

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO
Colegio de Ciencias e Ingeniería

Análisis Computacional Aerodinámico del Ala del Galápagos UAV

Alejandro D. Álvarez Vinueza

Carlos Luís Pérez, M.Sc. Director de Tesis

Tesis de grado presentado como requisito
para la obtención del título de Ingeniero Mecánico

Quito, Julio 2014

Universidad San Francisco de Quito

Colegio de Ciencias e Ingeniería

HOJA DE APROBACIÓN DE TESIS

Análisis Computacional Aerodinámico del Ala del Galápagos UAV

Alejandro D. Álvarez Vinueza

Carlos Luís Pérez, M.Sc.
Director de Tesis
Miembro del Comité de tesis

Bernard Herrera, Ing Electrónico
Miembro del Comité de Tesis

Pedro Meneses, Ing Aeroespacial
Miembro del Comité de Tesis.

Alfredo Valarezo, Ph.D
Director de la Carrera de Ing Mecánica

Ximena Córdova Ph.D
Decana de la Escuela de Ingeniería

Quito, 29 de Julio de 2014

DERECHOS DE AUTOR

Por medio del presente documento certifico que he leído la Política de Propiedad Intelectual de la Universidad San Francisco de Quito y estoy de acuerdo con su contenido, por lo que los derechos de propiedad intelectual del presente trabajo de investigación quedan sujetos a lo dispuesto en la Política.

Asimismo, autorizo a la USFQ para que realice la digitalización y publicación de este trabajo de investigación en el repositorio virtual, de conformidad a lo dispuesto en el Art. 144 de la Ley Orgánica de Educación Superior.

Firma: _____

Nombre: Alejandro Daniel Álvarez Vinueza

CI: 171975756-7

Quito, 29 de Julio de 2014

DEDICATORIA

A mis padres por todo el esfuerzo plasmado en estos años para que yo pueda formarme académica y espiritualmente de la mejor manera posible.

A todos los estudiantes colegas y amigos que estuvieron presentes en el transcurso de la realización de esta tesis.

AGRADECIMIENTOS

A Dios por brindarme la oportunidad de vivir cada día.

A mis padres, a mi hermano y mis amigos, por su apoyo incondicional su paciencia por proveerme de energía y alegría cada día de mi vida.

A mis profesores por su voluntad de enseñanza, por compartir su experiencia y guiarme por el camino del bien.

A todas las personas que permitieron y favorecieron el transcurso de este camino estudiantil.

ÍNDICE GENERAL

INDICE DE TABLAS	10
ÍNDICE DE FIGURAS	11
DEFINICIÓN DE VARIABLES.....	15
CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN	16
1.1. Antecedentes	16
1.2. Justificación e importancia	18
CAPÍTULO 2. MARCO TEÓRICO	20
2.1. Turbulencia	20
2.1.1. Clasificación Turbulencia.....	21
2.1.2. Método RANS	22
2.1.3. Modelo de Turbulencia SST.....	23
2.2. Compresibilidad.....	24
2.3. Viscosidad.....	24
2.4. Método de diferencias finitas.....	25
2.5. Introducción a las Aeronaves.....	27
2.5.1. Nomenclatura de un perfil de ala.....	27
2.5.2. Fuerzas Existentes	27
2.5.3. NACA serie 6	29

2.6.	Desarrollo de Fórmulas.....	29
2.6.1.	Ecuaciones Gobernantes.....	29
2.6.2.	Reynolds Averaging	31
2.6.3.	Coeficientes Aerodinámicos.....	33
CAPÍTULO 3. MÉTODOLÓGÍA		36
3.1	Generalidades.....	36
3.1.1	Materiales	36
3.1.2	Física.....	37
3.1.3	Condiciones de Borde.....	38
3.1.4	Método de Resolución	40
3.2	Validación perfil NACA 0012	41
3.2.1	Geometría	41
3.2.2	Mallado.....	42
3.2.3	Resultados.....	43
3.3	Simulación Perfil NACA 65412	45
3.3.1	Geometría	45
3.3.2	Mallado.....	46
3.3.3	Análisis de Resultados.....	53
3.4	Simulación Ala Finita	58
3.4.1	Geometría	58

3.4.2	Mallado.....	61
3.4.3	Resultados.....	62
3.5	Simulación Winglet	69
3.5.1	Geometría	69
3.5.2	Mallado.....	70
3.5.3	Resultados.....	70
CAPÍTULO 4. CONCLUSIONES		73
BIBLIOGRAFÍA		76
ANEXOS		78

INDICE DE TABLAS

Tabla 2. 1 Métodos RANS	22
Tabla 3. 1 Velocidad y Número de Mach.....	37
Tabla 3. 2 Compresibilidad del aire.....	37
Tabla 3. 3 Viscosidad del aire	37
Tabla 3. 4 Coeficiente de Arrastre y Porcentaje de cambio en función de los elementos del mallado	51
Tabla 3. 5: Coeficientes de Sustentación y Arrastre.....	53
Tabla 3. 6: Geometría Bloque de Dominio Líquido	60
Tabla 3. 7 Cuadro Comparativo de un ala con winglet y sin Winglet.....	72
Tabla A. 1 Coordenadas del perfil de ala en función de la cuerda.	79

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2. 1 Formulación Promedio de Reynolds para Flujo Turbulento (COMSOL Users Guide)	23
Figura 2. 2 Líneas de flujo sin fricción y con fricción (Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, 2001).....	25
Figura 2. 3 Ejemplo de mallado en una dimensión y dos dimensiones (Ferziger & Peric, 2002)	26
Figura 2. 4 Nomenclatura de un Airfoil. (Anderson, Introduction to Flight, 1989).....	27
Figura 2. 5 Fuerzas aerodinámicas sobre un perfil de ala. (Anderson, Introduction to Flight, 1989).....	28
Figura 2. 7 Distribución de Presión sobre perfil del ala (Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, 2001).....	33
Figura 3. 1 Boundary Layer (COMSOL Users Guide)	38
Figura 3. 2: Método de Segregated Solver	41
Figura 3. 3 NACA 0012 Airfoil [Airfoil Tools].....	42
Figura 3. 4 Mallado Triangular, Modelo de Validación NACA 0012	43
Figura 3. 5 Coeficiente de Sustentación comparado con datos experimentales de la NASA	44
Figura 3.6: Geometría 2D.....	46
Figura 3.7 Tamano de Mallado Grueso	47
Figura 3.8, Tamaño de Mallado Normal	48
Figura 3.9 Tamaño de Mallado Extra Fino.....	49

Figura 3.10 Superficie de Velocidad con mallado Grueso	50
Figura 3.11 Superficie de velocidad con Mallado Normal.....	50
Figura 3. 12 Superficie de velocidad con Mallado Extra Fino	51
Figura 3. 13 Lift Coefficient para distintos tamaños de Malla	52
Figura 3. 14 Lift Coefficient para Distintos Ángulos de Ataque.....	54
Figura 3. 15 Líneas de flujo de velocidad con separación de flujo.	55
Figura 3. 16: Curva Coeficiente de arrastre vs Ángulo de Ataque.....	56
Figura 3. 17: Curva Coeficiente de sustentación vs Coeficiente de arrastre	57
Figura 3. 18 c_l/c_d para distintos ángulos de ataque.....	58
Figura 3.19: Perfil NACA 65412	59
Figura 3.20 Dimensiones del ala 3D	60
Figura 3. 21 Dominio de Aire.....	61
Figura 3. 22 Mallado del ala finita en tres dimensiones.....	62
Figura 3. 23 Superficie de Velocidad Ala Finita	63
Figura 3. 24: Líneas de flujo en función de la magnitud de vorticidad.....	64
Figura 3. 25 Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.....	65
Figura 3. 26 C_d total y c_d inducido para diferentes ángulos de ataque.....	65
Figura 3. 27 Cociente entre los c_l y c_d en función del ángulo de ataque	66
Figura 3. 28 Cociente aerodinámico para altura de vuelo constante	68
Figura 3. 29 Winglet Boeing 737 Dimensiones [THE BOEING 737 TECHNICAL SITE, 2014].....	69
Figura 3. 30 Dimensiones Winglet.....	70
Figura 3. 31 Streamline de Vorticidad en el wingtip.....	71
Figura 3. 32 Gráfico comparativo de Arrastre de un ala con winglet y sin winglet.....	72

Resumen

El presente es un trabajo de investigación que estudia los principios aerodinámicos presentes en un ala finita de un avión no tripulado. El problema se representa en un modelo de turbulencia que engloba las ecuaciones de *Reynolds Averaged Navier-Stokes* (RANS). Las ecuaciones RANS, son utilizadas en la metodología de resolución de *Computational Fluid Dynamics* (CFD). El trabajo cuenta con la validación de un modelo para una sección del ala NACA 0012 con datos de la NASA. Posteriormente, se diseña la geometría de interés mediante la plataforma de dibujo Autodesk Inventor. Además, se construye el modelo en COMSOL Multiphysics con las debidas condiciones de borde y un mallado ajustado que permite realizar un estudio de la distribución de presión sobre la superficie. Un post procesamiento de los resultados incluye, una obtención y análisis de las curvas de sustentación y arrastre para distintos ángulos de ataque que permite conocer el comportamiento del ala en vuelo . Para el modelo en tres dimensiones, por la existencia de una deflexión de flujo hacia abajo en la punta del ala, se brinda una representación de los efectos presentes y el efecto que causa la inclusión de un winglet y las mejoras en el rendimiento de la aeronave.

Palabras clave: CFD, RANS, ángulos de ataque, arrastre, sustentación

Abstract

The work is an investigation to the study of aerodynamic properties that are present in finite wing of a UAV. The problem represents a turbulent model which develops the Reynolds Averaged Navier Stokes Equations (RANS). RANS equations are used in the methodology of Computational Fluid Dynamics (CFD). The document includes a validation of the model using NACA 0012 airfoil with NASA experimental data. In addition, it is build the geometry of interest in Autodesk Inventor drawing platform. Besides, the design is imported to COMSOL Multiphysics where it is modeled with the appropriated border conditions and a fine mesh that allow the study of the boundary layer pressure distribution over the surface. A post processing of the results contain the lift and drag curves for different angles of attack that help to understand the performance of the wing. For the three dimensional model, because of the presence of the downwash, the paper includes a representation of the turbulent effects on the wingtip and the benefits that a winglet could bring to the UAV.

Key words: CFD, RANS, UAV, wingtip, downwash

DEFINICIÓN DE VARIABLES

c_l : Coeficiente de sustentación.

c_l :

c_d : Coeficiente de arrastre.

α : Ángulo de ataque.

c_p : Coeficiente de presión.

K_∞ : Energía cinética de flujo libre turbulento.

U_∞ : Velocidad de flujo libre.

ρ_∞ : Viscosidad de flujo libre.

μ_∞ : Viscosidad dinámica de flujo libre.

ω_∞ : Tasa de disipación específica de flujo libre.

c : Longitud de cuerda.

S : Superficie de contacto del ala 3D

e : Factor de eficiencia del ala

CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN

1.1. Antecedentes

El Proyecto Avión No Tripulado - Galápagos UAV comprende el desarrollo de diferentes prototipos consecutivos de aviones no tripulados desarrollados a partir del conocimiento de estudiantes de diferentes facultades del colegio Politécnico, conjunto con el conocimiento profesional de profesores pertenecientes a la Universidad San Francisco de Quito, Ecuador y la Universidad Embry Riddle, Estados Unidos. El proyecto Galápagos UAV comprende de subproyectos que se integraran comúnmente para el desarrollo de cada prototipo. Así es transformado en un proyecto de etapas progresivas, es decir que cada etapa tiene como resultado un prototipo. Y a su vez, todas estas etapas o prototipos tienen como resultado un prototipo final de vuelo autónomo que generara la proliferación de su manufactura en varias replicas para cubrir el rango absoluto de vigilancia que necesita la región del archipiélago de las Islas Galápagos. Entre los subproyectos que se integran en cada etapa del proyecto o prototipo se encuentran: Producción y Manufactura, Diseño Aerodinámico y Estructural, Auto Pilotaje, Telecomunicaciones y Transmisión de Datos, y por último, Despegue y Aterrizaje del Prototipo. El Proyecto que se desea desarrollar en esta oportunidad pertenece a la primera etapa del proyecto Galápagos UAV y está relacionado directamente con la sección de producción y manufactura del proyecto. Este tiene como resultado la presentación del resultado final de la primera etapa del proyecto o el primer prototipo de avión no tripulado que será sujeto a pruebas de vuelo y observación. Para el desarrollo de este proyecto se implementara etapas secuenciales de selección de materiales, aprobación de diseños, uso de los primeros procesos de manufactura para las diferentes partes y piezas, pruebas mecánicas de los elementos estructurales y acoplados, y por último, el

ensamblaje final del primer prototipo. A estos procesos de manufactura se suma la implementación de materiales compuestos en la producción de determinadas piezas y el uso de procedimientos que deberán utilizarse para la manufactura de las etapas siguientes del proyecto general Galápagos UAV. En este momento el proyecto cuenta con un prototipo de avión que es capaz de volar exitosamente a través de un piloto automático. Entre los objetivos de los estudiantes e ingenieros encargados del proyecto está la continua mejora del diseño del avión.

Entre los años 1912-1918 los estudios de las alas de los aviones tomaron un salto importante gracias a Ludwig Prandtl quien planteó que las consideraciones aerodinámicas de las alas pueden ser estudiadas en dos secciones. La primera el estudio de la sección del ala normalmente conocido como airfoil, y la segunda parte como el estudio de las modificaciones de este airfoil para completar el ala finita completa. Este tipo de método se ha usado por la National Aeronautics and Space Administration (NASA) para el estudio de varias propiedades y caracterizaciones, razón por la cual se utilizará este procedimiento para el desarrollo de este estudio. Primero se analizará los efectos aerodinámicos del NACA 65-412 y posteriormente el análisis sobre el ala completa del UAV.

1.2. Justificación e importancia

Uno de los objetivos del grupo de estudiantes e ingenieros encargados del proyecto de la flota de aviones no tripulados es la mejora del diseño del avión. Es por eso que conocer las propiedades y características que tiene un prototipo es de vital importancia para el control y mejora del mismo. El diseño y modelación de problemas físicos brindan los ingenieros una herramienta de prueba para sus prototipos permitiéndoles modelar. La construcción de un modelo de estudio para conocer propiedades aerodinámicas de los componentes del avión servirá a los miembros del grupo de Galápagos UAV tener una herramienta de simulación para futuras mejoras y contar con la experiencia sobre las limitaciones y características que tiene el software utilizado.

Establecer un estimado del coeficiente de arrastre del ala del avión, es de gran importancia ya que este coeficiente, puede ser utilizado para generar predicciones más precisas del desempeño del avión. Mejores predicciones del *coeficiente de arrastre* permitirían optimizar el plan de vuelo, ahorrando energía o cubriendo un área de vigilancia más amplia. Establecer áreas que puedan estar generando excesivo arrastre debido a separación de flujo. Áreas problemáticas podrían ser rediseñadas para minimizar separación de flujo y arrastre en el avión.

1.3. Objetivos General

- Crear una plataforma de investigación en aerodinámica 3D usando COMSOL MultiPhysics

1.4. Objetivos Específicos

1. Validar el modelo de estudio comparando con el modelo de Validación de la NASA para el perfil de Ala NACA 0012
2. Definir las características aerodinámicas estándares para perfil de ala NACA 65412
3. Recrear un modelo en 3D dimensiones para el estudio del ala del Galápagos UAV.
4. Establecer un estimado del coeficiente de arrastre del ala del avión
5. Establecer áreas de separación de flujo que generen arrastre excesivo.
6. Estimar el beneficio de incluir un winglet en el diseño del ala.
7. Analizar las limitaciones y formas de estudio para el problema de CFD

CAPÍTULO 2. MARCO TEÓRICO

En este capítulo se realizará se expondrá la teoría extraída de una amplia revisión literaria acorde al estudio. Primero se desarrollará los temas relacionados con el análisis, para después poder desarrollar las formulas y deducciones matemáticas utilizadas para resolver las ecuaciones del fluido de interés

2.1. Turbulencia

La turbulencia es un fenómeno que sufre un fluido cuando los efectos producidos por el momento superan los producidos por la viscosidad, alto número de Reynolds. Generalmente se desencadena por algún tipo de perturbación, por ejemplo el paso de flujo por sobre un objeto que provoca la separación del flujo y una fluctuación de los campos de velocidad en muchas escalas de longitud y tiempos distintos. Los campos de velocidad bajo estas circunstancias se manifiestan como remolinos (eddies) que afectan directamente propiedades como el momento y la energía. (Wilcox, 1998)

En contraste, en flujo laminar los efectos viscosos dominan los de momento. Cualquier fluctuación es minimizada por la viscosidad del fluido, es por esto que el flujo laminar se representa como partículas de flujo que se mueven paralelas una sobre otra. Los flujos laminares pueden ser resueltos con las ecuaciones de Navier Stokes y numéricamente no son complicados de analizar. La presencia de turbulencia en el flujo introducen dificultades al momento de encontrar una solución, las ecuaciones para resolver se vuelven más largas y complicadas y el tiempo de computo aumenta.

La naturaleza de las ecuaciones de Navier Stokes es una ecuación diferencial parcial, no lineal, dependiente del tiempo y de tres dimensiones; las inestabilidades de flujo que presenta un modelo turbulento originan interacciones no lineales entre los términos de inercia

y viscosidad, estas interacciones son rotacionales, completamente dependientes del tiempo y completamente tridimensionales. Por esta razón, el flujo turbulento no puede ser modelado con estas ecuaciones. (Wells, 2009)

2.1.1. Clasificación Turbulencia

Ciertas consideraciones deben ser tomadas al momento clasificar un modelo de turbulencia debido a la cantidad de variables de las que depende. En la actualidad hay tres niveles de resolución de este problema: completamente resuelto, parcialmente resuelto y sin resolución. Antes de hablar de escalas de turbulencia podemos hablar de eddies que pueden ser vistos como movimientos rotatorios cuya dimensión característica es la escala local de turbulencia. Los remolinos se sobreponen e interactúan en el espacio, los más grandes acarrean a los más chicos. La turbulencia funciona como un proceso en cascada en el cual conforme esta decae los remolinos más grandes transfieren la energía cinética a los más pequeños y en última instancia los más pequeños disipan su energía en forma de calor.

Una simulación numérica directa (DNS) es un intento de resolver completamente un modelo de turbulencia ya que intenta resolver las ecuaciones de Navier Stokes en escalas Kolmogorov que es una escala en la que la viscosidad domina y la energía cinética turbulenta se disipa en calor. Los detalles sobre este método salen del alcance de esta tesis, sin embargo cabe mencionar que entre sus características está que consume una gran cantidad de poder computacional y tiene dificultades numéricas en la resolución de la malla. (Wells, 2009)

A *Large Energy Simulation (LES)* es un tipo de resolución parcial de la turbulencia, entre sus generalidades está que las escalas de turbulencia más pequeñas disipan energía y son más homogéneas entre sí, por lo cual pueden ser modeladas, mientras la turbulencia que tenga grandes escalas dependerá más de las condiciones de borde y la geometría del modelo

de estudio. En general el modelo utiliza menor poder computacional que un DNS, pero requiere de algoritmos más complicados, y muchos ingenieros aún no lo encuentran muy aplicable a varios casos reales.

