DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN SISTEMA SUPRESOR DE RUIDO PARA MOTORES TURBO FAN

KAREN YUSELI GARZÓN AMADO
CAMILO ANDRÉS RODRÍGUEZ SANDOVAL

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2018

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN SISTEMA SUPRESOR DE RUIDO PARA MOTORES TURBO FAN

KAREN YUSELI GARZÓN AMADO
CAMILO ANDRÉS RODRÍGUEZ SANDOVAL

PROPUESTA PARA OPTAR POR EL TITULO DE INGENIEROS AERONÁUTICOS

DIRECTOR
FRANCISCO JAVIER GONZALEZ CRUZ
MSC. INGENIERÍA MECÁNICA

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2018

NOTA DE ACEPTACIÓN

_____
_____
_____
_____
_____
_____
_____
_____
_____
_____

_____
Firma del presidente del jurado

_____
Firma del jurado

_____
Firma del jurado

Bogotá, 03 Abril 2018

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

DEDICATORIA

A mi madre Dohora Lilia por su comprensión y apoyo en cada etapa que cursé en la carrera, por sus palabras de aliento en los momentos de flaqueza y su amor incondicional.

A mi padre Alirio por enseñarme a seguir mis sueños sin importar a donde estos me lleven.

A mis compañeros y amigos, por estar conmigo a lo largo de esta carrera, en sus momentos felices, duros y memorables, especialmente a Camilo por el apoyo, paciencia y dedicación en este proyecto.

Finalmente, a cada una de las personas que hicieron que su desarrollo, realización y culminación haya sido realidad.

Karen Garzón

A Dios por darme las facultades y capacidades para poder desempeñar y aprobar de manera exitosa mi carrera profesional, de la mano de personas muy inteligentes y aplicadas.

A mi familia que fue un apoyo incondicional desde el comienzo hasta el final de este proceso.

A mi compañera de proyecto Karen, ya que gracias a su disciplina se logró un buen resultado en este proyecto.

Camilo Rodríguez

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecemos al cuerpo docente de la Fundación Universitaria Los Libertadores por su dedicación en las asignaturas dadas a lo largo del transcurso de esta carrera, ya que fue gracias a docentes aplicados y con verdadera vocación que estamos culminando una etapa de vital importancia en nuestra vida profesional.

Al ingeniero John Jairo Vaca Ríos por sus asesorías, tiempo y conocimiento dedicado al desarrollo de este proyecto.

Al ingeniero Francisco Javier Gonzales Cruz, por su apoyo, paciencia y aportes, ya que, gracias a su vasto conocimiento en motores e ingeniera, y a su vocación docente nos acompañó y alentó hasta la culminación de este proyecto.

CONTENIDO

Pág.

Nota de aceptación **3**
Dedicatoria **5**
Agradecimientos **6**
Contenido **7**
Lista de Tablas **9**
Lista de Figuras **10**
Lista de graficas **12**
Lista de anexos **14**
Glosario **15**
Nomenclatura **17**
Resumen **18**
Introducción **19**
Alcances 19
Limitaciones 20
Metodología **21**
Objetivos **22**
Objetivo General 22
Objetivos Específicos 22
1. Marco Referencial **23**
1.1 Marco Conceptual 23
1.1.1 Motor Turbo Fan 23
1.1.2 Sistemas de reducción de ruido en un motor. 24
1.1.3 diseños de sistemas supresores de ruido 28
1.1.4 Sistema supresor de ruido con tobera tipo chevrons 31
1.1.4.1 ¿Qué es un chevron? 31
1.1.4.2 ¿Quién ha desarrollado esta tecnología? 32
1.1.4.3 Aplicaciones en el campo aeronáutico 33
1.1.5 Patentes relacionadas 33
1.1.6 Ruido 35
1.1.6.1 Medición del ruido 36

1.1.6.2 Efectos del ruido en la salud de las personas.....37
1.2 Marco Legal.....38
1.2.1 Resolución 8321 de 1983 Ministerio de salud.....38
1.2.2 Resolución 1792 de 1990 ministerios de salud, trabajo y seguridad social 38
1.2.3 Rac 36 Estándares de ruido.....39
2. Sistema Supresor de Ruido 41
3. Análisis Termogasodinámico del motor 44
3.1 Selección del motor 44
3.2 Desarrollo Termogasodinámico.....48
4. Diseño 54
4.1 Diseño de la tobera base.....54
4.2 Diseño de la Tobera con Chevrons 58
4.3 Diseño Dominio Computacional.....61
5. Simulaciones 63
5.1 Geometría.....63
5.2 Parámetros de simulación 64
5.3 Malla.....65
5.3.1 Estudio de independencia de malla 65
5.3.1.1 Tobera Base 65
5.3.1.2 Tobera Chevron.....71
5.4 Simulaciones Acústicas.....76
6. Resultados.....81
7. Conclusiones.....87
8. Recomendaciones.....88
9. Bibliografía 89

LISTA DE TABLAS

Pág.

Tabla 1. Nivel de presión sonora de dB 38
Tabla 2. Aeronaves con sus respectivos motores 44
Tabla 3. Mallas escogidas para el modelo base 66
Tabla 4. Mallas escogidas para el modelo Chevron 71
Tabla 5. Coordenadas de los receptores a 30Dj de distancia.....79
Tabla 6. Coordenadas de los receptores a 50Dj de distancia.....79
Tabla 7. Decibeles obtenidos de los receptores a 30Dj. 85
Tabla 8. Decibeles obtenidos de los receptores a 50Dj. 85
Tabla 9.Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base.....92
Tabla 10. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base (Continuación) 93
Tabla 11. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base (Continuación) 94
Tabla 12. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base (Continuación) 94
Tabla 13. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base (Continuación) 96
Tabla 14. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo chevron…97
Tabla 15. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo chevron. (Continuación) 98

LISTA DE FIGURAS

Pág.

Figura 1. Diagrama esquemático de un motor turbo fan de alta relación de derivación. 23
Figura 2. Materiales de revestimiento para absorción de ruido 24
Figura 3. Difusor tipo Scarfed 25
Figura 4 Sistema de control activo de ruido.....25
Figura 5. Tobera tipo Chevron en B787.....26
Figura 6. Flujos en motor turbo fan.....27
Figura 7. Sistema Hush Kit 28
Figura 8. Comparaciones de flujo en boquilla lisa y boquilla supresora 29
Figura 9. Sistemas supresores de ruido corrugados 29
Figura 10. Distancia para la cual la turbulencia generada por los motores es muy alta y se genera ruido.....30
Figura 11. Los supresores de ruido tipo perímetro-corrugado o multi-tubo. ...31
Figura 12. Sistema supresor de ruido tipo Chevron.....32
Figura 13 Sistema supresor de ruido en tobera con pestañas.....33
Figura 14. Sistema supresor de ruido tipo multi-lóbulo.....34
Figura 15 Sistema supresor de ruido con lengüetas en la tobera.....35
Figura 16. Decibeles de ruido según cada fuente que lo genera.....36
Figura 17. Motor de avión con el SMA instalado. 42
Figura 18. Motor Roll-Royce Trent 1000 instalado en avión Boeing 787-9 Dreamliner. 43
Figura 19. Diagrama seccionado del motor JT9D-3A. 45
Figura 20. Esquema de las etapas del motor y su numeración. 47
Figura 21. Dimensiones del motor JT9D-3A.....54
Figura 22. Dimensiones de la tobera base 55
Figura 23. Diseño en Solid Edge de la tobera base.....56
Figura 24. Diseño en Solid Edge de la tobera base escalada. 57
Figura 25. Tobera base final.....57
Figura 26. Dimensiones del Chevron.....58
Figura 27. Dimensiones de las boquillas fabricadas en milímetros. 60
Figura 28. Dimensiones de cada chevron.....60
Figura 29. Diseño en Solid Edge de la tobera con chevrons 61
Figura 30. Dimensiones del dominio computacional.....61
Figura 31. Dominio computacional creado en Solid Edge. 62
Figura 32. Operación Booleana modelo base.....63
Figura 33. Operación Booleana modelo chevron.....64
Figura 34. Tipos de frontera aplicadas a los modelos 65
Figura 35. Contorno de velocidad malla 1 modelo base.....66
Figura 36. Contorno de velocidad malla 2 modelo base.....67
Figura 37. Contorno de velocidad malla 3 modelo base.....68
Figura 38. Malla elegida envolviendo el modelo base 70

Figura 39. Inflación generada alrededor de la geometría de la tobera base…70
Figura 40. Malla elegida en el contorno del modelo base.....70
Figura 41. Contorno de velocidad malla 1 modelo chevron.....72
Figura 42. Contorno de velocidad malla 2 modelo chevron.....73
Figura 43. Contorno de velocidad malla 3 modelo chevron.....74
Figura 44. Malla elegida para el modelo chevron 75
Figura 45. Inflación generada alrededor de la geometría de la tobera chevron. 76
Figura 46. Dominio con la superficie cilíndrica para FW-H 78
Figura 47. Ubicación de los receptores para el módulo FW-H.....78
Figura 48. Contorno de velocidad del modelo base.....81
Figura 49. Contorno de velocidad del modelo chevron.....81
Figura 50. Contorno de temperatura modelo base 82
Figura 51. Contorno de temperatura modelo chevron 82
Figura 52. Contorno de presión modelo base.....83
Figura 53. Contorno de presión modelo chevron.....83

LISTA DE GRAFICAS

Pág.

Gráfica 1. Perfil de velocidades obtenido con la malla 1 modelo base 67
Gráfica 2. Perfil de velocidades obtenido con la malla 2 modelo base 68
Gráfica 3. Perfil de velocidades obtenido con la malla 3 modelo base 69
Gráfica 4. Comparación de los perfiles de velocidades modelo base.....69
Gráfica 5. Perfil de velocidades obtenido con la malla 1 modelo chevron 72
Gráfica 6. Perfil de velocidades obtenido con la malla 2 modelo chevron 73
Gráfica 7. Perfil de velocidades obtenido con la malla 3 modelo chevron 74
Gráfica 8. Comparación de los perfiles de velocidades modelo base.....75
Gráfica 9. Receptor 1 modelo base 84
Gráfica 10. Receptor 1 modelo chevron 84
Gráfica 11. Receptor 2 modelo base 99
Gráfica 12. Receptor 3 modelo base 99
Gráfica 13. Receptor 4 modelo base 100
Gráfica 14. Receptor 5 modelo base 100
Gráfica 15. Receptor 6 modelo base 101
Gráfica 16. Receptor 7 modelo base 101
Gráfica 17. Receptor 8 modelo base 102
Gráfica 18. Receptor 9 modelo base 102
Gráfica 19. Receptor 10 modelo base 103
Gráfica 20. Receptor 11 modelo base 103
Gráfica 21. Receptor 12 modelo base 104
Gráfica 22. Receptor 13 modelo base 104
Gráfica 23. Receptor 14 modelo base 105
Gráfica 24. Receptor 15 modelo base 105
Gráfica 25. Receptor 16 modelo base 106
Gráfica 26. Receptor 17 modelo base 106
Gráfica 27. Receptor 18 modelo base 107
Gráfica 28. Receptor 19 modelo base 107
Gráfica 29. Receptor 20 modelo base 108
Gráfica 30. Receptor 21 modelo base 108
Gráfica 31. Receptor 22 modelo base 109
Gráfica 32. Receptor 23 modelo base 109
Gráfica 33. Receptor 24 modelo base 110
Gráfica 34. Receptor 25 modelo base 110
Gráfica 35. Receptor 2 modelo chevron 111
Gráfica 36. Receptor 3 modelo chevron 111
Gráfica 37. Receptor 4 modelo chevron 112
Gráfica 38. Receptor 5 modelo chevron 112
Gráfica 39. Receptor 6 modelo chevron 113
Gráfica 40. Receptor 7 modelo chevron 113
Gráfica 41. Receptor 8 modelo chevron 114

Gráfica 42. Receptor 9 modelo chevron 114
Gráfica 43. Receptor 10 modelo chevron 115
Gráfica 44. Receptor 11 modelo chevron 115
Gráfica 45. Receptor 12 modelo chevron 116
Gráfica 46. Receptor 13 modelo chevron 116
Gráfica 47. Receptor 14 modelo chevron 117
Gráfica 48. Receptor 15 modelo chevron 117
Gráfica 49. Receptor 16 modelo chevron 118
Gráfica 50. Receptor 17 modelo chevron 118
Gráfica 51. Receptor 18 modelo chevron 119
Gráfica 52. Receptor 19 modelo chevron 119
Gráfica 53. Receptor 20 modelo chevron 120
Gráfica 54. Receptor 21 modelo chevron 120
Gráfica 55. Receptor 22 modelo chevron 121
Gráfica 56. Receptor 23 modelo chevron 121
Gráfica 57. Receptor 24 modelo chevron 122
Gráfica 58. Receptor 25 modelo chevron 122

LISTA DE ANEXOS

Pág.

ANEXO A. CONFIGURACIONES DE MALLAS.....92
ANEXO B. GRÁFICAS RECEPTORES MODELOS BASE Y CHEVRON 99

GLOSARIO

Condiciones de frontera: Nombre dado a una superficie o cara del modelo, dentro de la cual se determinan los datos de operación.

Decibel: Es la unidad relativa empleada en acústica, electricidad, telecomunicaciones y otras especialidades para expresar la relación entre dos magnitudes: la magnitud que se estudia y una magnitud de referencia.[1]

EPNdB: Siglas en ingles de Effective Perceived Noise Level, hace referencia a el nivel efectivo de ruido percibido. Es medido en decibeles (dB).

Farfield: Es la superficie que limita el dominio computacional y simula un campo lejano de interés.

Flujo laminar: Es el nombre dado a un flujo cuando su comportamiento es perfectamente ordenado, estratificado, suave, de manera que el fluido se mueve en láminas paralelas sin entremezclarse.

Flujo turbulento: Es el nombre dado a un flujo cuando su comportamiento es impredecible e irregular, las partículas se mueven sin orden alguno y tienden a formar pequeños remolinos.

Inlet: Hace referencia a la cara en la cual entrara el fluido al modelo.

Malla: Es una discretización que se hace de un cuerpo dividiendo la región en pequeños volúmenes de control, después se resuelve para cada uno de ellos los arreglos algebraicos dispuestos para hacer una simulación.[2]

NPR: Siglas en inglés *Nozzle Pressure Ratio*, es la relación de presión en la tobera y hace referencia a la relación entre la presión al interior de la tobera y la presión ambiental.

Outlet: Hace referencia a la cara en la cual saldrá el fluido del modelo.

---

[1] AUDIFON. Centros auditivos. Decibelio [en línea]. < https://www.audifon.es/glosario-audifon-decibelio>

[2] ANDERSON, JOHN D. (1995). Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications. Science/Engineering/Math. McGraw-Hill Science. [citado febrero 28, 2018]

Symmetry: Es la identidad utilizada para disminuir los tiempos y esfuerzos de simulación. Ejerce el papel de un espejo, reflejando el mismo material que hay anterior a él.

SFN: Siglas en inglés *Separated Flow Nozzles*, es la denominación que llevan las toberas diseñadas para flujo separado o flujo no mixto.

SPL: Siglas en inglés *Sound Pressure Level*, y determina la intensidad del sonido que genera una presión sonora. Su unidad es el decibelio (dB).

Wall-Nozzle: Condición que hace referencia a las paredes internas y externas de la tobera.

NOMENCLATURA

$C_p = Calor\ especifico\ a\ presión\ constante$
$F = Fuerza\ de\ empuje$
$FPR = Fan\ pressure\ ratio - Relación\ de\ presión\ del\ fan$
$\dot{m} = Flujo\ másico$
$M = Numero\ Mach$
$OPR = Overall\ pressure\ ratio - Relación\ de\ presión\ total$
$P = Presión$
$R = Constante\ del\ gas$
$T = Temperatura$
$V = Velocidad$
$W = Trabajo$
$\gamma = Relación\ de\ calor\ especifico$
$\eta = Eficiencia$
$\beta = Bypass - Relación\ de\ derivación$
$\rho = Densidad$

Subíndice

$a = Atmosferica/aire$
$b = Burner - Camara\ de\ combustión$
$c = Compresor/cool - frio$
$f = Fan - ventilador$
$g = Gas\ caliente$
$h = hot - caliente$
$i = Inlet - entrada$
$m = Mecanica$
$n = Nozzle - tobera$
$s = Salida$
$t = Turbina$
$T = Total$
$0 = Inicial$

RESUMEN

En el presente proyecto se establecen las fases que se siguieron para el diseño de un sistema supresor de ruido y su posterior simulación, teniendo como aplicación motores turbo fan de aviones comerciales.

El objetivo principal del proyecto está dirigido a diseñar conceptual y preliminarmente un sistema supresor de ruido, utilizando como propósito su instalación en motores turbo fan; la tobera diseñada debe reducir en condiciones a nivel del mar los niveles de ruido en comparación al ruido generado por la tobera base.

Para el desarrollo de este proyecto fue necesario indagar sobre los aviones comerciales más vendidos a través del tiempo, clasificar sus motores y obtener sus características de operación. Esto con el fin de realizar su análisis termogasodinámico y poder predecir el comportamiento del fluido a través del motor escogido.

Una vez desarrollado el análisis y teniendo las diferentes propiedades del fluido a la salida del motor, se procede a modelar la tobera de referencia y la tobera chevron. Posterior a ello se ejecutan una serie de simulaciones en CFD, las cuales ayudaran a predecir el comportamiento del fluido a través de las toberas y dentro de un volumen de control. Estas simulaciones están enfocadas en encontrar niveles de presión de ruido.

En el documento están consignados los procesos necesarios para realizar el análisis termogasodinámico, modelación en 3D de las toberas utilizando el programa de modelación asistido Solid Edge y parámetros para las simulaciones utilizando el software de simulación de ingeniería Ansys con el componente Fluent, al igual que los resultados obtenidos.

Por otro lado, se emplearon fuentes de información como la Nasa, Science direct, entre otras, así como fuentes de información en aerodinámica computacional y motores turbo fan empleados en aviación.

Palabras clave:

- Diseño por computadora de toberas.
- Toberas acústicas.
- Motor turbo fan.
- Reducción de ruido.
- Simulación acústica.

INTRODUCCIÓN

La generación de contaminación auditiva en la industria aeronáutica ha sido a través de los años una de las características más difíciles de disminuir. Mediante los años se han desarrollado sistemas de supresión de ruido localizados en diferentes partes de las aeronaves, siendo los motores una de las fuentes que genera grandes cantidades de ruido. En la actualidad están siendo desarrollados sistemas supresores de ruido empleando variedad de materiales utilizando la energía térmica de los gases de salida del motor; variando su diseño en la geometría y en funcionamiento cambiando o añadiendo mejoras. Estos modelos desarrollados no solo van dirigidos a reducir el ruido sino a disminuir temperaturas al interior del motor, mejorar la mezcla del fluido de salida y mantener o disminuir peso, lo que se ve plasmado en la disminución del consumo de combustible.

Dentro de los sistemas supresores de ruido desarrollados, se destaca el funcionamiento de la tobera tipo chevron, la cual genera pequeños vórtices que mejoran la descarga de los gases de salida del motor al ambiente, produciendo una penalidad mínima de empuje, comparado con los niveles de ruido suprimidos. Está tecnología actualmente se encuentra en investigación y desarrollo en centros de investigación a nivel mundial incluyendo la NASA.

Diversas casas fabricantes de aviones, motores y centros de investigación han trabajado en conjunto para lograr investigaciones mucho más verídicas, siendo así la NASA (*National Aeronautics and Space Administration*), GAE/AEC (*General Electric Engines/ Allison Engine Company*), P&W (*Pratt and Withney*), algunos de los principales investigadores.

La implementación de este sistema puede ser evidenciada en el ventilador (*Fan*) y en la tobera de escape de algunos motores turbo fan modernos; utilizando materiales que absorben la energía cinética de los gases de escape; en diseños llamados SFN (*Separated Flow Nozzles*); entre otros.

ALCANCES

- Análisis de un motor turbo fan al cual posteriormente se le implementó el sistema supresor de ruido.
- Diseño un sistema supresor de ruido ubicado en la tobera de gases de escape del motor.
- Definición de los parámetros y geometría del sistema supresor elaborado.
- Desarrolló de simulaciones aerodinámicas bajo condiciones ambiente a nivel del mar a las toberas modeladas.

LIMITACIONES

- No se variará la geometría de la tobera, cambiando su número de dientes y su penetración.
- No se cambiarán los parámetros en entrada a la tobera simulada.
- Se simularán los modelos en ANSYS con una licencia estudiantil.

METODOLOGÍA

La metodología de investigación a usar en el desarrollo del proyecto tiene un enfoque mixto, ya que la investigación es de tipo cuantitativa, descriptiva y aplicada.[3]

La metodología cuantitativa es utilizada en el capítulo del análisis termogasodinámico, dado que se van a trabajar datos exactos, estadísticas y se pretende que mediante el análisis numérico se pueda hacer una inferencia lógica que permita dar paso a las diferentes simulaciones bajo parámetros exactos de comportamiento.

La metodología descriptiva es empleada a lo largo del proyecto, puesto que este se centra en la descripción del fenómeno sonoro generado por los motores y cómo lograr su mitigación eficiente.

La metodología aplicada ya que el objetivo de este proyecto tiene como finalidad la resolución de problemas prácticos inmediatos como lo es la contaminación sonora generada por los motores turbo fan en las operaciones de aeronaves.

---

[3] Tipos de investigación [en línea] [citado Mayo 23, 2017]. Disponible de MailxMail cursos: http://imagenes.mailxmail.com/cursos/imagenes/6/3/tipos-de-investigacion-1-2_23736_11_1.jpg

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

- Realizar el diseño conceptual y preliminar de un sistema supresor de ruido para motores turbo fan.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Generar el diseño conceptual y preliminar del dispositivo que se adapte al tipo de motor turbo fan seleccionado.
- Desarrollar el análisis termogasodinámico del motor seleccionado y simulaciones por computador en el software Ansys Fluent del dispositivo proyectado.
- Determinar la configuración más adecuada para un sistema supresor de ruido que pueda ser utilizado en motores turbo fan con el fin de reducir la intensidad del ruido generado durante la operación del motor.

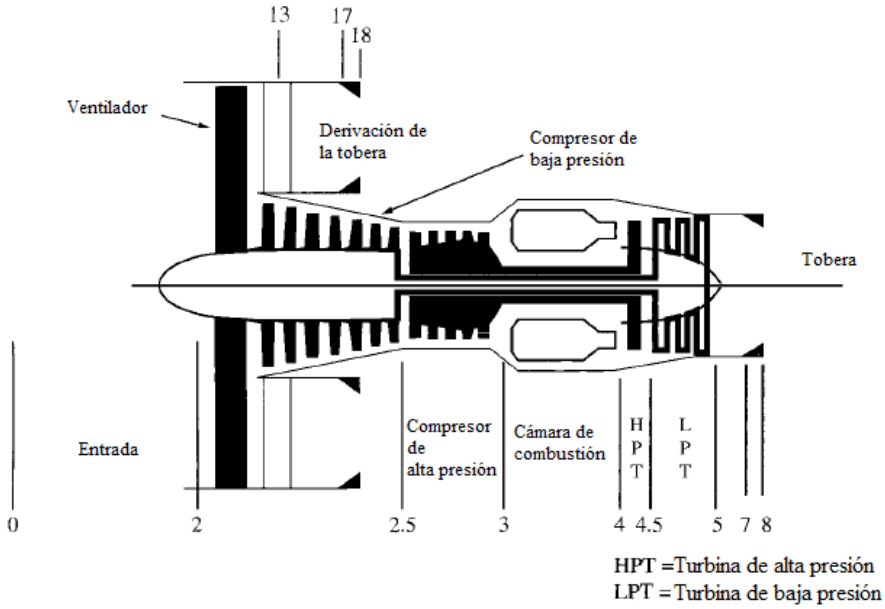
1. MARCO REFERENCIAL

1.1 MARCO CONCEPTUAL

1.1.1 MOTOR TURBO FAN

"Los motores turbo fan consisten de una entrada, ventilador, generador de gas y tobera. En el turbo fan, una parte del trabajo de la turbina se usa para suministrar energía al ventilador. En general, el motor turbo fan es más económico y eficiente que el turbo jet en vuelo subsónico. El consumo específico de combustible de empuje (TSFC, o tasa másica de flujo de combustible por unidad de empuje) es menor para los turbofans e indica una operación más económica. El turbo fan también acelera una mayor masa de aire a una velocidad más baja que un turbo jet para una mayor eficiencia de propulsión. Un diagrama esquemático de un turbo fan se muestra en la Fig. 1. El área frontal de un turbo fan es bastante grande en comparación con la de un turborreactor, y por esta razón se produce más resistencia y más peso. El diámetro del ventilador también está limitado aerodinámicamente cuando se producen efectos de compresibilidad"[4].

Figura 1. Diagrama esquemático de un motor turbo fan de alta relación de derivación.



Fuente: Mattingly, Elements of propulsion: Gas turbines and Rockets, 2006, p. 9. (Adaptado por los autores)

[4] Mattingly, Elements of propulsion: Gas turbines and Rockets, 2006, p.11

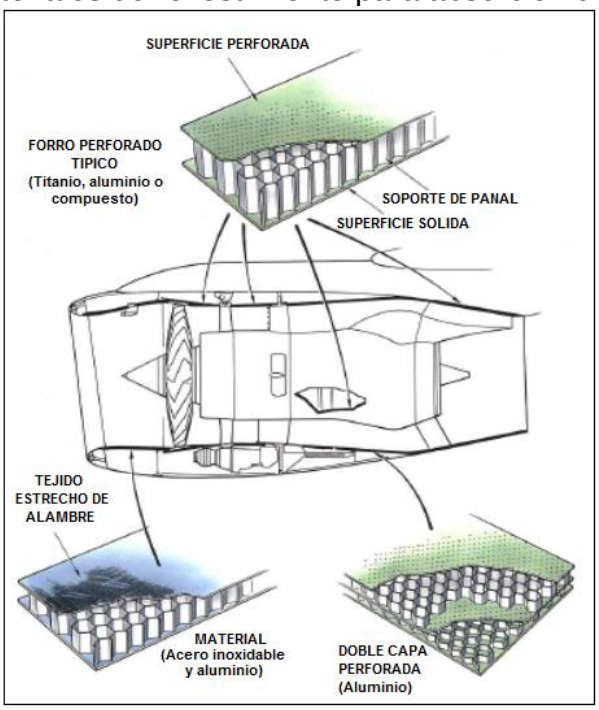
1.1.2 SISTEMAS DE REDUCCIÓN DE RUIDO EN UN MOTOR.

"Dado que las principales fuentes productoras de ruido en un motor están localizadas, se resume a continuación las principales formas de reducción de ruido"[5].

Con ayuda de investigaciones se ha producido una buena comprensión de la generación del ruido y las reglas comprensivas que existen del diseño. Estas se basan en la necesidad de minimizar los niveles de turbulencia, reducir la fuerza de las interacciones entre las palas giratorias y las paletas estacionarias, y optimizar el uso de revestimientos acústicamente absorbentes.

- "Por medio del uso de material absorbente de ruido en ciertas áreas del motor. El forro absorbente normalmente consta de una superficie porosa con un fondo de panel de abeja, montado dentro de los conductos del motor como se puede observar en la figura 2. Las propiedades acústicas de la superficie y el fondo están cuidadosamente equiparadas al carácter del ruido para conseguir una supresión óptima. La desventaja del uso de este método de supresión de ruido es que incurre en un ligero aumento de peso acompañado con un ligero aumento del consumo de combustible."[6].

Figura 2. Materiales de revestimiento para absorción de ruido



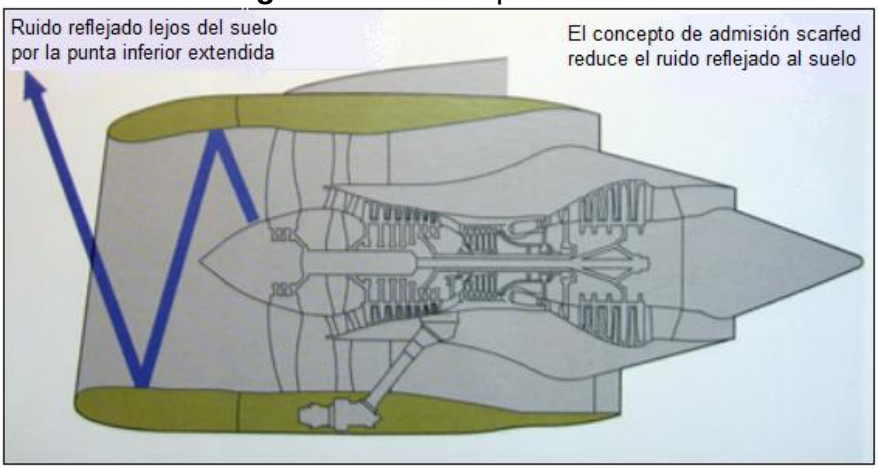
Fuente: LOPEZ. Materiales absorventes de ruido. 2012, p.104. (Adaptado por los autores)

---

[5] LOPEZ GRANERO, Jose Manuel. Estudio de un turbo fan. 2012. p.103
[6] Ibid. p. 104

- “Los difusores tipo *Scarfed* se caracterizan por ser más largos en la parte inferior de la entrada que en la superior como se puede ver en la Fig. 3. Son de un gran interés porque hacen que el sonido se disipe hacia arriba y en las operaciones cerca de tierra reduce notoriamente el ruido producido por el fan.”[7]

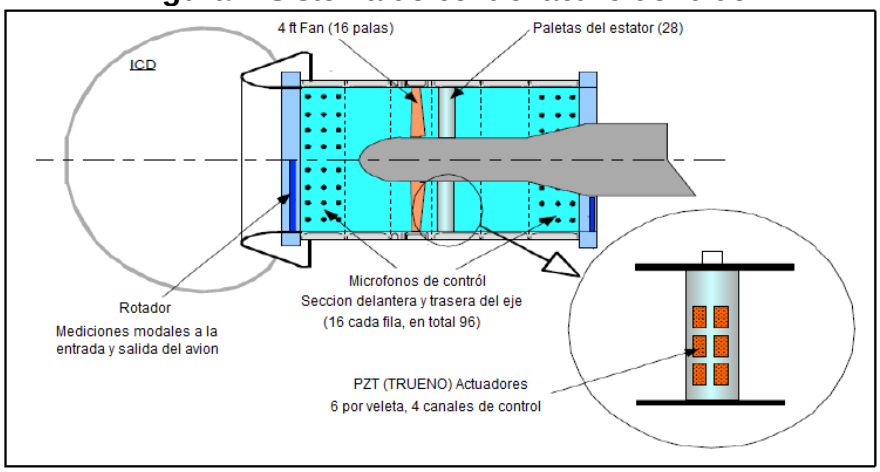
Figura 3. Difusor tipo Scarfed



Fuente: LOPEZ. Difusor Scarfed. 2012, p.105 (Adaptado por los autores)

- “El control de Ruido Activo utiliza el fenómeno de interferencia destructiva entre ondas, esto se da cuando dos ondas al encontrarse atenúan su magnitud entre sí. En la Fig. 4 se puede observar un sistema de control de ruido activo.”[8]

Figura 4 Sistema de control activo de ruido



Fuente: LOPEZ. Sistema de control de ruido activo en un turbofan. 2012, p.106 (Adaptado por los autores).

[7] Ibid. p. 105
[8] Ibid. p. 106

- “En el chorro de escape puede reducirse el ruido aumentando el régimen de mezcla de los gases con la atmósfera. Esto se logra incrementando el área de contacto de la atmósfera con la corriente de gas utilizando una tobera propulsora que incorpore un supresor de ruido tipo lóbulos o arrugado. Este método se utiliza más en turborreactores puros y turbo fans militares que en aviones comerciales”[9].
- La casa fabricante Boeing esta utilizado la tobera Chevron en el nuevo 787, como se evidencia en la Fig.5. La tobera chevron está compuesta por dientes en forma de v en la boquilla de salida, estos dientes se implementan con la finalidad de mejorar la mezcla de los diferentes flujos de aire, haciendo que la mezcla sea menos turbulenta.

Figura 5. Tobera tipo Chevron en B787

Fuente: LOPEZ. Tobera chevron del Boeing 787. 2012, p.106

¿Cómo se genera el ruido en los gases de escape de un avión?

“Se tiene un gas caliente a alta velocidad que deja el núcleo del motor y otro gas a una velocidad más alta que el aire externo, pero mucho más lento que el núcleo, en la parte superior, y el flujo de aire externo, por lo que entre los flujos de aire con diferentes propiedades (especialmente diferentes velocidades) hay una capa donde ambos flujos de aire se mezclan para crear uno diferente con propiedades promedio (decir promedio es una simplificación), la mezcla es una región llamada "capa de mezcla". Desafortunadamente, en los motores típicos, la forma en que ambas capas se mezclan es turbulenta.”[10]

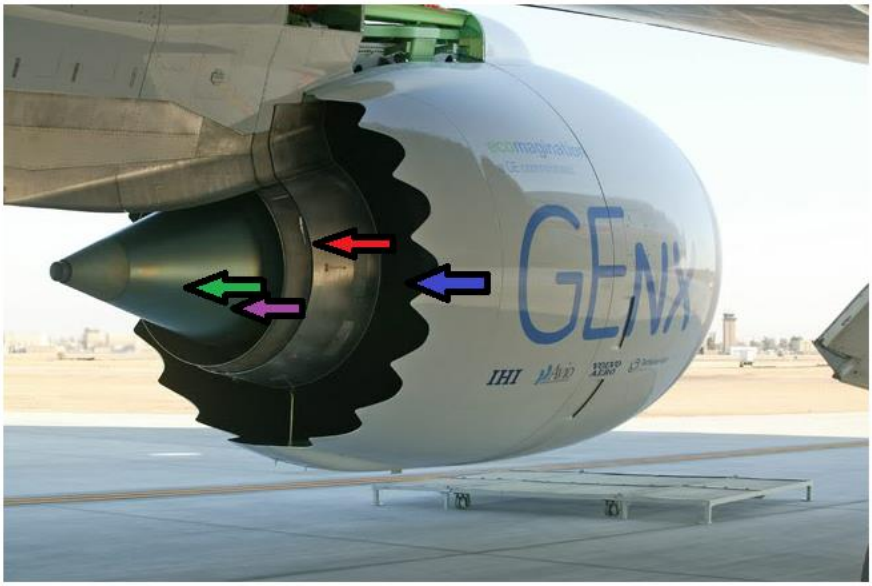
---

[9] Ibid. p. 106

[10] SIEGEL, Volker. Why does the Boeing 787 engine nacelle exhaust have such an unusual shape [en linea]. Marzo 2015 [citado junio 05, 2017]. Disponible de AVIATION: https://aviation.stackexchange.com/questions/12832/why-does-the-boeing-787-engine-nacelle-exhaust-have-such-an-unusual-shape

Como se observa en la Fig. 6, el aire (flecha azul - primera de derecha a izquierda) que viene de la parte externa de la carcasa del motor se mezcla con el aire que viene del ventilador (flecha roja - segunda de derecha a izquierda). Tener los chevrons significa que algunas partes se mezclan antes que otras, creando una distorsión positiva en la capa de mezcla. La flecha verde (cuarta de derecha a izquierda) muestra el aire del núcleo del motor, existe una mezcla de flujo entre el aire internos del motor y el aire que proviene del ventilador (flecha violeta – tercera de derecha a izquierda).

Figura 6. Flujos en motor turbo fan



Fuente: Figura. Disponible en *https://aviation.stackexchange.com/questions/12832/why-does-the-boeing-787-engine-nacelle-exhaust-have-such-an-unusual-shape* imagen 06 de junio 2017

“En motores de reacción anteriores no había un flujo secundario grande del ventilador como hoy en día y la mezcla estaba directamente entre el núcleo del motor y el flujo externo, así que es el mismo principio, pero la gran diferencia entre las velocidades creó la necesidad de una mezcla más agresiva. Este dispositivo se llama hush kit evidenciado en la Fig. 7 y es también conocido como kit silencioso”[11].

Uno de sus usos se ha visto en aviones 727 equipados con 3 turborreactores (reacción turbo fan) Pratt & Whitney JT8D de bajo relación de flujo (*low bypass).*

[11] Ibid.

Figura 7. Sistema Hush Kit

Fuente: Figura. Disponible en *https://nintil.com/2015/12/31/you-didnt-invent-that-aircraft-turbine-chevrons-edition/* imagen 07 de junio 2017

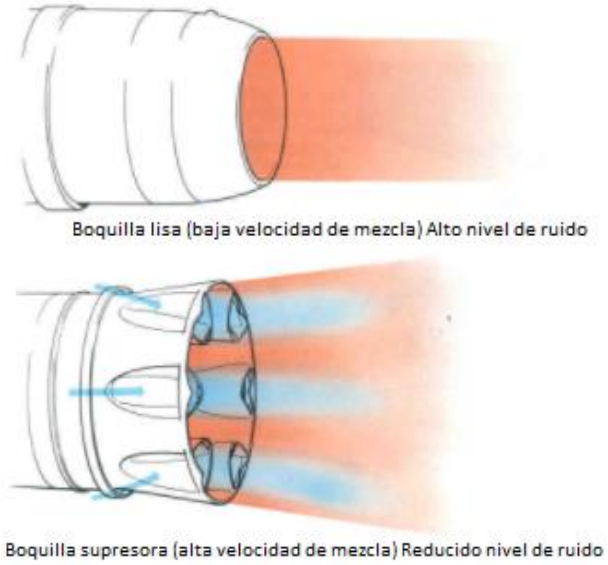
1.1.3 DISEÑOS DE SISTEMAS SUPRESORES DE RUIDO

"La turbulencia creada cerca de la salida del escape causa un ruido de alta frecuencia y después del escape, la turbulencia causa ruido de baja frecuencia. Se puede conseguir una reducción del nivel de ruido cuando se acelera la velocidad de mezcla o se reduce la velocidad de escape relativa a la atmósfera. Esto se puede lograr cambiando el patrón del chorro de escape como se muestra en la Fig. 8. El chorro de escape es la principal fuente de ruido del motor de chorro. Esto puede suprimirse induciendo una región de mezcla rápida o más corta. Cuando esto reduce el nivel de baja frecuencia, puede aumentar los ruidos de alta frecuencia, que son rápidamente absorbidos por la atmósfera. Por lo tanto, el ruido que llega al oyente está fuera del alcance audible. Esto se consigue aumentando el área de contacto entre la corriente de gas de escape y la atmósfera usando una boquilla que incorpora un supresor de ruido ondulado o de tipo lóbulo. Las corrugaciones profundas, los lóbulos o los lóbulos múltiples como se muestran en la Fig.9 dan la mayor reducción en el nivel de ruido, pero las penalizaciones de rendimiento limitan la profundidad o el número de corrugaciones o lóbulos. Se debe mantener la misma área total que la boquilla básica, por lo que, al usar este método, el diámetro final del supresor puede ser incrementado causando resultados excesivos de arrastre y peso."[12].

