

ANALISIS AEROACUSTICO DE UNA TOBERA CONVENCIONAL

MUÑOZ RAMIREZ SEBASTIAN

**FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERIA
INGENIERIA AERONAUTICA
BOGOTA 2015**

ANALISIS AEROACUSTICO DE UNA TOBERA CONVENCIONAL

Trabajo de Tesis para optar al título de Ingeniero Aeronáutico.

MUÑOZ RAMIREZ SEBASTIAN

**Director
JOHN JAIRO VACA RIOS.
Ing. Aeronáutico**

**FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERIA
INGENIERIA AERONAUTICA
BOGOTA 2015**

Nota de Aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

**A mis padres por su paciencia y el apoyo
que me han brindado todos estos años
y darme la oportunidad de estudiar lo que
siempre me ha gustado desde niño.**

Sebastián Muñoz Ramírez

AGRADECIMIENTOS

El autor expresa sus agradecimientos a:

Mis padres por ser las personas más incondicionales que haya conocido.

Mi Director de Tesis el ingeniero John Jairo Vaca Rios, por sus valiosos consejos y compartirme sus conocimientos los cuales fueron la piedra angular para realizar mi trabajo de grado.

CONTENIDO

RESUMEN.....	12
PALABRAS CLAVES: Aeroacústica, CAA, CFD, Ruido.....	12
ABSTRACT	12
KEYWORDS: <i>Aeroacoustics, CAA, CFD, Noise</i>	12
INTRODUCCIÓN	13
PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	14
JUSTIFICACIÓN.....	16
OBJETIVOS.....	17
OBJETIVO GENERAL	17
OBJETIVOS ESPECIFICOS.....	17
1. MARCO CONCEPTUAL	18
1.1. RESEÑA HISTORICA DE LA AEROACÚSTICA	18
1.2. RELACIONES ACÚSTICAS	18
1.2.1. Intensidad Sonora	19
1.2.2. Frecuencia y Longitud de Onda	19
1.3. DEFINICIONES DEL CAMPO DE PROPAGACION DEL SONIDO.....	19
1.3.1. Campo libre (free field)	19
1.3.2. Campo cercano (near field)	19
1.3.3. Campo lejano (far field)	20
1.3.4. Campo directo (direct field)	20
1.4. TECNOLOGIAS DE REDUCCION DE RUIDO EN LAS AERONAVES.....	20
1.5. FUENTES DE RUIDO EN UN MOTOR	23
1.5.1. Ruido del Fan	23
1.5.2. Ruido en la tobera (Jet Noise).....	23

1.5.3. Ruido en régimen subsónico	25
1.5.4. Ruido en régimen supersónico	26
1.5.5. Componentes del Jet Flow/Jet Plume	33
1.6. TECNICAS ACTIVAS Y PASIVAS DE REDUCCION DE RUIDO.....	34
1.6.1 Microjet injection (técnica activa).....	35
1.6.2 Tobera Distribuida (Distributed Nozzle).....	36
1.6.3 Tobera de pestañas (Tabbed Nozzle)	36
1.6.4 Tobera Chevron (técnica pasiva)	37
2. ECUACIONES DE GOBERNACION DE FLUJO	41
3. MODELOS ANALÍTICOS.....	42
3.1. ANALOGIAS ACÚSTICAS	43
3.1.1. Analogía acústica de Lighthill	43
3.1.2. Analogía de Curle: la influencia de los límites solidos	44
3.1.3. Analogía Ffowcs Williams y Hawkings	45
3.2. AEROACÚSTICA COMPUTACIONAL (CAA)	45
3.2.1. Principio del método LES	48
3.2.2. LOS RETOS DE LA SIMULACION CAA	49
3.2.3. METODOS HIBRIDOS EN SIMULACIONES CAA.....	49
4. ANALISIS AEROACUSTICO DE UNA TOBERA CONVENCIONAL	51
4.1. OpenFOAM	51
4.2. Estructura de OpenFOAM	52
4.3. CONTENIDO DE UNA SIMULACION EN OpenFOAM	52
4.3.1. Directorios	53
4.4. Selección del Solver	54
4.4.1. Selección del Solver rhoCentralFoam	55
4.5. Dominio Computacional.....	55

4.5.1. Condiciones de Frontera (Boundary Condtions - BC)	59
4.5.2. Velocidad de la Tobera.....	61
4.5.3. Fluctuaciones de presión.....	63
4.5.4. Comparación de ruido presente en el eje del chorro y en la capa de mezcla.....	73
4.5.6. Análisis de Ruido en las cercanías del chorro.....	76
CONCLUSIONES	83
RECOMENDACIONES.....	85
BIBLIOGRAFIA.....	85
ANEXO A.....	87

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Niveles de ruido sugeridos por OMS para ambientes específicos	14
Tabla 2. Condiciones de frontera	60
Tabla 3. Valores en decibels del Eje del chorro y la capa de mezcla	74
Tabla 4. Valores máximos y mínimos de los tres ejes	78
Tabla 5 Condiciones de frontera caso subsónico	78

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: ESQUEMA DE RUIDO EN LA AERONAVE	22
Figura 2: Fuentes de ruido en la tobera o chorro propulsivo (Jet Plume)	24
Figura 3: Fuentes de ruido en flujo subsónico	26
Figura 4: Radiación Mach	28
Figura 5: Principio de Eliminación de Ondas Mach.....	29
Figura 6: Fuente de las ondas ó radiación Mach	30
Figura 7: Un chorro a Mach 1.5 donde las ondas Mach son visibles	31
Figura 8: Mismo chorro rodeado por un Coflow donde las ondas Mach prácticamente desaparecieron.....	31
Figura 9: Fuentes de Ruido en Flujo Supersónico	32
Figura 10: Jet Plume Diagram	33
Figura 11: Vista general de la Tobera de Pestaña.....	36
Figura 12: Vista frontal de la generación de Vórtices en cada pestaña	37
Figura 13: Configuración de una tobera tipo Chevron	38
Figura 14: Toberas con distinto números de chevrones sin ángulo de penetración	40
Figura 15: Vista general de la aeroacústica computacional.....	47
Figura 16: Esquema del contenido básico de un caso o simulación en OpenFOAM	53
Figura 17: Visualización de los bloques de la malla.....	57
Figura 18: Refinamiento de celdas hacia el eje del chorro	57
Figura 19: Visualización de la Geometría del Dominio/Malla de 2.5m x 3.6m	58
Figura 20: Detalle de la tobera.....	59
Figura 21: Variación de la velocidad dentro de la tobera	61
Figura 22: Rango de velocidad en el dominio	62
Figura 23: Variación de la velocidad en el chorro supersónico.....	63
Figura 24: Gradiente de presiones en el interior de la tobera	64
Figura 25: Gradiente de presiones en el chorro.....	65
Figura 26: Fluctuaciones de presión en el chorro (Jetplume) respecto al tiempo (a) 0.05 segundos (b) 0.1 (c) 0.15 (d) 0.2 (e) 0.25 (f) 0.3 (g) 0.35 (h) 0.4 (i) 0.45 (j) 0.5 (k) 0.55 (l) 0.6 (m) 0.65 (n) 0.7	66
Figura 27. Comparación de los niveles de ruido de los dos ejes	76
Figura 28. Variación de presiones en el eje del observador	77
Figura 29. Fluctuaciones de presión a lo largo del chorro subsónico	79
Figura 30. Fluctuaciones de presión en la capa de mezcla subsónica	80
Figura 31. Gradiente de presiones del chorro subsónico	81
Figura 32: Niveles de ruido experimental vs computacional	82

RESUMEN

El campo de la aeroacústica computacional (CAA) se ha convertido en la piedra angular en muchos campos de la mecánica en esta última década; en especial en el campo de la ingeniería Aeronáutica y Aeroespacial y por supuesto es uno de los que requiere mayores recursos computacionales debido a la no linealidad de las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de los fluidos. Por esta razón, en la literatura científica es común encontrar que una simulación aeroacústica está precedida por una de dinámica de fluidos computacional – CFD por sus siglas del inglés – con el fin de reducir al máximo el tiempo de cómputo de las variables acústicas que se desean estudiar y de esta forma hacer que la metodología empleada sea atractiva para aplicaciones en la industria, la cual requiere resultados precisos en lapsos de tiempo cortos de tal forma que el proceso de diseño no se vea interrumpido.

En este caso se realizó una simulación para el análisis aeroacústico a la salida de una tobera.

PALABRAS CLAVES: Aeroacústica, CAA, CFD, Tobera, Ruido.

ABSTRACT

The Computational Aero Acoustic field (CAA) has become in the basis of many Mechanical issues in the last decade specially in Aeronautical and Aerospace Engineering and is one of the nearly simulations nowadays and it requires a great computational power due the random order that manage the gas elements behaviors, For this reason in scientific literature is common to find that every single acoustic simulations is supported by computational fluid dynamics (CFD). The goal is to reduce the computational power that requires many variables on the acoustical phenomenon and this way create attractive methods to apply in many industrial fields where accurate results and short periods of time are necessary in the design process.

In this case it will make a simulation to analyze the aero acoustical phenomena at the nozzle exit.

KEYWORDS: Aeroacoustics, CAA, CFD, Noise, Nozzle.

INTRODUCCIÓN

Durante las últimas décadas la Aeroacústica ha ganado terreno en los campos de investigación e ingeniería para su aplicación industrial. Los estándares de condición para la vida humana que se llevan hoy en día; exigen maquinas cada vez menos ruidosas.

La aeroacústica tiene múltiples aplicaciones industriales entre ellas está la industria aeroespacial donde el ruido generado por el fuselaje y otros componentes de la aeronave ya sea superficies de control, tren de aterrizaje y planta motriz son variables que actualmente se toman con bastante seriedad para hacerlas cada vez menos propensas a generar ruido.

Este trabajo de grado se enfocara en tan solo una de las varias fuentes generadas por una aeronave en este caso el motor a reacción; y se hará énfasis en el ruido generado justo a la salida de la tobera del mismo.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El ruido dentro de la problemática ambiental de las grandes ciudades es considerado como uno de los principales problemas de contaminación directa sobre la población, en especial en poblaciones que habitan cerca de los alrededores de un aeropuerto, considerando así, que la exposición continua al ruido puede ocasionar problemas auditivos y extra auditivos, que son aquellos que no están directamente asociados a la pérdida de la audición, pero si a la alteración de la tranquilidad y bienestar de las personas.

Esta problemática ambiental no es ajena a ciudades como Bogotá; según una investigación realizada por la Secretaria Distrital de Ambiente, las fuentes móviles (tráfico rodado, tránsito aéreo, perifoneo), aportan un 60% de la contaminación auditiva.

Además, un estudio de la Secretaria Distrital de Salud, afirma que las operaciones aéreas que se presentan en las localidades de Fontibón y Engativá, exponen a sus habitantes a niveles de ruido superiores a los regulados por la resolución 0627 de 2006, la cual establece que para zonas portuarias el límite máximo corresponde a 75dB (A). Los valores anteriores evidencian que los niveles máximos de ruido a los que se está expuesto en Bogotá, aún están alejados de los sugeridos por la Organización Mundial de la Salud (OMS).

Tabla 1. Niveles de ruido sugeridos por OMS para ambientes específicos

AMBIENTES	dB (A)
Viviendas	50
Escuelas	35
Discotecas	90 (por solo 4 horas)
Conciertos, Festivales	100 (por solo 4 horas)
Comercio y Tráfico	70

Fuente: Guía para ruido urbano. OMS.

Gracias a que este problema ambiental es considerado como una problemática a nivel mundial, obliga a que la FAA y la OACI, a que desarrollen nuevas regulaciones más estrictas, en lo relacionado a las emisiones de ruido; todo esto con el fin de que tanto las casas fabricantes como los operadores de aeronaves, cumplan con los

requisitos ambientales ya descritos por los entes reguladores, para así poder garantizar una mejor calidad de vida.

JUSTIFICACIÓN

Los altos niveles de ruido a los que las personas están expuestas en una ciudad, muchas veces se les considera despreciables o sin importancia; pero esto es un grave problema que a medida que pasa el tiempo va deteriorando la salud de las personas más expuestas a este tipo de contaminación, es por esto que la realización de un estudio Aero-acústico de los niveles de ruido generados por las plantas motrices de los aviones y en especial el generado por las toberas de estas y las maneras de reducir al máximo estos niveles, son tan importantes como primordiales para poder garantizar que el ruido producido por las aeronaves es óptimo y cumple con las regulaciones internacionales de la aviación civil.

El problema de ruido en las aeronaves es una realidad que no es ajena a ninguna persona que se encuentre cerca de estas, y no es necesario ser un experto para darse cuenta que la mayor fuente de ruido se produce en los motores, específicamente en la tobera; es por eso que los últimos años se han investigado y ensayado métodos de reducción acústica de los flujos de escape modificando la morfología de las toberas, con estas aplicaciones se han logrado conseguir unas lecturas acústicas menores sin embargo no han sido las suficientes para dejar de ser dañinas para el oído.

El entorno científico de búsqueda e innovación en Colombia es bastante precario, (si se ve desde el punto exclusivamente aeronáutico con énfasis en aeroacústica por supuesto) no obstante conocer las investigaciones que se realizan en el exterior para controlar un fenómeno que al que no somos ajenos como resulta la contaminación auditiva por parte del tránsito aéreo es importante y necesario para desarrollar conclusiones propias y si es posible un nuevo método que lleve a los motores a reacción a volverse cada vez más silenciosos.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

- Analizar el rendimiento aeroacústico de una tobera convencional.

OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Consultar a fondo las investigaciones que se han llevado a cabo en la reducción de ruido en los motores.
- Modelar y simular computacionalmente la tobera de estudio y verificar los resultados con datos suministrados en investigaciones de otros autores.

1. MARCO CONCEPTUAL

1.1. RESEÑA HISTORICA DE LA AEROACÚSTICA

Desde los inicios de la aviación los pioneros, ingenieros y diseñadores enfocaron sus esfuerzos en mejorar el desempeño de vuelo de sus aparatos en todos los ámbitos posibles que les ayudara volar más alto y rápido, con mayor autonomía y control; desde los primeros cincuenta años de aviación surgieron notables mejoras para conseguir dicho objetivo; estas mejoras son amplias y numerosas como lo fueron varios tipos de sistemas de propulsión más eficientes, nuevos diseños de perfiles alares mucho más aerodinámicos, nuevos sistemas de control y navegación; y la búsqueda de nuevos materiales de construcción haciendo más resistentes, livianos y por consiguiente más grandes sus aviones, en fin; la lista era realmente numerosa y enfocaban todos sus esfuerzos a estas. Es por tal motivo que el campo de la aeroacústica no nació junto con la aviación y esta comenzó investigarse para su implementación solo cuando los ruidos generados por los trenes de aterrizaje, las grandes superficies alares de aviones comerciales y sin dejar de mencionar los gases de escape de los grandes motores a reacción llegaron a convertirse en un gran problema social.

1.2. RELACIONES ACÚSTICAS

El sonido es una fluctuación o perturbación de presión débil, la cual viaja a través de un fluido como una onda. Las perturbaciones de presión p' son generalmente muy bajas comparadas con la presión atmosférica. El oído humano posee un enorme rango con el cual puede detectar estas fluctuaciones de presión. Este rango varía entre 20 Hz y 20kHz. Debido a este gran rango, las mediciones de niveles de sonido son expresadas en escala logarítmica. La amplitud de la presión es dado por el nivel de presión sonora o **SPL** (Sound Pressure Level) como:

$$SPL = 20 \log_{10} \frac{p'_{rms}}{p_{ref}} \quad (1.1)$$

Donde el SPL es dado en decibeles (dB). La audición del oído humano usa el aire como medio y es el umbral para determinar la presión de referencia. $p_{ref} = 2 * 10^{-5} Pa$. Esta es la referencia de presión al valor del SPL de 0 dB.

1.2.1. Intensidad Sonora

Otra importante cantidad o valor dado por:

$$IL = 10 \log_{10} \left(\frac{\langle I \rangle}{I_{ref}} \right) \quad (1.2)$$

Donde $I_{ref} = 10^{-12} Wm^{-2}$ para el aire y $\langle I \rangle = \frac{p'^2}{\rho_0 c_0}$

1.2.2. Frecuencia y Longitud de Onda

La variación temporal de ondas armónicas es descrita por su frecuencia f ó por su frecuencia angular $\omega = 2\pi f$, la variación espacial es descrita por su longitud de onda λ o por el número de onda $k = 2\pi/\lambda$. La velocidad de propagación c_0 relaciona la frecuencia y la longitud de onda así:

$$c = \lambda f = \frac{\omega}{k} \quad (1.3)$$

1.3. DEFINICIONES DEL CAMPO DE PROPAGACION DEL SONIDO

1.3.1. Campo libre (free field)

El campo libre es una región en el espacio donde el sonido puede propagarse de manera libre desde alguna clase de fuente u obstrucción[1].

1.3.2. Campo cercano (near field)

El campo cercano es un espacio que se encuentra cerca de la fuente de sonido donde la presión del sonido, su acústica y velocidad de partícula no están en fase,

en esta región el campo sonoro no decrece con respecto al tiempo y la distancia respecto a la fuente (como si sucede con el campo lejano). El campo lejano es limitado y su distancia con respecto a la fuente puede variar desde la longitud de onda del ruido en cuestión o tres veces el tamaño de la dimensión de la fuente[1].

1.3.3. Campo lejano (far field)

El campo lejano comienza por supuesto; una vez que termina el campo cercano de la fuente y se extiende hasta el infinito. En esta región el **campo directo** irradiado por la mayoría de fenómenos que componen la fuente de ruido decrece a un ritmo aproximado de 6 dB cada vez que la distancia desde la fuente se duplica. Para varias líneas fuente algo así como un tráfico de ruido; el régimen de decaimiento varía entre 3 a 4 dB[1].

1.3.4. Campo directo (direct field)

El campo directo de una fuente de sonido se define como la parte del campo sonoro el cual no ha sufrido ninguna reflexión causado por alguna superficie u obstáculo[1].

1.4. TECNOLOGIAS DE REDUCCION DE RUIDO EN LAS AERONAVES

De acuerdo a los componentes de aproximación, ya sean modelos analíticos o semi-empíricos para el estudio de los mecanismos Aero acústicos envueltos en la generación de ruido desde el fuselaje hasta los componentes del motor; son también el elemento clave para las tecnologías de reducción de ruido.

Los modelos desarrollados en el pasado para investigar la influencia de algunos parámetros de diseño que causan importantes niveles acústicos, son ahora hoy en día una poderosa herramienta de diseño que está abarcando un gran marco multidisciplinario para la optimización del ruido[2].

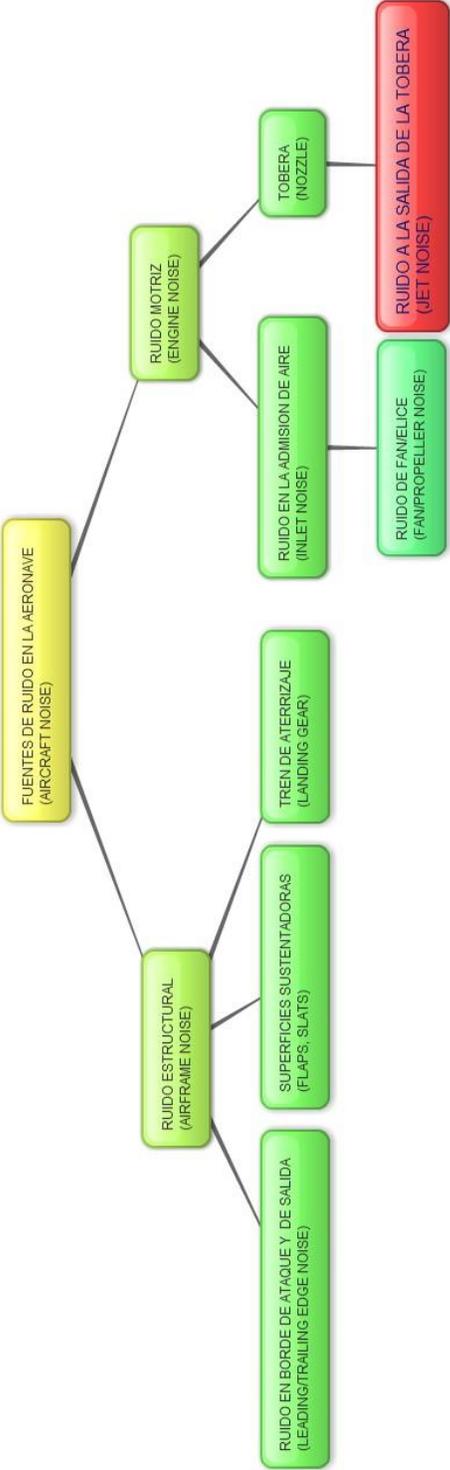
Los recientes logros que se han llevado en predicciones numéricas de fenómenos Aero acústicos complejos a través de métodos como lo son el CFD/CAA (Computational Fluid Dynamics/Computational AeroAcoustics) son una asombrosa prueba de lo que se vive actualmente.

Desde el trabajo teórico realizado por Sir James Lighthill en 1952 sobre la generación de sonido aerodinámicamente, sentando así el primer modelo de predicción de ruido, muchos progresos se han llevado a cabo para el entendimiento físico de varios mecanismos aeroacústicos y su representación matemática.

El crecimiento en las descripciones teóricas de muchos mecanismos Aero acústicos en los últimos cincuenta años ha sido acompañado por una reducción progresiva del ruido en las aeronaves. Desde las década de los sesenta las aeronaves tendieron a mostrar una reducción cercana a los 20 EPNdB (Effective Perceived Noise in Decibels)[2] esto fue debido en su mayoría a la introducción progresiva de nuevos motores turbofan de alto índice de derivación y nacelles mucho más efectivos. Sin embargo en los ochenta la reducción de ruido no tendió a ser muy significativa ya que se llegó a un nivel en que se requerían nuevos métodos mucho más sofisticados; además del hecho que cualquier nuevo método de reducción no debería afectar los costos operacionales de la aeronave.

Claramente la meta de diseño no es solo optimizar el desempeño de misión de la aeronave; si no que ahora el diseño preliminar se basa en el equilibrio entre los costos operacionales y el desempeño ambiental que en este caso es la contaminación auditiva.

Figura 1: ESQUEMA DE RUIDO EN LA AERONAVE



Fuente: Autor

1.5. FUENTES DE RUIDO EN UN MOTOR

1.5.1. Ruido del Fan

En motores turbofan, el ruido del Fan es generado por la interacción del flujo no uniforme, como es el caso de los alabes rotatorios y las paletas estatoras. En los motores de alto índice de derivación (high-bypass-ratio), el ruido generado por el fan supera en creces el generado por las estaciones de compresión y las estaciones de la turbina.

Las fuentes de ruido del fan están concentradas cerca del borde de ataque y de salida de los alabes; el ruido en el borde de ataque en el alabe se debe a perturbaciones del flujo de admisión y las fuentes en el borde de ataque del estator se debe a estelas cuasi periódicas que provienen del rotor. Las fuentes de ruido en el borde de salida ya sea para los rotores y estatores se debe por perturbaciones de vórtices a pequeña escala.

El ruido generado por la interacción rotor-estator tiene un tono y un contenido espectral de ancho de banda. El componente espectral del tono surge a causa de la interacción de las estelas de los rotores con los estatores, mientras que los componentes de ancho de banda espectral son generados por perturbaciones de los vórtices turbulentos.

1.5.2. Ruido en la tobera (Jet Noise)

La mayoría de la gente se atreve a juzgar rápidamente que las fuentes de ruido de un motor a reacción provienen del proceso interior que se lleva en el a cabo; es decir los procesos de ignición de la mezcla aire-combustible en las cámaras de combustión más los movimientos de las partes móviles que componen al motor como los ejes, alabes y demás partes que generan cierta vibración.

Pero para sorpresa de aquellos que apuntan a ese pensamiento, deberán saber que los estudios y análisis llevados a cabo en varias instituciones alrededor del mundo

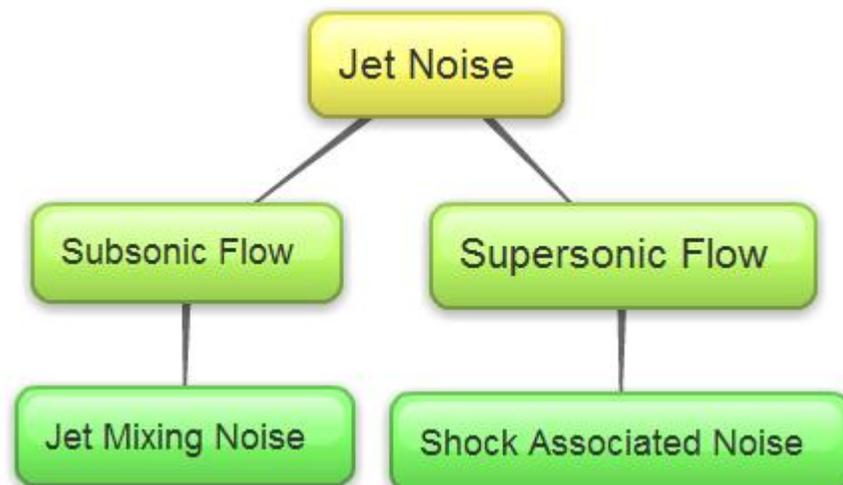
apuntan que la mayor concentración de ruido proviene justo en la salida de la tobera (Jet Noise).

