

Diseño sostenible de perfiles de elevador: mejorando la eficiencia aerodinámica en aeronaves experimentales

Sustainable elevator profile design: improving aerodynamic efficiency in experimental aircraft

Jeannette Abril Nevárez Sánchez¹ , Arturo Paz Pérez¹  

¹ Ingeniería aeronáutica, Departamento de Ingeniería Industrial y Manufactura, Instituto de Ingeniería y Tecnología, Universidad Autónoma de Ciudad Juárez, Ciudad Juárez, Chihuahua, México

RESUMEN

El presente trabajo se centra en el diseño sostenible de perfiles de elevador, orientado a mejorar la eficiencia aerodinámica en aeronaves experimentales para así reducir el consumo de combustible y el impacto ambiental asociado. Se compararon tres perfiles aerodinámicos (NACA 2412, NACA 0012 y S2050) mediante simulaciones en dos plataformas de dinámica de fluidos computacional, evaluando su desempeño bajo condiciones específicas de una aeronave experimental. El análisis de las propiedades reveló que el perfil NACA 0012 ofrece la mayor eficiencia, destacando por generar el levantamiento necesario con menor resistencia al avance. La selección de este perfil responde a principios de eco-innovación, pues una mayor eficiencia aerodinámica significa en una reducción de potencia requerida y, por ende, en un menor consumo de combustible y emisiones contaminantes durante la operación. Aunque el estudio no consideró todos los perfiles disponibles, la selección del NACA 0012 constituye una mejora significativa respecto a alternativas comúnmente empleadas, ya que se alinea con los objetivos de sostenibilidad y optimización de recursos en la aviación experimental. En consecuencia, la implementación de este perfil en el elevador no solo favorece un diseño más eficiente, sino que también impulsa la ecoinnovación en el sector aeronáutico, contribuyendo considerablemente a una industria con menor impacto ambiental.

PALABRAS CLAVE: Dinámica de Fluidos Computacionales; combustible; elevador; eficiencia aerodinámica; perfil aerodinámico.

ABSTRACT

This work focuses on the sustainable design of elevator profiles, aimed at improving aerodynamic efficiency in 28 experimental aircraft in order to reduce fuel consumption and the associated environmental impact. Three aerodynamic profiles (NACA 2412, NACA 0012, and S2050) were compared using simulations on two computational fluid dynamics platforms, evaluating their performance under specific conditions of an experimental aircraft. Analysis of the properties revealed that the NACA 0012 profile offers the highest efficiency, standing out for generating the necessary lift with less drag. The selection of this profile is in line with eco-innovation principles, as greater aerodynamic efficiency means a reduction in the power required and, therefore, lower fuel consumption and pollutant emissions during operation. Although the study did not consider all available profiles, the selection of NACA 0012 constitutes a significant improvement over commonly used alternatives, as it aligns with the objectives of sustainability and resource optimization in experimental aviation. Consequently, the implementation of this profile in the elevator not only promotes a more efficient design, but also drives eco-innovation in the aeronautical sector, contributing significantly to an industry with a lower environmental impact.

KEYWORDS: Computational Fluid Dynamics; fuel; elevator; aerodynamic efficiency; airfoil.

Correspondencia:

DESTINATARIO: Arturo Paz Pérez

INSTITUCIÓN: Universidad Autónoma de Ciudad Juárez / Instituto de Ingeniería y Tecnología

DIRECCIÓN: Ave. del Charro núm. 450 norte, C. P. 32320, Ciudad Juárez, Chih., México

CORREO ELECTRÓNICO: arturo.paz@uacj.mx

Fecha de recepción: 22 de octubre de 2025. **Fecha de aceptación:** 26 de enero de 2026. **Fecha de publicación:** 30 de abril de 2026.



I. INTRODUCCIÓN

En la actualidad, el impacto ambiental asociado a cada ámbito de la sociedad ha adquirido una relevancia creciente, convirtiéndose en un tema prioritario para la investigación y la toma de decisiones a nivel global. Uno de dichos ámbitos es la industria aeronáutica, que se encuentra en continuo crecimiento, lo que trae consigo un aumento en su demanda y, por ende, en su consumo. Esto, en términos ambientales, significa una mayor emisión de gases contaminantes.

En la industria aeronáutica es esencial el área de diseño para mejorar el desempeño y estabilidad de las aeronaves no solo dirigidas al uso comercial, sino también las experimentales no tripuladas, elaboradas con diversos fines. Este estudio tiene como objetivo el encontrar el perfil aerodinámico con mejor eficiencia aerodinámica, entre diversas opciones, para el elevador de una aeronave experimental no tripulada, la cual está destinada a la exploración y reconocimiento de áreas reducidas bajo condiciones de vuelo específicas, como lo son una velocidad de crucero de 15 m/s y una altura de 150 m sobre Ciudad Juárez, Chihuahua, México.

Los perfiles aerodinámicos son una pieza clave en el diseño de una aeronave, pero no solo aquellos aplicados en las alas, sino también en las otras superficies de control, como lo es el elevador. Para un grato desempeño de dichas superficies, se busca una relación entre el coeficiente de levantamiento y el coeficiente de arrastre adecuados para la aeronave específica. Sin embargo, existen una infinidad de diseños y sus diversos comportamientos, así como el incremento de la contaminación causada por las mencionadas aeronaves.

Este estudio busca identificar y evaluar distintos perfiles aerodinámicos para maximizar la eficiencia aerodinámica, manteniendo un enfoque en el estabilizador horizontal, mientras que se considera el levantamiento y el arrastre, utilizando como variable principal el ángulo de ataque.

La pregunta central de esta investigación es: ¿cuál de los perfiles aerodinámicos propuestos representa una reducción en la potencia requerida?, de la cual se derivan cuatro preguntas que guiarán el rumbo de la investigación y determinan el desempeño de la aeronave: ¿cuál de los perfiles aerodinámicos propuestos se adapta de manera más adecuada a las necesidades específicas de

la aeronave?, ¿cuál es el rango de ángulos de ataque en el que el perfil aerodinámico seleccionado alcanza su máxima eficiencia aerodinámica?, ¿a partir de qué ángulo de ataque el perfil aerodinámico comienza a entrar en pérdida? y ¿el desempeño del elevador mejora significativamente al incorporar *winglets*?

Con base en dichas preguntas, se tiene como hipótesis que el perfil aerodinámico que presente mejor desempeño en base a las necesidades de la aeronave es el NACA 2412, debido a su constante uso en el área de la industria aeronáutica. De la misma forma se espera un adecuado funcionamiento, específicamente en ángulos de ataque entre 8° y 10°, para, después de los 10°, comenzar a entrar en pérdida. Asimismo, se tiene la hipótesis que el agregar *winglets* es una ventaja en el desempeño del elevador.

Como base de esta investigación, se tienen estudios previos que presumen la importancia de un control eficientes en las aeronaves que sustenta un rendimiento apto, un vuelo seguro y una menor emisión de gases contaminantes, como [1] y [2], que presentaron los principios básicos que rigen la aerodinámica y fenómenos que tienen repercusiones en ella, o [3] y [4] que presumen el uso de perfiles aerodinámicos y su desempeño, mientras que, por otra parte, en [5] se explica cómo hacer que los procesos industriales sean más amigables con el medio ambiente.

El alcance de esta investigación radica en el análisis teórico y revisión de estudios previos del tema para alcanzar con el objetivo final de reducir el impacto ambiental de la industria aeronáutica, además de contribuir al conocimiento existente sobre la optimización de perfiles aerodinámicos en elevadores de aeronaves, aportando datos empíricos y simulaciones que validen o refuten la hipótesis planteada, todo lo anterior enfocado en una aeronave experimental no tripulada para el reconocimiento y exploración de áreas reducidas. Este conjunto de conocimientos permitirá la expansión en el diseño de aeronaves más eficientes y seguras, adaptadas a las exigencias del vuelo moderno, reduciendo emisiones de gases contaminantes.

A. CONTEXTO GENERAL

La ciencia que estudia los fluidos se llama mecánica de fluidos y se divide en hidrostática y dinámica de fluidos. A su vez, la dinámica de fluidos se subdivide en hidráulica, dinámica de gases y aerodinámica [1]. Esta

última estudia las fuerzas (arrastre-resistencia y sustentación-levantamiento) ejercidas por el aire sobre los cuerpos en él, como las aeronaves. También se contemplan distintas variables que afectan el flujo del aire, tales como presión, densidad, temperatura y velocidad [1], [2].

La aerodinámica es la base de la mecánica de vuelos, la cual estudia cómo las fuerzas y principios físicos influyen en las aeronaves. Son cuatro las fuerzas principales que actúan sobre una aeronave, dos de ellas ya mencionadas: sustentación, arrastre, peso y empuje. Estas fuerzas críticas son generadas principalmente por las alas y el empenaje, el cual contiene dos superficies de mando y control de vuelo: *rudder* y elevador. Este se encuentra posicionado de forma horizontal y da estabilidad longitudinal, rigiéndose por el eje transversal de la aeronave [6].

Estas fuerzas de sustentación y arrastre se dan principalmente por la geometría de la superficie de mando y control de vuelo. El perfil aerodinámico, que se define como la sección transversal del ala, puede ser simétrico o asimétrico [3]. Un perfil aerodinámico cuenta con diferentes partes (borde de ataque, borde de salida, cuerda, línea de curvatura media, ordenada máxima de la línea de curvatura máxima, espesor máximo, posición de la ordenada máxima, posición del espesor máximo y radio de la curvatura del borde de ataque) que se relacionan entre sí para determinar su geometría [7].

Si bien existen distintas nomenclaturas para el diseño de un perfil aerodinámico que rigen la geometría de estos, la más común es la nomenclatura NACA de 4 dígitos, donde cada uno representa una característica específica de la geometría en relación con la cuerda. El primer dígito da la ordenada máxima del perfil en porcentaje, el segundo representa la posición de la ordenada máxima en la décima de la cuerda, mientras que los dos últimos determinan el espesor máximo en porcentaje de la cuerda [3], [4]. Asimismo, dichas fuerzas varían dependiendo del ángulo de ataque, el cual se define como el ángulo entre la cuerda y la dirección de la corriente del aire (viento relativo) [7].