---

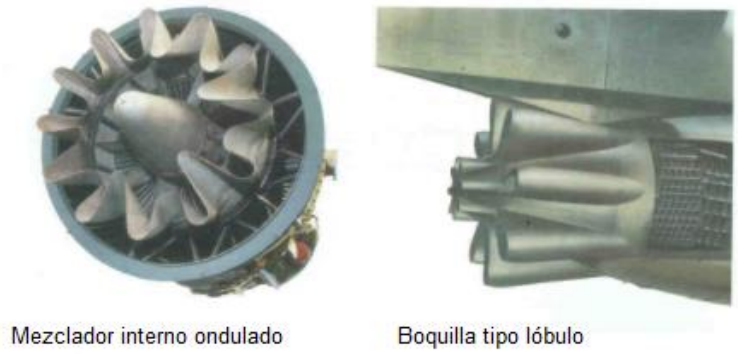
[12] SIGNAL, Allied, Noise Control (suppression) [en linea] Indiana, EEUU. Purdue University, College of engineering. 1998. [citado junio 4, 2017] Disponible en internet: https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/index.html

Figura 8. Comparaciones de flujo en boquilla lisa y boquilla supresora



Fuente: Figura. Disponible en *https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/jets/basics/noise.html* imagen 06 de junio 2017

Figura 9. Sistemas supresores de ruido corrugados

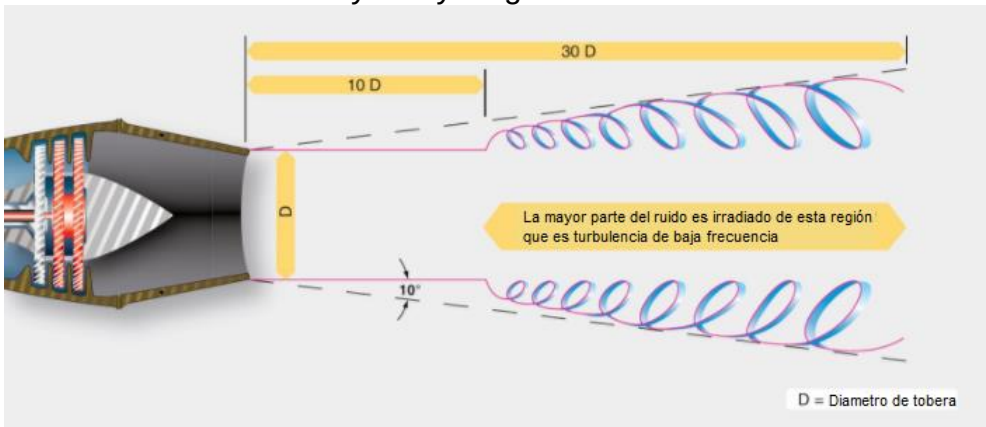


Fuente: Figura. Disponible en *https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/jets/basics/noise.html* imagen 06 de junio 2017

"El ruido producido por el escape del motor es causado por el alto grado de turbulencia de una corriente de chorro de alta velocidad que se mueve a través de una atmósfera relativamente tranquila. Para una distancia en cuanto a diámetros de boquilla detrás del motor, la velocidad de la corriente de chorro es alta, y hay poca mezcla de la atmósfera con la corriente de chorro. En esta región, la turbulencia dentro de la corriente de chorro de alta velocidad es una turbulencia de grano muy fina, y produce ruido de relativamente alta frecuencia. Este ruido es causado por la mezcla turbulenta de los gases de escape con la atmósfera y está influenciado por la acción de cizallamiento causada por las velocidades relativas entre la velocidad y la atmósfera. A medida

que la velocidad de la corriente de chorro se desacelera, se mezcla con la atmósfera y comienza la turbulencia de un tipo más grueso. Véase Fig. 10. Comparado con el ruido de otras porciones de la corriente de chorro, el ruido de esta porción tiene una frecuencia mucho más baja. A medida que la energía de la corriente de chorro se disipa crea finalmente en grandes remolinos turbulentos, una mayor porción de la energía se convierte en ruido. Los niveles de ruido varían con el empuje del motor y son proporcionales a la cantidad de trabajo realizado por el motor en el aire que pasa a través de él. Un motor que tiene un flujo de aire relativamente bajo, pero un empuje elevado debido a la alta temperatura de la turbina (gas de escape), presión y / o postcombustión, produce una corriente de gas de alta velocidad y, por lo tanto, altos niveles de ruido. Un motor más grande, manejando más aire, es más silencioso al mismo empuje. Por lo tanto, el nivel de ruido se puede reducir considerablemente al operar el motor a menores ajustes de potencia, y los motores grandes que funcionan con empuje parcial son menos ruidosos que los motores más pequeños que operan a pleno empuje. Comparado con un turborreactor, una versión turbo fan del mismo motor es más silenciosa durante el despegue."[13].

Figura 10. Distancia para la cual la turbulencia generada por los motores es muy alta y se genera ruido



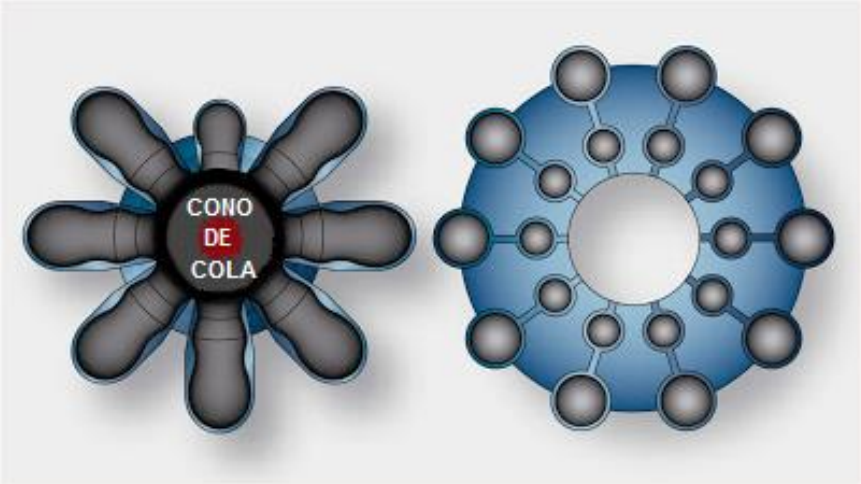
Fuente: Imagen. Disponible en *http://okigihan.blogspot.com.co/p/enginenoise-supression-aircraft-powered.html* imagen 08 de junio 2017

"Los supresores de ruido en uso corriente son del tipo corrugado-perímetro como el mostrado en la Fig. 11, o del tipo multi-tubo. Ambos tipos de supresores rompen la corriente de escape de chorro simple, principal en una serie de corrientes de chorro más

[13] WIJERATHNE, Chaminda. Engine Noise Supression. [citado junio 08, 2017] Disponible de Aeronautic Guide: http://okigihan.blogspot.com.co/p/enginenoise-supression-aircraft-powered.html

pequeñas. Aunque la energía total del ruido permanece inalterada, la frecuencia se eleva considerablemente. Esto tiene dos efectos: 1) el cambio de frecuencia puede poner parte del ruido por encima del rango de audibilidad del oído humano, y 2) las altas frecuencias dentro del rango audible, aunque quizás más molesto, son más altamente atenuadas por la absorción atmosférica de lo que son Frecuencias bajas. Por lo tanto, la disminución en la intensidad es mayor y el nivel de ruido es menor a cualquier distancia dada de la aeronave”.[14]

Figura 11. Los supresores de ruido tipo perímetro-corrugado o multi-tubo.



Fuente: Imagen. Disponible en *http://okigihan.blogspot.com.co/p/enginenoise-supression-aircraft-powered.html* imagen 08 de junio 2017

1.1.4 SISTEMA SUPRESOR DE RUIDO CON TOBERA TIPO CHEVRONS

1.1.4.1 ¿QUÉ ES UN CHEVRON?

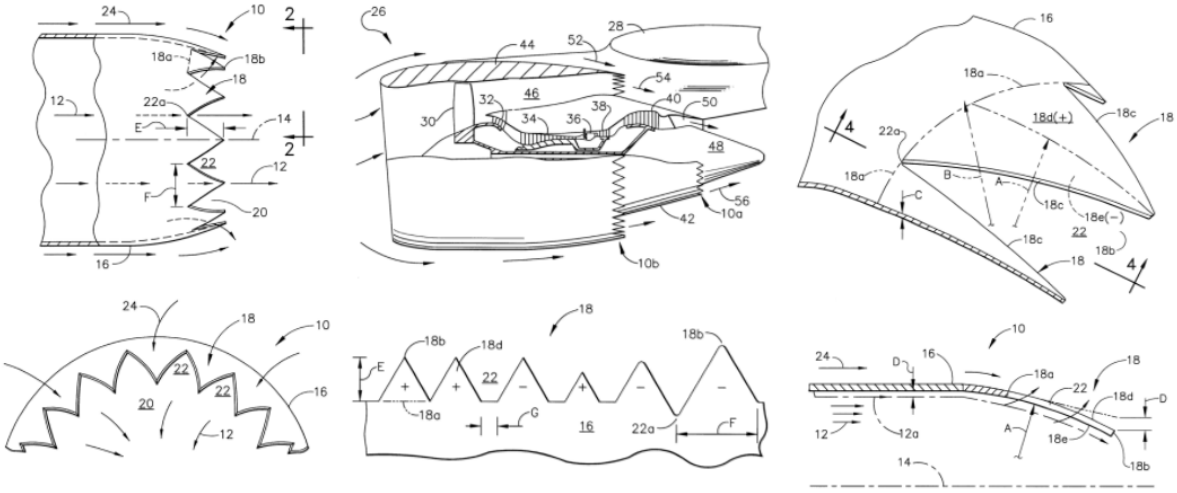
Un chevron es un diente en forma de v, geometría usada en motores de aviación para mejorar la mezcla de flujos y mitigar el ruido generado.

“Una boquilla de escape de un motor de turbina de gas incluye un conducto de escape para canalizar un chorro de gas. Una pluralidad de chevrons están dispuestos en un extremo de popa del conducto para definir una salida de escape. Cada uno de los chevrons tiene una configuración triangular, con una base, vértice, bordes posteriores que convergen entre ellos, y superficies primera y segunda radialmente opuestas limitadas de este modo. Los bordes posteriores de los chevrons adyacentes están espaciados

[14] Ibid.

lateralmente para definir las respectivas ranuras divergentes dispuestas en comunicación de flujo con el conducto. Véase Fig.12. Los chevrons tienen un contorno cóncavo axialmente entre las bases y los vértices que promueve la mezcla de chorro a través de las ranuras”[15].

Figura 12. Sistema supresor de ruido tipo Chevron



Fuente: Brausch, John; Janardan, Bangalore; Barter, John y Hoff, Gregory. Chevron exhaust nozzle for a gas turbine engine. 2002, p. 2-4

1.1.4.2 ¿QUIÉN HA DESARROLLADO ESTA TECNOLOGÍA?

“Una de las tecnologías de reducción de ruido más recientes guiadas por el proceso de investigación de la NASA y que ahora está marcando la diferencia en los motores a reacción comerciales es la de los chevrons. Los Chevrons son el patrón de diente de sierra visto en los bordes posteriores de algunas toberas de motores a reacción. Como el aire caliente del núcleo del motor se mezcla con el aire más frío que sopla a través del ventilador del motor, los bordes perfilados sirven para suavizar la mezcla, lo que reduce la turbulencia que crea ruido. A primera vista, los chevrons parecen ser una solución elegante, pero el diseño de aspecto simplista enmascara años de experimentación que se basaron en un conjunto de herramientas de investigación en constante evolución para corregir errores en el camino”[16].

---

[15] Chevron exhaust nozzle for a gas turbine engine. Inventores. Brausch, John; Janardan, Bangalore; Barter, John y Hoff, Gregory. Int. US 6360528B1. EEUU. 26 de marzo, de 2002

[16] NASA (National Aeronautics and Space Administration) [en linea] NASA helps create a more silent night, 2017 [citado junio 15, 2017] Disponible en internet: https://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/bridges_chevron_events.html

1.1.4.3 APLICACIONES EN EL CAMPO AERONÁUTICO

“Los Chevrons han demostrado reducir el ruido del motor fuera y dentro de la cabina. Durante la década de 1990 y principios de 2000, las simulaciones por computadora de la NASA proporcionaron las últimas mejoras en el diseño de los chevrons, lo que ayudó a la comunidad de la aviación a decidir qué formas de chevron serían más efectivas. Luego, las pruebas de tierra y vuelo de la NASA y sus socios demostraron que el nuevo diseño reducía los niveles de ruido en la cabina de pasajeros y en el suelo. Según el socio de la industria Boeing, los motores con chevrons en sus aviones 787 resultan en una huella de ruido 69% más pequeña, y un 29% más pequeños en el 747-8”[17].

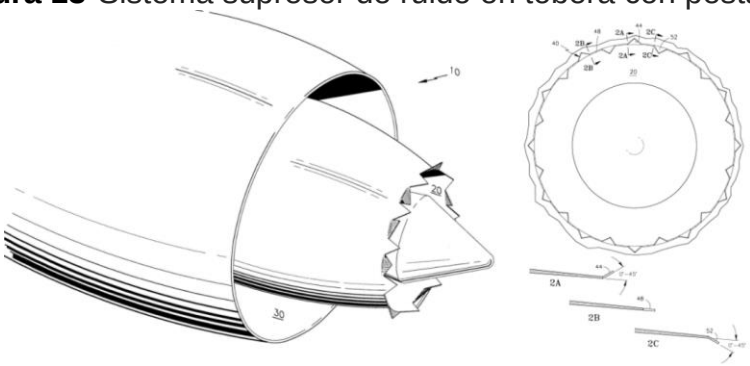
1.1.5 PATENTES RELACIONADAS

A continuación, se referencian algunas patentes de sistemas supresores de ruido que se encuentran ubicados en la tobera de escape de los motores jet y turbo fan.

Tobera con pestañas para la supresión de ruido del chorro US 6314721 B1

“La tobera tiene una disposición de pestañas que se extienden radialmente hacia dentro y hacia afuera. Las pestañas provocan la formación de vórtices que tienen como responsabilidad mezclar las corrientes de gas de escape de los conductos principales, corriente de aire del ventilador y el aire ambiente. Véase Fig. 13. Además, diversos detalles de la construcción se han desarrollado para la disposición de las pestañas, incluyendo las lengüetas que están dirigidas radialmente hacia dentro y hacia fuera, y las pestañas que son continuas con el canal entremedio de la tobera”[18].

Figura 13 Sistema supresor de ruido en tobera con pestañas



Fuente: Douglas, Mathius y Low John. Tabbed nozzle for jet noise suppression. 2001, p.2

---

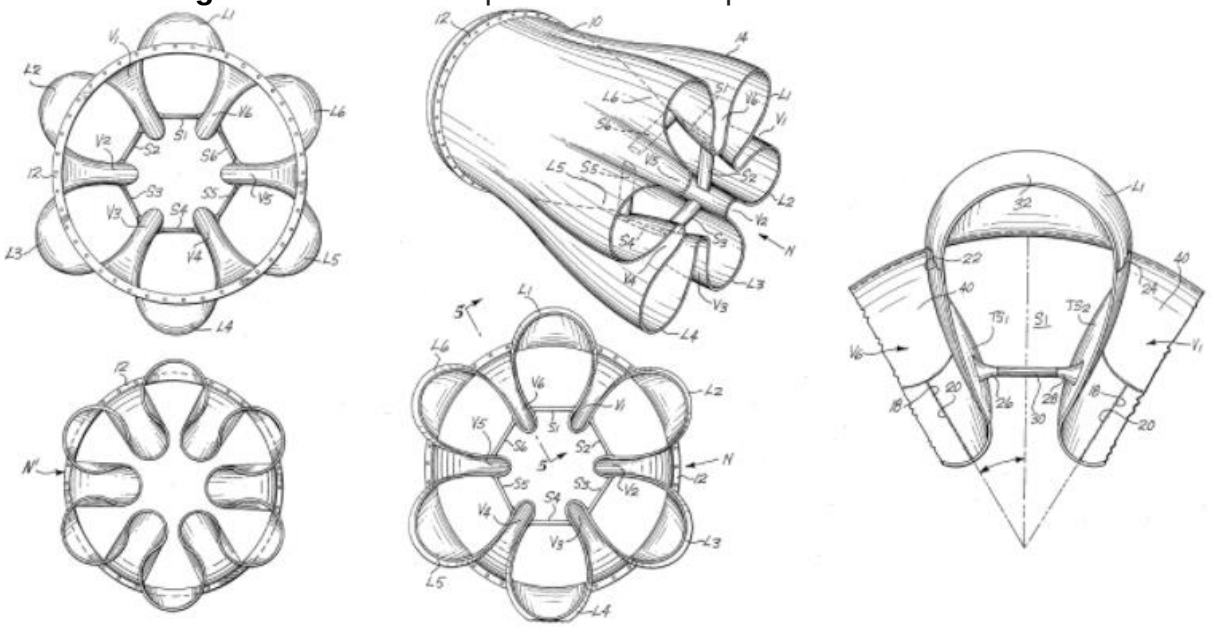
[17] GIPSON, Lillian [en linea] NASA contribution: chevrons, 2017 [citado junio 15, 2017] Disponible en internet: https://www.nasa.gov/aero/nasa-contribution-chevrons.html

[18] Tabbed nozzle for jet noise supression. Inventores. Douglas, Mathius y Low John. Int. US6314721B1. 13 de noviembre de 2001

Tobera supresora de ruido US 4335801 A

> “Las deflexiones de pared de una boquilla supresora de ruido de tipo de lóbulos múltiples se minimizan sin el uso de puntales externos y mediante el uso de un solo puntal interno por lóbulo. Los lóbulos tienen una forma sustancialmente elíptica o sustancialmente circular en sección transversal y se unen en regiones de valle de curvatura sustancialmente circular en sección transversal. Véase Fig. 14. Los puntales internos y las partes de pared lateral engrosadas de los lóbulos definen un anillo estructural que proporciona el aro y la resistencia a la flexión en el centro de la boquilla. Las secciones de paredes laterales engrosadas de los lóbulos están soldadas a la corona en forma de chapa metálica y las secciones de valle hacia adelante para formar la boquilla. Las porciones de pared de la boquilla se adelgazan mediante fresado químico con el fin de reducir el peso”[19].

Figura 14. Sistema supresor de ruido tipo multi-lóbulo



Fuente: Stachowiak,Claude y Kunze, Fred. Noise suppressing nozzle.1982, p.2-6

Supresor de ruido de chorro de motor de turbina de gas US 6487848 B2

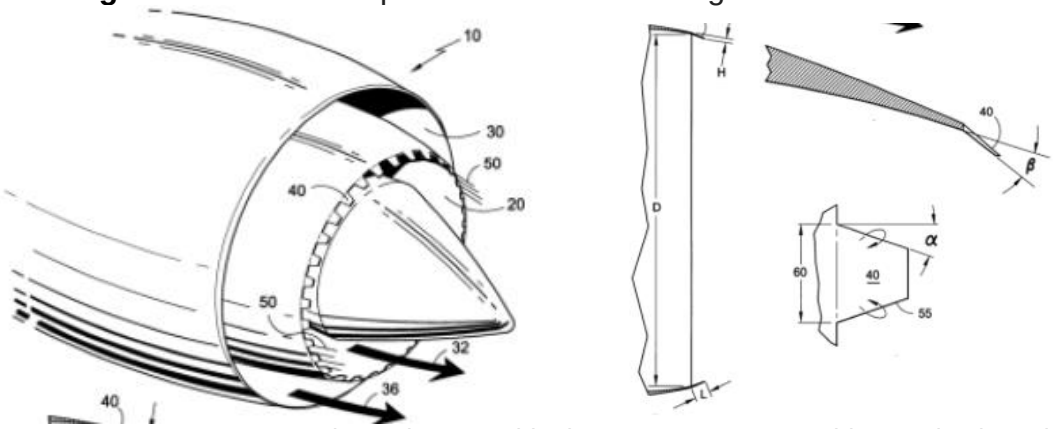
> “El supresor de ruido de chorro incluye una tobera, que tiene una disposición sobre el mismo de lengüetas dispuestas en el extremo de la tobera, las pestañas que tienen una longitud y el

---

[19] Noise suppressing nozzle. Inventores. Stachowiak, Claude y Kunze, Fred. Int. US4335801A. EEUU. 22 de junio de 1982

desplazamiento angular con respecto al flujo del motor de tal manera que la mezcla se produce principalmente en la interfaz de la corriente del motor y el aire ambiente, este sistema puede observarse en la Fig. 15. Además, diversos detalles de la construcción se han desarrollado para las pestañas, incluyendo las lengüetas que son trapezoidales con lados cónicos de tal manera que las lengüetas reduzcan los efectos perjudiciales para el rendimiento del motor”[20].

Figura 15 Sistema supresor de ruido con lengüetas en la tobera



Fuente: Zysman, Steven; Lord, Wesleey y Kohlenberg, Gregory. Gas turbine engine jet noise suppressor. 2002, p.2

1.1.6 RUIDO

“Desde el punto de vista del analista, el ruido consiste en cualquier sonido indeseable”.[21]“Las ondas sonoras se originan por la vibración de algún objeto, que a su vez establece una sucesión de ondas de compresión o expansión a través del medio que las soporta (aire, agua y otros).”[22]

> “El ruido es una de las enfermedades profesionales más comunes, puede provocar problemas de salud crónicos y hacer que se pierda el sentido del oído, a causa de la exposición continua en el lugar de trabajo. La exposición breve a un ruido excesivo puede ocasionar pérdida temporal de la audición, que dure de unos pocos segundos a unos cuantos días. La exposición al ruido durante un largo período de tiempo puede provocar una pérdida permanente de

---

[20] Gas turbine engine jet noise supressor. Inventores. Zysman, Steven; Lord, Wesleey y Kohlenberg, Gregory. Int. US 6487848B2. EEUU. 3 de diciembre, de 2002

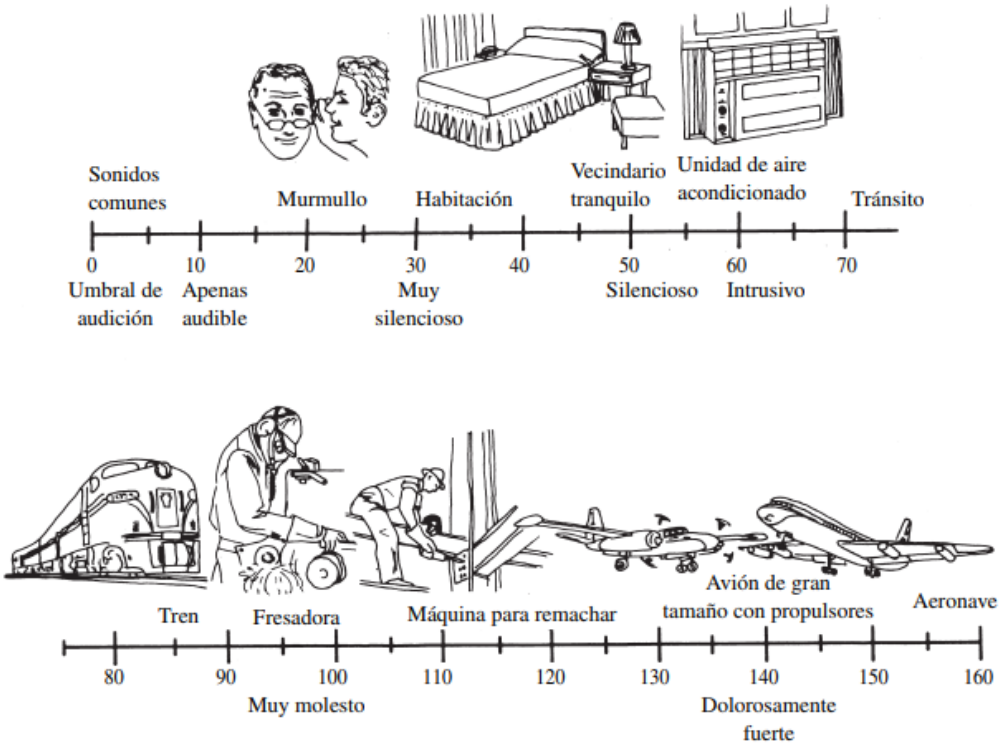
[21] NIEBEL, Benjamin W. y FREIVALDS, Andris. Diseño del ambiente de trabajo. En: Ingeniería industrial: Métodos, estándares y diseño de trabajo. 12 Ed. México: McGraw Hill, 2009. p. 190

[22] Facultad de ingeniería industrial, Laboratorio de condiciones de trabajo. Niveles de ruido. Bogotá: Escuela colombiana de ingeniería, 2007. p. 6

audición. La pérdida de audición que se va produciendo a lo largo del tiempo no es siempre fácil de reconocer y, desafortunadamente, la mayoría de los trabajadores no se dan cuenta de que se están volviendo sordos hasta que su sentido del oído ha quedado dañado permanentemente. Desde el punto de vista industrial, el ruido es uno de los principales factores que origina disminución de productividad de los empleados. Uno de los medios de transportes más ruidosos es el aéreo, provocando en algunos casos problemas de salud a la población aledaña a zonas aeroportuarias y a tripulación o equipo humano en tierra."[23]

La cantidad de decibeles generados por diferentes fuentes se muestra en la Fig.16.

Figura 16. Decibeles de ruido según cada fuente que lo genera.



Fuente: Niebel, Benjamín W. Ingeniería Industrial. Métodos, tiempos y movimientos. Duodécima Edición. McGraw Hill. Pág. 193

1.1.6.1 MEDICIÓN DEL RUIDO

"Debido a la gran variedad de intensidades sonoras que se pueden encontrar en el ambiente humano normal, se seleccionó la escala del decibel (dB), que es la relación logarítmica entre la intensidad

[23] Ibíd., p. 3

real del sonido y la intensidad sonora en el umbral del oído de una persona joven. Por lo tanto, el nivel de presión sonora L en decibeles está dado por

$$L = 20\ Log_{10} * P_{rms}\ /P_{ref}$$

donde
P_{rms} = raíz media cuadrada de la presión sonora [microbars (µbar)]
P_{ref}= presión sonora en el umbral del oído de una persona joven a 1000Hz (0.0002 µbar)

Debido a que los niveles de presión sonora SPL (*Sound Pressure Level*) son cantidades logarítmicas, el efecto de la coexistencia de dos o más fuentes sonoras en un solo punto requiere que la suma logarítmica se lleve a cabo de la manera siguiente:

$$L_{TOT} = 10\ Log_{10}(10^{L_1/10} + 10^{L_2/10} + \cdots\ )$$

donde
L_{TOT} = ruido total
L_1 y L_2= dos fuentes de ruido”[24]

1.1.6.2 EFECTOS DEL RUIDO EN LA SALUD DE LAS PERSONAS

“Los efectos en la salud de la exposición al ruido dependen del nivel del ruido y de la duración de la exposición. A continuación, se presentan los principales efectos ocasionados por el ruido:

- Pérdida Temporal de Audición: Al cabo de breve tiempo en un lugar de trabajo ruidoso a veces se nota que no se puede oír muy bien y que le zumban los oídos. Se denomina Desplazamiento Temporal del Umbral a esta afección. El zumbido y la sensación de sordera desaparecen normalmente al cabo de poco tiempo de estar alejado del ruido.
- Pérdida Permanente de Audición: Con el paso del tiempo, después de haber estado expuesto a un ruido excesivo durante demasiado tiempo, los oídos no se recuperan y la pérdida de audición pasa a ser permanente. La pérdida permanente de audición no tiene cura. Este tipo de lesión del sentido del oído puede deberse a una exposición prolongada a ruido elevado o, en algunos casos, a exposiciones breves a ruidos elevadísimos.

[24] NIEBEL, Benjamin W. y FREIVALDS, Andris. Op., Cit. p. 192

- Otros efectos: Además de la pérdida de audición, la exposición al ruido en el lugar de trabajo puede provocar otros problemas, entre ellos problemas de salud crónicos:
    - El ruido aumenta la tensión, lo cual puede dar lugar a distintos problemas de salud, entre ellos trastornos cardíacos, estomacales y nerviosos. Se sospecha que el ruido es una de las causas de las enfermedades cardíacas y las úlceras de estómago.
    - Las personas expuestas al ruido pueden quejarse de nerviosismo, estrés, insomnio y fatiga (se sienten cansados todo el tiempo).
    - Una exposición excesiva al ruido puede disminuir además la productividad y ocasionar porcentajes elevados de absentismo.
    - La persona se vuelve irritable (mal genio).
    - Erosión de las arterias coronarias.
    - Baja de libido (disminución del deseo sexual)”[25].

1.2 MARCO LEGAL

1.2.1 RESOLUCIÓN 8321 DE 1983 MINISTERIO DE SALUD

Tabla 1. Nivel de presión sonora de dB

ZONAS RECEPTORAS	Periodo diurno	Periodo nocturno
	7:01 A.M. - 9:00 P.M.	9:01 A.M. - 7:00 P.M.
Zona I Residencial	65	45
Zona II Comercial	70	60
Zona III Industrial	70	75
Zona IV de tranquilidad	45	45

Fuente: Ministerio de salud. nivel de presión sonora de dB. Bogotá: 1983, p.2

1.2.2 RESOLUCIÓN 1792 DE 1990 MINISTERIOS DE SALUD, TRABAJO Y SEGURIDAD SOCIAL

“ARTICULO 1o. Adoptar como valores límites permisibles para exposición ocupacional al ruido, los siguientes:

[25] Facultad de ingeniería industrial, Laboratorio de condiciones de trabajo, Op., Cit. p. 14-15.

- Para exposición durante ocho (8) horas: 85 dBA.
- Para exposición durante cuatro (4) horas: 90 dBA.
- Para exposición durante dos (2) horas: 95 dBA.
- Para exposición durante una (1) hora: 100 dBA.
- Para exposición durante media (1/2) hora: 105 dBA.
- Para exposición durante un cuarto (1/4) de hora: 110 dBA.
- Para exposición durante un octavo (1/8) de hora: 115 dBA.

PARAGRAFO. Los anteriores valores límites permisibles de nivel sonoro, son aplicados a ruido continuo e intermitente, sin exceder la jornada máxima laboral vigente, de ocho (8) horas diarias"[26].

1.2.3 RAC 36 ESTÁNDARES DE RUIDO

"PUNTOS DE REFERENCIA PARA LA MEDICIÓN DEL RUIDO

En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con estas normas, el avión no excederá de los niveles de ruido especificados en 9. en los puntos siguientes:

- **Punto de referencia de medición del ruido lateral:** punto en una paralela al eje de pista, a 450 m del eje de pista o de su prolongación, en el que el nivel de ruido de despegue sea máximo;

- **Punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo:** punto en la prolongación del eje de pista, a una distancia de 6,5 km del comienzo del recorrido de despegue;

- **Punto de referencia de medición del ruido de aproximación:** punto sobre el terreno, en la prolongación del eje de pista, a 2.000 m del umbral. En terreno horizontal, este punto se encuentra a 120 m (395 ft) por debajo de la trayectoria de descenso de 30, que intercepta la pista a 300 m más allá del umbral"[27].

"NIVELES MÁXIMOS DE RUIDO

Los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en este Apéndice, no excederán de los valores siguientes:

---

[26] Ministerios de salud, trabajo y seguridad. Resolución 1792 de 1990. Bogotá: 1990. p.2

[27] Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil. RAC 36 Estándares de ruido. Bogotá: 2016, p.10

- **En el punto de referencia de medición del ruido lateral:** límite constante de 96 EPNdB para los aviones cuya masa máxima de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o inferior a 34.000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo de la masa del avión, a razón de 2 EPNdB por duplicación de la masa, hasta un límite de 103 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante;
- **En el punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo:** límite constante de 89 EPNdB para los aviones cuya masa máxima de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o inferior a 34.000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo de la masa del avión, a razón de 5 EPNdB por duplicación de la masa, hasta un límite de 106 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante; y,
- **En el punto de referencia de medición del ruido de aproximación:** Límite constante de 98 EPNdB para los aviones cuya masa máxima de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o inferior a 34.000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo de la masa del avión, a razón de 2 EPNdB por duplicación de la masa, hasta un límite de 105 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante”[28].

[28] Ibid., p. 11

2. SISTEMA SUPRESOR DE RUIDO

Los sistemas supresores de ruido se han desarrollado con el objetivo de cumplir uno los parámetros más regulados dentro de la industria aeronáutica, los niveles de ruido. Esta regulación tiene como propósito disminuir los decibeles de ruido en los alrededores de los aeropuertos, prevenir o mitigar el porcentaje de enfermedades causadas a la población cercana, disminuir los niveles de ruido al interior de los aeropuertos para evitar daños a estructuras, pistas, personal en tierra, entre otros.

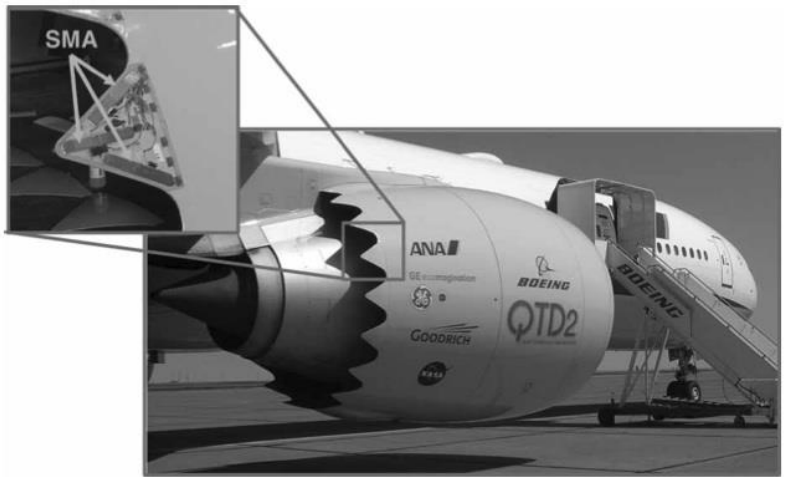
Dentro de las funciones de los sistemas supresores de ruido en motores de aviación se pueden identificar como disminuir el consumo de combustible, disminuir vibraciones al interior del motor, disminuir las altas temperaturas y mejorar la mezcla entre los flujos de salida del motor disminuyendo el ruido. Esté ultimo medido por medio de los niveles de ruido percibido efectivo medidos en decibeles (EPNLdB).

Estudios e investigaciones de institutos y centros de investigación a nivel mundial enfocadas a la reducción de los niveles de ruido en motores de aviación, relacionan que el sistema de supresión que muestra mejores niveles de reducción de ruido es la tobera tipo chevron. Esto teniendo en cuenta que es una tecnología que hoy en día sigue en desarrollo en varios aspectos como su geometría exacta que aún es estudiada, los materiales, entre otros.

> "Un nuevo dispositivo se desarrolla de forma contemporánea con la tobera tipo chevron y adopta por nombre de aleaciones con memoria de forma (*Shape Memory Alloys*), lo que permite variar la geometría o la dirección del chevron en diferentes fases de vuelo. Este sistema funciona con el trabajo mecánico de la energía térmica generado en la tobera del ventilador, aprovechando la fase cristalográfica de las aleaciones con forma de memoria (SMA) Están hechas en un 60% de Níquel y un 40% de Titanio, lo que les permite deformar el material por medio del cizallamiento de la estructura interna al tener cambios de temperatura"[29]. Véase Fig. 17

[29] Dj, Hartl & DC Lagoudas (2007). Aerospace applications of shape memory alloys. Vol.221 Part G. Aerospace Engineering

Figura 17. Motor de avión con el SMA instalado*.*



Fuente: Figura. Disponible en *http://aerospaceengineeringblog.com/chevron-noise-reduction/* .imagen 20 de junio 2017

Las toberas tipo chevron están diseñadas para mejorar la mezcla de aire que sale del motor, ya sea del ventilador, del núcleo, o los dos simultáneamente, introduciendo pequeños vórtices en el flujo de salida de los gases, generando una disminución en el ruido de baja frecuencia y en algunas ocasiones un leve aumento en el ruido de alta frecuencia.

En el centro de investigación de la NASA GRC (*Glenn Research Center*) se genera variedad de información como publicaciones técnicas, memorandos técnicos, informes de contratistas, publicaciones especiales, entre otros. Uno de ellos es el memorando técnico (NASA/TM-2000-209948) llamado “Acústica y empuje de toberas de escape de flujo separado con dispositivos de mezcla para motores de alta relación de derivación” (*Acoustics and Thrust of Separate-Flow Exhaust Nozzles With Mixing Devices for High-Bypass-Ratio Engines*) el cual tuvo correcciones en los valores de EPNL ideales de diferentes configuraciones de toberas de flujo separado (SFN – *Separate Flow Nozzle*), “el estudio concentro diseños de toberas de escape para motores con alta relación de derivación (High-bypass-Ratio)”[30], donde modificaron los diseños de la tobera del ventilador de manera individual, al igual que la tobera del núcleo, también realizaron modificaciones a las dos toberas de manera simultánea.

