



ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

ESTUDIO DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO DE LAS DEFORMACIONES ELÁSTICAS EN ESTADO TRANSITORIO DEL FLUIDO SOBRE UN PERFIL DE CURVATURA VARIABLE MEDIANTE SIMULACIÓN NUMÉRICA.

TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO

JÁCOME ROBLES MÓNICA SIMONÉ

monica.jacome@epn.edu.ec

DIRECTOR: ING. VALENCIA TORRES ESTEBAN ALEJANDRO, PhD.

esteban.valencia@epn.edu.ec

CODIRECTOR: ING. EDGAR SARMIENTO, MSc.

edgar.sarmiento@epn.edu.ec

Quito, diciembre 2021

CERTIFICACIÓN

Certificamos que el presente trabajo fue desarrollado por **MÓNICA SIMONÉ JÁCOME ROBLES** bajo nuestra supervisión.

Ing. Esteban Alejandro Valencia Torres, PhD

DIRECTOR DEL PROYECTO

Ing. Edgar Fernando Sarmiento Borja, MSc.

CODIRECTOR DEL PROYECTO

DECLARACIÓN

Yo, **Mónica Simoné Jácome Robles**, declaro bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentada para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedo mis derechos de propiedad intelectual correspondiente a este trabajo, a la Escuela Politécnica Nacional, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normativa institucional vigente.

Jácome Robles Mónica Simoné

DEDICATORIA

El presente trabajo lo dedico principalmente a Dios por todas sus bendiciones que me ha dado, a mi Mama Mayra que con toda su sabiduría y dulzura y a mi Papa Wilson, que con su gran corazón y fortaleza me educaron y fueron la base primordial para hoy poder cumplir este sueño, gracias a ustedes y cada una de sus enseñanzas que cada uno a su manera aportó a mi crecimiento como ser humano, su trabajo para conmigo ha dado frutos y se han convertido en la motivación de este trabajo, que fortuna ser su hija.

A mis hermanas Indira por ser el ejemplo más bonito y mi amiga toda mi vida y a Martina por ser mi apoyo fundamental, mi inspiración, mis cómplices, por siempre escucharme, han sido guías y columnas indispensables para llevar a cabo todas mis metas y cumplirlas a cabalidad en esta y todas las etapas de mi vida.

A mis amigas, Evelyn, Doménica que, con ese regalo tan preciado de la amistad, con la confianza y el cariño me han acompañado hasta aquí ayudándome a cumplir esta nueva meta de mi camino. A mis familiares y amigos que, aunque indirectamente han hecho de mi lo que soy ahora.

Finalmente, a mis profesores, que sin su conocimiento y dedicación no hubiera sido posible este trabajo, pues su invaluable compartir de conocimientos hicieron que yo haya culminado con éxito esta tarea.

Mónica Simoné Jácome Robles

AGRADECIMIENTO

Este trabajo es resultado de un sinfín de factores que han influenciado para que hoy este sea posible, primero estoy agradecida con Dios porque sin su influencia en cada una de mis acciones, no estaríamos aquí. A mis padres, bendiciones y ejemplos de fuerza, coraje, inteligencia, bondad y amor, que forjaron mi carácter y guiaron mis pasos para traerme aquí y culminar este trabajo. A mi hermana mayor, Indira por ser mi ejemplo, mi mano derecha, inspiración y guía que me ha acompañado siempre toda mi vida, a mi hermana menor Martina porque su dulzura y bondad me ha enseñado grandes lecciones de vida.

A toda mi familia, mis tíos, primos y abuelitas, quienes con su apoyo y confianza han aportado a mi crecimiento como persona y profesional, sin el cual no podría estar donde estoy.

A mis amigos, a las personas que alguna vez compartimos aulas o canchas, que nos enseñan valiosos valores de amistad y compañerismo, que a pesar de los problemas alientan, nos hacen reír, y seguir adelante, por ese sentimiento de pertenencia que me han otorgado y me han hecho sentir parte de la mejor Facultad del Mundo, les agradezco por ser quienes son y por aportar a que todos crezcamos.

A la Dr. Esteban Valencia quien me brindó la oportunidad de trabajar y aprender dentro de su grupo de investigación y con su ayuda y su tiempo, gracias por su confianza y apoyo para culminar la carrera con éxito. Al Msc. Edgar Sarmiento por haber aportado con valiosos conocimientos que fueron clave para finalizar este proyecto. Agradezco también a los docentes de la FIM que aportaron en todo mi camino estudiantil.

A mis compañeros tesisistas y a mi profesor de pasantías Víctor Alulema, que, con toda su dedicación, siempre nos dio la mano, y colaboró para que este proyecto sea culminado, mil gracias por todo su tiempo y enseñanzas.

Finalmente, un agradecimiento a cada persona que brindo su ayuda para terminar este proyecto y que por espacio y tiempo no los eh podido mencionar, pero estoy convencida recibirán una retribución por su ayuda. Gracias, mil gracias.

Mónica Jácome

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN.....	1
Objetivo general.....	3
Objetivos específicos.....	3
1. MARCO TEÓRICO.....	4
1.2. Mecanismos de curvatura variable y perfiles aerodinámicos.....	10
1.2.1. Mecanismos de curvatura variable.....	11
1.2.2. Mecanismo elástico.....	14
1.3. Estado Transitorio.....	16
1.3.1. Dependencia espacio-tiempo.....	17
1.3.2. Ecuaciones de Navier Stocks.....	17
1.3.3. Consideraciones en el caso de deformación en estado transitorio.....	18
1.4. Métodos Computacionales de Dinámica de Fluidos.....	19
1.4.1. Análisis CFD.....	19
1.4.2. Modelo de turbulencia.....	19
1.4.3. Generación de malla.....	21
1.4.4. Características de malla.....	22
1.4.5. Desarrollo de algoritmos para deformación y simulación.....	22
2. METODOLOGÍA.....	24
2.1. Metodología selección de los perfiles aerodinámicos.....	25
2.1.1. Condiciones para curvatura deformable.....	25
2.1.2. Parametrización de perfiles.....	26
2.2. Experimental.....	28
2.2.1. Realización del modelo físico.....	28
2.2.2. Implementación de la electrónica.....	29
2.2.3. Configuración de las condiciones en el túnel de viento.....	29
2.2.4. Procedimiento de captura de resultados.....	29
2.3. Análisis CFD.....	30
2.3.1. Definición de la geometría.....	30
2.3.2. Características del dominio.....	31
2.3.3. Generación de mallas.....	31
2.3.4. Caso de estudio.....	34
2.4. Elaboración del algoritmo para deformación del perfil.....	34
2.4.1. Definición de macros.....	35
2.4.2. Parámetros y condiciones considerados en el modelo.....	36

2.5. Características en estado no estable.....	36
3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN.....	37
3.1. Selección perfiles.....	37
3.1.1. Parametrización de perfiles.....	37
3.1.2. Grado de deformación en la parte delantera y posterior del perfil.....	38
3.2. Resultados experimentales: perfiles de velocidad.....	38
3.3. Mallado.....	39
3.4. Errores y comparación de mallas.....	41
3.5. Convergencia y Validación.....	42
3.6. Características en estado estable.....	47
3.7. Características en estado no-estable.....	52
3.8. Modelo de acople para desarrollo del movimiento dinámico del y deformación de la geometría.....	57
3.9. Características en estado transitorio.....	59
3.10. Comparación de la curvatura variable según la visualización de perfil de velocidades del flujo.....	60
3.11. Perfil de presión y velocidad de la transformación de 0012 a 4412 y 8412.....	61
3.12. Coeficientes aerodinámicos de la transformación de 0012 a 4412 y 8412.....	65
4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	72
Conclusiones.....	72
Recomendaciones.....	73
Referencias Bibliográficas.....	74
Anexos.....	80
ANEXO I. Código de movimiento para los servomotores anexo 1.....	80
ANEXO II. Datos del Modelo de LANDSON para validación de malla.....	80
ANEXO III. Datos del Modelo GREGORY para validación de malla.....	81
ANEXO IV1. Configuración de la malla número de elementos.....	81
ANEXO IV2. Configuración de malla.....	82
ANEXO V. CODIGO UDF DE DEFORMACIÓN.....	82
ANEXO VI. CONFIGURACIÓN DE MALLA DINÁMICA.....	83
Anexos VII y VIII. Video anexado de pruebas en el Túnel de viento.....	84

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Mecanismos de deformación de la curvatura de un perfil.....	12
Figura 2. Mecanismos de deformación de la parte delantera de la curvatura de un perfil.	13
Figura 3. Mecanismos de deformación de la parte delantera y posterior de la curvatura de un perfil.....	14
Figura 4. Mecanismo elástico con ranuras.....	15
Figura 5. Partes de un perfil aerodinámico simétrico	15
Figura 6. Desarrollo del flujo a través de la curvatura de un perfil aerodinámico: laminar, región de transición y turbulento.....	18
(Fuente: (Anam, Haris, Budiarto, & Budiyo, 2015)).....	18
Figura 2.1. Metodología desarrollada para el proceso de evaluación en estado transitorio de perfiles aerodinámicos.....	25
Figura 2.2. Esquema del mecanismo construido.....	28
Figura 2.3. Circuito electrónico y montaje de servomotores en el mecanismo.....	29
Figura 2.4. Dimensiones y montaje del mecanismo en la cámara de viento.....	29
Figura 2.5. Montaje de la cámara, cámara de humo y equipo de toma de resultados.....	30
Figura 2.6 Dimensiones del perfil de estudio CAD.....	31
Figura 2.7. Coeficientes de sustentación y arrastre del perfil validado por la NASA.....	32
Figura 2.8. Coeficientes de presión a 0, 6 y 15 grados de inclinación de los datos NASA.....	32
Figura 2.9. Diagrama de flujo del algoritmo de deformación en estado transitorio.....	35
Figura 3.1. Método gráfico de superposición de perfiles.....	37
Figura 3.2. Comportamiento de fluido en el túnel de viento desde el perfil base 0012 al 4412.....	39
Figura 3.3. Comportamiento de fluido en el túnel de viento desde el perfil base 0012 al 8412.....	39
Figura 3.4. Mallado del perfil aerodinámico a. detalle cercano a límites del perfil b. distorsiones de la malla.....	40
Figura 3.5. Mallado triangular cercano a la capa límite. Detalle a. cumplimiento del criterio y^+ cercano a la capa límite.....	40
Figura 3.6. Validación de los coeficientes de presión a 0 grados de ángulo de ataque.....	42
Figura 3.7. Validación de los coeficientes de presión a 6 grados de ángulo de ataque.....	43
Figura 3.8. Validación de los coeficientes de presión a 10 grados de ángulo de ataque.....	44
Figura 3.9. Validación de los coeficientes de presión a 12 grados de ángulo de ataque.....	44
Figura 3.10. Coeficientes aerodinámicos de sustentación a diferentes ángulos de ataque experimentales, Nasa y CFD.....	45
Figura 3.11. Coeficientes de arrastre a diferentes ángulos de inclinación de datos experimentales, Nasa y CFD.....	46
Figura 3.12. Validación con los coeficientes de sustentación vs arrastre C_l vs c_d	46
Figura 3.13. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.....	48
Figura 3.14. Coeficiente de arrastre vs de sustentación en función del ángulo de ataque $c=0.240m$ y condiciones caso de estudio.....	49
Figura 3.15. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.....	49
Figura 3.16. Coeficiente de sustentación vs arrastre a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.....	50
Figura 3.17. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.....	50
Figura 3.18. Coeficientes aerodinámicos a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.....	51
Figura 3.19. Punto óptimo de trabajo en estado estable de los perfiles aerodinámicos estudiados.....	52
Figura 3.20. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación en estado no estable.....	53
Figura 3.21. Coeficientes aerodinámicos en estado no estable a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.....	54
Figura 3.22. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.....	54
Figura 3.23. Coeficientes aerodinámicos en estado no estable a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.....	55
Figura 3.24. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación en estado no estable.....	55
Figura 3.25. Coeficientes aerodinámicos en estado no estable a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.....	56
Figura 3.26. Punto óptimo de trabajo en estado estable de los perfiles aerodinámicos estudiados.....	57
Figura 3.27. Deformación y movimiento de los nodos en el eje y desde el perfil base 0012 al 8412.....	59
Figura 3.28. Perfil de velocidades en $t=0,2$ correspondiente al 4412 y $0,4$ s correspondiente al perfil 8412.....	62
Figura 3.29. Perfil de presiones en $t=0,2s$ y $0,4s$ correspondiente al perfil 4412 y 8412.....	63
Figura 3.30 Coeficiente de arrastre en estado transitorio durante la deformación.....	65
Figura 3.31. Coeficiente de sustentación en estado transitorio durante la deformación.....	66

Figura 3.32. Coeficiente de sustentación en estado transitorio de los perfiles aerodinámicos transformados a diferentes ángulos de ataque estudiados.....	68
Figura 3.33. Coeficiente de arrastre en estado transitorio de los perfiles aerodinámicos transformados a diferentes ángulos de ataque estudiados.	69
Figura a. Configuración de la malla número de elementos.....	81
Figura b. Configuración de malla.....	82
Figura c. Panel de control de malla dinámica suavidad difusa y refinamiento de malla.....	83
Figura d. Carga y compilación de UDF en ANSYS fluent.	83

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Características y condiciones del caso de estudio.	34
Tabla 3.1. Deformación delantera y posterior desde un perfil $c=1$ NACA 0012 al 4412 y 8412.	38
Tabla 3.2. Deformación delantera y posterior desde un perfil de $c=0,240$ NACA 0012 al 4412 y 8412.	38
Tabla 3.3. Tiempos de deformación del mecanismo.....	38
Tabla 3.4. Características de malla no estructurada	40
Tabla 3.5. Coeficientes aerodinámicos a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación obtenidos y experimentales de Landson.	45
Tabla 3.6. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 0012	48
Tabla 3.7. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 4412	50
Tabla 3.8. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 8412	51
Tabla 3.9. Coeficientes aerodinámicos óptimos para cada perfil.....	52
Tabla 3.10. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 0012 en estado no estable	53
Tabla 3.11. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 4412 en estado no-estable.....	55
Tabla 3.12. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 8412 en estado no estable	56
Tabla 3.13. Coeficientes aerodinámicos óptimos para cada perfil.....	57
Tabla 3.14. Comparación visual del comportamiento de flujo experimental y CFD	60
Tabla 3.15. Perfil de presiones en $t= 0,4$ s correspondiente al perfil 8412.	64
Tabla 3.16. Coeficiente de sustentación en estado transitorio durante la deformación.	67
Tabla 4.1. Coeficiente de sustentación y arrastre de modelo de Landson.....	80
Tabla 4.2. Coeficiente de sustentación del modelo de Gregory experimental	81

RESUMEN

Las alas de curvatura variable se han estudiado como una forma de reducir el consumo de combustible, aumentar la autonomía y mejorar la eficiencia en UAVs. Este trabajo presenta la investigación numérica y experimental de las capacidades de deformación de un mecanismo de cuerda variable del perfil NACA0012 a 4412 y 8412 y muestra el comportamiento aerodinámico en función del tiempo. Se hallaron las ventajas y desventajas aerodinámicas de la deformación elástica para la aplicación en UAVs en condición de bajo Reynolds. El enfoque numérico relaciona un código paramétrico a través de malla dinámica, para llegar a la deformación del perfil objetivo en un lapso determinado. El paso, y el tiempo total de la simulación numérica se obtiene de los datos experimentales en función del material EVA-Foam del prototipo físico. Se validó una malla para los perfiles aerodinámicos cumpliendo con los requisitos y limitaciones del software utilizado al igual que el modelo de turbulencia. La parte experimental consistió en la medición del tiempo de deformación y visualización del comportamiento del fluido en el túnel de viento subsónico. Simultáneamente, los resultados de la simulación se comparan gráficamente con la simulación. Estos indicaron que la deformación genera beneficios en la eficiencia aerodinámica importantes para diferentes operaciones de vuelo en un único mecanismo, pero se limitan a la geometría de la malla, el software y el costo computacional. Como futuros trabajos se deben evaluar los beneficios en otras condiciones (alto Reynolds) para escalar los resultados considerando el cambio de la densidad.

Palabras clave: Cuerda variable, CFD, deformación, estado transitorio, aerodinámica.

ABSTRACT

Variable camber wings have been studied as a way to reduce fuel consumption, increase range and improve efficiency in UAVs. This work presents the numerical and experimental investigation of the deformation capacities of a variable chord mechanism from the profile NACA0012 to 4412 and 8412 and shows the aerodynamic behavior as a function of time. The aerodynamic advantages and disadvantages of elastic deformation were found for application in UAVs in low Reynolds condition. The numerical approach related a parametric code through dynamic mesh, to arrive at the deformation of the target profile in a given period. The step, and the total time of the numerical simulation is obtained from the experimental data as a function of the EVA-Foam material of the physical prototype. A mesh for the aerodynamic profiles was validated complying with the requirements and limitations of the software used as well as the turbulence model. The experimental part consisted of measuring the deformation time and visualizing the behavior of the fluid in the subsonic wind tunnel. Simultaneously, the simulation results are graphically compared to the simulation. These indicated that deformation generates significant aerodynamic efficiency benefits for different flight operations in a single mechanism, but they are limited to mesh geometry, software, and computational cost. As future works, the benefits in other conditions (high Reynolds) must be evaluated to scale the results considering the change in density.

Keywords: Variable camber, CFD, deformation, transient state, aerodynamics.

ESTUDIO DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO DE LAS DEFORMACIONES ELÁSTICAS EN ESTADO TRANSITORIO DEL FLUIDO SOBRE UN PERFIL DE CURVATURA VARIABLE MEDIANTE SIMULACIÓN NUMÉRICA.

INTRODUCCIÓN

Los UAVs fueron primero desarrollados como instrumentos en guerras y vigilancia, ahora se usan en monitoreo y vigilancia de zonas, volcanes y áreas protegidas para conservar la biodiversidad, humedales en los páramos y tecnificación de la agricultura. Los UAVs eléctricos de ala fija son cada vez más usados (García, 2021) debido a su versatilidad, potencial de menor tamaño y mayor rendimiento que los aviones tripulados (Gundlach & Gundlach, 2012), sin embargo, uno de los problemas limitantes es, el reducido tiempo de vuelo que limita las aplicaciones en el campo (Valavanis K.P., 2014).

Como respuestas a este problema se ha estudiado la transformación de la geometría del UAV para diferentes condiciones, misiones y fases de vuelo busca aumentar el tiempo de vuelo debido a que mejora el rendimiento, costos y autonomía (Li, 2018). Ya que la deformación del perfil, curvatura variable, juega con la aerodinámica de los perfiles óptimos para el diseño en varios puntos de operación del UAV y permite modificar parcial o totalmente los elementos que forman la curvatura, la misma que se puede dividir en tres partes, una parte delantera, media y posterior para una variación de la forma más controlada. La transformación altera la aerodinámica local para mejorar la maniobrabilidad, estabilidad lateral y reducir la resistencia del aire (Li, 2018). La transformación en la parte anterior del perfil ayuda a lograr un coeficiente de elevación más alto (Li, 2018) y un borde de ataque variable está destinado a reducir el ruido y promover que el flujo sea laminar, lo que a su vez reduce la resistencia (Li, 2018). Por otro lado, la transformación de la parte posterior ayuda a tener una alta efectividad aerodinámica y estructural (Li, 2018). En general, proporcionará un aumento en la eficiencia aerodinámica aumentando la autonomía del UAV. El reto de esta alternativa con alto potencial de desarrollo es la cantidad de parámetros a manejar: físicamente el mecanismo elástico, los grados de libertad para adaptar la geometría, los objetivos de la transformación, beneficios y limitaciones aerodinámicas que influirá directamente en la solución.

El flujo a través de una superficie aerodinámica variable genera la presencia de varios fenómenos que benefician o perjudican una misión de vuelo y en ciertas condiciones impredecibles debido a las fuerzas actuantes de la naturaleza. Este trabajo presenta una metodología para deformar los perfiles en el tiempo y estudiar el comportamiento de los fenómenos aerodinámicos producidos por el cambio de geometría como la separación, remolinos, analizar las fuerzas de sustentación y arrastre, ligadas a la densidad, viscosidad, masa y compresibilidad del aire (Ejeh, Akhabue, Boah, & Tandoh, 2019) y su eficiencia durante la deformación. Incluyendo la visualización del fluido por medio de cámaras de humo que permite ubicar las partículas de fluido y su trayectoria, las mismas que si siguen la misma línea de flujo se trabajan en estado estacionario en cambio, cuando incluimos la variación de la geometría del perfil en ciertos momentos en el vuelo, también se introducen variantes en el fluido entrando en un análisis en estado transitorio. Siendo uno de los principales retos resueltos en este trabajo.

Por otro lado, las simulaciones computacionales de fluidos CFD han generado un gran avance tecnológico para el estudio de los fluidos que combina los modelos de turbulencia numéricos junto a la capacidad de operación de un computador y permite la resolución de las ecuaciones no lineales de Navier Stocks que engloban dos variables importantes en el estudio aerodinámico, la velocidad y la presión y las analiza temporal y espacialmente para lograr obtener resultados fiables que dependen directamente de variables computacionales como la calidad de la malla que puede garantizar la fiabilidad de los resultados del fenómeno de turbulencia. A pesar de ser un proceso costoso tener elevado tiempo de cálculo, y requerir alta experiencia, comparándolos con métodos experimentales, son versátiles y permiten modelar fenómenos físicos en menor tiempo y recursos siendo clave en la contribución metodológica del presente trabajo.

En síntesis, se busca analizar el comportamiento del aire a través de una curvatura variable en distintos momentos claves en el vuelo en el cual se ve comprometido el tiempo de vuelo, mediante herramientas CFD, para mejorar la resistencia de los vehículos aéreos no tripulados eléctricos que han sido utilizados en varias áreas de investigación por su versatilidad y, que se busca seguir utilizando como herramienta para el desarrollo técnico, económico y social.

Objetivo general

Estudiar el comportamiento aerodinámico de las deformaciones elásticas en estado transitorio del fluido sobre un perfil de curvatura variable mediante simulaciones de la dinámica de fluidos computacional.

Objetivos específicos

- Recopilar información de las características aerodinámicas en estado estable y transitorio del perfil base y de los perfiles aerodinámicos objetivos.
- Analizar el estado transitorio y acoplar el modelo geométrico y aerodinámico para el análisis CFD.
- Validar el comportamiento del fluido y las características aerodinámicas en estado transitorio durante la transformación de los perfiles al acoplar el modelo geométrico y aerodinámico.
- Identificar configuraciones viables para mecanismos de curvatura variable.

1. MARCO TEÓRICO

El presente capítulo sintetiza los conocimientos previos necesarios para abordar la metodología y análisis de este trabajo. De manera de antecedentes se explica el problema del limitado tiempo de vuelo en UAVs eléctricos como un problema presente en la mayoría de las misiones de vuelo que limita las aplicaciones de estas aeronaves en el campo (Valavanis K.P., 2014). Y las diversas soluciones alternativas presentadas por la academia, siguiendo el mismo proceso se explica la alternativa de curvatura variable como potencial solución y de la importancia del análisis aerodinámico en estado transitorio, como fundamento para su comprensión en las misiones de vuelo. A la par la metodología y herramientas utilizadas como las simulaciones numéricas son explicadas como herramientas facilitadoras para el análisis ingenieril del actual trabajo. A continuación, se presenta un estado del arte de los mecanismos de curvatura variable, la importancia de los perfiles aerodinámicos en este estudio, y la importancia de herramientas y métodos computacionales para el estudio de la deformación en el tiempo.

1.1. Antecedentes

El limitado tiempo de vuelo es la principal restricción para la aplicación de UAVs en diversos campos, para solucionarlo han sido estudiadas alternativas tecnológicas de diversas áreas de la ciencia como dentro del uso de sistemas alternativos de energías: implementación solar, propulsión distribuida, turbinas RAT; también dentro del control automático: el manejo de potencia para reducir el tiempo de vuelo; y finalmente alternativas que juegan con la geometría de las aeronaves: cambio de forma del ala, cambio en la envergadura de las alas, y cambio de la curvatura de los perfiles aerodinámicos en los UAVs eléctricos.

Estas tecnologías presentan ciertas ventajas y limitaciones dependiendo de su implementación. Dentro del desarrollo con energías alternativas se han extendido estudios de uso de potencial solar como opción para mejorar el tiempo de vuelo, sin aumentar espacio ni peso extra como pasaría si se añadiera más baterías a los UAVs (Unmanned System Technology UST, 2020). Sin embargo, requiere de tecnología flexible para incorporar paneles en las alas fijas del UAV y espacio suficiente para suministrar la carga necesaria para volar (Unmanned System Technology UST, 2020), considerando que depende de la presencia del Sol para el funcionamiento de esta tecnología.

Otra tecnología concurrente son las “Turbinas de aire RAT” estudiada como una auxiliar unidad de poder para UAVs (Valencia E. B., 2020). El objetivo es aprovechar la energía del viento que incide en la superficie del UAV aprovechando las velocidades a las que opera y generando una fuente de energía para aumentar el tiempo de vuelo. Según Valencia, et al (Valencia E. B., 2020) destaca que el uso de RAT reduce ligeramente la resistencia de la aeronave y aumenta la confiabilidad del sistema de suministro de energía. Sin embargo, uno de los inconvenientes de su implementación es el peso extra añadido al sistema y la búsqueda estratégica de la ubicación para ser implementado y determinar reales ventajas en el tiempo de vuelo del UAV eléctrico.

La propulsión eléctrica distribuida ha sido estudiada debido a que al distribuir el sistema de propulsión en los puntos donde aparece la resistencia y recuperar las pérdidas de resistencia, se obtiene mejoras en la duración del tiempo de vuelo, y fomenta un nuevo espacio para el diseño de aeronaves que combina los beneficios de los motores eléctricos como libres de escala y facilidad de control (Rothhaar. P, 2014)

La propulsión híbrida que combina lo mejor de las baterías y los motores de combustión es otra alternativa actualmente estudiada para mejorar el tiempo de vuelo en UAVs eléctricos. Entre los sistemas de este tipo se tiene híbridos con una turbina de gas ultra micro (UMGT) para alimentar un generador eléctrico en el UAV (R. Capata, 2014)

Otro camino para mejorar el tiempo de vuelo planteado es un sistema de manejo, administración y control electrónico de la energía, al estudiar un método que dirige la fuente de energía de acuerdo con los requerimientos de vuelo: despegue, subida, crucero, bajada y aterrizaje, en función de la demanda de energía (Lee, Kwon, Park, & Kim, 2014). Además, es un camino versátil para usarlo con varias combinaciones de fuentes de energía en sistemas híbridos (Karunaratne, 2012) que garantizan un mejor aprovechamiento y manejo de la energía de cada fuente utilizada para mantenerla dentro de los límites disponibles (Lee, Kwon, Park, & Kim, 2014).

Como otra de las alternativas posibles, actualmente la transformación de la geometría del UAV busca aumentar el tiempo de vuelo debido a su gran potencial para mejorar el rendimiento de la aeronave (Li, 2018). Cambiar de forma de las alas es una herramienta que busca adaptar mecanismos para emular el vuelo de las aves. Al lograr transformar un ala para diferentes condiciones, misiones y fases de vuelo y obtener no solo mejora en el rendimiento sino en los costos y en el tiempo de vuelo (Li, 2018). Esta alternativa depende de los mecanismos óptimos, de los materiales que permitan la transformación y de los

grados de libertad del mecanismo que influirá directamente en el número de actuadores requeridos para simular el movimiento, sin mencionar la cantidad de casos que deberán ser estudiados para determinar los verdaderos beneficios aerodinámicos. En este sentido según Li et al. (2018) se pueden clasificar según el modelado en 2D y 3D.

Cuando se trata de modificar la forma del ala en 3D se distinguen algunas maneras para lograr distintas geometrías manejando 3 grados de libertad. Existen varias configuraciones posibles como transformación de giro del ala y extensión, cambio en el ángulo de barrido variable y mecanismos de plegado de alas. Cada una presenta ciertas ventajas y desventajas debido al nivel de complejidad que resulta la inclusión de mecanismos que cumplan con el objetivo sin incrementar el peso del UAV. La transformación a nivel del ala afecta a toda la forma del ala, altera el giro, el barrido, el diedro y la envergadura del ala para optimizar la forma del ala para diferentes escenarios, como despegue, crucero y aterrizaje (Lee, Kwon, Park, & Kim, 2014). Se ha concluido que ofrecen beneficios en la reducción de tiempo de vuelo y mejores rendimientos (Yan, Dai, Liu, Xing, & Liu, 2019), en relación a alas convencionales.

Cuando se modifica en 2D un ala se obtienen algunas ventajas con respecto al anterior debido a que presentan mayor confiabilidad a razón de que se maneja solo dos grados de libertad en la transformación (Li, 2018) en este ámbito solo es posible modificar el perfil aerodinámico del ala de dos formas: con curvatura variable y modificación del espesor del perfil. Este juega con la aerodinámica de los perfiles óptimos para el diseño en varios puntos de operación del UAV. La transformación del perfil aerodinámico altera la aerodinámica local para mejorar la maniobrabilidad, estabilidad lateral y reducir la resistencia del aire (arrastre) (Li, 2018)

La curvatura variable de un perfil puede traer grandes beneficios en vuelo de acuerdo con el mecanismo que y como se implemente. La curvatura del perfil se puede modificarla completamente para obtener otro totalmente distinto o se lo puede modificar por partes, existen varios estudios realizados (Tong H. , Fang, Guo, Lin, & Wang, 2019), (Visbal, Gordnier, & Galbraith, 2010) que estudiaron mecanismos para transformar o la parte delantera del perfil o la parte posterior o ambas al mismo tiempo permaneciendo el centro del perfil invariable. La transformación en la parte anterior del perfil ayuda a lograr un coeficiente de elevación más alto (Li, 2018) y un borde de ataque variable está destinado a reducir el ruido y promover que el flujo sea laminar, lo que a su vez reduce la resistencia (Li, 2018). Por otro lado, la transformación de la parte posterior ayuda a tener una alta efectividad aerodinámica y estructural (Li, 2018)

La curvatura variable es modificar parcial o totalmente los elementos que forman la curvatura de un perfil alar, en muchos de los casos esta se la divide en tres partes, separándolo en una parte delantera media y posterior para una variación de la forma más controlada. Un ala con características de curvatura variable proporcionará un aumento en la eficiencia aerodinámica es decir en la relación de sustentación / resistencia, lo que genera, además, una reducción del consumo de combustible y del peso estructural (Campanile, 2000) y de acuerdo con el control de la variación y transformación del perfil, en un aumento del tiempo de vuelo, aumentando la autonomía del UAV.

Los mecanismos son fundamentales para llevar a cabo transformaciones de curvatura del perfil variable, para ello se han estudiado un sin número de mecanismos que logran el objetivo de cambio de forma unos mejores que otros. Mecanismos articulados o de barras son mecanismos que usan barras articuladas o bloques que dividen la forma inicial en varias partes según el nivel o grado de deformación objetivo, estos mecanismos presentan la ventaja de menor consumo de potencia para la deformación debido a que no requieren esfuerzos para romper la resistencia del material. Estos funcionan con articulaciones móviles similares a un péndulo simple. Sin embargo, requieren una cantidad de energía para mantenerlos en la geometría inicial, ya que debe soportar las cargas aerodinámicas y el propio peso del ala (Alulema, y otros, 2020). Además, que se obtienen curvas más bruscas en las intersecciones comprometiendo la suavidad de la curvatura del perfil y que cada eslabón requiere de un actuador por lo que requiere de mayor control y aumento de peso para satisfacer transformaciones más complicadas del perfil. Se han realizado diversos estudios de mecanismos de bloques (Pecora, Barbarino, Concilio, Lecce, & Russo, 2011) , con múltiples bisagras alrededor del perfil (Othman, 2014), con el uso de convencionales enlaces rígidos y uso de fibra de vidrio también se experimentó en 1980 en el Air Force Research Lab.