Computacionalmente, el método más práctico es aquel que plantea las ecuaciones de *Reynolds Average Navier Stokes Equations*. Con este método la turbulencia se considera completamente sin resolución, y lo que se buscan son las cantidades promedio del flujo. Esto se consigue promediando con Reynolds las ecuaciones de Navier Stokes. Trabajar con las cantidades promedio para resolver el problema ahorra mucho tiempo de computo comparado con los procesos DNS y LES. Sin embargo con este método el modelado de la turbulencia se vuelve crucial para los resultados de la solución. En este trabajo se modelo utilizando este método, por lo cual a continuación se brindará una clasificación de las aproximaciones existentes y la justificación de la aproximación seleccionada.

2.1.2. Método RANS

Entre las aproximaciones más conocidas se encuentran las detalladas en la tabla siguiente. COMSOL Multiphysics, que es nuestra plataforma de trabajo cuenta con varias formulaciones para resolver problemas de turbulencia entre ellos: *Spalart-Allmaras*, *k-epsilon*, *k-omega*, *Low Reynolds number k-epsilon*, y *SST models*. Todas estas formulaciones se encuentran en el módulo de CFD y el método de *k-epsilon* y *Low Reynolds Number*, también están disponibles para un estudio con transferencia de calor. (Park & Park, 2005)

Tabla 2. 1 Métodos RANS

Algebraico	Cebeci-Smith (1967)
	Baldwin-Lomax (1978)
	Johnson-King (1985)
Una ecuación	Bradshaw-Ferriss-Atwell (1967)
	Baldwin-Barth (1990)
	Sparlart-Allmaras (1992)

	Menter (1994)
Dos Ecuaciones	$k - \omega$ (various versions from 1972 – 2006)
	$k - \epsilon$ (1974)
	$k - \omega$ SST (1993, and various modifications)
	$v^2 - f$ (1991)

Como se verá en la sección siguiente al generarse una capa límite sobre una superficie esta comienza con flujo ordenado y el comportamiento se vuelve caótico conforme el fluido avanza sobre la misma cuando el número de Reynolds es elevado y sobrepasa el orden de 10^5 , se vuelve imposible resolver ecuaciones de Navier-Stokes. En este régimen de flujo, se puede utilizar una de Navier-Stokes (RANS) formulación promedió-Reynolds, que se basa en la observación de que el campo de flujo (u) en el tiempo contiene pequeñas oscilaciones locales, (u') que puede ser tratada en un sentido del tiempo-un promedio de (U). Como consecuencia de ello, añadimos incógnitas adicionales para el sistema de ecuaciones e introducir aproximaciones para el campo de flujo en las paredes. (Larsson, 1998)

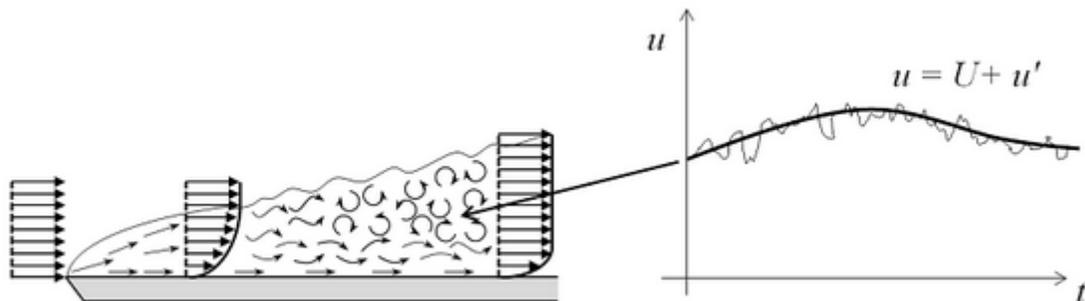


Figura 2. 1 Formulación Promedio de Reynolds para Flujo Turbulento (COMSOL Users Guide)

2.1.3. Modelo de Turbulencia SST

El modelo de turbulencia SST, es un modelo RANS de dos ecuaciones con bajo número de Reynolds. Es formalmente una combinación entre los modelos $k-\omega$ (donde k es la energía

cinética turbulenta y ω es la tasa de disipación específica de energía cinética turbulenta) y el k - ε (donde ε es la tasa de disipación de energía cinética turbulenta), pero el modelo k - ε es reformulado para que resuelva para la energía cinética k y la disipación específica ω . La idea de combinar los modelos se basa en que el modelo k - ω es mejor cerca de las paredes y el k - ε es mejor para el comportamiento del flujo libre. Este modelo ha sido muy utilizado para resolver flujos exteriores en geometrías como alas y turbinas. Por esta razón, fue el seleccionado para desarrollar el presente estudio.

2.2. Compresibilidad

La compresibilidad de un fluido se define de acuerdo a su relación con el número de Mach (M) de acuerdo a la norma. El número de Mach es la relación entre la velocidad a la que se mueve un objeto respecto a la velocidad del sonido. Por convención se establece que un flujo con $M < 0.3$ puede ser tratado esencialmente como un flujo incompresible y un flujo con $M > 0.3$ debe ser tratado como compresible. La verdadera importancia de establecer esta relación es conocer que un flujo que tenga $M < 0.3$ la densidad del fluido cambiará en un 5% por lo cual se puede suponer que es constante y para motivos prácticos se puede asumir el fluido como incompresible.

2.3. Viscosidad

La viscosidad de un fluido es la propiedad que evita el fluido se mueva con normalidad. En la antigüedad para propósitos prácticos se trataba a los fluidos como si estos carecerían de fricción. Si analizamos la figura, podemos encontrar la diferencia entre un problema que considera la fricción y otro que no. La fricción en la superficie



Figura 2. 2 Líneas de flujo sin fricción y con fricción (Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 2001)

Como se puede observar en un modelo sin fricción las líneas de flujo se mueven una sobre otra ordenadamente sin generar ninguna fuerza aerodinámica sobre la superficie. Sin embargo, en la realidad esto no ocurre ya que cuando el fluido entra en contacto con la superficie, existe fricción entre ambas; el flujo se separa en la parte trasera del objeto dejando un complicado flujo de estudio que produce que la presión del flujo sea menor en la parte trasera que en la delantera y aparezca una fuerza en la dirección del flujo conocida como arrastre la misma que retarda el movimiento del objeto. (Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 2001)

2.4. Método de diferencias finitas

El primer paso para resolver un problema de forma numérica es discretizando el dominio que se va a tratar. En la figura siguiente se puede observar el mallado de dos geometrías que es empleado cuando se resuelven los problemas por medio de métodos de diferencias finitas.

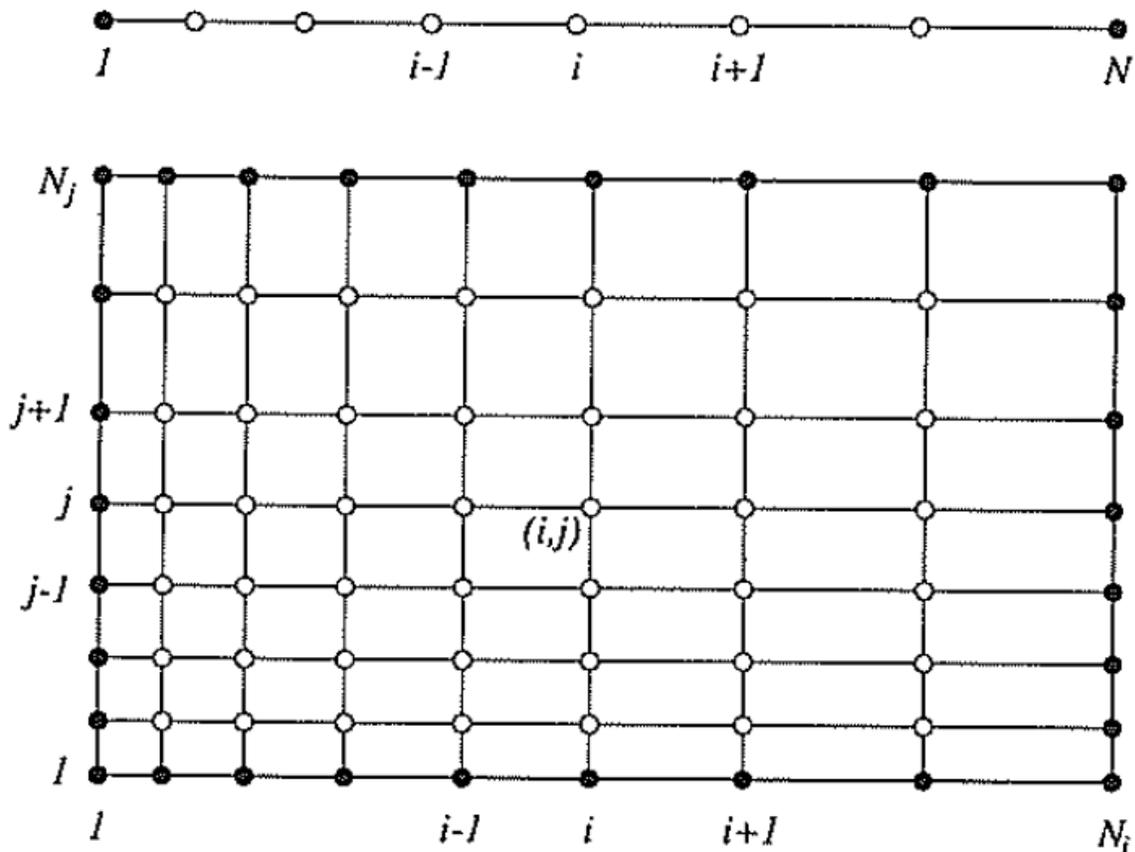


Figura 2. 3 Ejemplo de mallado en una dimensión y dos dimensiones (Ferziger & Peric, 2002)

Cada nodo tiene asociado un subíndice que indica su posición dentro de la malla. La variable que se vaya a tratar por medio de la discretización presentará cambios a lo largo de cada nodo. Cada nodo debe tener una variable a tratar y con ello debe arrojar una ecuación algebraica, el número de ecuaciones a resolver debe ser el mismo que el número de variables. Los nodos exteriores satisfacen sus incógnitas mediante el uso de las condiciones de borde previamente establecidas. (Ferziger & Peric, 2002)

La idea del método de diferencias finitas, recae directamente del concepto de la derivada de una curva. Mientras más aumente el grado derivativo más aproximado será el resultado buscado, sin embargo mientras más cerca sea la aproximación de los puntos para determinar

la pendiente se tendrán resultados más exactos, este proceso de buscar puntos más cercanos es lo que en el software COMSOL se llama un refinamiento de la malla. Lo que implica mayor cálculo de puntos pero así también mayor poder computacional.

2.5. Introducción a las Aeronaves.

2.5.1. Nomenclatura de un perfil de ala

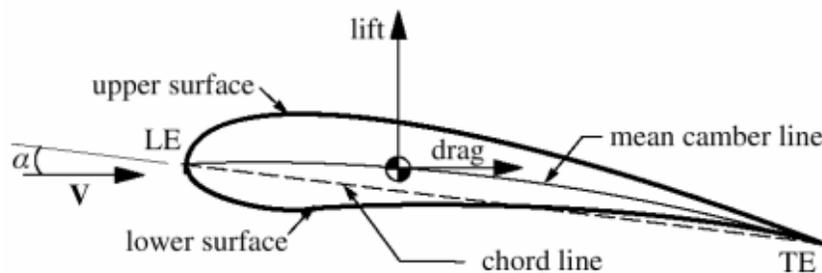


Figura 2. 4 Nomenclatura de un Airfoil. (Anderson, Introduction to Flight, 1989)

- *Chord*.- Es la distancia que existe entre el *Leading Edge (LE)* y el *Trailing Edge (TE)*
- *Leading Edge*.- Es el extremo frontal de un ala de avión.
- *Trailing Edge*.- Es el extremo posterior de un ala de avión
- *Mean Camber*.- Es el arco de circunferencia que se encuentra justo en la mitad entre el *Lower Camber* y el *Upper Camber*.
- *Thickness*.- Es la mayor distancia existente entre *Upper Camber* y *Lower Camber*.

2.5.2. Fuerzas Existentes

En el estudio de la aerodinámica es importante el análisis de los comportamientos que tenga un objeto dentro de un dominio de aire. Las fuerzas existentes sobre un *airfoil* o un ala finita o las velocidades y variaciones en las propiedades del flujo en las cercanías de la superficie

y en las zonas que se mueve libremente deben ser consideradas. A continuación se brinda una breve descripción de cada una.

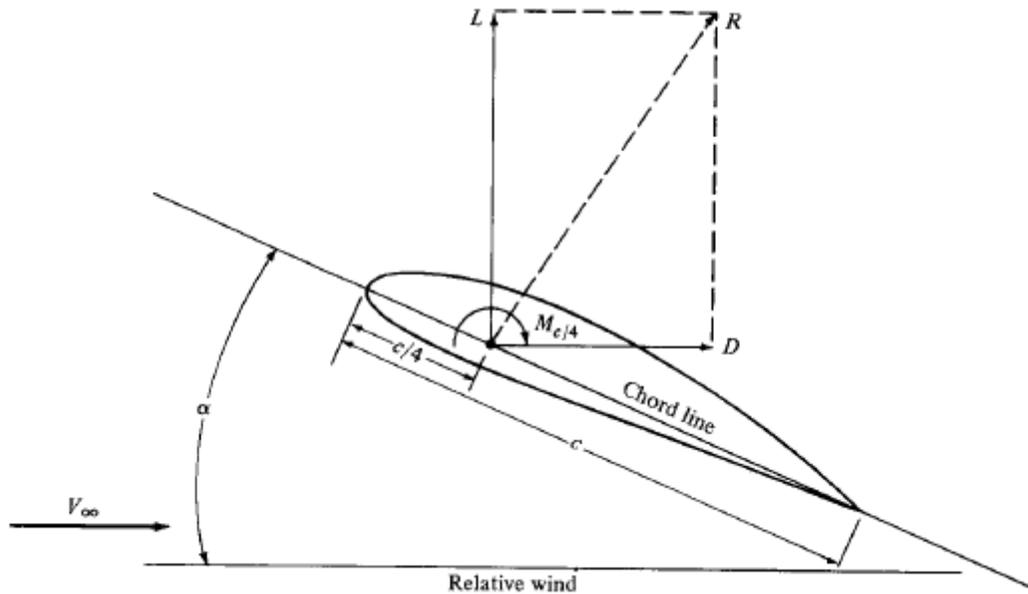


Figura 2. 5 Fuerzas aerodinámicas sobre un perfil de ala. (Anderson, Introduction to Flight, 1989)

- **Velocidad de flujo libre (U_{∞}).**- Es la velocidad con la cual se mueve fluido fuera de la capa límite se considera que la superficie no genera ninguna interacción con este flujo.
- **Lift (L).**- También llamada sustentación es la componente de la fuerza que ejerce el fluido sobre el ala que se encuentra normal a la dirección de la velocidad de flujo libre.
- **Drag (D).**- También llamado fuerza de arrastre, es la componente de la fuerza aerodinámica que es paralela a la dirección de la velocidad de flujo libre.
- **Momento (M).**- El momento de todo el perfil del ala se obtiene después de la integración de todas las fuerzas ejercidas sobre la misma. Y depende de la posición de la que se tome el momento. En general por convención se toma el momento a una distancia de un cuarto de la cuerda del *leading edge*.

- **Ángulo de ataque (α).**- El ángulo de ataque es aquel que forman la dirección de flujo libre con la dirección de la cuerda del ala.

2.5.3. NACA serie 6

La familia de NACA serie 6 fue creada en 1930. El primer dígito se refiere a la serie del perfil de ala, el segundo indica la extensión favorable del gradiente de presión en décimas respecto a la cuerda. El tercer dígito indica el coeficiente de sustentación, y los dos últimos dígitos designan el grosor del perfil en porcentaje con la cuerda. La *camber line* usada para generar este *airfoil*, tiene la designación $a=1.0$, lo que significa que la carga debido a la curvatura es uniforme a lo largo de la cuerda. En el caso puntual del NACA 65412 su nomenclatura respondería el primer dígito, 6, a que corresponde a la serie 6 de NACA que en si es un diseño que maximiza el flujo laminar a lo largo del perfil de ala. El segundo dígito, 5, indica que la extensión del gradiente de presión es de 0,5 en función de la longitud de la cuerda y los dos últimos dígitos muestran un 12% de grosor a 39,9% de la longitud la cuerda.

2.6. Desarrollo de Fórmulas

2.6.1. Ecuaciones Gobernantes

Las ecuaciones gobernantes para el estudio de flujos de fluidos son las ecuaciones de Navier Stokes. Estas ecuaciones se basan en los principios de masa momento y energía y con la ayuda de condiciones de borde pueden resolver cualquier condición de un fluido. Estas ecuaciones fueran extraídas de (Wells, 2009) y vistas en forma diferencial se pueden encontrar de la siguiente manera:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_i} \quad (2.2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j H) = \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i t_{ij}) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(k \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \quad (2.3)$$

Donde, x_i es la variable de espacio, ρ es la densidad, u_i el vector velocidad, E la energía total, H la entalpía total, k el coeficiente de conductividad térmica, t_{ij} es el tensor viscoso de estrés y T la temperatura. Las ecuaciones de Energía y entalpía son:

$$E = e + \frac{1}{2} u_i u_i \quad (2.4)$$

$$H = h + \frac{1}{2} u_i u_i \quad (2.5)$$

$$\sigma_{ij} = -p \delta_{ij} + t_{ij} \quad (2.6)$$

Donde e es la energía por unidad de masa, h es la entalpía. σ_{ij} es el tensor de esfuerzo. El mismo que puede ser separado en una parte conservativa y otra disipativa. $-p \delta_{ij}$ es el tensor termodinámico de esfuerzo y t_{ij} es tensor viscoso de estrés. Para la mayoría de fluidos los esfuerzos viscosos dependen completamente de la tasa de deformación. Un fluido Newtoniano es aquel que tiene el tensor viscoso de estrés se asume que es proporcional a la tasa del tensor de deformación.

$$t_{ij} \propto s_{ij} \quad (2.7)$$

Donde s_{ij} es la tasa de cambio del tensor de deformación:

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.8)$$

2.6.2. “Reynolds Averaging”

Como se mencionó con anterioridad ya que la turbulencia consiste de fluctuaciones aleatorias en varias propiedades del fluido. En esta sección se desarrollará el método que utilizó Reynolds en 1895, en el cual todas las cantidades son expresadas como una suma de los promedios de todas las partes fluctuantes. Posteriormente se puede formar el promedio del tiempo en las ecuaciones de Navier Stokes y de continuidad. Las tres formas del método de Reynolds apropiadas para un modelo de turbulencia son el promedio del tiempo, el promedio espacial, y el promedio de ensamble. (Wilcox, 1998)

Ahora todas las variables son sustituidas por una parte promedio y una parte fluctuante. Si se asume que el flujo está en estado estable en una escala macro. Las cantidades promedio son solo funciones de espacio:

$$\rho(x_i, t) = \bar{\rho}(x_i) + \rho'(x_i, t) \quad (2.9)$$

$$\rho(x_i, t) = P(x_i) + \rho'(x_i, t) \quad (2.10)$$

$$\bar{\rho}u_i(x_i, t) = \bar{\rho}U_i(x_i) + \bar{\rho}u'_i(x_i, t) \quad (2.11)$$

Reemplazando las ecuaciones 2.9- 2.11 en las ecuaciones de Navier Stokes:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} + \rho') + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho}U_i + \bar{\rho}u'_i) = 0 \quad (2.12)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho}U_i + \bar{\rho}u'_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho}U_iU_j + \bar{\rho}u'_iU_j + \bar{\rho}U_iu'_j + \bar{\rho}u'_iu'_j) \\ = -\frac{\partial}{\partial x_i} (P + p') + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{t}_{ij} + t'_{ij}) \end{aligned} \quad (2.13)$$

Para completar el proceso cada término es promediado y se asume que el promedio y la diferenciación son conmutativos, con lo cual se obtiene:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} + \bar{\rho}') + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}U_i + \bar{\rho}u'_i) = 0 \quad (2.14)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}U_i + \bar{\rho}u'_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}U_iU_j + \bar{\rho}u'_iU_j + \bar{\rho}U_iu'_j + \bar{\rho}u'_iu'_j) \\ = -\frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{P} + \bar{p}') + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{t}_{ij} + \bar{t}'_{ij}) \end{aligned} \quad (2.15)$$

El promedio de cualquier término con una cantidad fluctuante es cero. Si un término tiene más de una cantidad fluctuante se debe obtener una correlación estadística entre las variables. Tras eliminar todos los términos que son cero y asumiendo estado estable se obtiene las ecuaciones de *Reynolds Averaged Navier Stokes*:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}U_i) = 0 \quad (2.16)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}U_iU_j + \bar{\rho}u'_iu'_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{t}_{ji}}{\partial x_j} \quad (2.17)$$

En la derivación, no se incluye la expansión de t_{ij} porque no introduce ningún término más.