Las pruebas mostraron que cuando los chevrons penetraron la capa límite o líneas de flujo del núcleo, proporcionaron mayor reducción de ruido que sin

---

[30] SAIYED, Nassen; Mikkelsen, Kevin y Bridges, James. Acoustic and thrust of separate-flow exhaust nozzles with mixing devices for high-bypass-ratio engines. Cleveland: 2000 p.1

penetración, teniendo así mayor efectividad que los chevrons en la tobera del ventilador (*Fan*). El beneficio del nivel de ruido percibido efectivo (ENPL) para la tobera del núcleo con chevrons es en promedio 2.08 dB de manera ideal.

Para altos números de NPR (*Nozzle Pressure Ratio*) es crucial la penetración del chevron. De manera similar la penetración del chevron tiene que ser optimizada para equilibrar la reducción de SPL de baja frecuencia con cualquier incremento potencial de SPL de alta frecuencia.

En relación a los resultados obtenidos en varios estudios e investigaciones nombrados anteriormente, tomados de centros de investigación como la NASA, el Instituto Indio de tecnología Madras, Instituto de física y tecnología Moscow, entre otros, se determinó acoger el sistema supresor de ruido de tobera tipo chevron que generó mejores resultados reduciendo los decibeles de ruido y produce pocas penalidades tanto en peso del motor, como en empuje del mismo.

De igual manera se acoge dicho sistema supresor de ruido ya que se encuentra en desarrollo actualmente y es un foco de investigación para diferentes casas fabricantes implementando así versiones mejoradas en aeronaves modernas. Véase Fig. 18.

Figura 18. Motor Roll-Royce Trent 1000 instalado en avión Boeing 787-9 Dreamliner.

Fuente: Galeano, Gustavo. Figura disponible en: *https://aeronauticapy.com/2018/03/12/reparacion-de-motores-de-787-le-costara-315-millones-a-rolls-royce/* Imagen 25 de junio 2017.

3. ANÁLISIS TERMOGASODINÁMICO DEL MOTOR

3.1 SELECCIÓN DEL MOTOR

La base para implementar el sistema reductor de ruido tipo Chevron será la tobera de la sección caliente de un motor turbo fan, para decidir cuál motor utilizar a lo largo del proyecto se realizó una búsqueda de las aeronaves más utilizadas en los últimos tiempos y que motores eran empleados en su propulsión, dando como resultado la siguiente tabla.

Tabla 2. Aeronaves con sus respectivos motores

Casa fabricante de la aeronave	Modelo	Motor
Boeing	727	Pratt & Whitney JT8D
	737	CFM56
	747	Pratt & Whitney JT9D
	757	Pratt & Whitney 2000 / Roll-Royce RB211
	767	Pratt & Whitney JT9D
	787	Roll-Royce Trent 1000
Airbus	300	Pratt & Whitney JT9D
	310	Pratt & Whitney JT9D
	320	CFM56
	330	Pratt & Whitney 4000 / General Electric CF6 / Roll-Royce Trent 700
	340	CFM56
McDonnell Douglas	DC-9	Pratt & Whitney JT8D
	DC-10	Pratt & Whitney JT9D

Fuente: Autores

De las 13 aeronaves seleccionadas nueve están propulsadas por motores Pratt & Whitney, tomando los modelos JT8D y JT9D como los opcionados para el desarrollo de este proyecto, debido a la falta de información encontrada para el motor JT8D, se escogió el motor JT9D.

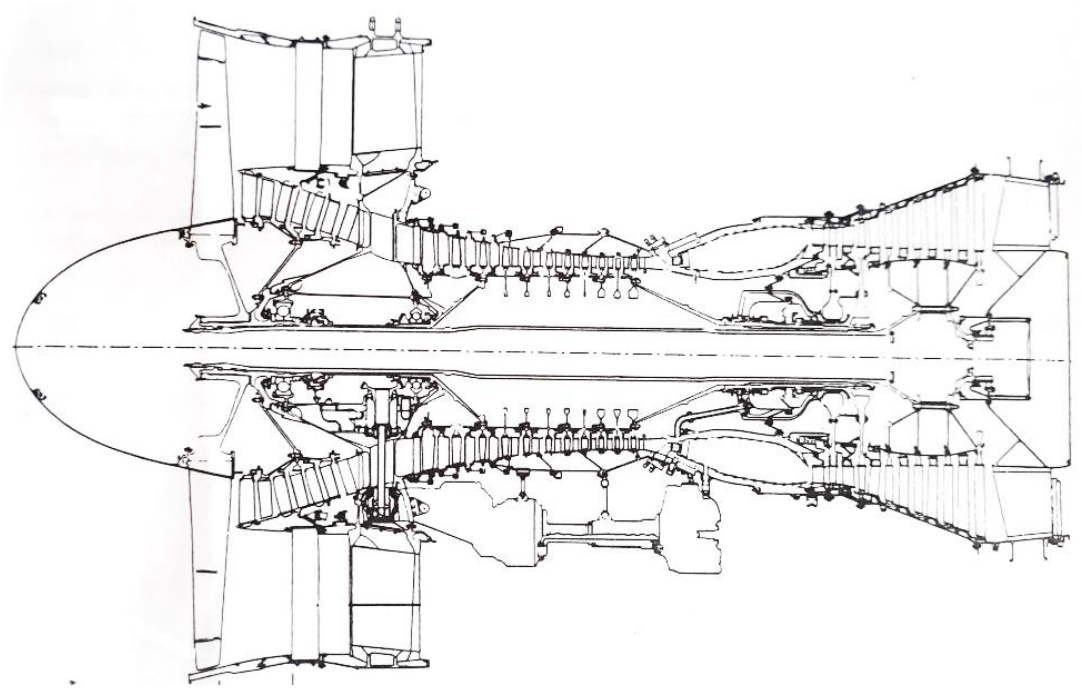
Al revisar las variaciones fabricadas del Boeing 747 se encontró que sus modelos iniciales como el B747-SP, B747-100 y B747-200 usaban una modificación del Pratt & Whitney JT9D, dicha modificación es el JT9D-3A que posee 45000 libras (200160 N) de empuje de despegue, una longitud de 3,260 m y cuenta con un diámetro de fan de 2,34 m.[31]

Debido a lo anterior, el motor seleccionado para el desenvolvimiento de este proyecto es el Pratt and Whitney JT9D-3A, motor turbo fan con una relación de derivación alta y flujo no mixto, es decir, el flujo frio de la derivación del fan no

[31] KROES, wild. Aircraft power plants. En: Turbofan engines. p.423

se mezcla con el flujo caliente del interior del motor. En la Fig. 19 se observa el diagrama transversal de este motor.

Figura 19. Diagrama seccionado del motor JT9D-3A.



Fuente: Wild, Thomas; Kroes, Michael. Turbofan engines. 2013, p.425

En todo proceso, el trabajo realizado no solo depende de los datos iniciales y el producto final, también está involucrado el camino recorrido, por ende, todas las etapas del motor están involucradas en las condiciones de entrada a la tobera de la sección caliente que será la base para la implementación de la tobera tipo Chevron, para esto se realiza el análisis termogasodinámico del motor seleccionado.

Para el análisis mencionado se tomaron en cuenta los siguientes parámetros:

- Datos iniciales[32]
  - $\dot{m}_T = 684{,}5\ kg/s$
  - $FPR = 1{,}51$
  - $OPR = 21{,}5$
  - $\beta = 5{,}2$

[32] ÉLOIDE, Roux. Turbofan and Turbojet Engines Database Handbook. Blagnac, Francia: 2007, p. 318

- Los cálculos se realizaran asumiendo que la aeronave se encuentra estática y se tienen en cuenta las condiciones de presión estándar al nivel del mar[33]
    - $V_0 = 0\ m/s$
    - $T_a = 288\ K$
    - $P_a = 101{,}325\ \text{KPa}$
    - $\rho_a = 1{,}225\ kg/m^3$
- Propiedades del aire y gas caliente
    - $\gamma_a = 1{,}4$
    - $\gamma_g = 1{,}333$
    - $Cp_a = 1{,}005\ kJ/kg * K$
    - $Cp_g = 1{,}147\ kJ/kg * K$
- Las eficiencias de los componentes y la temperatura máxima de la cámara de combustión del JT9D-3A son datos del fabricante que no se fue posible adquirir, por ende, se asumen eficiencias y temperatura según generalidades de los motores turbo fan:
    - $\eta_i = 0{,}93$
    - $\eta_f = 0{,}90$
    - $\eta_c = 0{,}87$
    - $\eta_b = 0{,}98$
    - $\eta_t = 0{,}90$
    - $\eta_n = 0{,}95$
    - $\eta_m = 0{,}92$
    - $T_{máx} = 1550\ K$

La temperatura máxima del motor, es decir la que se genera en la cámara de combustión y las eficiencias de los componentes son tomadas de diferentes ejercicios desarrollados en el libro *Gas Turbine Theory*[34]; la eficiencia mecánica de los ejes fue elegida del libro *Elements of propulsion*: *Gas turbines and rockets,* el cual contiene una tabla de eficiencia de componentes según el nivel de tecnología[35] en el momento del desarrollo del componente, el motor JT9D-3A fue desarrollado en el año 1970 con aleaciones de níquel y titanio, lo que lo ubica en el segundo nivel de tecnología.

- La etapa del fan y las tres etapas del compresor de baja presión se asumen como una sola etapa en el análisis termogasodinámico.
- La caída de presión en la cámara de combustión (ΔP_b) se define como el 6% de la presión de salida del compresor de alta.

---

[33] NASA, National Aeronautics and space administration. U.S. standard atmosphere. EEUU: 1976, p. 53

[34] H. Cohen, GFC Rogers y HIH Saravanamutto. Gas Turbine Theory 4th Edition. En: Chapter 3, gas turbine cycles for aircraft propulsion. Cambrige: Longman house, 1996. p.130,140.

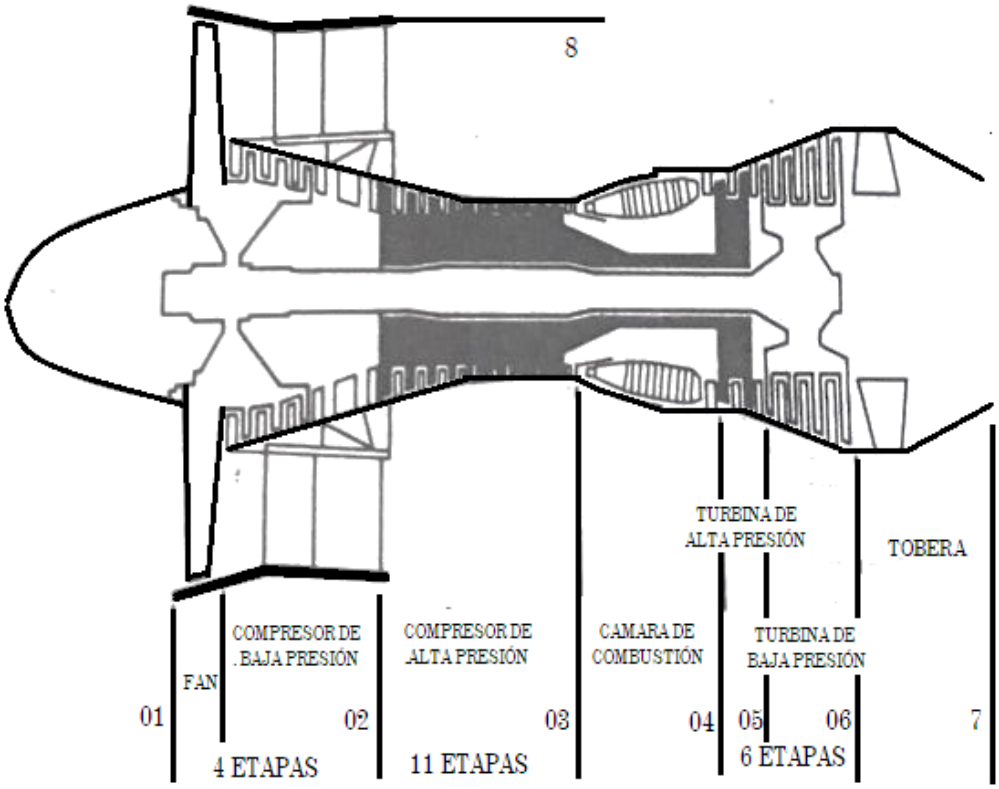
[35] Mattingly, Jack. Elements of propulsion: Gas turbines and rockets. Washington: Education Series, 2006. p.423

- El motor JT9D-3A utiliza combustible para turbinas JET-A1, el valor calórico neto de este combustible en su valor mínimo es 18400 BTU/lb[36].

El motor turbo fan JT9D-3A tiene una configuración de 21 etapas que se evidencia en la Fig. 20 y está compuesta por 1 de fan, 3 etapas de compresor de baja presión, 11 etapas de compresor de alta presión, 2 etapas de turbina de alta presión y 4 etapas de baja presión.

Cada etapa esta enumerada según el consecutivo del trascurso del aire por el motor, se encuentran enumeradas con un cero (0) anteponiéndose al número que le corresponde, esto debido a que el aire y después gas se encuentra variando sus propiedades según el componente que va atravesando, las toberas tanto del fan como de la sección caliente cambian su numeración debido a que se encuentran a condiciones atmosféricas.

Figura 20. Esquema de las etapas del motor y su numeración.



FUENTE: Autores

[36] Fuerza Aérea de chile, Manual para la manipulación de combustibles de aviación. En: Requerimientos para los combustibles de turbinas. Chile,1984. p.8

3.2 DESARROLLO TERMOGASODINÁMICO

El análisis termogasodinámico se divide por componentes, por ende, los datos de salida de un componente corresponden a los datos de entrada del siguiente.

- ENTRADA AL FAN

El flujo de aire que está ingresando al fan se encuentra al nivel del mar y en condiciones de atmosfera estándar.

$$T_{01} = T_a + \frac{V_0^2}{2Cp_a} \quad (1)^{37}$$

$$T_{01} = T_a = 288\ K \quad (2)$$

$$P_{01} = P_a \left(1 + \eta_i * \frac{V_0^2}{2Cp_a * T_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)^{38}$$

$$P_{01} = P_a = 101{,}325\ \text{kPa} \quad (4)$$

- SALIDA DEL COMPRESOR DE BAJA PRESIÓN

$$T_{02} - T_{01} = \frac{T_{01}}{\eta_f}\left[\left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right] \quad (5)^{39}$$

$$T_{02} = 328{,}157355\ K \quad (6)$$

La relación de presión del fan (FPR) indica la relación de presiones entre la entrada del fan y la salida del compresor de baja presión.

$$FPR = 1{,}51 = \frac{P_{02}}{P_{01}} \quad (7)$$

$$P_{02} = 1{,}51 * P_{01} \quad (8)$$

$$P_{02} = 153{,}00075\ kPa \quad (9)$$

- TOBERA DEL FAN

Para determinar el tipo de tobera usado en la sección fría del motor es necesario analizar la relación de expansión de la presión en dicha etapa.

---

[37] H. Cohen, GFC Rogers y HIH Saravanamutto. Gas Turbine. Op., Cit. p.93
[38] Ibid., p.93
[39] Ibid., p.101

Si la relación de expansión normal $\frac{P_{02}}{P_a}$ es menor que la relación de expansión critica $\frac{P_{02}}{P^*}$ significa que la tobera no debe obturarse, en caso de ser lo contrario esta debe obturarse y hallar los valores críticos en los cuales se dan las ondas de choque al interior de la tobera.

$$\frac{P_{02}}{P_a} = 1{,}502 \tag{10}$$

$$\frac{P_{02}}{P^*} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_n}\left(\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}\right)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \tag{11}$$ [40]

$$\frac{P_{02}}{P^*} = 1{,}964 \tag{12}$$

Ya que la relación de expansión normal es menor a la crítica, la tobera no debe obturarse y de esta manera no se altera el diseño de la tobera original. La salida de la tobera del fan se encuentra en presión ambiente, por ende:

$$P_8 = P_a = 101{,}325 \text{ kPa} \tag{13}$$

$$T_{02} - T_8 = \eta_n * T_{02}[1 - \left(\frac{1}{\frac{P_{02}}{P_8}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \tag{14}$$ [41]

La diferencia de temperaturas entre la entrada y salida de la tobera del fan representa un delta de temperatura el cual infiere en la velocidad del flujo.

$$T_{02} - T_8 = 34{,}628461193\ K = \Delta T_n \tag{15}$$

$$T_8 = 293{,}5290931\ K \tag{16}$$

Se procede a hallar la velocidad de salida de la tobera del fan, y el flujo másico frio ($\dot{m}_c$).

$$V_s = V_8 = \sqrt{2Cp_a * \Delta T_n} \tag{17}$$

$$V_8 = 263{,}8242\ m/s \tag{18}$$

---

[40] Ibid., p.99
[41] Ibid., p.99

$$\dot{m}_c = \frac{\beta * \dot{m}_T}{\beta + 1} \quad (19)^{42}$$

$$\dot{m}_c = 574{,}096\ kg/s \quad (20)^{43}$$

El empuje del sector frio del representa aproximadamente el 70% del empuje total producido por el motor

$$Fc = \dot{m}_c(V_s - V_a) + A_s(P_s - P_a) \quad (21)$$

La segunda parte de la Ecuación 21, hace referencia al empuje complementario del motor, el cual se genera dependiendo de la geometría de la tobera y las presiones de entrada y salida a esta. Como se explicó anteriormente la presión de salida P_s se encuentra en condiciones estándar, por lo que este parámetro de la ecuación es eliminado.

$$P_s = P_a \quad (22)$$

$$Fc = 151{,}460\ kN \quad (23)$$

- SALIDA DEL COMPRESOR DE ALTA PRESIÓN

$$T_{03} - T_{02} = \frac{T_{02}}{\eta_c}\left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right] \quad (24)$$

La relación de presión total (OPR) es la variación de presiones entre la entrada de fan y la salida del compresor de alta presión.

$$OPR = 21{,}5 = \frac{P_{03}}{P_{01}} \quad (25)$$

$$\frac{P_{03}}{P_{01}} = \frac{P_{03}}{P_{02}} * \frac{P_{02}}{P_{01}} \quad (26)$$

$$\frac{P_{03}}{P_{02}} = 14{,}2384106 \quad (27)$$

$$P_{03} = 2178{,}4875\ kPa \quad (28)$$

Teniendo la relación de presiones entre compresores se procede a hallar la temperatura de salida del compresor de alta presión.

$$T_{03} = 756{,}5721617\ K \quad (30)$$

---

[42]Ibid., p.106
[43]Ibid., p.106

- CAMARA DE COMBUSTIÓN

La temperatura alcanzada en la cámara de combustión es la más alta en todo el motor, por ende

$$T_{máx} = T_{04} = 1550\ K \tag{31}$$

$$P_{04} = P_{03}\left(1 - \frac{\Delta P_b}{P_{03}}\right) \tag{32}$$ [44]

$$P_{04} = 2047{,}77825\ kPa \tag{33}$$

- TURBINA DE ALTA PRESIÓN

El motor JT9D-3A tiene una configuración de doble eje; en el eje principal se encuentra el fan, las etapas de compresor de baja presión y las 4 etapas de turbina de baja presión; en el eje secundario se encuentran las 11 etapas de compresor de alta presión y 2 etapas de turbina de alta presión, es por esto que al realizar el análisis de las turbinas debemos tener en cuenta la eficiencia mecánica de los ejes y el trabajo de los compresores respecto a las turbinas.

$$\eta_m = \frac{W_c}{W_t} \tag{34}$$

$$W_c = \eta_m * W_t \tag{35}$$

$$\dot{m}_h * Cp_a * (T_{03} - T_{02}) = \eta_m * \dot{m}_h * Cp_g * (T_{04} - T_{05}) \tag{36}$$

La temperatura de la turbina de baja presión depende de la eficiencia del eje y las temperaturas manejadas en el compresor de baja presión.

$$T_{04} - T_{05} = \frac{Cp_a * (T_{03} - T_{02})}{\eta_m * Cp_g} \tag{37}$$ [45]

$$T_{04} - T_{05} = 408{,}017968\ K \tag{38}$$

$$T_{05} = 1141{,}98203K \tag{39}$$

Para hallar la presión de esta etapa es necesario despejarla de la siguiente ecuación:

---

[44] Ibid., p.101
[45] Ibid., p.101

$$T_{04} - T_{05} = \eta_t * T_{04}\left[1 - \left(\frac{1}{\frac{P_{04}}{P_{05}}}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}\right] \quad (40)$$[46]

$$P_{05} = \left[1 - \frac{T_{04} - T_{05}}{\eta_t * T_{04}}\right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} * P_{04} \quad (41)$$

$$P_{05} = 512{,}592013\ kPa \quad (42)$$

- TURBINA DE BAJA PRESIÓN

$$\eta_m = \frac{W_f}{W_t} \quad (43)$$

$$W_f = \eta_m * W_t \quad (44)$$

$$\dot{m}_T * Cp_a * (T_{02} - T_{01}) = \eta_m * \dot{m}_h * Cp_g * (T_{05} - T_{06}) \quad (45)$$

El flujo másico de la sección caliente ($\dot{m}_h$) se halla en relación al flujo másico frio de la salida de la tobera del fan, es decir, de la sección fría del motor.

$$\dot{m}_T = \dot{m}_c + \dot{m}_h \quad (46)$$

$$\dot{m}_h = 110{,}403\ kg/s \quad (47)$$

$$T_{05} - T_{06} = \frac{\dot{m}_T * Cp_a * (T_{02} - T_{01})}{\eta_m * \dot{m}_h * Cp_g} \quad (48)$$

$$T_{06} = 905{,}745888\ K \quad (49)$$

$$T_{05} - T_{06} = \eta_t * T_{05}\left[1 - \left(\frac{1}{\frac{P_{05}}{P_{06}}}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}\right] \quad (50)$$

$$P_{06} = \left[1 - \frac{T_{05} - T_{06}}{\eta_t * T_{05}}\right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} * P_{05} \quad (51)$$

$$P_{06} = 180{,}190720\ kPa \quad (52)$$

---

[46] Ibid., p.109

La velocidad de los gases que entraran posteriormente a la tobera es:

$$V_{06} = \sqrt{\gamma_g * R * T_{06}} \tag{53}$$

$$V_{06} = 588{,}652792\ m/s \tag{54}$$

El numero mach de los gases en esta sección del motor se debe calcular con respecto a la velocidad del sonido y según la temperatura en la que se encuentran los gases.

$$M = \frac{Velocidad\ del\ flujo}{Velocidad\ del\ sonido} \tag{55}$$

$$M = \frac{588{,}652792\,\frac{m}{s}}{603{,}265031\,\frac{m}{s}} \tag{56}$$

$$M = 0{,}97 \tag{57}$$

Dicho número Mach indica que a la tobera ingresara un flujo subsónico.

- TOBERA DE LA SECCIÓN CALIENTE

Al igual que en la tobera del fan, en esta etapa del motor se deben realizar los cálculos de expansión y de esta manera determinar el tipo de geometría de la tobera.

$$\frac{P_{06}}{P_a} = 1{,}77834418 \tag{59}$$

$$\frac{P_{06}}{P^*} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_n}\left(\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g + 1}\right)\right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}} \tag{60}$$

$$\frac{P_{02}}{P^*} = 1{,}964 \tag{61}$$

La tobera de la sección caliente no es obturada y será esta la utilizada para implementar el sistema supresor de ruido con las condiciones de flujo del gas como provienen de la turbina de baja presión.

Los datos obtenidos a la salida de la sección de la turbina de baja presión serán los tomados para las simulaciones como las condiciones de entrada de las toberas diseñadas.

4. DISEÑO

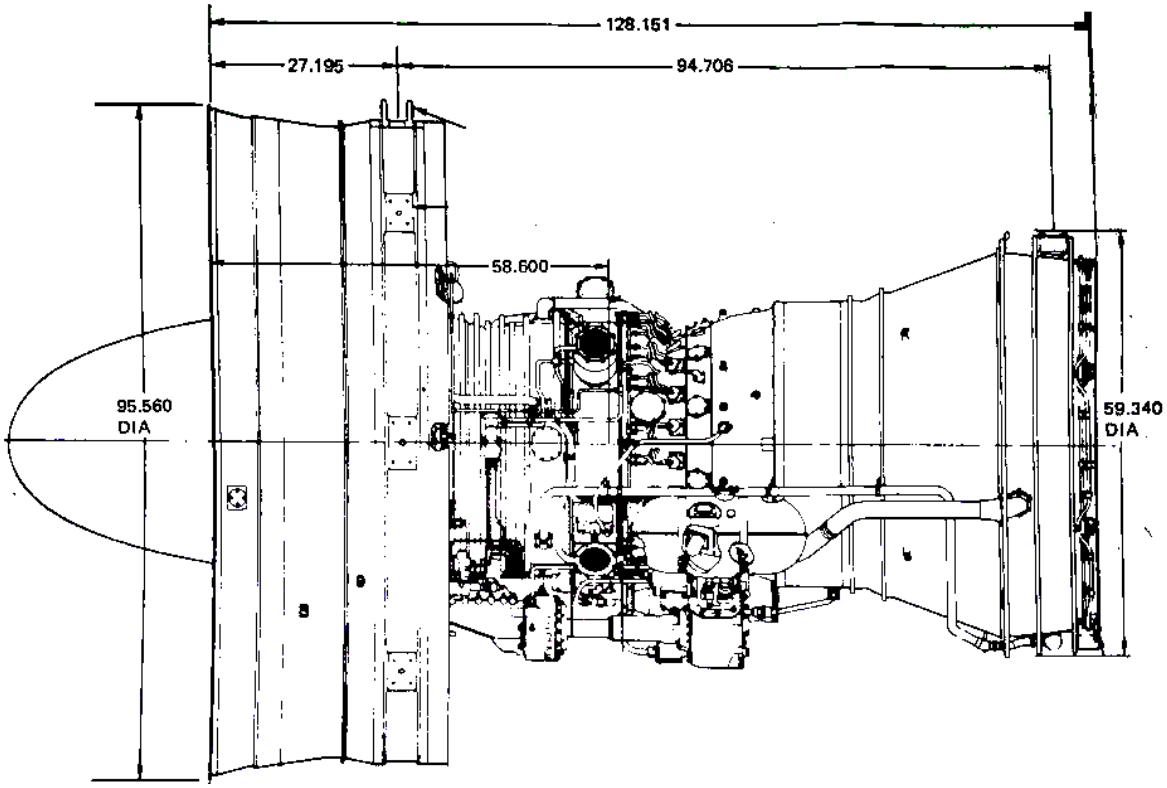
4.1 DISEÑO DE LA TOBERA BASE

El diseño de la tobera, sus dimensiones y características generales son tomadas a partir del motor escogido y la finalidad del proyecto.

Primero se realiza el diseño de una tobera base, ya que los resultados de las simulaciones de esta tobera serán comparados con los obtenidos con la tobera que tiene los chevrons en su diseño.

En la Fig. 21 se pueden evidenciar algunas de las medidas del motor JT9D-3A, incluyendo el diámetro de salida de la turbina de baja presión.

Figura 21. Dimensiones del motor JT9D-3A

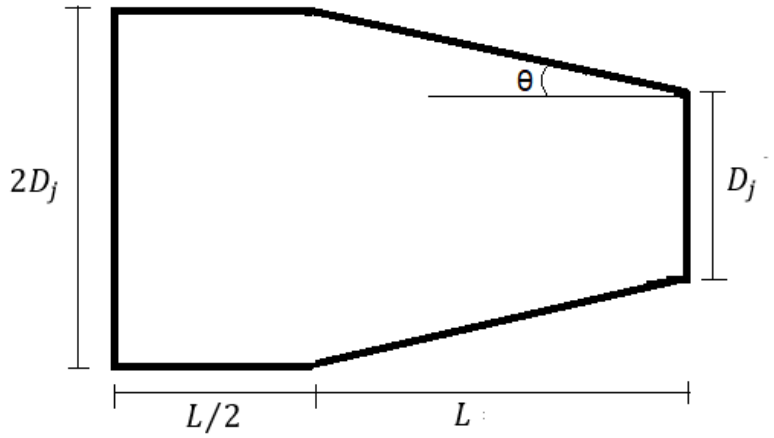


Fuente: KROES, wild. Aircraft power plants. En: Turbofan engines. p.424

Para el diseño de la tobera se determinó que la boquilla de salida (Dj) fuera de la mitad del tamaño del diámetro de entraba de la tobera, con una inclinación de 15º (θ), adicionalmente se adhiere al diseño una estructura de ensamble o acople que permita que la tobera se instale más fácilmente al motor.

Las medidas de la tobera en cuanto a longitud (L) se diseñaron de tal manera que la longitud del acople fuera la mitad de la longitud de la tobera, como se muestra en la Fig. 22.

Figura 22. Dimensiones de la tobera base



Fuente: Autores

Se toman el diámetro del *Jet Pipe* (Tubo de chorro) como referencia, ya que desde allí donde se analizan los cambios presentados en la reducción del ruido.

Se dispone como diámetro de entrada el reflejado en la Fig. 21, el cual pertenece al diámetro de salida de la turbina de baja presión, las dimensiones del motor se encuentran en sistema inglés, pero el desarrollo del proyecto se ha llevado utilizando el sistema internacional, por ende, se realizan las conversiones necesarias.

$$2D_j = 1507{,}234\ mm\ \approx 151\ cm$$
$$D_j = 753{,}617\ mm\ \approx 75\ cm$$

La longitud de la tobera es hallada mediante relación de triángulos de la siguiente manera:

$$L = \frac{\left(\frac{2D_j - D_j}{2}\right)}{\tan\theta}$$

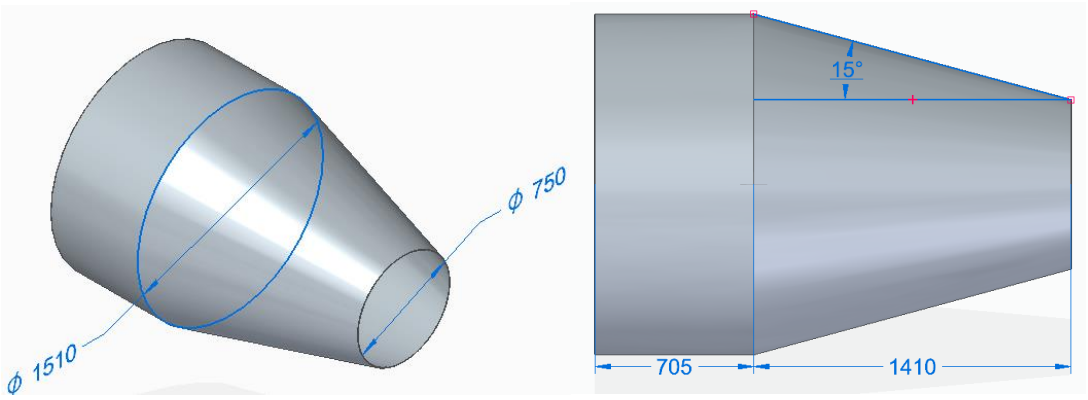
$$L = \frac{\left(\frac{1507{,}234\ mm\ - 753{,}617\ mm}{2}\right)}{\tan 15}$$

$$L = 1406{,}272199\ mm\ \approx 141cm$$

$$\frac{L}{2} = 703{,}1360994\ mm\ \approx 70{,}5\ cm$$

Para el diseño de las toberas se implementó el software de modelamiento Solid Edge, generando el modelo 3D de la tobera base, el cual se muestra en la Fig. 23.

Figura 23. Diseño en Solid Edge de la tobera base



(a) Vista isométrica (b) Vista lateral

Fuente: Autores

Las medidas mostradas en la Fig. 23 se encuentran en milímetros y son las dimensiones de la tobera base para el motor JT9D-3A, realizar las simulaciones con esta tobera y con un volumen de control de las dimensiones adecuadas generaría demasiado tiempo de procesamiento y algunos otros inconvenientes en la cantidad de elementos y nodos de la malla debido al gran tamaño, a causa de esto y por facilidades de simulación, volumen de control, tiempos de procesamiento y restricciones de los programas de simulación se escala la tobera a 1:20.

Las medidas de la tobera escalada son las siguiente y pueden ser observadas en la Fig. 24:

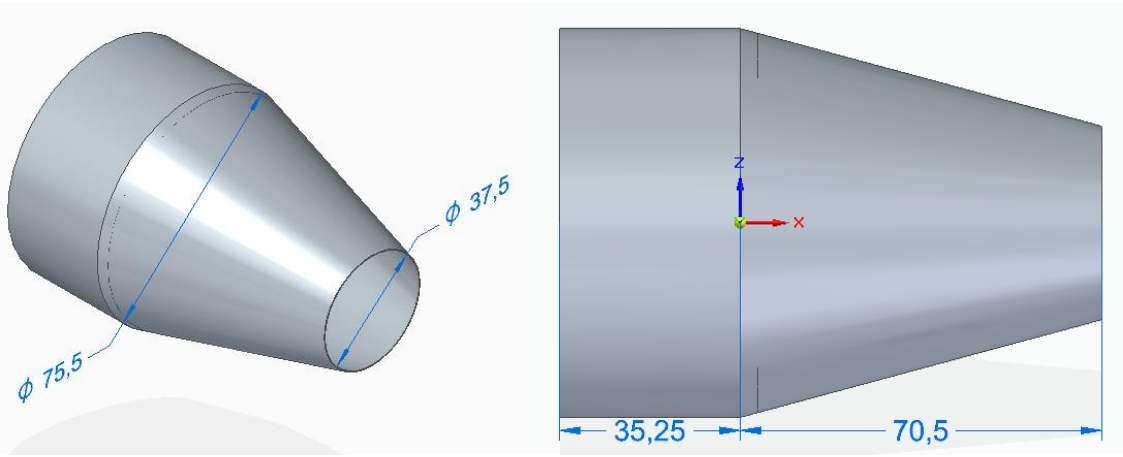
$$2D_j = 75{,}5\ mm$$

$$D_j = 37{,}5\ mm$$

$$L = 70{,}5\ mm$$

$$\frac{L}{2} = 35{,}25\ mm$$

Figura 24. Diseño en Solid Edge de la tobera base escalada.

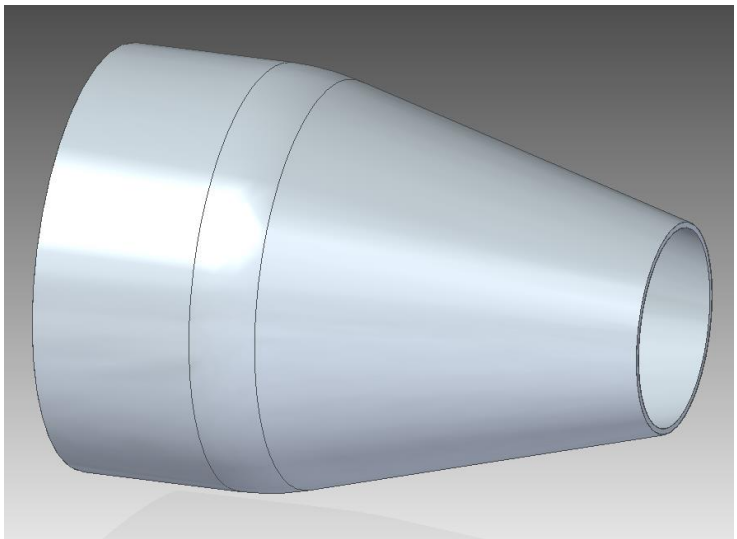


(a) Vista isométrica (b) Vista lateral

Fuente: Autores

Debido a que el modelo tiene un cambio de geometría brusco entre el acople y la tobera, se realiza un redondeo evidenciado en el Fig.25 para evitar la generación de ondas de choque o concentradores de esfuerzos.

Figura 25. Tobera base final



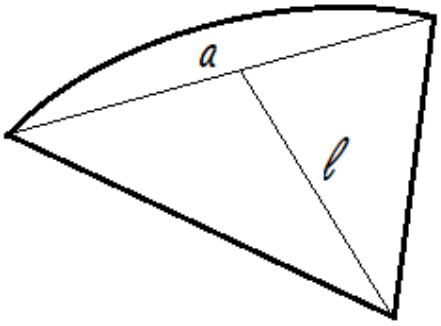
Fuente: Autores

4.2 DISEÑO DE LA TOBERA CON CHEVRONS

Para el diseño de la tobera con chevrons se utiliza el modelo de la tobera base, pero se tiene en cuenta la cantidad de chevrons que se le implementaran al diseño, el ángulo de penetración y las demás dimensiones necesarias para su modelamiento.

Como se muestra en la Fig. 26, el ancho y largo del Chevron son las dimensiones primarias para el diseño de los chevrons, para determinar estas medidas se realiza una búsqueda bibliográfica de investigaciones y estudios realizados acerca de la cantidad de chevrons en la boquilla de la tobera, su largo y ángulo de penetración más efectivo para la reducción de ruido.

Figura 26. Dimensiones del Chevron



Fuente: Autores

Una de las principales funciones de la tobera tipo chevron es inducir pequeños vórtices en las líneas de flujo de los gases de salida del motor, dando como resultado una reducción en los niveles de ruido comparada con una tobera base. En el Instituto Indio de Tecnología de Madras, se desarrolló una investigación experimental que lleva por nombre Efecto del número de chevron y la penetración en las características acústicas de las toberas chevron (*Effect of chevron count and penetration on the acoustic characteristics of chevron nozzles*)[47]. Dentro del estudio se establecen los parámetros geométricos del chevron como el número de chevrons, la penetración, la asimetría y la relación para diferentes NPR, enfocándose en el análisis solamente del número de chevron y la penetración. En el estudio se analizan ocho diferentes toberas, variando sus números de dientes, su longitud, y su penetración. "El número de chevron determina el espaciamiento azimutal entre los vórtices axiales, mientras que la penetración controla la fuerza de los vórtices axiales"[48].

