

---

# **ANÁLISIS AERODINÁMICO COMPUTACIONAL DE UN DISEÑO DE UNA SUPERFICIE HIPERSUSTENTADORA EN EL BORDE DE SALIDA DE UN PLANO**

---



**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

**Fundación Universitaria Los Libertadores**

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia



---

# **ANÁLISIS AERODINÁMICO COMPUTACIONAL DE UN DISEÑO DE UNA SUPERFICIE HIPERSUSTENTADORA EN EL BORDE DE SALIDA DE UN PLANO**

---

Presentado por

**EDWARD MATEO NOVA GOMEZ**

En cumplimiento parcial de los requerimientos para optar por el  
título de

**Ingeniero Aeronáutico**

*Dirigida por*

**Diego Leonardo Ávila Granados**

*Codirector*

**John Jairo Vaca Ríos**

*Presentada a*

Programa de Ingeniería Aeronáutica Fundación  
Universitaria Los Libertadores Bogotá D.C,  
Colombia.



**Notas de aceptación**



---

---

---

---

---

**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Firma del presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

---

Bogotá DC, octubre de 2021.





# LOS LIBERTADORES

## FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.





## Dedicatoria

Este proyecto de grado es dedicado a Colombia y a su bandera, explícitamente a la franja amarilla que nos simboliza la riqueza de nuestro país, la cual se expone como la más grande entre sus tres franjas, teorizando la abundancia que nos otorga, en donde ha sido opacado su brillo por la avaricia, e ignorancia de su pueblo.

En honor a esta, es este ínfimo enriquecimiento de conocimiento y de valores con el fin de brindar un poco de su verdadero Resplandor.



LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



## Agradecimientos

Le agradezco a mi Padre y a mi Madre, como también a mi novia, pero principalmente a Dios, a quienes estaré siempre endeuda por su amor incondicional, a mis profesores por ese apoyo y paciencia.

Le doy las gracias al profesor John Jairo Vaca Ríos, por inculcarme la pasión en la materia de aerodinámica, y también al profesor Diego Leonardo Ávila Granados por su paciencia, su cariño al enseñar y por toda la colaboración que me brindó.



LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



# Tabla de contenido

|  |           |
|--|-----------|
| <b>Abreviaturas</b>                          | <b>19</b> |
| <b>Resumen</b>                               | <b>22</b> |
| <b>Capítulo 1 Introducción</b>               | <b>24</b> |
| <b>Capítulo 2 Planteamiento del Problema</b> | <b>26</b> |
| Objetivos                                    | 27        |
| Objetivo General                             | 27        |
| Objetivos Específicos                        | 27        |
| Justificación                                | 27        |
| <b>Capítulo 3 Marco Teórico</b>              | <b>29</b> |
| Parámetros Aerodinámicos                     | 29        |
| Sustentación                                 | 29        |
| Coeficiente De Sustentación (Cl)             | 29        |
| Arrastre                                     | 29        |
| Coeficiente De Arrastre (Cd)                 | 30        |
| Coeficiente De Presiones (CP)                | 30        |
| Número De Reynolds                           | 30        |
| Número De Mach                               | 30        |
| Velocidad De Perdida                         | 31        |
| Parámetros Geométricos                       | 31        |
| Taper Ratio                                  | 31        |
| Cuerda Media Aerodinámica                    | 31        |
| En donde:                                    | 31        |
| Tipos De Hipersustentadores                  | 32        |
| The Kruger Flap                              | 32        |
| The Leading-Edge Slat                        | 32        |
| The Maxwell Leading Edge Slot                | 33        |
| Plain Flap                                   | 33        |
| Junkers Flap or External Flap                | 34        |
| Triple-slotted Flap                          | 34        |
| Gurney Flap                                  | 34        |
| CFD  | 35        |
| Ecuaciones De Navier-Stokes                  | 35        |
| Malla Estructurada                           | 35        |

|   |           |
|---|-----------|
| <b>Capítulo 4 Método aplicado</b>                       | <b>37</b> |
| Diseño  | 37        |
| Cessna 208 Caravan                                      | 37        |
| Dimensionalidad   | 37        |
| Número De Reynolds                                      | 38        |
| Velocidad Del Perfil CFD                                | 38        |
| Número De Mach  | 39        |
| Diseño Del Hipersustentador En CFD                      | 40        |
| Divisiones Del Enmallado                                | 40        |
| Enmallado   | 42        |
| Independencia De Malla.                                 | 43        |
| Posprocedimiento.                                       | 46        |
| Condiciones De Contorno.                                | 46        |
| <b>Capítulo 5 Análisis y Resultados</b>                 | <b>52</b> |
| Simulaciones  | 52        |
| Fase De Despegue  | 59        |
| Fase De Aterrizaje                                      | 61        |
| <b>Capítulo 6 Conclusiones y Recomendaciones</b>        | <b>64</b> |
| Conclusiones  | 64        |
| Recomendaciones   | 66        |
| <b>Bibliografía</b>                                     | <b>68</b> |
| <b>Apéndices</b>  | <b>71</b> |
| Tipos De Hipersustentadores Y Sus Respectivas Ganancias | 71        |
| Distancia [X]   | 71        |
| Distancia [Y] Para Diversos Ángulos                     | 72        |
| Independencia De Malla Del Perfil Naca 6412             | 75        |
| Cálculo Del Angulo De Aterrizaje                        | 76        |



# Índice de figuras

|  |    |
|--|----|
| (Figura 3.1. Hipersustentador Kruger flap)               | 33 |
| (Figura 3.2. Hipersustentador leading-edge slat)         | 33 |
| (Figura 3.3. Hipersustentador Maxwell Leading Edge Slot) | 34 |
| (Figura 3.4. Hipersustentador Plain Flap)                | 34 |
| (Figura 3.5. Hipersustentador Junkers Flap)              | 34 |
| (Figura 3.6. Hipersustentador Triple-slotted Flap)       | 35 |
| (Figura 3.7. Hipersustentador Gurney Flap)               | 35 |
| (Figura 3.8. Malla Estructurada)                         | 36 |
| (Figura 4.1. Vistas Cessna 208 Caravan)                  | 39 |
| (Figura 4.2. Propiedades aerodinámicas del perfil 23012) | 50 |

# Índice de Imágenes

|  |    |
|--|----|
| (Imagen 4.1. Perfil Limpio- Perfil Con Hipersustentador)     | 40 |
| (Imagen 4.2. División De Malla Para Un Perfil Limpio)        | 41 |
| (Imagen 4.3. Zoom División De Malla Para Un Perfil Limpio)   | 41 |
| (Imagen 4.3. Zoom División De Malla Para El Dispositivo Cop) | 42 |
| (Imagen 4.5. Malla Perfil Limpio)                            | 43 |
| (Imagen 4.7. Condiciones de Viscosidad)                      | 47 |
| (Imagen 4.8. Valores De Referencia)                          | 47 |
| (Imagen 4.9. Discretización)                                 | 48 |
| (Imagen 5.1. Perfil limpio)                                  | 52 |
| (Imagen 5.2. Perfil Con Cop)                                 | 53 |
| (Imagen 5.3. Perfil Con El Dispositivo Hipersustentador)     | 55 |
| (Imagen 5.4. Perfil Con Cop A Un Angulo De Ataque De 6°)     | 60 |





## Abreviaturas

**Cl:** Coeficiente de sustentación

**Cl max:** Coeficiente de sustentación máximo

**Cd:** Coeficiente de arrastre

**Cd max:** Coeficiente de arrastre máximo

**Cm:** Coeficiente de momento

**$\rho$ :** Densidad

**CFD:** Computacional fluid dynamic

**V:** Velocidad

**Vs:** Velocidad De Perdida

**S:** Longitud

**GA:** General Aviation

**AoA:** Angle of attack

**C:** Cuerda

**$\mu$ :** Viscosidad Dinámica

**$\gamma$ :** Constante De Dilatación

**$v$ :** Velocidad Del Sonido

**w/s:** Carga Alar

**$\underline{c}$ :** Cuerda Media Aerodinámica

**T:** Temperatura

**$\lambda$ :** Taper Ratio

**Re:** Numero De Reynolds

**R**: Constante Universal De Los Gases

***g***: Margen De Beneficio

**$\delta_c$** : Rotación Del Hipersustentador

**$C_c$** : Cuerda Del Hipersustentador



# **ANÁLISIS AERODINÁMICO COMPUTACIONAL DE UN DISEÑO DE UNA SUPERFICIE HIPERSUSTENTADORA EN EL BORDE DE SALIDA**

## **Resumen**

En este proyecto se diseñó una superficie hipersustentadora, que fue situada en el área superior trasera del perfil aerodinámico, en la zona conocida como extradós. Se pretendió conocer el comportamiento del flujo de aire ante la presencia de dicho dispositivo, teniendo en cuenta que este contaba con la capacidad de desplazarse en sentido tanto longitudinal como vertical; los datos se obtuvieron por medio de simulaciones realizadas en el software ANSYS Fluent.

A partir de los resultados de las simulaciones, se analizó el comportamiento aerodinámico, y por ende, la eficacia del dispositivo hipersustentador en las principales etapas del vuelo, como lo son el despegue, aterrizaje y el vuelo en crucero. Debido a la importancia que tienen las superficies hipersustentadoras en una aeronave, se necesita una configuración que logre aumentar la sustentación en la fase de despegue, manteniendo el arrastre tan bajo como sea posible, esto junto con una configuración de aterrizaje que genere una alta sustentación, con un alto índice de arrastre, y por último permita que en la fase crucero logre la mayor relación sustentación/arrastre. Los escenarios anteriores son indicativos de la eficiencia del diseño que se pretendió estudiar.

**Palabras Claves:** Dispositivo hipersustentador, coeficiente de sustentación, coeficiente de arrastre, coeficiente de momento, CFD.

# **AERODYNAMIC ANALYSIS OF A HIGH-LIFT DEVICE LOCATED AT THE AIRFOIL'S TRAILING EDGE**

## **Abstract**

In this project, a high-lift device will be designed; it will be located in the upper rear section of the aerodynamic airfoil, in the area known as the extrados. The aim is to know the behavior of the airflow in the presence of the mentioned device, considering that it will have the ability to move both longitudinally and vertically; the analysis will be carried out through simulations in the software ANSYS Fluent.

Based on the results of the simulations, the aerodynamic behavior will be analyzed, determining the effectiveness of the high-lift device in the main stages of flight, such as take-off, landing and cruise flight. Due to the importance of hyper-lift surfaces in an aircraft, it is required a configuration that increases the lift in the take-off phase, keeping drag as low as possible, this together with a landing configuration that generates high lift along with a high drag index, and finally allow the highest lift/drag ratio to be achieved in the cruise phase. The previous scenarios will be an indication of the efficiency of the design to be studied.

**Keywords:** High-lift device, lift coefficient, drag coefficient, moment coefficient, CFD



# Capítulo 1

## Introducción

En la industria aeronáutica se busca constantemente hacer más eficientes las aeronaves para reducir los costos operacionales; ya que cada vez se va disponiendo de grupos moto propulsores capaces de hacer volar más rápido a los aviones, se requiere la utilización de perfiles aerodinámicos adecuados para las altas velocidades de crucero. En algunos casos, estos perfiles poseen poco espesor y suelen ser simétricos o casi simétricos, como consecuencia, la velocidad de pérdida se incrementa cada vez más y también, las velocidades de despegue y aterrizaje, junto con las longitudes de pistas necesarias para efectuar dichas maniobras [1].

El escenario ideal es disponer de un perfil adecuado para el vuelo en crucero, pero que al mismo tiempo pueda aumentar la producción de sustentación en las fases de aterrizaje y despegue, y para de esta forma lograr un vuelo con mayor rendimiento. Como se sabe la sustentación depende de la velocidad, el área, la densidad, y el coeficiente de sustentación (Cl), suponiendo el caso en donde la velocidad no se pueda aumentar más, el único valor que se puede modificar con “facilidad” es el Cl, se exploran diversas configuraciones con el fin de aumentar el valor máximo del coeficiente de sustentación (Cl max), a algunas de estas alternativas se le conoce con el nombre de dispositivos hipersustentadores [1].

Hay dos formas de conseguir un aumento en el coeficiente de sustentación, esto es empleando dispositivos hipersustentadores activos o pasivos; los elementos pasivos son los dispositivos que no requieren energía adicional para proporcionar sustentación, mientras que los activos lo hacen. Ejemplos de los dispositivos de mejora de elevación activa incluyen el jet-blown aleta y empuje vectorial. Dado que añaden sustanciales costos para la aeronave, en términos de hardware y operación, nunca se utilizan en aeronaves GA, sino en aviones militares especializados. Los elementos pasivos más conocidos son los que están montados en el borde de ataque y borde de fuga del perfil aerodinámico, los cuales se conocen con el nombre de slat y flap respectivamente.

En síntesis, el propósito de la mejora de la sustentación es primero: permitir que el avión opere a velocidades aerodinámicas más bajas, lo que se traduce en requisitos de pista más cortos, segundo: proporcionar una relación lift/drag (L/D) mejorada en la configuración T-O que contribuya a cumplir con los requisitos de ruido durante el ascenso de salida, tercero: aumentar la resistencia durante el aterrizaje, de modo que el ángulo de planeo de aproximación pueda hacerse más pronunciado, haciendo que la aeronave sea más fácil de aterrizar, cuarto: aumentar el arrastre durante el aterrizaje para reducir el efecto de flotación en el suelo y por último, reducir el ángulo de ataque cerca de la sustentación máxima para que el avión sea más fácil de aterrizar a velocidades bajas [3].

La base de este proyecto es el análisis aerodinámico de un diseño de una superficie hipersustentadora a la cual se le dará el nombre de “Cop”, este estará situado en el borde de salida, del perfil principal. Los parámetros tanto aerodinámicos como geométricos de la superficie se basaron en la aeronave Cessna Caravan 208 gracias a las prestaciones de la misma en cuanto a despegue, aterrizaje y crucero. El dispositivo hipersustentador (Cop) variará su ángulo de ataque y su posición en las coordenadas verticales; el propósito de este análisis es conocer como la presencia del Cop afectará el comportamiento del sistema y a partir de los resultados obtenidos, determinar la viabilidad de su uso en aeronaves de ala fija.



Página dejada en blanco intencionalmente.

## Capítulo 2

### Planteamiento del Problema

Los dispositivos hipersustentadores están diseñados para optimizar las fases de despegue y aterrizaje ya que generan una mayor sustentación, vale la pena mencionar que lo anterior no es necesario durante la fase de crucero ya que la velocidad a la que se desplaza la aeronave es suficiente para generar la sustentación requerida. Teniendo en cuenta que se busca que el avión sea tan eficiente como es posible durante el desarrollo de su misión, el diseño del dispositivo hipersustentador se aborda desde un enfoque aerodinámico con fines de incrementar la carga paga sin perjudicar su rendimiento de la aeronave [3].

Partiendo del hecho de que no existe una gran variedad de trabajos de investigación sobre el diseño de una superficie hipersustentadora similar a la que se va a diseñar, se pretende efectuar un análisis aerodinámico que permita establecer como afecta el dispositivo hipersustentador al perfil principal, para tal fin, se obtendrán las gráficas de  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$  y con estos datos se realizará una comparación con análisis realizados al perfil limpio.

El procedimiento mencionado se efectuará bajo una serie de parámetros determinados, dentro de los cuales se encuentran las altitudes de operación del avión Cessna 208 Caravan según su fabricante; debido al alcance del presente proyecto, no se tendrá en cuenta análisis aeroelásticos, o estructurales.

El estudio se realizó en dos dimensiones, puesto que, por dificultades logísticas derivadas de la emergencia sanitaria asociada al COVID 19, las simulaciones se hicieron empleando la licencia estudiantil del software ANSYS, ya que lo ideal es que la presencia del dispositivo no perjudique la eficiencia del perfil aerodinámico, se estudiarán sus efectos aerodinámicos, y se determinará la viabilidad de la utilización del mismo.

Los resultados obtenidos durante el estudio realizado en el presente proyecto contribuirán adicionalmente al aprendizaje, y partiendo de allí, podrá determinarse en qué tipo de misiones puede ser de utilidad, Cabe mencionar que con el diseño no se pretende reemplazar los dispositivos hipersustentadores ya existentes, lo que se busca es un complemento para los mismos, por lo tanto, se espera que esta configuración permita transportar mayor carga paga en los aviones, otorgándoles un mayor rendimiento en las diferentes fases del vuelo. Como resultado de esto se apuntará a una disminución en la huella de carbono (producto de una menor emisión de gases por parte de los motores) con el fin de contribuir a la reducción del calentamiento global, con un transporte más ecológico.

## **Objetivos**

### **Objetivo General**

Analizar aerodinámicamente el diseño, de una superficie hypersustentadora de borde de salida en un perfil aerodinámico.

### **Objetivos Específicos**

- Modelar el diseño propuesto empleando el software ANSYS Fluent.
- Analizar cómo se ve afectada la eficiencia del dispositivo hypersustentador diseñado en el área del extradós a medida que se modifica el ángulo de ataque para establecer su ángulo de mayor rendimiento.
- Simular el comportamiento aerodinámico del perfil, en una configuración limpia y con el diseño del dispositivo hypersustentador presente, para obtener las respectivas curvas aerodinámicas.
- Establecer la configuración más eficiente del diseño de la superficie hypersustentadora, para las principales fases de vuelo (Despegue, Aterrizaje, Crucero).

## **Justificación**

La implementación de superficies hipersustentadoras es un tema que se encuentra en constante evolución, puesto que las compañías dedicadas al diseño y fabricación de aeronaves buscan hacer más eficientes sus modelos.

El proyecto se centra en lograr aumentar la sustentación en una aeronave, por lo tanto, se pretende diseñar un dispositivo hipersustentador que logre dicho objetivo en las distintas fases de la misión, sin que se perjudique la eficiencia del perfil aerodinámico. Para tal fin, se estudiarán los efectos aerodinámicos del dispositivo, y se determinará qué tan viable es la utilización del mismo.

Los datos se obtendrán a partir de simulaciones, se efectuará un análisis de los mismos para establecer la viabilidad del diseño y finalmente se obtendrán una serie de conclusiones.

Si se logra una mayor sustentación, se podrá evidenciar que las aeronaves que usen este dispositivo, tendrán la capacidad de operar con una mayor carga paga, haciéndolas más rentables para las compañías de transporte en parte gracias a un ahorro en el consumo de combustible.

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Capítulo 3

## Marco Teórico

### Parámetros Aerodinámicos

#### Sustentación

Generalmente, la generación de sustentación se puede explicar al menos de dos maneras, el teorema del momento y el teorema de Bernoulli.

El teorema de la cantidad de movimiento explica la sustentación como la consecuencia de que un ala se mueva a través de una masa de aire y deflece la misma hacia abajo, en donde el flujo de aire está inicialmente en reposo. El movimiento hacia abajo significa que la velocidad vertical del aire cambia de cero a algún valor finito en un tiempo determinado. La magnitud de esta fuerza se puede estimar usando la segunda ley del movimiento de Newton, la cual establece que es la tasa de cambio de momento de la masa de aire la que genera la fuerza, por su parte, la tercera ley del movimiento de Newton establece una igualdad de fuerzas que actúan en la dirección opuesta al movimiento. Esta fuerza se llama sustentación.

El teorema de Bernoulli postula que la sustentación es la consecuencia de la diferencia de presión entre los extradós e intradós de un perfil aerodinámico, aunque esto sería más apropiado de explicar como la resultante de integrar la presión sobre toda la superficie de un cuerpo [2].

Matemáticamente la sustentación puede describirse como:

$$L = 0,5 * \rho * V^2 * S * Cl \quad (1)$$

En donde:

$\rho$  = Densidad ( $kg/m^3$ )

$V$  = Velocidad ( $m/s$ )

$S$  = Longitud ( $m$ )

$Cl$  = Coeficiente De Sustentacion

#### Coeficiente De Sustentación (Cl)

Es una cantidad adimensional que se utiliza para medir la elevación de un objeto, se entiende como la medida de la fuerza vertical del flujo entrante. Depende de la forma del objeto en el fluido y es uno de los conceptos más útiles ya que sus propiedades indican tanto el ángulo de ataque efectivo del perfil aerodinámico como qué tan cerca esta de perderlo [1].

#### Arrastre

Es la fuerza aerodinámica que se opone al movimiento de un objeto a través del aire [1]; matemáticamente la sustentación puede describirse como:

$$D = 0,5 * \rho * V^2 * S * Cd \quad (2)$$

En donde:

$Cd = \text{Coeficiente De Arrastre.}$

### **Coeficiente De Arrastre (Cd)**

Cantidad adimensional que se utiliza para medir la resistencia que experimenta un objeto al moverse a través de un fluido como el aire o agua; depende de la forma del objeto [1].

### **Coeficiente De Presiones (CP)**

El coeficiente de presión es un número adimensional que describe la presión relativa a través de un campo de flujo (presión ambiente). En consecuencia, se pueden calcular los coeficientes de presión en puntos críticos alrededor del modelo comúnmente se expresa en el porcentaje de su longitud, y estos coeficientes de presión pueden ser usados para estimar la presión del fluido y precisar sus fuerzas aerodinámicas.[2].

$$Cp = \frac{\text{Presion} - \text{Presion ambiente}}{\text{Presion Dinamica}} \quad (2)$$

### **Numero De Reynolds**

Es la generalización de los efectos de la viscosidad, la velocidad, la distancia, junto la experiencia con diversos fluidos, y su velocidad, se expresa como un parámetro adimensional [1].

$$Re = \frac{\rho * V * C}{\mu} \quad (3)$$

En donde:

$\rho = \text{Densidad (kg/m}^3\text{)}$

$V = \text{Velocidad (m/s)}$

$C = \text{Cuerda (m)}$

$\mu = \text{Viscocidad Dinamica (Kg/m * s)}$

### **Numero De Mach**

Es un número adimensional que relaciona la velocidad del objeto y la velocidad del sonido, se emplea para evaluar si los fenómenos derivados del cambio de densidad del aire, y compresibilidad, tienen o no relevancia [2].

$$Mach = \frac{V}{v} \quad (4)$$

En donde:

$V = \text{Velocidad del objeto (m / s)}$

$v = \text{Velocidad del sonido (m / s)}$

## Velocidad De Pérdida

Es la velocidad mínima a la que una aeronave es capaz de volar manteniéndose en el aire, es decir, consiguiendo una sustentación que sea capaz de igualar su peso y así no perder altura o ganar aceleración [3].

$$V_S = \sqrt{\frac{2\left(\frac{W}{S}\right)}{\rho * C_{lmax}}} \quad (5)$$

En donde:

$$W/S = \text{Carga alar} \frac{kg}{m^2}$$
$$\rho = \text{Densidad} (kg/m^3)$$

## Parámetros Geométricos

### Relación de taperado

Parámetro geométrico para las aeronaves, que corresponde a la relación entre las longitudes de la cuerda de raíz, y la cuerda de la punta del ala, tiene relevancia en los efectos aerodinámicos, y es necesario para hacer operaciones geométricas [5].

$$(\lambda) = \frac{\text{Tip Chord}}{\text{Root Chord}} = \frac{C_t}{C_r} \quad (6)$$

### Cuerda Media Aerodinámica

Es una operación en donde se obtendrá la cuerda equivalente a un ala rectangular, esta tendrá la misma área generando así la misma fuerza aerodinámica [5].

$$\underline{C} = C_r * \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} * \frac{2}{3} \quad (7)$$

En donde:

$$\lambda = \text{Taper Ratio}$$
$$C_r = \text{Root Chord (m)}$$

## Dispositivos Hipersustentadores

Se conoce con el nombre de hipersustentadores a los mecanismos que permiten aumentar la capacidad del coeficiente de sustentación, esto se logra de manera más efectiva utilizando dispositivos mecánicos especiales en el ala, que mejoran su capacidad de elevación, permitiendo la transformación del ala en beneficio de las diversas fases del vuelo; son útiles para vuelos a

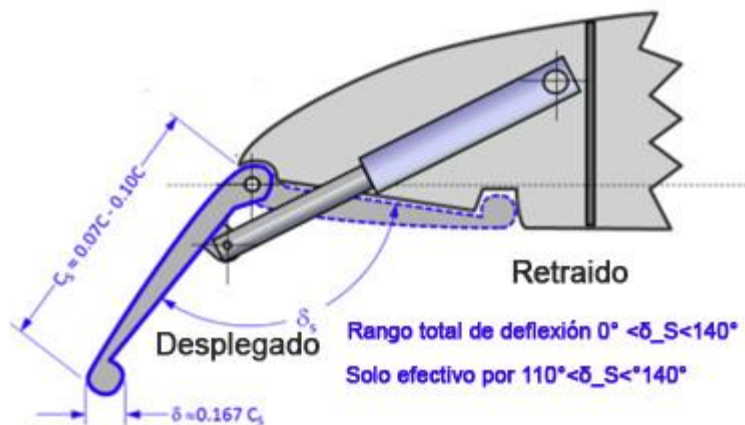


baja velocidad como ocurre en las fases de despegue y aterrizaje [3].

A continuación, se mencionan los dispositivos hipersustentadores más reconocidos, sin embargo, debe tenerse en cuenta que hay una gran variedad de dispositivos hipersustentadores, se recomienda referirse a los anexos para conocer en mayor detalle (rotación, longitud, posición) los principales hipersustentadores con sus respectivas ganancias.

### The Kruger Flap

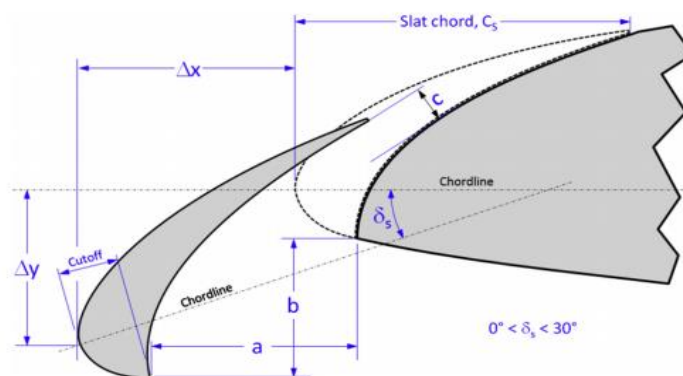
Fue inventado en 1943 por el alemán Werner Kruger (1910). El objetivo profesional de Kruger era mejorar las características de vuelo mediante el control de la capa límite y patentó su invento en 1944. La posición desplegada generalmente está sesgada hacia el aterrizaje ( $CL_{max}$ ) y no hacia T-O. Optimizarlo para otras condiciones de vuelo requeriría otros ángulos de despliegue y esto requeriría un mecanismo más complejo o una geometría mejorada, produciendo un  $\Delta Cl_{max} \approx 0.3$  [3].



