

# Simulación del comportamiento aerodinámico de 3 perfiles NACA mediante el uso de dinámica de fluidos computacional (CFD)



*Simulation of the aerodynamic behavior of 3 NACA profiles using computational fluid (CFD)*

Marcelo Esteban Calispa Aguilar.<sup>1</sup>, Ariel Alexander Andrade Jaramillo.<sup>2</sup> & Juan Luis Díaz Castillo.<sup>3</sup>

Recibido: 09-04-2020 / Revisado: 13-05-2020 / Aceptado: 16-06-2020 / Publicado: 03-07-2020

## Abstract.

DOI: <https://doi.org/10.33262/cienciadigital.v4i3.1282>

The simulation of aerodynamic elements using computational fluid dynamics (CFD), in the aeronautical industry represents a fundamental pillar in the development of new technologies and optimization of existing models. The aim of this study is to evaluate the behaviour of 3 profiles commonly used and defined by the National Aeronautics Committee (NACA) through ANSYS and compare the results obtained with previously published simulations. To obtain this information, models with control volumes for each profile, using CAD models based on the NACA specifications were created. In addition, it was necessary to define the boundary conditions within the simulation of finite volumes. The study allows a better understanding of parameters such as the pressure contour, speed contour, flow lines and Mach number that are characteristic of each profile, with their advantages and disadvantages. The resulting simulations determined a better overall performance of profile 63002 (5 digits) compared to profiles 4415 and 0012 (4 digits), confirming the established in the bibliography. Furthermore, the study allowed a better learning of aerodynamics (fluid mechanics) which, as far as the authors have investigated, has been little used in the Ecuadorian academic environment.

<sup>1</sup> Escuela Superior Politécnica de Chimborazo, Chimborazo - Ecuador, Facultad de Ingeniería Mecánica, marcelo.calispa@epoch.edu.ec, ORCID: 0000-0002-4085-8488,

<sup>2</sup> Escuela Superior Politécnica de Chimborazo, Chimborazo - Ecuador, Facultad de Ingeniería Mecánica, ariel.andrade@epoch.edu.ec, ORCID: 0000-0002-2003-0333

<sup>3</sup> Escuela Superior Politécnica de Chimborazo, Chimborazo - Ecuador, Facultad de Ingeniería Mecánica, juanluis.diaz@epoch.edu.ec, ORCID: 0000-0001-9284-278X

**Keywords:** NACA profiles, computational fluid dynamics, aerodynamics, ANSYS simulation.

### **Resumen.**

La simulación de elementos aerodinámicos mediante la dinámica de fluidos computacional (CFD por sus siglas en inglés), en la industria aeronáutica representa un pilar fundamental en el desarrollo de nuevas tecnologías y optimización de modelos ya existentes. El presente estudio tiene por objetivo evaluar el comportamiento de 3 perfiles usualmente usados y definidos por el comité nacional de aeronáutica (NACA) a través de ANSYS y comparar los resultados obtenidos con simulaciones previamente publicadas. Para obtener esta información, se creó modelos con volúmenes de control para cada perfil, usando modelos CAD en base a las especificaciones NACA, además, fue necesario definir las condiciones de frontera dentro de la simulación de volúmenes finitos. El estudio permite definir y observar cual es el contorno de presión, además, contorno de velocidad, líneas de flujo y número Mach que son parámetros característicos de cada perfil, con sus ventajas y desventajas. Las simulaciones resultantes sugieren un mejor desempeño general del perfil 63002 (5 dígitos) comparado con los perfiles 4415 y 0012 (4 dígitos), confirmando lo establecido en la bibliografía. Adicionalmente, el estudio permitirá un mejor aprendizaje de aerodinámica (mecánica de fluidos) que, hasta donde los autores han investigado, ha sido poco utilizado en el medio académico ecuatoriano.

**Palabras clave:** Perfiles NACA, dinámica de fluidos computacional, aerodinámica, simulación ANSYS.

### **Introducción.**

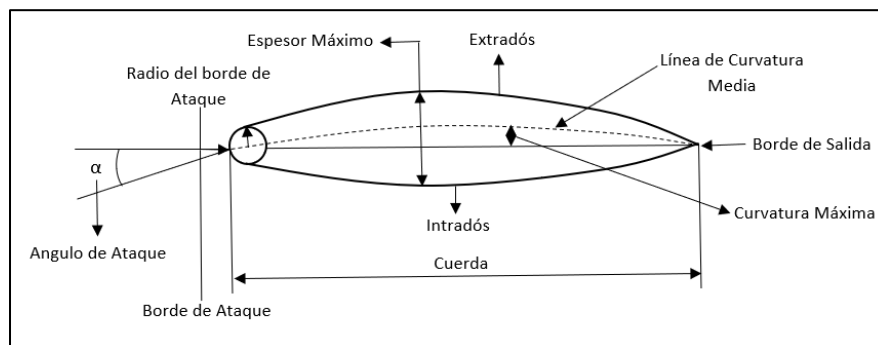
El desarrollo y uso de software que permiten simular el comportamiento de elementos aerodinámicos han presentado facilidades considerables no solamente en la industria aérea, sino también en áreas como la energía eólica y la aerodinámica de vehículos. Las ventajas de desarrollar simulaciones principalmente se relacionan al ahorro y optimización de tiempo que tomaría realizar un trabajo experimental, siempre y cuando los resultados de la simulación y experimentación no difieran considerablemente. Por este motivo siempre es requerida una validación de resultados que podría llevarse a cabo al compararlos con estudios previos.

El estudio del comportamiento de estos elementos nace en el año 1915, como un comité aeronáutico antecesor de la NASA en Estados Unidos y que se enfocaría en desarrollar y mejorar el existente armamento militar aéreo. Sin embargo, en la actualidad, el uso de las regulaciones de este Comité Consultivo Nacional de Aeronáutica (NACA) se ha diversificado de tal forma que puede ser utilizado no solo en perfiles aerodinámicos aéreos para aeronaves, sino también para elementos que constituyen turbinas eólicas y que usan perfiles de este tipo debido a sus mejores prestaciones aerodinámicas.

El estudio del comportamiento de este tipo de configuración de perfiles de alas de avión (principal aplicación) han sido usualmente tratadas como un régimen lineal, sin embargo, en algunas otras aplicaciones este análisis no ha sido suficiente. Para entender un poco de la terminología, se describe a continuación brevemente ciertos conceptos que serán usados en este estudio.

