De acuerdo al valor de la altura de operación, a las condiciones atmosféricas descritas en la Tabla 2, se obtuvieron los parámetros mostrados en la Tabla 3.

TABLA 2 Condiciones de Operación Iniciales de la aeronave USB Aero

$v_{Crucero}$	22.2m/s
α	3.5°
$h_{operación A/C}$	2847m
Condiciones atmosféricas	ISA

TABLA 3 Parámetros de operación de la aeronave USB AERO.

P_{ATM}	71479Pa
T	269.6445K
ρ	0.9236kg/m ³
μ	0.0000171823Pa s
ν	1.8604 × 10 ⁻⁵ m ² /s
Re	298329
M_{Vuelo}	0.06745

TABLA 4 Valor de inclinación y calidad de celda

Valor de inclinación (oblicuidad)	0 - 0.25	0.25 - 0.50	0.50 - 0.80	0.80 - 0.95	0.95 - 0.99	0.99 - 1
Calidad de la celda	Excelente	Buena	Aceptable	Pobre	Mala	Deficiente

4.3 | Preprocesamiento ANSYS FLUENT

Para la simulación de la aeronave USB AERO se realizaron tres (3) tipos de malla diferentes nombradas A, B y C, con el objetivo de hacer un estudio de independencia de malla. La malla A corresponde a la más fina, la malla B es una malla intermedia y la malla C es la malla con menor cantidad de elementos o menos fina (ver Tabla 5).

TABLA 5 Tamaños de la Mallas

Malla	Malla A	Malla B	Malla C
Número de Nodos	372744	337150	188887
Número de Elementos	1807155	1357383	907610
Número de Caras	3779848	3349023	1887808
Tamaño mínimo de celda	4 mm	5 mm	6 mm

En la creación de la malla se generon múltiples caras en las superficies de la aeronave, sobre las cuales se resolvieron las ecuaciones de Navier-Stokes, por medio del análisis de volúmenes finitos. En la Fig. 3 se presenta la geometría de la aeronave con su respectiva malla.

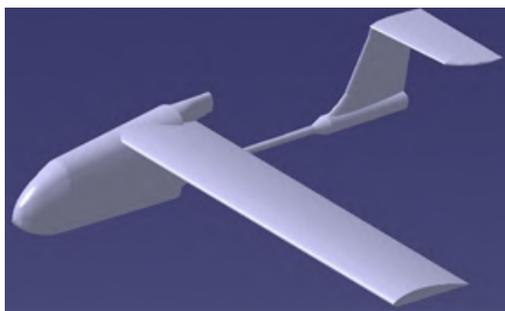


FIG. 2 Modelo geométrico realizado en CATIA V5 para el enmallado en ANSYS FLUENT.

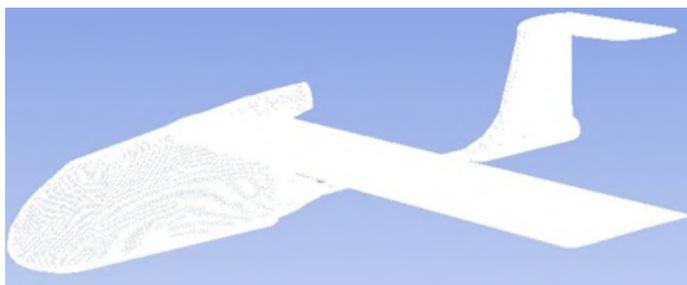
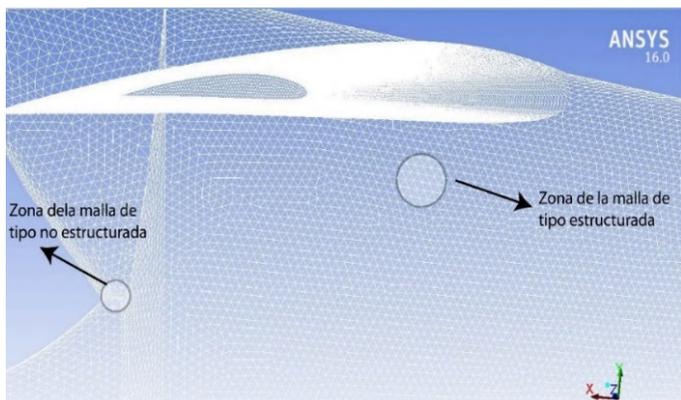


FIG. 3 Malla de la aeronave USB AERO.

La malla realizada de la aeronave cuenta con la característica que es de tipo híbrida con elementos triangulares y tetra híbridos. La Fig. 4 muestra el detalle de una zona de la malla realizada para la aeronave.



(a)



(b)

FIG. 4 (a) Características de la malla de la aeronave, (b) Detalle de la zona no estructurada.

La malla del volumen de control de la aeronave es de tipo híbrida, con secciones no estructurada y estructuradas, y con elementos tetra híbridos. La Fig. 5 muestra la malla del volumen de control que envuelve la aeronave y sus dimensiones, las cuales se determinaron teniendo en cuenta la longitud de la media envergadura. [17], [2] y [5] respaldan las dimensiones escogidas del volumen de control, ya que realizan procesos de simulación de CFD de aeronaves de categorías transporte y UAV teniendo en cuenta una simetría de las distancias con respecto a las condiciones de frontera.