(Figura 3.1. Hipersustentador Kruger flap)

### The Leading-Edge Slat

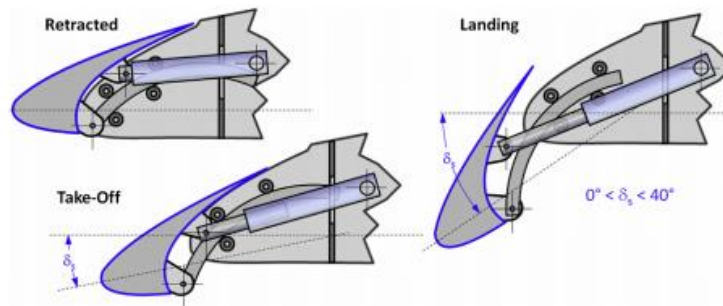
El dispositivo fue descrito públicamente en una conferencia dada por Page ante la Royal Aeronautical Society británica en 1921. Posee dos posiciones y es un dispositivo que aumenta el  $Cl_{max}$  a través del “slat-effect”, sus características son el movimiento en términos de: (1) extensión hacia adelante del borde de ataque ( $Dx$  o  $a$ ), (2) caída hacia abajo por debajo del borde de ataque ( $Dy$  o  $b$ ), (3) tamaño del espacio en la salida de la ranura ( $c$ ), (4) rotación del elemento, produciendo un  $\Delta Cl_{max} \approx 0.56$  [3].



(Figura 3.2. Hipersustentador leading-edge slat)

## The Maxwell Leading Edge Slot

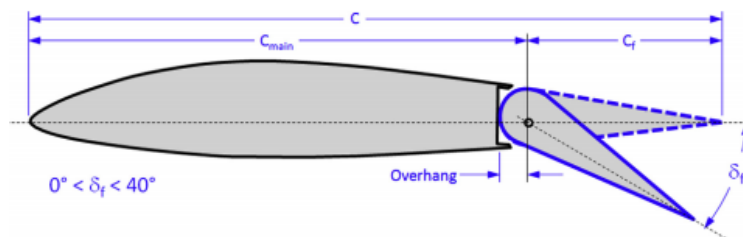
El dispositivo opera mediante rotación solo alrededor del borde de ataque, desde esa perspectiva es mecánicamente simple, aunque la adición de la puerta con bisagras agrega complejidad. La ranura Maxwell se describe mejor como un medio entre la ranura fija y el listón, produciendo un  $\Delta Cl_{max} \approx 0.55$  [3].



(Figura 3.3. Hipersustentador Maxwell Leading Edge Slot)

## Plain Flap

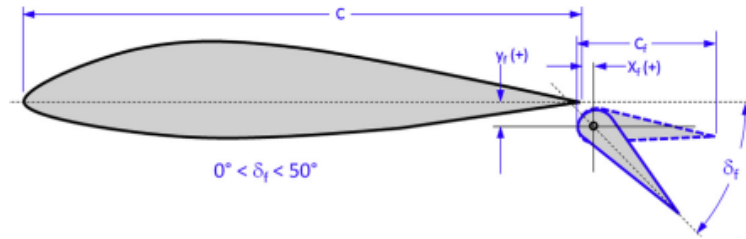
Es una superficie simple de gran elevación que solo se mueve mediante rotación sin traslación. Realmente es la solución más simple para usar como dispositivo hipersustentador, en lugar de un dispositivo de gran elevación, aumenta la curvatura del perfil aerodinámico y la circulación alrededor del mismo, produciendo un  $\Delta Cl_{max} \approx 0.597$  (a un 30% de su cuerda) [3].



(Figura 3.4. Hipersustentador Plain Flap)

## Junkers Flap or External Flap

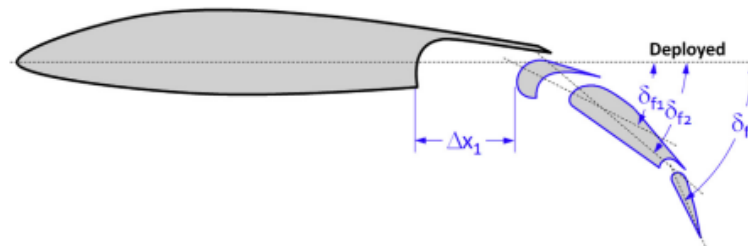
El flap de Junkers (también llamado flap externo) es un dispositivo de gran sustentación inusual en el sentido de que reside completamente fuera del ala. Mecánicamente, es un diseño simple que da como resultado un aumento modesto en  $Cl_{max}$  en comparación con dispositivos más modernos. Sin embargo, cuando se desvía neutralmente, incluso reduce ligeramente la resistencia aerodinámica, produciendo un  $\Delta Cl_{max} \approx 0.56$  [3].



(Figura 3.5. Hipersustentador Junkers Flap)

### Triple-slotted Flap

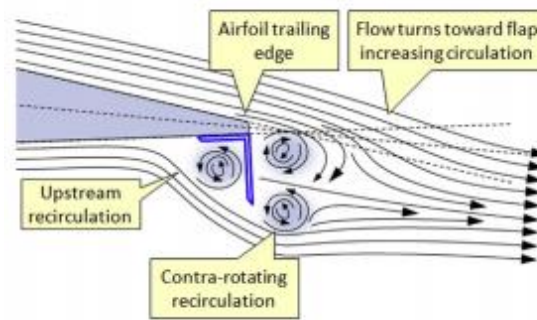
Es discutible si se considera el flap de triple ranura como una variación del flap de ranurada o una solapa de Fowler. Esto se debe a la gran traslación a la que se somete la aleta durante el tránsito. La deflexión típica del elemento frontal es 30°, el elemento central se deflecta 45° y el último elemento alcanza deflexiones de 80° (aproximadamente). El flap aumenta la longitud de la cuerda y la curvatura de la superficie aerodinámica, lo que produce un gran aumento en  $CL_{max}$ ,  $CD$  y  $CM$ . Un aumento muy grande de  $CL_{max}$  da como resultado una reducción sustancial de la velocidad de pérdida de los aviones pesados, produciendo un  $\Delta Cl_{max} \approx 1.28$  [3].



(Figura 3.6. Hipersustentador Triple-slotted Flap)

### Gurney Flap

Es un pequeño ángulo agregado al borde de fuga en el intradós posterior de una superficie aerodinámica, que ayuda a aumentar la sustentación máxima. El dispositivo es extremadamente simple de fabricar, consta de una tira de un ángulo de aluminio extruido o una hoja de metal plegada. Aumenta la sustentación con ángulos de ataque de cero grados o alternatively, reduce el AOA de cero sustentación; también aumenta el arrastre del ala. La invención del Gurney Flap se atribuye a Dan Sexton Gurney (1931e), una leyenda estadounidense de los autos de carrera [3].



(Figura 3.7. Hipersustentador Gurney Flap)

Una vez presentados los diferentes tipos de dispositivos hipersustentadores, se procede a explicar brevemente la dinámica computacional de fluidos (Computational Fluid Dynamics CFD) ya que el método empleado para realizar los análisis que corresponden al presente proyecto.

## CFD

Computational Fluid Dynamics, es una tecnología por ordenador que simula los flujos de aire, la carga aerodinámica, el arrastre, y otros datos importantes mediante el uso de las ecuaciones de Navier-Stokes [3].

## Ecuaciones De Navier-Stokes

En 1822, el matemático Claude-Louis Navier realiza un sistema de ecuaciones en donde pretende escribir los diferentes comportamientos de algunos fluidos, varios años después el señor, George Gabriel Stokes, termina la descripción de dichas ecuaciones partiendo de un modelo diferente. En honor a ambos por su labor, se bautizaron con el nombre de “ecuaciones de Navier-Stokes”; estas ecuaciones determinan el comportamiento de los llamados fluidos newtonianos. Un fluido newtoniano es aquel cuya viscosidad variará sólo con cambios de temperatura o presión; aunque estas ecuaciones no están resueltas, se obtienen de los principios de la termodinámica, y la conservación de la energía mecánica, en la cual se trabaja en su forma diferencial [2].

## Malla Estructurada

Las mallas se pueden dividir en dos grandes grupos: estructuradas y no estructuradas. Cuando las celdas tienen forma de cuadriláteros (en un caso bidimensional) y forma de hexaedros (en un caso tridimensional) a lo largo de todo un conjunto se habla de una malla estructurada, como se muestra en la figura 3.8 para un caso bidimensional.

Las mallas estructuradas pueden dar lugar a mejores resultados y mayor velocidad de convergencia y precisión que las mallas no estructuradas, aunque esto no es necesariamente cierto en todos los casos. Son difíciles de generar para geometrías complejas, y requieren de mucha interacción humana, las celdas están ordenadas y tienen una conectividad regular y trivial, se definen directamente por la posición de los elementos en el sistema [6]

|   |   |   |   |    |
|---|---|---|---|----|
| 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5  |

*(Figura 3.8. Malla estructurada sobre un perfil aerodinámico)*

Página dejada en blanco intencionalmente

## Capítulo 4

### Método aplicado

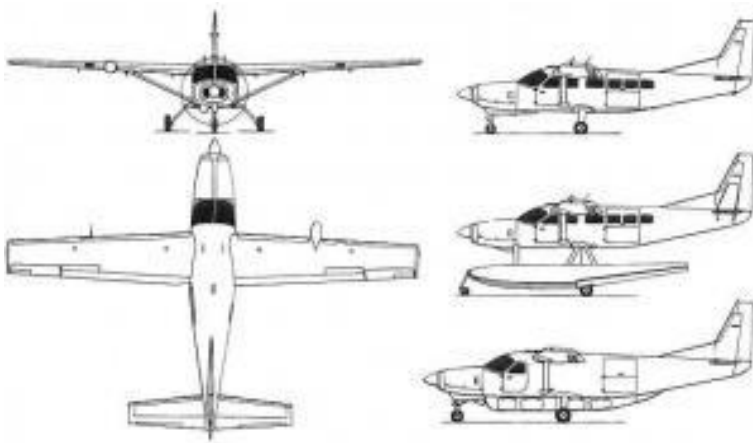
Como punto de partida para el análisis aerodinámico se decidió tomar como referencia el avión Cessna 208 Caravan, para el cual se cuenta con las dimensiones principales, perfil aerodinámico (NACA 23012) y condiciones de operación. Se seleccionó este avión, ya que es usado ampliamente en Colombia tanto para aplicaciones civiles como militares.

### Diseño

#### Cessna 208 Caravan

Los datos de este avión, fueron extraídos de la referencia [4] y se contrastaron con la información publicada en la página oficial de Cessna “Cessna.txtav.com”.

Previamente a dar inicio a los análisis, fue necesario establecer las dimensiones de la cuerda de raíz y la cuerda de punta, así como la altitud a la que se realiza vuelo en crucero; lo anterior para estimar las condiciones de operación de la aeronave (densidad, viscosidad, temperatura, presión, entre otras). Los datos mencionados serán requeridos posteriormente para ser usados en el programa Fluent Dynamics [4].

|  |  |
|--|--|
|  <p>(Figura 4.1. Vistas Cessna 208 Caravan)</p> | <b>Velocidad Ascenso:</b> 204 km/h                 |
|  | <b>Velocidad Descenso:</b> 150 km/h                |
|  | <b>Velocidad Crucero:</b> 344 km/h                 |
|  | <b>Altitud Crucero:</b> 7620 m                     |
|  | <b>Cuerda De Raíz:</b> 1.98 m                      |
|  | <b>Cuerda De Punta:</b> 1.22 m                     |
|  | <b>AoA De Raíz:</b> 2°37’                          |
|  | <b>AoA De Punta:</b> -0°36’                        |
|  | <b>Perfil Aerodinámico De Raíz:</b><br>NACA 23017  |
|  | <b>Perfil Aerodinámico De Punta:</b><br>NACA 23012 |

#### Similaridad Dinámica

Para relacionar los parámetros del Cessna 208 con el diseño realizado en Ansys, fue necesario igualar los números de Reynolds tanto de la aeronave como del dispositivo hipersustentador, para este se tuvo en cuenta un parámetro geométrico. Ya que el ala varía su cuerda a lo largo de su envergadura, debe añadirse la variable “taper ratio”, la cual se estimó a partir de la ecuación 5 [5].

$$\begin{aligned} \text{Taper Ratio } (\lambda) &= \frac{1,22 \text{ m}}{1,98 \text{ m}} \\ \text{Taper Ratio } (\lambda) &= 0.616161 \end{aligned}$$

Habiendo calculado el taper ratio, es necesario obtener el valor de la cuerda media aerodinámica con la intención de establecer una semejanza a un plano rectangular y así facilitar los cálculos para llevar a cabo una simulación en dos dimensiones. Empleando la información de la aeronave Cessna 208 se calcula la cuerda media aerodinámica:

$$\begin{aligned} \underline{c} &= 1,98 \text{ m} * \frac{1 + 0.616161 + 0.616161^2}{1 + 0.616161} * \frac{2}{3} \\ \underline{c} &= 1,630083 \text{ m} \end{aligned}$$

### Número De Reynolds

Para calcular este parámetro, es necesario conocer la altitud a la cual la aeronave realiza su fase de vuelo en crucero, el Cessna 208 alcanza dicha fase a una altitud de 7620 m [4], se procede así a emplear las tablas ISA del apéndice -Tabla A-17 para conocer variables como densidad, presión, temperatura y viscosidad del aire [2].

Interpolando los valores ( $\rho; \mu; P; T$ ) para una altitud de 7620 m se obtiene:

$$\rho = 0.55032 \text{ (kg/m}^3\text{)}$$

$$\mu = 1.53992 * 10^{-5} \text{ (Kg/m * s)}$$

$$P = 37724,8 \text{ Pa}$$

$$T = -34,468 \text{ }^\circ\text{C o } 238.68 \text{ K}$$

Reemplazando los valores en la ecuación de Reynolds:

$$\begin{aligned} R_e &= \frac{0,55032 * 95.56 * 1,630083}{1.53992 * 10^{-5}} \\ R_e &= 5.569.299,15 \end{aligned}$$

El número de Reynolds calculado debe coincidir con el número de Reynolds bajo el cual se estudiará el comportamiento aerodinámico del dispositivo “Cop”.

### Velocidad Del Perfil CFD

Con la finalidad de que tanto el ala del Cessna Caravan 208 como el diseño del Cop ostenten el número de Reynolds, se establece que la cuerda del perfil principal para el análisis del dispositivo hipersustentador diseñado debe ser de un metro. Para facilitar el diseño y las simulaciones, se igualaron los dos números de Reynolds y a partir de este dato se estimó cual tendría que ser la velocidad del flujo que se mueve alrededor del Cop.

$$5.569.299,15 = \frac{0,55032 * V * 1}{1.53992 * 10^{-5}}$$

41



$$\frac{5.569.299,15 * 1.53992 \times 10^{-5}}{0,55032 * 1} = V$$

$$V=155,84 \text{ m/s}$$

Ya obtenida la velocidad, es necesario llevarla a un valor universal (en este caso es el número de Mach), ya que el avión Cessna 208 realiza su fase de crucero a una altitud de 7620m, se procede a calcular la velocidad de sonido en el aire para la condición mencionada [2].

$$v = \sqrt{\frac{\gamma * R * T}{M}}$$

En donde

$\gamma$  =Coeficiente De Dilatación Adiabática (1,4 para el aire)

$R$ =Constante Universal De Los Gases- (8.314 (J/ (kg K))

$T$ = Temperatura (7620 m)-238.7 K

$M$ =Masa Molar del gas (0,029 kg/mol) para el aire

$$v = \sqrt{\frac{1,4 * 8,314 * 238,7}{0,029}}$$

Bajo los parámetros listados previamente, la velocidad del sonido es de 309.53 m/s

### Número De Mach

Es necesario realizar el cálculo del número de Mach ya que es un parámetro requerido para el análisis en el programa “Fluent” De Ansys, utilizando la ecuación 4 se obtiene:

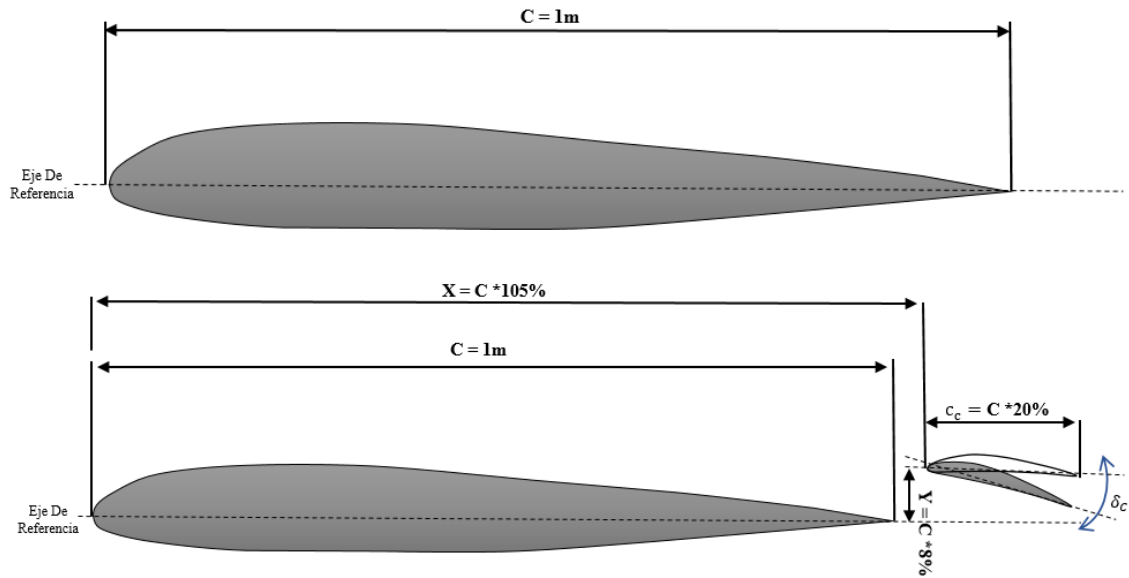
$$Mach = \frac{155.84}{309,5254}$$

$$Mach = 0,503$$

### Diseño Del Hipersustentador En CFD

Se procedió con el diseño del perfil aerodinámico NACA 23012 en el programa Ansys Fluent y se utilizó el software Design Modeler para diseñar el prototipo del dispositivo hipersustentador, en donde la idea surge con la pregunta ¿Qué pasaría si ponemos un perfil aerodinámico en una zona con un incremento de velocidad como es el extradós de otro perfil?

Las dimensiones presentadas en la imagen 4.1 se basan en la medida de la cuerda del perfil aerodinámico principal (NACA 23012); para el diseño del dispositivo hipersustentador “Cop” se empleó el perfil aerodinámico NACA 6412, ya que es uno de los perfiles aerodinámicos con una mayor relación (Cl/Cd).

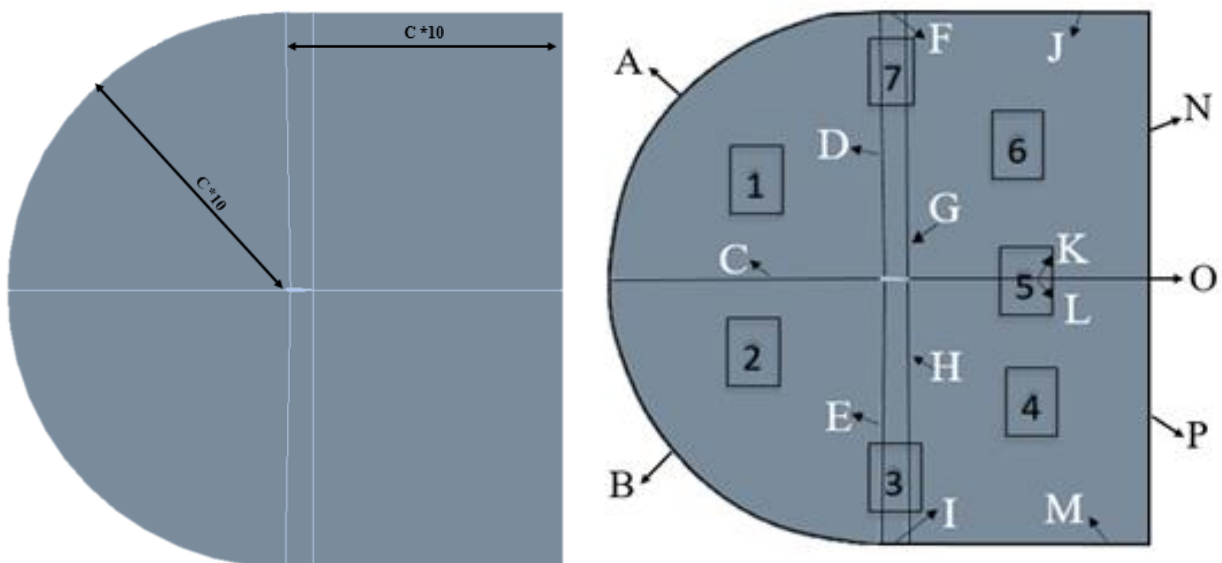


(Imagen 4.1. Perfil Limpio- Perfil Con Hipersustentador “Cop”)

## Divisiones Del Enmallado

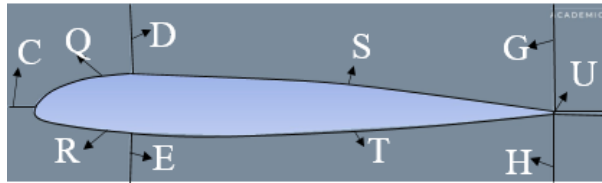
Para lograr una malla estructural funcional, se requiere de unas divisiones adecuadas. Ya que, por dificultades logísticas derivadas de la emergencia sanitaria asociada al COVID 19, las simulaciones se hicieron empleando la licencia estudiantil del software ANSYS (que cuenta con una capacidad de 512 000 elementos), se requiere tener una afinidad hacia el perfil y hacia el desprendimiento del flujo del objeto, también conocido con el nombre de downstream, para tener un mayor rendimiento y captación del flujo.

Las dimensiones del perfil dependen directamente de la longitud de la cuerda, recordando que la cuerda del perfil es de un metro (1m). Se recomienda al lector referirse a la referencia [8] en la cual se indica que la longitud de la malla en C debe ser el 20\*C, tanto longitudinal, como vertical, pero ya que se trabajó en un sistema limitado, se estableció la condición de frontera de tipo C a 10\*C. Las dimensiones y divisiones se presentan a continuación:



(Imagen 4.2. División De Malla Para Un Perfil Limpio)

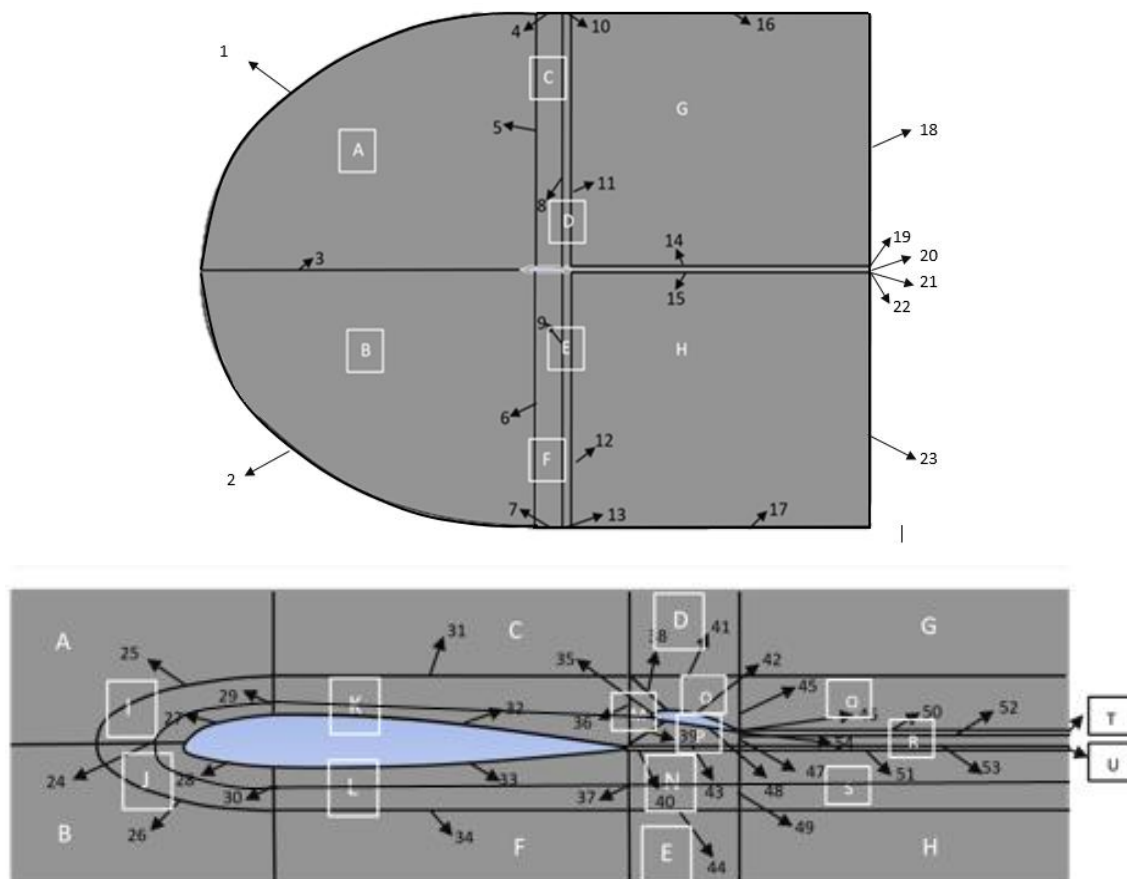
La malla estructurada se dividió según se muestra en la imagen 4.2, para así conseguir una malla uniforme.