Básicamente la generación de ruido en la tobera se crea por las fluctuaciones que se producen debido a los cambios de presión que ocurren una vez que el chorro sale de la tobera y entra en contacto con el medio ambiente (Jet mixing Noise)

Actualmente con los progresos que se han llevado en la reducción del **ruido propulsivo** como los motores de alto índice de derivación ya antes mencionados más el anexo de nuevos dispositivos que aumentan la reducción se espera que el ruido en los motores llegue a ser igual o incluso menor a los niveles que entrega el **ruido estructural** (airframe noise).

Incluso lo anterior puede llegar a ser muy factible ya que las técnicas de reducción en la planta motriz no afecta el desempeño aerodinámico de la aeronave. A diferencia de ciertas técnicas para el control del ruido estructural como es el caso de las superficies sustentadoras, de control primarios/secundarios, y los dispositivos hipersustentadores.

Figura 2: Fuentes de ruido en la tobera o chorro propulsivo (Jet Plume)



Fuente: Autor

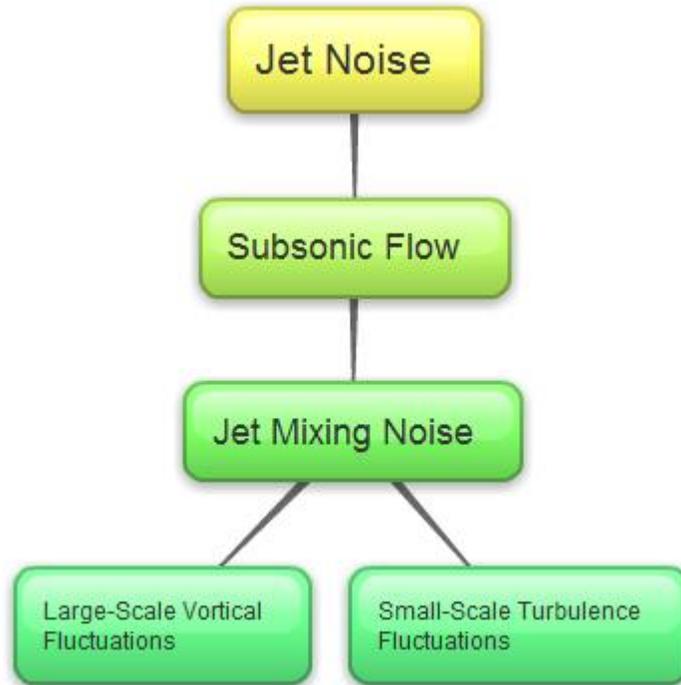
A pesar de los grandes avances que se han hecho en la reducción de ruido en la tobera; los modernos motores turbofan de alto índice de derivación aún siguen contribuyendo cerca del 50 por ciento del ruido total que entrega una aeronave en su fase de despegue[2]. Por esta razón, el ruido en la tobera permanece como el tema más ferviente en el área de la investigación Aeroacústica desde el establecimiento de esta en los años cincuenta y también por eso es la razón de ser y la columna vertebral de este proyecto de consulta y estudio.

La principal dificultad en la predicción de ruido en la tobera es la falta de fórmulas teóricas que sean concisas para describir las fluctuaciones turbulentas presentes en el chorro de salida de la tobera (Jet Flow/Jet PLume). Es por esta razón que **las teorías que presentan y tratan sobre el principio de ruido en la tobera aún están en sus primeras etapas**. Sin embargo los mecanismos básicos envueltos en la generación de sonido fueron establecidos desde los inicios del estudio de la Aeroacústica gracias a la analogía acústica de Sir James Lighthill.

1.5.3. Ruido en régimen subsónico

En flujos de chorro subsónico se cree que las turbulencias a pequeña escala son la fuente dominante de ruido. Ya que las mediciones que se han hecho de turbulencias de gran escala y de ondas inestables en grandes rangos de números de Reynolds; se ha observado que no poseen una fuente aeroacústica efectiva. Sin embargo aun así juegan un rol indirecto pero crucial en la generación de ruido que es el intercambio y mezcla de las turbulencias provocando un mayor esparcimiento del chorro en el ambiente.

Figura 3: Fuentes de ruido en flujo subsónico



Fuente: Autor

1.5.4. Ruido en régimen supersónico

En flujos de chorro supersónico aunque las evidencias científicas obtenidas empíricamente aún son difíciles de esclarecer, se muestra que las turbulencias de pequeña y gran escala cambian sus roles; por ende las turbulencias de gran escala y las ondas inestables se convierten en una fuente de ruido efectiva.

Cabe destacar que las características que poseen las fluctuaciones turbulentas de pequeña escala es que concuerdan con los modelos predictivos basados en la teoría de analogía acústica. Los cuales describen los comportamientos de la generación de “ruido mezclado” (mixing noise) en chorros subsónicos.

El mismo principio está presente en los chorros supersónicos, con la diferencia que otros fenómenos lo gobiernan en este caso. La convección de ondas inestables a velocidades supersónicas son las responsables para la generación de Ondas Mach (Mach Waves). Adicionalmente, cuando las celdas de choque (Shock Cells) están presentes en el chorro la interacción entre las perturbaciones de la capa de corte (Shear layer) y las ondas de choque generan un ruido asociado con el ancho de banda del choque (**Broadband shock associated noise ó BSAN**).

Finalmente, perturbaciones de presión asociadas con la propagación de ondas de choque hacia arriba pueden ocasionar ondas inestables en el shear layer a través del borde de la tobera provocando una retroalimentación generando lo que se conoce como “screech noise “.

1.5.4.1. Radiación de onda Mach (Mach Wave Radiation)

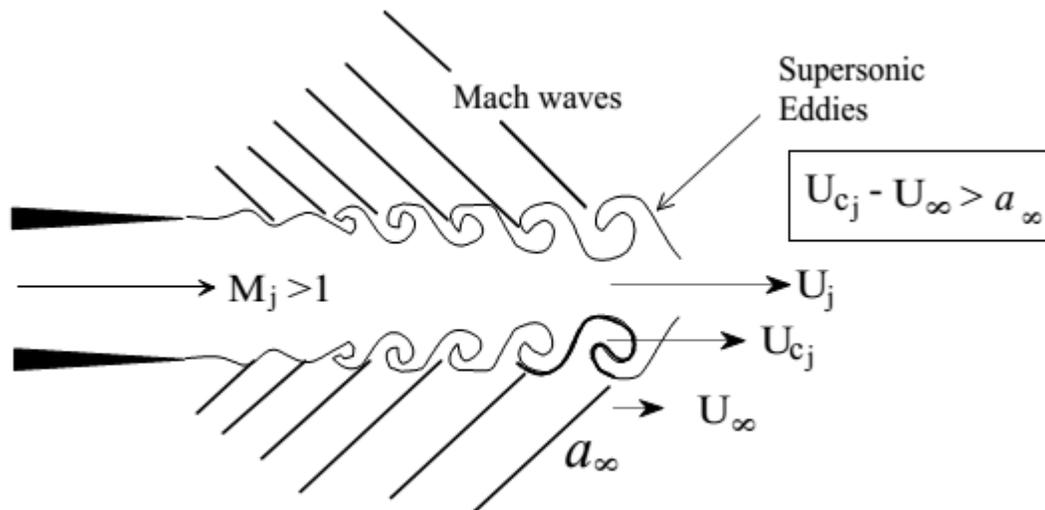
En chorros de alta velocidad la fuente de ruido dominante es la radiación de onda Mach. Las ondas Mach son ondas de choque generadas por el movimiento supersónico de remolinos turbulentos relativos al aire circundante. Una regla empírica ha demostrado que la velocidad de estos remolinos es del 80% de la velocidad de salida de la tobera. Por ejemplo, si la velocidad del chorro se encuentra a unos 700 m/s; la velocidad de los remolinos estaría cercana a los 560 m/s. Esto es 1.6 veces la velocidad del sonido a nivel del mar y en condiciones estándar. Así que en esencia los remolinos se convertirían en “Balas” viajando a Mach 1.6 creando con ellos un sistema intenso de choques que propagan ruido a distancias muy lejanas[3].

Si se rodeara el chorro con un flujo secundario (Coflow) se puede reducir la velocidad relativa de los remolinos (Velocidad de remolino relativa al Coflow) a valores subsónicos. Por ejemplo si la velocidad del segundo flujo fuera suministrada unos 300 m/s los remolinos sentirían un movimiento relativo de $560 - 300 = 260$ m/s volviéndose menor a la velocidad del sonido e incluso a la del segundo flujo. Esto

evita la formación de choques. También es preciso asegurarse de que el Coflow no cree sus propios remolinos y por ende Ondas Mach es por eso que el diseño para el Coflow tendrá un límite de velocidad que tampoco debe exceder el Mach 1 [4]. Esta es la razón de porque los motores turbofan han tenido un gran aporte en la reducción de ruido, aunque dadas las demandas actuales que requieren motores mucho más potentes para propulsar aeronaves de gran tamaño hacen que las demandas de empuje (velocidad y cantidad de masa de aire) también aumenten. Hacen que la tarea de mantener operaciones en régimen subsónico sea más difícil.

Las ondas Mach son una fuente de ruido dominante las cuales hacen al chorro supersónico mucho más ruidoso que el subsónico, estas Ondas Mach son ondas de presión generadas por el movimiento supersónico de remolinos turbulentos (presentes en el shear layer y conocidos como Large-Scale Turbulence) con respecto al aire circundante.

Figura 4: Radiación Mach



Fuente: Mach Wave Eliminations in Supersonic Jets[5]

Dónde:

U_j = Velocidad de chorro (Potential Core)

U_{cj} = Velocidad de los remolinos (Shear Layer)

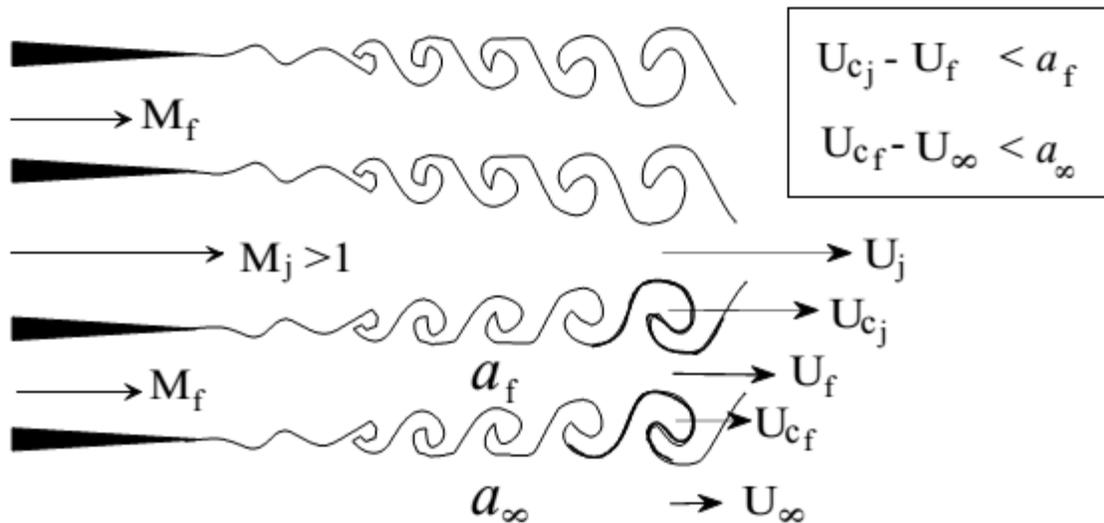
U_∞ = Velocidad del aire circundante

a_∞ = Velocidad del sonido según el aire circundante

$$0.8 * U_j = U_{cj} \quad (1.4)$$

$$M_{cj} = \frac{U_{cj} - U_\infty}{a_\infty} \quad (1.5)$$

Figura 5: Principio de Eliminación de Ondas Mach



Fuente: Mach Wave Eliminations in Supersonic Jets[5]

$$M_{cj} = \frac{U_{cj} - U_f}{a_f} \quad (1.6)$$

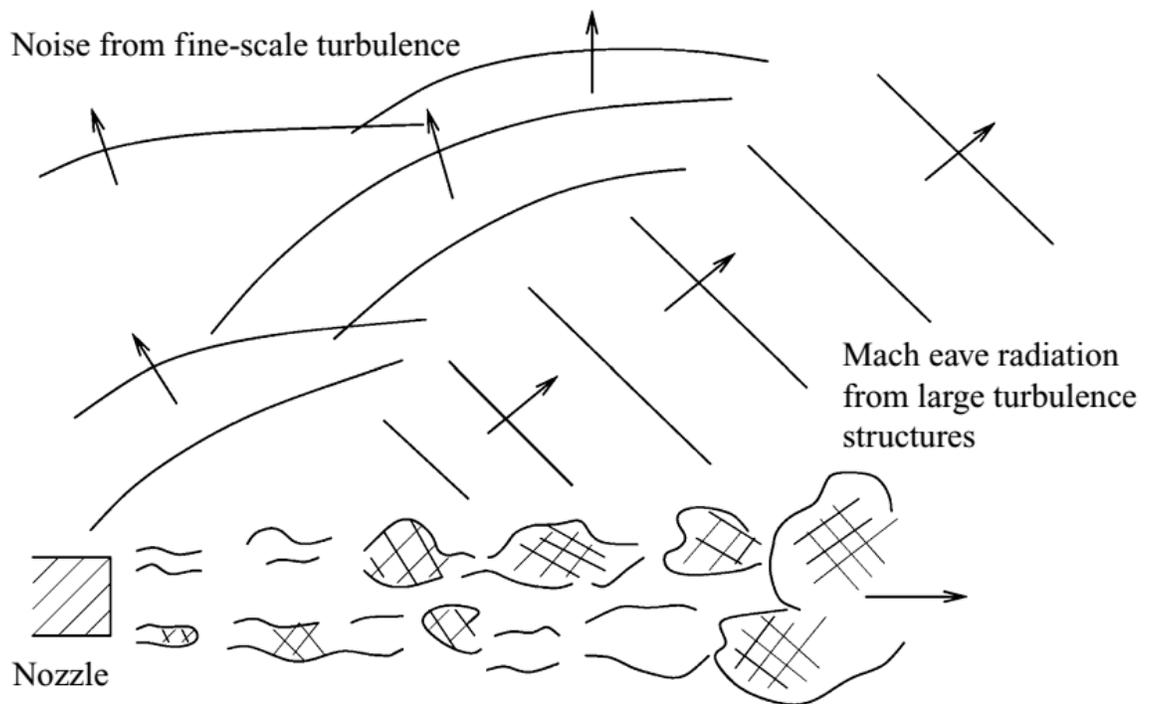
$$M_{cf} = \frac{U_{cf} - U_\infty}{a_\infty} \quad (1.7)$$

En los análisis j representa las propiedades del chorro, f las propiedades del Coflow y ∞ representa las propiedades del ambiente, El símbolo U representa la velocidad de flujo y U_c la velocidad convectiva de los remolinos.

Desde que todos los remolinos adopten un movimiento subsónico con respecto al aire circundante ya sea el Coflow o el ambiente exterior, no se generaran ninguna onda Mach y por lo tanto no habrá radiación de esta en el campo distante. En otras palabras se requiere que $M_{cj} < 1$ y $M_{cf} < 1$.

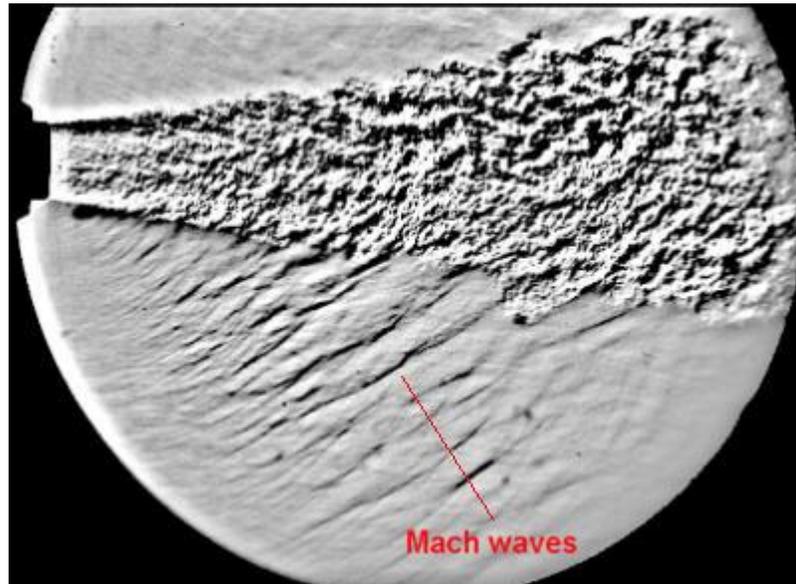
Figura 6: Fuente de las ondas ó radiación Mach

C. K. W. Tam, K. Viswanathan, K. K. Ahuja and J. Panda



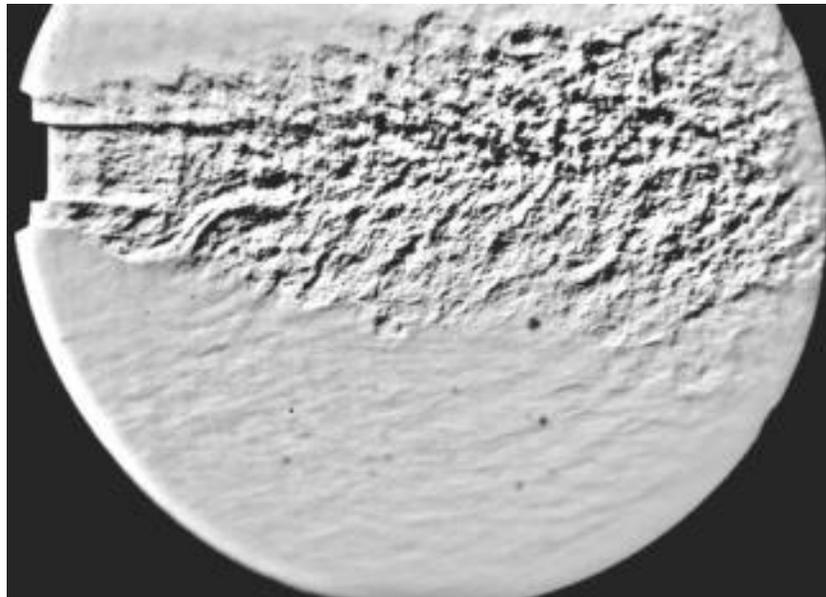
Fuente: C. K. W. Tam, K. Viswanathan, K. K. Ahuja and J. Panda[6]

Figura 7: Un chorro a Mach 1.5 donde las ondas Mach son visibles



Fuente: http://supersonic.eng.uci.edu/mwe/mwe_principle.htm[3]

Figura 8: Mismo chorro rodeado por un Coflow donde las ondas Mach prácticamente desaparecieron.

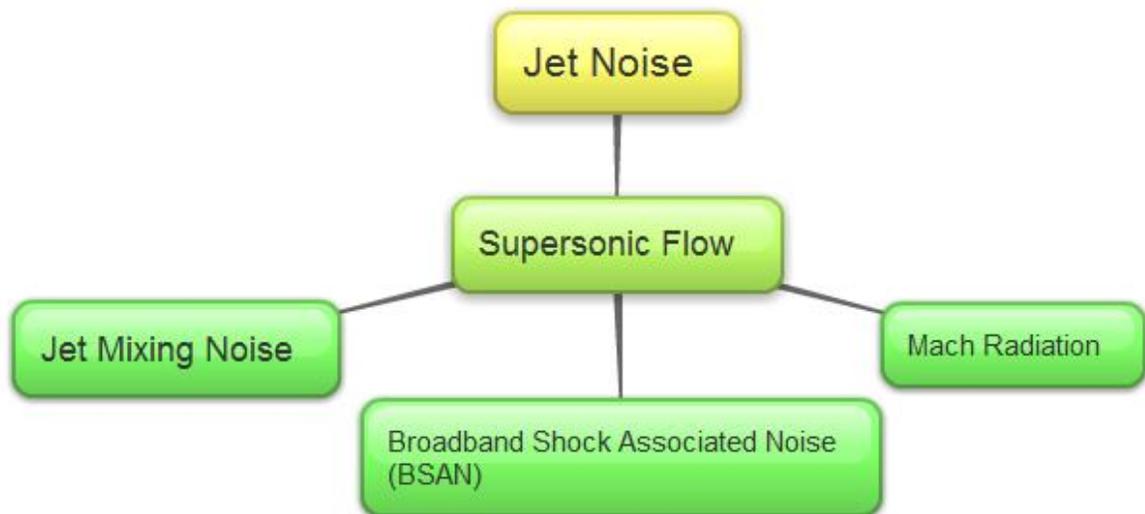


Fuente: http://supersonic.eng.uci.edu/mwe/mwe_principle.htm[3]

1.5.4.2. *Broadband shock associated noise (BSAN)*

El fenómeno BSAN aparece cuando el chorro opera en condiciones supersónicas y se caracteriza por la aparición de múltiples picos de banda ancha en el campo lejano (Far-field) y a menudo es fuente de ruido dominante en direcciones perpendiculares y hacia arriba respecto al eje del chorro (Jet Axis). El BSAN se forma debido a las interacciones de las turbulencias a gran escala que se encuentran en la capa de corte o capa de mezcla (shear layer ó también conocido como Mixing layer o Mixing Region) con las celdas de choque (Shock Cells) que se encuentran dentro del núcleo potencial (Potential Core). Se ha observado que el BSAN a distancias lejanas (Far-field) aparecen picos de banda espectrales en ángulos relativamente grandes respecto al eje del chorro. Estudios han demostrado que estos picos son una función del espaciado de las celdas de choque y la velocidad de convección que se encuentra en el Shear layer.

Figura 9: Fuentes de Ruido en Flujo Supersónico

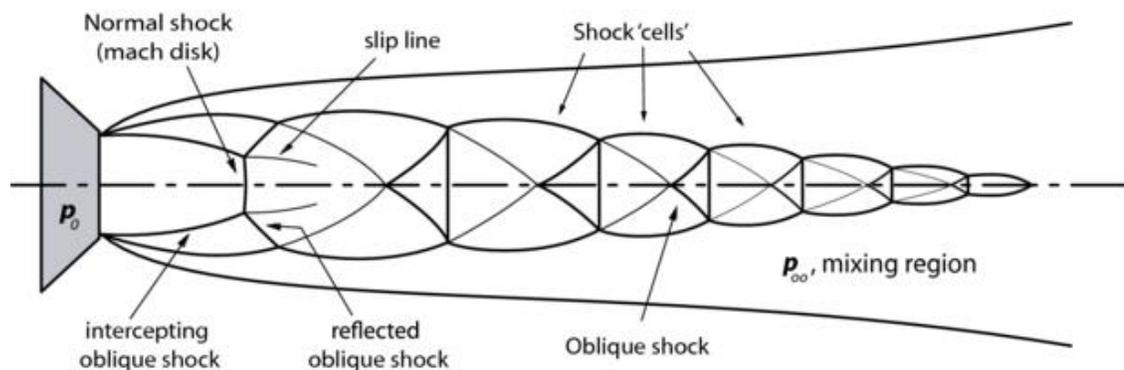


Fuente: Autor

1.5.5. Componentes del Jet Flow/Jet Plume

Al momento de salir de la tobera, el chorro causado por la propulsión (Jet Flow) forma ondas de choque estacionarias (Oblique Shock) que convergen y divergen varias veces o lo que también se refiere como la expansión y compresión del chorro, formando múltiples celdas de choque (Shock Cell) que cuyas dimensiones influyen en la generación de ruido Aero-acústico.

Figura 10: Jet Plume Diagram



Fuente: <http://iopscience.iop.org/0957-0233/24/2/024005> Ultra-high-speed tomographic digital holographic velocimetry in supersonic particle-laden jet flows

1.5.5.1. Celdas de Choque

Son formadas por ondas de choque oblicuas que estas a su vez se forman por los cambios de presión que hay entre el chorro y el ambiente.

1.5.5.2. Diamante de choque (Mach Disk)

El diamante de choque o disco de Mach; se forma bajo las mismas condiciones que las celdas de choque, básicamente los diamantes de choque separan a las celdas de choque entre sí.