Por otra parte, las fuerzas de sustentación y arrastre se ven afectadas por la configuración general del mando y control de vuelo, como lo es el empenaje. Se pueden encontrar diversos tipos de configuración del empenaje. De acuerdo con [8], algunas de las configuraciones de empenaje más destacadas son la convencional, empenaje en T, cruciforme, empenaje en H y *boom-mounted*.

La configuración del empenaje tiene relación directa con la eficiencia de este. Por ejemplo, en [9] se demuestra que configuraciones con estabilizadores horizontales externos mejoran entre 30 % y 50 % la relación entre sustentación y arrastre, lo que se traduce a una mayor eficiencia aerodinámica en comparación con los empenajes convencionales.

La eficiencia aerodinámica en una aeronave es un punto crítico, no solo en cuestión de diseño y desempeño, sino también en aspectos sociales, tales como el medio ambiente. La industria aeronáutica ha ganado popularidad, lo que se ve reflejado en el incremento de vuelos comerciales y, por ende, también en el crecimiento de los gases emitidos por las aeronaves. Esta industria no solo involucra los vuelos comerciales, sino también aeronaves de índole experimental que también emiten dichos gases.

De acuerdo con la Agencia Europea del Medio Ambiente (EEA), en su reporte núm. 2/2022, el sector transportista generó el 28 % del dióxido de carbono total emitido. El sector aeronáutico se encuentra en una constante búsqueda de diseños innovadores, comúnmente relacionados con problemas sociopolíticos, como las crisis de aceite y combustibles [10] y, al ser uno de los mayores contribuyentes al sector transportista, es necesario seguir en la búsqueda de alternativas para la reducción de emisión de CO₂. Se ha pronosticado una posible reducción del 50 % de dichas emisiones para el año 2050 si se hacen modificaciones significativas a los diseños actuales de las aeronaves comerciales [10]. Esto lleva a la industria a la comprensión de conceptos importantes en la actualidad como ecoinnovación y ecodiseño.

Se define a la ecoinnovación como la innovación que pretenden reducir los riesgos ambientales en comparación con aquellas alternativas ya existentes. Al aplicar la ecoinnovación en el desarrollo de soluciones sostenibles en fases previas del diseño de un producto, nace el ecodiseño, el cual considera el impacto ambiental en cada consideración de un diseño, ya sea de productos, servicios o métodos: funcionalidad, costos, materiales, e incluso en el ciclo de vida [5]. Aplicar estas propuestas puede contribuir a lograr una industria más sustentable, reduciendo significativamente el impacto que ocasiona en el medio ambiente.

Existen distintas maneras para potenciar la sustentabilidad en la industria aeronáutica, por ejemplo, uso de

materiales más ligeros, energías sustentables, diseño de procesos de producción con menor índice de residuos, optimización de rutas aéreas y mejor gestión del tráfico aéreo, predicción de fallas y mantenimiento eficiente [11]. Por su parte, se presume que la implementación de Superficies Inteligentes Reconfigurables (RIS) en vehículos aéreos no tripulados representaría un aumento en la eficiencia energética, lo que supondría una reducción del impacto ambiental [12].

Para validar los resultados con el menor consumo de recursos, con regularidad se utilizan las simulaciones por medio de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) [13], [14], que ayuda a la predicción de datos. Utilizar este recurso en simulaciones previas a la manufactura es una ventaja, pues reduce costos, materiales y tiempo, sobre todo al momento de diseñar prototipos o aeronaves

II. METODOLOGÍA

Para la ejecución de este proyecto, se diseñó un conjunto de actividades esenciales que permitieron alcanzar los objetivos establecidos. A continuación, se presenta la metodología seguida, detallando las fases y procedimientos clave implementados a lo largo del proceso.

A. PROPUESTA DE PERFILES AERODINÁMICOS

Como primer paso se propusieron tres diferentes perfiles aerodinámicos que se consideraron adecuados para el uso en aeronaves experimentales: NACA 2412, S2050 y NACA 0012.

El perfil NACA 2412, que se muestra en la [Figura 1](#), se propuso debido al comportamiento que presentan sus coeficientes de levantamiento y arrastre, así como por su alto coeficiente de levantamiento en comparación a los otros dos perfiles.

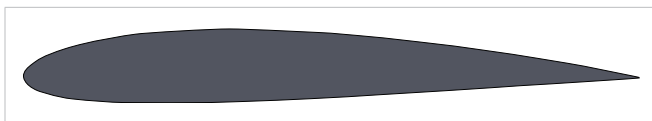


Figura 1. Perfil aerodinámico NACA 2412.

Por su parte, el perfil NACA 0012, expuesto en la [Figura 2](#), presenta una relación entre coeficientes de levantamiento y arrastre bastante estrecha, lo que conlleva una eficiencia aerodinámica con un comportamiento poco variable.

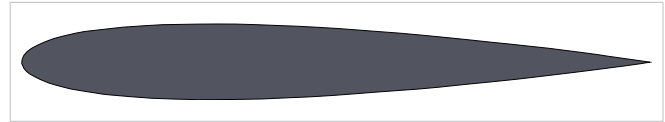


Figura 2. Perfil aerodinámico NACA 0012.

Por lo contrario, el perfil aerodinámico S2050, presentado en la [Figura 3](#), muestra valores de los coeficientes de levantamiento y de arrastre con un comportamiento bastante similar: llega cierto punto del coeficiente de levantamiento en el que el coeficiente de arrastre se reduce y, en contraparte, con valores negativos del coeficiente de levantamiento pasa lo contrario.



Figura 3. Perfil aerodinámico S2050.

C. COMPARACIÓN DE DATOS Y SELECCIÓN DEL PERFIL

Esta etapa consistió en evaluar cada perfil en dos velocidades (200 m/s y 300 m/s), utilizando una cuerda de 1.3 m, y como resultado se generaron diferentes números de Reynolds. Los datos de desempeño (coeficientes de levantamiento y arrastre) de cada perfil se obtuvieron mediante Airfoil Tools [15]. Luego, se compilaron los datos en una hoja de Microsoft Excel con la finalidad de facilitar el análisis de estos: se calculó la eficiencia aerodinámica total (Ecuación (1)) con ayuda de dichos datos recopilados y con ellos se comparó el desempeño de los perfiles. Así se llegó a la decisión de escoger uno para ser implementado en la aeronave.

$$\text{eficiencia aerodinámica total} = \frac{C_L}{C_{DT}} \quad (1)$$

donde C_L = coeficiente de levantamiento y C_{DT} = coeficiente de arrastre total, ambos proporcionados por Airfoil Tools.

Para la comparación se utilizaron 10 datos de cada tipo de perfil, con los mismos ángulos de ataque para cada uno y la misma velocidad (200 m/s).

Como se observa en la [Tabla 1](#), al comparar el perfil alar, NACA 0012 es el que nos muestra un mejor desempeño, considerando las necesidades de nuestra aeronave. Por ello, este fue seleccionado para llevar a cabo el prototipo correspondiente. Se descartó el perfil S2050, dada su baja eficiencia aerodinámica y alto coeficiente

de arrastre. Mientras que, por otra parte, el perfil NACA 2412 no se seleccionó debido a su gran variabilidad y gran rango de valores que presenta en la eficiencia aerodinámica. Se optó por el perfil NACA 0012 debido

a las necesidades de la aeronave: mayor levantamiento, mejor eficiencia aerodinámica (entre los perfiles propuestos) y menor variación en esta.

TABLA 1
 COMPARACIÓN DE LOS PERFILES PROPUESTOS

AOA	NACA 2412			S2050			NACA 0012		
	CL	CD	EFICIENCIA AERODINÁMICA	CL	CD	EFICIENCIA AERODINÁMICA	CL	CD	EFICIENCIA AERODINÁMICA
7°	0.9886	0.01195	82.72803347	0.9739	0.01206	80.75456053	0.7843	0.01041	75.34101825
7.5°	1.0133	0.01228	82.51628664	1.0244	0.01291	79.3493416	0.8492	0.01088	78.05147059
8°	1.0858	0.01293	83.97525135	1.0749	0.01367	78.63204097	0.9138	0.01137	80.36939314
8.5°	1.1341	0.01354	83.75923191	1.1239	0.01459	77.03221385	0.9683	0.01192	81.23322148
9°	1.1807	0.01426	82.79803647	1.1716	0.0156	75.1025641	1.0138	0.01238	81.8901454
9.5°	1.2271	0.01494	82.1352075	1.2175	0.01676	72.64319809	1.059	0.01298	81.58705701
10°	1.2709	0.01577	80.58972733	1.259	0.01837	68.53565596	1.1056	0.01351	81.83567728
10.5°	1.3144	0.01654	79.46795647	1.2995	0.01994	65.17051153	1.1519	0.0142	81.11971831
11°	1.3557	0.01738	78.00345224	1.34	0.02133	62.82231599	1.1994	0.01484	80.82210243
11.5°	1.3909	0.0184	75.5923913	1.3786	0.02278	60.51799824	1.2457	0.0156	79.8525641

Siglas: AOA: ángulo de ataque; CL: coeficiente de levantamiento; CD: coeficiente de arrastre.

Las Figuras 4, 5 y 6 presentan una comparación visual del desempeño de los perfiles aerodinámicos propuestos. Estas gráficas muestran cómo el perfil NACA 0012 ofrece menor variabilidad en su eficiencia aerodinámica, en comparación con los NACA 2412 y S2050.

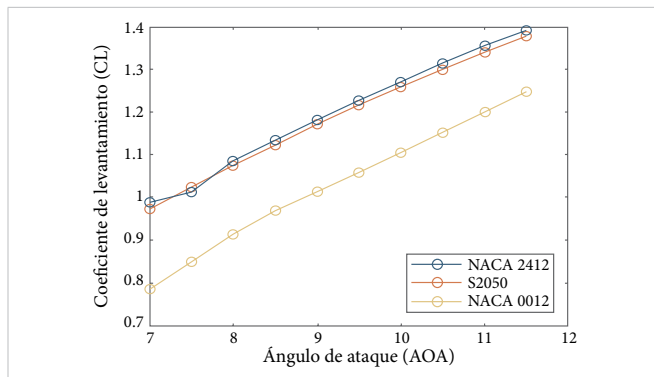


Figura 4. Comparación de coeficientes de levantamiento de los perfiles propuestos. Las gráficas de las Figuras 4-6 se hicieron mediante Matlab y los códigos utilizados se encuentran en los anexos.