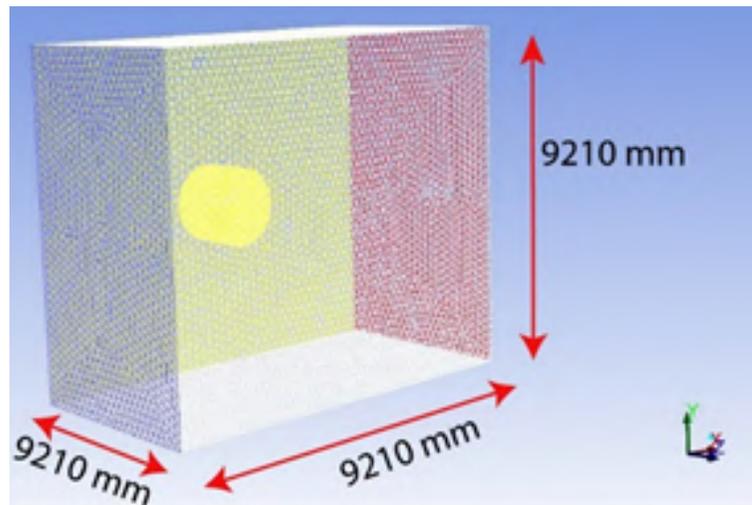


FIG. 5 Dimensiones del volumen de control total.

Un factor determinante para comprobar la veracidad y eficiencia de una simulación es la calidad de la malla. Para determinar esto es necesario tener en cuenta tres factores: la calidad ortogonal mínima, la máxima y la relación de aspecto. La calidad ortogonal es un parámetro que debe estar en el intervalo de 0 a 1, donde los valores que son cercanos a 0 denotan una baja calidad. Al realizar el análisis de calidad de malla se determinó que el valor mínimo de calidad ortogonal es de 0.14499 y su valor máximo es de 0.755010. A su vez, tiene una relación de aspecto de 12.03, siendo ésta un valor medio entre el valor ideal que es 1 y un valor que el programa denota como fragmento que es aproximadamente 20, y el cual hace denotar que la fiabilidad de la malla es aceptable.

La Tabla 4 muestra el valor de inclinación y la calidad de celda.

Para determinar el tamaño mínimo de celda adecuado para obtener una excelente calidad de la malla se utilizó

$$SW = \frac{L_{co} - L_c}{L_{co}} = 0.1065. \quad (3)$$

El tamaño óptimo de la celda es el tamaño de la celda equilátera que comparte el mismo radio base de mallado con la celda objetivo de análisis.

La malla del volumen de control total es de tipo híbrida, compuesta por elementos tetra híbridos. Las dimensiones del volumen de control se calcularon de acuerdo a la relación expresada en la Ec. [?], la cual indica que debe ser diez veces la media envergadura en todas sus direcciones.

$$\text{Longitud Volumen de control por eje} = 10 \frac{b}{2}$$

Por lo tanto, las dimensiones en los ejes X, Y, Z son $X = Y = Z = 9.210m$. Por su parte, la Fig. 5 muestra el

volumen de control total con sus dimensiones. El subdominio, o volumen de control que contiene a la aeronave se creó para rotar el cuerpo y poder analizarlo a distintos ángulos de ataque.

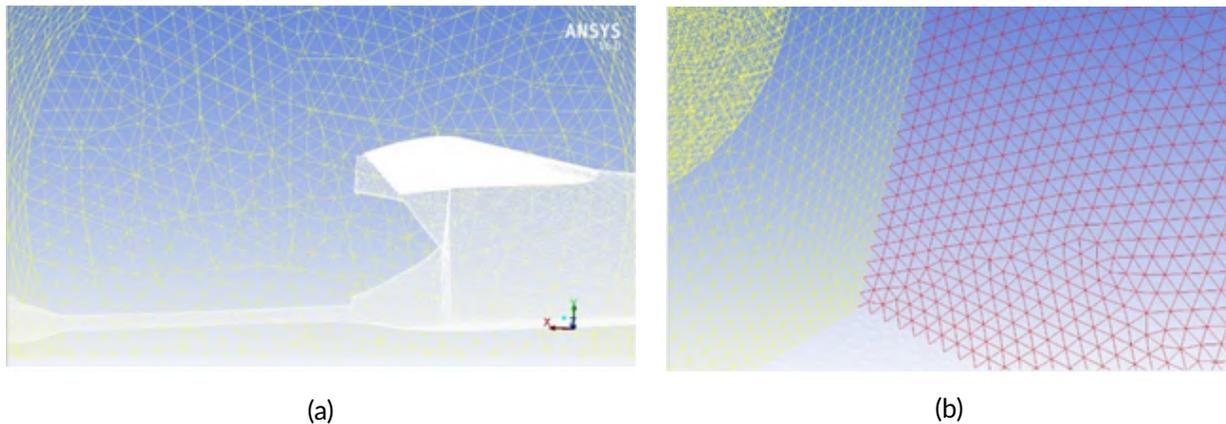


FIG. 6 Detalle de una zona de la malla del volumen de control de la aeronave.

La Fig. 6 muestra detalles de la malla del volumen de control de la aeronave y del volumen de control total, respectivamente.