Las ecuaciones que rigen el fenómeno a simular están definidas en la mecánica de fluidos, las cuales principalmente deberán ajustarse a la ecuación de energía, continuidad, momento, Bernoulli, etc., sin embargo, se la resolución de las ecuaciones que se presenten será muy complicada sin el uso de un software de dinámica computacional. Por este motivo, se asume que las ecuaciones están definidas e incluidas en el software (ANSYS) que es utilizado en el presente estudio. En la figura 1 se muestra los principales elementos considerados para describir un perfil de un ala de avión.

**Figura 1.** Representación esquemática de elementos en perfiles de aviones



**Fuente:** Elaboración propia.

De los principales elementos se puede definir el perfil alar como la forma de la sección del ala que se observa transversalmente. El borde de Ataque es la parte delantera del ala que primero toma contacto con el flujo de aire al cual estará sometido el perfil.

Adicionalmente se define el borde de salida como la parte posterior del perfil, la línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala. Por otro lado, los extradós e intradós son la parte superior e inferior del perfil entre los bordes de ataque y salida respectivamente. Se puede observar también que se define un espesor máximo como la distancia máxima entre el valor de extradós e intradós.

Una de las principales variantes en la configuración de los elementos del perfil es la línea de cuerda la cual es una línea imaginaria que va entre los bordes de ataque y de salida en cada perfil alar. La Curvatura por otro lado es la curva del ala desde el borde de ataque al borde de salida. La curvatura máxima se refiere a la de la superficie superior (extradós) y la media a la de la superficie inferior (intradós) y curvatura media a la equidistante a ambas superficies. Finalmente, se puede definir a el ángulo  $\alpha$  como el ángulo que hay entre la dirección del viento y el perfil alar (más concretamente con la cuerda)

Es importante mencionar por otro lado como la NACA clasifica los distintos perfiles de acuerdo con numeración de cuatro o cinco dígitos, serie 16, serie 6, serie 7 y serie 8, como se muestra en la tabla 1 a continuación con sus ventajas y desventajas.

**Tabla 1.** Clasificación de perfiles NACA

| Familia   | Ventajas   | Desventajas  | Aplicaciones   |
|-----------|--|--|--|
| 4-Dígitos | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Buenas características de pérdida.</li> <li>2. Pequeño movimiento del centro de presión en un amplio rango de velocidad.</li> <li>3. La asperidad tiene poco efecto</li> </ol> | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Bajo coeficiente de elevación máximo.</li> <li>2. Resistencia relativa alta.</li> <li>3. Alto momento de lanzamiento.</li> </ol>   | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Aviación general.</li> <li>2. Colas horizontales.</li> </ol> <p><b>SIMÉTRICO:</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>3. Jets supersónicos.</li> <li>4. Palas de helicópteros.</li> <li>5. Mortajas.</li> <li>6. Cohetes/aletas de misil</li> </ol> |
| 5-Dígitos | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Mayor coeficiente de elevación máximo.</li> <li>2. Momento de lanzamiento bajo.</li> <li>3. La asperidad tiene poco efecto.</li> </ol>   | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Mala conducta de pérdida.</li> <li>2. Resistencia relativamente alta.</li> </ol>   | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Aviación general.</li> <li>2. Bombarteros a pistón, transportes.</li> <li>3. Viajeros.</li> <li>4. jets de negocios.</li> </ol>  |
| Series-16 | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Evita picos de baja presión.</li> <li>2. Baja resistencia a alta velocidad.</li> </ol>   | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Elevación relativamente baja.</li> </ol>   | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Hélices de aviones.</li> <li>2. Hélices de barco.</li> </ol>   |
| Series-6  | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Alto coeficiente de elevación máximo.</li> <li>2. Muy bajo arrastre sobre un pequeño rango de condiciones de operación.</li> <li>3. Optimizado para alta velocidad.</li> </ol> | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Alto arrastre fuera del rango óptimo de condiciones de operación.</li> <li>2. Momento de lanzamiento alto.</li> <li>3. Mala conducta de pérdida.</li> <li>4. Muy susceptible a la asperidad.</li> </ol>              | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Hélices de aviones.</li> <li>2. jets de negocios.</li> <li>3. Entrenadores de jet.</li> <li>4. Chorros supersónicos.</li> </ol>  |
| Series-7  | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Muy bajo arrastre sobre un pequeño rango de condiciones de operación.</li> <li>2. Momento de lanzamiento bajo.</li> </ol>  | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Coeficiente de elevación máximo reducido.</li> <li>2. Alto arrastre fuera del rango óptimo de condiciones de operación.</li> <li>3. Mala conducta de pérdida.</li> <li>4. Muy susceptible a la asperidad.</li> </ol> | <p>Rara vez se usa.</p>  |
| Series-8  | Desconocido  | Desconocido  | Usado muy raramente  |

**Fuente:** Elaboración propia.

A pesar de que la mayoría de las simulaciones publicadas en la actualidad están más relacionadas con un régimen lineal, existe pocos datos relacionados a las pérdidas en perfiles de alas finitas. De las pocas publicaciones que incluyen el tema de pérdidas, no ofrecen detalles de fuerza y momento después de la posición inicial. Se han presentado también estudios puramente teóricos que han demostrado una relación consistente entre el coeficiente de elevamiento versus el ángulo de ataque, utilizando diferentes perfiles NACA.

De acuerdo con lo anteriormente mencionado, se requiere el cálculo de ciertas características que nos ayuden a comparar los resultados de cada uno de los resultados simulados, ya sea con valores tabulados o presentados con publicaciones previas. Algunos de estos valores son definidos en la teoría de aerodinámica tal como número Mach, líneas de flujo, número de Reynolds, coeficiente de presión ( $C_p$ ), perfiles de velocidades y presiones. El presente estudio se enfocará en la obtención y comparación de estos valores con datos de entrada obtenidos de bibliografía reciente.

El enfoque de las simulaciones en la actualidad son muchas, cada una con sus variaciones, ventajas y desventajas. Tales simulaciones pueden tener más énfasis en muchos ángulos de ataque sobre el perfil aerodinámico en la fuerza de levantamiento y la turbulencia que se genera al momento que uno de estos perfiles experimenta un despegue, en los números de Reynolds que se presentan usualmente en estos perfiles, e incluso algunas de las simulaciones sirven para validación de perfiles NACA utilizando no solo ANSYS como software de simulado, sino también otros programas de simulado tales como AutoDesk.