Al realizar una comparación de los coeficientes de levantamiento contra el ángulo de ataque, presentada en la Figura 4, se observa los perfiles NACA 2412 y S2050 muestran un alto coeficiente de levantamiento, no obstante, el perfil NACA 2412 es ligeramente variable en comparación al S2050, mientras que el perfil NACA

0012 presenta un menor coeficiente de levantamiento, pero con un comportamiento más constante.

En la comparación de coeficientes de arrastre contra el ángulo de ataque, expuesta en la Figura 5, se aprecia que el perfil S2050 muestra un alto coeficiente de arrastre y cómo este se eleva conforme el ángulo de ataque lo hace. Por el contrario, los perfiles NACA 2412 y NACA 0012 presentan bajos coeficientes de arrastre, sin cambios violentos en su comportamiento. Dado que el perfil NACA 0012 tiene un coeficiente de arrastre menor, se presume que mejoraría la eficiencia de la aeronave.

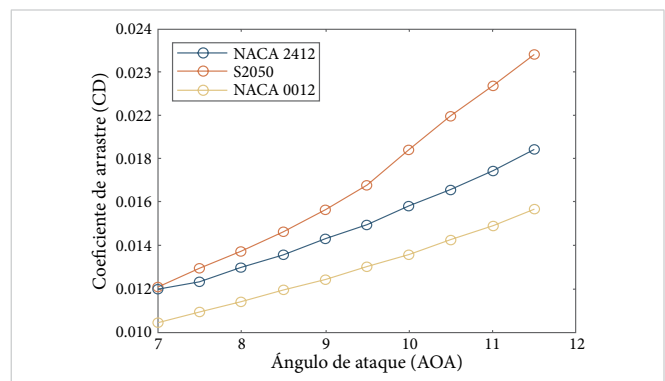


Figura 5. Comparación de coeficientes de arrastre de los perfiles propuestos.

Al comparar la eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque (Figura 6), se observa cómo el perfil NACA 0012 presenta un mejor desempeño, pues su comportamiento es menos variable respecto a los otros dos perfiles, mientras que el NACA 2412 y el S2050 manifiesta un desempeño en decadencia.

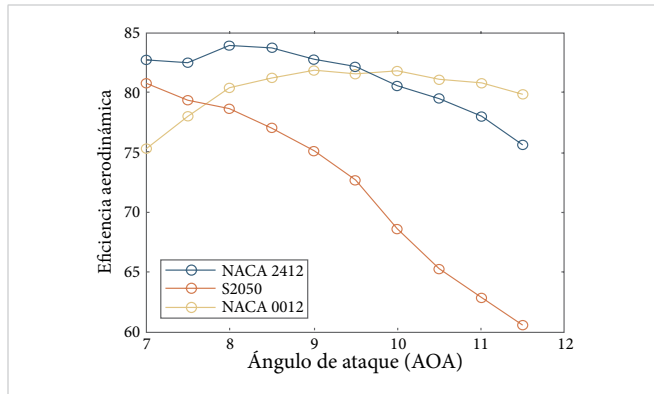


Figura 6. Comparación de eficiencia aerodinámica de los perfiles propuestos.

Como se mencionó con anterioridad, se seleccionó el perfil aerodinámico NACA 0012 en base a su bajo coeficiente de arrastre y a su eficiencia aerodinámica menos variable. Aun cuando el coeficiente de levantamiento es menor al de los otros dos perfiles propuestos, el resto de sus características representan una ventaja al aplicarse en la aeronave a estudiar.

C. GENERACIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO MEDIANTE CAD Y CFD

Después de seleccionar el perfil aerodinámico, se realizó un moldeado 3D del mismo mediante el software SolidWorks. Para continuar, el archivo se guardó con la extensión *.igs para así no tener inconvenientes al ser importada al software que se utilizaría para las pruebas por técnicas de dinámica de fluidos computacionales, en este caso, ANSYS Workbench 2025 R1 versión estudiantil, en el cual se trabajaría mediante su función Fluid Flow (Fluent).

Como primer paso, tras importar la geometría, esta se editó en DesignModeler (Figura 7), donde se creó una escala con factor 0.2, dado que la versión del software lo requería. También se hizo una rotación en la parte del elevador del estabilizador horizontal, lo que permitiría la manipulación del ángulo de este. Se agregó un cercado de 0.1 m del eje Y en ambos sentidos y 0.15 m de los ejes X y Z, en ambos sentidos, para crear las condi-

ciones de un túnel de viento, y se creó una booleana de substracción.

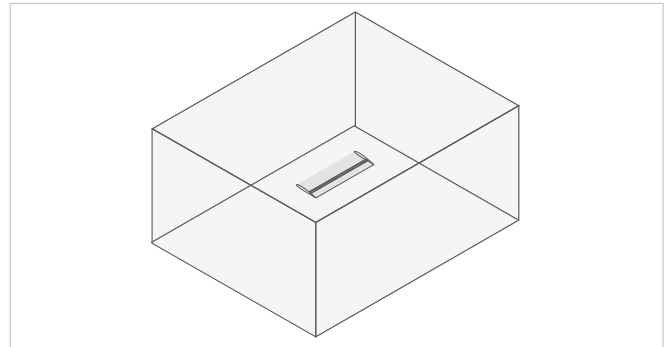


Figura 7. Geometría en el módulo de DesignModeler de ANSYS.

Posteriormente, se insertó un mallado específico tipo hexaedro dominante (Figura 8) en todo el cuerpo, lo cual generó 138 188 nodos y 169 698 elementos. Luego, se pasó esta geometría a la función de *fluent*, en donde se agregaron las condiciones de frontera y se procesó el cuerpo por medio de un modelo de flujo laminar, obteniendo así los resultados pertinentes.

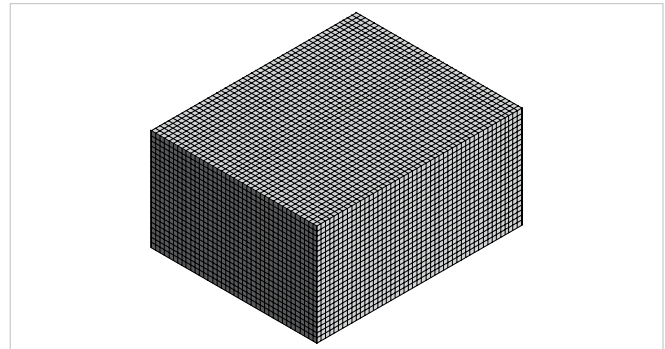


Figura 8. Mallado específico tipo hexaedro dominante aplicado en la geometría.

Dichas condiciones de frontera mencionadas se obtienen en base al principio de similitud de flujo [1]. Los flujos son dinámicamente similares si los patrones de líneas de corriente son similares, las distribuciones de la relación de condiciones a través del flujo son las mismas al compararlas con coordenadas adimensionales y si las fuerzas de coeficientes son iguales. Todo esto enfocado en dos parámetros principales: el número de Reynolds y el número Mach.

Se buscó tener las condiciones reales que se muestran en la Tabla 2, teniendo como objetivo un vuelo a alturas de 150 metros sobre el nivel de Ciudad Juárez, es decir, 1281 metros sobre el nivel del mar. Estas condiciones

reales se basaron en [1] y para su obtención fue necesario interpolar.

TABLA 2
CONDICIONES DE FRONTERA REALES A UNA ALTURA DE 1281 METROS SOBRE EL NIVEL DEL MAR

ASPECTO	DIMENSIÓN REAL
Cuerda (cm)	20
Velocidad (m/s)	15
Temperatura (°K)	279.8335
Presión (Pa)	86 856.97
Densidad (kg/m ³)	1.081333

Se utilizó el principio de similitud de flujo para obtener las condiciones de frontera que se usarían en las pruebas computacionales de flujo a escala, regido por las fórmulas de número Mach y número de Reynolds, con ayuda de la relación entre cuerdas, de donde se tienen la Ecuación (2) y Ecuación (3).

$$M_1 = \frac{V_1}{a_1} \propto \frac{V_1}{\sqrt{T_1}} \quad (2)$$

$$M_2 = \frac{V_2}{a_2} \propto \frac{V_2}{\sqrt{T_2}} \quad (3)$$

donde las propiedades de la Ecuación (2), con subíndice 1, pertenecen a las condiciones reales, mientras que las propiedades de la Ecuación (3), con subíndice 2, están ligadas a las condiciones escaladas, por lo que se obtiene la Ecuación (4).

$$\frac{V_1}{\sqrt{T_1}} = \frac{V_2}{\sqrt{T_2}} \quad (4)$$

Con esto, se tiene lo presentado en la Ecuación (5).

$$V_2 = V_1 \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} \quad (5)$$

Con este fin, es necesario contar con una temperatura para las condiciones escaladas, por lo que se propuso 288.15 °K, con lo que se procedió a la Ecuación (6), dando como resultado la velocidad a escala.

$$V_2 = \frac{15 \text{ m}}{\sqrt{\frac{288.15 \text{ °K}}{279.8335 \text{ °K}}}} = 15.22126401 \text{ m/s} \quad (6)$$

Después, con ayuda del número de Reynolds se tiene las Ecuaciones (7) y (8).

$$R_1 = \frac{\rho_1 V_1 c_1}{\mu_1} \propto \frac{\rho_1 V_1 c_1}{\sqrt{T_1}} \quad (7)$$

$$R_2 = \frac{\rho_2 V_2 c_2}{\mu_2} \propto \frac{\rho_2 V_2 c_2}{\sqrt{T_2}} \quad (8)$$

Al despejar, se tiene las Ecuaciones (9) y (10).

$$\frac{\rho_1 V_1 c_1}{\sqrt{T_1}} = \frac{\rho_2 V_2 c_2}{\sqrt{T_2}} \quad (9)$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right) \left(\frac{c_1}{c_2}\right) \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} \quad (10)$$

Así, sabiendo que $M_1 = M_2$, se obtiene la Ecuación (11).

$$\frac{V_1}{V_2} = \sqrt{\frac{T_1}{T_2}} \quad (11)$$

Al tener una relación entre cuerdas de 5 unidades, se da la Ecuación (12), mientras que, con ayuda de la ecuación para un gas ideal, se presenta la Ecuación (13), la cual, al ser despejada, da como resultado la presión a escala en la Ecuación (14).