El primer diamante de choque se le conoce como choque normal (normal shock) y el espacio que hay entre este y la salida de la tobera se le conoce como **la zona de silencio**. Esta distancia puede ser aproximadamente calculada mediante la ecuación:

$$x = 0.67D_0 \sqrt{\frac{P_0}{P_1}} \quad (1.8)$$

Donde x es la distancia de la zona de silencio, D_0 es el diámetro de la tobera, P_0 es la presión del chorro y P_1 es la presión atmosférica.

La razón de la presión del chorro y la atmosférica es el mismo régimen de presión o NPR (Nozzle Pressure Ratio).

$$x = 0.67D_0 \sqrt{NPR} \quad (1.9)$$

1.6. TECNICAS ACTIVAS Y PASIVAS DE REDUCCION DE RUIDO

En orden de mitigar la generación de ruido en motores a reacción, varias técnicas de control de flujo activas y pasivas se han desarrollado y probado en los últimos años. Las técnicas pasivas se logran mediante el estudio morfológico de la tobera mientras que las técnicas activas se logran agregando masa o energía al chorro (Jet Plume) para afectar la composición del flujo y así crear una nueva composición del mismo. El control activo está dividido en dos categorías: de Bucle abierto (Open-Loop) y de Bucle cerrado (Close-Loop). El de Bucle abierto su activación o funcionamiento se basa en una ley determinada o un fenómeno presente en el chorro del cual se tiene certeza para así poder modificarlo. En los controles de bucles cerrados se trata de una técnica digitalizada que se basa en sensores y mediciones en tiempo real del flujo para su respectivo control del mismo. Solo las técnicas de Bucle abierto han sido exitosamente probadas en la reducción de ruido. El concepto básico detrás de las técnicas de control pasivo es el realce del chorro (Jet mixing) a través de la generación de corrientes de aire con vórtices. Y el mismo

concepto es aplicado para los controles de bucle abierto que operan con inyecciones de energía o masa estable dentro del chorro propulsivo, o también inyecciones de pulso que funcionan en frecuencias mucho más bajas que las frecuencias inestables que se encuentran dentro del chorro propulsivo. Cuando los controles activos están operando dentro del rango de las frecuencias de inestabilidad de flujo, los mecanismos de reducción de ruido están íntimamente relacionados con la eficiencia aeroacústica de los vórtices presentes en el chorro, los cuales a lo último actúan como atrayentes de energía cinética turbulenta[2].

1.6.1 Microjet injection (técnica activa)

Esta técnica es aplicada para reactores supersónicos donde aparecen fenómenos que no están presentes en los reactores comerciales de régimen subsónico; por lo tanto es una técnica que tiene mayor aplicación en el campo militar.

Básicamente esta técnica consiste en montar un dispositivo a la salida de la tobera que consisten en una serie de boquillas que rodean la misma e invadirán el chorro principal con sus propios chorros afectando los gradientes de velocidad que generan las típicas formaciones tales como la celda de choque, el disco de Mach, el shear layer etc. Tiene sus desventajas en cuestión del montaje en sí mismo del dispositivo dispersor de ruido (boquillas) pero a pesar de ello este método da unas reducciones de ruido notables. Por ejemplo en particular se han utilizado inyectores de agua ampliamente para reducir grandes fluctuaciones de presión que ocurren en los chorros supersónicos así como en las ondas de explosión generados en la ignición de motores de cohete de combustible sólido (Solid Propellant Rocket) de las lanzaderas espaciales. Estudios experimentales demuestran claramente que la inyección de agua afecta significativamente la estructura de las celdas de choque con una consecuencia benéfica sobre el ruido asociado a las ondas de choque (BSAN) y no solo muestra reducción en el BSAN sino también en la radiación de ondas mach (Mach Wave Radiation)

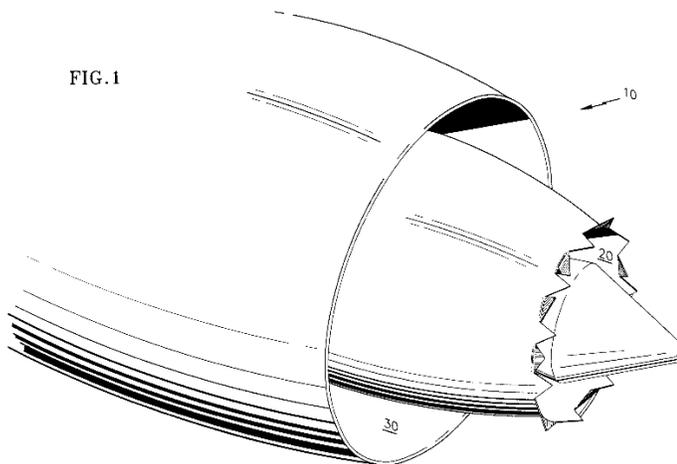
1.6.2 Tobera Distribuida (Distributed Nozzle)

Este concepto está basado en la idea del contenido espectral del ruido puede ser alterado drásticamente dividiendo el chorro propulsivo (Jet Plume) en varios chorros mucho más pequeños y cada chorro genera un ruido de alta frecuencia lo cual resulta ser beneficioso, ya que la absorción atmosférica es mucho más efectiva para frecuencias altas.

1.6.3 Tobera de pestañas (Tabbed Nozzle)

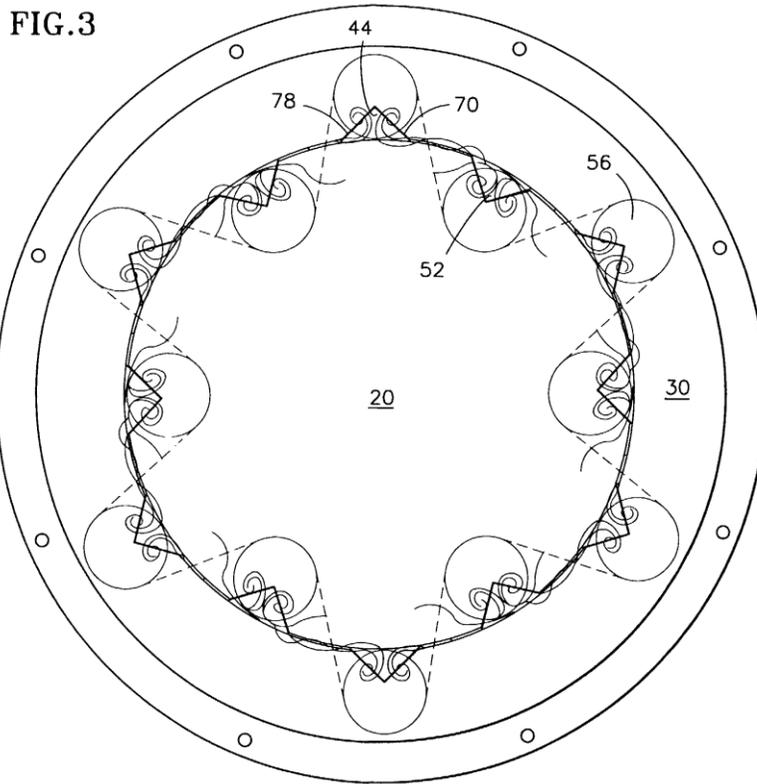
Esta técnica consiste en tener una serie de pestañas triangulares unos dirigidos hacia el centro, otros hacia afuera y otros paralelos o continuos con el ducto de la tobera; con el fin de generar vórtices y comprometer la mezcla de aire que proviene del Fan con la que proviene de la turbina (Cold and Hot mixing Flow) aunque se ha visto perdidas de empuje con esta configuración.

Figura 11: Vista general de la Tobera de Pestaña



Fuente: Tabbed Nozzle for Jet Noise Suppression - John K.C. Low, Douglas C. Mathews

Figura 12: Vista frontal de la generación de Vórtices en cada pestaña



Fuente: Tabbed Nozzle for Jet Noise Suppression - John K.C. Low, Douglas C. Mathews

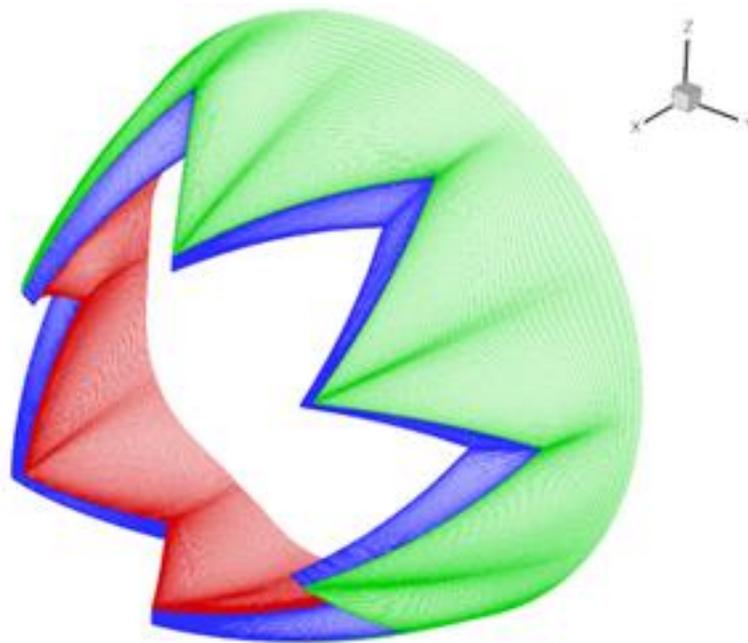
1.6.4 Tobera Chevron (técnica pasiva)

Con esta técnica se han llevado a cabo estudios en regímenes subsónicos en su mayoría, pero también en velocidades cercanas a Mach 1.3 dando resultados prometedores; y al ser un dispositivo pasivo su manufactura y ensamble son más fáciles dándole una amplia aplicación en la aviación civil.

Esta técnica consiste en hacer una serie de dientes (chevrons) en el borde de la tobera; con esta configuración en la salida de la tobera se consigue alterar el flujo de salida.

Esta configuración es actualmente la última innovación tecnológica en reducción de ruido para motores de medio y alto índice de derivación. Básicamente los dientes generan vórtices que aumentan el mixing Jet y por consiguiente reduce la longitud del chorro (Jet Plume) con tan solo una pequeña y aceptable pérdida de empuje. Razones por las cuales esta configuración es el candidato de estudio más atractivo actualmente.

Figura 13: Configuración de una tobera tipo Chevron



Fuente: <https://www.tacc.utexas.edu/news/feature-stories/2009/quieting-the-jets-roar>

El tema de investigación que abarca las toberas chevron básicamente es la optimización de ciertas variables como lo son:

- Numero de Chevrones (Chevron Count)
- Angulo de penetración (Taper Angle)
- Longitud del chevron
- Simetría del chevron

Las variaciones de estas variables en algunos casos son muy notables al momento de la medición de ruido. Por ejemplo el número de chevrones determina el espacio azimutal entre los vórtices que se generarán a la salida de la tobera, mientras que el ángulo de penetración que puedan tener cada uno de los chevrones controla la fuerza con la que salen estos vórtices axiales [7].

1.6.4.1 Número de chevrones

Los vórtices axiales se generan en la punta del chevron y aportan una buena cantidad de ruido es por eso que encontrar el número óptimo de chevrones es relevante.

Estudios realizados por P.S Tide y K. Srinivasan sobre la eficiencia acústica de varias toberas con diferentes números de chevrones demostraron que varían drásticamente unas de otras; ellos pusieron a prueba toberas de 4, 6, 8, y 12 chevrones y las compararon con una tobera sin chevrones (tobera convencional) como su línea de base, y dieron con resultados muy interesantes; encontraron que la tobera chevron-8 es la más silenciosa de todas y que la tobera chevron-4 es mucho más ruidosa que la tobera convencional en ciertos regímenes de presión; para ser exactos en un rango de velocidades del número Mach mayores a 0.9 y menores a 1.2.

1.6.4.2 Ángulo de penetración

El ángulo de penetración es la inclinación que tendrá el chevron hacia el centro del diámetro de la tobera dando así un segundo diámetro discontinuo compuesto únicamente por las puntas de los chevrones.

Según los estudios de P.S Tide y K. Srinivasan el ángulo de penetración es eficiente en regímenes de presión altos mas no en bajos.

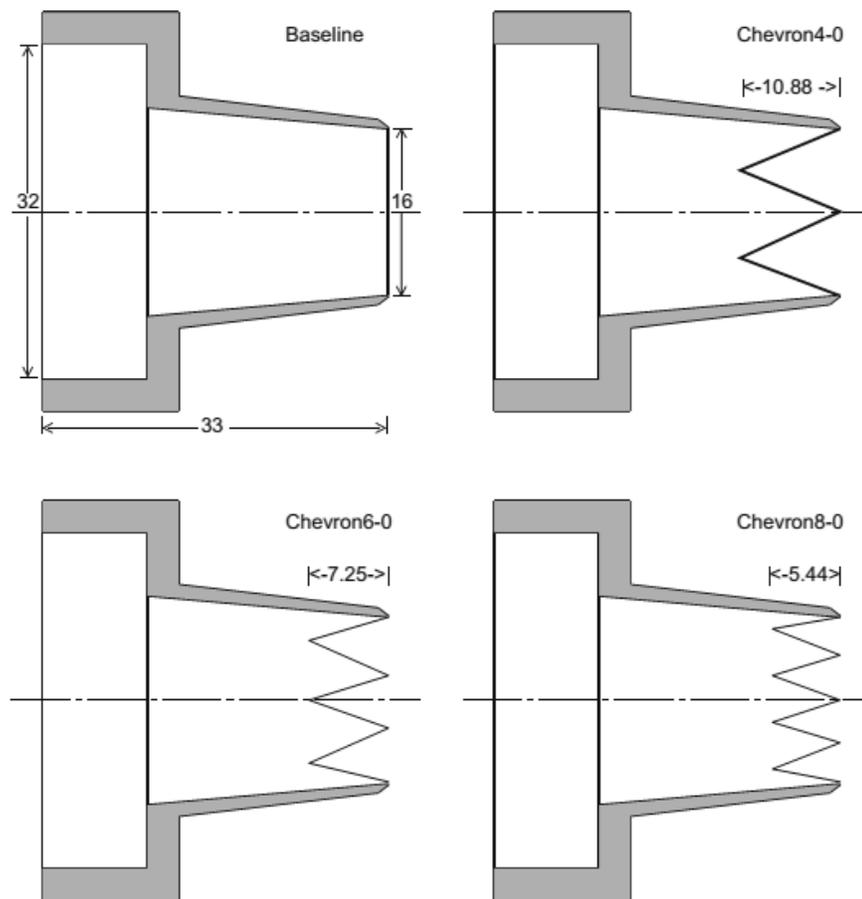
Con lo anterior se podría pensar que para que haya una mejor atenuación acústica en operaciones de tierra la tobera chevron debería tener un ángulo de penetración

alto. Ya que los motores operan en modo cerca al ralentí cuando se encuentran en tierra y es el momento cuando el NPR es alto.

1.6.4.3 Longitud y simetría del Chevron

La longitud del chevron (de la raíz a la punta) es completamente dependiente de la simetría del mismo por supuesto y este a su vez influirá en el espacio azimutal entre estos dependiendo que tan agudo o chato sean, se ha visto que la longitud influye en el empuje.

Figura 14: Toberas con distintos números de chevrones sin ángulo de penetración



Fuente: Effect of chevron count and penetration on the acoustic characteristics of chevron nozzles - P.S. Tide, K. Srinivasan Department of Mechanical Engineering, Indian Institute of Technology Madras, Chennai 600036, India[7].

1.6.4.4 Estructura del chorro (JET PLUME) con la configuración chevron

Estudios hechos por P.S. Tide, K. Srinivasan[7] han mostrado que el incremento de la longitud de la celda de choque es directamente proporcional al NPR y que la tobera chevron-4 (la más ruidosa) tenía las celdas de choque con mayor longitud; comparada con las toberas de 6 y 8 chevrones. También cabe destacar que el incremento del ángulo de penetración reduce la longitud de la celda de choque es por eso que el ángulo de penetración es eficiente en un NPR alto como se mencionó anteriormente.

También se mostró que la fuerza de las ondas de choque oblicuas se reduce en la tobera chevron-8.

2. ECUACIONES DE GOBERNACION DE FLUJO

Actualmente las ecuaciones que gobiernan la dinámica de fluidos son las ecuaciones de Navier-Stokes que consisten en cinco ecuaciones; una ecuación describe la conservación de masa, tres describen la conservación de momento, (Una por cada dirección) y una describe la conservación de energía.

$$\frac{D\rho}{Dt} = \frac{\partial\rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho u = 0 \quad (2.1a)$$

$$\frac{D\rho u}{Dt} = \frac{\partial\rho u}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho uu) = -\nabla p + \nabla \cdot (\mu \nabla u) + f \quad (2.1b)$$

$$\frac{D\rho e}{Dt} = \frac{\partial\rho e}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho ue) = -\nabla p u + \nabla \cdot (\mu u \nabla u) - \nabla q \quad (2.1c)$$

Donde $\frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + u \nabla$ es conocido como derivada material, y donde p, ρ, e son presión, densidad y energía específica total respectivamente. Los componentes de velocidad

están incorporados en u y el símbolo ∇ es el operador nabla el cual está definido como:

$$\nabla = \left(\frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z} \right) \quad (2.2)$$

De acuerdo al régimen de Mach bajo, se puede considerar que el flujo es incompresible lo que resulta en una constante es decir una densidad homogénea a través de todo el dominio. Asumir la ausencia de fuerzas externas, tal como la gravedad y fuerzas de algún cuerpo ajeno, dan como resultado la forma más simple en la que se puede presentar las ecuaciones de Navier-Stokes. Además no se espera que la temperatura tenga influencia sobre el campo de la dinámica de flujo. Por lo tanto solo cuatro variables permanecen (los componentes de velocidad y la presión), y ya que se puede omitir la ecuación de energía se da como resultado:

$$\nabla * u = 0 \quad (2.3a)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \nabla * (uu) = -\frac{\nabla p}{\rho} + \nabla * (v\nabla u) \quad (2.3b)$$

Donde el último término de la ecuación corresponde al esfuerzo viscoso $\nabla\tau$.

3. MODELOS ANALÍTICOS

Desde la publicación de la primera teoría aeroacústica de Lighthill en 1952 hasta principios de los años 70, la mayoría de los trabajos analíticos sobre el ruido en la tobera (Jet Noise) eran enfocados con la analogía acústica de Lighthill.

El primer resultado de la teoría de Lighthill era la llamada “Octava ley de potencia” (Eighth Power Law) que trata de la intensidad de ruido contra la velocidad del chorro. Esta ley fue confirmada a través de extensivas pruebas experimentales. Además mejoras analíticas de la teoría de Lighthill fueron enfocadas principalmente para el movimiento de flujo en el chorro.

A inicios de la década de los 70 se observó que las predicciones de Lighthill no eran uniformemente validas en su totalidad. Esto trajo la necesidad de modelos alternativos para la generación y propagación de sonido dentro del chorro (Jet Plume)

3.1. ANALOGIAS ACÚSTICAS

Como ya se mencionó previamente las técnicas de analogías acústicas fueron establecidas por Lighthill M. J. en 1952 y desde entonces se han utilizado para múltiples problemas aeroacústicos. La idea básica detrás de una analogía es re-escribir las ecuaciones Navier-Stokes, las cuales a su lado izquierdo se establece algún operador de onda y al lado derecho está establecida la fuente. Debido algunas limitaciones, el modelo de lighthill se ha modificado para que pueda aplicar en más problemas generales. A continuación se discutirá el modelo y sus derivaciones[8].

3.1.1. Analogía acústica de Lighthill

Lighthill obtuvo su función escalar con respecto a la variable acústica ρ tomando el tiempo derivado de la ecuación de continuidad (2.3b) y substrayendo la divergencia de la ecuación de momento. Vale la pena resaltar nuevamente que se ha asumido la ausencia de fuerzas externas. Agregando el término $-c_0^2 \partial^2 \rho / \partial x_i \partial x_i$ a ambos lados de la ecuación; la convierte en la famosa ecuación de Lighthill:

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (3.1)$$

Donde T_{ij} es el tensor de lighthill definido como:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p - c_0^2 \rho) \delta_{ij} - \tau_{ij} \quad (3.1b)$$

La ecuación (3.1) contiene el fenómeno de la propagación a su lado izquierdo; siempre y cuando el tensor de Lighthill se considere como un cuadrupolo dando como resultado una ecuación de onda no homogénea, sin embargo solo es aplicable para ondas ordinarias, es decir no es aplicable para otro tipo de ondas como las isotrópicas.

3.1.2. Analogía de Curle: la influencia de los límites sólidos

Esta es una extensión de la Analogía de Lighthill, la diferencia de esta es que incorpora la presencia de fronteras sólidas y por ende da la generación de ruido por medio de dos contribuciones o fuentes:

1. Cuadrupolos, (Lighthill) los cuales están presentes en las cercanías de los límites sólidos.
2. Dipolos generados por la fluctuación de fuerzas aerodinámicas generadas por la interacción del fluido con el límite sólido ya sea un obstáculo o superficie.

La contribución adicional de esta analogía se refleja en el nuevo término $\partial f_i / \partial x_i$ que se agrega al lado derecho de la ecuación (3.1). Se sabe que en números Mach bajos; los dipolos son fuentes de ruido más efectivas que los cuadrupolos. Las superficies reflejan y difractan el sonido irradiado cambiando sus características de onda. Por consiguiente el campo acústico es calculado tomando como fuente de ruido a los dipolos únicamente, y omitiendo las influencias de los cuadrupolos.

La solución general para la ecuación de onda no homogénea (3.1) en un dominio encerrado es:

$$\rho' = \frac{1}{4\pi c_0^2} \int_V \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial_i \partial_j} \frac{1}{|X - Y|} dV + \frac{1}{4\pi} \int_S \left\{ \frac{1}{r} \frac{\partial \rho}{\partial n} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial r}{\partial n} \rho + \frac{1}{c_0 r} \frac{\partial r}{\partial n} \frac{\partial \rho}{\partial t} \right\} dS(Y) \quad (3.2)$$

En la ecuación (3.2) todas las cantidades $\frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial_i \partial_j}$, $\frac{\partial \rho}{\partial t}$, ρ , $\frac{\partial \rho}{\partial n}$ son evaluadas en tiempos retardados $t - r/c_0$. El parámetro $r = |X - Y|$ donde X y Y son la ubicación del observador y la fuente de ruido respectivamente. Nótese que n es el vector normal hacia el exterior desde el fluido. La primera integral del (3.2) es el volumen total externo del límite sólido mientras que la segunda integral se refiere a la superficie

de la misma. Debido a la complejidad de la eq (3.2); Curle la ha re-escrito en una forma mucho más aplicable.

$$\rho(X, t) = \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_V \frac{T_{ij}}{r} dV(V) - \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial}{\partial x_i} \int_S \frac{n_j}{r} (p\delta_{ij} - \tau_{ij}) dS(Y) \quad (3.3)$$

3.1.3. Analogía Ffowcs Williams y Hawkings

Una analogía mucho más avanzada que la Lighthill y Curle fue establecida en 1969 por **Ffowcs Williams y Hawkings** que al contrario de la anterior analogía donde un límite sólido en modo estacionario es asumido, esta analogía puede tener en cuenta el movimiento arbitrario de un límite sólido. Las aplicaciones típicas para esta analogía es en la predicción de ruido de Fans, palas de helicópteros, hélices y turbinas de gas.