---

[47] P.S. Tide, K. Srinivasan. Effect of chevron count and penetration on the acoustic characteristics of chevron nozzles. En: Applied Acoustics. India. (ago. – oct. 2009); p. 201

[48] James Bridges and Clifford A. Brown. Parametric Testing of Chevron Single Flow Hot Jets. En: NASA/TM-2004-213107. Cleveland. (Sep. 2004); p.1

Con el fin de identificar el número ideal de chevrons, el largo y la penetración se generan varios resultados; uno de ellos se explica en términos de eficiencia acústica, la cual se puede definir como la relación entre la potencia de salida acústica total y la potencia de entrada que se representa en la energía cinética del chorro. La tobera con menor eficiencia acústica genera un máximo beneficio de reducción de ruido, haciendo que la conversión de energía cinética a energía acústica sea mínima. Los autores encontraron que "la tobera base y la tobera con cuatro dientes tienen su máxima eficiencia acústica aproximadamente en 2%, mientras que la tobera con seis dientes y ocho dientes tienen su máxima eficiencia en 0.15% y 0.12% respectivamente"[49]. De todas las toberas analizadas, la tobera con ocho dientes y 0° de penetración presenta las máximas reducciones de ruido, los experimentos de este estudio fueron manejados con NPR en un rango de 1.5 y 5 con números de Mach entre 0,7 y 1,7.

También encontraron que para la reducción de ruido en NPR bajos y medios, se debe utilizar altos números de chevron con bajos niveles de penetración.

Adicionalmente, en el memorando técnico de la Nasa (NASA/TM-2004-213107) concluyen que "el largo del chevron no hace un mayor impacto en el flujo o en el sonido"[50]

Tomando como guía los resultados obtenidos de diferentes estudios, se escogió la tobera tipo chevron con 8 dientes y 0° grados de penetración.

La longitud de los chevrons es escogida a criterio de los autores basándose en diseños realizados previamente, específicamente los realizados por P.S. Tide y K. Srinivasan en su estudio del efecto del número de chevrons y la penetración en las características acústicas de las toberas Chevron, en este estudio los autores tomaron diferentes diseños de toberas variando la cantidad de chevrons y su longitud.

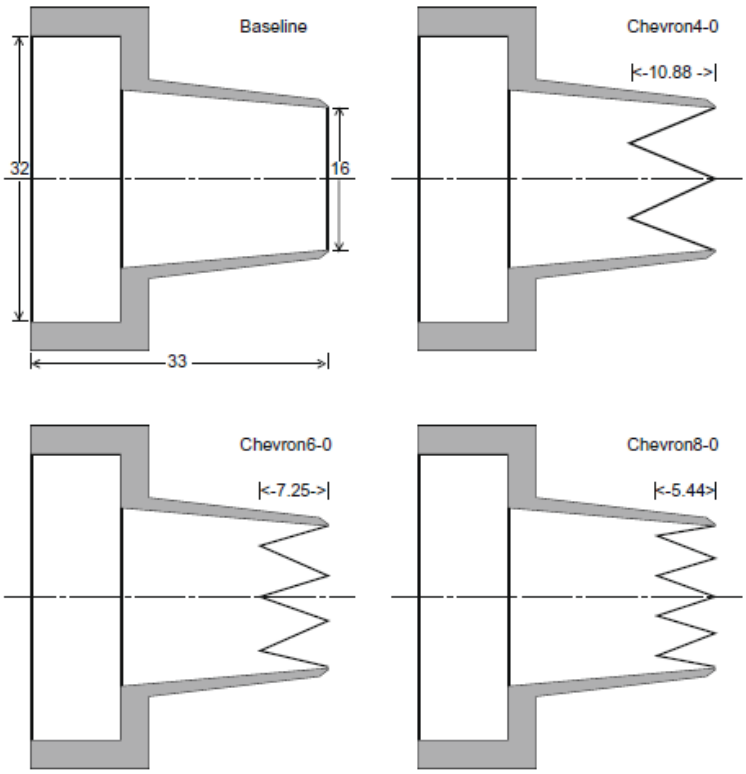
En la Fig. 27 se encuentran 4 configuraciones de tobera manejadas en la investigación, cada configuración esta designada con un código, el primer número hace referencia a la cantidad de dientes y el segundo a los grados de penetración, la tobera Chevron8-0 tiene una longitud de 5,44 mm en los chevrons, esa medida representa el 16,48% de la longitud total de la tobera, porcentaje que será usado para la longitud de los chevrons en el diseño de la tobera con 8 chevrons de este proyecto.

Tomando en cuenta el largo de los chevrons y su ubicación en la tobera se determina el ancho de cada uno y se diseñan los dientes como se muestra en la Fig. 28

---

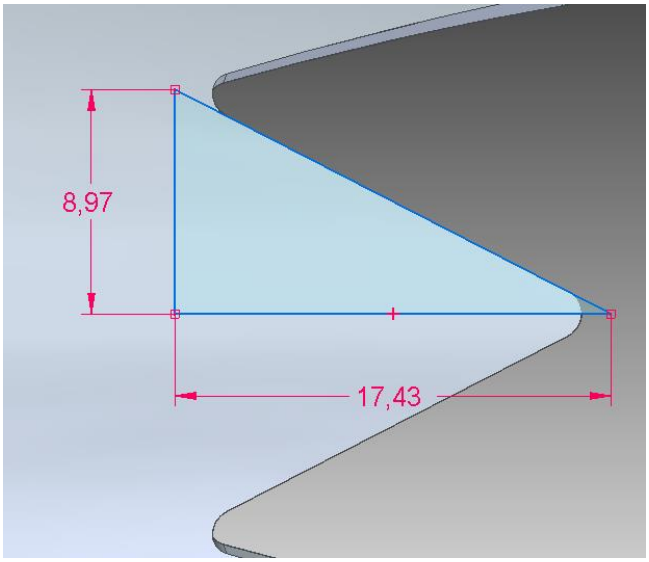
[49] P.S. Tide, K. Srinivasan. Op. Cit., p. 219
[50]James Bridges and Clifford A. Brown. Op., Cit, p. 1

Figura 27. Dimensiones de las boquillas fabricadas en milímetros.



Fuente: P.S. Tide, K. Srinivasa. Efecto del número de chevron y la penetración en las características acústicas de las toberas Chevron. 2009, p. 204.

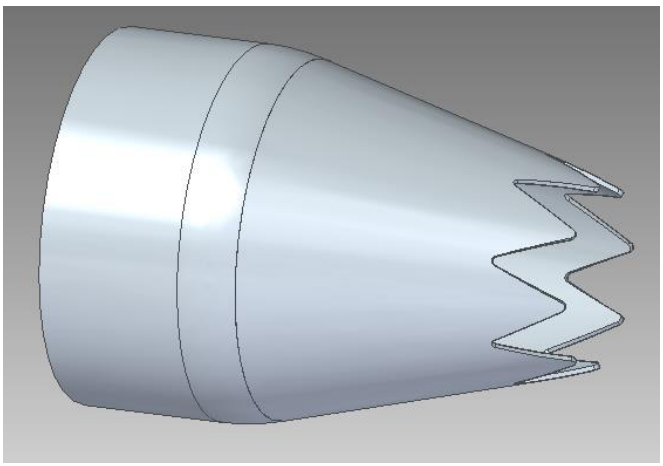
Figura 28. Dimensiones de cada chevron



Fuente: Autores

La tobera con chevrons se diseña con ocho dientes en la boquilla de salida y sin ángulo de penetración como se muestra en la Fig. 29, el diseño es realizado en el mismo software de modelamiento de la tobera base.

Figura 29. Diseño en Solid Edge de la tobera con chevrons

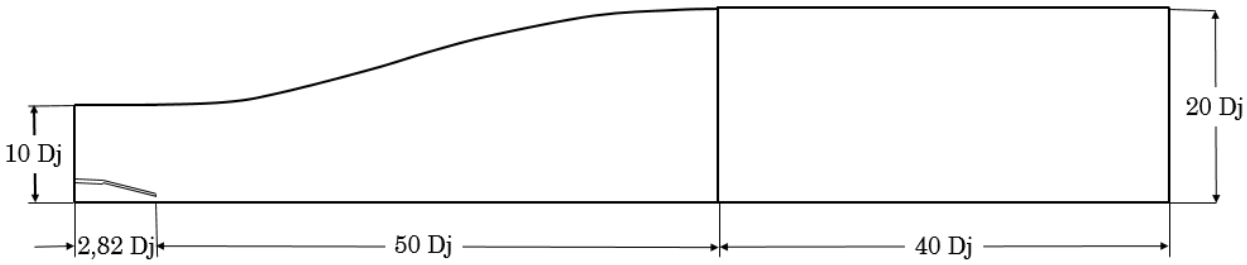


Fuente: Autores

4.3 DISEÑO DOMINIO COMPUTACIONAL

Para el análisis de ruido generado por los gases de salida del motor es necesario crear un dominio computacional definido como el que se muestra en la Fig.30 y de esta manera observar el comportamiento del flujo, el dominio diseñado está basado en la investigación realizada por P.S. Tide y V. Babu[51]. La zona rectangular comprendida entre 40Dj x 20Dj es usada por los autores como zona de amortiguamiento para el flujo.

Figura 30. Dimensiones del dominio computacional.

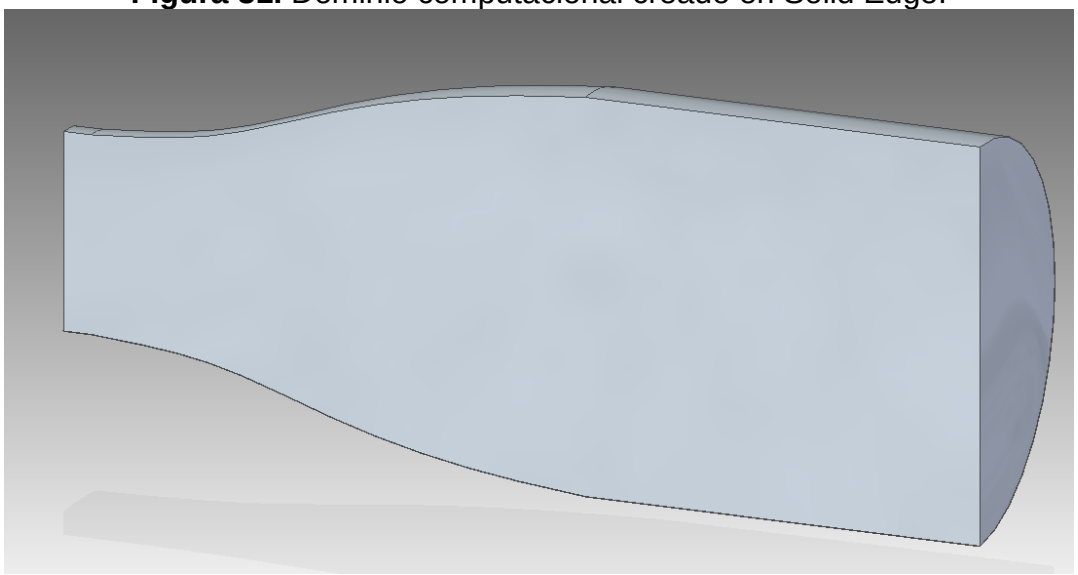


Fuente: Autores

[51]P.S. Tide; V. Babu. Numerical predictions of noise due to subsonic jets from nozzles with and without chevrons. En: El Sevier Journal, India: p.325

Las dimensiones del dominio están dadas en relación al diámetro de salida de la tobera base, el bosquejo mostrado en la Fig. 30 se revoluciona 180 grados para obtener un domino simétrico, presentado en la Fig. 31.

Figura 31. Dominio computacional creado en Solid Edge.



Fuente: Autores

5. SIMULACIONES

Este proyecto se desarrolló con el software computacional ANSYS Fluent, el cual usa el método de volúmenes finitos en CFD.

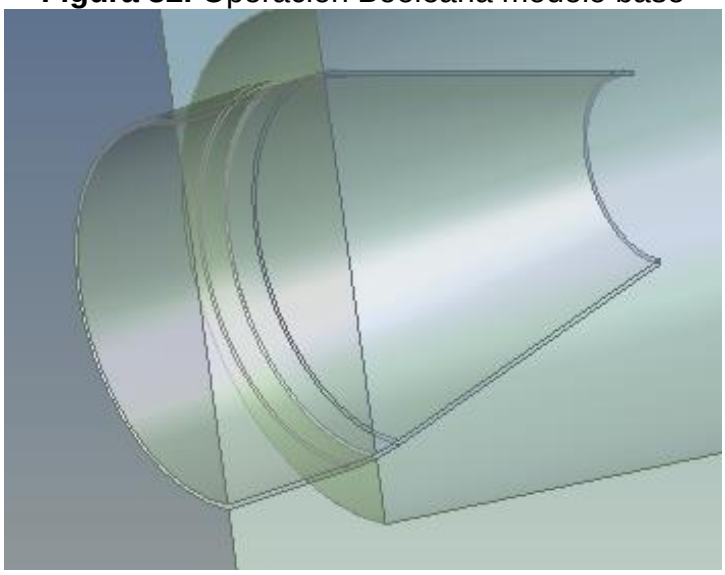
"El punto de partida del método de volúmenes finitos (FVM *Finite Volume Method*) es la descomposición del dominio en pequeños volúmenes de control (VCs) donde las variables son almacenadas en los nodos. Usualmente, los volúmenes de control y los nodos son definidos con una grilla numérica, la malla. Los nodos, donde se guardan las variables a resolver, se ubican en los vértices de esta malla o en los centros de los volúmenes, y es la referencia con la que se cuenta para aproximar la solución en el resto del dominio."[52]

5.1 GEOMETRÍA

La geometría necesaria para realizar las simulaciones incluyó el diseño de las toberas y el dominio computacional, todo debía estar unido en un solo cuerpo, con este fin se realizó una operación booleana que permite unir los cuerpos y a la vez sustraer la geometría de las toberas del domino para el análisis.

Esto fue necesario, debido a que el espacio o vacío creado por la operación booleana permite un mejor análisis del paso del flujo, las operaciones booleanas realizadas para los modelos tienen como resultado la Fig. 32 y 33.

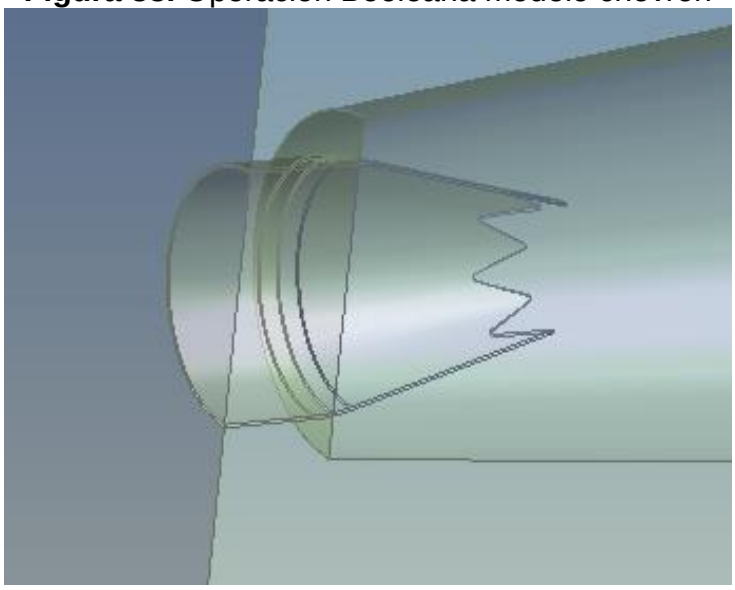
Figura 32. Operación Booleana modelo base



Fuente: Autores.

[52] OSSES, Juan. ESSS (Engineering Simulation and Scientific Software) [en línea]. Chile. El método de volúmenes finitos, diciembre 2016 – [citado el abril 02, 2018] Disponible en internet: https://www.esss.co/blog/es/el-metodo-de-volumenes-finitos/

Figura 33. Operación Booleana modelo chevron



Fuente: Autores.

5.2 PARÁMETROS DE SIMULACIÓN

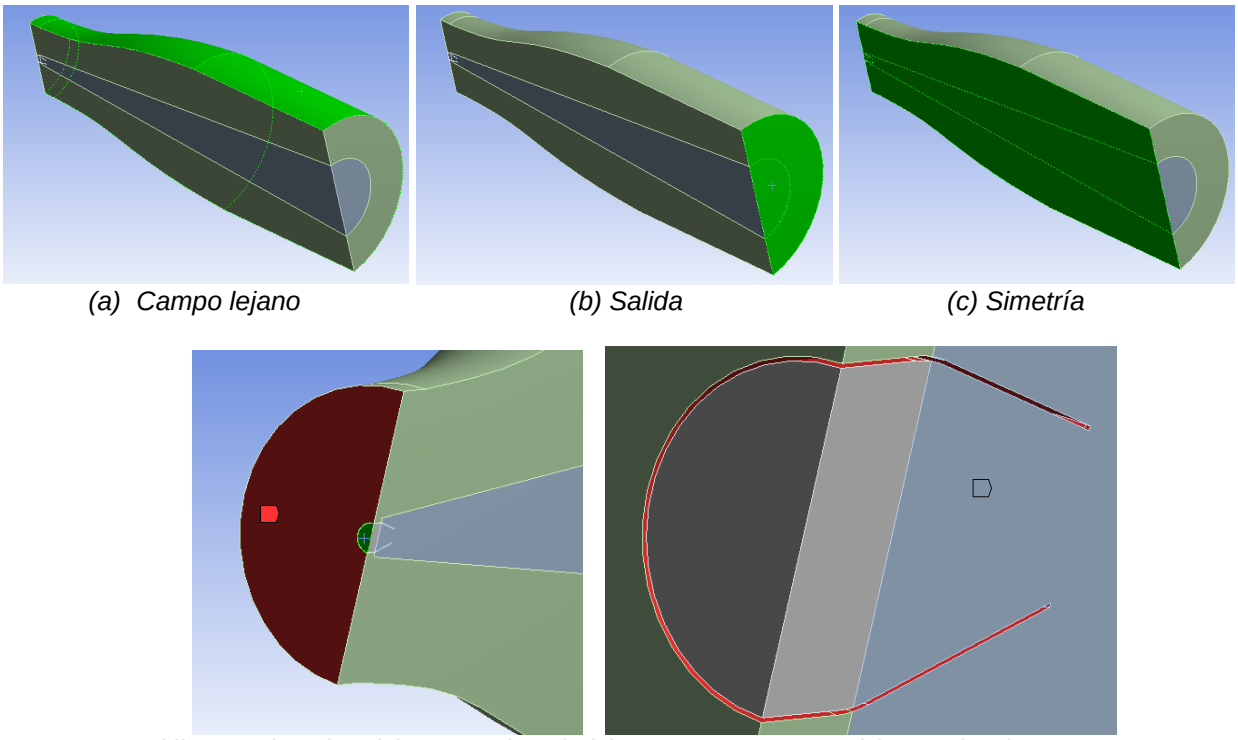
Se realizaron tres fases de simulación, estado estable, transitorio y acústica, cada una de las fases posee parámetros esenciales para su cálculo y cada una depende del proceso realizado por la anterior.

La primera fase de simulación se realizó con flujo laminar en estado estable, condiciones de operación a nivel del mar basado en la presión, el material utilizado fue aire y condiciones de frontera como se observa en la Fig. 34. Donde el campo lejano es la pared externa del modelo, la entrada 1 representa la entrada de flujo es la geometría del domino, entrada 2 es la entrada de flujo a la tobera con los datos de temperatura y presión hallados en el cálculo termogasodinámico, salida es la salida del sistema y pared- tobera es el espacio vacío de la geometría de la tobera.

La segunda fase se desarrolló en estado transitorio y flujo turbulento, y modelo de viscosidad k-omega, con un paso de tiempo de 0,03 segundos y 20 iteraciones entre cada paso de tiempo.

Finalmente, la simulación acústica se desarrolló con el modelo de *Ffowcs Williams and Hawkings,* el cual calcula los niveles de presión sonora en base a una superficie fuente y tomando los resultados de 25 receptores para modelo analizado.

Figura 34. Tipos de frontera aplicadas a los modelos



(a) Campo lejano *(b) Salida* *(c) Simetría*

(d) *Entrada 1 (verde) y Entrada 2 (rojo)* *(e) Pared-Tobera*

Fuente: Autores

5.3 MALLA

El análisis del flujo fue realizado por medio del estudio de volúmenes finitos y para esto se utilizó una malla no estructurada en la geometría, ya que no se tuvo el conocimiento necesario para la generación de una malla estructurada.

5.3.1 ESTUDIO DE INDEPENDENCIA DE MALLA

El estudio de independencia de malla se realizó con el fin de encontrar la configuración del tamaño de malla computacional optima y de esta manera obtener que resultados del modelo fueran independientes de cualquier configuración de ésta. El estudio consistió en comparar las predicciones de velocidad del flujo generadas por el modelo computacional para diferentes mallas.

5.3.1.1 TOBERA BASE

Se realizaron 26 configuraciones diferentes de malla para la geometría que contiene la tobera Chevron, se variaron parámetros como la tasa de crecimiento, el ángulo de curvatura normal, la calidad del suavizado de la malla entre otros.

De las 26 configuraciones, se escogieron tres mallas, estas variando su número de elementos y nodos según cada configuración, se buscó obtener configuraciones que variaran en la cantidad de elementos en un rango de 50.000-100.000 elementos, esto con el fin de identificar si la cantidad de elementos en la malla afectaba los resultados.

Tabla 3. Mallas escogidas para el modelo base

Malla	**1**	**2**	**3**
Nodos	67972	76850	104615
Elementos	300694	347038	496067

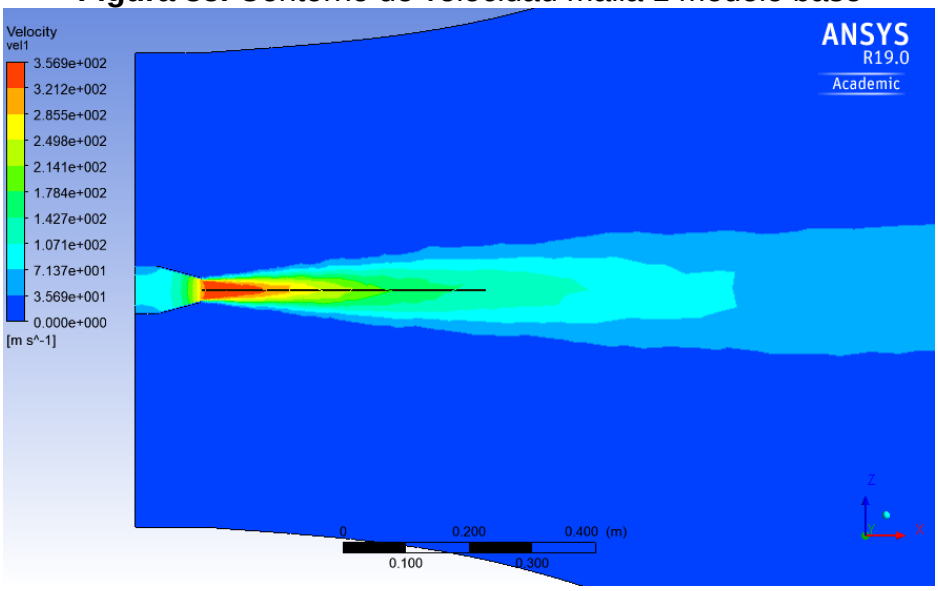
Fuente: Autores

Se realizaron simulaciones con cada una de las mallas escogidas en estado estable y flujo laminar, cada simulación tuvo cinco mil iteraciones, y al finalizar el cálculo se realizaron las gráficas de los perfiles de velocidades correspondientes.

En los artículos de investigación relacionados con toberas chevron utilizan variables adimensionales para la graficas de perfiles de velocidad y de esta manera garantizan que los resultados de los análisis pueden ser aplicados al modelo real. En este proyecto las gráficas de los perfiles de velocidad están dadas en función de la velocidad y la distancia.

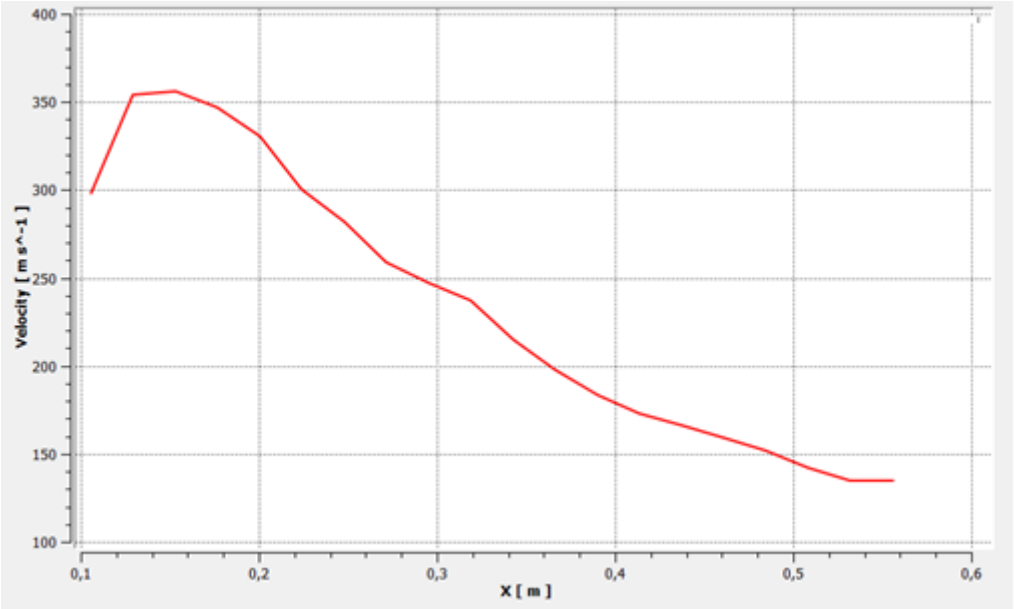
En las Fig. 35 a la 37 se observan los contornos de velocidad, y en las gráficas 1-3 los perfiles de velocidad correspondientes.

Figura 35. Contorno de velocidad malla 1 modelo base



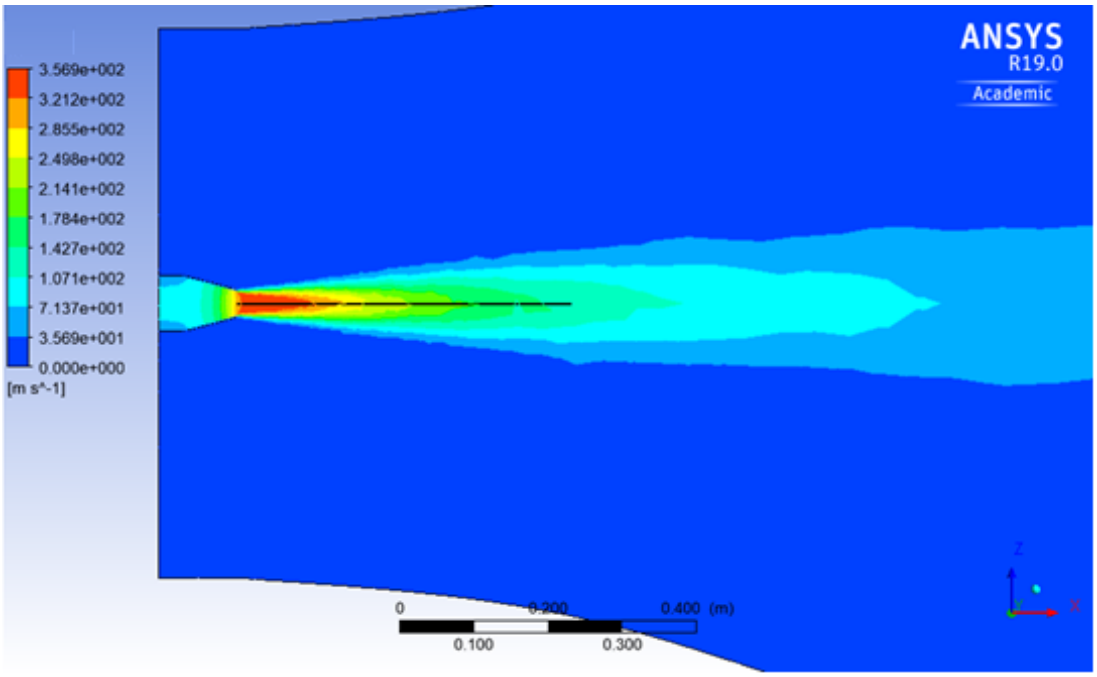
Fuente: Autores

Gráfica 1. Perfil de velocidades obtenido con la malla 1 modelo base



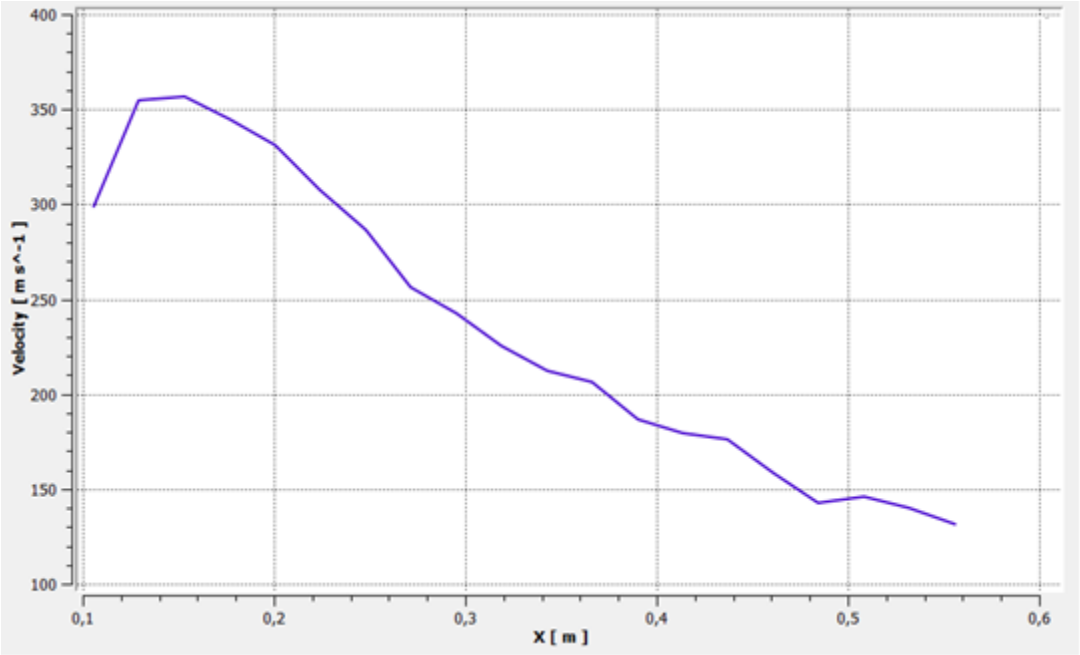
Fuente: Autores

Figura 36. Contorno de velocidad malla 2 modelo base



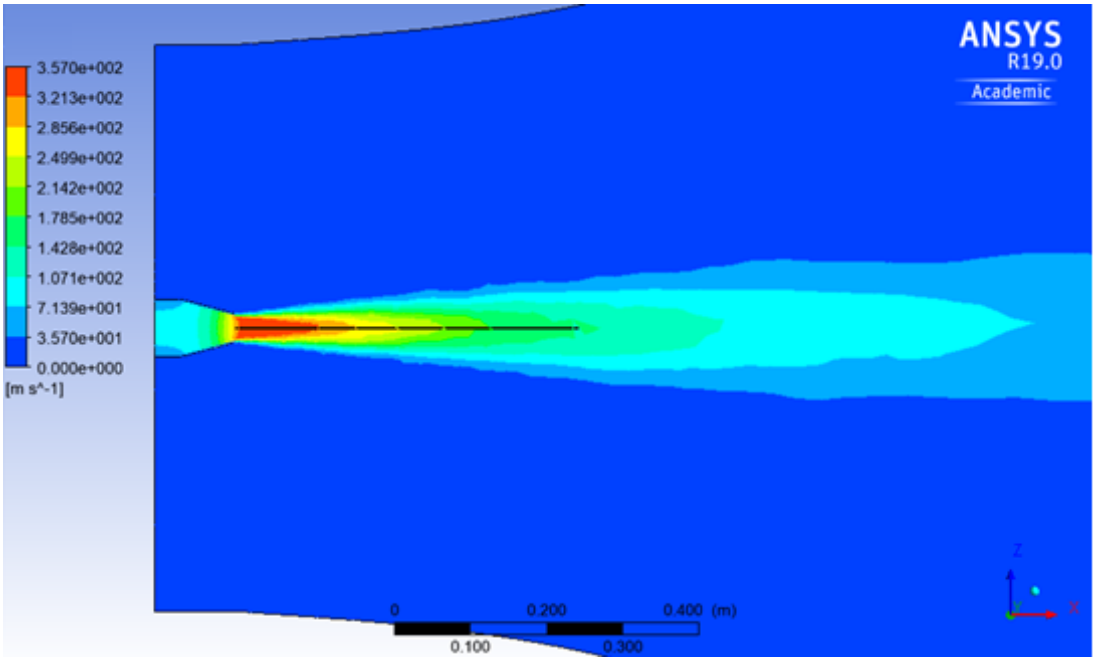
Fuente: Autores

Gráfica 2. Perfil de velocidades obtenido con la malla 2 modelo base



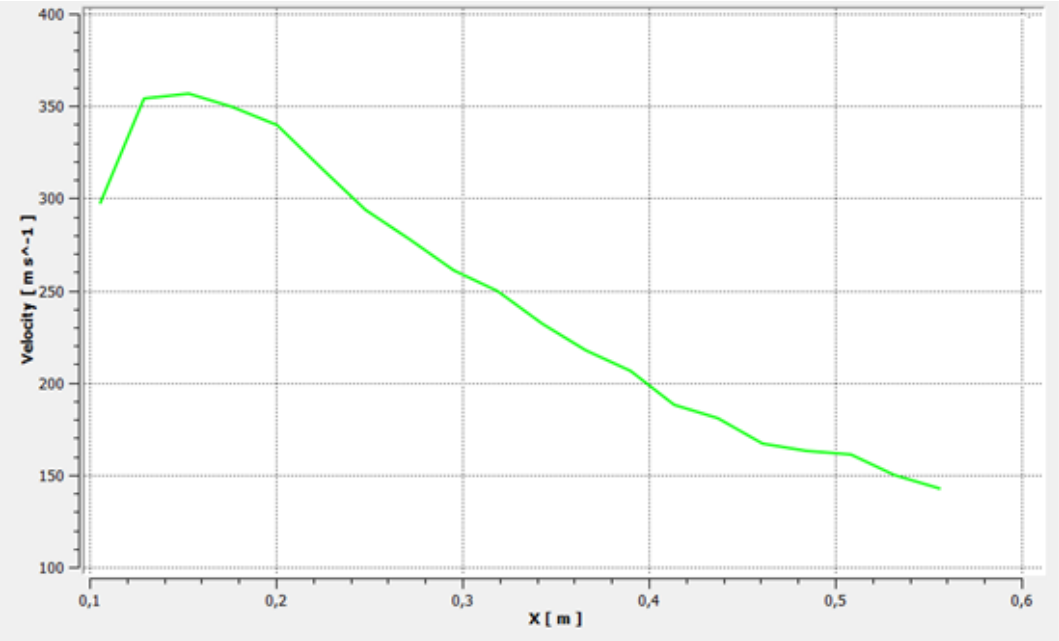
Fuente: Autores

Figura 37. Contorno de velocidad malla 3 modelo base



Fuente: Autores

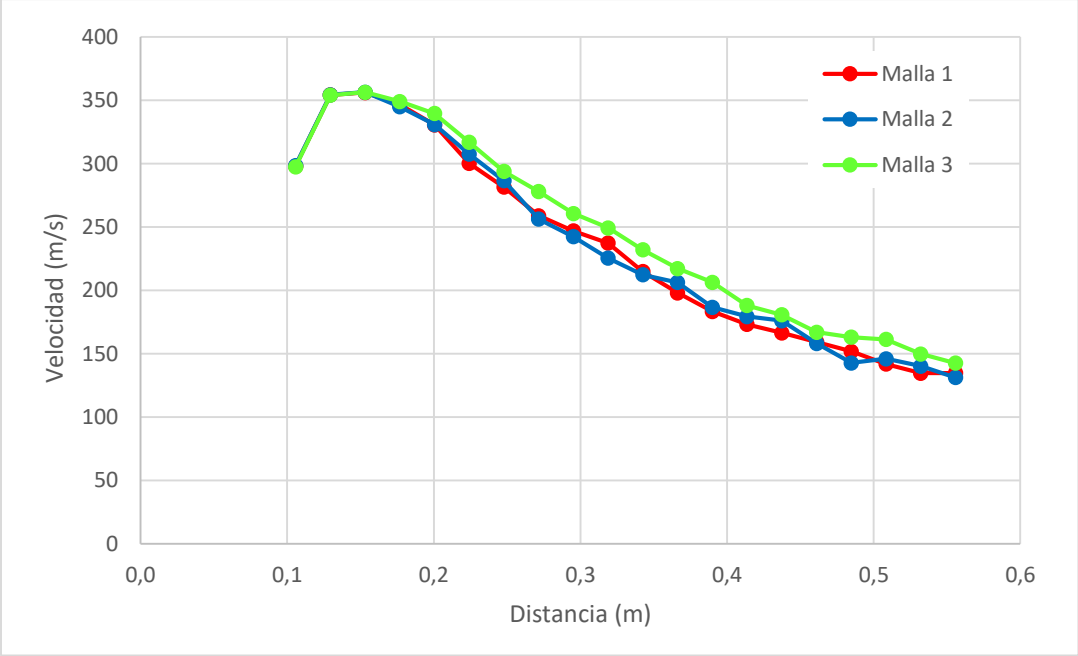
Gráfica 3. Perfil de velocidades obtenido con la malla 3 modelo base



Fuente: Autores

Después de obtener los tres perfiles de velocidades, se procedió a realizar la comparación mostrada en la gráfica 4 de los perfiles para la elección de la malla.