Mecanismos compliant por su traducción en ingles son un tipo de mecanismo flexible que se fundamenta sobre la deformación elástica de sus elementos constituyentes para transmitir movimiento y / o fuerza (Kota, y otros, 2003), estos mecanismos dependen fundamentalmente del material y de ciertas características del mecanismo que incluyen ciertas geometrías que permiten al material deformarse. Esto conlleva ciertas ventajas debido a la reducción de piezas y por lo tanto no requiere ensamblaje, ni se tienen pérdidas por fricción que requieran lubricación como el caso de los mecanismos rígidos. Sin embargo, debido a la misma condición de dependencia del material, se debe seleccionar cuidadosamente para cumplir con los dos requisitos indispensables de flexibilidad o

ductilidad y a la vez de resistencia, además, surgen problemas de fatiga y consumo de energía extra debido al trabajo elástico del mecanismo lo que podría reducir la eficiencia (Luo et al. 2005)

A la hora de implementar el sistema las ventajas pesan más y el mecanismo para lograr la forma objetivo se vuelve más relevante para obtener el máximo de beneficios (Almeida, Santos, & Otubo, 2015). De esta manera se han estudiado diversos tipos de mecanismos que permiten obtener el cambio de curvatura requerido, se presentan mecanismos de ranuras en la parte superior e inferior de la curvatura del perfil alar (Communer, Botez, & Wong, 2018) también mecanismos con materiales inteligentes o piezoeléctricos (Almeida, Santos, & Otubo, 2015) o mecanismos probados de forma de tela de araña (Saggere & Kota, 1999).

Estos mecanismos actualmente siguen siendo desarrollados y evaluados a diferentes escalas y parámetros, se evalúan nuevos materiales con los cuales obtener mejor control, flexibilidad y a la vez resistencia y menor peso, (Tsushima, Yokozeki, Su, & Arizono, 2019) se evalúan nuevos mecanismos más versátiles y que reduzcan el peso del UAV. Sin embargo, esta tecnología implementada y evaluada para aplicaciones de UAV que analicen las cargas aerodinámicas y el comportamiento dinámico del fluido debido a las transformaciones de la curvatura alar en vuelo aun es inmadura. No existen estudios que compacten ambas partes de este análisis: por un lado, el mecanismo y por otro lado el comportamiento del fluido sobre el perfil.

La aerodinámica sobre un perfil de curvatura variable enseña la interacción del flujo de aire con la superficie modificable siendo el fluido y todas sus propiedades influyentes directas en un vuelo (ToolBox, 2003). Las fuerzas de sustentación y arrastre están ligadas a la densidad, viscosidad, masa y compresibilidad del aire alrededor de las superficies del perfil aerodinámico (Ejeh, Akhabue, Boah, & Tandoh, 2019) y por lo tanto su eficiencia está directamente interrelacionada con el flujo del aire. Así comprender su comportamiento es decir la visualización del fenómeno frente a superficies que cambian de forma en vuelo es uno de los retos en el cual aún no se han realizado estudios y de los que se pretende abordar en el presente trabajo.

Varios fenómenos aparecen que benefician o perjudican una misión de vuelo debido a las fuerzas actuantes de la naturaleza, el comportamiento del aire puede ser muy variante e impredecible generando un flujo que puede tener un régimen laminar, transitorio o turbulento, el número de Reynolds permitirá determinar este régimen. Los fenómenos

producidos debido a los cambios en el flujo sobre el perfil son la separación del fluido, arrastre producido por olas del fluido o remolinos, estos comportamientos pueden ser visualizados en el fluido por medio de cámaras de humo o tintes que permite ubicar las partículas de fluido y su trayectoria.

Para entender el fenómeno en estado transitorio, las ecuaciones no lineales de Navier Stocks (NS) aparecen como respuesta que engloba dos de las variables más importantes en el estudio aerodinámico del comportamiento del fluido, la velocidad y la presión y la analiza temporal y espacialmente. Sin embargo, el concepto de solución de las ecuaciones no está definida debido a la complejidad, singularidades y cantidad de suposiciones que se requiere para analizar cada caso de estudio debido a la turbulencia de los fenómenos que se requieren resolver (Mora, 2017).

Ante estas se recurre al análisis numérico para obtener aproximaciones a las soluciones, en este campo surgen varios modelos que evalúan el comportamiento del flujo de aire, considerando sus propiedades variantes según diversas condiciones y tipo de fluido. Existen tres enfoques que permiten desarrollar las ecuaciones NS un enfoque basado en el "Reynolds Averaged Navier Stocks" (RANS) que debido a la forma que plantea la solución presenta algunos modelos de turbulencia como el modelo de longitud de mezcla, Spalart-Allmaras, modelo k-e, modelo k-w, STT y modelo de tensión de Reynolds. También el enfoque de Large Eddy Simulation (LES) o simulación de grandes remolinos y finalmente Direct Numerical Simulation (DNS). Cada uno presenta algunas características en pro y contra de unos respecto a otro y la selección dependerá de las condiciones del analista y el fenómeno a estudiar.

La Simulación numérica directa o DNS es un enfoque de resolución de las ecuaciones NS directa y completa sin ningún tipo de modelamiento, que requiere una discretización temporal y espacial muy pequeña y por lo tanto no es muy costosa en términos de tiempo para altos números de Reynolds o de modelos a gran escala (Toborda, 2015). Por otro lado, los modelos LES buscan resolver solo las grandes escalas de turbulencias y solo modela las más pequeñas lo cual reduce el tiempo de resolución en comparación con DNS, sin embargo captura las pequeñas turbulencias como universales es decir invariantes e independientes del cambio de geometría por lo que su uso es más efectivo para número de Reynolds altos (Toborda, 2015).

Los modelos clásicos que siguen la metodología de resolución RANS o de promediado número de Reynolds en las Navier Stocks, son ampliamente usados actualmente (Toborda,

2015) este según el número de ecuaciones del modelo se pueden clasificar distintos modelos, la premisa base de estos es que el esfuerzo viscoso es proporcional a la tasa de deformación de los elementos fluidos y según este el esfuerzo turbulento aumenta conforme aumenta la tasa de deformación (Toborda, 2015)

Para estudiar los efectos que la turbulencia causa sobre el sistema es conveniente usar un enfoque RANS, sin embargo, si el interés es el comportamiento de la turbulencia, su estructura en sí, entonces los enfoques DNS y LES son los más recomendados.

Actualmente las simulaciones computacionales de fluidos CFD han generado un gran salto científico para el estudio de los fluidos. A pesar de ser un proceso costoso y el elevado tiempo de cálculo, comparándolos con métodos experimentales permiten modelar fenómenos físicos en menor tiempo y menores recursos una vez que se haya validado el fenómeno. Además de su versatilidad para varias las condiciones y parámetros las veces que se requieran o acelerar o ralentizar las simulaciones para estudiar comportamientos con larga temporalidad o de más cercanía (BBC, 2020). Sin embargo, requiere de alta experiencia y conocimientos del simulador para entender el comportamiento y analizar todas las variables implícitas dentro del fenómeno. Los CFD permite combinar los modelos de turbulencia numéricos junto a la capacidad de operación de un computador para lograr obtener resultados fiables.

Un análisis del comportamiento del aire a través de un perfil alar variable en el cual se pueda visualizar la transición del fluido generado debido al cambio de forma del perfil en el momento del vuelo de acuerdo a las corrientes de viento incidentes en este y la exacta forma objetivo alcanzada para aprovechar el flujo, es un estudio necesario para plasmar los beneficios aerodinámicos del cambio de forma del perfil en momentos en el cual la aeronave gasta demasiada energía y por lo tanto reduce su tiempo de vuelo; para implementarlo en UAVs eléctricos como solución a la baja resistencia que actualmente tienen estas aeronaves.

1.2. Mecanismos de curvatura variable y perfiles aerodinámicos

En el ámbito de la aeronáutica y aviación, la forma más eficiente de mejorar un vuelo es en la geometría y dimensiones del perfil. El concepto directamente ligado a una forma más eficiente aerodinámicamente se centra en la geometría y curvatura del perfil aerodinámico. En la naturaleza, las alas de los pájaros son distintas entre ellas dependiendo la función a realizar, o este caso, dependiendo del estilo de vida de las aves y de las necesidades para

su supervivencia. Así tenemos para vuelos de gran elevación, gran sustentación, para altas velocidades, tiempos de vuelo de semanas o meses, y tiempos relativamente cortos en maniobras y control. Pero para realizar estas hazañas se hace necesario hablar de un conjunto de variables que lo hacen posible, no es posible lograrlo con una sola geometría sino del aprovechamiento de las ventajas de cada uno en un conjunto de movimientos que generan el denominado cambio de curvatura del perfil alar, el tener el control de modificar la curvatura, de los perfiles alares los hace tan multifuncionales a la hora de realizar diversos objetivos y consumir la menor cantidad de energía y recursos.

Actualmente se busca una forma de replicar tales movimientos para obtener los mejores rendimientos a la hora de realizar vuelos, por eso como primer paso se busca lograr este cambio en pequeñas aeronaves, como es el caso de los vehículos aéreos no tripulados UAV's. El cambio de la curvatura del perfil para obtener nuevos perfiles a partir de uno inicial y aprovechar los beneficios de cada uno en diferentes puntos de operación hace de esta alternativa una potencialmente viable para mejorar el tiempo de vuelo y por ende la cantidad de energía utilizada. Diversos autores han estudiado como lograrlo con diversos mecanismos, los cuales involucran distintos tipos de materiales elásticos, materiales compuestos, mecanismos mecánicos rígidos, mecanismos piezoeléctricos, mecanismos compuestos entre otros.

1.2.1. Mecanismos de curvatura variable

Los mecanismos de curvatura variable son formas combinadas de un conjunto de herramientas de la ingeniería para lograr que superficies curvadas como la curvatura de un perfil pueda ser modificada. Estas herramientas necesarias que deben cumplir son requisitos para la funcionalidad del mecanismo como son materiales con propiedades combinadas con cierta ductilidad y resistencia a las cargas, juntas o uniones móviles y rígidas que permitan un menor gasto energético y se produzca un desgaste lento, para que su aplicabilidad sea justificada, instrumentos de control y de potencia que permiten que al mecanismo generar la curvatura adecuada. De acuerdo con la funcionalidad y los objetivos requeridos, puede permitir un rango de movimientos unidireccional o bidireccional, solo de ciertas partes de la curvatura con ciertos puntos de anclaje, movimientos solo de la parte posterior del perfil figura 1, de la parte delantera figura 2, o de ambas superficies al mismo tiempo.

La academia ha desarrollado y evaluado algunos mecanismos de cuerda variable con ciertas especificaciones y características para cada caso que se ha podido clasificar de la siguiente forma considerando las zonas en las cuales se genera la deformación.

Existen algunos mecanismos como el “Fish Bone Active Camber” que se observa en la figura 1a, permite un cambio bidireccional de la cola del perfil con un punto de momento en el cuerpo y parte delantera del perfil que se mantiene fijo (no cambia de curvatura), este mecanismo simula una columna vertebral con una barra en cantiléver principal y con un recubrimiento de compuesto de matriz elastomérica pretensado (EMC) (Woods, Bilgen, & Friswell, 2012). También el mecanismo de estructura corrugada figura 1b, genera un movimiento unidireccional solo deforma la curvatura hacia abajo y retorna al punto inicial, el manejo del mecanismo se da con un alambre que provee la tensión para generar el cambio controlado por un servomotor (Yokozeki & Sugiura, 2014). Otro interesante mecanismo es el utilizado con Aleaciones de Memoria de Forma (SMA por sus siglas en inglés) un material inteligente que responde a ciertos estímulos externos, específicamente un efecto termo mecánico, los cuales generan la deformación, como son los materiales piezoeléctricos o polímeros electroactivos (Almeida, Santos, & Otubo, 2015). Un modelo con este mecanismo es presentado por Campos, Santos & Otubo que se muestra en la figura 1c. Según Nguyen, y otros, 2015 combinan el resultado de la actuación con SMA con el accionamiento de una serie de barras en bisagra que logra el cambio de forma; mírese en la figura 1d (Nguyen, y otros, 2015).

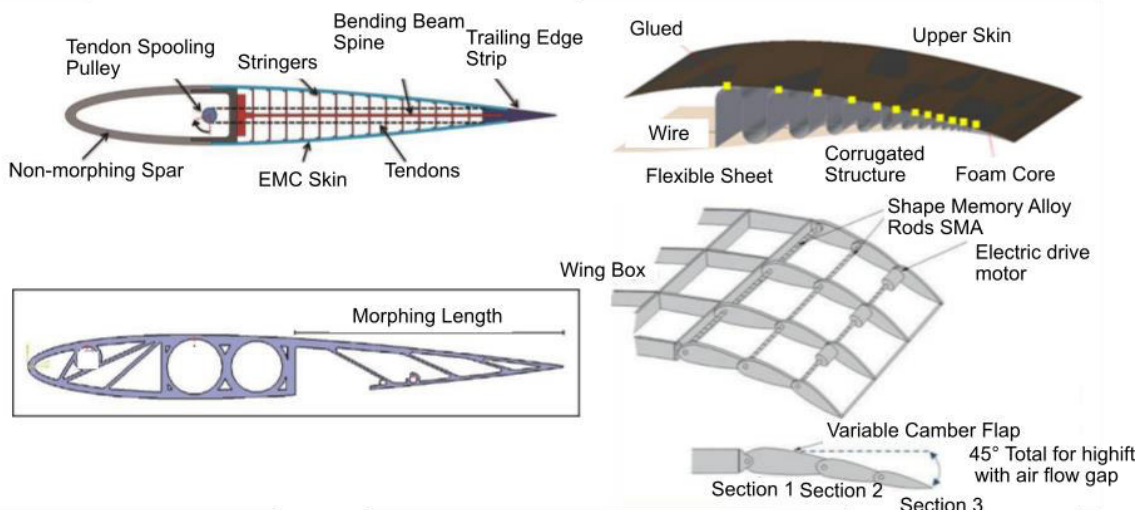


Figura 1. Mecanismos de deformación de la curvatura de un perfil. a. cambio bidireccional de la cola del perfil. (Fuente: (Woods, Bilgen, & Friswell, 2012)) b. movimiento unidireccional solo deforma la curvatura hacia abajo. (Fuente: (Yokozeki & Sugiura, 2014)). c. mecanismo con Aleaciones de Memoria de Forma (SMA). (Fuente: (Almeida, Santos, & Otubo, 2015)). d. barras en bisagra que logra el cambio de forma. (Fuente: (Nguyen, y otros, 2015))

De manera similar los mecanismos para la transformación de la parte delantera del perfil combinan estructuras con materiales elásticos, aleaciones inteligentes, mecanismos de barras o eslabones accionados por servomotores, y esqueletos articulados que buscan generar las deformaciones en la parte delantera del perfil cambiando su curvatura original. En la figura 2.a se observa los mecanismos de faldones Kruger y los listones en la nariz del perfil al cambiar la inclinación de la parte delantera (Stanford, s.a) además se adjunta en la figura 2.b el mecanismo desarrollado en DLR en 2007 con un eslabón abatible en la parte delantera con un revestimiento de transición (DLR: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2020).

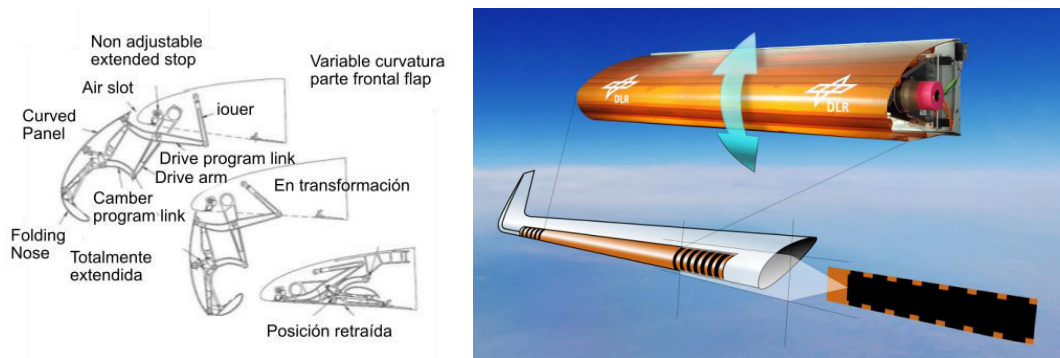


Figura 2. Mecanismos de deformación de la parte delantera de la curvatura de un perfil. a. Faldones Kruger y los listones en la nariz del perfil (Fuente: (Stanford, s.a)) b. eslabón abatible en la parte delantera con un revestimiento de transición (Fuente: (DLR: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2020)).

Los mecanismos que pueden modificar mayor superficie en un perfil son los más idóneos para obtener mayores beneficios aerodinámicos y energéticos, debido a esto estudios actuales como (Zhang, Ge, Zhang, Mo, & Zhang, 2019) analiza el concepto de deformación de la cuerda variable en las dos partes del perfil aerodinámico con una estructura elástica y un eje que transmite el torque para generar la deformación. En la figura 3.a se observa las partes del mecanismo desarrollado. A la par un conjunto de trabajos recopilados de la academia (Communer, Botez, & Wong, 2018), (Communier, Besnerais, Botez, & Wong, 2019) que utilizan un mecanismo completamente elástico en el cual el material y una serie de ranuras en a lo largo del perfil permiten su modificación en la parte delantera y posterior respectivamente. En resultado a la investigación el mecanismo presentado por (Alulema, y otros, 2020) muestra la estructura necesaria para deformar las dos partes del perfil. En la figura 3.b se observa el mecanismo. Uno de los pocos, pero funcional mecanismo estudiado es el de (Zhao, Anmin, Hui, Haichuan, & Dongsheng, 2019) que propusieron un mecanismo de eslabones conectados por juntas que por medio de uniones semicirculares permiten la deformación de la cuerda, mírese figura 3.c.

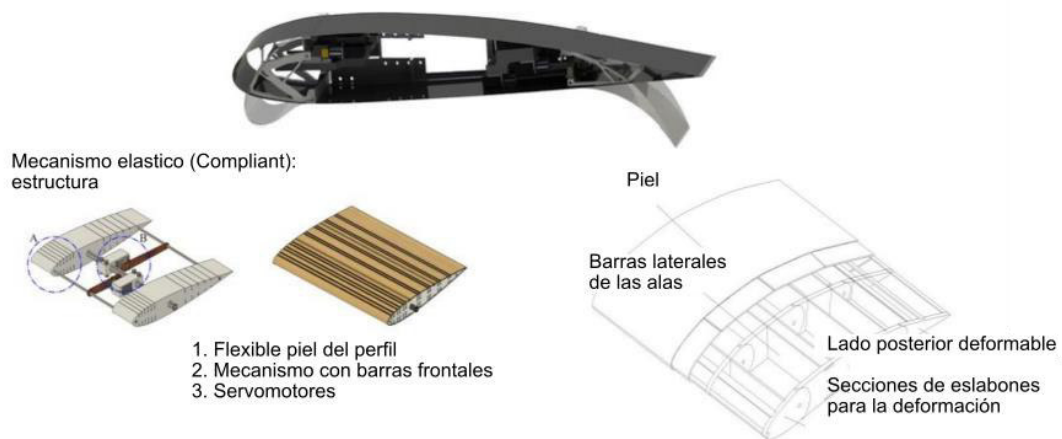


Figura 3. Mecanismos de deformación de la parte delantera y posterior de la curvatura de un perfil.
 a. Mecanismo de Zhang. (Fuente: (Zhang, Ge, Zhang, Mo, & Zhang, 2019)). b. Mecanismo de Communer. (Fuentes:(Communer, Besnerais, Botez, & Wong, 2019) (Alulema, y otros, 2020)). c. Mecanismo de Zhao. (Fuente: (Zhao, Anmin, Hui, Haichuan, & Dongsheng, 2019))

Existen en la actualidad una serie de mecanismos además de los mencionados que facilitan la transformación de la curvatura de un perfil, sin embargo, cada uno presenta ventajas y desventajas acorde a las características propias del mecanismo o a la funcionalidad final. Se ha demostrado que los mecanismos elásticos permiten deformaciones de curvaturas más complejas y de forma limpia, es decir que la curva mantiene la curvatura en todos sus puntos, mientras que otros mecanismos deforman la curva generando rugosidades y discontinuidades en la curvatura (Alulema, y otros, 2020). Esta principal desventaja en el momento de vuelo y operación es crucial debido a que afecta directamente a la aerodinámica de vuelo, viéndose críticamente perjudicado por la presencia de bruscos y no uniformes cambios geométricos.

1.2.2. Mecanismo elástico

Los mecanismos elásticos son estructuras que aprovechan las propiedades del material, necesariamente dúctil, y las formas geométricas dentro de él, que le da la propiedad de modificarse acorde a los límites dentro de su diseño. Los mecanismos elásticos tienen la propiedad de acoplarse a nuevos cambios de geometría de manera más suave, pero el tiempo de desgaste dependen en gran medida de las propiedades del material. Y por lo tanto les da cierta ventaja con otros dentro del diseño aerodinámico.

El mecanismo seleccionado de base para el presente estudio recopila el trabajo de (Alulema, y otros, 2020), (Communer, Botez, & Wong, 2018) y (Communer, Besnerais, Botez, & Wong, 2019) que describe un mecanismo viable y optimizado para generar un cambio de curvatura en el perfil. En la figura 4 se detalla la geometría de ranuras a lo largo

del perfil, espaciamiento adecuado, distancias entre ranuras del diseño de este mecanismo que han hecho de este funcional para lograr llegar a transformar un perfil NACA 0012 hasta otros con éxito con un margen de error del 5% (Alulema, y otros, 2020).

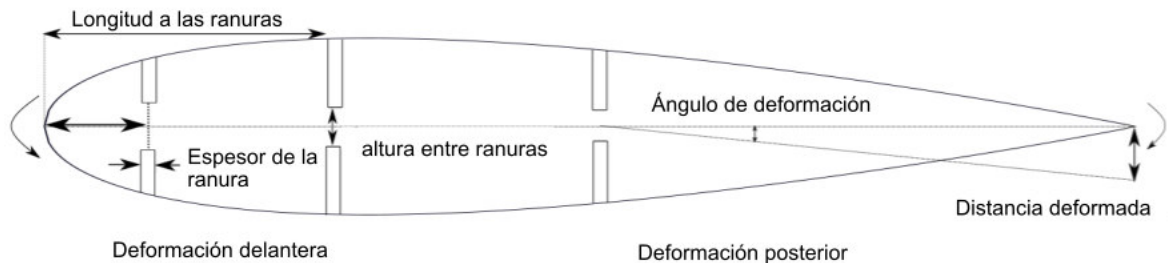


Figura 4. Mecanismo elástico con ranuras
(Fuente: (Alulema, y otros, 2020).)

1.2.3. Perfiles aerodinámicos de bajo Reynolds, características y criterios

Los perfiles aerodinámicos debido a su geometría hacen que una superficie pueda sostenerse en el vuelo, sus diferentes curvaturas y la superficie como incide el aire en la parte delantera y la forma en que viaja el fluido a través de su curvatura hasta la forma en la que se desprende a la salida del perfil le conceden varias características aerodinámicas que favorecen a ciertas misiones de vuelo en diferentes operaciones y rangos de funcionamiento. Se puede diferenciar ciertas partes características de un perfil como el espesor, la cuerda, borde de ataque y de salida, la línea de curvatura, el intradós y extradós que se observa en la figura 5.

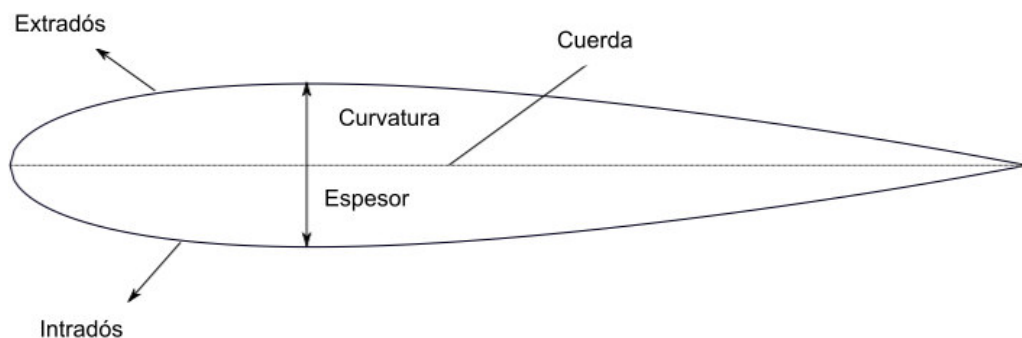


Figura 5. Partes de un perfil aerodinámico simétrico
(Fuente: propia)

Los perfiles de bajo Reynolds son perfiles aerodinámicos diseñados para que las aeronaves viajen a rangos de velocidad bajos, diversos autores consideran un estándar de bajo Reynolds entre 100000 hasta 500000, sin embargo, difiere según diversos autores.

Estos son usados actualmente en vehículos aéreos no tripulados UAVs de pequeña, media e inclusive gran escala.

A lo largo de la historia de aviación se han diseñado varios tipos de perfiles aerodinámicos y cada uno con características aerodinámicas singulares y benefactoras para ciertas condiciones de vuelo: velocidad, altitud, condiciones atmosféricas, funcionalidad ya sea para mejorar la resistencia de vuelo, soportar mayores cargas, o ganar velocidad a gran altitud. Debido a la variedad de diseños existentes se pueden identificar tres tipos particulares de perfiles según el espesor, en este sentido se tiene los delgados cuando el espesor máximo con relación a la cuerda es menor a 0,10, medios cuando se encuentra entre 0,10 y 0,18 y gruesos mayores a 0,18. Además se pueden clasificar según su forma en asimétricos o con curvatura y simétricos. Existen varias configuraciones para rangos de velocidad bajos y para rangos de velocidad altos es decir en estado subsónico o supersónico respectivamente.

Existen perfiles que han sido evaluados experimentalmente (Jespersen, Pulliam, & Childs, 2016) y también usados en vehículos aéreos no tripulados comerciales, que poseen características aerodinámicas ideales en ciertos puntos de operación a ciertos ángulos de ataque, a continuación, se detalla las características de los perfiles NACA 0012, NACA 4412 Y 8412.

NACA 0012 es un perfil versátil debido a que es un perfil simétrico de espesor de 12%, ampliamente estudiado y con características aerodinámicas validadas experimentalmente por la NASA (Jespersen, Pulliam, & Childs, 2016)

NACA 4412 perfil aerodinámico que cumple con el mismo espesor 12% y características aerodinámicas intermedias entre el 0012 y 8412, además son utilizados para aplicaciones de vehículos aéreos no tripulados a bajo Reynolds.

NACA 8412 es un perfil que mantiene una geometría similar al UAV CCXPs-13, perfil usado comercialmente en UAVs que mantiene altos rendimientos aerodinámicos utilizado en el Laboratorio de Aeronáutica y Termo fluidos Aplicados de la EPN, además mantiene características geométricas (mismo espesor) con el 0012 y 4412.

1.3. Estado Transitorio

El estado transitorio del fluido se da dentro de un análisis de dependencia del tiempo que transcurre el fenómeno y las condiciones añadidas a los movimientos relativos de los perfiles respecto al fluido añade una relación así es necesario hablar de una dependencia del espacio en el tiempo, de las ecuaciones de Navier Stocks que permiten resolver esta

dependencia y las diversas condiciones y consideraciones como es la capa límite que exige mayor esfuerzo para obtener soluciones más aproximadas a la realidad.

1.3.1. Dependencia espacio-tiempo

Para entender los diferentes estados de un fluido es necesario entender que cada una de las moléculas que lo componen son dependientes de ciertas variables y cuando estas se mantienen en movimiento son dependientes del tiempo o inestables (Meinhard T. Schobeiri P. , 2014). Las cantidades de flujo, como la velocidad y las propiedades termodinámicas del fluido de trabajo, como la presión, la temperatura, la densidad, son funciones que dependen del espacio y el tiempo.

El aire como fluido de trabajo

El aire mantiene un estado gaseoso con propiedades de compresibilidad, tiene propiedades de densidad, viscosidades dependientes de la temperatura, presión y altitud, además estas propiedades varían de acuerdo al número de mach. Para bajo número de Reynolds entre 10000 a 6000000 o número de mach menores a 1, la densidad y viscosidad del fluido se mantiene constante sin variaciones significativas, sin embargo, para valores mayores las propiedades físicas y químicas del aire afectan significativamente al comportamiento del fluido. Este principio es fundamental para el desarrollo del presente trabajo.

El movimiento y deformación de las partículas fluidas se denomina dinámica de fluidos, esta rama estudia el comportamiento debido a las continuas interacciones del fluido con ciertos equipos. Estas fluctuaciones altamente inestables se pueden diferenciar tres patrones de flujo: laminar, turbulento y transitorio. En este orden, el primero no presenta movimientos estocásticos mientras que, el segundo se caracteriza totalmente por la presencia de estos en las partículas fluidas. El último patrón de flujo o transitorio, es un estado caracterizado por cambiar intermitentemente de un estado a otro, es decir de laminar a turbulento a la misma posición espacial mientras transcurre un lapso (Meinhard T. Schobeiri P. , 2014)

1.3.2. Ecuaciones de Navier Stocks

Las ecuaciones de Navier Stocks desarrolladas permiten describir los flujos constantes e inestables a través de componentes de la ingeniería (Meinhard T. Schobeiri P. , 2014). Son ecuaciones complejas que engloba términos para cada clase de fluido es así que la ecuación para fluidos compresibles como el aire en la aerodinámica es la siguiente:

(1)

$$\rho \frac{\partial V}{\partial t} + \rho V \cdot \nabla V = \nabla \cdot [(-p + \lambda \nabla \cdot V)I + 2\mu D] + \rho g$$

Esta ecuación abarca las seis variables importantes dentro del movimiento del fluido: la densidad, velocidad, tiempo, viscosidad, gravedad.

1.3.3. Consideraciones en el caso de deformación en estado transitorio

Boundary layer o capa límite, es una capa del fluido que se encuentra en el límite entre el objeto sólido y el fluido, en el caso aerodinámico es una capa de aire adyacente a la superficie del perfil alar. Sus características, y propiedades la convierten en una zona de especial importancia en el estudio de la dinámica de fluidos. Y es una de las zonas de especial atención cuando la geometría del perfil aerodinámico tiene características de ser un cuerpo deformable.

Cuando un perfil aerodinámico es sometido a un fluido con cierta viscosidad, velocidad, temperatura y condiciones de altura el fluido alrededor del perfil dentro de la capa límite se comporta generalmente como se observa en la figura 6. Donde el fluido ingresa en la parte delantera de forma laminar siguiendo las líneas de corriente de acuerdo con la forma del perfil, seguidamente de un comportamiento transitorio del fluido en el cual se comporta de forma laminar y turbulenta para pasar a un estado completamente turbulento a la salida del perfil aerodinámico.

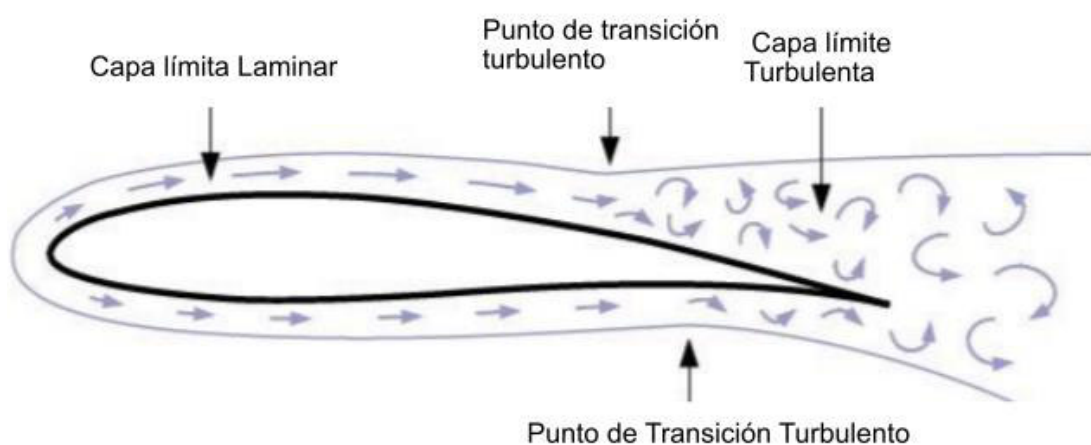


Figura 6. Desarrollo del flujo a través de la curvatura de un perfil aerodinámico: laminar, región de transición y turbulento.

(Fuente: (Anam, Haris, Budiarto, & Budiyo, 2015))

Se han realizado simulaciones numéricas con perfiles deformables o flexibles (Bouzaher & Hadid, Numerical Investigation of a Vertical Axis Tidal Turbine with Deforming Blades. , 2017) (Bouzaher, Hadid, & Semcheddine, Flow control for the vertical axis wind turbine by means of flapping flexible foils. , 2016) para aplicaciones en turbinas de viento de eje vertical y demostraron que la utilización de energía de la turbina de viento con flexibles perfiles es más alta que con los tradicionales y fijos perfiles y el rendimiento aerodinámico es altamente mejorado (Tong H. , Fang, Guo, Lin, & Wang, 2019).