3.2. AEROACÚSTICA COMPUTACIONAL (CAA)

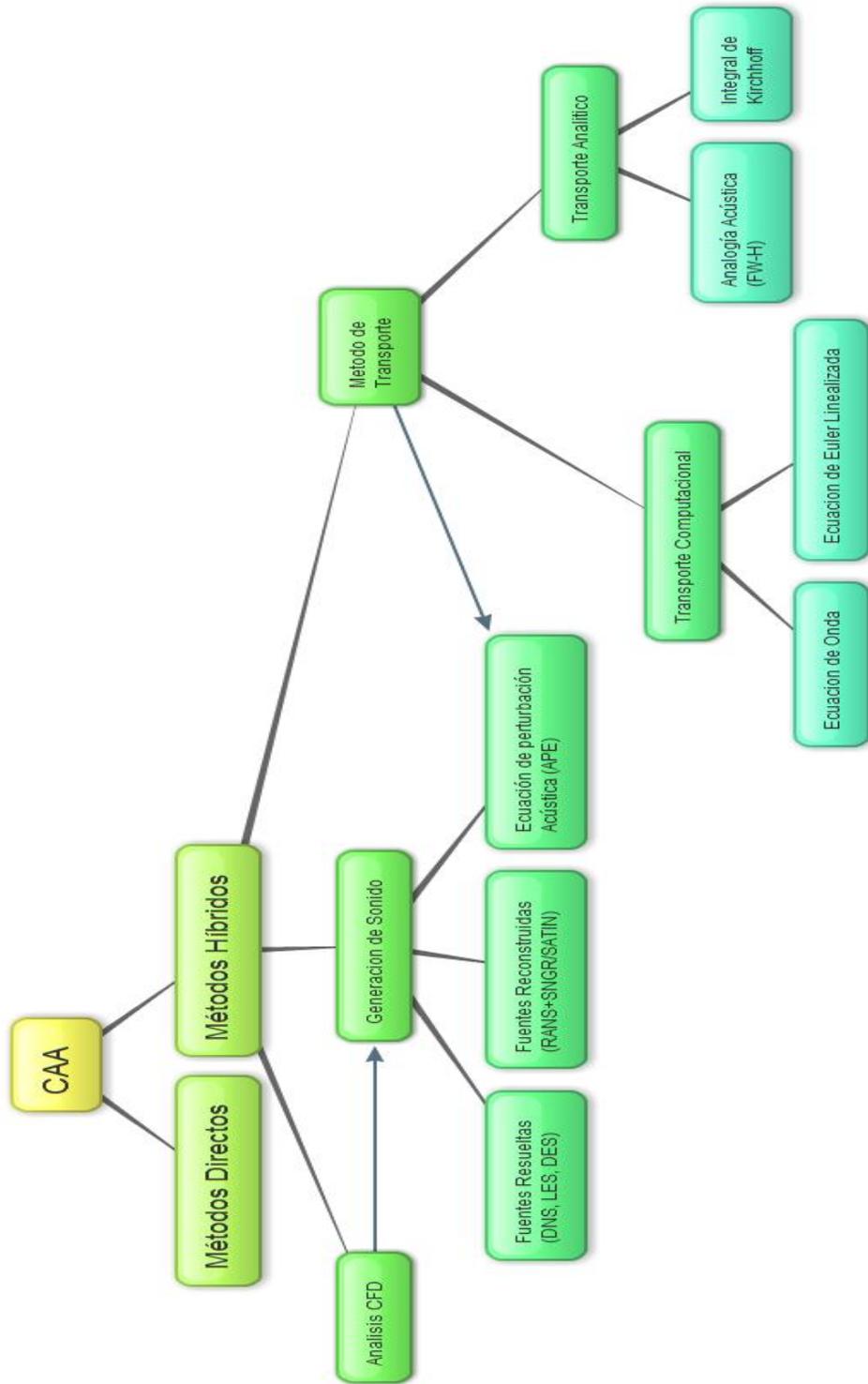
En recientes años la aeroacústica computacional se ha desarrollado rápidamente gracias a la disponibilidad de computadoras de gran potencia operacional y la mejora de métodos numéricos. La simulación numérica directa (Direct Numerical Simulation - **DNS**) da información detallada de la fuente de campo y nos trae una posibilidad de mejorar el conocimiento respecto al proceso de generación de sonido[9].

Ya que la aeroacústica se define como el estudio del ruido ya sea generado por el movimiento de fluidos turbulentos o la interacción de fuerzas aerodinámicas con ciertas superficies, esta se encuentra muy ligada a los estudios aerodinámicos los cuales son abarcados por la dinámica de fluidos computacionales o **CFD** (Computational Fluid Dynamics) que se encarga en comprender los fenómenos de movimiento de los fluidos alrededor de cuerpos y superficies teniendo en cuenta

variables como velocidad, presión, viscosidad, densidad etc. Las cuales también son tenidas en cuenta en la generación de ruido del mismo movimiento.

Básicamente el comportamiento dinámico dentro de un chorro comienza generándose por las variaciones de presión y temperatura con la que se encuentra el flujo de aire al momento de salir de la tobera las cuales son variaciones muy notables dando como resultado la presencia de turbulencias; métodos computacionales enfocados al estudio de este tipo de fenómenos turbulentos tales como la técnica **LES** (Large Eddy Simulation) y la técnica **RANS** (Reynolds Average Navier-Stokes) ha dado buenos resultados. Una visión general a lo que concierne a la CAA se muestra en la Figura 15.

Figura 15: Vista general de la aeroacústica computacional



Fuente: Autor

3.2.1. Principio del método LES

La teoría básica y la idea del método LES fueron formuladas por Smagorinsky, J (1963). De acuerdo con la teoría de Kolmogorov, las escalas grandes (Large Scale) las cuales contienen la mayoría de la energía y realiza la mayoría del movimiento y transporte de la misma, son las más importantes y son calculadas directamente. Las pequeñas escalas (Small Scale) las cuales se asume que se comportan de una manera uniforme son modeladas fácilmente esto es en esencia el principio LES. Dicho de otra forma el principio LES declara que las escalas grandes contienen la mayoría de la energía mientras que las escalas pequeñas solo contribuyen una pequeña fracción de la energía total. Para mayor entendimiento La ley de Kolmogorov se define así:

$$E(k) = C_k \epsilon^{2/3} k^{-5/3} \quad (3.4)$$

Donde C_k es una constante con un valor igual a 1.5 ϵ es el régimen disipación de energía y k el número de onda. Un espectro de energía puede ser dividido en aproximadamente tres subregiones:

1. La primera región se caracteriza por grandes remolinos (Large Eddies) los cuales contienen la mayoría de la energía y son suplidas por las dimensiones de las escalas (lenght scale) denotadas por el número de onda k .
2. La segunda región contiene remolinos los cuales se rigen por la ley de Kolmogorov y esta región es conocida como el subrango inercial (Inertial subrange) La región está dominada por escalas en transición es decir por una energía que se transfiere desde las grandes hacia las pequeñas escalas.
3. La última región es el rango disipativo y contiene escalas muy pequeñas. El comportamiento de los remolinos es dominado por la transferencia de viscosidad y energía que provienen de las escalas grandes, Se puede asumir

que no dependen de las escalas grandes y por lo tanto no influyen en la geometría de las fronteras o capas.

3.2.2. LOS RETOS DE LA SIMULACION CAA

Puede que la simulación sea uno de los grandes avances en cuestión de predicción de fenómenos a un bajo costo pero la demanda en cuestión de “poder computacional” aún sigue siendo excesiva. Por esta razón debido a que personas interesadas en el campo de estudio pero que no tienen el modo de acceder a un Cluster de procesadores; han desarrollado la introducción de métodos híbridos para alivianar la carga computacional de computadoras tradicionales como las computadoras de escritorio.

3.2.3. METODOS HIBRIDOS EN SIMULACIONES CAA

A diferencia de los métodos directos; la región de simulación para los métodos híbridos no apunta a capturar el campo de sonido irradiado al campo lejano (Far-field) directamente pero se vale de un segundo cálculo para la predicción de propagación acústica[10].

Con el fin de reducir el esfuerzo computacional; existen una variedad de métodos que extienden los datos del campo acústico cercano (near-field acoustic data) a distancias remotas. Una extensión del dominio puede llevarse a cabo utilizando un mejor enmallado que sea adecuado para la propagación acústica en el campo lejano (Far-field), por ejemplo un enmallado cartesiano uniforme. En el dominio extendido un simple ajuste de las ecuaciones de gobernación tal como las ecuaciones linealizadas de Euler (Linearized Euler Equations - LEE) o la ecuación de onda acústica pueden ser utilizadas en vez de las ecuaciones no lineales de **Navier-Stokes**. La estrategia de unión simplifica en este caso la transferencia de información acústica desde un dominio a otro[10].

Un especial cuidado es necesitado para asegurarse de una transferencia precisa y estable de la información en la interface de la malla (Freund et al. 1993). Debido al esfuerzo computacional que se necesita para obtener resultados precisos de la fuente del dominio se ha extendido un dominio que opera con LES y LEE (from LES to LEE method). Para estudios aeroacústicos dentro de un ducto donde el tamaño de la fuente es limitada esta técnica resulta prometedora.

4. ANALISIS AEROACUSTICO DE UNA TOBERA CONVENCIONAL

El objetivo principal de esta tesis es el análisis de los niveles de ruido que se presentan a la salida de una tobera como se discutió anteriormente; la generación de sonido es causado por ondas que se crean de una determinada fuente y que se propagan en el ambiente las cuales perturban la presión atmosférica del mismo causando una fluctuación de presión y de esta fluctuación de presión es donde se medirán los niveles de ruido.

4.1. OpenFOAM

Actualmente existen varios programas de CFD disponibles para desempeñar simulaciones. Algunos de estos ya llevan incluidos varios tipos de Solvers para cálculos aeroacústicos. Por ejemplo ANSYS Fluent tiene a su disposición solvers como lo son las analogías acústicas de Ffowcs-Williams y Hawkings. Otro solver acústico es el FINE Hexa 2.5-4 del programa conocido como NUMECA. Aunque estos programas están siendo ampliamente utilizados y conocidos por ser confiables, esta investigación fue llevada a cabo con OpenFOAM; este programa fue elegido por las siguientes razones:

- Es un software gratuito, a diferencia de los otros que son muy costosos para el uso de sus licencias.
- Es un software de código abierto; es decir que es posible adaptar el código y construir nuevas funcionalidades
- Está en constante cambio; ya por lo dicho anteriormente con el tiempo adquiere nuevas funcionalidades.
- Se puede trabajar fácilmente en paralelo
- Su popularidad en las industrias está incrementando
- Ya se ha utilizado para simulaciones acústicas.

- Solo está disponible para el sistema Operativo GNU/Linux que también es de dominio público y está prácticamente ausente de virus a diferencia de Windows.

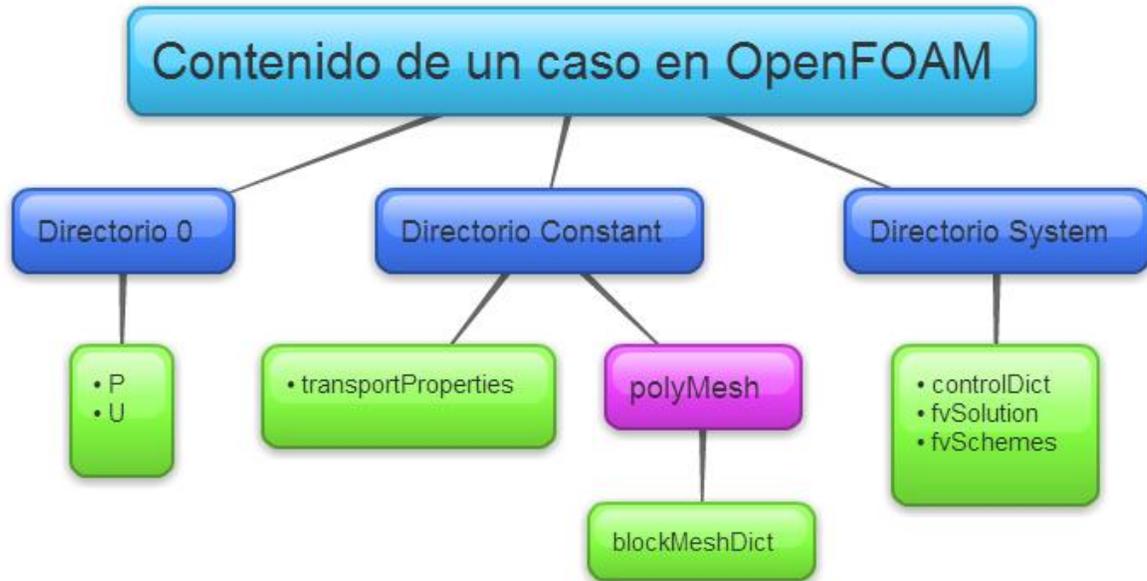
4.2. Estructura de OpenFOAM

En primera instancia cabe resaltar que OpenFOAM ya por ser un programa de código abierto no posee una interfaz gráfica de usuario (Graphical User Interface - **GUI**) como los demás software con licencia comercial, es decir; más que un programa; OpenFOAM se considera una **biblioteca** escrita en lenguaje C++ se ejecutan sus solvers mediante líneas de comando en el terminal de Ubuntu para la visualización de sus simulaciones OpenFOAM viene adjunto por defecto con un programa llamado paraview en el cual se pueden visualizar los cálculos de la simulación hechos con los solvers de OpenFOAM.

4.3. CONTENIDO DE UNA SIMULACION EN OpenFOAM

Ya que por el hecho de no tener una interfaz gráfica; el usuario debe conocer la programación básica de C++ más las palabras reservadas y estructura de presentación que utiliza OpenFOAM para darle forma a una determinada simulación de CFD como base para cualquier simulación se requiere como cimiento tres carpetas (conocidas como Directorios) las cuales contienen archivos de texto (conocidos como diccionarios o templates); que a su vez albergan las constantes y programación necesarias para ejecutar los cálculos y la iteraciones necesarias de la simulación (también conocidos como caso). La figura 16 explica el contenido básico de un caso de OpenFOAM.

Figura 16: Esquema del contenido básico de un caso o simulación en OpenFOAM



Fuente: Autor

4.3.1. Directorios

Como ya se mencionó, todo caso que es realizado en OpenFOAM debe llevar como base tres directorios.

4.3.1.1. Directorio 0

El directorio cero como su nombre lo indica; es el que contiene las condiciones iniciales de frontera (Boundary Conditions), el mínimo de diccionarios que requiere un caso son las condiciones de presión “P” y las de velocidad “U” otros aún más complejos necesitan tener otras propiedades (más directorios) como por ejemplo la temperatura, viscosidad, y entre otras cualidades; dependiendo su grado de complejidad. Y así sucede con los demás directorios pero la intención de la figura es demostrar el contenido básico que se requiere para una simulación.

4.3.1.2. Directorio Constant

Este directorio contiene los datos de lo que se conoce como modelo de transporte el más conocido es el diccionario “**transporProperties**” el cual contiene el tipo de fluido a simular. También contiene un sub-directorio llamado **polyMesh** que alberga los diccionarios donde se encuentran los datos de la malla; el usuario los declara en el “**blockMeshDict**”.

4.3.1.3. Directorio System

Este directorio contiene los ajustes del solver que se utiliza y los esquemas de discretización. El diccionario “**controlDict**” estipula la duración total de la simulación y los intervalos de tiempo para cada iteración, el diccionario “**fvSolution**” contiene los ajustes del solver funciones y tolerancias y finalmente; el diccionario “**fvSchemes**” contiene los esquemas numéricos seleccionados.

4.4. Selección del Solver

Las consultas que se realizaron respecto a las simulaciones Aeroacústicas se inclinan a optar por un método que implique dos modelos físicos distintos es decir un método híbrido uno que se encargue de las regiones cercanas al límite sólido es decir las regiones de la capa límite y otra que se encargue de las regiones lejanas (Far-field)

Afortunadamente OpenFOAM por el hecho de ser un programa de código abierto el cual los usuarios con experiencia en modelos físicos y en programación han podido modificar y agregar nuevos modelos de simulación en el inventario de solvers que componen a OpenFOAM y actualmente posee una gran cantidad de Solvers a comparación de las primeras versiones de OpenFOAM.

Es por eso que se tiene gran variedad de Solver a disposición y escoger el más adecuado que supla las demandas que se quiere. Esto ha hecho que Las pautas que se tuvieron en cuenta al momento de selección del Solver fueron las siguientes:

- Que pueda trabajar con flujos compresibles
- Que el poder computacional que requiere sean los de un computador de escritorio promedio actual.

4.4.1. Selección del Solver rhoCentralFoam

Dada las consulta que se realizaron un método híbrido hubiera sido la elección ideal para una simulación fiel como hubiera sido el método de RANS-ILES [11] Pero desafortunadamente debido a la complejidad de agregar y programar dos métodos en OpenFOAM se descartó esta opción.

Teniendo en cuenta los requerimientos se decidió por escoger el solver rhoCentralFoam; este solver es un método numérico propuesto por **Kurganov y Tadmor (1999)**[12] como una alternativa menos complicada (por así decirlo de manera coloquial) comparándolo con el popular método numérico **Resolvedor de Riemann** (o Riemann Solver) y se basa en esquemas centralizados (Central Schemes) el cual es un método de diferencias finitas para resolver ecuaciones de convección-difusión no lineales. La diferencia respecto al método numérico de Riemann es que se enfoca en el uso más preciso de toda la información que proporcionan las velocidades de propagación local sin necesidad de ninguna otra información acerca de las otras características.

Es decir; que en el caso de esquemas de tipo centrado, se propone un bloque de cálculo bastante más simple y robusto, donde no se necesitan revolvedores especiales y se evita la necesidad de descomponer el problema en sus componentes principales.

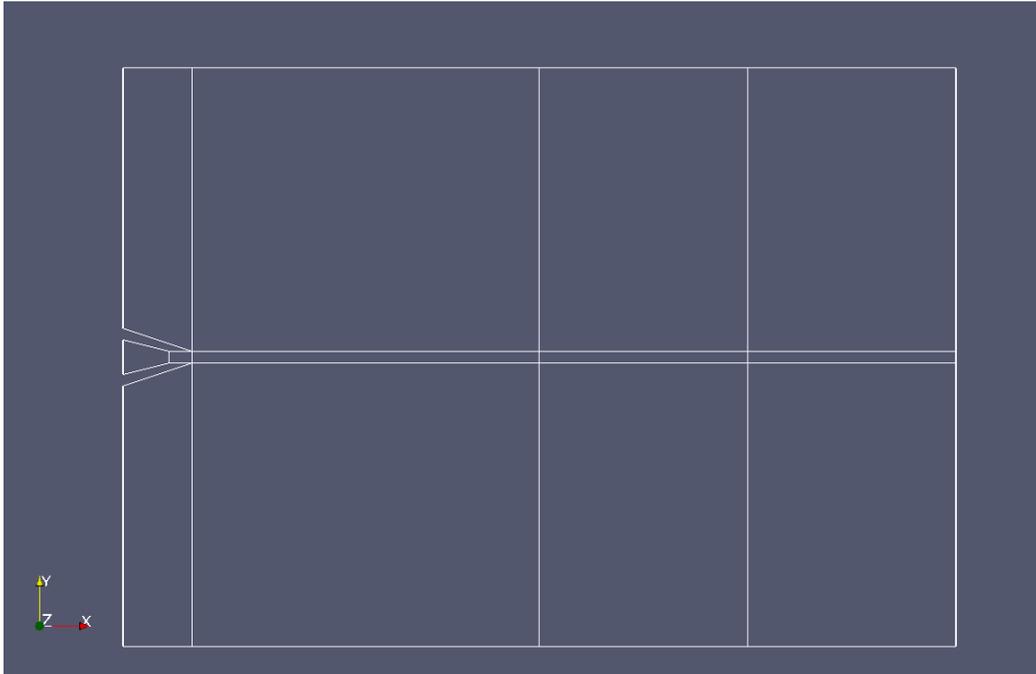
Además estudios realizados por **Cardona, Alberto Kohan, Paul HQuinteros, Ricardo D Eds, Mario A Storti (2012)** demuestran que rhoCentralFoam tiene excelentes capacidades y rendimiento aceptable a velocidades supersónicas[13].

4.5. Dominio Computacional

Debido a la falta potencia computacional, y a pesar de la flexibilidad que ofrece OpenFOAM y sobre todo la sencillez del solver de esquemas centralizados (rhoCentralFoam), desafortunadamente se decidió por realizar una simulación bidimensional en vez de una tridimensional como sucede en los artículos científicos estudiados, además otro factor que contribuyó a esta decisión es el hecho de que la declaración de enmallado en 3D para OpenFOAM requiere de gran destreza, experiencia y además de tener cierto instinto en el refinamiento de la malla y la transición de la misma entre los límites sólidos del modelo (near-field) y del dominio (far-field), es por eso que se enfocara el análisis en la tendencia mas no en los valores es decir; el propósito de esta simulación es el análisis de tan solo un plano bidimensional (un slice) de uno de los muchos que componen un modelo tridimensional.

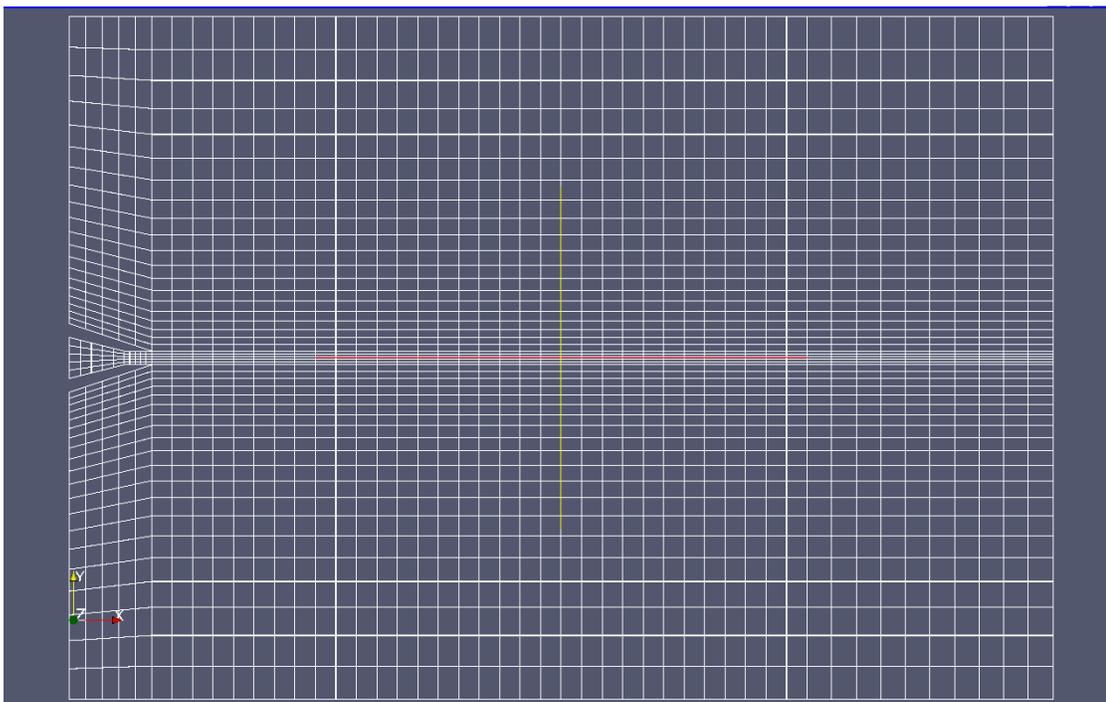
Tal como lo estipula (Tucker and Eastwood - 2009)[11] el diámetro de la tobera a la salida del chorro es de 50 mm y el dominio en el que se encuentra la tobera es un rectángulo cuyas dimensiones son $50D_j \times 72D_j$ en otros términos; el dominio tiene 3.6 metros de largo por 2.5 metros de ancho, la tobera junto con el dominio tienen 197500 celdas rectangulares que son del tipo estructurada donde las más finas es decir las más pequeñas tienen dimensiones de 4mmx5mm aproximadamente, estas celdas están distribuidas en 12 bloques (figura 17) con los cuales se administró la disposición y el grado de refinamiento de las celdas como se muestra en la figura 18, el refinamiento se concentra en los bloques que comparten una arista con los bloques del chorro, todas estas declaraciones se realizaron en el template que OpenFOAM reconoce como blockMeshDict.

Figura 17: Visualización de los bloques de la malla



Fuente: Autor

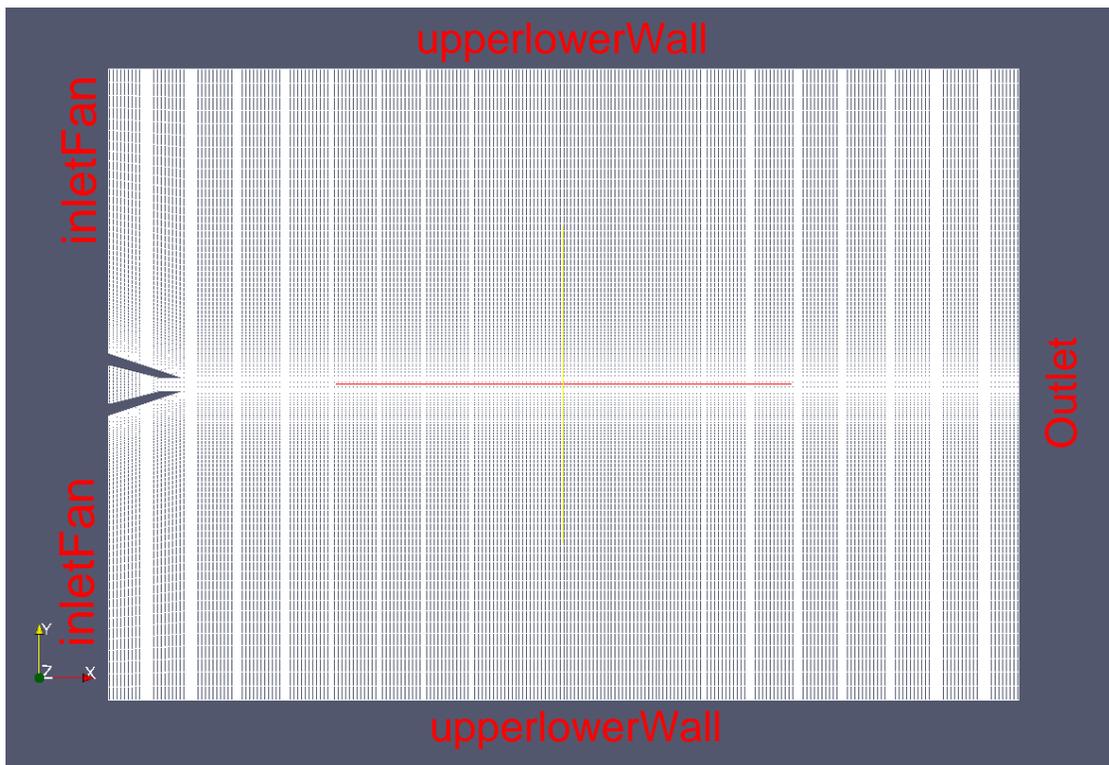
Figura 18: Refinamiento de celdas hacia el eje del chorro



Fuente: Autor

Cabe resaltar que la cantidad de celdas que muestra la figura 18 no son las definitivas solo muestra la idea del refinamiento de las celdas hacia donde se manifiesta el chorro y tener mejores cálculos en esta zona que es la más importante de todo el dominio. En la figura 19 se puede apreciar la cantidad definitiva de celdas y debido a su gran número el refinamiento no se visualiza muy bien.