Gráfica 4. Comparación de los perfiles de velocidades modelo base



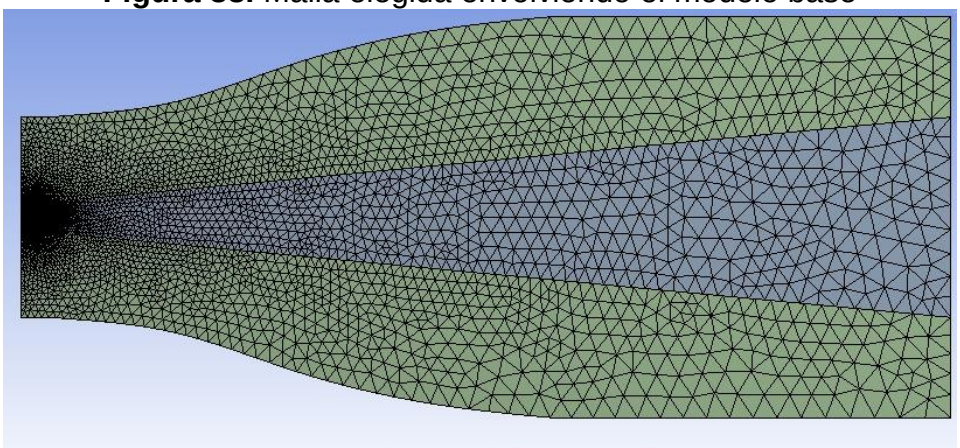
Fuente: Autores

Como se observa en la Grafica 4, las tres mallas escogidas dan como resultado perfiles de velocidad similares sin importar su número de elementos, siendo este el caso, significa que el modelo a simular obtendrá resultados sin importar cuál de las tres mallas se elijan debido a que sus resultados son independientes a esta.

Se eligió la malla tres para continuar con las simulaciones, debido a que su curva de velocidad es más atenuada y los cambios que presenta en forma de picos son más suaves que los presentados en la malla 1 y 2.

Se implementó al modelo base la malla 3, esta malla cuenta con una tasa de crecimiento de 1,067 y un ángulo de curvatura normal de 11°, dicha malla puede ser observada en las Fig. 38-40.

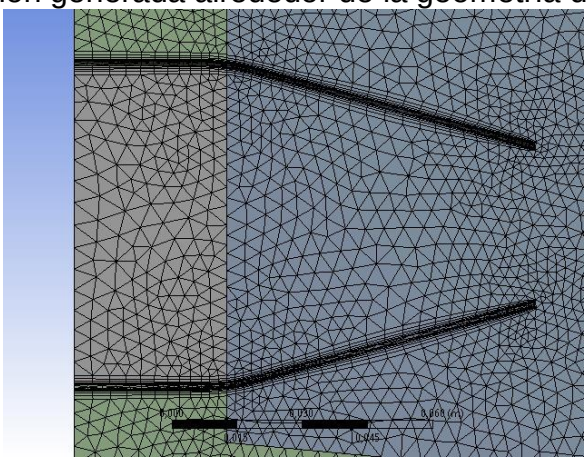
Figura 38. Malla elegida envolviendo el modelo base



Fuente: Autores

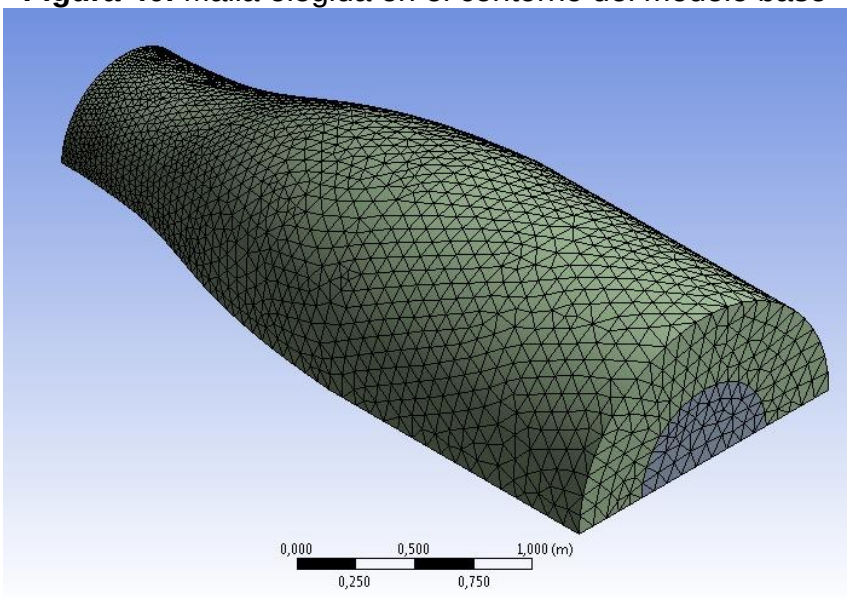
Se implementó la función de inflación para la condición de frontera Wall-nozzle. La inflación se genera para capturar de manera más exacta el comportamiento viscoso originado en la frontera de la geometría.

Figura 39. Inflación generada alrededor de la geometría de la tobera base.



Fuente: Autores

Figura 40. Malla elegida en el contorno del modelo base



Fuente: Autores

5.3.1.2 TOBERA CHEVRON

El proceso realizado para el modelo que contiene la tobera Chevron fue similar al descrito en la sección 5.3.1.1 con la tobera base, para este modelo se realizaron 10 configuraciones diferentes, escogieron tres de estas para el estudio.

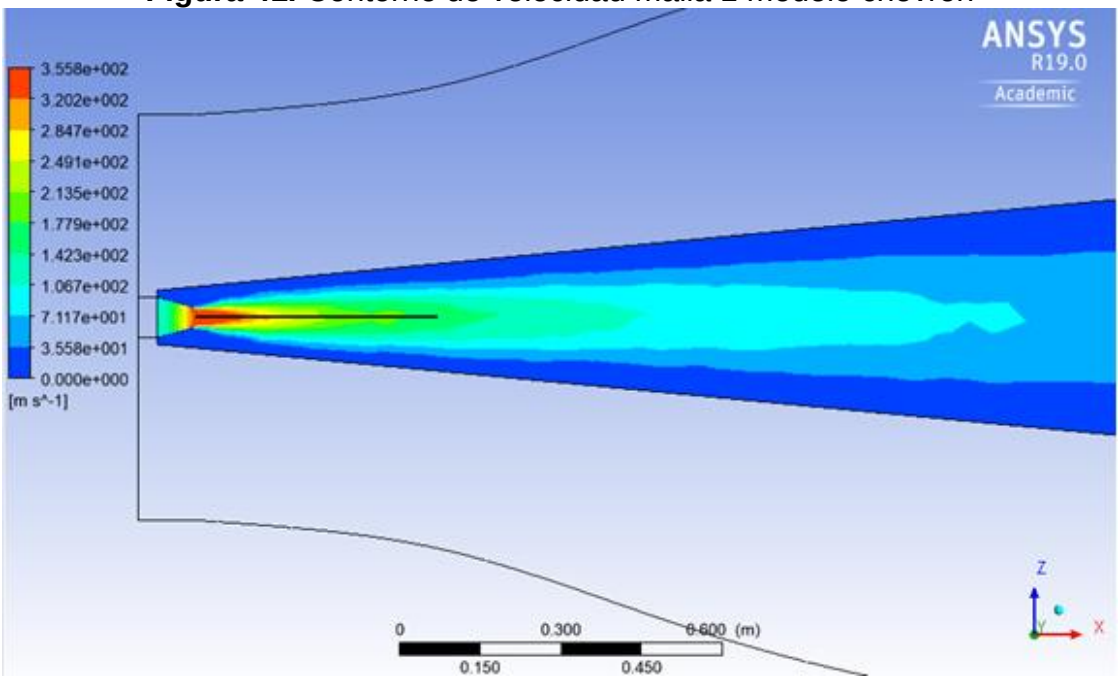
Tabla 4. Mallas escogidas para el modelo Chevron

Malla	1	2	3
Nodos	69454	81993	104449
Elementos	306817	371859	492285

Fuente: Autores

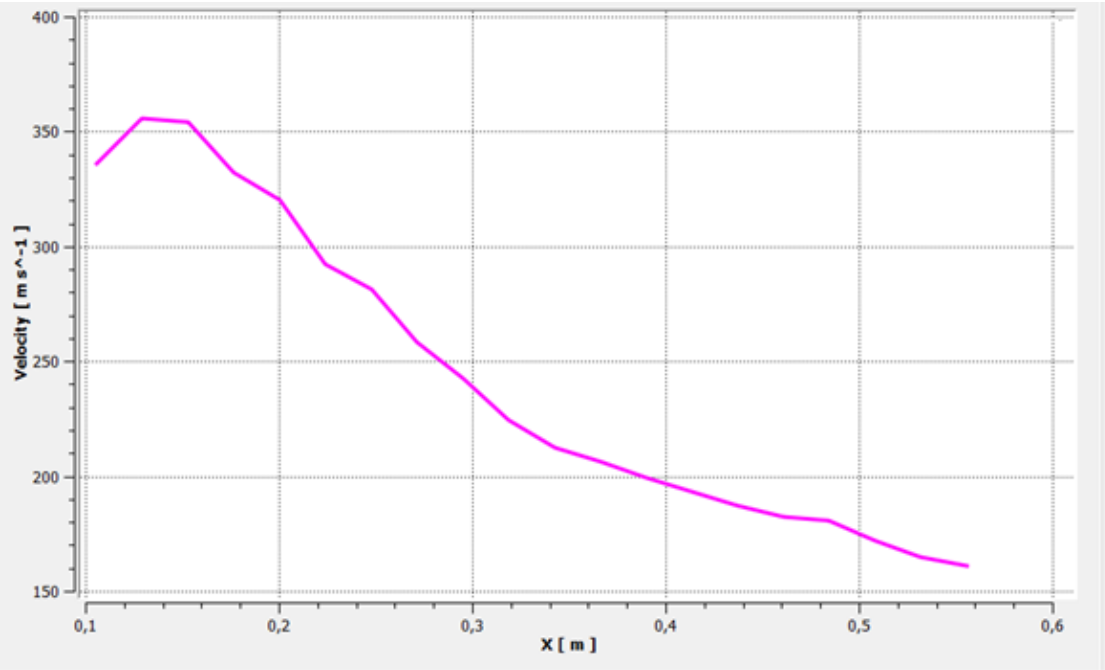
En las Fig. 41 a la 43 se observan los contornos de velocidad de cada una de las mallas elegidas para el estudio de independencia del modelo chevron, y los perfiles de velocidad correspondientes son contemplados en las gráficas 5-7.

Figura 41. Contorno de velocidad malla 1 modelo chevron



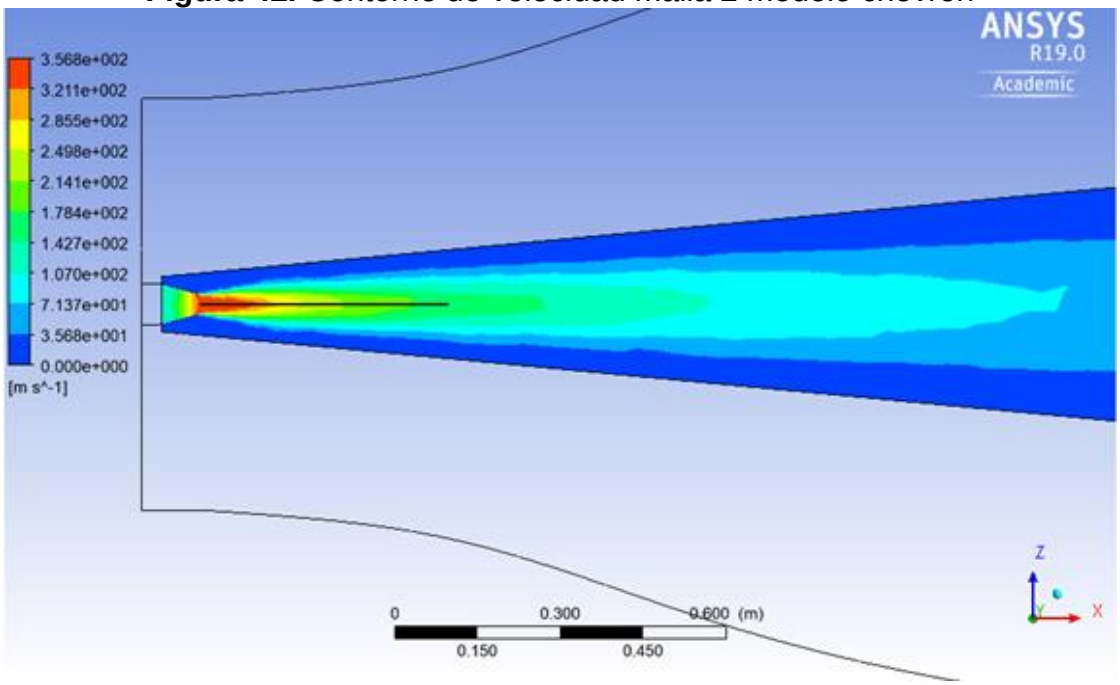
Fuente: Autores

Gráfica 5. Perfil de velocidades obtenido con la malla 1 modelo chevron



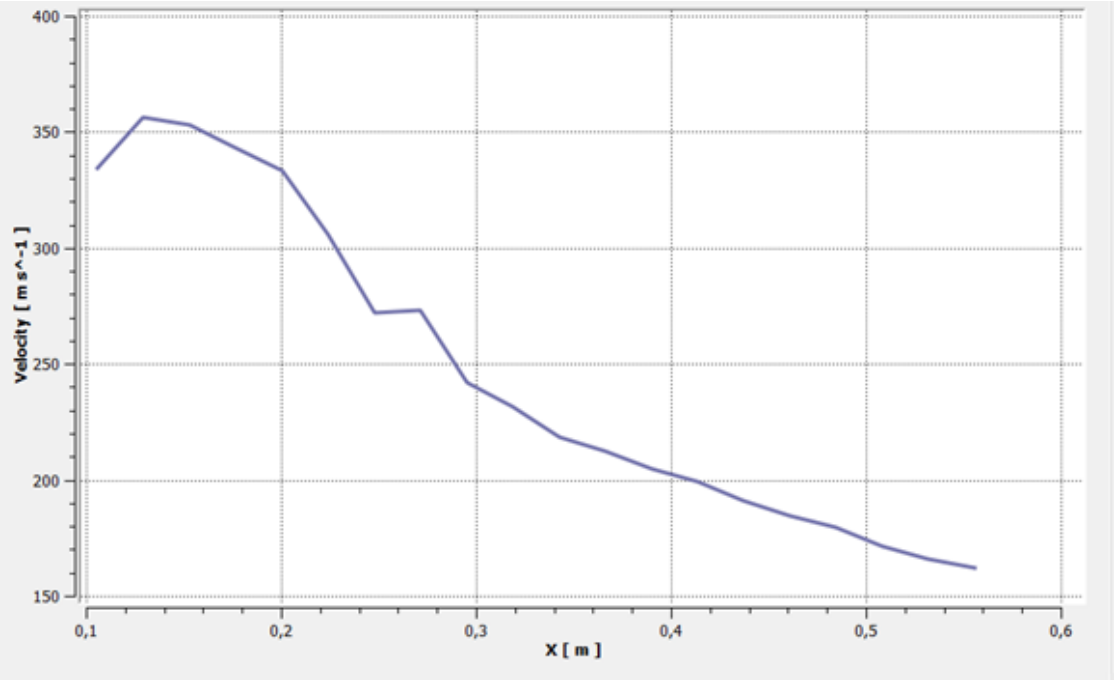
Fuente: Autores

Figura 42. Contorno de velocidad malla 2 modelo chevron



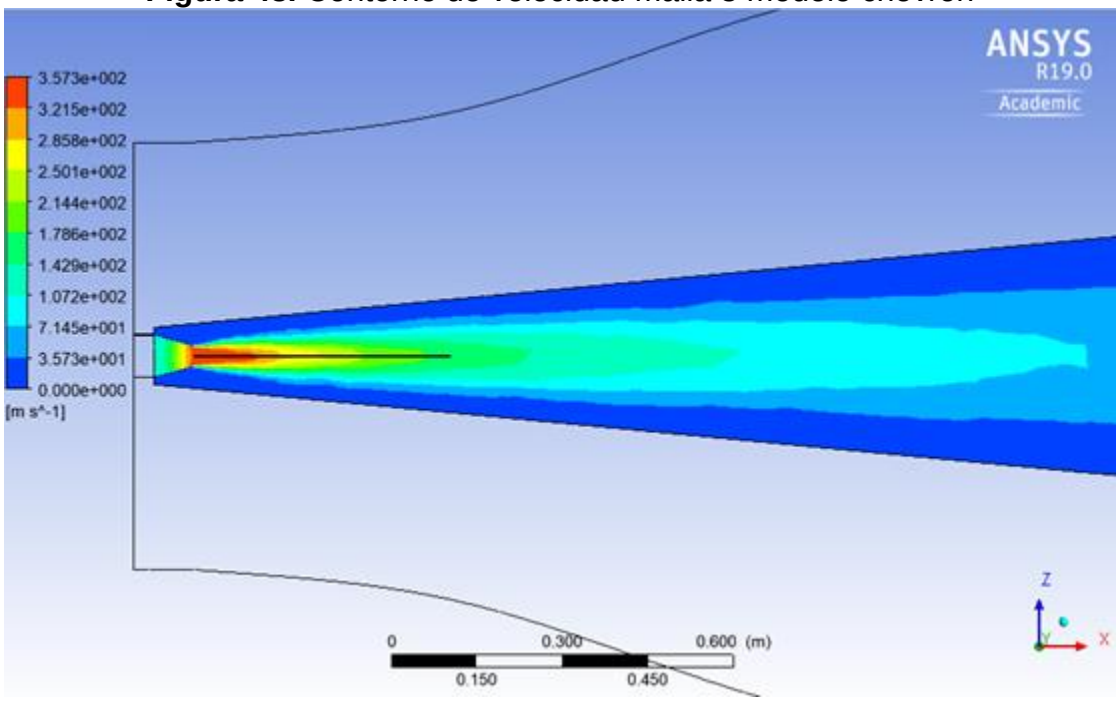
Fuente: Autores

Gráfica 6. Perfil de velocidades obtenido con la malla 2 modelo chevron



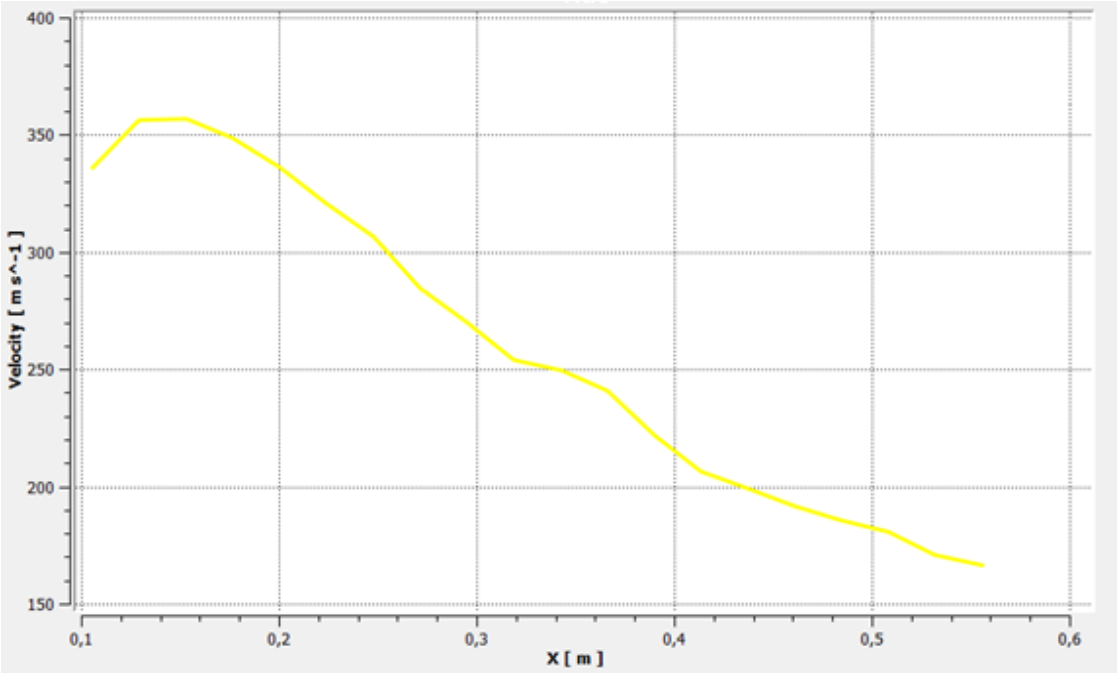
Fuente: Autores

Figura 43. Contorno de velocidad malla 3 modelo chevron



Fuente: Autores

Gráfica 7. Perfil de velocidades obtenido con la malla 3 modelo chevron

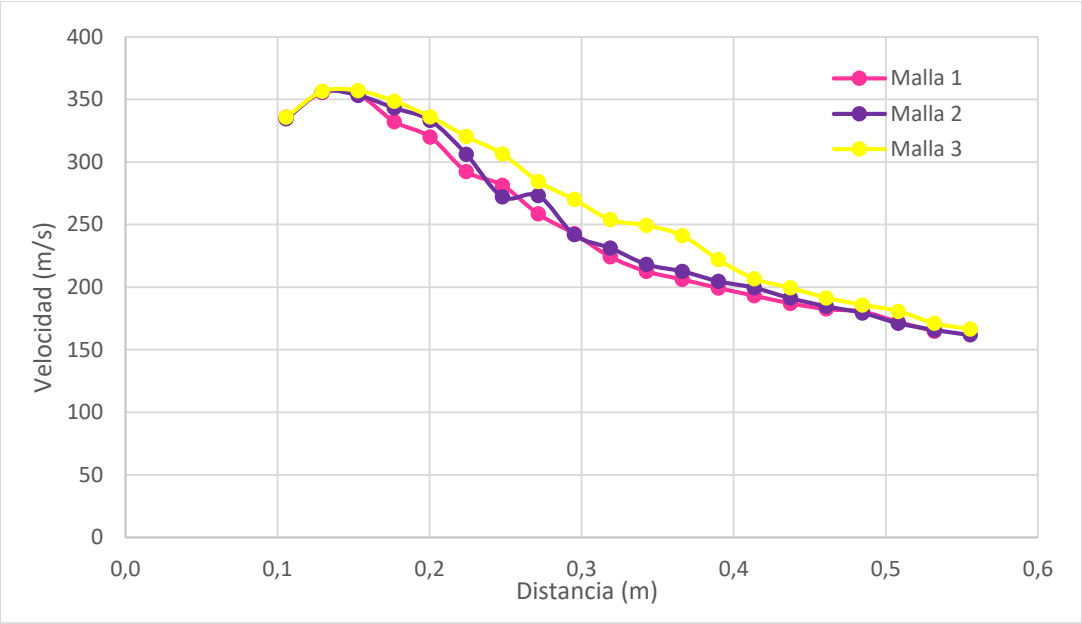


Fuente: Autores

De igual manera que con el modelo base, después de obtener los tres perfiles de velocidades, se procedió a realizar la comparación de estos.

En la gráfica 8 se muestra la comparación de los perfiles de velocidad del modelo Chevron, se observa que las mallas 1 y 2 poseen una similitud entre ellas y la malla 3 a pesar de ser semejante a las dos primeras posee un comportamiento más atenuado y sin picos o cambios bruscos en ella, es por esto que se eligió esta malla para continuar con la simulación del modelo.

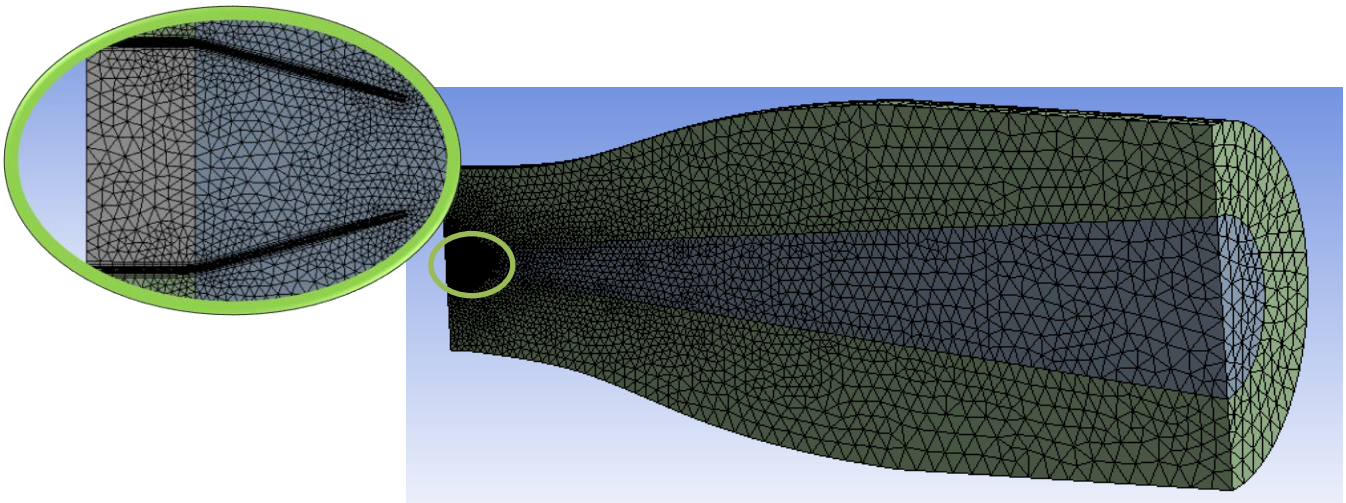
Gráfica 8. Comparación de los perfiles de velocidades modelo base



Fuente: Autores

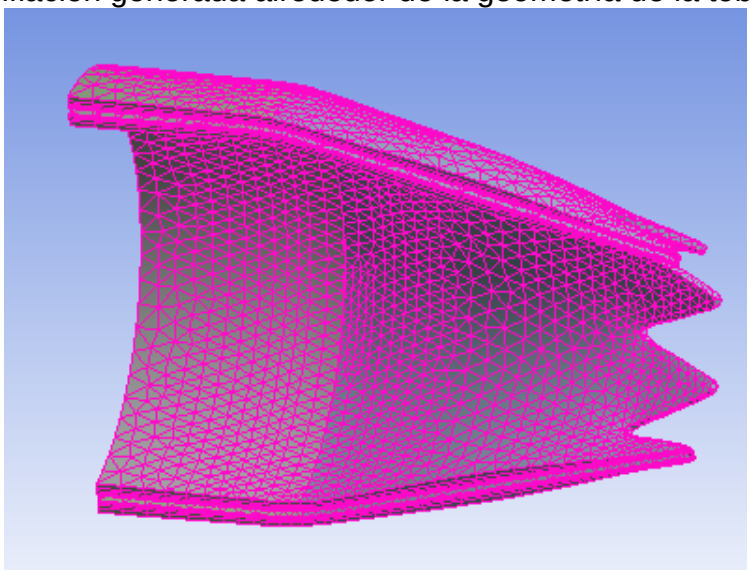
La malla seleccionada se evidencia en las fig. 44 y 45.

Figura 44. Malla elegida para el modelo chevron



Fuente: Autores

Figura 45. Inflación generada alrededor de la geometría de la tobera chevron.



Fuente: Autores

5.4 SIMULACIONES ACÚSTICAS

Los fenómenos asociados con el sonido se entienden y analizan en el marco general de la dinámica de fluidos. Para poder generar simulaciones acústicas, el software ANSYS dentro de su componente Fluent permite utilizar el módulo *Ffowcs Williams and Hawkings*; con el cuál se pueden encontrar SPL (Sound Pressure Level) con ayuda de la información tomada por receptores.

> "La ecuación de *Ffowcs Williams and Hawkings* (FW-H) es esencialmente una ecuación de onda no homogénea que puede ser encontrada manipulando la ecuación de continuidad y las ecuaciones de Navier-Stokes. La ecuación de FW-H puede ser escrita como:
>
> $$\frac{1}{a_0^2}\frac{\partial^2 \acute{p}}{\partial t^2} - \nabla^2 \acute{p} = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\{T_{ij}H(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i}\{[P_{ij}n_j + \rho u_i(u_n - v_n)]\delta(f)\} + \frac{\partial}{\partial t}\{[\rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n)]\delta(j)\}$$
>
> Dónde:
>
> u_i = componente de velocidad del fluido en la dirección x_i
>
> u_n = componente de velocidad del fluido normal a la superficie $f = 0$
>
> v_i = componente de velocidad en la superficie en dirección x_i

v_n = componente de velocidad en la superficie normal a la superficie

$\delta(f)$ = Función delta dirac

$H(f)$ = Función heaviside

$\acute{p}$ es la presión del sonido en el campo lejano ($\acute{p} = p - p_0$). $f = 0$ indica una superficie matemática introducida para "incrustar" el problema del flujo exterior $(f > 0)$ en un espacio ilimitado, con facilidades de uso de la teoría de función generalizada y la función verde de espacio libre para obtener la solución.

La superficie $(f = 0)$ corresponde a la superficie fuente (emisión), y puede hacer coincidencia con un cuerpo de superficie impermeable o de superficie permeable fuera de la superficie del cuerpo. n_i es el vector normal unitario apuntando hacia la región exterior $(f > 0)$, a_0 es la velocidad del sonido del campo lejano, y T_{ij} es el tensor de estrés de Lighthill, definido como:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - a_0^2(\rho - \rho_0)\delta_{ij}$$

P_{ij}es el tensor de estrés compresivo. Para un fluido Stokesiano, está dada por:

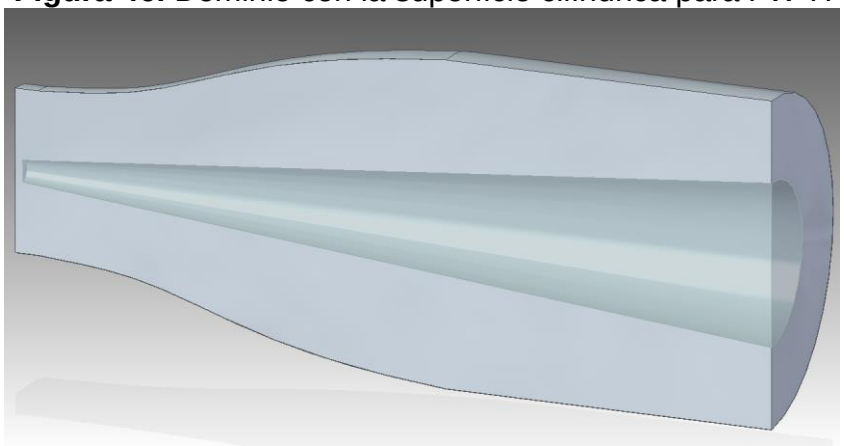
$$P_{ij} = p\delta_{ij} - \mu\left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right]$$

Las cantidades de corriente libre están denotadas por el subíndice 0"[53].

El módulo FW-H necesita una superficie fuente para realizar los cálculos de los niveles de presión de sonido, esta superficie es un corte en el cuerpo en forma cónica que envuelve la tobera, dicha superficie fue creada en el dominio como se muestra en Fig. 46.

[53] ANSYS, Inc. [en línea]: The Ffowcs Williams and Hawkings Model [citado febrero 26, 2018]. Disponible en Internet: <http://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node236.htm>

Figura 46. Dominio con la superficie cilíndrica para FW-H

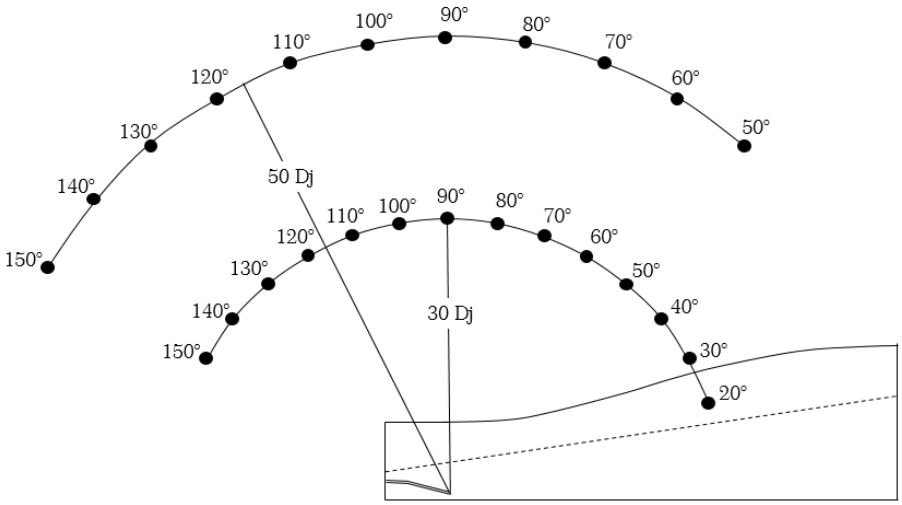


Fuente: Autores

Después de finalizar la simulación acústica es necesario ingresar las coordenadas de los receptores en los cuales se medirán los niveles de presión de sonido. Para esto nos guiamos nuevamente de la investigación realizada por P.S. Tide y V. Babu[54], en donde los autores toman puntos variando el ángulo y la distancia entre ellos.

En la fig. 47 se observa la ubicación de los 25 receptores a utilizados en la simulación acústica, 14 ubicados a una distancia de 30 diámetros de salida de la tobera variando el ángulo de 10 en 10 desde 20° hasta 150°, los once restantes están ubicados a 50 diámetros empezando en 50° hasta 150°.

Figura 47. Ubicación de los receptores para el módulo FW-H



Fuente: Autores

[54]P.S. Tide; V. Babu. Op., Cit. p.325

La línea punteada indica la ubicación de la superficie creada como fuente del módulo FW-H, esta superficie envuelve la tobera en su totalidad y crea un cono que es usado como fuente acústica.

Las coordenadas de los receptores se encuentran la tabla 5 y 6, sus medidas se encuentran en milímetros y estos valores están en relación al diámetro de salida de la tobera.

Tabla 5. Coordenadas de los receptores a 30Dj de distancia

ANGULO (°)	COORDENADA X (mm)*Dj	COORDENADA Y (mm)*Dj
20	28,19078	10,26060
30	25,98076	15
40	22,98133	19,28363
50	19,28363	22,98133
60	15	25,98076
70	10,26060	28,19078
80	5,20945	29,54423
90	0	30
100	-5,20945	29,54423
110	-10,26060	28,19078
120	-15	25,98076
130	-19,28363	22,98133
140	-22,98133	19,28363
150	-25,98076	15

Fuente: Autores

Tabla 6. Coordenadas de los receptores a 50Dj de distancia

ANGULO (°)	COORDENADA X (mm)	COORDENADA Y (mm)
50	32,13938	38,30222
60	25	43,30127
70	17,10101	46,98463
80	8,68241	49,24039
90	0	50
100	-8,68241	49,24039
110	-17,10101	46,98463
120	-25	43,30127
130	-32,13938	38,30222
140	-38,30222	32,13938
150	-43,30127	25

Fuente: Autores

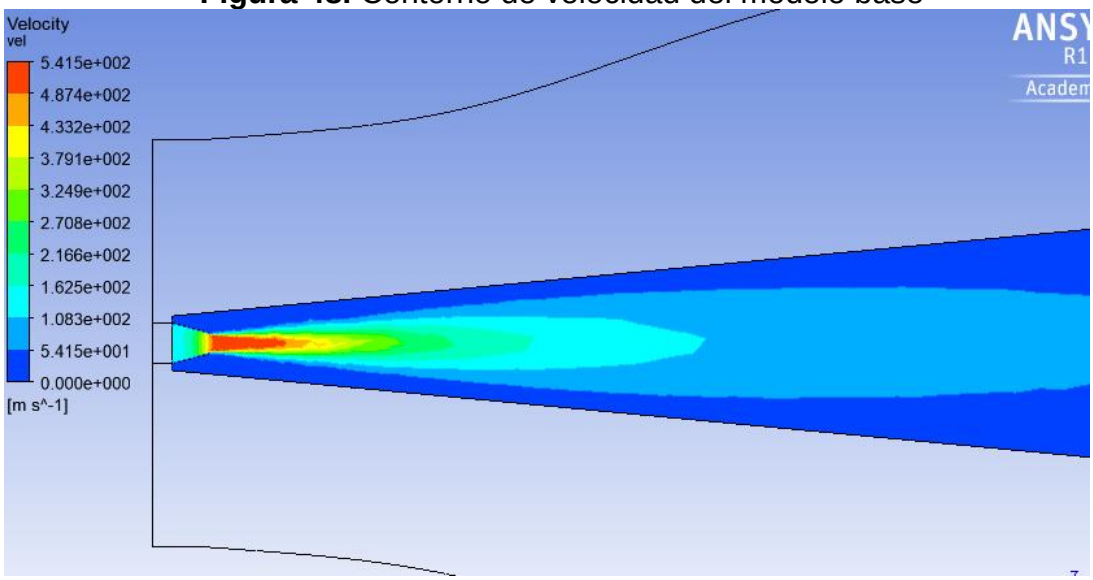
Las coordenadas de las tablas 5 y 6, tiene como punto de origen los ejes de simulación, los cuales se encuentran en el extremo izquierdo del modelo en el centro de la tobera, para ingresar las coordenadas de los receptores fue necesario tomar en cuenta la longitud de la tobera y el radio de la salida de esta.

6. RESULTADOS

Las simulaciones en estado estable y transitoria realizadas con los dos modelos, el modelo base y el modelo chevron dieron como resultado la siguientes graficas de presión, temperatura y velocidad.