(Imagen 4.3. Zoom División De Malla Para Un Perfil Limpio)

La división se realizó en cuadrantes compuestos de 4 bordes, cada borde va estar representado por una letra, y cada cuadrante va estar representado por un número, esto se hizo con la intención de poder hacer divisiones controladas en los cuadrantes, y así tener en la malla una igualdad en las especificaciones de las medidas en el flujo hacia el perfil aerodinámico [10].

Para las divisiones del dispositivo hipersustentador, se realizó la misma división de cuadrantes por bordes, vale la pena mencionar que allí la distribución se vuelve un poco más compleja, ya que son dos perfiles, por lo que se hace necesario hacer fraccionamientos adicionales como se observa en la imagen 4.4



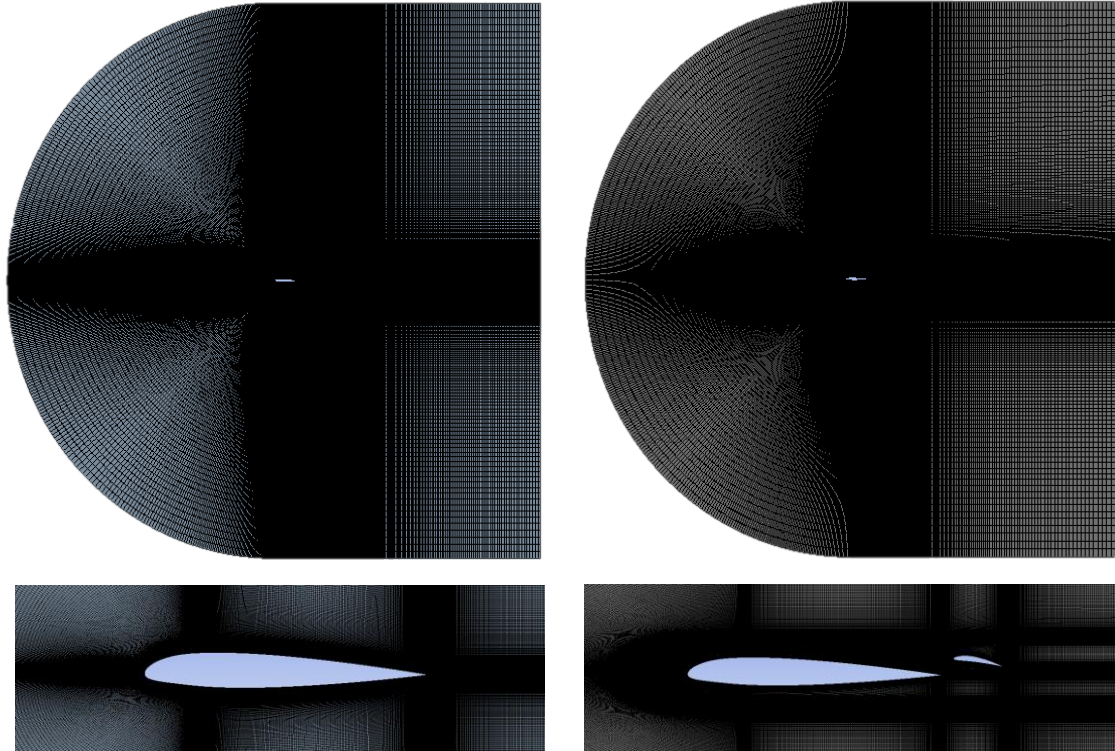
(Imagen 4.4. Zoom División De Malla Para El Dispositivo Cop)

Como con el perfil aerodinámico limpio, se realizó en el Cop un procedimiento de divisiones controladas en los cuadrantes, para así tener en la malla una igualdad en las especificaciones de las

medidas en el flujo hacia el perfil aerodinámico.

### Enmallado

Para generar la malla se utilizó la herramienta “Meshing” de Ansys Fluent; como aspecto relevante se debe generar una mayor concentración de elementos hacia el perfil aerodinámico, para poder captar su capa límite y la del flujo interactuando con el perfil. Es necesario tener en cuenta la uniformidad de los cuadrantes ya que es preciso que el paso de las secciones sea del mismo tamaño o máximo de un 20% superior, para lograr esto, se utilizó una herramienta propia del programa conocida como “Bias factor”, esta permite manipular las distancias en los bordes de los cuadrantes y con esto se obtuvo una malla estructurada y uniforme, como se muestra a continuación.



(Imagen 4.5. Malla Perfil Limpio)

(Imagen 4.6. Malla Dispositivo Cop)

### Independencia De Malla

Habiendo obtenido las mallas estructuradas tanto para el perfil limpio como con el dispositivo Cop se validó la independencia de malla, este parámetro indica si los valores de las simulaciones futuras serán confiables o no, y también si está lo suficientemente estructurado para un valor de convergencia [6].

Es muy importante mantener la calidad en el enmallado, para ello, es preciso fijarse en lo siguiente: No suele ser buena idea que las celdas cambien muy bruscamente de tamaño. La distancia entre nodos consecutivos debería crecer de forma lenta, normalmente no más de un 20% o 30 %. Naturalmente, cuanto más despacio crezca la malla más precisión habrá en el cálculo, pero también será mayor el costo computacional, no suele ser buena idea que las celdas estén muy alargadas. Dependiendo de las características del flujo y sus gradientes, esto quiere decir, que el alargamiento típico, ha de estar en torno a la unidad o que se pueden permitir valores más cercanos a la decena o superiores, dependiendo del caso.

La medida de deformación suele basarse en los ángulos máximos y mínimos formados por las esquinas, y suele ser necesario evitar valores elevados de la misma, un valor máximo típico de la deformación (skewness) puede ser 0,85. Lo mejor es, en todo caso, que la mayor parte de las celdas tenga un valor de deformación mucho menor. También deberían ser pequeñas en otras zonas de fuertes gradientes, puede ser gruesa en otras partes del dominio, que se espere que vayan a afectar poco a la zona en la que se desea obtener la solución más detallada, como asimismo las celdas deberían estar razonablemente bien orientadas según la dirección del flujo si el campo de velocidades lleva una dirección en una zona [6].

A continuación, se muestran los elementos de calidad de las mallas, como el Aspecto Ratio, Skewness, y Orthogonal Quality máximos y mínimos.

#### Perfil Limpio

| Malla | Cantidad De Elementos | Aspect Ratio |        | Skewness   |         | Orthogonal Quality |     |
|-------|-----------------------|--------------|--------|------------|---------|--------------------|-----|
|       |                       | Min          | Max    | Min        | Max     | Min                | Max |
| A     | 509147                | 1            | 475,8  | 1,3057E-10 | 0,61709 | 0,56661            | 1   |
| C     | 122022                | 1            | 471,88 | 1,3057E-10 | 0,61954 | 0,56418            | 1   |
| D     | 352367                | 1            | 495,8  | 1,3057E-10 | 0,61766 | 0,56606            | 1   |
| E     | 239118                | 1            | 427,16 | 1,3057E-10 | 0,61815 | 0,56556            | 1   |
| F     | 432787                | 1            | 1174,1 | 1,3057E-10 | 0,43714 | 0,64715            | 1   |

(Tabla 4.1. Calidad De Malla Para Perfil Limpio)

#### Dispositivo Hipsustentador (Cop)

| Malla | Cantidad De Elementos | Aspect Ratio |        | Skewness   |         | Orthogonal Quality |     |
|-------|-----------------------|--------------|--------|------------|---------|--------------------|-----|
|       |                       | Min          | Max    | Min        | Max     | Min                | Max |
| ----- | 505606                | 1            | 4032   | 1,306E-10  | 0,87716 | 0,0075865          | 1   |
| D     | 162063                | 1            | 855    | 1,3057E-10 | 0,85115 | 0,2432             | 1   |
| E     | 271440                | 1            | 847,96 | 1,3057E-10 | 0,8448  | 0,24987            | 1   |
| G     | 362727                | 1            | 962,08 | 1,3057E-10 | 0,86051 | 0,22447            | 1   |
| F     | 463482                | 1            | 1121,9 | 1,3057E-10 | 0,86051 | 0,22447            | 1   |
| C     | 500652                | 1            | 857,03 | 1,306E-10  | 0,75264 | 0,37905            | 1   |

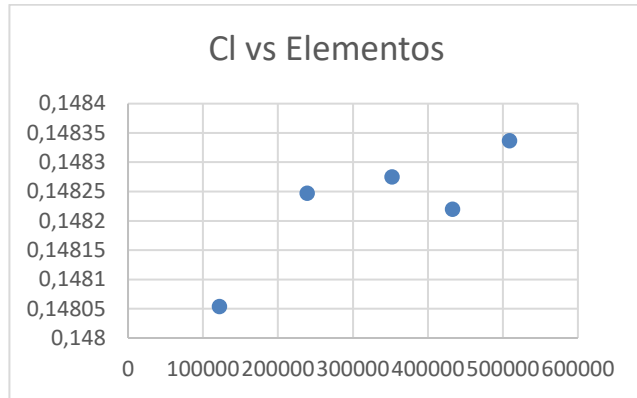
(Tabla 4.2. Calidad De Malla Para Dispositivo Cop)

Teniendo en cuenta las recomendaciones mencionadas, hay que tener cuidado cuando se obtiene una solución convergida, no quiere decir que se obtenga una solución precisa: es necesario hacer un estudio de convergencia de malla para comprobar que el tamaño de los elementos de la misma no está influyendo en la solución.

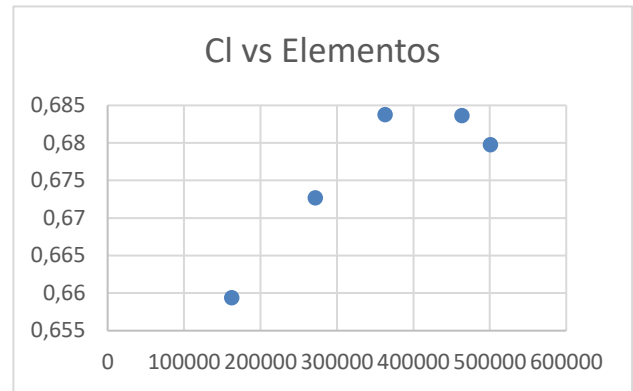
El proceso típico es mallar con tamaño base y resolver el problema, luego mallar con un 50 % más de tamaño de celdas y resolver el problema y remallar con un 50 % menos de tamaño de celdas respecto al tamaño base y resolver el problema, luego de eso comparar las soluciones. Si son casi iguales, se ha alcanzado la convergencia y se puede usar el tamaño base [6].

La idea general es utilizar el tamaño máximo de malla que permita resolver el problema, hay limitaciones en el tamaño que hay que respetar en algunas zonas, el número de elementos de convergencia quedara en manos del costo computacional [6].

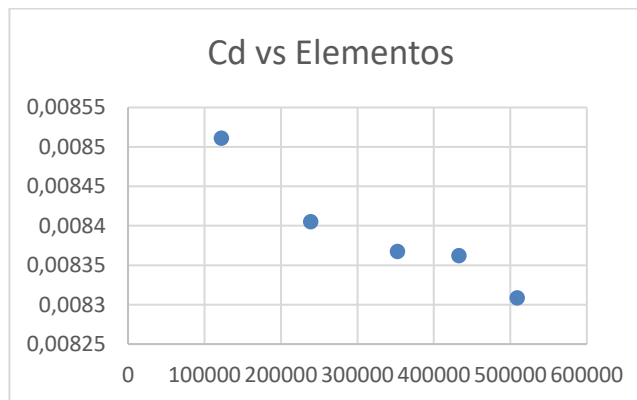
Las siguientes simulaciones de convergencia de malla se hicieron para los valores de (Cl, Cd, Cm), tanto para el perfil limpio, como para el dispositivo hipsustentador, para esto se otorgó al perfil principal (NACA 23012) un ángulo de ataque de 0°, en donde el dispositivo (Cop) estará en la coordenada X a 1.05\*C del borde de ataque y en la coordenada Y a 0.10\*C del borde de salida.



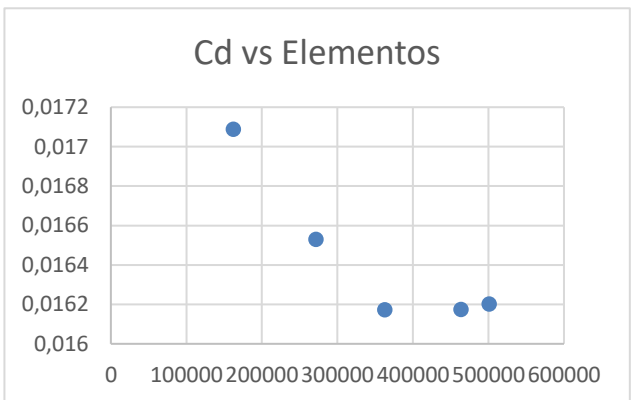
(Grafica 4.1. Independencia De Malla Para Perfil 23012)



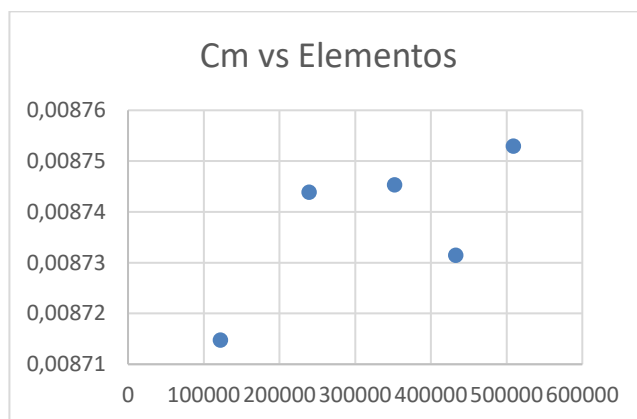
(Grafica 4.2. Independencia De Malla Para Dispositivo Cop)



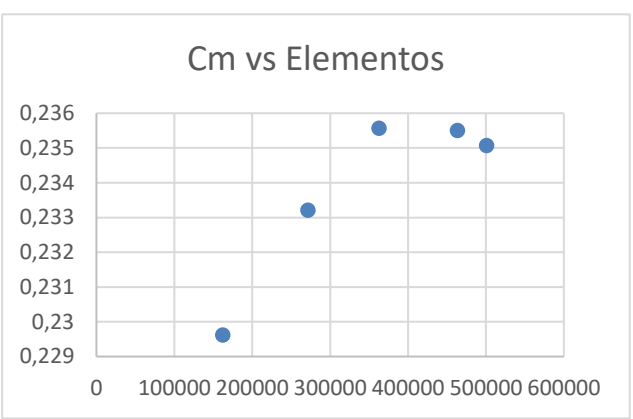
(Grafica 4.3. Independencia De Malla Para Perfil 23012)



(Grafica 4.4. Independencia De Malla Para Dispositivo Cop)



(Grafica 4.5. Independencia De Malla Para Perfil 23012)



(Grafica 4.6. Independencia De Malla Para Dispositivo Cop)

Se hace la suposición de que esta independencia de la malla, será semejante para los diferentes ángulos de ataque que adquieran los perfiles (tanto principal como del dispositivo hipersustentador), con el fin de realizar varias simulaciones y así tener un parámetro de referencia, para futuros trabajos de investigación.

La cantidad de elementos para la malla fue de 509385, ya que como se mencionó, la idea general es utilizar el tamaño máximo de malla que permita resolver el problema. Puesto que se trabajó con un margen limitado de 512000 elementos, al desarrollar las ecuaciones los valores van convergiendo a un valor determinado, en donde los resultados no varían en gran medida.

## Postproceso

Para empezar con las simulaciones en ANSYS en el programa Fluent, se introdujeron las condiciones de contorno para abordar el sistema, se verificó la distancia de la pared celular y se inicializó al programa, este da inicio a la ejecución de un pre cálculo del sistema, que arrojó las siguientes distancias:

| Perfil Aerodinámico        | Extrados Wall Distance |              | Intrados Wall Distance |              |
|----------------------------|------------------------|--------------|------------------------|--------------|
|                            | Min (m)                | Max (m)      | Min (m)                | Max (m)      |
| Naca 23012 (Limpio)        | 9.8464e-05             | 0.0002276608 | 7.517048e-05           | 0.0002768293 |
| Naca 23012 Con Dispositivo | 0.000117223            | 0.0004792115 | 0.0002176304           | 0.0005493035 |
| Naca 6412 Dispositivo      | 0.000122101            | 0.0004941755 | 4.759665e-05           | 0.0003695767 |

(Tabla 4.3. Walls Distances)

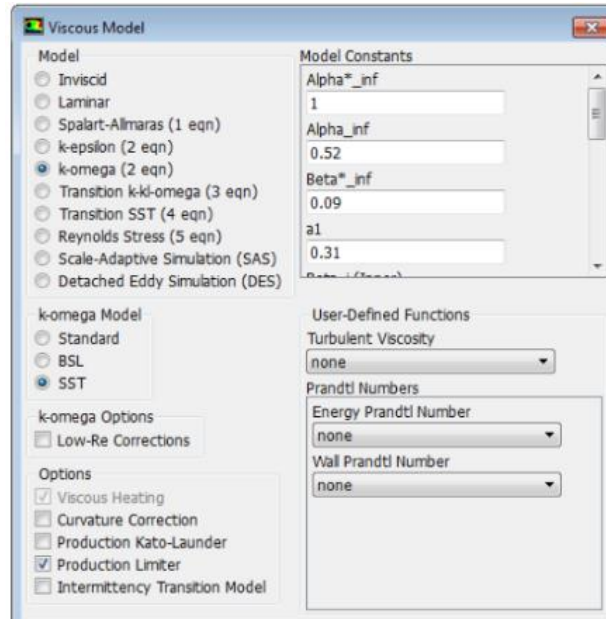
## Condiciones De Contorno

La malla está diseñada para mantener las distancias de pared celular con el fin de lograr un valor objetivo de  $y^+$  para el modelo de turbulencia en las celdas adyacentes a la pared, en donde el  $y^+$  es la distancia óptima de la pared celular, para poder medir la capa límite del objeto y con este su futuro desprendimiento.

Para la configuración física se estableció la sección de tiempo estable, junto con una configuración basada en la densidad, y una velocidad absoluta, además se estableció una presión operacional de 0 pascales, ya que la presión absoluta es igual a la presión operacional más la suma de la presión manométrica.

Para flujos incompresibles es normal especificar una presión de operación grande (típicamente presión atmosférica) y dejar que el solucionador trabaje con presiones manométricas más pequeñas para las condiciones de contorno, reduciendo los errores de redondeo. Para flujos compresibles, el solucionador necesita usar valores absolutos en el cálculo.

Con respecto al tipo de viscosidad que se desea tener en el sistema, se optó por la siguiente configuración, ya que el marco de referencia considera que es el más conveniente para trabajar con flujos incompresibles, y para acercarse a un valor más realista.



(Imagen 4.7. Condiciones de Viscosidad)

En lo concerniente a la densidad del sistema se definió que el aire se comporta como un gas ideal, para el  $C_p$  y la conductividad térmica se asignaron valores constantes de  $1006.43 \text{ (J/kg}\cdot\text{k)}$  y  $0.0242 \text{ (W/m}\cdot\text{k)}$  respectivamente. Esto se hizo ya que la ley de Sutherland para la viscosidad es adecuada para el flujo compresible de alta velocidad. Para simplificar los cálculos, el calor específico y conductividad térmica se tratarán como constantes.

Idealmente, el modelado de flujo compresible de alta velocidad depende de la temperatura y la viscosidad, la viscosidad se establece con base en la ecuación de Sutherland mientras que la temperatura es la correspondiente a la de la altitud de crucero del Cessna 208 Caravan.

Se establecieron los siguientes parámetros, con base en los datos obtenidos con anterioridad para el Cessna 208 durante su fase de crucero.

|                               |                               |
|-------------------------------|-------------------------------|
| Gauge Pressure [Pa]           | 37724.8                       |
| Mach Number                   | 0.50348                       |
| X-Component of Flow Direction | 1                             |
| Y-Component of Flow Direction | 0                             |
| <b>Turbulence</b>             |                               |
| Specification Method          | Intensity and Viscosity Ratio |
| Turbulent Intensity [%]       | 1                             |
| Turbulent Viscosity Ratio     | 1                             |
| Temperature [K]               | 238.7                         |

(Imagen 4.8. Valores De Referencia)

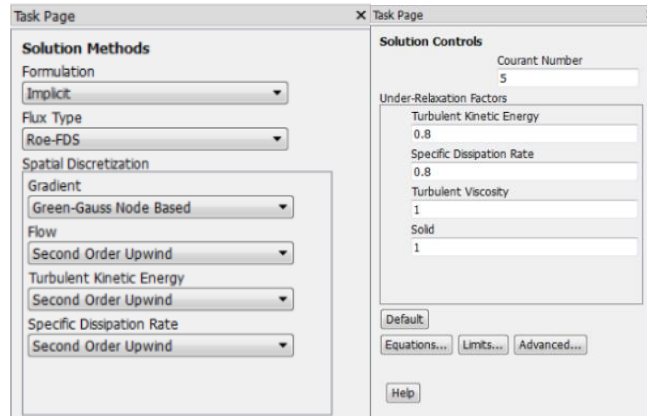
La intensidad de turbulencia se configuró al 1%, ya que son condiciones para un ambiente controlado. El número de Courant determina el paso de tiempo interno utilizado por el solucionador basado en densidad, por lo tanto, afecta la velocidad y la estabilidad de la solución.

El número de Courant predeterminado para la formulación implícita basada en densidad es 5.0. Es posible que se requiera un número de Courant más bajo durante el inicio de la simulación (cuando se produzcan cambios en la solución altamente no lineal), pero se puede aumentar a medida que



avanza la solución.

A menudo es posible aumentar el valor a 10, 20, 100 o incluso más, dependiendo de la estabilidad de la solución. Como se utilizará la dirección de solución automática, la elección exacta del número de Courant, no será importante para este caso en esta etapa.



(Imagen 4.9. Discretización)

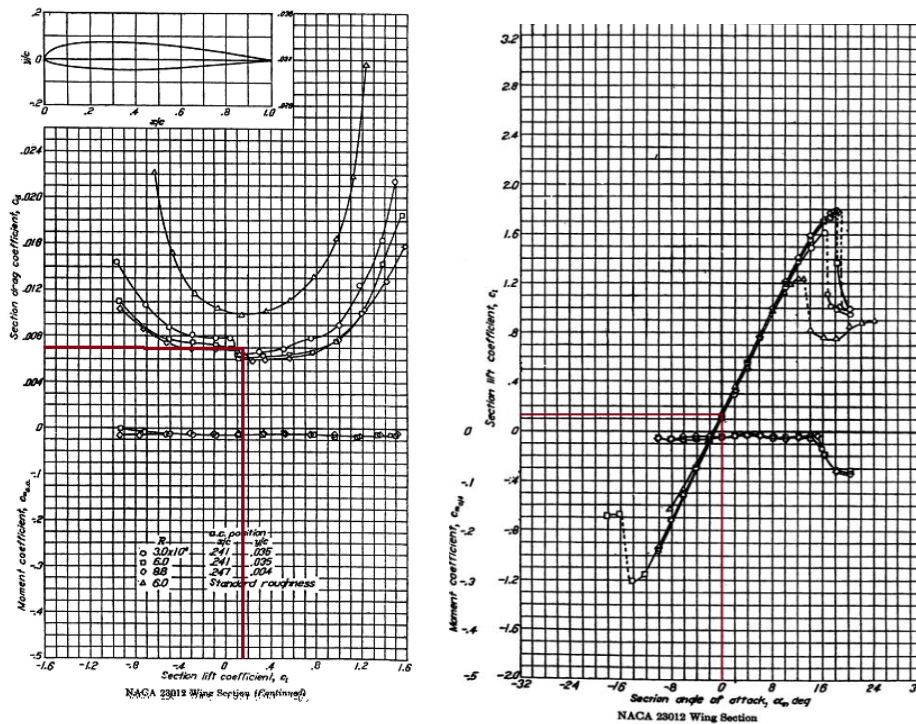
La formulación implícita es más estable, lo que permite utilizar configuraciones de control de solución más agresivas para que se requiera menos tiempo para llegar a una solución convergente.

La formulación explícita solo se utiliza normalmente para los casos en los que la escala de tiempo característica es del mismo orden que la escala de tiempo acústica, por ejemplo, la propagación de ondas de choque de alto número de Mach.

Se seleccionó el Green-Gauss Node Based from the Gradient ya que esto es un poco más caro desde el punto de vista computacional que los otros métodos, pero es más preciso para flujos aerodinámicos compresibles [12].

Se selecciono el Second Order Upwind for Turbulent Kinetic Energy and Specific Dissipation Rate, puesto que esto permitirá predecir con precisión el arrastre, ya que los esquemas predeterminados de primer orden no son suficientes.

Para tener una comparación más realista, se obtuvo la gráfica del perfil NACA 23012 y se realizó un balance de su diferencia de valores, los cuales fueron obtenidos por medio de la referencia [5] , y digitalizados por el programa en línea- “WebPlotDigitalizer “, para así tener cifras decimales más precisas.



(Imagen 4.10. Propiedades aerodinámicas del perfil 23012)

Después de realizar la simulación del perfil NACA 23012 a  $0^\circ$ , se utilizó como referencia la imagen 4.10 para establecer una comparación con los datos obtenidos, los datos de la imagen se extraen partiendo de un número de Reynolds de 6 millones ya que es el valor más aproximado a la condición de 5.5 millones (calculada previamente); al comparar los valores se obtienen los siguientes resultados:

| Tipo             | $C_l$      | $C_d$      | $C_m$      | $\Delta C_l$ | $\Delta C_d$ | $\Delta C_m$ | % $C_l$ | % $C_d$ | % $C_m$ |
|------------------|------------|------------|------------|--------------|--------------|--------------|---------|---------|---------|
| Naca 23012 Tabla | 0,14286    | 0,007121   | -0,04695   | 0,003978     | 0,001213     | 0,001493     | 2,8     | 17,0    | -3,2    |
| Naca 23012 (CFD) | 0,14683819 | 0,00833355 | -0,0454573 |              |              |              |         |         |         |

(Tabla 4.4. Comparación Directa)

Como se observa en la tabla 4.4, el parámetro en el se que marca más discrepancia es el arrastre, posiblemente debido a la captación de la capa limite, la limitación de los elementos y al seguimiento de la calidad de la malla.