Por este motivo, y en función de lo descrito en esta sección de introducción, el principal objetivo del trabajo es simular el comportamiento de tres perfiles NACA (4415, 0012, 63206), hallando sus respectivas líneas de flujo, coeficientes de presión, perfil de velocidades, tomando en cuenta condiciones iniciales que han sido sugeridas en la bibliografía. Dichos resultados serán comparados con trabajos similares que han usado distintos softwares CFD. Por otro lado, el estudio plantea el uso de este tipo de simulaciones para un mejor aprendizaje de la aerodinámica y mecánica de fluidos en la educación de pregrado en Ecuador.

### **Metodología.**

Para lograr resultados con precisión es deseable generar una variedad de geometrías en 2 y 3 dimensiones. Esto permite que se pueda modificar los ángulos de ataque y por ende los resultados que pueden ser optimizados con cada modificación. Por este motivo se define como se procedió al desarrollo de las geometrías y a su simulación en ANSYS. La simulación de los tres perfiles se lo realiza en las mismas condiciones iniciales y de frontera para comparar cual presenta un mejor desempeño.

### **Generación de geometrías.**

Los perfiles NACA seleccionados a ser analizados serán de las siguientes series: 4415, 0012 y 63006; los cuales estarán bajo las siguientes condiciones de frontera:

- Las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de un fluido son las de Navier – Stokes.
- Flujo Turbulento: Shear Stress Transport (modelo de esfuerzo cortante).
- Estado Estable (no interviene la variable tiempo).
- Monofásico: Aire como gas ideal.
- Flujo subsónico, número MACH:0.7.
- Ángulo de ataque  $\alpha = 17^\circ$ .
- Temperatura 288 K.

- Número de Reynolds:  $9 \times 10^6$
- Densidad del aire:  $0.688 \text{ kg/m}^3$

Estos perfiles están disponibles en la página oficial para la generación de perfiles, Airfoil Tools (<http://airfoiltools.com/airfoil>), sitio-web con los parámetros precisos y confiables para las dimensiones de perfiles NACA. El uso de los perfiles ya implementados en dicha página web son los recomendados basados en la literatura.

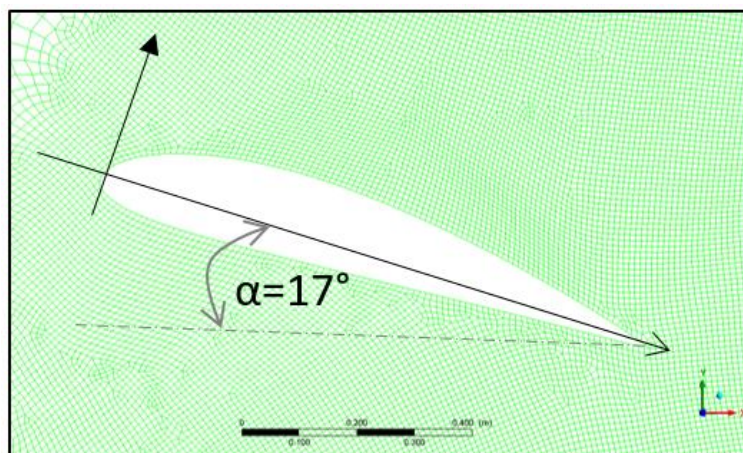
Con las coordenadas obtenidas y una vez introducidas todos los valores, se genera un archivo el cual puede ser importado desde el software SOLIDWORKS. El objetivo es, una vez importado, extraer y generar un sólido en 3D que pueda ser evaluado y simulado en ANSYS.

### Simulación en ANSYS.

Las simulaciones se realizarán con el objetivo de recolectar datos sobre el número MACH, las líneas de flujo, fuerza aerodinámica, el coeficiente de presión y el contorno de velocidades que se generan cuando los perfiles se encuentran en los parámetros antes expuestos. Con el uso de ICEM CFD, software que proporciona herramientas de geometría sofisticadas para generación de mallas, post-procesamiento y herramientas de optimización de mallas. Este software ha sido desarrollado para simulaciones que utilizan dinámica de fluidos computacional. Las herramientas de generación de cuadrícula ofrecen la capacidad de crear paramétricamente cuadrículas a partir de la geometría en cuadrículas hexaédricas, tetraédricas e híbridas, estructuradas, no estructuradas y de bloques múltiples que consisten en celdas hexaédricas, tetraédricas, piramidales y prismáticas; y formatos de cuadrícula cartesiana combinados con condiciones de frontera.

Una vez generada el mallado del perfil se utiliza el Workbench Mechanical de ANSYS Versión Estudiantil 2019R3. Se generaron los modelos en 2D de Volúmenes Finitos, se usa este tipo de método porque en torno a cada punto de esta malla se construye un volumen de control que no se traslapa con los de los puntos vecinos, de esta forma el volumen total de fluido resulta ser igual a la suma de volúmenes de control considerados.

**Figura 1.** Modelo de volúmenes finitos del Perfil alar NACA 4415



**Fuente:** Elaboración propia.

El modelo fue mallado con elementos tridimensionales hexaédricos con la especificación del SOLVER en este caso para análisis por CFD y se obtuvo:

**Tabla 2.** Elementos de mallado, Elementos Hexaédricos

| Domain            | Nodes             | Elements        |
|-------------------|-------------------|-----------------|
| Fluid             | 85918             | 42833           |
| <b>Tetrahedra</b> | <b>Wedges</b>     | <b>Pyramids</b> |
| 0                 | 128               | 0               |
| <b>Hexahedra</b>  | <b>Polyhedral</b> |                 |
| 42705             | 0                 |                 |

**Fuente:** Elaboración propia.

La densidad del aire por lo general tiene un valor que oscila entre 1.2 kg/m<sup>3</sup> y 1.3 kg/m<sup>3</sup>, pero para tener resultados más apegados a la realidad de vuelo en las probetas se opta por una altitud promedio de 12 800 pies de altura que deben operar en aeropuertos o aeródromos, por consecuente la densidad del aire bajará considerablemente hasta un valor de 0.688 kg/m<sup>3</sup>

Con las condiciones de frontera antes especificadas se procedió a determinar por medio de cálculos los siguientes parámetros:

$$c = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1.4 \times 287 \times 288} = 340.17 \left[ \frac{m}{s} \right] \quad \text{ec. 1}$$

$$u = M \times c = 0.7 \times 340.17 = 238.12 \left[ \frac{m}{s} \right] \quad \text{ec. 2}$$

$$Re = \frac{\rho ul}{\mu} \Rightarrow \rho = \frac{Re \mu}{ul} = \frac{9e^6 \times 1.82e^{-5}}{238.12 \times 1} = 0.688 \left[ \frac{kg}{m^3} \right] \quad \text{ec. 3}$$

$$P = \rho RT = 0.688 \times 287 \times 288 = 56867 [Pa] \quad \text{ec. 4}$$

Donde:

$c$  = Velocidad del sonido

$R$  = Constante de los gases

$\gamma$  = Ratio de calor específico

$T$  = Temperatura

$u$  = Velocidad libre del aire

$M$  = Número Mach

$Re$  = Número de Reynolds

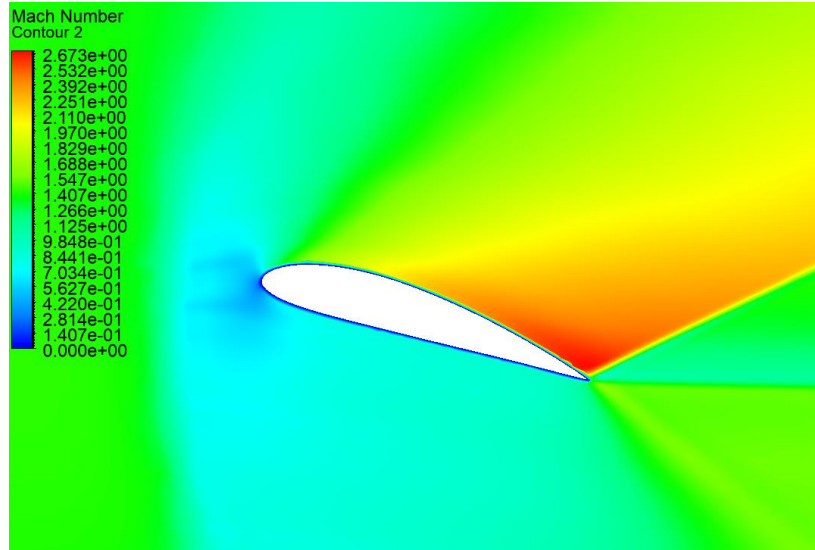
$\mu$  = Viscosidad Dinámica

$\rho$  = Densidad

### Análisis y discusión de resultados.

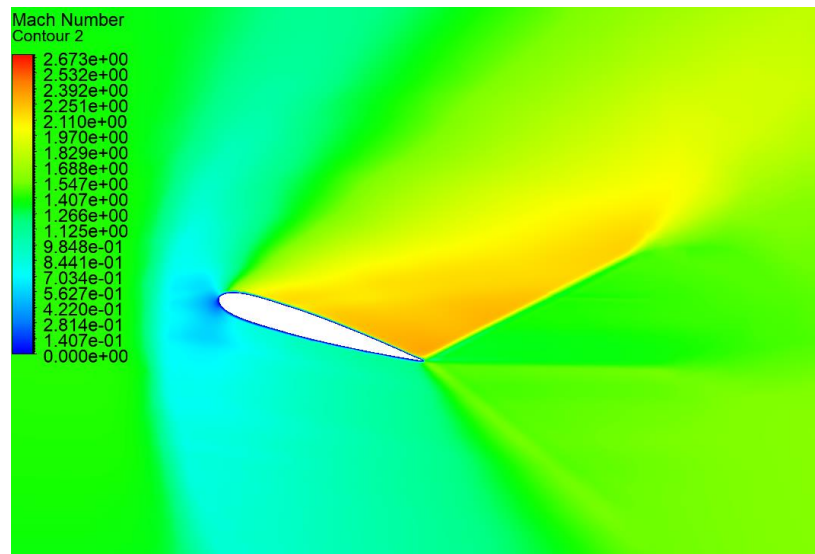
### Número de MACH.

**Figura 3.** Número NACH perfil NACA 4415



**Fuente:** Elaboración propia.

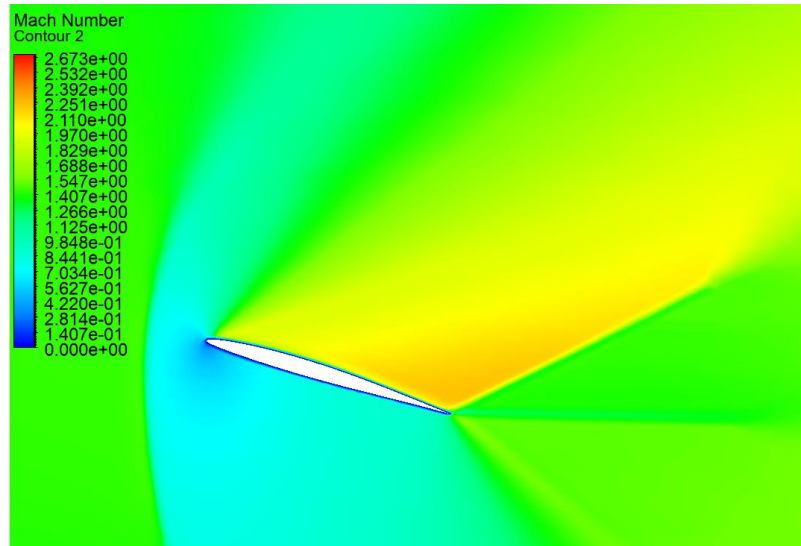
**Figura 4.** Número MACH perfil NACA 0012



**Fuente:** Elaboración propia.



**Figura 5.** Número MACH perfil NACA 63006

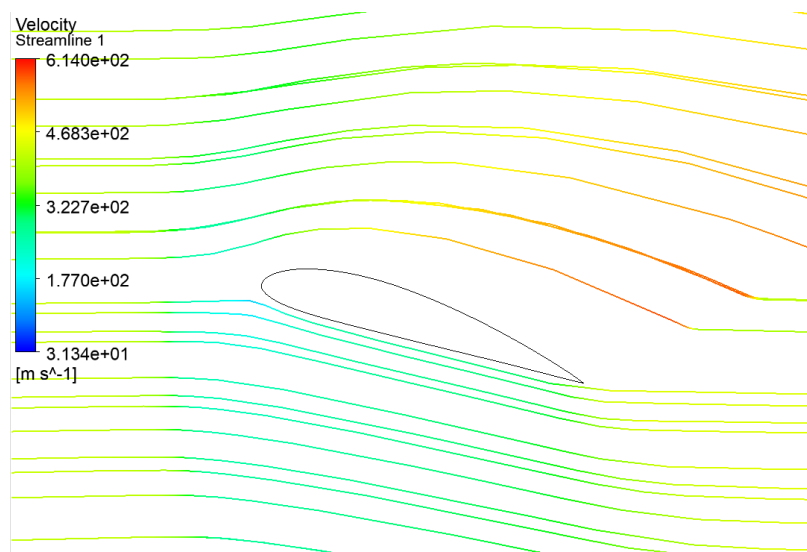


**Fuente:** Elaboración propia.

Como se puede observar los 3 perfiles NACA, el que más resalta por el equilibrio del número MACH es el de la serie 63006 por lo que es recomendable para aviones que rompen la barrera del sonido (supersónicos) dando mejor características en vuelos a altas velocidades en cambio las demás probetas presentan un contraste de valores MACH por lo tanto tendrán limitantes estructurales de velocidad (subsónicos). Este valor MACH es variable en función a la temperatura y altitud, es decir, a menor temperatura y mayor altitud el número MACH aumenta o viceversa.

