

Simulación Aero acústica de un plano Aeronáutico

Andrés Eladio Pérez Guzmán

Jesús David Peña Páez

David Felipe Camargo León

Fundación Universitaria Los libertadores

Facultad de ingeniería

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D. C.

2016

Simulación Aero acústica de un plano Aeronáutico

Andrés Eladio Pérez Guzmán

Jesús David Peña Páez

David Felipe Camargo León

Trabajo De Grado

Director

John Jairo Vaca Ríos

Ingeniero Aeronáutico

Fundación Universitaria Los libertadores

Facultad de ingeniería

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D. C.

2016

Nota de aceptación:

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá; 23 de agosto de 2016

Primero que todo, me gustaría agradecerle a mi padres Eduardo y Carmen, a mis hermanos por todo el apoyo y comprensión brindada y a mis compañeros de proyecto gracias por la paciencia durante la realización de este proyecto. Finalmente no puedo expresar agradecimiento suficiente al ingeniero John Jairo Vaca Ríos por sus valiosos consejos, orientación y paciencia a lo largo de la realización de este proyecto y el apoyo brindado en el semillero de investigación túnel de vientos y cuerpos fuselados, destacando su ayuda con el manejo y orientación del programa OpenFOAM.

Andrés Eladio Pérez Guzmán

Dedico este trabajo a Dios, quien me guía y acompaña en cada paso que doy, también quiero dedicarlo a mis padres Jesús y Myriam, y mis hermanas Lorena y Laura, quienes me han acompañado durante este camino para lograr uno de mis grandes sueños. También quiero agradecer a mis compañeros Andrés y David, quienes han compartido sus conocimientos conmigo; y al ingeniero John Jairo Vaca, quien desde el inicio del semillero de investigación, nos apoyó y nos impulsó para que siguiéramos en la construcción de este trabajo.

Jesús David Peña Páez

Primero que todo agradezco a mi familia Luis Camargo, Stella León y Camila Camargo por su constante compañía, respaldo, apoyo y cariño; les agradezco a mis compañeros quien me han apoyado en todo para lograr cumplir esta meta tan importante en vida y a pesar de todo agradezco su paciencia y comprensión; agradezco a la universidad por su respaldo en la parte tanto económica como académica y al ingeniero John Jairo Vaca por su guía y su especial aliento para la realización de este proyecto.

David Felipe Camargo León

CONTENIDO

	pág.
ABREVIATURAS.....	12
GLOSARIO	13
RESUMEN	15
ABSTRACT.....	17
INTRODUCCIÓN	19
OBJETIVOS	22
ESTADO DEL ARTE	23
1. Aerodinámica.....	25
1.1. Perfil aerodinámico	25
1.1.1. Terminología de los perfiles aerodinámicos	25
1.1.2. Centro de Presiones en un perfil	26
1.2. Nomenclatura NACA.....	28
1.3. Flujo compresible.....	29
1.4. Flujo incompresible	30
1.5. Número Reynolds	31
1.7. Sustentación	33
1.8. Resistencia Aerodinámica.....	34
1.9. Mención de las Ecuaciones de Navier - Stokes	36
1.10. Ala Morphing.....	37
2. Aero acústica.....	39
2.1. Propiedades de la Aero acústica.....	39
2.1.1. Nivel de presión sonora.....	39
2.2. Mecanismos de propagación del ruido.....	40
2.2.1. Ruido causado por vórtices:	40
2.2.2. Turbulencia- ruido por la interacción de la estructura	40
2.2.3. Ruido generado en el borde de salida	41
2.3. Dinámica de fluidos computacional y Aero acústica computacional	41
2.3.1. Definición de Aero acústica computacional	42
2.3.2. Métodos de aproximación acústicos	43

2.4.	Analogías acústicas	44
2.4.1.	Analogía de Lightill	45
2.4.2	Analogía de Curle	47
2.4.3	Teoría de vórtice y sonido.....	49
3.	Modelamiento	51
3.1.	OpenFOAM	51
3.2.	Estructura de OpenFOAM	52
3.3.	Método de volúmenes finitos	53
3.4.	Discretización	55
3.4.1.	Discretización de las ecuaciones.....	56
3.4.2.	Discretización espacial.....	57
3.4.3.	Discretización temporal	59
3.5.	Solución volúmenes finitos.....	60
3.5.1.	Solucionadores	60
3.6.	Tipos de mallas	62
3.6.1.	Mallas estructuradas.....	62
3.6.2.	Mallas no estructuradas.....	63
3.7.	Simulaciones	63
3.7.1.	Descripción del modelo	63
3.7.2.	Selección de la malla.....	64
3.7.3.	Estudio de independencia de la malla	67
3.7.4.	Condiciones iniciales y de frontera.....	68
3.7.5.	Modelo de turbulencia	68
3.7.6.	Configuración de los probes	70
3.7.7.	Resultados	72
3.7.8.	Validaciones de resultados.....	77
4.	Conclusiones.....	84
5.	Recomendaciones	86
	BIBLIOGRAFÍA	87
	ANEXOS	89

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1: Resultados del estudio de independencia de la malla estructurada.	67
Tabla 2: Lista de constantes correspondientes al modelo turbulento Spalart-Allmaras.	70

LISTA DE FIGURAS

	pág.
Ilustración 1: Fuentes de ruido de una aeronave, Airbus A340 (200). $Re= 10e6$, SPL ~95-97 dB, modificada de Aircraft noise simulation at DLR (2012) de Roland Ewert.....	20
Ilustración 2: Simulación fuentes de ruido en el avión. (The ‘Silent’ Aircraft Initiative (2006)).....	21
Ilustración 3: Nomenclatura de un Perfil, Anderson, D, <i>A physical description of flight.</i> (2009)	25
Ilustración 4: Distribución de Presiones de un perfil simétrico con un ángulo de ataque a 0° (Isidoro A. (2010) aerodinámica y actuaciones del avión décima edición)	27
Ilustración 5: Distribución de Presiones de un perfil simétrico con un ángulo de ataque positivo (Isidoro A. (2010) aerodinámica y actuaciones del avión décima edición)	27
Ilustración 6: Desplazamiento del C.P., cuando se cambia el ángulo de ataque (Isidoro A. (2010) aerodinámica y actuaciones del avión décima edición)	28
Ilustración 7: Ecuación de continuidad (Introduction to flight 3 edición (1989) John Anderson).....	32
Ilustración 8: Fuerza de sustentación en un perfil aerodinámico (Metodología práctica para aprender los conceptos de empuje, presión y velocidad de un fluido (2010) Ronald García Sánchez)	33
Ilustración 9: Incremento del ángulo de ataque, y variación del flujo presentado en el perfil (Principios básicos de vuelo, de Miguel Ángel Muñoz).....	34
Ilustración 10: Fuerzas presentadas en una aeronave (Principios básicos de vuelo, de Miguel Ángel Muñoz).....	35
Ilustración 11: Comienzos de la implementación de la tecnología morphing (Terrence A. (2006), Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design)	37
Ilustración 12: Aeronave con ala morphing creada por la NASA (Zahumenszky (2015), La NASA prueba con éxito su sistema de alas transformables para aviones)	38
Ilustración 13: Mecanismos de generación de ruido (Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap (2015) de Jiggar Shah).....	41
Ilustración 14: Diferentes aproximaciones acústicas, modificado de Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap. Master of Science Thesis. 2015	43
Ilustración 15: Posición de la fuente y el receptor en la analogía de Lighthill (tomada de la tesis de maestría Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap (2015) de Jiggar Shah.)	47
Ilustración 16: Fuentes y escala de sonido (modificada de la tesis de maestría Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap (2015) de Jiggar Shah.)	48

Ilustración 17: Estructura de OpenFOAM, (Modificada de Open FOAM User Guide, Version 1.6, July 2009)	52
Ilustración 18: Estructura de los casos y los archivos de OpenFOAM (modificada de Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009)	53
Ilustración 19: Volumen de control de una aproximación de volúmenes finitos (Trailing Edge Noise Simulations (2011) Olivier Verhoeven	55
Ilustración 20: Descomposición de una celda no ortogonal ((Trailing Edge Noise Simulations (2011) Olivier Verhoeven).....	58
Ilustración 21: Perfil NACA 0012 (Airfoil Tools).....	64
Ilustración 22: Geometría de la malla estructurada tipo C.....	65
Ilustración 23: Las figuras a, b, c y d muestran los resultados de la malla estructurada con sus respectivas divisiones, graficados en el programa paraview.	66
Ilustración 24: Ubicación de los probes, modificada del artículo de Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration.....	70
Ilustración 25: Ubicación de los probes que se tendrán en cuenta para la toma de datos. .	72
Ilustración 26: Simulación con Flap a 29° Mach 0.17, Reynolds 15931.6939	73
Ilustración 27: Simulación con Flap a 29° Mach 0.15, Reynolds 14057.3769	73
Ilustración 28: Simulación con Flap a 29° Mach 0.13, Reynolds 12183.06	73
Ilustración 29: Simulación con Flap a 29° Mach 0.11, Reynolds 10308.7431	73
Ilustración 30: Simulación con Flap a 29° Mach 0.09, Reynolds 84344.2618	74
Ilustración 31: Simulación con Flap a 29° Mach 0.07, Reynolds 65601.0925	74
Ilustración 32: Simulación con Flap a 39° Mach 0.17, Reynolds 15931.6939	74
Ilustración 33: Simulación con Flap a 39° Mach 0.15, Reynolds 14057.3769	74
Ilustración 34: Simulación con Flap a 39° Mach 0.13, Reynolds 12183.06	75
Ilustración 35: Simulación con Flap a 39° Mach 0.11, Reynolds 10308.7431	75
Ilustración 36: Simulación con Flap a 39° Mach 0.09, Reynolds 84344.2618	75
Ilustración 37: Simulación con Flap a 39° Mach 0.07, Reynolds 65601.0925	75

LISTA DE ANEXOS

	pág.
Anexo A: Malla estructurada.....	89
Anexo B: Velocidad	92
Anexo C: Presión.....	93
Anexo D: Temperatura	94
Anexo E: fvschemes	95
Anexo F: fvsolution.....	96
Anexo G: ControlDict	98
Anexo H: Propiedades turbulentas	101
Anexo I: Nut (viscosidad turbulenta cinemática).....	102
Anexo J: Código del solucionador usado en las simulaciones.....	103
Anexo K: Código necesario para calcular la temperatura	103
Anexo L: Código necesario para calcular los promedios de las presiones.....	103

LISTA DE GRÁFICAS

	pág.
Gráfica 3-1: Gráfica de (Presión/Densidad) vs Iteraciones de tiempo	67
Gráfica 3-2: SPL VS Frecuencia (Ángulo flap 29° - diferente Mach)	76
Gráfica 3-3: SPL VS Frecuencia, (Ángulo flap 39° diferente Mach).....	76
Gráfica 3-4: SPL VS Frecuencia, (Ángulo flap 29° Mach 0.17).....	76
Gráfica 3-5: SPL VS Frecuencia (Ángulo flap 39° - Mach 0.17)	77
Gráfica 3-6: SPL vs Frecuencia (Probe 15)	78
Gráfica 3-7: SPL vs Frecuencia (Probe 14)	78
Gráfica 3-8: SPL vs Frecuencia (Probe 13)	78
Gráfica 3-9: SPL vs Frecuencia (Probe 11)	78
Gráfica 3-10: SPL vs Frecuencia (Probe 9)	78
Gráfica 3-11: SPL vs Frecuencia, Mach 0.17	79
Gráfica 3-12: SPL vs Frecuencia, Mach 0.15	79
Gráfica 3-13: SPL vs Frecuencia, Mach 0.13	79
Gráfica 3-14: SPL vs Frecuencia, Mach 0.11	79
Gráfica 3-15: SPL vs Frecuencia, Mach 0.09	80
Gráfica 3-16: SPL vs Frecuencia, Mach 0.07	80
Gráfica 3-17: SPL vs Frecuencia (Probe 15)	80
Gráfica 3-18: SPL vs Frecuencia (Probe 14)	80
Gráfica 3-19: SPL vs Frecuencia (Probe 13)	81
Gráfica 3-20: SPL vs Frecuencia (Probe 11)	81
Gráfica 3-21: SPL vs Frecuencia (Probe 9)	81
Gráfica 3-22: SPL vs Frecuencia, Mach 0.17	82
Gráfica 3-23: SPL vs Frecuencia, Mach 0.15	82
Gráfica 3-24: SPL vs Frecuencia, Mach 0.13	82
Gráfica 3-25: SPL vs Frecuencia, Mach 0.11	82
Gráfica 3-26: SPL vs Frecuencia, Mach 0.09	83
Gráfica 3-27: SPL vs Frecuencia, Mach 0.07	83

ABREVIATURAS

CAA. Computational Aeroacoustics, en español, Aero acústica computacional.

CFD. Computational Fluid Dynamics, en español, Dinámica de fluidos computacional.

CV. Control volume, en español, Volumen de control.

DNS. Direct numerical simulation, en español, Simulación numérica directa.

FV. Finito volume, en español, volumen Finito

LES. Large-Eddy Simulation.

PISO. Pressure Implicit with Splitting of Operators, en español, Presión implícita con división de Operadores.

PIV. Particle Image Velocimetry, en español, Velocimetría de imágenes de partículas.

RANS. Reynolds-averaged Navier–Stokes equations, en español, Promedio de las ecuaciones de Reynolds y Navier-Stokes.

SIMPLE. Semi Implicit Method for Pressure Linked Equations, en español, Método semi implícito para ecuaciones vinculadas a la presión.

SPL. Sound Pressure level, en español, nivel de presión sonora.

TR-PIV. Time Resolved Particle Image Velocimetry, en español, tiempo de resolución de la Velocimetría de imágenes de partículas.

URANS. Unsteady Reynolds-averaged Navier–Stokes equations, en español, Promedio inestable de las ecuaciones de Reynolds y Navier-Stokes.

GLOSARIO

ACÚSTICA: Es la Parte de la física que trata de la producción, control, transmisión, recepción y audición de los sonidos, ultrasonidos e infrasonidos.

AERO ACÚSTICA: Es el campo científico que estudia la relación entre la acústica y la dinámica de fluidos

AERODINÁMICA: Parte de la mecánica de fluidos que estudia los gases en movimiento y su interacción con los cuerpos que se mueven en ellos. En el campo aeronáutico se subdivide dependiendo del número de Mach y son subsónica, transónica, supersónica e hipersónica.

CONVERGENCIA DE MALLA: Indica que tanto como el espaciamiento de la malla se reduzca, los resultados computacionales serán más exactos.

DECIBELES (DB): Unidad dimensional que denota la relación entre la presión acústica y la presión de referencia. La escala de decibeles es una escala logarítmica y utiliza un nivel de referencia de $2e^{-05}$ Pa

ECUACIÓN DE BERNOULLI: Forma integrada de la ecuación de momento de Euler, a través de la línea de flujo. La ecuación da una expresión para una cantidad invariante en un fluido. Una disminución en la velocidad del fluido se traslada a un incremento en la presión del fluido y/o energía potencial.

FASE DE ATERRIZAJE: Es la última fase de un vuelo, y es el proceso que es realizado por una aeronave acabando con el contacto de la aeronave con la tierra; contacto que se perdió en el momento del despegue.

FASE DE DESPEGUE: Es la primera fase de un vuelo, proceso que realiza una aeronave tras realizar la carrera de despegue sobre una pista, logrando que se obtenga la sustentación.

FLUJO: Definido como un fluido en movimiento.

LARGE EDDY SIMULATION (LES): Aproximación a la solución de la continuidad y las ecuaciones de Navier-Stokes en una "malla gruesa" con algunos modelados.

MODELACIÓN: Se entiende como una representación, que puede ser abstracta, análoga, idealizada, de un objeto real o ficticio.

MODELAMIENTO: Es el proceso de construcción o modificación de un modelo.

MODELO COMPUTACIONAL: Es el programa o código computacional que implementa el modelo conceptual. Este puede ser de diferencia-finita, volúmenes-finitos, elementos-finitos u otro tipo de discretización. Este incluye los algoritmos. Los parámetros del modelo computacional incluyen el número de puntos y celdas de la malla.

MODELO CONCEPTUAL: Consiste en las observaciones, matemáticas, de datos y ecuaciones, que describen el sistema físico. Este modelo incluye condiciones iniciales y condiciones de frontera.

MODELO: Un modelo es definido como una representación de un sistema físico o proceso que nos permitirá entender, predecir o controlar su comportamiento.

NIVEL DE PRESIÓN SONORA (SPL): Es la presión del sonido expresada en decibeles (dB).

NÚMERO DE REYNOLDS: El número de Reynolds es un número adimensional que expresa la relación de las fuerzas inerciales a las fuerzas viscosas.

ORDENADA: Distancia que hay, en un plano, entre un punto y un eje horizontal, medida en la dirección de un eje vertical.

PERFIL AERODINÁMICO: Denominado como la forma del área transversal de un elemento, que cuando se desplaza por el aire crea a su alrededor una distribución de presiones que genere el fenómeno de la sustentación.

PREDICCIÓN: Es el uso de un programa CFD para describir el estado de un modelo físico bajo condiciones por las que el programa CFD no ha sido validado.

RUIDO ESTRUCTURAL: Es el ruido generado por las aeronaves que no proviene de los sistemas propulsores

RUIDO: Se denomina como un sonido inarticulado, generalmente desagradable.

SIMULACIÓN NUMÉRICA DIRECTA: Solución de la continuidad y Navier-Stokes sin ecuación de modelado.

SIMULACIÓN: Se entiende como la operación matemática y computacional de un modelo que puede representar su comportamiento por cierto tiempo, usando técnicas computacionales o la experimentación artificial de un fenómeno.

VALIDACIÓN: Es el proceso de determinar el grado en el cual un modelo es una representación exacta del mundo real desde una perspectiva del uso del modelo.

RESUMEN

En los últimos años el ruido producido por las aeronaves ha estado bajo mucho escrutinio debido al creciente número de aeropuertos y aerolíneas a nivel mundial. El ruido generado por las superficies de control y los sistemas sustentadores, es comparado con el ruido producido por los motores¹. Un alerón es un punto de comienzo adecuado para estudiar y entender el fenómeno Aero acústico, debido a la sustentación adicional que este otorga y debido a su geometría simple. Los objetivos de este proyecto de grado están en simular Aero acústicamente un perfil NACA 0012 con un alerón tipo ala morphing, para así estudiar la influencia del alerón, para posteriormente validar estos resultados con un estudio experimental realizado por Thomas F. Brookes et al², en el artículo “Aeroacoustics measurements in a wing-flap configuration”.

Una parte de este proyecto de grado está enfocada en los conceptos básicos de la aerodinámica que se deben tener en cuenta para realizar las simulaciones para luego entrar en el campo de Aero acústica, enfocándonos en los mecanismos de producción de ruido, en las analogías acústicas y sobre todo en el manejo del programa de dinámica de fluidos computacional, OpenFOAM, el cual fue la herramienta principal que utilizamos para llevar a cabo las simulaciones, en el capítulo 3 se explicara más a fondo el funcionamiento de este programa.

Un modelo CFD de estado estable fue implementado para estudiar y predecir el comportamiento del flujo alrededor del perfil NACA para luego calcular los datos acústicos. Adicionalmente elaboramos un archivo para crear una malla estructurada tipo C, la cual nos permitió tener un mayor control sobre el dominio computacional, el número de celdas. El objetivo final del modelo CFD es predecir el flujo al rededor del perfil NACA para así encontrar las fluctuaciones de las presiones lo que nos llevara a predecir los niveles de ruido que este genera, obteniendo graficas de nivel de presión sonora contra la frecuencia.

El perfil NACA escogido para llevar a cabo las simulaciones fue el NACA 0012 con una cuerda de 0,4 m con un número aproximado de Reynolds de 1517114.75, ya que se tomaron valores como la densidad y la viscosidad a nivel del mar y una velocidad de Mach 0.17, tomando como referencia el artículo realizado por Thomas F. Brookes et al³, en el artículo “Aeroacoustics measurements in a wing-flap configuration.” El solucionador usado para las simulaciones fue simpleFoam el cual es un solucionador para flujo incompresible,

¹ Thomas F. Brookes et al Aeroacoustics measurements in a wing-flap configuration. Nasa Langley research center, 2005.

² *Ibíd.*

³ *Ibíd.*

turbulento y de estado estable, cabe destacar que se realizó una modificación al código del solucionador, agregando la temperatura, con el objetivo de llevar un control en el número Mach (0.17) a lo largo de la simulación y el modelo turbulento escogido fue Spalart-Allmaras el cual según Jiggar Shah⁴, es el modelo turbulento que ofrece una mejor exactitud en modelos turbulentos. Implementamos el método de discretización espacial el cual según Mottaqiallah Taouil⁵, descompone la malla en celdas las cuales forman la malla computacional debido a esto, este método de discretización espacial es el que mejor se adapta a nuestra simulación, este método de discretización está representado en el programa en el archivo fvSchemes el cual se encuentra en la carpeta system estas carpetas serán profundizadas en el capítulo 3 de este trabajo de grado. Por medio de un estudio de independencia se aumentó el refinamiento de la malla, buscando resultados más exactos, con este estudio de independencia la malla estructurada genero un total 2127979 celdas y 4255958 puntos, que fueron obtenidos al aproximarse a las variables propuestas por Brookes, cabe destacar que no fue posible aumentar el refinamiento de la malla debido a costos computacionales, una vez realizado estas configuraciones se procedió a realizar las simulaciones.

Al momento de realizar las simulaciones fue claro que se presentaron una serie de picos tonales, correspondientes a los vórtices creados por el alerón y a las fluctuaciones de las presiones fue encontrado que las fuerzas dinámicas en la región del intradós del perfil presentaban un nivel de ruido, pero que su geometría no era responsable de la producción de ruido. Además, los resultados indicaron que la locación en donde se presenta mayor producción de ruido es la región del alerón, añadiendo que este aumentó cuando el ángulo del alerón aumenta y cuando el número de Mach aumenta, así se pudimos corroborar los resultados obtenidos por otros autores de forma experimental. Los resultados obtenidos de OpenFOAM son bastantes similares con los datos obtenidos por otros autores de forma experimental, pero se presentaron ciertas anomalías debido al refinamiento de la malla ya que no fue posible conseguir un mejor refinamiento de esta debido a costos computacionales. A pesar de esto los resultados obtenidos son confiables lo que permite una confiabilidad en seguir usando OpenFOAM para futuras simulaciones.

Palabras claves: Aero acústica, analogías acústicas, dinámica de fluidos, ruido, superficies de control, sistemas sustentadores, alerón, NACA 0012, OpenFOAM.

⁴ Jiggar Shah. Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap. Master of Science Thesis. Delft University of Technology. 2015

⁵ Taouil Mottaqiallah. A Hardware Accelerator for the OpenFoamSparse Matrix-Vector Product MSc THESIS. Delft University of Technology. 2009

ABSTRACT

In recent years the noise produced by aircraft has been under much scrutiny because of the growing number of airports and airlines worldwide. The noise generated by the control surfaces and support systems, is compared to the noise produced by the engines¹. A spoiler is an appropriate point of beginning to study and understand the aero acoustic phenomenon, due to the additional support that this provides and because of its simple geometry. The objectives of this project are in grade acoustically simulate one NACA profile Aero 0012 with a spoiler wing morphing type, in order to study the influence of the spoiler to further validate these results with an experimental study by Thomas F. Brookes et al², Article “Aeroacoustics measurements in a wing-flap configuration”.

Part of this degree project is focused on the basics of aerodynamics that should be taken into account for the simulations and then enter the field of acoustic Aero, focusing on the production mechanisms noise on acoustic analogies and especially in program management computational fluid dynamics, OpenFOAM, which was the main tool we use to perform the simulations.

A steady state CFD model was implemented to study and predict the flow behavior around the NACA profile and then calculate the acoustical data. In addition we developed a file to create a structured mesh type C, which allowed us to have more control over the computational domain, the number of cells. The ultimate goal CFD model is to predict the flow around the NACA profile in order to find the pressure fluctuations which lead us to predict noise levels it generates, graphs obtaining sound pressure level versus frequency.

The profile NACA chosen to carry out the simulations was the NACA 0012 with a string of 0.4 m with approximately 1517114.75 Reynolds as values such as density and viscosity at sea level and a speed of Mach took 0.17, with reference to the article by Thomas F. Brookes et al³, in Article “Aeroacoustics measurements in a wing-flap configuration.” The solver used for simulations was simpleFoam which is a solver for incompressible, turbulent and steady-state flow, it should be noted that an amendment was made to the solver code, adding the temperature, in order to keep track on the Mach number (0.17) along the turbulent simulation and model chosen was Spalart-Allmaras which according Jiggar Shah⁴ is the turbulent model that provides better accuracy in turbulent models.

¹Thomas F. Brookes et al Aeroacoustics measurements in a wing-flap configuration. Nasa Langley research center, 2005.

²*Ibid.*

³*Ibid.*

⁴Jiggar Shah. Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap. Master of Science Thesis. Delft University of Technology. 2015

In this project, was used the method of spatial discretization according Mottaqiallah Taouil⁵, breaks down the screened in cells which form the computational grid because of this, this method of spatial discretization is the best suited to our simulation, this method of discretization is represented in the program in the fvSchemes file which is in the folder system these folders will be deepened in chapter 3 of this paper grade. Through a study of dependence refinement of the mesh it was increased, looking for more accurate results with this study independence structured mesh generated a total 2127979 cells and 4255958 points, this vales were obtain in order to proximate to the vales of Brookes, note that it was not possible to increase the mesh refinement due computational costs, once made these settings proceeded to perform the simulations.

When making the simulations was clear that a number of pitch corresponding to the vortices created by the spoiler and peaks fluctuations pressures was found that the dynamic forces in the region of the lower surface of the profile had a noise level presented, but its geometry was not responsible for the production of noise. In addition, the results indicated that the location where higher output noise occurs

Is the region of the spoiler, adding that this increase when the angle of the wing increases as the Mach number increases, thus could corroborate the results obtained by other authors experimentally. The results of OpenFOAM are quite similar to the data obtained by other authors experimentally, but some anomalies occurred due to mesh refinement as it was not possible to get a better refinement of this because computational costs. despite this the results obtained are reliable allowing reliability continue using OpenFOAM for future simulations.

Keywords: Aero acoustic, acoustic analogies, fluid dynamics, noise, control surfaces, support systems, spoiler, NACA 0012, OpenFOAM.

⁵ Taouil Mottaqiallah. A Hardware Accelerator for the OpenFoamSparse Matrix-Vector Product MSc THESIS. Delft University of Technology. 2009

INTRODUCCIÓN

En las últimas décadas el tráfico aéreo ha estado presentando un incremento constante y según el artículo publicado por la revista electrónica estrategia y negocios⁶, está proyectado que este continúe creciendo en el futuro. Por otro lado, las densidades de la población están creciendo y han sido localizadas en aproximaciones a los aeropuertos. Con el objetivo de proteger estas poblaciones y contribuir a la disminución de la contaminación acústica, la organización de la aviación civil internacional (OACI) ha establecido ciertas regulaciones que se encuentran en el Anexo 16 Protección del medio ambiente⁷, el cual trata de las especificaciones para la certificación relativa al ruido de las aeronaves, control del ruido y de las unidades de intensidad a los efectos de ordenación urbana. Debido a que estas regulaciones son cada vez más estrictas, la predicción y reducción del ruido de las aeronaves ha conseguido un incremento en el interés de las empresas aeronáuticas y las aerolíneas.

Según Thomas F. Brookes et al⁸ solo durante las fases de despegue y aterrizaje de un vuelo, el ruido generado por las aeronaves alcanza su máximo nivel. Durante estas dos fases de vuelo, son presentados grandes niveles de ruido en las proximidades de los aeropuertos como por ejemplo en el aeropuerto el Dorado ubicado en Bogotá Colombia, que según el artículo publicado por secretaria distrital del ambiente de Bogotá⁹, el ruido supera los 65 decibeles reglamentados, lo cual trae como consecuencia quejas y protestas por parte de la comunidad.

Las dos fuentes principales de ruido de las aeronaves pueden ser identificadas como los motores y la estructura del avión como se puede observar en la ilustración 1, la cual fue tomada del artículo Aircraft noise simulation at DLR (2012) de Roland Ewert .Mientras que en el despegue los motores trabajan a máxima potencia siendo la fuente principal de ruido, en el aterrizaje los motores están usualmente en ralentí y por lo tanto su contribución es menos dominante. Por este motivo se puede mostrar que durante la fase de aterrizaje el ruido producido por las estructuras de las aeronaves se convierte en el mayor contribuidor de ruido. Por esto los esfuerzos de las investigaciones realizadas por Thomas F. Brookes et

⁶ Estrategia y negocios. Diez datos sobre el futuro de la aviación en Latinoamérica. (en línea). <http://www.estrategiaynegocios.net/lasclavesdeldia/959631-330/diez-datos-sobre-el-futuro-de-la-aviaci%C3%B3n-en-latinoam%C3%A9rica>. 2016

⁷ Organización de la aviación civil internacional. Anexo 16.