1.4. Métodos Computacionales de Dinámica de Fluidos

Los métodos computacionales son una herramienta capaz de optimizar y reducir el tiempo de cálculo en problemas de simulación de flujo en estado transitorio. Estos métodos computacionales específicamente para la dinámica de fluidos se denominan CFD (Hernández, 2016).

En la actualidad diversos softwares han sido diseñados para proveer resoluciones parciales a estos problemas. La industria ha incorporado las soluciones parciales y los distintos métodos de solución de acuerdo con las características del flujo y el estado en que se encuentre.

1.4.1. Análisis CFD

Ansys es uno de los principales fabricantes del software para ingeniería avanzada para la simulación del comportamiento de productos, sistemas manufacturados y procesos industriales que analiza la dinámica de fluidos, resistencia de materiales, termodinámica, electromagnetismo entre otros campos de la ingeniería (SEYSTIC, 2021)

Dentro de la dinámica de fluidos Ansys cuenta con la herramienta Ansys Fluent que permite el modelado físico para resultados CFD dependiendo de las características del flujo como para modelación flujo continuo y transferencia de calor, flujo compresible externo, flujo compresible transitorio, Radiación y convección natural, modelado de flujo a través de medios porosos. (ANSYS, 2017)

Para una simulación CFD exitosa existen tres elementos claves: el modelo de turbulencia, la generación de malla y el desarrollo de algoritmos.

1.4.2. Modelo de turbulencia

La turbulencia en los flujos puede ser apreciables en los campos de velocidad o presión que tienen dependencia del tiempo, por lo tanto, dentro de una simulación computacional,

la resolución de la malla y el avance en el tiempo deben ser lo suficientemente finos para contemplar los remolinos más pequeños que suceden en el fluido. (Navarro, 2019)

Los modelos de turbulencia son ecuaciones de transporte semi- empíricas que modelan el mezclado y difusión del fluido que se incrementan a causa de remolinos turbulentos en función de ciertas variables como la viscosidad del fluido y la viscosidad turbulenta. Estas ecuaciones están asociadas con la ecuación de cantidad de movimiento lineal y el tensor de tensiones en función de la viscosidad. Es decir, con la ecuación de Navier Stokes. (Masgo, 2019)

Actualmente existen varios modelos de turbulencia como es las Navier Stokes de número de Reynolds promedio (NSRP, RANS), el modelo de simulación de remolinos grandes (SRG, LES) y el modelo de simulación directa DNS. Sin embargo, de acuerdo a la capacidad computacional, el más económico usado en CFD son los modelos RANS.

Modelo de Navier Stokes de número de Reynolds promedio RANS

Dentro de las simulaciones numéricas para este modelo existen cinco que son los más utilizados que se basan en la viscosidad turbulenta:

- Spalart-Allmaras (1 ecuación)
- SST k-w de Meter
- k-e estándar de Launder y Spalding
- k-w estándar de Wilcox
- K-kl-w de transición de Walters y Cokljat

Modelo Spalart-Allmaras

Este modelo es uno de una sola ecuación que resuelve la ecuación de transporte, es específico para aplicaciones aerodinámicas que muestra excelentes resultados para capturar los efectos en la capa límite especialmente para modelos de bajo número de Reynolds (Martinez, 2018). Además, presenta ventajas respecto a los demás modelos de turbulencia: a) agrega una única variable adicional para una viscosidad SA y resuelve todo el campo de flujo en vez de la utilización de funciones de pared, b) presenta ventajas en forma de estabilidad y confiabilidad para resultados convergentes y c) le hace menos sensible a los errores numéricos cuando se utilizan mallas sin capas cerca de las paredes y áreas de interés (Monk & Chadwick, 2011). Además de estar ampliamente documentado, haber sido diseñado para aplicaciones netamente aerodinámicas y demostrado que presenta excelentes resultados dentro de la capa límite cuando están sujetas a gradientes de presión adversas (Kumar & Amano, 2013)

1.4.3. Generación de malla

La malla cumple un papel fundamental en las simulaciones computacionales, pues de sus características dependen los resultados obtenidos. Para la realización de una exitosa malla es necesario fijar los parámetros geométricos, el dominio de control, para luego determinar las zonas necesarias para una correcta simulación.

Dominio de control. - Es la geometría externa que interfiere directamente con los resultados, si es demasiado grande implica alto costo computacional y si es demasiado pequeño puede interferir en el desarrollo del flujo y obtener resultados erróneos, el dominio de control determina la geometría y dimensiones adecuadas para resolver un caso de estudio. (Martinez, 2018)

Tipos de mallado

La generación de la malla es uno de los pasos indispensables para generar resultados confiables. La malla define la ubicación discreta donde las variables son calculadas (Martinez, 2018). El tipo de malla define la forma del dominio computacional, por lo tanto, la elección de la forma de malla y de la distribución de sus elementos son evaluados de acuerdo con las ventajas que presentan dependiendo el modelo geométrico.

Mallado estructurado. - El mallado estructurado presenta algunas características específicas en donde las celdas se orientan y se ordenan de manera uniforme, son mallas muy eficientes, en una dimensión estos elementos se conectan por un vector, en 2D los elementos son cuadriláteros y en 3D hexaedros. Además, proporcionan mejor convergencia y precisión que las mallas no estructuradas. (García-Cuevas González, Gil Megías, Navarro García, & Quintero Igeño, 2019). Adicionalmente proporcionan relación de aspecto mayores (Allepuz, 2007).

Mallado no estructurado. – Son mallas no tan elaboradas, con elementos irregulares, son elementos triangulares en 2D y tetraedros en 3D o no definidos. Para una misma precisión de resultados el coste computacional es mucho mayor que con mallas estructuradas. Son fáciles de generar de forma automática y para geometrías complejas resulta mucho más fácil. (García-Cuevas González, Gil Megías, Navarro García, & Quintero Igeño, 2019)

Mallado combinado. – o Híbridas son mallas en las cuales ciertas zonas son estructuradas y otras no estructuradas, funcionando de mejor manera y optimizando los

lugares que realmente requieren mayor precisión y otros que conlleva menor gasto computacional.

1.4.4. Características de malla

Para la obtención de resultados lo más similares al fenómeno físico real se debe cumplir con la independencia de malla y una calidad de malla alta.

Calidad de malla

La calidad de malla determina la estabilidad y la exactitud de los cálculos numéricos y las propiedades asociadas a esta son la densidad y distribución de nodos, suavidad, esquinar, relación de aspecto (Allepuz, 2007). Por lo tanto, en las zonas de mayor exactitud de resultados requerirá mayor densidad de malla y una distribución de nodos adecuada para no alterar los resultados en las zonas críticas. Se relaciona con la forma de los elementos.

Independencia de malla

Esta se relaciona directamente con el tamaño del dominio y la distribución de la malla en el dominio, la distancia al primer nodo desde la pared y el número de elementos. (Martinez, 2018)

1.4.5. Desarrollo de algoritmos para deformación y simulación

Ansys cuenta con una herramienta para generación de deformación de geometrías y movimiento de malla en las simulaciones dinámicas de fluidos, "Dynamic mesh" cuenta con opciones de movimiento y deformación de malla de acuerdo a la geometría a deformar. Puede programar el movimiento desde la interfaz del programa o mediante un código cargado por el usuario. Esta herramienta permite la deformación en 2D y 3D, y movimientos de rotación, traslación en los ejes requeridos siempre y cuando la malla y la geometría sean compatibles y permitan el movimiento (ANSYS, 2009).

Para el uso de malla dinámica existen tres limitaciones, es exclusivo para mallas triangulares en 2D y tetraédricas en 3D debido a la complejidad en el caso estructurado, sin embargo, una combinación puede ser una excelente opción de solución.

La segunda limitación es debido al tamaño de la malla en las zonas de deformación limitan el tamaño del paso de tiempo debido a que un cambio brusco en ciertas zonas puede generar celdas con volúmenes negativos.

La tercera depende de 3 tipos de opciones para generar la deformación y movimiento de malla que son smoothing, layering y remeshing. (ANSYS, 2009)

-Smoothing.- Este método deforma y configura la malla de acuerdo a los requerimientos se adapta a casi cualquier tipo de malla estructurada y no estructurada, sin embargo depende de la geometría y del movimiento para que sea estructuralmente funcional. Presenta 3 métodos en los cuales la deformación se realiza ya sea “Spring/Laplace” simulando una constante de un resorte y señalando hasta que nivel de distorsión se desea, “difusión” regido por la ecuación de difusión en la que el movimiento de nodos depende de un coeficiente de difusión; finalmente el método de “sólido elástico”, en el que el comportamiento es lineal y se requiere introducir propiedades del material debido al comportamiento elástico, mantiene un alto coste computacional. (Bautista Gonzáles, 2019)

-Layering.- Genera un efecto por capas en la que elimina o crea capas de elementos para lograr el movimiento, generalmente se los utiliza para desplazamientos rectos, y solo es aplicable para mallas cuadradas en 2D o hexaédricas en 3D. Este solo es programable con el MACRO DEFINE_CG_MOTION y no permite una deformación de la geometría. (Bautista Gonzáles, 2019)

-Remeshing.- remallado, utilizado para mallados grandes en los que es necesario cubrir ciertas zonas pero sin una calidad alta después de la deformación, este parámetro juega con el tamaño de elementos que se tienen alrededor de la malla y la tolerancia que el usuario configure para eliminar errores de celdas negativas (Bautista Gonzáles, 2019)

Los algoritmos utilizados para simular la deformación y movimiento de malla son denominados UDF por sus siglas en inglés User Defined Function, estos algoritmos elaborados en lenguaje C condicionan el movimiento de la malla de acuerdo con el movimiento o deformación de la geometría que se requiera. (ANSYS, Inc, 2011)

La forma de conectar los UDF son con la utilización de Macros GRID_MOTION, GEOM_DEFORM, entre otros (ANSYS, Inc, 2011) que predisponen a ciertos comportamientos del mallado de acuerdo con funciones o ecuaciones paramétricas que programan el movimiento.

2. METODOLOGÍA

En la presente sección se presenta el método para la evaluación aerodinámica de perfiles mediante la simulación de procesos mediante la Dinámica de Fluidos Computacional.

La metodología consta de dos partes distinguibles: la primera es la realización experimental del modelo físico y la segunda el modelo CFD donde se agrupan el conjunto de simulaciones y procesos necesarios para la obtención de resultados fiables. En la figura 2.1 se detalla la metodología para obtener algunas opciones de transformación de perfiles con el mecanismo de curvatura variable.

El inicio del proceso comienza con la parte experimental que cumple con dos objetivos principales, el primero la obtención del tiempo de deformación para pasar del perfil base al perfil objetivo, el tiempo de deformación conserva las propiedades del material del modelo para lograr la transformación, es decir, que a través del tiempo de deformación se introduce en el código las propiedades del material en la transición de los perfiles y el segundo objetivo es la verificación y validación del método mediante la observación del perfil de velocidades y turbulencia dentro del túnel de viento durante la transición a través del tiempo.

La segunda parte: el inicio del proceso CFD con el cual se obtienen las simulaciones en estado transitorio durante la transición de perfiles comienza con el pre-proceso en el cual se define el dominio de trabajo y se establece la malla, una serie de procesos necesarios para esta etapa son definidos. Después se comienza con el proceso mismo de simulación en donde definimos las condiciones iniciales y de borde para los casos de estudio y finalmente el post proceso de obtención de resultados y análisis de convergencia de los resultados y su respectiva validación.

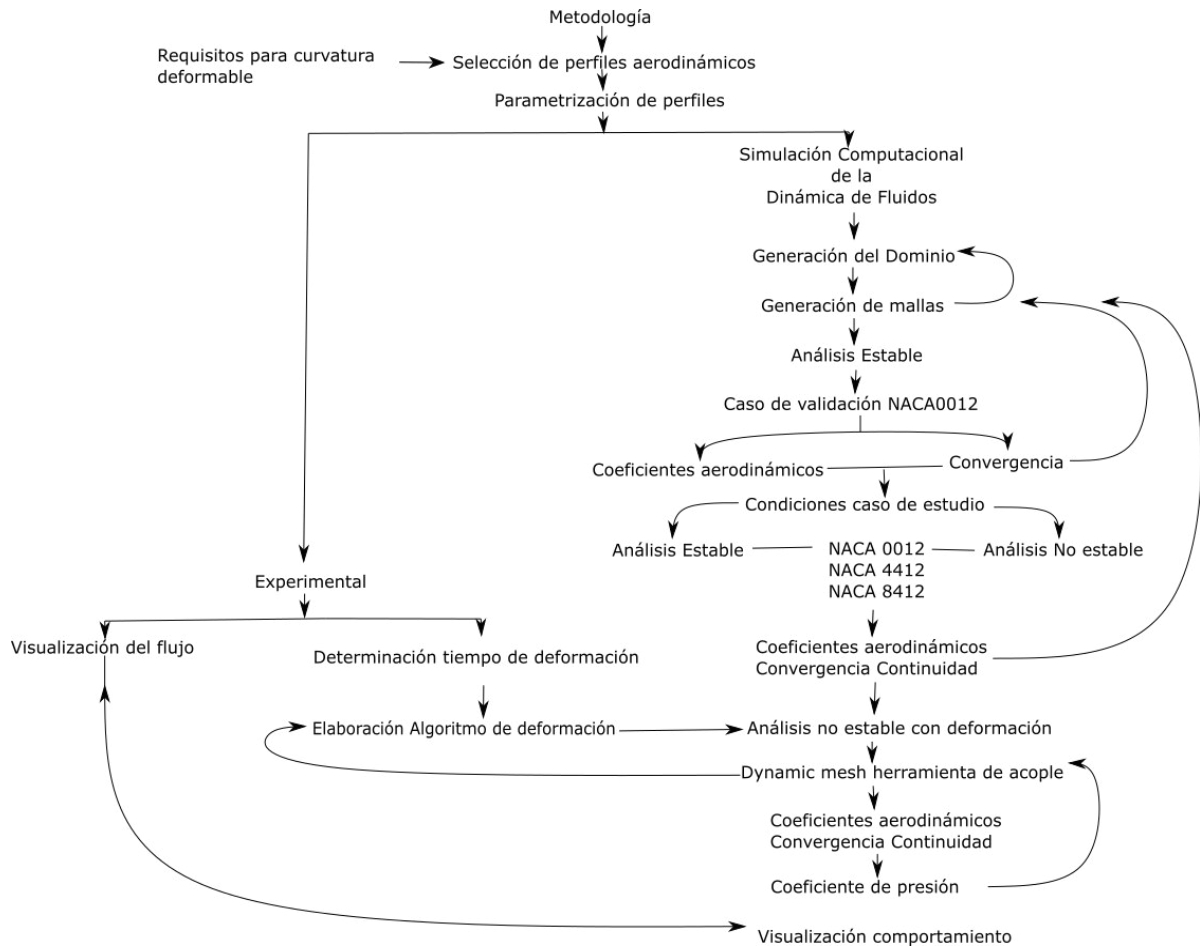


Figura 2.1. Metodología desarrollada para el proceso de evaluación en estado transitorio de perfiles aerodinámicos.
(Fuente: propia)

2.1. Metodología selección de los perfiles aerodinámicos

Esta se divide en 2 subpartes importantes en la selección de los perfiles, la primera como requisitos deben mantener un mismo espesor y características geométricas compatibles y la segunda el conocimiento de las ecuaciones de la curvatura del perfil y sus variables que permitan el movimiento de malla y la transformación a los perfiles objetivos.

2.1.1. Condiciones para curvatura deformable

Como se mencionó en la sección anterior, existe una variedad de perfiles aerodinámicos los cuales pueden clasificarse dependiendo de la finalidad y condiciones requeridas. Para el caso de estudio se seleccionó tres diferentes tipos de perfiles para lo cual se definió tres criterios:

Perfiles para condiciones de velocidad baja es decir perfiles de bajo Reynolds

Geometría con curvaturas debido a que según (Olivos D. , 2017) mientras mayor curvatura mayor sustentación y por lo tanto podrá elevar una mayor cantidad de masa.

Perfiles de espesor medio debido a que se requiere suficiente espacio para la ubicación de actuadores en el mecanismo de cuerda variable, además mayores al 14% presentan un incremento considerable en la sustentación, sin que se presente una adición importante en el arrastre y en perfiles delgados, el desprendimiento del fluido es más brusco que en perfiles gruesos que se genera de forma gradual, provocando un cambio más suave (Olivos D. , 2017).

En este sentido se seleccionó a los perfiles NACA con ajuste del espesor, 0012, 4412 y 8412 estos perfiles han sido evaluados en estado estable en (Alulema, y otros, 2020) y (Jespersen, Pulliam, & Childs, 2016) también usados en vehículos aéreos no tripulados comerciales. Además, poseen características aerodinámicas ideales en ciertos puntos de operación a ciertos ángulos de ataque.

2.1.2 Parametrización de perfiles

Uno de los primeros requisitos necesarios para la búsqueda de perfiles óptimos para transición de perfiles deformables es que los perfiles tienen que mantener puntos centrales en común determinados mediante sobreposición. Debido a que los perfiles NACA se forman de un modelo paramétrico de curvas que definen su geometría, estos son los más viables para la evaluación del método. Mediante sobreposición gráfica los perfiles más aptos para transformarse a otros deben cumplir con el criterio de conservación del espesor central t del perfil.

La ecuación (2) que gobierna los perfiles NACA de espesor $t = 0.12$ facilita la elaboración del método; siendo c la cuerda del perfil y x e y_t las coordenadas en el plano.

$$y_t = c \frac{t}{0.2} \left(0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.1260 \frac{x}{c} - 0.3516 \frac{x^2}{c} + 0.2843 \frac{x^3}{c} - 0.1036 \frac{x^4}{c} \right) \quad (2)$$

La transformación de perfiles se da mediante la deformación de la parte delantera controlada por las ecuaciones (3,4, 5) y de igual forma, pero con pequeños cambios en el dominio x para la deformación posterior.

Considerando las variables M, P, θ son constantes que dependen del perfil objetivo. Para el perfil 4412 $M = 0,4, P = 0,4$ y perfil 8412 $M = 0,8, P = 0,4$ respectivamente para un perfil de cuerda 1.

$$Y_{c_{lead}} = \frac{M}{P^2} (2PX1 - X1^2) \quad (3)$$

$$Dyc_{lead} = 2 * \frac{M}{P^2} (P - X1) \quad (4)$$

$$theta_{lead} = \text{atan}(Dyc_{lead}) \quad (5)$$

Las coordenadas de la configuración son calculadas para la parte superior ecuaciones (6) y (7) e inferior (8) y (9) de la parte delantera

$$X_{u_l} = X1 - y_{t_1} * \sin(theta_{lead}) \quad (6)$$

$$Y_{u_l} = Y_{c_{lead}} + y_{t_1} * \cos(theta_{lead}) \quad (7)$$

$$X_{l_l} = X1 + y_{t_1} * \sin(theta_{lead}) \quad (8)$$

$$Y_{l_l} = Y_{c_{lead}} - y_{t_1} * \sin(theta_{lead}) \quad (9)$$

Después del mismo análisis mediante ecuaciones simples de movimiento circular y determinación de ángulo de giro, se determina el grado de deformación necesario de un perfil a otro. La teoría detrás de la transformación rige en el ángulo de cambio de la parte delantera y posterior del perfil para llegar al perfil objetivo.

Las propias ecuaciones de los perfiles permiten el cálculo del grado de deformación mediante la ecuación (6) para la parte delantera y las ecuaciones (10, 11 y 12) para la parte posterior

$$y_{c_{trail}} = \frac{M}{(1-P)^2} (1 - 2P + 2PX_2 - X_2^2) \quad (10)$$

$$Dyc_{trail} = \frac{2M}{(1-P)^2} (P - X_2) \quad (11)$$

$$theta_{trail} = \text{atan}(Dyc_{trail}) \quad (12)$$

Para el caso de estudio el espesor especificado es el NACA 0012 por la gran cantidad de aplicaciones en UAVs y por ser un perfil simétrico mantiene características aerodinámicas estables durante el vuelo. Por lo tanto, el espesor que deben cumplir los perfiles objetivos

es de 12, por lo que todos los pertenecientes a esta serie de perfiles son útiles para evaluar el método. Los perfiles objetivos seleccionados son el NACA 4412 Y NACA 8412, debido a la tendencia gradual de deformación de estos y que conservan características aerodinámicas en ciertas situaciones mejores durante el vuelo. El perfil NACA 8412 es muy similar al utilizado en UAVs comerciales de gran utilización para el monitoreo de volcanes, humedales y agricultura.

2.2. Experimental

La metodología experimental es esencial para validar el método en este sentido se debe elaborar el modelo físico para el caso de estudio con el mecanismo elástico seleccionado, luego implementar la electrónica que permitirá la simulación de la deformación dentro del túnel de viento y finalmente la realización de pruebas dentro del túnel respecto al tiempo de deformación y la visualización del flujo en el tiempo de transformación.

2.2.1. Realización del modelo físico

Mediante la geometría realizada en Alulema (2020) se imprime el modelo geométrico mostrado en la figura 2.2 con las dimensiones especificadas en el caso de estudio: de cuerda de 0,240 metros en material EPO-FOAM debido a las propiedades elásticas del mismo.

Las superficie superior e inferior es cubierta con material balsa por ser un material comercial de fácil acceso en el mercado. Para el centro del mecanismo un tubo de fibra de carbono de 0,01 m es utilizado para fijar el mecanismo a la cámara del túnel de viento, dentro del mismo se deja espacio para la implementación de la electrónica sin afectar a las ranuras que hacen que el mecanismo pueda cambiar de un perfil a otro.

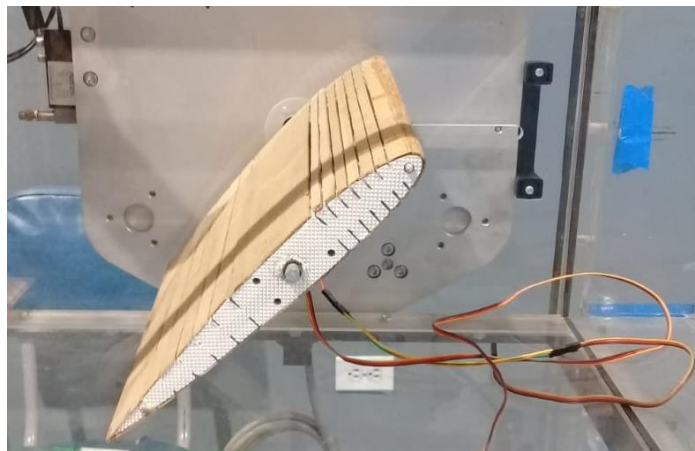


Figura 2.2. Esquema del mecanismo construido.
(Fuente: Propia)

2.2.2. Implementación de la electrónica

Para generar la deformación de la geometría se implementa dos servomotores uno que genera el movimiento de la parte delantera y otro de la parte posterior unidos con dos brazos que transmiten el movimiento a los ejes delantero y posterior. Mediante un código de movimiento para los servomotores anexo 1 se configura el comportamiento oscilatorio del perfil para alcanzar los perfiles objetivos. EL modelo se observa en la figura 2.3.

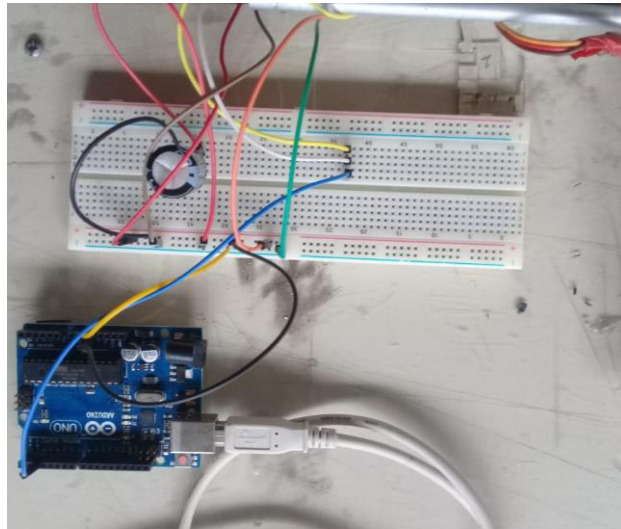


Figura 2.3. Circuito electrónico y montaje de servomotores en el mecanismo.
(Fuente: Propia)

2.2.3. Configuración de las condiciones en el túnel de viento

El túnel de viento mantiene las dimensiones y características mostradas en la figura 2.4. las condiciones de velocidad del aire son evaluadas a 10 m/s y el mecanismo es montado en el túnel de la forma mostrada.

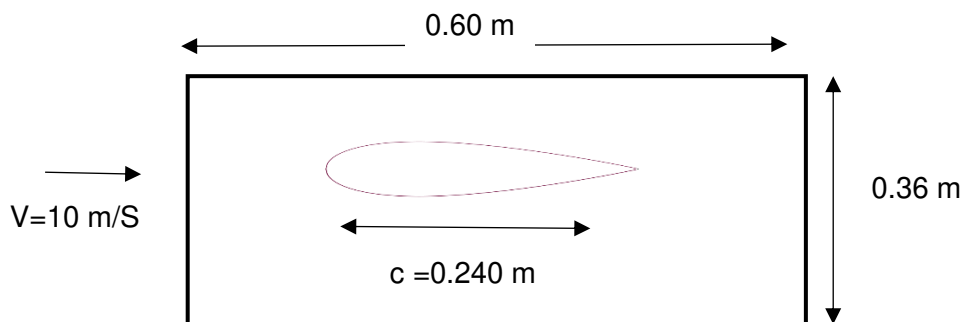


Figura 2.4. Dimensiones y montaje del mecanismo en la cámara de viento.
(Fuente: Propia)

2.2.4. Procedimiento de captura de resultados

Para capturar el comportamiento del fluido en la transición de perfiles se utiliza un trípode nivelado a la altura de la cámara y los perfiles objetivos colocados en la zona delantera

para verificar la transformación y la llegada al perfil objetivo. Las tomas son hechas cada 0,2 segundos para determinar el comportamiento a cada paso del tiempo hasta llegar a la forma final. El comportamiento del flujo es visible gracias a la cámara de humo implementada y encendida durante todo el proceso. La forma de toma de resultados es mostrada en la figura 2.5.



Figura 2.5. Montaje de la cámara, cámara de humo y equipo de toma de resultados.
(Fuente: Propia)

2.3. Análisis CFD

Dentro de la metodología CFD, se han evaluado diferentes geometrías y dominios para que se acople al caso de estudio, prueba y generación de malla y la validación de la misma, selección del modelo de turbulencia y validación del mismo y las condiciones iniciales y consideraciones que se detallan a continuación.

2.3.1. Definición de la geometría

La geometría de los perfiles y el volumen de control en general otorgan el espacio adecuado para la obtención de resultados confiables. El dominio computacional es elaborado dentro del Ansys Workbench en la extensión Space Claim que permite un manejo adecuado de las geometrías con la forma y dimensiones mostradas en la figura 2.6 el sólido generado es una superficie 2D dónde el sólido es el fluido aire, la zona vaciada simula el perfil aerodinámico y el contorno circular es la zona de refinamiento.

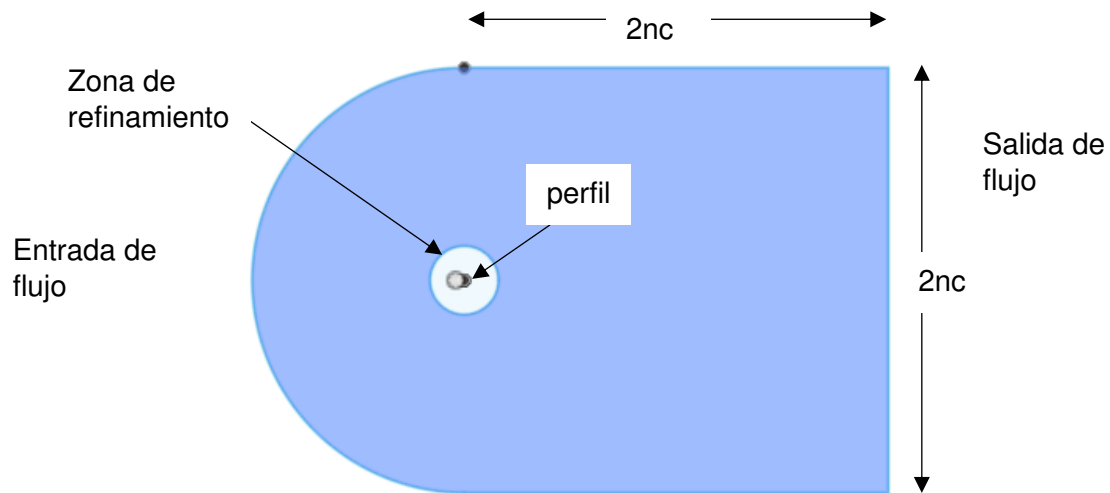


Figura 2.6 Dimensiones del perfil de estudio CAD.
(Fuente: Propia)

2.3.2. Características del dominio

La forma del dominio y las dimensiones tienen influencia directa sobre el mallado y después sobre los resultados. El dominio debe ser lo suficientemente grande para que los límites y contornos no interfieran con la zona de interés más cercano al perfil y no demasiado porque se pierde el comportamiento debido a la pérdida de interferencia entre las condiciones de frontera y la zona de interés además que se eleva el costo computacional (Martinez, 2018). Según Ayala y Martínez el tamaño del dominio el cual es el más idóneo para evitar problemas en la simulación está entre 20 a 30 veces la cuerda del perfil c . En consecuencia, se ha tomado el valor de $n=20$ para el presente estudio.

La forma del dominio asignado depende del tipo de mallado a realizarse y de la calidad de malla para que la misma no interfiera en los resultados, esta se analizará en la siguiente sección de Mallado.

Los perfiles NACA 0012, 4412 y 8412 son escalados a un tamaño de cuerda de 240 milímetros debido a las limitaciones geométricas del túnel de viento y el tamaño promedio de un perfil en aplicaciones de medio y bajo Reynolds. En la figura 2.6 se especifica la forma y el dimensionamiento del dominio computacional.

2.3.3. Generación de mallas

La generación de la malla es uno de los pasos indispensables para generar resultados confiables.

a. Selección de malla

Para la selección de malla es necesario validar la malla, para que el proceso de simulación sea independiente de la misma, los datos utilizados para validar la malla fueron los datos experimentales de Landson, Gregory, anexo 2 y 3 con los datos de la NASA (NASA , 2021), el modelo de turbulencia validado fue el Spalart-Allmaras, de cuerda 1 metro y Reynolds 6000000, además se considera al fluido como incompresible y en estado estable. Este proceso iterativo toma en cuenta los dos tipos de malla estructurada y no estructurada, y los valores validados son los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre de la NASA (NASA , 2021) mostrados en la figura 2.7. y coeficientes de presión en las figuras 2.8.