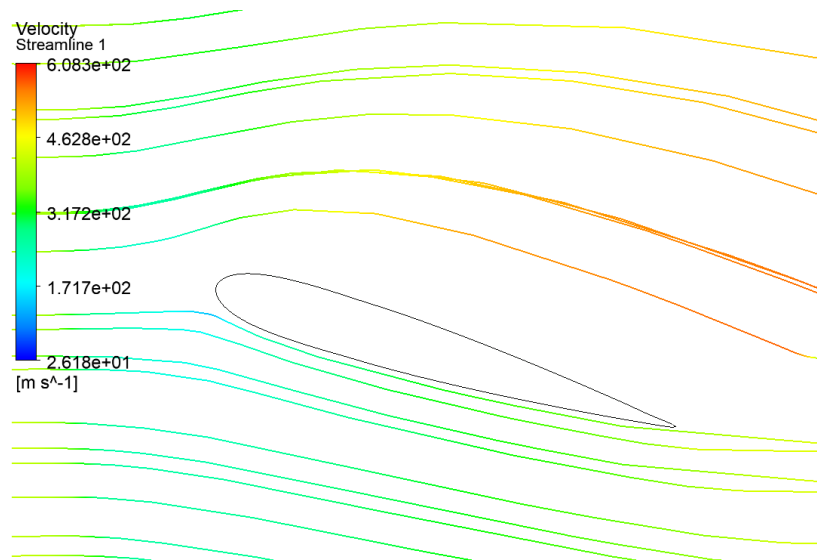
### Líneas de flujo (streamlines).

**Figura 6.** Líneas de flujo perfil NACA 4415



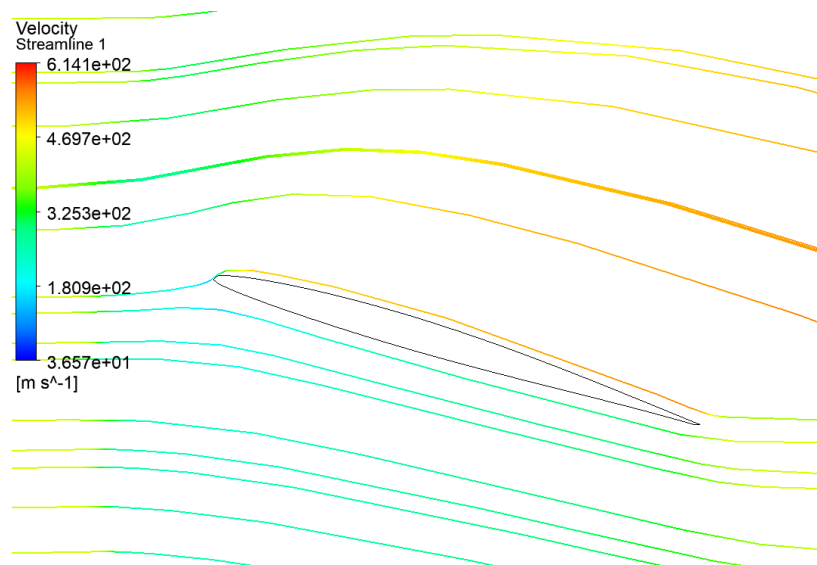
**Fuente:** Elaboración propia.

**Figura 7.** Líneas de flujo perfil NACA 0012



**Fuente:** Elaboración propia.

**Figura 8.** Líneas de flujo perfil NACA 63006



**Fuente:** Elaboración propia.

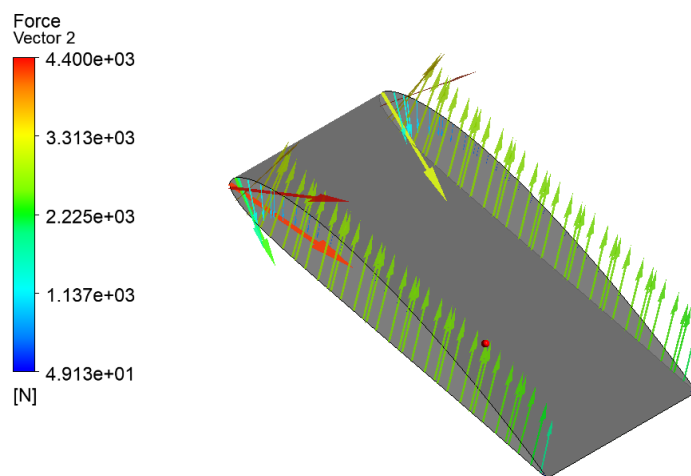
Se puede observar en primera instancia que los perfiles de velocidades o líneas de flujo representan un comportamiento que se esperaba en base a la bibliografía. Identificamos el comportamiento del vector velocidad a lo largo del perfil en un ángulo de ataque de 17 grados, como se definió en la figura 2. Adicionalmente, en base al código de colores se puede sugerir una mayor concentración de turbulencias en los perfiles 4415 y 0012 comparado con el perfil 63006.

Los valores de velocidad que hemos obtenido se asemejan bastante con los valores obtenidos por Petrilli et al. 2014, trabajo que se enfoca en el comportamiento y optimización del perfil en su punto de salida y ángulo de ataque.

Se identifica que tanto a ángulos de ataque de 17 y 18 grados, existe una pérdida de sustentación, esto se debe a que existe una separación del flujo laminar ósea del aire suave sobre el perfil alar, dando lugar a un flujo turbulento. Estas líneas de flujo podrían ser observadas de mejor manera y comprobadas si se realiza experimentación con modelos a escala dentro de un túnel de viento. Lamentablemente es una de las restricciones actuales del estudio.