La Tabla 5 muestra el tamaño general de la malla de la aeronave USB AERO.

Por último, cabe anotar que se enmalló desde las caras, dando así un gran número de nodos en las cercanías de las mismas, y luego el volumen de control. Con esto, se garantizó que en las inmediaciones de las caras se tuviera un número elevado de nodos, ya que no se puede crear un Y^+ por la geometría de la aeronave.

4.4 | Procesamiento y Método de Simulación

El procesamiento de la simulación del caso se preparó basado en el modelo físico del cuerpo, se determinaron las propiedades del material, del dominio y se configuraron los esquemas y métodos de convergencia. Esta configuración se realizó para las tres (3) simulaciones de las tres (3) mallas diferentes, con las cuales se determinó la independencia de malla. Dentro de la definición de las condiciones de operación se estableció *pressure based* porque el número de Mach de vuelo de la aeronave es menor a 0.3, y por ende, no se consideran los efectos de compresibilidad de aire; flujo *Steady*, porque las propiedades del flujo no cambian con el tiempo; se activó la ecuación de la energía para tener en cuenta la densidad, calor específico y conductividad térmica del poliestireno expandido, que representa el material de construcción de la aeronave que se tuvo en cuenta para el análisis; se utilizó el método de turbulencia de Spallart - Allmaras, de una ecuación y sin corrección de curvatura porque no se hizo énfasis en la estela turbulenta, y porque este modelo de turbulencia es adecuado para aplicaciones aeronáuticas. El caso de simulación cuenta con dos zonas denominadas estático y dinámico, los cuales representan los dos volúmenes de control creados y son de tipo fluido. Por último, se crearon las interfaces para conectar el subdominio de la aeronave con el dominio.

En las condiciones de frontera utilizadas para el proceso de simulación de la aeronave se especificó una velocidad de entrada, una condición de “outflow” (dado que no se conocen la presión y velocidad a la salida), también se nombraron las paredes del dominio y se crearon dos interfaces para conectar el volumen de control que encierra la aeronave, el cual fue creado para poder configurar la aeronave a cualquier ángulo de ataque. Además, se creó una condición de frontera de simetría dado que se simuló media aeronave. La Fig. 7 muestra las condiciones de frontera definidas para este caso de análisis de la aeronave USB Aero. De igual manera, se realizó la configuración de modo que se tuviese en cuenta la condición de frontera “symmetry” y sus características principales. El objetivo de realizar el análisis computacional de media aeronave fue ahorrar recursos computacionales sabiendo que hay una condición de simetría en el cuerpo y que los resultados obtenidos serán confiables. Por su parte, la Fig. 8 muestra la definición de las condiciones de operación descrita anteriormente.

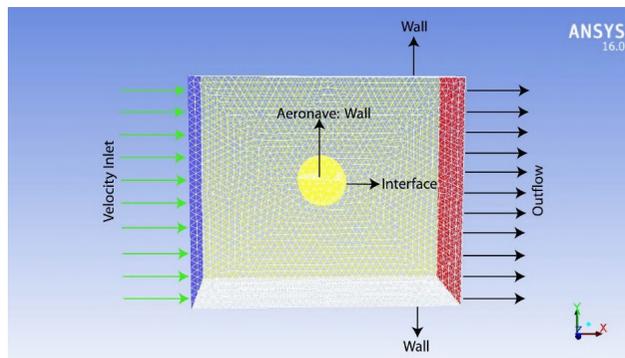


FIG. 7 Condiciones de frontera.



FIG. 8 Configuración del caso de simulación.

Por último, cabe destacar la ecuación de Navier - Stokes para flujo en condiciones estacionarias [18]

$$(\mathbf{v} \cdot \nabla) \cdot \mathbf{v} = -\frac{1}{\rho} \nabla P' + \nu \nabla^2 \mathbf{v} \tag{4}$$

es una ecuación de transporte que representa el momento lineal a través del dominio computacional. Esta ecuación es una de las que resuelve el software para encontrar la solución y aplica para flujos incompresibles en los que se supone que la densidad es uniforme y la velocidad es estacionaria, como en este caso de análisis [19].

5 | ANÁLISIS DE RESULTADOS

5.1 | Análisis de la Independencia de Malla para la Simulación

Para la simulación de las tres mallas se realizó un total de 4000 iteraciones, con las cuales se encontró la convergencia. Además, dado que la solución encontrada es independiente de la malla, se asegura que los resultados son confiables y los recursos computacionales fueron suficientes para resolver la simulación con la malla más fina.

TABLA 6 Valor de los Coeficientes Promedio de hallados con Cada Malla

MALLA	NÚMERO DE ELEMENTOS	C_L	C_D	C_M
A	1807155	0.7356	0.08310	-0.7458
B	1357383	0.7315	0.08415	-0.7420
C	907610	0.7295	0.08501	-0.7398

El proceso de independencia de malla se realizó teniendo en cuenta los siguientes criterios:

- El Porcentaje de error entre la comparación de los valores debe ser menor o igual al 5% [20].
- Realizar una gráfica del valor de cada coeficiente en función del número de elementos de la malla para determinar si el valor del coeficiente es similar, independientemente del número de elementos, y determinar si se nota una convergencia de valores.
- Almohammadi determina que se deben generar dos mallas, una malla de baja cantidad de volúmenes finitos y otra malla de mayor cantidad, con el objetivo de determinar una malla que cumpla con los requisitos de sensibilidad de malla. Almohammadi asegura que, generando después una malla de densidad intermedia, se cumplirá con los requisitos necesarios para asegurar una independencia de malla exitosa.
- Se realizó el refinado solo en el volumen de control que envuelve a la aeronave porque representa la zona

de mayor influencia para la obtención de resultados y posterior análisis de ellos.