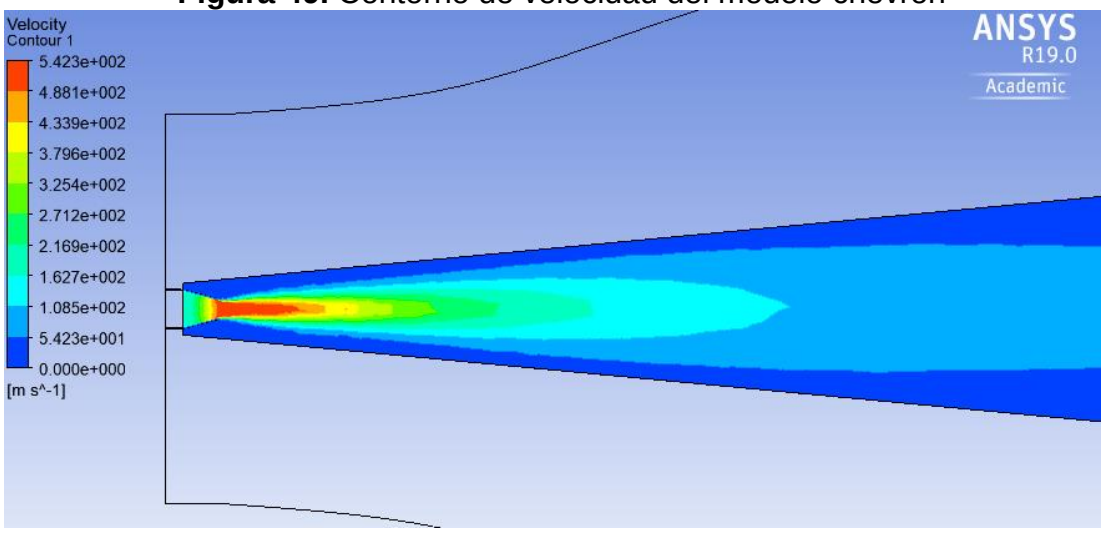
Como se observa en la Fig. 49 la velocidad de salida de los gases de escape aumenta en 1 m/s en comparación a la mostrada en la Fig. 48, esto implica que la velocidad no se ve afectada por la implementación del sistema supresor.

Figura 48. Contorno de velocidad del modelo base



Fuente: Autores

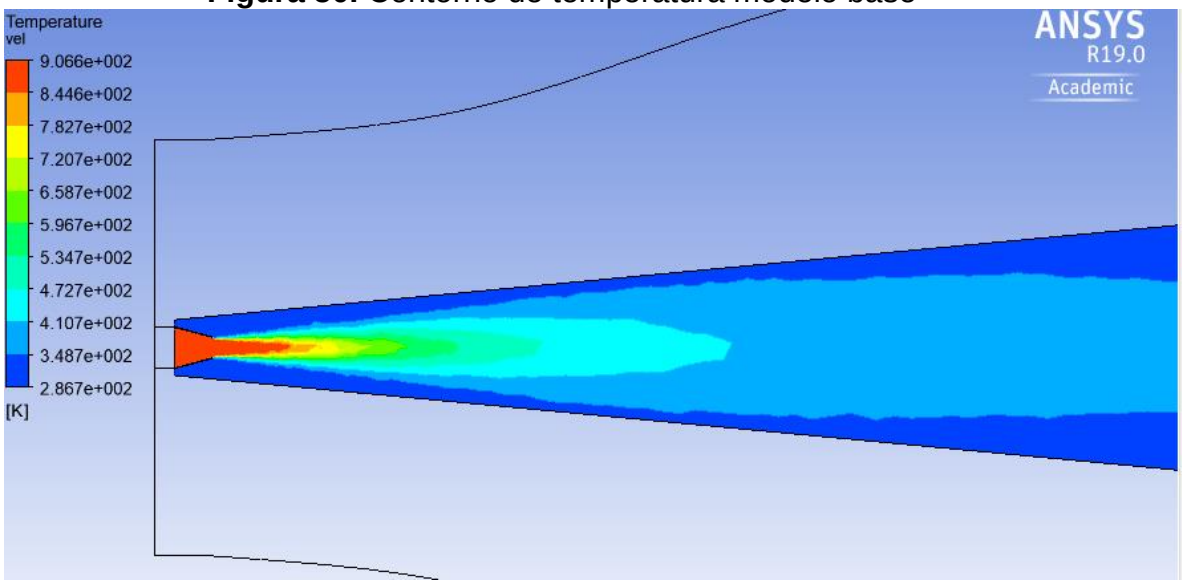
Figura 49. Contorno de velocidad del modelo chevron



Fuente: Autores

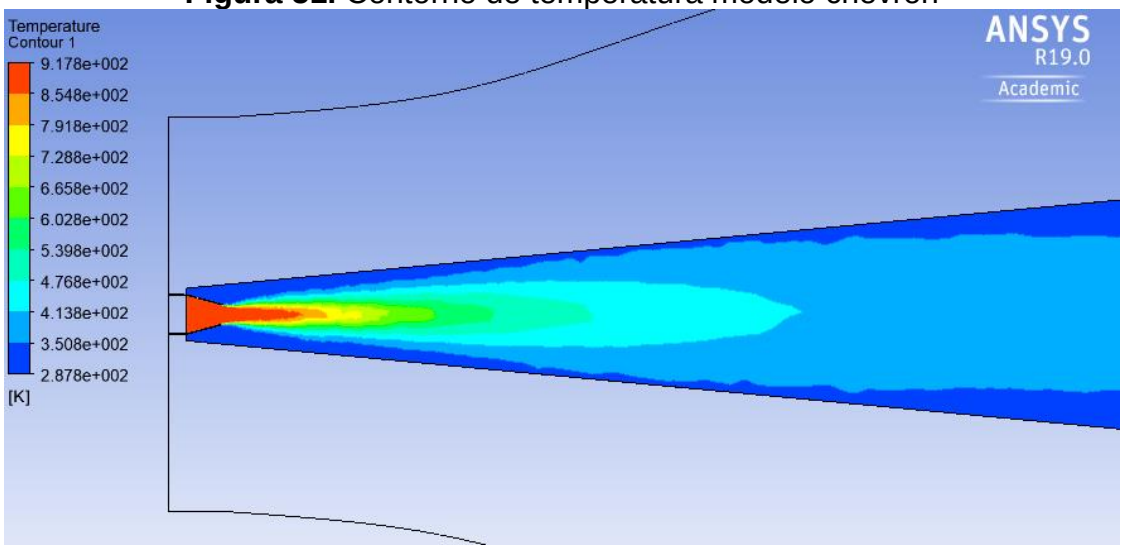
El aumento evidenciado en la Fig.51 en relación a la temperatura de salida de la tobera base en la Fig.50 no es relevante para el comportamiento del flujo y no afecta la velocidad de salida del modelo chevron.

Figura 50. Contorno de temperatura modelo base



Fuente: Autores

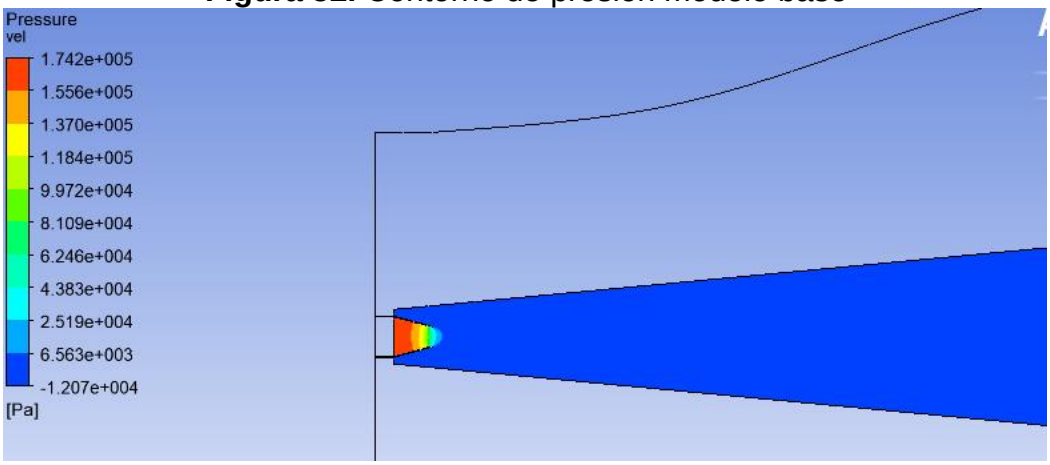
Figura 51. Contorno de temperatura modelo chevron



Fuente: Autores

La presión de salida en el modelo base mostrada en la Fig.52 es cercana a 100KPa, donde se puede afirmar que es aproximada a la presión ambiente, esto es debido a que la tobera no fue obturada y los gases de escape se expanden a la presión atmosférica que rodea la tobera.

Figura 52. Contorno de presión modelo base

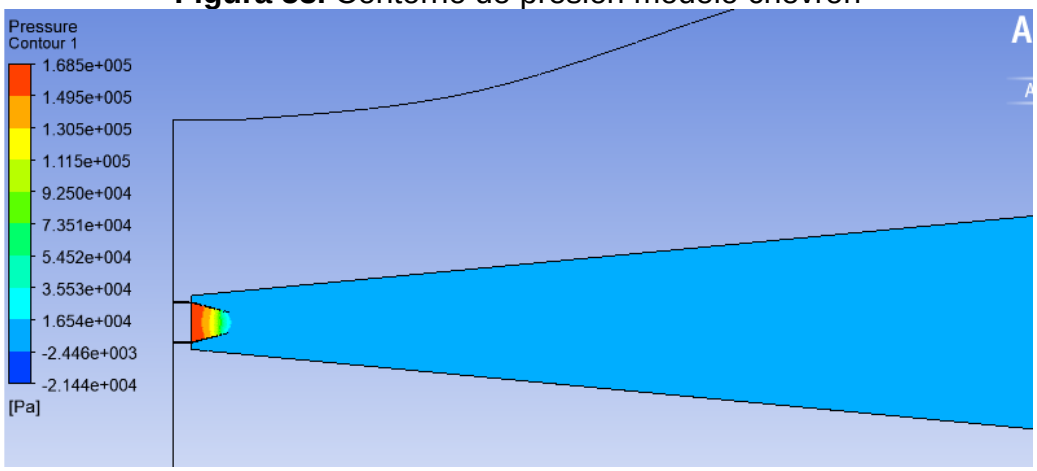


Fuente: Autores

Debido al efectos del número de dientes en la tobera, la presión mostrada en la Fig.53 disminuye considerablemente hasta alcanzar aproximadamente los 35KPa, valor que se encuentra por debajo de la presión atmosférica generando un empuje suplementario negativo dentro de la tobera, haciendo que los decibeles a la salida del modelo chevron disminuyan considerablemente.

La presión de salida del modelo chevron no alcanzó a disiparse y de esta manera igualar la presión ambiente, esto debido a que se necesita un mayor tiempo de simulación.

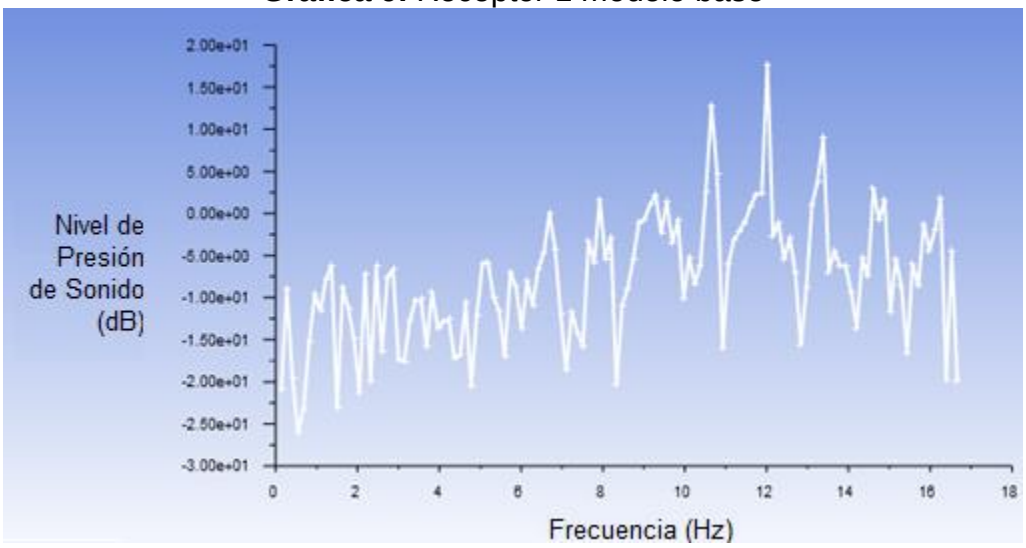
Figura 53. Contorno de presión modelo chevron



Fuente: Autores

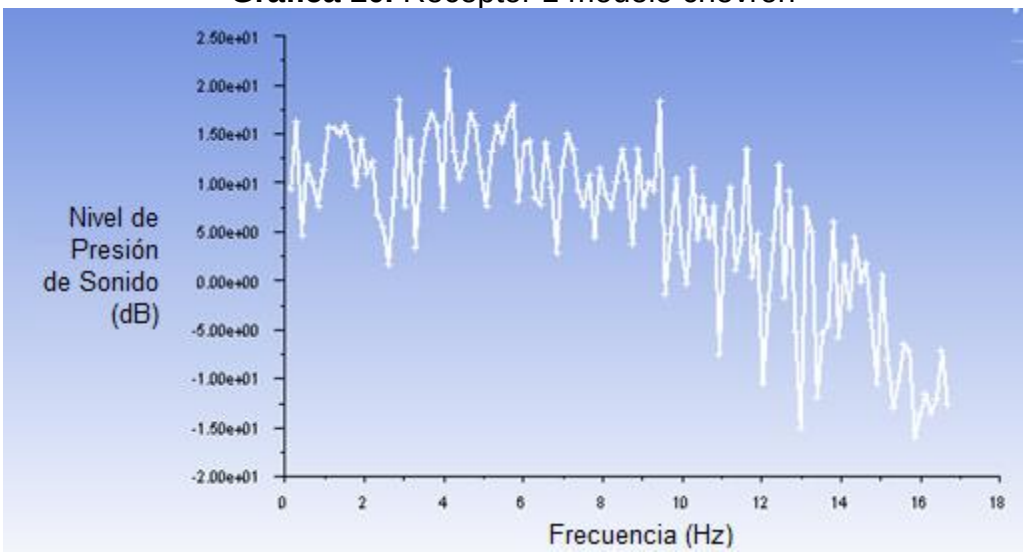
La simulación acústica da como resultados las variaciones de los decibeles generados por los gases de salida de la tobera en las diferentes frecuencias. Dichas graficas son generadas para cada receptor ingresado anteriormente, en la Grafica 9 y 10 se observa el comportamiento del nivel de presión sonora del receptor 1 de cada modelo.

Gráfica 9. Receptor 1 modelo base



Fuente: Autores

Gráfica 10. Receptor 1 modelo chevron



Fuente: Autores

Como se evidencia en la Grafica 9, el punto máximo de la línea de presión, es decir, donde hay mayor cantidad de decibeles es en 12Hz con 17.8dB, este comportamiento se repite en las gráficas de los receptores 2 al 25 del modelo base cambiando el número de decibeles según cada receptor y las coordenadas en que se encuentra.

En la gráfica 10 del modelo chevron se observa que el punto máximo se encuentra a 4Hz con 21.6dB, los receptores del 2 al 25 varían poco en el punto máximo, este encontrándose entre 4Hz-6hz, cambiando el número de decibeles entre 22 y 1.

Debido a que los niveles máximos de ruido generados por la tobera base se encontraron a 12Hz, esta fue la frecuencia que se tomó como referencia para analizar la reducción de ruido.

Se tomaron los valores de los decibeles a 12Hz para los 25 receptores del modelo base y modelo chevron dando como resultado las tablas 7 y 8.

Tabla 7. Decibeles obtenidos de los receptores a 30Dj.

Receptor	Ángulo (°)	Modelo Base (dB)	Modelo chevron (dB)	Diferencia (dB)
1	20	17,88	-10,48	28,36
2	30	17,65	-8,23	25,88
3	40	16,99	-7,49	24,48
4	50	16,18	-6,87	23,05
5	60	15,33	-5,97	21,3
6	70	14,52	-5,39	19,91
7	80	13,77	-4,95	18,72
8	90	13,08	-4,63	17,71
9	100	12,47	-4,34	16,81
10	110	11,91	-4,14	16,05
11	120	11,42	-3,98	15,4
12	130	10,99	-3,87	14,86
13	140	10,61	-3,78	14,39
14	150	10,28	-3,72	14

Fuente: Autores

Tabla 8. Decibeles obtenidos de los receptores a 50Dj.

Receptor	Ángulo (°)	Modelo Base (dB)	Modelo chevron (dB)	Diferencia (dB)
15	50	4,22	-5,92	10,14
16	60	5,42	-7,55	12,97
17	70	5,95	-8,25	14,2
18	80	6,15	-8,37	14,52
19	90	6,16	-8,2	14,36
20	100	7,71	-7,92	15,63
21	110	5,91	-7,64	13,55
22	120	5,73	-7,4	13,13
23	130	5,53	-7,21	12,74
24	140	5,32	-7,06	12,38
25	150	5,12	-6,95	12,07

Fuente: Autores

Los decibeles son una unidad de medida de intensidad, en donde una cantidad específica de dB poseen una atenuación propia, 0 dB hace referencia a una atenuación nula. Los resultados del modelo chevron dan decibeles negativos debido que su atenuación es mayor, es decir, se presenta una mayor pérdida de potencia sonora.

En los receptores a 30Dj se obtuvo una diferencia promedio de 19,3 decibeles y en los once receptores que se encontraban a 50Dj fue en promedio 13,2dB.

La diferencia promedio en relación a los datos obtenidos de la tobera base fue de 16 decibeles para una frecuencia de 12Hz,

La frecuencia de referencia utilizada para la medición de decibeles en este proyecto no se halla dentro del umbral de audición humana, ya que este se encuentra entre 20Hz y 20KHz.

7. CONCLUSIONES

Siguiendo el enfoque mixto que tiene la metodología propuesta en el proyecto y a las diferentes etapas del mismo, se evidenció que el sistema supresor de ruido implementado en la tobera del motor turbo fan redujo los SPL producidos por los gases de escape.

Los datos encontrados en el análisis termogasodinámico del motor se asemejan a los valores reales de operación del motor, lo que hace que se tengan datos más acertados a la entrada de la tobera para su simulación.

Los resultados de la simulación acústica de la tobera con el sistema supresor de ruido implementado, mostraron que dicha tobera obtuvo una diferencia aproximada de 16 dB.

La tobera tipo chevron generó en promedio -6.47 decibeles, haciendo que la configuración con ocho dientes y cero grados de penetración sea una configuración óptima.

Los tiempos de iteraciones en el software Ansys al igual que la calidad de la malla del modelo, son actores muy importantes para poder disminuir el error y encontrar datos más acertados.

8. RECOMENDACIONES

Los autores recomiendan:

- Utilizar una licencia comercial de ANSYS, la cual no tiene límite en el número de elementos de un modelo.

- Utilizar maquinas con más de 4 procesadores para disminuir tiempos y cargas de simulación.

- Realizar variaciones de las características geométricas de las toberas a analizar.

- Variar la configuración de la malla para obtener un gran número de elementos y así tener soluciones mucho más exactas.

9. BIBLIOGRAFÍA

ANDERSON, JOHN D. (1995). Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications. Science/Engineering/Math. McGraw-Hill Science. [citado febrero 28, 2018]

ANSYS, Inc. [en línea]: The Ffowcs Williams and Hawkings Model [citado febrero 26, 2018]. Disponible en Internet: <http://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node236.htm>

AUDIFON. Centros auditivos. Decibelio [en línea]. < https://www.audifon.es/glosario-audifon-decibelio

Chevron exhaust nozzle for a gas turbine engine. Inventores. Brausch, John; Janardan, Bangalore; Barter, John y Hoff, Gregory. Int. US 6360528B1. EEUU. 26 de marzo, de 2002

Dj, Hartl & DC Lagoudas (2007). Aerospace applications of shape memory alloys. Vol.221 Part G. Aerospace Engineering

ÉLOIDE, Roux. Turbofan and Turbojet Engines Database Handbook. Blagnac, Francia: 2007, p. 318

Facultad de ingeniería industrial, Laboratorio de condiciones de trabajo. Niveles de ruido. Bogotá: Escuela colombiana de ingeniería, 2007. p. 6

Fuerza Aérea de chile, Manual para la manipulación de combustibles de aviación. En: Requerimientos para los combustibles de turbinas. Chile,1984. p.8

Gas turbine engine jet noise supressor. Inventores. Zysman, Steven; Lord, Wesleey y Kohlenberg, Gregory. Int. US 6487848B2. EEUU. 3 de diciembre, de 2002

GIPSON, Lillian [en linea] NASA contribution: chevrons, 2017 [citado junio 15, 2017] Disponible en internet: https://www.nasa.gov/aero/nasa-contribution-chevrons.html

H. Cohen, GFC Rogers y HIH Saravanamutto. Gas Turbine Theory 4th Edition. En: Chapter 3, gas turbine cycles for aircraft propulsion. Cambrige: Longman house, 1996. p.93, 99, 101, 106, 109,130 y 140.

James Bridges and Clifford A. Brown. Parametric Testing of Chevron Single Flow Hot Jets. En: NASA/TM-2004-213107. Cleveland. (Sep. 2004); p.1

KROES, wild. Aircraft power plants. En: Turbofan engines. p.423

LOPEZ GRANERO, Jose Manuel. Estudio de un turbo fan. 2012. p.103-106

Mattingly, Elements of propulsion: Gas turbines and Rockets, Washington: 2006, p.11, 423

Ministerios de salud, trabajo y seguridad. Resolución 1792 de 1990. Bogotá: 1990. p.2

NASA (National Aeronautics and Space Administration) [en linea] NASA helps create a more silent night, 2017 [citado junio 15, 2017] Disponible en internet: https://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/bridges_chevron_events.html

NASA, National Aeronautics and space administration. U.S. standard atmosphere. EEUU: 1976, p. 53

NIEBEL, Benjamin W. y FREIVALDS, Andris. Diseño del ambiente de trabajo. En: Ingeniería industrial: Métodos, estándares y diseño de trabajo. 12 Ed. México: McGraw Hill, 2009. p. 190, 192

Noise suppressing nozzle. Inventores. Stachowiak, Claude y Kunze, Fred. Int. US4335801A. EEUU. 22 de junio de 1982

OSSES, Juan. ESSS (Engineering Simulation and Scientific Software) [en línea]. Chile. El método de volúmenes finitos, diciembre 2016 – [citado el abril 02, 2018] Disponible en internet: https://www.esss.co/blog/es/el-metodo-de-volumenes-finitos/

P.S. Tide, K. Srinivasan. Effect of chevron count and penetration on the acoustic characteristics of chevron nozzles. En: Applied Acoustics. India. (ago. – oct. 2009); p. 201, 219

P.S. Tide; V. Babu. Numerical predictions of noise due to subsonic jets from nozzles with and without chevrons. En: El Sevier Journal, India: p.325

SAIYED, Nassen; Mikkelsen, Kevin y Bridges, James. Acoustic and thrust of separate-flow exhaust nozzles with mixing devices for high-bypass-ratio engines. Cleveland: 2000 p.1

SIEGEL, Volker. Why does the Boeing 787 engine nacelle exhaust have such an unusal shape [en linea]. Marzo 2015 [citado junio 05, 2017]. Disponible de AVIATION: https://aviation.stackexchange.com/questions/12832/why-does-the-boeing-787-engine-nacelle-exhaust-have-such-an-unusual-shape

SIGNAL, Allied, Noise Control (suppression) [en linea] Indiana, EEUU. Purdue University, College of engineering. 1998. [citado junio 4, 2017] Disponible en internet: https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/index.html

Tabbed nozzle for jet noise supression. Inventores. Douglas, Mathius y Low John. Int. US6314721B1. 13 de noviembre de 2001

Tipos de investigación [en línea] [citado Mayo 23, 2017]. Disponible de MailxMail cursos: http://imagenes.mailxmail.com/cursos/imagenes/6/3/tipos-de-investigacion-1-2_23736_11_1.jpg

Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil. RAC 36 Estándares de ruido. Bogotá: 2016, p.10

WIJERATHNE, Chaminda. Engine Noise Supression. [citado junio 08, 2017] Disponible de Aeronautic Guide: http://okigihan.blogspot.com.co/p/enginenoise-supression-aircraft-powered.html

ANEXO A. CONFIGURACIONES DE MALLAS

Tabla 9. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base

DETAILS OF MESH	***Mallas***				
SIZING	***1***	***2***	***3***	***4***	***5***
size function	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*
max face Size	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*
mesh defeaturing	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*
growth rate	*Default (1,20)*	*Default (1,20)*	*Default (1,20)*	*Default (1,20)*	*Default (1,20)*
curvature normal angle	*18*	*24*	*14*	*14*	*14*
proximity min size	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*
proximity size function sources	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Edges*	*Faces and Edges*
QUALITY					
smoothing	*Medium*	*Medium*	*Medium*	*Medium*	*Medium*
mesh metric	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Maximum corner angle*
INFLATION					
Use automatic inflation	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*
named selection	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*
inflation option	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*
transition ratio	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*
maximum layers	*5*	*5*	*5*	*5*	*5*
growth rate	*1,2*	*1,2*	*1,2*	*1,2*	*1,2*
ASSEMBLY MESHING					
Method	*None*	*None*	*None*	*None*	*None*
STATISTICS					
Nodes	*13432*	*13363*	*13845*	*13783*	*13845*
Elements	*50727*	*50312*	*51889*	*51586*	*51889*

Fuente: Autores

Tabla 10. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base (Continuación)

DETAILS OF MESH	***Mallas***				
SIZING	***6***	***7***	***8***	***9***	***10***
size function	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*
max face Size	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*-*	*Default (0,193180m)*
mesh defeaturing	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*-*	*Yes*
growth rate	*1,1*	*1,1*	*1,1*	*1,1*	*1,1*
curvature normal angle	*14*	*14*	*14*	*14*	*14*
proximity min size	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (3,0185e-003m)*	*Default (3,0185e-003m)*	*Default (3,0185e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*
proximity size function sources	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*
QUALITY					
smoothing	*Medium*	*Medium*	*Medium*	*Medium*	*Medium*
mesh metric	*Maximum corner angle*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*
INFLATION					
Use automatic inflation	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*Program controlled*	*Program controlled*	*Program controlled*
named selection	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*-*	*-*	*-*
inflation option	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*
transition ratio	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*
maximum layers	*5*	*5*	*5*	*5*	*5*
growth rate	*1,2*	*1,2*	*1,2*	*1,2*	*1,2*
ASSEMBLY MESHING					
Method	*None*	*None*	*cutcell*	*Tethahedrons*	*None*
STATISTICS					
Nodes	*30334*	*30334*	*60686*	*38577*	*24176*
Elements	*137821*	*137821*	*54866*	*204835*	*130970*

Fuente: Autores

Tabla 11. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base (Continuación)

DETAILS OF MESH	***Mallas***				
SIZING	***11***	***12***	***13***	***14***	***15***
size function	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*
max face Size	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*
mesh defeaturing	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*
growth rate	*1,1*	*1,1*	*1,1*	*1,1*	*1,1*
curvature normal angle	*14*	*14*	*14*	*12*	*11*
proximity min size	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*
proximity size function sources	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*
QUALITY					
smoothing	*Medium*	*Medium*	*Medium*	*Medium*	*Medium*
mesh metric	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*
INFLATION					
Use automatic inflation	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*
named selection	*inlet 1*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*
inflation option	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*
transition ratio	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*
maximum layers	*5*	*5*	*5*	*5*	*5*
growth rate	*1,2*	*1,1*	*1,3*	*1,3*	*1,3*
ASSEMBLY MESHING					
Method	*None*	*None*	*None*	*None*	*None*
STATISTICS					
Nodes	*24452*	*30224*	*30583*	*30909*	*30935*
Elements	*131555*	*137187*	*139200*	*140630*	*140785*

Fuente: Autores

Tabla 12. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base (Continuación)

DETAILS OF MESH	***Mallas***				
SIZING	***16***	***17***	***18***	***19***	***20***
size function	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*
max face Size	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*
mesh defeaturing	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*
growth rate	*1,1*	*1,1*	*1,05*	*1,05*	*1,05*
curvature normal angle	*11*	*11*	*11*	*11*	*11*
proximity min size	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*
proximity size function sources	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*
QUALITY					
smoothing	*Medium*	*Medium*	*Medium*	*Low*	*High*
mesh metric	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*
INFLATION					
Use automatic inflation	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*
named selection	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*
inflation option	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*
transition ratio	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*
maximum layers	*5*	*5*	*5*	*5*	*5*
growth rate	*1,1*	*1,4*	*1,4*	*1,4*	*1,4*
ASSEMBLY MESHING					
Method	*None*	*None*	*None*	*None*	*None*
STATISTICS					
Nodes	*30636*	*31004*	*93297*	*93408*	*93462*
Elements	*139175*	*141074*	*490462*	*491070*	*491426*

Fuente: Autores

Tabla 13. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo base (Continuación)

DETAILS OF MESH	***Mallas***					
SIZING	***21***	***22***	***23***	***24***	***25***	***26***
size function	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*
max face Size	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*
mesh defeaturing	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*
growth rate	*1,05*	*1,05*	*1,05*	*1,067*	*1,106*	*1,0925*
curvature normal angle	*11*	*11*	*11*	*11*	*11*	*11*
proximity min size	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*	*Default (1,9318e-003m)*
proximity size function sources	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*
QUALITY						
smoothing	*High*	*High*	*High*	*Medium*	*High*	*High*
mesh metric	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*
INFLATION						
Use automatic inflation	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*
named selection	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*
inflation option	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*
transition ratio	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*
maximum layers	*5*	*5*	*5*	*5*	*5*	*5*
growth rate	*1,2*	*1,45*	*1,1*	*1,45*	*1,45*	*1,45*
ASSEMBLY MESHING						
Method	*None*	*None*	*None*	*None*	*None*	*None*
STATISTICS						
Nodes	*93010*	*93508*	*92738*	*104615*	*67972*	*76850*
Elements	*488815*	*491543*	*487259*	*496067*	*300694*	*347038*

Fuente: Autores

Tabla 14. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo chevron.

DETAILS OF MESH	***Mallas***				
SIZING	***1***	***2***	***3***	***4***	***5***
size function	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*	*Proximity and Curvature*
max face Size	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*	*Default (0,193180m)*
mesh defeaturing	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*	*Yes*
defeature size	*Default (9,659e-004m)*	*Default (9,659e-004m)*	*Default (9,659e-004m)*	*Default (9,659e-004m)*	*Default (9,659e-004m)*
growth rate	*1,07*	*1,08*	*1,08*	*1,085*	*1,09*
curvature normal angle	*11*	*18*	*11*	*11*	*11*
proximity size function sources	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*	*Faces and Edges*
QUALITY					
mesh metric	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*	*Orthogonal Quality*
INFLATION					
Use automatic inflation	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*	*All faces in chosen named selection*
named selection	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*	*wall-nozzle*
inflation option	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*	*smooth transition*
transition ratio	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*	*0,272*
maximum layers	*5*	*5*	*5*	*5*	*5*
growth rate	*1,45*	*1,2*	*1,2*	*1,2*	*1,2*
ASSEMBLY MESHING					
Method	*None*	*None*	*None*	*None*	*None*
STATISTICS					
Nodes	*104449*	*73181*	*90808*	*86135*	*81993*
Elements	*492285*	*325134*	*419739*	*394095*	*371859*

Fuente: Autores

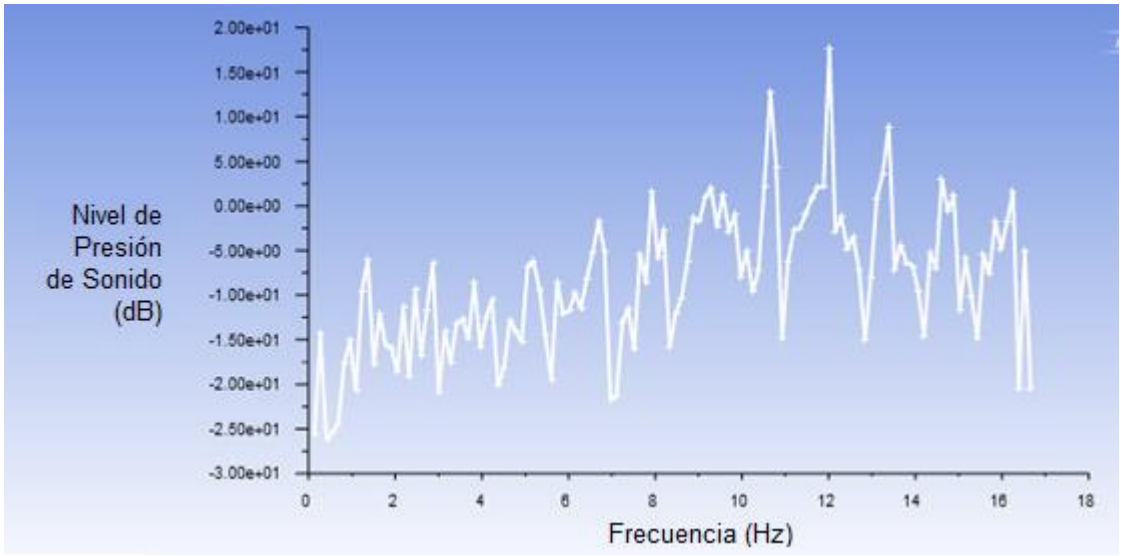
Tabla 15. Configuraciones de malla desarrolladas para el modelo chevron. (Continuación)

DETAILS OF MESH	**Mallas**				
SIZING	**6**	**7**	**8**	**9**	**10**
size function	Proximity and Curvature	Proximity and Curvature	Proximity and Curvature	Proximity and Curvature	Proximity and Curvature
max face Size	Default (0,193180m)	Default (0,193180m)	Default (0,193180m)	Default (0,193180m)	Default (0,193180m)
mesh defeaturing	Yes	Yes	Yes	Yes	Yes
defeature size	Default (9,659e-004m)	Default (9,659e-004m)	Default (9,659e-004m)	Default (9,659e-004m)	Default (9,659e-004m)
growth rate	1,1	1,2	1,15	1,12	1,11
curvature normal angle	11	11	11	11	11
proximity size function sources	Faces and Edges	Faces and Edges	Faces and Edges	Faces and Edges	Faces and Edges
QUALITY					
mesh metric	Orthogonal Quality	Orthogonal Quality	Orthogonal Quality	Orthogonal Quality	Orthogonal Quality
INFLATION					
Use automatic inflation	All faces in chosen named selection	All faces in chosen named selection	All faces in chosen named selection	All faces in chosen named selection	All faces in chosen named selection
named selection	wall-nozzle	wall-nozzle	wall-nozzle	wall-nozzle	wall-nozzle
inflation option	smooth transition	smooth transition	smooth transition	smooth transition	smooth transition
transition ratio	0,272	0,272	0,272	0,272	0,272
maximum layers	5	5	5	5	5
growth rate	1,2	1,2	1,45	1,45	1,45
ASSEMBLY MESHING					
Method	None	None	None	None	None
STATISTICS					
Nodes	74795	44984	54638	65115	69454
Elements	333569	180939	230081	282921	306817