El único término nuevo debido al *Reynolds Averaging* es $\bar{\rho}u'_iu'_j$. Es

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}U_iU_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}[\bar{t}_{ji} - \bar{\rho}u'_iu'_j] \quad (2.18)$$

$$\tau_{ij} = -\bar{\rho}u'_iu'_j = -\bar{\rho} \begin{bmatrix} \overline{u'^2} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \dots & \overline{v'^2} & \overline{v'w'} \\ \dots & \dots & \overline{w'^2} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

2.6.3. Coeficientes Aerodinámicos

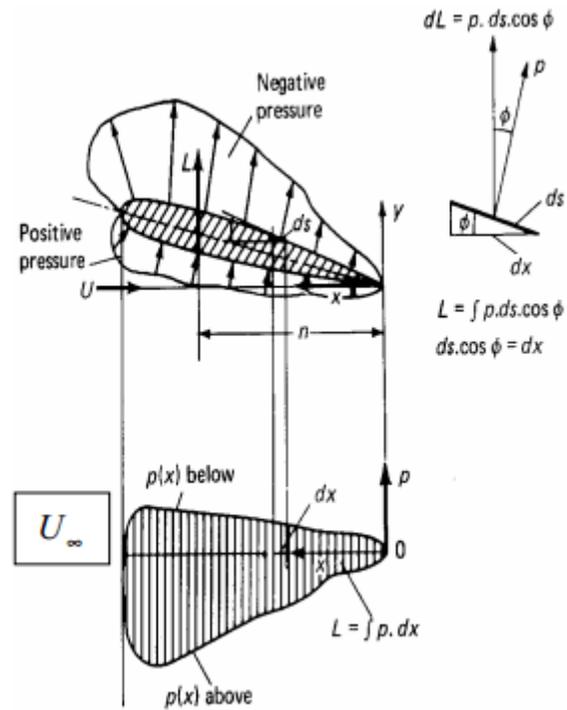


Figura 2. 6 Distribución de Presión sobre perfil del ala (Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 2001)

Para el estudio de las propiedades en vuelo, los ingenieros utilizan los coeficientes de arrastre sustentación y momento del avión para predecir ciertos comportamientos en y características de los objetos en vuelo. Como se mencionó en la sección precedente los resultados tanto de *lift* y *drag*, dependen del desbalance de presión existente entre las superficies superior e inferior del ala. Con un túnel de viento y un modelo aerodinámico correctamente definido es posible examinar la distribución de presión en las superficies mediante el coeficiente no dimensional C_p . (Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 2001)

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad (2.20)$$

Conociendo la distribución de presión es posible integrar todas las contribuciones para determinar la fuerza neta perpendicular a la cuerda, y la fuerza neta perpendicular a la dirección de flujo. La presión es un esfuerzo, una fuerza sobre un área, por lo tanto para obtener el valor de la fuerza actuando sobre un área determinada, es necesario sumar todas las contribuciones de presión sobre la superficie completa. Podemos dividir la superficie en superior u e inferior l . Por lo tanto es posible escribir el coeficiente de sustentación como:

$$C_l = \frac{1}{c} \int_{LE}^{TE} C_{Pl} dx - \frac{1}{c} \int_{LE}^{TE} C_{Pu} dx \quad (2.21)$$

$$C_l = \frac{1}{c} \int_{LE}^{TE} (C_{Pl} - C_{Pu}) dx$$

Además si se tiene el conocimiento de las fuerzas que actúan sobre el ala se pueden aplicar las siguientes fórmulas que al integrarlas sobre la superficie del ala permiten obtener coeficientes adimensionales que predicen el comportamiento del avión en el aire.

$$c_D = \frac{D'}{q_\infty \cdot c} \quad (2.22)$$

$$c_L = \frac{L'}{q_\infty \cdot c} \quad (2.23)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty \cdot S} \quad (2.24)$$

$$C_L = \frac{L}{q_\infty \cdot S} \quad (2.25)$$

Donde D' y L' se refieren a las fuerzas de sustentación y arrastre en función de la longitud de cuerda mientras que L y D son las fuerzas en función del área del ala finita. q_∞ es la

viscosidad dinámica, en tanto que c y S son la cuerda y la superficie de integración respectivamente.

El arrastre inducido existente en los modelos de tres dimensiones es igual a:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (2.26)$$

$$AR = \frac{s^2}{S} \quad (2.27)$$

Donde AR es el *aspect ratio*, s es la envergadura del ala y e es el factor de eficiencia. Este factor es igual a 1 para alas que tengan una distribución de sustentación elíptica y tiene valores inferiores a 1 para otras distribuciones existentes. (Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, 2001)

CAPÍTULO 3. METODOLOGÍA

El objetivo de este proyecto es aerodinámico esto quiere decir que el análisis y desarrollo del mismo se realizó en torno a los objetivos previamente planteados en este documento y más no en un análisis mecánico de los componentes. De la misma forma que se ha descrito con anterioridad un perfil de ala finita está sujeto a varios efectos aerodinámicos debido al entorno en el que se encuentra, es por esta razón que se desarrolló un modelo mediante diferencias finitas para predecir el comportamiento de un UAV a velocidad crucero. Las secciones subsecuentes describirán el desarrollo del modelo.

3.1 Generalidades

El análisis aerodinámico tiene ciertas consideraciones aplicables al modelo independientemente si este es en dos o tres dimensiones, de esta manera en esta sección detallaremos algunas de las características de los materiales, la física del estudio, las condiciones de borde y el método de resolución.

3.1.1 Materiales

Como el estudio es aerodinámico en este modelo nos interesa exclusivamente el estudio sobre el aire. Las geometrías y las configuraciones del modelo se realizan solo sobre el dominio de este fluido. A continuación se presenta una tabla con algunas de las variables necesarias para este estudio que se obtuvieron de la página de la NASA tras establecer las condiciones de vuelo de la aeronave.

Tabla 3. 1 Velocidad y Número de Mach

Velocidad [m/s]	40
Velocidad del Sonido [m/s]	336,748
Presión Dinámica [kPa]	0,8985059
Mach #	0,118

Tabla 3. 2 Compresibilidad del aire

Presión estática [kPa]	90,973
Presión Total [kPa]	91,875
T estática [K]	282
T total [K]	283

Tabla 3. 3 Viscosidad del aire

Densidad [kg/m ³]	1,12303
Coefficiente Dinámico [Ns/m ²]	1,71E-05
Coefficiente Cinemático [m ² /s]	1,52E-05
Reynolds #	926997

3.1.2 Física

Se realizó el estudio utilizando flujo turbulento, para este apartado fue necesario calcular el número de Reynolds que se tendría sobre el ala del avión. Se realizó comparaciones sobre un plato plano y posteriormente se adecuó el estudio para el ala. El flujo laminar o turbulento depende de una relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas de fricción, esta relación es a la que los científicos llaman viscosidad dinámica. La misma que es inversamente proporcional a la velocidad del aire.

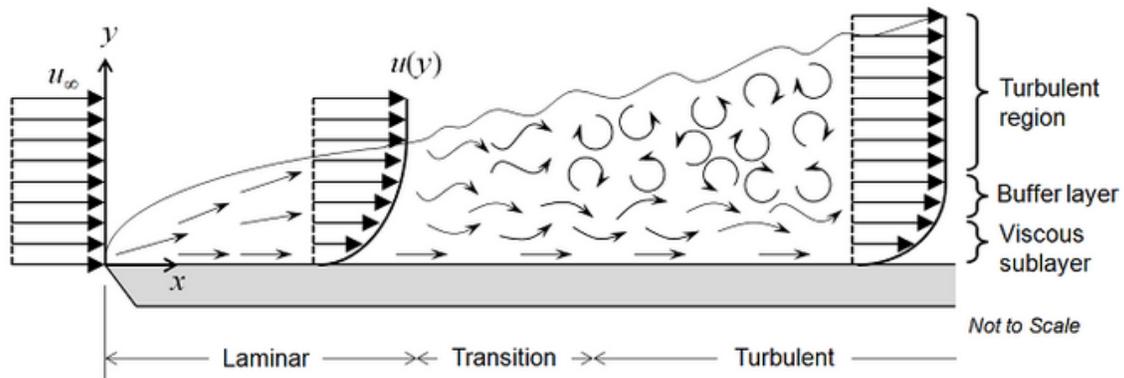


Figura 3. 1 Boundary Layer (COMSOL Users Guide)

3.1.3 Condiciones de Borde.

Las condiciones de borde establecidas son aplicables a los modelos tanto bidimensional o tridimensional con la diferencia que sobre este último se debe aplicar una más debido a su tercera dimensión.

- *Inlet.* - Esta condición se aplica sobre la cara frontal del dominio del fluido. Ya que la velocidad de vuelo del avión es de 40 m/s, esta es la misma que tendrá el aire al chocar con el ala en vuelo. Se debe aplicar esta velocidad de entrada, con la consideración que vamos a resolver el problema para varios ángulos de ataque por lo que ingresamos esta variable como el vector velocidad:

$$U_x = U_0 \cdot \cos\left(\alpha \cdot \frac{\pi}{180}\right) \quad (3.1)$$

$$U_y = U_0 \cdot \sin\left(\alpha \cdot \frac{\pi}{180}\right)$$

Donde U_0 es la velocidad de vuelo y α es el ángulo de ataque, se transforma el ángulo a radianes para realizar los cálculos.

- *Outlet.*- Esta condición se aplica sobre la cara de posterior del dominio del fluido (opuesta a la cara de entrada). Se escogió esta condición para representar que el flujo sale del dominio con una presión 0, garantizando así que no haya un contraflujo en esa pared y el fluido salga libremente.

$$P_{out} = 0 \text{ Pa} \quad (3.2)$$

- *Boundary Stress.*- De la misma forma que la condición anterior, esta establece que el flujo sobre las paredes laterales del túnel de viento no ejerzan ningún rozamiento ni esfuerzo sobre el fluido el momento que este circule tenga contacto con las mismas.

$$P = 0 \text{ Pa} \quad (3.3)$$

- *Symmetry.*- Esta condición solo se aplica al modelo de tres dimensiones, es aplicada sobre la cara del túnel de viento que tiene contacto con la raíz del ala del avión y lo que representa es que del lado opuesto a esta cara va a existir una geometría exactamente igual. Esta condición es utilizada en problemas para reducir el tamaño del modelo reduciendo así el número de nodos que se deben resolver y optimizando el tiempo de cómputo en cálculos innecesarios.

3.1.4 Método de Resolución

En la presente sección se describirá el tipo de estudio empleado y las configuraciones que se hicieron para resolver el problema en base a los resultados necesarios. Para este modelo se realizó un estudio estacionario con inicialización en las paredes. Se eligió en estado estacionario debido al poder computacional y porque no es de interés la transición del flujo sobre el túnel de viento sino específicamente los efectos que causa el flujo de aire sobre el ala de avión. Además se configuró un *Parametric Sweep* para que el problema se resuelva para distintos ángulos de ataque y poder analizar el comportamiento del componente. El método de resolución consta de un *Segregated Approach* el cual agrupa ciertas variables dependientes, resolver el problema para estas variables y luego usar los resultados para resolver nuevamente para otro grupo de variables dependientes y así sucesivamente hasta que se ha alcanzado una solución razonable (Estimador de error pequeño). Esta aproximación es útil para procesos que son largos porque se necesita menor memoria RAM y se puede resolver de forma más rápida que si se colocan todas las variables en un mismo grupo y se intenta resolver todo de una sola vez.

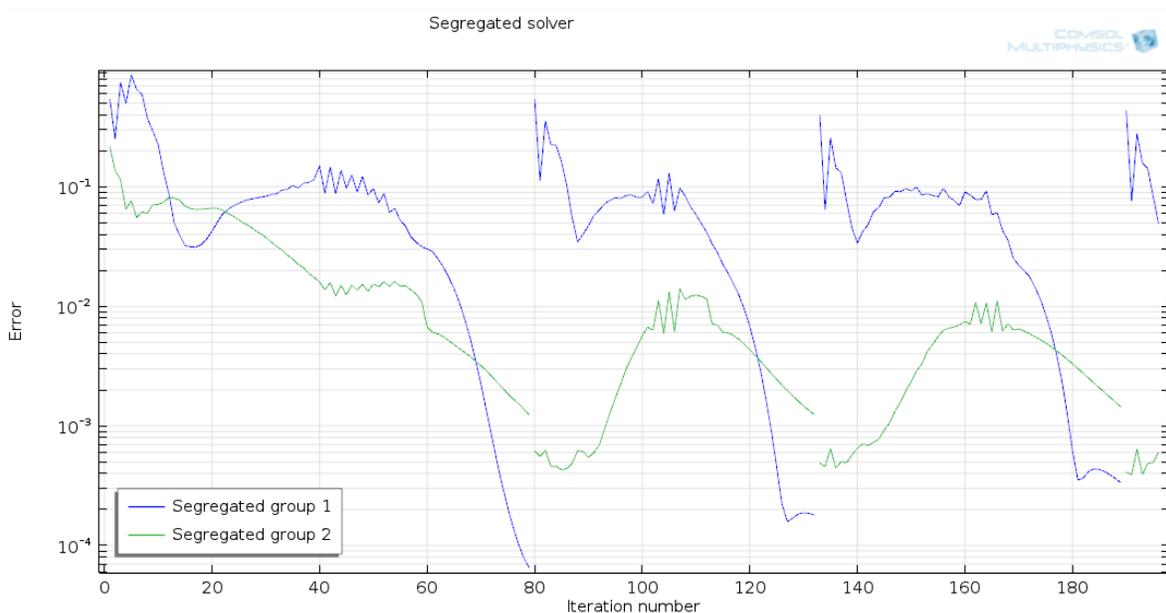


Figura 3. 2: Método de Segregated Solver

Para el proceso de computo, se utilizó un servidor que contaba con 6 procesadores de Zeon con 2.7GHz y una Memoria RAM de 16 GB y una estación de trabajo Lenovo ThinkPad con un procesador con 8 núcleos con 2.7Ghz y un turbo boost que eleva la capacidad a 3.7 GHz también con una memoria RAM de 16GB. Todas las simulaciones se desarrollaron en COMSOL Multiphysics versión 4.4 donde se efectuó un post procesamiento de los resultados y se exportaron datos a Microsoft Excel para un mejor manejo de los mismos.

3.2 Validación: Perfil NACA 0012

3.2.1 Geometría

Para la geometría del NACA 0012 airfoil, se genera una curva cerrada en COMSOL Multiphysics, con la ecuación que brinda la NASA. Al ser un ala simétrica se construye la superficie superior y se puede generar la parte inferior con la operación *Mirror*. Una vez generada se construye el dominio del fluido con las dimensiones y características que se

presentarán en la sección siguiente. El dominio de fluido para la validación es 500 veces mayor a la geometría del *airfoil*. Este tamaño se redujo tras el análisis de resultados sin que se alteren las condiciones de borde por temas de tiempo de cómputo y aplicación al modelo en tres dimensiones.



Figura 3. 3 NACA 0012 Airfoil [Airfoil Tools]

3.2.2 Mallado

En general en la bibliografía revisada la mayoría de autores de modelos aerodinámicos de las de aviones procuran ajustar la forma del dominio del fluido a la misma forma del dominio sólido. Al contar con una curva simétrica si se genera una geometría similar es posible generar un mallado ordenado con elementos cuadrados. Sin embargo debido a que el ala de interés no es simétrica y que cuenta con una cavidad próxima al *trailing edge*; el mallado empleado cuenta con 86638 elementos triangulares y 800 elementos en la capa límite que emulan el modelo que se generó para el perfil del ala del Galápagos UAV.

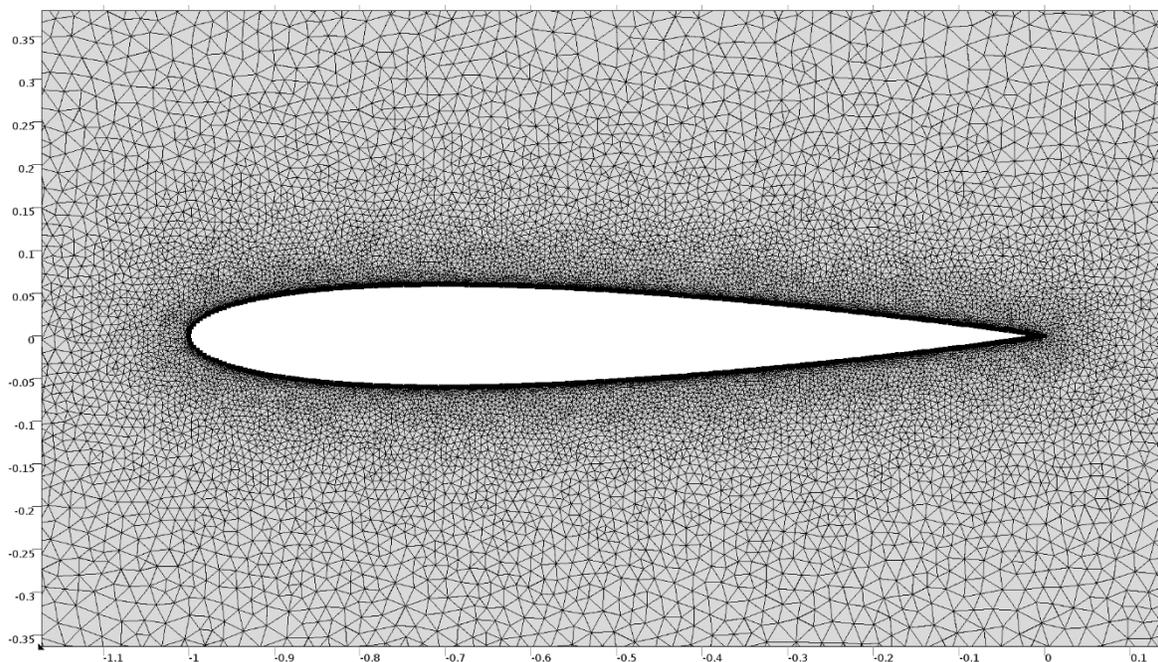


Figura 3. 4 Mallado Triangular, Modelo de Validación NACA 0012

3.2.3 Simulación

Para la validación se empleó un modelo de Turbulencia SST de COMSOL Multiphysics que permite una solución adecuada tanto en secciones del dominio donde el flujo es libre y soluciones precisas sobre la superficie del ala. Entre los parámetros más importantes se definen las condiciones de vuelo como viscosidad dinámica, altura y velocidad del vuelo. Se realizaron simulaciones para ángulos de ataque de 0, 2, 4, 6, 8, 10 con las condiciones de borde que hacen del dominio un túnel de viento.