Para determinar el coeficiente de sustentación, arrastre y momento de cada simulación, y poder así compararlos, se calculó un promedio entre las últimas 300 iteraciones. La Tabla 6 muestra el promedio del valor de los coeficientes para cada malla.

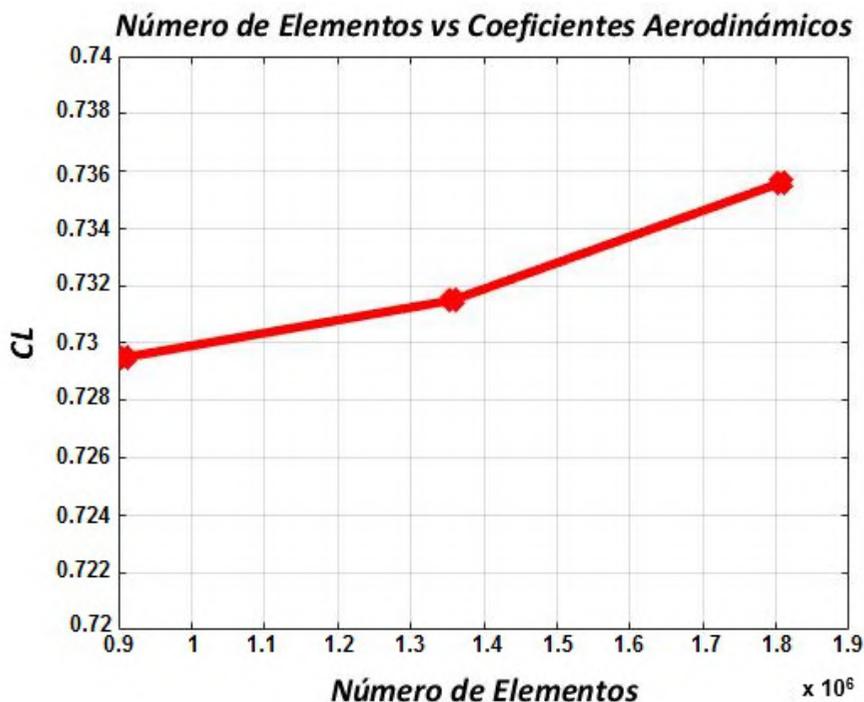


FIG. 9 Variación del coeficiente de sustentación en función del número de elementos.

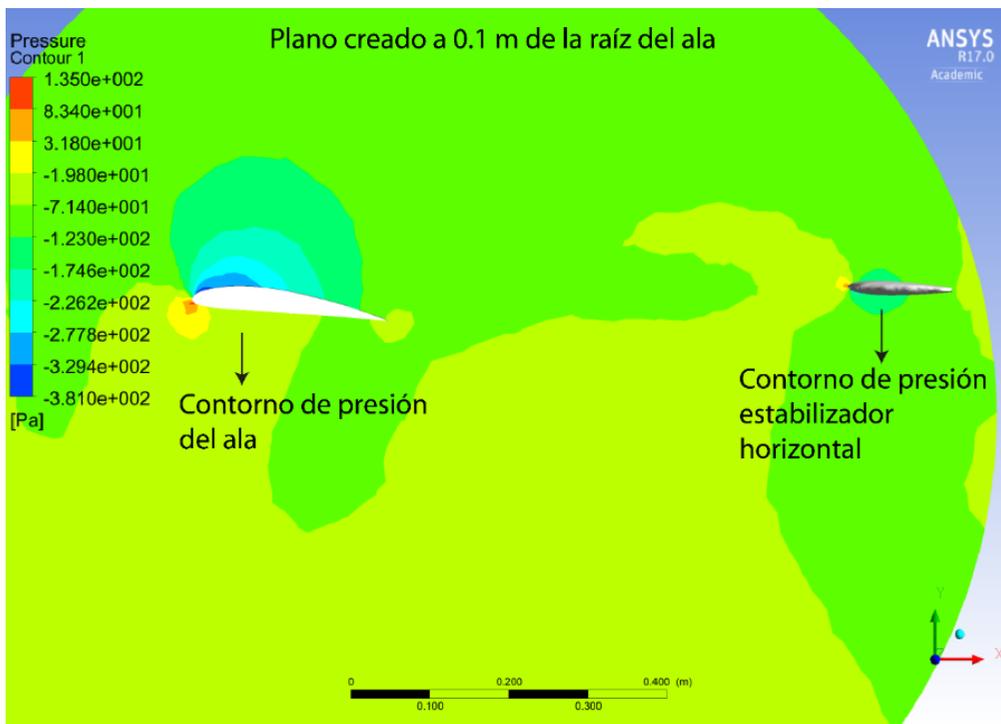


FIG. 10 Contornos de presión en el ala y en el estabilizador horizontal.