⁸ Brookes *op. cit.*

⁹ Secretaria distrital del ambiente. Información general sobre la problemática de ruido. (en línea). <http://ambientebogota.gov.co/ruido>

al¹⁰ han estado centrados en la predicción y la reducción del ruido producido por la estructura de las aeronaves.

El ruido producido por las estructuras se refiere a todas las partes estructurales como el fuselaje, alas, sistemas sustentadores, superficies de control y tren de aterrizaje. El ruido es creado por la interacción de esas partes estructurales con el flujo de aire. Es conocido que los elementos sustentadores, las superficies de control y el tren de aterrizaje son las fuentes de ruido dominante la mayor parte del sustentación adicional es creado por el alerón, es por esto que en este proyecto de grado hemos centrado nuestro estudio en el alerón, observando cómo influye esta superficie de control en el nivel de ruido.

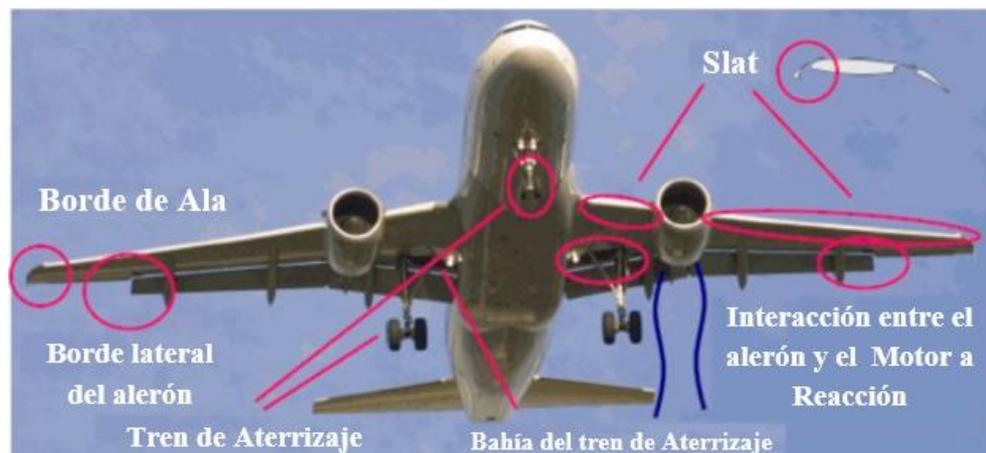


Ilustración 1: Fuentes de ruido de una aeronave, Airbus A340 (200). $Re= 10e6$, SPL ~95-97 dB, modificada de Aircraft noise simulation at DLR (2012) de Roland Ewert

Planteamiento Del Problema

Según el artículo publicado por la revista electrónica estrategia y negocios¹¹, en los últimos años se ha presentado un crecimiento en las operaciones aéreas a nivel mundial, lo que ha llevado a las diferentes aerolíneas a buscar métodos que respondan a la demanda presentada. Haciendo que este aumento de densidad de tránsito aéreo genere mucha más contaminación auditiva en las zonas tanto urbanas como rurales y es desde este punto que se toma para la búsqueda de una reducción de este problema.

Una fuente importante de ruido son los motores más específicamente, en motores a reacción, las turbinas y reactores con expresa Roland Ewert¹². Sin embargo, en la maniobra de aterrizaje, la aerodinámica del avión enfrentada al aire produce tanto ruido como el que

¹⁰ Brookes *op. cit.*

¹¹ Estrategia y negocios. *op. cit.*

¹² Ewert Roland. Aircraft noise simulation at DLR. 2012.

hacen los motores. En la siguiente ilustración, tomada del artículo The ‘Silent’ Aircraft Initiative (2006), publicada por The Cambridge-MIT Institute, se puede observar las principales fuentes de ruido de una aeronave en vuelo crucero, destacando 3 determinadas alfabéticamente, donde A son los trenes de aterrizaje; B son las partes móviles y C son los motores, donde presenciamos que la mayor fuente de ruido se presenta de color Rojo pasando por una intermedia de color amarillo y la más leve es de color azul.

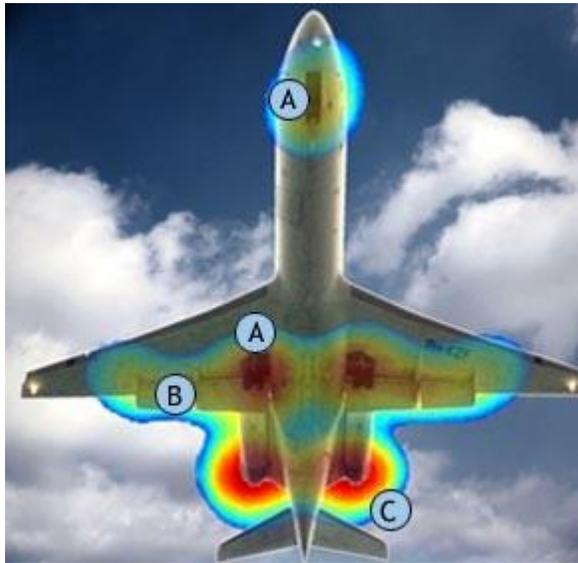


Ilustración 2: Simulación fuentes de ruido en el avión. (The ‘Silent’ Aircraft Initiative (2006))

Comprobando que el ruido acústico producido por las aeronaves representa un área esencial a la hora del diseño de aeronaves, se plantea la pregunta ¿cómo se puede reducir aún más el ruido producido por las superficies de control de las aeronaves?

OBJETIVOS

Objetivo General

- Simular Aero acústicamente un plano aeronáutico con el fin de comprender el fenómeno Aero acústico que se presenta en las superficies de control de un plano aeronáutico, realizando una serie de simulaciones computacionales y análisis teóricos para así observar la influencia de estas superficies, sobre el ruido acústico.

Objetivos Específicos

- Simular aerodinámicamente el plano aeronáutico para llevar a cabo los diferentes estudios.
- Digitalizar el plano escogido y transferirlo en el formato requerido por el software para realizar las diferentes pruebas acústicas.
- Comparar los resultados de las simulaciones, con los datos experimentales obtenidos por Thomas F. Brookes et al, en el artículo “Aeroacoustics measurements in a wing-flap configuration.”

ESTADO DEL ARTE

Con el aumento de las regulaciones ambientales impuestas por la organización de la aviación civil internacional (OACI) anexo 16. Se ha despertado el interés en el ruido generado por la estructura de las aeronaves. Este ruido es más notorio en el despegue y aterrizaje¹³. Aunque el ruido causado por la estructura de las aeronaves ha sido estudiado extensivamente desde el año de 1970¹⁴, aún existe un entendimiento limitado de cuales son exactamente los mecanismos físicos que causan este fenómeno acústico. Un interés surgido recientemente es el de ruido generado por los perfiles aerodinámicos ubicados en los sistemas sustentadores de las aeronaves.

Existen algunos estudios experimentales que han ayudado a contribuir a este campo, entre estos podemos destacar el estudio realizado por Block¹⁵ en el que se puede observar que los alerones contribuyen significativamente al ruido generado por la aeronave. Más tarde Kendall¹⁶ uso el método de localización acústica el cual le permitió recrear mapas de localización de la fuente de sonido de una aeronave y también demostraron que existen fuentes de sonido significativas en el espacio que hay entre el final de perfil y el comienzo del alerón ya que este pequeño espacio contribuye con la generación de vórtices.

Fink and Schlinker¹⁷ refutaron la hipótesis de Kendall publicando las características espectrales de estas fuentes de ruido. Varios modelos han sido desarrollados para estudiar la generación de sonido por las alas de las aeronaves. La comunidad Rotorcraft ha desarrollado modelos empíricos para la predicción del ruido producido por los perfiles aerodinámicos de las aeronaves. Por otro lado se han desarrollado modelos específicamente diseñados para describir el fenómeno del ruido generado por los alerones. Hardin¹⁸ desarrollo un modelo de dos dimensiones, considerando los vórtices de capa limite a lo largo de todo el alerón. El modelo de Hardin predijo que el ruido generado por el alerón en ocasiones puede ser igual al ruido generado por los sistemas propulsores de la aeronave.

Mehdi et al¹⁹ propusieron un método de inestabilidad de vórtice, el cual describe cómo influye la inestabilidad del fluido en la generación de ruido en los alerones, la validez de

¹³ Brookes Thomas F. Aeroacoustics Measurements of a wing- flap configuration. NASA Langley Research center.2005

¹⁴ David G. Crighton. Airframe Noise. In Harvey H. Hubbard, editor, Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice, volume 1, pages 391- 447. NASA RP 1258, 1991.

¹⁵ Patricia J. W. Block. Assessment of Airframe Noise. Journal of Aircraft, 16(12):834- 841, Sept. 1979.

¹⁶ James M. Kendall. Measurments of Noise Pro-duced by Flow Past Lifting Surfaces. AIAA 78-239, 1978.

¹⁷ M. R. Fink and R.H. Schlinker. Airframe Noise Component Interaction Studies. AIAA 79-0668, 1979.

¹⁸ Jay C. Hardin. Noise Generation at the Side Edges of Flaps. AIAA 80-0978, 1980.

¹⁹ Mehdi R. Khorrami, Bart A. Singer, and M.A. Takallu. Analysis of Flap Side-Edge Flow edge for Noise-Source Modeling. ASME 97NV22, 1997.

este modelo teórico aún no se ha determinado, por lo cual sería de gran interés investigativo realizar estas validaciones.

En los últimos años los autores que han obtenido grandes avances en este campo han sido Thomas F. Brookes el cual realizó un análisis experimental de un perfil NACA 0012 con configuración de ala convencional, centrándose en la influencia del flap en la generación de ruido, otros autores que han llevado a cabo estudios similares han sido R. Ewert et al²⁰ y Sebastien Deck²¹, los cuales realizaron análisis acústicos en perfiles NACA 0012 y 63-215 respectivamente, la diferencia entre los estudios de Ewert et al, Sebastian Deck y Brookes, es que los estudios de Ewert et al, Sebastian Deck fueron realizados usando diferentes diseños de perfiles alares utilizando igualmente alerones convencionales.

En este trabajo de grado las simulaciones fueron realizadas usando un diseño de perfil alar tipo ala morphing diferenciándolo del que fue usado por Thomas F. Brookes²², para posteriormente validar y comparar los datos con el trabajo realizado por Brookes y realizar una conclusión de cual diseño alar es el que genera menos decibels de ruido, si los perfiles alares convencionales o los diseños de ala morphing.

²⁰ R. Ewert, C. Appel, J. Dierke, M. Herr. RANS/CAA based prediction of NACA 0012 broadband trailing edge noise and experimental validation.2009

²¹ Sebastien Deck. Zonal-Detached-Eddy Simulation of the Flow Around a High-Lift Configuration. AIAA JOURNAL. Vol. 43, No. 11, November 2005

²² Brookes Thomas F. Aeroacoustics Measurements of a wing- flap configuration. NASA Langley Research center.2005

1. Aerodinámica

La aerodinámica al contener una temática tan extensa, es necesario que se discriminen ciertos temas que nos ayudaran a comprender el progreso del proyecto y a la vez su relación con este, es importante resaltar que esta ciencia tiene mucha influencia en nuestro trabajo ya que es vital en el diseño, la construcción y el estudio de perfiles. Se tomara en cuenta la aerodinámica subsónica, por lo tanto la información que se vea, será generalizada o enfocada a la aerodinámica subsónica. Las temáticas que se trataran son:

1.1. Perfil aerodinámico

Un perfil aerodinámico es un cuerpo que está diseñado para aprovechar al máximo las fuerzas originadas por las variaciones de velocidades y presiones de una corriente de aire.

Las fuerzas de presión tienen como resultante la resistencia y la sustentación, que según Anderson²³, si se determina la distribución de presiones y esfuerzos cortantes sobre la superficie, se obtienen las fuerzas aerodinámicas.

1.1.1. Terminología de los perfiles aerodinámicos

En la Ilustración 3, tomada del artículo elaborado por Anderson, D. y Eberhardt, S. (2009) de la revista *A physical description of flight*, Se representa gráficamente la nomenclatura utilizada para definir las secciones de los perfiles aerodinámicos.

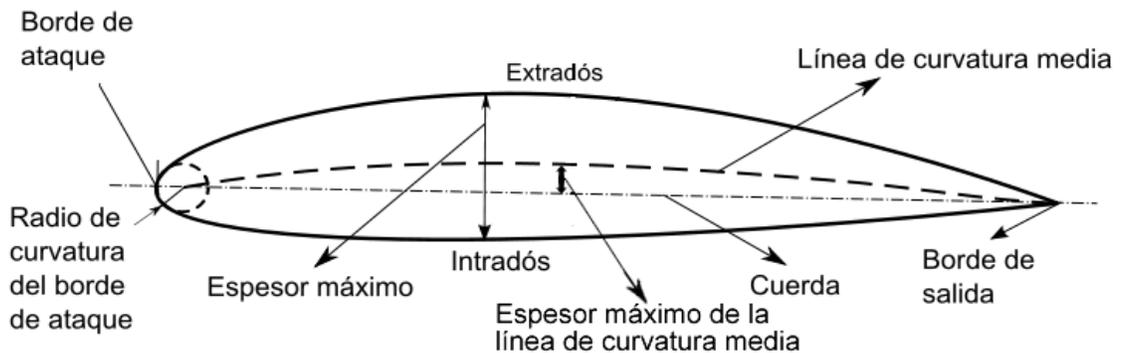


Ilustración 3: Nomenclatura de un Perfil, Anderson, D, *A physical description of flight*. (2009)

²³ ANDERSON, John. *Fundamentals of aerodynamics*. 3^{ra} Edición. New York, United States: Mc Graw Hill. 2001. p. 281.

Esta nomenclatura está definida como:

1. **Cuerda:** Como indica Carmona²⁴, la cuerda es una línea recta imaginaria que une al borde de ataque, con el borde de salida.
2. **Borde de ataque (entrada):** Es el punto extremo delantero de la línea de curvatura; es quien tiene el primer contacto con las corrientes de aire, y distribuyendo dichas corrientes en el extradós y el intradós.
3. **Borde de salida (fuga):** Es el punto extremo de la parte trasera de la línea de curvatura, donde se unen las corrientes de aire que provienen del extradós y el intradós.
4. **Extradós:** Parte superior del perfil
5. **Intradós:** Parte inferior de un perfil.
6. **Radio de curvatura del borde de ataque:** Define la forma del borde de ataque; es el radio de un círculo tangente al extradós y al intradós, con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media.
7. **Espesor máximo:** Distancia máxima que existe entre el extradós y el intradós.
8. **Espesor máximo de la línea de curvatura:** Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda.
9. **Línea de curvatura media:** Es una línea equidistante entre el intradós y el extradós, la forma de esta línea es muy importante en las características aerodinámicas del perfil, según lo indica Anderson²⁵.

1.1.2. Centro de Presiones en un perfil

Con respecto a un cilindro, un perfil aerodinámico tiene mayor sustentación; para que en un cilindro exista sustentación, es necesario que haya una circulación y una velocidad de la corriente libre del aire, lo que quiere decir que en un cilindro se consigue la circulación por medio de la rotación, mientras que en el perfil la circulación se establece por su geometría.

La Ilustración 4, tomada del libro de Isidoro A. (2010) aerodinámica y actuaciones del avión décima edición; muestra la distribución de presiones para un perfil simétrico con un ángulo de ataque igual a cero grados, tiene el comportamiento mostrado, y se puede observar que la presión sobre toda la superficie aerodinámica no es uniforme, como indica Carmona en su libro²⁶.

²⁴ CARMONA, Aníbal. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 10 Edición. Madrid, España: Paraninfo. 2000. p. 79.

²⁵ ANDERSON, John. Introduction to Flight. 3^{ra} Edición. New York, United States: Mc Graw Hill. 1989. p. 179.

²⁶ CARMONA, *Op. cit.*, p. 85

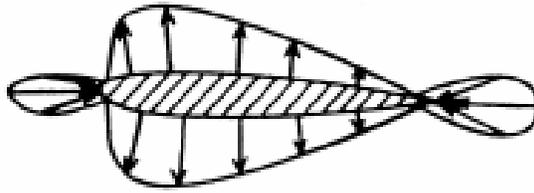


Ilustración 4: Distribución de Presiones de un perfil simétrico con un ángulo de ataque a 0° (Isidoro A. (2010) aerodinámica y actuaciones del avión décima edición)

Si el perfil cambia su ángulo de ataque, las líneas de presiones cambiaran, como se observa en la Ilustración 5, tomada del libro de Isidoro A. (2010) aerodinámica y actuaciones del avión décima edición; muestra un aumento de velocidad en el extradós con respecto a las corrientes de velocidad, y una disminución de la velocidad en la parte del intradós. Al aumentar la velocidad en el extradós también aumenta la presión negativa o succión, mientras que en el intradós, por la disminución de velocidad presentada en esta parte, también disminuye la presión negativa. Según lo indica Houghton²⁷, la distribución de presiones es una fuerza dirigida hacia arriba, y la componente perpendicular a esta fuerza será la sustentación. El centro de presiones es el punto donde se puede considerar aplicada la fuerza resultante. Donde L_o y L_i representan las fuerzas de sustentación en el perfil.

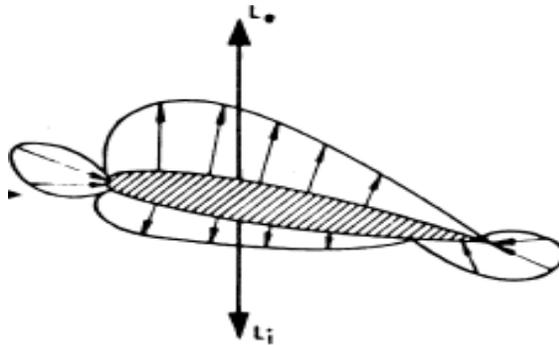


Ilustración 5: Distribución de Presiones de un perfil simétrico con un ángulo de ataque positivo (Isidoro A. (2010) aerodinámica y actuaciones del avión décima edición)

Si existe un aumento en el ángulo de ataque, el centro de presiones se ubicara en la parte delantera del perfil, como se observa en la Ilustración 6, tomada del libro de Isidoro A. (2010) aerodinámica y actuaciones del avión décima edición; muestra que la resultante de la distribución de presiones estará inclinándose hacia la parte posterior, donde “C.P.” representan los coeficientes de presiones del perfil, esto debido a las presiones negativas que se presentan en el borde de ataque, en la parte superior del perfil (en el extradós).

²⁷ HOUGHTON, E, and CARPENTER, P. Aerodynamics for Engineering Students. (5^{ta} edición). London, England: Butterworth-Heinemann Editorial. 2003. p. 19.

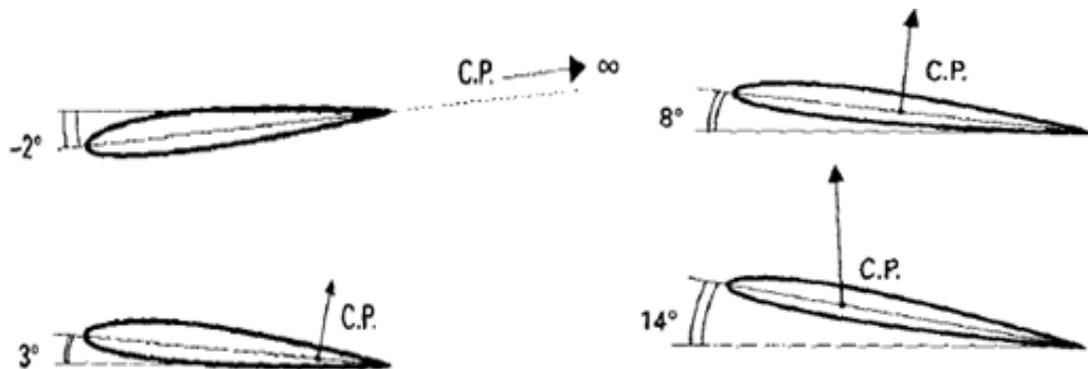


Ilustración 6: Desplazamiento del C.P., cuando se cambia el ángulo de ataque (Isidoro A. (2010) aerodinámica y actuaciones del avión décima edición)

Las presiones presentadas en el extradós y el intradós depende de la densidad del aire y del cuadrado de la velocidad, según Carmona²⁸, estas dos variables se pueden asociar en una sola, denominada presión dinámica (q), esta variable se define como:

$$q = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \quad (1)$$

Donde ρ es la densidad y V es la velocidad.

1.2. Nomenclatura NACA

La nomenclatura de los perfiles, se identifica con la palabra NACA, seguida de una serie de números, los cuales determinan las propiedades y/o características de dicho perfil; también existen perfiles tipo Clark Y, Göttingen y RAF. Los dígitos que identifican a los perfiles NACA, representan características importantes para poder construir, o dibujar el perfil. Como lo indica Anderson²⁹, los perfiles NACA constan de cuatro, cinco y seis dígitos, según correspondan sus características.

Para explicar las características del perfil NACA de cuatro dígitos, se tomara como ejemplo el perfil NACA 2412, y sus dígitos representan, según Roncero³⁰:

- El primer dígito (2) representa la ordenada máxima de la línea de curvatura media en porcentaje de la cuerda, en este caso 2%.
- El segundo dígito (4) representa la posición de la ordenada máxima de la cuerda en décimas, para este caso 40%.

²⁸ CARMONA, *Op. cit.*, p. 87

²⁹ ANDERSON, John. Fundamentals of aerodynamics. *Op. Cit.*, p. 283

³⁰ RONCERO, Sergio. Introducción a los perfiles NACA. España: Universidad de Sevilla, 2011.

- El tercer y cuarto dígito (12), representan el espesor máximo del perfil en porcentaje de la cuerda: 12%.

Los perfiles simétricos, hacen parte de este conjunto de perfiles NACA con cuatro dígitos, como por ejemplo el usado en este proyecto, perfil NACA 0012, con el 12% de espesor.

Para explicar las características del perfil NACA de cinco dígitos³¹, se tomara como ejemplo el perfil NACA 23015, y sus dígitos representan:

- El primer dígito (2), identifica, aproximadamente, el valor de la ordenada máxima de la línea de curvatura, en porcentaje, para este caso 2%.
- El segundo y tercer dígito (30), designa el doble de la posición de la ordenada máxima (15%)
- El cuarto y quinto dígito (15) representa el porcentaje del espesor máximo, para este caso el 15%.

El perfil NACA de seis dígitos, se representara con el perfil NACA 64₂-015.

- El primer dígito (6), identifica el tipo de serie para conocer el tipo de distribución de espesor empleada, en este caso la serie 6.
- El segundo dígito (4), representa el mínimo de presión del perfil simétrico en decimas de cuerda (40%).
- Tercer dígito (2), indica las decimas de la semiamplitud del intervalo alrededor del coeficiente de sustentación ideal, en este caso el intervalo que se debe utilizar es de más o menos 0,2
- Cuarto dígito (0), es el coeficiente de sustentación ideal multiplicado por 10
- Quinto y sexto dígito (15) representa el porcentaje del espesor máximo, en este caso es de 15%.

Para los perfiles NACA con seis dígitos, existe un régimen de flujo laminar de capa limite en la mayor parte del perfil, por ende este tipo de perfiles presentan una gran resistencia a la fricción.

1.3. Flujo compresible

De manera general, sin importar su tipo, al presentarse un aumento de presión siempre se va a originar un cambio o reducción de su volumen³², por esta razón los fluidos, todos, son compresibles, cuando los fluidos poseen un cambio demasiado grande se les considera a su flujo como compresible.

³¹ ANDERSON, John. Fundamentals of aerodynamics. *Op. Cit.* p. 283

³² CARMONA, *Op. cit.*, p. 87

En resumidas palabras el flujo compresible es aquel en el que su densidad varía apreciablemente como resultado de fluir. Y esta compresibilidad se presenta en el flujo, no en el fluido. En un flujo usualmente tiene cambios en la presión, asociados con cambios en la velocidad. En general, estos cambios de presión inducirán a cambios de densidad, los cuales influyen en el flujo, si estos cambios son importantes los cambios de temperatura presentados son apreciables.

Según el artículo virtual de Mecánica de fluidos³³ los podemos clasificar según el número de Mach (M):

- **Prácticamente incompresible:** $M < 0.3$ en cualquier parte del flujo. Las variaciones de densidad debidas al cambio de presión pueden ser despreciadas. El gas es compresible pero la densidad puede ser considerada constante.
- **Flujo subsónico:** $M > 0.3$ en alguna parte del flujo pero no excede 1 en ninguna parte. No hay ondas de choque en el flujo.
- **Flujo transónico:** $0.8 \leq M \leq 1.2$. Hay ondas de choque que conducen a un rápido incremento de la fricción y éstas separan regiones subsónicas de supersónicas dentro del flujo. Debido a que normalmente no se pueden distinguir las partes viscosas y no viscosas este flujo es difícil de analizar.
- **Flujo supersónico:** $1.2 < M \leq 5$. Normalmente hay ondas de choque pero ya no hay regiones subsónicas. El análisis de este flujo es menos complicado.
- **Flujo hipersónico:** $M > 5$. Los flujos a velocidades muy grandes causan un calentamiento considerablemente grande en las capas cercanas a la frontera del flujo, causando disociación de moléculas y otros efectos químicos.

1.4. Flujo incompresible

Pero hay casos en donde el flujo se estima que o mantiene una densidad constante a lo largo de todo el flujo. Lo que genera que el volumen del fluido se mantenga sin alteración alguna, es por eso que los líquidos se les denominan incompresibles ya que su densidad es muy pequeña y presenta variaciones muy pequeñas³⁴.

³³ Mecánica de fluidos. Flujos. (en línea). <https://fisicaproyecto.wordpress.com/flujos/>. 2016

³⁴ ANDERSON, John. Fundamentals of aerodynamics. *Op. Cit.* p. 283

La suposición de un flujo incompresible fue utilizada por Daniel Bernoulli (n. 1700 –m. 1782) en los experimentos que le ayudaron a formular el Teorema que lleva su apellido y que es de vital importancia, junto con la ley de la continuidad, para el estudio de la aerodinámica de los perfiles.

La gran diferencia de estos dos flujos, tanto compresible como incompresible, radica en la densidad de las partículas.

1.5. Número Reynolds

El Número Reynolds es uno de los parámetros más importante con respecto al flujo de los fluidos, este parámetro adimensional puede derivarse en parámetros físicos, mientras se consideran las dimensiones físicas de las propiedades, que determinan la relación de la inercia en las fuerzas viscosas sobre el volumen del fluido, como indica Kuethe en su texto³⁵. Se puede considerar que dentro de una tubería fluye un líquido, y en dicha tubería se inyecta un trazador; se considerara que el líquido viaja a velocidades bajas, entonces el trazador se mueve linealmente en la dirección axial, mientras que si el líquido viaja a velocidades altas las líneas del flujo se desorganizan y el trazador se dispersara rápidamente. Cuando el flujo es lineal se le denomina flujo laminar, mientras que el flujo errático obtenido a mayores velocidades se le denomina flujo turbulento.

Las propiedades del flujo laminar dependen de las características y las dimensiones del flujo; es decir, que cada vez que aumenta el flujo másico también aumentan las fuerzas del momento o inercia, estos efectos son contrarrestados por la fricción o fuerza de viscosidad del fluido.

El número de Reynolds está en función de la densidad, el diámetro de la tubería, la velocidad, y la viscosidad dinámica; en caso de que depende de la viscosidad cinemática, no dependerá ni de la viscosidad dinámica ni de la densidad.

$$Re = \frac{\rho DV}{\mu} \quad (2)$$

Donde ρ es la densidad, D es la distancia, V es la velocidad y μ es la viscosidad.

El número de Reynolds proporciona una información de la pérdida de energía causada por efectos viscosos; es un número adimensional. Cuando las fuerzas viscosas ejercen

³⁵ KUETHE, A, and, YEN CHOW, C. Foundations of Aerodynamics. 5ta edición, Canadá: John Wiley & Sons, Inc. 1976. p. 364

un efecto dominante en la pérdida de energía, el número Reynolds será pequeño y se encontrara en flujo laminar.

1.6. Ecuación de continuidad

En mecánica de fluidos la ecuación de continuidad es un caso particular del principio de conservación de la masa, ya que esta es la encargada de describir el comportamiento de un fluido dentro de un conducto cerrado con una sección variable.

Esta es basada en que el caudal de un fluido, denominado “Q”, tiene que permanecer constante a lo largo de su recorrido por este conducto de sección variable, más explícitamente es definida como

“la masa de un fluido m_1 que pasa por segundo a través de la superficie S_1 es igual a la masa m_2 que pasa por segundo a través de la S_2 ”³⁶.

En la ilustración 7, tomada del libro Introduction to flight 3^{ra} edición (1989) John Anderson, se observa como es el comportamiento de un fluido en una tubería.