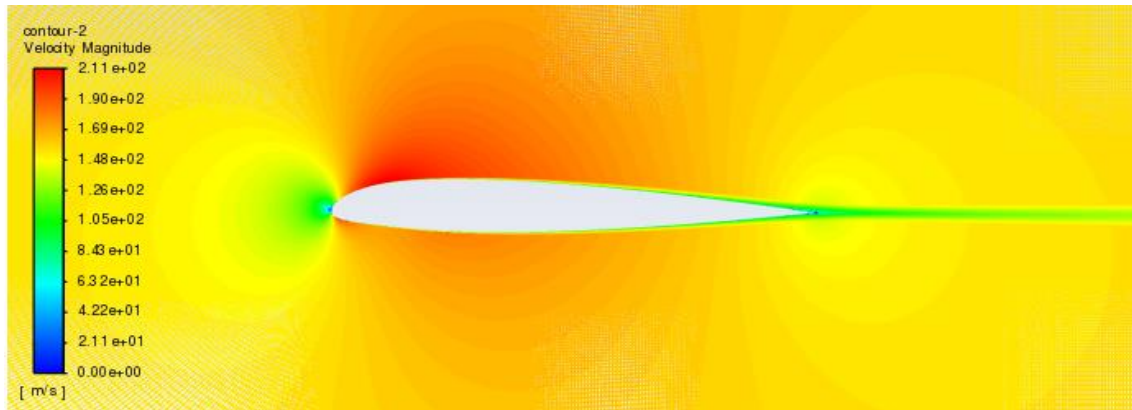
Página dejada en blanco intencionalmente.

## Capítulo 5

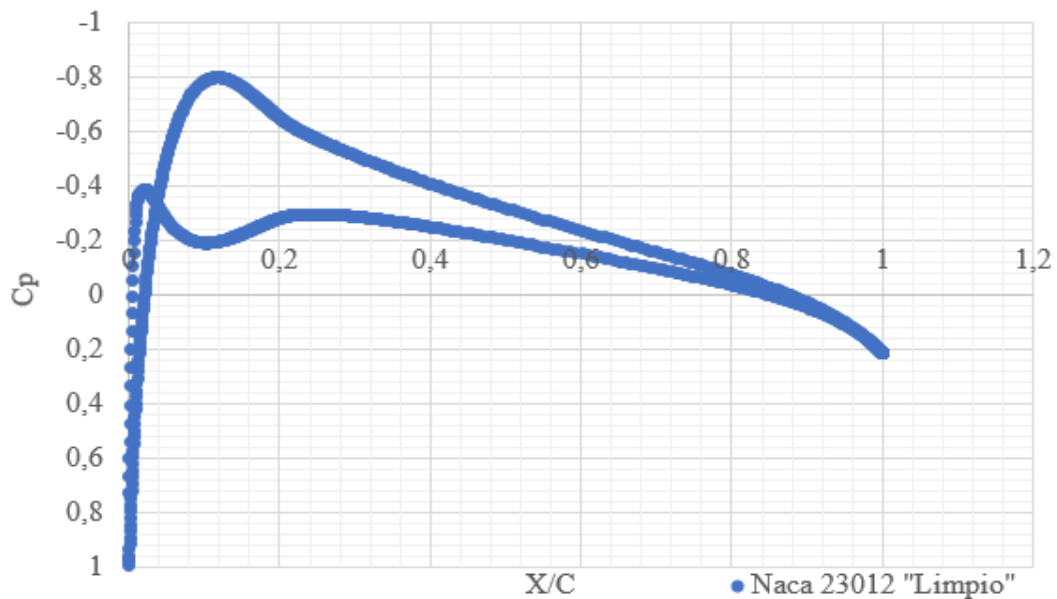
### Análisis y Resultados

### Simulaciones

La simulación se inició analizando el perfil aerodinámico NACA 23012 con un ángulo de ataque de  $0^\circ$ , este perfil corresponde al perfil de punta de ala del Cessna 208.

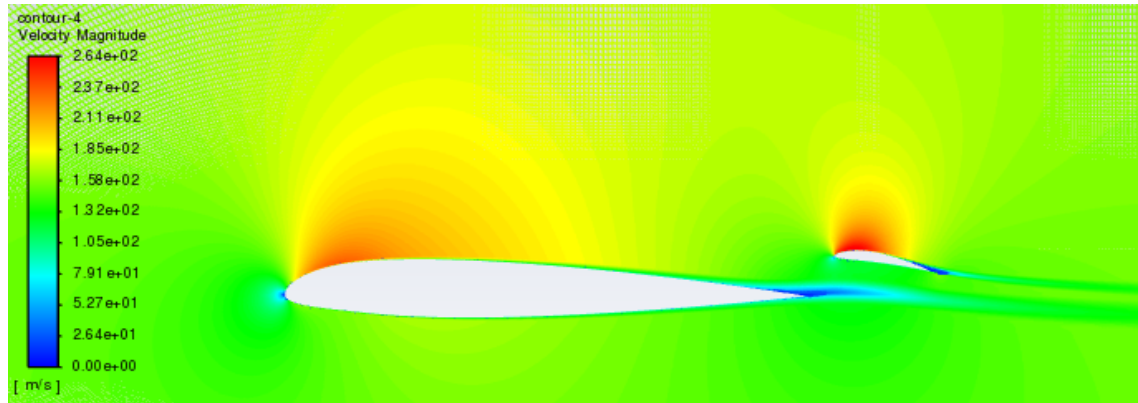


(Imagen 5.1. Perfil limpio)

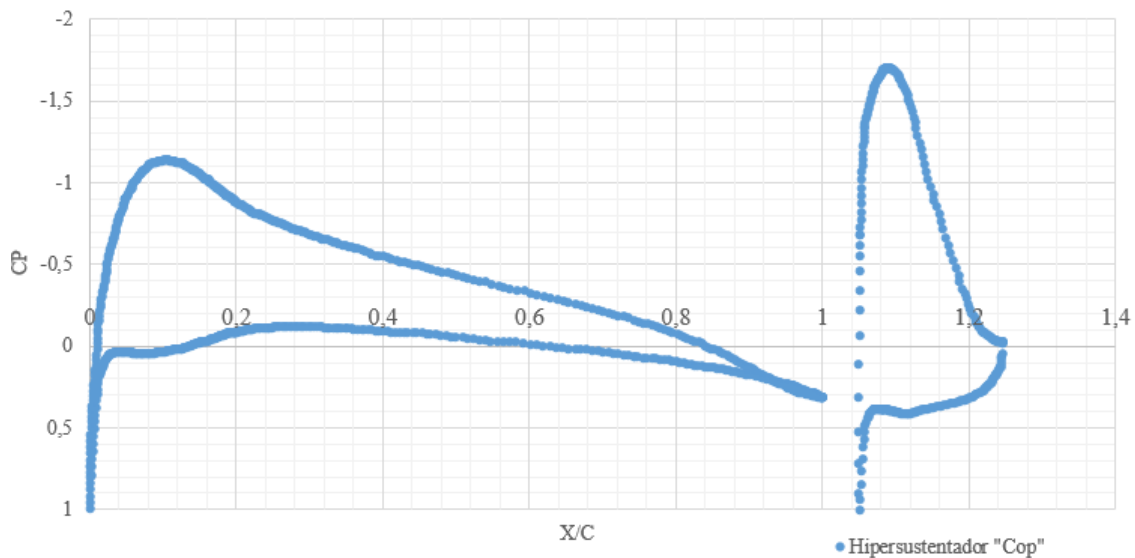


(Grafica 5.1. Coeficiente De Presión Para El Perfil Limpio 23012)

En la segunda simulación se incluyó el dispositivo hipersustentador Cop tal y como se observa en la imagen 5.2, este se ubicó a una distancia en Y igual al 8% de la cuerda del perfil limpio y una distancia en X igual al 105% de la cuerda. Se otorgó al dispositivo un ángulo de ataque  $[\delta_c]$  de  $8^\circ$ . Se recomienda observar la imagen 4.1 para una mayor comprensión de las medidas.



(Imagen 5.2. Perfil Con Cop)



(Grafica 5.2. Coeficiente De Presión Para El Hipersustentador)

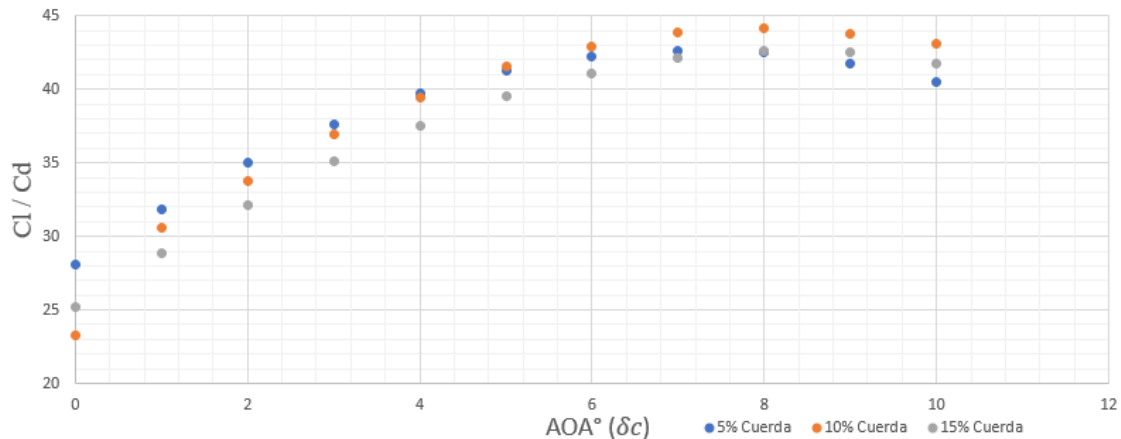
Los resultados obtenidos al culminar las simulaciones son los siguientes:

| Tipo                               | Cl         | Cd         | Cm         | $\Delta Cl$ | $\Delta Cd$ | $\Delta Cm$ | % Cl | % Cd | % Cm   |
|------------------------------------|------------|------------|------------|-------------|-------------|-------------|------|------|--------|
| Naca 23012 (CFD)                   | 0,14683819 | 0,00833355 | -0,0454573 | 0,487312    | 0,006208    | 0,201855    | 332  | 74,5 | -444,1 |
| Naca 23012 Con El Hipersustentador | 0,63415022 | 0,01454144 | 0,15639782 |             |             |             |      |      |        |

(Tabla 5.1. Comparación Del Naca 23012 Limpio Y Con El Dispositivo Hipersustentador Cop)

Como se puede visualizar en la tabla 5.1 el incremento del coeficiente de sustentación es moderado y es similar al incremento de otros dispositivos hipersustentadores, entonces la pregunta recurrente es, ¿Cuál es la mejor configuración para la fase del vuelo en crucero en lo que respecta al dispositivo hipersustentador Cop?

Para encontrar la configuración más eficiente se realizaron distintas simulaciones variando la posición en Y del dispositivo desde un 5% de la cuerda hasta un 15% de la misma, con incrementos del 1%, cada incremento se analizaba variando desde  $0^\circ$  hasta  $10^\circ$  el ángulo de ataque del dispositivo hipersustentador  $[\delta c]$ , cabe anotar que en todos los escenarios descritos no se modificó la posición en X, manteniendo el dispositivo a una distancia de 105% de la cuerda.



(Gráfica 5.3. Eficiencia Versus Ángulos De Ataque Del Hipersustentador)

Partiendo del hecho de que el perfil NACA 23012 con un ángulo de ataque de 0° y sin ninguna adición, posee una relación Cl/Cd de 17,62, se determinó que con un ángulo de ataque de 0° en el perfil principal, el valor de mayor relación Cl/Cd (44,131) se alcanza cuando el dispositivo hipersustentador Cop se ubica a una distancia en Y del 10% de la cuerda y con un ángulo de rotación (ángulo de ataque de dispositivo) de 8° [ δc ], manteniendo la distancia en X igual a 1.05\*C.

| Eje x = 1,05°C; Eje y = 0,10°C |        |         |        |           |        |        |        |                      |        |        |        |       |
|--------------------------------|--------|---------|--------|-----------|--------|--------|--------|----------------------|--------|--------|--------|-------|
| Naca 23012                     |        |         |        | Naca 6412 |        |        |        | Sumatoria De Fuerzas |        |        |        |       |
| AoA                            | CL     | Cd      | Cm     | AoA       | CL     | Cd     | Cm     | CL                   | Cd     | Cm     | ClvsCd | g     |
| 0                              | 0,2029 | 0,0047  | 0,0585 | 0         | 0,0865 | 0,0077 | 0,1000 | 0,2893               | 0,0124 | 0,0862 | 23,270 | 0,351 |
|                                | 0,2409 | 0,0037  | 0,0720 | 1         | 0,1072 | 0,0076 | 0,1232 | 0,3481               | 0,0114 | 0,1082 | 30,612 | 0,514 |
|                                | 0,2689 | 0,0026  | 0,0816 | 2         | 0,1251 | 0,0091 | 0,1427 | 0,3940               | 0,0117 | 0,1258 | 33,733 | 0,561 |
|                                | 0,2972 | 0,0014  | 0,0912 | 3         | 0,1432 | 0,0105 | 0,1625 | 0,4404               | 0,0119 | 0,1435 | 36,927 | 0,599 |
|                                | 0,3236 | 0,0002  | 0,0999 | 4         | 0,1608 | 0,0121 | 0,1816 | 0,4844               | 0,0123 | 0,1605 | 39,487 | 0,621 |
|                                | 0,3484 | -0,0011 | 0,1081 | 5         | 0,1780 | 0,0138 | 0,2002 | 0,5264               | 0,0127 | 0,1767 | 41,573 | 0,634 |
|                                | 0,3702 | -0,0024 | 0,1151 | 6         | 0,1944 | 0,0155 | 0,2180 | 0,5646               | 0,0131 | 0,1919 | 42,937 | 0,637 |
|                                | 0,3901 | -0,0036 | 0,1213 | 7         | 0,2101 | 0,0173 | 0,2349 | 0,6002               | 0,0137 | 0,2061 | 43,841 | 0,636 |
|                                | 0,4072 | -0,0049 | 0,1263 | 8         | 0,2248 | 0,0192 | 0,2508 | 0,6320               | 0,0143 | 0,2191 | 44,131 | 0,629 |
|                                | 0,4211 | -0,0060 | 0,1302 | 9         | 0,2382 | 0,0210 | 0,2651 | 0,6593               | 0,0150 | 0,2305 | 43,819 | 0,617 |
|                                | 0,4324 | -0,0071 | 0,1331 | 10        | 0,2499 | 0,0229 | 0,2775 | 0,6823               | 0,0158 | 0,2400 | 43,076 | 0,603 |

(Tabla 5.3. Variación Del Angulo De Ataque Del Hipersustentador)

El valor g se interpreta como un margen de beneficio para el control de flujo, cuando g es positivo, se requiere menos potencia del motor para el vuelo de crucero con un dispositivo de control de flujo pasivo, se utilizó la siguiente ecuación. [12]

$$-\frac{6}{7} * \frac{\Delta Cd}{Cd} + \frac{9}{7} * \frac{\Delta Cl}{Cl} = g > 0$$

En esta ecuación no se tiene en cuenta el peso del dispositivo, ni las afectaciones en la eficiencia del motor ya que esta será definida en la fase final del diseño, debido a que no se realizó este cálculo, el valor del margen de beneficio queda en un sistema ideal [12].

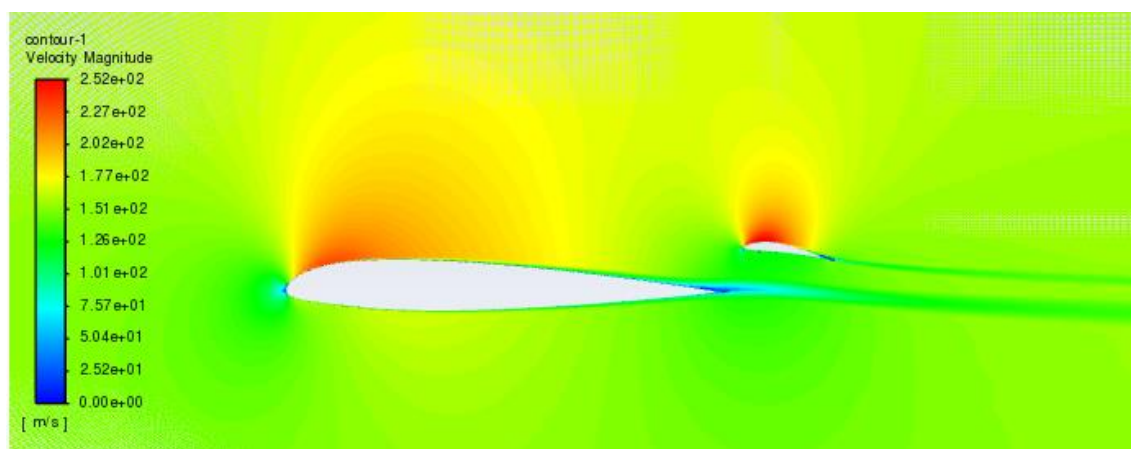
Como se puede notar en la tabla 5.3, el perfil principal NACA 23012 experimenta un incremento en el coeficiente de sustentación de 0.48516181 ante la presencia del dispositivo hipersustentador, el dispositivo afecta tanto el perfil principal como a sí mismo y se observa que el perfil principal aumenta su sustentación aproximadamente al doble con la ayuda del dispositivo.

Adicionalmente, puede observarse que el arrastre para el perfil principal (NACA 23012) se vuelve negativo o disminuye para algunos ángulos de ataque, mientras que se incrementa en el dispositivo hipersustentador debido a que presuntamente este se encuentra en una zona turbulenta, dando como

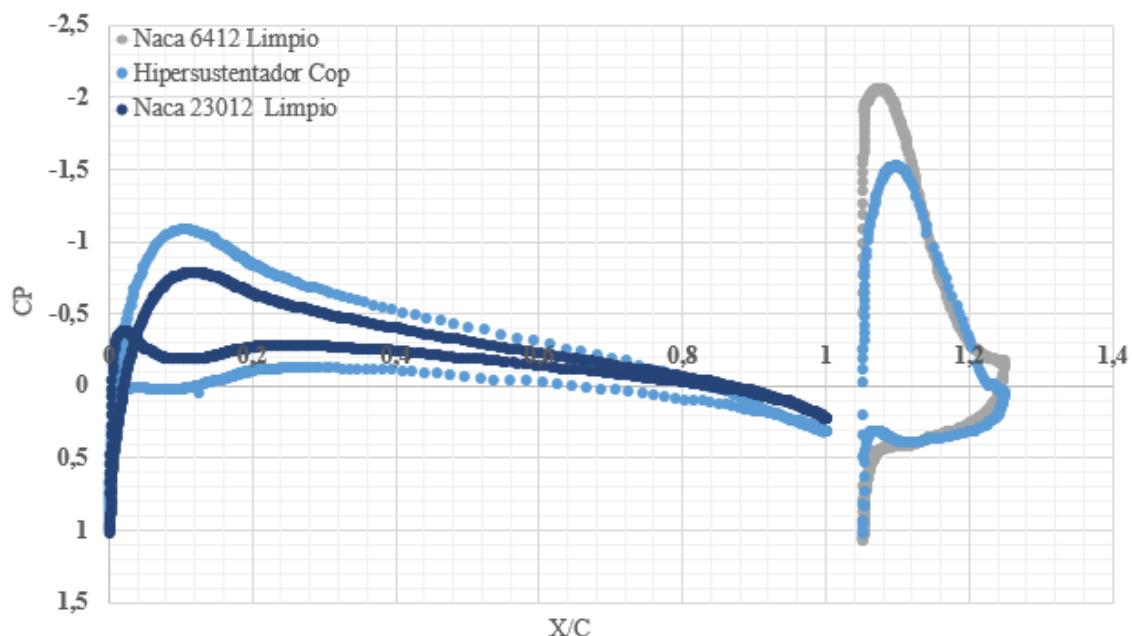
resultado una sumatoria de fuerzas, donde la fuerza predominante del arrastre es la del dispositivo hipersustentador, generando un efecto de incremento de arrastre en el sistema completo.

La pregunta en este caso es ¿Cómo se ven afectados el perfil principal y el dispositivo hipersustentador?, para esto se realizaron las simulaciones independientes del perfil NACA 23012 a  $0^\circ$  y del perfil NACA 6412 a  $8^\circ$ , ya que esta demostró ser la mejor configuración en la fase de crucero con en las distancias Y y X previamente mencionadas. Ya que se hará una comparación directa con el diseño del dispositivo hipersustentador Cop bajo las mismas condiciones, es necesario efectuar la misma independencia de malla que se hizo con anterioridad, con los mismos valores, pero con el perfil del dispositivo (NACA 6412), los resultados del análisis de independencia de malla están contenidos en los anexos del presente documento.

Para visualizar este cambio, se realizó la gráfica de coeficiente de presiones versus el tamaño porcentual de la cuerda, en donde se establecerá en que posiciones se perciben los mayores cambios.



(Imagen 5.3. Perfil Con El Dispositivo Hipersustentador)



(Grafica 5.3. Comparación Directa)

Lo que se observó en la gráfica 5.3 es que, para una corriente libre de igual magnitud, el dispositivo hipersustentador Cop ayuda al perfil principal a aumentar su área de coeficiente de presión, llegando



así a un incremento de velocidad, que a su vez da un diferencial positivo en el coeficiente de sustentación. Por otro lado, se visualiza que, para el perfil del dispositivo con una configuración limpia, el coeficiente de presión es más alto que en la configuración completa (perfil principal más dispositivo hypersustentador), ya que se observa una reducción de su velocidad en el pico principal del borde de ataque, haciendo así que la sustentación disminuya.

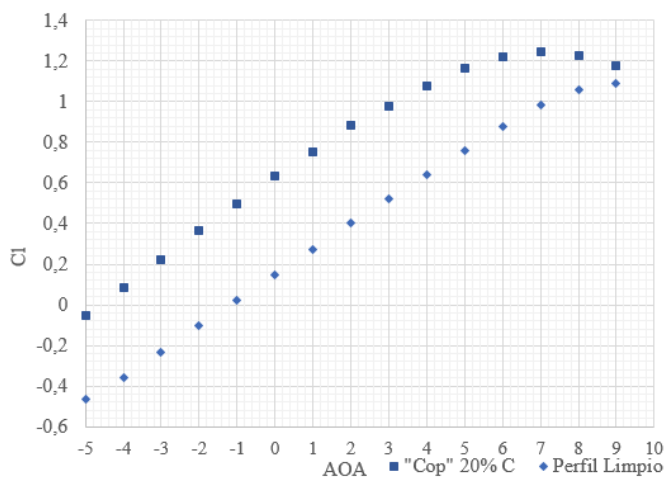
Una hipótesis de esta disminución de sustentación en el perfil del dispositivo es la cantidad del flujo másico que está entrando a dicho perfil, ya que ante la presencia del perfil principal, este desvía parte del flujo a la zona del intradós, otra parte hacia el extradós y luego directamente al dispositivo hypersustentador.

| Configuración        | Naca 23012 a 0° |            |           | Naca 6412 a 8° |           |            | Sumatoria De Fuerzas |           |           |
|----------------------|-----------------|------------|-----------|----------------|-----------|------------|----------------------|-----------|-----------|
|                      | Cl              | Cd         | Cm        | Cl             | Cd        | Cm         | Cl                   | Cd        | Cm        |
| Naca 23012 Limpio    | 0,1468382       | 0,0083336  | 0,0454573 | -              | -         | -          | 0,4273786            | 0,0155165 | 0,0088491 |
| Naca 6412 Limpio     | -               | -          | -         | 0,2805404      | 0,0071829 | -0,0366081 |                      |           |           |
| Hipersustentador Cop | 0,4071745       | -0,0048576 | 0,1263455 | 0,2248221      | 0,0191785 | 0,2507705  | 0,6319965            | 0,0143208 | 0,2191169 |

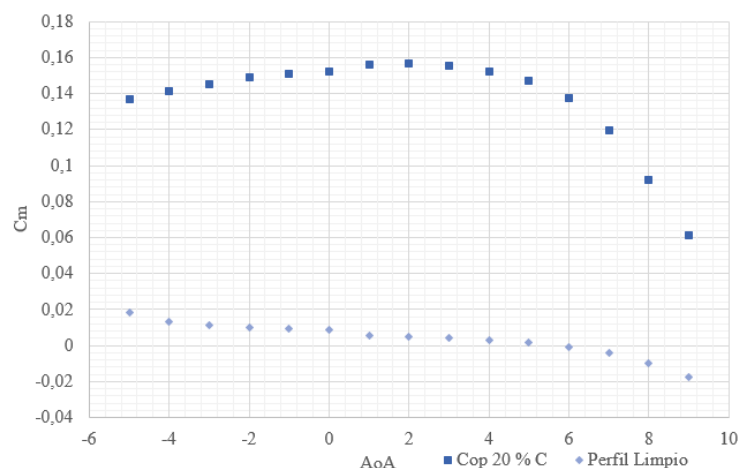
(Tabla 5.4. Comparación Del Naca 23012 Y Naca 6412 Limpio Con El Dispositivo Hipersustentador Cop)

Conociendo como afecta esta configuración tanto al perfil principal como al perfil del dispositivo, se muestra en la tabla 5.4 que al analizar los perfiles de manera independiente y sumar los resultados obtenidos, no se alcanza a igualar el beneficio mutuo que genera la configuración completa, ya que se aumenta el coeficiente de sustentación un 0.2046179 y se disminuye el coeficiente de arrastre en un -0.0011956, ultimando así que el uso de esta configuración permite una relación Cl/Cd más eficiente con ángulo de ataque de 0°.

Conociendo el impacto que tiene la presencia del dispositivo hypersustentador Cop, se decide que este será instalado para mantenerse estático e inmóvil.