La Fig. 9 muestra los valores del coeficiente de sustentación con respecto al número de elementos. Según ésta, se puede decir que la tasa de cambio de la variable de respuesta varía en menos del 1%, y por lo tanto, su variación es estable para cambios en el número de elementos, por lo que se pudo establecer que sí existe independencia de malla. Por otra parte, entre más refinamiento se use, el valor será más exacto y más cercano al valor de la anterior malla. La Tabla 7 muestra el porcentaje de error entre los valores de los coeficientes de las tres mallas. Según los errores porcentuales evidenciados en la anterior tabla existe independencia de malla entre A, B y C para todos los coeficientes, porque la discrepancia es menor a 5%.

TABLA 7 Porcentaje de Error entre los Valores de los Coeficientes de Cada Malla

MALLA	Error C_L [%]	Error C_D [%]	Error C_M [%]
A vs B	0.55	1.24	0.5
A vs C	0.82	2.29	0.8
B vs C	0.27	1.12	0.3

Se determinó utilizar, para la simulación y análisis, la malla A porque es la más fina y la que ofrece los resultados más precisos. Además, no superaba la capacidad computacional disponible y el tiempo de simulación fue de dos (2) horas y treinta (30) minutos.

5.2 | Contornos de Presión Estática

La Fig. 10 muestra la comparación de los contornos entre la presión que se presenta en el ala y en el estabilizador horizontal. Se puede observar que la diferencia de presiones que se genera en el ala es mayor ya que el ala cuenta con un perfil aerodinámico asimétrico, mientras que el estabilizador horizontal tiene un perfil simétrico.

5.3 | Líneas de Corriente

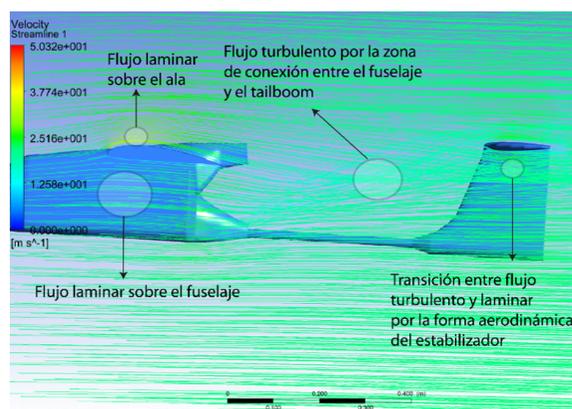


FIG. 11 Líneas de corriente del aire sobre la aeronave USB Aero.

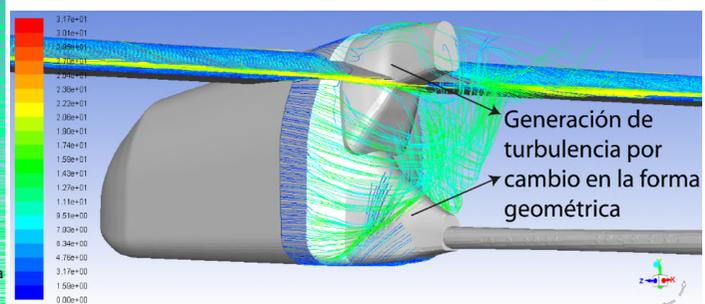


FIG. 12 Zona de formación de flujo turbulento.

En la etapa de post procesamiento, también se analizaron las líneas de corriente del aire sobre la aeronave, con el fin de observar la adaptación de éstas sobre la geometría del cuerpo. En general, predomina flujo laminar, sin embargo, se presentan regiones de flujo turbulento y de desprendimiento de flujo, específicamente, en la zona de conexión entre el cuerpo principal del fuselaje y el tailboom. Allí, el flujo se direcciona hacia el estabilizador horizontal, que a su vez, se encarga de estabilizarlo por la forma aerodinámica del perfil. Las Figs. 11 y 12 muestran las líneas de corriente del flujo de aire sobre la aeronave USB Aero.

5.4 | Análisis a 16° de ángulo de ataque

La Fig. 13 muestra el comportamiento del flujo de aire sobre el ala en un ángulo de ataque de 16°, en el cual ya la aeronave está en pérdida. Allí se puede observar la turbulencia generada por el desprendimiento de la capa límite en el perfil aerodinámico.