3.2.4 Resultados

Para validar la información se compara los datos obtenidos para el coeficiente de sustentación con los datos experimentales proporcionados por la NASA en su modelo de validación de McCroskey.

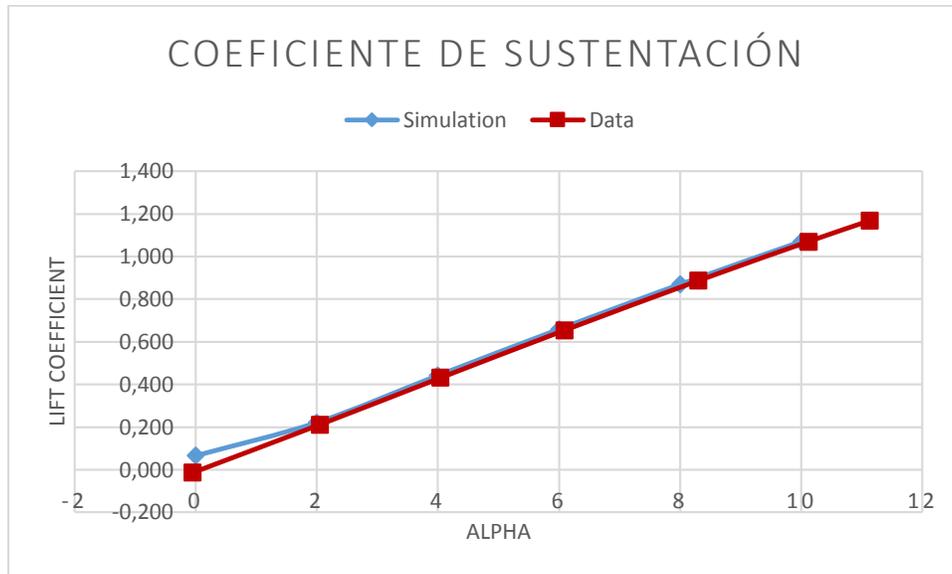


Figura 3. 5 Coeficiente de Sustentación comparado con datos experimentales de la NASA

Se puede notar que las curvas están muy ajustadas entre sí y que el error está en el orden de $10e-3$ que es necesario para un modelo válido en 3 dimensiones. Como se explicará en secciones siguientes para ángulos de ataque mayores que 10 grados se forma una separación de flujo muy brusca con la geometría y se requiere un ajuste en los elementos muy fino y algoritmos de resolución avanzados que salen del alcance del software y del presente documento.

3.3. Simulación Perfil NACA 65412

En esta sección se explica el desarrollo del modelo en dos dimensiones del perfil de ala NACA 65412 que es el primer paso para el análisis completo de la aerodinámica del ala del avión no tripulado. Se describirá toda la metodología del proceso de simulación: geometría, mallado, resultados y conclusiones.

3.2.5 Geometría

La geometría fue creada directamente en COMSOL Multiphysics. El primer paso fue importar la tabla de datos con los valores de los puntos en el plano XY. Una vez con los datos se procedió a construir una curva cerrada interpolando entre los puntos. Con el objetivo que el programa identifique la geometría como un dominio se debe realizar una operación (*Conversion*) para convertir la curva cerrada en un sólido. De la misma forma que para la mayoría de los problemas aerodinámicos es necesario crear un dominio que cumpla las funciones de un túnel de viento. Para este caso se creó un rectángulo con las dimensiones descritas en la siguiente figura. Además ya que el estudio se realiza sobre el comportamiento del fluido realizamos una *Boolean Operation* para reproducir una diferencia entre el dominio líquido y el dominio sólido para que solo se requiera propiedades del aire.

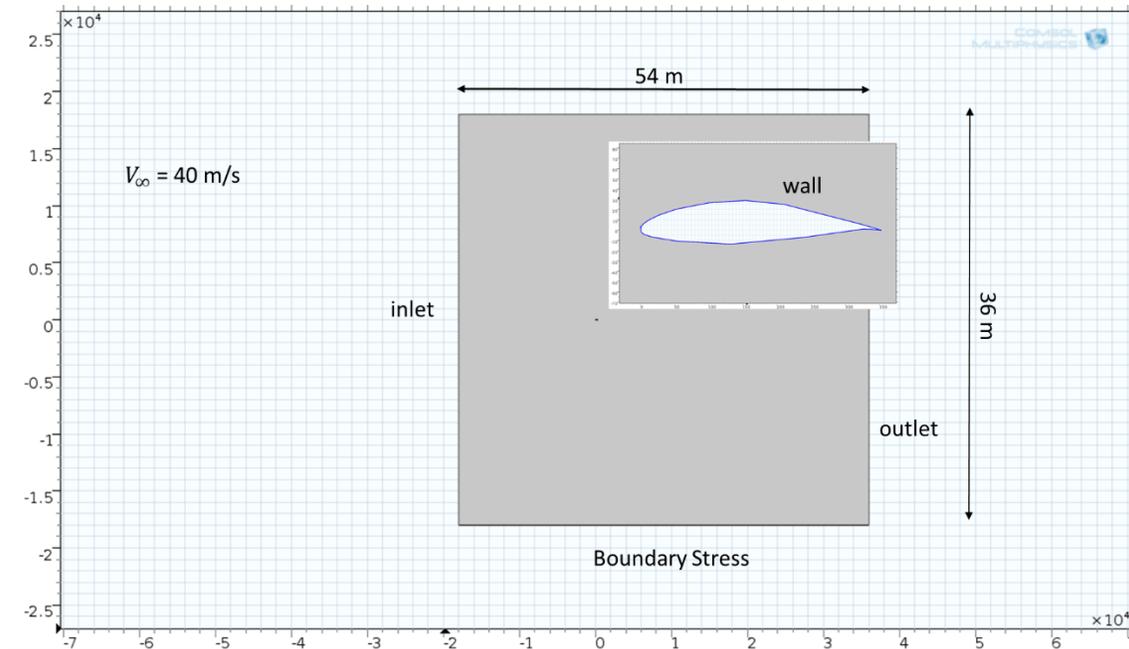


Figura 3.6: Geometría 2D

Se puede notar en la figura que el tamaño del dominio líquido en comparación del perfil es mucho más grande, y en efecto es 100 veces más grande de alto y 150 veces más grande a lo ancho. Estas consideraciones se toman para que el modelo el momento de converger garantice que las condiciones de borde se cumplan en todos los extremos del túnel de viento.

3.2.6 Mallado

Como se describió en la sección de Marco Teórico el método de diferencias finitas se basa en la resolución de una malla de puntos. El tipo de mallado es un factor sumamente importante en el análisis computacional ya que de él depende la necesidad de memoria y el tiempo de cálculo, así como también la acumulación de errores. Es por esta razón que en este documento como una herramienta para comprobar la veracidad del modelo planteado se realizaron simulaciones con distintos tamaños de elementos.

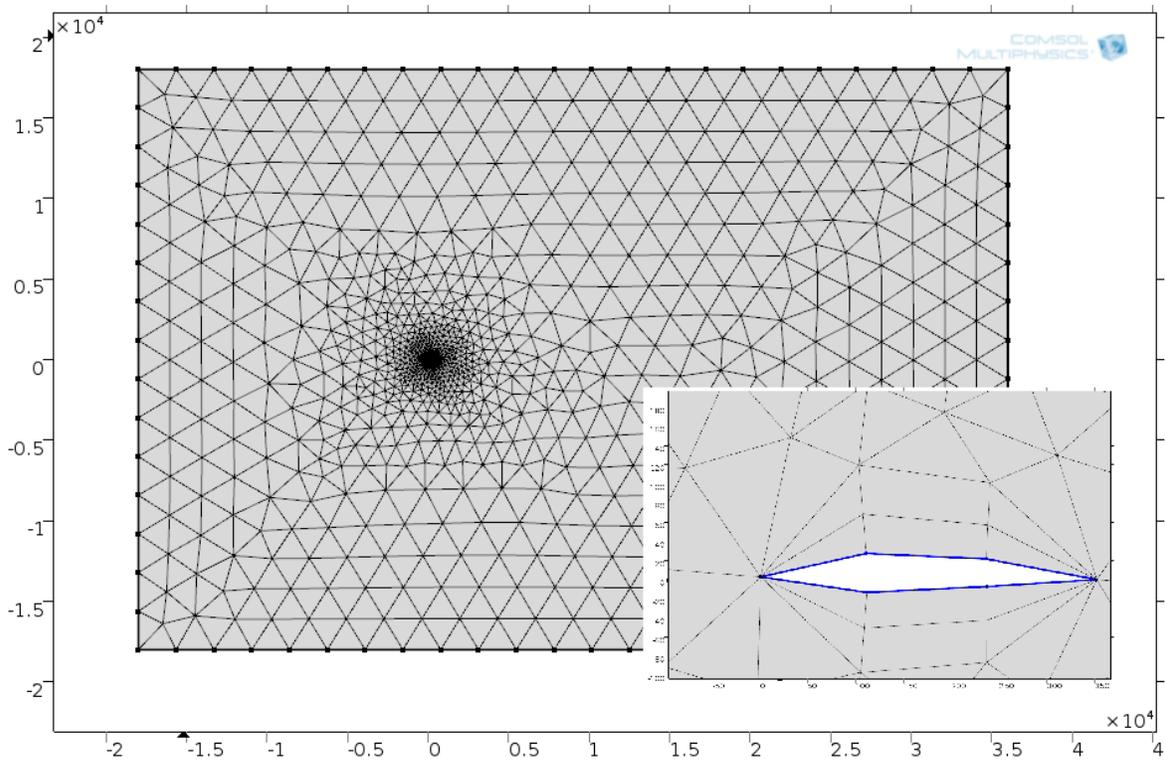


Figura 3.7 Tamano de Mallado Grueso

Como se puede observar en la figura previa el tamaño de los elementos es bastante grueso. Para el dominio del fluido especialmente en las fronteras exteriores el tamaño del elemento no es muy crítico ya que la velocidad del fluido, se asume que lejos de la pared el fluido fluye totalmente libre. En este mallado se cuentan con 1274 nodos de estudio, lamentablemente en las curvas que describen el perfil de ala los nodos son tan distantes, y el tamaño del elemento es demasiado en grande en comparación con la interpolación de puntos necesarios para generar el *airfoil*. En la esquina inferior se genera una imagen con zoom de como se ve el perfil, es claro que sufre una deformación y esto afecta directamente en como el fluido fluye a través de la pared.

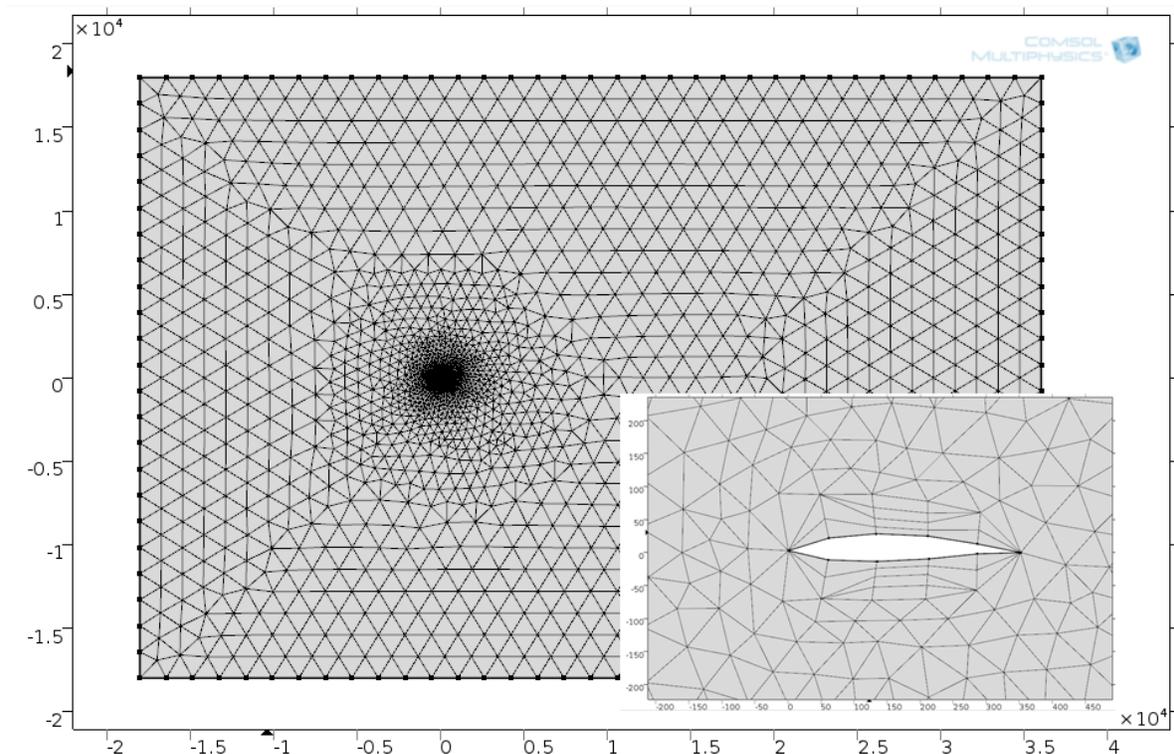


Figura 3.8, Tamaño de Mallado Normal

En la figura 3.4 se muestra el modelo en 2D con un mallado de tamaño normal, que es el rango medio existente en los tipos de mallado que ofrece la plataforma. En esta ocasión la red de puntos cuenta con 3842 elementos de estudio. Nuevamente el mallado del dominio del túnel de viento es suficiente para obtener un resultado aceptable. Sin embargo a pesar de que comienza a notarse el *boundary layer* aplicado sobre el perfil del ala, el número de nodos sobre este sigue siendo insuficiente ya que el perfil sigue deformado. No hay que olvidar que cuanto más se ajuste la malla mayor será el tiempo de cómputo, pero en un modelo en 2 dimensiones el incremento en el tiempo no es mucho mayor.

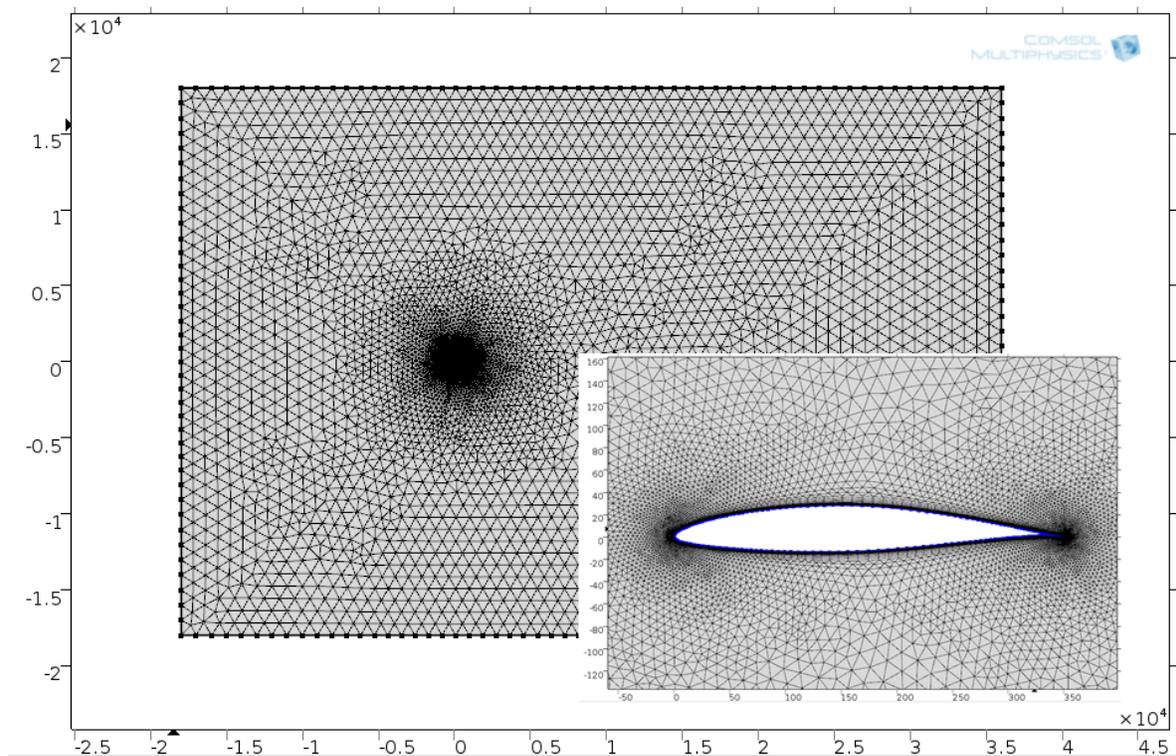


Figura 3.9 Tamaño de Mallado Extra Fino

Con el fin de obtener una solución ajustada y poder representar todo el perfil de velocidad sobre el airfoil, se optó por un mallado extra fino que permite obtener un resultado ajustado en la capa límite de la pared utilizando la opción de *boundary layer*; además el número de nodos sobre el *airfoil* es idóneo ya que genera una curva suave del mismo. De esta manera el momento de generar líneas de flujo es posible representar correctamente las trayectorias que siguen las partículas cuando circulan sobre el perfil de ala. En esta ocasión el mallado cuenta con 15259 elementos triangulares y 247 en la capa límite.