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{c_1}{c_2} = 5 \quad (12)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\rho_2 T_2}{\rho_1 T_1} = 5 \left(\frac{288.15 \text{ °K}}{279.8335 \text{ °K}}\right) \quad (13)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 5.148597291$$

$$\begin{aligned} p_2 &= (5.148597291)p_1 \\ &= (5.148597291)(86\ 856.97) \text{ Pa} \\ &= 447\ 911.56 \text{ Pa} \end{aligned} \quad (14)$$

Con la Ecuación (12), también es posible obtener la densidad a escala, como se muestra en la Ecuación (15).

$$\begin{aligned} p_2 &= 5(p_1) = 5(1.0813333 \text{ kg/m}^3) \\ p_2 &= 5.406665 \text{ kg/m}^3 \end{aligned} \quad (15)$$

Dadas todas las ecuaciones resueltas con anterioridad, en la [Tabla 3](#) se observan las condiciones de frontera a escala que fueron utilizadas en la simulación CFD.

TABLA 3
CONDICIONES DE FRONTERA CON UN FACTOR DE ESCALA 0.2

ASPECTO	DIMENSIÓN ESCALADA
Cuerda (cm)	4
Velocidad (m/s)	15.221264
Temperatura (°K)	288.15
Presión (Pa)	4 471 911.56
Densidad (kg/m ³)	5.406665

Para el elevador al que se le agregaron *winglets* se realizó el mismo proceso con iguales condiciones y en la parte de DesignModeler se utilizaron exactamente las mismas operaciones que con elevador sin *winglet*, como se muestra en la [Figura 9](#).

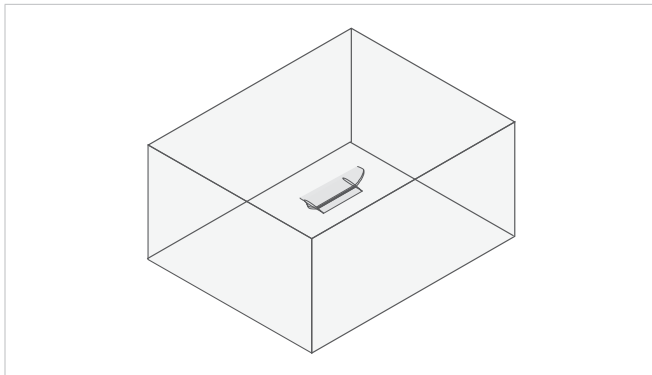


Figura 9. Geometría con *winglets* en el módulo de DesignModeler de ANSYS.

Por otra parte, en el proceso de mallado se usó un mallado automático ([Figura 10](#)), el cual generó 103 284 nodos y 575 783 elementos.

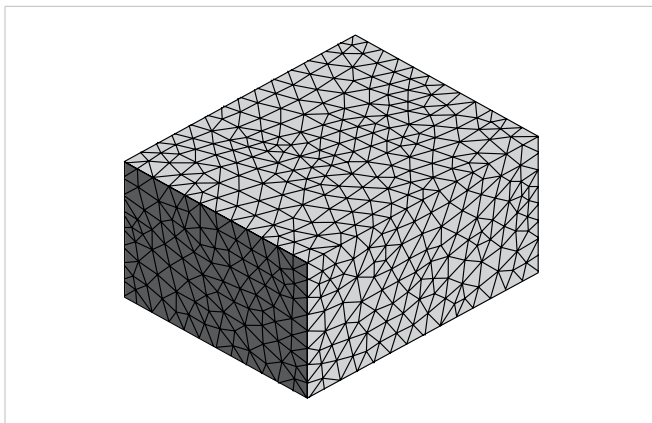


Figura 10. Mallado automático aplicado en la geometría con *winglets*.

Después de obtener las condiciones de frontera, se agregaron las variables de salida que se busca obtener en ambos perfiles: coeficiente de levantamiento, coeficiente de arrastre, levantamiento y arrastre, todos ellos evaluados en el sólido.

Por medio de la opción de parámetros, se varió el ángulo de ataque para así tener registro del comportamiento de la pieza a distintos ángulos, con lo que se verificaría cuál de los ángulos de ataque para el elevador es el más satisfactorio dadas las necesidades de la aeronave a estudiar.

Con el fin de corroborar los datos obtenidos, se realizó la simulación del perfil aerodinámico seleccionado (NACA 0012 con *winglets*), con aquellos ángulos de ataque más y menos favorables, en un software distinto (SolidWorks 2024 versión estudiantil). Para ello se utilizaron las mismas condiciones previamente presentadas en la [Tabla 3](#), pues también se recurrió una escala de 0.2 en todo el cuerpo.

Tras tener la geometría importada en el software, la cual fue modificada cada cambio de ángulo de ataque, se le aplicó la escala y las condiciones de frontera pertinentes: se agregó el tipo de gas (aire), así como temperatura y presión. También se le añadieron paredes de 0.1 m en todos los ejes, tanto positivos como negativos, como límites para hacer la simulación y, como siguiente paso, se agregó un mallado automático a cada sólido. En la [Tabla 4](#) se muestran el número de celdas que se crearon con dicho mallado, dando un promedio de 73 804.

TABLA 4
CELDA CREADAS PARA EL SÓLIDO CON DISTINTOS ÁNGULOS DE ATAQUE

AOA	CELDA ERRADAS
15	88 476
13	74 149
10	75 460
-10	69 208
-13	73 514
-15	62 014

Como ejemplo del mallado y encapsulado de la geometría dentro del software, en las [Figuras 11](#) y [12](#) se muestran dichos pasos, utilizando la geometría con un ángulo de ataque de 0°.

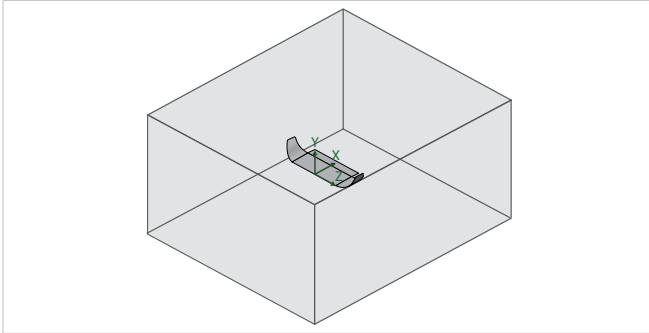


Figura 11. Encapsulado de la geometría en SolidWorks.

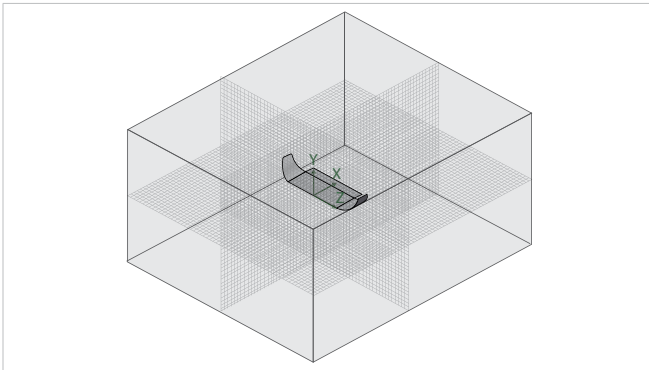


Figura 12. Mallado automático a la geometría en SolidWorks.

En la simulación hecha por medio de SolidWorks los resultados para levantamiento y arrastre fueron dados en Newtons, por lo que se tuvieron que realizar los cálculos oportunos para llegar a los coeficientes y, de la misma forma, a la eficiencia aerodinámica. Para ello, se hizo uso de las Ecuación (16) y Ecuación (17):

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (16)$$

donde L corresponde al levantamiento, q_∞ a la presión dinámica y S al área de la superficie alar.

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (17)$$

donde D corresponde al arrastre, q_∞ a la presión dinámica y S al área de la superficie alar.

Para la calcular la presión dinámica, se utilizó la Ecuación (18), de la cual, al ser sustituida con los valores correspondientes, se obtuvo la Ecuación (19).

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 \quad (18)$$

donde ρ_∞ representa la densidad y v_∞ la velocidad.

$$q_\infty = \frac{1}{2} (5.406665 \text{ kg/m}^3) (15.221264 \text{ kg/m}^3) \quad (19)$$

$$q_\infty = 626.3266665 \text{ Pa}$$

Y para el cálculo de área de la superficie se utilizó la Ecuación (20) que al ser sustituida se generó la Ecuación (21).

$$S = c * a \quad (20)$$

donde c representa la longitud de la cuerda y a la longitud de la envergadura que, al ser un perfil finito, resultó de 0.12 m.

$$S = (0.04 \text{ m}) * (0.12 \text{ m}) = 0.0048 \text{ m}^2 \quad (21)$$

Con esto planteado, se logró obtener con certeza los coeficientes necesarios para el estudio, dadas las fuerzas de levantamiento y arrastre. Con ellos, también se realizó una comparación de métodos utilizados.

Cabe resaltar que se realizaron las simulaciones por medio de un modelo de flujo laminar, debido al número de Reynolds de la aeronave real. Al tener la formula del número de Reynolds (Ecuación (22)) y con base en las condiciones reales de vuelo a las que la aeronave se someterá, es decir, aquellas a 1281 m sobre el nivel del mar, se tiene un número de Reynolds dentro del régimen de flujo laminar para perfiles aerodinámicos.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (22)$$

donde la ρ es densidad, V velocidad) y L dimensión lineal, en este caso, longitud de cuerda, que se presentan en la [Tabla 2](#), mientras que μ representa la viscosidad dinámica, la cual se obtuvo con ayuda de las tablas publicadas en [16] y la interpolación de los datos que estas proporcionan. Al sustituir, se tiene la Ecuación (23).

$$Re = \frac{(1.081333 \text{ kg/m}^3)(15 \text{ m/s})(0.2 \text{ m})}{(1.7620808 \times 10^{-5} \text{ kg/m*s})} \quad (23)$$

$$Re = 184 \ 100.5307$$

Se obtiene así un valor de número de Reynolds de 184 100.5307. Este, de acuerdo con [17], está dentro del régimen de flujo laminar, pues expone que, para perfiles aerodinámicos, el flujo permanece laminar cuando el número de Reynolds es menor a 500 000.