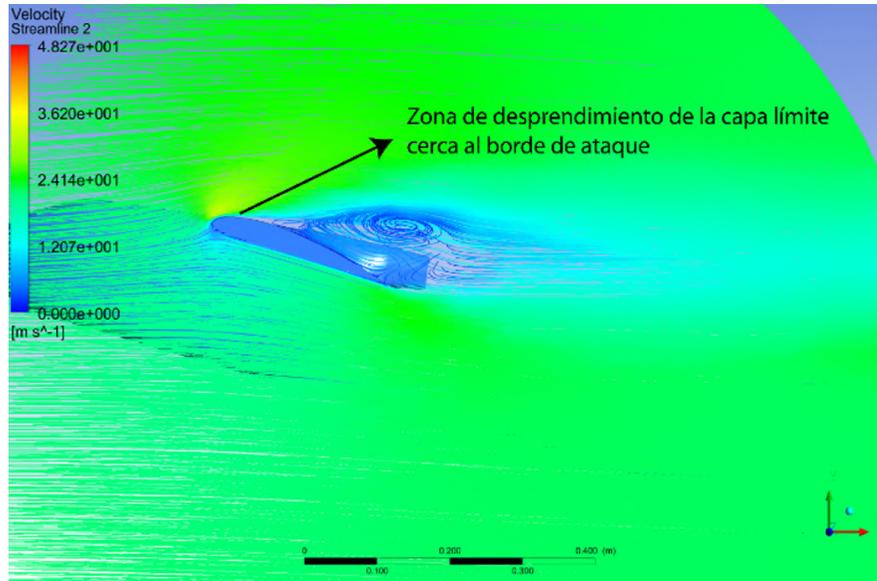


FIG. 13 Líneas de corriente del aire sobre la aeronave USB Aero.

5.5 | Coeficiente de Sustentación

El criterio de convergencia utilizado fue el de “solution imbalances”, el cual, según Kuron , indica que la solución convergió cuando la diferencia entre los valores de cada iteración es menor al 10% entre los puntos inmediatamente anteriores teniendo en cuenta un rango de muestreo de mínimo 400 iteraciones.

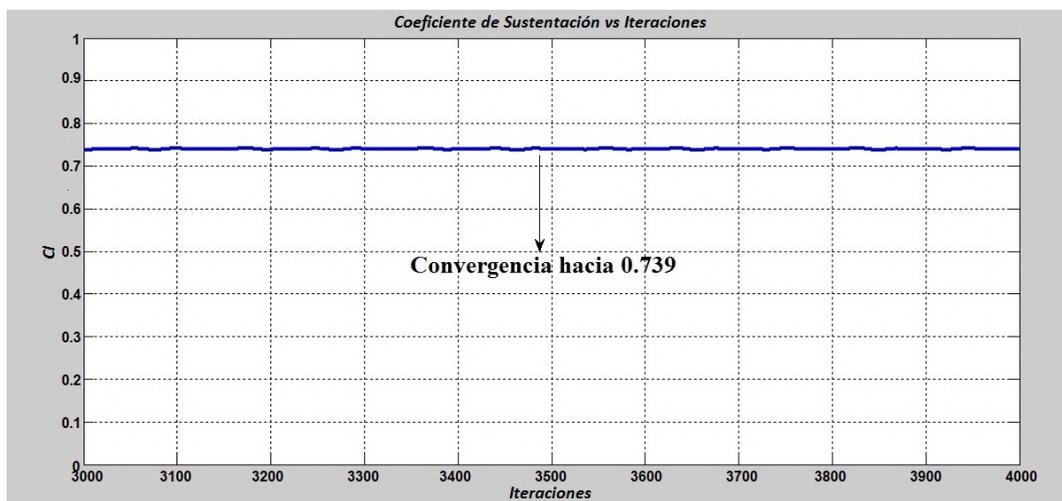


FIG. 14 C_L vs iteraciones.

Para determinar el coeficiente de sustentación en vuelo crucero a 3.5 grados de ángulo de ataque, se calculó un promedio de las últimas 300 iteraciones realizadas por Ansys Fluent, y se obtuvo un valor de 0.7397.

También se observó la gráfica de C_L en función de la cantidad de iteraciones a partir de la iteración 3000, mostrada en la Fig. 14, para mirar su comportamiento y se determinó que, aunque los valores fluctúan levemente, éstos son repetitivos y convergen hacia ese valor.

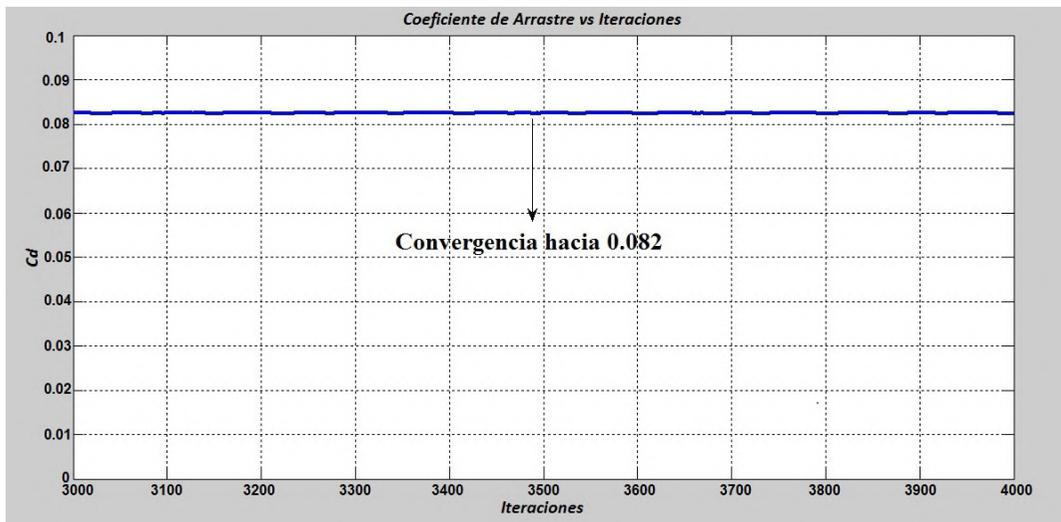


FIG. 15 C_D vs Iteraciones.