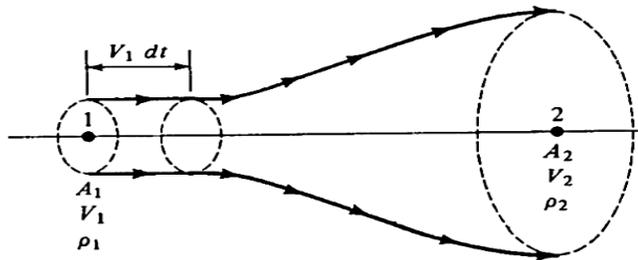


Ilustración 7: Ecuación de continuidad (Introduction to flight 3 edición (1989) John Anderson)

Sabiendo que:

$$m_1 = \rho \frac{S_1 * \Delta l_1}{\Delta t} \quad (3)$$

Dónde: m_1 = masa de un fluido; ρ = Densidad; $\frac{S_1 * \Delta l_1}{\Delta t}$ = el espacio recorrido en un incremento de tiempo; Si el Δt es cero la ecuación quedaría:

$$m_1 = \rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 \quad (4)$$

Lo mismo para la otra sección

$$m_2 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2 \quad (5)$$

³⁶ CARMONA, Op. Cit., p. 48

Si el fluido que manejamos es compresible, y aplicando la conservación del caudal $Q_1 = Q_2$; Entonces

$$\rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2 \quad (6)$$

Si el fluido es incompresible, y su densidad es igual quedaría:

$$S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2 \quad (7)$$

1.7. Sustentación

Para definir el flujo de aire, hay que tener en cuenta que este se da gracias a la relación que existe entre la presión estática, y la velocidad definida por Bernoulli³⁷. Al observar el comportamiento de un ala completa con un perfil aerodinámico definido, en un túnel de viento, se observara que el ala está sometida a la velocidad de corriente de aire V , la densidad ρ , y las fuerzas de la corriente de aire establecidas en dicho túnel de viento; la medición de la fuerza de la corriente de aire en sentido perpendicular se definirá como sustentación³⁸.

Como se puede observar en la Ilustración 8, tomada del artículo Metodología práctica para aprender los conceptos de empuje, presión y velocidad de un fluido (2010) Ronald García Sánchez Universidad Distrital Francisco José de Caldas, la fuerza aerodinámica ejercida sobre la sección del perfil aerodinámico tiene una dirección más o menos vertical; por su parte la fuerza completamente vertical que se presenta en la geometría del perfil, se le denomina sustentación.

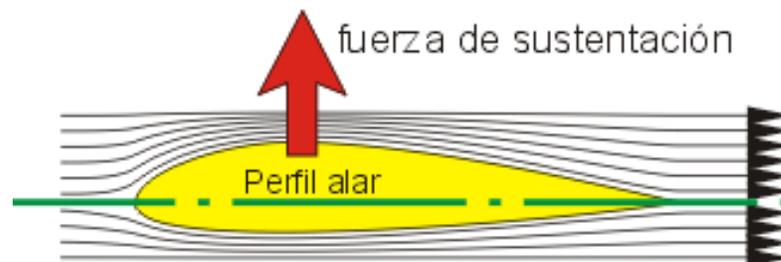


Ilustración 8: Fuerza de sustentación en un perfil aerodinámico (Metodología práctica para aprender los conceptos de empuje, presión y velocidad de un fluido (2010) Ronald García Sánchez)

El coeficiente de sustentación presentado en una forma con geometría aerodinámica, aumentara cada vez que su ángulo de ataque aumente; el aumento de las fuerzas sustentadoras tienen un ángulo limite, en caso de que se presente una disminución rápida o

³⁷ ANDERSON, John. Fundamentals of aerodynamics. *Op. Cit.* p. 283

³⁸ *Ibíd.*

caída repentina de la sustentación, se le denominara perdida. Según Oñate³⁹, dicha perdida se da a ciertos ángulos de ataque, para cada perfil este ángulo varia, y se le determina ángulo de pérdida o ángulo crítico.

La pérdida de la sustentación del ala, es uno de los factores más críticos con respecto a la seguridad del vuelo⁴⁰, aunque hay que aclarar que el riesgo es mayor, si la aeronave no se encuentra a la altitud suficiente, como para poder volver a la operación normal de la aeronave.

En la Ilustración 9, tomada del artículo Principios básicos de vuelo, de Miguel Ángel Muñoz, se observa que la capa limite tiene mayor dificultad para permanecer adherida a la parte superior del perfil (extradós), a medida que aumenta el ángulo de ataque de dicho perfil. El desprendimiento de la capa limite depende del ángulo de ataque, es decir, que entre mayor sea el ángulo de ataque presentado en el perfil aerodinámico, el desprendimiento de la capa limite será cada vez más cercano a la parte delantera del perfil, por ende se dice que el ala entra en perdida, y por esto se produce la disminución de la sustentación de una forma brusca.

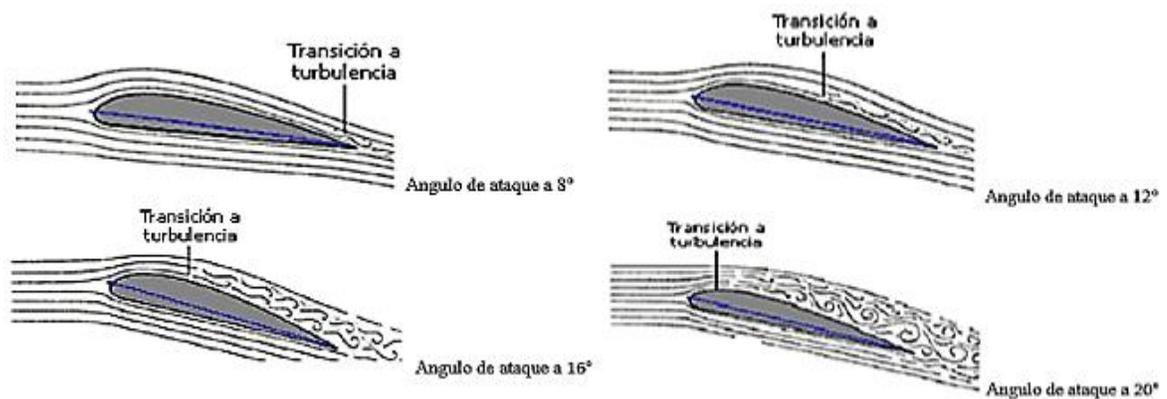


Ilustración 9: Incremento del ángulo de ataque, y variación del flujo presentado en el perfil (Principios básicos de vuelo, de Miguel Ángel Muñoz)

1.8. Resistencia Aerodinámica

Como se puede observar en la ilustración 10, tomada del artículo Principios básicos de vuelo, de Miguel Ángel Muñoz, la resistencia aerodinámica es una fuerza que se opone al desplazamiento del avión en el aire, para contrarrestar esta fuerza, según Oñate⁴¹, es requerido el empuje necesario de los motores. Es decir que mientras el peso del avión es

³⁹ OÑATE, Antonio. Aerodinámica Practica. 5^{ta} edición. Madrid, España: Paraninfo. 1994. p. 124

⁴⁰ OÑATE, Antonio. Aerodinámica Practica. 5^{ta} edición. Madrid, España: Paraninfo. 1994. p. 124

⁴¹ *Ibíd.*

compensado por la sustentación del ala, por otro lado la resistencia depende de la fuerza de empuje que genera el motor o los motores.

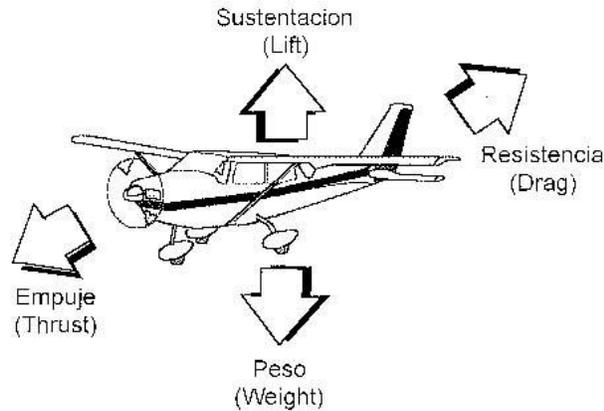


Ilustración 10: Fuerzas presentadas en una aeronave (Principios básicos de vuelo, de Miguel Ángel Muñoz)

Cabe aclarar, que si la aeronave presenta una resistencia pequeña, los motores o el motor requerido por esta aeronave, podrán requerir de un empuje menor, menor tamaño, menos consumo, menos peso, entre otras, lo cual mejorara el desempeño de una aeronave a un menor costo⁴².

Existen varios tipos de resistencia⁴³, las cuales serán relacionados a continuación:

- **La resistencia de fricción:** Es la fuerza de rozamiento la cual contradice al desplazamiento de un cuerpo en el aire. Esta fricción existe entre las partículas del aire, y la superficie exterior del cuerpo, también conocida como el área mojada.
- **La resistencia de presión:** Se debe a la distribución de las presiones, que es originada alrededor del sólido. Para explicar este fenómeno se puede tomar como ejemplo el caso de una placa plana, la cual es expuesta a una corriente de aire, la presión en la parte delantera de dicha placa es mucho mayor que la presión de atmosfera estándar, esto se debe al fenómeno llamado apilamiento, el cual se define como la presión que empuja la placa plana hacia la derecha, y por eso sería necesario ejercer una fuerza para poder mantener inmóvil la placa ;y existe otro fenómeno que se presenta en la parte posterior de la placa plana, en la estela turbulenta, este fenómeno se le llama aspiración. Este fenómeno no solo se presenta en las placas planas, ya que en la aeronave también se enfrenta a una resistencia de presión, debido al apilamiento y a la aspiración que se presenta.

⁴² CARMONA, *Op. Cit.*, p. 48

⁴³ OÑATE, *Op. Cit.*, p. 150.

- **la resistencia parasita:** la cual es la suma de la resistencia de fricción y de la resistencia de presión que tienen todos los cuerpos.

1.9. Mención de las Ecuaciones de Navier - Stokes

Isaac Newton fue uno de los primeros en dar un estudio matemático de la dinámica de un fluido, aplicando sus leyes mecánicas al movimiento de un fluido, hasta llegar a Claude-Louis Navier e independientemente, George Gabriel Stokes quienes dieron un acercamiento a este modelo con el término de viscosidad creando un conjunto de ecuaciones que hoy conocemos como “Navier-Stokes”⁴⁴.

Y estas son ecuaciones expresadas en derivadas parciales no lineales que describen el comportamiento de un fluido mediante la subsistencia de la cantidad de movimiento, la energía y la masa.

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \nabla \cdot \mathbf{V} + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] \quad (8)$$

$$\rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} + \rho w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \nabla \cdot \mathbf{V} + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] \quad (9)$$

$$\rho \frac{\partial w}{\partial t} + \rho u \frac{\partial w}{\partial x} + \rho v \frac{\partial w}{\partial y} + \rho w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \nabla \cdot \mathbf{V} + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (10)$$

Aquí se representan las ecuaciones de Navier-Stokes completas con las condiciones de un fluido inestable, compresible y con viscosidad, todo esto en sus tres dimensiones.

Son importantes estas ecuaciones en nuestro trabajo ya que estas modelan una gran variedad de fenómenos físicos complejos o fenómenos que involucren a fluidos newtonianos, los cuales son considerados como aquellos fluidos en los que su viscosidad

⁴⁴ ANDERSON, John. Fundamentals of aerodynamics. *Op. Cit.* p. 729

puede considerarse constante en el tiempo⁴⁵. Y para su solución aproximada recurrimos al análisis numérico por medio de métodos numéricos o dinámica de fluidos computacionales

1.10. Ala Morphing

Con el objetivo de responder a la creciente demanda de reducir combustible y reducir los costos operacionales asociados con las nuevas generaciones de aeronaves, en los últimos años se han realizado investigaciones extensivas para desarrollar la tecnología de ala morphing. Esta tecnología permitirá mejorar el rendimiento aerodinámico de las aeronaves, y generando que las aeronaves puedan adaptarse a cualquier condición de vuelo que se presente. Además la tecnología ala morphing será usada para mejorar el rendimiento de las aeronaves, remplazar las superficies de control convencionales, reducir el arrastre⁴⁶, reducir vibraciones y reducir el ruido durante el despegue y aterrizaje.

Esta tecnología también puede ser beneficiosa debido al uso de materiales compuestos, ya que estos se adaptarían a las necesidades a la hora de la fabricación del ala morphing.

Como se muestra en la siguiente imagen, la cual fue tomada del artículo Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design (2006), escrita por Terrence A. Weisshaar, el implemento de este tipo de tecnologías no es nuevo. En el pasado, las aeronaves han usado geometrías variables, trenes de aterrizajes variables, alerones retractiles y toberas de geometría variable, estos fueron los primeros pasos de la tecnología morphing.



Ala de Geometría variable



Alerones para despegue y aterrizaje



Tren de aterrizaje retráctil.



Morro de incidencia variable

Ilustración 11: Comienzos de la implementación de la tecnología morphing (Terrence A. (2006), Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design)

⁴⁵ ANDERSON, John. Fundamentals of aerodynamics. *Op. Cit.* p. 729

⁴⁶ Terrence A. (2006), Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design)

El incremento en el interés de este tipo de tecnología, se puede observar en los estudios realizados los últimos años, un ejemplo de estos fue el realizado por la NASA en conjunto con el laboratorio de investigaciones de la fuerza aérea de los estados unidos y la firma de ingeniería FlexSys Inc., los cuales crearon un nuevo tipo de ala la cual adapta sus ángulos de flap, automáticamente, de -2 grados a 30 grados, permitiendo que la aeronave obtenga un mejor rendimiento aerodinámico y genere menos niveles de ruido, la imagen que se presenta a continuación, tomada del artículo virtual “La NASA prueba con éxito su sistema de alas transformables para aviones” (2015) escrito por Carlos Zahumenszky ⁴⁷ se muestra esta aeronaves con el tipo de configuración alar de tipo ala morphing.



Ilustración 12: Aeronave con ala morphing creada por la NASA (Zahumenszky (2015), La NASA prueba con éxito su sistema de alas transformables para aviones)

En el presente trabajo de grado, realizamos las simulaciones del perfil NACA 0012 implementando este tipo de tecnología, pensando en las nuevas tecnologías que se están aplicando en el diseño de aeronaves.

⁴⁷ La NASA prueba con éxito su sistema de alas transformables para aviones. (en Línea).
<http://es.gizmodo.com/la-nasa-prueba-con-exito-su-sistema-de-alas-transformab-1700951995>. 2015

2. Aero acústica

La Aero acústica es el estudio del sonido generado aerodinámicamente por el flujo inestable y por las fuerzas aerodinámicas fluctuantes, incluyendo la influencia de cualquier cuerpo sólido que se encuentre en el flujo de aire. Para entender y predecir el ruido generado por las aeronaves Sir James Lighthill⁴⁸ formuló una analogía acústica la cual presenta una definición formal de un campo acústico en un flujo de aire. Esta analogía sembró las bases de la Aero acústica moderna. Los últimos años se han formulado diversas analogías acústicas como por ejemplo las de Curle⁴⁹, Power⁵⁰ y Fowes Williams⁵¹, las cuales proporcionan un mejor entendimiento de cómo se origina el fenómeno acústico. Aunque estas analogías no son usadas directamente en este proyecto de grado, han sido necesarias para poder entender cómo se comporta la Aero acústica.

2.1. Propiedades de la Aero acústica

Según Thomas Huttli⁵² el sonido es una perturbación isentrópica de la presión P , la cual se propaga en forma de onda en un medio compresible a una velocidad dada por:

$$c_0 = \sqrt{\frac{\partial p}{\partial \rho_{s=s_0}}} = \sqrt{\gamma RT} \quad (11)$$

Donde $S=S_0$ son las propiedades isentrópicas del aire, γ la relación dada por C_p/c_v de un gas ideal, R es la constante del gas y T es la temperatura en kelvin. La velocidad del sonido en el aire es 334 m/s (20 °C).

2.1.1. Nivel de presión sonora

El nivel de presión sonora, SPL por sus siglas en inglés, es una escala logarítmica usada para medir la presión sonora relativa a un valor de referencia (unidades decibeles “dB”). Como lo afirma M.S Howe⁵³ la escala logarítmica es usada debido a que el oído humano es

⁴⁸ Michael J Lighthill. On sound generated aerodynamically. i. general theory. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 211(1107):564–587, 1952.

⁴⁹ N Curle. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 231(1187):505–514, 1955.

⁵⁰ Alan Powell. Theory of vortex sound. The journal of the acoustical society of America, 36(1):177–195, 1964.

⁵¹ JE Ffowes Williams and David L Hawkings. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 264(1151):321–342, 1969

⁵² Huttli Thomas. Large-Eddy Simulation for Acoustics. Cambridge University. (2006)

⁵³ Howe M.S. Theory of Vortex Sounds. Boston University. (2003).

capaz de percibir un gran rango de decibels. El valor de referencia es asumido como lo mínimo que puede percibir una persona ($P_{ref} = 2 \times 10^{-5}$ Pa)

$$SPL = 20 \log_{10} \left(\frac{p_{rms}}{p_{ref}} \right) \quad (12)$$

Es importante aclarar que estas perturbaciones en la presión son pequeñas (120 dB, perturbaciones relativas $P_{rms}/P_0 = 2 \times 10^{-4}$). Esto es importante ya que:

- 1) Según M.S Howe⁵⁴, la propagación del sonido puede ser estudiada linealizando las ecuaciones de Navier Stokes.
- 2) Las ondas acústicas son portadoras de una pequeña fracción de la energía total del flujo.

2.2. Mecanismos de propagación del ruido

Es importante entender los mecanismos de flujo que inducen la generación de ruido para así poder mitigar su producción. Los mecanismos de producción de ruido dependen del campo de flujo asociado y también de parámetros del flujo como el número de Reynolds, el tipo de capa límite y la geometría del objeto que se encuentra en el flujo. Sin embargo no se puede generalizar para todos los casos, a continuación se presentaran los tres tipos de generación de ruido más dominantes, como lo presenta Thomas Huttli⁵⁵ afirmando que estos mecanismos de propagación son las principales razones por las cuales se genera ruido, y en la ilustración 13, tomada de la tesis de maestría *Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap* (2015) de Jiggar Shah, se observa cómo funcionan estos mecanismos de generación de ruido.

2.2.1. Ruido causado por vórtices:

Es el ruido producido por la generación de vórtices que se originan cuando el flujo pasa a través de un cuerpo, como por ejemplo un cilindro, lo cual causa perturbaciones en la presión lo cual irradia sonido. El ruido generado tiene una frecuencia característica.

2.2.2. Turbulencia- ruido por la interacción de la estructura

Es el ruido producido cuando corrientes de flujo turbulento chocan con la superficie del objeto, lo cual trae como consecuencia la generación de ruido.

⁵⁴ Howe M.S. *Theory of Vortex Sounds*. Boston University. (2003).

⁵⁵ Huttli Thomas. *Large-Eddy Simulation for Acoustics*. Cambridge University. (2006)

2.2.3. Ruido generado en el borde de salida

Es el ruido generado en el borde salidas de los objetos , debido al desprendimiento de la capa limite, lo cual produce vórtices que a su vez trae como consecuencia perturbaciones en la presión produciendo ruido⁵⁶. En este mecanismo de generación el ruido también puede ser producido debido a inestabilidades en la capa límite que recorre el objeto. Para el caso de este proyecto el mecanismo de generación de ruido que se presente es el generado en el borde de salida, ya que se está tomando como estudio principal cómo influye el alerón en este fenómeno, teniendo en cuenta que se está tomando un diseño alar tipo ala morphing visto en el capítulo anterior, pensando en las tecnologías futuras que se están aplicando en el diseño aeronáutica como por ejemplo la aplicada por la NASA⁵⁷ en la que se está comenzando a implementar la tecnología ala morphing.

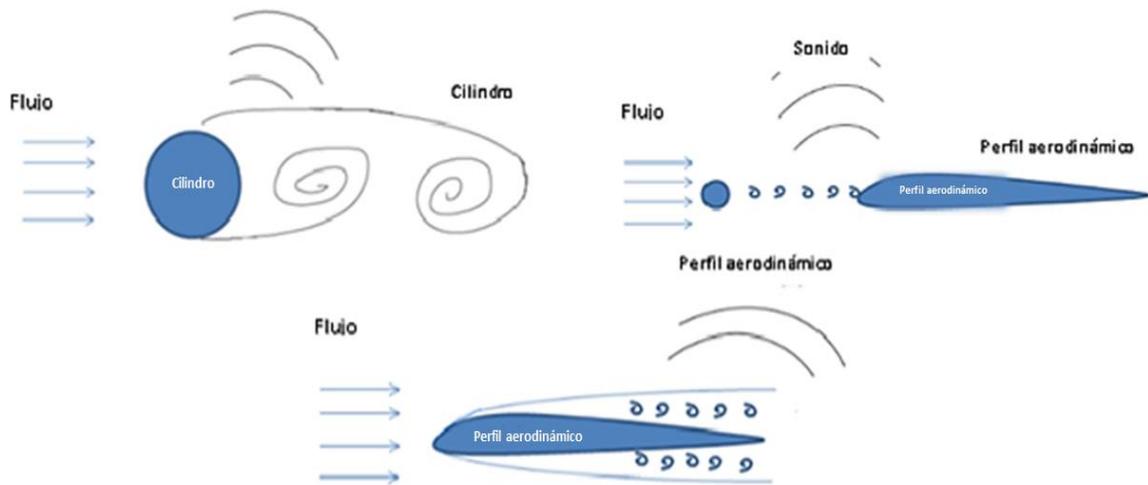


Ilustración 13: Mecanismos de generación de ruido (Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap (2015) de Jiggar Shah)

2.3. Dinámica de fluidos computacional y Aero acústica computacional

La dinámica de fluidos computacional (CFD por sus siglas en inglés) ha alcanzado un nivel que permite a industrias resolver muchos problemas de rutina usando ciertas herramientas como por ejemplo herramientas estructurales, térmicas, en las que se pueden resolver problemas estructurales, de calefacción, entre otros⁵⁸, sin embargo aún quedan por resolver ciertos problemas como la precisión a la hora de obtener los resultados y el gran costo computacional que este tipo de simulaciones conlleva , por este motivo, por mucho tiempo

⁵⁶ Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap (2015) de Jiggar Shah

⁵⁷ La NASA prueba con éxito su sistema de alas transformables para aviones. (en Línea).

<http://es.gizmodo.com/la-nasa-prueba-con-exito-su-sistema-de-alas-transformab-1700951995>. 2015

⁵⁸ Kaloyanov Teodor Investigation of 2D Airfoils equipped with a trailing edge flaps. MSc in Wind Energy. Technical University of Denmark. 2011.

este tipo de trabajos acústicos, fueron basados en experimentos y estudios analíticos, pero los sorprendentes avances en la tecnología informática han hecho posible un enfoque numérico, ese enfoque numérico es llamado Aero acústica computacional, CAA por sus siglas en ingles.

La dinámica de fluidos computacional (CFD) y la Aero acústica computacional (CAA) son herramientas de suma importancia para poder entender y comprender el fenómeno Aero acústico. Como lo afirma Farshad Rezaei et al⁵⁹ la CAA es capaz de modelar tanto las fuentes de ruido aerodinámicas como la propagación del campo de ruido.

El flujo del fluido en la fuente y la propagación de las ondas de sonido, ambos entran en el fenómeno de los fluidos es por este motivo que estos son resueltos usando métodos CFD. La principal restricción de CAA es que las fuentes computacionales requieren modelar todo el dominio del flujo, por lo que en ocasiones se presentan errores. Debido a esto Teodor Kaloyanov⁶⁰ propone una solución práctica para estos problemas que es:

- 1) Establecer rangos de frecuencia entre 20 y 200000 Hz, y a su vez que la simulación se ejecute por un periodo de tiempo extendido.
- 2) Extender la distancia entre la fuente y el receptor.
- 3) La magnitud de la presión acústica debe ser menor que la magnitud de la presión hidrodinámica.

2.3.1. Definición de Aero acústica computacional

Jiggar Shah⁶¹ afirma que la Aero acústica computacional se entiende como un proceso en el cual se usan una serie de numeraciones computacionales para producir información acústica resultado de fenómenos aerodinámicos, obviamente incluyendo todos las técnicas acústicas (analogía de Lighthill, el método Kirchhoff, las ecuaciones Ffowcs Williams–Hawkings), las linealizaciones de las ecuaciones de Euler, combinado procesos con CFD, tratamientos semi-empíricos como por ejemplo las generaciones de ruido estocásticas (SNGR por sus siglas en inglés), e incluso las simulaciones numéricas directas (DNS por sus siglas en inglés) .Varios investigadores como Brookes⁶² y Taro Imamura⁶³ , usan

⁵⁹ Rezaei Farshad, Roohi Ehsan Mahmoud Pasandideh-Fard. Stall Simulation Of Flow Around An Airfoil Using Les Model And Comparison Of Rans Models At Low Angles Of Attack. University Of Mashhad.

⁶⁰ Kaloyanov Teodor Investigation of 2D Airfoils equipped with a trailing edge flaps. MSc in Wind Energy. Technical University of Denmark. 2011.

⁶¹ Jiggar Shah. Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap. Master of Science Thesis. 2015

⁶² Brooks Thomas F. Aeroacoustics measurements of a wing- flap configuration. Nasa Langley Research Center. 2005

⁶³ Imamura Taro. Noise Generation Around Naca0012 Wingtip Using Large-Eddy-Simulation. Japan Aerospace Exploration Agency. 2006.

computaciones numéricas para el procesamiento y evaluación de datos. Sin embargo, aunque los estudios experimentales son substancialmente significativos para hallar modelos apropiados, y validar datos computacionales, estos no son considerados CAA.

2.3.2. Métodos de aproximación acústicos

Al momento de investigar la generación de ruido en un flujo, se debe tener en cuenta que este fenómeno es producido por interacciones no lineales, inestables y turbulentas como lo expresa Tim Colonius⁶⁴, además, para números Mach bajos (condiciones de despegue y aterrizaje) que son las condiciones consideradas en este proyecto de grado, existe una gran escala de separación entre la dinámica del fluido y las perturbaciones acústicas. Esto impone requerimientos estrictos en exactitud mientras se realizan los datos computacionales del campo de flujo. El ruido inducido por el flujo puede ser estudiado usando técnicas computacionales o métodos experimentales. La ilustración 14 describe las categorías de cada uno.

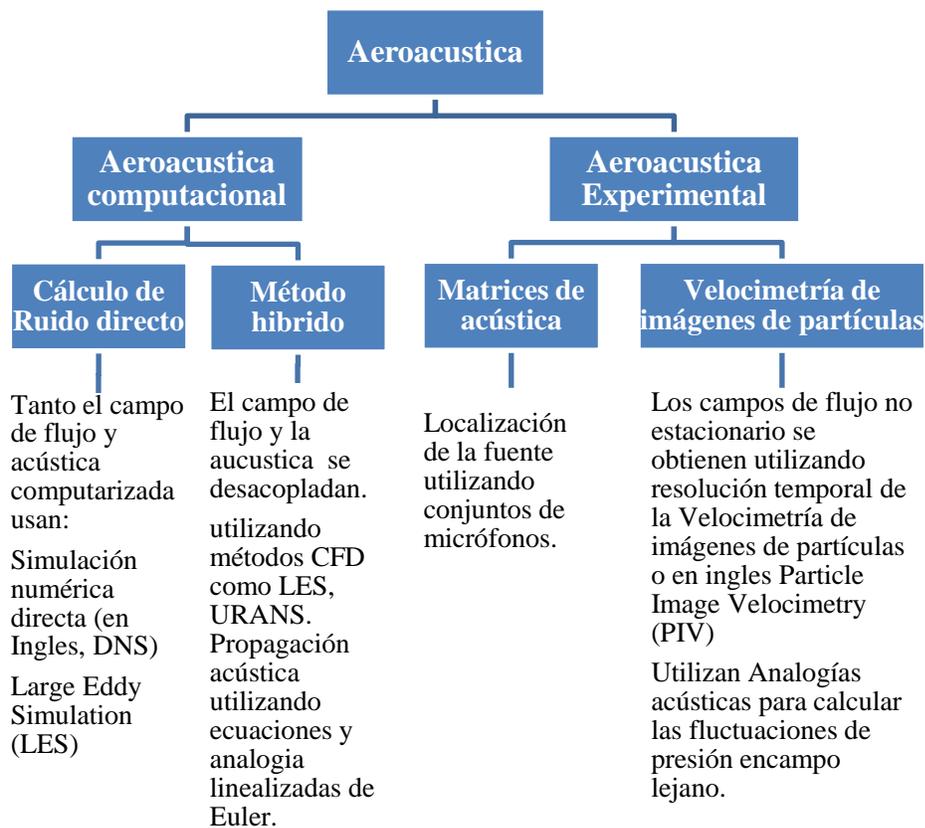


Ilustración 14: Diferentes aproximaciones acústicas, modificado de Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap. Master of Science Thesis. 2015

⁶⁴ Tim Colonius and Sanjiva K Lele. Computational aeroacoustics: progress on nonlinear problems of sound generation. Progress in Aerospace sciences, 40(6):345–416, 2004

Limitaciones de la Aero acústica computacional:

Computación directa al ruido:

Métodos como las simulaciones numéricas directas (DNS por sus siglas en inglés), las cuales son restringidas por números de Reynolds bajos (menores a 5000), como lo prueba Pierre Sagaut⁶⁵ el cual comprobó que este tipo de métodos llegan a la solución resolviendo las ecuaciones de Navier-Stokes, por lo que se requiere de un alto recurso computacional. Estas simulaciones son normalmente aplicadas a geometrías simples este método puede ser considerado la tecnología más exacta para CAA.