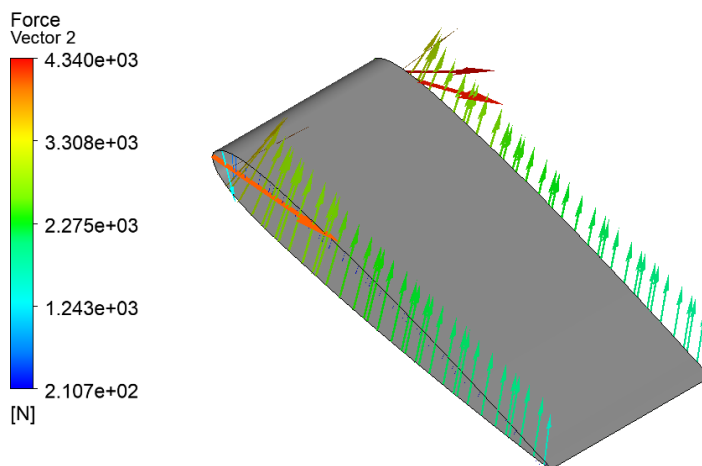
### Fuerza aerodinámica.

**Figura 9.** Fuerza aerodinámica perfil NACA 4415



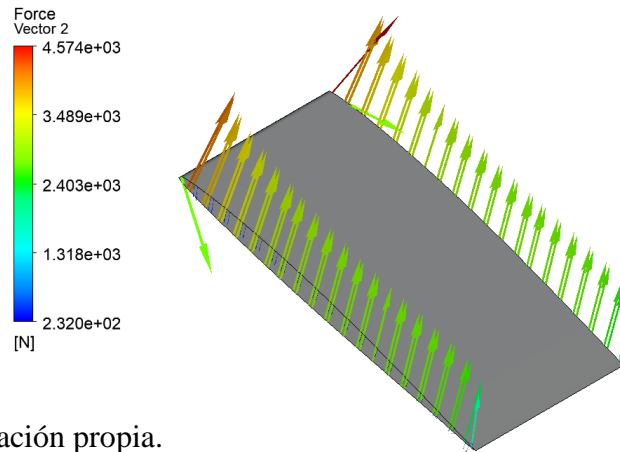
**Fuente:** Elaboración propia.

**Figura 10.** Fuerza aerodinámica perfil NACA 0012



**Fuente:** Elaboración propia.

**Figura 11.** Fuerza aerodinámica perfil NACA 63006



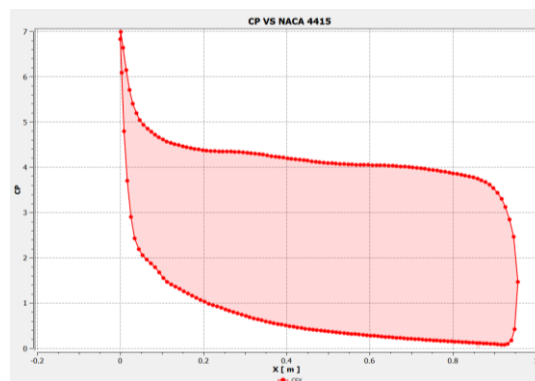
**Fuente:** Elaboración propia.

La fuerza de sustentación es importante debido a que es la fuerza que mantiene al ala (avión) estable. Dicha fuerza es generada por la masa de aire a través del perfil alar, siempre es perpendicular a la trayectoria de vuelo independientemente de la altitud del avión. Se observa que, en base a los resultados mostrados, el perfil 63006 muestra el mayor valor de vector fuerza, por lo que podemos sugerir que este perfil es el que presentara una mejor fuerza sustentadora. Esto se ajusta a los resultados que se ha presentado en otros estudios en los que, en base a experimentación y estudios empíricos, se utiliza este perfil para aumentar el coeficiente de sustentación. Por otro lado, los perfiles (0012, 4415) las fuerzas son de menor valor. Con esto se comprueba que los perfiles de 5 dígitos tienen un mayor desarrollo comparados con los perfiles de 4 digititos, y son considerados como una evolución de los perfiles NACA

Los perfiles 4415 generan fuerzas de sustentación incluso cuando el Angulo de ataque es igual a cero. Este tipo de perfiles ofrecen menor resistencia al avance, sin embargo, no producen tanta sustentación. Por otro lado, en el perfil 0012 a medida que aumenta el ángulo de ataque tiende a tener un mejor comportamiento con respecto al centro de presiones.

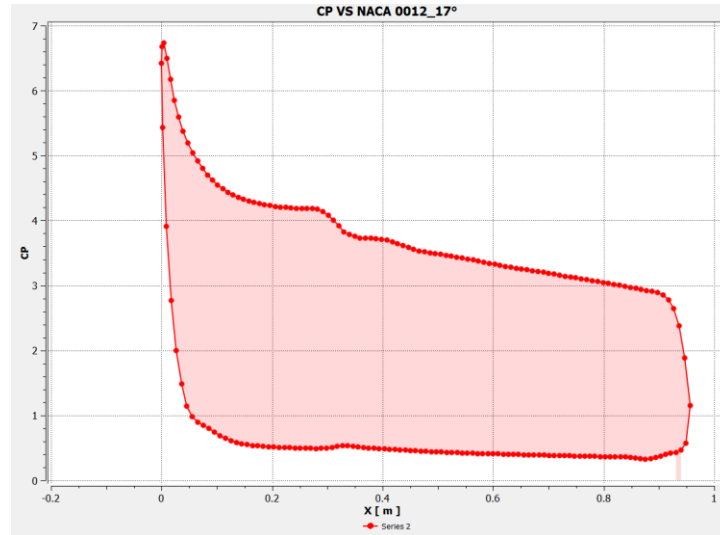
### **Coeficiente de presión.**

**Figura 12.** Coeficiente de presión perfil NACA 4415



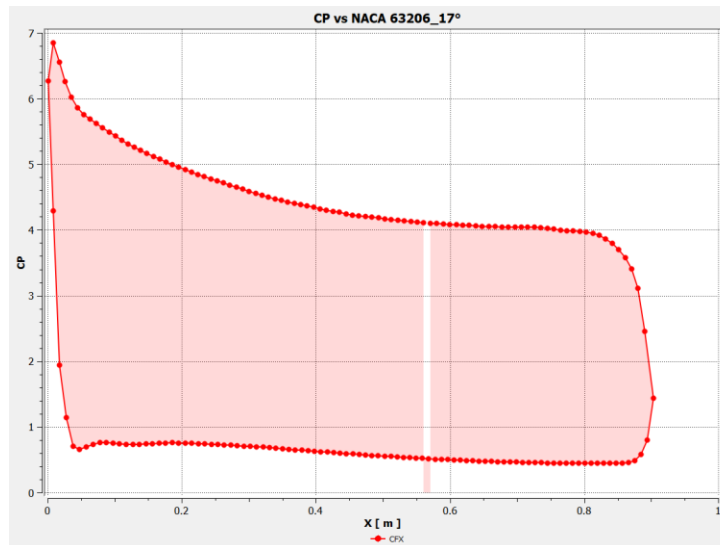
**Fuente:** Elaboración propia.