Fuente: Autores

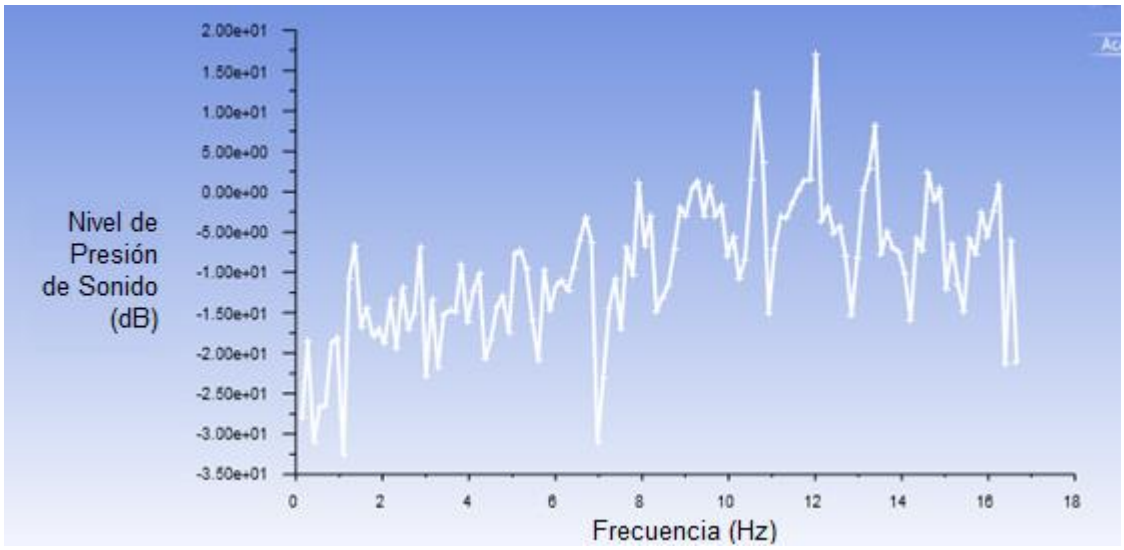
ANEXO B. GRÁFICAS RECEPTORES MODELOS BASE Y CHEVRON

Gráfica 11. Receptor 2 modelo base



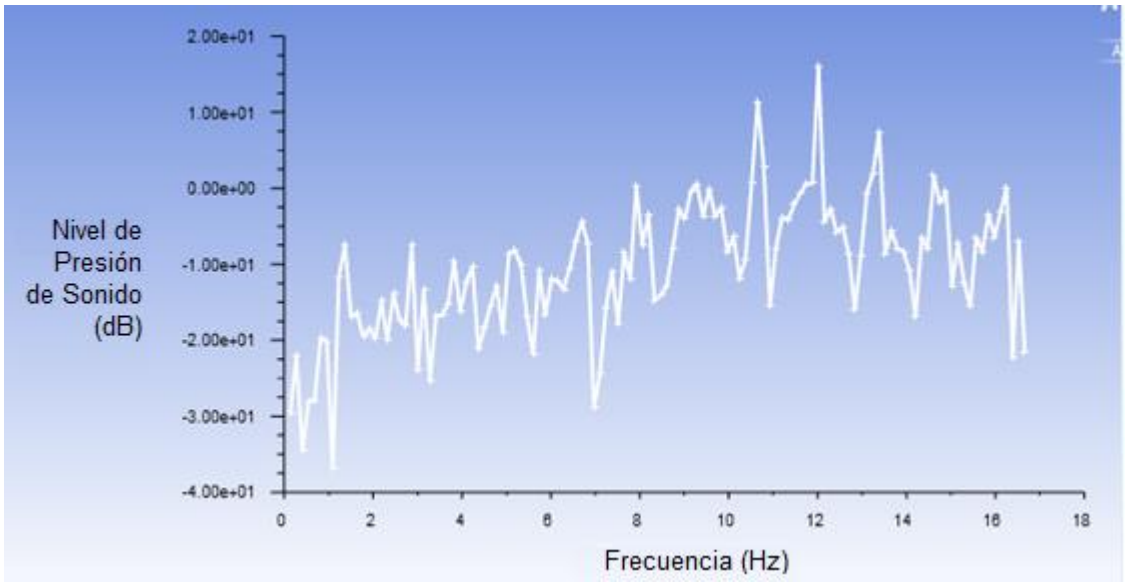
Fuente: Autores

Gráfica 12. Receptor 3 modelo base



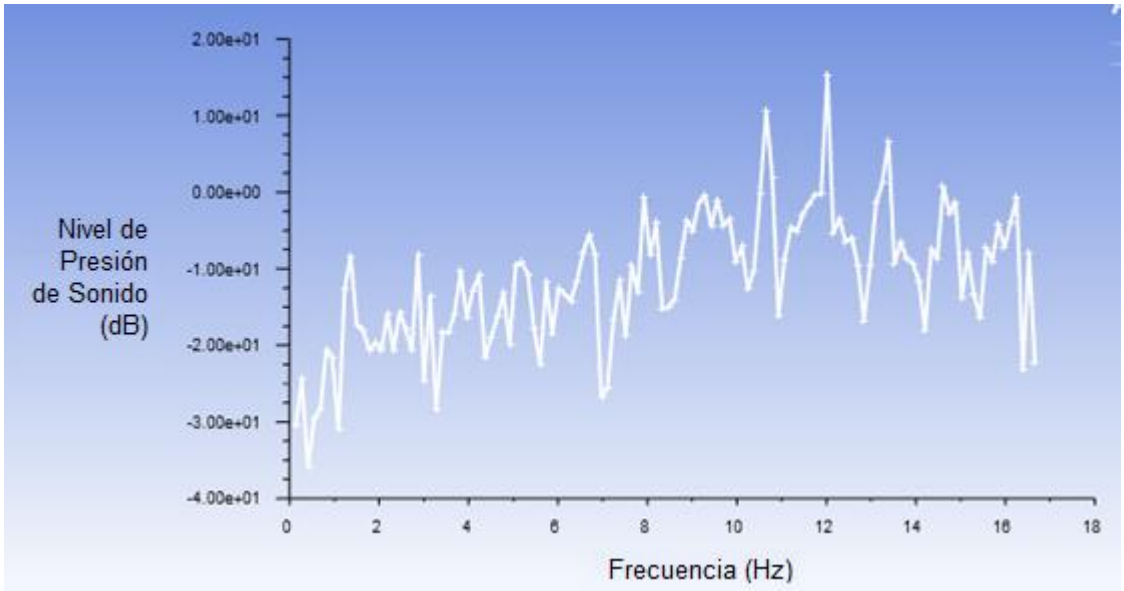
Fuente: Autores

Gráfica 13. Receptor 4 modelo base



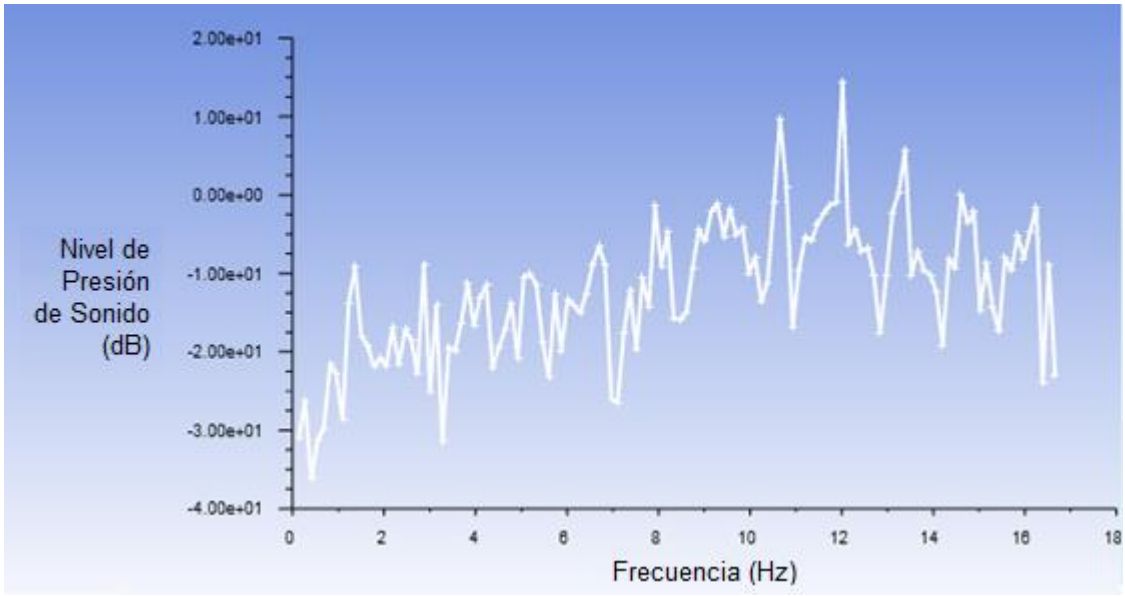
Fuente: Autores

Gráfica 14. Receptor 5 modelo base



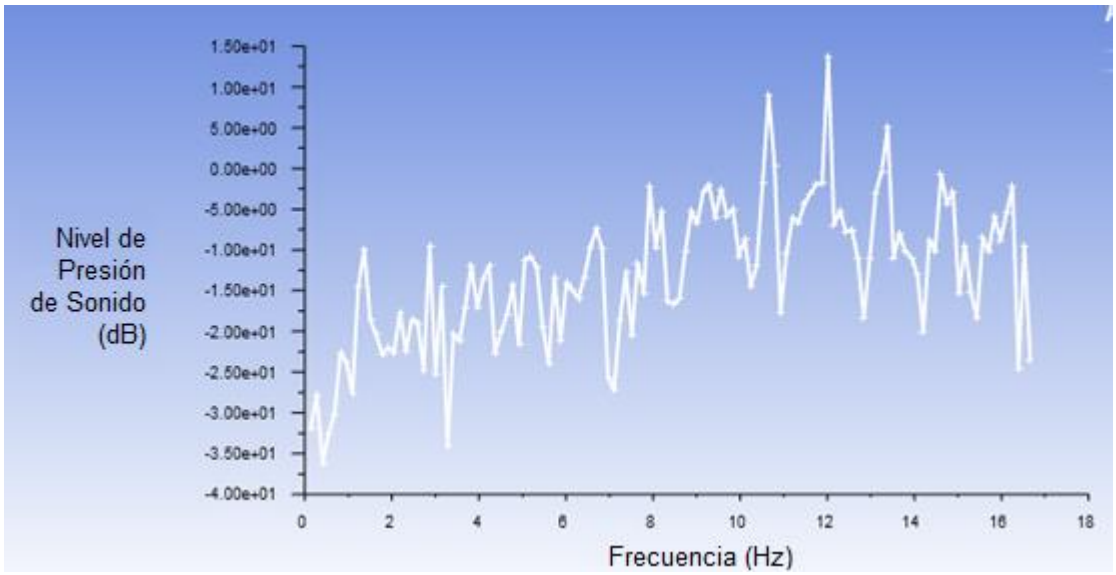
Fuente: Autores

Gráfica 15. Receptor 6 modelo base



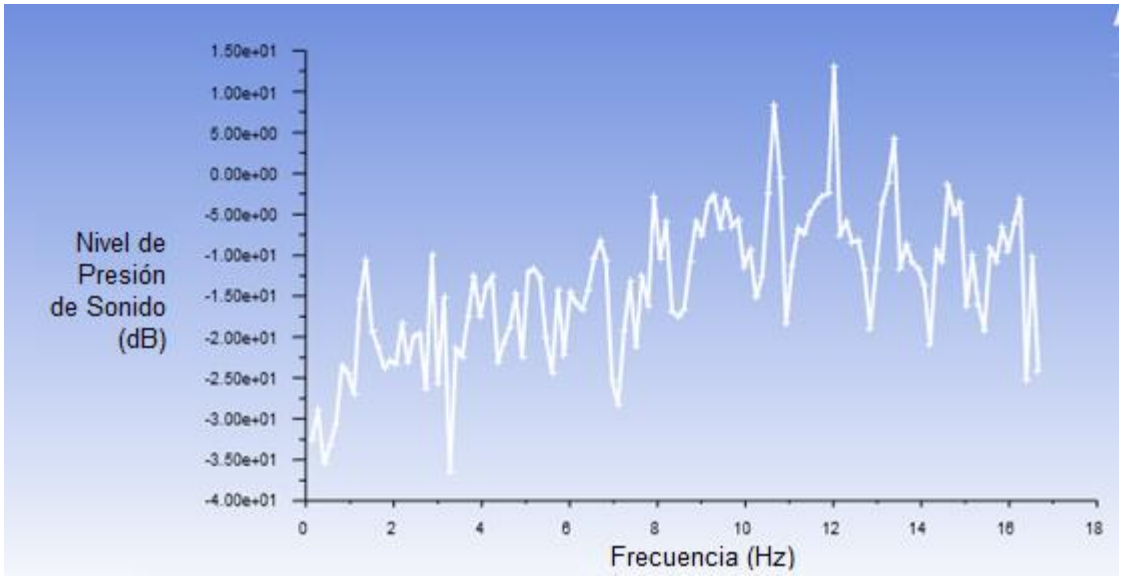
Fuente: Autores

Gráfica 16. Receptor 7 modelo base



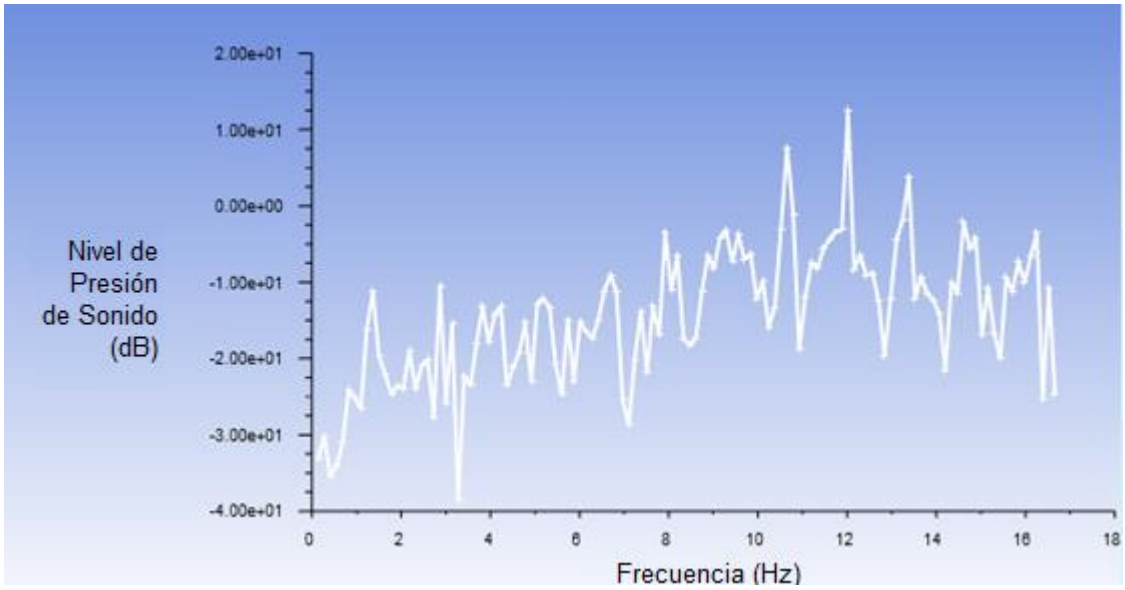
Fuente: Autores

Gráfica 17. Receptor 8 modelo base



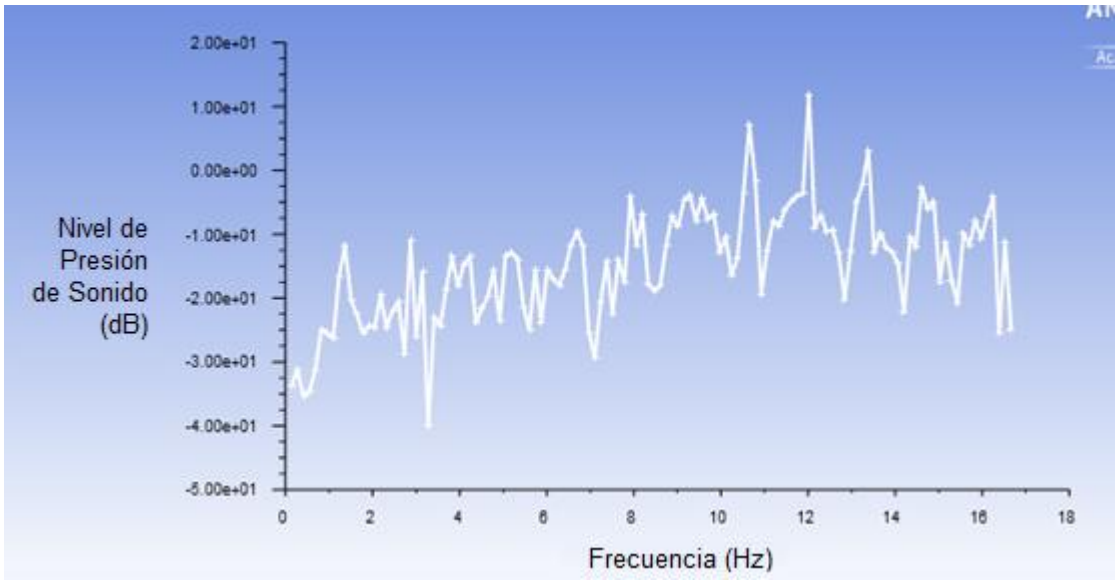
Fuente: Autores

Gráfica 18. Receptor 9 modelo base



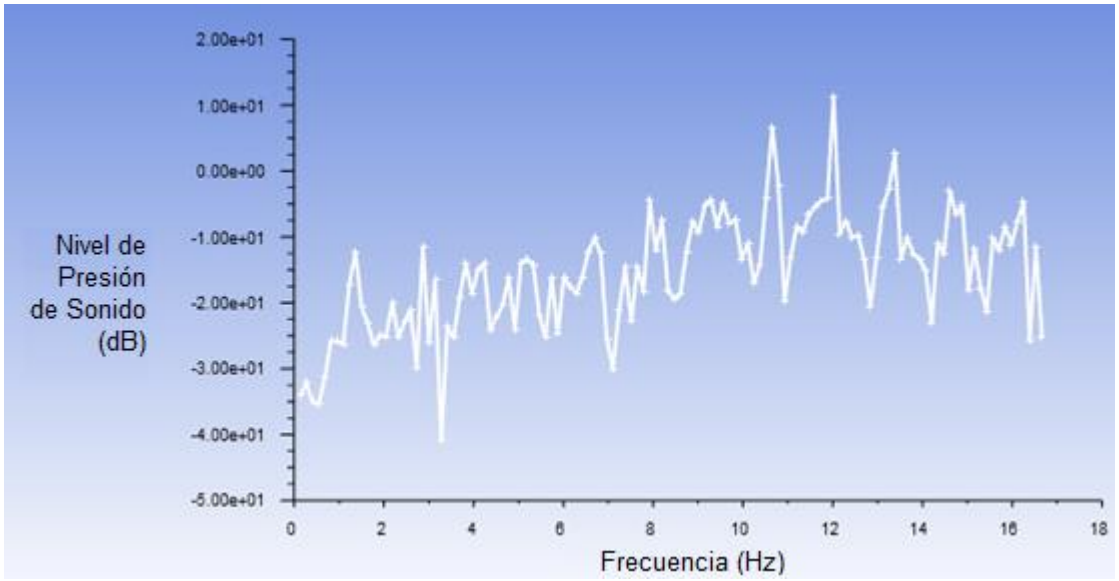
Fuente: Autores

Gráfica 19. Receptor 10 modelo base



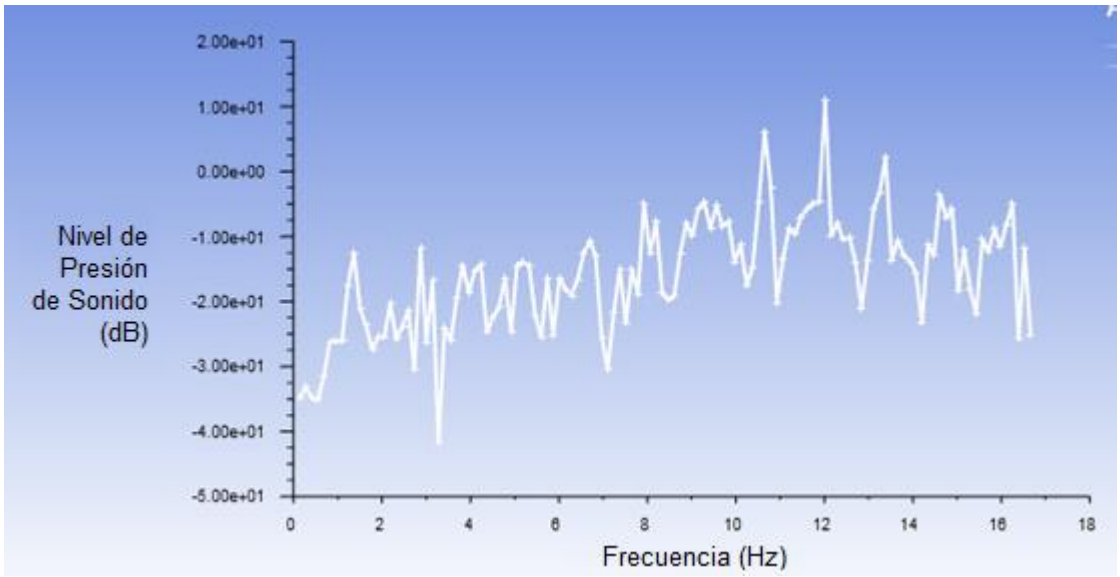
Fuente: Autores

Gráfica 20. Receptor 11 modelo base



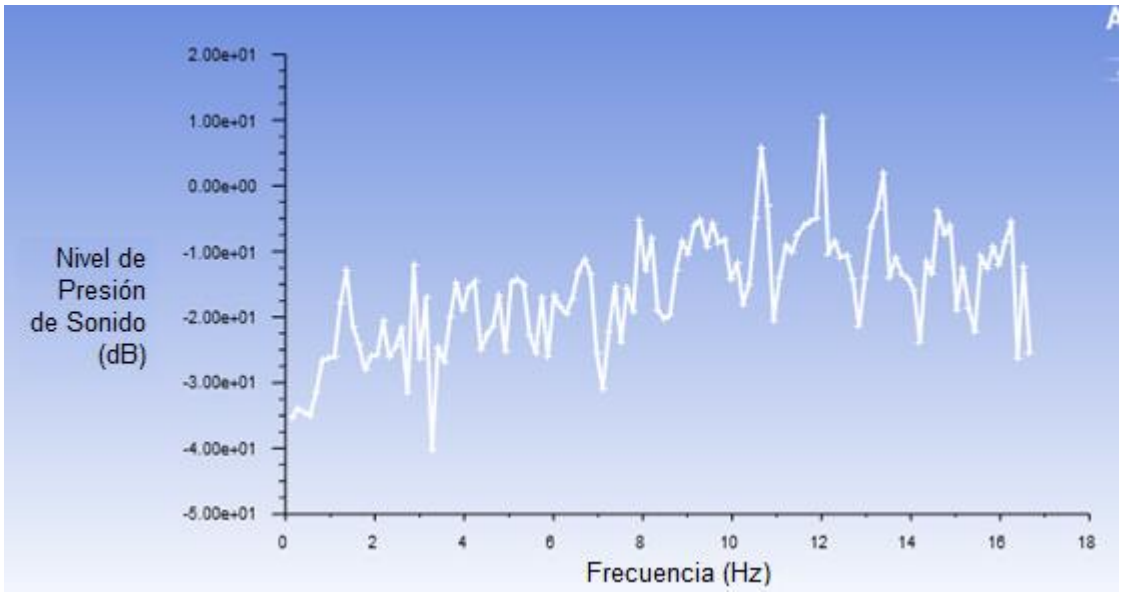
Fuente: Autores

Gráfica 21. Receptor 12 modelo base



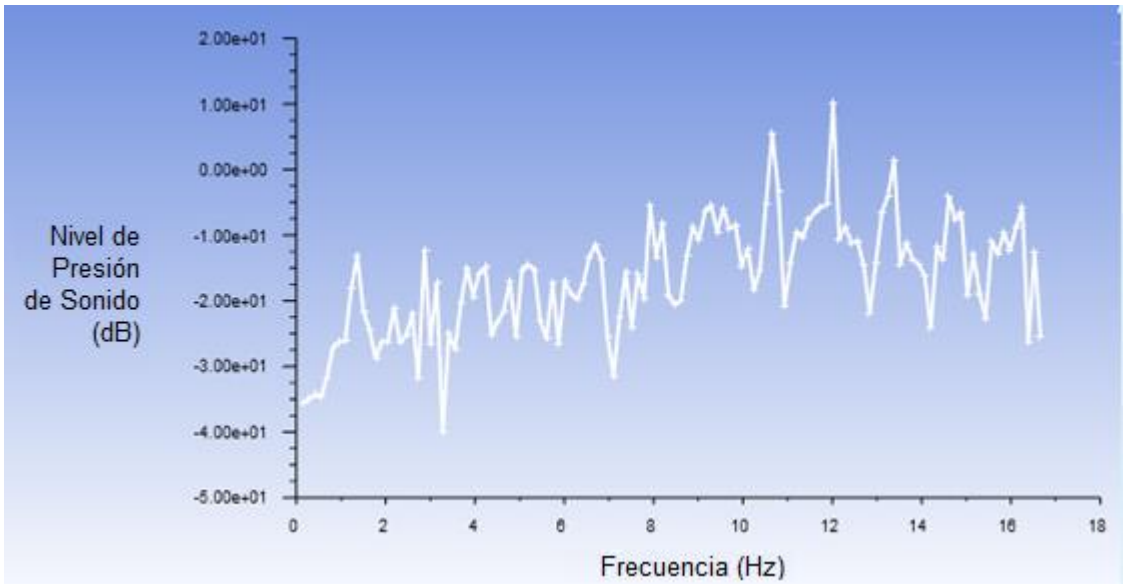
Fuente: Autores

Gráfica 22. Receptor 13 modelo base



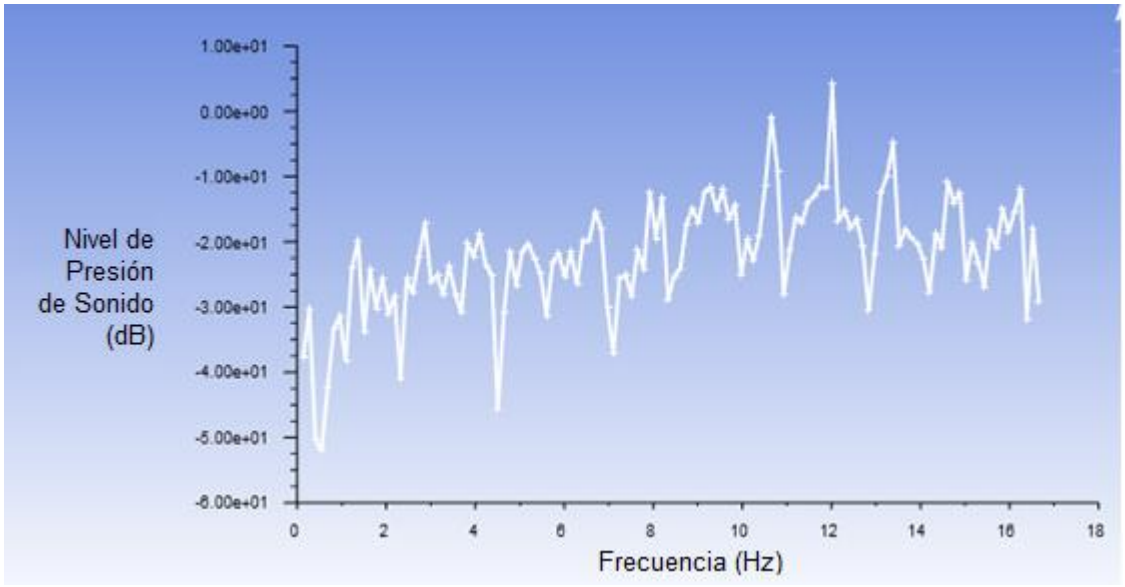
Fuente: Autores

Gráfica 23. Receptor 14 modelo base



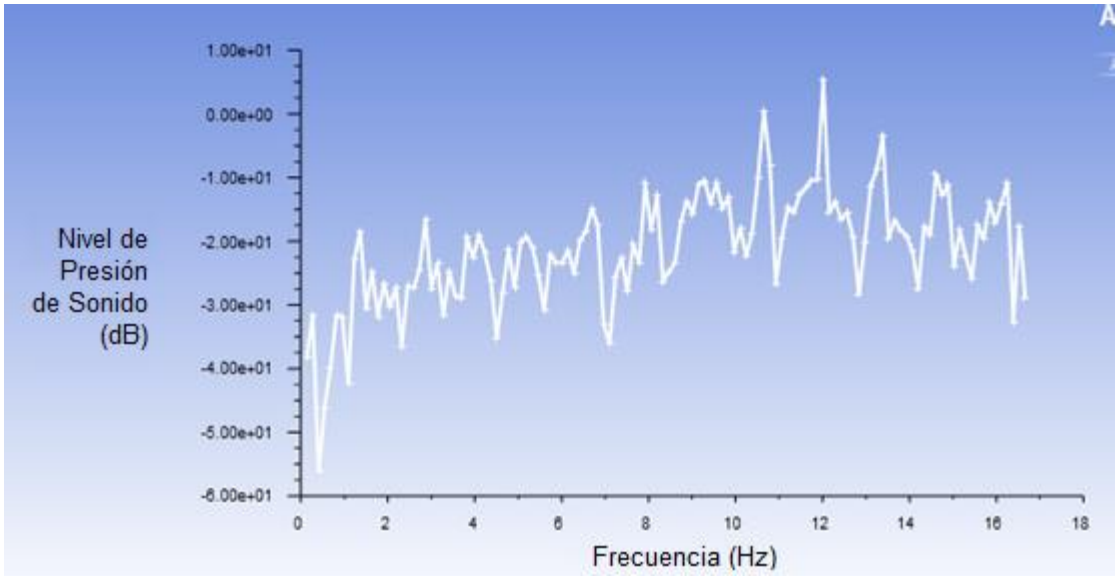
Fuente: Autores

Gráfica 24. Receptor 15 modelo base



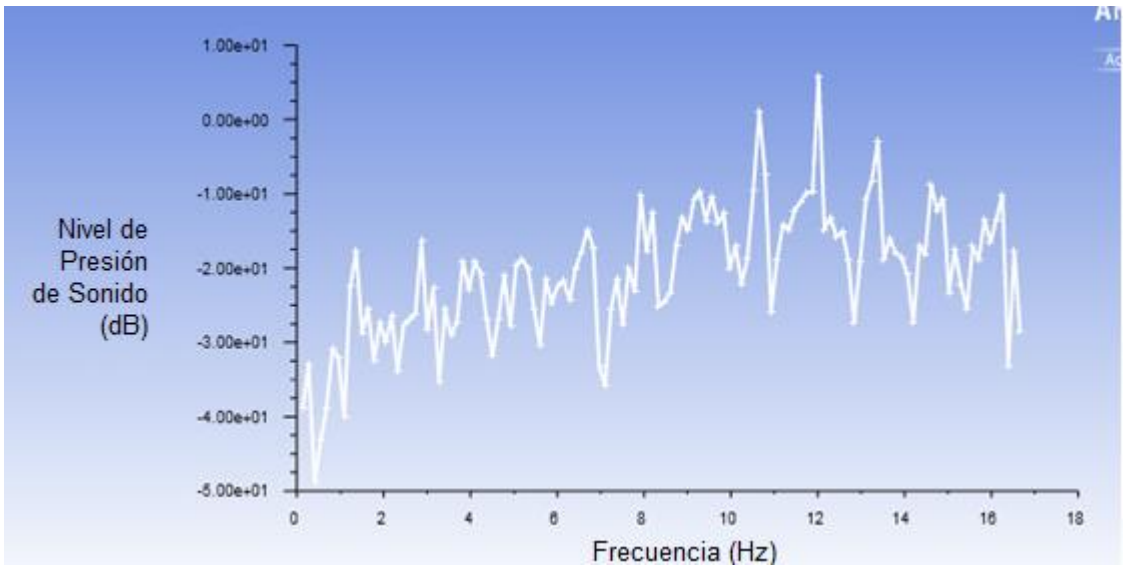
Fuente: Autores

Gráfica 25. Receptor 16 modelo base



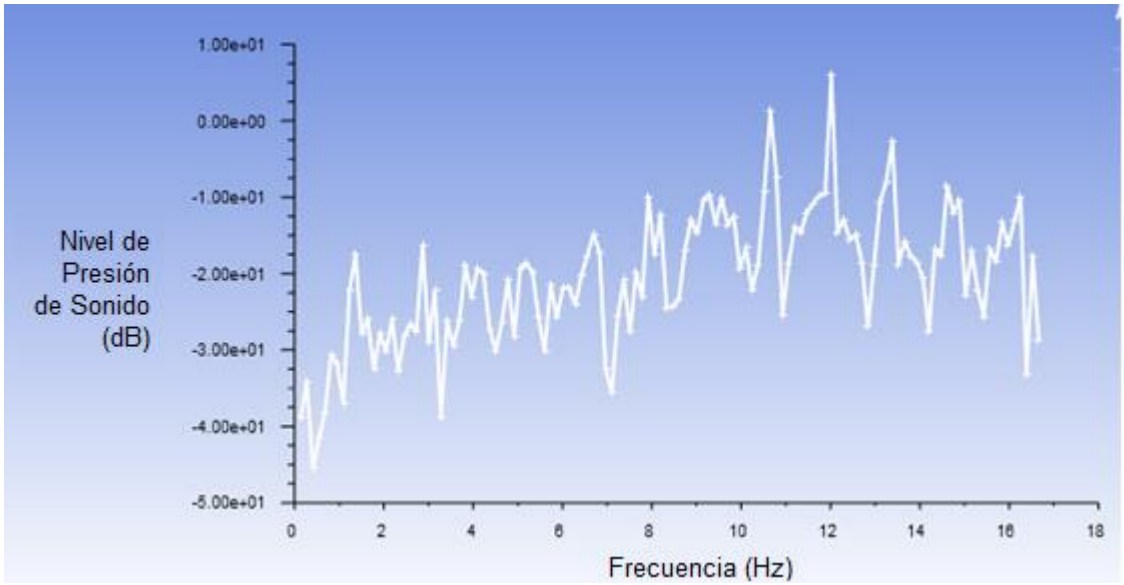
Fuente: Autores

Gráfica 26. Receptor 17 modelo base



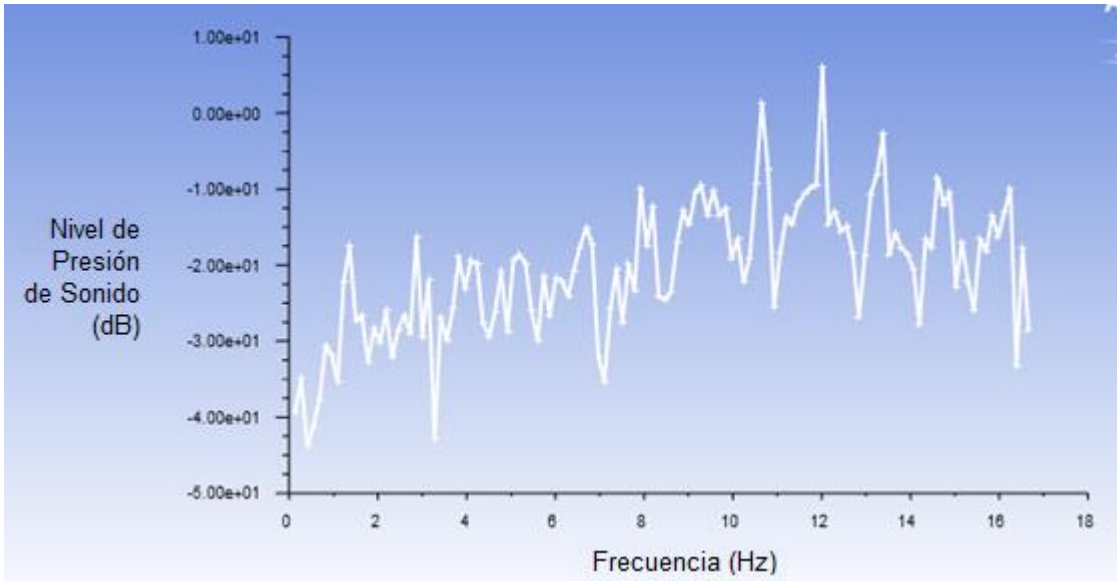
Fuente: Autores

Gráfica 27. Receptor 18 modelo base



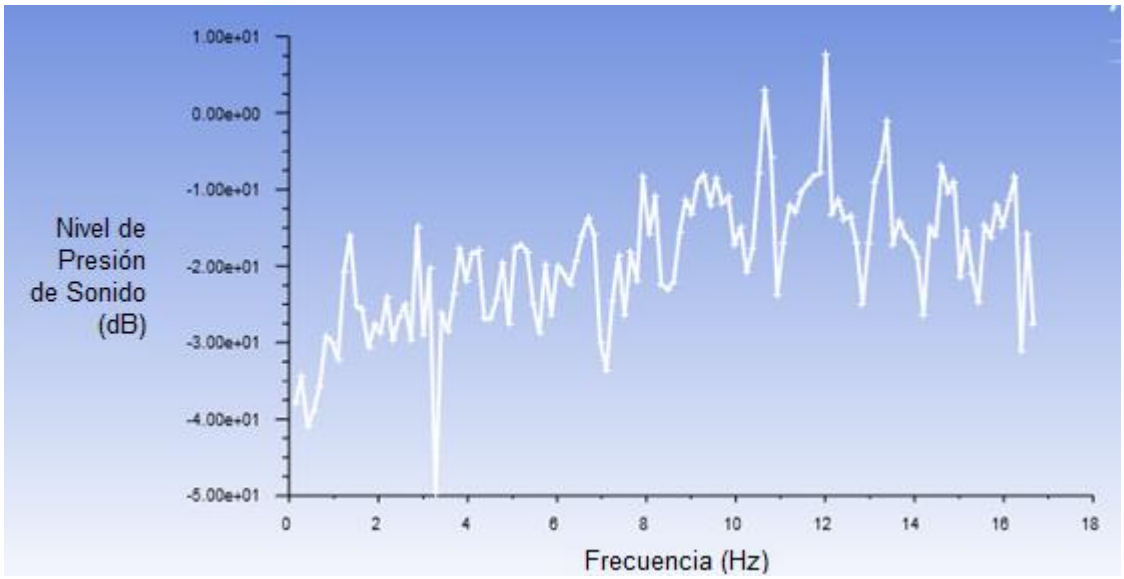
Fuente: Autores

Gráfica 28. Receptor 19 modelo base



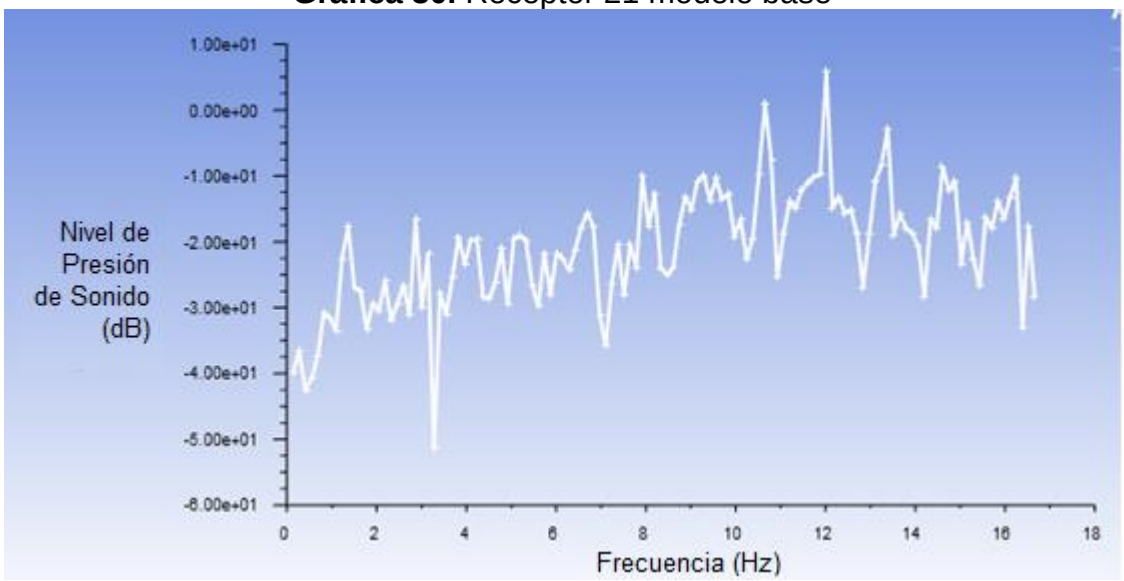