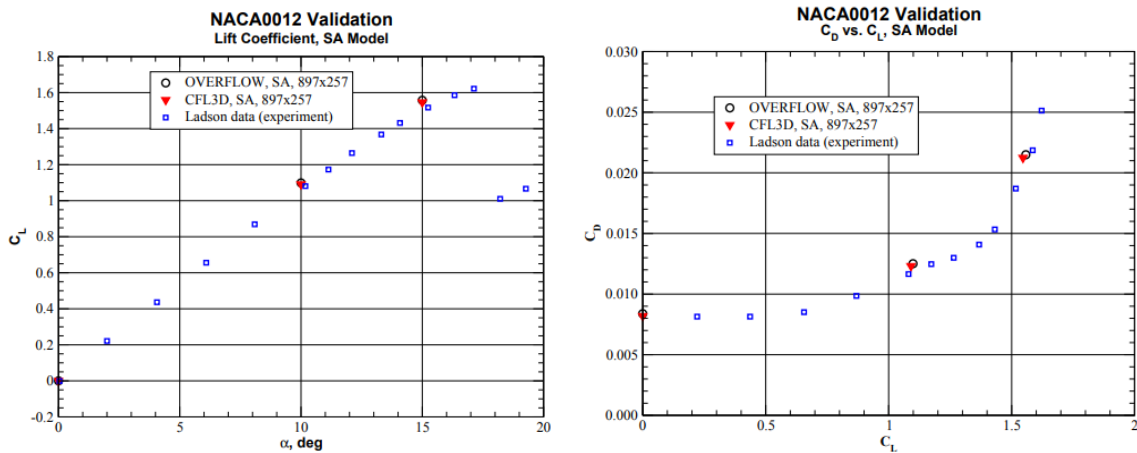


Figura 2.7. Coeficientes de sustentación y arrastre del perfil validado por la NASA. (Fuente: (Jespersen, Pulliam, & Childs, 2016))

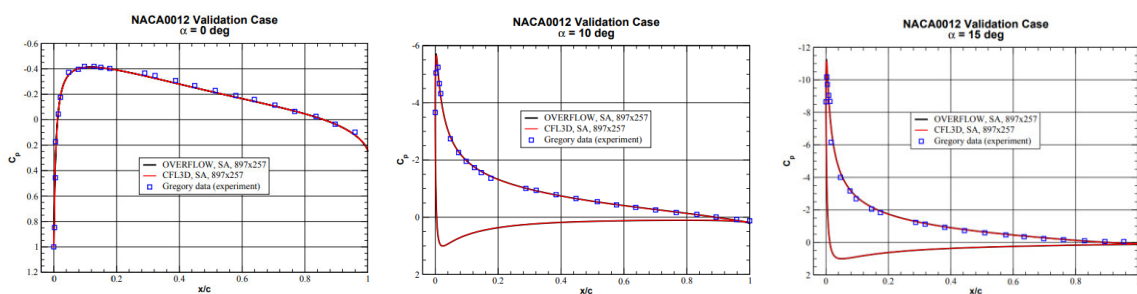


Figura 2.8. Coeficientes de presión a 0, 6 y 15 grados de inclinación de los datos NASA. (Fuente: (Jespersen, Pulliam, & Childs, 2016))

Se calcularon la velocidad necesaria para ingresar al programa de CFD, ANSYS, considerando las condiciones atmosféricas del caso de NASA y el número de Reynolds el cálculo según la ecuación 13. Donde ρ es la densidad del aire a las condiciones establecidas 1,225 kg/m³, v es la velocidad del fluido que se requiere determinar, l es la

longitud de la cuerda del perfil aerodinámico e igual a 1 metro y μ es la viscosidad cinemática del fluido considerada de $1,78e-5$ kg/ms.

$$Re = \frac{pv l}{u} \quad (13)$$

Se calculó la distancia de la primera capa de elementos de la capa límite fundamental para la validación con el criterio $y+$ deseado igual a 1 según la ecuación 14. Donde $y+$ es la distancia de pared no dimensional igual a 1, y fv es la velocidad de fricción calculada según la ecuación 15.

$$first\ height\ cell = \frac{y+ * \mu}{fv * p} \quad (14)$$

En la ecuación 15 se muestra la obtención de fv donde wss es el esfuerzo cortante en la pared que se calcula a su vez según la ecuación 16. Y ρ es la densidad del fluido.

$$fv = \sqrt{\frac{wss}{p}} \quad (15)$$

$$wss = 0.5 * cf * p * v^2 \quad (16)$$

Donde el cf es el coeficiente de fricción considerado de 0,002557 y v la velocidad.

Se desarrollo la malla no estructurada con el mismo dominio, con método triangular y el orden de elementos cuadrático, una zona de refinamiento adecuada con 1100 elementos distribuidos en el borde del perfil aerodinámico y refinamiento grado 3, estos pasos se pueden observar en el anexo 4.1, también se considera el espesor de la primera capa de $4 e-6$ dentro del rango admitido y cinco capas con una tasa de crecimiento de 1,2, la configuración mostrada se muestra en el anexo 4.2. que capturan el fenómeno en la capa límite.

b. Independencia de malla y calidad

Se verifica la calidad de malla y se evalúan el número de elementos hasta verificar la no dependencia del número de elementos de la malla, para cumplir la independencia en la obtención de los coeficientes aerodinámicos validados en una serie de iteraciones y se lo compara con los del caso validado, los cuales son comparados mediante mediciones de error relativo entre ambos hasta que los resultados no dependan del número de elementos de la malla.

Finalmente se otorga nombres a las secciones de la geometría como condiciones de contorno, en la figura 2.6 se especifica las partes pertenecientes a la entrada de flujo: velocidad de entrada, a la salida: presión y al perfil.

2.3.4. Caso de estudio

Una vez validada la malla, esta se vuelve en un parámetro de entrada para el caso de estudio detallado en la tabla 1. Generando el mallado del perfil base NACA 0012 y objetivos NACA 4412 y NACA8412 con las nuevas dimensiones geométricas acorde al caso para aplicaciones de bajo Reynolds y aplicaciones en UAVs.

Tabla 1. Características y condiciones del caso de estudio.

Condiciones	Valor	Unidad
Cuerda	0,240	M
Densidad	1,22	Kg/m ³
Temperatura	288	°C
Velocidad de entrada	10	m/s
Modelo de turbulencia	Spalart-Allmaras	Ninguno
Estado	Estable	N/A

(Fuente: propia)

Se procede a la realización de las simulaciones de cada perfil y la obtención de los coeficientes aerodinámicos y perfil de presiones de cada uno en estado estable.

Para las simulaciones en estado no estable se procede de la misma forma con la condición de no estable en el panel de configuración general del Ansys Fluent, al tiempo en el que transcurre entre un perfil y otro determinado de manera experimental en el túnel de viento a continuación explicado detalladamente.

2.4. Elaboración del algoritmo para deformación del perfil

El código elaborado anexo 5. se basa en la formulación del movimiento de malla, nodos y elementos que generan la geometría del perfil base hacia la geometría objetivo sin que la malla presente inconvenientes en cada paso del tiempo hasta llegar. Mediante la herramienta Dynamic Mesh de Ansys Fluent y la facilidad de cargar un código mediante UDF o funciones no definidas en lenguaje C y con ciertos Macros para llamados a otras funciones implícitas dentro del Ansys para lograr el objetivo.

El tiempo de deformación obtenido experimentalmente es introducido como parámetro de frecuencia de oscilación y restringirá el movimiento sabiendo que se ha llegado a la geometría final. La velocidad angular aplicada a los nodos de la malla combinados con la geometría y mallado de entrada garantiza la transformación. La ecuación de la velocidad de oscilación y la introducción del tiempo de deformación como parámetro que caracteriza

al material en estado transitorio en las condiciones de frontera antes mencionadas y el proceso seguido es mostrado en la figura 2.9.

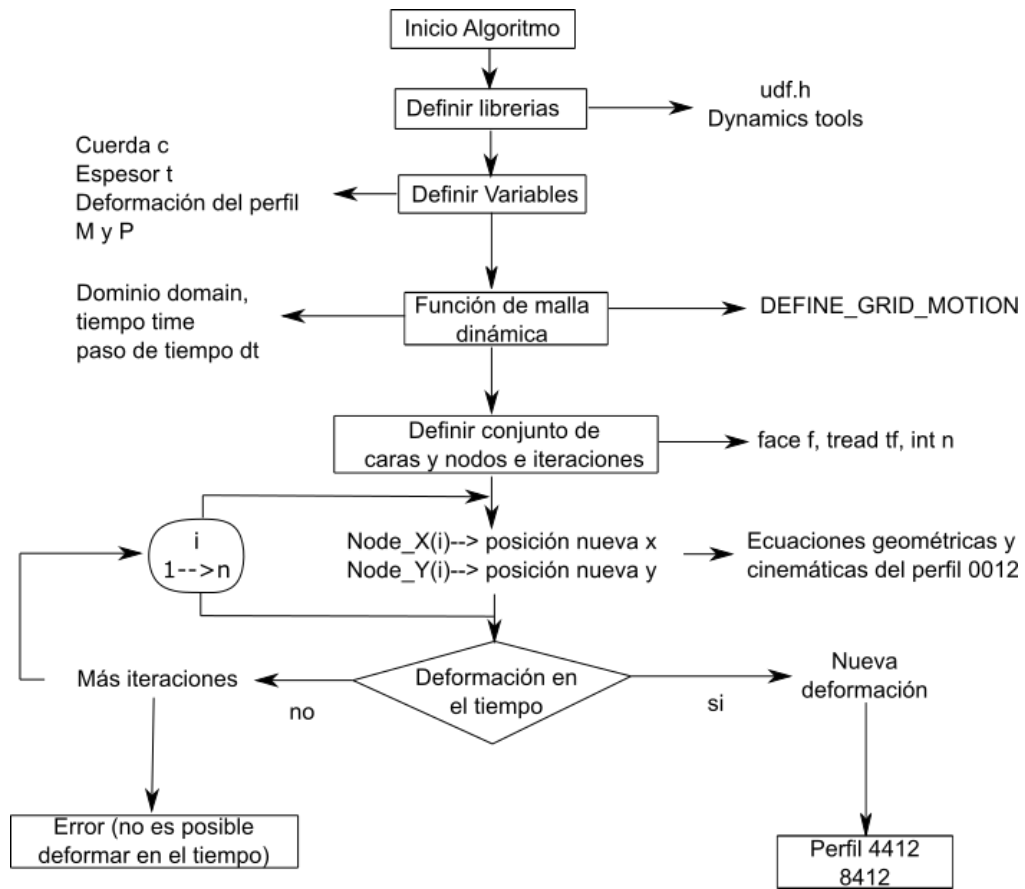


Figura 2.9. Diagrama de flujo del algoritmo de deformación en estado transitorio.
(Fuente: Propia)

Configurar la opción de malla dinámica, la suavidad difusa y el refinamiento de acuerdo con el tamaño de elementos de malla en el panel de control se muestra en el anexo 6, junto a el proceso de carga en funciones de librerías y el código UDF y compilar antes de crear las zonas que presentaran malla dinámica.

Al crear las zonas con movimiento se debe configurar si es deformación, cuerpo rígido u otra función especial, además, el código elaborado ya debe especificar el tipo de macros utilizada. En este caso la función está definida dentro de deformación con las ecuaciones configuradas dentro del UDF por lo que se seleccionó la opción UDF y el archivo que contiene el código para finalmente correr el caso.

2.4.1. Definición de macros

Dentro del código realizado existen comandos que enlazan y configuran Ansys Fluent para la realización de ciertas operaciones en el control de malla dinámica. Se utiliza el macro

DEFINE_GRID_MOTION, el cual permite el control del movimiento de los nodos de la malla de acuerdo a lo deseado, este macro introduce como variables propias el tiempo t el diferencial del tiempo dt y las variables que serán modificadas.

Se utilizan comandos que reconoce el programa para definir las posiciones de los nodos x e y como NODE_X y NODE_Y respectivamente, y se introducen en un loop que genera el movimiento de acuerdo a las ecuaciones de los perfiles aerodinámicos considerando la velocidad de movimiento como un diferencial por lo cual la posición final viene dada por la velocidad multiplicada por diferencial de tiempo. El código se lo observa en el anexo 5.

2.4.2. Parámetros y condiciones considerados en el modelo.

El código varía de acuerdo a las condiciones indicadas y dependen fundamentalmente de las ecuaciones de movimiento y del centro de coordenadas configurado en la geometría, en este caso se calculó los valores para las ecuaciones de los perfiles para una cuerda c de 0,240 m que se obtuvo los valores de M igual a 0,0192 P de 0,096 y espesor de 0,0288 valores constantes en el proceso de cálculo. Finalmente, las ecuaciones están desplazadas un valor de 0,6787 debido al eje de coordenadas se encuentra desplazado este valor hacia la izquierda desde el comienzo del perfil.

2.5. Características en estado no estable

El estado transitorio debido a la deformación del perfil y el comportamiento del fluido debido a estas transformaciones requiere un análisis desarrollado mediante el estado transitorio en el CFD y a través de la compilación de un algoritmo UDF que define el movimiento requerido para obtener los perfiles objetivos, donde la calidad de malla, condiciones de borde, el origen de coordenadas y el modelo de turbulencia seleccionado son de esencial importancia para obtener un resultado satisfactorio y asegurar la convergencia en el tiempo.

Se toman los resultados visualización del flujo de velocidad de la simulación para compararlo con los resultados experimentales. Además, los coeficientes aerodinámicos y perfil de presión para evaluar los beneficios comparados con los perfiles analizados individualmente.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En el presente capítulo se muestran los resultados obtenidos de cada sección y parte de la metodología y se discute posteriormente cada uno, de manera cronológica se muestran la selección de perfiles y la deformación requerida para el estudio, seguido de un los resultados en el túnel de viento al deformar el perfil y medición del tiempo de deformación, una sección específica del análisis computacional de dinámica de fluidos CFD desde los resultados del mallado, código implementado, hasta los resultados en estado estable, no estable y transitorio del comportamiento del fluido sobre las superficies. En cada análisis se muestran los resultados de los coeficientes de arrastre, sustentación y presión a diferentes ángulos de ataque y se plasman los resultados de la eficiencia aerodinámica durante la transformación, los beneficios a ciertos ángulos de ataque de la deformación a los perfiles NACA 4412 Y 8412.

3.1. Selección perfiles

Los resultados presentes en esta sección se han separado en 2 subsecciones en la cual la primera se presenta la sobreposición de perfiles cumpliendo las características geométricas necesarias para la deformación y una segunda con los resultados de la cantidad de deformación para llegar a los objetivos.

3.1.1. Parametrización de perfiles

Después de realizar la sobreposición de perfiles se obtienen los puntos en los cuales no existe deformación, debido a que cumplen los requerimientos de los mecanismos deformables. En el centro debido a su mismo espesor los puntos de contacto son el 0,075 y 0,125 que se puede observar en la figura 3.1.

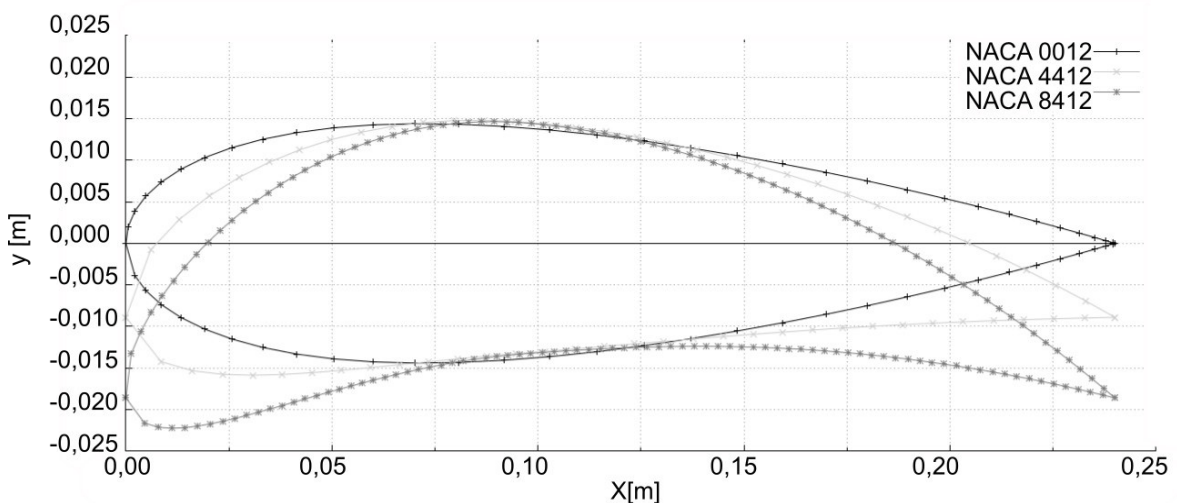


Figura 3.1. Método gráfico de superposición de perfiles.
(Fuente: Propia)

3.1.2. Grado de deformación en la parte delantera y posterior del perfil

La deformación necesitada en cada caso se observa en la figura 3.1 donde la parte delantera del perfil aerodinámico requiere deformarse una menor cantidad que la parte posterior en el perfil NACA 4412 y 8412, en consecuencia, se muestra en la tabla 3.1 la deformación requerida para un perfil de cuerda 1.

Tabla 3.1. Deformación delantera y posterior desde un perfil $c=1$ NACA 0012 al 4412 y 8412.

Perfil	Deformación delantera [m]	Deformación posterior [m]
NACA 4412	0,04	0,04
NACA 8412	0,08	0,08

(Fuente: Propia)

La deformación para un perfil de cuerda 0,240 m de acuerdo al caso de estudio se obtiene considerando los porcentajes de deformación obteniéndose los valores mostrados en la tabla 3.2.

Tabla 3.2. Deformación delantera y posterior desde un perfil de $c=0,240$ NACA 0012 al 4412 y 8412.

Perfil	Deformación delantera [m]	Deformación posterior [m]
NACA 4412	0,0089	0,0089
NACA 8412	0,0186	0,0186

(Fuente: Propia)

3.2. Resultados experimentales: perfiles de velocidad

La obtención del tiempo total de deformación a cada perfil objetivo se obtuvo de una serie de pruebas en el Túnel de viento subsónico AF1300 de la Escuela Politécnica Nacional y se detallan en la tabla 3.3.

Tabla 3.3. Tiempos de deformación del mecanismo.

Perfil objetivo	Iteración 1 [s]	Iteración 2 [s]
NACA 4412	0,20	0,20
	0,30	0,23
NACA 8412	0,40	0,44
	0,38	0,40

(Fuente: Propia)

Mediante el generador de humo y la sonda se obtuvo el comportamiento del flujo de aire alrededor de los perfiles mientras se transforma al perfil NACA4412 mostrados en la figura 3.2. Y al perfil 8412 en la figura 3.3 las demás tomas capturadas se las observan en los anexos 7,8.



Figura 3.2. Comportamiento de fluido en el túnel de viento desde el perfil base 0012 al 4412.
(Fuente: propia)

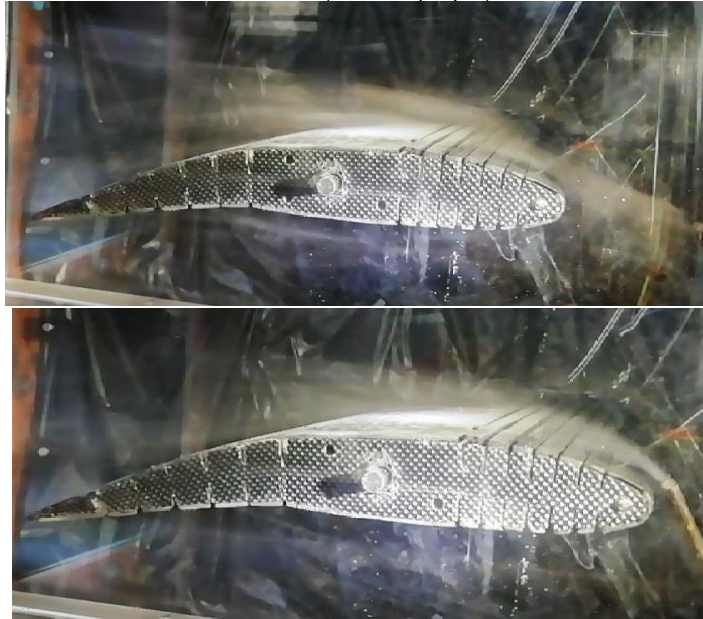


Figura 3.3. Comportamiento de fluido en el túnel de viento desde el perfil base 0012 al 8412.
(Fuente: propia)

3.3. Mallado

Se obtuvo la malla que satisficían las tres geometrías en estado estable e inestable, una no estructurada figura 3.4 y 3.5 con los detalles de la malla cercanos a la capa límite, que cumplió con la calidad de malla adecuada para simulación aerodinámica.

El mallado no estructurado obtenido cumple con las especificaciones debidas, cumpliendo los parámetros en la capa límite del perfil para capturar el fenómeno, presenta dos zonas diferenciadas, la zona del dominio y la zona de refinamiento circular, las cuales cumplen con la calidad y propiedades de malla especificadas en la Tabla 3.4 de las cuales se encuentran en el rango óptimo de validación de malla.

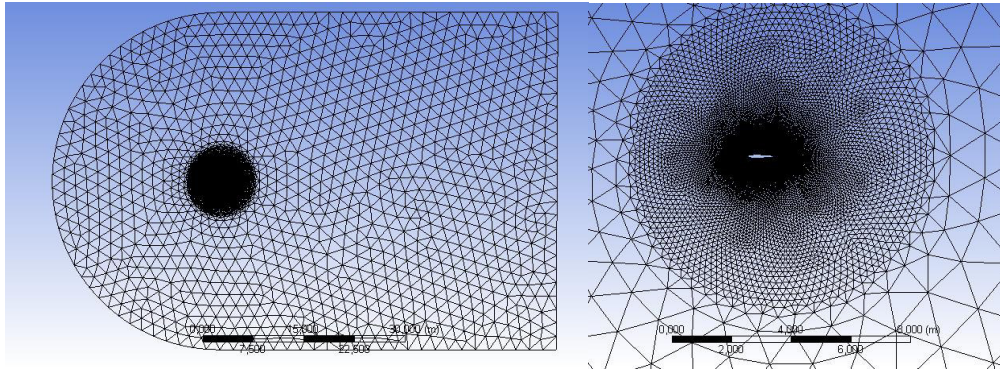


Figura 3.4. Mallado del perfil aerodinámico a. detalle cercano a límites del perfil b. distorsiones de la malla.
(Fuente: propia)

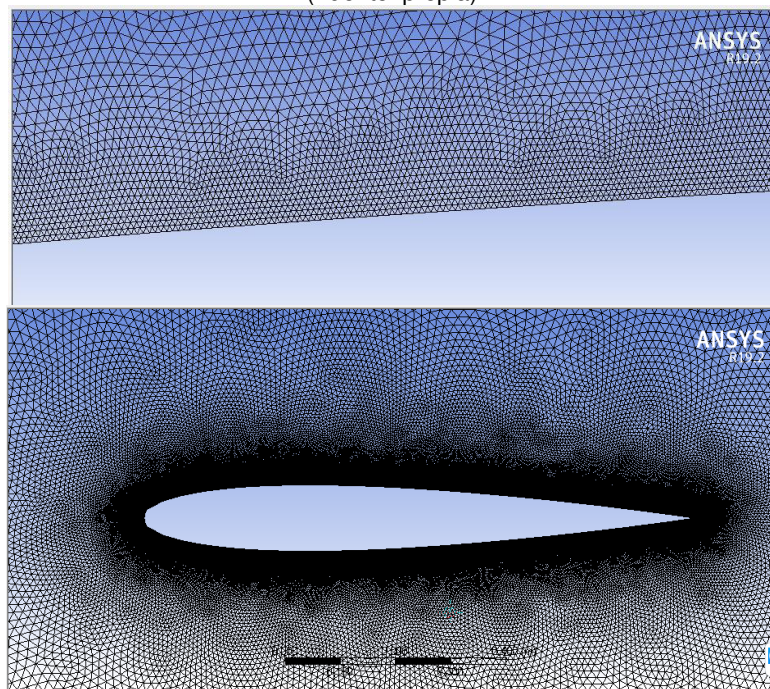


Figura 3.5. Mallado triangular cercano a la capa límite. Detalle a. cumplimiento del criterio y^+ cercano a la capa límite.
(Fuente: propia)

Tabla 3.4. Características de malla no estructurada

Características de malla	Valores
Tipo	No estructurada
Zonas	Dominio, refinamiento
Calidad	0,9671
Ortogonalidad	0,9707
Relación de Aspecto	1,18
Número de elementos totales (Independencia)	439255
Número de nodos totales	885769
Tamaño de elemento capa límite	4e-5

(Fuente: Propia)

3.4. Errores y comparación de mallas

En este apartado se discute los errores ocasionados por las posibles geometrías, tamaño de refinamiento, tamaño de elementos en la capa límite, forma del dominio.

Dominio

La forma del dominio y el tamaño de este influyen para que el fluido desarrollado no influya en la zona de interés, es por ello que de 0,20 a 0,30 veces la cuerda es suficiente para que el fluido pueda desarrollarse fuera de la zona de interés. En este estudio la forma en C fue seleccionada para que la entrada del fluido sea realizada de forma más real y disminuir el tamaño del dominio, considerando que a mayor volumen del dominio mayor poder computacional y tiempo será requerido.

Zona de refinamiento

La zona de refinamiento es importante y cambia de acuerdo a los resultados que se quieran obtener dentro de una simulación CFD, el tamaño de la zona de refinamiento para un análisis estable debe cumplir solamente con que la distancia entre la capa límite y la parte externa de la zona de refinamiento sea aproximadamente 0,3 a 0,5 la cuerda del perfil aerodinámico. Para el caso de deformación, la forma de refinamiento cumple un papel importante dependiendo de la geometría a deformar y la dirección de deformación. Para lograr generar los perfiles NACA 4412 y NACA 8412 la geometría de refinamiento más adecuada es circular, pues permite que la malla se acomode mejor al movimiento de deformación del perfil en el tiempo, sin que se produzcan errores en la malla o celdas negativas.

Tipo de elementos

El tipo de elemento de mallado es fundamental para un análisis más exacto, y cercano a la realidad, de acuerdo a la teoría la forma de elementos que más se acople a la geometría genera una mayor exactitud en los resultados. Los elementos cuadriláteros en mallas para perfiles aerodinámicos generan resultados más exactos. Existen limitaciones para simular el caso en estado transitorio en Ansys Fluent al usar el mallado dinámico en el cual solo es posible si los elementos son triangulares. Sin embargo, esto no limita a que se pueda realizar una malla de calidad y que refleje los resultados cercanos a la realidad. En este sentido la malla realizada con elementos triangulares en conjunto a factores de refinamiento se obtiene un mallado que captura el fenómeno como se requiere.

Capa límite

El tamaño de elemento cercano de la capa límite es imprescindible tanto como en estado estable depende de las condiciones iniciales que se requieren, en este caso el número de Reynolds, el tamaño de la cuerda del perfil, y la exactitud de los resultados que dependen del criterio y . Mas aun cuando al analizar la deformación en estado transitorio de un perfil aerodinámico, el tamaño de este y la tasa de crecimiento de este hacia afuera garantiza capturar el fenómeno en la capa límite donde es de interés analizar el comportamiento.

3.5. Convergencia y Validación

La convergencia y validación de la malla se utilizó el caso de estudio de la NASA (Jespersen, Pulliam, & Childs, 2016) para las condiciones de Reynolds 6000000 y numero de Mach 0,15 de un perfil NACA0012 de cuerda 1. Los valores de validación fueron los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre y el perfil de presiones mostrados en las figuras 3.6. a 3.9 con la comparación del caso y el porcentaje de error tomando como método de turbulencia Spalart-Allmaras.

En la figura 3.6 se puede observar los resultados experimentales de Landson del coeficiente de presión a cero grados de ángulo de ataque junto con la gráfica obtenida en la simulación del caso de validación el cual a lo largo de la posición del perfil NACA 0012 se mantienen semejante con un error menor al 2%. Por otra parte, se puede observar que al momento en el que el fluido golpea con el perfil justo en la parte delantera los coeficientes de presión son significativamente mayores y disminuyen drásticamente en los primeros 0,1 metros de la cuerda para después incrementarse de manera proporcional. Cabe recalcar que los resultados a este ángulo de ataque mantienen la misma tendencia y con errores bajos lo que valida la malla para ese caso.

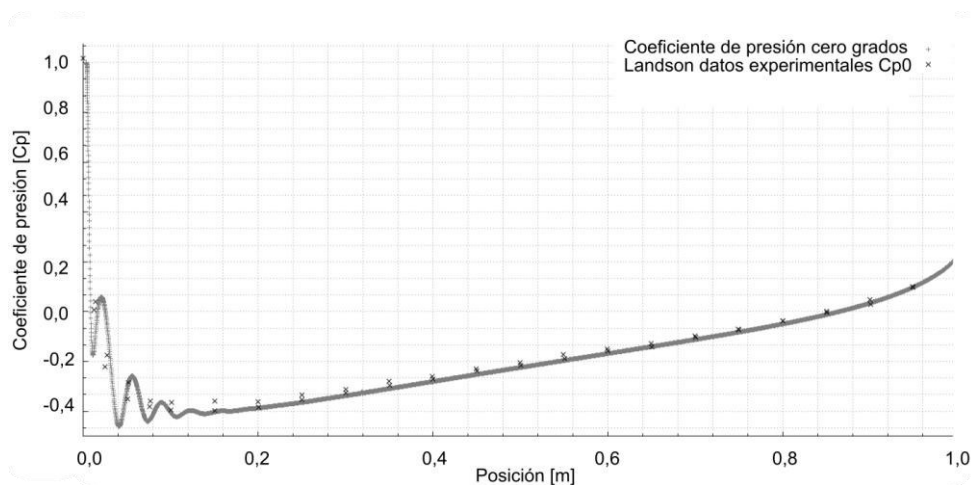


Figura 3.6. Validación de los coeficientes de presión a 0 grados de ángulo de ataque. (Fuente: propia)

De manera similar en la figura 3.7 se ilustran los resultados de la validación de los coeficientes de presión a un ángulo de ataque de 6 grados, en el cual los errores cerca de la parte delantera del perfil son mayores a los del resto de la curvatura. Sin embargo, los mismos se encuentran con un valor no mayor a 5% en la parte superior del perfil dentro del 10% inicial de la cuerda del perfil manteniendo la misma tendencia.

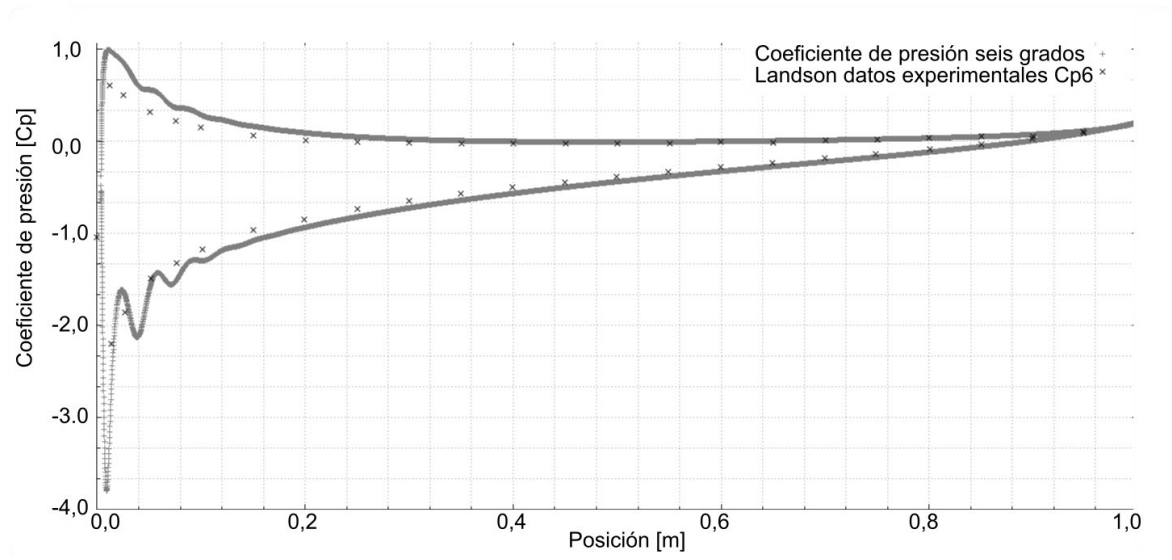


Figura 3.7. Validación de los coeficientes de presión a 6 grados de ángulo de ataque.
(Fuente: propia)

En la figura 3.8 se valida la malla para un ángulo de ataque de 10 grados comportándose de manera semejante y abarcando un error de hasta 2%, por lo cual su comportamiento es bastante parecido al real capturado por Landson. Para este caso los coeficientes de presión en la parte delantera inferior del perfil se obtienen coeficientes negativos bajos dentro del 10% de la cuerda mientras va incrementándose después de esta posición, en contraparte en la parte superior del perfil los coeficientes decrecen hasta salir del perfil, este comportamiento es el indicado para que exista sustentación.