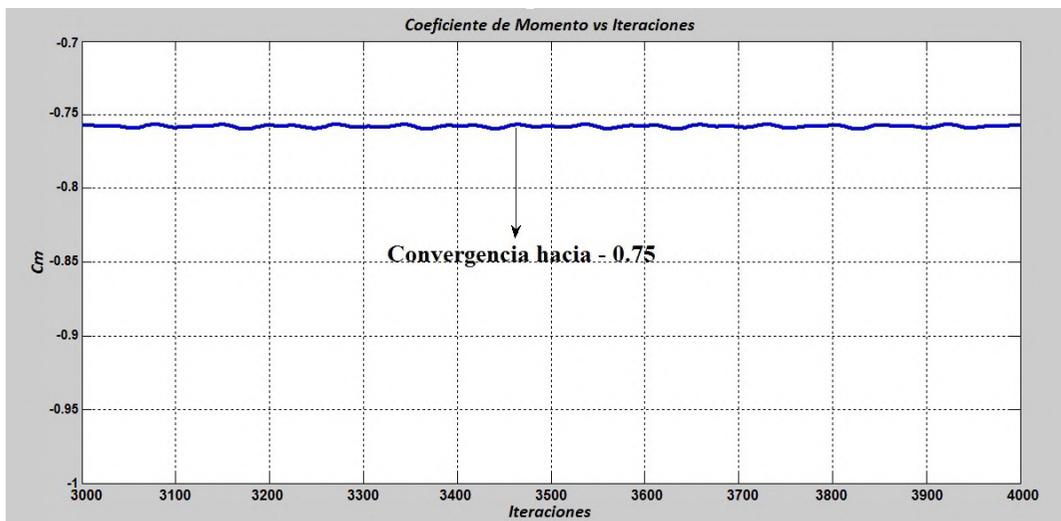


FIG. 16 C_M vs iteraciones.

5.6 | Coeficiente de Arrastre

El procedimiento de cálculo del coeficiente de arrastre fue el mismo que se utilizó para calcular el coeficiente de sustentación. Eso significa que se calculó el promedio del coeficiente de arrastre, cuyo valor fue de 0.08249. La Fig. 15, muestra el comportamiento de C_d en función de la cantidad de iteraciones.

5.7 | Coeficiente de Momento

El procedimiento de cálculo del coeficiente de momento fue el mismo que se utilizó para calcular los dos coeficientes anteriores. Eso significa que se calculó el promedio del coeficiente de momento, cuyo valor fue de -0.758. En la Fig. 16, se muestra el comportamiento de C_M en función del número de iteraciones.

6 | ANÁLISIS DE LA AERONAVE A DISTINTOS ÁNGULOS DE ATAQUE

Con el fin de ampliar el análisis aerodinámico de la aeronave, se realizaron siete simulaciones más. Cada una de ellas con la aeronave configurada a un ángulo de ataque diferente, pero con las mismas condiciones de operación y de frontera de la simulación principal. Para cada simulación se realizó un total de 1000 iteraciones luego de haber determinado que a las mil iteraciones la solución ya convergió con respecto a lo postulado por [20]. Para lograr el ángulo de ataque deseado, se rotó el volumen de control que envuelve a la aeronave. Por otro lado, para calcular los valores de los coeficientes aerodinámicos, se tomó un promedio de los valores de las últimas 200 iteraciones. De igual manera, se verificó que el valor de cada coeficiente convergiera con el número de iteraciones. Los ángulos de ataque analizados fueron: 4, 0, 8, 10, 12, 16 y 20 (ver Tabla 8).

TABLA 8 Valor de Coeficientes Aerodinámicos Para Diferentes Ángulos de Ataque

$\alpha [deg]$	C_L	C_D	C_M
-10	-0.2835	0.083922	0.08383
-4	0.1659	0.04565	-0.2601
0	0.4856	0.06476	-0.5533
3.5	0.74	0.082	-0.754
8	0.9896	0.1079	-0.8942
10	1.2133	0.158	-0.989
12	0.754	0.6936	-0.781
16	0.885	0.516	-0.7532
20	0.94	0.33	-0.6879

Con base en los datos de la anterior tabla se puede decir que el ángulo donde se presenta el coeficiente máximo de sustentación es 10° , por lo tanto, este valor puede aproximarse al máximo ángulo al cual la aeronave puede generar fuerza de sustentación. Por otro lado, la eficiencia aerodinámica máxima se alcanza con el ángulo de ataque de 3.5 grados, la cual tiene un valor de 9.024. El procedimiento de cálculo se muestra a continuación

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{0.74}{0.082} = 9.024.$$

CONCLUSIONES

El coeficiente de sustentación, arrastre y momento de la aeronave USB Aero, en etapa crucero, a 3.5 grados de ángulo de ataque, es de 0.74, 0.082 y - 0.754, respectivamente.

De acuerdo al análisis realizado, el ángulo de pérdida de la aeronave volando a la altura y condiciones atmosféricas establecidas es de 10 grados, y el coeficiente máximo de sustentación es de 1.2133.

La relación L/D, la cual representa la eficiencia aerodinámica, alcanza su valor máximo con un ángulo de ataque de 3.5 grados. Por este motivo, la aeronave debe volar con esta inclinación cuando se encuentra en etapa de crucero.