Este tipo de método resulta atractivo ya que es conocido a nivel mundial y es fácil de entender y debido a que puede ser utilizando en conjunto a CFD.

Método Híbrido:

Meng Wang et al⁶⁶ y Tim Colonius⁶⁷ basan sus simulaciones usando este método afirmando que debido a que el campo de flujo y el campo acústico se encuentran desacoplados, la exactitud numérica requerida para los análisis computacionales acústicos en el método híbrido serán menores. Sin embargo, el costo computacional requerido para este método será grande, ya que este método utiliza la linealización de las ecuaciones de Euler. El uso de analogías acústicas para calcular el campo acústico, también nos deja ciertas incertidumbres dependiendo al tipo de analogía usada y al tipo de volumen usado.

Por otro lado al usar técnicas experimentales, se pueden superar las limitaciones que existen en los métodos computacionales, como por ejemplo el costo computacional.

2.4. Analogías acústicas

Las analogías acústicas son formuladas tomando como base las ecuaciones de Navier-Stokes, vistas en el capítulo anterior. Ellos relacionan el fenómeno acústico como la propagación de fluctuaciones de la presión y la densidad. En su artículo Tim Colonius et al⁵⁹ explican claramente el concepto como se muestra a continuación:

Suponiendo que q es un vector de estado el cual contienen velocidades y otras variables termodinámicas, satisfaciendo ecuaciones compresibles.

⁶⁵ Sagaut Pierre. Large-Eddy Simulation for Acoustics. Cambridge University.2007

⁶⁶ Meng Wang, Jonathan B Freund, and Sanjiva K Lele. Computational prediction of flow-generated sound. Annu. Rev. Fluid Mech., 38:483–512, 2006.

⁶⁷ Tim Colonius and Sanjiva K Lele. Computational aeroacoustics: progress on nonlinear problems of sound generation. Progress in Aerospace sciences, 40(6):345–416, 2004

$$N(q) = 0 \quad (13)$$

Reordenando la ecuación,

$$Lq = S(q) \quad (14)$$

Estas ecuaciones forman una analogía acústica, donde “L” es usualmente un operador lineal de onda; “S” es la fuente de ruido no lineal. La parte del flujo la cual produce el sonido es llamada el flujo fuente mientras que la parte es la cual el receptor se encuentra es llamada el flujo receptor. La diferencia entre el flujo fuente y el flujo receptor es conocida como 'fuente de ruido'. Es denominado como una analogía, porque $S(q)$ también puede ser asumida para actuar de forma análoga como una fuente aplicada externamente en un flujo de referencia. Esta definición formal de un campo acústico en un flujo fue presentada por Lighthill⁶⁸ en su estudio de 1952.

2.4.1. Analogía de Lighthill

Lighthill⁶⁹ transformo las ecuaciones de Navier-Stokes y las ecuaciones de continuidad, para formar una exacta y no homogénea ecuación de onda, tal como se deriva a continuación.

Ecuación de continuidad:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (15)$$

Ecuación de momento:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial T_{ij}}{\partial x_j} \quad (16)$$

Donde

$$\rho = \rho_0 + \rho', p = p_0 + p' \quad ; \quad p_0, \rho_0, c_0 \quad (17)$$

Son las principales propiedades del fluido cuando este se encuentra en reposo.

$$\text{Calculando } \frac{\partial}{\partial t} (1) - \frac{\partial}{\partial x_i} (2) \quad (18)$$

⁶⁸ Michael J Lighthill. On sound generated aerodynamically. i. general theory. Proceed-ings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 211(1107):564–587, 1952

⁶⁹ *Ibíd.*

$$c_0^2 \nabla^2 \rho = c_0^2 \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} (\rho \delta_{ij}) \quad (19)$$

La famosa analogía de Lighthill es obtenida:

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (20)$$

Donde T_{ij} es el tensor de estrés de Lighthill dado por:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p - c_0^2 \rho) \delta_{ij} - \tau_{ij} \quad (21)$$

Lighthill⁷⁰ comprueba que la ecuación presentada anteriormente puede ser re escrita para un medio acústico estacionario, sujeto a una tensión aplicada externamente T_{ij} . Esto es formalmente conocido como la analogía de Lighthill la cual afirma que el sonido generado por un flujo turbulento en un medio real es exactamente equivalente al producido en un medio acústico ideal y estacionario, forzado por una tensión T_{ij} . En la definición de la analogía de Lighthill, la tensión T_{ij} .

1) El primer término $\rho u_i u_j$ es llamado la tensión de Reynolds, la cual es importante cuando es considerado un flujo turbulento.

2) El segundo término:

$$(p - c_\infty^2 \rho) \delta_{ij} \quad (22)$$

Michael S. Howe⁷¹ afirma en su trabajo que es el exceso de momento transferido por la presión. Este puede ser ignorado para casos isotermos, fluidos incompresibles, ya que se produce principalmente por las variaciones de la densidad en el flujo.

3) El tercer término T_{ij} es la tensión viscosa, cuya contribución puede desaparecer por números de Reynolds altos.

Debido a que en este proyecto de grado son considerados números Mach bajos (flujo incompresible):

$$T_{ij} \approx \rho u_i u_j \approx \rho_0 u_i u_j, \quad (23)$$

En la ilustración 15, tomada de la tesis de maestría *Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap* (2015) de Jiggar Shah, se puede observar una representación general de cómo funciona la analogía de Lightill.

⁷⁰ Michael J Lighthill. On sound generated aerodynamically. i. general theory. *Proceed-ings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 211(1107):564–587, 1952

⁷¹ Michael S Howe. *Theory of vortex sound*, volume 33. Cambridge University Press, 2003

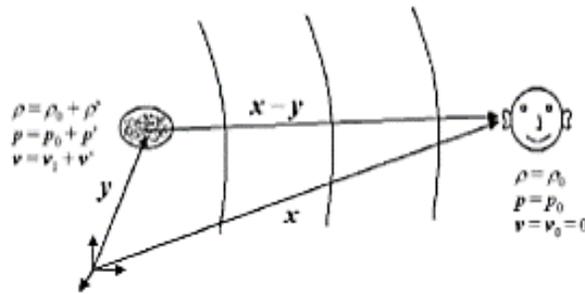


Ilustración 15: Posición de la fuente y el receptor en la analogía de Lighthill (tomada de la tesis de maestría Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap (2015) de Jiggar Shah.)

Se debe tener en cuenta la siguiente ecuación:

$$p'(x, t) = \frac{x_i x_j}{4\pi c_0^2 |x|^3} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_v \rho_0 u_i u_j \left(y - \frac{|x|}{c_0} \right) d^3 y \quad (24)$$

Donde x : la posición en el campo acústico ($x \gg y$), y : posición de la fuente en el campo acústico, como se muestra en la ilustración 15.

Es importante analizar de la analogía de Lighthill que:

- 1) La ecuación 24 es exacta como su derivada de las ecuaciones de Navier-Stokes.
- 2) La influencia acústica sobre el flujo no es considerada. Esta suposición es válida en este proyecto ya que el flujo incompresible es el que atraviesa al perfil escogido.
- 3) No se tiene en cuenta el efecto de ningún objeto sólido o fronteras dinámicas dentro del flujo.

2.4.2 Analogía de Curle

Curle⁷² extendió el trabajo realizado por Lighthill, incluyendo el efecto de un cuerpo sólido en un flujo inestable. La presencia de un cuerpo sólido puede influenciar el sonido irradiado por medio de refracción / difracción de ondas de sonido en la superficie del cuerpo y también influye generando un efecto dipolo en la superficie. A continuación se mencionan los conceptos establecidos por Curle⁷³, de campo lejano y fuente compacta.

Campo lejano acústico:

⁷² N Curle. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 231(1187):505–514, 1955

⁷³ N Curle. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 231(1187):505–514, 1955

La condición de campo acústico lejano es encontrada cuando la longitud de onda acústica es más pequeña cuando se compara con la distancia al punto más cercano de la región de la fuente.

Cuerpo compacto:

Al igual que Curle⁷⁴, Tim Colonius⁷⁵ afirma que la condición de fuente compacta acústica es encontrada cuando la característica de escala de longitud de la fuente es más pequeña cuando se compara con la longitud de onda del sonido irradiado.

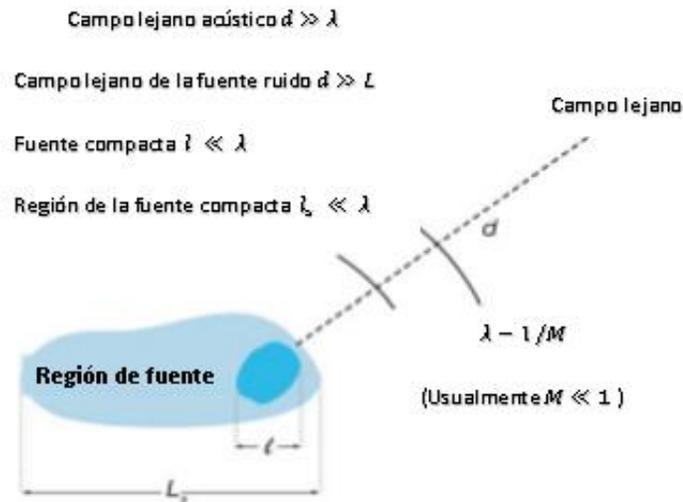


Ilustración 16: Fuentes y escala de sonido (modificada de la tesis de maestría Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap (2015) de Jiggar Shah.)

Usando la suposición anterior, Curle⁷⁶ aplica la formulación simplificada de la ecuación la cual puede ser obtenida para flujo incompresible y números de Reynolds altos, en los cuales la integración de la superficie del cuerpo coincide con el cuerpo físico:

$$p'(x, t) = \frac{x_i x_j}{4\pi c^2 \|x\|^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_{v_v} \rho_0 u_i u_j |_{t=t_e} dV - \frac{x_i}{4\pi c_0 \|x\|^3} \frac{\partial^2}{\partial t} \int_{\partial v_v} P_{ij} |_{t=t_e} n_i ds \quad (25)$$

$$P_{ij} = (p - p_0)\delta_{ij} - t_{ij} \approx (p - p_0)\delta_{ij} \quad (26)$$

⁷⁴ N Curle. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 231(1187):505–514, 1955.

⁷⁵ Tim Colonius and Sanjiva K Lele. Computational aeroacoustics: progress on nonlinear problems of sound generation. Progress in Aerospace sciences, 40(6):345–416, 2004

⁷⁶ N Curle. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 231(1187):505–514, 1955

Donde Curle⁷⁷ comprobó que:

- 1) El término volumétrico es el cuádruplo de la contribución del sonido en el flujo.
- 2) El término de superficie es causado por fluctuaciones de presiones inestables en la superficie del cuerpo.

Las fluctuaciones de presión del campo lejano acústico están dadas por:

$$p' = p_d \approx \frac{x_i}{4\pi c_0 \|x\|^2} \frac{\partial}{\partial t^2} \int_s (p - p_0) \left(y, t - \frac{|x|}{c_0} \right) ds = \frac{x_i}{4\pi c_0 \|x\|^2} \frac{dF}{dt} \left(t - \frac{|x|}{c_0} \right) \quad (27)$$

Donde F (t) es la fuerza de sustentación inestable y Pd es la presión del sonido.

A partir de la ecuación anterior se puede observar que existe una relación entre las fluctuaciones de presión del campo lejano y el la sustentación inestable.

2.4.3 Teoría de vórtice y sonido

Powell⁷⁸, Howe⁷⁹ desarrollaron el importante concepto de vórtice y sonido. Estos autores reformularon la analogía de Lighthill enfatizando en el papel que juegan los vórtices en la producción del sonido.

Por ejemplo como se vio anteriormente el mecanismo de generación de ruido de capa limite genera una serie de vórtices lo cual genera ondas que producen ruido. Esto es de mucha importancia especialmente cuando se consideran números Mach bajos la teoría de vórtice y sonido reduce los términos solamente en la región donde los vórtices son despreciables.

Usando las ecuaciones incompresibles:

$$\nabla * v = 0 \quad (28)$$

Y la identidad:

$$\nabla * \nabla * (vv) = \nabla * (w \times v) + \nabla^2 \left(\frac{v^2}{2} \right) \quad (29)$$

Donde $L=W \times V$ es denominado el vector de Lamb.

⁷⁷ N Curle. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 231(1187):505–514, 1955

⁷⁸ Alan Powell. Theory of vortex sound. The journal of the acoustical society of America, 36(1):177–195, 1964.

⁷⁹ Michael S Howe. Theory of vortex sound, volume 33. Cambridge University Press, 2003.

La aproximación de la ecuación de Powell de vórtices y sonido para cuerpos sin vibraciones, números de Reynolds altos y números Mach bajos, puede ser definida como:

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho \cong \rho_0 \nabla * (w \times v) \quad (30)$$

Crowe muestra que la principal fuente de ruido cuando se tiene un número Mach bajo es la divergencia del vector de Lamb ($w \times v$). La solución formal de la ecuación anterior es:

$$p'(x, t) = -\rho_0 \iint_v (w \times v)_i \frac{\partial G}{\partial y_i} d^3 y dr \quad (31)$$

Esto muestra la importante correlación entre las fluctuaciones de presión del campo lejano acústico P y el vector de Lamb ($w \times v$).

3. Modelamiento

En este capítulo es explicado el modelo usado para las simulaciones en el software CFD, también se explicara la configuración asignada a las simulaciones y por último se presentaran los resultados obtenidos. Este capítulo incluye una corta explicación del software usado y sus herramientas. El programa usado para el análisis CFD es OpenFOAM. El objetivo del modelo CFD es simular las condiciones experimentales expuestas por los autores en el artículo de referencia para luego comparar las dos investigaciones.

3.1. OpenFOAM

OpenFOAM es un software CFD de código abierto escrito en lenguaje C++. Actualmente existen numerosos programas capaces de realizar este tipo de simulaciones y algunos de ellos tienen la opción para resolver problemas acústicos. A pesar que estos programas han sido usados y han demostrado gran confiabilidad⁸⁰, esta investigación ha sido desarrollada con el programa OpenFOAM, a continuación se presentan algunas de las razones por las cuales fue escogido este software:

- 1) Es un software que no tiene costo. Otros programas son muy costosos como por ejemplo *Ansys*.
- 2) Es un software de código abierto. Debido a esto es posible adaptar el código y crear nuevas funcionalidades.
- 3) Es manejado por varias comunidades, como por ejemplo la facultad de ingeniería mecánica de la universidad de Demmark, trabajan en varios campos de aplicación, como la energía eólica, esto permite una rápida evolución.
- 4) Puede trabajar fácilmente en paralelo, es decir que permite que muchas instrucciones se ejecuten simultáneamente⁸¹.
- 5) El aumento de la popularidad en las industrias, como por ejemplo la compañía ARUP la cual es una empresa de consultorías de ingeniería ubicada en Londres Inglaterra.

⁸⁰ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

⁸¹ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

6) Ya se ha utilizado para análisis acústicos, como por ejemplo Teodor Kaloyanov⁸² el cual realiza un análisis acústico a diferentes perfiles NACA usando el programa OpenFOAM.

3.2. Estructura de OpenFOAM

Con el objetivo de facilitar el entendimiento del programa y como está estructurado a continuación se muestra como está estructurado el programa OpenFOAM.

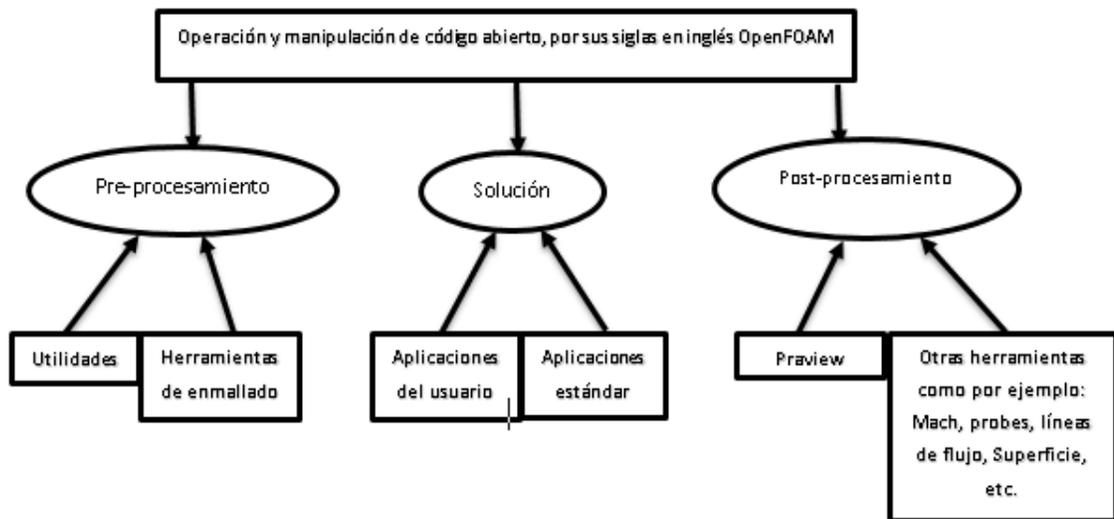


Ilustración 17: Estructura de OpenFOAM, (Modificada de Open FOAM User Guide, Version 1.6, July 2009)

La Ilustración 17 tomada y modificada de la guía de usuario de OpenFOAM⁸³ presenta una mirada general de la estructura de OpenFOAM y la Ilustración 18 muestra un diagrama de cómo están estructurados los casos y las carpetas de OpenFOAM. El directorio *sistema* contiene las herramientas de control, los esquemas de volúmenes finitos y las soluciones de los volúmenes finitos. Las herramientas de control son usadas para identificar parámetros como las iteraciones de tiempo, el tiempo que durara la simulación, y el tiempo en el cual se crearan los directorios. El directorio *constante* contiene los archivos que definen la malla y las propiedades del fluido como la viscosidad cinemática y la configuración de los modelos turbulentos. Debido a que el programa requiere condiciones iniciales (condiciones de frontera). Basados en el control de la simulación, son creados una serie de nuevos directorios los cuales contienen las soluciones para los mismos parámetros establecidos en las iteraciones de tiempo. Existen varias utilidades para el post-procesamiento las cuales pueden calcular paramentos importantes para cada directorio.

⁸² Teodor Kaloyanov. Investigation of 2D Airfoils equipped with a trailing edge aps. Technical University of Denmark. 2011

⁸³ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

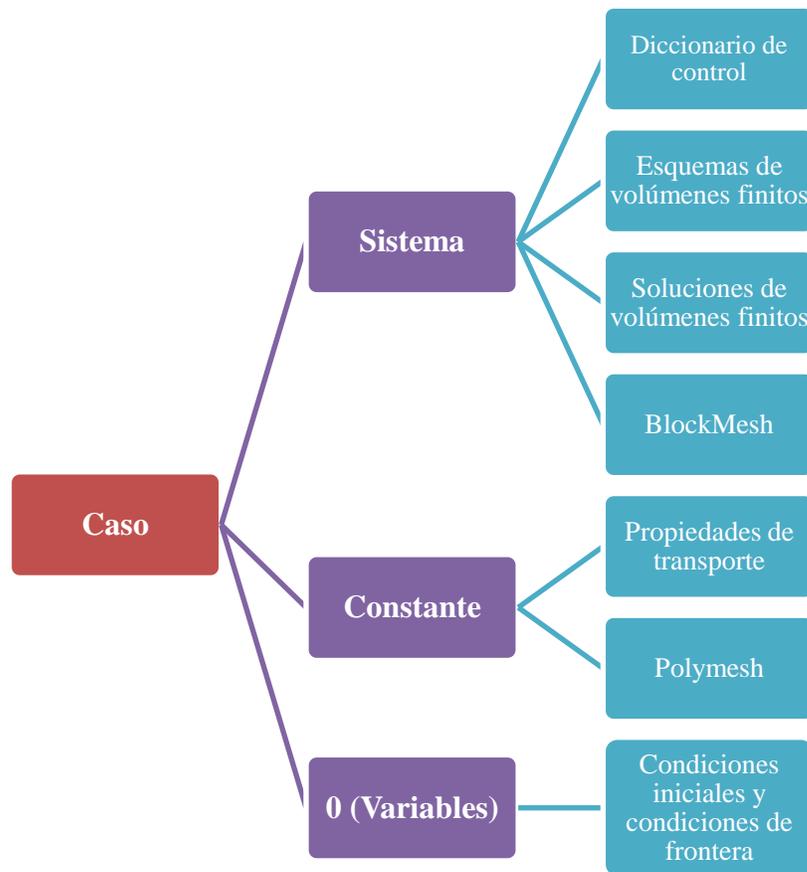


Ilustración 18: Estructura de los casos y los archivos de OpenFOAM (modificada de Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009)

3.3. Método de volúmenes finitos

El método de volúmenes finitos es usado para evaluar y resolver ecuaciones diferenciales parciales así como estimar valores en locaciones discretas (volúmenes) de una malla en específico como lo afirma Harry B. Bingham⁸⁴ en el método de volúmenes finitos la geometría de la pieza, sometida a cargas y restricciones, se subdivide en partes más pequeñas, conocidas como “elementos”, que representan el dominio continuo del problema. La división de la geometría en pequeños elementos resuelve un problema complejo, al subdividirlo en problemas más simples, lo que permite a la computadora hacer las tareas con eficiencia.

El método propone que un número infinito de variables desconocidas, sean sustituidas por un número limitado de elementos de comportamiento bien definido. Esas divisiones pueden tener diferentes formas, tales como triangular, cuadrangular, entre otros, dependiendo del

⁸⁴ Harry B. Bingham, Poul S. Larsen and V. Allan Barker, Computational Fluid Dynamics, Lecture Note for Course no. 41319, Technical University of Denmark, DK-2800 Lyngby, Denmark, August 26, 2009

tipo y tamaño del problema. Como el número de elementos es limitado, son llamados de “elementos finitos”. Según el artículo publicado por la ingeniera Bianca Teixeira ⁸⁵ Los elementos finitos están conectados entre sí por puntos, que se llaman nodos o puntos nodales. Al conjunto de todos estos elementos y nodos se lo denomina malla. Debido a las subdivisiones de la geometría, las ecuaciones matemáticas que rigen el comportamiento físico no se resolverán de una manera exacta, sino aproximada por este método numérico. La precisión de los Métodos de Elementos Finitos depende de la cantidad de nodos y elementos, del tamaño y de los tipos de elementos de la malla. Por lo tanto, cuanto menor sea el tamaño y mayor el número de elementos en una malla, más precisos serán los resultados de las análisis.

El método de volúmenes finitos en OpenFOAM es presentado por varios esquemas numéricos. Dependiendo de la aplicación que se requiera el usuario puede especificar como configurar cada uno de esos esquemas, a continuación se presentan algunas de estas opciones especificadas en la guía de usuario de OpenFOAM⁸⁶

Primera y segunda deriva de tiempo:

Las derivadas de tiempo, son estimadas por el uso de esquemas de Euler, los cuales son de primer orden. Sin embargo para estimar los campos iniciales para la velocidad, la presión y el flujo, es usada una condición estado estable, la cual no resuelve las derivadas de tiempo.

Esquemas gradientes:

Los esquemas numéricos de gradiente, modelan el gradiente de presión como ∇p y el de la velocidad como ∇U . hay muchas opciones para seleccionar los esquemas de gradientes incluido el método de mínimos cuadrados como esquema de segundo o cuarto orden, o interpolación gaussiana.

Esquemas divergentes:

Cada término divergente para el modelo en particular, tiene que ser presentado por el usuario al momento de especificar los esquemas de interpolación. OpenFOAM tiene un esquema de divergencia por defecto denominado k-omega SST, el cual no será usado para este proyecto, ya que las simulaciones no serán realizadas en estado transitorio, y como lo afirma la guía de usuario de OpenFOAM⁸⁷ debido a que el estado transitorio es usado cuando se tienen diferentes temperaturas, viscosidades, presiones, entre otros. Y es necesario sacar un promedio de estos.

⁸⁵ Bianca Almeida Teixeira. Introducción al método de elementos finitos. ESSS - ANSYS Channel Partner for Brazil and South America

⁸⁶ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

⁸⁷ *Ibíd.*

Esquemas laplacianos:

Modela los términos de Laplace, ya que como se comprueban en la guía de usuario de OpenFOAM⁸⁸ requiere la selección de interpolación y gradientes de superficies.

Valores de interpolación punto a punto:

Basados en la guía de usuario de OpenFOAM⁸⁹, el caso se puede seleccionar diferentes métodos finitos, con el objetivo de llevar a cabo las interpolaciones requeridas para cada esquema de volúmenes finitos. Esta opción es una de las más usadas ya que ofrece una gran exactitud.

3.4. Discretización

OpenFOAM⁹⁰ usa el método de volúmenes finitos como un método para aproximar las simulaciones LES. Esta sección describe como las ecuaciones son discretizadas y que esquemas numéricos son usados. Es claro que existes varias posibilidades, sin embargo alterando estos esquemas se pueden obtener resultados más rápidos y más exactos.

La Ilustración 19, tomada de la tesis de maestría Trailing Edge Noise Simulations (2011) de Olivier Verhoeven, muestra un ejemplo de un volumen de control, OpenFOAM define la mayoría de las variables como p y u .

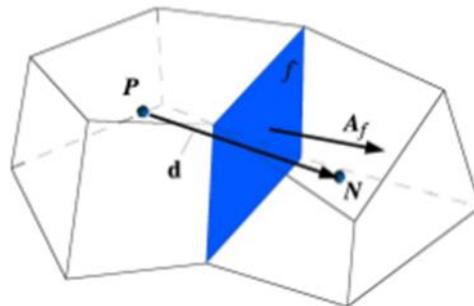


Ilustración 19: Volumen de control de una aproximación de volúmenes finitos (Trailing Edge Noise Simulations (2011) Olivier Verhoeven)

El objetivo es discretizar las ecuaciones de las simulaciones LES de un fluido newtoniano e incompresible. Teniendo en cuenta el método de volúmenes finitos y después de integrar el volumen de control de la ilustración 19, se obtiene.

⁸⁸ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

⁸⁹ *Ibíd.*

⁹⁰ *Ibíd.*

$$\int_V \nabla \cdot \bar{u} dV = \int_{\partial V} dA \cdot \bar{u} = 0 \quad (32)$$

$$\int_1^{1+\Delta t} \left[\frac{d}{dt} \int_V \bar{u} dV + \int_V \nabla \cdot (\bar{u}\bar{u}) dV - \int_V \nabla \cdot V_{eff} (\nabla \bar{u} + \nabla \bar{u}^T) dV \right] dt = - \int_1^{1+\Delta t} \left[\int_V \frac{\nabla \bar{p}}{p} dV \right] dt \quad (33)$$

La ecuación 33 es una ecuación de segundo orden. Debido a esto, según Olivier Verhoeven⁹¹ para obtener una buena exactitud, el orden de la discretización debe ser el mismo (segundo orden) o mayor que el de la ecuación, por esto la discretización temporal deberá ser también de segundo orden. Una cantidad transportada es decir velocidad, presión es asumida para variar linealmente alrededor del tiempo t. aplicando la serie de Taylor se obtiene:

$$\phi(x) = \phi_p + (X - X_p) \cdot (\nabla \phi)_p + o(|X - X_p|^2) \quad (34)$$

$$\frac{\partial \phi(t)}{\partial t} = \frac{\phi(t+\Delta t) - \phi(t)}{\Delta t} + O(\Delta t) \quad (35)$$

Cada término en la ecuación será tratado separadamente. Primero se considerara la discretización espacial y luego la discretización temporal.

3.4.1. Discretización de las ecuaciones

El método de las diferencias finitas fue el primer método aplicado para obtener la solución numérica de unas ecuaciones diferenciales. La primera persona en emplearlo fue Euler (probablemente en 1768).

Olivier Verhoeven⁹² explica que este método emplea el desarrollo en series de Taylor para la discretización de las derivadas de las variables de flujo; por ejemplo, si se quiere calcular la derivada de una función escalar U (x) evaluada en un punto x₀, tenemos:

$$U(X_0 + \Delta x) = U(X_0) + \Delta x \frac{\partial U}{\partial x} \Big|_{x_0} + \frac{\Delta x^2}{2} \frac{\partial^2 U}{\partial x^2} \Big|_{x_0} + \dots \quad (36)$$

Con esto, se tiene que la primera derivada de U (x) puede aproximarse por:

$$\frac{\partial U}{\partial x} \Big|_{x_0} = \frac{U(x_0 + \Delta x) - U(x_0)}{\Delta x} + O(\Delta x) \quad (37)$$

Esta aproximación es de primer orden, porque el truncamiento del error es proporcional al término de mayor orden del resto de la serie.