Con los tamaños de malla explicados en la sección anterior se obtuvieron los siguientes resultados. Es claro notar las diferencias en cuanto al ajuste de los resultados, y cual a simple vista generara mejores resultados en el estudio. A pesar de esto, examinar el problema con distintos tamaños de mallado sirve para comprobar la versatilidad del modelo. A continuación

se muestran los resultados obtenidos con los tres tipos de mallado, grueso, normal y extra fino respectivamente:

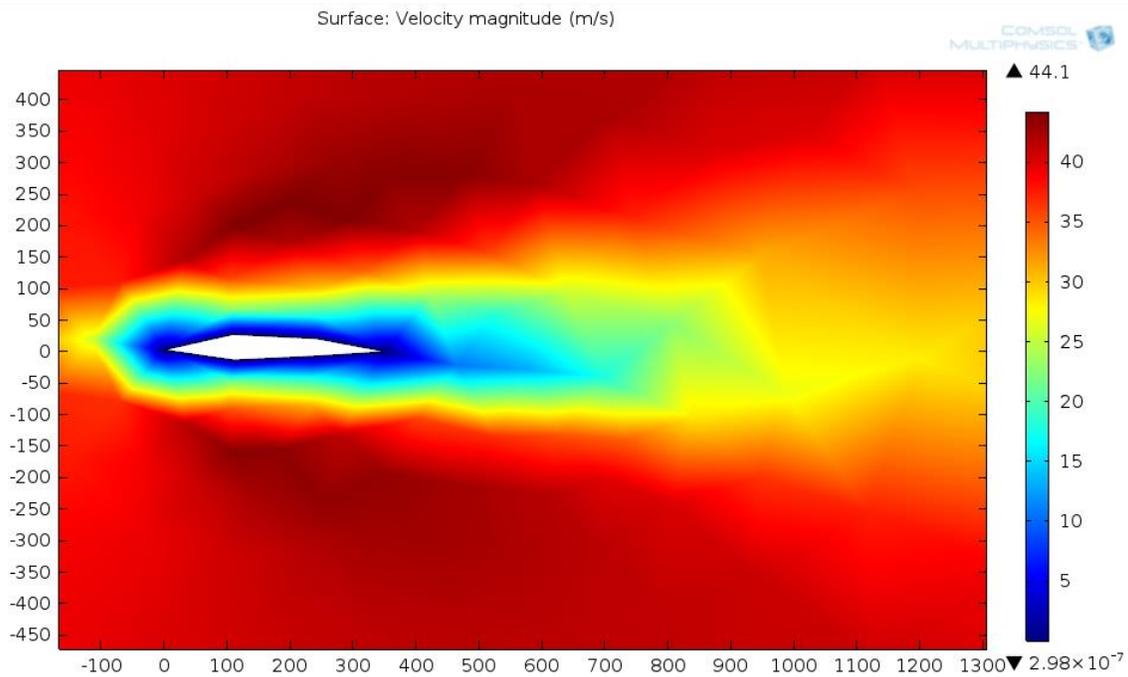


Figura 3.10 Superficie de Velocidad con mallado Grueso

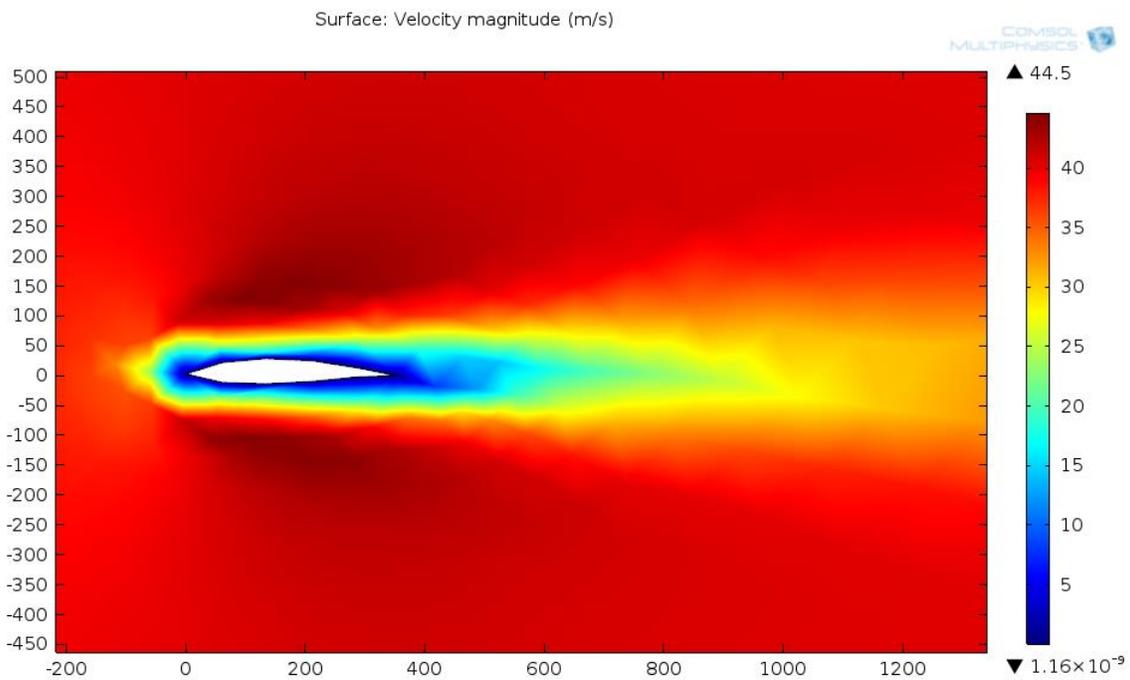


Figura 3.11 Superficie de velocidad con Mallado Normal

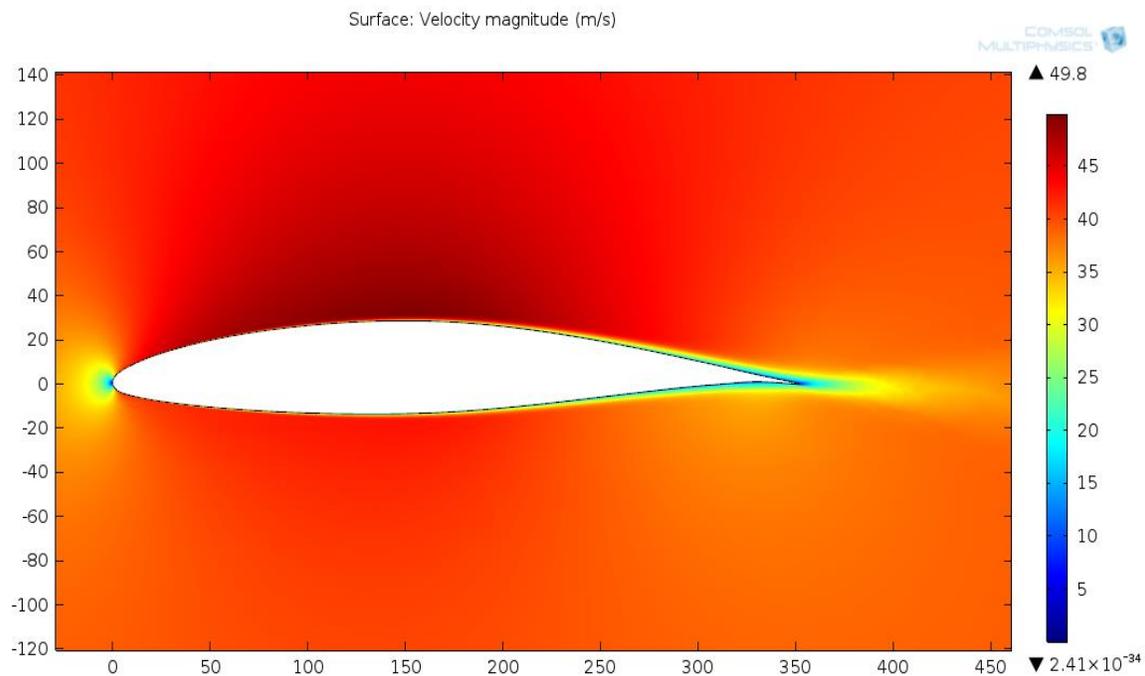


Figura 3. 12 Superficie de velocidad con Mallado Extra Fino

Tabla 3. 4 Coeficiente de Arrastre y Porcentaje de cambio en función de los elementos del mallado

	Lift Coefficient	Porcentaje de Cambio
Extra Grueso	0.002	-----
Grueso	0.003	33.33%
Normal	0.028	89.29%
Fino	0.184	84.78%
Extra Fino	0.282	34.75%
Extremadamente Fino	0.32	11.88%

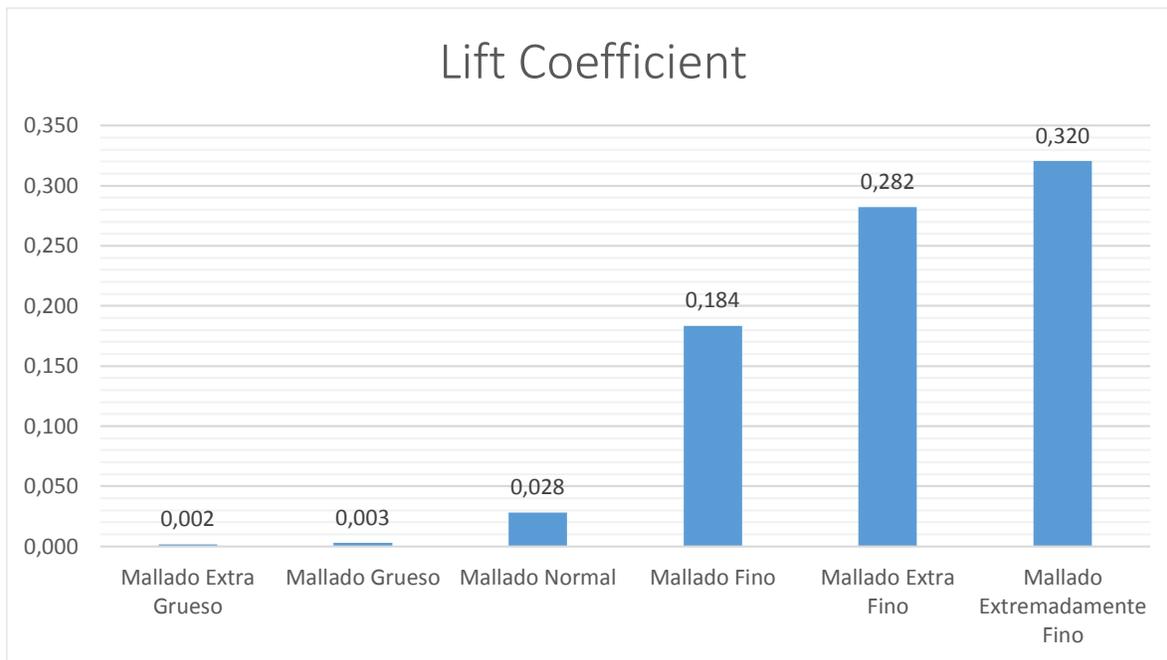


Figura 3. 13 Lift Coefficient para distinto tamaños de Malla

Como se puede notar en el diagrama de barras previo, a pesar que visualmente los resultados no parecerían afectar en demasía, el momento de la comprobación con los datos numéricos las diferencias son considerables. Al tratarse de una geometría complicada y al interesarnos en la capa límite de la superficie es importante que el tamaño de los elementos sea lo suficientemente pequeño para que el análisis sea minucioso y puedan obtenerse resultados idóneos para el resto del análisis. El porcentaje de cambio en la integración del resultado obtenido entre un tamaño de mallado y el siguiente se reduce conforme los elementos son cada vez más pequeños. En la tabla 3.3 se presentan los porcentajes de cambio de un mallado respecto del anterior. En el caso del cambio mallado extra grueso a grueso el resultado puede ser ignorado ya que la geometría se encuentra muy degenerada con ese tamaño de elemento. Con los siguientes cambios en la malla el porcentaje se reduce conforme el número de elementos en la malla es mayor; se buscan ajustes que justifiquen la variación del tamaño de los elementos respecto al tiempo de cómputo.

3.2.7 Análisis de Resultados

A continuación, se presentarán los resultados obtenidos con el post-procesamiento de la simulación. Para validar un modelo la NACA obtiene los coeficientes de *lift*, *drag*, y presión. Es por esta razón que para obtener estos valores para el airfoil se debe integrar las fuerzas sobre todo el perfil de ala como se explicó en secciones anteriores.

Tabla 3. 5: Coeficientes de Sustentación y Arrastre

α [°]	cl	cd	cl/cd
-6	-0,344	0,008	41,759
-4	-0,124	0,004	30,696
-2	0,101	0,003	40,536
0	0,327	0,002	133,473
2	0,550	0,004	155,251
4	0,763	0,006	127,202
6	0,962	0,010	93,809
8	1,131	0,017	65,537
10	1,231	0,030	41,047

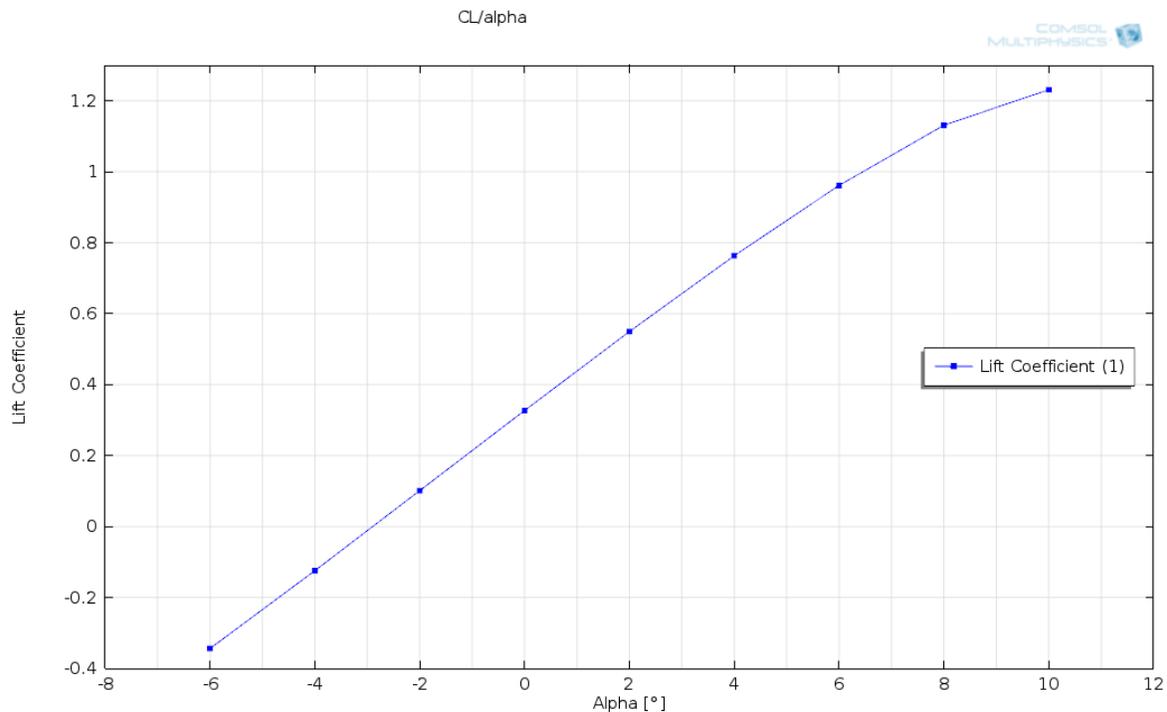


Figura 3. 14 Lift Coefficient para Distintos Ángulos de Ataque

En la figura 3.14 se muestra el coeficiente de sustentación para varios ángulos de ataque. Cuando un avión despegue el piloto genera el máximo empuje posible por el motor para deslizarce sobre la pista y cuando eleva el avión lo rota generando un lift incrementado que le permite elevarse. De ahí en adelante el el lift depende mucho de la geometría de estudio. En este caso al ser un airfoil el lift es directamente proporcional al ángulo de ataque para ángulos pequeños (+/-10 grados). Para ángulos mayores la dependendencia se vuelve compleja; conforme el ala se mueve en el aire las partículas de aire se adhieren a la superficie creando la capa límite la cual cambia la geometría del objeto en el aire. Cuando el ángulo de ataque comienza a incrementarse el flujo sobre la superficie se separa del cuerpo y crean una forma del objeto efectiva diferente de a la del ala. La separación de la capa limite explica porque las alas de un avión pierden drásticamente la sustentación y crean un fenómeno llamado estancamiento. Después de la simulación y la integración de la fuerzas sobre el ala con el fin de obtener el coeficiente de sustentación, se puede notar claramente que la curva

tiene un comportamiento lineal para ángulos (± 10 grados), lo cual confirma la validez del modelo.

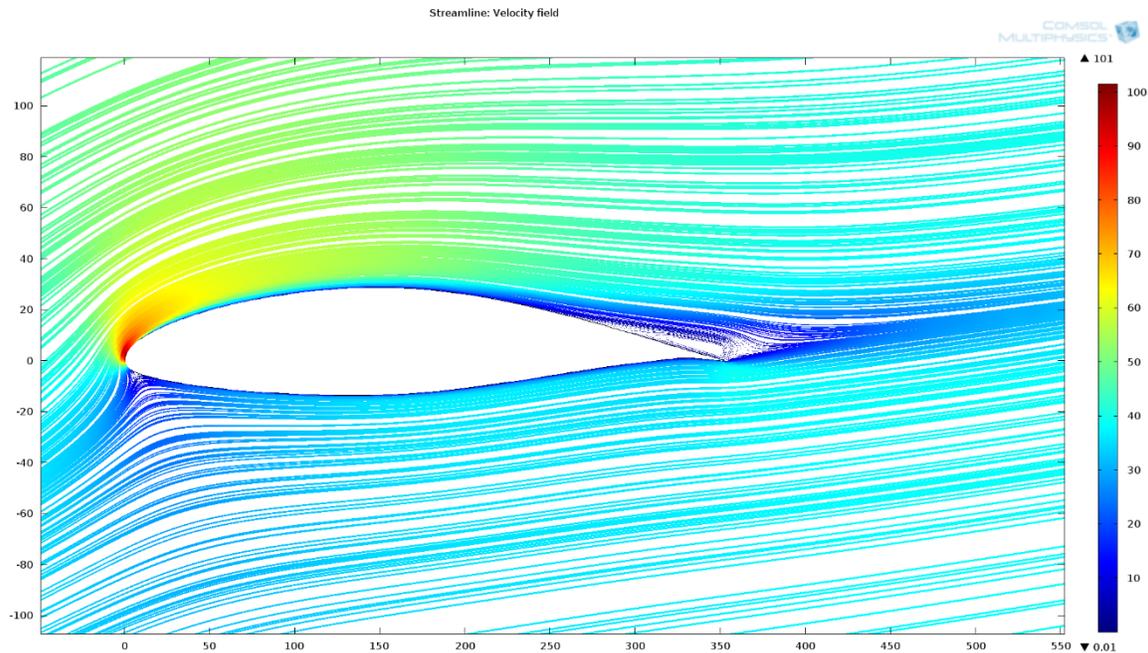


Figura 3. 15 Líneas de flujo de velocidad con separación de flujo.

En la figura 3.15 se presenta las líneas de flujo de velocidad o *streamlines* de velocidad para un ángulo de ataque de 10 grados, de esta inclinación en adelante la separación de flujo aumenta en el *trailing edge*. La coloración es un efecto del post-procesamiento que refleja la magnitud de la velocidad. Como es notorio las partículas se aceleran cuando entran en contacto con el *leading edge* y si bien la geometría favorece el flujo de las mismas al ser bruzco el cambio de dirección conforme aumenta la inclinación la separación se produce dando lugar a un reflujó de partículas en la parte posterior del ala donde la velocidad de las mismas es inferior y a la larga favorece el efecto del estancamiento.