**Figura 13.** Coeficiente de presión perfil NACA 0012



**Fuente:** Elaboración propia.

**Figura 14.** Coeficiente de presión perfil NACA 63006



**Fuente:** Elaboración propia.

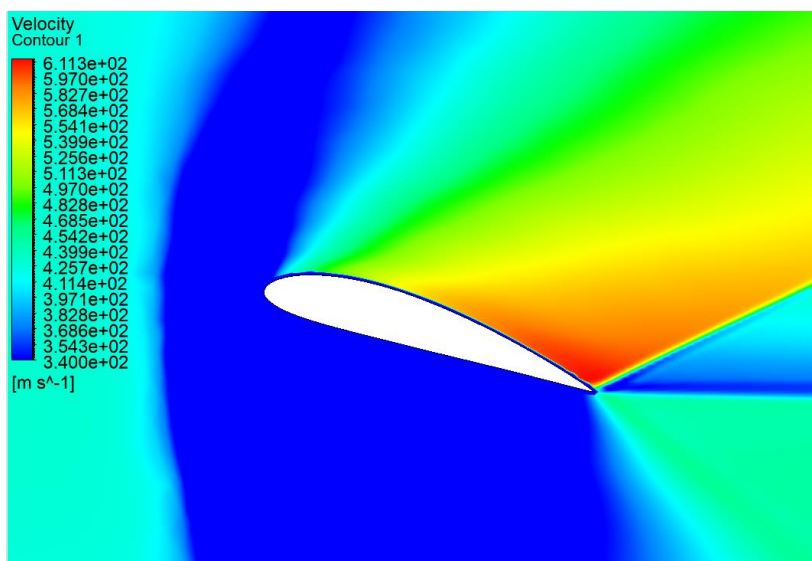
Los cálculos de los coeficientes de presión sirven en el estudio para identificar lugares críticos de cada perfil NACA pronosticando la presión del aire como se logra observar que en todos los bordes de ataque de estos perfiles estarán soportando la máxima presión que se genera. Las consecuencias de este análisis están relacionadas a una mejor selección de materiales de fabricación, por ejemplo, en base a las condiciones de frontera.

Los coeficientes obtenidos de la simulación tienen un valor máximo de 7 o cercano a este valor, lo cual se puede observar claramente en las figuras 12, 13 y 14. Estos valores son los que se

usualmente se recomiendan en aerodinámica para tener una mayor presión en el intradós que en el extradós, lo cual genera una buena sustentación de los perfiles.

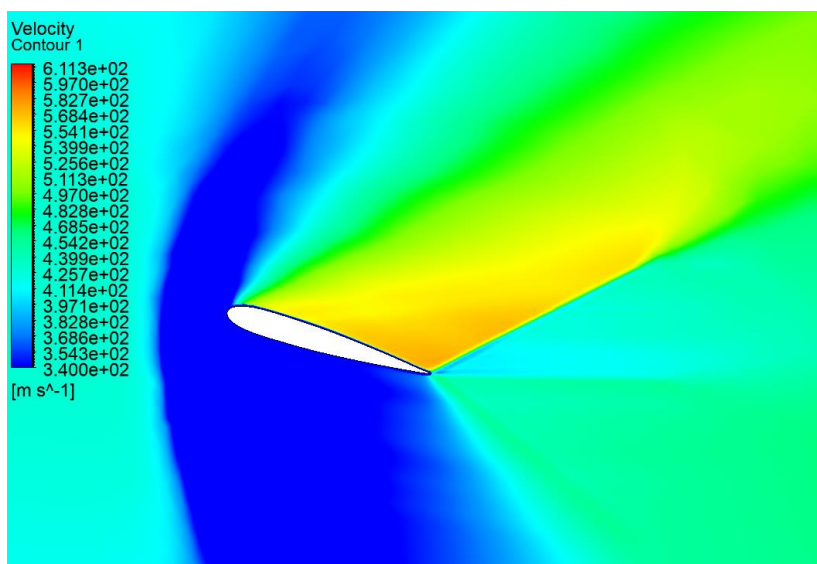
### Contorno de velocidades.

**Figura 15.** Contorno de velocidades perfil NACA 4415



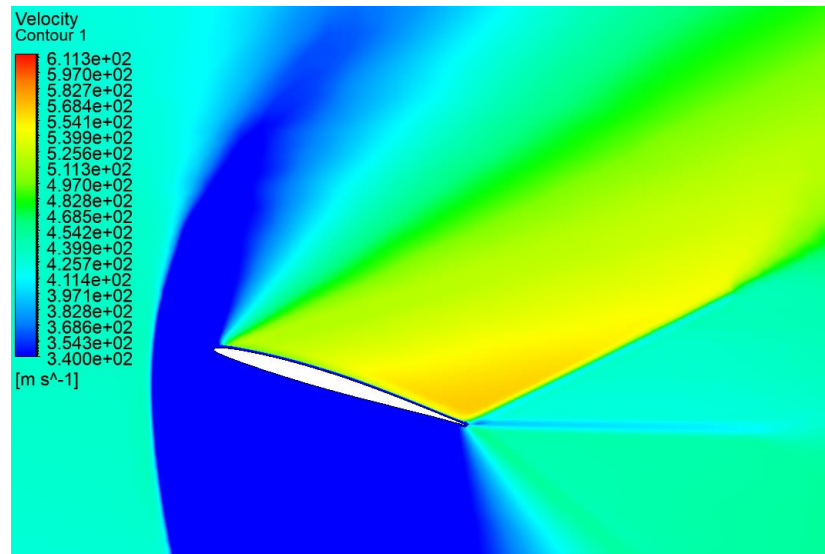
**Fuente:** Elaboración propia.

**Figura 16.** Contorno de velocidades perfil NACA 0012



**Fuente:** Elaboración propia.

**Figura 17.** Contorno de velocidades perfil NACA 63002



**Fuente:** Elaboración propia.

Se puede observar claramente que el perfil 4415, se producen una mayor concentración de velocidades en el borde de salida, lo cual podría relacionarse a una mayor concentración de turbulencias. A pesar de que el perfil 0012 también es de la familia de 4 dígitos, es considerable la reducción del perfil de velocidades en el borde de salida. Por último, en el perfil 63002 en base al código de colores se observa que es mucho mejor la distribución del perfil de velocidades.