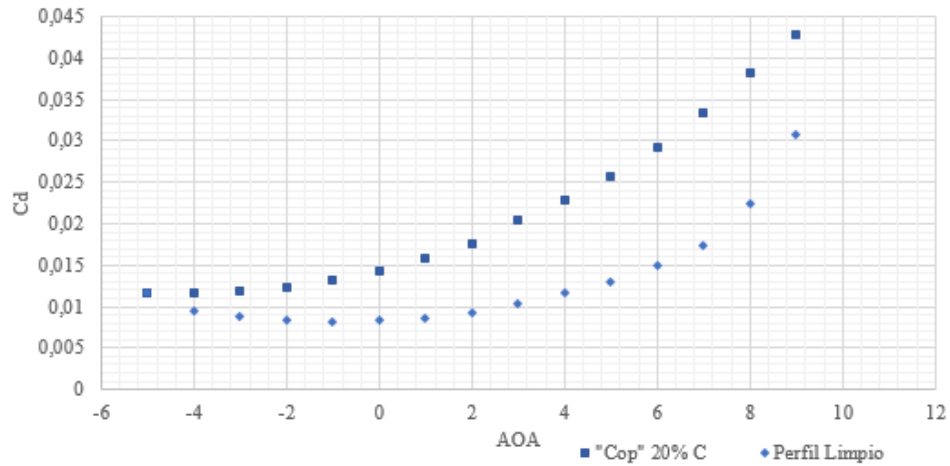


(Gráfica 5.4. Coeficiente De Sustentación)

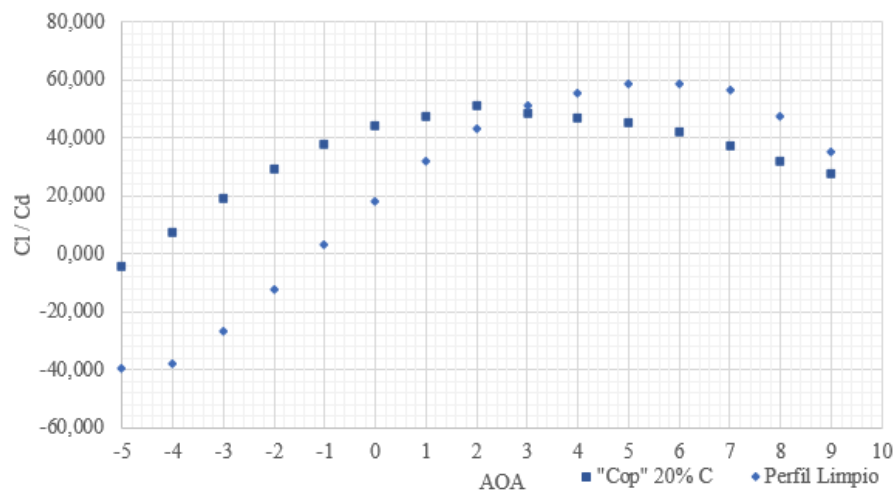


(Gráfica 5.5. Coeficiente De Momento)





(Gráfica 5.6. Coeficiente De Arrastre)



(Gráfica 5.7. Gráfica De Eficiencia)

En las gráficas anteriores se analizó un ángulo de ataque máximo de 9 grados, ya que para mayores ángulos de ataque no se logra una convergencia en la solución de la simulación. La gráfica 5.4 permite apreciar un comportamiento similar al de un flap, en donde el aumento de la sustentación es casi lineal, aunque a partir de los 7° de ángulo de ataque comienza a disminuir la sustentación, este fenómeno se explicará en la fase de despegue con más detalle.

También en la gráfica 5.7 ( $Cl/Cd$  vs AoA) se pudo apreciar que a medida que disminuye el ángulo de ataque, va aumentando la diferencia de la relación entre el perfil principal y el del dispositivo; las relaciones comienzan a adquirir valores similares con ángulos de ataque de aproximadamente 3°, mientras que a medida que aumenta el ángulo de ataque, el perfil principal comienza a tener una mejor eficiencia, pero la caída que tiene en los últimos dos grados muestra que posiblemente podría caer más abajo que la relación  $Cl/Cd$  del dispositivo hipersustentador, se requiere una mayor cantidad de elementos para la malla para precisar dicha suposición.

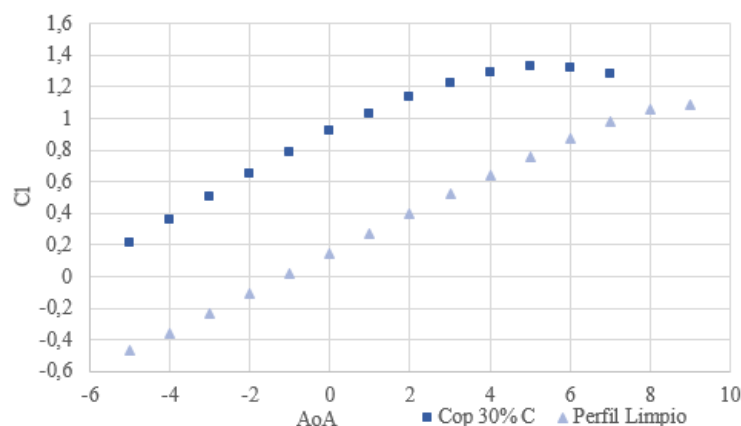
Se podría llegar a pensar que cuando se amplían las dimensiones del sistema, aumentará el número de Reynolds, y por ende el coeficiente de sustentación, sin embargo, como se puede observar en la imagen 4.10, el incremento de sustentación entre diferentes números Reynolds es muy pequeño, y hay una amplia distancia para que se pueda igualar al aumento que brinda el Cop.

Ya conociendo cuál es la mejor configuración para el vuelo en crucero, se precede a simular el efecto del dispositivo hipersustentador al poseer una cuerda igual al 30% de la cuerda del perfil principal, esto en razón a que en el marco teórico se establece que la mayoría de los dispositivos hipersustentadores poseen cuerdas que varían entre el 20% y el 30% del perfil principal; para este análisis se emplearán las mismas distancias en X y en Y con el mismo ángulo de ataque que en la configuración anterior, para así obtener una comparación directa. El análisis de independencia de malla se detalla en la sección de anexos.

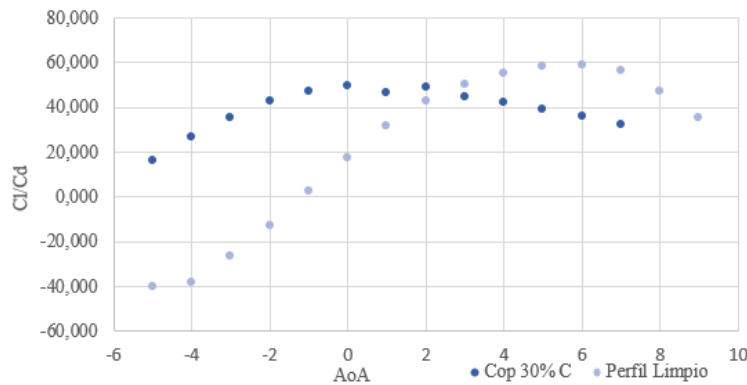
| Eje X = 1,05°C; Eje Y=0,1°C |            |             |            |            |            |            |                      |            |            |         |
|-----------------------------|------------|-------------|------------|------------|------------|------------|----------------------|------------|------------|---------|
| Naca 23012                  |            |             |            | Naca 6412  |            |            | Sumatoria De Fuerzas |            |            |         |
| AoA                         | Cl         | Cd          | Cm         | Cl         | Cd         | Cm         | Cl                   | Cd         | Cm         | Cl / Cd |
| -5                          | -0,0601095 | 0,00155838  | 0,01582609 | 0,270192   | 0,01118553 | 0,31926542 | 0,21008246           | 0,01274391 | 0,19917901 | 16,485  |
| -4                          | 0,07258688 | 0,00146961  | 0,04823174 | 0,28474787 | 0,0147815  | 0,3345295  | 0,35733475           | 0,01331188 | 0,20685346 | 26,843  |
| -3                          | 0,20395467 | -0,0043662  | 0,07971466 | 0,29898816 | 0,01863184 | 0,34948354 | 0,50294283           | 0,01426565 | 0,21408046 | 35,256  |
| -2                          | 0,33773599 | -0,0074583  | 0,1109161  | 0,31386382 | 0,02265119 | 0,36523041 | 0,65159981           | 0,0151929  | 0,22119387 | 42,888  |
| -1                          | 0,46170295 | -0,0104505  | 0,13848005 | 0,32749925 | 0,02684128 | 0,3796644  | 0,7892022            | 0,01669082 | 0,22675565 | 47,284  |
| 0                           | 0,57786891 | -0,0125802  | 0,16267048 | 0,34036683 | 0,03109469 | 0,39336112 | 0,91823574           | 0,01851445 | 0,2305111  | 49,596  |
| 1                           | 0,681329   | -0,013771   | 0,182447   | 0,349490   | 0,035845   | 0,402954   | 1,030819             | 0,022072   | 0,231710   | 46,704  |
| 2                           | 0,77689744 | -0,0160533  | 0,19892792 | 0,35852328 | 0,03926884 | 0,41269439 | 1,1354207            | 0,02321554 | 0,23154237 | 48,908  |
| 3                           | 0,85554264 | -0,0158598  | 0,21084145 | 0,36231628 | 0,04314654 | 0,04314117 | 1,2178589            | 0,02728185 | 0,22781959 | 44,640  |
| 4                           | 0,92828031 | -0,01548925 | 0,22049644 | 0,35962232 | 0,04605571 | 0,41353327 | 1,2879026            | 0,03037079 | 0,21935632 | 42,406  |
| 5                           | 0,98201414 | -0,0134703  | 0,22499401 | 0,34427225 | 0,04709405 | 0,39594907 | 1,3262864            | 0,0336294  | 0,20243146 | 39,438  |
| 6                           | 1,0136032  | -0,007528   | 0,22511998 | 0,3046731  | 0,04417711 | 0,35036957 | 1,3182289            | 0,03664909 | 0,17068279 | 35,969  |
| 7                           | 1,0237237  | 0,00131226  | 0,22121483 | 0,25457065 | 0,0385023  | 0,29302139 | 1,2782944            | 0,03981456 | 0,13334936 | 32,106  |

(Tabla 5.5 Dispositivo Hipersustentador Cop Con Una Cuerda Al 30%)

La tabla 5.5 muestra los valores de coeficientes de sustentación y arrastre que se obtienen cuando el dispositivo hipersustentador posee una cuerda igual al 30% de la cuerda del perfil principal. Con un ángulo de ataque de 0° la relación Cl/Cd refleja un aumento si se compara con el valor obtenido para este parámetro cuando el dispositivo hipersustentador posee una cuerda igual al 20% de la cuerda del perfil principal.



(Gráfica 5.8. Coeficiente De Sustentación Al 30% De La Cuerda)



(Gráfica 5.9. Eficiencia del 30% De La Cuerda Hipersustentador)

Para optimizar la producción de sustentación en la fase de crucero, el dispositivo hipersustentador Cop deberá poseer una cuerda igual al 30% de la cuerda del perfil principal como se muestra en la gráfica 5.9; no hay que olvidar que este análisis obedece a una configuración en 2D y que no se tuvo en cuenta, el valor del peso del dispositivo, y cómo este afecta a la eficiencia del motor.

La simulación se ejecutó hasta un ángulo de ataque de  $7^\circ$ , ya que fue el valor máximo en donde la malla permitió obtener una respuesta convergente como se puede observar en la gráfica 5.8; el comportamiento del sistema al aumentar la cuerda, permite que el perfil genere una alta sustentación en los primeros grados, pero comienza a evidenciarse un descenso de la sustentación a los  $6^\circ$ , por dicho motivo en las siguientes fases, se establecerá una cuerda igual al 30% de la cuerda del perfil principal para el dispositivo hipersustentador.

## Fase De Despegue

Para la fase de despegue se encontró en la referencia [4] que el avión Cessna Caravan 208, emprende vuelo sin flaps a una velocidad de 110 kts, para esta fase se seleccionó un ángulo de ascenso de  $9^\circ$ , ya que, como se mencionó previamente, esta es uno de los valores máximos con el que las simulaciones del sistema llegan a converger.

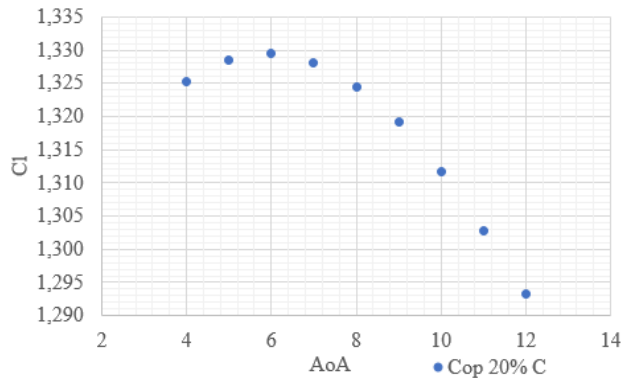
El número de Reynolds para esta condición se establece con base en las condiciones de operación al nivel del mar, los valores de temperatura, densidad, presión y viscosidad dinámica de se extraen de las tablas “ISA” dando como resultado de un numero de Reynolds de 3.874.259,36 para un número de Mach de 0.166373, como se indicó previamente.

Para la fase de despegue es primordial aumentar la sustentación, para que el avión opere a velocidades aerodinámicas más bajas, lo que se traduce en requisitos de pista más cortos, sin embargo, es importante también proporcionar una relación L/D mejorada para ayudar a cumplir con los requisitos de ruido durante el ascenso de salida.

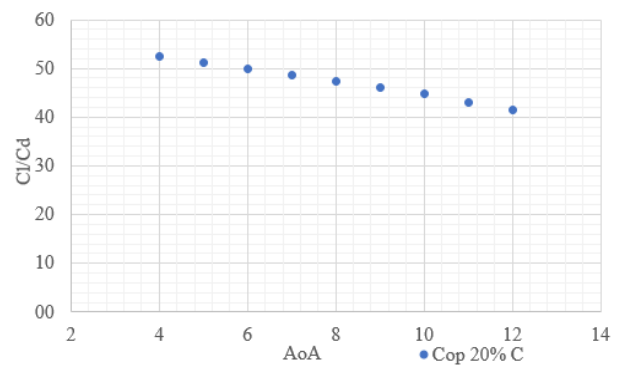
| Eje X = $1,05^\circ\text{C}$ ; Eje Y = $0,1^\circ\text{C}$ |        |         |        |           |        |        |        |                      |        |          |       |                   |                   |                   |
|--|--------|---------|--------|-----------|--------|--------|--------|----------------------|--------|----------|-------|-------------------|-------------------|-------------------|
| Naca 23012   |        |         |        | Naca 6412 |        |        |        | Sumatoria De Fuerzas |        |          |       |                   |                   |                   |
| AoA  | Cl     | Cd      | Cm     | AoA       | Cl     | Cd     | Cm     | Cl                   | Cd     | Cm (c/4) | Cl/Cd | $\Delta\text{Cl}$ | $\Delta\text{Cd}$ | $\Delta\text{Cm}$ |
| 9  | 1,0497 | 0,0156  | 0,0025 | x         | x      | x      | x      | 1,0497               | 0,0156 | 0,0025   | 67,4  | -                 | -                 | -                 |
|  | 1,1256 | -0,0080 | 0,2866 | 4         | 0,1997 | 0,0333 | 0,2269 | 1,325                | 0,0252 | 0,1205   | 52,5  | 0,2756            | 0,0097            | 0,1180            |
|  | 1,1201 | -0,0092 | 0,2832 | 5         | 0,2083 | 0,0351 | 0,2361 | 1,328                | 0,0259 | 0,1241   | 51,2  | 0,2787            | 0,0104            | 0,1216            |
|  | 1,1146 | -0,0100 | 0,2802 | 6         | 0,2150 | 0,0367 | 0,2431 | 1,330                | 0,0267 | 0,1267   | 49,9  | 0,2799            | 0,0111            | 0,1241            |
|  | 1,1086 | -0,0107 | 0,2770 | 7         | 0,2194 | 0,0380 | 0,2475 | 1,328                | 0,0273 | 0,1279   | 48,7  | 0,2783            | 0,0117            | 0,1254            |
|  | 1,1026 | -0,0111 | 0,2742 | 8         | 0,2219 | 0,0390 | 0,2497 | 1,324                | 0,0279 | 0,1281   | 47,4  | 0,2747            | 0,0124            | 0,1256            |
|  | 1,0971 | -0,0112 | 0,2718 | 9         | 0,2221 | 0,0398 | 0,2494 | 1,319                | 0,0286 | 0,1271   | 46,1  | 0,2695            | 0,0130            | 0,1246            |
|  | 1,0915 | -0,0111 | 0,2695 | 10        | 0,2202 | 0,0405 | 0,2466 | 1,312                | 0,0293 | 0,1250   | 44,7  | 0,2620            | 0,0138            | 0,1225            |
|  | 1,0857 | -0,0109 | 0,2673 | 11        | 0,2172 | 0,0411 | 0,2426 | 1,303                | 0,0302 | 0,1222   | 43,1  | 0,2532            | 0,0146            | 0,1197            |
|  | 1,0795 | -0,0107 | 0,2649 | 12        | 0,2138 | 0,0418 | 0,2382 | 1,293                | 0,0312 | 0,1193   | 41,5  | 0,2435            | 0,0156            | 0,1167            |

(Tabla 5.6. Rotación Del Hipersustentador Para La Fase Despegue)

Los resultados obtenidos durante la simulación del perfil limpio se muestran representados en color azul en la tabla 5.6, se varió el ángulo de ataque del dispositivo hipersustentador desde 4° hasta 12°, donde se mostró que la mayor sustentación se alcanza con un ángulo de ataque a 6° para así obtener un diferencial de coeficiente de sustentación de 0.2799, como se muestra en la tabla 5.6 en color verde.

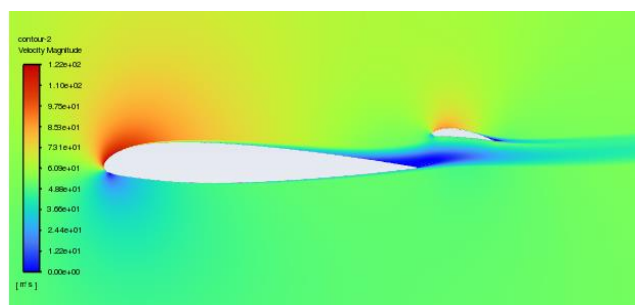


(Gráfica 5.9. Coeficiente De Sustentación)

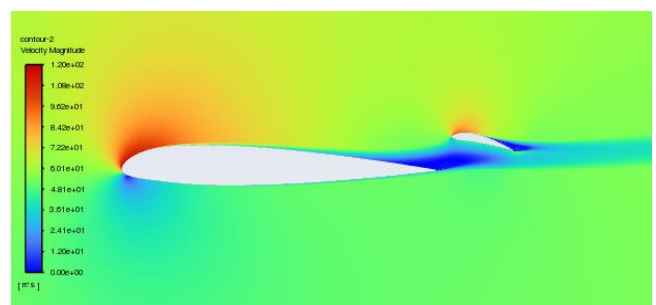


(Gráfica 5.10. Eficiencia Al 30% De La Cuerda)

Como se puede apreciar en las gráficas 5.9 y 5.10 a medida que se aumenta el ángulo de ataque, va disminuyendo el coeficiente de sustentación, y con ello empeorando la relación  $Cl/Cd$ , esto se da por la interferencia que se genera entre los perfiles, como se muestra a continuación.



(Imagen 5.4. Perfil Con Cop con un AOA de 6°)



(Imagen 5.5. Perfil Con Cop con un AOA de 12°)

Como se observa en la imagen 5.5 con altos ángulos de ataque, el perfil entra en una zona con alta entropía, lo que no permitiría que se cumpla el principio de la segunda ley de Newton, generando así un incremento en el coeficiente de arrastre, sin embargo, como se puede apreciar en la imagen 5.4 al disminuir su ángulo de ataque del Cop, el perfil experimenta una entropía más estable.

Posiblemente a medida que se siga aumentado el ángulo de ataque del sistema, será necesario disminuir el ángulo de ataque del dispositivo, para así obtener un mayor beneficio en la fase de despegue.

## Fase De Aterrizaje

Para la fase de aterrizaje, no fue posible establecer el valor exacto del ángulo con el cual desciende el Cessna 208, por lo tanto, para estimar dicho parámetro se determinó la velocidad de pérdida ( $V_s$ ), y se tuvo en cuenta que en los cálculos de distancia de aterrizaje se indica que la velocidad de aproximación se calcula como  $1.3V_s$  de acuerdo a la referencia *Airplane Design* de Jan Roskam; para la simulación se encontró que despejando el coeficiente máximo de sustentación de la ecuación (5) se halla a un ángulo aproximado de  $-2^\circ$ .

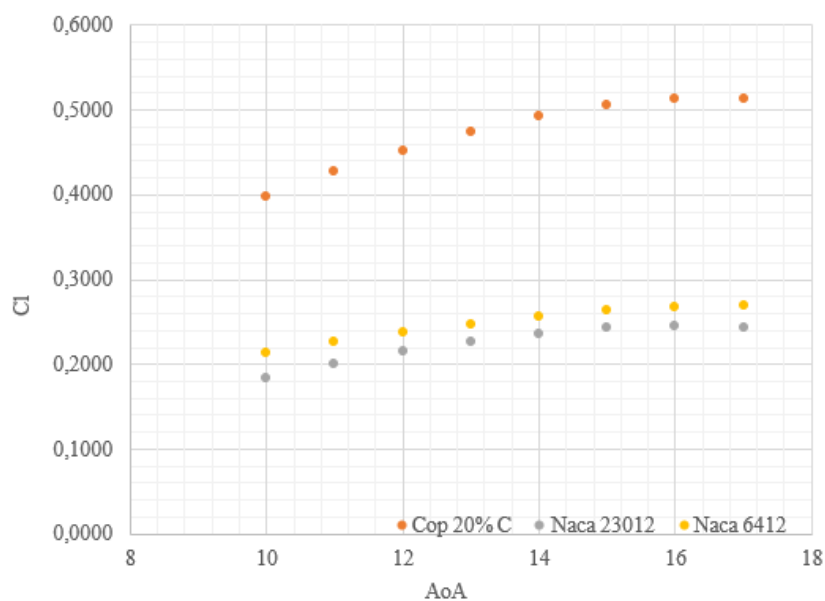
Para simular el comportamiento del sistema durante esta fase de la misión de la aeronave, se estableció un número de Reynolds de 2.839.617 y un número de Mach de 0.1219180781. Se simuló tanto el perfil principal NACA 23012 como el dispositivo hipersustentador Cop, ambos en las mismas condiciones para así poder realizar una comparación directa.

Durante la fase de aterrizaje es primordial aumentar la sustentación, ya que si hay una aproximación fallida, el piloto podrá emprender nuevamente un ascenso, también es fundamental una alta resistencia aerodinámica durante el aterrizaje, de modo que el ángulo de planeo de aproximación pueda hacerse más pronunciado, haciendo que la aeronave sea más fácil de aterrizar y pueda reducirse el efecto de flotación en el suelo; por último, es importante reducir el ángulo de ataque cerca de la sustentación máxima para que el avión sea más fácil de aterrizar a velocidades bajas.

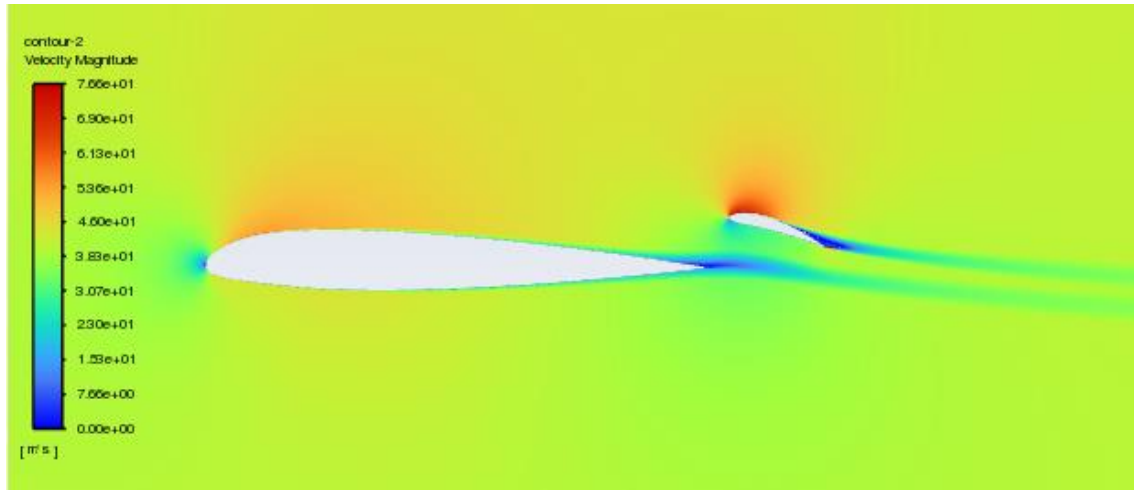
| Naca 23012 |          |          |         | Naca 6412 |         |         |         | Sumatoria De Fuerzas |        |        |             |             |             |        |
|------------|----------|----------|---------|-----------|---------|---------|---------|----------------------|--------|--------|-------------|-------------|-------------|--------|
| AoA        | Cl       | Cd       | Cm      | AoA       | Cl      | Cd      | Cm      | Cl                   | Cd     | Cm     | $\Delta Cl$ | $\Delta Cd$ | $\Delta Cm$ | Cl/Cd  |
| -2         | -0,01465 | 0,00144  | 0,00097 | x         | x       | x       | x       | -0,0146              | 0,0014 | 0,0010 | -           | -           | -           | -10,17 |
|            | 0,18411  | -0,00170 | 0,07471 | 10        | 0,21389 | 0,01513 | 0,23888 | 0,3980               | 0,0134 | 0,1512 | 0,4126      | 0,0120      | 0,1502      | 29,64  |
|            | 0,20074  | -0,00277 | 0,07994 | 11        | 0,22619 | 0,01663 | 0,25215 | 0,4269               | 0,0139 | 0,1591 | 0,4416      | 0,0124      | 0,1582      | 30,80  |
|            | 0,21513  | -0,00378 | 0,08432 | 12        | 0,23744 | 0,01816 | 0,26426 | 0,4526               | 0,0144 | 0,1662 | 0,4672      | 0,0129      | 0,1653      | 31,47  |
|            | 0,22708  | -0,00471 | 0,08778 | 13        | 0,24747 | 0,01972 | 0,27499 | 0,4745               | 0,0150 | 0,1724 | 0,4892      | 0,0136      | 0,1714      | 31,61  |
|            | 0,23621  | -0,00551 | 0,09020 | 14        | 0,25608 | 0,02129 | 0,28415 | 0,4923               | 0,0158 | 0,1774 | 0,5069      | 0,0143      | 0,1765      | 31,20  |
|            | 0,24244  | -0,00618 | 0,09159 | 15        | 0,26307 | 0,02289 | 0,29152 | 0,5055               | 0,0167 | 0,1813 | 0,5202      | 0,0153      | 0,1803      | 30,25  |
|            | 0,24503  | -0,00664 | 0,09180 | 16        | 0,26756 | 0,02454 | 0,29615 | 0,5126               | 0,0179 | 0,1834 | 0,5272      | 0,0165      | 0,1825      | 28,65  |
|            | 0,24400  | -0,00689 | 0,09089 | 17        | 0,26916 | 0,02629 | 0,29762 | 0,5132               | 0,0194 | 0,1837 | 0,5278      | 0,0180      | 0,1827      | 26,45  |

(Tabla 5.7. Rotación Del Hipersustentador Para La Fase Aterrizaje)

Los resultados de la simulación para el perfil principal, se muestran en la tabla 5.7 (resaltados en color azul), cabe recordar que para este caso el perfil principal poseerá un ángulo de ataque de  $-2^\circ$ ; se varió el ángulo de ataque del dispositivo hipersustentador desde  $10^\circ$  hasta  $17^\circ$ , y se determinó que para alcanzar el valor máximo de sustentación es necesario que el Cop posea un ángulo de ataque de  $17^\circ$  para así obtener un diferencial de coeficiente de sustentación de 0.5278 y un aumento en el arrastre de 0,0180, como se muestra en la tabla 5.7 de color verde.