⁹¹ Olivier Verhoeven. Trailing Edge Noise Simulations. (2011)

⁹² *Ibíd.*

Olivier Verhoeven⁹³ aplica este mismo procedimiento ya que se puede emplear para obtener aproximaciones más exactas del método de las diferencias finitas, sin más que aproximar con más términos de la serie de Taylor que se obtiene.

Una ventaja importante del método de las diferencias finitas es su simplicidad teórica y la posibilidad de aumentar la precisión del método sin más que aumentar el orden de aproximación de las derivadas.

Por otro lado Jiggar Shah⁹⁴, afirma que este método requiere una malla estructurada, con lo cual el campo de aplicación se ve reducido a algunos problemas, normalmente con geometrías sencillas. Además, este método no puede aplicarse directamente en coordenadas curvilíneas, teniéndose que transformar las ecuaciones de Navier-Stokes de curvilíneas a cartesianas para la resolución del problema.

Por este motivo, el método de las diferencias finitas sólo es aplicable en algunas geometrías sencillas.

Hoy en día, se usa este método en la simulación numérica directa de la turbulencia (DNS), pero en muy pocas ocasiones se emplea en aplicaciones industriales.

3.4.2. Discretización espacial

H. Jasak⁹⁵ expresa la discretización espacial, Primero como la evaluación de varios integrales de volúmenes, superficies, divergencias y gradientes en un volumen de control, como es brevemente mencionada.

Integral de volumen:

$$\int_{V_p} \phi(x) dV \approx \phi_p V_p \quad (38)$$

Integral de superficie:

$$\int_f \phi dA = \phi_f A_f \quad (39)$$

Integral de divergencia:

$$\int_{V_p} \nabla \cdot \phi dV \approx \sum_f A_f \cdot \phi_f \quad (40)$$

⁹³ Olivier Verhoeven. Trailing Edge Noise Simulations. (2011)

⁹⁴ Jiggar Shah. Aeroacoustics and Flow Dynamics of an airfoil with a Gurney Flap. Master of Science Thesis. 2015

⁹⁵ H. Jasak. Error Analysis and estimation in the finite volume method with applications to fluid flows. PhD thesis, University of London, Imperial College, London, 1996.

Integral de gradiente:

$$\int_{V_p} \nabla \phi dV \approx \sum_f A_f \phi_f \quad (41)$$

La discretización de estos términos es establecida aplicando la integral de divergencia aplicada por H. Jasak⁹⁶, obteniendo

$$\int_{V_p} \nabla * (\bar{U}\Phi) dv \sum_f A * (\bar{U}\Phi)_f = \sum_f A * (\bar{U})_f \Phi = \sum_f F\Phi \quad (42)$$

Donde F es definida como el volumen del flujo a través de la cara $F=A*U$. Es requerida una interpolación de segundo orden entre la celda de valor P y el valor siguiente. La integral de volumen es discretizada así:

$$\int_{V_p} \nabla * (v\nabla\Phi) dv = \sum_f A * (v\nabla\Phi)_f = \sum_f v_f * A * (\nabla\Phi)_f \quad (43)$$

H. Jasak⁹⁷ comprueba que los términos que se encuentran en lado derecho de la ecuación anterior deben ser evaluados con un método apropiado. El escalar v_f , puede ser encontrado con una simple interpolación. El otro término $A * (\nabla\Phi)_f$ depende directamente de la malla. Para una malla ortogonal, el gradiente de la cara ϕ puede expresarse como se muestra en la siguiente ecuación

$$A * (\nabla\Phi)_f = |A| \frac{\phi_N - \phi_P}{|d|} \quad (44)$$

Cuando la malla no es ortogonal, la exactitud de segundo orden no es válida aplicando la ecuación anterior.

$$A * (\nabla\Phi)_f = |A_d| \frac{\phi_N - \phi_P}{|d|} + A_\Delta * A_\Delta (\widetilde{\nabla\Phi})_f \quad (45)$$

La Ilustración 20, tomada de la tesis de maestría Trailing Edge Noise Simulations (2011) Olivier Verhoeven, muestra un esquema de una celda no ortogonal

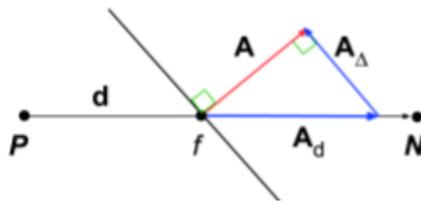


Ilustración 20: Descomposición de una celda no ortogonal ((Trailing Edge Noise Simulations (2011) Olivier Verhoeven)

⁹⁶ H. Jasak. Error Analysis and estimation in the finite volume method with applications to fluid flows. PhD thesis, University of London, Imperial College, London, 1996.

⁹⁷ *Ibíd.*

En la guía de usuario de OpenFOAM⁹⁸ se demuestra que en la ecuación de una malla no ortogonal, la corrección puede dar como resultado un coeficiente negativo lo cual puede dar paso a inestabilidades. Como consecuencia la corrección es muy limitada y la exactitud disminuye. Para las simulaciones LES, el orden de exactitud de las ecuaciones es importante. Por lo tanto se deben construir mallas con número limitado de celdas no ortogonales.

3.4.3. Discretización temporal

De igual forma que en la discretización espacial, H. Jasak⁹⁹ explica que hay un gran rango de caminos para realizar una discretización temporal. Lo más importante que se debe tener en cuenta es que cada término en la ecuación debe tener una exactitud de segundo término. Un método muy utilizado es el enfoque de diferencia backward, el cual se explicara a continuación.

Diferenciación de segundo orden backward:

La diferenciación de segundo orden backward por sus siglas en ingles BD, en la guía de usuario de OpenFOAM¹⁰⁰ se especifica que este tipo de discretización temporal usa tres iteraciones de tiempo para alcanzar una exactitud de segundo orden, la derivada temporal es establecida como:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} = \frac{\frac{3}{2}\Phi^{n+1} - \Phi^n + \frac{1}{2}\Phi^{n-1}}{\Delta t} \quad (46)$$

Con el objetivo de mantener la estabilidad a través de toda la simulación la guía de usuario de OpenFOAM¹⁰¹, recomienda que el número de Courant de las caras de las celdas este definido por:

$$CFL = \frac{\bar{U}_f * n}{|d|} \quad (47)$$

Por lo tanto, para las simulaciones LES las iteraciones de tiempo son muy pequeñas, resultando en un pequeño error de difusión temporal.

⁹⁸ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

⁹⁹ H. Jasak. Error Analysis and estimation in the finite volume method with applications to fluid flows. PhD thesis, University of London, Imperial College, London, 1996

¹⁰⁰ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

¹⁰¹ *Ibíd.*

3.5. Solución volúmenes finitos.

Michael Gloor¹⁰² en su estudio explica como OpenFOAM está equipado con soluciones y algoritmos de control para varias aplicaciones. Esto especifica cada línea del solucionador la cual es usada por cada ecuación discretizada. Por este motivo el usuario puede especificar un método individual y sus propiedades, con el objetivo de resolver el conjunto de ecuaciones lineales para cada variable.

3.5.1. Solucionadores

La guía de usuario de OpenFOAM¹⁰³ expresa claramente como las aplicaciones de los solucionadores de dinámica de fluidos en OpenFOAM están basados en presión-implícita operador- división (PISO por sus siglas en inglés) o método semi-implícito para ecuaciones vinculadas a la presión (SIMPLE por sus siglas en inglés) estos algoritmos son procedimientos iterativos para resolver ecuaciones para la velocidad y la presión. Ambos algoritmos están basados en evaluar condiciones iniciales, para luego corregirlas usando los esquemas de volúmenes finitos. Para este proyecto de grado se usó el solucionador SIMPLE, el cual se describe a continuación.

Solucionador de estado estable SIMPLE:

Austin Barrett Kimbrell¹⁰⁴ explica paso por paso como opera o como es la solución para estados estables implementada por OpenFOAM por el solucionador SimpleFoam. Este solucionador resuelve las ecuaciones de Navier-Stokes con el siguiente proceso iterativo:

- 1) Configuración de las condiciones de frontera.
- 2) Solución de la ecuación de momentum, para computar el campo de la velocidad.
- 3) El flujo de masa es evaluado para cada celda.
- 4) Las ecuaciones de la presión son resueltas.
- 5) El flujo de masa es corregido para cada celda.
- 6) Las velocidades son actualizadas por el campo de presión.
- 7) Se actualiza las condiciones de frontera.
- 8) Se repite el proceso hasta hallar la convergencia.

¹⁰² Michael Gloor, Stefan Bühler, and Leonhard Kleiser. Flow dynamics and aeroacoustics of heated coaxial jets at subsonic Mach numbers. In 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Atlanta, GA, DOI, volume 10, pages 6–2014, 2014

¹⁰³ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

¹⁰⁴ Austin Barrett Kimbrell. Development and Verification of a Navier-Stokes Solver with Vorticity Confinement Using OpenFOAM. University of Tennessee, Knoxville. 2012.

Las ecuaciones de Navier-Stokes (48 y 49), para flujo incompresible, densidad y viscosidad constante:

$$\nabla \cdot (pU) = 0 \quad (48)$$

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \nabla \cdot (uu) - \nabla \cdot (v\nabla u) = -\nabla p \quad (49)$$

Austin Barrett Kimbrell¹⁰⁵ implementa esta solución derivando una ecuación de la presión, usando la divergencia de la ecuación de momentum y luego es substituida en la ecuación de continuidad.

Luego la ecuación de momentum (50) donde $H(U)$ (51), es agregada lo componentes de la velocidad obteniendo la siguiente ecuación:

$$a_p U_p = H(U) - \Leftrightarrow U_p = \frac{H(U)}{a_p} - \frac{\nabla p}{a_p} \quad (50)$$

$$H(U) = -\sum_n a_n U_n + \frac{U^0}{\Delta t} \quad (51)$$

Las ecuaciones de continuidad en forma discreta (52) están representadas como la suma de las velocidades de la cara U_f (53).

$$\nabla U = -\sum_f S U_f \quad (52)$$

$$U_f = -\left(\frac{H(u)}{a_p}\right)_f - \frac{(\nabla p)_f}{(a_p)_f} \quad (53)$$

Finalmente substituyendo la ecuación 53 en la ecuación 52 se obtiene la siguiente ecuación de la presión:

$$\nabla \left(\frac{1}{a_p} \nabla p\right) = \nabla \left(\frac{H(U)}{a_p}\right) = \sum_f U \left(\frac{H(U)}{a_p}\right)_f \quad (54)$$

En el anexo J se encuentra el código SimpleFoam usado en este proyecto de grado, al realizar las simulaciones.

Cabe destacar que el solucionador SimpleFoam no tiene la opción para calcular la temperatura, por este motivo fue necesario modificar el código del solucionador para agregar la temperatura, ya que esta era necesaria para llevar un control del número Mach de

¹⁰⁵ Austin Barrett Kimbrell. Development and Verification of a Navier-Stokes Solver with Vorticity Confinement Using OpenFOAM. University of Tennessee, Knoxville. 2012.

las simulaciones. Esta modificación fue realizada por primera vez por J.M. Nobrega et al¹⁰⁶ los cuales son los principales desarrolladores del software OpenFOAM.

En el Anexo K se puede encontrar el código, que fue agregado al solucionador, con el objetivo de agregar la temperatura.

3.6. Tipos de mallas

3.6.1. Mallas estructuradas

La principal ventaja de los mallados estructurados reside en la ordenación de los elementos en memoria, ya que de esta forma, el acceso a las celdas vecinas a una dada resulta muy rápido y fácil, sin más que sumar o restar un número al valor del índice correspondiente.

Olivier Verhoeven¹⁰⁷ afirma que las mallas estructuradas pueden representarse en un sistema cartesiano o curvilíneo. En el primer caso, las líneas que configuran las celdas son siempre paralelas al sistema de ejes coordenados; por el contrario, en los sistemas curvilíneos, el sistema de coordenadas es deformado para adaptarse a la geometría del objeto de estudio.

Por otro lado, Olivier Verhoeven¹⁰⁸ también asegura que pueden clasificarse en mallas ortogonales y mallas no ortogonales. Las mallas ortogonales son aquellas en las que todas las líneas que la configuran se cortan entre sí con un ángulo de 90°. Algunos flujos pueden considerarse como asimétricos; en estos casos, las ecuaciones de flujo pueden ser expresadas en coordenadas polares (r, θ) , en vez de en coordenadas cartesianas (x, y) .

Otra metodología, relacionada con las mallas estructuradas, es la llamada técnica de la quimera.

Olivier Verhoeven¹⁰⁹ explica esta técnica expresando que genera en primer lugar, mallas separadas alrededor de cada una de las entidades geométricas en el dominio. Después, las mallas se combinan de forma que se produzcan acoples de elementos. Lo más importante es la transferencia precisa de las cantidades entre las diferentes mallas y la región donde se produce el acople. La ventaja de esta metodología de mallado es que se pueden generar mallas para problemas particulares sin tener que generar mallas particulares, independientes

¹⁰⁶ J.M Nobrega, C. Fernades, L.L. Ferras. Solver Development in OpenFOAM. OpenFOAM course second edition.

¹⁰⁷ Olivier Verhoeven. Trailing Edge Noise Simulations. Master of Science Thesis. 2011

¹⁰⁸ *Ibíd.*

¹⁰⁹ Olivier Verhoeven. Trailing Edge Noise Simulations. Master of Science Thesis. 2011.

unas de otras. Por otro lado, el problema de esta técnica es que la conservación de las propiedades de las ecuaciones de gobierno del fluido no son satisfechas exactamente en la zona donde se produzca acople de mallas.

3.6.2. Mallas no estructuradas

El segundo tipo de mallas, son los mallados no estructurados. Según el estudio realizado por Olivier Verhoeven¹¹⁰ estos ofrecen gran flexibilidad en el tratamiento de geometrías complejas. La principal ventaja de los mallados no estructurados reside en que los triángulos (2-D) o los tetraedros (3-D), se pueden generar automáticamente, independientemente de la complejidad del dominio. En la práctica, es necesario determinar unos parámetros adecuadamente para obtener una buena calidad de malla. El tiempo requerido por una computadora para generar un mallado no estructurado es mucho menor que el que requiere para uno estructurado.

Otra ventaja de este tipo de metodología es que la solución obtenida depende del refinamiento que se realice de la malla. Una desventaja de este tipo de mallado es el espacio que la malla ocupa en una computadora, es decir, requieren más memoria que los mallados estructurados.

3.7. Simulaciones

En esta sección son presentadas las simulaciones que se llevaron a cabo con sus respectivas configuraciones. Los resultados obtenidos con OpenFOAM serán comparados con datos experimentales obtenidos de Thomas F. Brookes et al¹¹¹.

3.7.1. Descripción del modelo

Para la realización de este proyecto de grado se escogió un perfil simétrico, el cual es el perfil NACA 0012, como se observa en la Ilustración 21, tomada de la página web Airfoil Tools. Este perfil fue escogido debido a su simetría y ya que es uno de los perfiles en los que se han llevado cabo más estudios de este tipo, permitiendo la posibilidad de validar los datos en las simulaciones realizadas.

¹¹⁰ Olivier Verhoeven. Trailing Edge Noise Simulations. Master of Science Thesis. 2011.

¹¹¹ Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration. NASA langley research center (2005)

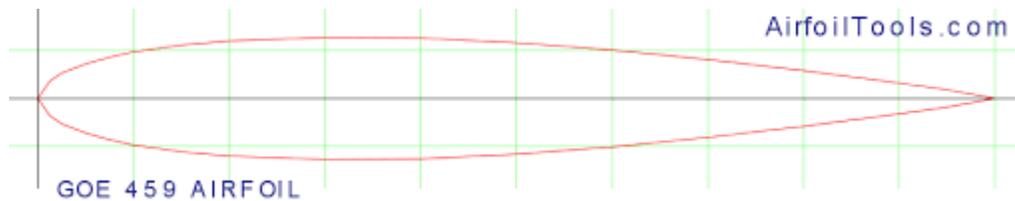


Ilustración 21: Perfil NACA 0012 (Airfoil Tools).

El perfil NACA 0012 seleccionado posee una cuerda de 0,4 m y está configurado con un flap tipo ala morphing, el perfil tendrá un ángulo de ataque de 16° para luego variar el ángulo del flap y el número Mach. Estos valores y descripciones fueron tomados del estudio realizado por Thomas F. Brookes¹¹² “Aeroacoustic Measurements Of A Wing-Flap Configuration”.

3.7.2. Selección de la malla.

Uno de los aspectos más importantes cuando se trabaja con software CFD es la malla. Como se vio en el numeral 3.6 existen dos tipos de mallas, para estas simulaciones se trabajó con una malla estructurada ya que como se menciona en la guía de usuario de OpenFOAM¹¹³, esta es utilizada cuando se tienen geometrías simples.

Como se indica en la guía de usuario de OpenFOAM¹¹⁴, este programa está equipado con un generador de mallas llamado “blockMesh”. Debido a que esta herramienta permite una fácil manipulación de la malla es la mejor opción para llevar a cabo las simulaciones, ya que la otra opción es snapyMesh, pero esta opción es utilizada cuando se tienen geometrías complejas como por ejemplo autos de fórmula uno.

Una vez que la malla haya sido generada esta puede ser verificada usando la herramienta *paraview*, el cual es el programa usado para el post-procesamiento visual en OpenFOAM. Existen varios tipos de mallas estructuradas las cuales pueden ser usadas para simular flujo alrededor de un perfil NACA. Las más populares son las mallas tipo C y tipo O.

Teodor Kaloyanov¹¹⁵ explica que la malla tipo O es usada cuando se tienen ángulos de ataques altos ya que al ser totalmente circular no se presentan problemas por los bordes de la malla, y que la malla tipo C es usada para ángulos de ataques bajos.

¹¹²Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration. NASA langley research center (2005)

¹¹³ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

¹¹⁴ *Ibíd.*

¹¹⁵ Teodor Kaloyanov. Investigation of 2D Airfoils equipped with a trailing. Master Thesis. 2011.

Para llevar a cabo las simulaciones se escogió la malla estructurada tipo C, debido a que en esta simulación utilizamos ángulos de ataques de bajos ya que estamos simulando las condiciones de despegue y aterrizaje y además según Teodor Kaloyanov¹¹⁶ esta ofrece un mayor control a la hora de simular, es más exacta al momento de dar los resultados cuando se tienen ángulos de ataque bajos.

Una vez seleccionado el perfil a utilizar y el tipo de malla estructurada, se procedió a realizar un bosquejo con el objetivo de determinar la geometría de la simulación, la ilustración 22 muestra este bosquejo, indicando los bloques en los que se dividió para una fácil realización.

La cuerda del perfil es de 0,4 m, el dominio computacional es de largo 15 m (eje x) de altura tiene 12 m (eje y) y de ancho tiene 0,5 m (eje z).

Luego de establecer como sería la geometría, se elaboró el archivo de la malla estructurada en OpenFOAM (Anexo A).

A continuación en la ilustración 22 se muestra un bosquejo de la distribución de los bloques el dominio computacional.

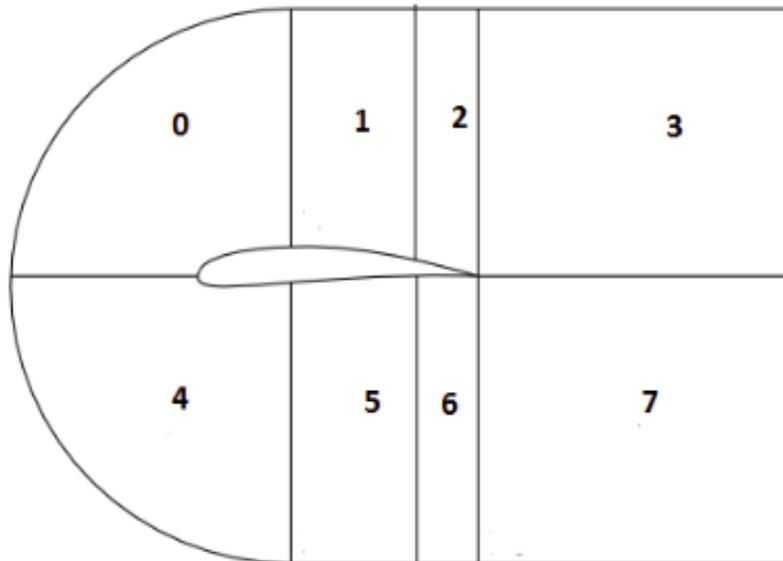
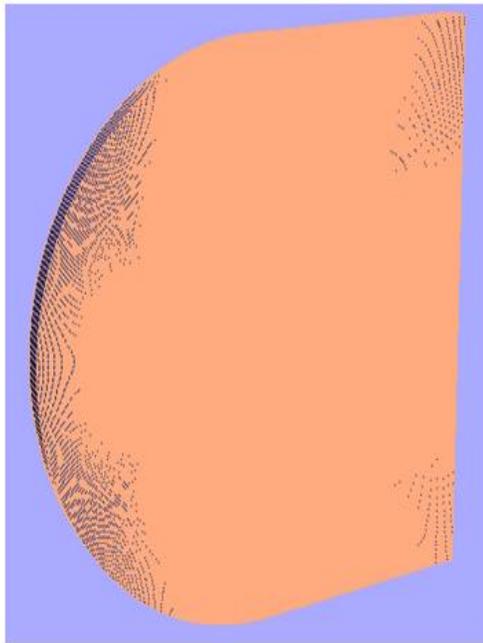


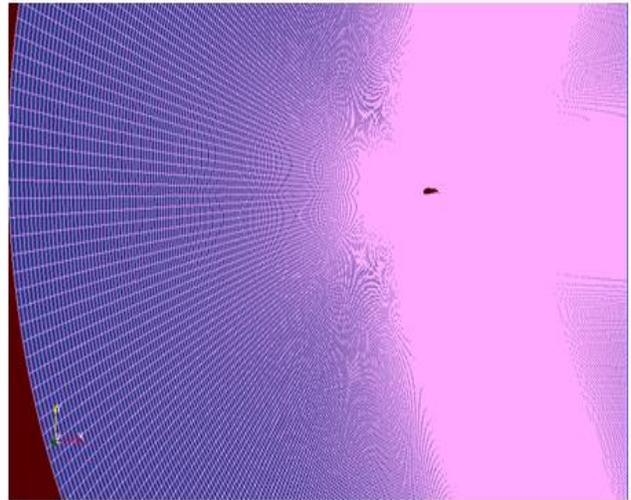
Ilustración 22: Geometría de la malla estructurada tipo C.

A continuación se muestra el resultado final de la malla estructurada.

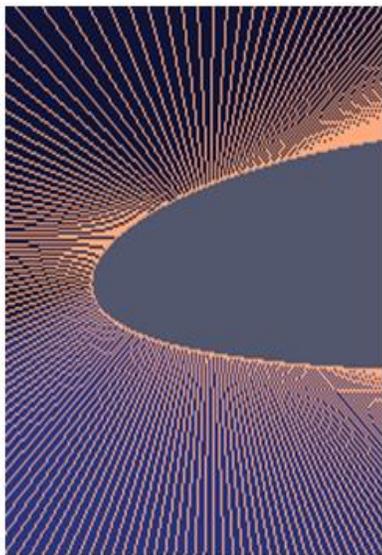
¹¹⁶ Teodor Kaloyanov. Investigation of 2D Airfoils equipped with a trailing. Master Thesis. 2011.



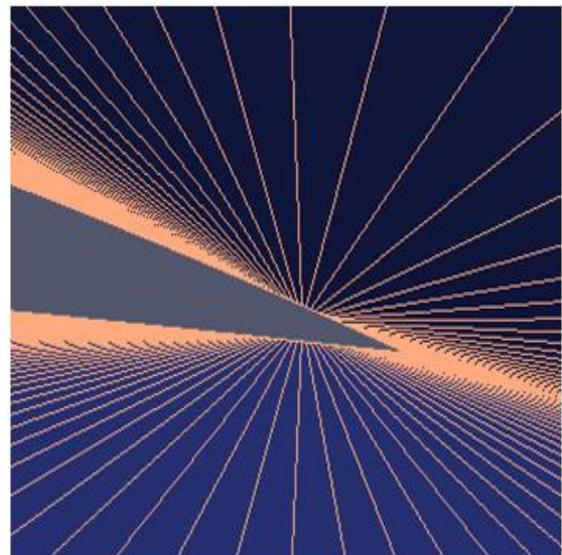
(a)



(b)



(c)



(d)

Ilustración 23: Las figuras a, b, c y d muestran los resultados de la malla estructurada con sus respectivas divisiones, graficados en el programa paraview.

3.7.3. Estudio de independencia de la malla

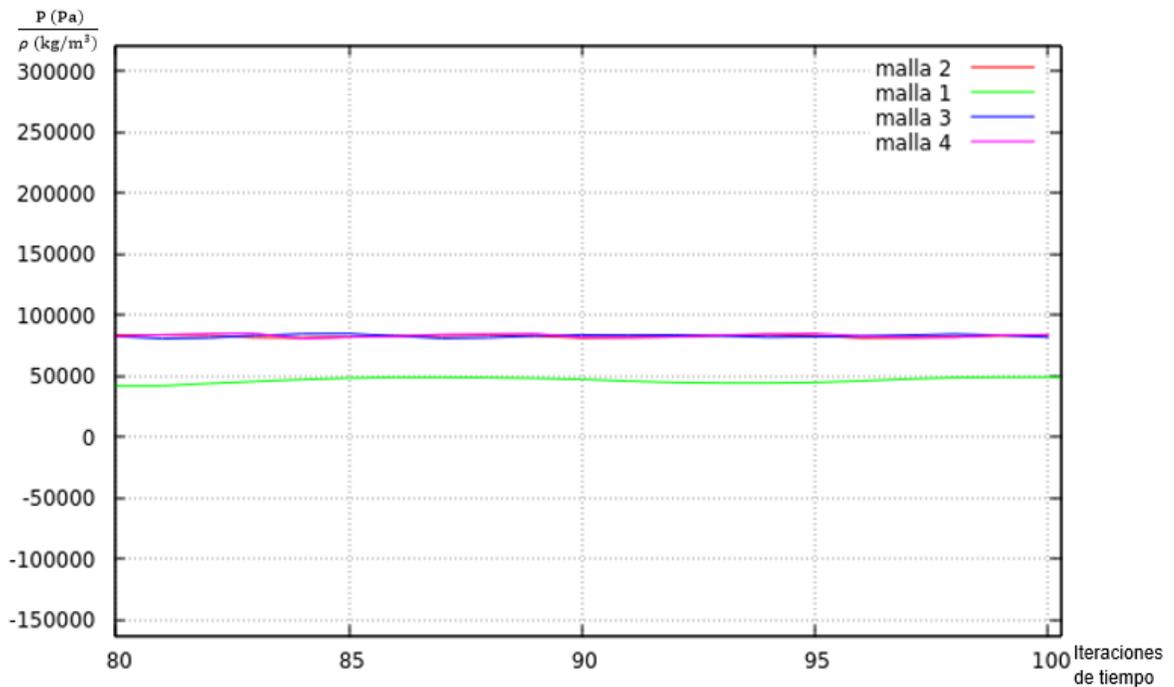
El estudio de independencia de la malla se llevó a cabo con el objetivo de escoger la malla estructurada más adecuada; es decir la malla que ofrezca los resultados más exactos a la hora de realizar las simulaciones. Para la realización de este estudio se realizaron cuatro mallas estructuradas, en las cuales se aumentaba cada vez el refinamiento de las mallas, hasta el punto de obtener la convergencia adecuada. A continuación se presenta una tabla con los resultados obtenidos de las cuatro mallas estructuradas.

Tabla 1: Resultados del estudio de independencia de la malla estructurada.

	Número de celdas	Número de puntos	Tiempo de la simulaciones (segundos)	Tiempo de la simulaciones (Horas)	Porcentaje de diferencia
Malla 1	1539400	3078800	8044	2:14m	19%
Malla 2	1769300	3538600	12420	3: 27m	10%
Malla 3	1967200	3934400	16879	4:41m	10%
Malla 4	2127979	4255958	17422	4:50m	9%

Gráfica 3-1: Gráfica de (Presión/Densidad) vs Iteraciones de tiempo

Donde se muestra cual es la variación que existe entre cada malla estructurada.



Tomando como base los resultados anteriores, se escogió la malla número cuatro ya que no existía una diferencia considerable de los resultados entre la malla 2,3 y 4, y también se escogió la malla número 4 debido a que los costos computacionales eran muy altos y no era posible seguir aumentando la resolución de las mallas estructuradas.