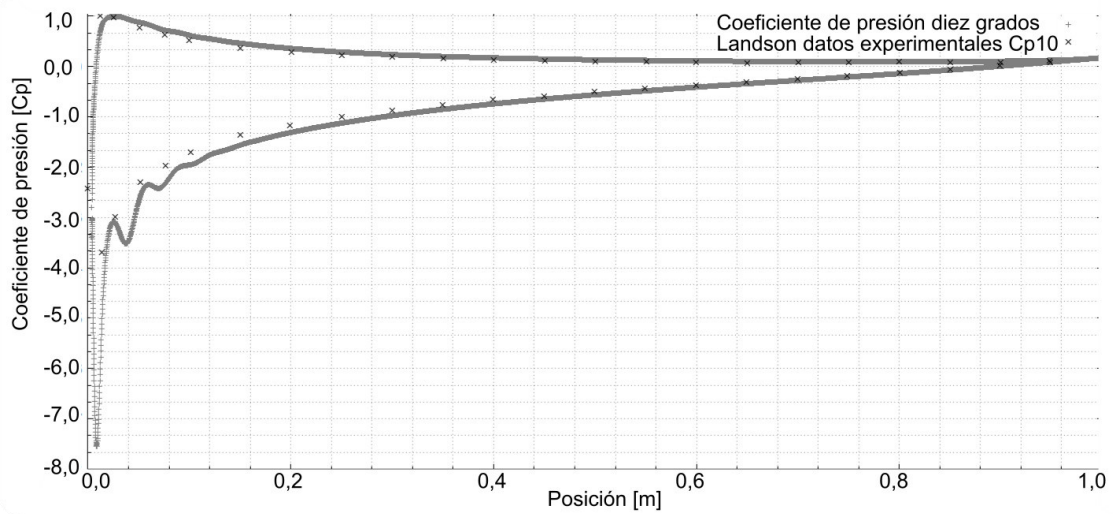


Figura 3.8. Validación de los coeficientes de presión a 10 grados de ángulo de ataque. (Fuente: propia)

Se valida la malla acorde a los coeficientes de presión finalmente a 12 grados de ángulo de ataque, con una tendencia similar en ambos casos y con errores menores al 1%. Los puntos más alejados están dentro del 2,5% de la cuerda en el borde superior del perfil, sin embargo, al ser el error bajo y presentarse en la zona de choque del flujo, se dice que la malla se valida con estos coeficientes.

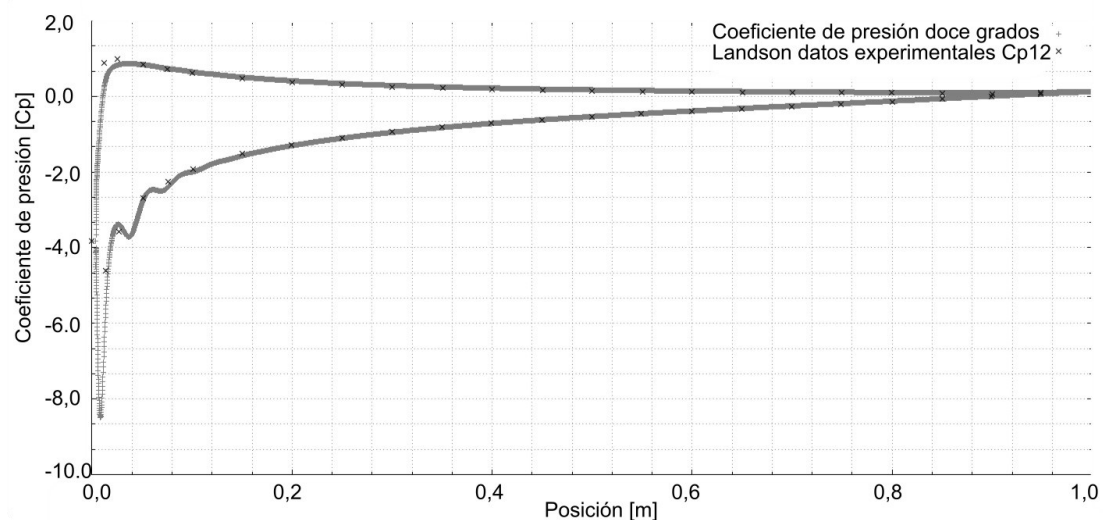


Figura 3.9. Validación de los coeficientes de presión a 12 grados de ángulo de ataque. (Fuente: propia)

En la tabla 3.5 se muestran los resultados de los coeficientes aerodinámicos a 0 6 10 y 12 grados comparados con los datos de la NASA. En este caso se observan que los errores son bajos en para ángulos de ataque de hasta 10 grados y se incrementan para 12 grados. En este sentido cabe destacar que los errores presentes en el coeficiente de sustentación varían de 1 a 2 %, y en el de arrastre los errores se incrementan hasta 8% debido a que

es un coeficiente que difícilmente es posible validarlo debido a diversas variables que engloba y de las suposiciones del caso. Sin embargo, los errores en general son menores al 15% lo cual valida el modelo.

Tabla 3.5. Coeficientes aerodinámicos a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación obtenidos y experimentales de Landson.

Ángulos ataque	CD	CL	Nasa Cd	Nasa Cl	Error	Error
0	0,0083	0,0001	0,0082	0,0001	-1%	1%
6	0,0099	0,6558	0,0107	0,6546	7%	0%
10	0,0134	1,0710	0,0124	1,0955	-8%	2%
12	0,0142	1,1022	0,0158	1,2600	10%	14%

(Fuente: Propia)

En las figuras 3.10. a 3.12 se presentan las gráficas de validación y comparación del coeficiente aerodinámico de sustentación, y arrastre en función del ángulo de ataque y la gráfica Cl vs Cd donde grafica obtenida en la simulación (verde) que compara con los resultados experimentales de 3 diversos autores Landson (celeste) Nasa (amarillo) y ABBOTT Y Von Doenhoff (morado)

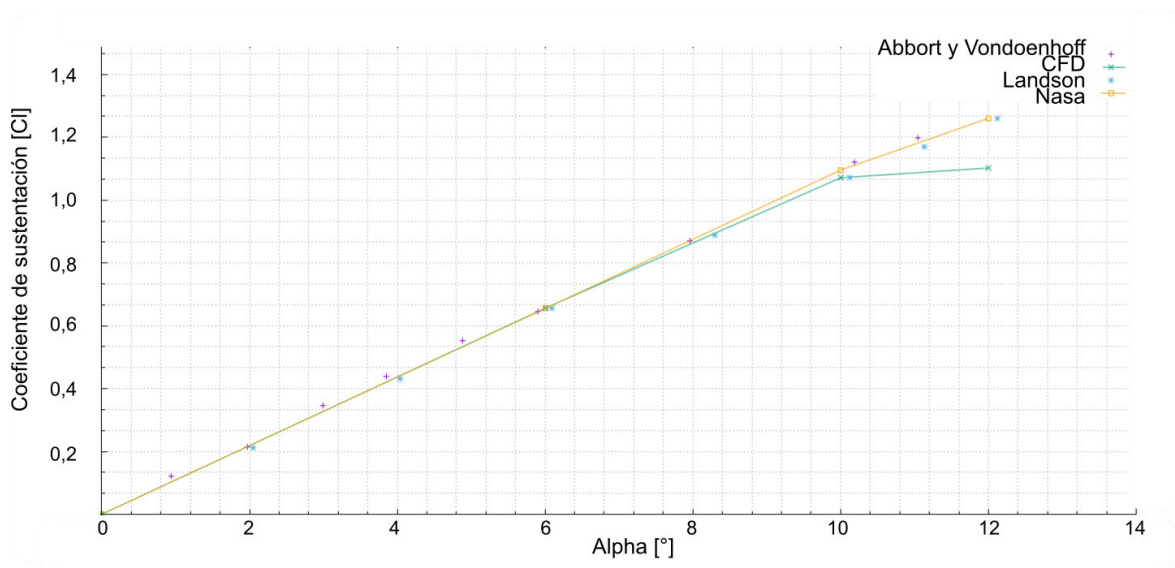


Figura 3.10. Coeficientes aerodinámicos de sustentación a diferentes ángulos de ataque experimentales, Nasa y CFD.

(Fuente: Propia)

En la figura 3.10 se observa la concordancia de los resultados del coeficiente de sustentación experimentales de 3 autores diferentes con los presentados en este trabajo manteniendo errores de menos del 5% sin embargo se observa una diferencia significativa para 12 grados de incidencia. Por otro lado, se comparan los coeficientes de arrastre en la

figura 3.11 en los cuales la diferencia entre varios autores difiere significativamente, pero mantiene una misma tendencia, reiterando mayores errores en el arrastre.

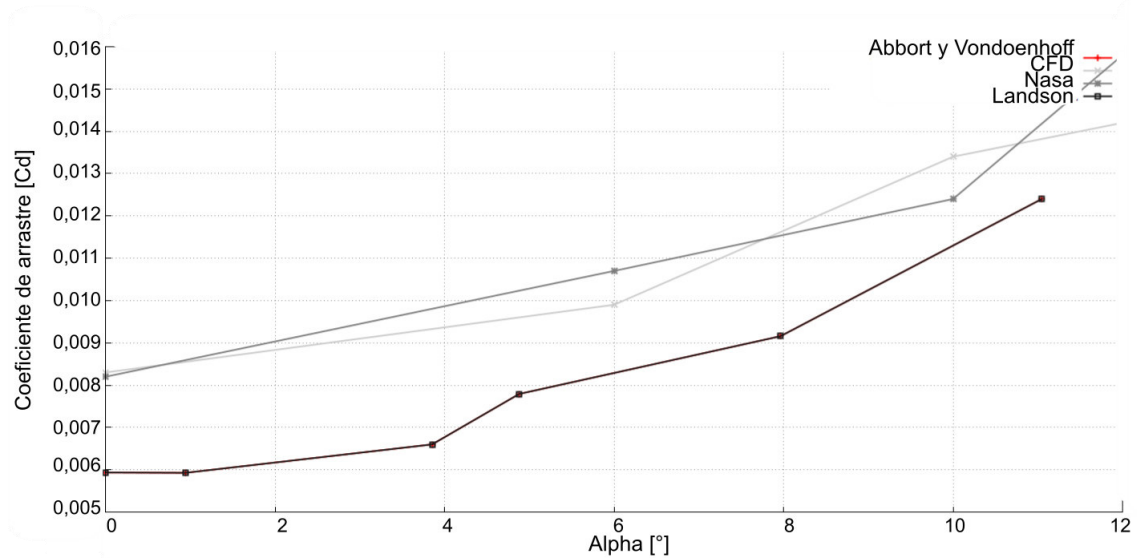


Figura 3.11. Coeficientes de arrastre a diferentes ángulos de inclinación de datos experimentales, Nasa y CFD (Fuente: Propia)

A manera de otra perspectiva en la figura 3.12 se muestran los coeficientes de arrastre vs sustentación experimentales, de la NASA y el CFD realizado en el cual se ve una gran semejanza entre las curvas de la NASA y el CFD, y con más sesgo con los datos experimentales de Lanson y más alejados los de Abbott, cabe destacar que influye significativamente la incidencia del aire sobre el perfil y el ángulo de ataque que lo hace que aumente o disminuya el error.

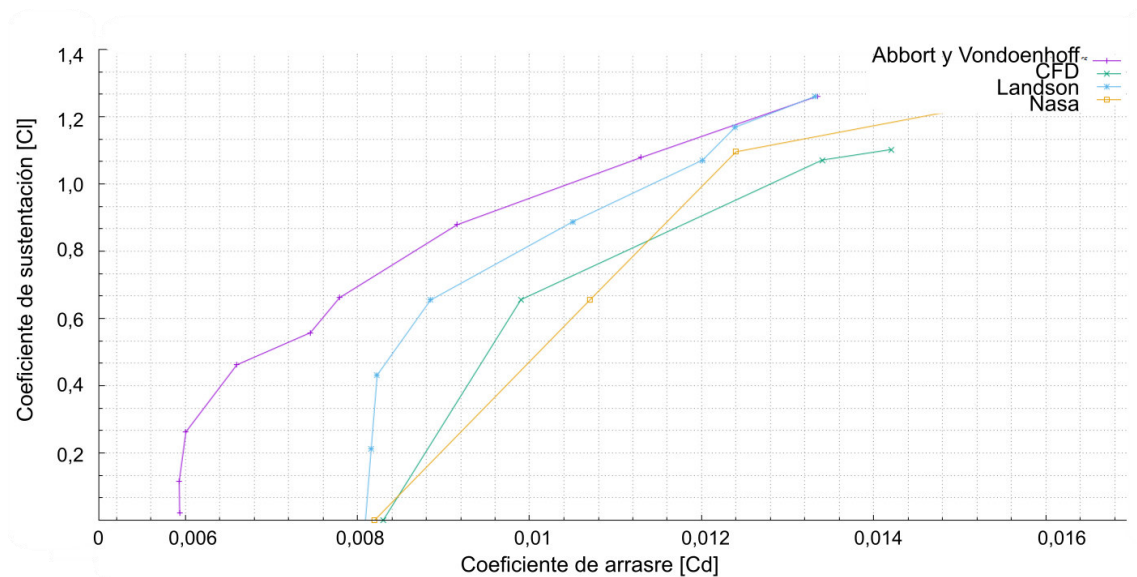


Figura 3.12. Validación con los coeficientes de sustentación vs arrastre Cl vs cd. (Fuente: Propia)

El modelo de turbulencia y las condiciones de contorno y de entrada del caso de estudio, cumplen un papel importante dentro de un análisis CFD, de acuerdo a las entradas del caso de estudio se obtienen los resultados, los cuales son comparables con los experimentales. El modelo de turbulencia debe ser validado debido a que los diferentes modelos generan diferentes aproximaciones de acuerdo a las variables que toman en cuenta y el orden al cual resuelven las ecuaciones detrás del computador. El modelo Spalart Allmaras fue utilizado por la facilidad de acceso a datos experimental que validan el modelo para el caso de estudio necesitado, con el modelo validado es posible utilizarlo dentro del estado estable y el estado transitorio del flujo en deformación. Las condiciones de entrada de velocidad y presión son consideradas para el caso de estudio en UAVs eléctricos a altura menor a 4000 metros y temperatura ambiente 15°C.

3.6. Características en estado estable

El caso de estudio se definió dentro del contexto de la gran aplicación de los UAVs en distintos campos que actualmente se manejan, con una cuerda de 0,240 metros, condiciones de Bajo-Reynolds, y condiciones atmosféricas a menos de 4000 metros de altitud, por lo que se utiliza una velocidad lineal de 10m/s como media para las simulaciones y se considera al fluido como incompresible debido a la condición de bajo Reynolds. Bajo estas condiciones y con un modelo de turbulencia validado Spalart-Allmaras, se obtuvieron los coeficientes aerodinámicos de los perfiles NACA0012, NACA4412 Y 8412 descritos a continuación.

NACA 0012.- Los resultados de los coeficientes de presión del perfil NACA 0012 se muestran en la figura 3.13. a diferentes ángulos de inclinación 0, 6 10 y 12 grados. Los resultados de los coeficientes de presión, de sustentación y arrastre sirven como referencia de valores para comparar los perfiles en estado estable, no estable y con la deformación para determinar sus beneficios potenciales de este último.

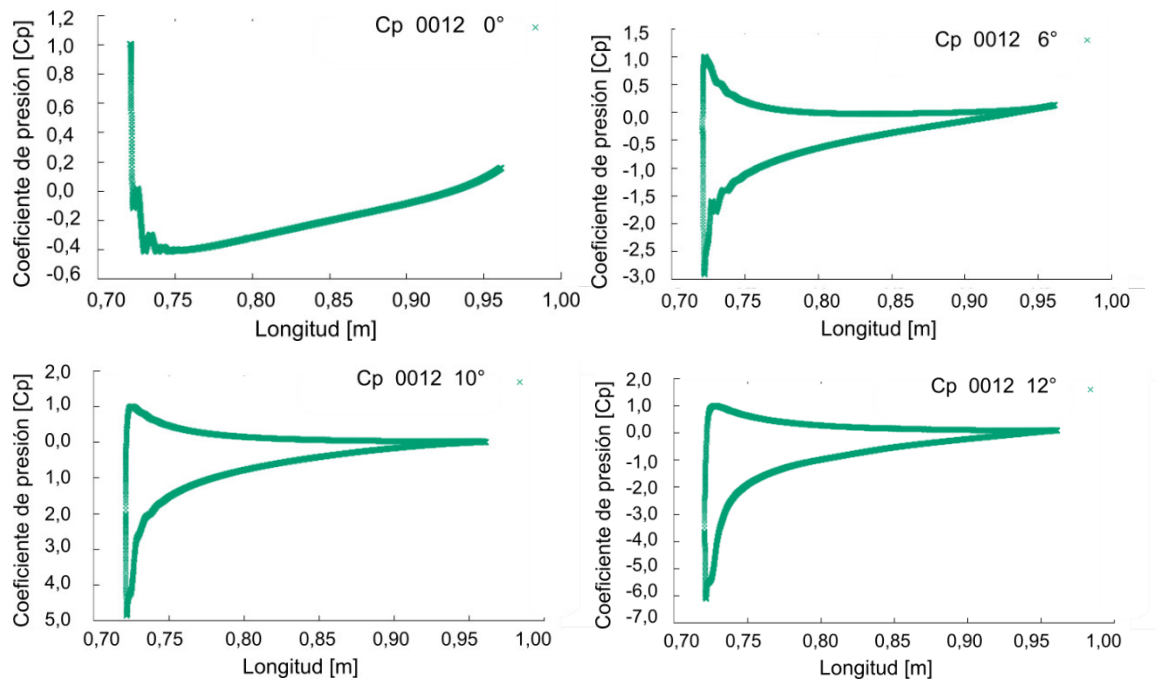


Figura 3.13. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.
(Fuente: propia)

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos en el proceso para 0, 6, 10 y 12 de ángulo de ataque se muestran en la Tabla 3.6. para el caso de estudio. Y en la figura 3.14. se muestra la gráfica de la relación entre ambos coeficientes.

Tabla 3.6. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 0012

Ángulos ataque	CD	CL
0	1,50E-02	0,00E+00
6	1,97E-02	6,05E-01
10	3,45E-02	9,06E-01
12	4,90E-02	1,22E+00

(Fuente: Propia)

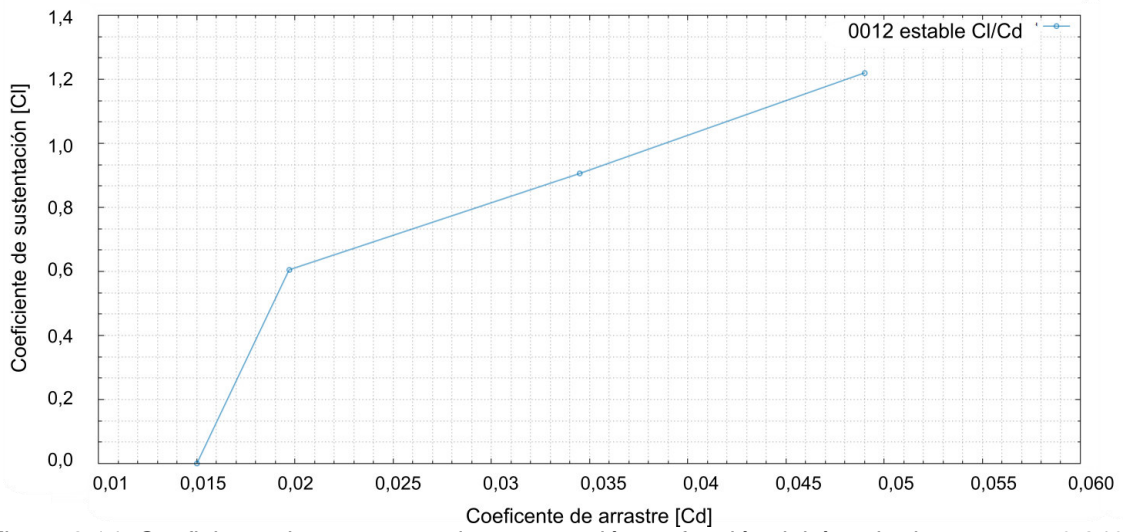


Figura 3.14. Coeficiente de arrastre vs de sustentación en función del ángulo de ataque $c=0.240m$ y condiciones caso de estudio.
(Fuente: propia)

NACA4412.- Los resultados de los coeficientes de presión del perfil NACA 4412 se muestran en la figura 3.15. a diferentes ángulos de inclinación 0, 6 10 y 12 grados.

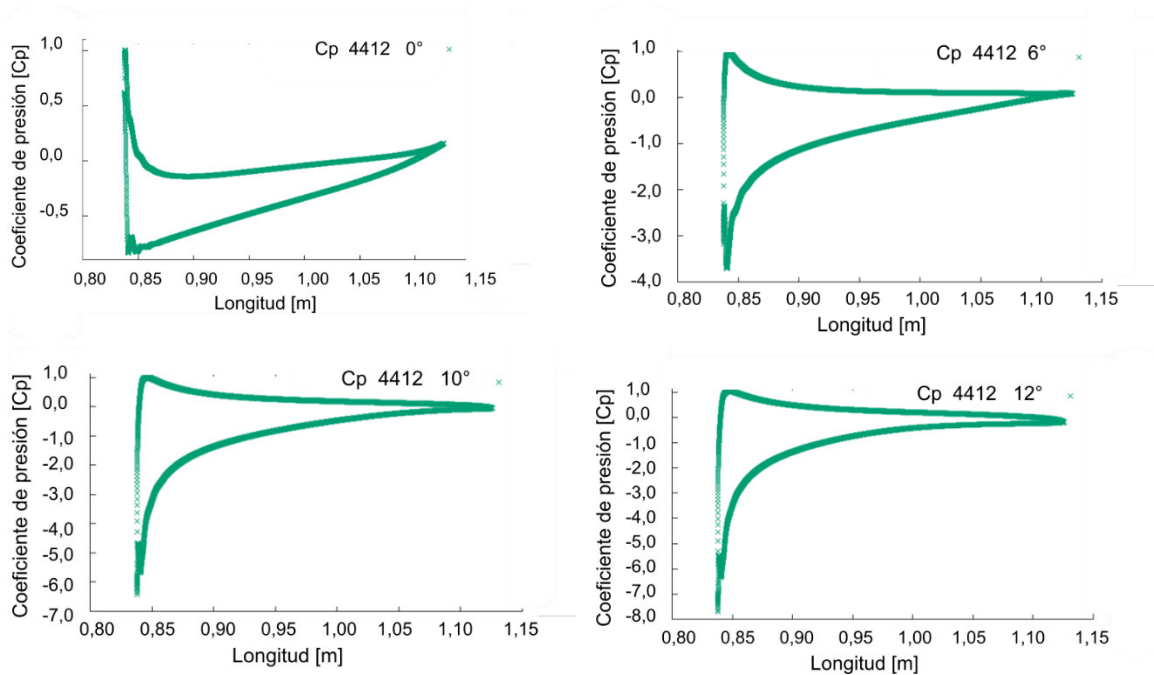


Figura 3.15. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.
(Fuente: propia)

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos en el proceso para 0, 6, 10 y 12 de ángulo de ataque se muestran en la Tabla 3.7. para el caso de estudio. Y en la figura 3.16. se muestra la gráfica de la relación entre ambos coeficientes

Tabla 3.7. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 4412

Ángulos ataque	velocidad x	input fluent x	velocidad y	input fluent y	CD	CL
0	10,0000	1,0000	0,0000	0,0000	1,86E-02	4,24E-01
6	9,9452	0,9945	1,0452	0,1045	2,71E-02	1,12E+00
10	9,8480	0,9848	1,7364	0,1736	4,74E-02	1,45E+00
12	9,7814	0,9781	2,0791	0,2079	8,39E-02	1,50E+00

(Fuente: Propia)

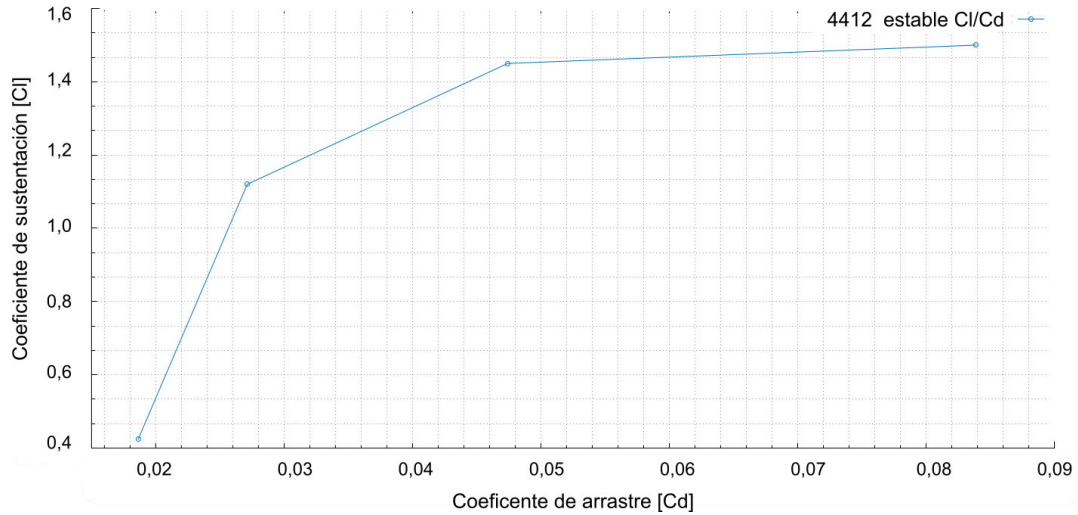


Figura 3.16. Coeficiente de sustentación vs arrastre a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación. (Fuente: propia)

NACA8412.- Los resultados de los coeficientes de presión del perfil NACA 8412 se muestran en la figura 3.17. a diferentes ángulos de inclinación 0, 6 10 y 12 grados.

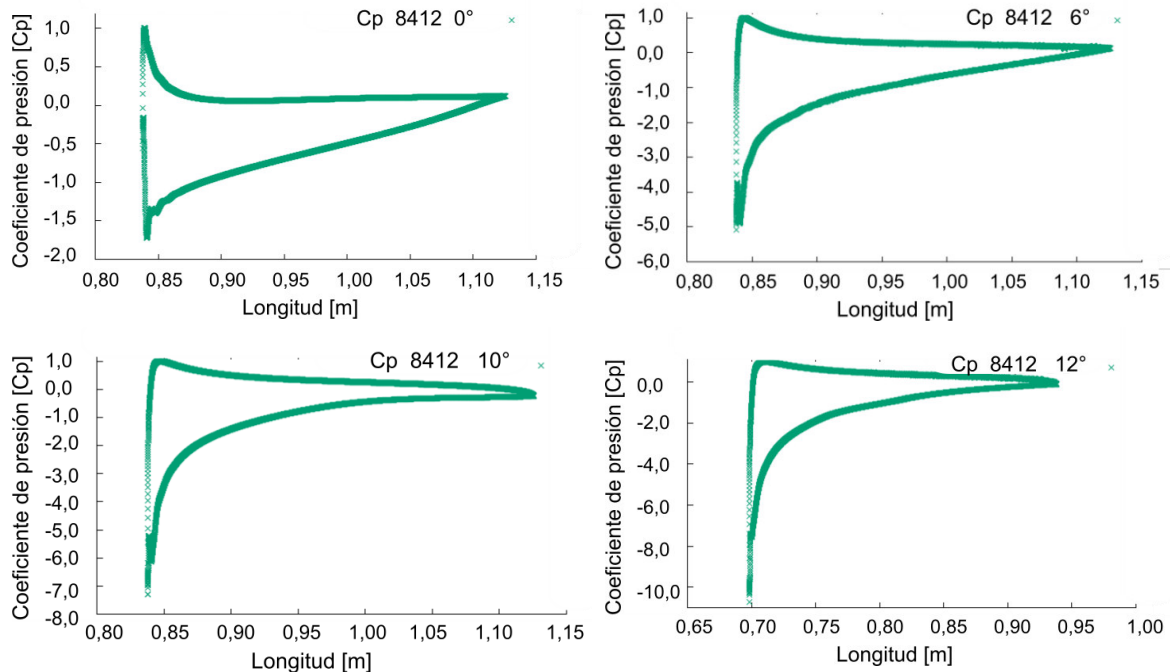


Figura 3.17. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación. (Fuente: propia)

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos en el proceso para 0, 6, 10 y 12 de ángulo de ataque se muestran en la Tabla 3.8. para el caso de estudio. Y en la figura 3.18. se muestra la gráfica de la relación entre ambos coeficientes.

Tabla 3.8. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 8412

Ángulos ataque	CD	CL
0	2,12E-02	8,36E-01
6	3,95E-02	1,52E+00
10	6,68E-02	1,61E+00
12	9,23E-02	1,73E+00

(Fuente: Propia)

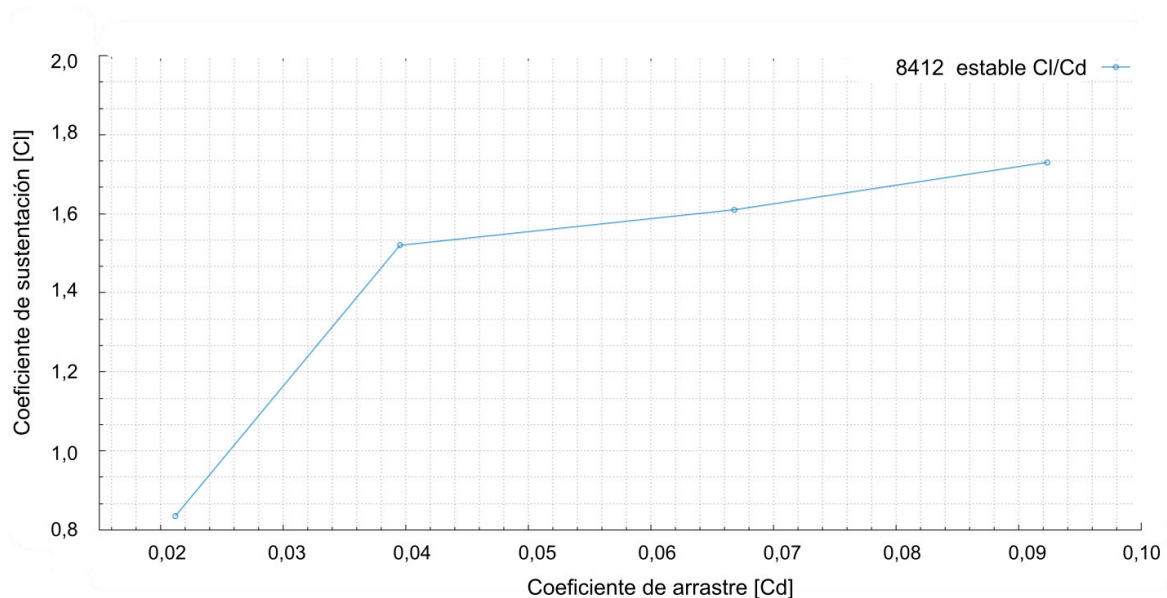


Figura 3.18. Coeficientes aerodinámicos a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.
(Fuente: propia)

Los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre ayudan a determinar el punto de operación óptimo en el cual una superficie sustentadora es más eficiente.

En este sentido un análisis en estado estable de los perfiles NACA 0012, NACA 4412 y 8412 nos indica que el perfil analizado individualmente tiene un óptimo de acuerdo con la curvatura de este. Como se puede observar en la tabla 3.9. El análisis de las figuras Cl vs Cd de cada uno que muestran al perfil 8412 presenta una mayor sustentación con respecto al arrastre hasta el ángulo de ataque de 12°, de la misma forma al comparar a la misma inclinación los perfiles 4412 y 0012, se observa en la figura 3.19 que presentan menor sustentación respectivamente debido a esto su máxima eficiencia en estos perfiles es a 10 grados de inclinación.