Figura 19: Visualización de la Geometría del Dominio/Malla de 2.5m x 3.6m

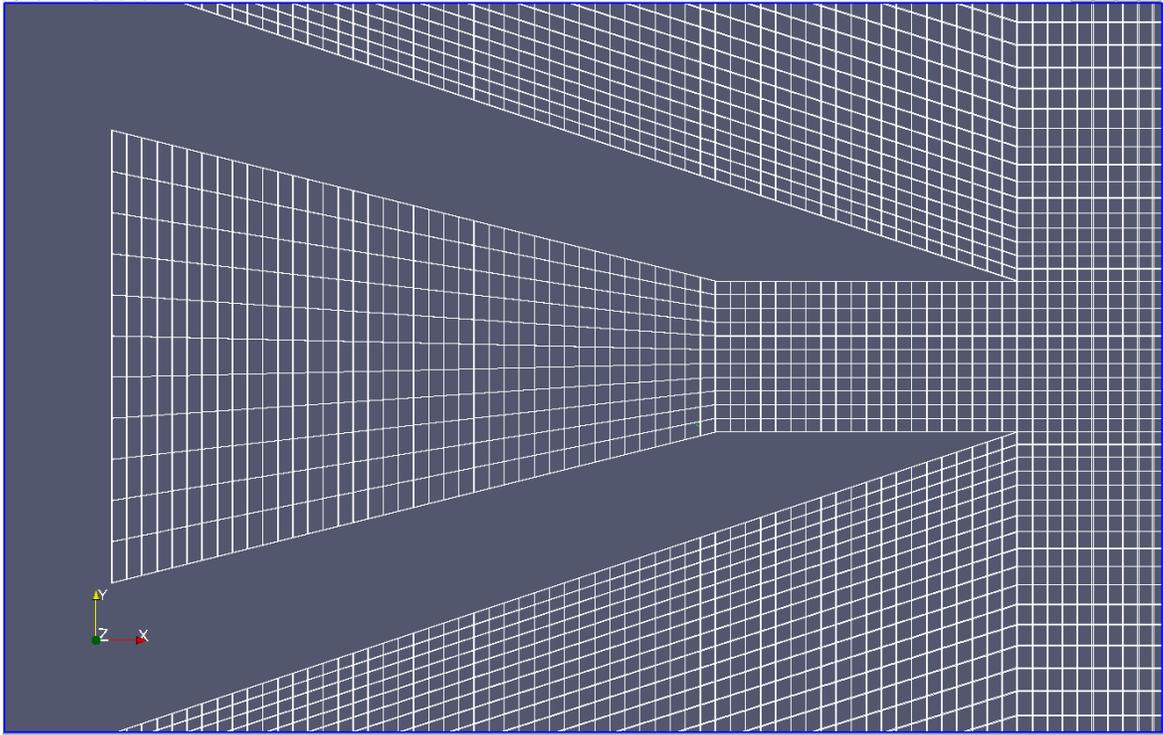


Fuente: Autor

La tobera que se eligió posee una geometría simple pero es una de las más comunes que es la tobera del tipo convergente de esta forma se simulan los cambios de presión que experimenta el aire dentro de un motor a reacción; la tobera posee un diámetro 150 mm en la entrada (inlet) y en la salida (outlet) tiene un diámetro de 50 mm; este último se eligió ya que estudios anteriores como es el caso de Tide & Babu (2009)[9] y Xia, Hao Tucker, Paul G. Eastwood, Simon (2009)[11] se llevaron a cabo con este diámetro la distancia que separa la entrada de la salida

es de 300 mm. Hay que destacar que la tobera no es convergente en su totalidad sino que finaliza de manera cilíndrica y dicho cilindro tiene una longitud de 100 mm.

Figura 20: Detalle de la tobera



Fuente: Autor

4.5.1. Condiciones de Frontera (Boundary Conditions - BC)

Las condiciones de frontera se establecieron de tal forma que el análisis aunque no obtenga las mismas cifras; tenga la misma tendencia de los resultados que obtuvieron los experimentos en los que se basa esta tesis.

Para obtener una conversión fácil hacia los valores acústicos el dominio tiene condiciones de la atmosfera estándar al nivel del mar; es decir una presión de una atmosfera estándar ($1 \text{ atm} = 101325 \text{ Pa}$) y una temperatura de 288 Kelvin esto aplica tanto para todo el dominio como para el interior de la tobera así que lo volverá un proceso isotérmico pero no isobárico dado los cambios de velocidad que tendrá el aire dentro de la tobera mientras recorre el diferencial de áreas de la misma y por

ende experimentara cambios de presión tal como lo estipula las ecuaciones de continuidad en la mecánica de fluidos.

Una parte clave en el pre-proceso de la simulación fue la declaración de las fronteras; ya que se trata de una simulación bidimensional no se requiere de la creación de un modelo tridimensional para luego crear la malla a su alrededor como se observa en la figura el dominio de la simulación no es rectangular en su totalidad nótese que en su lado izquierdo la geometría se modificó de tal forma para que jugara el rol de una tobera, Normalmente todos los bordes (fronteras) de una malla no son sólidos (patch) de tal forma no influyan en el comportamiento dinámico del fluido; en este caso los bordes que dan la geometría de la tobera son sólidos de esa manera se obtiene una clase de modelo-malla. OpenFOAM no solo da la capacidad de declarar el tipo de frontera si no las condiciones físicas que esta tiene independientemente de las otras. En la figura 19 también se observa el nombre que se les asigno a las fronteras para poder identificarlas y declarar sus propiedades. En la figura 20 los bordes que definen la tobera son los únicos de tipo solido (wall) en toda la malla y se les nombro como nozzlebody.

Tabla 2. Declaración de las Condiciones de frontera

Condiciones de Frontera				
Frontera	Tipo de frontera	U (Velocidad)	Presión	Temperatura
InletCore	Patch	240 m/s	Isobárico	Adiabático
InletFan	Patch	0	Isobárico	Adiabático
upperlowerWall	Patch	0	101325 Pa	288 Kelvin
Outlet	Patch	0	Isobárico	Adiabático
nozzlebody	Wall	0	Isobárico	Adiabático

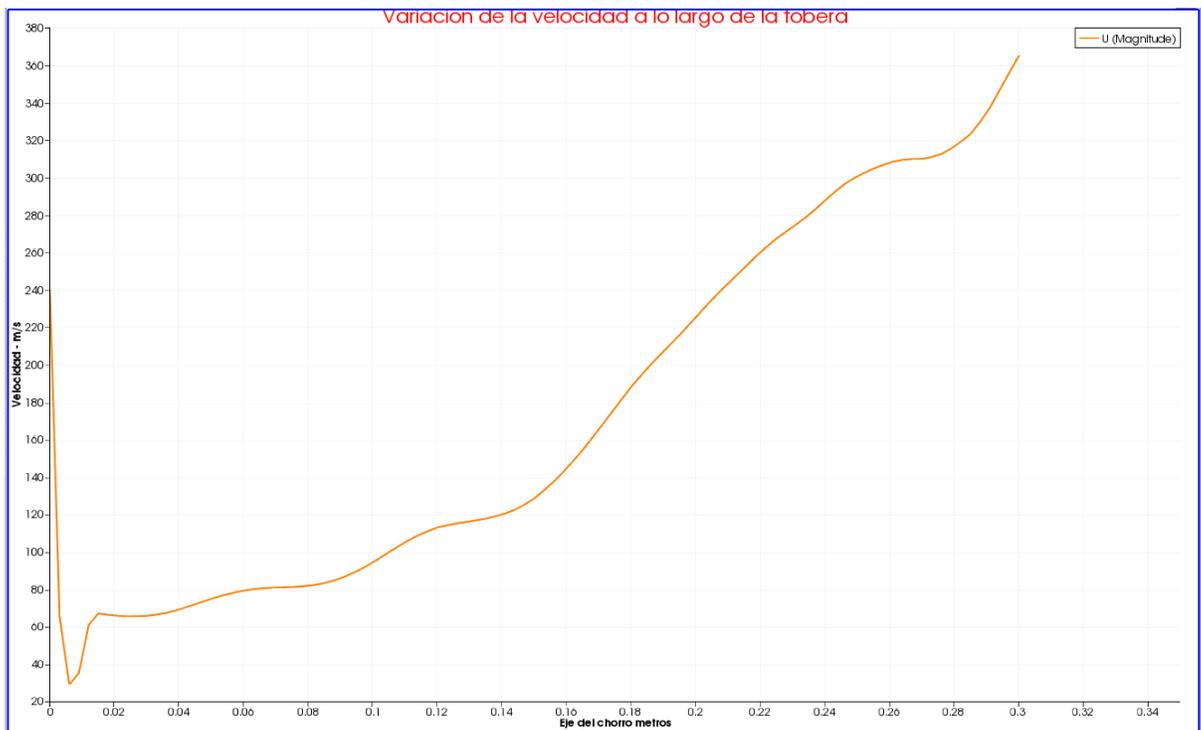
Fuente: Autor

No se debe confundir el outlet de la malla con el outlet de la tobera ya que el de este último no es una frontera.

4.5.2. Velocidad de la Tobera

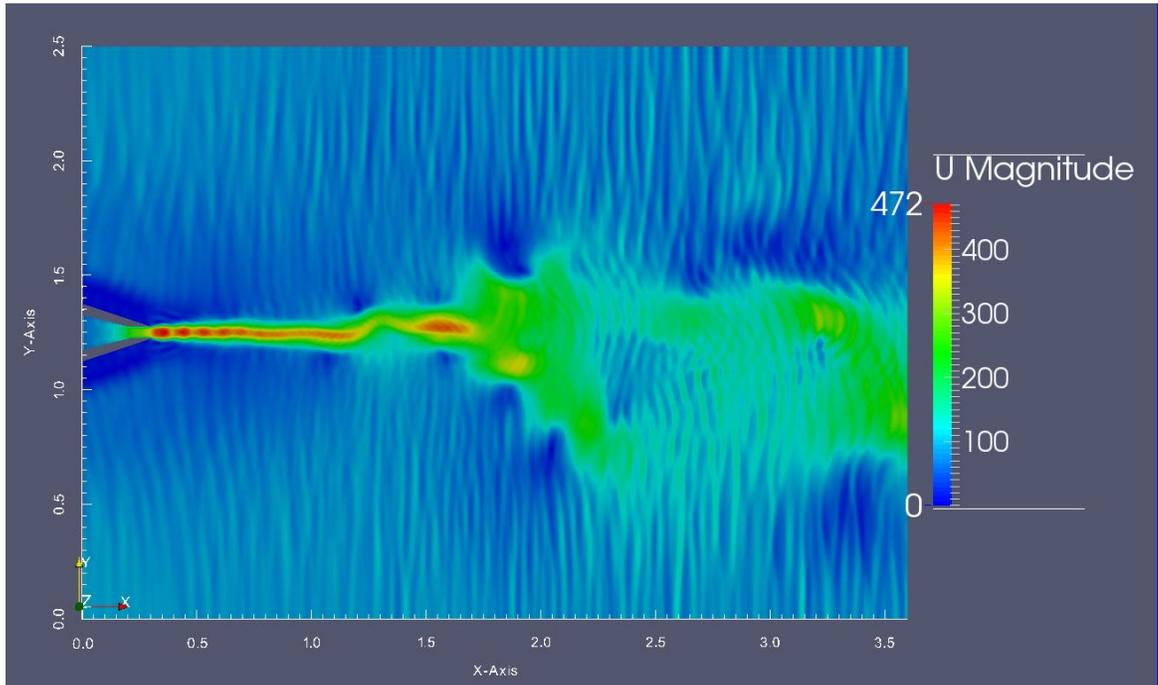
La velocidad de entrada en la tobera es de 240 m/s y a la salida de tobera experimenta un aumento de velocidad de 365 m/s rodeado de una temperatura de 247.117 kelvin por ende un número Mach de 1.15 aproximadamente. Esta variación de velocidad que ocurre dentro de la tobera se puede apreciar en la figura.

Figura 21: Variación de la velocidad dentro de la tobera



Fuente: Autor

Figura 22: Rango de velocidad en el dominio



Fuente: Autor

El rango de velocidad que se cubrió a lo largo de la simulación tuvo una velocidad máxima 472 m/s y una mínima de 50 m/s aproximadamente como lo muestra la figura. La grafica de velocidad resulta muy útil para visualizar la estructura del chorro (Jet Plume) es decir sus dos características principales; las cuales son el núcleo de potencia (potential core) donde se concentra la mayor velocidad y la capa de mezcla o capa de corte (Mixing Layer – Shear Layer) la cual a pesar de su menor velocidad se encuentra la mayor turbulencia debido a que tiene contacto directo con el ambiente que rodea el chorro y el diferencial de presiones provoca disminución de velocidad y aumento de turbulencia. Nótese que a medida que aumenta la distancia respecto a la salida de la tobera; la capa de mezcla adquiere mayor influencia en el chorro.

Figura 23: Variación de la velocidad en el chorro supersónico



Fuente: Autor

Se puede apreciar la gran caída de velocidad que va desde 0.7 a 1.2 metros en el eje del chorro (Jet Axis), lo cual indica el final del núcleo de potencia (potential core) en el eje del chorro (Jetplume) cediéndole el dominio total a la capa de mezcla (mixing layer)

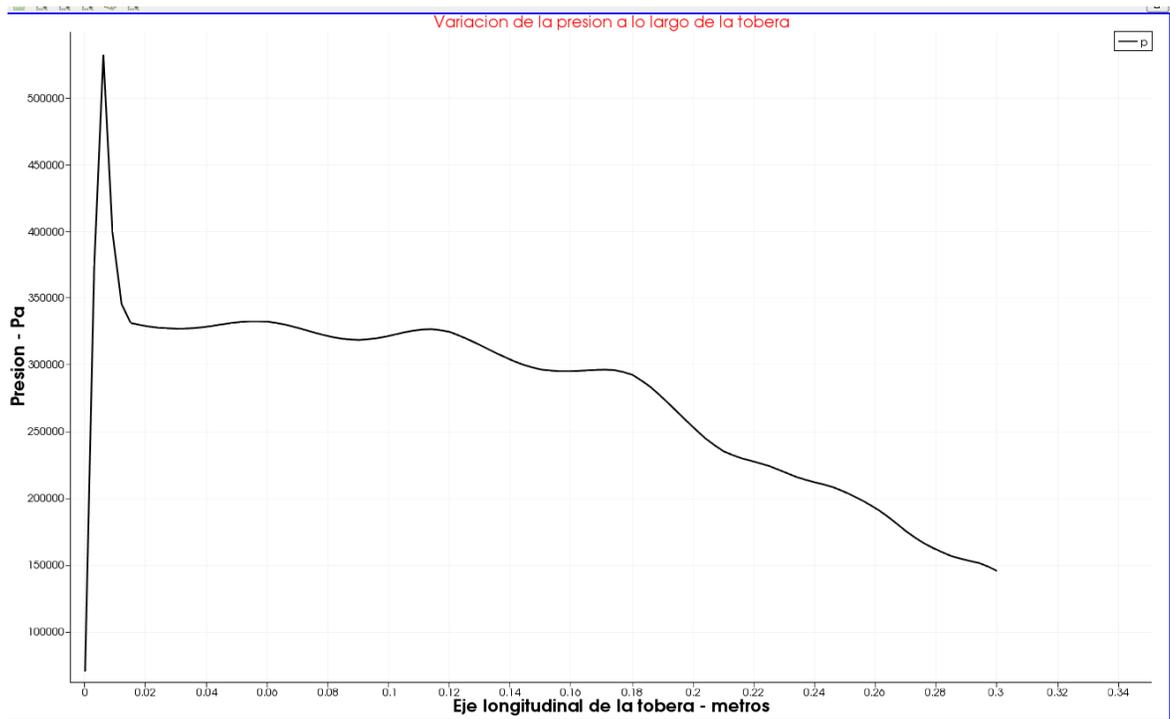
4.5.3. Fluctuaciones de presión.

El análisis de las fluctuaciones de presión son la piedra angular en los análisis Aeroacústicos es por ello que se le da bastante importancia al análisis de los gradientes de presión sobre todo a los que se presentan fuera de la tobera ya que es el ambiente que se encarga de transmitir el ruido y así lo perciben las personas.

4.5.3.1. Análisis de Presión en la tobera

Debido a la geometría de la tobera y por el hecho de ser un ambiente restringido se presenta un gradiente de presión mucho más amplio del que se presenta en el exterior es decir en el dominio; aunque tiene una fluctuación de valores muy moderada a comparación de las fluctuaciones que se presentan en el dominio como se verá a continuación.

Figura 24: Gradiente de presiones en el interior de la tobera



Fuente: Autor

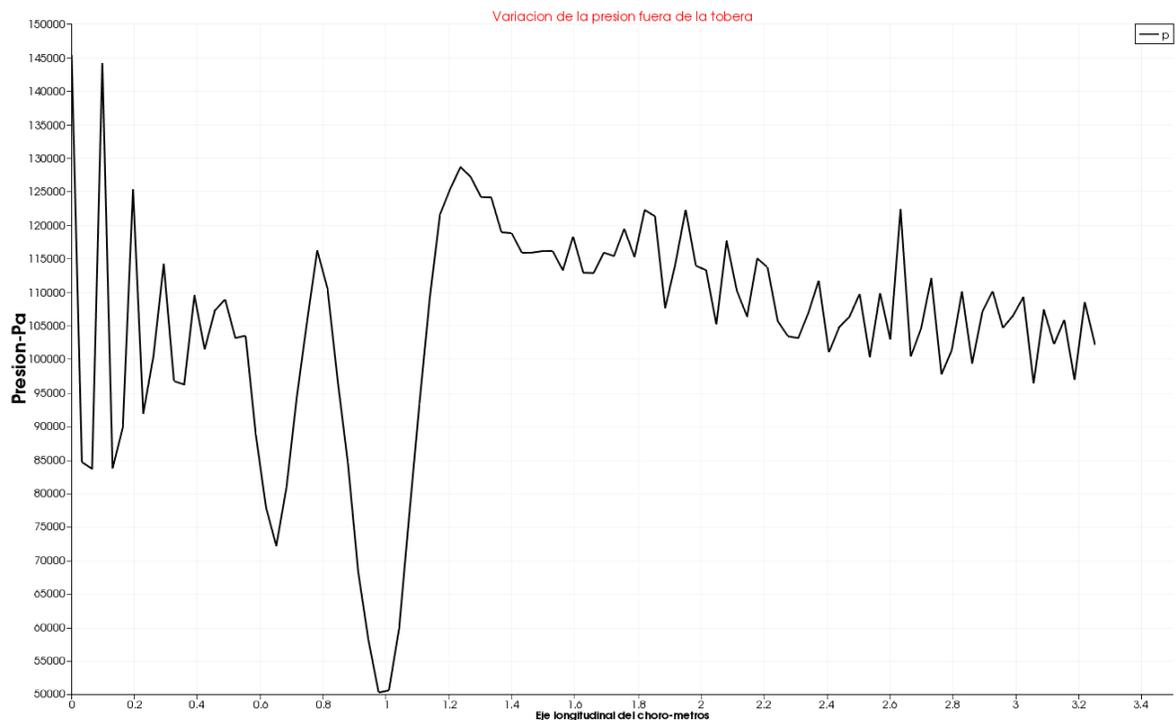
La tobera experimenta presiones que van desde más de 500kPa hasta descender a una presión de 145327 Pa en la salida de la tobera.

4.5.3.2. Análisis de Presión en el Dominio

La medición de valores en el dominio se realizó a lo largo del eje del chorro Aunque el rango de presiones que abarca el chorro es pequeño a comparación del rango que se ve en el interior de la tobera; con un valor mayor de 145327 Pascales (valor justo en la salida de la tobera como se dijo anteriormente) y un valor menor de 50523 pascales; la fluctuación que vemos en la figura: de Gradiente de presiones en el

chorro es decir su variación en los valores de presión es muy constante, y además es muy similar con la figura de la variación de la velocidad en el chorro ya que la caída de valores que experimentan en la misma región del eje del chorro presenta una notoria tendencia de gran fluctuación a diferencia de otras regiones dando por sentado que el comportamiento velocidad-presión aunque no sea de una manera directamente proporcional, van muy ligados.

Figura 25: Gradiente de presiones en el chorro



Fuente: Autor

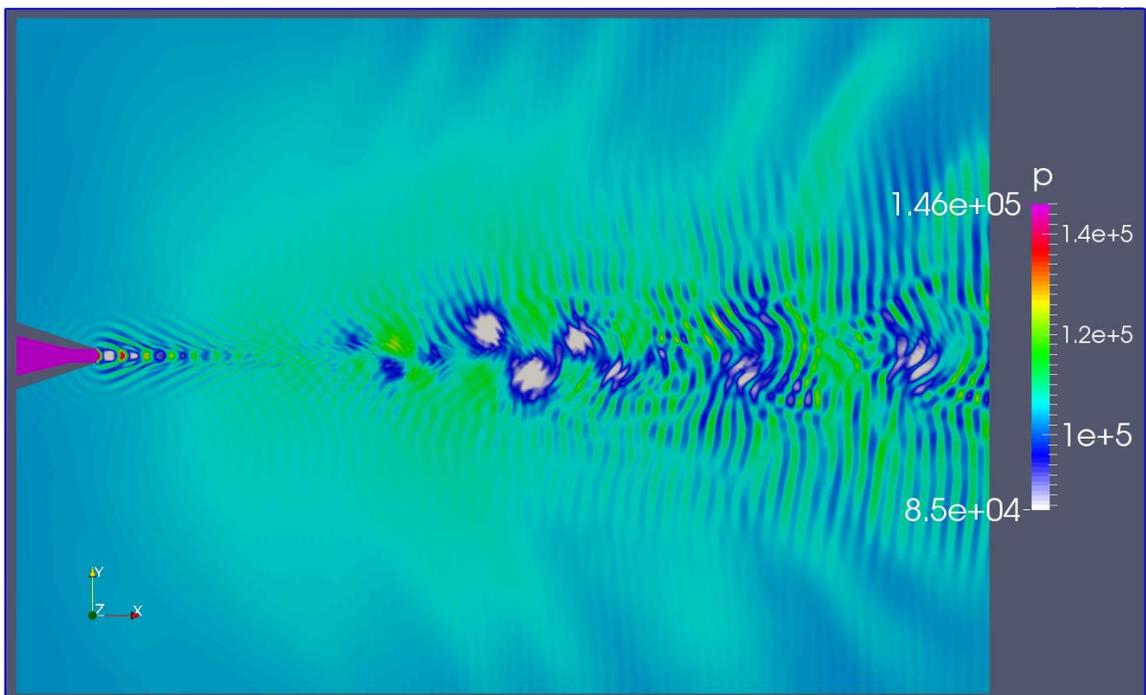
A continuación se muestran la evolución de presiones que se manifiestan dentro del chorro en el dominio respecto al tiempo de la simulación en intervalos de 0.05 segundos. Esta simulación tuvo una duración de tan solo 0.7 segundos.