3.7.4. Condiciones iniciales y de frontera

Después de generar la malla estructurada, esta consiste de cuatro partes las cuales son “inlet”, “outlet”, “top- bottom” y “airfoil”, fueron configuradas cinco fronteras debido a que en primera instancia es una simulación en 2D y segundo ya que estas cinco fronteras fueron más que suficientes para llevar a cabo las simulaciones. Las velocidades de las simulaciones son llevadas a cabo a diferentes números Mach los cuales son 0.07, 0.09, 0.11, 0.13, 0.15 y 0.17, estas son asignadas para cada una de las cinco fronteras. El ángulo de ataque del perfil NACA es de 16° para todos los números Mach. El campo de la presión tiene una presión interna a nivel del mar (101325 Pa) tomando como base el estudio realizado por Thomas F. Brookes¹¹⁷, para las fronteras “inlet” y “top-bottom” es considerado presión de corriente libre, es decir que el flujo va dentro de la geometría, para la frontera “airfoil” es considerada gradiente cero, es decir que el flujo va por fuera de la geometría y la frontera “outlet” es configurada con un valor de presión a nivel del mar. Para la temperatura se le asignó una temperatura de 15°C (288.15°K) este valor también se configura tomando como referencia el estudio realizado por Thomas F. Brookes¹¹⁸. El modelo de turbulencia seleccionado es *Spalart-Allmaras* ya que según Teodor Kaloyanov¹¹⁹ este modelo turbulento es el más usado en análisis relacionados con perfiles aerodinámicos ya que ofrece un mayor control a lo largo de toda la simulación, por este motivo se deben establecer condiciones iniciales de *nut* y *nutilda*, los cuales son la viscosidad dinámica y la viscosidad cinemática respectivamente, ambos se les asignó un valor 0,14, ambos fueron asignados tomando como base el estudio realizado por Thomas F. Brookes¹²⁰

En los anexos B, C Y D se encuentran los archivos de velocidad, presión, temperatura.

3.7.5. Modelo de turbulencia

Para configurar las simulaciones lo más exactas posibles, el modelo *Spalart-Allmaras* es usado. Teodor Kaloyanov¹²¹ afirma que este es un modelo relativamente simple, ya que

¹¹⁷Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration. NASA langley research center (2005)

¹¹⁸Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration. NASA langley research center (2005)

¹¹⁹ Teodor Kaloyanov. Investigation of 2D Airfoils equipped with a trailing. Master Thesis. 2011.

¹²⁰ Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration. NASA langley research center (2005)

¹²¹ Teodor Kaloyanov. Investigation of 2D Airfoils equipped with a trailing. Master Thesis. 2011.

solo usa una ecuación adicional. Por este motivo, solo es introducida una variable adicional desconocida, la viscosidad turbulenta cinemática. La viscosidad turbulenta cinemática es definida por Spalart et al (2006)¹²² Como:

$$X = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (55)$$

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_v \quad (56)$$

$$f_v = \frac{X^3}{X^3 + c_{v1}^3} \quad (57)$$

En la ecuación anterior Spalart et al (2006)¹²³ asegura que el C_{v1} es una constante y “ ν ” representa la viscosidad molecular, donde “ ν ” es la variable que satisface la ecuación de transporte dada por:

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{c_\sigma} [\nabla \cdot ((\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}) + c_{b2} (\nabla \tilde{\nu})^2] - c_{w1} f_w \left[\frac{\tilde{\nu}}{\bar{d}} \right]^2 \quad (58)$$

$$\tilde{S} = w + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 \bar{d}} f_{v2} \quad (59)$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{x}{1 + x f_{v1}} \quad (60)$$

El valor “ w ” corresponde a la magnitud de la vorticidad y la función f_w es definida como:

$$f_w = g \left[\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad (61)$$

$$f_w = r + c_{w2} (r^6 - r) \quad (62)$$

$$r = \frac{\tilde{\nu}}{\bar{s} k^2 \bar{d}^2} \quad (63)$$

¹²² Spalart PR, Deck S, Shur ML, Squires KD, Strelets MKh, Travin A. 2006. A new version of detachededdy simulation, resistant to ambiguous grid densities. Theor. Comp. Fluid Dyn. 20:181–95

¹²³ *Ibíd.*

A continuación se presentan las constantes y los valores que configura la simulación para el modelo turbulento, estos valores son los recomendados por Spalart et al (2006)¹²⁴

Tabla 2: Lista de constantes correspondientes al modelo turbulento Spalart-Allmaras.

$cb_1 = 0.135$	$c_0 = 2/3$
$cb_2 = 0.622$	$k = 0.41$
$cw_2 = 0.3$	$cw_3 = 2$
$cv_1 = 0.71$	$cw_1 = cb_1/k^2 + (1 + cb_2)/c_\sigma$

3.7.6. Configuración de los probes

Los probes son considerados en la guía de usuario de OpenFOAM¹²⁵ como una serie de puntos ubicados en el dominio computacional, los cuales permiten la recolección de datos. Debido a que para poder aplicar la ecuación para hallar el nivel de presión sonora se requieren los datos de las presiones promedios, fue necesario configurar la simulación añadiendo una serie de probes, los cuales actúan como una especie de tubos pito-estáticos, con el objetivo de calcular la presión en estos puntos. A continuación se muestra la forma en la que estos probes fueron ubicados alrededor del perfil, la ilustración 24 fue tomada y modificada del artículo de Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of Wing-Flap configuration.

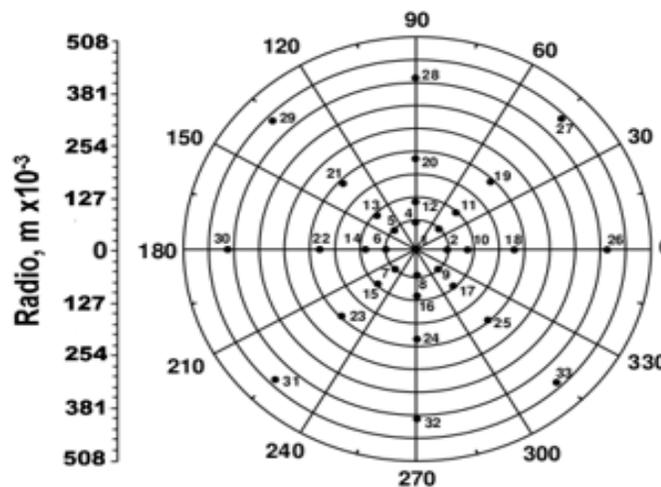


Ilustración 24: Ubicación de los probes, modificada del artículo de Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration.

¹²⁴Spalart PR, Deck S, Shur ML, Squires KD, Strelets MKh, Travin A. 2006. A new version of detachedddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. Theor. Comp. Fluid Dyn. 20:181–95

¹²⁵Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

Los probes fueron ubicados como se muestra en la ilustración 24, con el perfil en el centro, para evitar redundancias a la hora de obtener los datos, esta configuración fue realizada por primera vez por R. Dougherty y J. Underbrink¹²⁶

Al momento de configurar los probes se debe tener en cuenta que estos obtienen la presión inmediata, y para poder hallar el nivel de presión sonora se requieren los promedios de esas presiones, por este motivo fue necesario configurar la simulación añadiendo un código en el archivo *controldict*, el cual nos permita obtener estos resultados, este código fue confirmado tomando como referencia la guía de usuario de OpenFOAM¹²⁷

En el Anexo L se encuentra el código que se añadió para calcular el promedio de las presiones.

En total fueron configurados 31 probes alrededor del dominio computacional, pero solo se registran o toman los datos de 5 probes (9, 11, 13, 14, y 15), ya que según el estudio realizado por Thomas F. Brookes¹²⁸ estos son los puntos de mayor importancia en la simulación y los puntos en los cuales se evitaran las redundancias.

A continuación se muestra una imagen en la que se observa la ubicación de los probes, de los cuales se tomaran los datos acústicos.

¹²⁶Terrence A. Weisshaar, “Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design”, Aeronautics and Astronautics Department, Purdue University, West Lafayette, Indiana 47907, USA

¹²⁷ Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

¹²⁸ Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration. NASA langley research center (2005)

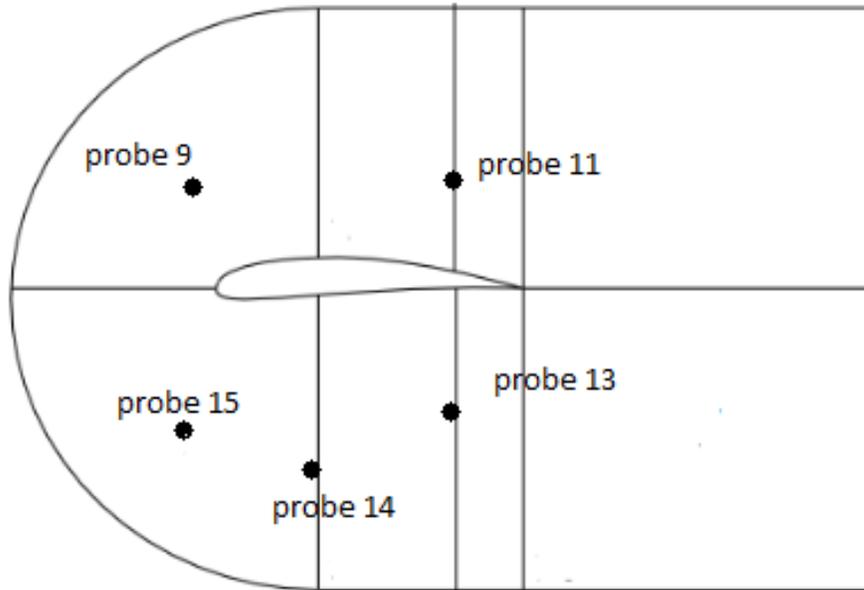


Ilustración 25: Ubicación de los probes que se tendrán en cuenta para la toma de datos.

3.7.7. Resultados

A continuación se presentan imágenes de las simulaciones y los resultados obtenidos en las simulaciones, graficando el nivel de presión sonora y la frecuencia, la cual fue obtenida aplicando la transformada rápida de Fourier, el ángulo del alerón fue configurada para 29° y 39° fueron escogidos estos ángulos ya que por lo general son los ángulos en los que se encuentran los alerones en el despegue y aterrizaje, esto también fue tomado teniendo en cuenta el estudio realizado por Thomas F. Brookes¹²⁹

¹²⁹ Thomas F. Brookes. Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration. NASA langley research center (2005)

Simulaciones con ángulo de flap a 29°, con diferentes números Mach:

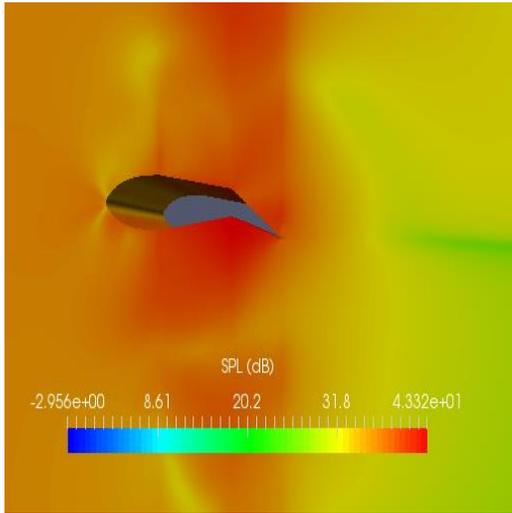


Ilustración 26: Simulación con Flap a 29° Mach 0.17, Reynolds 15931.6939

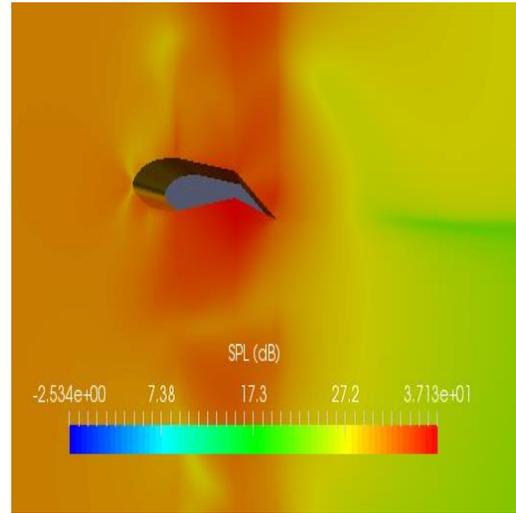


Ilustración 27: Simulación con Flap a 29° Mach 0.15, Reynolds 14057.3769

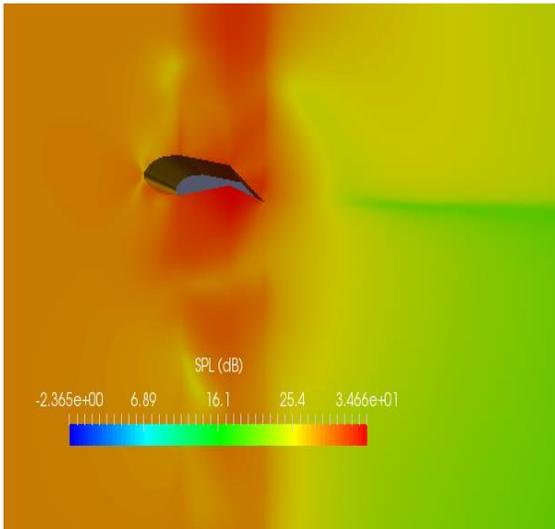


Ilustración 28: Simulación con Flap a 29° Mach 0.13, Reynolds 12183.06

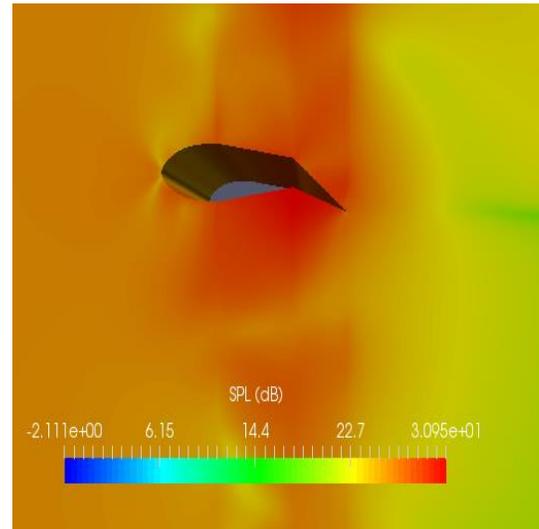


Ilustración 29: Simulación con Flap a 29° Mach 0.11, Reynolds 10308.7431

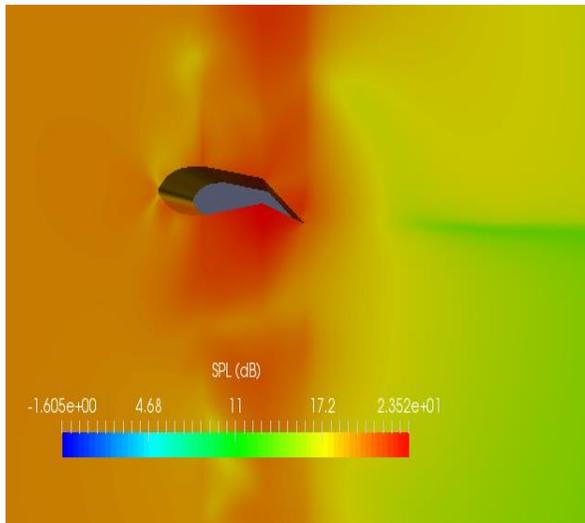


Ilustración 30: Simulación con Flap a 29° Mach 0.09, Reynolds 84344.2618

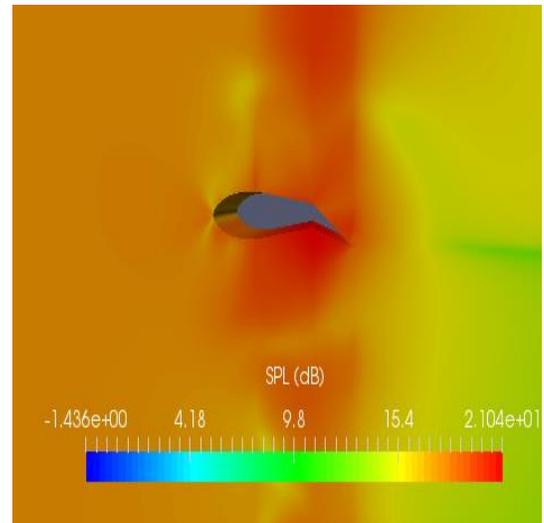


Ilustración 31: Simulación con Flap a 29° Mach 0.07, Reynolds 65601.0925

Las ilustraciones 26, 27, 28, 29, 30 y 31 muestran las simulaciones, cuando el alerón se encuentra a 29° y con diferentes números Mach. Los valores de estas simulaciones están dados en unidades de decibeles, en las que se puede observar que la región alrededor del perfil especialmente del alerón es donde se presentan mayores niveles de decibeles y este va aumentando a medida que aumenta el número Mach.

Simulaciones con ángulo del flap a 39° con diferentes números Mach:

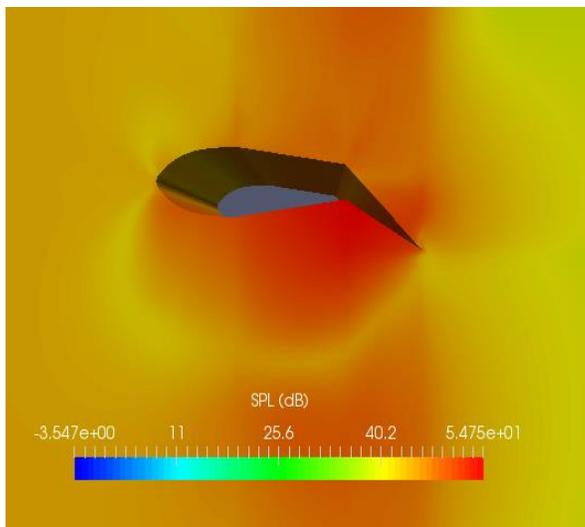


Ilustración 32: Simulación con Flap a 39° Mach 0.17, Reynolds 15931.6939

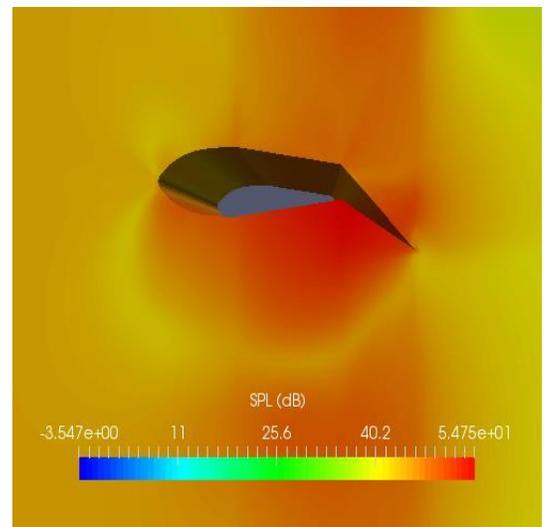


Ilustración 33: Simulación con Flap a 39° Mach 0.15, Reynolds 14057.3769

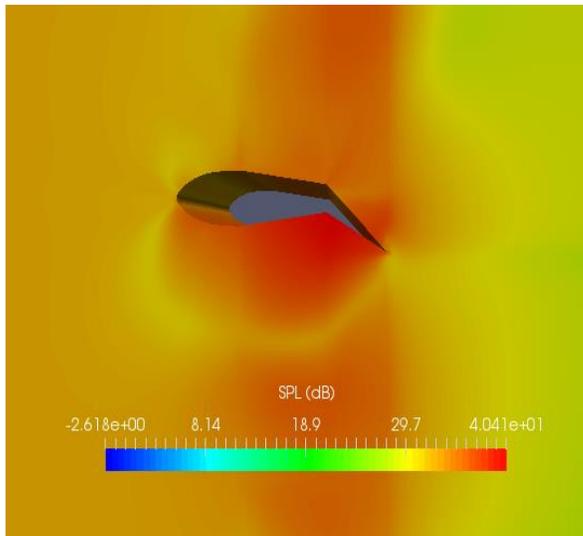


Ilustración 34: Simulación con Flap a 39° Mach 0.13, Reynolds 12183.06

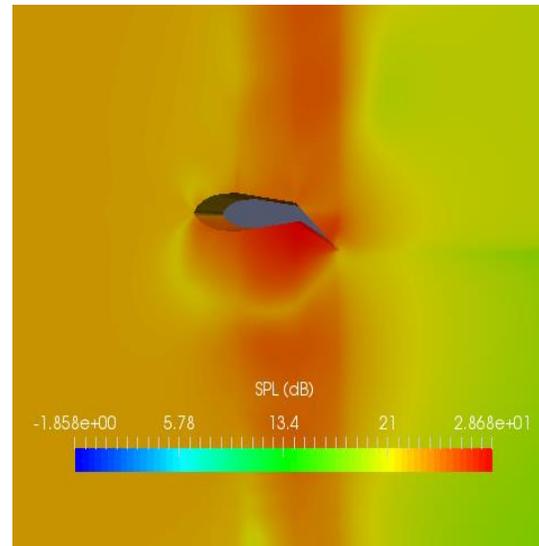


Ilustración 36: Simulación con Flap a 39° Mach 0.09, Reynolds 84344.2618

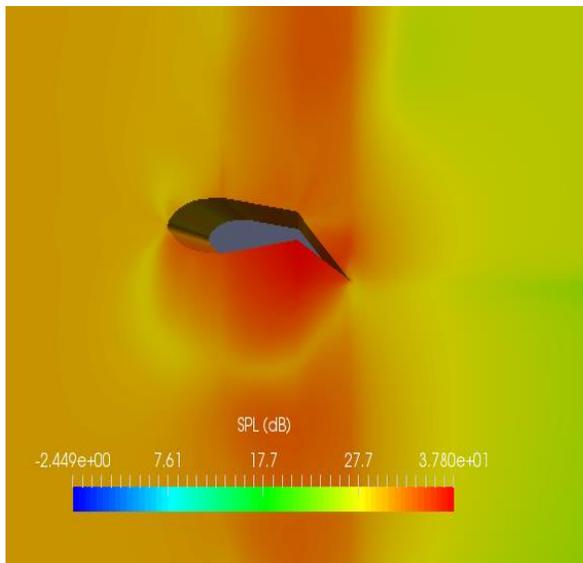


Ilustración 35: Simulación con Flap a 39° Mach 0.11, Reynolds 10308.7431

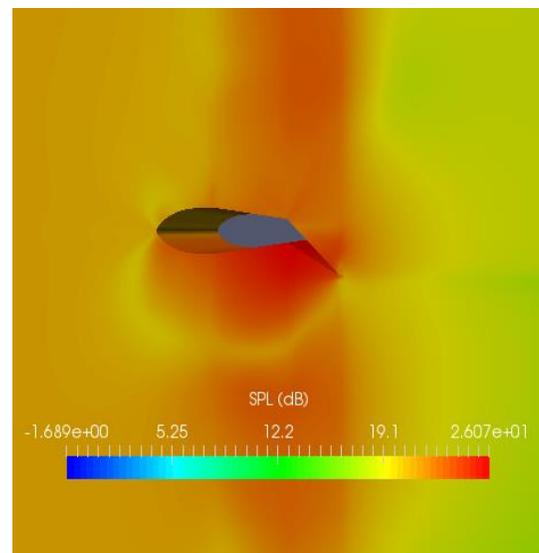
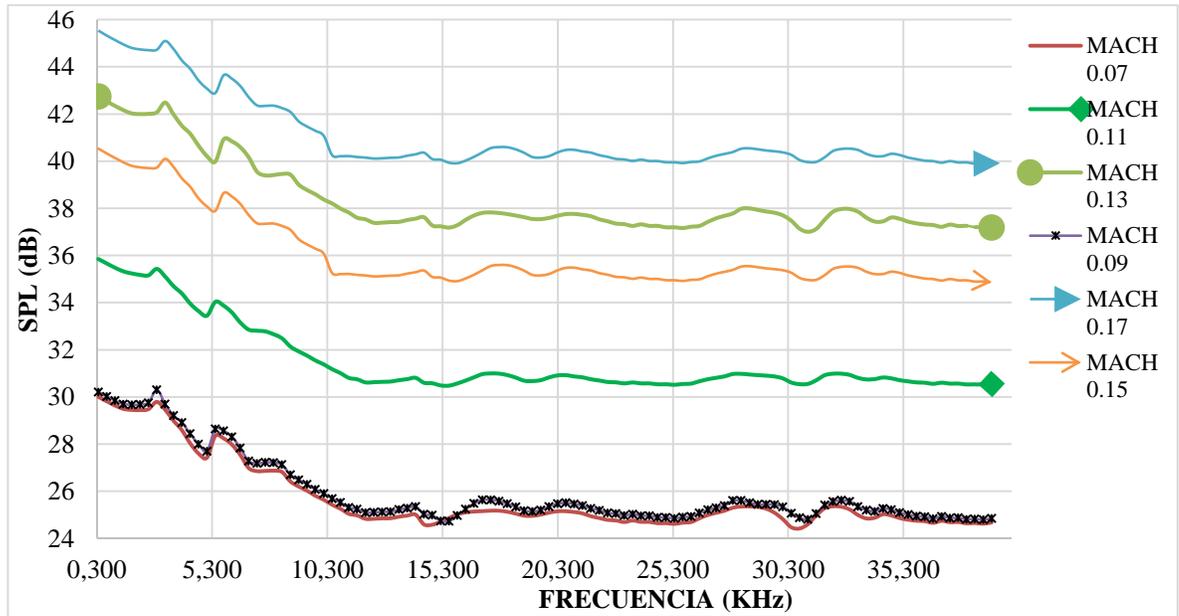


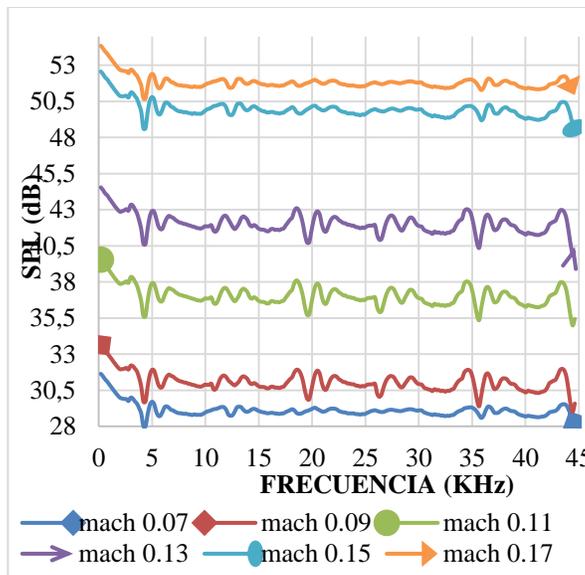
Ilustración 37: Simulación con Flap a 39° Mach 0.07, Reynolds 65601.0925

Las ilustraciones 32, 33, 34, 35, 36 y 37 muestran las simulaciones, cuando el alerón se encuentra a 39 ° y con diferentes números Mach. La principal variación que existe entre las simulaciones anteriores es que estas presentan un mayor nivel de decibels a medida que aumenta el número Mach, especialmente en el estrado del perfil.