Nuevamente se puede atribuir mejores resultados al ser de una serie mejorada que la de 5 dígitos. Sin embargo, no se podría generalizar y decir que el perfil de 6 dígitos siempre será el mejor. Existirán aplicaciones específicas en las que cada uno de los perfiles son recomendados. Como ejemplo podemos anotar el uso de perfiles 4415 para vuelos en los que se tenga poca carga (pasajeros) como en paracaidismo o aeronaves dedicadas a fumigación. Otro ejemplo común de aplicaciones de perfil 0012 es en aeronaves para acrobacias aéreas o perfiles para hélices de helicópteros.

Como se muestra en literatura actual publicada, y en la cual se baso el presente estudio, ha sido posible obtener resultados similares para los tres perfiles utilizando un software diferente para el desarrollo de las simulaciones de dinámica computacional.

### **Trabajo futuro.**

Se plantea el uso del presente trabajo como punto de partida para la simulación de otros perfiles NACA definidos, no solamente en perfiles de alas de avión sino, además, en perfiles de álabes de turbinas eólicas que permitirán la optimización y aprovechamiento de velocidades de viento presentes en el entorno local. Dicha optimización se puede enfocar en el uso de nuevos y mejores mallados al momento de utilizar la simulación dinámica. Por otro lado, es importante tener siempre presente que esto puede conllevar a un costo computacional mayor, a veces innecesario.

## Conclusiones:

El objetivo principal planteado del estudio se ha logrado cumplir. Los resultados han permitido la evaluación de parámetros que caracterizan a cada uno de los perfiles recomendados para ciertos usos por NACA. El uso de dinámica computacional ha sido verificado mediante el análisis y comparación de resultados con bibliografía publicada actual.

Los resultados de forma general sugieren un mejor comportamiento y desempeño del perfil NACA 63002 (número MACH, perfil de velocidades, presiones y líneas de flujo), con las mismas condiciones de frontera e iniciales que el resto de los perfiles. A pesar de que es un tema aun en desarrollo, las simulaciones muestran claramente las ventajas del uso de software y su versatilidad para cambio de condiciones de entrada, dimensiones con resultados en tiempo real.

Los resultados obtenidos permiten confirmar que existe un mejoramiento de los perfiles (de 4 dígitos a perfiles de 5 dígitos) como lo demuestra el perfil 63002, enfocándose la literatura en mejoramiento de sustentación. Sin embargo, existirán aun así aplicaciones que sugerirán un uso perfiles 4415 y 0012 debido a su entorno de aplicación.

Adicionalmente, el presente estudio será de mucha utilidad en el proceso de aprendizaje de asignaturas de relacionadas con la mecánica de fluidos y aerodinámica, con una visión futura de comprobación en experimentos a escala en túneles de viento.

## Referencias bibliográficas.

- NASA. The National Advisory Committee for Aeronautics. *Shooting for the Sky Helped Us Reach for the Stars* 2019; 1.
- Parakkal JU, Kadi K El, El-Sinawi A, et al. Numerical analysis of VAWT wind turbines: Joukowski vs classical NACA rotor's blades. *Energy Procedia* 2019; 158: 1194–1201.
- Petrilli J, Paul R, Gopalarathnam A, et al. A CFD database for airfoils and wings at post-stall angles of attack. *31st AIAA Appl Aerodyn Conf*. Epub ahead of print 2013. DOI: 10.2514/6.2013-2916.
- Gülçat Ü. *Fundamentals of Modern Unsteady Aerodynamics*. 2nd Editio. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg. Epub ahead of print 2011. DOI: 10.1007/978-3-642-14761-6.
- Jacobs E, Ward K, Pinkerton R. The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel. *Natl Advis Comm Aeronaut* 1933; 299–354.
- Harper CW, Maki RL. *A review of the stall characteristics of swept wings*. 1964.
- Ostowari C, Naik D. Post stall studies of untwisted varying aspect ratio blades with an NACA 4415 airfoil section-Part I. *Wind Eng* 1984; 176–194.
- Chanetz B, Détery J, Gilliéron P, et al. *Experimental Aerodynamics*. Cham: Springer International Publishing. Epub ahead of print 2020. DOI: 10.1007/978-3-030-35562-3.
- Madhanraj VR, Shah DA. CFD Analysis of NACA 2421 Aerofoil at Several Angles of Attack. *J Aeronaut Aerosp Eng* 2019; 08: 2–5.



- Kulshreshtha A, Gupta SK, Singhal P. FEM/CFD analysis of wings at different angle of attack. *Mater Today Proc* 2020; 26: 1638–1643.
- Prabhakar A. CFD Analysis on MAV NACA 2412 Wing in High Lift Take-Off Configuration for Enhanced Lift Generation. *J Aeronaut Aerosp Eng*; 02. Epub ahead of print 2013. DOI: 10.4172/2168-9792.1000125.
- He W, Pérez JM, Yu P, et al. Non-modal stability analysis of low-Re separated flow around a NACA 4415 airfoil in ground effect. *Aerosp Sci Technol* 2019; 92: 269–279.
- Autodesk. *Autodesk Simulation CFD External Flow Validation : NACA 0012 Airfoil*. 2015.
- Tools A. *NACA 4 digit airfoil generator*, <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit> (2015).
- Keane AJ, Sóbester A, Scanlan JP. *Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design*. Chichester, UK: John Wiley & Sons, Ltd. Epub ahead of print 23 October 2017. DOI: 10.1002/9781119406303.
- Carmona A. *Aerodinamica y actuaciones del avion*. 13th ed. Paraninfo, SA, 2015.
- Martinez Ferri JE. *Análisis del Comportamiento Aerodinámico de Perfiles*. 2012.

**PARA CITAR EL ARTÍCULO INDEXADO.**

Calispa Aguilar, M. E., Andrade Jaramillo, A. A., & Díaz Castillo, J. L. (2020). Simulación del comportamiento aerodinámico de 3 perfiles NACA mediante el uso de dinámica de fluidos computacional (CFD). *Ciencia Digital*, 4(3), 42-59.

<https://doi.org/10.33262/cienciadigital.v4i3.1282>



El artículo que se publica es de exclusiva responsabilidad de los autores y no necesariamente reflejan el pensamiento de la **Revista Ciencia Digital**.

El artículo queda en propiedad de la revista y, por tanto, su publicación parcial y/o total en otro medio tiene que ser autorizado por el director de la **Revista Ciencia Digital**.