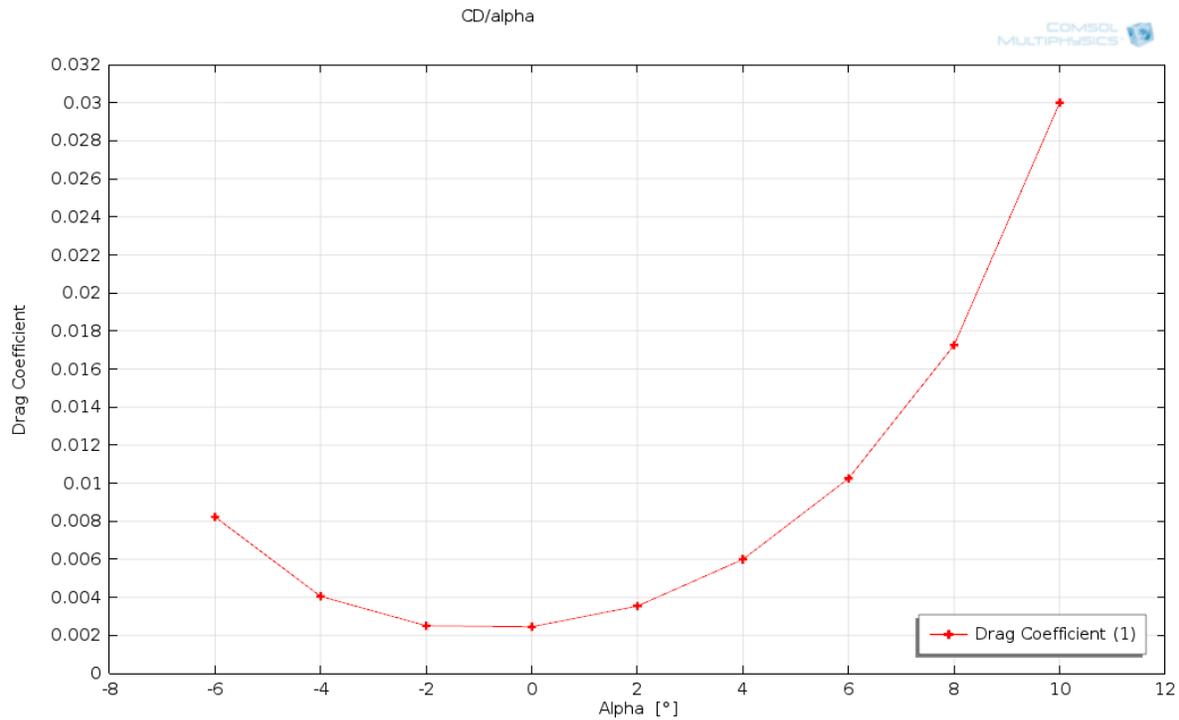


Figura 3. 16: Curva Coeficiente de arrastre vs Ángulo de Ataque

La magnitud del arrastre depende mucho de la geometría del objeto en estudio. Para perfiles de ala finos como el de nuestro estudio es normalmente constante para ángulos pequeños (± 5 grados). Una vez que el ángulo de ataque se eleva el arrastre se eleva rápidamente debido a como aumenta el área frontal que choca con el flujo de aire, y a como se incrementa el grosor de la capa límite. De la misma manera que con la sustentación cuando la capa límite se separa el ala queda bloqueada y el arrastre se vuelve inestable. La determinación del arrastre y su coeficiente resulta difícil bajo estas condiciones.

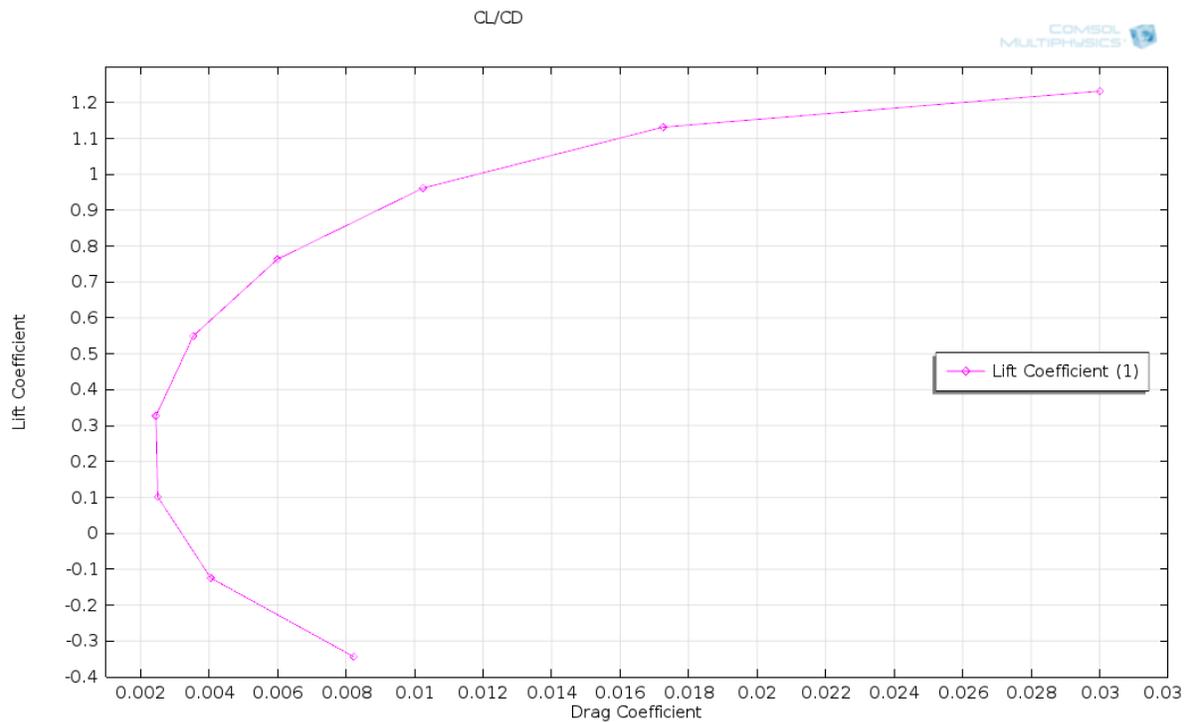


Figura 3. 17: Curva Coeficiente de sustentación vs Coeficiente de arrastre

La figura 3.17 nos muestra la relación entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre. Cuando el avión viaja a en condiciones crucero la sustentación es igual al peso y el arrastre es igual al empuje producido por los motores. Asimismo, un avión que tenga un alto coeficiente de lift podrá sostener mayor cantidad de carga y un avión con bajo coeficiente de arrastre implica que necesita menos empuje, el mismo que es producido por la quema de combustible. Por lo tanto una alta relación entre cl/cd significa que el avión puede volar sosteniendo cierta carga por largas distancias y con un consumo bajo de combustible.

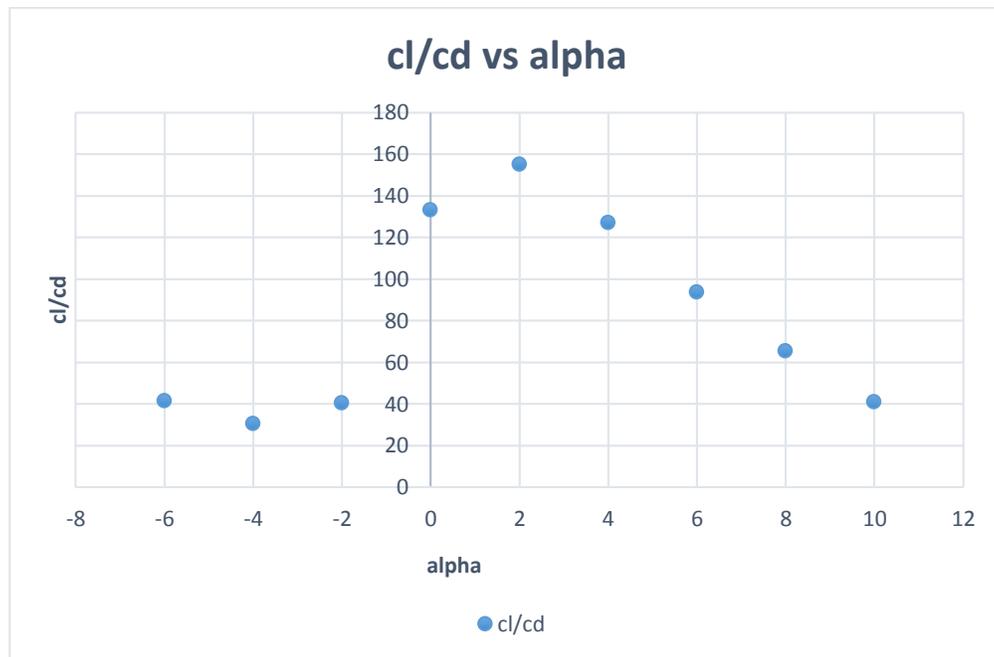


Figura 3. 18 cl/cd para distintos ángulos de ataque

En la figura 3.18 se representa el cociente entre los coeficientes de sustentación y arrastre, la curva es suave y lo que permite observar es la efectividad del perfil en distintos ángulos de ataque como se puede notar el máximo valor está dado en un ángulo de ataque de dos grados. En este ángulo, el airfoil tiene su máximo rendimiento y se debería procurar que el diseño del ala finita favorezca esta propiedad para que la aeronave vuele con el ala en esta dirección a velocidad crucero y obtener un mejor rendimiento.

3.3 Simulación Ala Finita

3.3.1 Geometría

La geometría que se va a simular consta del ala de avión la misma que fue modelada en Autodesk Inventor de acuerdo a las dimensiones que brindaba el diseño del UAV y de acuerdo al perfil de ala tomado del NACA 65412. Con las posiciones establecidas de los puntos del perfil se

creó una curva interpolada consiguiendo una curva suave. Para el diseño en 3D se utilizó la operación de barrido entre dos superficies para crear el ala completa en 4 secciones diferentes. En la figura siguiente se observa el sketch del perfil utilizado.

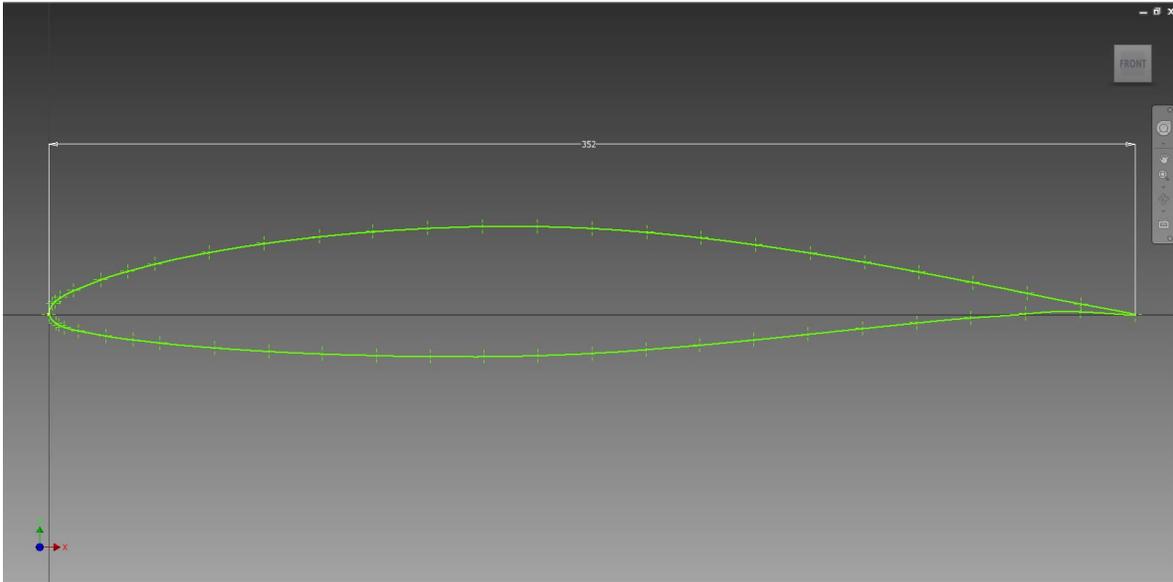


Figura 3.19: Perfil NACA 65412

El prototipo cuenta con un ala finita con un perfil NACA 65-412 con una envergadura de 4 metros un grosor de 8 cm en su sección más grande y una longitud de cuerda de 352 milímetros. El ala reduce su sección conforme se aleja de la base del avión y tiene una inclinación final de 15 grados respecto de la horizontal. En los anexos de este documento se adjunta un plano del rediseño del ala en función de realizar una simulación de elementos finitos con todas las características previamente descritas.

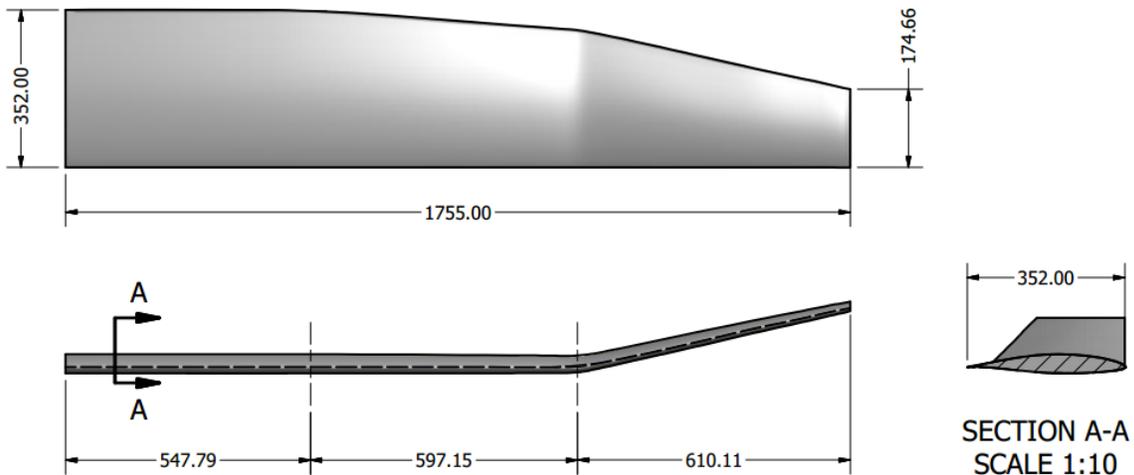


Figura 3.20 Dimensiones del ala 3D

Además del ala el componente consta de un bloque que cuenta con las dimensiones y posiciones descritas en la siguiente tabla:

Tabla 3. 6: Geometría Bloque de Dominio Líquido

Coordenada	Dimensión (mm)	Posición (mm)
X	54000	-18000
Y	36000	-18000
Z	9000	0

Una vez importada el ala a Comsol Multiphysics y construido el bloque, se crea una unión entre ambas geometrías para posteriormente poder ser utilizada en el estudio. En la siguiente figura se muestra el modelo final. De la misma forma que para el modelo en 2D dimensiones se puede notar que el dominio del fluido es 100 veces más grande en altura y 150 veces mayor en largo del ala, además al ser en 3D se optó por un espesor del cubo que no interfiera con los efectos sobre el ala.

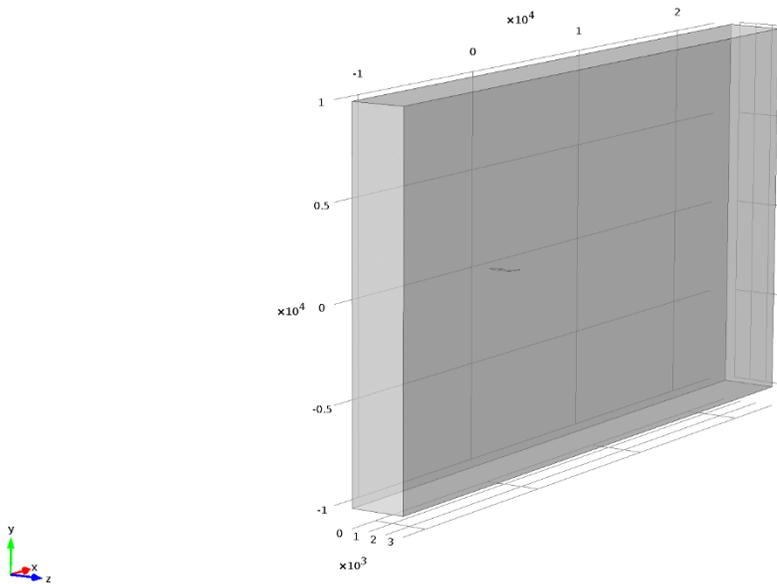


Figura 3. 21 Dominio de Aire

3.3.2 Mallado

El mallado para un componente en 3 dimensiones cambia de triangulación libre a generar tetraedros. La generación de una malla de puntos es mucho más complicado si se quiere conseguir un resultado ajustado. En el caso de un ala de avión que no sea simétrica existe la creación de cavidades que requieren un reajuste de los elementos. La técnica empleada para el mallado fue dividir el ala en tres componentes y mallarlos individualmente en su superficie con triángulos libres con un refinamiento en los bordes que marcan la forma del perfil del ala. Posteriormente se aplicó un mallado con tetraedros a todo el dominio del fluido con un *boundary layer* con 20 capas y una separación entre ellas con una tasa de 0.2. La malla completa consiste de 1457788 elementos en el dominio, 38770 elementos en la capa límite, y 1064 elementos sobre los bordes.