Asimismo, se llevó a cabo un estudio independiente para demostrar que los resultados de los coeficientes de levantamiento y arrastre no cambian significativamente con el refinamiento o engrosamiento de la malla. Al tener una malla base con un tamaño de elemento de 29.265 mm, se realizaron pruebas con un mallado más fino y otras con uno más grueso, agregando y restando alrededor de un 50 % del tamaño de la malla. Para dichas pruebas, se obtuvieron los números de elementos y nodos que presentan en la [Tabla 5](#).

Tabla 5
COMPARACIÓN DEL NÚMERO DE ELEMENTOS Y NODOS ENTRE DISTINTOS TAMAÑOS DE ELEMENTO DE LA MALLA

MALLA	TAMAÑO DE ELEMENTO	NÚMERO DE ELEMENTOS	NÚMERO DE NODOS
Fina	15 mm	845 021	152 587
Base	29.265 mm	575 783	103 284
Gruesa	45 mm	416 124	74 714

Con ello, se corrieron distintas simulaciones para obtener los coeficientes de levantamiento y arrastre, donde, al compararlos, se expondría la poca variación entre ellos, haciendo así de la malla base una opción pertinente.

III. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados obtenidos mediante CFD se presentan en la [Tabla 6](#), haciendo una comparación del coeficiente de levantamiento (CL), coeficiente de arrastre (CD), con su ángulo de ataque (AOA) correspondiente, así como con su eficiencia aerodinámica (EA).

Tabla 6
COMPARACIÓN DE LOS DATOS OBTENIDOS MEDIANTE CFD: CL, CD, EA VS. AOA PARA EL ELEVADOR SIN WINGLETS

AOA	CL	CD	EA
15	4.16×10^{-4}	8.53×10^{-5}	4.88
13	3.67×10^{-4}	7.43×10^{-5}	4.934700113
11	3.21×10^{-4}	6.63×10^{-5}	4.834389875
10	3.06×10^{-4}	6.22×10^{-5}	4.911177131
9	2.71×10^{-4}	5.83×10^{-5}	4.658933081
8	2.26×10^{-4}	5.34×10^{-5}	4.228369771
7	2.29×10^{-4}	5.17×10^{-5}	4.43500526
5	1.52×10^{-4}	4.54×10^{-5}	3.336782594
3	1.02×10^{-4}	4.21×10^{-5}	2.423168989

Tabla 6 (CONT.)
COMPARACIÓN DE LOS DATOS OBTENIDOS MEDIANTE CFD: CL, CD, EA VS. AOA PARA EL ELEVADOR SIN WINGLETS

AOA	CL	CD	EA
1	3.57×10^{-5}	3.95×10^{-5}	0.906006328
0	-3.28×10^{-6}	3.57×10^{-5}	-0.091914684
-1	-3.64×10^{-5}	3.63×10^{-5}	-1.001958628
-3	-1.02×10^{-4}	4.04×10^{-5}	-2.529540209
-5	-1.67×10^{-4}	4.60×10^{-5}	-3.626763732
-7	-2.30×10^{-4}	5.08×10^{-5}	-4.5240
-8	-2.26×10^{-4}	5.38×10^{-5}	-4.196785443
-9	-2.77×10^{-4}	5.82×10^{-5}	-4.759547873
-10	-3.07×10^{-4}	6.26×10^{-5}	-4.914080112
-11	-3.20×10^{-4}	6.47×10^{-5}	-4.948548343
-13	-3.68×10^{-4}	7.46×10^{-5}	-4.940023257
-15	-4.16×10^{-4}	8.48×10^{-5}	-4.900617301

Para una mejor comprensión de dichos resultados, estos se exponen en la [Figura 13](#) (el código utilizado se encuentra en los [anexos](#)).

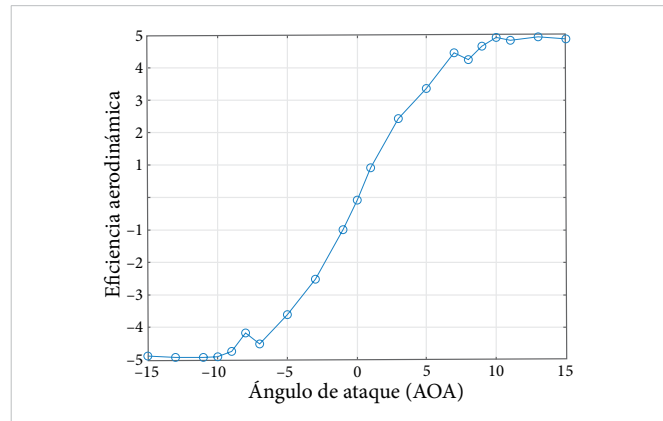


Figura 13. Comparación de la eficiencia aerodinámica vs. AOA con los datos obtenidos mediante CFD para elevador sin winglet.

En lo que corresponde al elevador con *winglets*, se obtuvieron los resultados de la [Tabla 7](#) al comparar sus coeficientes y la eficiencia aerodinámica.

Tabla 7
COMPARACIÓN DE LOS DATOS OBTENIDOS MEDIANTE CFD: CL, CD, E. A. VS. AOA PARA EL ELEVADOR CON WINGLETS

AOA	CL	CD	E. A.
15	2.82×10^{-4}	6.67×10^{-5}	4.222813103
13	0.000253188	6.11×10^{-5}	4.143105269
11	0.000215988	5.46×10^{-5}	3.954739612

TABLA 7 (CONT.)
COMPARACIÓN DE LOS DATOS OBTENIDOS MEDIANTE CFD: CL, CD, EA vs. AOA PARA EL ELEVADOR CON WINGLETS

AOA	CL	CD	EA
10	0.000204242	5.19×10^{-5}	3.932911807
9	0.000181916	4.91×10^{-5}	3.707228978
8	0.000168337	4.66×10^{-5}	3.614643505
7	0.000147282	4.41×10^{-5}	3.342361258
5	0.000106994	3.98×10^{-5}	2.689738153
3	7.04×10^{-5}	3.65×10^{-5}	1.92813243
1	2.77×10^{-5}	3.41×10^{-5}	0.812144438
0	9.32×10^{-6}	3.36×10^{-5}	0.277504598
-1	-1.13×10^{-5}	3.40×10^{-5}	-0.332295562
-3	-5.30×10^{-5}	3.62×10^{-5}	-1.463599402
-5	-9.25×10^{-5}	3.94×10^{-5}	-2.347029567
-7	-0.000130592	4.35×10^{-5}	-3.00
-8	-0.000149429	4.58×10^{-5}	-3.265131116
-9	-0.000165202	4.84×10^{-5}	-3.411354488
-10	-0.00018277	5.11×10^{-5}	-3.577335928
-13	-0.000232046	6.01×10^{-5}	-3.859981434
-15	-0.000269788	6.64×10^{-5}	-4.06080595

Para la mejor interpretación de estos, se generó la gráfica que se observa en la [Figura 14](#) (código en [anexos](#)).

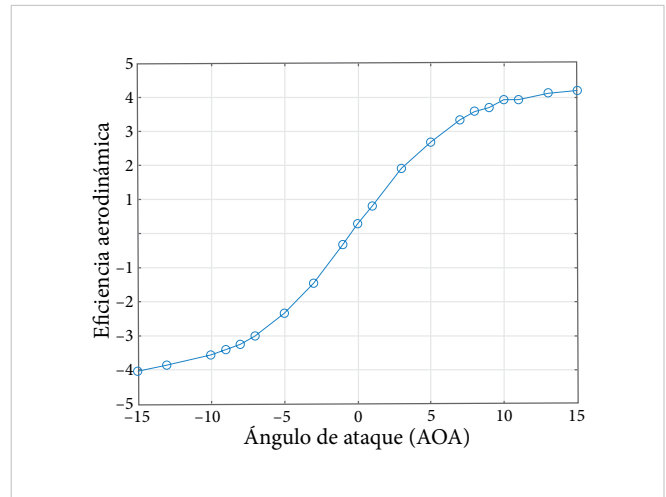


Figura 14. Comparación de la eficiencia aerodinámica del perfil NACA0012 vs. AOA con los datos obtenidos mediante CFD para elevador con winglet.

Como se mencionó anteriormente, en la comprobación mediante un segundo software (SolidWorks), se obtuvieron los datos de fuerzas de levantamiento y arrastre, por lo que fue necesario calcular los coeficientes. En la [Tabla 8](#) se muestran los resultados de la segunda simulación, tanto en Newtons como en forma de coeficiente, con sus respectivas eficiencias aerodinámicas y ángulos de ataque.

TABLA 8
RESULTADOS OBTENIDOS EN LA SEGUNDA SIMULACIÓN EN LOS ÁNGULOS DE ATAQUE SELECCIONADOS

AOA	LEVANTAMIENTO (N)	ARRASTRE (N)	CL	CD	EA
15	0.617	0.131	0.20523103	0.043574173	4.709923664
13	0.37	0.182	0.123072092	0.060538164	2.032967033
10	0.216	0.126	0.071847492	0.041911037	1.714285714
-10	-0.464	0.154	-0.154339056	0.051224601	-3.012987013
-13	-0.514	0.176	-0.17097042	0.058542401	-2.920454545
-15	-0.588	0.209	-0.195584839	0.069519101	-2.813397129

Lo anterior se evaluó solo en los ángulos de ataque con mejor y peor comportamiento de aquellos evaluados con anterioridad, con el fin de tener una comprobación de los resultados obtenidos mediante ANSYS.

Los resultados mencionados proporcionan la validación de la comparación realizada en un inicio, pues el perfil aerodinámico NACA 0012, siendo el seleccionado para ser utilizado en una aeronave experimental no

tripulada destinada al reconocimiento y exploración de áreas reducidas, representa un desempeño grato respecto a las condiciones a las que se espera volar la aeronave.

A continuación, en la [Tabla 9](#) se muestra una comparación con las variables de mayor interés durante la investigación, con sus respectivos ángulos de ataque, para cada uno de los métodos utilizados.