(Grafica 5.11. Comparación Directa Entre Sus Componentes)



*(Imagen 5.6. Perfil Con Cop A Un Angulo De Ataque De 17°)*

En la fase de despegue con un ángulo de ataque de  $-2^\circ$  en el perfil principal, se puede observar que a medida que se incrementa el ángulo de ataque del dispositivo hipersustentador, este aumenta su coeficiente de sustentación, lo contrario que ocurre en la fase de despegue.

Página dejada en blanco intencionalmente.

## Capítulo 6

### Conclusiones y Recomendaciones

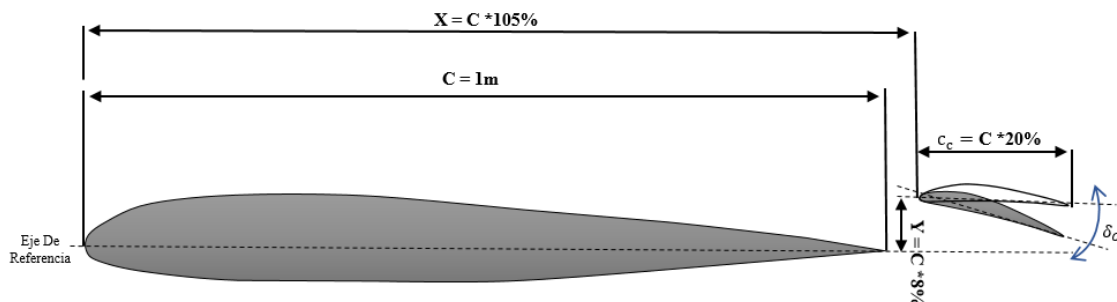
#### Conclusiones

- Se estableció que, para un sistema en dos dimensiones, el Cop cumple con el objetivo de un dispositivo hipersustentador, el cual es el de aumentar la sustentación. Esto se observa en la tabla 5.4, ya que dicho aumento no viene dado sólo por la suma de dos perfiles independientes, sino que es la unión de un solo sistema que proporciona dicha ganancia, en el cual el dispositivo afecta al perfil principal generando en el mismo una mayor diferencia de presiones.

| Configuración        | Naca 23012 a 0° |            |           | Naca 6412 a 8° |           |            | Sumatoria De Fuerzas |           |           |
|----------------------|-----------------|------------|-----------|----------------|-----------|------------|----------------------|-----------|-----------|
|                      | Cl              | Cd         | Cm        | Cl             | Cd        | Cm         | Cl                   | Cd        | Cm        |
| Naca 23012 Limpio    | 0,1468382       | 0,0083336  | 0,0454573 | -              | -         | -          | 0,4273786            | 0,0155165 | 0,0088491 |
| Naca 6412 Limpio     | -               | -          | -         | 0,2805404      | 0,0071829 | -0,0366081 |                      |           |           |
| Hipersustentador Cop | 0,4071745       | -0,0048576 | 0,1263455 | 0,2248221      | 0,0191785 | 0,2507705  | 0,6319965            | 0,0143208 | 0,2191169 |

(Tabla 5.4. Comparación Del Naca 23012 Y Naca 6412 Limpio Con El Dispositivo Hipersustentador Cop)

- Se tendrá un sistema que va a depender del ángulo de ataque del Cop ( $\delta_c$ ), el ángulo de ataque del perfil principal, la cuerda del dispositivo hipersustentador ( $C_c$ ) y su ubicación tanto en X como en Y para aumentar la sustentación; vale la pena mencionar que se requiere un refinamiento de malla sin ningún tipo de limitaciones para poder verificar o desmentir dicho argumento.



- Se examinó que, para obtener una mayor eficiencia con un ángulo de ataque determinado, es necesario realizar varias simulaciones modificando el ángulo de ataque del Cop, la distancia en Y o en otras palabras, la distancia vertical desde el borde de salida del perfil principal hasta el punto de remanso del dispositivo hipersustentador. Aunque en las simulaciones no se varió la distancia en X, se reconoce que es necesario tener en cuenta esa variable, para poder tener un sistema con una mayor relación Cl/Cd. Como se observa en la tabla 5.3 para un ángulo de ataque de  $0^\circ$  del perfil principal, es necesario un ángulo de ataque en el dispositivo de  $8^\circ$ , para así tener el mejor crecimiento en la relación Cl/Cd la cual es 2.5 superior a la del perfil NACA 23012 totalmente limpio, debe recordarse que este aumento se logra en una configuración 2D y que al realizar un análisis para una geometría 3D se espera que dicha relación disminuya ligeramente, esto por el arrastre inducido que se forma en las puntas de las alas generando más vórtices.

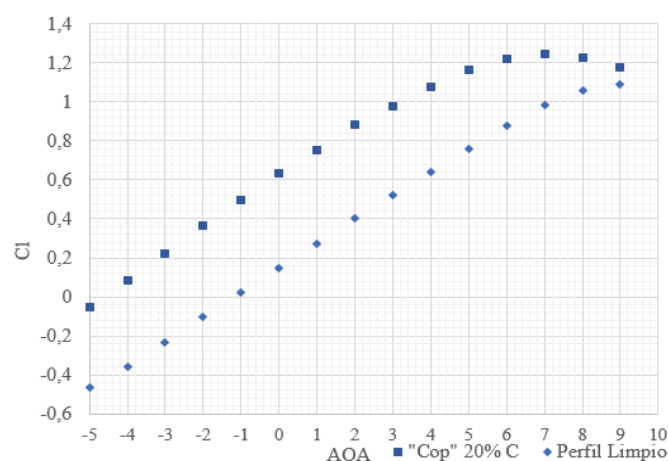


- Como se muestra en la tabla 5.3 para la fase de crucero la configuración más óptima obedece a un perfil principal con un ángulo de ataque de  $0^\circ$ , un dispositivo hipersustentador con un ángulo de ataque de  $8^\circ$  y con unas distancias en X y en Y del 105% y del 10% de la cuerda del perfil principal respectivamente.

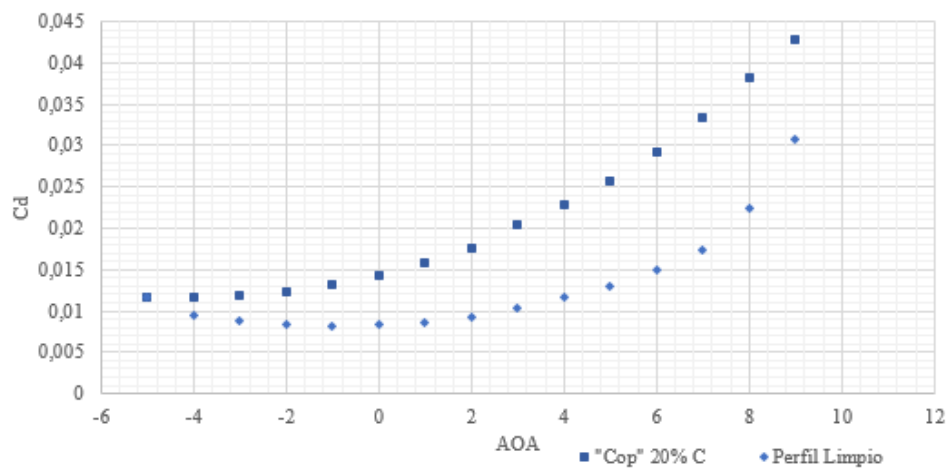
| Eje x = 1,05° C; Eje y = 0,10° C |        |         |        |           |        |        |        |                      |        |        |          |       |
|----------------------------------|--------|---------|--------|-----------|--------|--------|--------|----------------------|--------|--------|----------|-------|
| Naca 23012                       |        |         |        | Naca 6412 |        |        |        | Sumatoria De Fuerzas |        |        |          |       |
| AoA                              | CL     | Cd      | Cm     | AoA       | CL     | Cd     | Cm     | CL                   | Cd     | Cm     | Cl vs Cd | g     |
| 0                                | 0,2029 | 0,0047  | 0,0585 | 0         | 0,0865 | 0,0077 | 0,1000 | 0,2893               | 0,0124 | 0,0862 | 23,270   | 0,351 |
|                                  | 0,2409 | 0,0037  | 0,0720 | 1         | 0,1072 | 0,0076 | 0,1232 | 0,3481               | 0,0114 | 0,1082 | 30,612   | 0,514 |
|                                  | 0,2689 | 0,0026  | 0,0816 | 2         | 0,1251 | 0,0091 | 0,1427 | 0,3940               | 0,0117 | 0,1258 | 33,733   | 0,561 |
|                                  | 0,2972 | 0,0014  | 0,0912 | 3         | 0,1432 | 0,0105 | 0,1625 | 0,4404               | 0,0119 | 0,1435 | 36,927   | 0,599 |
|                                  | 0,3236 | 0,0002  | 0,0999 | 4         | 0,1608 | 0,0121 | 0,1816 | 0,4844               | 0,0123 | 0,1605 | 39,487   | 0,621 |
|                                  | 0,3484 | -0,0011 | 0,1081 | 5         | 0,1780 | 0,0138 | 0,2002 | 0,5264               | 0,0127 | 0,1767 | 41,573   | 0,634 |
|                                  | 0,3702 | -0,0024 | 0,1151 | 6         | 0,1944 | 0,0155 | 0,2180 | 0,5646               | 0,0131 | 0,1919 | 42,937   | 0,637 |
|                                  | 0,3901 | -0,0036 | 0,1213 | 7         | 0,2101 | 0,0173 | 0,2349 | 0,6002               | 0,0137 | 0,2061 | 43,841   | 0,636 |
|                                  | 0,4072 | -0,0049 | 0,1263 | 8         | 0,2248 | 0,0192 | 0,2508 | 0,6320               | 0,0143 | 0,2191 | 44,131   | 0,629 |
|                                  | 0,4211 | -0,0060 | 0,1302 | 9         | 0,2382 | 0,0210 | 0,2651 | 0,6593               | 0,0150 | 0,2305 | 43,819   | 0,617 |
|                                  | 0,4324 | -0,0071 | 0,1331 | 10        | 0,2499 | 0,0229 | 0,2775 | 0,6823               | 0,0158 | 0,2400 | 43,076   | 0,603 |

(Tabla 5.3. Variación Del Angulo De Ataque Del Hipersustentador)

- Se observó que, si se realiza una comparación directa del perfil aerodinámico limpio con el dispositivo hipersustentador, al variar el ángulo de ataque del sistema como se visualiza en la gráfica 5.4 la sustentación se mantiene casi constante para ángulos bajos, pero con ángulos altos esta comienza a disminuir drásticamente, se espera que al seguir aumentado dicho ángulo, se llegue un punto en donde se tendrá la misma sustentación del perfil limpio, con la diferencia de que con el dispositivo hipersustentador va a generar un aumento en la resistencia. Como se representa en la gráfica 5.6 con ángulos de ataque negativos, la resistencia empieza a disminuir y comienza a asemejarse a la resistencia que tiene el perfil limpio, contrastando con aumento en el coeficiente de sustentación, logrando las mejores relaciones  $Cl/Cd$  del sistema con ángulos negativos.



(Gráfica 5.4. Coeficiente De Sustentación)



(Gráfica 5.6. Coeficiente De Arrastre)

- Se estableció que, para determinar la configuración más eficiente para las distintas fases del vuelo, es necesario analizar cada etapa por separado, sin embargo, durante los análisis se emplearon las ubicaciones en X y en Y para la fase de crucero debido a que es la fase más larga del vuelo. Para las fases de despegue y aterrizaje, lo único que se varió fue el ángulo de ataque del dispositivo hipersustentador, esto pensando en simplificar la fabricación del mismo haciéndola más económica y práctica.
- Para la fase de aterrizaje es necesario el aumento del arrastre, junto con un aumento de la sustentación, para esto se observa que en la tabla 5.7 es preciso que el dispositivo hipersustentador tenga un ángulo de ataque de  $17^\circ$  para que se experimente un aumento en el arrastre de aproximadamente 14 veces más que el alcanzado con el perfil limpio, esto con un diferencial de aumento en el coeficiente de sustentación de 0.5424.

| Naca 23012 |          |          |         | Naca 6412 |         |         |         | Sumatoria De Fuerzas |        |        |             |             |             |        |  |
|------------|----------|----------|---------|-----------|---------|---------|---------|----------------------|--------|--------|-------------|-------------|-------------|--------|--|
| AoA        | Cl       | Cd       | Cm      | AoA       | Cl      | Cd      | Cm      | Cl                   | Cd     | Cm     | $\Delta Cl$ | $\Delta Cd$ | $\Delta Cm$ | Cl/Cd  |  |
| -2         | -0,01465 | 0,00144  | 0,00097 | x         | x       | x       | x       | -0,0146              | 0,0014 | 0,0010 | -           | -           | -           | -10,17 |  |
|            | 0,18411  | -0,00170 | 0,07471 | 10        | 0,21389 | 0,01513 | 0,23888 | 0,3980               | 0,0134 | 0,1512 | 0,4126      | 0,0120      | 0,1502      | 29,64  |  |
|            | 0,20074  | -0,00277 | 0,07994 | 11        | 0,22619 | 0,01663 | 0,25215 | 0,4269               | 0,0139 | 0,1591 | 0,4416      | 0,0124      | 0,1582      | 30,80  |  |
|            | 0,21513  | -0,00378 | 0,08432 | 12        | 0,23744 | 0,01816 | 0,26426 | 0,4526               | 0,0144 | 0,1662 | 0,4672      | 0,0129      | 0,1653      | 31,47  |  |
|            | 0,22708  | -0,00471 | 0,08778 | 13        | 0,24747 | 0,01972 | 0,27499 | 0,4745               | 0,0150 | 0,1724 | 0,4892      | 0,0136      | 0,1714      | 31,61  |  |
|            | 0,23621  | -0,00551 | 0,09020 | 14        | 0,25608 | 0,02129 | 0,28415 | 0,4923               | 0,0158 | 0,1774 | 0,5069      | 0,0143      | 0,1765      | 31,20  |  |
|            | 0,24244  | -0,00618 | 0,09159 | 15        | 0,26307 | 0,02289 | 0,29152 | 0,5055               | 0,0167 | 0,1813 | 0,5202      | 0,0153      | 0,1803      | 30,25  |  |
|            | 0,24503  | -0,00664 | 0,09180 | 16        | 0,26756 | 0,02454 | 0,29615 | 0,5126               | 0,0179 | 0,1834 | 0,5272      | 0,0165      | 0,1825      | 28,65  |  |
|            | 0,24400  | -0,00689 | 0,09089 | 17        | 0,26916 | 0,02629 | 0,29762 | 0,5132               | 0,0194 | 0,1837 | 0,5278      | 0,0180      | 0,1827      | 26,45  |  |

(Tabla 5.7. Rotación Del Hipersustentador Para La Fase Aterrizaje)

- En la fase de despegue, se busca que haya un aumento considerable de sustentación, se observa que en la tabla 5.6, a diferencia de las demás etapas, en esta es necesario operar con ángulos de ataque más pequeños para que el dispositivo hipersustentador no afecte en gran medida el desprendimiento de la capa límite del perfil principal. Para un ángulo de ataque de  $9^\circ$  en el perfil principal, será necesario un ángulo de ataque de  $6^\circ$  en el dispositivo hipersustentador. El aumento es de  $\Delta C_l = 0.2799$  que es un factor bajo para los dispositivos hipersustentadores actuales, sin embargo, con el diseño del Cop no se busca reemplazar los dispositivos hipersustentadores actuales sino más bien complementarlos.

| Eje X = 1,05°C; Eje Y=0,1°C |        |         |        |           |        |        |        |                      |        |          |       |              |              |              |
|-----------------------------|--------|---------|--------|-----------|--------|--------|--------|----------------------|--------|----------|-------|--------------|--------------|--------------|
| Naca 23012                  |        |         |        | Naca 6412 |        |        |        | Sumatoria De Fuerzas |        |          |       |              |              |              |
| AoA                         | Cl     | Cd      | Cm     | AoA       | Cl     | Cd     | Cm     | Cl                   | Cd     | Cm (c/4) | Cl/Cd | $\Delta C_l$ | $\Delta C_d$ | $\Delta C_m$ |
| 9                           | 1,0497 | 0,0156  | 0,0025 | x         | x      | x      | x      | 1,0497               | 0,0156 | 0,0025   | 67,4  | -            | -            | -            |
|                             | 1,1256 | -0,0080 | 0,2866 | 4         | 0,1997 | 0,0333 | 0,2269 | 1,325                | 0,0252 | 0,1205   | 52,5  | 0,2756       | 0,0097       | 0,1180       |
|                             | 1,1201 | -0,0092 | 0,2832 | 5         | 0,2083 | 0,0351 | 0,2361 | 1,328                | 0,0259 | 0,1241   | 51,2  | 0,2787       | 0,0104       | 0,1216       |
|                             | 1,1146 | -0,0100 | 0,2802 | 6         | 0,2150 | 0,0367 | 0,2431 | 1,330                | 0,0267 | 0,1267   | 49,9  | 0,2799       | 0,0111       | 0,1241       |
|                             | 1,1086 | -0,0107 | 0,2770 | 7         | 0,2194 | 0,0380 | 0,2475 | 1,328                | 0,0273 | 0,1279   | 48,7  | 0,2783       | 0,0117       | 0,1254       |
|                             | 1,1026 | -0,0111 | 0,2742 | 8         | 0,2219 | 0,0390 | 0,2497 | 1,324                | 0,0279 | 0,1281   | 47,4  | 0,2747       | 0,0124       | 0,1256       |
|                             | 1,0971 | -0,0112 | 0,2718 | 9         | 0,2221 | 0,0398 | 0,2494 | 1,319                | 0,0286 | 0,1271   | 46,1  | 0,2695       | 0,0130       | 0,1246       |
|                             | 1,0915 | -0,0111 | 0,2695 | 10        | 0,2202 | 0,0405 | 0,2466 | 1,312                | 0,0293 | 0,1250   | 44,7  | 0,2620       | 0,0138       | 0,1225       |
|                             | 1,0857 | -0,0109 | 0,2673 | 11        | 0,2172 | 0,0411 | 0,2426 | 1,303                | 0,0302 | 0,1222   | 43,1  | 0,2532       | 0,0146       | 0,1197       |
|                             | 1,0795 | -0,0107 | 0,2649 | 12        | 0,2138 | 0,0418 | 0,2382 | 1,293                | 0,0312 | 0,1193   | 41,5  | 0,2435       | 0,0156       | 0,1167       |

(Tabla 5.6. Rotación Del Hipersustentador Para La Fase Despegue)

## Recomendaciones

- Aunque se considera que la malla planteada para el desarrollo de este proyecto de grado fue óptima para ángulos de ataque pequeños, se reconoce que sería necesario una mayor cantidad de elementos, junto con un nuevo diseño de malla que pueda captar completamente el desprendimiento de la capa límite, y como este va a afectar al perfil del dispositivo hipersustentador para ángulos mayores a  $9^\circ$ , lo anterior junto con un refinamiento a los datos presentados en este proyecto, para así acercarse más a la realidad. Otra opción, es establecer datos a partir de análisis en un túnel del viento para un ala infinita, y observar que tan alejado o cerca se está de la realidad, como se sabe, las simulaciones dan una aproximación al entorno, pero nunca serán una verdad absoluta.
- Es necesario realizar un análisis similar al de este proyecto, pero con base en las tres dimensiones, para así observar como las puntas de los perfiles, y cómo la forma del ala, y del dispositivo hipersustentador afectarán la aerodinámica y eficiencia; con los resultados de estos análisis puede llegar a concluirse finalmente, si es viable el uso del dispositivo en una aeronave.
- Se recomienda establecer cómo se comporta el  $Cop$  en presencia de otros dispositivos hipersustentadores, como flaps y slats; se espera que con los últimos mejore más su comportamiento, haciendo que se retrase el desprendimiento de su capa límite, permitiendo así que en la fase de despegue se pueda obtener una mayor sustentación.
- Después de los análisis de aerodinámica en tres dimensiones, se aconseja verificar las condiciones de estabilidad estática y dinámica del avión en el que se pretenda instalar el dispositivo, lo anterior en razón a que en este proyecto solo se pudo establecer cómo se comporta el coeficiente de momento en dos dimensiones, distorsionando así el panorama real.
- Se reconoce que este es solo el principio de una base inmensa de investigaciones tales como el análisis de aeroelasticidad, Aero acústica, Estática, junto su parte estructural, entre otras, para esto se requiere un análisis de mayor profundidad con miras a una futura certificación.

Página dejada en blanco intencionalmente.

## Bibliografía

- [1] AERODINÁMICA Y ACTUACIONES DEL AVIÓN DE ANIBAL ISIDORO CARMONA EDITION 12°
- [2] INTRODUCTION TO FLIGHT DE JOHN D. ANDERSON JR. EDITION 7°
- [3] GENERAL AVIATION AIRCRAFT DESIGN: APPLIED METHODS AND PROCEDURES DE SNORRI GUDMUNDSSON EDITION 1°
- [4] JANE'S ALL THE WORLD'S AIRCRAFT 2004-2005 (PAUL JACKSON ED.). (2004). KENNETH MUNSIN- LINDSAY PEACOCK.
- [5] IRA H. ABBOTT AND ALBERT E. VON DOENHOFF. (1998b). THEORY OF WING SECTIONS. DOVER.
- [6] GARCÍA-CUEVAS GONZÁLEZ - GIL MEGÍAS - NAVARRO GARCÍA (S. F.). MECÁNICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL: TIPOS DE MALLAS Y CALIDAD DEL MALLADO. UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA. RECUPERADO 20 DE JUNIO DE 2021, De <https://riunet.upv.es/bitstream/Handle/10251/146219/Garc%C3%Ada-Cuevas%3bgil%3bnavarro%20-%20Mec%C3%A1nica%20de%20fluidos%20computacional%3A%20tipos%20de%20mallas%20y%20calidad%20del%20mall...Pdf?Sequence=1>
- [7] Paredes, S. V. (s. f.). APLICACIÓN DE TOBERA CONVERGENTE EN UN PERFIL. Aeronautical Report. Recuperado 15 de junio de 2021, de <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/70099/VALERO%20-%20APLICACI%c3%93N%20DE%20TOBERA%20CONVERGENTE%20EN%20UN%20PERFIL.pdf?sequence=4&isAllowed=y>
- [8] ANÁLISIS AERODINÁMICO DEL DISEÑO DE LA RANURA SIMPLE DEL FLAP PARA UN AVIÓN ENTRENADOR PRIMARIO BÁSICO. (s. f.). Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica. Recuperado 15 de junio de 2021, de <https://rdu.iua.edu.ar/bitstream/123456789/2025/1/D.%20Carrascoa.pdf>
- [9] P. Stasiak, J. (1987, 27 julio). EFFECT OF FLAP DEFLECTION ON THE LIFT COEFFICIENT OF WINGS OPERATING IN A BIPLANE CONFIGURATION. NASA TECHNICAL MEMORANDUM. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19780003060/downloads/19780003060.pdf>
- [10] Knight-Langley-P., M. R. N. (1929, 27 agosto). WIND TUNNEL PRESSURE DISTRIBUTION TESTS ON a SERIES OF BIPLANE WING MODELS , PART 11. EFFECTS OF CHANGES IN DECALAGE, DIHEDRAL, SWEEPBACK AND)OVERHANG. NASA TECHNICAL MEMORANDUM. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930081102/downloads/19930081102.pdf>
- [11] D.Hubert, P. G. C. S. (1985, 10 abril). STUDY OF WINGLETS APPLIED TO BIPIANES.

National Aeronautics and Space Administration.  
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19850008553/downloads/19850008553.pdf>

[12] Department Of Mechanical And Aeronautical Engineering Western Michigan University, Kalamazoo, MI 29008. (2007, 21 Junio). Static Extended Trailing Edge For Lift Enhancement: Experimental And Computational Studies. NASA Langley Research Center.  
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20070030823/downloads/20070030823.pdf>

[13] Bright. Korntheuer. Komadina†, M. M. A. †. S. (s. f.). Development of advanced high lift leading edge technology for laminar flow wings. NASA Langley Research Center. Recuperado 15 de junio de 2021, de  
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20130003192/downloads/20130003192.pdf>

Página dejada en blanco intencionalmente.