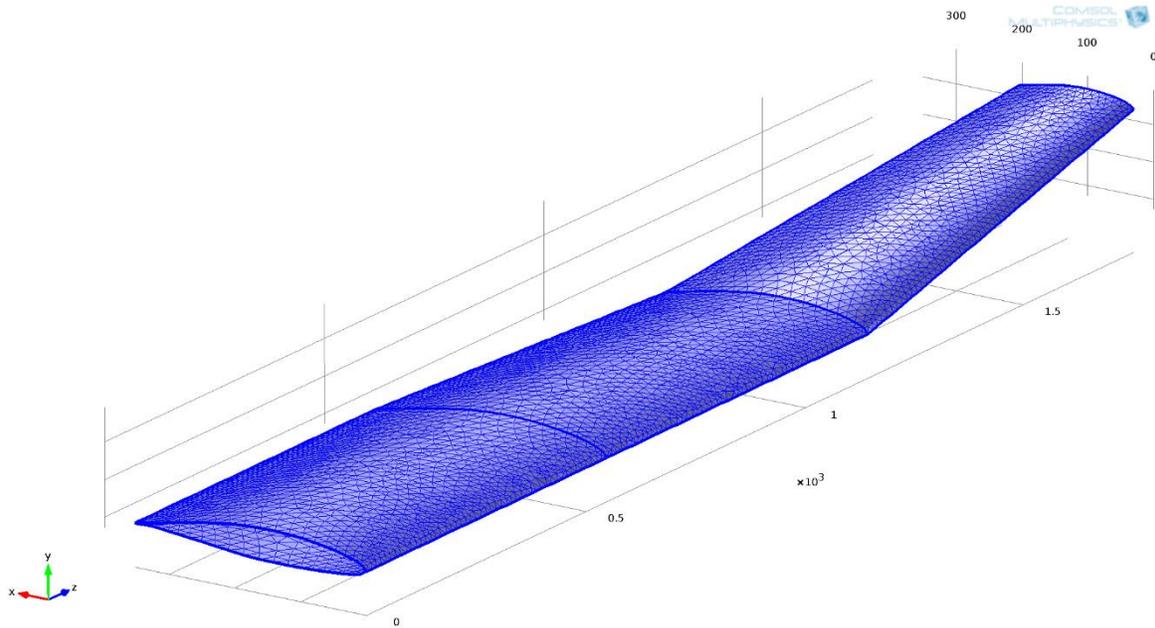


Figura 3. 22 Mallado del ala finita en tres dimensiones

3.3.3 Simulación

Para el modelo en 3 dimensiones los tiempos de cómputo son mucho mayores, y COMSOL presenta problemas cuando el dominio es demasiado grande y se deben agrupar variables para la solución. El tiempo de cómputo fue de 40 horas para cada ángulo de ataque. En caso de usar un método directo en la simulación se requiere un poder computacional con memoria RAM superior a 32 GB, y el método iterativo itera en demasía. Se ajustaron tanto el mallado como el tamaño del dominio para que la simulación sea viable y los efectos aerodinámicos puedan ser representados. Se empleó una densidad de aire de $1,12 \text{ kg/m}^3$ que corresponde a una altura de 900 m de altura y se corrió simulaciones para ángulos de ataque de $-4, -2, 0, 2, 4$ grados que garantizan obtener el máximo cociente entre los coeficientes de sustentación y arrastre

3.3.4 Resultados

En la figura 3.23 se muestra una superficie de la magnitud sobre un plano transversal xy del dominio. Se puede notar que la velocidad justo sobre la superficie es igual a 0, además de la capa límite donde la velocidad crece hasta llegar a la velocidad de flujo libre V_∞ . En este caso debido a que el ángulo de ataque es 0 grados, la separación de flujo no existe ya que el flujo de aire encuentra efectiva la distribución del fluido sobre el ala. Cerca de la punta de las alas el aire se mueve libremente de la región con presión alta a la región con presión baja. Este fenómeno produce vórtices en el flujo del aire en la punta del ala. Los vórtices en la punta del ala producen una deflexión del flujo hacia abajo (downwash) de aire detrás del ala, la misma que es muy fuerte cerca de la punta y disminuye su valor conforme nos vamos acercando a la raíz de esta.

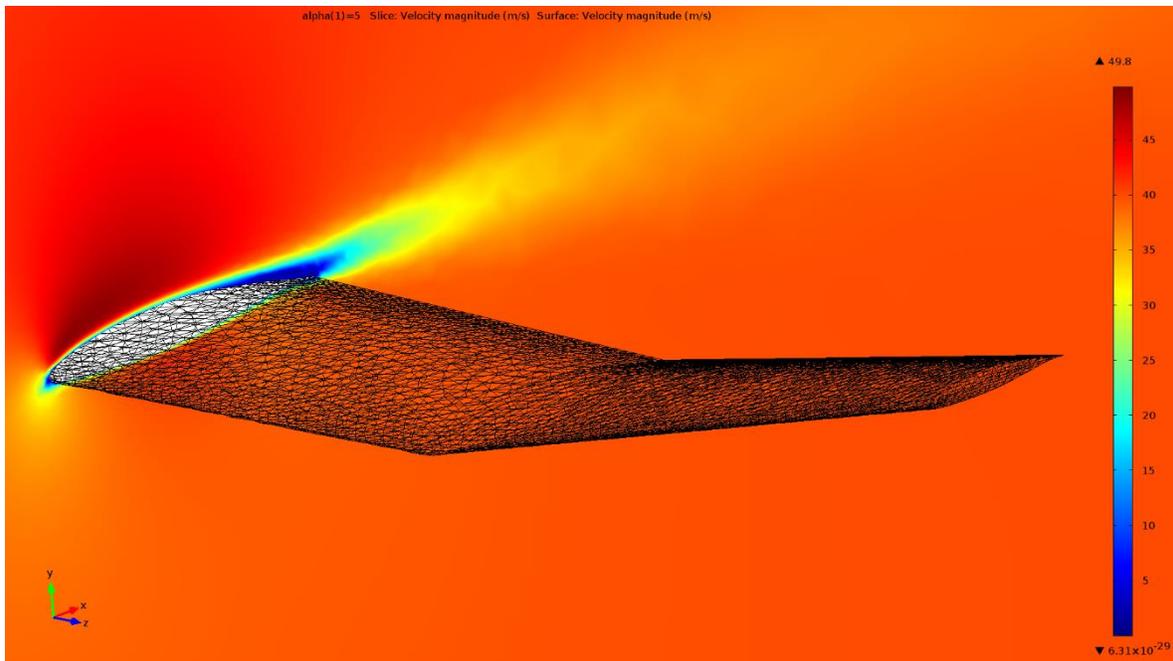


Figura 3. 23 Superficie de Velocidad Ala Finita

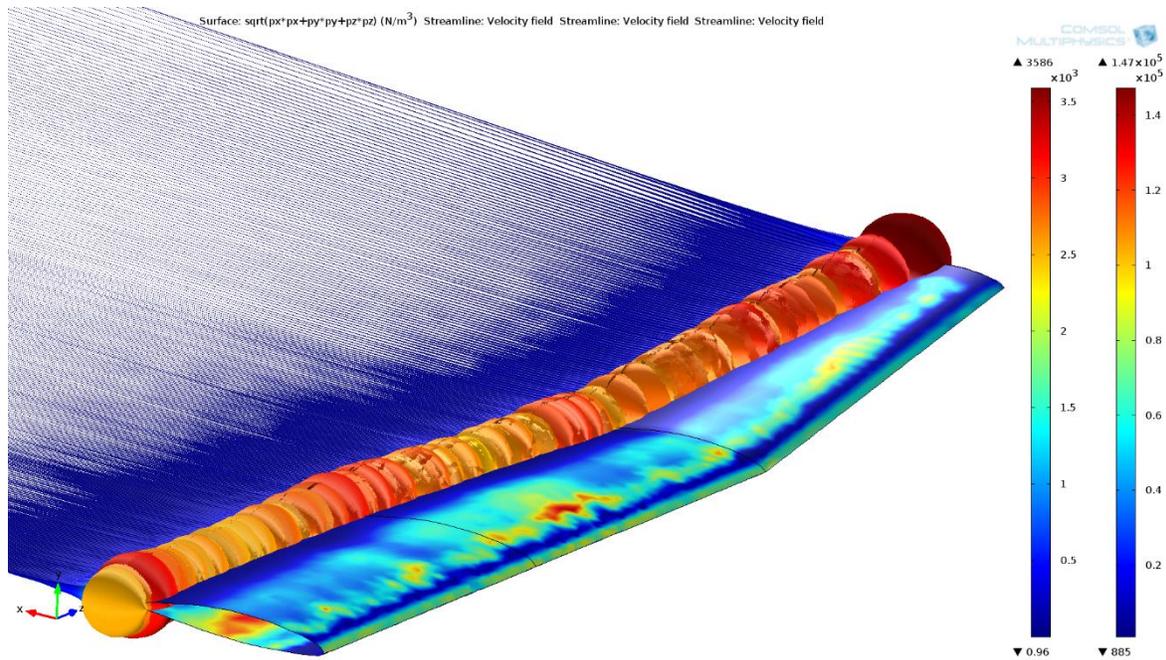


Figura 3. 24: Líneas de flujo en función de la magnitud de vorticidad

En la figura 3.24 se muestra la magnitud de vorticidad, la misma que representa la cantidad de remolinos que se generan en un modelo real en tres dimensiones. De acuerdo a la coloración se puede notar que existen vórtices de mayor tamaño y la energía turbulenta se transfiere hacia vórtices más pequeños hasta que finalmente se disipan en forma de calor. Además por el grosor de las líneas de flujo también se puede notar que la vorticidad es mayor *wingtip*. La turbulencia presente en el modelo, en conjunto con la forma del ala tiene estrictas dependencias con los coeficientes aerodinámicos, en especial en el ascenso de la aeronave. Para el caso de análisis de alas en tres dimensiones la deflexión del flujo hacia abajo (*downwash*) generado cerca de la punta del ala reduce el coeficiente de sustentación del ala. Además la superficie del ala muestra el gradiente de presión que identifica las zonas de separación de flujo que son en especial las zonas en donde la sección del ala comienza a

disminuir conforme se aleja de la raíz la coloración del gradiente de presión se presenta en la columna izquierda.

En las figuras siguientes se muestran los coeficientes aerodinámicos para distintos ángulos de ataque de vuelo.

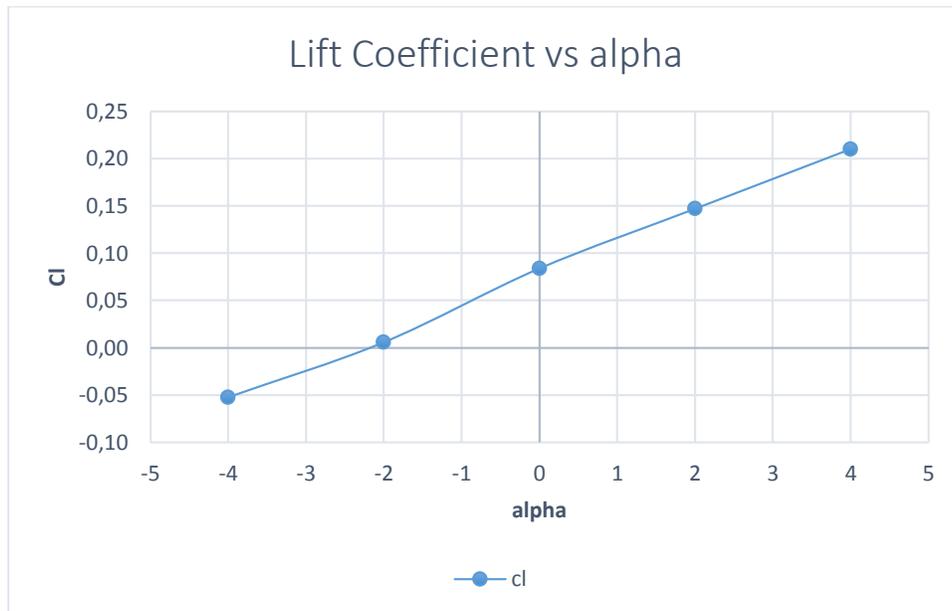


Figura 3. 25 Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque

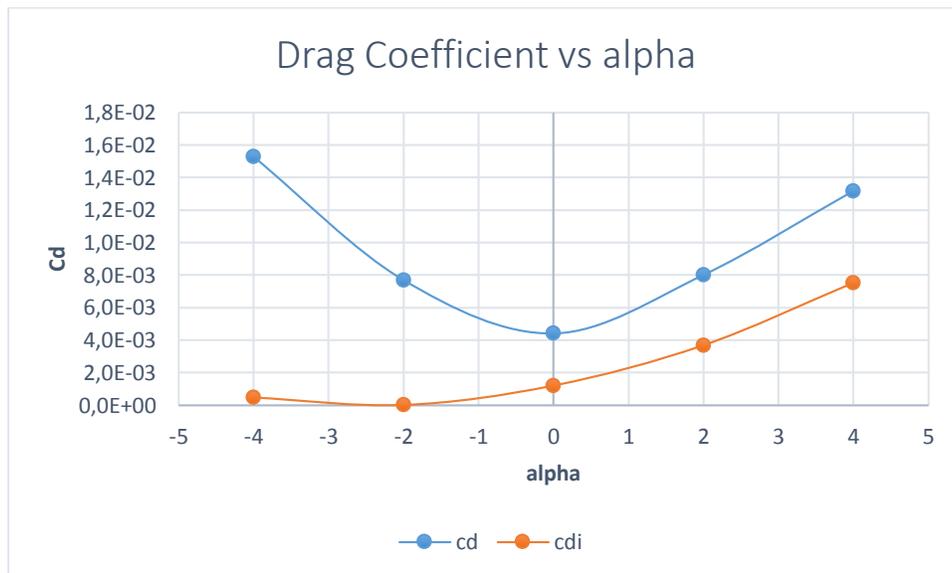


Figura 3. 26 C_d total y c_{di} inducido para diferentes ángulos de ataque

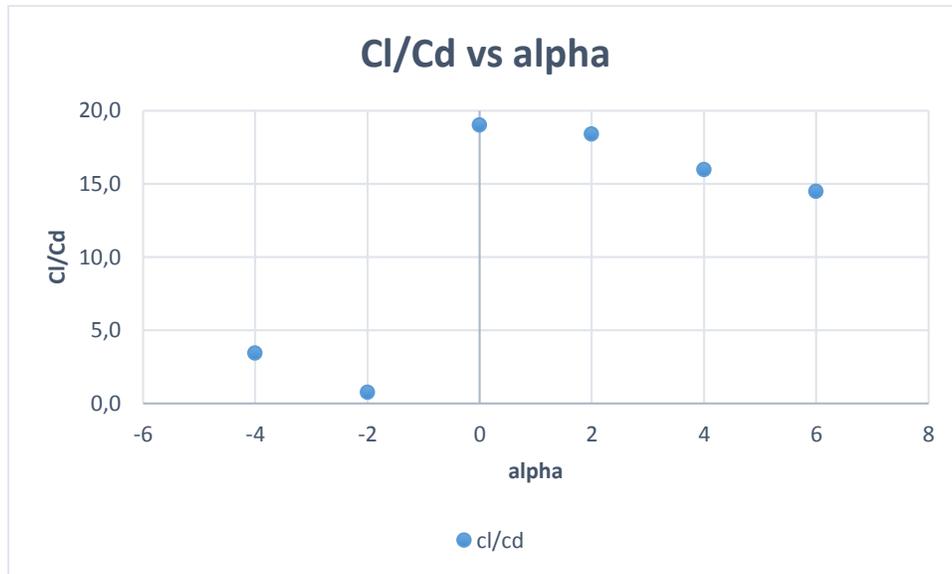


Figura 3. 27 Cociente entre los c_l y c_d en función del ángulo de ataque

Como se puede evidenciar el ángulo de ataque efectivo del ala decrece por el flujo inducido por la deflexión del flujo hacia abajo (downwash), dando una componente de flujo hacia abajo más a la fuerza aerodinámica que actúa sobre el ala entera. Esta componente extra se denomina arrastre inducido porque se enfrenta al flujo hacia abajo y es inducida por la acción de los vórtices en la punta. La sustentación cerca de las puntas del ala está definido como perpendicular al flujo local. El flujo local se encuentra en un ángulo de ataque menos efectivo que el flujo libre debido al flujo inducido. Las curvas muestran concordancia con la teoría prescrita, la curva de sustentación sigue su comportamiento lineal y los datos para ángulos mayores representan una limitación para el software y salen del alcance de esta tesis sin embargo los comportamientos del ala y los efectos de la tercera dimensión pueden ser descritos mediante el cálculo del arrastre inducido del ala y los efectos de la separación de flujo.

Para calcular el arrastre inducido se sigue con las ecuaciones 2.28 y 2.29

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (2.28)$$

$$AR = \frac{S^2}{S} \quad (2.29)$$

En donde reemplazando los valores para los distintos ángulos de ataque y un valor de $e = 0.75$ tomando en cuenta la forma del ala. La curva de arrastre inducido se muestra en la Figura 3.26.

El cociente entre los coeficientes de arrastre y sustentación no sólo debe ser tomado en cuenta en el diseño de la aeronave sino que también tiene influencia directa con las características en el aire del avión, como son el *endurance* y el rango de vuelo. Según la teoría descrita por (Pamadi, 2004). El rango de vuelo máximo está dado por:

$$R_{max} = \frac{n_p}{c} E_m \cdot \ln \left(\frac{W_o}{W_1} \right) \quad (3.4)$$

Donde n_p es la eficiencia de propulsión del avión, $\frac{W_o}{W_1}$ es el cociente entre el peso inicial y final del avión en c es un coeficiente relacionado el consumo de combustible y E_m el cual es de nuestro interés representa el máximo del cociente entre el coeficiente de sustentación y arrastre.

$$Max \text{ Lift to drag Ratio} = E_m = \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{max} \quad (3.5)$$

De la misma forma el *endurance* o resistencia que se representa como el tiempo en horas que el avión está en el aire está dado por la ecuación:

$$t = \left(\frac{2n_p}{c}\right) \cdot \left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right) \cdot \sqrt{\frac{\rho S}{2}} \cdot \left(\sqrt{\frac{1}{W_1}} - \sqrt{\frac{1}{W_0}}\right) \quad (3.6)$$

Donde el máximo *endurance* se da cuando $(C_L^{3/2}/C_D)$ es máximo.

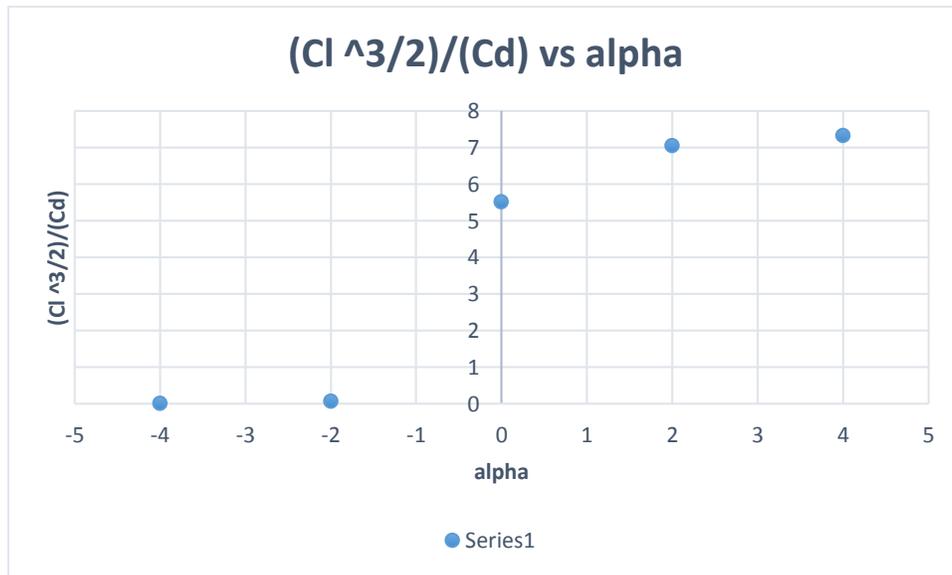


Figura 3. 28 Cociente aerodinámico para altura de vuelo constante

En el gráfico se observa que el máximo se da cuando el ángulo de ataque es igual a 4 lo cual se puede comprobar mediante la ecuación:

$$\left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right)_{max} = \frac{1}{4} \sqrt[4]{\frac{27}{k^3 C_{D0}}} \quad (3.7)$$

$$\left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right)_{max} = \frac{1}{4} \sqrt[4]{\frac{27}{0,447^2 \cdot 0,004}}$$

$$\left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right)_{max} = 4,14$$

Estas afirmaciones tanto para el rango como para el *endurance* de vuelo se dan asumiendo que el avión va a una velocidad crucero constante y cuando la altura de vuelo es constante respectivamente.