La fuerza de sustentación que genera el ala, en condición de crucero, es de 75.74 N, por lo que el peso total de la aeronave con carga debe ser máximo de 7.7233 kgf.

REFERENCIAS

- [1] L. G. Trapp and H. G. Argentieri, "Evaluation of nacelle drag using computational fluid dynamics," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 2, no. 2, pp. 145–154, 2010. DOI: [10.5028/jatm.2010.02026410](https://doi.org/10.5028/jatm.2010.02026410)
- [2] F. T. Johnson, E. N. Tinoco, and N. J. Yu, "Thirty years of development and application of cfd at boeing commercial airplanes, seattle," *Computers & Fluids*, vol. 34, no. 10, pp. 1115–1151, 2005. DOI: [10.1016/j.compfluid.2004.06.005](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2004.06.005)
- [3] D. Puerto and D. Lopez, "CFD simulaci3n del flujo alrededor de un perfil alar naca 4415 con un flap tipo gurney," *Mecánica Computacional*, vol. XXIX, p. 5021–5042, 2010. <http://www.cimec.org.ar/ojs/index.php/mc/article/viewFile/3360/3279>.
- [4] A. Bernal and S. Orrego, "Diseño del ala para un vehiculo aereo no tripulado," *Congreso Latinoamericano en Aeronáutica*, vol. 206, 2007. https://repository.eafit.edu.co/xmlui/bitstream/handle/10784/4450/AndresBernal_SantiagoOrrego_2007.pdf?sequence=2&isAllowed=y.
- [5] Gomez, A. and Zuñiga, A., "Estudio Aerodinámico Del Modelo De Avión X-001 FAC," *Universidad de San Buenaventura, Bogotá, Colombia*, 2008.
- [6] A. R., G. M., and J. R., "Análisis Aerodinámico del Ala del Navigator X - 2.1 Mediante un Software de Dinámica de Fluidos Computacional," 2013.
- [7] Urrego A. et al, "Diseño y Construcción de un Sistema de Adquisición de Datos de Vuelo Adaptado a un Modelo de Cohetería Experimental," *Tecciencia*, vol. 14, no. 27, pp. 73–83, 2019. DOI: [10.18180/tecciencia.2019.27.8](https://doi.org/10.18180/tecciencia.2019.27.8)
- [8] Buitrago López, Walter and Giraldo Portilla, Andrés Mauricio, "Análisis aerodinámico del navigator X-2 en CFD," 2012.
- [9] Agudelo D., P. Lichota, "Implementation of bio-inspired optimization algorithms in the System Identification of a FAR 23 aircraft," *Tecciencia*, vol. 14, no. 27, pp. 61–71, 2019. DOI: [10.18180/tecciencia.2019.27.7](https://doi.org/10.18180/tecciencia.2019.27.7)
- [10] Sanchez-Ríos, C., Graciano-Urbe, J., Vélez, S., Hincapié-Zuluaga, D., "Comparative Analysis between a Discrete Spiral Chamber and a Continuous Spiral Chamber via ANSYS," *Tecciencia*, vol. 12, no. 23, pp. 25–34, 2017. DOI: [10.18180/tecciencia.2017.23.4](https://doi.org/10.18180/tecciencia.2017.23.4)
- [11] M. Pawłucki, "Wielokryterialna optymalizacja kształtu w ansys fluent adjoint solver," *Mechanik*, vol. 88, no. 11, pp. 893–895, 2015. DOI: [10.17814/mechanik.2015.11.587](https://doi.org/10.17814/mechanik.2015.11.587)
- [12] M. Lanfrit, "Best practice guidelines for handling Automotive External Aerodynamics with FLUENT," 2005.
- [13] A. Kleber, "Simulation of airflow around an Opel Astra vehicle with Fluent," *Journal Article*, 2001.
- [14] J. Kulczyk, Ł. SKRABURSKI, and M. ZAWIŚLAK, "Analysis of screw propeller 4119 using the fluent system," *Archives of civil and mechanical engineering*, vol. 7, no. 4, pp. 129–137, 2007.
- [15] "Fluid-Structure Interaction with Ansys/Fluent," 2017. DOI: [10.1002/9781119388937.ch2](https://doi.org/10.1002/9781119388937.ch2)
- [16] A. González and J. Hinojosa, "Study of the influence of protuberances in the trailing edge of airfoils and determination of their aerodynamic efficiency through CFD using Ansys Fluent," in *Revista Internacional De Métodos Numéricos Para Cálculo y Diseño En Ingeniería*, 2019. DOI: [10.23967/j.rimni.2019.07.001](https://doi.org/10.23967/j.rimni.2019.07.001)
- [17] D. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington, D.C: AIAA education series, 1992.

- [18] P. K. Kundu and I. M. Cohen, *Fluid mechanics*. Elsevier, 2001.
- [19] Y. Cengel and J. Cimbala, *Mecánica de Fluidos. Fundamentos y Aplicaciones*. México D.F: The McGraw-Hill Companies, 2012.
- [20] K. Almohammadi., *Computational fluid dynamics (CFD) mesh independency techniques*. Leeds,England: University of Leeds, 2013.