# Apéndices

## Tipos De Hipersustentadores Y Sus Respectivas Ganancias

Complementando el marco teórico, se presentan los dispositivos hipersustentadores más conocidos, con sus respectivas ganancias, con el fin de comparar su ganancia con el diseño del Cop.

| HINGED LEADING EDGE              |         |               |                     |             |                   |                                  |                                  |                |                                |                                |                   |                  |                |                   |                |                    |                   |                 |                    |                 |              |
|----------------------------------|---------|---------------|---------------------|-------------|-------------------|----------------------------------|----------------------------------|----------------|--------------------------------|--------------------------------|-------------------|------------------|----------------|-------------------|----------------|--------------------|-------------------|-----------------|--------------------|-----------------|--------------|
| Description                      | Section | Basic Airfoil | Re x10 <sup>6</sup> | Flap Type   | C <sub>L</sub> /C | (C <sub>L</sub> /C) <sub>1</sub> | (C <sub>L</sub> /C) <sub>2</sub> | δ <sub>1</sub> | (δ <sub>1</sub> ) <sub>2</sub> | (δ <sub>1</sub> ) <sub>2</sub> | C <sub>Lmax</sub> | α <sub>max</sub> | C <sub>D</sub> | C <sub>Dmin</sub> | C <sub>m</sub> | ΔC <sub>Lmax</sub> | Δα <sub>max</sub> | ΔC <sub>D</sub> | ΔC <sub>Dmin</sub> | ΔC <sub>m</sub> | Reference    |
| Airfoil only                     | 10.2.1  | NACA 64A010   | 6                   | -           | 0.15              | -                                | -                                | 0°             | -                              | -                              | 1.10              | 11.0             | 0.01           | -                 | 0.000          | -                  | -                 | -               | -                  | -               | NACA TN-3007 |
| Hinged LE                        |         |               | 6                   | -           | 0.15              | -                                | -                                | 30°            | -                              | -                              | 1.66              | 18.8             | -0.14          | -                 | -0.048         | 0.56               | 7.8               | -0.15           | -                  | -0.048          |              |
| Hinged LE + TE Flap              |         |               | 6                   | Split       | 0.15              | 0.0557                           | 0.1723                           | 30°            | 60°                            | -                              | 2.58              | 15.8             | 1.27           | -                 | -0.215         | 1.48               | 4.8               | 1.26            | -                  | -0.215          |              |
| Hinged LE + TE Flap              |         |               | 6                   | Dbi-Slotted | 0.15              | 0.25                             | -                                | 30°            | 30°                            | 55°                            | 3.09              | 10.5             | 2.23           | -                 | -0.565         | 1.99               | -0.5              | 2.22            | -                  | -0.565          |              |
| VARIABLE CAMBER LEADING EDGE     |         |               |                     |             |                   |                                  |                                  |                |                                |                                |                   |                  |                |                   |                |                    |                   |                 |                    |                 |              |
| Variable Camber LE               | 10.2.2  | -             | -                   | -           | -                 | -                                | -                                | -              | -                              | -                              | -                 | -                | -              | -                 | -              | -                  | -                 | -               | -                  | -               |              |
| FIXED SLOT                       |         |               |                     |             |                   |                                  |                                  |                |                                |                                |                   |                  |                |                   |                |                    |                   |                 |                    |                 |              |
| Airfoil only                     | 10.2.3  | Clark Y       | 0.63                | -           | 0.1475            | -                                | -                                | -              | -                              | -                              | 1.297             | 15.0             | 0.36           | 0.0150            | -              | -                  | -                 | -               | -                  | -               | NACA TR-407  |
| Fixed Slot                       |         |               | 0.63                | -           | 0.1475            | -                                | -                                | -              | -                              | -                              | -                 | 1.751            | 24.0           | 0.28              | 0.0229         | -                  | 0.45              | 9.0             | -0.08              | 0.0079          |              |
| SIMPLE KRÜGER                    |         |               |                     |             |                   |                                  |                                  |                |                                |                                |                   |                  |                |                   |                |                    |                   |                 |                    |                 |              |
| Airfoil only                     | 10.2.4  | Mustang 2     | 2.14                | -           | 0.1               | -                                | -                                | 0°             | -                              | -                              | 1.13              | 12.3             | 0.09           | 0.0082            | -0.017         | -                  | -                 | -               | -                  | -               | NACA TM-1177 |
| Simple Krüger Flap               |         |               | 2.14                | -           | 0.1               | -                                | -                                | 120°           | -                              | -                              | 1.43              | 17.3             | 0.00           | 0.0230            | -0.044         | 0.30               | 5.0               | -0.09           | 0.0149             | -0.027          |              |
| Simple Krüger Flap + TE Flap     |         |               | 2.14                | Split       | 0.1               | 0.2                              | -                                | 120°           | 60°                            | -                              | 2.25              | 13.0             | 1.15           | 0.1656            | -0.194         | 1.12               | 0.7               | 1.06            | 0.1575             | -0.177          |              |
| SLATS                            |         |               |                     |             |                   |                                  |                                  |                |                                |                                |                   |                  |                |                   |                |                    |                   |                 |                    |                 |              |
| Airfoil only                     | 10.2.7  | NACA 64A010   | 6                   | -           | 0.17              | -                                | -                                | 0°             | -                              | -                              | 1.10              | 11.0             | 0.01           | -                 | 0.000          | -                  | -                 | -               | -                  | -               | NACA TN-3007 |
| Slat (optimum deflection)        |         |               | 6                   | -           | 0.17              | -                                | -                                | 25.6°          | -                              | -                              | 1.94              | 22.0             | -0.20          | -                 | -0.115         | 0.84               | 11.0              | -0.21           | -                  | -0.115          |              |
| Slat (opt. deflection) + TE Flap |         |               | 6                   | Split       | 0.17              | 0.0557                           | 0.1723                           | 25.6°          | 60°                            | -                              | 2.72              | 17.3             | 1.25           | -                 | -0.283         | 1.62               | 6.3               | 1.24            | -                  | -0.283          |              |
| Slat (opt. deflection) + TE Flap |         |               | 6                   | Dbi-Slotted | 0.17              | 0.25                             | -                                | 25.6°          | 30°                            | 55°                            | 3.00              | 9.0              | 2.26           | -                 | -0.551         | 1.90               | -2.0              | 2.25            | -                  | -0.551          |              |
| MAXWELL FLAP                     |         |               |                     |             |                   |                                  |                                  |                |                                |                                |                   |                  |                |                   |                |                    |                   |                 |                    |                 |              |
| Airfoil only                     | 10.2.7  | Clark Y       | 0.61                | -           | 0.175             | -                                | -                                | -              | -                              | -                              | 1.26              | 14.0             | 0.38           | 0.0201            | -0.077         | -                  | -                 | -               | -                  | -               | NACA TN-598  |
| Maxwell Flap 1                   |         |               | 0.61                | -           | 0.175             | -                                | -                                | Open           | -                              | -                              | 1.81              | 23.0             | 0.25           | 0.0357            | -0.076         | 0.55               | 9.0               | -0.13           | 0.0156             | 0.0008          |              |
| Maxwell Flap 1 + TE Flap         |         |               | 0.61                | Split       | 0.3               | 0.211                            | -                                | Open           | 60°                            | -                              | 2.31              | 16.7             | 1.31           | 0.2835            | -0.177         | 1.05               | 2.7               | 0.93            | 0.2634             | -0.1004         |              |
| Maxwell Flap 2                   |         |               | 0.61                | -           | 0.3               | -                                | -                                | Open           | -                              | -                              | 2.07              | 25.8             | 0.21           | 0.0477            | -0.113         | 0.81               | 11.8              | -0.17           | 0.0276             | -0.0365         |              |
| Maxwell Flap 2 + TE Flap         |         |               | 0.61                | Split       | 0.3               | 0.211                            | -                                | Open           | 60°                            | -                              | 2.53              | 21.6             | 1.27           | 0.2834            | -0.219         | 1.27               | 7.6               | 0.89            | 0.2633             | -0.1424         |              |
| Handley Page slat                |         |               | 0.61                | -           | 0.147             | 0.211                            | -                                | Open           | -                              | -                              | 1.83              | 25.0             | 1.27           | 0.2834            | -              | 0.57               | 11.0              | 0.89            | 0.2633             | -               |              |

(Figura 4.3. Rendimiento De Los Hipersustentadores)

| PLAIN FLAPS   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        |       |         |         |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
|---|---------|-------------------------------------|-----------|-----------|--------|---------|---------|----|-------|--------|-------|-------|------|--------|--------|--------|-------|---------|---------|-------------|-------------|-------|---|---|---|---|---|-------------|
| Description   | Section | Basic Airfoil                       | Re test   | Flap Type | Cmax/C | (C1/C2) | (C1/C2) | δ1 | (δ1)2 | (δ1)2  | C1max | αmax  | Cd   | Cdmin  | Cm     | ΔC1max | Δαmax | ΔCd     | ΔCdmin  | ΔCm         | Reference   |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil only  | 10.3.1  | Clark Y                             | 0.63      | Plain     | 1      | 0.1     | 0.9     | -  | -     | -      | 15    | 1.297 | 15.0 | 0.36   | 0.0150 | -      | -     | -       | -       | -           | NACA TR-407 |       |   |   |   |   |   |             |
| Plain flap  |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        | 0.609 | 0.2   | 0.8  | -      | -      | -      | 30    | 1.467   | -       | -           | -           | 0.170 | - | - | - | - | - | NACA TR-938 |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 40    | 1.635   | -       | -           | -           | 0.338 | - | - | - | - |   |             |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 15    | 1.726   | -       | -           | -           | 0.429 | - | - | - | - |   |             |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 30    | 1.558   | -       | -           | -           | 0.261 | - | - | - | - |   |             |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 40    | 1.782   | -       | -           | -           | 0.485 | - | - | - | - |   |             |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 15    | 1.891   | -       | -           | -           | 0.594 | - | - | - | - |   |             |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 40    | 1.782   | -       | -           | -           | 0.485 | - | - | - | - |   |             |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 30    | 1.799   | -       | -           | -           | 0.594 | - | - | - | - |   |             |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 15    | 1.799   | -       | -           | -           | 0.281 | - | - | - | - |   |             |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 30    | 1.799   | -       | -           | -           | 0.502 | - | - | - | - |   |             |
|   |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        | 40    | 1.894   | -       | -           | -           | 0.597 | - | - | - | - |   |             |
| JUNKERS FLAPS (ALL POSITIONS ARE OPTIMAL, BUT THE POSITION OF C1max DOES NOT NECESSARILY COINCIDE WITH THAT OF Cdmin) |         |                                     |           |           |        |         |         |    |       |        |       |       |      |        |        |        |       |         |         |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil only  | 10.3.3  | Clark Y (main)<br>NACA 0012 (flap)  | 0.609x106 | Junkers   | 1.000  | -       | -       | -  | -     | -      | 1.250 | 18    | -    | 0.0155 | -      | -      | -     | -       | -       | NACA TN-524 |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         |                                     |           |           |        | 0.15    | -       | -  | 45    | -      | 1.810 | 12    | -    | 0.0146 | -      | 0.56   | -6.0  | -       | -0.0009 | -           |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil only  |         |                                     |           |           |        | -       | -       | -  | -     | -      | 1.300 | -     | -    | 0.0145 | -      | -      | -     | -       | -       | -           |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         | Clark Y (main)<br>Clark Y (flap)    | 0.609x106 | Junkers   | 1.000  | 0.2     | -       | -  | 30    | -      | 1.96  | -     | -    | 0.0123 | -      | 0.66   | -     | -0.0022 | -       | NACA R-541  |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         |                                     |           |           |        | 0.2     | -       | -  | 40    | -      | 2.00  | -     | -    | 0.0123 | -      | 0.70   | -     | -0.0022 | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil only  |         |                                     |           |           |        | -       | -       | -  | -     | -      | 1.145 | -     | -    | 0.0105 | -      | -      | -     | -       | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         | NACA 23012 (main)<br>Clark Y (flap) | 0.609x106 | Junkers   | 1.000  | 0.2     | -       | -  | 20    | -      | 1.85  | -     | -    | 0.0101 | -      | 0.71   | -     | -0.0004 | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         |                                     |           |           |        | 0.2     | -       | -  | 30    | -      | 1.98  | -     | -    | 0.0101 | -      | 0.84   | -     | -0.0004 | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         |                                     |           |           |        | 0.2     | -       | -  | 40    | -      | 1.79  | -     | -    | 0.0101 | -      | 0.65   | -     | -0.0004 | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil only  |         | -                                   | -         | -         | -      | -       | 1.145   | -  | -     | 0.0105 | -     | -     | -    | -      | -      | -      | -     |         |         |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         | NACA 23012 (main)<br>Clark Y (flap) | 0.609x106 | Junkers   | 1.000  | 0.3     | -       | -  | 20    | -      | 1.961 | -     | -    | 0.0098 | -      | 0.82   | -     | -0.0007 | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         |                                     |           |           |        | 0.3     | -       | -  | 30    | -      | 2.108 | -     | -    | 0.0098 | -      | 0.96   | -     | -0.0007 | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         |                                     |           |           |        | 0.3     | -       | -  | 40    | -      | 2.140 | -     | -    | 0.0098 | -      | 1.00   | -     | -0.0007 | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         |                                     |           |           |        | 1.3     | -       | -  | 60    | -      | 1.908 | -     | -    | 0.0098 | -      | 0.76   | -     | -0.0007 | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |
| Airfoil + Junkers Flap  |         |                                     |           |           |        | 1.3     | -       | -  | 60    | -      | 1.908 | -     | -    | 0.0098 | -      | 0.76   | -     | -0.0007 | -       |             |             |       |   |   |   |   |   |             |

(Figura 4.4. Rendimiento De Los Hipersustentadores más comunes)

## Distancia [X]

Como se muestra en la siguiente tabla, la distancia en X se expresa como un porcentaje de la cuerda del perfil principal, se puede observar el aumento que tiene cada coeficiente en función del perfil limpio, permitiendo así conocer cuál es la distancia óptima para ubicar el dispositivo.

| Distancia [X] | %Cl   | %Cd   | %Cm   |
|---------------|-------|-------|-------|
| 80%*C         | 19,85 | 39,31 | 6,00  |
| 85%*C         | 25,53 | 39,15 | 10,85 |
| 90%*C         | 33,65 | 41,83 | 14,60 |
| 95%*C         | 38,74 | 43,24 | 16,08 |
| 100%*C        | 43,76 | 45,61 | 16,77 |
| 105%*C        | 50,51 | 50,50 | 18,44 |
| 110%*C        | 50,56 | 54,25 | 15,63 |
| 120%*C        | 52,58 | 61,32 | 11,26 |

(Tabla 5.7. Simulación A Diferentes Porcentajes De La Cuerda)

Para hacer una comparación directa, todas las simulaciones mostradas con anterioridad tienen la mayor cantidad de elementos que permitió el programa.

## Distancia [Y] Para Diversos Ángulos

Tablas para encontrar el valor optimo con incrementos del 1% de cuerda a diversos ángulos de ataque.

| Eje $\alpha = 1,05^{\circ}\text{C}$ ; Eje $\gamma = 0,05^{\circ}\text{C}$ |          |             |             |           |          |          |          |                      |          |           |           |          |
|---|----------|-------------|-------------|-----------|----------|----------|----------|----------------------|----------|-----------|-----------|----------|
| Naca 23012  |          |             |             | Naca 6412 |          |          |          | Sumatoria De Fuerzas |          |           |           |          |
| AoA   | CL       | Cd          | Cm          | AoA       | CL       | Cd       | Cm       | CL                   | Cd       | Cm        | Cl/Cd     | g        |
| 0   | 0,142860 | 0,007121    | -0,046950   | *         | *        | *        | *        | 0,142860             | 0,007121 | -0,046950 | 20,061789 | *        |
|   | 0,146838 | 0,008334    | 0,045457    | *         | *        | *        | *        | 0,146838             | 0,008334 | 0,045457  | 17,620118 | *        |
|   | 0,228142 | 0,004338476 | 0,068528573 | 0         | 0,092518 | 0,007059 | 0,107332 | 0,3206601            | 0,011398 | 0,17586   | 28,133481 | 0,466514 |
|   | 0,261916 | 0,003429577 | 0,08092011  | 1         | 0,109132 | 0,008236 | 0,125548 | 0,37104735           | 0,011666 | 0,206468  | 31,806773 | 0,532076 |
|   | 0,293731 | 0,002436333 | 0,092457675 | 2         | 0,125557 | 0,009545 | 0,143533 | 0,41928798           | 0,011981 | 0,23599   | 34,994852 | 0,574480 |
|   | 0,323529 | 0,001371603 | 0,10309565  | 3         | 0,14168  | 0,010932 | 0,161158 | 0,46520928           | 0,012364 | 0,264253  | 37,626528 | 0,600486 |
|   | 0,350869 | 0,0002598   | 0,11265911  | 4         | 0,157406 | 0,012537 | 0,178317 | 0,50827419           | 0,012797 | 0,290976  | 39,719316 | 0,615331 |
|   | 0,375289 | -0,00087204 | 0,12096485  | 5         | 0,172588 | 0,014149 | 0,194848 | 0,54787776           | 0,013277 | 0,315813  | 41,263940 | 0,621969 |
|   | 0,396145 | -0,001988   | 0,127762    | 6         | 0,187013 | 0,015791 | 0,210509 | 0,583158             | 0,013803 | 0,338271  | 42,247821 | 0,622320 |
|   | 0,412798 | -0,00304499 | 0,1328141   | 7         | 0,200367 | 0,017421 | 0,224956 | 0,61316467           | 0,014376 | 0,35777   | 42,652192 | 0,617549 |
|   | 0,425154 | -0,00401178 | 0,13613106  | 8         | 0,212324 | 0,019005 | 0,237828 | 0,63747825           | 0,014993 | 0,373959  | 42,518488 | 0,608844 |
|   | 0,432418 | -0,00481769 | 0,13752608  | 9         | 0,222301 | 0,020491 | 0,248481 | 0,65471936           | 0,015674 | 0,386007  | 41,771879 | 0,595951 |
|   | 0,435505 | -0,00544982 | 0,13747426  | 10        | 0,229596 | 0,021864 | 0,25614  | 0,6651009            | 0,016414 | 0,393614  | 40,520182 | 0,579695 |

| Eje $\alpha = 1.05^{\circ}\text{C}$ ; Eje $\gamma = 0.06^{\circ}\text{C}$ |          |             |             |           |          |          |          |                      |          |          |           |          |
|---|----------|-------------|-------------|-----------|----------|----------|----------|----------------------|----------|----------|-----------|----------|
| Naca 23012  |          |             |             | Naca 6412 |          |          |          | Sumatoria De Fuerzas |          |          |           |          |
| AoA   | CL       | Cd          | Cm          | AoA       | CL       | Cd       | Cm       | CL                   | Cd       | Cm       | Clvs Cd   | g        |
| 0   | 0.222105 | 0.004476501 | 0.066102673 | 0         | 0.091781 | 0.006904 | 0.106516 | 0.31388632           | 0.01138  | 0.172619 | 27.582124 | 0.454786 |
|   | 0.255036 | 0.003549101 | 0.078085713 | 1         | 0.108773 | 0.008084 | 0.125133 | 0.36380865           | 0.011633 | 0.203219 | 31.274913 | 0.523693 |
|   | 0.286519 | 0.00252838  | 0.089400823 | 2         | 0.125584 | 0.009423 | 0.143526 | 0.41210286           | 0.011952 | 0.232927 | 34.480892 | 0.568116 |
|   | 0.316098 | 0.00143669  | 0.099875136 | 3         | 0.142119 | 0.010892 | 0.161587 | 0.45821697           | 0.012328 | 0.261462 | 37.167594 | 0.595955 |
|   | 0.343433 | 0.000235276 | 0.10937061  | 4         | 0.15829  | 0.012463 | 0.179219 | 0.501723             | 0.012758 | 0.28859  | 39.326823 | 0.612181 |
|   | 0.36813  | -0.00087044 | 0.11773352  | 5         | 0.173961 | 0.01411  | 0.196269 | 0.54209174           | 0.01324  | 0.314003 | 40.94443  | 0.619823 |
|   | 0.389741 | -0.00203139 | 0.12478629  | 6         | 0.188962 | 0.015803 | 0.212548 | 0.57870353           | 0.013772 | 0.337335 | 42.020755 | 0.621009 |
|   | 0.407654 | -0.00314922 | 0.13029934  | 7         | 0.203045 | 0.017509 | 0.227781 | 0.61069866           | 0.01436  | 0.35808  | 42.528698 | 0.616868 |
|   | 0.421264 | -0.00418243 | 0.1340595   | 8         | 0.21601  | 0.019191 | 0.241749 | 0.63727426           | 0.015008 | 0.375809 | 42.461141 | 0.608258 |
|   | 0.430532 | -0.00509787 | 0.13612415  | 9         | 0.227337 | 0.020821 | 0.253881 | 0.65786859           | 0.015723 | 0.390005 | 41.840318 | 0.595893 |
|   | 0.435383 | -0.00585019 | 0.13658462  | 10        | 0.236431 | 0.022378 | 0.263523 | 0.67181369           | 0.016528 | 0.400108 | 40.647167 | 0.579733 |

| Eje $\alpha = 1,05^{\circ}\text{C}$ ; Eje $\gamma = 0,07^{\circ}\text{C}$ |             |             |             |           |          |          |           |                      |          |           |           |          |
|---|-------------|-------------|-------------|-----------|----------|----------|-----------|----------------------|----------|-----------|-----------|----------|
| Naca 23012  |             |             |             | Naca 6412 |          |          |           | Sumatoria De Fuerzas |          |           |           |          |
| AoA   | CL          | Cd          | Cm          | AoA       | CL       | Cd       | Cm        | CL                   | Cd       | Cm        | Clvs Cd   | g        |
| 0°  | 0,220778    | 0,004484448 | 0,065099987 | 0         | 0,092084 | 0,007499 | 0,106713  | 0,31286144           | 0,011983 | 0,066184  | 26,108369 | 0,421224 |
|   | 0,253791    | 0,003529631 | 0,07695828  | 1         | 0,109438 | 0,008446 | 0,125769  | 0,36322929           | 0,011975 | 0,079139  | 30,331396 | 0,505290 |
|   | 0,285552    | 0,002447965 | 0,088210453 | 2         | 0,126833 | 0,009738 | 0,144813  | 0,41238491           | 0,012186 | 0,091873  | 33,841253 | 0,556941 |
|   | 0,31635     | 0,00123466  | 0,098933782 | 3         | 0,144474 | 0,010935 | 0,16417   | 0,46082381           | 0,01223  | 0,104622  | 37,681153 | 0,602968 |
|   | 0,344203    | 6,84E-05    | 0,10853434  | 4         | 0,161395 | 0,01252  | 0,18262   | 0,50553821           | 0,012588 | 0,1165    | 40,163812 | 0,622599 |
|   | 0,369394    | -0,0011797  | 0,11695596  | 5         | 0,177751 | 0,014189 | 0,200408  | 0,54714454           | 0,013009 | 0,127688  | 42,058578 | 0,632602 |
|   | 0,391969    | -0,0024428  | 0,12423783  | 6         | 0,193672 | 0,015919 | 0,217688  | 0,5564045            | 0,013476 | 0,13825   | 41,289472 | 0,619333 |
|   | 0,411087    | -0,00367023 | 0,1300848   | 7         | 0,208798 | 0,01767  | 0,234054  | 0,5988516            | 0,013999 | 0,147904  | 42,776381 | 0,623555 |
|   | 0,426195    | -0,00481646 | 0,13431697  | 8         | 0,222777 | 0,019407 | 0,249116  | 0,62897175           | 0,014591 | 0,156405  | 43,107955 | 0,617976 |
|   | 0,437086    | -0,00584852 | 0,13688675  | 9         | 0,235286 | 0,021101 | 0,265252  | 0,65237204           | 0,015253 | 0,163565  | 42,770459 | 0,607487 |
| 0,443573  | -0,00671838 | 0,13783348  | 10          | 0,245765  | 0,022733 | 0,273658 | 0,6733795 | 0,016014             | 0,16911  | 42,049116 | 0,594253  |          |

| Eje $\alpha = 1,05^\circ\text{C}$ ; Eje $\gamma = 0,08^\circ\text{C}$ |          |             |             |           |          |          |          |                      |          |          |           |          |
|---|----------|-------------|-------------|-----------|----------|----------|----------|----------------------|----------|----------|-----------|----------|
| Naca 23012  |          |             |             | Naca 6412 |          |          |          | Sumatoria De Fuerzas |          |          |           |          |
| AoA   | CL       | Cd          | Cm          | AoA       | CL       | Cd       | Cm       | CL                   | Cd       | Cm       | Cl vs Cd  | g        |
| 0   | 0,217032 | 0,004646792 | 0,063757549 | 0         | 0,091524 | 0,007091 | 0,106152 | 0,30855573           | 0,011738 | 0,065539 | 26,286586 | 0,425247 |
|   | 0,249509 | 0,003667484 | 0,075293096 | 1         | 0,109346 | 0,007989 | 0,125728 | 0,35885526           | 0,01656  | 0,078708 | 30,786056 | 0,515276 |
|   | 0,280327 | 0,002562569 | 0,086079312 | 2         | 0,12706  | 0,009326 | 0,145092 | 0,40738708           | 0,01889  | 0,091446 | 34,266583 | 0,565937 |
|   | 0,309504 | 0,001382776 | 0,096143246 | 3         | 0,144552 | 0,010805 | 0,164179 | 0,45405572           | 0,012188 | 0,103813 | 37,253977 | 0,598848 |
|   | 0,336904 | 0,000143336 | 0,1054429   | 4         | 0,16178  | 0,012395 | 0,182946 | 0,49868429           | 0,012539 | 0,115766 | 39,771566 | 0,619671 |
|   | 0,362072 | -0,00112807 | 0,11378964  | 5         | 0,178553 | 0,014078 | 0,201176 | 0,54062444           | 0,01295  | 0,127145 | 41,747283 | 0,630950 |
|   | 0,384539 | -0,00240187 | 0,12100946  | 6         | 0,194713 | 0,015818 | 0,218693 | 0,58325145           | 0,013416 | 0,137808 | 42,430152 | 0,629341 |
|   | 0,403884 | -0,00364608 | 0,12694439  | 7         | 0,210087 | 0,017591 | 0,235308 | 0,59397147           | 0,013945 | 0,147615 | 42,594255 | 0,622959 |
|   | 0,419726 | -0,00482345 | 0,13147486  | 8         | 0,224425 | 0,019365 | 0,250743 | 0,63415022           | 0,014541 | 0,156398 | 43,609864 | 0,622083 |
|   | 0,431762 | -0,00590199 | 0,13450071  | 9         | 0,237401 | 0,021118 | 0,264642 | 0,66916273           | 0,015216 | 0,163944 | 43,978482 | 0,615893 |
|   | 0,435647 | -0,00659345 | 0,13474127  | 10        | 0,247779 | 0,022742 | 0,27564  | 0,68342556           | 0,016143 | 0,16937  | 42,335620 | 0,594812 |