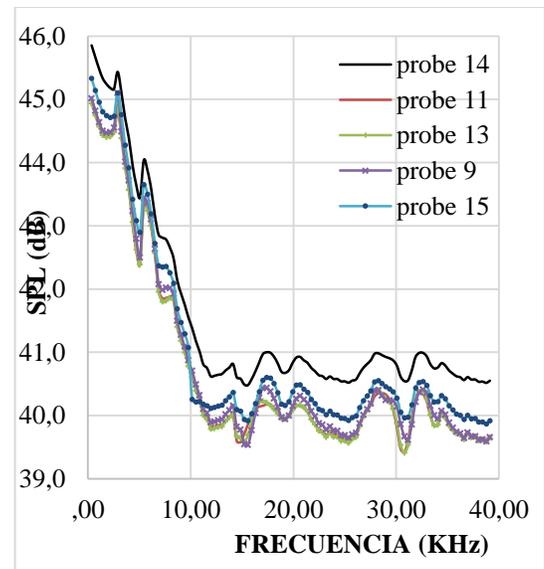
Gráficas:



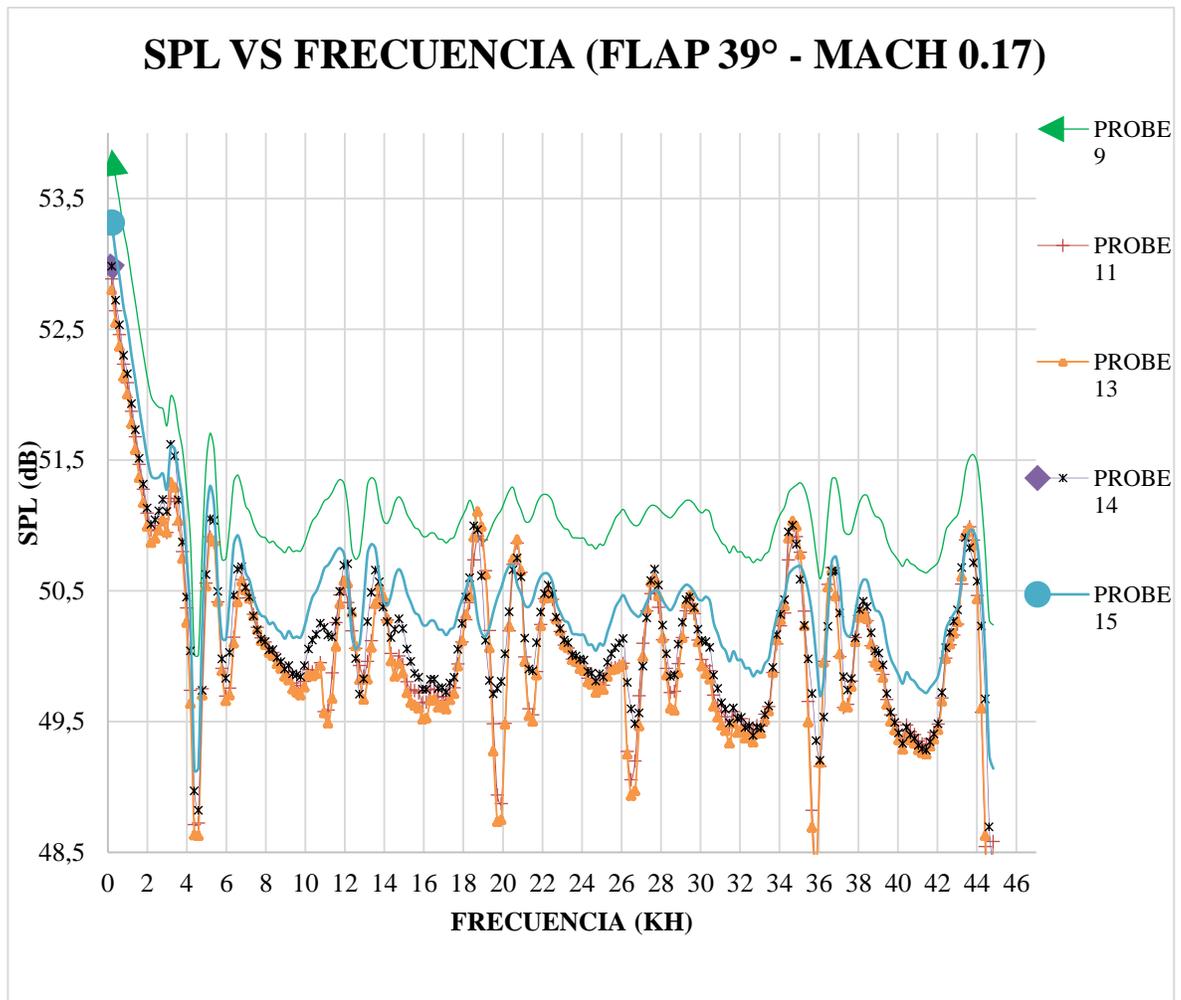
Gráfica 3-2: SPL VS Frecuencia (Ángulo flap 29° - diferente Mach)



Gráfica 3-3: SPL VS Frecuencia, (Ángulo flap 39° diferente Mach)



Gráfica 3-4: SPL VS Frecuencia, (Ángulo flap 29° Mach 0.17)



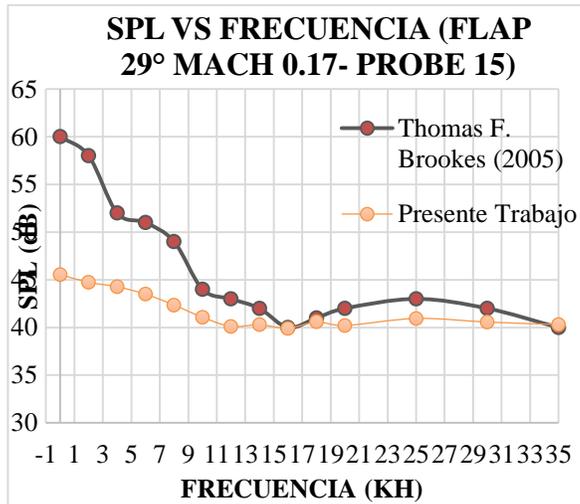
Gráfica 3-5: SPL VS Frecuencia (Ángulo flap 39° - Mach 0.17)

Las gráficas 3-2, 3-3, 3-4 y 3-5 muestran los resultados obtenidos en las simulaciones en términos de nivel de presión sonora y frecuencia. Se obtuvieron resultados variando el número Mach y tomando como referencia diferentes probes, observando que para los ángulos de 29° y 39° se presentó la misma tendencia, a medida que aumentaba el número Mach, aumentaba el nivel de presión sonora y en el probe 14 que se encuentra influenciado por el flujo del flap, es donde se registra una mayor cantidad de decibeles.

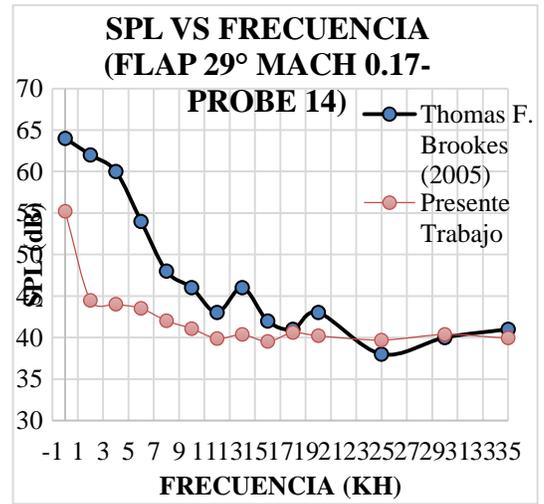
3.7.8. Validaciones de resultados

A continuación se muestran las validaciones de los resultados obtenidos en las simulaciones con los resultados obtenidos por Thomas F. Brookes en su estudio *Aeroacoustics Measurements of WING-FLAP configuration*.

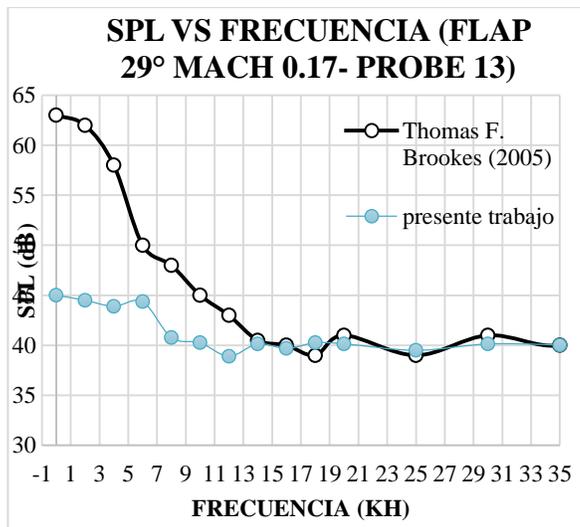
Flap a 29 °- Mach 0.17 – Diferentes probes



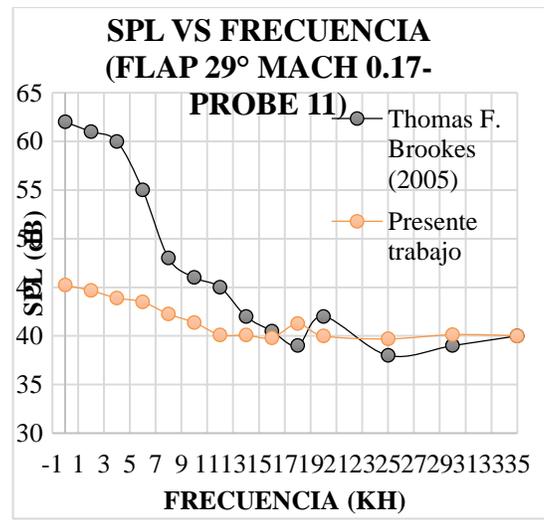
Gráfica 3-6: SPL vs Frecuencia (Probe 15)



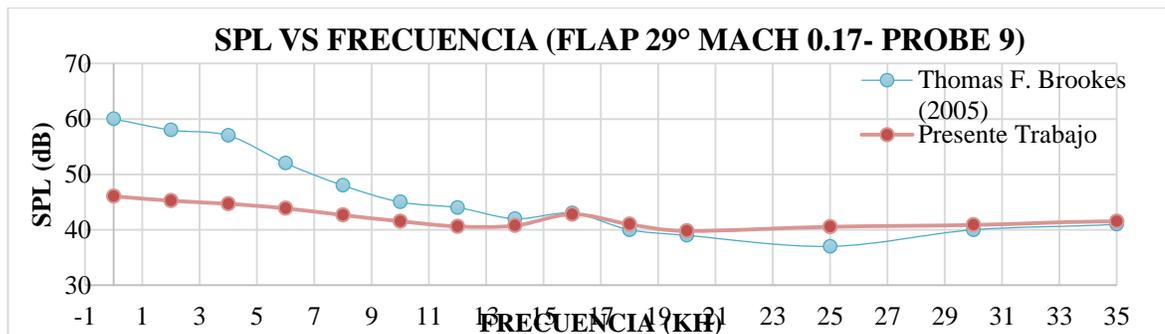
Gráfica 3-7: SPL vs Frecuencia (Probe 14)



Gráfica 3-8: SPL vs Frecuencia (Probe 13)



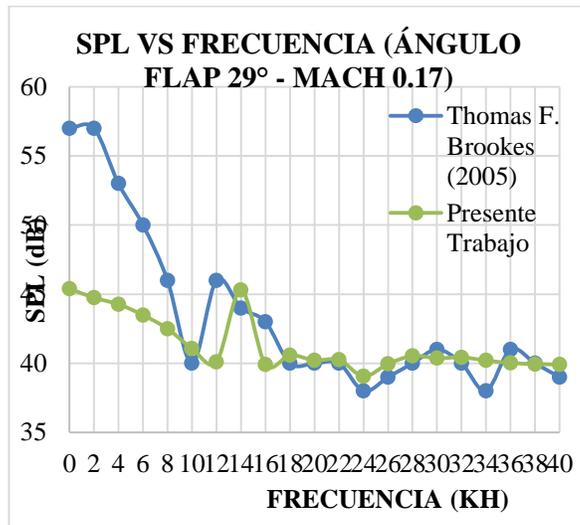
Gráfica 3-9: SPL vs Frecuencia (Probe 11)



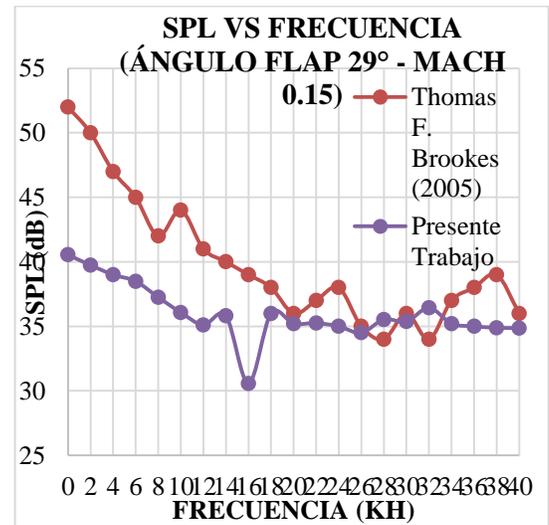
Gráfica 3-10: SPL vs Frecuencia (Probe 9)

Estas graficas muestran las validaciones de los resultados obtenidos del nivel de presión sonora y la frecuencia cuando el alerón esta 29° y tomando los datos de los probes 9, 11, 13,14 y 15. Los resultados muestran una disminución en el nivel de decibels en el rango entre 0 y 15 KHz presentando una diferencia de aproximadamente un 14% se considera que se presenta este porcentaje de diferencia debido al refinamiento de la malla, ya que después de esta frecuencia los resultados presentan una variación aproximadamente un 2.4%.

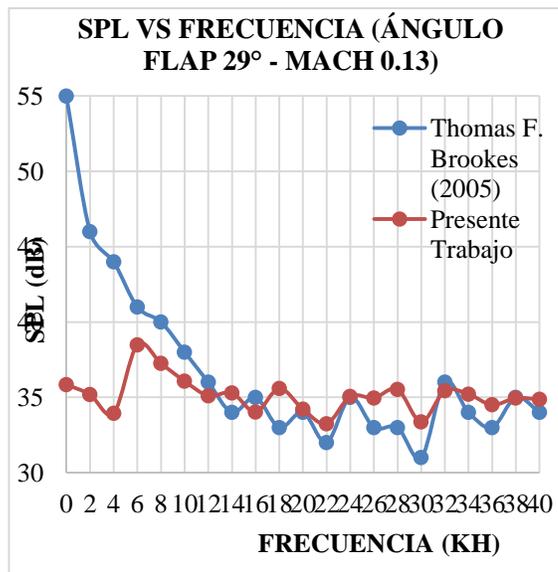
Flap 29° - Diferente número Mach



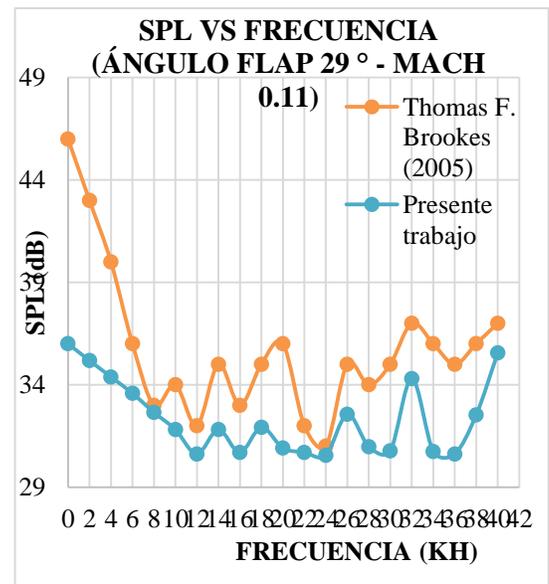
Gráfica 3-11: SPL vs Frecuencia, Mach 0.17



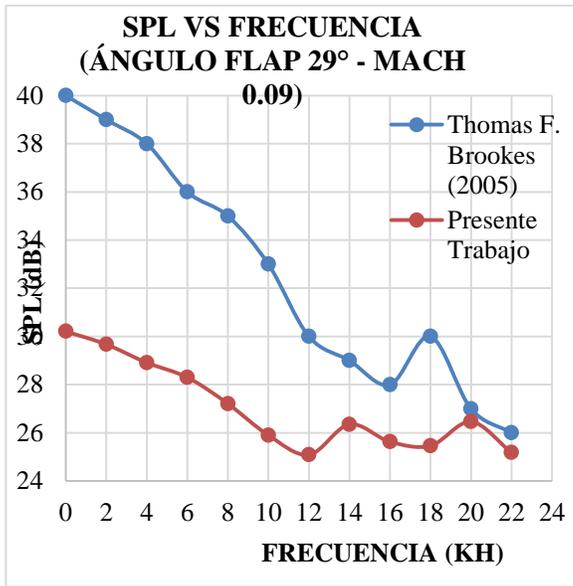
Gráfica 3-12: SPL vs Frecuencia, Mach 0.15



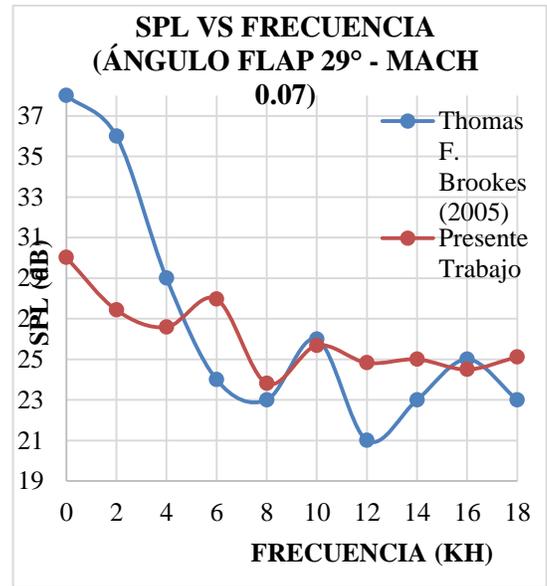
Gráfica 3-13: SPL vs Frecuencia, Mach 0.13



Gráfica 3-14: SPL vs Frecuencia, Mach 0.11



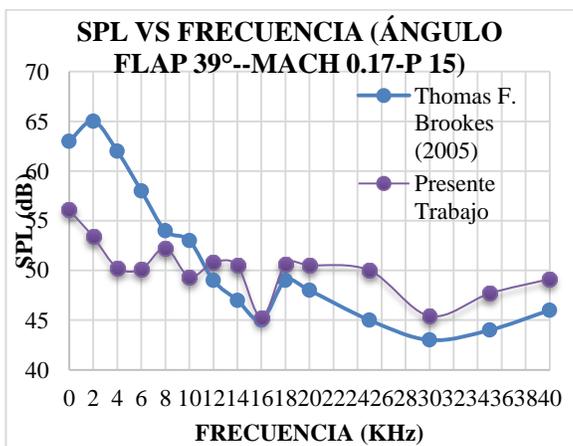
Gráfica 3-15: SPL vs Frecuencia, Mach 0.09



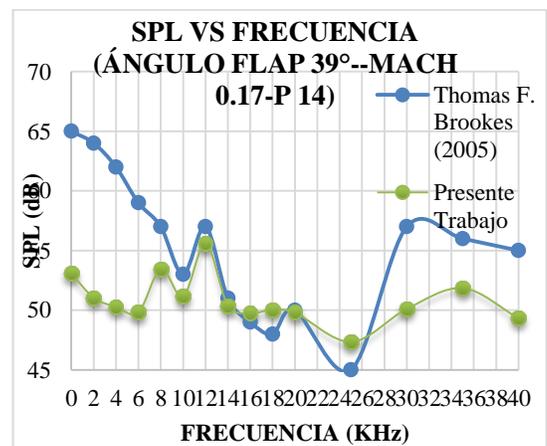
Gráfica 3-16: SPL vs Frecuencia, Mach 0.07

En las gráficas anteriores, 3-11, 3-12, 3-13, 3-14, 3-15 y 3-16 se validaron los datos obtenidos correspondientes al nivel de presión sonora vs la frecuencia con el alerón a 29° y variando el número Mach. Según las gráficas, los resultados obtenidos son bastantes similares a los resultados obtenidos por Brooks et al (2005) en su artículo, con la diferencia que los resultados de las simulaciones presentan una disminución en el nivel de presión sonora entre 10 y 15 decibels de aproximadamente un 11% en el rango de frecuencia de 0 a 10 KHz esta diferencia se considera que se presenta debido al refinamiento de la malla, luego de esta frecuencia los niveles de decibels tienden a tener valores similares de aproximadamente un 4%.

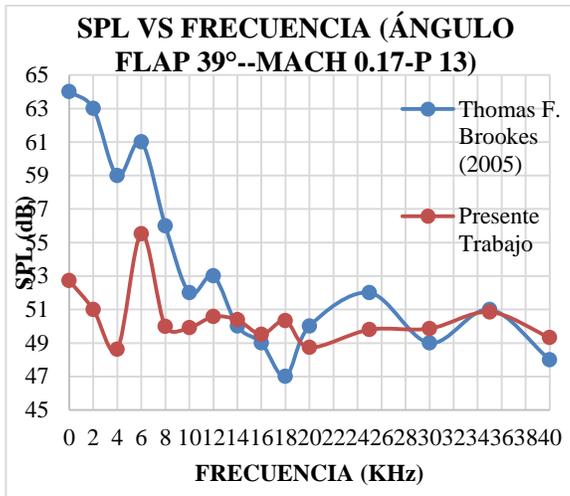
Flap a 39 ° - Mach 0.17 – Diferentes probes



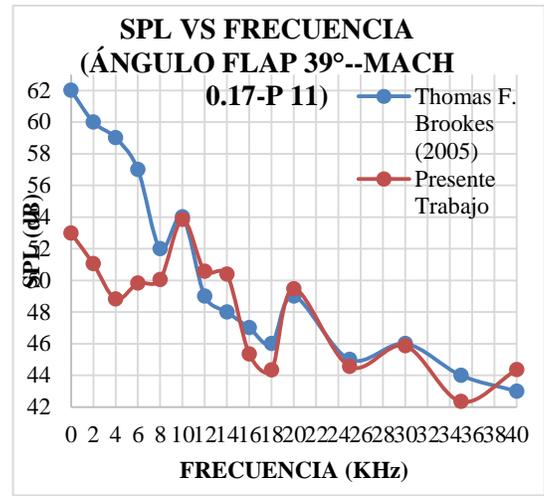
Gráfica 3-17: SPL vs Frecuencia (Probe 15)



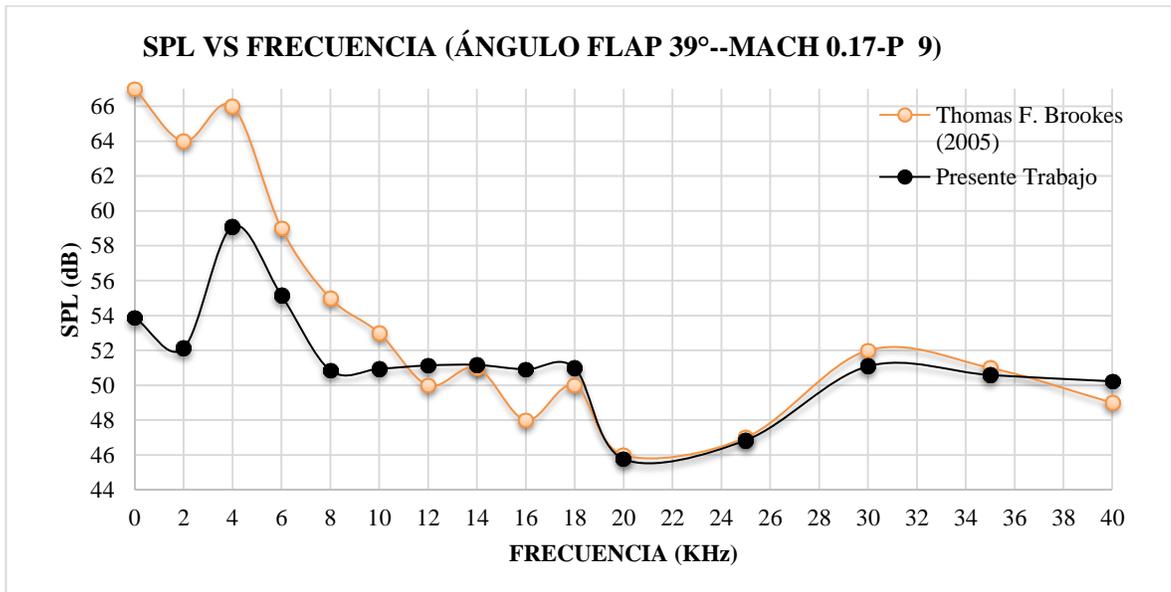
Gráfica 3-18: SPL vs Frecuencia (Probe 14)



Gráfica 3-19: SPL vs Frecuencia (Probe 13)



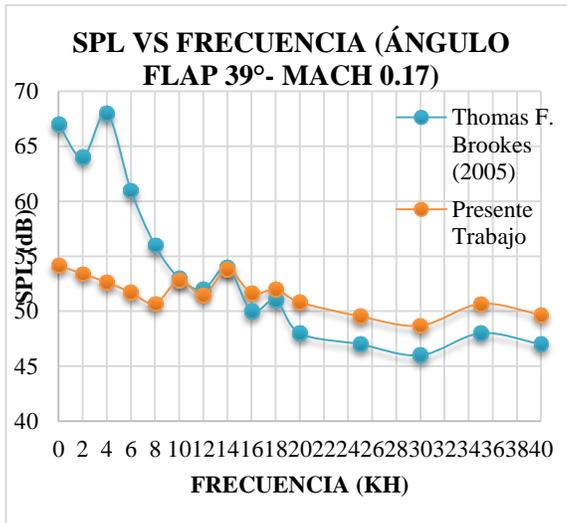
Gráfica 3-20: SPL vs Frecuencia (Probe 11)



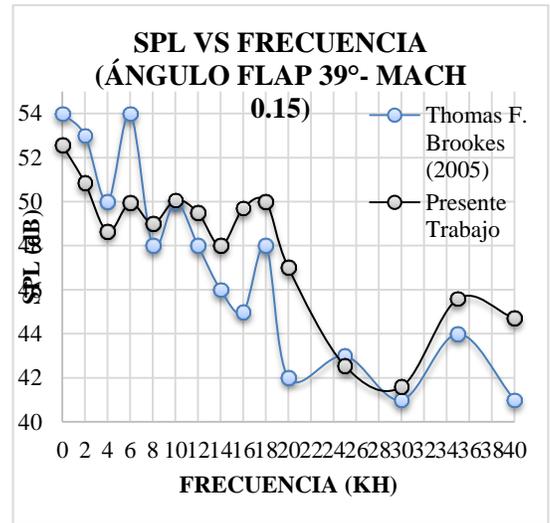
Gráfica 3-21: SPL vs Frecuencia (Probe 9)

Estas gráficas, de la 3-17 a 3-21, muestran las validaciones de los resultados obtenidos del nivel de presión sonora y la frecuencia cuando el alerón está 39° y tomando los datos de los probes 9, 11, 13, 14, y 15. Los resultados muestran una disminución en el nivel de decibels en el rango entre 0 y 8 kHz, con un porcentaje de variación de aproximadamente un 10% después de esta frecuencia los resultados son muy similares, con un porcentaje de diferencia de aproximadamente 2% presentado en ocasiones niveles de decibels mayores a los obtenidos por Brookes et al (2005) en su artículo.

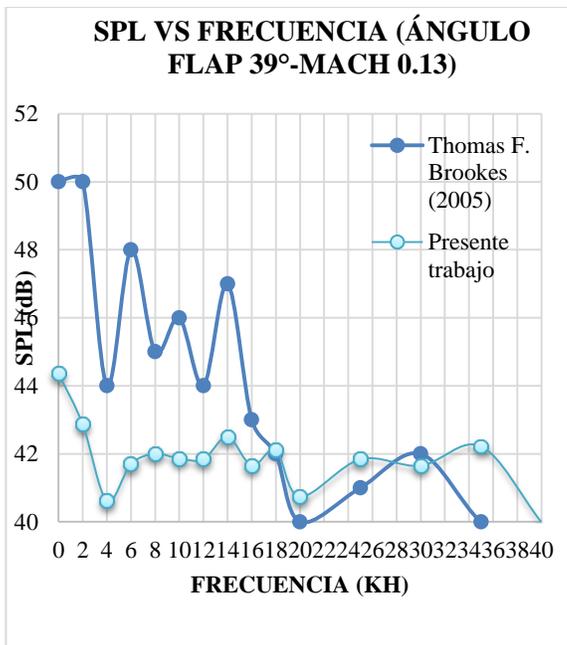
Flap 39° - Diferente número Mach



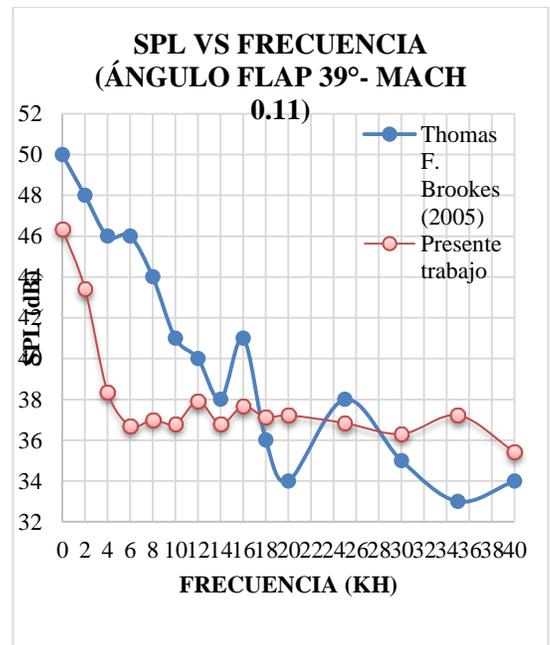
Gráfica 3-22: SPL vs Frecuencia, Mach 0.17



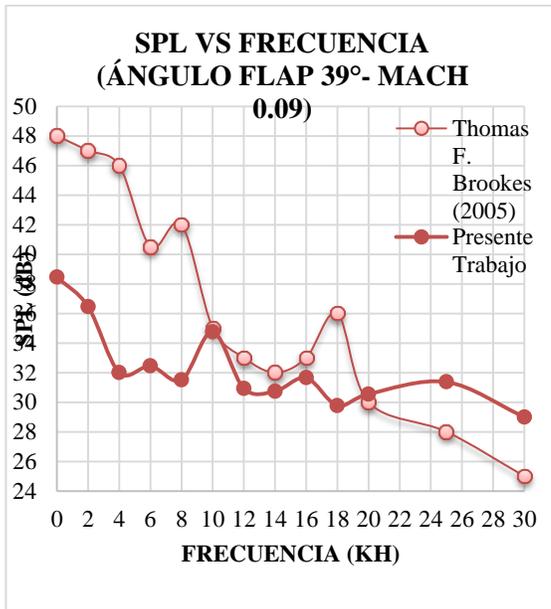
Gráfica 3-23: SPL vs Frecuencia, Mach 0.15



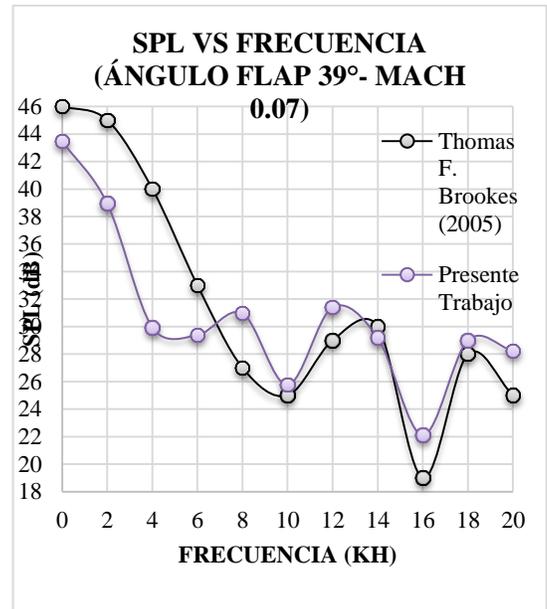
Gráfica 3-24: SPL vs Frecuencia, Mach 0.13



Gráfica 3-25: SPL vs Frecuencia, Mach 0.11



Gráfica 3-26: SPL vs Frecuencia, Mach 0.09



Gráfica 3-27: SPL vs Frecuencia, Mach 0.07

En las gráficas anteriores, 3-22 a la 3-27, se validaron los datos obtenidos correspondientes al nivel de presión sonora contra la frecuencia con el alerón a 39° y variando el número Mach. Los resultados de las validaciones muestran que existe una gran similitud entre los resultados ya que presentan una variación de aproximadamente un 5%. Pero también se observa que para estas simulaciones los resultados en los diferentes números Mach presentan niveles de decibeles mayores, de aproximadamente entre 5 y 1 decibel.