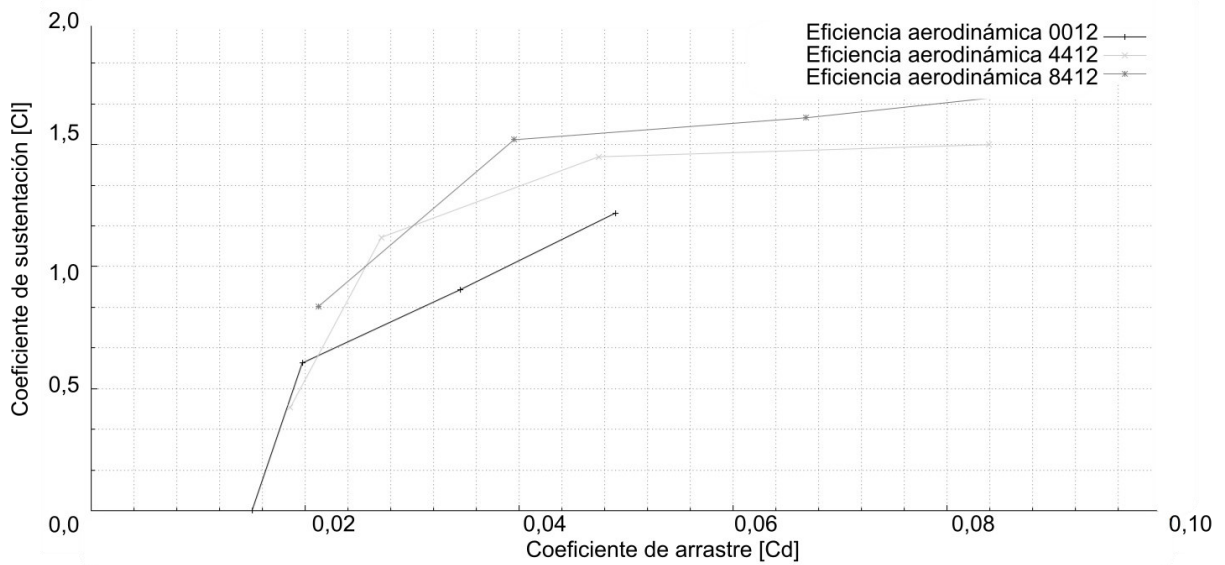


Figura. 3.19. Punto óptimo de trabajo en estado estable de los perfiles aerodinámicos estudiados. (Fuente propia)

Tabla 3.9. Coeficientes aerodinámicos óptimos para cada perfil

Ángulos	0012		4412		8412	
	CL	CD	CL	CD	CL	CD
0	0,0000	0,0153	4,24E-01	1,86E-02	8,36E-01	2,13E-02
6	0,6051	0,0197	1,12E+00	2,71E-02	1,55E+00	4,57E-02
10	0,9060	0,0345	1,45E+00	4,74E-02	1,58E+00	8,10E-02
12	1,2200	0,0490	1,50E+00	8,39E-02	1,73E+00	9,23E-02

(Fuente: Propia)

3.7. Características en estado no-estable

De la misma forma que las características en estado estable se realizan en estado no-estable, para determinar que en ambos casos se obtienen resultados similares y que por lo tanto se pueden usar en la obtención de resultados en estado transitorio con la deformación del perfil.

NACA 0012.- Los resultados de los coeficientes de presión en estado no-estable del perfil NACA 0012 se muestran en la figura 3.20. a diferentes ángulos de inclinación 0, 6 10 y 12 grados.

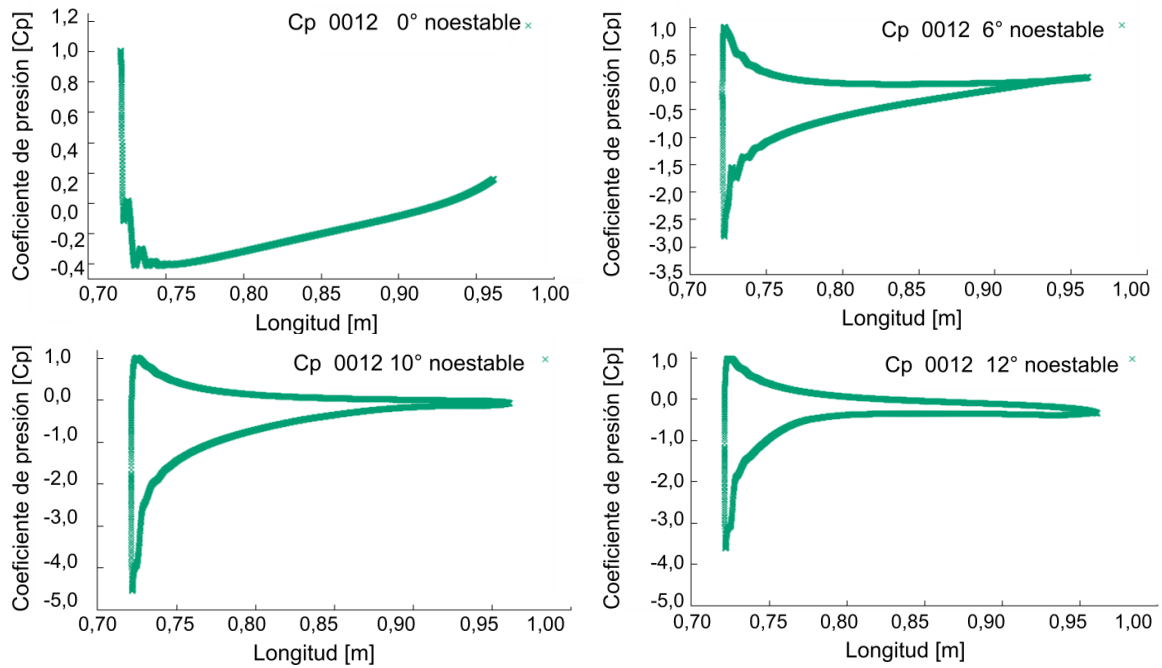


Figura 3.20. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación en estado no estable. (Fuente: propia)

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos en el proceso para 0, 6, 10 y 12 de ángulo de ataque se muestran en la Tabla 3.10. en estado no estable para el caso de estudio. Y en la figura 3.21. se muestra la gráfica de la relación entre ambos coeficientes.

Tabla 3.10. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 0012 en estado no estable

Ángulos ataque	CD	CL
0	1,58E-02	9,83E-05
6	1,98E-02	5,95E-01
10	3,85E-02	8,38E-01
12	8,09E-02	6,12E-01

(Fuente: Propia)

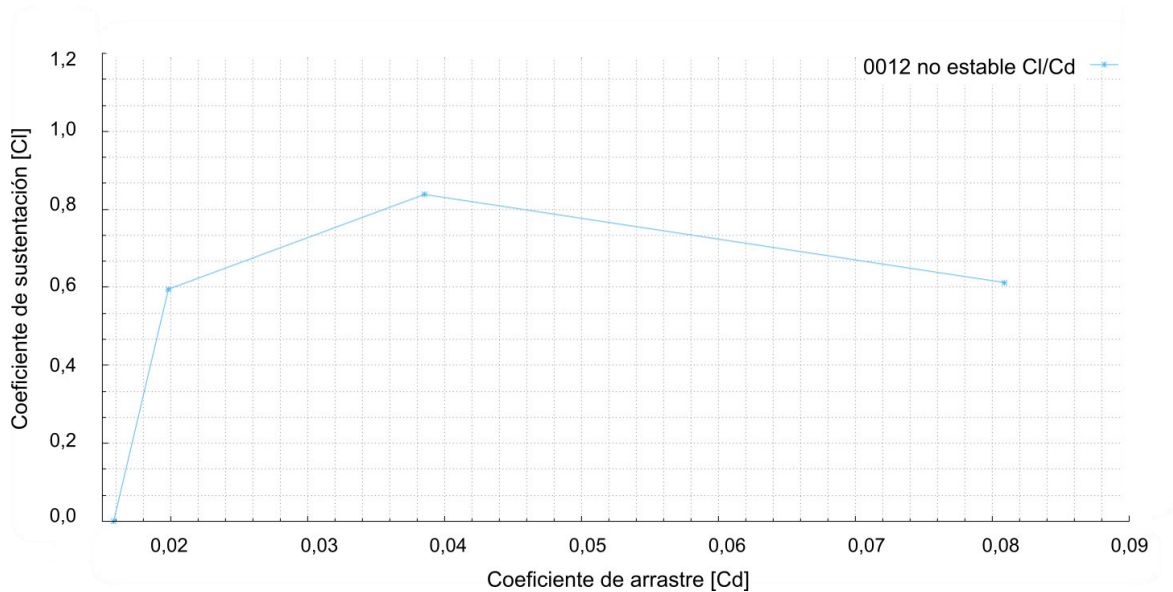


Figura 3.21. Coeficientes aerodinámicos en estado no estable a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.
(Fuente: propia)

NACA4412.- Los resultados de los coeficientes de presión en estado no-estable del perfil NACA 4412 se muestran en la figura 3.22. a diferentes ángulos de inclinación 0, 6 10 y 12 grados.

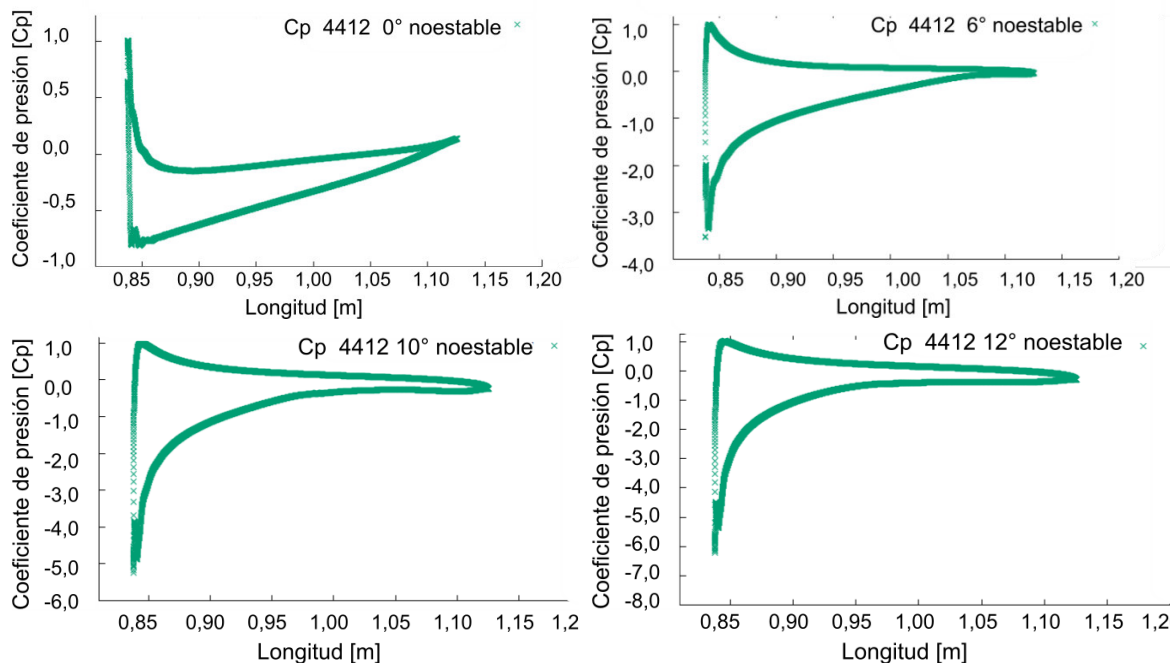


Figura 3.22. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.
(Fuente: propia)

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos en el proceso para 0, 6, 10 y 12 de ángulo de ataque se muestran en la Tabla 3.11. en estado no estable para el caso de estudio. Y en la figura 3.23. se muestra la gráfica de la relación entre ambos coeficientes.

Tabla 3.11. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 4412 en estado no-estable

Ángulos ataque	CD	CL
0	1,89E-02	4,19E-01
6	2,73E-02	1,10E+00
10	5,07E-02	1,44E+00
12	9,73E-02	1,30E+00

(Fuente: Propia)

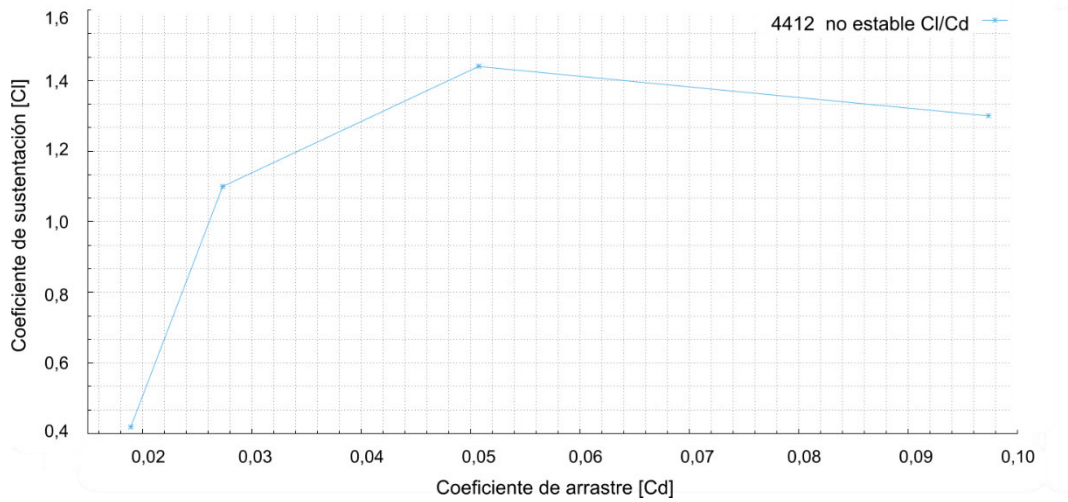


Figura 3.23. Coeficientes aerodinámicos en estado no estable a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.

(Fuente: propia)

NACA8412.- Los resultados de los coeficientes de presión en estado no-estable del perfil NACA 8412 se muestran en la figura 3.24. a diferentes ángulos de inclinación 0, 6 10 y 12 grados.

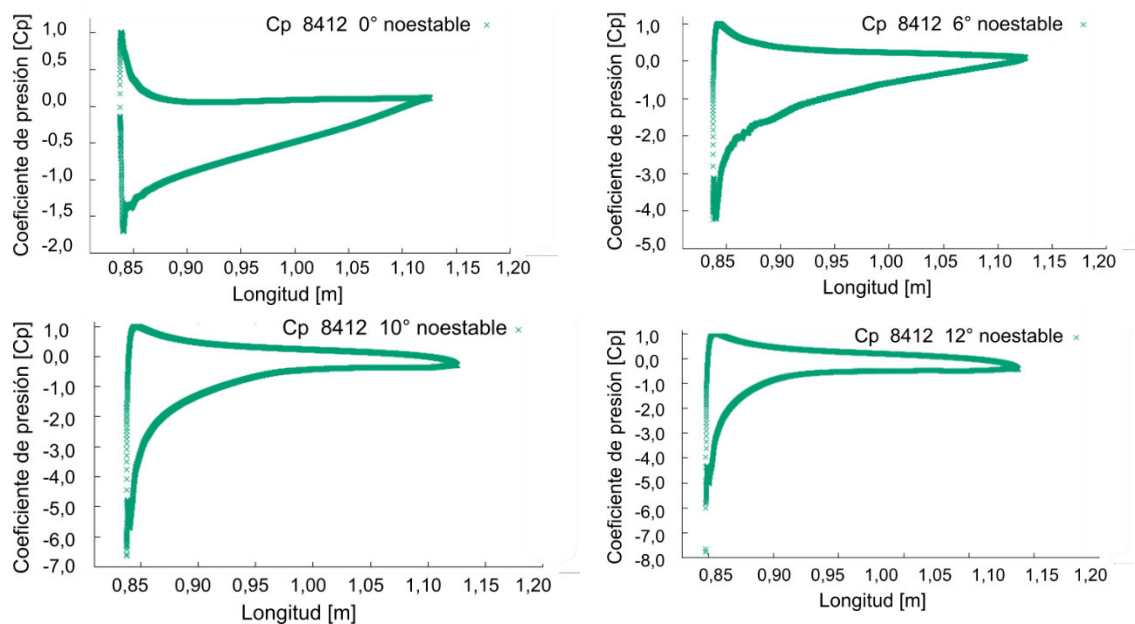


Figura 3.24. Coeficientes de presión a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación en estado no estable.

(Fuente: propia)

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos en el proceso para 0, 6, 10 y 12 de ángulo de ataque se muestran en la Tabla 3.12. en estado no estable para el caso de estudio. Y en la figura 3.25. se muestra la gráfica de la relación entre ambos coeficientes.

Tabla 3.12. Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 8412 en estado no estable

Ángulos ataque	CD	CL
0	2,15E-02	8,26E-01
6	6,65E-02	1,44E+00
10	9,48E-02	1,48E+00
12	1,31E-01	1,10E+00

(Fuente: Propia)

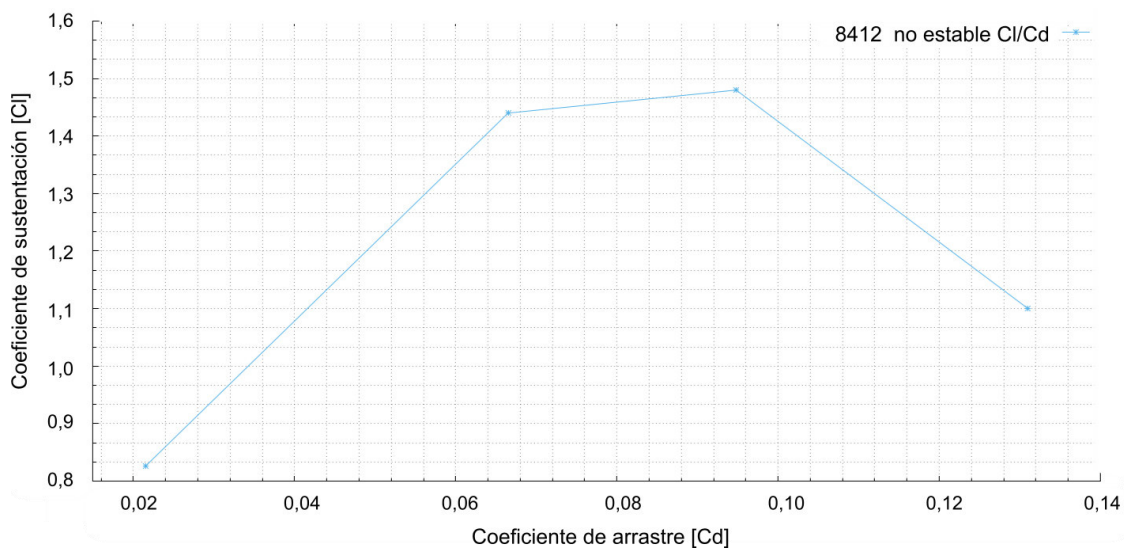


Figura 3.25. Coeficientes aerodinámicos en estado no estable a 0, 6, 10 y 12 grados de inclinación.
(Fuente: propia)

En estado transitorio la respuesta de los coeficientes aerodinámicos varía en el tiempo debido a múltiples variables, además si se considera al fluido como compresible, sus propiedades producen una variación de acuerdo con el tiempo de interés requerido. Considerando que el caso de estudio es para bajo número de Reynolds y número de mach menores a 1, el aire es considerado incompresible y por lo tanto sus propiedades constantes en el tiempo. Este análisis se lo realiza para analizar los coeficientes en el transcurso de tiempo que dura la deformación del perfil y mostrar el cambio en este lapso mostrados en la figura 3.26. En la tabla 3.13 se muestran los coeficientes obtenidos cercanos a los obtenidos en el estado estable con errores bajo el 10 % en ángulos de ataque menores a 10° lo que garantiza que en este tiempo de deformación mantenemos

un margen de seguridad en el que las consideraciones de las propiedades del fluido constantes e incompresibles son adecuadas. Sin embargo, para 12° de ángulo de ataque el error aumenta a 15% o más comprobando baja confiabilidad en los resultados debido al comportamiento y separación del flujo.

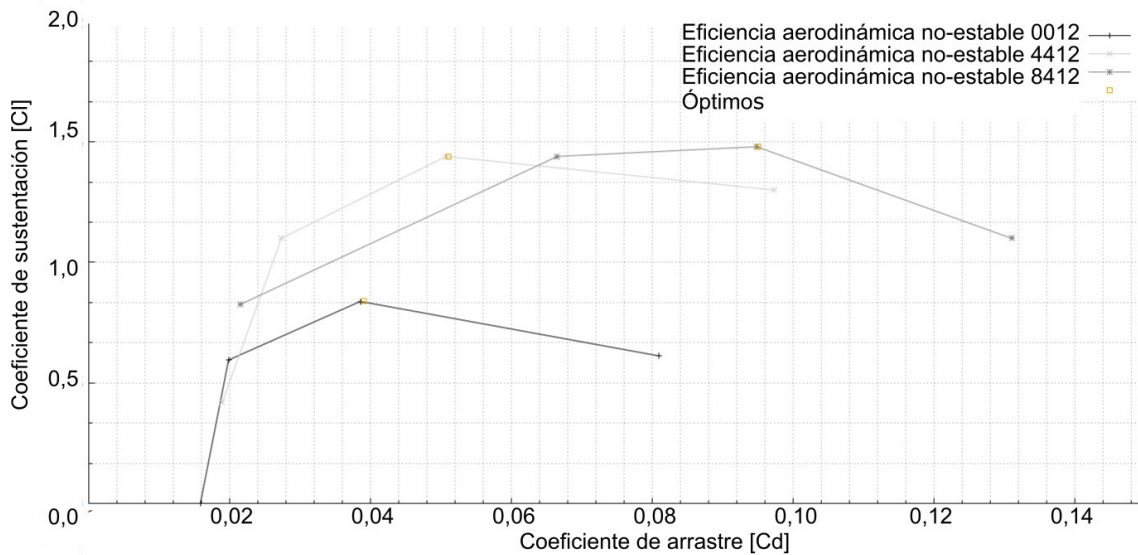


Figura. 3.26. Punto óptimo de trabajo en estado estable de los perfiles aerodinámicos estudiados. (Fuente propia)

Tabla 3.13. Coeficientes aerodinámicos óptimos para cada perfil

Ángulos	0012		4412		8412	
	CL	CD	CL	CD	CL	CD
0	9,83E-05	1,58E-02	4,19E-01	1,89E-02	8,26E-01	2,15E-02
6	5,95E-01	1,98E-02	1,10E+00	2,73E-02	1,44E+00	6,65E-02
10	8,38E-01	3,85E-02	1,44E+00	5,07E-02	1,48E+00	9,48E-02
12	6,12E-01	8,09E-02	1,30E+00	9,73E-02	1,10E+00	1,31E-01

(Fuente: Propia)

3.8. Modelo de acople para desarrollo del movimiento dinámico del y deformación de la geometría

Mediante la herramienta Dynamic Mesh de Ansys Fluent se enlazó el código de deformación del perfil dentro de la simulación inestable. Para esto el código se observa en el anexo 5. En el cual el tiempo de deformación es tomado de forma experimental dentro del túnel de viento subsónico.

El UDF utilizado para especificar la función de malla dinámica y la transformación de perfiles del NACA 0012 al 8412 es escrito en lenguaje C, con el uso de librerías como unsteady.h y dynamesh_tools.h como primer paso del código de deformación.

Para ello se declaran como variables constantes la cuerda del perfil c y los valores M y P correspondientes a los valores de máxima curvatura que es el primero de los 4 dígitos del perfil NACA y P la localización de máxima curvatura respectivamente.

El código mantiene como parámetro a la velocidad definida en términos diferenciales como la razón entre un diferencial de la distancia y el tiempo dx/dt . La posición final del perfil en cada paso de tiempo se obtuvo al multiplicar la velocidad de deformación que se define como la derivada de la posición en el punto final, es decir en el perfil 8412 por un periodo de tiempo definidos dentro de la interfaz gráfica de Ansys Fluent.

```
#include "udf.h"
#include "unsteady.h"
#include "dynamesh_tools.h"
#include "udf.h"

#define c 0.240
#define thick 0.0288
#define M 0.0192
#define P 0.096

DEFINE_GRID_MOTION(leadup, domain, dt, time, dtime)
{
    Thread* tf;
    face_t f;
    int n;
    Node* v;
    real alpha, theta, x, x1, ymag, yt1, yfull, y, thetatrail, thetalead;

    /* get the thread pointer for which this motion is defined */
    tf = DT_THREAD(dt);
    begin_f_loop(f, tf)
    {
        f_node_loop(f, tf, n)
        {
            v = F_NODE(f, tf, n);

            yt1 = (c * thick / (0.2)) * (0.2969 * sqrt((NODE_X(v) -
0.69787) / c) - 0.1260 * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) - 0.3516 * ((NODE_X(v) -
0.69787) / c) * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) + 0.2843 * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) *
((NODE_X(v) - 0.69787) / c) * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) - 0.1036 * ((NODE_X(v) -
0.69787) / c) * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) *
((NODE_X(v) - 0.69787) / c));
            thetatrail = atan((2 * M / ((P) * (P))) * (P - (NODE_X(v) -
0.7282)));
            ymag = (M / (P * P)) * (2 * P * (NODE_X(v) - 0.69787) -
(NODE_X(v) - 0.69787) * (NODE_X(v) - 0.69787)) - yt1 *
cos(thetatrail);/*upperleading*/
            y = (ymag);

            NODE_Y(v) = NODE_Y(v) + (y)* dtime;
        }
    }
    end_f_loop(f, tf);
}
```

3.9. Características en estado transitorio

Las características en estado transitorio dependen del tiempo de deformación del perfil a los perfiles objetivos, en este sentido se parte del tiempo medido experimentalmente para luego colocarlo dentro del tiempo de simulación detallados a continuación.

Tiempo de deformación experimental. - El tiempo de deformación de la geometría depende de la elasticidad del material y de la geometría de las ranuras que permiten la deformación, el esfuerzo de la deformación viene dado de acuerdo a los servomotores que generan el movimiento. De todas las mediciones de tiempo realizadas, se eliminaron los valores atípicos y se obtuvo un promedio de 0,2 segundos para el perfil NACA 4412 y 0,4 segundos para el 8412. Los cuales toman en cuenta las variables mencionadas inicialmente y las cargas aerodinámicas a las condiciones del caso de estudio.

Tiempo de simulación CFD. - El tiempo de deformación total dentro del código es introducido dentro de la multiplicación del paso del tiempo y el número de pasos para su análisis de lo cual su producto resulta el tiempo total de deformación.

El tiempo de deformación es importante para la comparación de resultados del comportamiento del fluido en este estado transitorio de un perfil a otro. Pues es el parámetro condicional para que el caso estudiado en Ansys sea comparado con el comportamiento de flujo real dentro del túnel de viento.

La verificación de obtener el perfil deseado se lo obtiene en el post proceso con el uso de la gráfica de la posición de la malla en el eje y que se observa en la figura 3.27, en el cual se verifican los desplazamientos correspondientes al 8412 y 4412 en el último punto del perfil de valor 0,0186 y 0,0093 respectivamente.

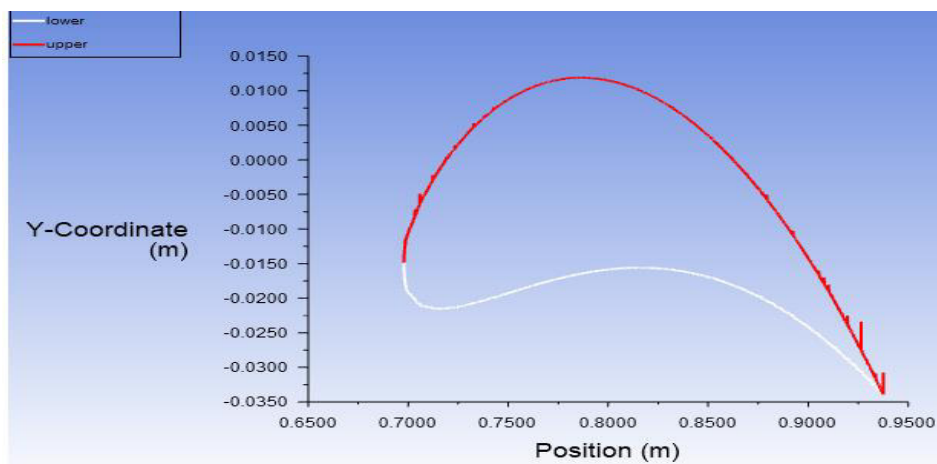

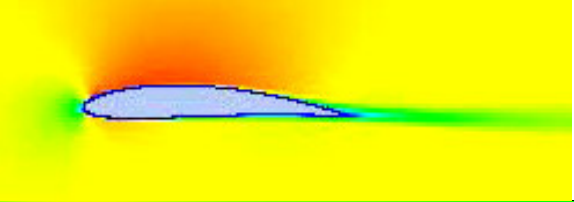

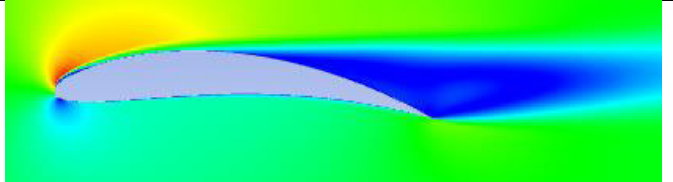


Figura 3.27. Deformación y movimiento de los nodos en el eje y desde el perfil base 0012 al 8412. (Fuente: propia)

3.10. Comparación de la curvatura variable según la visualización de perfil de velocidades del flujo.

Al comparar los resultados de visualización del flujo en el túnel de viento y la simulación en Ansys en la tabla 3.14 se observa el comportamiento del flujo, a los 0,2 segundos, los puntos de separación debido a la transformación y los beneficios en la transformación de perfiles. Se han comparado los resultados a 0° y 10° de inclinación al perfil aerodinámico 0012 hasta los 0,2 segundos (NACA 4412) en el túnel de viento comparando los resultados con la simulación dinámica en el mismo punto de separación del flujo y las líneas de flujo de humo sobre el perfil mientras se deforma.

Tabla 3.14. Comparación visual del comportamiento de flujo experimental y CFD

Ángulo de ataque	Experimental	Simulación dinámica
0°		
10°		

(Fuente: propia)

En la tabla se muestran los resultados experimentales y de la simulación al transcurrir 0,2 segundos a los cero y diez grados de ángulo de ataque, en el primer caso el tratamiento de las imágenes se escala en Autocad para encontrar el punto de separación del flujo en ambos casos, para los resultados experimentales se obtiene que en un porcentaje de 1/3 de la cuerda aparece la separación de flujo con una incertidumbre de medición de 0,007; en comparación con la simulación que ocurre a 0,28 desde la parte posterior, es decir con un error de 7% en el segundo caso de 10° de análisis con un tratamiento similar de los datos se obtiene que la separación del flujo experimental se da en 0,5 de la cuerda con incertidumbre de 0,006 vs el 0,48 obtenida en la simulación presentando un error de 4% entre estos resultados.

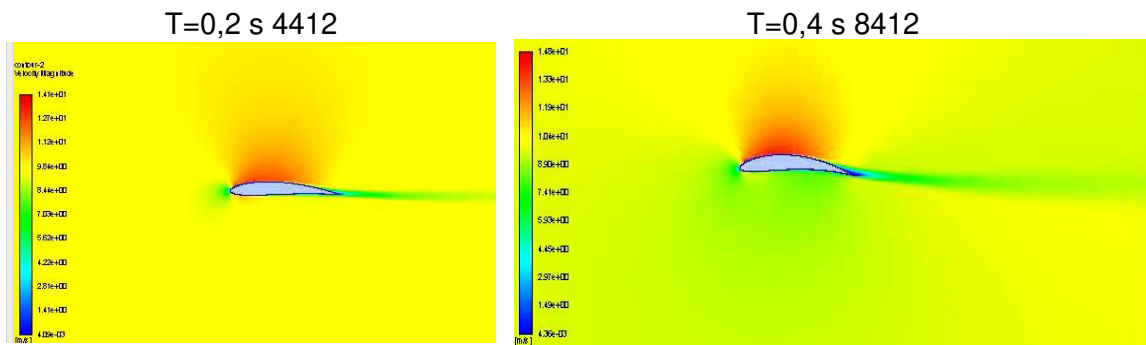
Los errores introducidos en el análisis se deben considerar debido a los involucrados en cualquier experimento, los errores de calibración del túnel de viento, la inclinación de la

cámara para la captura de resultados y errores de la toma de tiempo inherentes a los instrumentos y al error humano deben considerarse como parte de la generación de estos resultados. Por el otro lado las simulaciones dependen mucho de los sistemas que detrás se encuentran involucrados, método de turbulencia, discretización del dominio, y mallado que son fundamentales para analizar los resultados de manera concreta. Sin embargo, como podemos observar en la figura 3.26 que la diferencia entre lo obtenido esta más lejos de la capa límite y que el flujo mantiene la tendencia y similitud de forma con los resultados experimentales. Podemos concluir que los errores introducidos son despreciables y el caso ha sido validado.

3.11. Perfil de presión y velocidad de la transformación de 0012 a 4412 y 8412

Los resultados de la transformación del perfil aerodinámico 0012 hasta 8412 genera varios comportamientos en el perfil de velocidades y presiones del fluido que se generan en distintas posiciones en el perfil. Se tomaron las imágenes de las simulaciones de velocidad mírese en la figura 3.28 y presión en la figura 3.29 en el cual el tiempo $t=0,2s$ equivalente al comportamiento del perfil 4412, y $0,4s$ correspondiente al 8412 a cero grados de inclinación. En el cual podemos observar el comportamiento del fluido a través del tiempo en cada paso de la transformación de los perfiles.