3.4 Simulación Winglet

3.4.1 Geometría

Para la construcción del *winglet* en el extremo, se continuó con la operación de barrido de superficies empleado para modelar el ala. Además fue necesario ajustar sketch en 3D dimensiones para que la curvas del diseño sean suaves y se creen superficies finitas grandes que posteriormente no den problema al generar el mallado. Al no contar con dimensiones específicas sobre prototipos de *winglets*, se optó por un diseño basado en el winglet de Boeing 737 con la debida escala acorde a las proporciones del avión no tripulado.

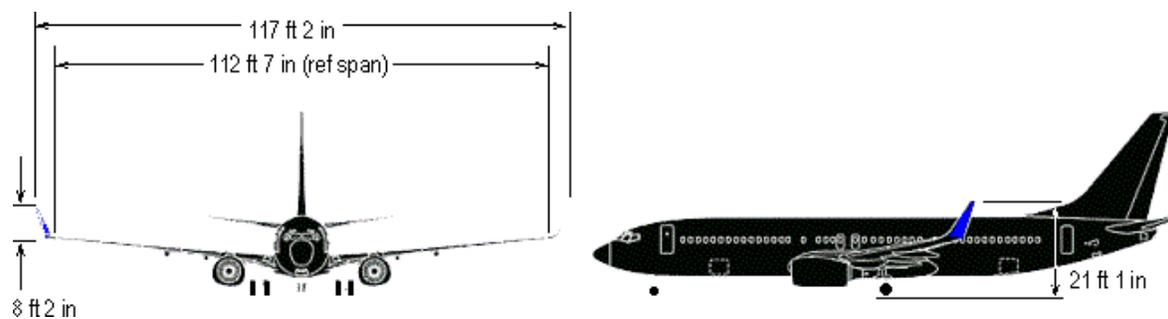


Figura 3. 29 Winglet Boeing 737 Dimensiones [THE BOEING 737 TECHNICAL SITE, 2014]

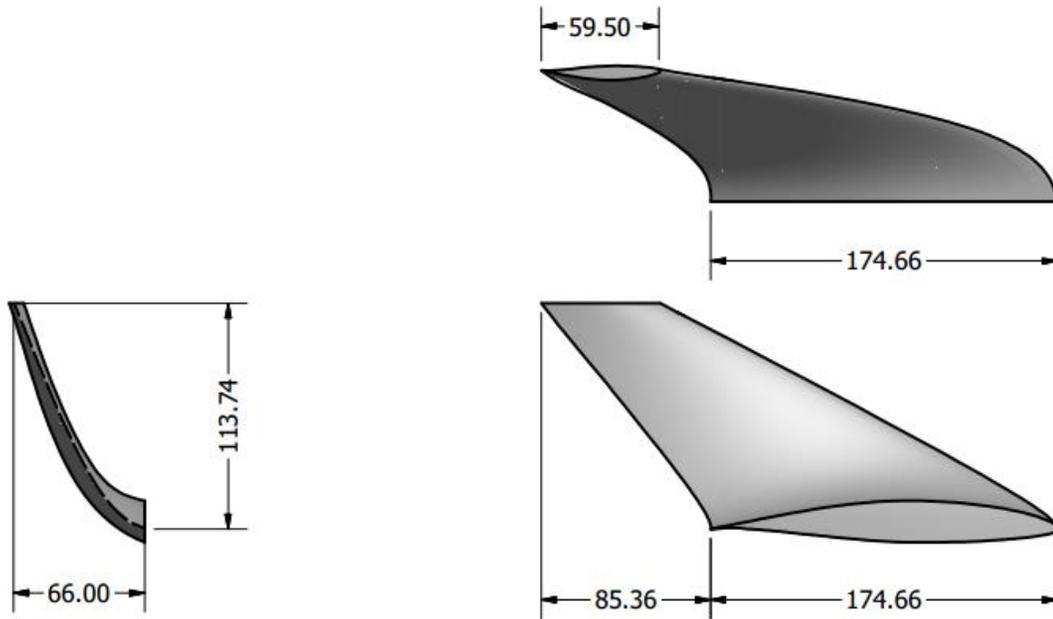


Figura 3. 30 Dimensiones Winglet

3.4.2 Mallado

El winglet consta con una cara superior mucho más pequeña que la precedente ala finita, por lo cual se debió realizar un ajuste en los elementos para poder correr el modelo de turbulencia.

El mallado actual consta de 1416654 elementos con una calidad mínima de $3.462E-4$.

3.4.3 Simulación.

El tiempo de cómputo con winglet fue mayor que para el modelo del ala sin el mismo. El tiempo empleado fue 44 horas. El objetivo de la simulación fue encontrar las mejoras que presentaría la inclusión de este componente en el ángulo efectivo de vuelo. El ángulo de ataque efectivo según la Figura 3.26 es de 0 grados. . Se mantuvieron las mismas condiciones de simulación previas para no alterar el modelo y que los datos sean consecuentes.

3.4.4 Resultados

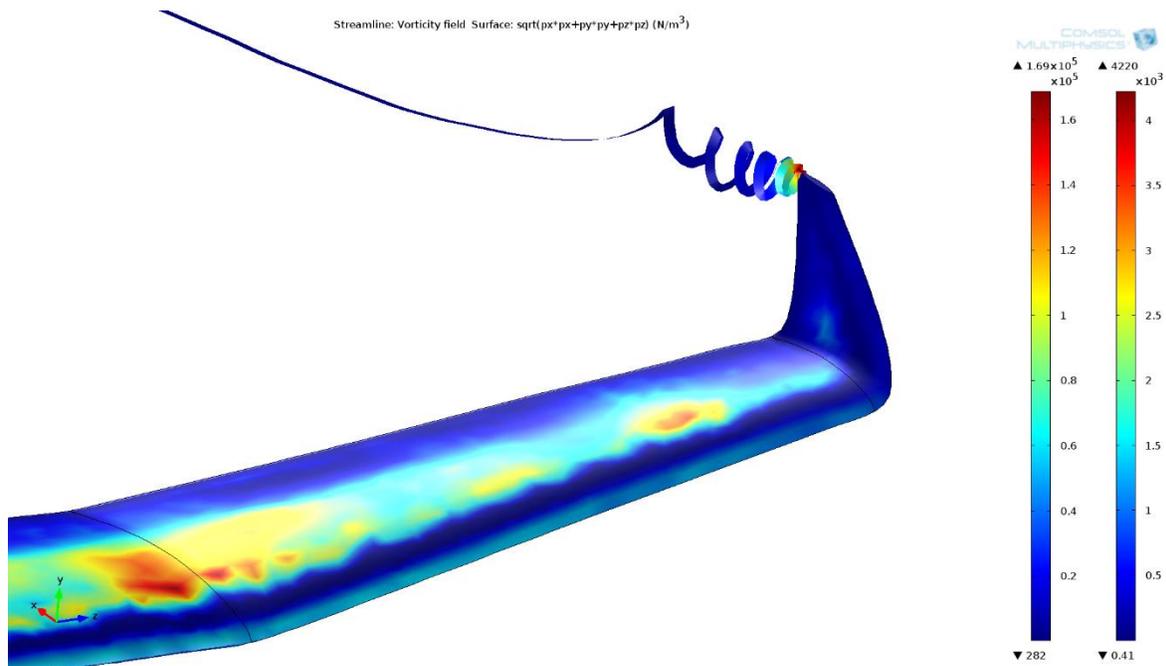


Figura 3. 31 Streamline de Vorticidad en el wingtip

La figura muestra la línea de flujo de la vorticidad en el *wing tip* del ala con winglet. La coloración refleja la magnitud de la vorticidad de la línea y mantiene un grosor uniforme para no deformar su figura. La coloración de la superficie representa el gradiente de presión sobre el ala. Se nota que en la zona del *wing tip* la separación es mínima.

Dado que el ángulo de ataque efectivo para el perfil de ala es de 2 grados de inclinación, se mantuvo este parámetro para realizar una comparación con el ala con winglet. No se realizó un estudio con distintos ángulos de ataque debido al tiempo computacional y debido que este diseño es una muestra preliminar que busca ilustrar el beneficio que tendría la aeronave con un nuevo diseño de winglet.

Tabla 3. 7 Cuadro Comparativo de un ala con winglet y sin Winglet

	Unidades	Ala sin winglet	Ala con winglet
Angulo de ataque	grados	2	2
Coefficiente de Sustentación	-	0,128	0,167
Coefficiente de arrastre	-	7,45E-3	6,67E-3
Arrastre	N	7,329	6,562
Potencia	W	293,165	262,471

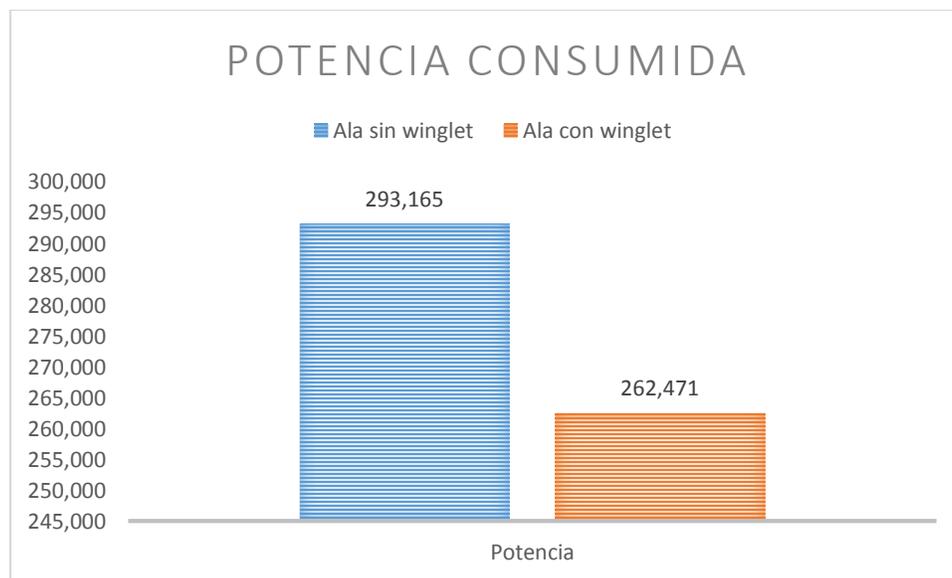


Figura 3. 32 Gráfico comparativo de Arrastre de un ala con winglet y sin winglet

La potencia utilizada por el motor se puede calcular mediante el producto de la velocidad crucero por la fuerza que actúa sobre el ala. En este caso el arrastre total.

$$Potencia = D \cdot U_{inf} \quad (3.8)$$

De esta manera podemos calcular el porcentaje de potencia desperdiciada cuando el ala no cuenta con un winglet:

$$\% Reducción de Potencia desperdiciada = \left(\frac{293,165 - 262,471}{293,165} \right) \cdot 100$$

$$\% Reducción de Potencia desperdiciada = 10,47\%$$

CAPÍTULO 4. CONCLUSIONES

El estudio de fluidos mediante métodos numéricos requiere una gran capacidad de procesamiento y tiempo computacional alto para poder llegar a la convergencia. El presentar resultados con soluciones suaves sobre la capa límite obliga al ingeniero a buscar soluciones en cuanto al refinamiento del mallado basando sus decisiones en las limitaciones de su procesador. No queda por demás evidenciado que el software de simulación tiene ciertas limitaciones cuando se refiere a un estudio tan complicado en donde el número de variables en el problema aumenta y las propiedades son interdependientes.

En base al proceso de diseño y obtención de resultados de este modelo y tomando en cuenta opiniones de expertos en distintos foros de investigación se encontró que COMSOL Multiphysics tiene problemas cuando trabaja con una geometría con un dominio muy grande en tres dimensiones y cuando se trata de combinar estudios. Principalmente los problemas se encuentran en el método de resolución. Si se opta por un método directo se necesita una gran cantidad de memoria y cuando se opta por una solución iterativa el programa muestra divergencias al obtener la solución y los tiempos de cómputo son muy extensos.

Otro factor importante en cuanto a las desventajas del software es el manejo de las propiedades como vectores en otros softwares especializados en CFD el manejo de estas propiedades en un campo vectorial es sencillo al punto de presentar una opción de monitoreo lo que permite una capacidad de representación de la física mucho más amplia para futuras explicaciones.

La comparación de los datos experimentales con los datos teóricos presentados por el modelo de validación de la NASA, convierte al modelo generado en confiable y permiten el estudio y la extrapolación del mismo hacia el estudio del modelo en dos dimensiones del perfil de

ala NACA 65412. Del cual a pesar de contar con datos científicos con los cuales comparar, los resultados obtenidos guardan estrecha relación con los datos presentados por la página web *Xfoil* que brinda ciertos datos de algunos tipos de airfoils. La consistencia de las curvas de coeficientes resaltan las propiedades aerodinámicas presentes en el modelo en donde se destaca la capacidad del diseño del perfil para mantener el flujo sobre el ala lo más laminar posible a lo largo de la misma y la separación de flujo que existe en función del aumento del ángulo de ataque lo que en un posible caso llevaría al estancamiento del avión en el aire.

Mediante la verificación del cumplimiento de las condiciones de borde en las fronteras del modelo en dos dimensiones y el exitoso post procesamiento de las variables de interés sobre la capa límite, se optó por desarrollar el modelo en tres dimensiones que mantenga similitud con el modelo anterior. La extensión del dominio significó un aumento en el número de elementos del mallado lo que se traduce un aumento en el tiempo de cómputo del problema. No obstante, después de verificar que la solución de velocidad y presión se cumplió en las fronteras se llevó el estudio a las propiedades aerodinámicas presentes sobre el ala finita tal como la vorticidad existente en la punta del ala y las zonas de separación de flujo. Los resultados de los coeficientes en función del ángulo de ataque muestran la relación con la teoría encontrada y permiten notar el cambio debido a la tercera dimensión.

Una vez hecho todo el estudio sobre las propiedades aerodinámica se puede concluir que el coeficiente de arrastre guarda estrecha relación con la viscosidad y la compresibilidad del fluido. Para velocidades menores a 300 kilómetros por hora las fluctuaciones de estas propiedades son mínimas y muchas veces ignoradas en otros estudios para facilitar el cómputo. Las relaciones entre los coeficientes de arrastre y sustentación máximos deben ser consideradas en el diseño del avión para garantizar que el rango de vuelo y el tiempo se

prolonguen con lo cual se podrá obtener una mejor vigilancia en las zonas de interés del Galápagos UAV. Mediante el conocimiento de las mismas es posible también postergar un estudio hacia la altura adecuada de vuelo del avión ya que conforme más alto vuele la densidad del aire es menor. Sin embargo, al garantizar que el ángulo de vuelo se maximiza se logra proponer una posición en la que el avión ascienda constantemente en función de la disminución de peso debido al combustible algo que se podría controlar mediante el piloto automático

La inclusión de un winglet reduce considerablemente el arrastre total en el ala, con lo cual genera una distribución de turbulencia más uniforme a lo largo del *span* del ala. Y se garantiza una optimización de la potencia del motor del avión. La reducción de potencia desperdiciada es de un 10,47%. Si bien el objetivo de un diseño en específico de un winglet sale de los objetivos de esta tesis, queda comprobado que la inclusión de uno beneficia enormemente el comportamiento de la aeronave en el aire. Un menor consumo de la potencia disponible permite un mejor uso del consumo de gasolina y como consecuencia mejores tiempos y distancias de vuelo.

BIBLIOGRAFÍA

- Anderson, J. (1989). *Introduction to Flight*. New York: McGraw-Hill .
- Anderson, J. (2001). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill Higher Education.
- Azlin, M., Taib, C., Kasolang, S., & Muhammad, F. (2011). CFD Analysis of Winglets at Low Subsonic. *Proceedings of the World Congress on Engineering*, 5.
- Bhardwaj, M. (1997). A CFD/CSD INTERACTION METHODOLOGY FOR AIRCRAFT WINGS. 211.
- Emerson, H. (1949). HIGH-SPEED STABILITY AND CONTROL CHARACTERISTICS. *NACA*, 53.
- Ferziger, J., & Peric, M. (2002). *Computational Methods for Fluid Dynamics*. New York: Springer.
- Igarashi, H., Durbin., P., Hongwei , M., & Hu, H. (2010). A Stereoscopic PIV Study of a Near-field Wingtip Vortex. 13.
- Kjelldahl, L. (2008). Aerodynamic characteristics of a real 3d flow around a finite wing. 12.
- Larsson, J. (1998). *A Universal Formulation of Two Equation Models for Adaptive Computation of Turbulent Flows*. Sweden.
- Mejía De Alba, M. F., García Fernández, L. E., & Gutiérrez Almonacid, M. A. (2011). Metodología de Obtención de los Coeficientes de Sustentación y Arrastre para un rango Amplio de Numero de Reynolds. 53.
- NASA. (1955). STANDARD ATMOSPHERE TABLES AND DATA. 121.
- NASA. (2014, 05 20). Retrieved from Inclination Effects on Lift:
<http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/incline.html>

- NASA. (2014, 05 21). Retrieved from Downwash Effects on Lift and Drag:
<http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/kitedown.html>
- Pamadi, B. N. (2004). *Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes*. Hampton: AIAA Series.
- Park, C. H., & Park, S. O. (2005). *On the Limiters of Two equation Turbulence Models*.
- Revell, A., Iaccarino, G., & Wu, X. (2006). Advanced RANS modeling of wingtip vortex .
13.
- Spentzos, A., Barakos, G., Badcock, K., & Richards, B. (n.d.). CFD Investigation of 2D and
3D Dynamic Stall. *2010*, 8.
- Turbulence Modeling for CFD*. (1994). California: DCW Industries Inc.
- Wells, J. (2009). Effects of Turbulence Modeling on RANS Simulations of Tip Vortices.
108.
- Wendt, J. (2009). *Computational Fluid Dynamics*. Springer.
- White, F. (2008). *Fluid Mechanics*. New York: McGraw Hill.
- Wilcox, D. C. (1998). *Turbulence Modeling for CFD*. DCW Industries.

ANEXOS

Tabla A. 1 Coordenadas del perfil de ala en función de la cuerda.

NACA Section 65-412			
(Stations and ordinates given in per cent of airfoil chord)			
Upper Surface		Lower Surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.5000	11.590	0.5000	-0.6959
0.7500	13.670	0.7500	-0.8609
12.500	17.021	12.500	-10.883
25.000	23.383	25.000	-14.454
50.000	33.136	50.000	-19.267
75.000	40.853	75.000	-22.855
100.000	47.368	100.000	-25.783
150.000	57.871	150.000	-30.327
200.000	65.950	200.000	-33.658
250.000	72.140	250.000	-36.063
300.000	76.714	300.000	-37.670
350.000	79.788	350.000	-38.504
400.000	81.421	400.000	-38.569
450.000	81.409	450.000	-37.619
500.000	79.636	500.000	-35.509
550.000	76.070	550.000	-32.205
600.000	70.938	600.000	-27.960
650.000	64.527	650.000	-23.101
700.000	57.019	700.000	-17.862
750.000	48.644	750.000	-12.544
800.000	39.533	800.000	-0.7378
850.000	29.889	850.000	-0.2726
900.000	19.918	900.000	0.0950
950.000	0.9903	950.000	0.2801
1.000.000	0.0000	1.000.000	-0.0000
L.E. radius = 0.876 percent c			
slope of mean line at LE = 0.1685			