A pesar que se registraron valores muy bajos que para este caso fue de 50523 Pascales en las visualizaciones de la simulación no se abarco el rango hasta dicho valor ya que tan solo se presentó una vez a lo largo del eje y fue en la zona en donde se considera el final del núcleo de potencia (a un metro de la salida de la

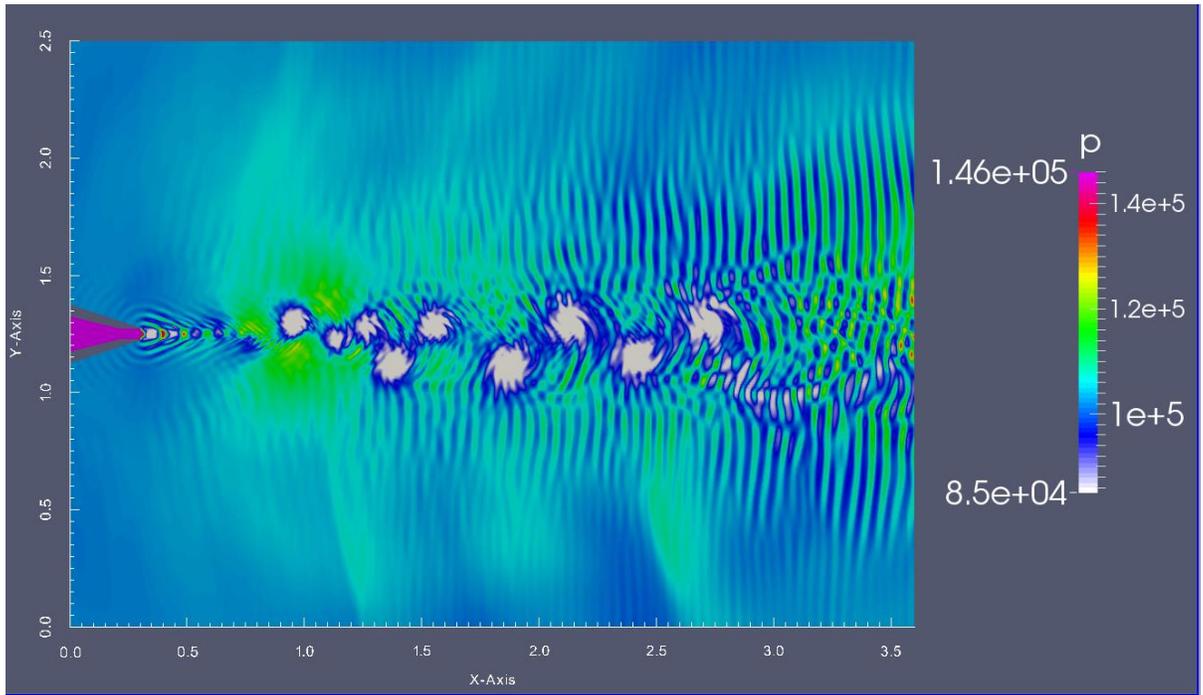
tobera o también $20 D_j$). Se observó que la media de valores mínimos están alrededor de 85 Kpa, por lo tanto la visualización de presiones están entre 146 kPa a 85 kPa. Con este rango se puede observar un buen comportamiento de las fluctuaciones de presión.

Figura 26: Fluctuaciones de presión en el chorro (Jetplume) respecto al tiempo (a) 0.05 segundos (b) 0.1 (c) 0.15 (d) 0.2 (e) 0.25 (f) 0.3 (g) 0.35 (h) 0.4 (i) 0.45 (j) 0.5 (k) 0.55 (l) 0.6 (m) 0.65 (n) 0.7