En la figura 3.28 se observa como en el tiempo $0,2$ la velocidad máxima sobre el perfil es de 14 m/s mientras que cuando se llega al perfil 8412 al tiempo $0,4$ segundos aumenta el máximo de la velocidad legando a $14,8$ m/s además se observa la zona de máxima velocidad (en la parte superior delantera del perfil) se reduce debido al desplazamiento del punto de separación del flujo mientras cambia de geometría y llega al perfil 8412. También se observa como en todos los puntos del perfil que se deforma la velocidad se incrementa de manera proporcional, así en la zona central donde no existe deformación no hay cambio significativo de la velocidad.



Perfil de velocidades durante la transformación 0012 al 8412

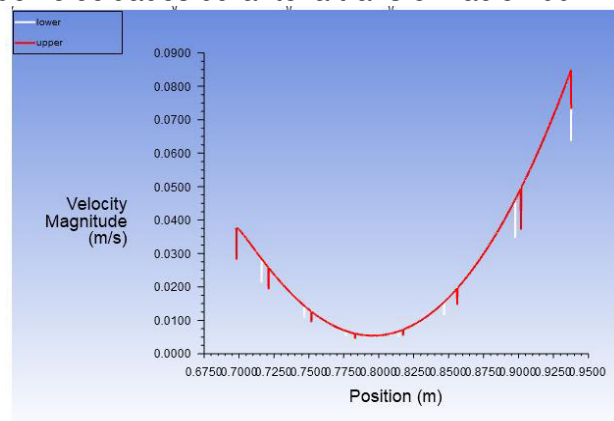
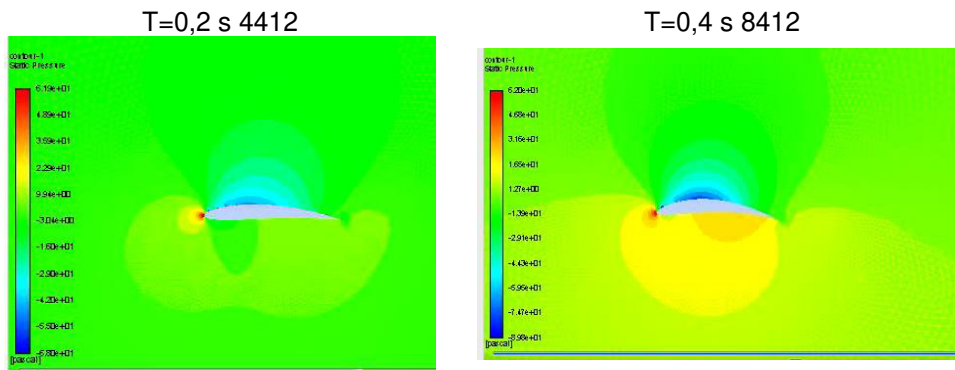


Figura 3.28. Perfil de velocidades en $t=0,2$ correspondiente al 4412 y $0,4$ s correspondiente al perfil 8412.
(Fuente: propia)

Así mismo en la figura 3.29 se observa el perfil de presiones en los dos tiempos $0,2$ segundos en 4412 y en $0,4$ segundos 8412. Los valores de presión máxima se encuentran en la nariz del perfil, y las zonas de menor presión en la parte superior. Además, se observa como en la parte inferior la presión cambia y aumenta desde cuando el perfil está en 4412 hasta el 8412 después de los $0,4$ segundos, lo que garantiza el mejoramiento de la sustentación en el tiempo durante la deformación del mismo. A continuación, se muestra la imagen del perfil del coeficiente de presión al final de la transformación, y se observa la distorsión comparada con un perfil sin deformación 0012 o 8412 (mírese figura 3.13 y 3.17) de la misma forma se observa una mayor distorsión en la parte inferior del perfil donde existe mayor variación de la presión durante el tiempo de transformación. También se observa que en la zona de mayor deformación (parte posterior del perfil) justo en la zona inferior el coeficiente de presión cambia de -2 a $1,66$ en tan solo $0,2$ segundos que tarda en alcanzar el perfil 8412, generando un beneficio significativo que en ninguna otra área se destaca de manera similar.



Perfil de presiones durante la transformación 0012 al 8412

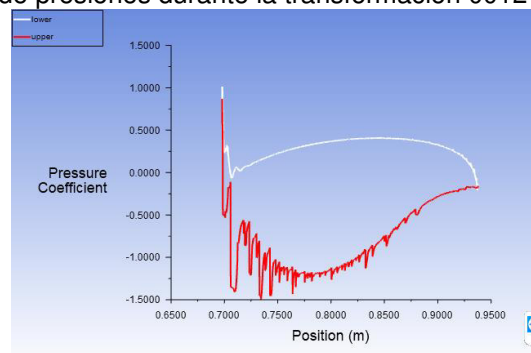
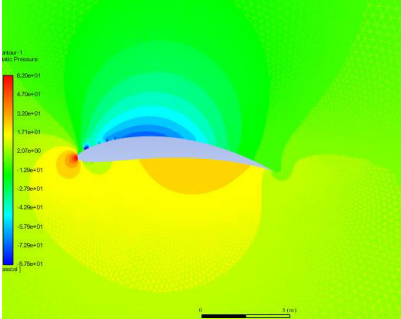
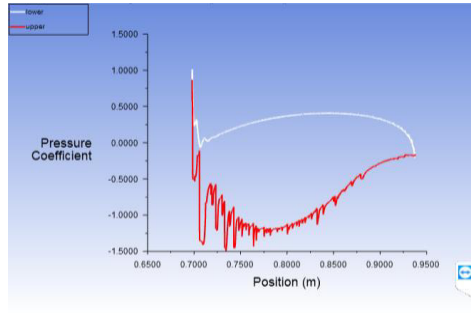
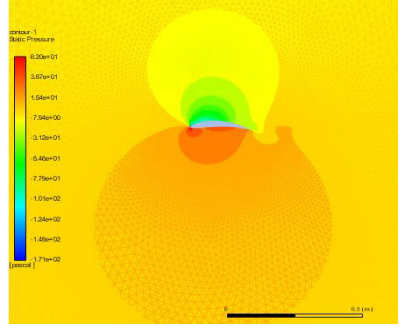
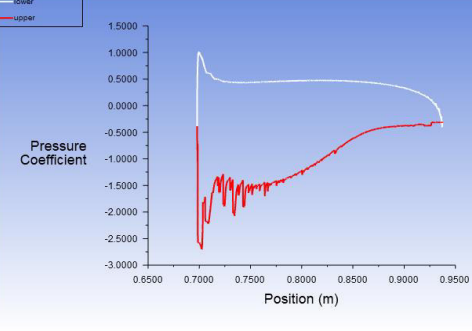
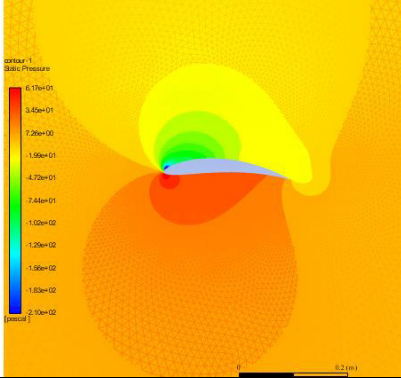
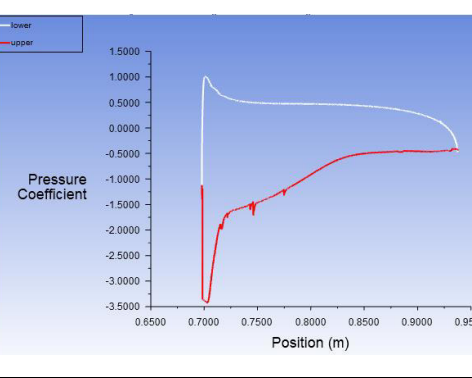
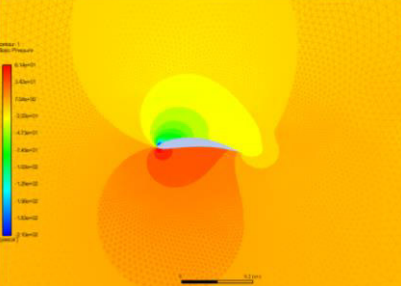
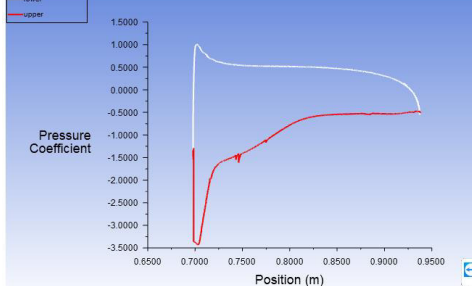


Figura 3.29. Perfil de presiones en $t=0,2s$ y $0,4s$ correspondiente al perfil 4412 y 8412. (Fuente: propia)

Se presentan los resultados del perfil de presiones a 0, 6, 10 y 12 grados de ángulo de ataque al llegar a la deformación final en la tabla 3.15. Como puede observarse el perfil de presiones cambia al tiempo de 0,4 s de diferentes formas de acuerdo al ángulo de ataque. Así para cero grados de ángulo de ataque la distribución de presiones en la parte inferior es menor que la de seis grados de la misma forma con el de diez grados, sin embargo, entre el de 10 y 12 grados de ángulo de ataque no existe una variación significativa. De la misma forma en la parte superior del perfil, se obtiene un perfil de presiones que se incrementa, pero a una tasa mucho menor, y así mismo entre 10 grados y 12 grados no hay cambios significativos. Por otro lado, se observa que los cambios son más significativos en las zonas de deformación observándose dos campos de presiones bajo el perfil claramente diferenciables a cero y seis grados, en cambio a 10 y 12 grados los dos campos se encuentran y presenta otra distribución. En este sentido, se puede ver como en todo el perfil aerodinámico al tiempo de 0,4 segundos cuando se ha deformado a 8412, el perfil de presiones se incrementa, siendo la parte inferior del perfil la distribución se incrementa a una tasa mayor que la parte superior de la curvatura. Y la importancia en de que los puntos de deformación son los que generan mayores cambios en la presión.

Tabla 3.15. Perfil de presiones en $t=0,4$ s correspondiente al perfil 8412.

Ángulo de ataque	Presiones $t=0,4$ s	Perfil de presiones $t=0,4$ s
0°		
6°		
10°		
12°		

(Fuente: propia)

3.12. Coeficientes aerodinámicos de la transformación de 0012 a 4412 y 8412.

Los coeficientes aerodinámicos durante la transformación desde el perfil base 0012 al 8412 pasando por 4412 se muestran de forma creciente en el caso del arrastre en la figura 3.30 y en el coeficiente de sustentación en la figura 3.31 durante el tiempo de deformación.

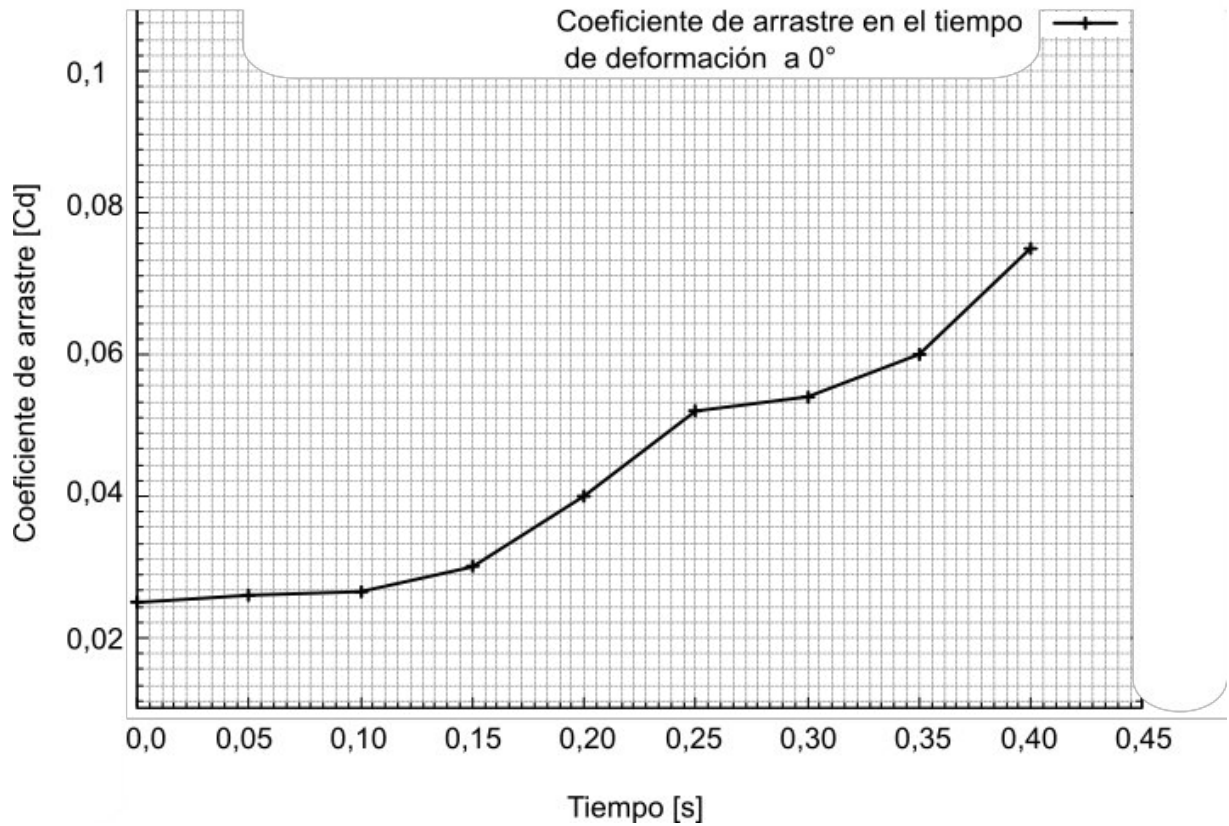


Figura 3.30 Coeficiente de arrastre en estado transitorio durante la deformación.
(Fuente: propia)

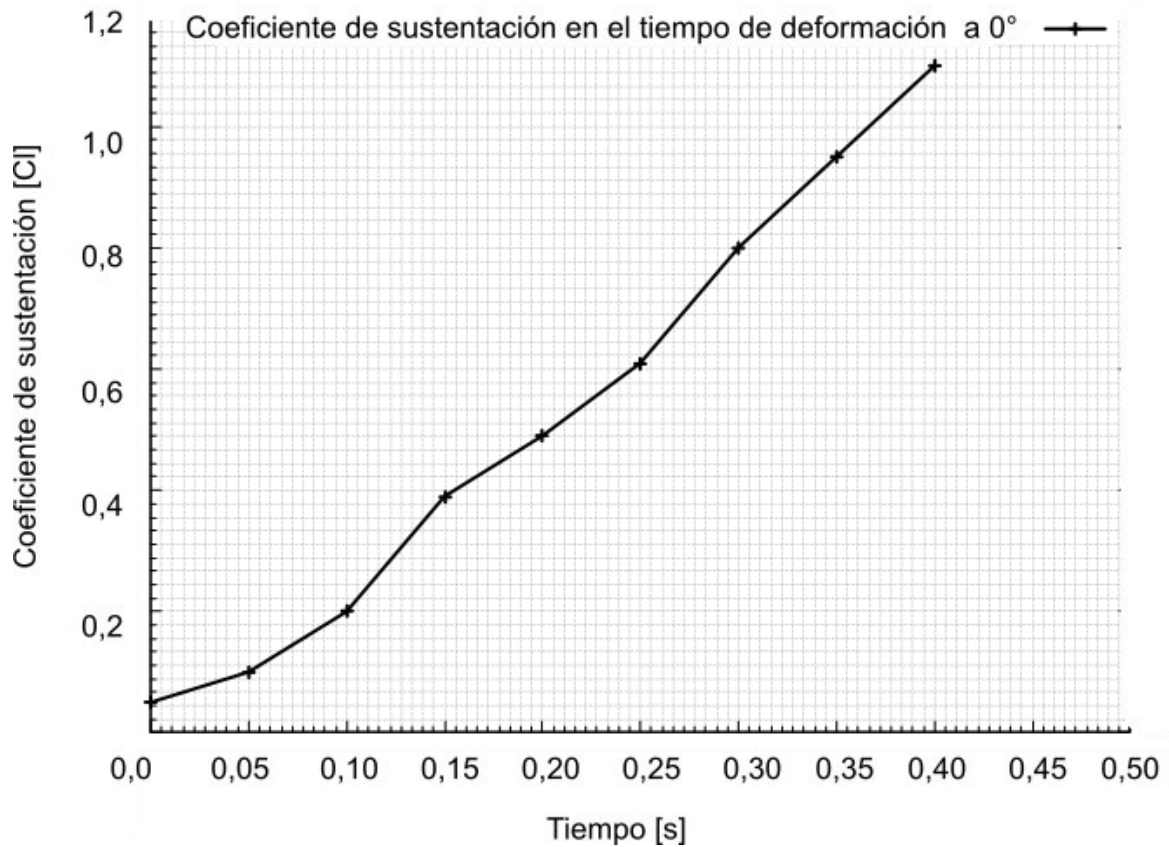


Figura 3.31. Coeficiente de sustentación en estado transitorio durante la deformación.
(Fuente: propia)

Los coeficientes de arrastre y sustentación a través del tiempo de deformación se muestran en la tabla 3.16, a diferentes ángulos de ataque desde cero grados, 6, 10 y 12. Donde el eje x se muestra el tiempo que transcurre desde el perfil 0012 hasta el tiempo t de 0,4s es decir finalizada la deformación a perfil 8412. En ambos coeficientes se observa una tendencia creciente en el tiempo, sin embargo, la pendiente es mucho mayor en la sustentación que en el arrastre. Se recalca que el comportamiento es de la misma tendencia hasta los 10 grados, observándose que en 12 grados el comportamiento muestra una peculiaridad en el tiempo de 0,20 a 0,30 segundos que se define como un punto en el cual se obtiene una geometría en la cual la tendencia cambia de sentido. Estos coeficientes son graficados y comparados en una sola gráfica posteriormente en la figura 3.34.

Tabla 3.16. Coeficiente de sustentación en estado transitorio durante la deformación.

Ángulo de ataque	Coeficiente de arrastre	Coeficiente de sustentación
0°	<p>Coeficiente de arrastre en el tiempo de deformación a 0°</p>	<p>Coeficiente de sustentación en el tiempo de deformación a 0°</p>
6°	<p>Coeficiente de arrastre en el tiempo de deformación a 6°</p>	<p>Coeficiente de sustentación en el tiempo de deformación a 6°</p>
10°	<p>Coeficiente de arrastre en el tiempo de deformación a 10°</p>	<p>Coeficiente de sustentación en el tiempo de deformación a 10°</p>
12°	<p>Coeficiente de arrastre en el tiempo de deformación a 12°</p>	<p>Coeficiente de sustentación en el tiempo de deformación a 12°</p>

(Fuente: propia)

La deformación de perfiles evidencia un gran beneficio en la aerodinámica según el caso de estudio analizado. Como en la figura 3.32, se muestra una relación directamente

proporcional del coeficiente de sustentación con el tiempo de deformación del perfil considerando que, en un tiempo de 0,2s habrá llegado al perfil 4412 y en el tiempo 0,4 s al 8412. También se puede observar que el comportamiento de que el coeficiente de sustentación aumenta mientras aumenta el tiempo es válido con un ángulo de incidencia del flujo menor a 10° , es decir en situaciones en que el perfil se mantenga en un ángulo de ataque de 12° el comportamiento no cumple con una sola relación en todo el tiempo de deformación. Específicamente, como se puede notar en la figura 3.33, con un ángulo de 12° la deformación es directamente proporcional al tiempo de deformación hasta llegar al tiempo de 0,2s, es decir al perfil 4412, después de presentar una caída de la sustentación en este punto y volver a una tendencia creciente al tiempo de 0,3s. Traduciéndolo como una situación geométrica especial en esta parte en la que podría causar inconvenientes, turbulencia y separación del flujo negativos en una situación de vuelo.

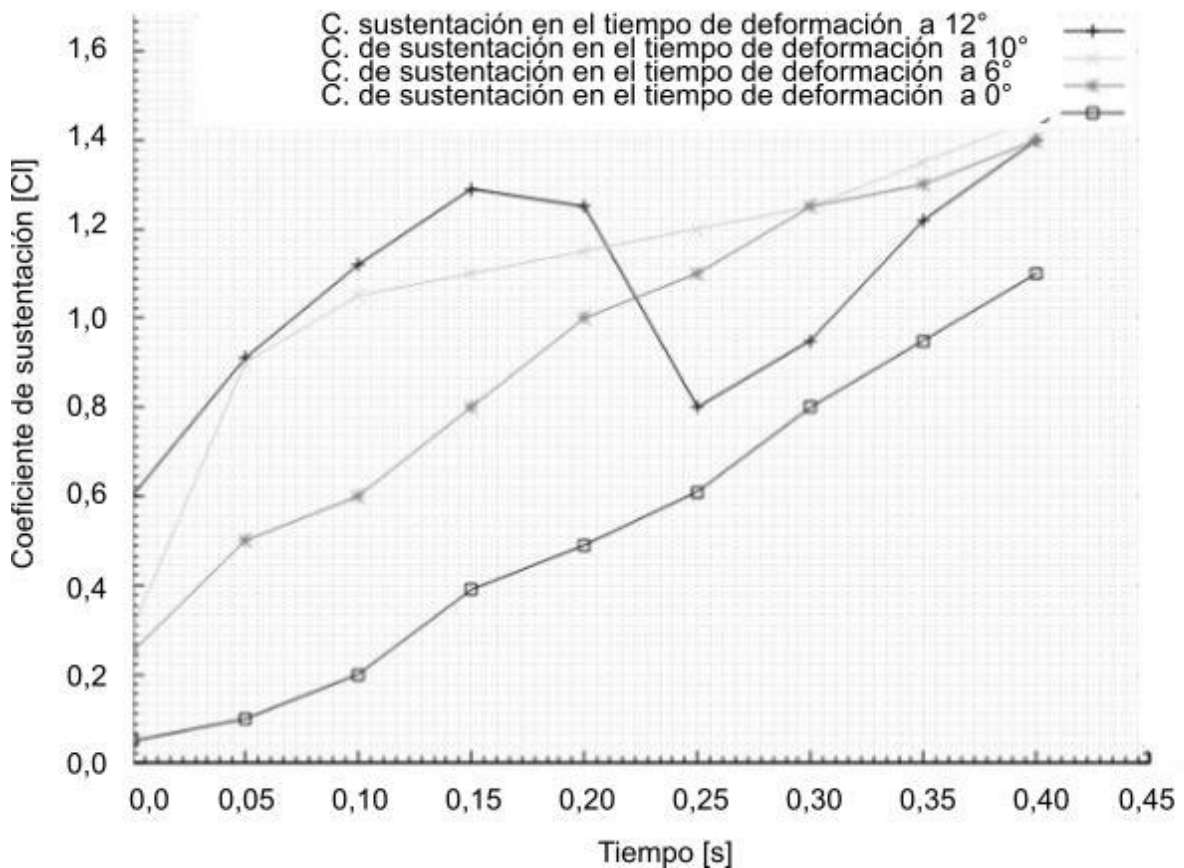


Figura 3.32. Coeficiente de sustentación en estado transitorio de los perfiles aerodinámicos transformados a diferentes ángulos de ataque estudiados.
(Fuente propia)

En el coeficiente de arrastre en el tiempo se presenta una relación similar al coeficiente de sustentación, incrementándose con el tiempo de deformación, con la consideración de que

la proporción es mucho menor, es decir el incremento en ciertos casos la pendiente de la curva es 0. Como se puede observar en la figura 3.33 a diferentes ángulos de ataque se muestra el comportamiento creciente del arrastre, sin embargo, en el caso del ángulo de ataque de 12° el comportamiento de la geometría en el punto que la sustentación decrecía (0,2 s) el arrastre crece exponencialmente, obteniendo un pico máximo que al momento de pasar por 0,3s vuelve a tomar la tendencia común entre los demás. El caso de deformación de perfiles NACA como base de estudio 0012 para mejorar la eficiencia aerodinámica sigue un proceso de construcción de geometrías hasta llegar al perfil 4412 y 8412 en un tiempo determinado, sin embargo, la posición del perfil al momento del vuelo, es decir, la fase en la que se encuentre sea totalmente horizontal, a 6° , 10° o 12° influirá en el momento exacto en el cual es más beneficioso obtener la deformación del perfil para obtener los mayores beneficios.

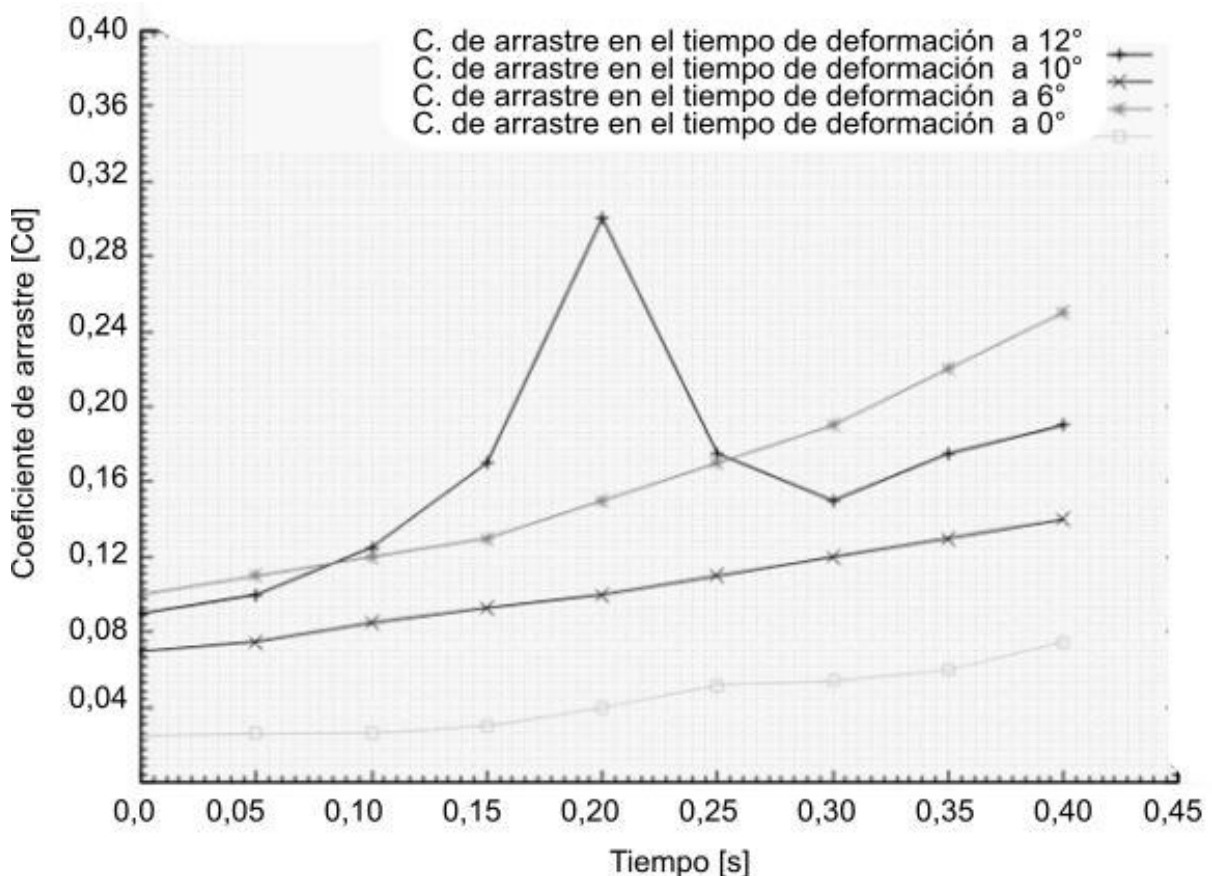


Figura 3.33. Coeficiente de arrastre en estado transitorio de los perfiles aerodinámicos transformados a diferentes ángulos de ataque estudiados.
(Fuente propia)

En la figura 3.34 se puede observar el beneficio neto de la eficiencia aerodinámica en vuelo de la deformación de perfiles en el tiempo. Para el caso de estudio analizado y velocidades, se obtiene un mayor beneficio de transformación cuando el perfil base es 0012 y presenta

un ángulo de ataque de cero grados, es decir que cuando se encuentra en crucero es aerodinámicamente más eficiente si se transforma a un perfil 8412, si por el contrario se encuentra en un ascenso con diez grados de ángulo de ataque puede obtener una ganancia aerodinámica si solo lo hace al 4412, pues la eficiencia se mantiene constante a pesar de que se transforme a un NACA 8412. Y se requiere mayor estudio en casos de ángulos de ataque mayores en que la definición de la geometría en cada paso de tiempo fluctúa generando beneficios en cierto tiempo y situaciones desfavorables en otros puntos de la deformación como se observa en ángulos de ataque de 12 grados, en el cual una transformación a 8412 resulta en una pérdida de eficiencia aerodinámica menor a la inicial y por lo tanto mayor consumo de energía.

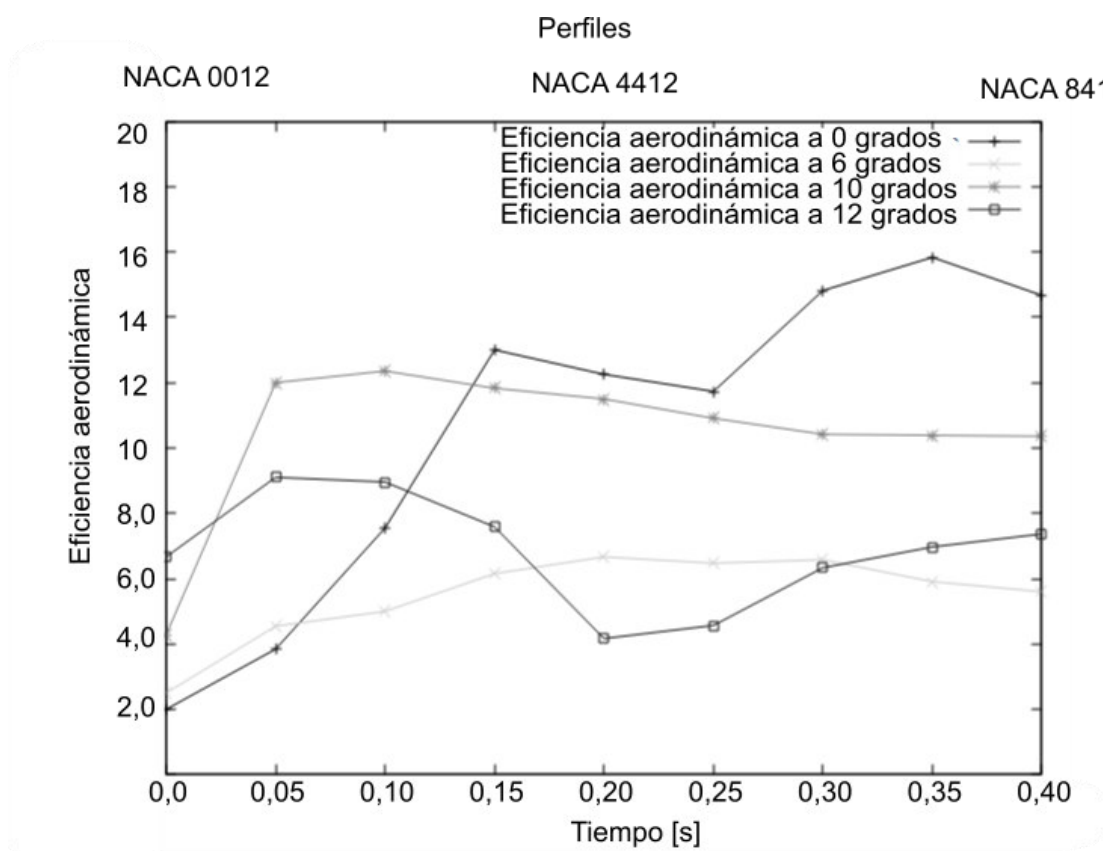


Figura 3.34. Coeficiente de arrastre en estado transitorio de los perfiles aerodinámicos transformados a diferentes ángulos de ataque estudiados. (Fuente propia)

Se muestra un incremento en ambos de los coeficientes obtenidos en el tiempo de deformación, lo que genera un incremento en la eficiencia aerodinámica en la cual se ve un considerable cambio en relación a las curvas de eficiencia de los perfiles por si solos; en un punto de la transformación de perfil a perfil en el lapso de tiempo establecido. Se evidencia que la geometría y curvaturas de los perfiles generan beneficios aerodinámicos aprovechables en ciertos puntos óptimos dentro del perfil. Inicialmente, en la deformación

hasta el 8412 en el tiempo dependiente del material, se obtiene una ganancia de eficiencia aerodinámica positiva hasta un 85% en el mejor de los casos (ángulo de ataque cero grados). Lo que se concluye que al momento de transformar perfiles aerodinámicos el rango de 0012 a 8412 genera mejores beneficios que solo hacerlo hasta un 4412. Por otro lado, es una ganancia dependiente del tiempo de deformación, que es corto y los beneficios dependerán de la duración de la transformación

Si analizamos la geometría solamente de la curvatura del perfil genera cierta eficiencia en cada punto, como si analizáramos en estado estable cada geometría presenta un punto óptimo de operación en el cual se tiene mayor eficiencia aerodinámica, pero en un vuelo completo no siempre se trabaja en el punto óptimo, lo que genera pérdidas, a pesar de que cada perfil tenga ventajas aerodinámicas en algunos puntos de operación. La transformación geométrica en el paso de tiempo combina los beneficios de la curvatura variable en una sola, no solo generando los perfiles deseados para obtener el beneficio de la geometría final, sino que, en medio de la transformación dependiendo del tiempo se obtienen picos de eficiencia que no pueden ser obtenidos por sí mismo sin la transición de perfiles en el tiempo, lo que introduce cambios en los fenómenos de separación de flujo y turbulencia que pueden ser aprovechados durante el vuelo.