TABLA 9
 COMPARACIÓN ENTRE LOS MÉTODOS SELECCIONADOS

AOA	VARIABLE ANALIZADA	MÉTODO A (ANSYS)	MÉTODO B (SOLIDWORKS)	VARIANZA MÍNIMA ESPERADA	MEJOR MÉTODO
15	Eficiencia aerodinámica	4.2228	4.709923664	±0.15	A
	Velocidad (m/s)	17.45	17.827	±0.002	A
	Presión (Pa)	4.30×10 ⁶	445 742.04	±0.01×10 ⁶	A
13	Eficiencia aerodinámica	4.1431	2.032967033	±0.15	A
	Velocidad (m/s)	17.4	17.139	±0.002	A
	Presión (Pa)	4.54×10 ⁶	446 901.84	±0.01×10 ⁶	A
10	Eficiencia aerodinámica	3.9329	1.714285714	±0.15	A
	Velocidad (m/s)	16.18	17.002	±0.002	A
	Presión (Pa)	4.86×10 ⁶	446 986.61	±0.01×10 ⁶	A
-10	Eficiencia aerodinámica	-3.5773	-3.01298701	±0.15	A
	Velocidad (m/s)	17.15	17.1955	±0.002	A
	Presión (Pa)	4.90×10 ⁶	446 886.93	±0.01×10 ⁶	A
-13	Eficiencia aerodinámica	-3.8599	-2.92045455	±0.15	A
	Velocidad (m/s)	17.28	16.33	±0.002	A
	Presión (Pa)	4.51×10 ⁶	446 956.56	±0.01×10 ⁶	A
-15	Eficiencia aerodinámica	-4.0608	-2.81339713	±0.15	A
	Velocidad (m/s)	17.42	17.1885	±0.002	A
	Presión (Pa)	4.22×10 ⁶	447 036.01	±0.01×10 ⁶	A

A partir de esta comparación, se identifican diferencias significativas entre los métodos analizados, destacando el método A (ANSYS Workbench) como el más adecuado. Esto se atribuye no solo a la mayor estabilidad de los resultados obtenidos, sino también a una definición más precisa de las condiciones de frontera y del malla. Asimismo, a diferencia del método B (SolidWorks), en el A se incorporó la condición de no deslizamiento, lo que contribuye a una representación más realista del fenómeno estudiado.

De igual forma, se justifica que se haya optado por el modelo de flujo laminar estacionario porque tiene un número de Reynolds menor a 500 000 y, por tanto, se encuentra dentro de los parámetros para que se utilice. Este régimen es adecuado debido a que la capa límite permanece laminar sobre la mayor parte de la superficie y también porque no se detectan fluctuaciones turbulentas que resulten significativas, es decir, el flujo se mantiene ordenado y predecible.

Sin embargo, esto puede traer consigo limitaciones, por ejemplo, que este modelo no logra capturar fenómenos de transición que podrían ocurrir cerca del borde de sa-

lida o en ciertos ángulos poco favorables o que presenta menos precisión en la predicción de separación del flujo a la superficie y, si se requiere una mayor velocidad que indique el aumento significativo del número de Reynolds ($Re > 500\ 000$), sería necesario cambiar a un modelo turbulento para obtener resultados más precisos.

Por otra parte, el estudio independencia de malla probó que es adecuado el uso del malla base para llevar a cabo las simulaciones de vuelo. En la [Tabla 10](#) se presentan la comparación de los resultados del coeficiente de levantamiento con las distintas mallas (se agregó también la varianza), mientras que en la [Figura 15](#) se muestran dichos resultados del coeficiente de levantamiento.

TABLA 10
 ESTUDIO DE INDEPENDENCIA DE MALLA: COEFICIENTE DE LEVANTAMIENTO

AOA	MALLA			VARIANZA
	FINA	BASE	GRUESA	
15	2.89×10 ⁻⁴	2.82×10 ⁻⁴	2.64×10 ⁻⁴	1.61728×10 ⁻¹⁰
11	0.00021415	0.000215988	0.000187923	2.46437×10 ⁻¹⁰
10	0.000204701	0.000204242	0.000174743	2.9464×10 ⁻¹⁰
9	0.00018235	0.000181916	0.000193401	4.23709×10 ⁻¹¹

TABLA 10 (CONT.)
 ESTUDIO DE INDEPENDENCIA DE MALLA: COEFICIENTE DE LEVANTAMIENTO

AOA	MALLA			VARIANZA
	FINA	BASE	GRUESA	
8	0.000168114	0.000168337	0.000181178	5.59319×10^{-11}
5	1.10×10^{-4}	0.000106994	9.13×10^{-5}	1.03546×10^{-10}
1	2.95×10^{-5}	2.77×10^{-5}	4.90×10^{-5}	1.3896×10^{-10}
0	9.51×10^{-6}	9.32×10^{-6}	2.85×10^{-5}	1.21055×10^{-10}
-1	-1.27×10^{-5}	-1.13×10^{-5}	6.80×10^{-6}	1.18546×10^{-10}
-5	-9.32×10^{-5}	-9.25×10^{-5}	-7.35×10^{-5}	1.25115×10^{-10}
-7	-0.0001315	-0.00013059	-0.000108189	1.74396×10^{-10}
-8	-0.00014705	-0.00014943	-0.000164499	8.95468×10^{-11}
-9	-0.00016841	-0.0001652	-0.000144898	1.62539×10^{-10}
-10	-0.0001845	-0.00018277	-0.00016415	1.27318×10^{-10}
-15	-0.00027123	-0.00026979	-0.000245955	2.01505×10^{-10}
			Promedio	1.44242×10^{-10}

TABLA 11 (CONT.)
 ESTUDIO DE INDEPENDENCIA DE MALLA: COEFICIENTE DE ARRASTRE

AOA	MALLA			VARIANZA
	FINA	BASE	GRUESA	
8	4.46×10^{-5}	4.66×10^{-5}	4.75×10^{-5}	2.14848×10^{-12}
5	4.04×10^{-5}	3.98×10^{-5}	3.90×10^{-5}	4.88561×10^{-13}
1	3.44×10^{-5}	3.41×10^{-5}	3.44×10^{-5}	3.74531×10^{-14}
0	3.40×10^{-5}	3.36×10^{-5}	3.38×10^{-5}	4.77957×10^{-14}
-1	3.43×10^{-5}	3.40×10^{-5}	3.39×10^{-5}	5.14214×10^{-14}
-5	4.00×10^{-5}	3.94×10^{-5}	3.87×10^{-5}	4.32072×10^{-13}
-7	4.41×10^{-5}	4.35×10^{-5}	4.24×10^{-5}	7.84712×10^{-13}
-8	4.62×10^{-5}	4.58×10^{-5}	4.70×10^{-5}	4.03494×10^{-13}
-9	4.89×10^{-5}	4.84×10^{-5}	4.72×10^{-5}	7.69098×10^{-13}
-10	5.16×10^{-5}	5.11×10^{-5}	4.92×10^{-5}	1.56549×10^{-12}
-15	6.71×10^{-5}	6.64×10^{-5}	6.35×10^{-5}	3.61989×10^{-12}
			Promedio	1.1938×10^{-12}

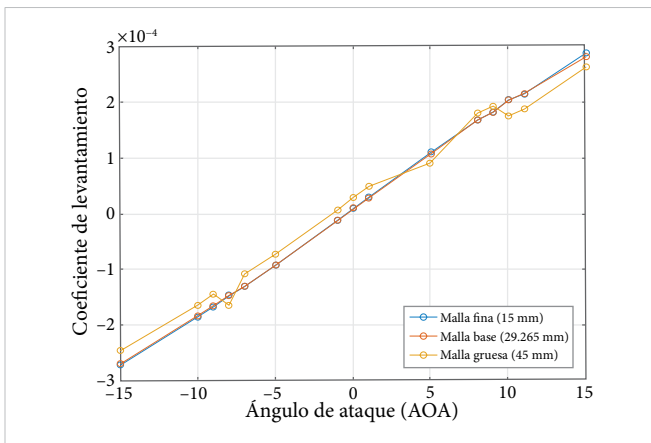


Figura 15. Convergencia de coeficientes de levantamiento entre distintos tamaños de malla.

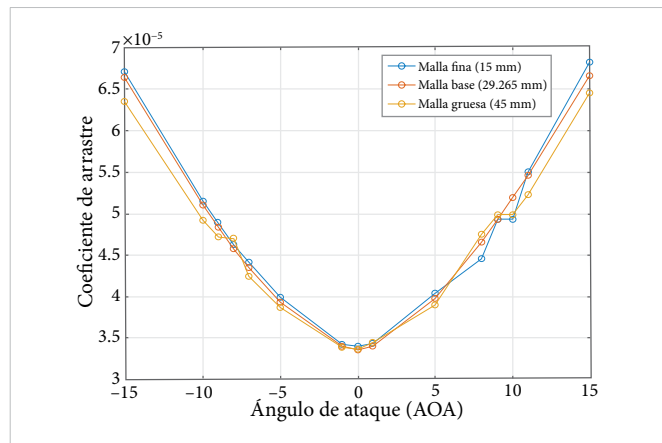


Figura 16. Convergencia de coeficientes de arrastre entre distintos tamaños de malla.

Asimismo, en la [Tabla 11](#) se expone la comparación de los resultados del coeficiente de arrastre al aplicarse distintas mallas y la [Figura 16](#) se exponen estos datos del coeficiente de arrastre.

TABLA 11
 ESTUDIO DE INDEPENDENCIA DE MALLA: COEFICIENTE DE ARRASTRE

AOA	MALLA			VARIANZA
	FINA	BASE	GRUESA	
15	6.83×10^{-5}	6.67×10^{-5}	6.46×10^{-5}	3.26802×10^{-12}
11	5.50×10^{-5}	5.46×10^{-5}	5.23×10^{-5}	2.20693×10^{-12}
10	4.93×10^{-5}	5.19×10^{-5}	4.98×10^{-5}	1.94907×10^{-12}
9	4.93×10^{-5}	4.91×10^{-5}	4.98×10^{-5}	1.34464×10^{-13}

Se presume la poca varianza que existe entre los datos, así como también la grata aproximación entre estos en las gráficas ([Figuras 15](#) y [16](#)). Por esta razón se aceptó el uso de la malla base (con un tamaño de elemento de 29.265 mm) como adecuada para la simulación llevada a cabo.

En [\[18\]](#) se hace uso de CFD para evaluar el perfil NACA 0012 al tener un *flap* flexionado, como el de la geometría que se utiliza en esta investigación, y si bien no se hace la adición de *winglets* y tiene condiciones más reales y estrictas, dicho trabajo ayuda como una tercera comprobación (después de la simulación inicial y mediante la segunda simulación), pues expone cómo al aumentar el ángulo de ataque del *flap* también crece el coeficiente de levantamiento, con un comportamiento poco variable.