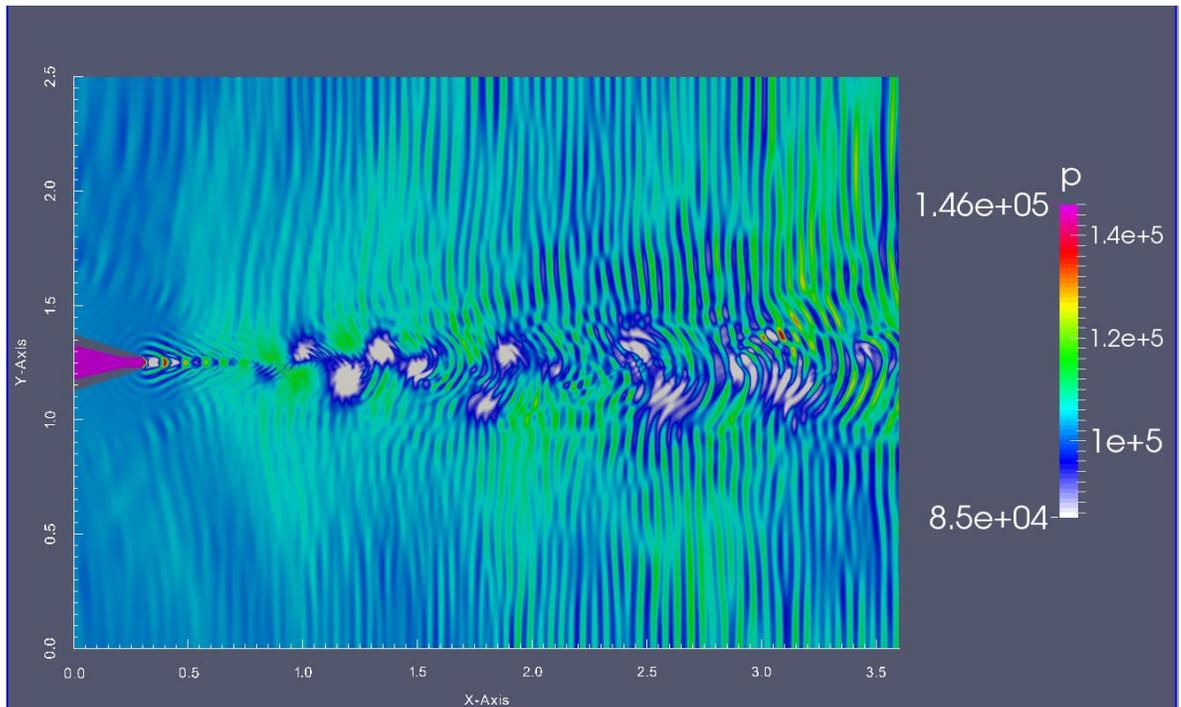
(a) Simulación en 0.05 segundos



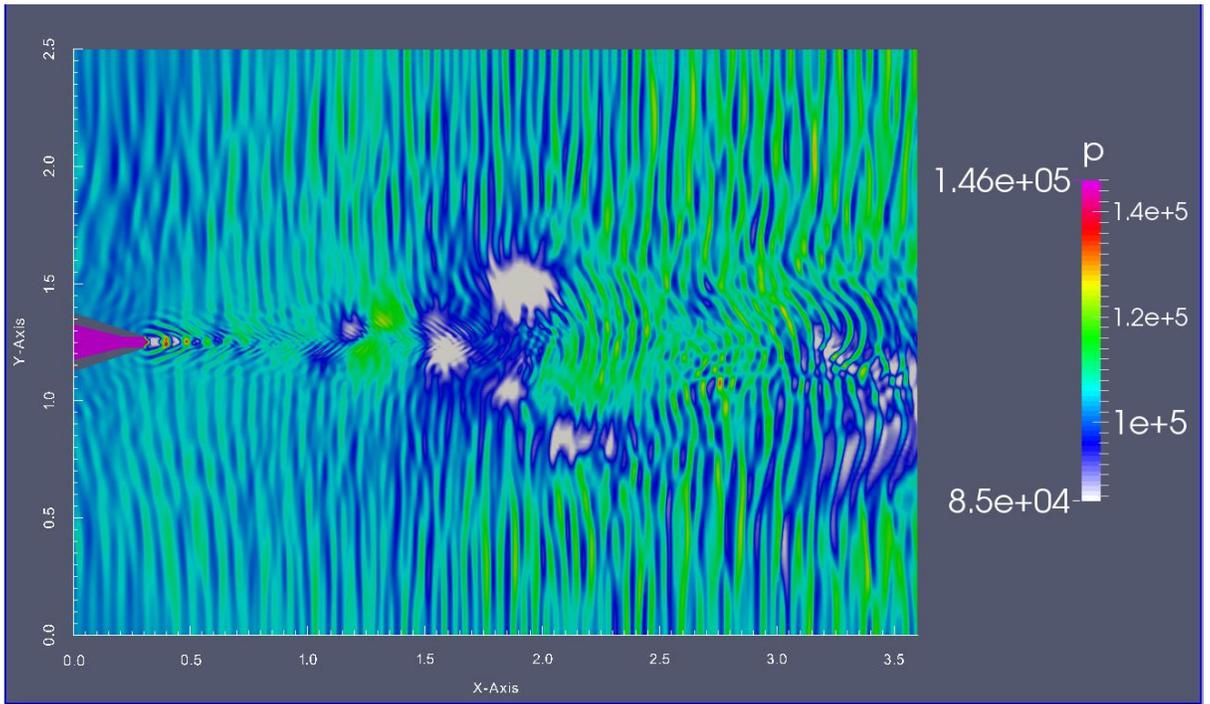
(b) Simulación en 0.1 segundos



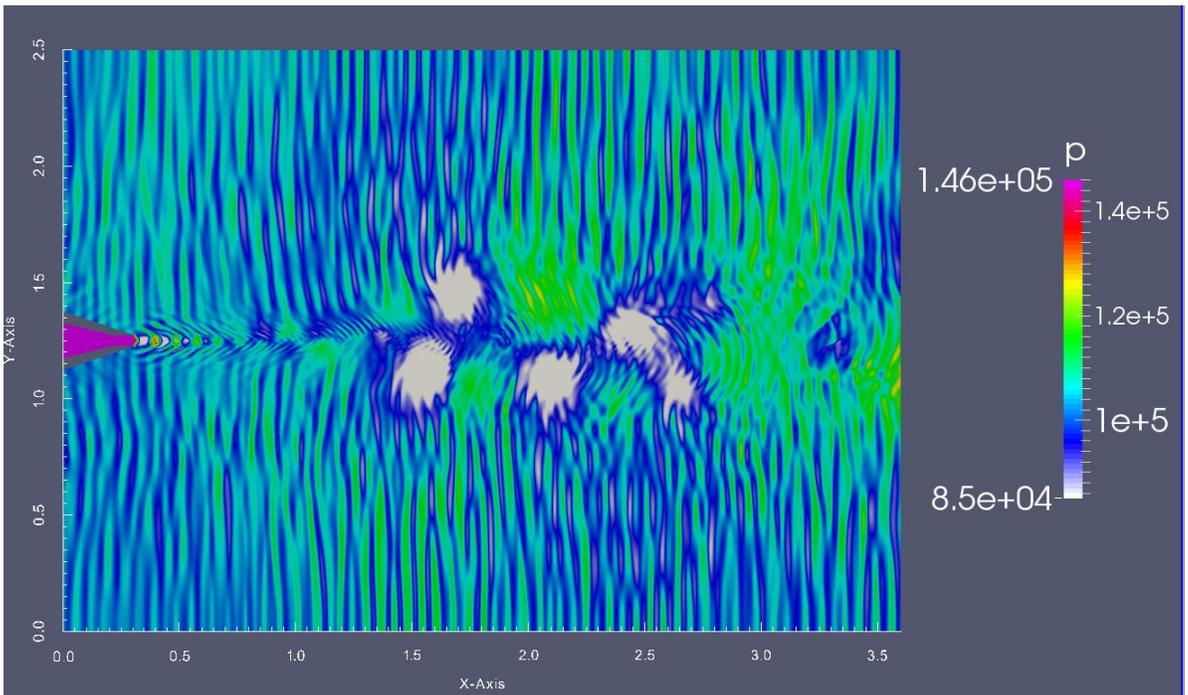
(c) Simulación en 0.15 segundos



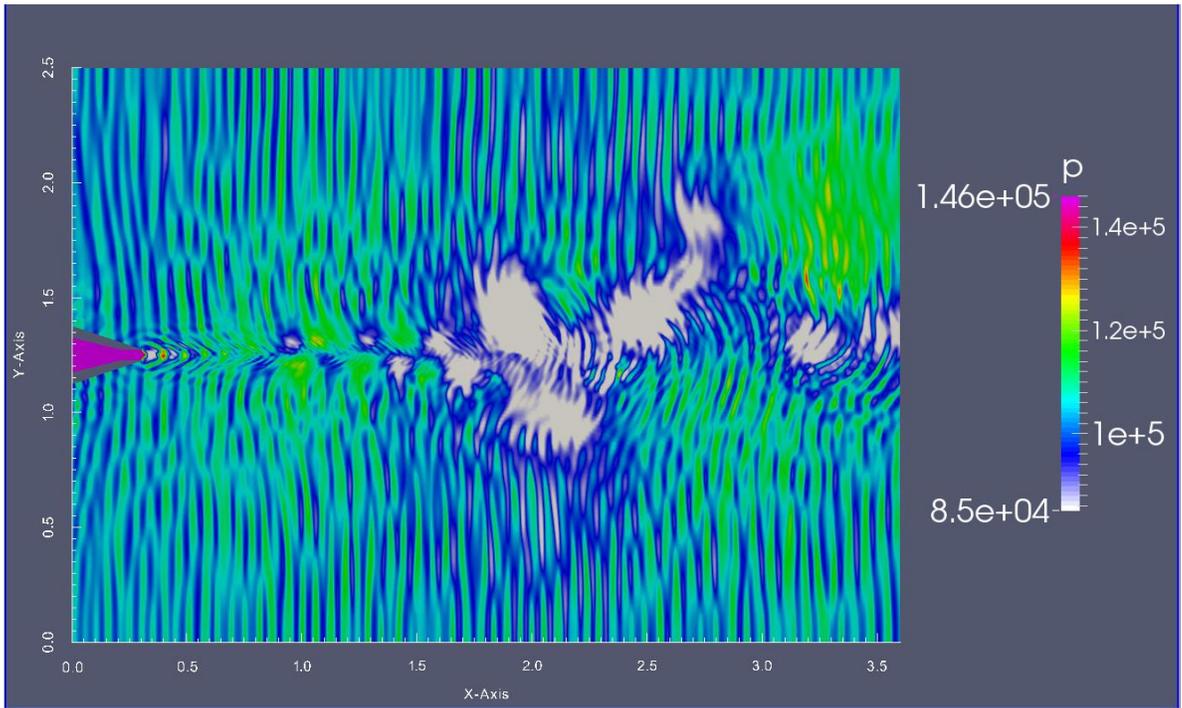
(d) Simulación en 0.2 segundos



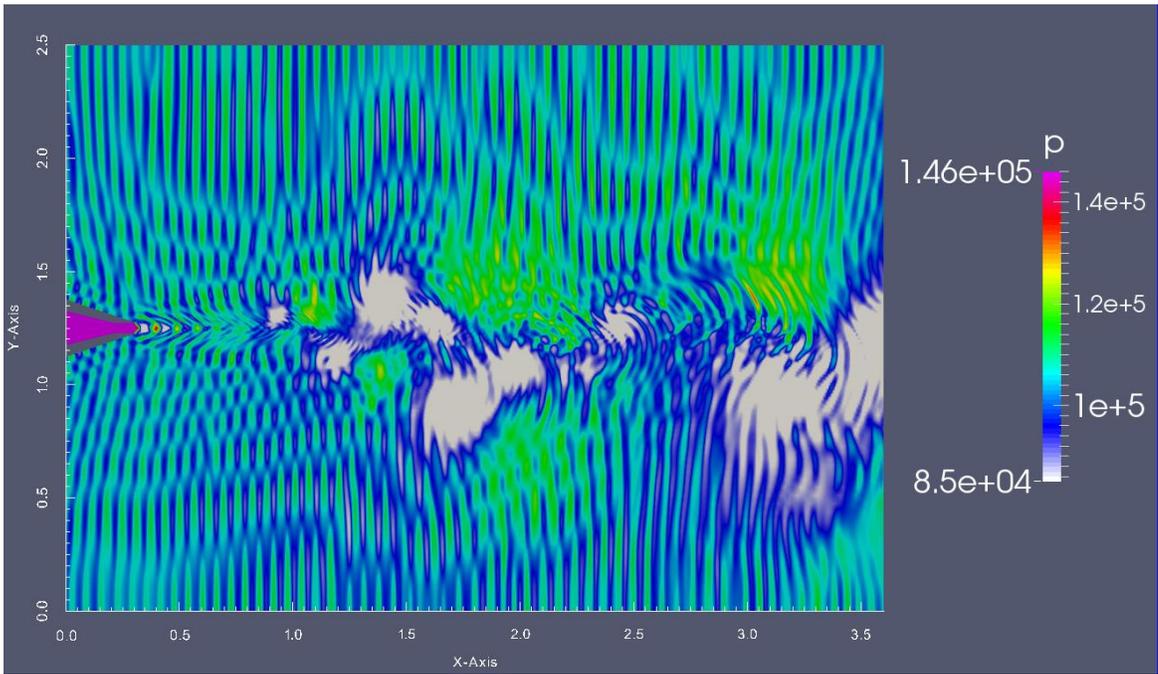
(e) Simulación en 0.25 segundos



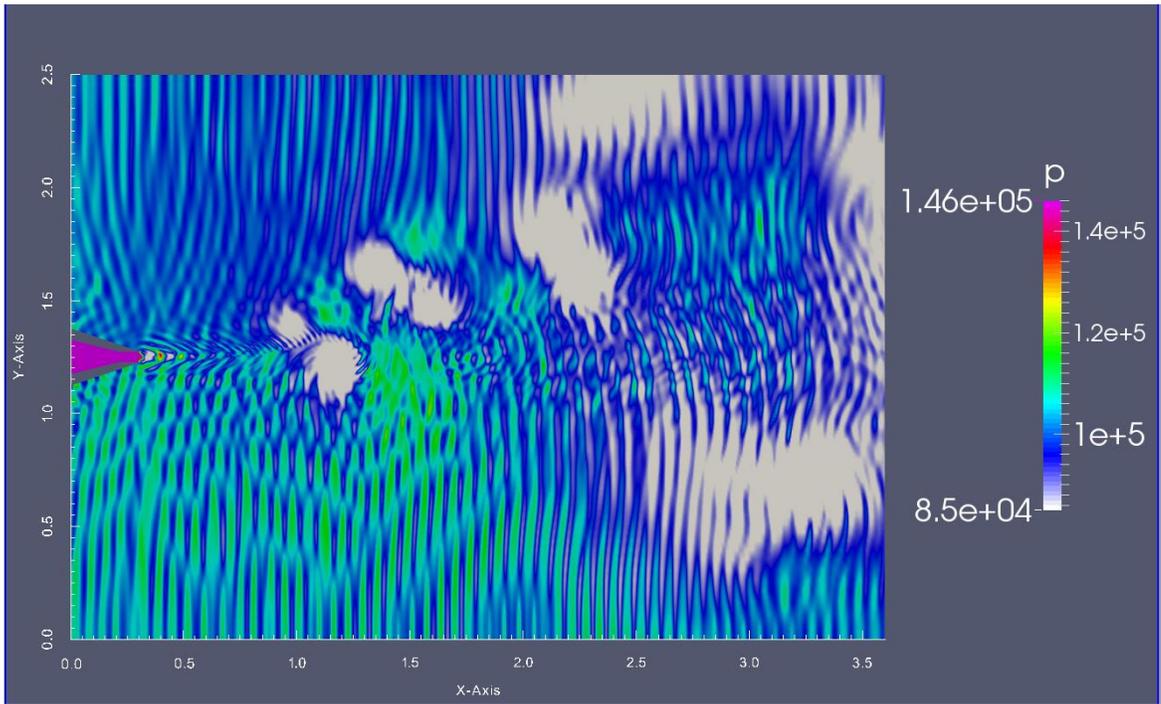
(f) Simulación en 0.3 segundos



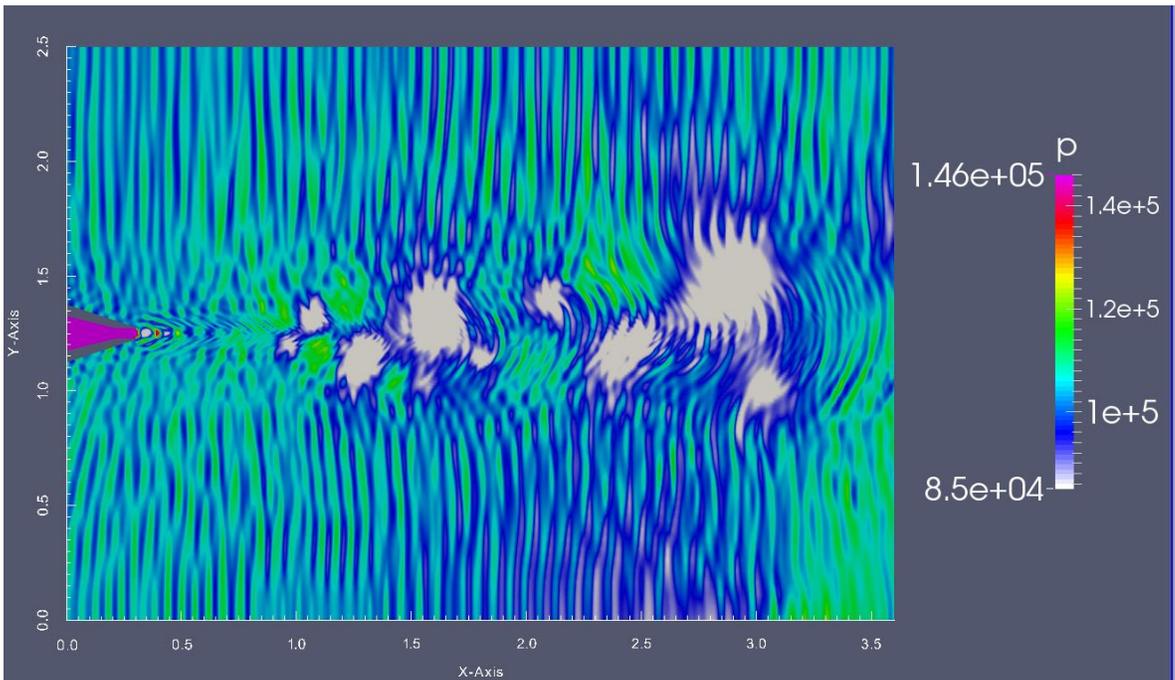
(g) Simulación en 0.35 segundos



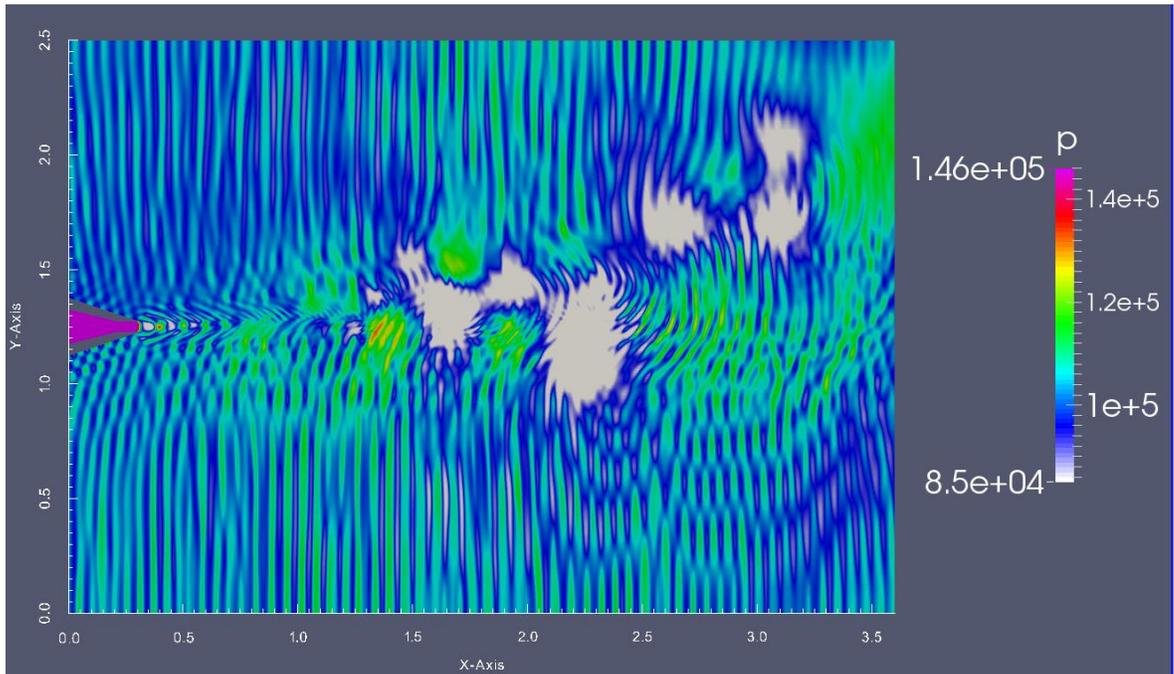
(h) Simulación en 0.4 segundos



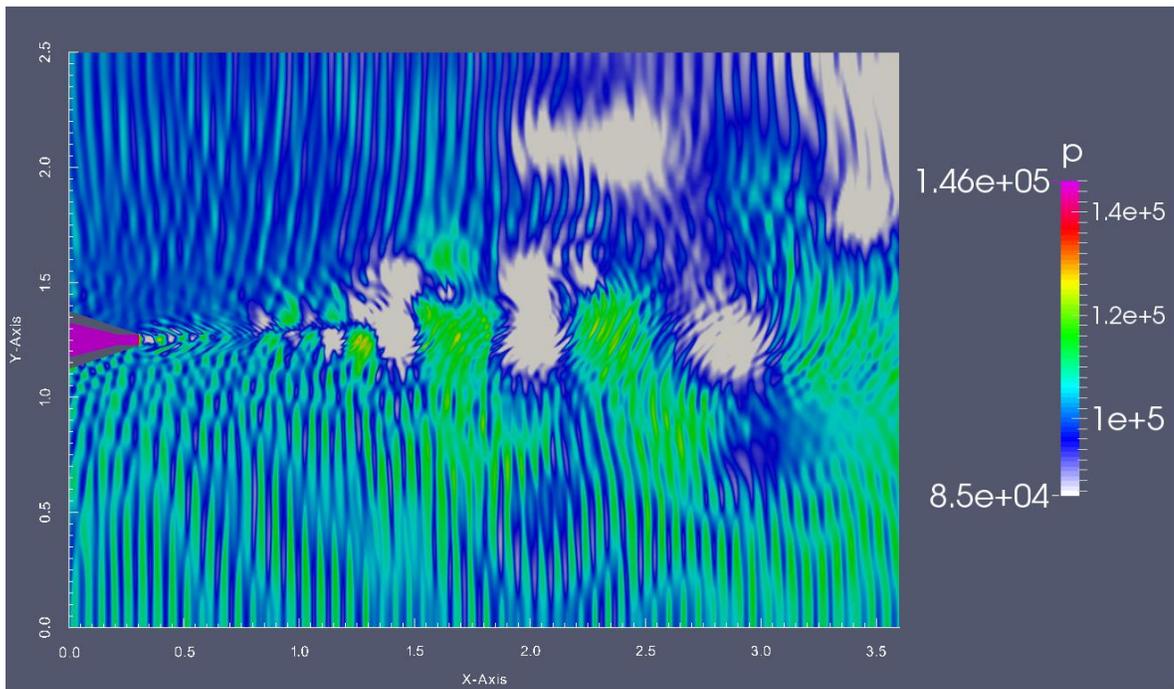
(i) Simulación en 0.45 segundos



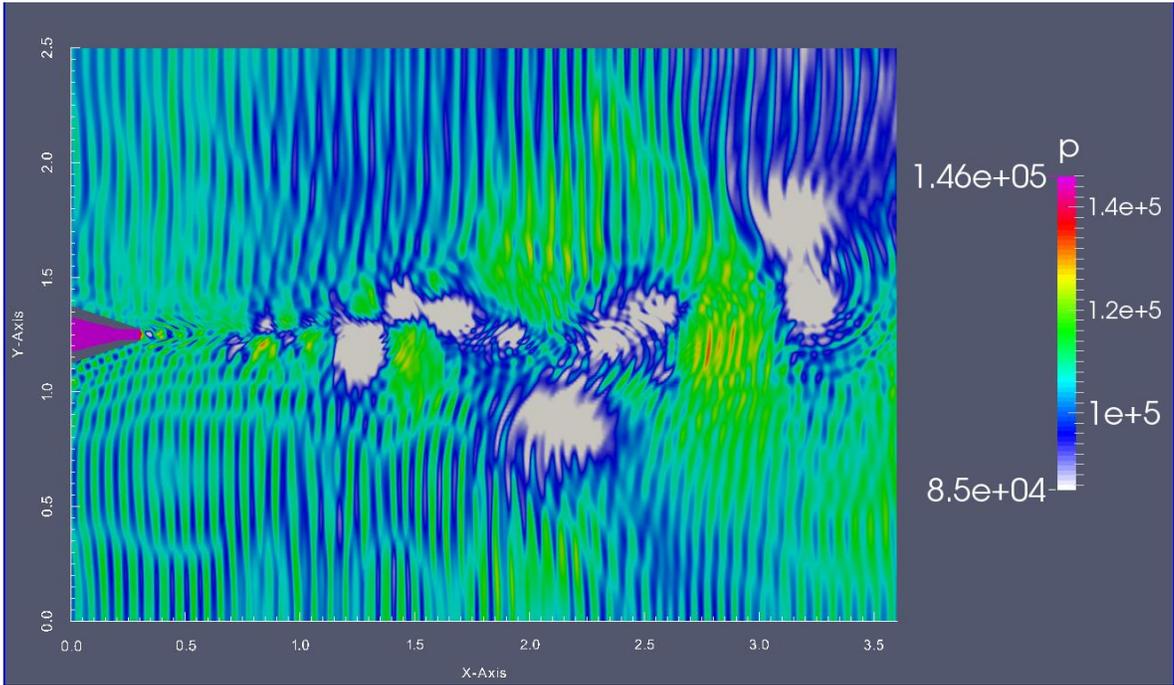
(j) Simulación en 0.5 segundos



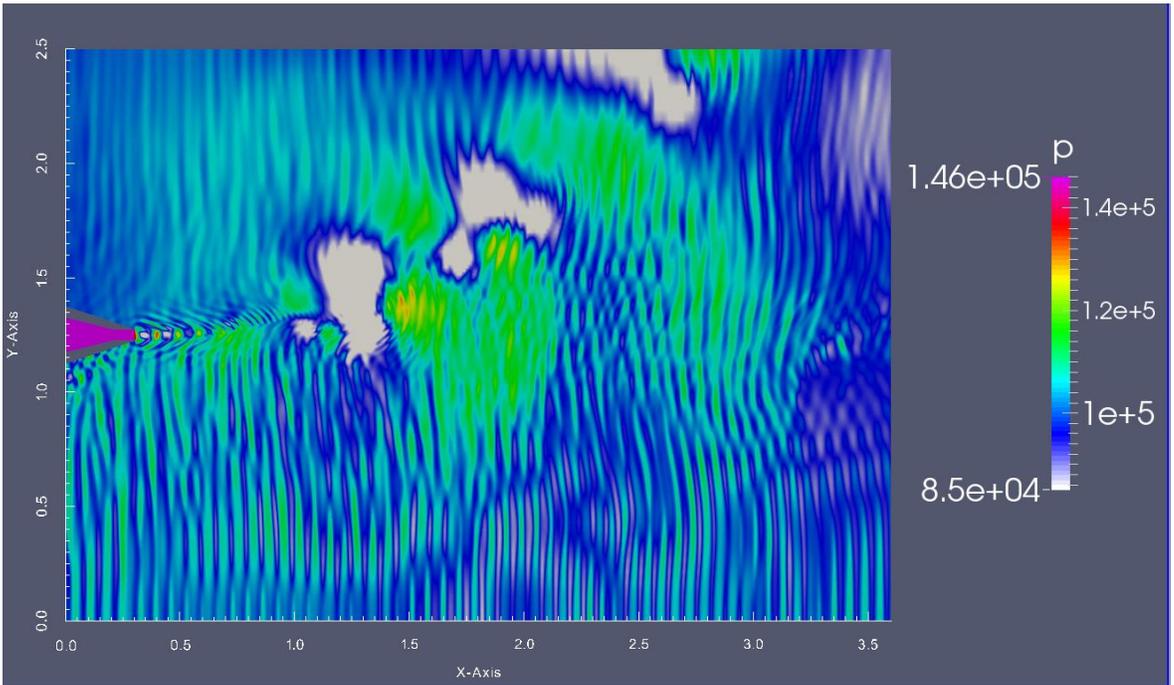
(k) Simulación en 0.55 segundos



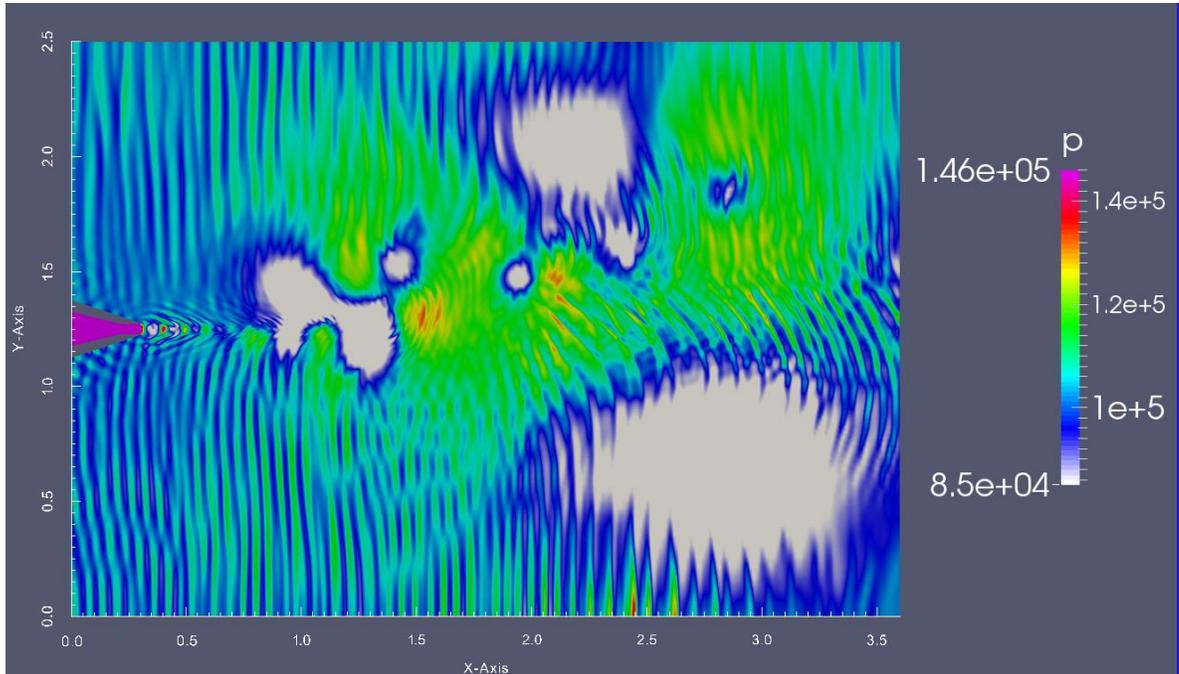
(l) Simulación en 0.6 segundos



(m) Simulación en 0.65 segundos



(n) Simulación en 0.7 segundos



Dado los resultados que nos muestran estas graficas a través del tiempo; es fácil apreciar que el cambio en el gradiente de las presiones es realmente notorio las fluctuaciones en el dominio cambian constantemente; la longitud del núcleo de potencia estuvo variando constantemente desde 0.9 a 0.7 metros y también se notó que las fluctuaciones se mantuvieron ligeramente constantes en los primeros 0.4 metros de longitud del núcleo de potencia.

4.5.4. Comparación de ruido presente en el eje del chorro y en la capa de mezcla

No solo se tomaron valores en el eje del chorro; también se tomaron valores desde uno de los bordes de la tobera hasta el final del dominio para capturar valores de lo que vendría siendo el eje ó la región de la capa de mezcla (mixing layer).

Con la ayuda de la ecuación (1.1) se pasaron los valores de presión a decibeles obteniendo los siguientes valores en la Tabla.

Tabla 3. Valores en decibles del Eje del chorro y la capa de mezcla

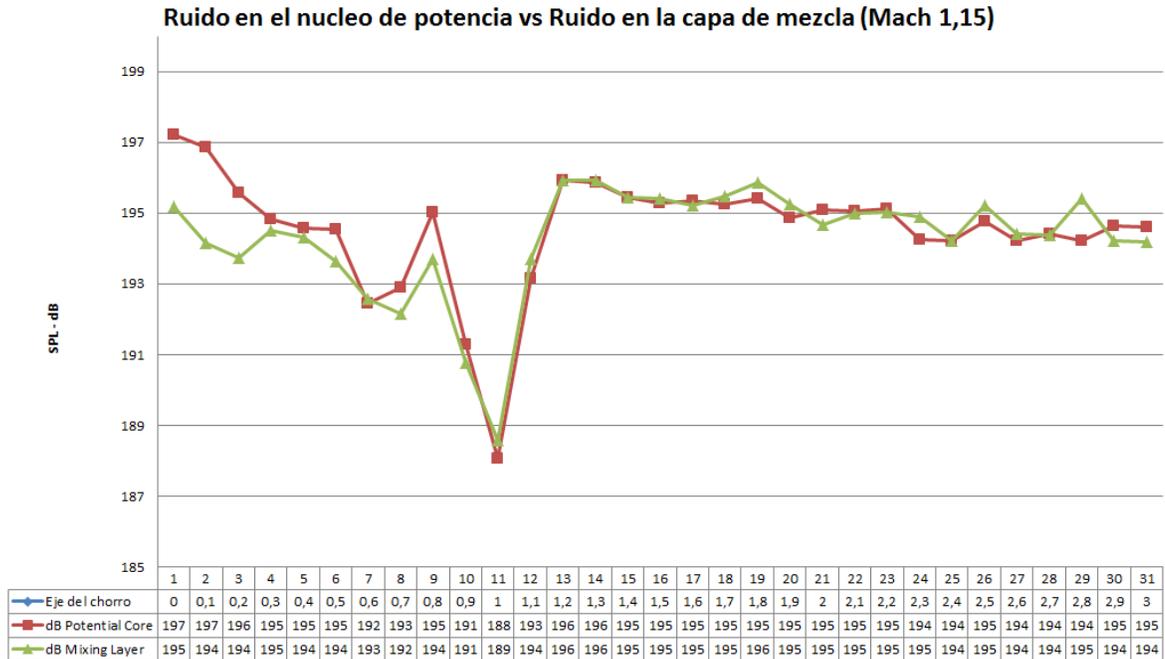
Eje del chorro	Potential Core		Mixing Layer	
	Presión - Pa	dB	Presión	dB
0	145327	197	114833	195,1807343
0,1	139550	197	102038	194,1546388
0,2	120205	196	97339,5	193,7451823
0,3	110209	195	106370	194,5157833
0,4	107056	195	104010	194,320902
0,5	106722	195	96000	193,6248247
0,6	83715	192	84990	192,5667567
0,7	88151	193	81135	192,1635649
0,8	112756	195	96750	193,6924196
0,9	73309	191	69180	190,7790112
1	50523	188	53615	188,5651263
1,1	91004	193	97020	193,7166255
1,2	125153	196	125375	195,943619
1,3	124212	196	125356	195,9423026
1,4	118588	195	118305	195,4394621
1,5	116140	195	117928	195,4117388
1,6	117092	195	115244	195,2117666
1,7	115749	195	119044	195,4935503
1,8	117957	195	124038	195,8504952
1,9	110707	195	115930	195,2633168
2	113602	195	108425	194,6819887
2,1	113109	195	112207	194,9797991
2,2	114129	195	112833	195,0281228
2,3	103220	194	111035	194,888598
2,4	102663	194	102653	194,206833

2,5	109493	195	115492	195,2304381
2,6	102946	194	105067	194,4087267
2,7	105153	194	104793	194,3860456
2,8	102676	194	117808	195,4028957
2,9	107837	195	102750	194,2150367
3	107379	195	102261	194,1736008

Fuente: Autor

Los valores mostrados en la tabla se capturaron cada 100 mm ($2D_j$) tanto para el eje del chorro como para el eje de la capa de mezcla los cuales en su mayoría sus niveles de ruido se mantienen por encima de 192 decibeles lo cual es un valor extremadamente alto de ruido pero aunque se trata de un chorro supersónico estos valores son muy discutibles ya que no coinciden con investigaciones como Schlinker, Robert & Simonich, Johnya(2009)[14] o también Panickar, Praveen Srinivasan, K Raman, Ganesh(2004)[15] en donde los niveles de ruido oscilan alrededor de 140 a 150 dB.

Figura 27. Comparación de los niveles de ruido de los dos ejes



Fuente: Autor

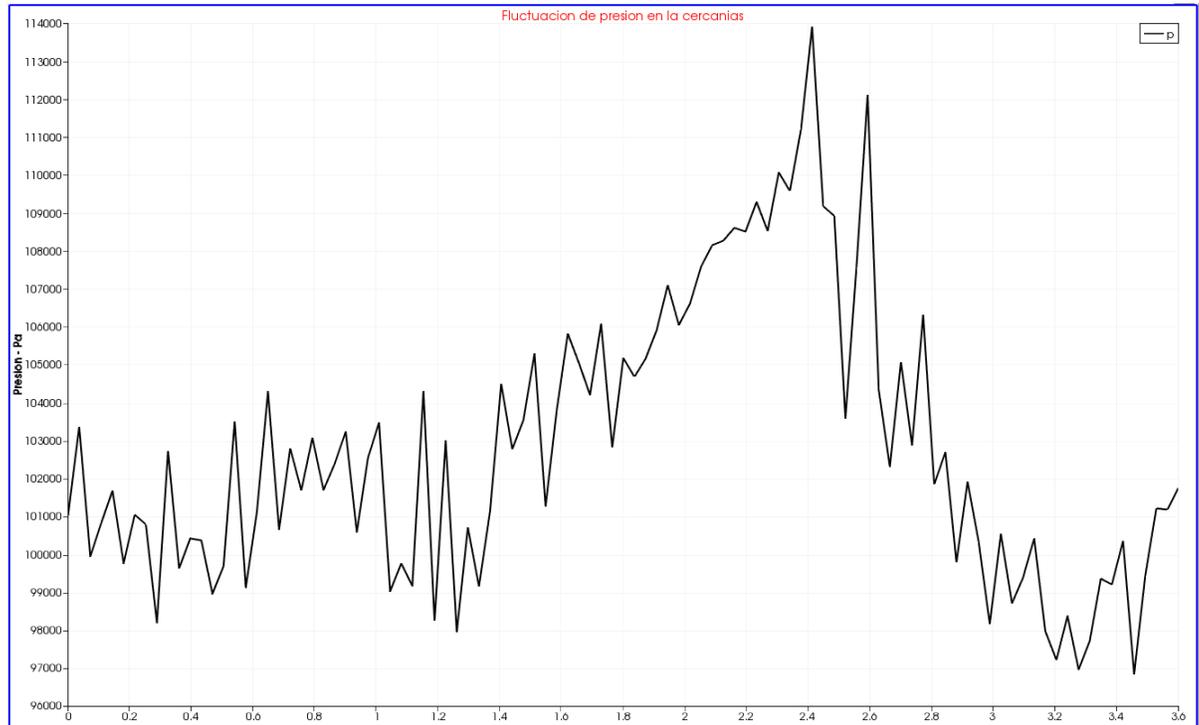
Analizando la figura: Los dos ejes muestran valores diferentes en zonas cercanas a la salida de la tobera pero a medida que se aleja de la salida de la tobera ambos alcanzan el nivel de ruido mínimo obtenido de 188 dB y de ahí en adelante su obtención de valores y por lo tanto su comportamiento es casi idéntico; esto sucede porque la influencia del núcleo de potencia finaliza alrededor de 0.9 y 1 metro respecto a la salida del chorro.

4.5.6. Análisis de Ruido en las cercanías del chorro

Ya habiendo obtenido los resultados a largo de los dos ejes que comprendieron las dos estructuras principales del chorro, un tercer análisis con un tercer eje que abarque el espacio donde estaría un observador resulta importante como fuente de comparación. Este eje que será el eje del observador se ubicó en uno de los bordes o fronteras del dominio el cual está en paralelo con los dos ejes anteriores.

Recordando las dimensiones del dominio las cuales son 3.6 por 2.5 metros. El eje del observador está a 1.25 metros de distancia del eje del núcleo de potencia ya que este el central dividiendo el dominio a la mitad.

Figura 28. Variación de presiones en el eje del observador



Fuente:Autor

Las fluctuaciones de presión que se muestran en la Figura 23 y que se describen en la Tabla 2 abarcaron un gran rango de presiones pero el rango obtenido en el eje del observador es más reducido por supuesto, aun así las variaciones también son muy constantes analizando la gráfica de la figura se observa que desde 0 hasta 1.4 metros del eje las fluctuaciones se manifiestan en un rango aproximado de 98 y 105 kilo pascuales después pasa por una peque transición entre 1.4 y 2 metros donde la fluctuación es mínima y tiende a subir hasta la posición 2.4 m respecto al eje donde registro el valor de presión más alto y por ende el mayor nivel de ruido para luego tener una tendencia a la baja.

Estos cambios abruptos ocurridos finalizando el eje son debido a que el chorro se torna oscilante una de las causas es debido a que el núcleo de potencia ya no se encuentra en el chorro por lo tanto las fluctuaciones aleatorias que gobierna la capa de mezcla en esa zona se trasladan en las proximidades del chorro.

Tabla 4. Valores máximos y mínimos de los tres ejes

Ejes	Nivel de Ruido (dB)		Ubicación en eje x (metros)	
	Máximo	Mínimo	Max	Min
Núcleo de Potencia	197	188	0.3	1.3
Capa de mezcla	195.9	188.56	1.5	1.3
Observador	195.1	193.7	2.4	3.4

Fuente: Autor

4.5.6.1. Niveles de ruido en un chorro subsónico

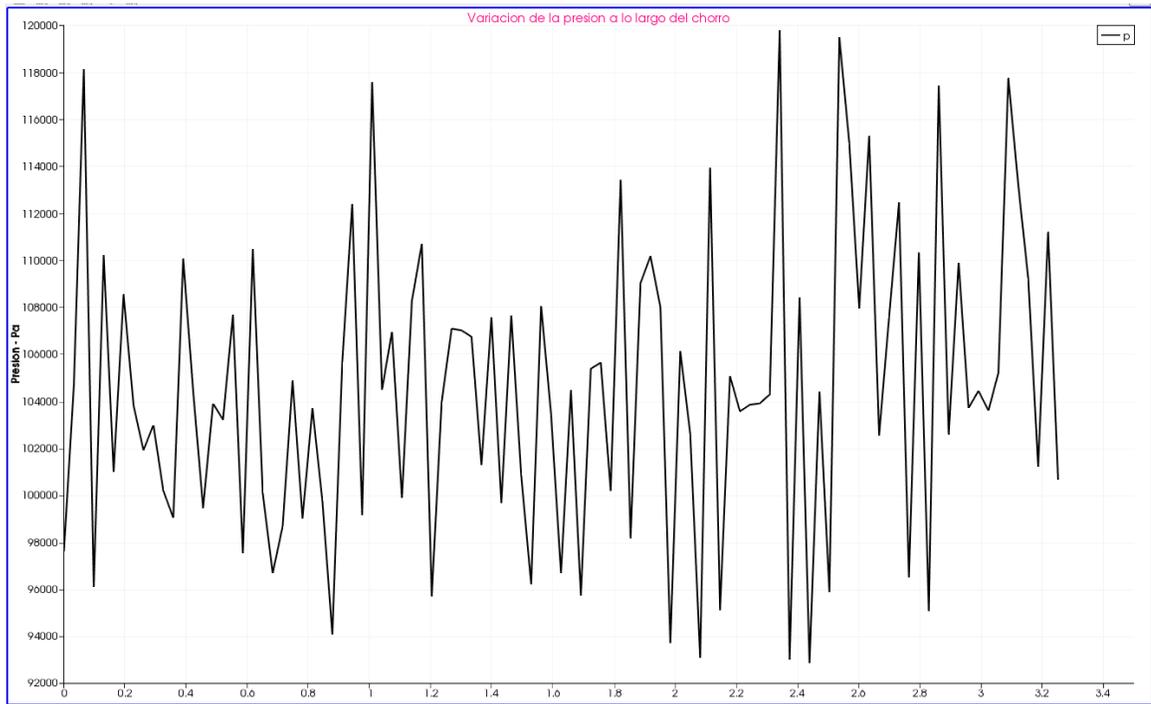
Ahora bien que se analizó el comportamiento en flujo supersónico una comparación frente a uno subsónico resulta importante.

Tabla 5 Condiciones de frontera caso subsónico

Condiciones de Frontera		
Nombre de la Frontera (Template OpenFOAM)	Unidad	Valor
InletCore	Velocidad	100 m/s
upperlowerWall	Presión	101325 Pa
upperlowerWall	Temperatura	288 Kelvin

En este caso las condiciones de salida en la tobera nos dan una velocidad de 245 m/s y una temperatura de 230 Kelvin por lo tanto tenemos un número mach de 0.8.