Por otro lado, el tiempo de deformación real de la geometría es altamente relevante en la definición de los resultados obtenidos a las condiciones de bajo Reynolds analizadas, debido a que a mayor tiempo de transformación el fluido se estabiliza más rápidamente obteniendo beneficios en estado transitorio hasta alcanzar la geometría objetivo. Y por consiguiente deformaciones más violentas en el tiempo producen cambios en el fluido y picos de eficiencia aerodinámica que pueden ser aprovechados energéticamente o en diferentes misiones y etapas del vuelo.

4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Conclusiones

En este trabajo se evidenció el comportamiento aerodinámico en estado transitorio de las deformaciones de los perfiles para condiciones de 10 m/s y condiciones estándar de mach menor a 1 mediante simulaciones bajo la utilización de malla dinámica y un algoritmo de función no definida para el desplazamiento de nodos en el tiempo.

Las características en estado estable y no estable de los perfiles sin deformación fueron determinados para verificar si la transformación de los perfiles alcanza o mejora las condiciones en estado estable, en este sentido los resultados muestran una mejora en un 85% en el caso más favorable de la eficiencia aerodinámica al transformar el perfil durante el lapso de deformación en comparación a su resultado en estado estable.

Se logró desarrollar una metodología a nivel para las simulaciones que involucran cambios de geometría en el tiempo dentro del programa Ansys Fluent que permitió la movilización de los nodos de acuerdo a los perfiles objetivos configurando el tiempo de deformación y la suavidad del cambio para mallas dinámicas

El comportamiento del fluido y las características aerodinámicas en estado transitorio durante la transformación de los perfiles al acoplar el modelo geométrico y aerodinámico fueron similares a los resultados capturados en el túnel de viento observando las líneas de flujo de velocidad a través del perfil de manera similar a las simulaciones con un error de aproximadamente 7% e incertidumbre de 0,007.

El análisis transitorio indicó que tanto las características aerodinámicas pueden ser afectadas cuando se introduce la variable tiempo a la ecuación y es requerido y limitado para los casos de estudio de acuerdo a los modelos de turbulencia que se empleen y a la forma en la cual se discretizan y resuelven las ecuaciones en cada punto de la geometría.

El algoritmo acoplado a la herramienta de simulación permitió las deformaciones a través del tiempo tomando en consideración el tiempo real de deformación del mecanismo tomado en el túnel de viento, siendo esta variable la condición fundamental para comparar los resultados del caso de estudio.

El cambio de forma de un perfil a otro manteniendo los requisitos para deformar la curvatura, es decir con igual espesor del perfil conlleva grandes beneficios aerodinámicos evidentes en la eficiencia aerodinámica, y en los puntos de separación del flujo que se mueven a través de la geometría mientras se transforma al transcurrir

cierto tiempo generando un considerable beneficio y capacidad de operación a diversos puntos óptimos para diferentes condiciones de vuelo.

Según los resultados es posible concluir que las geometrías de cuerda variable óptimas deben cumplir requisitos de ser geoméricamente compatibles para su deformación física real y que el perfil aerodinámico NACA4412 y 8412 genera beneficios palpables para el perfil 0012 base considerado e inclusive para los perfiles 4412 y 8412 estudiados independientemente.

Recomendaciones

Es importante optimizar las condiciones de la máquina de humo y de los procesos experimentales para capturar los resultados, condiciones de luz y posición de cámaras, captura de tiempos para mejorar la precisión de los resultados en el túnel de viento. Por lo que se debe verificar que este proceso no genere errores significativos que afecte a los resultados y disminuir la incertidumbre.

En este proyecto el proceso de obtención de resultados de las simulaciones transitorias era de 24 horas para cada caso, tiempo considerable debido al poder computacional requerido, por lo que se recomienda optimizarlo para poder obtener resultados en un menor tiempo o utilizar computadoras de alto poder computacional.

Con el fin de evitar las distorsiones de malla y celdas negativas se recomienda usar mallas de forma mixta, combinación entre estructurada y no estructurada, que funcionan de manera más eficiente para deformaciones complejas, y mejoran la convergencia del caso de estudio.

Para mejorar la precisión de resultados se puede realizar una modificación en la forma de la zona de refinamiento, ya que de esta depende el movimiento de la malla dinámica y el desplazamiento de los nodos, lo cual podría incrementar el error y distorsión de la malla ocasionando falsos resultados en la capa límite y región de interés o tener un efecto positivo en la reducción del tiempo de simulación y mejorar la convergencia lo que deriva un menor gasto computacional.

Referencias Bibliográficas

- Universidad de Illinois UIUC. (2020). *UIUC Applied Aerodynamics Group*. Obtenido de UIUC Airfoil Coordinates Database: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html
- Airfoiltools. (2020). *Airfoiltools*. Obtenido de Base de datos de airfoils. Search 1638 airfoils: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>
- Airoldi, A., Fournier, S., Borlandelli, E., Bettini, P., & Sala, G. (2017). Design and manufacturing of skins based on composite corrugated laminates for morphing aerodynamic surfaces. *Smart Materials and Structures*, 26.
- Allepuz, E. C. (2007). ANEXO I: Influencia de la Calidad de Malla en las Simulaciones. Uso de Condiciones de Contorno Periódicas. *Univ. Sevilla*, 145-161.
- Almeida, T. C., Santos, O. d., & Otubo, J. (2015). Construction of a Morphing Wing Rib Actuated by a NiTi Wire. *Instituto Tecnológico de Aeronáutica – Departamento de Materiais e Processos – Divisão de Engenharia Mecânica – São José dos Campos/SP – Brazil.*, 2.
- Almeida, T. C., Santos, O. d., & Otubo, J. (2015). Construction of a Morphing Wing Rib Actuated by a NiTi Wire. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 10.
- Alsulami, A., Akbar, M., & Joe, W. Y. (2017). A COMPARATIVE STUDY: AERODYNAMICS OF MORPHED AIRFOILS USING CFD TECHNIQUES AND ANALYTICAL TOOLS. *ASME 2017 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, 10.
- Alulema, V. H., Valencia, E. A., Pillajo, D., Jacome, M., Lopez, J., & Ayala, B. (2020). Degree of Deformation and Power Consumption of Compliant and Rigid-linked Mechanisms for Variable-Camber Morphing Wing UAVs. *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 3958.
- Alulema, V. H., Valencia, E. A., Toapanta, E., Guaila, C., & Pazmiño, M. (2020). Performance Assessment of a Variable-Span Morphing Wing Small UAV for High Altitude Surveillance Missions. *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 3962.
- Anam, H., Haris, L., Budiarto, A., & Budiyo, A. (2015). Design of Diver Propulsion Vehicle Ganendra RI-1 Using SolidWorks Flow Simulation. *In Proceedings of International Conference on Intelligent Unmanned Systems (Vol. 11)*.
- ANSYS. (01 de 2017). *ansysinfo@ansys.com*. Obtenido de Ansys fluent guide: <http://users.abo.fi/rzevenho/ansys%20fluent%2018%20tutorial%20guide.pdf>
- ANSYS, I. (23 de 01 de 2009). *Dynamic mesh update methods*. Obtenido de Ansys: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node40.htm>
- ANSYS, Inc. (2011). *ANSYS FLUENT UDF Manual*. Canonsburg, PA 15317: 275 Technology Drive .
- Bautista González, R. (2019). SIMULACIÓN DEL FLUJO OSCILATORIO DEL LÍQUIDO CEFALORRAQUÍDEO EN EL CANAL ESPINAL EN GEOMETRÍA REALISTA.

Universidad de Jaén Escuela Politécnica Superior de Jaén Departamento de Ingeniería Mecánica y minera, 23-122.

- BBC. (12 de diciembre de 2020). Obtenido de Computer simulation: <https://www.bbc.co.uk/bitesize/guides/zvxp34j/revision/3>
- Bouzaher, M., & Hadid, M. (2017). Numerical Investigation of a Vertical Axis Tidal Turbine with Deforming Blades. . *Arab. J. Sci. Eng.* , 2167–2178.
- Bouzaher, M., Hadid, M., & Semcheddine, D. (2016). Flow control for the vertical axis wind turbine by means of flapping flexible foils. . *J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.*, 39, 1–14.
- Brehm, L. S. (29 de Agosto de 2019). *A21.com*. Obtenido de Un espacio para los no tripulados: <https://a21.com.mx/un-espacio-para-los-no-tripulados/2019/08/29/la-limitante-de-los-drones-sus-baterias>
- Campanile, L. F. (2000). The belt-rib concept: a structronic approach to variable camber. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 11(3), 215-224.
- Communer, D., Botez, R., & Wong, T. (2018). Experimental validation of a new morphing trailing edge system using Price – Paiˆdoussis wind tunnel test. *Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Elsevier Ltd.*, 13.
- Communer, D. L., Besnerais, F., Botez, R., & Wong, T. (2019). Design, Manufacturing, and Testing of a New Concept for a Morphing Leading Edge using a Subsonic Blow Down Wind Tunnel. *biomimetics*, 28.
- Di Luca, M., Mintchev, S., Heitz, G., Noca, F., & Floreano, D. (2017). Bioinspired morphing wings for extended flight envelope and roll control of small drones. *Interface focus*, 20160092.
- DLR: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt. (2020). *German Aerospace Center*. Obtenido de Wing model with droop flap and integrated skin transition: <https://www.dlr.de/content/en/images/2020/2/flexmat-model.html>
- Duque, P. L., Arrivillaga-Henríquez, J., Enríquez, S., Ron-Garrido, L., & Benítez, W. &. (2020). Spatial-Temporal Analysis of *Lutzomyia trapidoi* and *Lutzomyia reburra* (Diptera: Phlebotominae), in Rural Tourist Locations, Biosphere Reserve and Leishmaniasis Endemic Area, Ecuador. *Journal of Medical Entomology.*, 8.
- Ejeh, C. J., Akhabue, G. P., Boah, E. A., & Tandoh, K. K. (2019). Evaluating the influence of unsteady air density to the aerodynamic performance of a fixed wing aircraft at different angle of attack using computational fluid dynamics. *Science Direct, Results in Engineering*, 12.
- García, G. (14 de Agosto de 2021). *hibridosyelectricos.com*. Obtenido de El dron eléctrico eVTOL de Wingcopter entregará suministros médicos en todo EE.UU: <https://www.hibridosyelectricos.com/articulo/actualidad/dron-electrico-evtol-wingcopter-suministros-medicos-eeuu/20210803204534047634.html>
- García-Cuevas González, L. M., Gil Megías, A., Navarro García, R., & Quintero Igeño, P. M. (2019). Mecánica de fluidos computacional: tipos de mallas y calidad del mallado. *Universidad Politécnica de Madrid*, 9.
- Gundlach, J. (2012). *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. Blacksburg, Virginia: AIAA EDUCATION SERIES.

- Gundlach, J., & Gundlach, J. (2012). *Designing unmanned aircraft systems: a comprehensive approach*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Hernández, I. (2016). Aplicación del código de Open Foam al Control activo de Capa Límite. *Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales de Madrid*, 31-40.
- Hui, Z., Zhang, Y., & Chen, G. (2019). Aerodynamic performance investigation on a morphing unmanned aerial vehicle with bio-inspired discrete wing structures. *Aerospace Science and Technology*, 95.
- Jespersen, D. C., Pulliam, T. H., & Childs, M. L. (2016). Overflow turbulence modeling resource validation results. *NASA Ames Research Center Mail Stop 258-5*, 40.
- Kan, Z., Li, D., Xiang, J., & Cheng, C. (2019). Delaying stall of morphing wing by periodic trailing edge deflection. *Chinese Society of Aeronautics and Astronautics & Beihang University; Chinese Journal of Aeronautics*, 493.
- Karunarathne, L. (2012). An intelligent power management system for unmanned aerial vehicle propulsion applications. *Cranfield University*, 24.
- Kota, S., Hetrick, J. A., Osborn, R., Paul, D., Pendleton, E., Flick, P., & Tilmann, C. (2003). Design and application of compliant mechanisms for morphing aircraft structures. . *In Smart structures and materials 2003: industrial and commercial applications of smart structures technologies. International Society for Optics and Photonics., (Vol. 5054,, pp. 24-33.*
- Kumar, S., & Amano, R. S. (2013). Wind Turbine Blade Design and Analysis With Tubercle Technology. *ASME 2012 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference* , DETC2012-70688, pp. 859-872; 14 pages .
- Lee, B., Kwon, S., Park, P., & Kim, K. (2014). Active power management system for an unmanned aerial vehicle powered by solar cells, a fuel cell, and batteries. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems (Volume: 50, Issue: 4)*, 3167 - 3177.
- Li, D. Z. (2018). A review of modelling and analysis of morphing wings. *ELSEVIER, Progress in Aerospace Sciences*, 46-62.
- Martinez, M. (2018). Estudio y optimización de una aeronave con fuselaje de ala fija aplicados a vehículos aéreos no tripulados en la region andina mediante simulación numérica de dinámica de fluidos computacional. *Escuela Politécnica Nacional*, 108.
- Masgo, S. L. (2019). Evaluación de modelos de turbulencia para el flujo de aire en una tobera plana. *INGENIUS*, 13.
- Meinhard T. Schobeiri, P. (2014). Differential Operators in Fluid Mechanics. En P. Meinhard T. Schobeiri, *Applied Fluid Mechanics for Engineers*. McGraw-Hill Education.
- Meinhard T. Schobeiri, P. (2014). Some Discussions on Navier-Stokes Equations. En P. Meinhard T. Schobeiri, *Applied Fluid Mechanics for Engineers*. McGraw-Hill Education.

- Monk, D., & Chadwick, a. D. (2011). Comparison of Turbulence Models Effectiveness for a Delta Wing at Low Reynolds Numbers. *7th european conference for aeronautics and space sciences (eucass)* , 10.13009/EUCASS2017-653.
- Mora, X. (2017). LAS ECUACIONES DE NAVIER-STOKES. *Mètode Science Studies Journal. Universitat de València.*, 7.
- NASA . (06 de febrero de 2021). *Langley Research Center*. Obtenido de Turbulence Modeling Resource: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012numerics_val_sa_withoutpv.html
- Navarro, G. R. (2019). *Modelos de turbulencia introductorio* . TEC.
- Nguyen, N. T., Precup, N., Livne, E., U. J., Nelson, C., & Lebofsky, S. (2015). Wind tunnel investigation of a flexible wing high-lift configuration with a variable camber continuous trailing edge flap design. *In 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 33rd AIAA*, p.2417.
- Nguyen, N., Kaul, U., Lebofsky, S., Ting, E., Chaparro, D., & Urnes, J. (2015). Development of Variable Camber Continuous Trailing Edge Flap for Performance Adaptive Aeroelastic Wing. *15ATC-0250, SAE Technical Pape*, 33.
- Olivos, D. (2017). *Diseño del perfil aerodinámico de un dron*. Obtenido de UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO: <http://www.ptolomeo.unam.mx:8080/xmlui/bitstream/handle/132.248.52.100/13886/Tesis.pdf?sequence=1>
- Olivos, D. (2017). Diseño del perfil aerodinámico de un dron. *Universidad Nacional Autónoma de Mexico*, 112.
- Othman, E. O. (2014). DESIGN, ANALYSIS AND TESTING OF AN AIRCRAFT WING MODEL WITH MORPHING MECHANISM. *School of Mechanical, Aerospace & Civil Engineering The University of Manchester*, 200.
- Pecora, R., Barbarino, S., Concilio, A., Lecce, L., & Russo, S. (2011). Design and functional test of a morphing high-lift device for a regional aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 22(10), 1005-1023.
- Pérez Rubio, F. (2019). Estudio computacional de las fase de vuelo en crucero y en transición de una aeronave convertible: Proyecto EMERGENTia. *Escuela Técnica Superior de Ingeniería Universidad de Sevilla*, 1-89.
- R. Capata, L. M. (2014). A hybrid propulsion system for a high-endurance UAV: configuration selection, aerodynamic study, and gas turbine bench tests. *Journal of Unmanned Vehicle Systems* (pág. 20). Toronto: NRC Research Press.
- Rothhaar. P, M. P. (2014). NASA Langley Distributed Propulsion VTOL Tilt-Wing Aircraft Testing, Modeling, Simulation, Control, and Flight Test Development. *AIAA Aviation* (pág. 14). Atlanta: NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 23681.
- Saggere, L., & Kota, S. (1999). Static shape control of smart structures using compliant mechanisms. *AIAA journal*, 37(5), 572-578.
- Sarfati, J. (2008). *El Vuelo de las Aves*. Obtenido de Creacionismo.net: <https://www.creacionismo.net/genesis/Art%C3%ADculo/el-vuelo>

- SEYSTIC. (26 de 02 de 2021). *seystic.com*. Obtenido de ANSYS: <https://seystic.com/distribucion/software/ansys/>
- Sorgato, V. (08 de 2018). *MONGABAY*. Obtenido de Conoce el Chocó Andino, la séptima reserva de la biósfera de Ecuador: <https://es.mongabay.com/2018/08/ecuador-choco-andino-reserva-de-la-biosfera/>
- Stanford. (16 de 03 de s.a). *High Lift Systems -- Introduction*. Obtenido de Aerodesign.stanford.edu: <http://aerodesign.stanford.edu/aircraftdesign/highlift/highliftintro.html>
- Toborda, M. (2015). SIMULACION TRIDIMENSIONAL TRANSITORIA DE FLUJO TURBULENTO EN CONFIGURACIONES DE INTERES INDUSTRIAL. *UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE OCCIDENTE. MAESTRÍA EN INGENIERÍA. SANTIAGO DE CALI*, 177.
- Tong, H., Fang, J., Guo, J., Lin, K., & Wang, Y. (2019). Numerical simulation of unsteady aerodynamic performance of novel adaptive airfoil for vertical Axis wind turbine. *Energies*, 12(21), 4106.
- Tong, H., Fang, J., Guo, J., Lin, K., & Wang, Y. (2019). Numerical Simulation of Unsteady Aerodynamic Performance of Novel Adaptive Airfoil for Vertical Axis Wind Turbine. *energies MDPI*, 27.
- ToolBox, E. (12 de diciembre de 2003). Obtenido de Air - Altitude, Density and Specific Volume: https://www.engineeringtoolbox.com/air-altitude-density-volume-d_195.html
- Tsushima, N., Yokozeki, T., Su, W., & Arizono, H. (2019). Geometrically nonlinear static aeroelastic analysis of composite morphing wing with corrugated structures. *Aerospace Science and Technology*, 88, 244-257.
- Unmanned System Technology UST. (25 de 11 de 2020). *Unmanned System Technology UST*. Obtenido de Solar Powered UAV: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/category/supplier-directory/platforms/solar-powered-drones/>
- Valavanis K.P., V. G. (09 de Agosto de 2014). *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Obtenido de Springer, Dordrecht.: https://doi.org/10.1007/978-90-481-9707-1_144
- Valencia, E. A., Ayala, M., Hidalgo, V., Simbaña, S., Alulema, V. H., Rodriguez, D. A., & Cando, E. (2020). Aeropropulsive Evaluation of Boundary Layer Ingestion for Medium Electric-Powered UAVs. *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 3522.
- Valencia, E. A., Berrazueta, M., Leines, D., Lema, H., Rodriguez, D. A., & Hidalgo, V. (2020). Aerodynamic design and testing of a Ram Air Turbine for Small Fixed-Wing UAVs. *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 3957.
- Valencia, E. A., Changoluisa, D., Alulema, V. H., Rodriguez, D. A., Valencia, D., Nandar, J., & Cando, E. (2020). Power Management Strategies for Small Electric Fixed Wing UAVs Employed in Natural Resources Mapping. *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 3963.
- Valencia, E. A., Ramos, A. F., Alulema, V. H., & Rodríguez, D. A. (2020). Static aeroelastic approach based on Vortex lattice Method and Euler-Bernoulli beam theory for

- structural analysis of fixed wing sUAS. *Journal of Mechanical Engineering Research and Developments*, 43.
- Valencia, E. B. (2020). Aerodynamic design and testing of a Ram Air Turbine for Small Fixed-Wing UAVs. *AIAA* (pág. 15). Quito: 1701259 Ecuador.
- Valencia, E., Alulema, V., & Rodríguez, D. (2019). Wetland Monitoring Using Unmanned Aerial Vehicles with Electrical Distributed Propulsion Systems. *Propulsion Systems. IntechOpen*.
- Visbal, M. R., Gordnier, R. E., & Galbraith, M. C. (2010). High-fidelity simulations of moving and flexible airfoils at low Reynolds numbers. *In Animal Locomotion (pp. 341-360). Springer, Berlin, Heidelberg.*, pp. 341-360.
- Visbal, M., Gordiner, R., & Galbraith, M. (2010). High-fidelity simulations of moving and flexible airfoils at low Reynolds numbers. *Computational Aerophysics Branch, Aeronautical Sciences Division Air Vehicles Directorate*, 23.
- Visbal, M., Gordnier, R., & Galbraith, M. (2010). High Fidelity Simulations of moving and flexible airfoils at low reynolds numbers. *Computational Aerophysics Branch. Aeronautical Sciences Division*, 23.
- Wassink, J. (06 de october de 2020). *Flexible wing flies with feeling*. Obtenido de DELTA Journalistic platform TU Delft: <https://www.delta.tudelft.nl/article/flexible-wing-flies-feeling>
- White, F. (1983). *Mecánica de Fluidos*. México: McGRAW-HILL.
- Woods, B. K., Bilgen, O., & Friswell, M. I. (2012). Wind Tunnel Testing of the Fish Bone Active Camber Morphing Concept. *ICAST2012: 23th International Conference on Adaptive Structures and Technologies October 11-13, 2012, Nanjing, China*, 14.
- Yalama, C. C. (2018). Estudio paramétrico y simulación dinámica de fluidos computacionales (cfd) de los efectos de integración aerodinámicos entre el sistema de propulsión y fuselaje para un vehículo aéreo no tripulado (uav) utilizado en agricultura. *Escuela Politécnica Nacional*, 86.
- Yan, B., Dai, P., Liu, R., Xing, M., & Liu, S. (2019). Adaptive super-twisting sliding mode control of variable sweep morphing aircraft. *. Aerospace Science and Technology*, 92, 198-210.
- Yokozeke, T., & Sugiura, A. (2014). Development of Variable Camber Morphing Airfoil Using Corrugated Structure. *Japan Aerospace Exploration Agency, Tokyo 181-0015, Japan*, 7.
- Zhang, X., Shao, C., Shen, Y., & Erdman, A. G. (2002). Complex mode dynamic analysis of flexible mechanism systems with piezoelectric sensors and actuators. *Multibody System Dynamics*, 51-70.
- Zhang, Y., Ge, W., Zhang, Z., Mo, X., & Zhang, Y. (2019). Design of compliant mechanism-based variable camber morphing wing with nonlinear large deformation. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 16(6), 1729881419886740.
- Zhao, Anmin, Z., Hui, J., Haichuan, W., & Dongsheng. (2019). Structural design and verification of an innovative whole adaptive variable camber wing. *Aerospace Science and Technology*, 18.

Anexos

ANEXO I. Código de movimiento para los servomotores anexo 1

```
#include <Servo.h>
Servo servo1;
int PINSERVO = 2;
int PULSOMIN = 950;
int PULSOMAX = 1200;
void setup () {
  servo1.attach (PINSERVO, PULSOMIN, PULSOMAX);
}
void loop () {
  servo1.write(0);
  delay(0000);
  servo1.write(25);
  delay (0000);
}
```

ANEXO II. Datos del Modelo de LANDSON para validación de malla

Tabla 4.1. Coeficiente de sustentación y arrastre de modelo de Landson

Ángulo de ataque	LANDSON	
	Cl	Cd
-4,04	-0,4417	0,00871
-2,14	-0,2385	0,00800
-0,05	-0,0126	0,00809
2,05	0,2125	0,00816
4,04	0,4316	0,00823
6,09	0,6546	0,00885
8,30	0,8873	0,01050
10,12	1,0707	0,01201
11,13	1,1685	0,01239
12,12	1,2605	0,01332
13,08	1,3455	0,01503
14,22	1,4365	0,01625
15,26	1,5129	0,01900
16,30	1,5739	0,02218
17,13	1,6116	0,02560
18,02	0,9967	0,18785
19,08	1,1358	0,27292

(Fuente: propia)

ANEXO III. Datos del Modelo GREGORY para validación de malla

Tabla 4.2. Coeficiente de sustentación del modelo de Gregory experimental

GREGORY	
ALPHA	CL
0.0943692	0.0257134
1.97212	0.231092
2.8876	0.333789
5.93866	0.658169
9.03657	0.984876
12.1339	1.29286
13.1421	1.36745
14.127	1.44673
15.1349	1.51429
15.6742	1.55392
16.0955	1.56081
17.1059	0.956775
17.9695	0.89568

(Fuente: propia)

ANEXO IV1. Configuración de la malla número de elementos

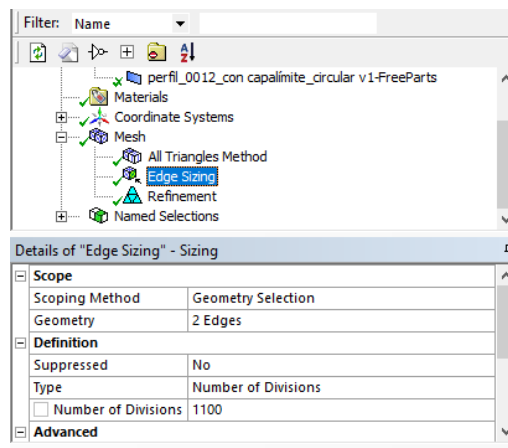


Figura a. Configuración de la malla número de elementos.
(Fuente propia)

ANEXO IV2. Configuración de malla

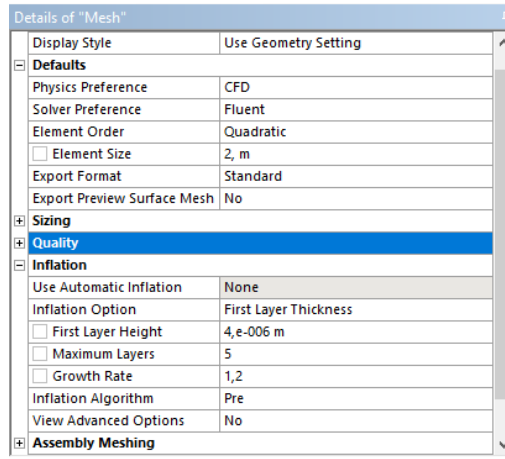


Figura b. Configuración de malla.
(Fuente propia)

ANEXO V. CODIGO UDF DE DEFORMACIÓN

```
#include "udf.h"
#include "unsteady.h"
#include "dynamesh_tools.h"
#include "udf.h"

#define c 0.240
#define thick 0.0288
#define M 0.0192
#define P 0.096

DEFINE_GRID_MOTION(leadup, domain, dt, time, dtime)
{
    Thread* tf;
    face_t f;
    int n;
    Node* v;
    real alpha, theta, x, x1, ymag, yt1, yfull, y, thetatrail, thetalead;

    /* get the thread pointer for which this motion is defined */
    tf = DT_THREAD(dt);
    begin_f_loop(f, tf)
    {
        f_node_loop(f, tf, n)
        {
            v = F_NODE(f, tf, n);

            yt1 = (c * thick / (0.2)) * (0.2969 * sqrt((NODE_X(v) -
0.69787) / c) - 0.1260 * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) - 0.3516 * ((NODE_X(v) -
0.69787) / c) * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) + 0.2843 * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) *
((NODE_X(v) - 0.69787) / c) * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) - 0.1036 * ((NODE_X(v) -
0.69787) / c) * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) * ((NODE_X(v) - 0.69787) / c) *
((NODE_X(v) - 0.69787) / c));
            thetatrail = atan((2 * M / ((P) * (P))) * (P - (NODE_X(v) -
0.7282)));
            ymag = (M / (P * P)) * (2 * P * (NODE_X(v) - 0.69787) -
(NODE_X(v) - 0.69787) * (NODE_X(v) - 0.69787)) - yt1 *
cos(thetatrail);/*upperleading*/
```

```

    y = (ymag);
    NODE_Y(v) = NODE_Y(v) + (y)* dtime;
  }
}
end_f_loop(f, tf);
}

```

ANEXO VI. CONFIGURACIÓN DE MALLA DINÁMICA

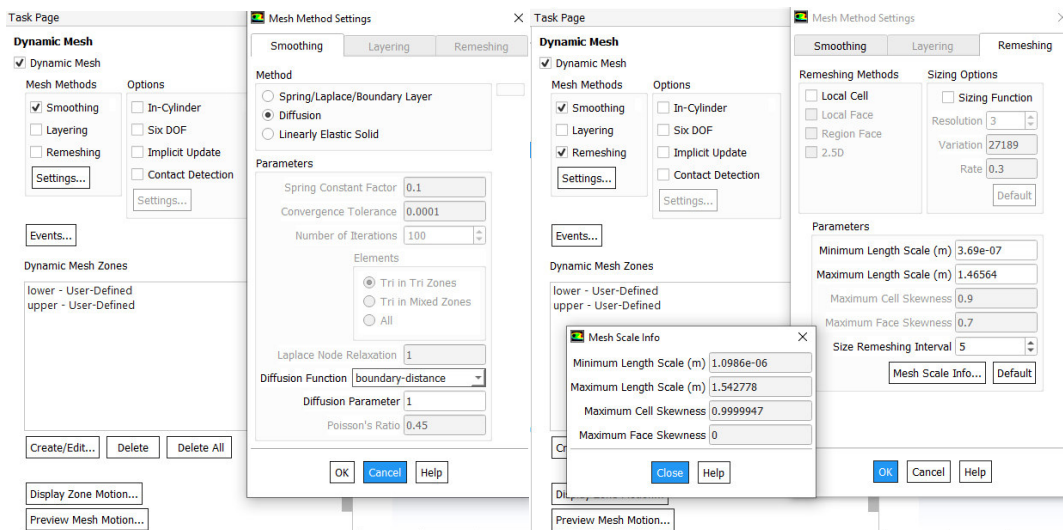


Figura c. Panel de control de malla dinámica suavidad difusa y refinamiento de malla. (Fuente: Propia)

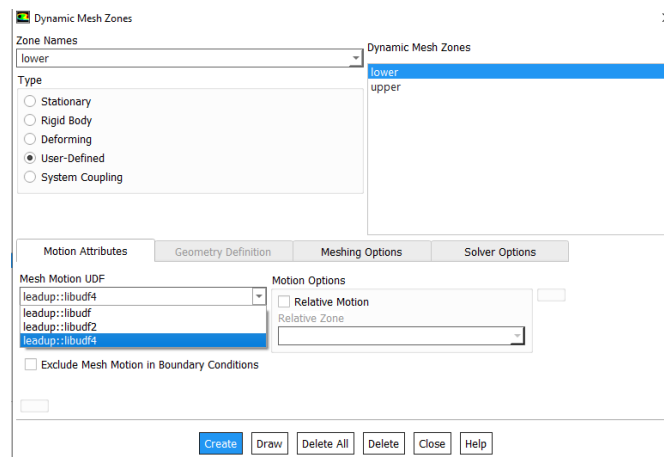


Figura d. Carga y compilación de UDF en ANSYS fluent. (Fuente: Propia)

Anexos VII y VIII. Video anexo de pruebas en el Túnel de viento