IV. CONCLUSIONES

Los resultados obtenidos confirman que el perfil aerodinámico NACA 0012 es la opción óptima para el elevador de la aeronave experimental no tripulada. Este perfil ofrece un alto rendimiento gracias a su estabilidad en eficiencia aerodinámica y bajo coeficiente de arrastre, lo que permite alcanzar velocidades de 15 m/s con menor consumo de combustible, cumpliendo así con los objetivos del estudio.

No obstante, se rechazan las hipótesis planteadas, pues to que, contrario a lo que se pensaba, el perfil seleccionado fue el NACA 0012 y no el NACA 2412. Tampoco se acertó en las hipótesis planteadas respecto al ángulo de ataque: se esperaba que su máxima eficiencia aerodinámica se presentará entre los 8° y 10° para después entrar en pérdida. Sin embargo, dados los resultados presentados con anterioridad, se puede observar que el rango de ángulos de ataque en donde se presenta una mayor eficiencia aerodinámica es cercano a los 13° y, poco después de este, comienza a entrar en pérdida.

De forma contraria, se acertó la última hipótesis, en donde se esperaba que al agregar *winglets* se obtuvieran mejores resultados: pues gracias a los *winglets* se observa una mayor estabilidad en los valores de la eficiencia aerodinámica. Se seleccionó el perfil aerodinámico con *winglets* como el más apto debido a cuestiones de estabilidad que contribuirían a la reducción en la potencia requerida, pues este es el fin que se busca con esta investigación.

Los cambios violentos o repentinos en los valores de eficiencia aerodinámica, como los que se obtienen en el perfil sin *winglets*, crean una mayor resistencia al aire, lo que provoca que sea necesario mayor empuje para su buen desempeño. También representa una reacción tardía a la adaptación de la superficie con relación a las condiciones del viento, ocasionando problemas de control para el controlador (piloto).

El perfil aerodinámico NACA 0012 presentó una eficiencia aerodinámica superior a los otros perfiles evaluados dentro del rango de ángulos de ataque de 10° a 14°; confirmando su idoneidad para el elevador de la aeronave experimental. Además, cuenta con un coeficiente de arrastre menor en un 20 %, en comparación a las alternativas, lo que contribuye al buen desempeño de la superficie de control. De la misma manera, se tiene

una eficiencia aerodinámica con poca variabilidad. Su comportamiento, de acuerdo con el ángulo de ataque, repercute directamente tanto en el régimen de ascenso como en el de descenso de la aeronave, es decir, la velocidad en la que la aeronave gana (ascenso) o pierde (descenso) altura, pues la posición de la nariz afecta directamente en estas velocidades.

Se resalta la importancia de la selección del perfil alar, siendo un paso fundamental en el diseño de una aeronave, no solo para las alas, sino también para el estabilizador horizontal. Es crucial tomar en cuenta todas las superficies de mando y control de vuelo para un óptimo desempeño de la aeronave en general, pues dicho desempeño no solo determina la calidad y seguridad del vuelo, sino también repercute en los efectos que la aeronave tiene sobre el medio ambiente: al tener una mayor estabilidad en ascenso, vuelo y descenso se reduce considerablemente el empuje que la aeronave necesita para poder realizar las fases del vuelo de forma satisfactoria, por lo que la potencia requerida también se reduce. Dicha reducción en la potencia necesaria se traduce directamente a una disminución en el combustible requerido para llevar a cabo un vuelo, lo que en consecuencia también reduce los gases dañinos que la aeronave emite.

Cabe resaltar que la afirmación en la reducción de empuje y arrastre requeridos por la aeronave se basan en las formulas de la mecánica de vuelos, presentadas a continuación:

$$T_r = \frac{W}{\frac{C_L}{C_D}} \quad (24)$$

$$P_r = T_r * V \quad (25)$$

donde, en la Ecuación (24), T_r es el empuje requerido por la aeronave, determinado por el peso de esta y la eficiencia aerodinámica, la cual, al verse en aumento, causa una disminución en el empuje requerido, mientras que en la Ecuación (25), la potencia requerida (P_r) será mayor cuando el empuje requerido y la velocidad sean mayores.

Implementar pequeños cambios en cada fase del diseño puede contribuir satisfactoriamente no solo a la finalidad del producto generado, sino también a como impactará su vida útil, con un enfoque socioambiental, en el mundo actual.

REFERENCIAS

- [1] J. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 6.^a ed. Nueva York, EUA: McGraw-Hill Education, 2017.
- [2] I. Da Riva, “Aerodinámica”, en Curso de Conferencias Sobre Tecnología Aeronáutica, Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, oct.-dic. 1991.
- [3] D. R. Flores, “Diseño de Perfiles Aerodinámicos”, tesis de grado, ESIME, Instituto Politécnico Nacional, Ciudad de México, 2006.
- [4] S. Pinzón, “El Perfil Alar y su Nomenclatura NACA”, *Ciencia y Poder Aéreo*, vol. 8, n.º 1, pp. 26-32, en.-dic. 2013.
- [5] E. G. Paipa-Sanabria, D. Gonzales y J. Coronado, “Understanding Eco-Innovation: A Critical Examination of Theories and Tools for Achieving Societal Sustainability”, *J Sustain Res*, vol. 7, n.º 1, pp. 1-25, mar. 2025, doi: [10.20900/jsr20250013](https://doi.org/10.20900/jsr20250013).
- [6] E. E. D. Delarze y E. M. P. Reyes, “Análisis Numérico de la Estabilidad y Control de una Aeronave no Tripulada”, en *Mecánica Computacional vol. XXII, ENIEF 2003 - XXII Congreso sobre Métodos Numéricos y sus Aplicaciones*, 2003, pp. 1136-1148.
- [7] A. I. Carmona, *Aerodinámica y Actuaciones del Avión*, 10.^a ed. Madrid, España: Paraninfo, 2000.
- [8] S. Ravikanth *et al.*, “A Effect of Elevator Deflection on Lift Coefficient Increment”, *IJMER*, vol. 5, n.º 6, pp. 9-25, 2015.
- [9] J. Kentfield, “Lift/Drag Ratios of Aircraft with Outboard Horizontal Stabilizers”, en *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, en. 2008, pp. 1-11, doi: [10.2514/6.2008-299](https://doi.org/10.2514/6.2008-299).
- [10] I. Abrantes, A. F. Ferreira, L. B. Magalhães, M. Costa, y A. Silva, “The impact of revolutionary aircraft designs on global aviation emissions”, *Renew Energy*, vol. 223, p. 119937, 2024, doi: [10.1016/j.renene.2024.119937](https://doi.org/10.1016/j.renene.2024.119937).
- [11] G. Mutanov, Z. Omirbekova, A. A. Shaikh y Z. Issayeva, “Sustainability-Driven Green Innovation: Revolutionising Aerospace Decision-Making with an Intelligent Decision Support System”, *Sustainability*, vol. 16, n.º 1, p. 41, 2024, doi: [10.3390/su16010041](https://doi.org/10.3390/su16010041).
- [12] C. Y. Goh, C. Y. Leow y R. Nordin, “Energy Efficiency of Unmanned Aerial Vehicle with Reconfigurable Intelligent Surfaces: A Comparative Study”, *Drones*, vol. 7, n.º 2, p. 98, 2023, doi: [10.3390/drones7020098](https://doi.org/10.3390/drones7020098).
- [13] R. A. Márquez, M. A. Martínez y M. J. Martínez, “Diseño de superficies de control para aeronaves radiocontroladas. Caso: prototipo clase Micro SAE Aero Design”, *Rev. Fac. Ing. Univ. Antioquia*, n.º 104, pp. 71-82, jul. 2021, doi: [10.17533/udea.redin.20210740](https://doi.org/10.17533/udea.redin.20210740).
- [14] F. Mohamad y M. Y. Yusri, “Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulations of Wavy Leading Edge NACA0012 Wings”, *J. Aeronaut. Astronaut. Aviat.*, vol. 56, n.º 1S, pp. 477-485, 2024, doi: [10.6125/JoAAA.202403_56\(1S\).35](https://doi.org/10.6125/JoAAA.202403_56(1S).35).
- [15] “Airfoil Tools”. airfoiltools.com. Accedido: ag. 19, 2024. [En línea]. Disponible: <http://airfoiltools.com>
- [16] Y. A. Çengel y J. M. Cimbala, *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications*, 1.^a ed. Nueva York, NY: McGraw-Hill, 2006.
- [17] F. M. White, *Fluid Mechanics*, 7.^a ed. McGraw-Hill, 2011.
- [18] B. Steenwijk y P. Druetta, “Numerical Study of Turbulent Flows over a NACA 0012 Airfoil: Insights into Its Performance and the Addition of a Slotted Flap”, *Appl. Sci.*, vol. 13, n.º 13, p. 7890, 2023, doi: [10.3390/app13137890](https://doi.org/10.3390/app13137890).