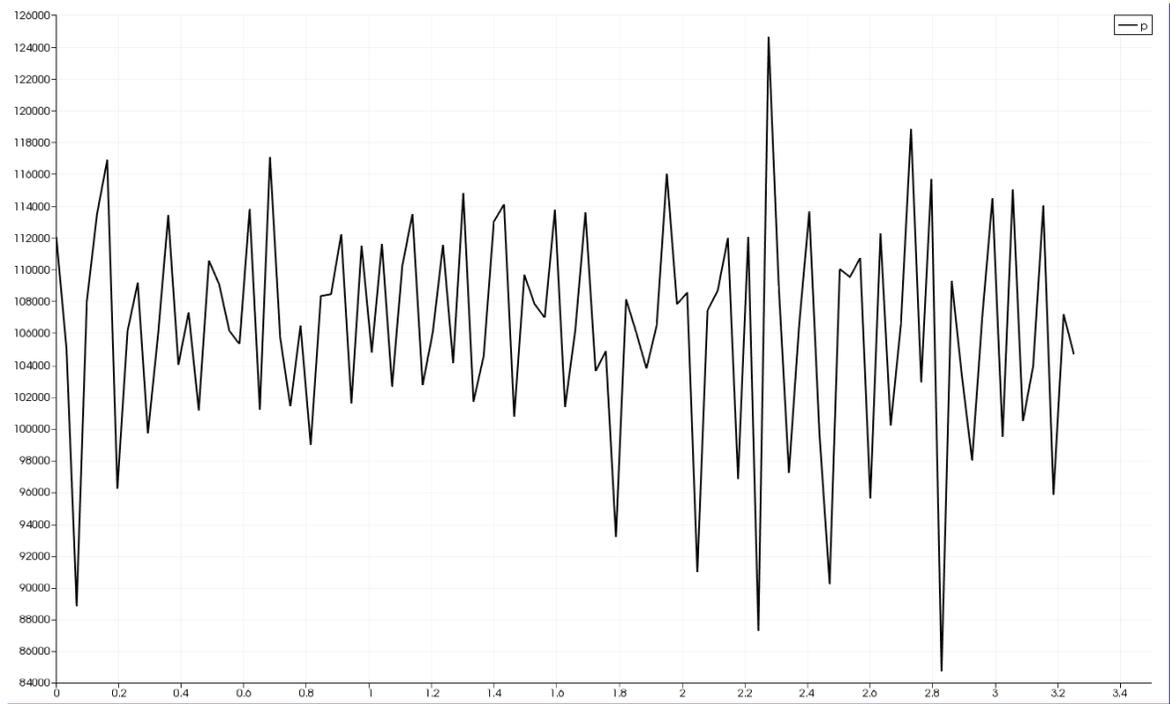
Figura 29. Fluctuaciones de presión a lo largo del chorro subsónico



Fuente: Autor

En la gráfica de la figura 27 se observa que el rango de presión que experimenta el chorro está entre 120kPa a 90kPa aproximadamente. Y que además dichas fluctuaciones presentan un cierto patrón casi similar a lo largo de todo el chorro, lo que es una notoria diferencia si se compara con las fluctuaciones del chorro supersónico.

Figura 30. Fluctuaciones de presión en la capa de mezcla subsónica

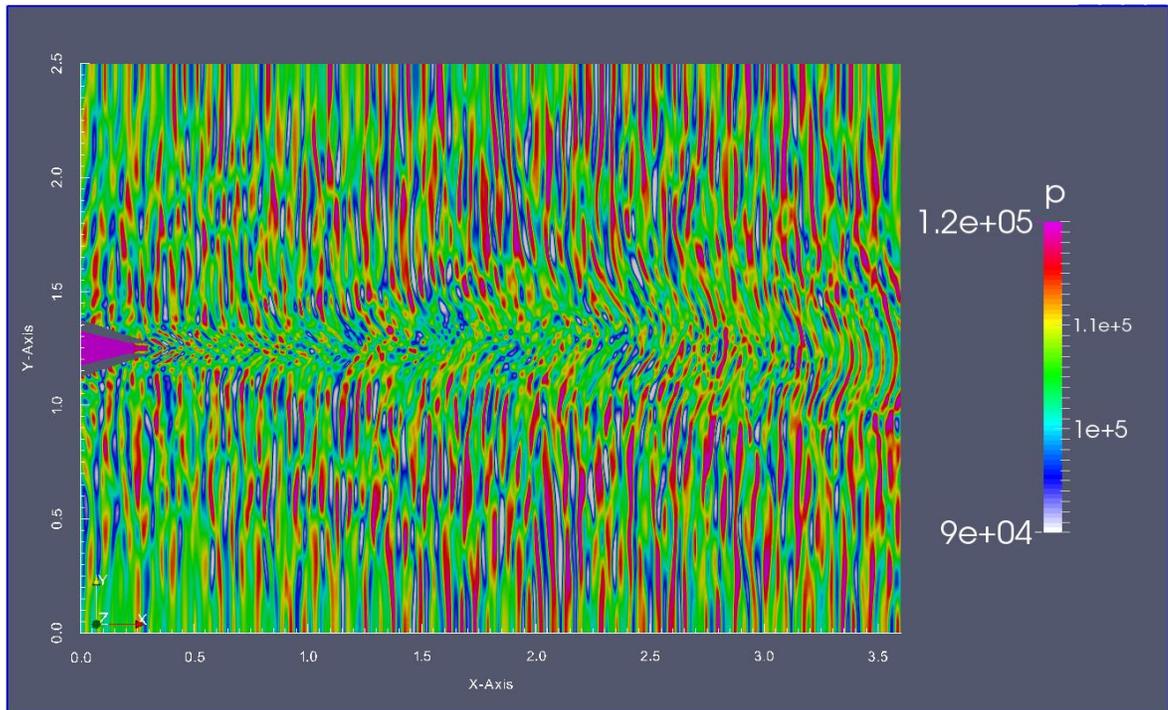


También se observa en la figura 28 que la capa de mezcla o corte tiene patrones de fluctuación similares que los que presenta el núcleo de potencia pero alcanzo picos de presión un poco más altos de alrededor de unos 125 kPa mientras que el núcleo de potencia fue menor a 120 kPa.

Si se observa la figura 29 la estructura del chorro subsónico no es muy notoria como la del chorro supersónico y por supuesto carece de las características de este tales como las celdas de choque, esto se debe a que los valores de las fluctuaciones de presiones abarcan el mismo rango tanto para el chorro como para el dominio en donde se propaga este.

También se observa que el núcleo de potencia no tiene un aumento y disminución súbitos como lo tiene el supersónico y presenta presiones más bajas que la capa de mezcla. Además, la capa de mezcla se mimetiza más con las presiones del ambiente conforme se aleja de la salida de la tobera y por lo tanto la longitud del chorro es más corto.

Figura 31. Gradiente de presiones del chorro subsónico



Fuente: Autor

Al igual que en el chorro supersónico; el chorro subsónico también entregó niveles de ruido alarmantemente enormes. Comparándolos con los estudios de simulación realizados por P.S. Tide & V. Babu (2009)[9] sus cifras se encuentran por debajo de las cifras de estudios experimentales y las de este trabajo están por encima.

CONCLUSIONES

- El chorro supersónico es más ruidoso que el subsónico
- En el chorro supersónico aparecen muchos más fenómenos complejos que en el subsónico.
- Al analizar las simulaciones de régimen subsónico y supersónico se comprobó las deferencias de presión que estas manejan, dejando un claro resultado de que el chorro subsónico abarca un rango de presiones mucho menor que el supersónico.
- Las fluctuaciones de presión son menos complejas en el chorro subsónico y poseen un patrón mucho más predecible.
- Se comprobó que el núcleo de potencia en el chorro supersónico tiene mayor nivel de ruido efectivo que la capa de mezcla del mismo. Y lo mismo ocurre pero a la inversa en el chorro subsónico es decir; La capa de mezcla tiene un nivel de ruido más efectivo que el núcleo de potencia.
- Se observó que las celdas de choque que se consultaron y de las cuales solo aparecen en el núcleo de potencia del chorro supersónico son las responsables de las subidas y bajadas de presión abruptas, es decir; si una celda de choque contiene altas presiones la siguiente tendrá un valor mucho menor.
- Una Celda de choque con altas presiones estará entre dos celdas de choque con menor presión a esta; y una celda de choque con presiones bajas estará entre dos celdas con mayor presión que esta.
- Al finalizar los dominios del núcleo de potencia en el chorro supersónico se crean grandes áreas de turbulencias con presiones mucho más bajas que las que produce el subsónico.

- Las fluctuaciones en la capa de mezcla del chorro supersónico esta en contante cambio y su influencia en el ambiente es más prominente que la capa de mezcla subsónica.
- A pesar de que los valores que se obtuvieron no fueron los idóneos al momento de comparar con otros artículos científicos; el concepto básico del fenómeno aeroacústico y la aerodinámica que gobierna el fluido del chorro se logró simular sin ningún problema.
- El gran desfase de cifras se debió en gran parte a dos factores; la primera es la poca cantidad de celdas presentes en el dominio; la segunda y la más influyente es que se trata de una simulación bidimensional.
- P.S. Tide & V. Babu (2009) obtuvieron desfases de valores con una malla de 900 mil celdas, No es de extrañarse que también la posea este trabajo cuya malla tiene 197500 celdas.

RECOMENDACIONES

- Si se desea conocer la tendencia y comportamientos de esta clase de fenómenos, una simulación bidimensional como fue la de este trabajo de grado, es un buen paso para comenzar a comprenderlos.
- Para obtener mejores resultados y que estén muy cercanos a la realidad se debe realizar una simulación tridimensional por supuesto y que esta tenga una cantidad de celdas por lo menos de 10 millones ya que la simulación llevada a cabo por Xia. Tucker & Eastwood (2009)[11] poseía una malla de 12.5 millones de celdas con la cual obtuvieron excelentes resultados. Aunque para ello se requiere un enorme poder computacional, es decir; tener acceso a un clúster.
- Se recomienda implementar en los cálculos de niveles de ruido las analogías de interacción con límites sólidos de Curle.

BIBLIOGRAFIA

- [1] A. Hirschberg and S. W. Rienstra, "An introduction to aeroacoustics," 2004.
- [2] D. Casalino, F. Diozzi, R. Sannino, and a. Paonessa, "Aircraft noise reduction technologies: A bibliographic review," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 12, no. 1, pp. 1–17, Jan. 2008.
- [3] "Principle of Mach Wave Elimination." [Online]. Available: http://supersonic.eng.uci.edu/mwe/mwe_principle.htm. [Accessed: 24-Jul-2014].
- [4] D. Papamoschou and M. Debiasi, "Noise Measurements in Supersonic Jets Treated," vol. 37, no. 2, 1999.
- [5] D. Papamoschou, "Mach Wave Eliminations in Supersonic Jets."
- [6] C. K. W. Tam, K. Viswanathan, K. K. Ahuja, and J. Panda, "The sources of jet noise: experimental evidence," *J. Fluid Mech.*, vol. 615, p. 253, Nov. 2008.

- [7] P. S. Tide and K. Srinivasan, "Effect of chevron count and penetration on the acoustic characteristics of chevron nozzles," *Appl. Acoust.*, vol. 71, no. 3, pp. 201–220, Mar. 2010.
- [8] O. Verhoeven, "Trailing Edge Noise Simulations," *Thesis*, p. 139, 2011.
- [9] P. S. Tide and V. Babu, "Numerical predictions of noise due to subsonic jets from nozzles with and without chevrons," *Appl. Acoust.*, vol. 70, no. 2, pp. 321–332, Feb. 2009.
- [10] K. U. Leuven, F. Ingenieurswetenschappen, D. Werktuigkunde, A. Productietechnieken, and M. E. N. Automatisering, *HYBRID METHODOLOGIES FOR THE COMPUTATIONAL AEROACOUSTIC ANALYSIS OF CONFINED , SUBSONIC*. 2007.
- [11] H. Xia, P. G. Tucker, and S. Eastwood, "Large-eddy simulations of chevron jet flows with noise predictions," *Int. J. Heat Fluid Flow*, vol. 30, no. 6, pp. 1067–1079, Dec. 2009.
- [12] A. Kurganov and E. Tadmor, "New High-Resolution Central Schemes for Nonlinear Conservation Laws and Convection–Diffusion Equations," *J. Comput. Phys.*, vol. 160, no. 1, pp. 241–282, May 2000.
- [13] A. Cardona, P. H. Kohan, R. D. Quinteros, and M. A. S. Eds, "High speed flow simulation using openfoam," vol. XXXI, pp. 13–16, 2012.
- [14] R. Schlinker, J. Simonich, D. Shannon, R. Reba, T. Colonius, K. Gudmundsson, and F. Ladeinde, "Supersonic Jet Noise from Round and Chevron Nozzles: Experimental Studies," *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf. (30th AIAA Aeroacoustics Conf.)*, no. May, pp. 11–13, May 2009.
- [15] P. Panickar, K. Srinivasan, and G. Raman, "Aeroacoustic features of coupled twin jets with spanwise oblique shock-cells," *J. Sound Vib.*, vol. 278, no. 1–2, pp. 155–179, Nov. 2004.

ANEXO A

Declaración de velocidad

```
/*-----*- C++ -*-----*\
|=====|
|\ \ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
|\ \ / O p e r a t i o n | Version: 2.3.0 |
|\ \ / 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];

internalField uniform (240 0 0);

boundaryField
{
    InletCore
    {
        type fixedValue;
        value uniform (240 0 0);
    }

    InletFan
    {
        type zeroGradient;//fixedValue;
        //value uniform (0 0 0);
    }

    Outlet
    {
        type zeroGradient;
    }

    upperlowerWall
    {
        type zeroGradient;//fixedValue;
        //value uniform (0 0 0);
    }
}
```

```

nozzlebody
{
    type        fixedValue;
    value       uniform (0 0 0);
}

frontAndBack
{
    type        empty;
}
}

// ***** //

```

Declaración de presión

```

/*-----*- C++ -*-----*\
|=====|
|\\ / F ield | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\ / O peration | Version: 2.3.0 |
| \\ / A nd | Web: www.OpenFOAM.org |
| \\ \\ M anipulation |
\*-----*/
FoamFile
{
    version 2.0;
    format ascii;
    class volScalarField;
    object p;
}
// ***** //

```

```
dimensions [1 -1 -2 0 0 0];
```

```
internalField uniform 101325;
```

```

boundaryField
{
    InletCore
    {
        type        uniformTotalPressure;
        rho         none;
        psi         thermo:psi;
        gamma       1.4;
        pressure    constant 101325;
        value       uniform 101325;
    }
}

```

```

}
InletFan
{
    type        waveTransmissive;
    gamma       1.4;
    fieldInf    101325;
    lInf        1;
    value       uniform 101325;
}
Outlet
{
    type        waveTransmissive;
    gamma       1.4;
    fieldInf    101325;
    lInf        1;
    value       uniform 101325;
}
upperlowerWall
{
    type        waveTransmissive;
    gamma       1.4;
    fieldInf    101325;
    lInf        1;
    value       uniform 101325;
}
nozzlebody
{
    type        zeroGradient;
}
frontAndBack
{
    type        empty;
}
}

// ***** //

```

Declaración de temperatura

```

/*-----*- C++ -*-----*\
|=====|
|\\ / F ield | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\ / O peration | Version: 2.3.0 |
| \\ / A nd | Web: www.OpenFOAM.org |
| \\ / M anipulation | |
\*-----*/
FoamFile
{
    version 2.0;
}

```

```

format    ascii;
class    volScalarField;
object    T;
}
// ***** //

dimensions    [0 0 0 1 0 0 0];

internalField    uniform 288;

boundaryField
{
    InletCore
    {
        type        totalTemperature;
        gamma        1.4;
        T0        uniform 288;
        value        uniform 288;
    }

    InletFan
    {
        type        zeroGradient;
    }

    Outlet
    {
        type        zeroGradient;
    }

    upperlowerWall
    {
        type        zeroGradient;//fixedValue;
        //value        uniform 288;
    }

    nozzlebody
    {
        type        zeroGradient;//fixedValue;
        //value        uniform 288;
    }

    frontAndBack
    {
        type        empty;
    }
}

```

```
// ***** //
blockMeshDict

/*-----*- C++ -*-----*\
|=====|
|\\ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\ / O p e r a t i o n | Version: 2.3.0 |
| \\ / 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 dictionary;
  object blockMeshDict;
}
// ***** //
```

convertToMeters 0.001;

vertices

```
(
(0 0 -0.5)
(0 1125 -0.5)
(0 1175 -0.5)
(0 1325 -0.5)
(0 1375 -0.5)
(0 2500 -0.5)
(200 1225 -0.5)
(200 1275 -0.5)
(300 0 -0.5)
(300 1225 -0.5)
(300 1275 -0.5)
(300 2500 -0.5)
(1800 0 -0.5)
(1800 1225 -0.5)
(1800 1275 -0.5)
(1800 2500 -0.5)
(2700 0 -0.5)
(2700 1225 -0.5)
(2700 1275 -0.5)
(2700 2500 -0.5)
(3600 0 -0.5)
(3600 1225 -0.5)
(3600 1275 -0.5)
(3600 2500 -0.5)
(0 0 0.5)
(0 1125 0.5)
```

```
(0 1175 0.5)
(0 1325 0.5)
(0 1375 0.5)
(0 2500 0.5)
(200 1225 0.5)
(200 1275 0.5)
(300 0 0.5)
(300 1225 0.5)
(300 1275 0.5)
(300 2500 0.5)
(1800 0 0.5)
(1800 1225 0.5)
(1800 1275 0.5)
(1800 2500 0.5)
(2700 0 0.5)
(2700 1225 0.5)
(2700 1275 0.5)
(2700 2500 0.5)
(3600 0 0.5)
(3600 1225 0.5)
(3600 1275 0.5)
(3600 2500 0.5)
```

```
);
```

```
blocks
```

```
(
  hex (0 8 9 1 24 32 33 25) (60 60 1) simpleGrading (1 0.071428571 1) //Bloque 0
  hex (2 6 7 3 26 30 31 27) (40 11 1) simpleGrading (1 1 1) //Bloque 1
  hex (6 9 10 7 30 33 34 31) (20 11 1) simpleGrading (1 1 1) //Bloque 2
  hex (4 10 11 5 28 34 35 29) (60 60 1) simpleGrading (1 14 1) //Bloque 3
  hex (8 12 13 9 32 36 37 33) (300 60 1) simpleGrading (1 0.071428571 1) //Bloque 4
  hex (9 13 14 10 33 37 38 34) (300 11 1) simpleGrading (1 1 1) //Bloque 5
  hex (10 14 15 11 34 38 39 35) (300 60 1) simpleGrading (1 14 1) //Bloque 6
  hex (12 16 17 13 36 40 41 37) (180 60 1) simpleGrading (1 0.071428571 1) //Bloque 7
  hex (13 17 18 14 37 41 42 38) (180 11 1) simpleGrading (1 1 1) //Bloque 8
  hex (14 18 19 15 38 42 43 39) (180 60 1) simpleGrading (1 14 1) //Bloque 9
  hex (16 20 21 17 40 44 45 41) (180 60 1) simpleGrading (1 0.071428571 1) //Bloque 10
  hex (17 21 22 18 41 45 46 42) (180 11 1) simpleGrading (1 1 1) //Bloque 11
  hex (18 22 23 19 42 46 47 43) (180 60 1) simpleGrading (1 14 1) //Bloque 12
```

```
);
```

```
edges
```

```
(
);
```

```
boundary
```

```
(
  InletCore
```

```

{
  type patch;
  faces
  (
    (2 3 27 26)

  );
}
InletFan
{
  type patch;
  faces
  (
    (4 5 29 28)
    (1 25 24 0)

  );
}
Outlet
{
  type patch;
  faces
  (
    (20 21 45 44)
    (21 22 46 45)
    (22 23 47 46)

  );
}
upperlowerWall
{
  type patch;
  faces
  (
    (5 29 35 11)//(3 23 27 7)//(2 22 26 6)
    (11 35 39 15)//(7 27 31 11)
    (15 39 43 19)//(11 31 35 15)
    (19 43 47 23)//(15 35 39 19)
    (0 8 32 24)//(0 4 24 20)//(1 5 25 21)
    (8 12 36 32)//(4 8 28 24)
    (12 16 40 36)//(8 12 32 28)
    (16 20 44 40)//(12 16 36 32)

  );
}

nozzlebody
{
  type wall;
  faces

```

```

(
  (4 28 34 10)
  (7 31 34 10)
  (3 27 31 7)
  (1 25 33 9)
  (2 26 30 6)
  (6 30 33 9)
);
}
frontAndBack
{
  type empty;
  faces
  (
    (24 32 33 25)
    (26 30 31 27)
    (30 33 34 31)
    (28 34 35 29)
    (32 36 37 33)
    (33 37 38 34)
    (34 38 39 35)
    (36 40 41 37)
    (37 41 42 38)
    (38 42 43 39)
    (40 44 45 41)
    (41 45 46 42)
    (42 46 47 43)
    (0 8 9 1)
    (2 6 7 3)//Tobera
    (6 9 10 7)//Tobera
    (4 10 11 5)
    (8 12 13 9)
    (9 13 14 10)
    (10 14 15 11)
    (12 16 17 13)
    (13 17 18 14)
    (14 18 19 15)
    (16 20 21 17)
    (17 21 22 18)
    (18 22 23 19)
  );
}
);
mergePatchPairs
(
);

// ***** //

```

controlDict

```
/*-----*- C++ -*-----*\
|=====| | |
|\ \ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
|\ \ / O p e r a t i o n | Version: 2.3.0 |
|\ \ / 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 dictionary;
    location "system";
    object controlDict;
}
// ***** //

application rhoCentralFoam;

startFrom startTime;

startTime 0;

stopAt endTime;

endTime 2;

deltaT 1e-7;//Aquí está lo crítico

writeControl adjustableRunTime; // timeStep;

writeInterval 0.05;

purgeWrite 21;

writeFormat ascii;

writePrecision 8;

writeCompression on;

timeFormat general;

timePrecision 9;

runTimeModifiable true;
```

```

adjustTimeStep true;

maxCo      0.33;

libs

(
  "libOpenFOAM.so"
); // Lo copié del siguiente tutorial: openfoam230/tutorials/incompressible/pimpleFoam/TJunctionFan

functions
{

probes
{
  // Where to load it from
  functionObjectLibs ( "libsampling.so" );

  type      probes;

  // Name of the directory for probe data
  name      probes;

  // Write at same frequency as fields
  outputControl  timeStep; //outputTime;
  outputInterval 1;

  // Fields to be probed
  fields
  (
    p U T
  );

  probeLocations
  (
    (301 1250 0)//x/Dj = 6.02
    (401 1250 0)//x/Dj = 8.02
    (501 1250 0)//x/Dj = 10
    (601 1250 0)//x/Dj = 12
    (701 1250 0)//x/Dj = 14
    (801 1250 0)//x/Dj = 16
    (901 1250 0)//x/Dj = 18
    (1001 1250 0)//x/Dj = 20
    (1101 1250 0)//x/Dj = 22
    (1501 1250 0)//30Dj tide babu
  );
}
}

```

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

fvSolution

```
/*-----*- C++ -*-----*\n|=====  
|\\ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |  
| \\ / O p e r a t i o n | Version: 2.3.0 |  
| \\ / 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 dictionary;  
  location "system";  
  object fvSolution;  
}  
// ***** //
```

solvers

```
{  
  "(rho|rhoU|rhoE)"  
  {  
    solver diagonal;  
  }  
  
  U  
  {  
    solver smoothSolver;  
    smoother GaussSeidel;  
    nSweeps 2;  
    tolerance 1e-09;  
    relTol 0.01;  
  }  
  
  e  
  {  
    $U;  
    tolerance 1e-8;  
    relTol 0;  
  }  
  
  //h  
  //{  
    //$U;  
    //tolerance 1e-10;  
  }
```

```

    //relTol    0;
  //}

  k/"(h|R|k|epsilon|omega)"
  {
    solver      PBiCG;
    preconditioner DILU;
    tolerance   1e-8;
    relTol     0.001;
  }

  k/"(h|R|k|epsilon|omega)Final"
  {
    $U;
    relTol     0;
  }
}

// ***** //

fvScheme

/*-----*- C++ -*-----*\
|=====| | | | |
|\ \ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \ \ / O p e r a t i o n | Version: 2.3.0 |
| \ \ / 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 dictionary;
  location "system";
  object fvSchemes;
}
// ***** //

fluxScheme Kurganov;

ddtSchemes
{
  default Euler;
}

gradSchemes

```

```
{
  default    Gauss linear;
}
```

divSchemes

```
{
  default    none;
  div(tauMC) Gauss linear;
  div(phi,k) Gauss linear;//tal vez es asi
}
```

laplacianSchemes

```
{
  default    Gauss linear corrected;
}
```

interpolationSchemes

```
{
  default    linear;
  reconstruct(rho) vanLeer;
  reconstruct(U) vanLeerV;
  reconstruct(T) vanLeer;
}
```

snGradSchemes

```
{
  default    corrected;
}
```

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