| Eje $\alpha = 1,05^\circ\text{C}$ ; Eje $\gamma = 0,09^\circ\text{C}$ |          |             |             |           |          |          |          |                      |          |          |           |          |
|---|----------|-------------|-------------|-----------|----------|----------|----------|----------------------|----------|----------|-----------|----------|
| Naca 23012  |          |             |             | Naca 6412 |          |          |          | Sumatoria De Fuerzas |          |          |           |          |
| AoA   | CL       | Cd          | Cm          | AoA       | CL       | Cd       | Cm       | CL                   | Cd       | Cm       | Cl vs Cd  | g        |
| 0   | 0,213324 | 0,004840478 | 0,062564549 | 0         | 0,090034 | 0,006491 | 0,104556 | 0,30335794           | 0,011331 | 0,091281 | 26,771557 | 0,436610 |
|   | 0,245622 | 0,00377106  | 0,073792302 | 1         | 0,108253 | 0,007733 | 0,124482 | 0,35387465           | 0,011504 | 0,109805 | 30,761130 | 0,515993 |
|   | 0,275301 | 0,002651463 | 0,084040229 | 2         | 0,126222 | 0,009115 | 0,144096 | 0,4015221            | 0,011766 | 0,127756 | 34,125483 | 0,565470 |
|   | 0,3034   | 0,001466772 | 0,093615098 | 3         | 0,143941 | 0,010617 | 0,163408 | 0,44734029           | 0,012084 | 0,145188 | 37,019201 | 0,597655 |
|   | 0,329836 | 0,000228345 | 0,10246902  | 4         | 0,161286 | 0,012224 | 0,182276 | 0,49112223           | 0,012452 | 0,161965 | 39,440172 | 0,617793 |
|   | 0,354403 | -0,00104622 | 0,11052526  | 5         | 0,178198 | 0,013915 | 0,200635 | 0,53260114           | 0,012868 | 0,17801  | 41,388540 | 0,629187 |
|   | 0,376433 | -0,00231699 | 0,11755757  | 6         | 0,194451 | 0,015666 | 0,218232 | 0,57088379           | 0,013349 | 0,193068 | 42,766419 | 0,632975 |
|   | 0,395451 | -0,00355176 | 0,12338831  | 7         | 0,209871 | 0,017454 | 0,234876 | 0,60532261           | 0,013903 | 0,206934 | 43,540301 | 0,630478 |
|   | 0,411034 | -0,00471272 | 0,12786797  | 8         | 0,224176 | 0,019254 | 0,250255 | 0,63521001           | 0,014541 | 0,21932  | 43,684226 | 0,622596 |
|   | 0,423042 | -0,00577293 | 0,13096728  | 9         | 0,237017 | 0,021052 | 0,263988 | 0,66005872           | 0,015279 | 0,22994  | 43,201072 | 0,610063 |
|   | 0,431929 | -0,00675653 | 0,13279723  | 10        | 0,248106 | 0,022836 | 0,275765 | 0,68003523           | 0,016079 | 0,238553 | 42,292379 | 0,595187 |

| Eje $\alpha = 1,05^\circ\text{C}$ ; Eje $\gamma = 0,10^\circ\text{C}$ |        |         |        |           |        |        |        |                      |        |        |          |       |
|---|--------|---------|--------|-----------|--------|--------|--------|----------------------|--------|--------|----------|-------|
| Naca 23012  |        |         |        | Naca 6412 |        |        |        | Sumatoria De Fuerzas |        |        |          |       |
| AoA   | CL     | Cd      | Cm     | AoA       | CL     | Cd     | Cm     | CL                   | Cd     | Cm     | Cl vs Cd | g     |
| 0   | 0,2029 | 0,0047  | 0,0585 | 0         | 0,0865 | 0,0077 | 0,1000 | 0,2893               | 0,0124 | 0,0862 | 23,270   | 0,351 |
|   | 0,2409 | 0,0037  | 0,0720 | 1         | 0,1072 | 0,0076 | 0,1232 | 0,3481               | 0,0114 | 0,1082 | 30,612   | 0,514 |
|   | 0,2689 | 0,0026  | 0,0816 | 2         | 0,1251 | 0,0091 | 0,1427 | 0,3940               | 0,0117 | 0,1258 | 33,733   | 0,561 |
|   | 0,2972 | 0,0014  | 0,0912 | 3         | 0,1432 | 0,0105 | 0,1625 | 0,4404               | 0,0119 | 0,1435 | 36,927   | 0,599 |
|   | 0,3236 | 0,0002  | 0,0999 | 4         | 0,1608 | 0,0121 | 0,1816 | 0,4844               | 0,0123 | 0,1605 | 39,487   | 0,621 |
|   | 0,3484 | -0,0011 | 0,1081 | 5         | 0,1780 | 0,0138 | 0,2002 | 0,5264               | 0,0127 | 0,1767 | 41,573   | 0,634 |
|   | 0,3702 | -0,0024 | 0,1151 | 6         | 0,1944 | 0,0155 | 0,2180 | 0,5646               | 0,0131 | 0,1919 | 42,937   | 0,637 |
|   | 0,3901 | -0,0036 | 0,1213 | 7         | 0,2101 | 0,0173 | 0,2349 | 0,6002               | 0,0137 | 0,2061 | 43,841   | 0,636 |
|   | 0,4072 | -0,0049 | 0,1263 | 8         | 0,2248 | 0,0192 | 0,2508 | 0,6320               | 0,0143 | 0,2191 | 44,131   | 0,629 |
|   | 0,4211 | -0,0060 | 0,1302 | 9         | 0,2382 | 0,0210 | 0,2651 | 0,6593               | 0,0150 | 0,2305 | 43,819   | 0,617 |
|   | 0,4324 | -0,0071 | 0,1331 | 10        | 0,2499 | 0,0229 | 0,2775 | 0,6823               | 0,0158 | 0,2400 | 43,076   | 0,603 |

| Eje $\alpha = 1,05^\circ\text{C}$ ; Eje $\gamma = 0,11^\circ\text{C}$ |          |             |             |           |          |          |          |                      |          |          |           |          |
|---|----------|-------------|-------------|-----------|----------|----------|----------|----------------------|----------|----------|-----------|----------|
| Naca 23012  |          |             |             | Naca 6412 |          |          |          | Sumatoria De Fuerzas |          |          |           |          |
| AoA   | CL       | Cd          | Cm          | AoA       | CL       | Cd       | Cm       | CL                   | Cd       | Cm       | Cl vs Cd  | g        |
| 0   | 0,203097 | 0,0048575   | 0,058857564 | 0         | 0,086655 | 0,007078 | 0,100426 | 0,28975173           | 0,011935 | 0,086846 | 24,276346 | 0,375489 |
|   | 0,237177 | 0,003822384 | 0,070658172 | 1         | 0,106533 | 0,007552 | 0,122448 | 0,34371003           | 0,011374 | 0,107179 | 30,219218 | 0,507316 |
|   | 0,263443 | 0,002741709 | 0,079539978 | 2         | 0,124728 | 0,008935 | 0,142257 | 0,38817136           | 0,011677 | 0,124754 | 33,242516 | 0,553931 |
|   | 0,291927 | 0,001495605 | 0,089012096 | 3         | 0,143107 | 0,010417 | 0,162276 | 0,43503405           | 0,011912 | 0,142529 | 36,520211 | 0,594245 |
|   | 0,317237 | 0,00025916  | 0,097354875 | 4         | 0,160927 | 0,011936 | 0,181635 | 0,4781644            | 0,012255 | 0,159449 | 39,017381 | 0,616605 |
|   | 0,341065 | -0,00101604 | 0,10507242  | 5         | 0,178248 | 0,013674 | 0,200409 | 0,51931281           | 0,012658 | 0,175653 | 41,026049 | 0,629335 |
|   | 0,362853 | -0,00229436 | 0,11199054  | 6         | 0,194925 | 0,015427 | 0,218437 | 0,55777747           | 0,013132 | 0,190983 | 42,473847 | 0,634031 |
|   | 0,382416 | -0,00355658 | 0,11803503  | 7         | 0,21085  | 0,017237 | 0,235604 | 0,59326606           | 0,01368  | 0,205323 | 43,367618 | 0,632502 |
|   | 0,399402 | -0,00477157 | 0,12308924  | 8         | 0,225773 | 0,019086 | 0,251632 | 0,62517454           | 0,014314 | 0,218428 | 43,675056 | 0,625606 |
|   | 0,413557 | -0,00590642 | 0,12708721  | 9         | 0,239258 | 0,020953 | 0,266042 | 0,65281461           | 0,015047 | 0,229926 | 43,386476 | 0,614106 |
|   | 0,425314 | -0,00697367 | 0,13016189  | 10        | 0,251006 | 0,022842 | 0,278512 | 0,67632083           | 0,015868 | 0,239593 | 42,621777 | 0,599581 |

| Eje $\alpha = 1,05^\circ\text{C}$ ; Eje $\gamma = 0,12^\circ\text{C}$ |          |              |             |           |          |          |          |                      |          |          |           |          |
|---|----------|--------------|-------------|-----------|----------|----------|----------|----------------------|----------|----------|-----------|----------|
| Naca 23012  |          |              |             | Naca 6412 |          |          |          | Sumatoria De Fuerzas |          |          |           |          |
| AoA   | CL       | Cd           | Cm          | AoA       | CL       | Cd       | Cm       | CL                   | Cd       | Cm       | Cl vs Cd  | g        |
| 0   | 0,20628  | 0,004950152  | 0,088274547 | 0         | 0,087362 | 0,006252 | 0,080204 | 0,29364242           | 0,011202 | 0,101481 | 26,214143 | 0,423316 |
|   | 0,233469 | 0,003898098  | 0,10639668  | 1         | 0,106188 | 0,007545 | 0,093917 | 0,33965727           | 0,011443 | 0,121994 | 29,681344 | 0,496944 |
|   | 0,261132 | 0,002753566  | 0,12455057  | 2         | 0,125052 | 0,008871 | 0,078532 | 0,38618382           | 0,011625 | 0,142564 | 33,221531 | 0,554188 |
|   | 0,287317 | 0,001549368  | 0,14217246  | 3         | 0,143609 | 0,010345 | 0,087149 | 0,43092564           | 0,011894 | 0,162754 | 36,229860 | 0,591011 |
|   | 0,312218 | 0,000298328  | 0,15925016  | 4         | 0,161797 | 0,011927 | 0,095249 | 0,47401503           | 0,012226 | 0,182505 | 38,770915 | 0,614537 |
|   | 0,335364 | -0,000977719 | 0,17555446  | 5         | 0,17943  | 0,013604 | 0,102647 | 0,51479383           | 0,012627 | 0,201606 | 40,770795 | 0,627555 |
|   | 0,356671 | -0,00225711  | 0,19096758  | 6         | 0,19636  | 0,015353 | 0,109333 | 0,55303088           | 0,013096 | 0,219892 | 42,229466 | 0,632638 |
|   | 0,375687 | -0,00350875  | 0,20528354  | 7         | 0,212389 | 0,017154 | 0,115153 | 0,58807627           | 0,013645 | 0,23715  | 43,097871 | 0,631025 |
|   | 0,392642 | -0,00473228  | 0,2185555   | 8         | 0,227562 | 0,019006 | 0,120172 | 0,6202041            | 0,014274 | 0,253435 | 43,450811 | 0,624602 |
|   | 0,406533 | -0,0058542   | 0,23002737  | 9         | 0,241058 | 0,020871 | 0,124092 | 0,64759049           | 0,015017 | 0,267833 | 43,124808 | 0,612716 |
|   | 0,418778 | -0,00694188  | 0,23993628  | 10        | 0,253034 | 0,02278  | 0,127356 | 0,67181262           | 0,015838 | 0,280533 | 42,416625 | 0,598547 |

| Eje x = 1,05°C; Eje y = 0,13°C |            |             |             |           |          |            |                      |            |          |          |           |          |
|--------------------------------|------------|-------------|-------------|-----------|----------|------------|----------------------|------------|----------|----------|-----------|----------|
| AoA                            | Naca 23012 |             |             | Naca 6412 |          |            | Sumatoria De Fuerzas |            |          |          |           |          |
|                                | CL         | Cd          | Cm          | AoA       | CL       | Cd         | Cm                   | CL         | Cd       | Cm       | Cl vs Cd  | g        |
| 0°                             | 0,206038   | 0,005082841 | 0,060272499 | 0         | 0,088221 | 0,006312   | 0,102437             | 0,2942593  | 0,011395 | 0,063035 | 25,823233 | 0,413838 |
|                                | 0,23135    | 0,004053367 | 0,068659469 | 1         | 0,10757  | 0,007516   | 0,123543             | 0,33892008 | 0,01157  | 0,075994 | 29,294014 | 0,488929 |
|                                | 0,257514   | 0,002907099 | 0,077208091 | 2         | 0,12679  | 0,008884   | 0,144477             | 0,38430413 | 0,011732 | 0,088819 | 32,591369 | 0,543089 |
|                                | 0,28258    | 0,001702134 | 0,085298236 | 3         | 0,145746 | 0,010369   | 0,165088             | 0,42832523 | 0,012071 | 0,101332 | 35,483847 | 0,579557 |
|                                | 0,30646    | 0,000449017 | 0,092893295 | 4         | 0,164323 | 0,011957   | 0,185246             | 0,4707821  | 0,012406 | 0,113451 | 37,949310 | 0,603348 |
|                                | 0,32849    | -0,00081554 | 0,09978779  | 5         | 0,182377 | 0,013621   | 0,20479              | 0,51086647 | 0,012806 | 0,12506  | 39,894176 | 0,616828 |
|                                | 0,349208   | -0,00210354 | 0,10613603  | 6         | 0,199814 | 0,015354   | 0,22362              | 0,54902215 | 0,01325  | 0,136118 | 41,435231 | 0,623794 |
|                                | 0,367885   | -0,00337351 | 0,11170627  | 7         | 0,216402 | 0,017133   | 0,241473             | 0,58428764 | 0,013759 | 0,146447 | 42,465209 | 0,624603 |
|                                | 0,385296   | -0,0046496  | 0,11674217  | 8         | 0,231965 | 0,018957   | 0,258158             | 0,61726067 | 0,014307 | 0,155977 | 43,143199 | 0,621977 |
|                                | 0,398869   | -0,00578514 | 0,12045328  | 9         | 0,245995 | 0,020783   | 0,27311585           | 0,64486454 | 0,014998 | 0,164298 | 42,997244 | 0,612082 |
|                                | 0,409477   | -0,00680083 | 0,12313144  | 10        | 0,258173 | 0,02261882 | 0,28600295           | 0,66764975 | 0,015818 | 0,171277 | 42,208249 | 0,597378 |

| Eje x = 1,05°C; Eje y = 0,14°C |            |             |             |           |          |          |                      |            |          |          |           |          |
|--------------------------------|------------|-------------|-------------|-----------|----------|----------|----------------------|------------|----------|----------|-----------|----------|
| AoA                            | Naca 23012 |             |             | Naca 6412 |          |          | Sumatoria De Fuerzas |            |          |          |           |          |
|                                | CL         | Cd          | Cm          | AoA       | CL       | Cd       | Cm                   | CL         | Cd       | Cm       | Cl vs Cd  | g        |
| 0°                             | 0,203828   | 0,005186325 | 0,059605904 | 0         | 0,087452 | 0,006222 | 0,101528             | 0,29128013 | 0,011409 | 0,062447 | 25,531635 | 0,406537 |
|                                | 0,23033    | 0,004089959 | 0,068240921 | 1         | 0,107325 | 0,007455 | 0,123209             | 0,33765469 | 0,011545 | 0,075686 | 29,245736 | 0,488134 |
|                                | 0,255893   | 0,00292346  | 0,076474321 | 2         | 0,127001 | 0,008833 | 0,144638             | 0,38289371 | 0,011756 | 0,088663 | 32,569945 | 0,543111 |
|                                | 0,280545   | 0,00169432  | 0,084312932 | 3         | 0,14641  | 0,010328 | 0,165738             | 0,42695561 | 0,012023 | 0,101337 | 35,512743 | 0,580524 |
|                                | 0,303847   | 0,000426943 | 0,091622088 | 4         | 0,165479 | 0,011922 | 0,186429             | 0,46932631 | 0,012349 | 0,113646 | 38,005676 | 0,604748 |
|                                | 0,325653   | -0,0008617  | 0,09834815  | 5         | 0,183923 | 0,013592 | 0,206389             | 0,50957523 | 0,012731 | 0,125401 | 40,027608 | 0,619175 |
|                                | 0,345906   | -0,00215989 | 0,10447215  | 6         | 0,201786 | 0,015329 | 0,225674             | 0,54769263 | 0,013169 | 0,136629 | 41,588787 | 0,626271 |
|                                | 0,364322   | -0,00344325 | 0,10989995  | 7         | 0,218843 | 0,017114 | 0,24403              | 0,58316457 | 0,013671 | 0,147176 | 42,658229 | 0,627345 |
|                                | 0,380207   | -0,00466126 | 0,11441676  | 8         | 0,23461  | 0,018917 | 0,26092              | 0,61481737 | 0,014256 | 0,156718 | 43,126527 | 0,622552 |
|                                | 0,3937     | -0,0057993  | 0,11809267  | 9         | 0,248825 | 0,02073  | 0,276059             | 0,64252562 | 0,014931 | 0,165124 | 43,033532 | 0,613153 |
|                                | 0,405729   | -0,0068348  | 0,12142445  | 10        | 0,261326 | 0,022582 | 0,289279             | 0,66705501 | 0,015747 | 0,172491 | 42,360902 | 0,599163 |

| Eje x = 1,05°C; Eje y = 0,15°C |            |             |             |           |          |          |                      |            |          |            |           |          |
|--------------------------------|------------|-------------|-------------|-----------|----------|----------|----------------------|------------|----------|------------|-----------|----------|
| AoA                            | Naca 23012 |             |             | Naca 6412 |          |          | Sumatoria De Fuerzas |            |          |            |           |          |
|                                | CL         | Cd          | Cm          | AoA       | CL       | Cd       | Cm                   | CL         | Cd       | Cm         | Cl vs Cd  | g        |
| 0°                             | 0,201065   | 0,005281074 | 0,058795225 | 0         | 0,087175 | 0,006165 | 0,10119058           | 0,28824082 | 0,011446 | 0,06217278 | 25,183436 | 0,397675 |
|                                | 0,226867   | 0,004177632 | 0,067068464 | 1         | 0,107243 | 0,007404 | 0,123069             | 0,33410957 | 0,011582 | 0,075384   | 28,847975 | 0,480262 |
|                                | 0,251679   | 0,003007598 | 0,074939352 | 2         | 0,127121 | 0,008775 | 0,144704             | 0,37879967 | 0,011782 | 0,088348   | 32,149463 | 0,536420 |
|                                | 0,275828   | 0,001773703 | 0,082504753 | 3         | 0,14671  | 0,010265 | 0,165385             | 0,42253724 | 0,012038 | 0,101014   | 35,099055 | 0,575120 |
|                                | 0,298049   | 0,000527257 | 0,089375479 | 4         | 0,165894 | 0,011845 | 0,186783             | 0,46394329 | 0,012372 | 0,113259   | 37,499397 | 0,598997 |
|                                | 0,319357   | -0,00075816 | 0,095862433 | 5         | 0,184599 | 0,013506 | 0,207016             | 0,50395583 | 0,012748 | 0,12508    | 39,533436 | 0,614296 |
|                                | 0,339033   | -0,00204317 | 0,10173913  | 6         | 0,202555 | 0,015228 | 0,226382             | 0,54158809 | 0,013185 | 0,136277   | 41,07529  | 0,621727 |
|                                | 0,356896   | -0,00330805 | 0,1069468   | 7         | 0,219634 | 0,016996 | 0,244742             | 0,57653003 | 0,013688 | 0,146765   | 42,12011  | 0,622965 |
|                                | 0,372577   | -0,00451941 | 0,11137339  | 8         | 0,23548  | 0,018789 | 0,261701             | 0,60805694 | 0,01427  | 0,156313   | 42,61202  | 0,618665 |
|                                | 0,385828   | -0,00564569 | 0,11496193  | 9         | 0,249784 | 0,020594 | 0,276921             | 0,6356126  | 0,014948 | 0,164742   | 42,52141  | 0,609405 |
|                                | 0,396104   | -0,00663341 | 0,11757192  | 10        | 0,261866 | 0,022398 | 0,289656             | 0,65797031 | 0,015764 | 0,17164    | 41,738302 | 0,594759 |

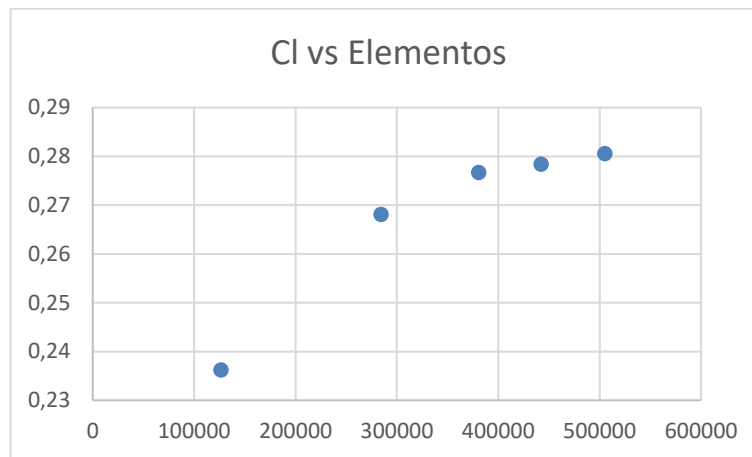
## Independencia De Malla Del Perfil NACA 6412

Calidad de elementos de malla

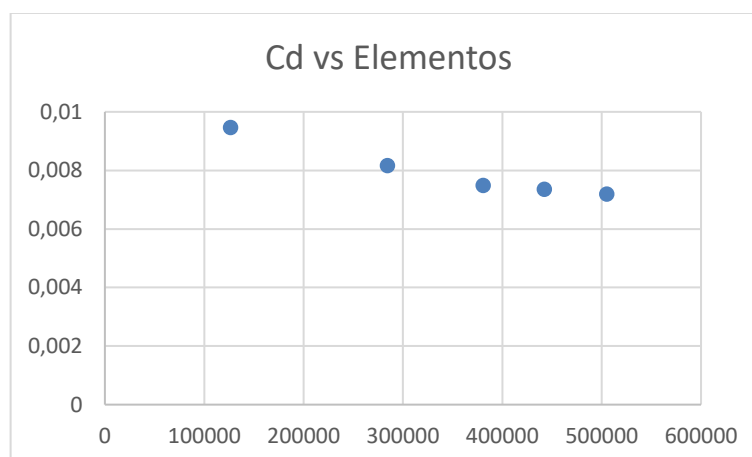
| Naca " 6412 " |                       |              |      |          |         |                    |     |
|---------------|-----------------------|--------------|------|----------|---------|--------------------|-----|
| Malla         | Cantidad De Elementos | Aspect Ratio |      | Skewness |         | Orthogonal Quality |     |
|               |                       | Min          | Max  | Min      | Max     | Min                | Max |
| 1             | 505049                | 1            | 1092 | 1,31E-10 | 0,56253 | 0,6378             | 1   |
| 2             | 442193                | 1            | 1092 | 1,31E-10 | 0,56298 | 0,63482            | 1   |
| 3             | 380849                | 1            | 978  | 1,31E-10 | 0,56301 | 0,63785            | 1   |
| 4             | 284299                | 1            | 1091 | 1,31E-10 | 0,56335 | 0,6236             | 1   |
| 5             | 126549                | 1            | 1088 | 1,31E-10 | 0,56498 | 0,47165            | 1   |

(Tabla 5.8. Calidad De Malla 6412)

Esta independencia de malla permite determinar si la malla estructurada puede dar lugar a una mejor convergencia y precisión y saber que no depende en gran medida a la cantidad de elementos para así poder fiarse en los valores de las simulaciones.

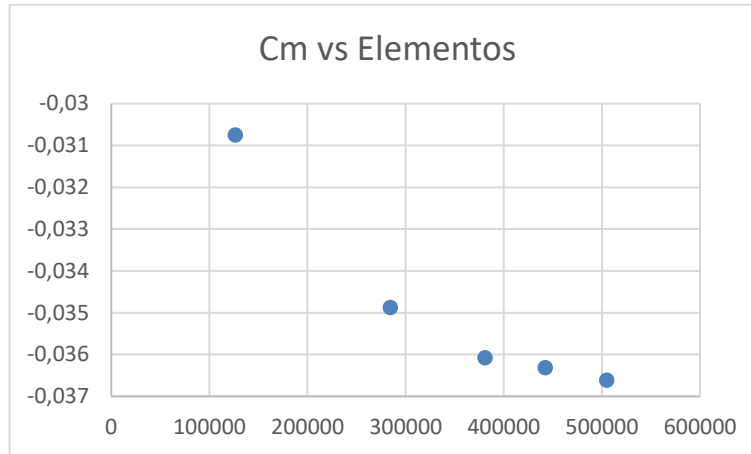


(Grafica 6.12. Independencia De Malla 6412)



(Grafica 6.12. Independencia De Malla 6412)





(Grafica 6.12. Independencia De Malla 6412)

## Cálculo Del Ángulo De Aterrizaje

Para el ángulo de aterrizaje se realizó la siguiente operación, de acuerdo a lo expresado en el marco teórico se empleó la ecuación 5 (ecuación de la velocidad de pérdida), esta velocidad se estableció gracias al texto Jane's All The World's Aircraft y posee un valor de 41.46 m/s.

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \left( \frac{W}{S} \right)}{\rho * C_{lmax}}}$$

Los cálculos de distancia de aterrizaje indican que la velocidad de aproximación se calcula como 1.3Vs, esto de acuerdo al texto Airplane Design de Jan Roskam, despejando el coeficiente de sustentación máximo:

$$C_{l Max} = \frac{2 * (W / S)}{V_s^2 * \rho}$$

Reemplazando en unidades del sistema inglés:

$$C_{l Max} = \frac{2 * (20.51)}{136.03^2 * 0.07654}$$

$$C_{l Max} = 0.02901$$

Simulando este valor, con base a un número de Reynolds, en el programa de XFLR5 se determina que el valor más próximo al ángulo de ataque es de -2° acercándolo al coeficiente de sustentación ya mencionado.