Al momento de interpretar estos resultados se debe tener en cuenta que la resolución de la malla estructurada no es la deseada, por este motivo es posible que se presenten ciertas variaciones o inconsistencias.

4. Conclusiones

El objetivo principal de este proyecto de grado fue simular Aero acústicamente un perfil NACA 0012 con un alerón, para así observar la influencia que tiene esta superficie de control en la generación de ruido. La respuesta a esta pregunta y las conclusiones de proyecto de grado son positivas en el sentido en que se pudo demostrar que el alerón es una fuente de generación de ruido en las aeronaves.

Existen muchas posibilidades para realizar estudios Aero acústicos, generalmente pueden ser calculados por dos métodos, el método directo y el método híbrido. El método directo no fue considerado en este proyecto de grado principalmente porque requiere de un costo computacional elevado y debido a su poca exactitud a números Mach bajos. El método híbrido, el cual fue usado en este proyecto de grado, consiste de dos partes el uso de un programa CFD, en la cual para este proyecto de grado usamos OpenFOAM, para luego calcular los datos acústicos.

Los principales hallazgos con respecto a estas simulaciones son:

1. La generación de ruido depende directamente del número Mach al que se encuentre el perfil NACA, ya que a medida que el número Mach aumenta los niveles de decibeles aumentan.
2. El ángulo al cual se encuentra el alerón es otro factor que influye en la generación de ruido, ya que al momento de simular el alerón a 29° y 39° , se observó que en las simulaciones a 39° se presentó un mayor nivel de decibeles, debido a que entre mayor sea la el ángulo del alerón, mayor será el vórtice creado por este, lo que incrementa la generación de ruido.
3. Se llevó a cabo un estudio de independencia de la malla estructurada con el objetivo de buscar la mayor exactitud en las simulaciones, pero por costos computacionales no fue posible aumentar el refinamiento de la malla, lo que llevo a que se presentaran pequeñas diferencias entre el 5% y el 12 %.
4. Al momento de realizar las simulaciones se encontró que la región que rodea al alerón es donde se presenta mayor concentración de decibeles, también se observó que la región del borde de ataque presenta niveles de decibles, pero a pesar de esto se pudo demostrar que para este caso la superficie de control es el principal generador de ruido.
5. Las validaciones fueron establecidas comparando los datos de nivel de presión sonora (SPL) y frecuencia del artículo Brookes et al (2005). La comparación de los resultados presentaron una variación promedio de aproximadamente un 5%, mostrando una disminución del nivel de decibles de aproximadamente entre 10 y 5 decibles.

6. Al presentarse una disminución en el nivel de decibels, se concluye que la configuración alar tipo ala morphing, es una buena opción para el diseño de futuras aeronaves, ya que si se observan los estudios realizados por R. Ewert et al¹³⁰, Sebastien Deck¹³¹ y S. Oerlemans¹³², los cuales realizaron una serie de estudios usando las mismas condiciones ambientales que fueron utilizadas en este proyecto, con la única diferencia que estos autores usaron una configuración de alerón tipo convencional, se concluye que el tipo de ala morphing genera menos cantidades de ruido, ya que al no existir esa pequeña cavidad entre el borde de salida del ala y el borde de ataque del alerón, no se presentan los vórtices que se generan en esta región por lo cual se reducen las cantidades de decibels. Este tipo de tecnología (ala morphing) resultaría muy beneficioso, pensando en las comunidades que se localizan en las proximidades de los aeropuertos y en la disminución de la contaminación acústica.
7. Debido a los buenos resultados obtenidos en las simulaciones y teniendo en cuenta que las validaciones fueron muy similares, se considera que el programa OpenFOAM es una excelente opción para llevar a cabo esta clase de simulaciones ya que ofrece un gran nivel de confiabilidad y permite modificar el solucionador para adaptarlo a las necesidades del usuario, teniendo en cuenta que existen más programas capaces de realizar estos análisis tales como Ansys, Fluent, Flow 3D, Power Flow entre otros, pero se considera a OpenFOAM una buena opción ya que no es necesario pagar licencia de uso, y a su vez ofreciendo resultados de muy buena calidad.

¹³⁰ R. Ewert, C. Appel, J. Dierke, M. Herr. RANS/CAA based prediction of NACA 0012 broadband trailing edge noise and experimental validation. Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Technical Acoustics

¹³¹ Sebastien Deck. Zonal-Detached-Eddy Simulation of the Flow Around a High-Lift Configuration. AIAA JOURNAL Vol. 43, No. 11, November 2005.

¹³² S. Oerlemans and Paul Migliore. Aeroacoustic wind tunnel tests of wind turbine airfoils. National Renewable Energy Laboratory. 2004.

5. Recomendaciones

En este capítulo lista algunas observaciones que fueron encontradas durante este proyecto de grado y que requieren más esfuerzos para futuros estudios. Una propuesta para futuros trabajos es incluida para facilitar la puesta en marcha de siguientes proyectos.

1. Al momento de realizar este tipo de simulaciones se requiere de un buen refinamiento de la malla estructurada para obtener resultados más precisos, por este motivo es necesario la utilización de recursos computacionales de gran eficiencia, para ofrecer la mayor exactitud posible.
2. Para identificar los errores del modelamiento, enfocarse en realizar más validaciones y más verificaciones.
3. Para futuros estudios se recomienda implementar la analogía acústica de Curle en el programa OpenFOAM, y luego validar los datos con este estudio.
4. Comparación con otros programas CFD.
5. Otro factor a tener en cuenta es la realizar la validación experimental de este estudio, ya que no fue posible la realización de este, debido a que actualmente en Colombia no se cuenta con un túnel de viento acústico en el que se puedan realizar este tipo de investigaciones.
6. Como comentario final, se recomienda empezar simulaciones CFD con geometrías simples como placas planas o geometrías cilíndricas. Estas geometrías presentan fenómenos de flujo complejos y serian de gran ayuda para aprender los principios básicos de la Aero acústica. Además realizar la malla de estas geometrías es relativamente fácil, otro importante aspecto de estos casos es la información detallada y el conocimiento la cual puede ser usada para validar o comparar simulaciones iniciales. Una vez que se ha adquirido la experiencia y la confianza para realizar este tipo de simulaciones acústicas, el siguiente paso puede ser la realización de simulaciones con flujos más complejos.

BIBLIOGRAFÍA

- Alan Powell. Theory of vortex sound. The journal of the acoustical society of America, 36(1):177–195, 1964.
- Anderson, J. (1989). Introduction to Flight. (3ra edición). New York, United States: Mc Graw Hill
- Anderson, J. (2001). Fundamentals of aerodynamics. (3 edición). New York, United States: Mc Graw Hill
- H. Jasak. Error Analysis and estimation in the finite volume method with applications to fluid flows. PhD thesis, University of London, Imperial College, London, 1996.
- Harry B. Bingham, Poul S. Larsen and V. Allan Barker, Computational Fluid Dynamics, Lecture Note for Course no. 41319, Technical University of Denmark, DK-2800 Lyngby, Denmark, August 26, 2009.
- Houghton, E; Carpenter, P. (2003). Aerodynamics for Engineering Students. (5 edición). London, England: Butterworth-Heinemann Editorial
- Isidoro, A. (2000). Aerodinámica y Actuaciones del Avión. (10 edición). Madrid, España: Paraninfo.
- JE Fowcs Williams and David L Hawkings. Sound generation by turbulence and sur-faces in arbitrary motion. Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 264(1151):321–342, 1969.
- Jie-Zhi Wu, Hui-Yang Ma, and M-D Zhou. Vorticity and vortex dynamics. Springer Science & Business Media, 2007.
- Kuethe, A; Yen Chow, C. (1976). Foundations of Aerodynamics. (5 edición) Canadá: John Wiley & Sons, Inc.
- Meng Wang, Jonathan B Freund, and Sanjiva K Lele. Computational prediction of flow-generated sound. Annu. Rev. Fluid Mech., 38:483–512, 2006.
- Michael Gloor, Stefan Bühler, and Leonhard Kleiser. Flow dynamics and aeroacoustics of heated coaxial jets at subsonic Mach numbers. In 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Atlanta, GA, DOI, volume 10, pages 6–2014, 2014.
- Michael J Lighthill. On sound generated aerodynamically. I. general theory. Proceed-ings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 211(1107):564–587, 1952
- Michael S Howe. Theory of vortex sound, volume 33. Cambridge University Press, 2003
- N Curle. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 231(1187):505–514, 1955
- Oñate, A. (1994). Aerodinámica Practica. (5ta edición). Madrid, España: Paraninfo.
- Open FOAM User Guide, Version 1.6, 24th July 2009

- R. Ewert, C. Appel, J. Dierke, M. Herr. RANS/CAA based prediction of NACA 0012 broadband trailing edge noise and experimental validation. Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Technical Acoustics
- S. Oerlemans and Paul Migliore. Aeroacoustic wind tunnel tests of wind turbine airfoils. National Renewable Energy Laboratory. 2004.
- Sebastien Deck. Zonal-Detached-Eddy Simulation of the Flow Around a High-Lift Configuration. AIAA JOURNAL Vol. 43, No. 11, November 2005.
- Spalart PR, Deck S, Shur ML, Squires KD, Strelets MKh, Travin A. 2006. A new version of detachededdy simulation, resistant to ambiguous grid densities. Theor. Comp. Fluid Dyn. 20:181–95
- Terrence A. Weisshaar, “Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design”, Aeronautics and Astronautics Department, Purdue University, West Lafayette, Indiana 47907, USA
- Thomas F. Brooks, Kristine Meawdows, William Humpreys, William Hunter, Carl Gerlhold “Aeroacoustics measurements of a wing-flap configuration” NASA Langley Research Center 2005.
- Tim Colonius and Sanjiva K Lele. Computational aeroacoustics: progress on nonlinear problems of sound generation. Progress in Aerospace sciences, 40(6):345–416, 2004
- Zingg, D. W., Diosady, L., and Billing, L., “Adaptive Airfoils for Drag Reduction at

ANEXOS

Anexo A: Malla estructurada

```
/*-----* C++ *-----*/
|=====|
| \\ \\ \\ \\ | F i e l d           | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \\ \\ \\ \\ | O peration          | Version: 2.1.0
| \\ \\ \\ \\ | A nd                 | Web:      www.OpenFOAM.com
| \\ \\ \\ \\ | M anipulation       |
|-----*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    object       blockMeshDict;
}
// ***** //

convertToMeters 1;

vertices
(
    (-2.88 3 -0.5)           //vertice 0
    (6 12 -0.5)              //vertice 1
    (6.328 12 -0.5)          //vertice 2
    (6.56 12 -0.5)           //vertice 3
    (15 12 -0.5)             //vertice 4
    (2.88 3 -0.5)            //vertice 5
    (3 3.048 -0.5)           //vertice 6
    (3 2.952 -0.5)           //vertice 7
    (3.164 3.024 -0.5)       //vertice 8
    (3.164 2.976 -0.5)       //vertice 9
    (3.28 2.93570015 -0.5)   //vertice 10 flap
    (15 2.93570015 -0.5)     //vertice 11 flap
    (6 -6 -0.5)              //vertice 12
    (6.328 -6 -0.5)          //vertice 13
    (6.56 -6 -0.5)           //vertice 14
    (15 -6 -0.5)             //vertice 15
    (15 -6 -0.5)             //vertice 15
    (-2.88 3 0.5)            //vertice 16
    (6 12 0.5)                //vertice 17
    (6.328 12 0.5)           //vertice 18
    (6.56 12 0.5)            //vertice 19
    (15 12 0.5)              //vertice 20
    (2.88 3 0.5)              //vertice 21
    (3 3.048 0.5)            //vertice 22
    (3 2.952 0.5)            //vertice 23
    (3.164 3.024 0.5)        //vertice 24
    (3.164 2.976 0.5)        //vertice 25
    (3.28 2.93570015 0.5)    //vertice 26 flap
    (15 2.93570015 0.5)      //vertice 27 flap
    (6 -6 0.5)                //vertice 28
    (6.328 -6 0.5)           //vertice 29
    (6.56 -6 0.5)            //vertice 30
    (15 -6 0.5)              //vertice 31
);
```

```

blocks
(
  hex (5 6 1 0 21 22 17 16) (315 415 1) edgeGrading (1 0.010000 0.010000 1 100.000000 100.000000 100.000000 100.000000 1 1 1 1)//bloque 0
  hex (6 8 2 1 22 24 18 17) (384 415 1) simpleGrading (1 100.000000 1)//bloque 1
  hex (8 10 3 2 24 26 19 18) (145 415 1) simpleGrading (1 100.000000 1)//bloque 2
  hex (10 11 4 3 26 27 20 19) (515 415 1) simpleGrading (100.000000 100.000000 1)//bloque 3
  hex (21 23 28 16 5 7 12 0) (315 415 1) edgeGrading (1 0.010000 0.010000 1 100.000000 100.000000 100.000000 100.000000 1 1 1 1)//bloque 4
  hex (23 25 29 28 7 9 13 12) (384 415 1) simpleGrading (1 100.000000 1)//bloque 5
  hex (25 26 30 29 9 10 14 13) (145 415 1) simpleGrading (1 100.000000 1)//bloque 6
  hex (26 27 31 30 10 11 15 14) (515 415 1) simpleGrading (100.000000 100.000000 1)//bloque 7
);

edges // estas cordenadas son las encargadas de crear la curvatura del perfil NACA
(
  spline 5 6
  (
    (2.8804 3 -0.5)
    (2.880684763 3.002277755 -0.5)
    (2.882 3.006716743 -0.5)
    (2.887 3.013182363 -0.5)
    (2.9 3.025 -0.5)
    (2.91708789 3.035 -0.5)
    (2.940960765 3.04301329 -0.5)
    (2.973067663 3.0469 -0.5)
    (3 3.048 -0.5)
  )

  spline 5 7
  (
    (2.8804 3 -0.5)
    (2.880684763 2.997722245 -0.5)
    (2.882 2.993283257 -0.5)
    (2.887 2.986817637 -0.5)
    (2.9 2.975 -0.5)
    (2.91708789 2.965 -0.5)
    (2.940960765 2.95698671 -0.5)
    (2.973067663 2.9531 -0.5)
    (3 2.952 -0.5)
  )

  spline 21 22
  (
    (2.8804 3 0.5)
    (2.880684763 3.002277755 0.5)
    (2.882 3.006716743 0.5)
    (2.887 3.013182363 0.5)
    (2.9 3.025 0.5)
    (2.91708789 3.035 0.5)
    (2.940960765 3.04301329 0.5)
    (2.973067663 3.0469 0.5)
    (3 3.048 0.5)
  )

  spline 21 23
  (
    (2.8804 3 0.5)
    (2.880684763 2.997722245 0.5)
    (2.882 2.993283257 0.5)
    (2.887 2.986817637 0.5)
    (2.9 2.975 0.5)
    (2.91708789 2.965 0.5)
    (2.940960765 2.95698671 0.5)
    (2.973067663 2.9531 0.5)
    (3 2.952 0.5)
  )

  arc 1 0 (2 11 -0.5) // estas cordenadas crean las curva de la malla tipo C
  arc 0 12 (2 -5 -0.5)
  arc 16 17 (2 11 0.5)
  arc 16 28 (2 -5 0.5)
);

```

```

boundary
(
  inlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (1 0 16 17) //vertices que definen el inlet
      (0 12 28 16)
    );
  }

  outlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (15 11 27 31) // vertices que definen el outlet
      (11 4 20 27)
    );
  }

  topAndBottom
  {
    type patch;
    faces
    (
      (4 3 19 20)
      (3 2 18 19) // vertices que definen el top-bottom
      (2 1 17 18)
      (12 13 29 28)
      (13 14 30 29)
      (14 15 31 30)
    );
  }

  airfoil
  {
    type wall;
    faces
    (
      (6 5 21 22) // vertices que definen el perfil NACA
      (8 6 22 24)
      (10 8 24 26)
      (5 7 23 21)
      (7 9 25 23)
      (9 10 26 25)
    );
  }
);

mergePatchPairs
(
);

```

Anexo B: Velocidad

```
/*----- C++ -----*/
|=====|
| \ \ / / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ / / | O p e r a t i o n | Version: 3.0.1
| \ \ / / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ / / | M a n i p u l a t i o n |
|-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volVectorField;
    object       U;
}
// ***** //

dimensions      [0 1 -1 0 0 0]; // unidades de la velocidad m/s

internalField   uniform (29.41 8.43 0); // valor interno de la velocidad para tener un angulo de 16°

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          freestream;
        freestreamValue uniform (29.41 8.43 0); // valor de la velocidad en el inlet
    }

    outlet
    {
        type          freestream;
        freestreamValue uniform (29.41 8.43 0); // valor de la velocidad en el outlet
    }

    "airfoil.*"
    {
        type          fixedValue;
        value         uniform (0 0 0); // valor de la velocidad en el perfil
    }

    topAndBottom
    {
        type          freestream;
        freestreamValue uniform (29.41 8.43 0); // valor de la velocidad en el top-bottom
    }

    defaultPatches
    {
        type          empty;
    }
}
}
```

Anexo C: Presión

```
/*-----* C++ *-----*\
|=====|
| \\      / F ield      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \\      / O peration  | Version: 3.0.1
| \\      / A nd        | Web: www.OpenFOAM.org
| \\      / M anipulation|
|-----*\
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        volScalarField;
  object       p;
}
// ***** //

dimensions     [0 2 -2 0 0 0]; // unidades de la presion Pa/kg*m³

internalField  uniform 82714.28571; // valor interno de la presion

boundaryField
{
  inlet
  {
    type       freestreamPressure; //valor en el inlet, el flujo va hacia la geometria
  }

  outlet
  {
    type       fixedValue;
    value      uniform 82714.28571; // valor de la presion en el outlet
  }

  "airfoil.*"
  {
    type       zeroGradient; //valor en el perfil, el flujo hacia afuera de la geometria
  }

  topAndBottom
  {
    type       freestreamPressure; //valor en el top-bottom, el flujo va hacia la geometria
  }

  defaultPatches
  {
    type       empty;
  }
}
```

Anexo D: Temperatura

```
/*-----*- C++ -*-----*/
|=====|
| \\ \\ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \\ \\ / | O p e r a t i o n | Version: 3.0.1
| \\ \\ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \\ \\ / | M a n i p u l a t i o n |
|-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       T;
}
// ***** //

dimensions      [0 0 0 1 0 0 0]; // unidades de la temperatura °k
internalField   uniform 288.15; // valor interno de la temperatura

boundaryField
{
    inlet
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform 288.15; //valor en el inlet
    }

    outlet
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform 288.15; // valor en el outlet
    }
    "airfoil.*"
    {
        type      zeroGradient; // valor en el perfil
    }

    topAndBottom
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform 288.15; // valor en el top-bottom
    }

    defaultPatches
    {
        type      empty;
    }
}
}
```

Anexo E: fvSchemes

```
/*----- C++ -----*/
|====|
| \ / | Field | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ / | O peration | Version: 3.0.1
| \ / | A nd | Web: www.OpenFOAM.org
| \ / | M anipulation |
|====|
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  location     "system";
  object       fvSchemes;
}
// *****

ddtSchemes
{
  default      steadyState; // deirvada que indica que la solucion es estado estable
}

gradSchemes
{
  default      Gauss linear; // esquemas de grafiente
}

divSchemes
{
  default      none;
  div(phi,U)   bounded Gauss linearUpwind grad(U);
  div(phi,T)   bounded Gauss linearUpwind grad(T); // derivadas de divergenvia para cada variable
  div(phi,nuTilda) bounded Gauss linearUpwind grad(nuTilda);
  div((nuEff*dev2(T(grad(U)))) Gauss linear;
}

laplacianSchemes
{
  default      Gauss linear corrected;
  laplacian(DT,T) Gauss linear corrected; // esquemas laplacianos
}

interpolationSchemes
{
  default      linear;
}

snGradSchemes
{
  default      corrected;
}

wallDist
{
  method meshWave;
}
```

Anexo F: fvsolution

```
/*-----* C++ *-----*/
|=====|
| \ \ / / F i e l d      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ / / O peration    | Version: 3.0.1
| \ \ / / A nd          | Web:      www.OpenFOAM.org
| \ \ / / M anipulation |
|-----|
/*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    location     "system";
    object       fvSolution;
}
// *****

solvers
{
    p
    {
        solver          GAMG;
        tolerance       1e-06;
        relTol          0.1; //solucion a los volúmenes finitos para la presión
        smoother        GaussSeidel;
        nPreSweeps      0;
        nPostSweeps     2;
        cacheAgglomeration true;
        nCellsInCoarsestLevel 10;
        agglomerator    faceAreaPair;
        mergeLevels     1;
    }
    U
    {
        solver          smoothSolver;
        smoother        GaussSeidel; //solucion a los volúmenes finitos para la velocidad
        nSweeps         2;
        tolerance       1e-08;
        relTol          0.1;
    }
    T
    {
        solver          BICCG;
        preconditioner  DILU; //solucion a los volúmenes finitos para la temperatura
        tolerance       1e-7;
        relTol          0;
    }
}
```

```

    nuTilda
    {
        solver          smoothSolver;
        smoother        GaussSeidel;
        nSweeps         2;
        tolerance       1e-08;
        relTol          0.1;
    }
}

SIMPLE
{
    nNonOrthogonalCorrectors 0;
    pRefCell 0;
    pRefValue 0;

    residualControl
    {
        p          1e-5;
        U          1e-5;
        T          1e-5;
        nuTilda    1e-5;
    }
}

relaxationFactors
{
    fields
    {
        p          0.3;
    }
    equations
    {
        U          0.7;
        T          0.7;
        nuTilda    0.7;
    }
}

```

Anexo G: ControlDict

```
/*-----*- C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ / \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ / \ / | O p e r a t i o n | Version: 3.0.1
| \ \ / \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ / \ / | M a n i p u l a t i o n |
|-----|
/*-----*- C++ -*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    location     "system";
    object       controlDict;
}
// *****

application    simpleFoam; // solucionador que se utilizara

startFrom      latestTime; // momento en el que iniciara la simulacion

startTime      1; // iteracion de tiempo en la que iniciara la simulacion

stopAt         endTime; // momento en el que terminara la simulacion

endTime        160; //iteracion de tiempo en la que finalizara la simulacion

deltaT         1; // variaciones de las iteraciones de tiempo

writeControl   timeStep; //momentos en los que se crearan los archivos

writeInterval  20; //iteraciones de tiempo en la que se crearan los archivos

purgeWrite     0;

writeFormat    ascii;

writePrecision 6;

writeCompression off;

timeFormat     general;

timePrecision  6;

runTimeModifiable true;
```

```

functions
{
    fieldAverage1 // calculo de las presiones promedios
    {
        type          fieldAverage;
        functionObjectLibs ( "libfieldFunctionObjects.so" );
        enabled        true;
        outputControl   outputTime;
        resetOnOutput   false;
        timeStart       20;

        fields
        (
            p
            {
                mean          on;
                prime2Mean    on;
                base           time;
            }
        );
    }

    probes // calculo y ubicacion de los probes
    {
        type          probes;
        functionObjectLibs ("libsampling.so");
        enabled        true;
        outputControl   timeStep;
        outputInterval  1;

        fields
        (
            p
        );
    }
}

```

```
probeLocations
(  
  (2.8546 3 0)  
  (2.8621 3.0659 0)  
  (3.08 3.126 0)  
  (3.2979 3.0659 0)  
  (3.3054 3 0)  
  (3.2979 2.9341 0)  
  (3.08 2.874 0)  
  (2.8621 2.9341 0)  
  (2.8292 3 0)  
  (2.8367 3.0913 0)  
  (3.08 3.1514 0)  
  (3.3233 3.0913 0)  
  (3.3308 3 0)  
  (3.3233 2.9087 0)  
  (3.08 2.8486 0)  
  (2.8367 2.9087 0)  
  (2.7784 3 0)  
  (2.7859 3.1421 0)  
  (3.08 3.2022 0)  
  (3.3741 3.1421 0)  
  (3.3816 3 0)  
  (3.3741 2.8579 0)  
  (3.08 2.8232 0)  
  (2.7859 2.8579 0)  
  (2.7022 3 0)  
  (3.08 3.2784 0)  
  (3.4578 3 0)  
  (3.08 2.7724 0)  
  (2.6843 3.2437 0)  
  (3.4757 3.2437 0)  
  (2.6843 2.7563 0)  
);
```

Anexo H: Propiedades turbulentas

```
/*-----* C++ *-----*\
| ===== |
| \\ / F ield | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \\ / O peration | Version: 3.0.1
| \\ / A nd | Web: www.OpenFOAM.org
| \\ / M anipulation |
\*-----*\
FoamFile
{
  version 2.0;
  format ascii;
  class dictionary;
  location "constant";
  object turbulenceProperties;
}
// ***** //

simulationType RAS; // configuracion turbulenta RAS (Reynolds average and navier-Stokes equations)

RAS
{
  RASModel SpalartAllmaras; //tipo de modelo turbulento |

  turbulence on;

  printCoeffs on;
}

// ***** //
```

Anexo I: Nut (viscosidad turbulenta cinemática)

```
/*-----* C++ *-----*/
|=====|
| \ \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ / | O p e r a t i o n | Version: 3.0.1
| \ \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
|-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       nut;
}
// ***** //

dimensions      [0 2 -1 0 0 0 0]; //unidades de la viscosidad

internalField   uniform 0.14; //valor interno de la viscosidad

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          freestream;
        freestreamValue uniform 0.14; //valor de la viscosidad en el inlet
    }

    outlet
    {
        type          freestream;
        freestreamValue uniform 0.14; //valor de la viscosidad en el outlet
    }

    "airfoil.*"
    {
        type          nutUSpaldingWallFunction; //valor de la viscosidad en el perfil
        value         uniform 0;
    }

    topAndBottom
    {
        type          freestream;
        freestreamValue uniform 0.14; //valor de la viscosidad en top-bottom
    }

    defaultPatches
    {
        type          empty;
    }
}

// ***** //
```

Anexo J: Código del solucionador usado en las simulaciones

```
Info<< "\nStarting time loop\n" << endl;
while (simple.loop())
{
    Info<< "Time = " << runTime.timeName() << nl << endl;

    // --- Presion-velocidad corrector SIMPLE
    {
        #include "UEqn.H" // ecuacion de velocidad
        #include "pEqn.H" // ecuacion de presion
    }

    laminarTransport.correct();
    turbulence->correct();

    #include "TEqn.H" // ecuacion de temperatura

    runTime.write();

    Info<< "ExecutionTime = " << runTime.elapsedCpuTime() << " s"|
        << " ClockTime = " << runTime.elapsedClockTime() << " s"
        << nl << endl;
}
Info<< "End\n" << endl;
return 0;
```

Anexo K: Código necesario para calcular la temperatura

```
Info<< "Reading transportProperties\n" << endl;
IOdictionary transportProperties
(
    IOobject
    (
        "transportProperties",
        runTime.constant(),
        mesh,
        IOobject::MUST_READ,
        IOobject::NO_WRITE
    )
);
dimensionedScalar DT
(
    transportProperties.lookup("DT")
);|
```

Anexo L: Código necesario para calcular los promedios de las presiones

```
fieldAverage1
{
    type            fieldAverage;
    functionObjectLibs ( "libfieldFunctionObjects.so" );
    enabled         true;
    outputControl   outputTime;
    resetOnOutput   false;
    timeStart       10;

    fields
    (
        p
        {
            mean            on;
            prime2Mean      on;
            base             time;
        }
    );
}
```