ANEXOS

Código utilizado en la Figura 4

% Datos de los perfiles de elevador

AOA = [7, 7.5, 8, 8.5, 9, 9.5, 10, 10.5, 11, 11.5];

CL_NACA2412 = [0.9886, 1.0133, 1.0858, 1.1341, 1.1807, 1.2271, 1.2709, 1.3144, 1.3557, 1.3909];

CD_NACA2412 = [0.01195, 0.01228, 0.01293, 0.01354, 0.01426, 0.01494, 0.01577, 0.01654,

```
0.01738, 0.0184];
Efficiency_NACA2412 = CL_NACA2412 ./ CD_NACA2412;
CL_S2050 = [0.9739, 1.0244, 1.0749, 1.1239, 1.1716, 1.2175, 1.259, 1.2995, 1.34, 1.3786];
CD_S2050 = [0.01206, 0.01291, 0.01367, 0.01459, 0.0156, 0.01676, 0.01837, 0.01994, 0.02133, 0.02278];
Efficiency_S2050 = CL_S2050 ./ CD_S2050;
CL_NACA0012 = [0.7843, 0.8492, 0.9138, 0.9683, 1.0138, 1.059, 1.1056, 1.1519, 1.1994, 1.2457];
CD_NACA0012 = [0.01041, 0.01088, 0.01137, 0.01192, 0.01238, 0.01298, 0.01351, 0.0142, 0.01484, 0.0156];
Efficiency_NACA0012 = CL_NACA0012 ./ CD_NACA0012;
% Gráfico de coeficientes de levantamiento (CL)
figure;
plot(AOA, CL_NACA2412, '-o', 'DisplayName', 'NACA 2412');
hold on;
plot(AOA, CL_S2050, '-o', 'DisplayName', 'S2050');
plot(AOA, CL_NACA0012, '-o', 'DisplayName', 'NACA 0012');
hold off;
xlabel('Ángulo de ataque (AOA)');
ylabel('Coeficiente de levantamiento (CL)');
title('Comparación de coeficientes de levantamiento');
legend('Location', 'Best');
```

Código utilizado en la Figura 5

```
% Datos de los perfiles de elevador
AOA = [7, 7.5, 8, 8.5, 9, 9.5, 10, 10.5, 11, 11.5];
CL_NACA2412 = [0.9886, 1.0133, 1.0858, 1.1341, 1.1807, 1.2271, 1.2709, 1.3144, 1.3557, 1.3909];
CD_NACA2412 = [0.01195, 0.01228, 0.01293, 0.01354, 0.01426, 0.01494, 0.01577, 0.01654, 0.01738, 0.0184];
Efficiency_NACA2412 = CL_NACA2412 ./ CD_NACA2412;
CL_S2050 = [0.9739, 1.0244, 1.0749, 1.1239, 1.1716, 1.2175, 1.259, 1.2995, 1.34, 1.3786];
CD_S2050 = [0.01206, 0.01291, 0.01367, 0.01459, 0.0156, 0.01676, 0.01837, 0.01994, 0.02133, 0.02278];
Efficiency_S2050 = CL_S2050 ./ CD_S2050;
CL_NACA0012 = [0.7843, 0.8492, 0.9138, 0.9683, 1.0138, 1.059, 1.1056, 1.1519, 1.1994, 1.2457];
CD_NACA0012 = [0.01041, 0.01088, 0.01137, 0.01192, 0.01238, 0.01298, 0.01351, 0.0142, 0.01484, 0.0156];
Efficiency_NACA0012 = CL_NACA0012 ./ CD_NACA0012;
% Gráfico de coeficientes de arrastre (CD)
figure;
plot(AOA, CD_NACA2412, '-o', 'DisplayName', 'NACA 2412');
hold on;
plot(AOA, CD_S2050, '-o', 'DisplayName', 'S2050');
plot(AOA, CD_NACA0012, '-o', 'DisplayName', 'NACA 0012');
hold off;
xlabel('Ángulo de ataque (AOA)');
ylabel('Coeficiente de arrastre (CD)');
title('Comparación de coeficientes de arrastre');
legend('Location', 'Best');
```

Código utilizado en la Figura 6

```
% Datos de los perfiles de elevador
AOA = [7, 7.5, 8, 8.5, 9, 9.5, 10, 10.5, 11, 11.5];
CL_NACA2412 = [0.9886, 1.0133, 1.0858, 1.1341, 1.1807, 1.2271, 1.2709, 1.3144, 1.3557, 1.3909];
CD_NACA2412 = [0.01195, 0.01228, 0.01293, 0.01354, 0.01426, 0.01494, 0.01577, 0.01654, 0.01738, 0.0184];
```

```
Efficiency_NACA2412 = CL_NACA2412 ./ CD_NACA2412;  
CL_S2050 = [0.9739, 1.0244, 1.0749, 1.1239, 1.1716, 1.2175, 1.259, 1.2995, 1.34, 1.3786];  
CD_S2050 = [0.01206, 0.01291, 0.01367, 0.01459, 0.0156, 0.01676, 0.01837, 0.01994, 0.02133,  
0.02278];  
Efficiency_S2050 = CL_S2050 ./ CD_S2050;  
CL_NACA0012 = [0.7843, 0.8492, 0.9138, 0.9683, 1.0138, 1.059, 1.1056, 1.1519, 1.1994,  
1.2457];  
CD_NACA0012 = [0.01041, 0.01088, 0.01137, 0.01192, 0.01238, 0.01298, 0.01351, 0.0142,  
0.01484, 0.0156];  
Efficiency_NACA0012 = CL_NACA0012 ./ CD_NACA0012;  
% Gráfico de eficiencia aerodinámica  
figure;  
plot(AOA, Efficiency_NACA2412, '-o', 'DisplayName', 'NACA 2412');  
hold on;  
plot(AOA, Efficiency_S2050, '-o', 'DisplayName', 'S2050');  
plot(AOA, Efficiency_NACA0012, '-o', 'DisplayName', 'NACA 0012');  
hold off;  
xlabel('Ángulo de ataque (AOA)');  
ylabel('Eficiencia aerodinámica');  
title('Comparación de eficiencia aerodinámica');  
legend('Location', 'Best');
```

Código utilizado en la Figura 13

```
% Datos de los cuatro perfiles de elevador  
AOA = [15,13,11,10,9,8,7,5,3,1,0,-1,-3,-5,-7,-8,-9,-10,-11,-13,-15];  
Efficiency_NACA0012 = [4.88E+00, 4.934700113, 4.834389875, 4.911177131, 4.658933081,  
4.228369771, 4.43500526, 3.336782594, 2.423168989, 0.906006328, -0.091914684, -1.001958628,  
-2.529540209, -3.626763732, -4.5240E+00, -4.196785443, -4.759547873, -4.914080112,  
-4.948548343, -4.940023257, -4.900617301];  
% Gráfico de eficiencia aerodinámica  
figure;  
plot(AOA, Efficiency_NACA0012, '-o', 'DisplayName', 'NACA 0012');  
hold on;  
hold off;  
grid on;  
xlabel('Ángulo de ataque (AOA)');  
ylabel('Eficiencia aerodinámica');  
title('Eficiencia Aerodinámica del perfil NACA0012 sin Winglets');
```

Código utilizado en la Figura 14

```
% Datos de los cuatro perfiles de elevador  
AOA = [15,13,11,10,9,8,7,5,3,1,0,-1,-3,-5,-7,-8,-9,-10,-13,-15];  
Efficiency_NACA0012 = [4.222813103, 4.143105269, 3.954739612, 3.932911807, 3.707228978,  
3.614643505, 3.342361258, 2.689738153, 1.92813243, 0.812144438, 0.277504598, -0.332295562,  
-1.463599402, -2.347029567, -3.00E+00, -3.265131116, -3.411354488, -3.577335928,  
-3.859981434, -4.06080595];  
% Gráfico de eficiencia aerodinámica  
figure;  
plot(AOA, Efficiency_NACA0012, '-o', 'DisplayName', 'NACA 0012');  
hold on;  
hold off;  
grid on;  
xlabel('Ángulo de ataque (AOA)');  
ylabel('Eficiencia aerodinámica');  
title('Eficiencia Aerodinámica del perfil NACA0012 con Winglets');
```

Código utilizado en la Figura 15

```
% Datos coeficientes de levantamiento  
AOA = [15,11,10,9,8,5,1,0,-1,-5,-7,-8,-9,-10,-15];
```

```
CL_MFINA = [2.89E-04, 0.000214146, 0.000204701, 0.00018235, 0.000168114, 1.10E-04, 2.95E-05, 9.51E-06, -1.27E-05, -9.32E-05, -0.000131504, -0.000147049, -0.000168407, -0.000184501, -0.000271232];
CL_MBASE = [2.82E-04, 0.000215988, 0.000204242, 0.000181916, 0.000168337, 0.000106994, 2.77E-05, 9.32E-06, -1.13E-05, -9.25E-05, -0.000130592, -0.000149429, -0.000165202, -0.00018277, -0.000269788];
CL_MGRUESA = [2.64E-04, 0.000187923, 0.000174743, 0.000193401, 0.000181178, 9.13E-05, 4.90E-05, 2.85E-05, 6.80E-06, -7.35E-05, -0.000108189, -0.000164499, -0.000144898, -0.00016415, -0.000245955];
% Gráfico de coeficientes de levantamiento
figure;
hold on;
plot(AOA, CL_MFINA, '-o','DisplayName', 'Malla Fina (15mm)');
plot(AOA, CL_MBASE, '-o','DisplayName', 'Malla Base (29.265mm)');
plot(AOA, CL_MGRUESA, '-o','DisplayName', 'Malla Gruesa (45mm)');
hold off;
grid on;
xlabel('Ángulo de ataque (AOA)');
ylabel('Coeficiente de Levantamiento');
title('Convergencia de Coeficientes de Levantamiento Entre Distintos Tamaños de Malla');
legend('Location', 'Best');
```

Código utilizado en la Figura 16

```
% Datos coeficientes de arrastre
AOA = [15,11,10,9,8,5,1,0,-1,-5,-7,-8,-9,-10,-15];
CD_MFINA = [6.83E-05, 5.50E-05, 4.93E-05, 4.93E-05, 4.46E-05, 4.04E-05, 3.44E-05, 3.40E-05, 3.43E-05, 4.00E-05, 4.41E-05, 4.62E-05, 4.89E-05, 5.16E-05, 6.71E-05];
CD_MBASE = [6.67E-05, 5.46E-05, 5.19E-05, 4.91E-05, 4.66E-05, 3.98E-05, 3.41E-05, 3.36E-05, 3.40E-05, 3.94E-05, 4.35E-05, 4.58E-05, 4.84E-05, 5.11E-05, 6.64E-05];
CD_MGRUESA = [6.46E-05, 5.23E-05, 4.98E-05, 4.98E-05, 4.75E-05, 3.90E-05, 3.44E-05, 3.38E-05, 3.39E-05, 3.87E-05, 4.24E-05, 4.70E-05, 4.72E-05, 4.92E-05, 6.35E-05];
% Gráfico de coeficientes de arrastre
figure;
hold on;
plot(AOA, CD_MFINA, '-o','DisplayName', 'Malla Fina (15mm)');
plot(AOA, CD_MBASE, '-o','DisplayName', 'Malla Base (29.265mm)');
plot(AOA, CD_MGRUESA, '-o','DisplayName', 'Malla Gruesa (45mm)');
hold off;
grid on;
xlabel('Ángulo de ataque (AOA)');
ylabel('Coeficiente de Arrastre');
title('Convergencia de Coeficientes de Arrastre Entre Distintos Tamaños de Malla');
legend('Location', 'Best');
```