Fuente: Autores

Gráfica 29. Receptor 20 modelo base



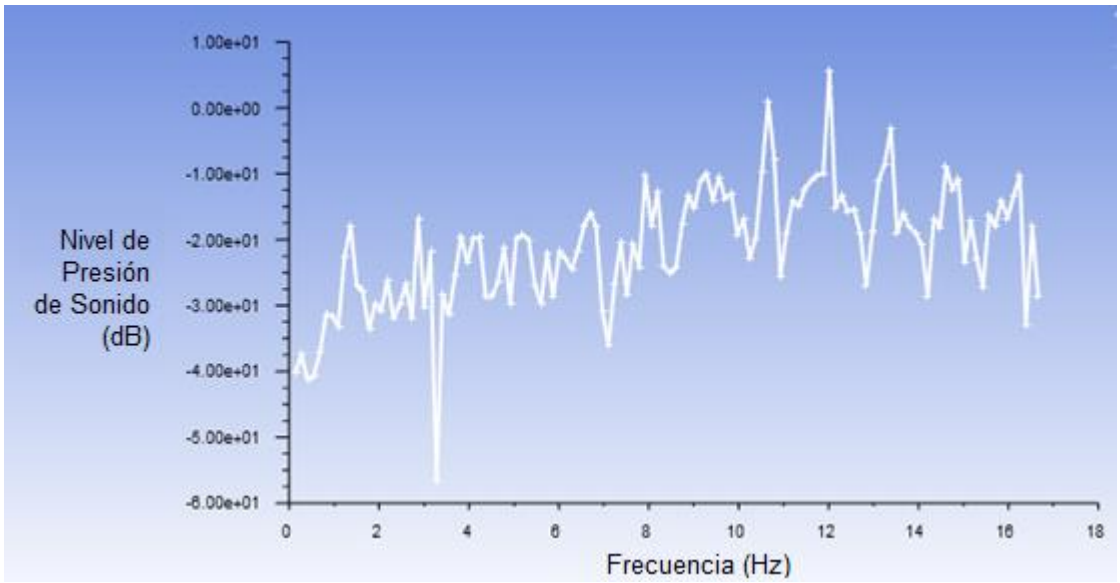
Fuente: Autores

Gráfica 30. Receptor 21 modelo base



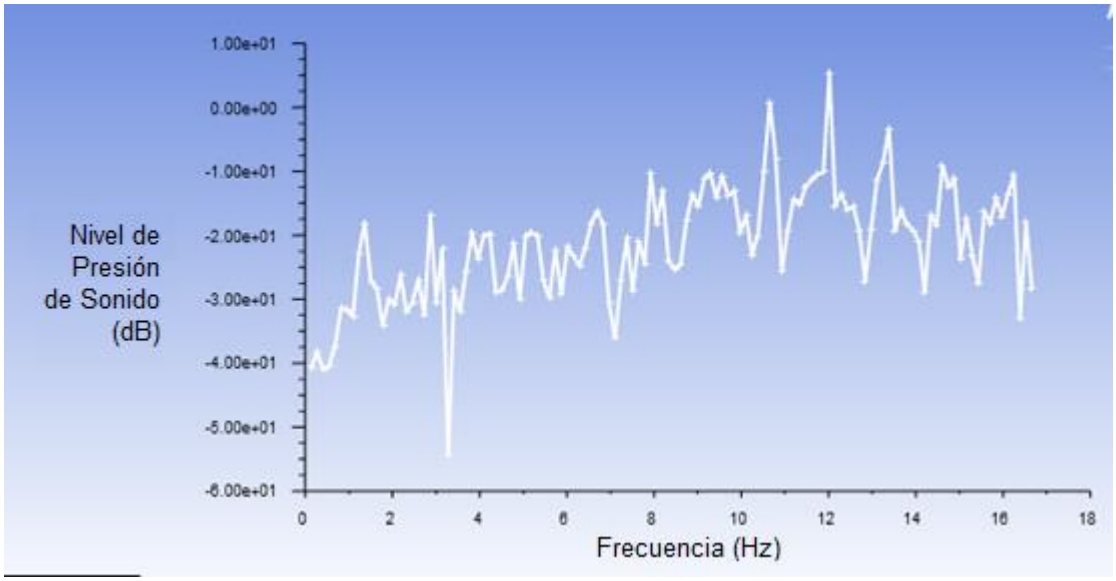
Fuente: Autores

Gráfica 31. Receptor 22 modelo base



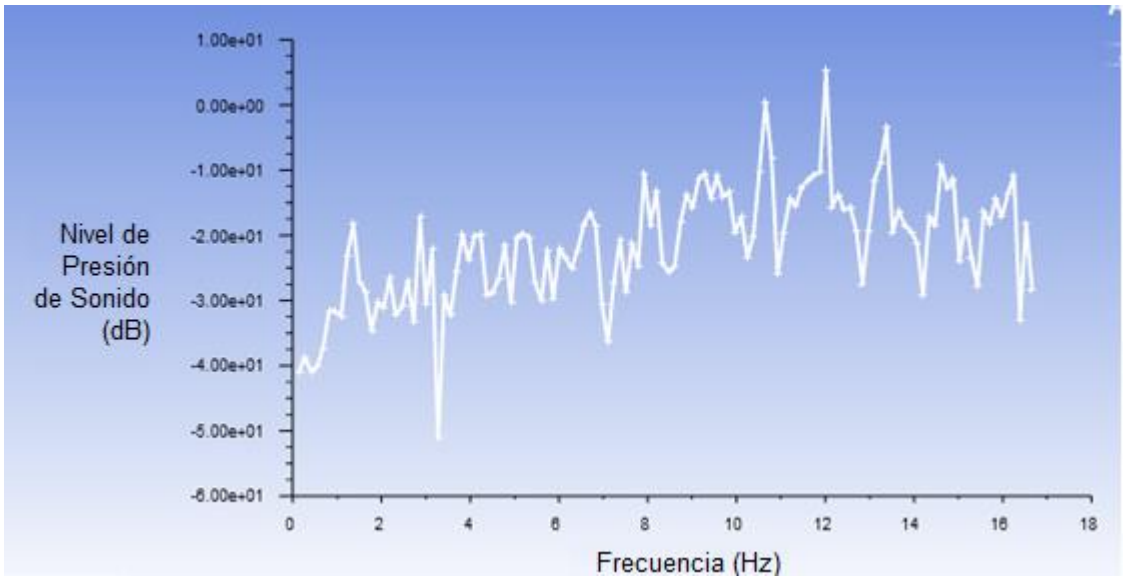
Fuente: Autores

Gráfica 32. Receptor 23 modelo base



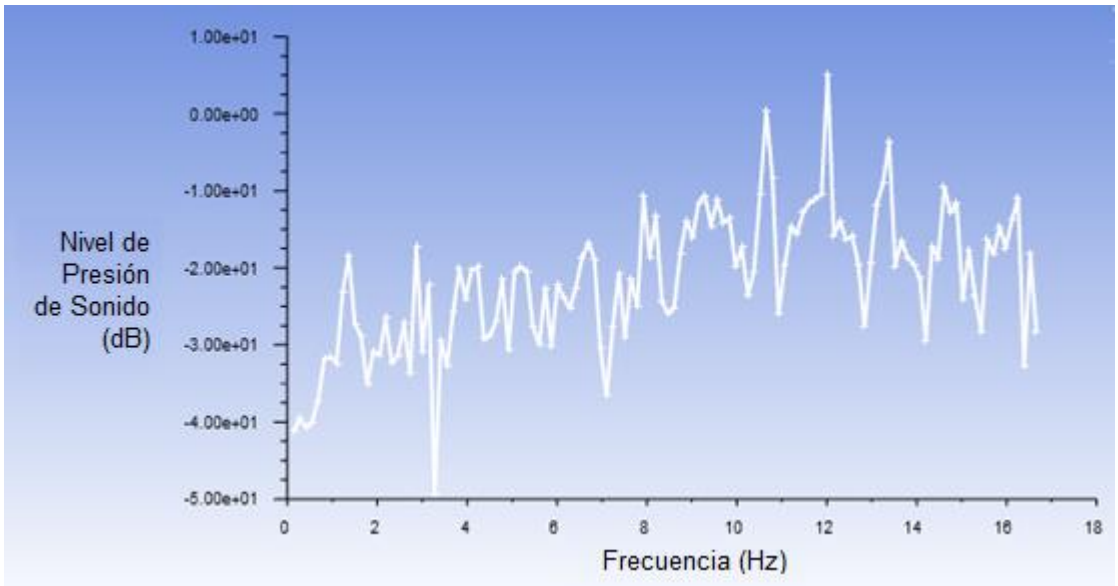
Fuente: Autores

Gráfica 33. Receptor 24 modelo base



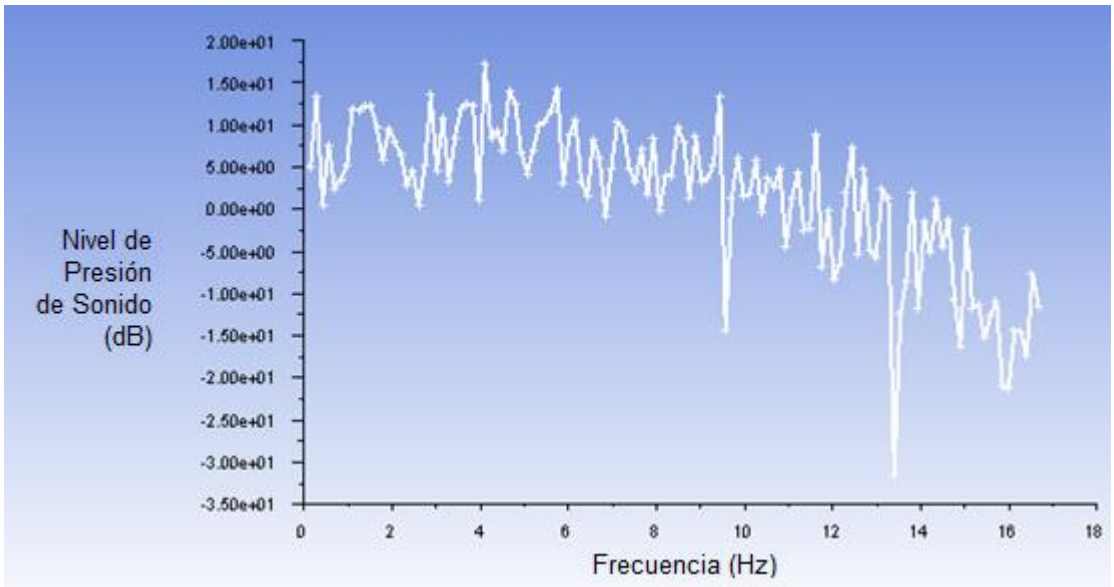
Fuente: Autores

Gráfica 34. Receptor 25 modelo base



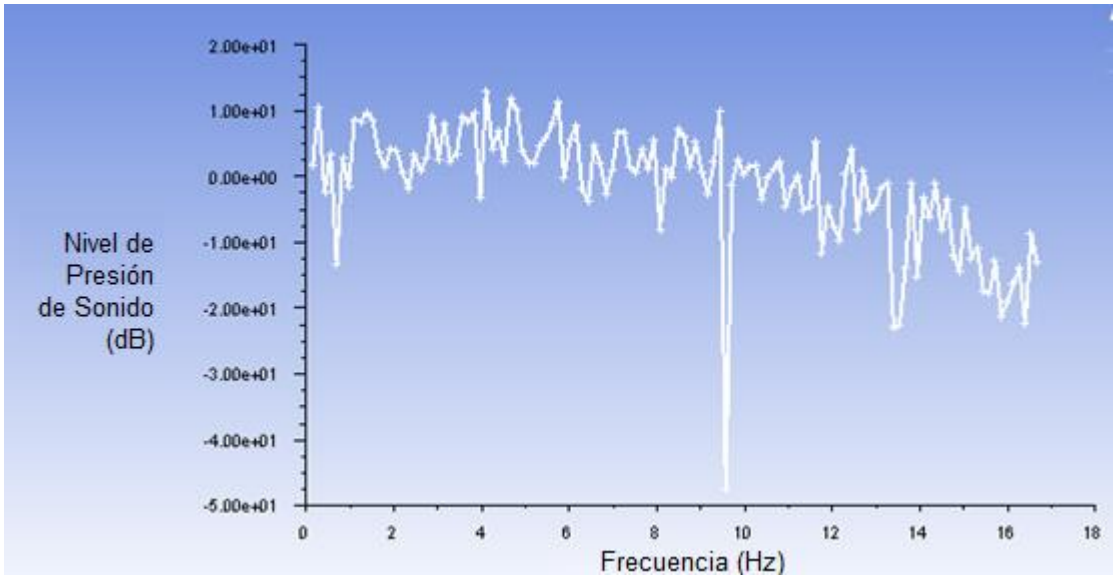
Fuente: Autores

Gráfica 35. Receptor 2 modelo chevron



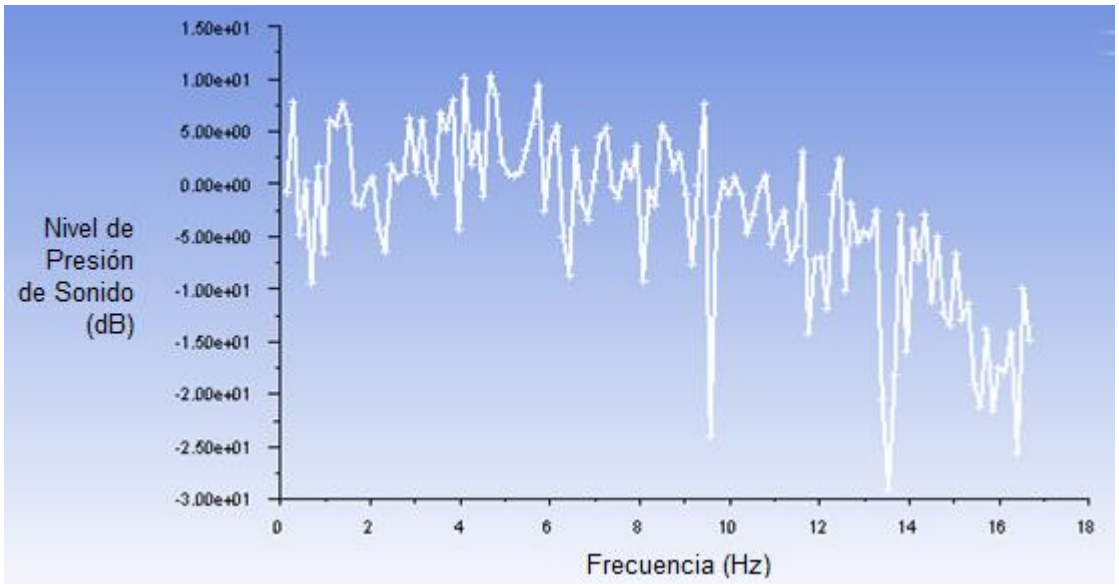
Fuente: Autores

Gráfica 36. Receptor 3 modelo chevron



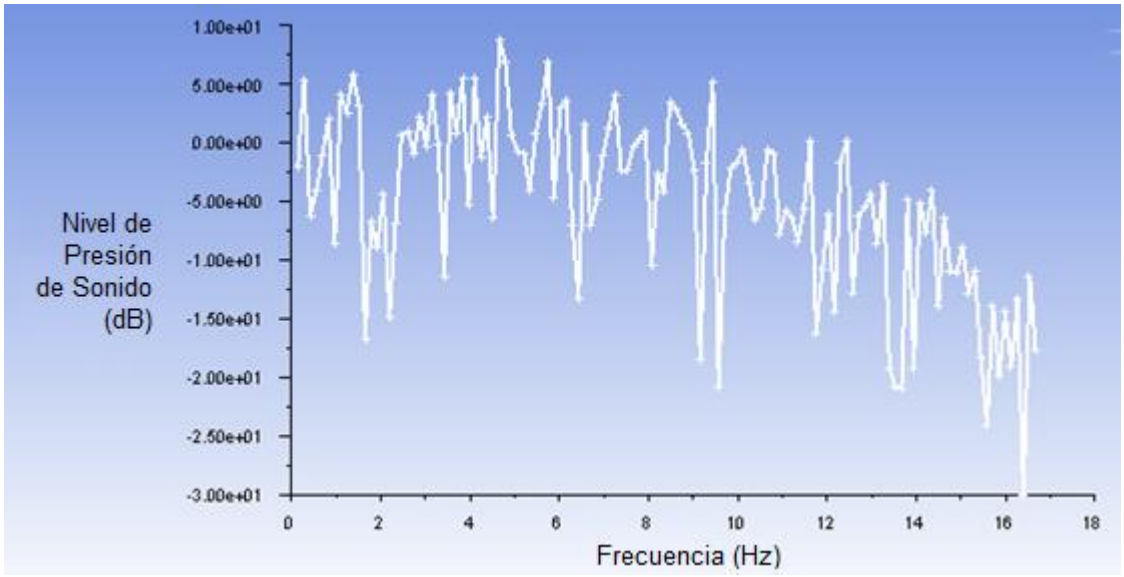
Fuente: Autores

Gráfica 37. Receptor 4 modelo chevron



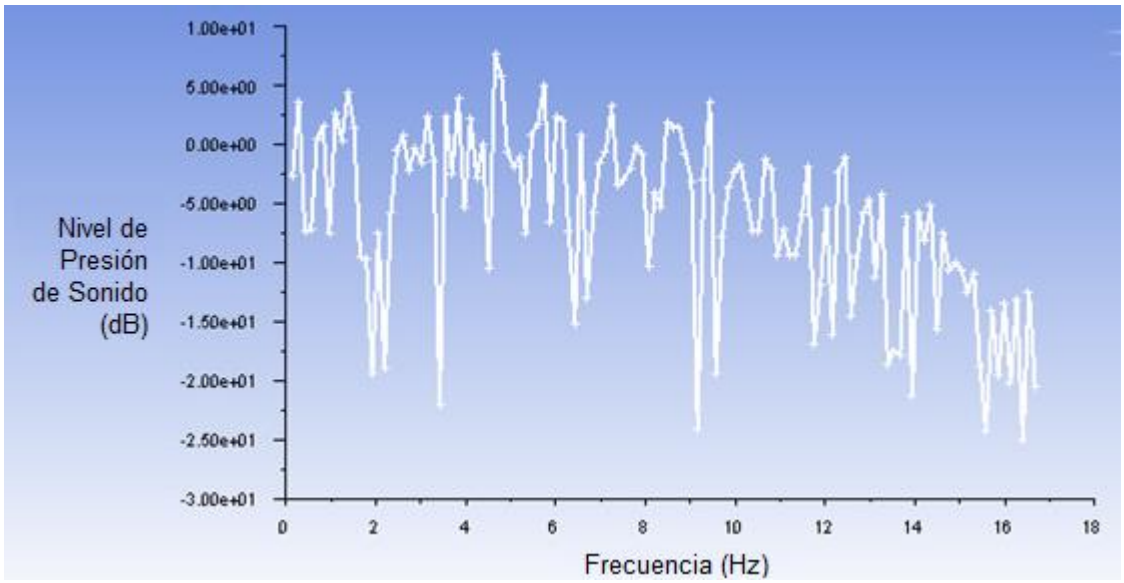
Fuente: Autores

Gráfica 38. Receptor 5 modelo chevron



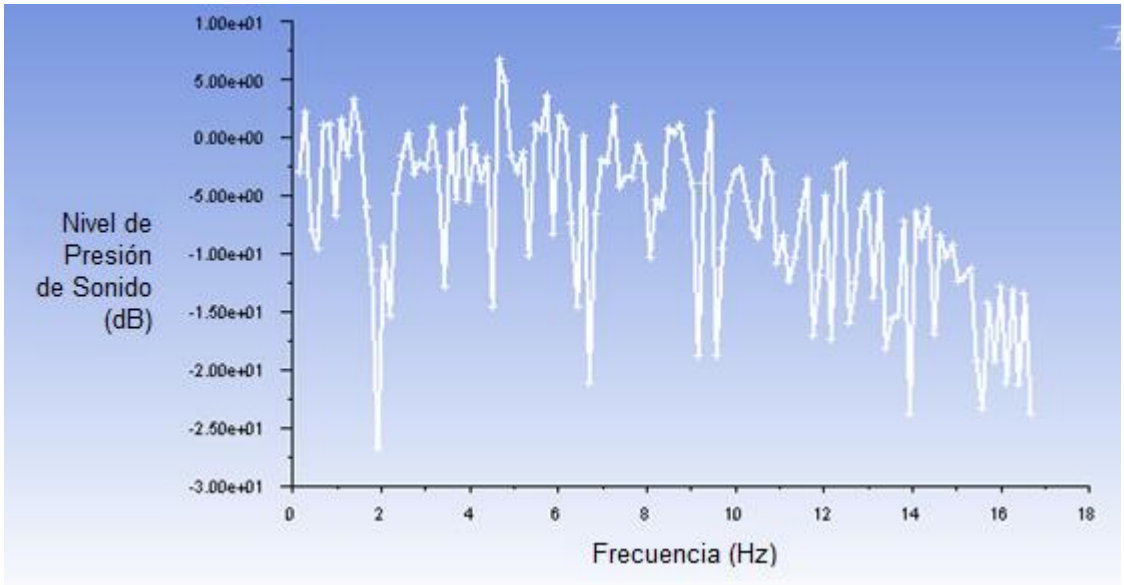
Fuente: Autores

Gráfica 39. Receptor 6 modelo chevron



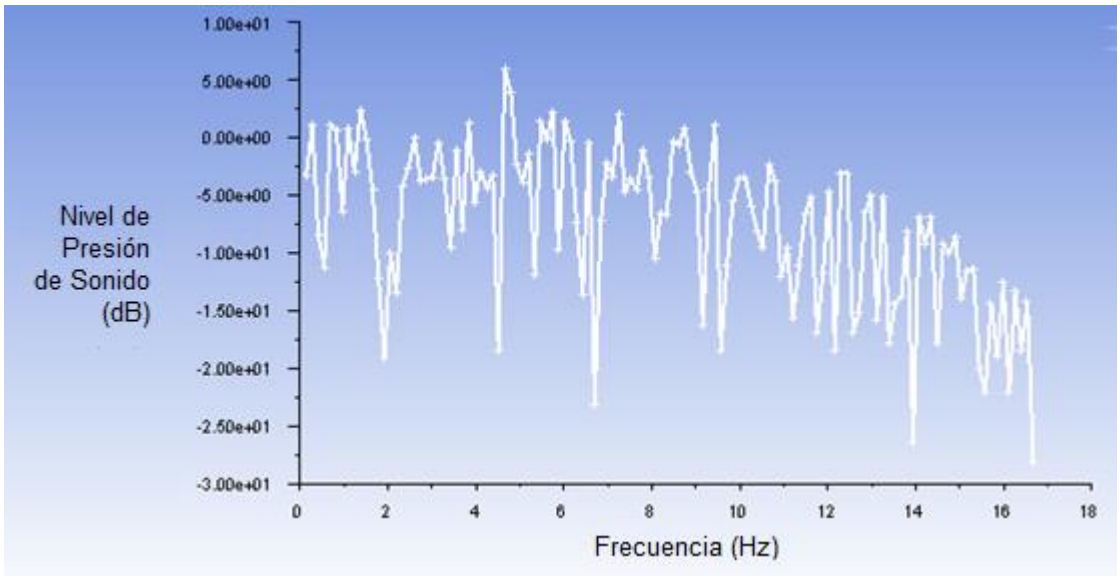
Fuente: Autores

Gráfica 40. Receptor 7 modelo chevron



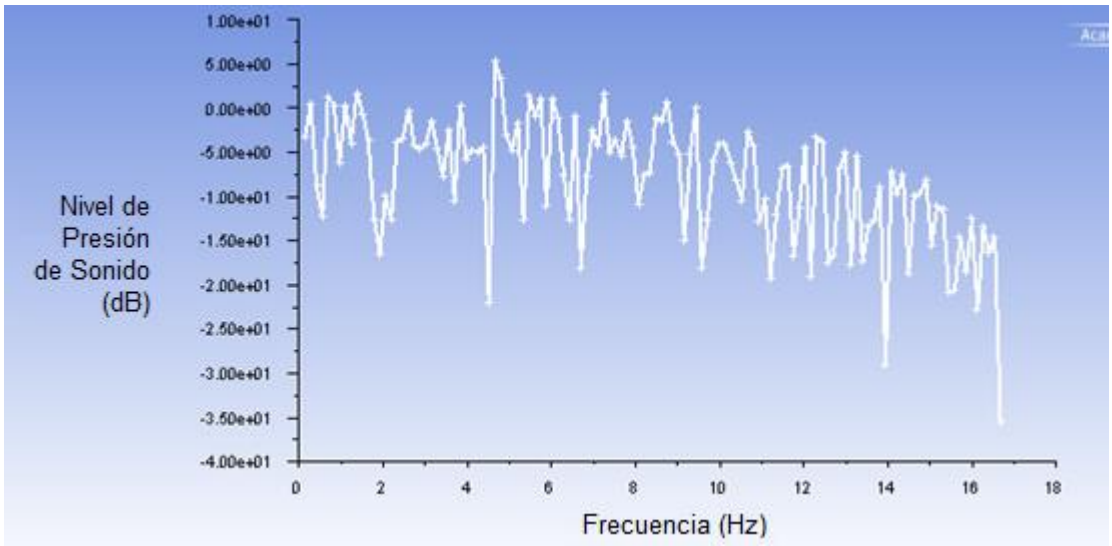
Fuente: Autores

Gráfica 41. Receptor 8 modelo chevron



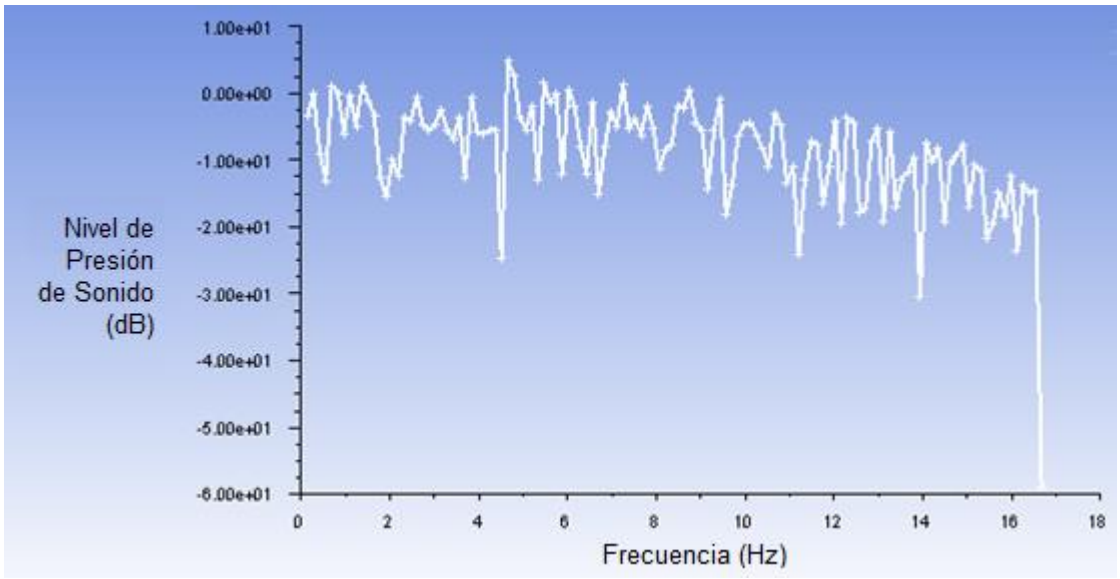
Fuente: Autores

Gráfica 42. Receptor 9 modelo chevron



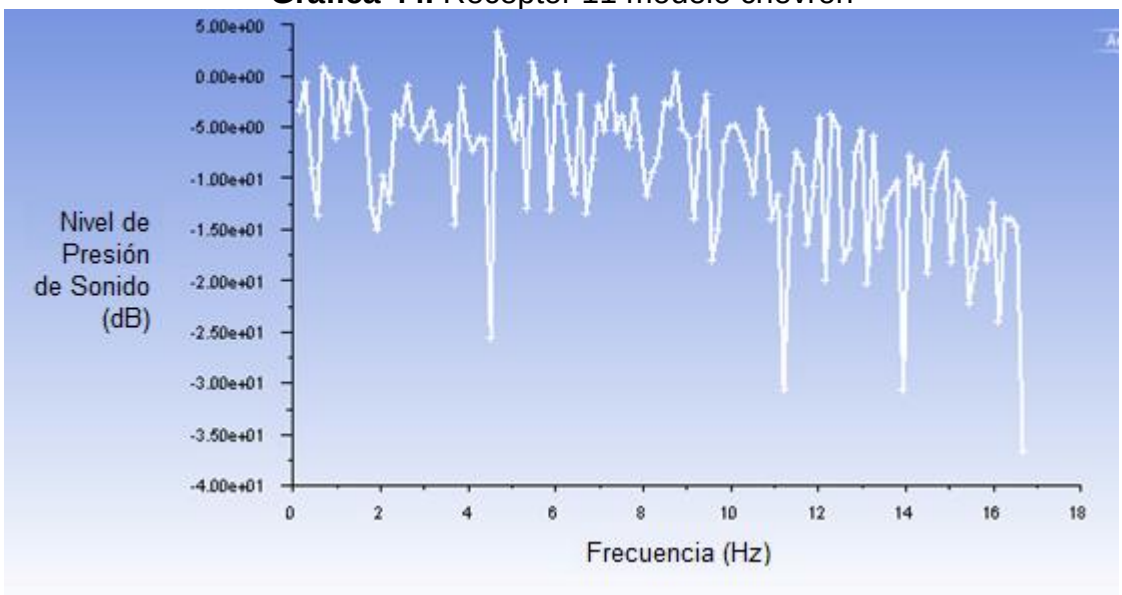
Fuente: Autores

Gráfica 43. Receptor 10 modelo chevron



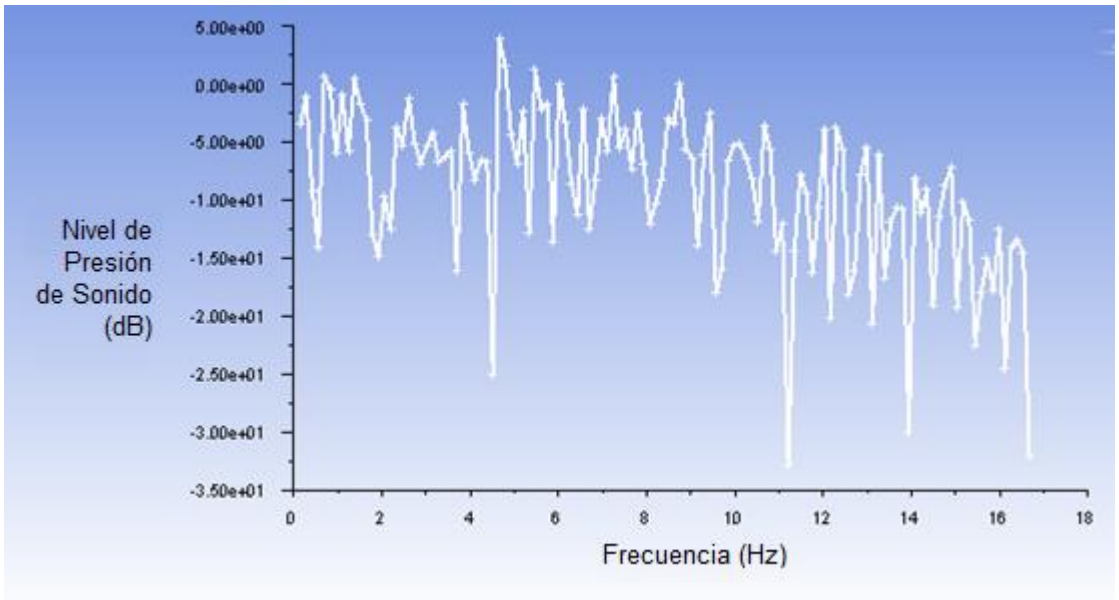
Fuente: Autores

Gráfica 44. Receptor 11 modelo chevron



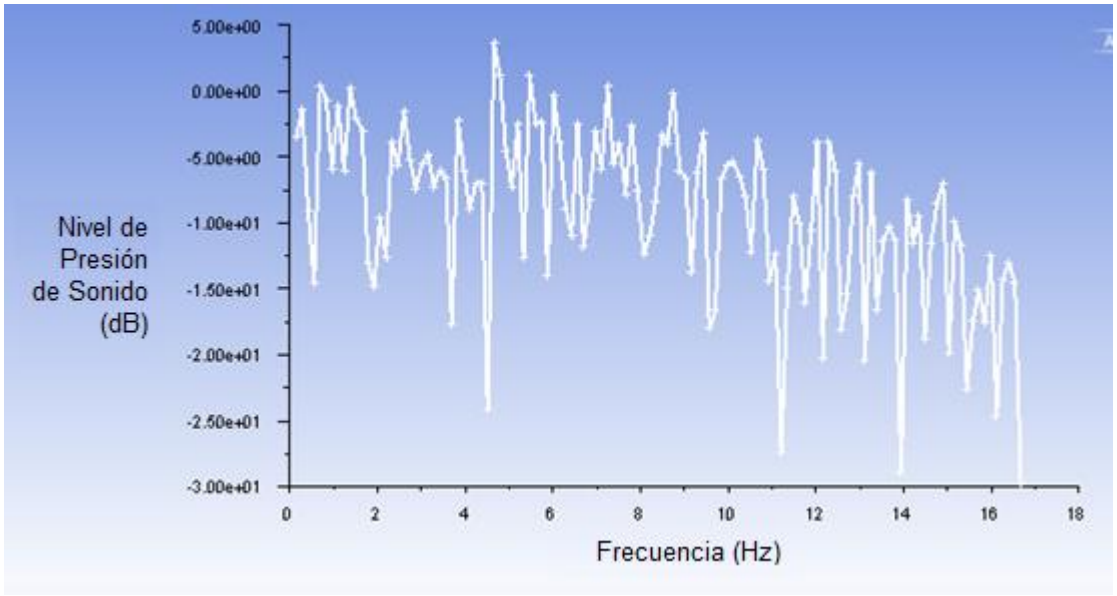
Fuente: Autores

Gráfica 45. Receptor 12 modelo chevron



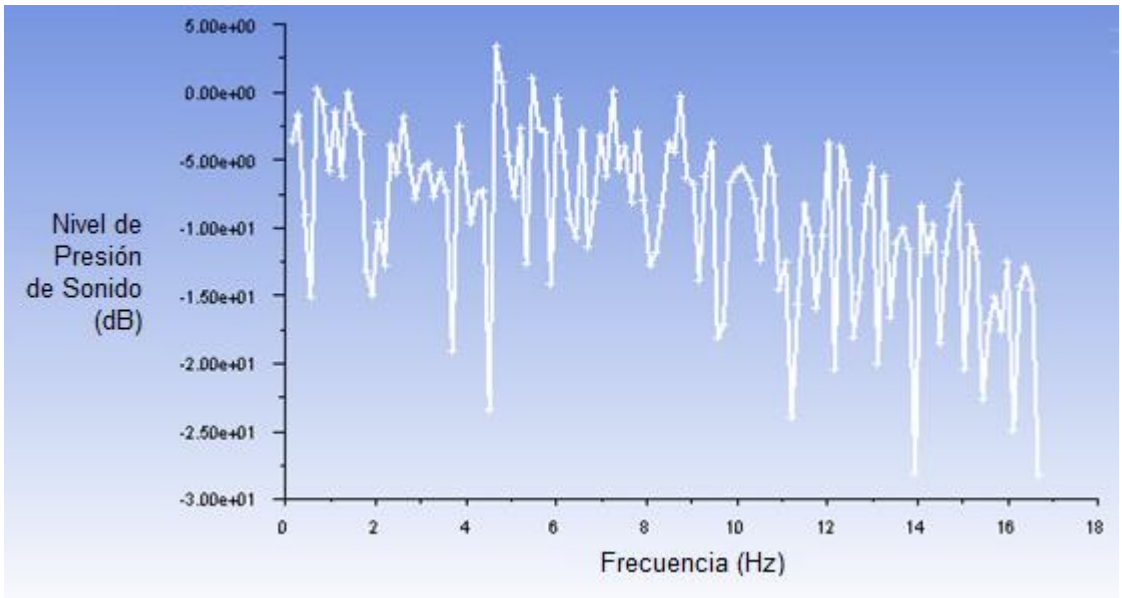
Fuente: Autores

Gráfica 46. Receptor 13 modelo chevron



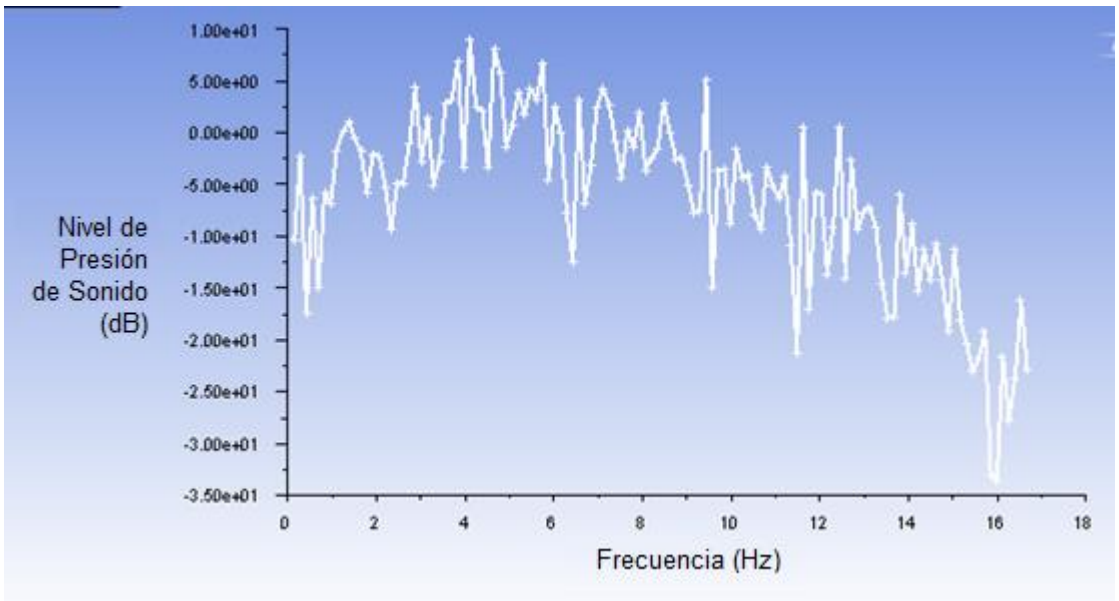
Fuente: Autores

Gráfica 47. Receptor 14 modelo chevron



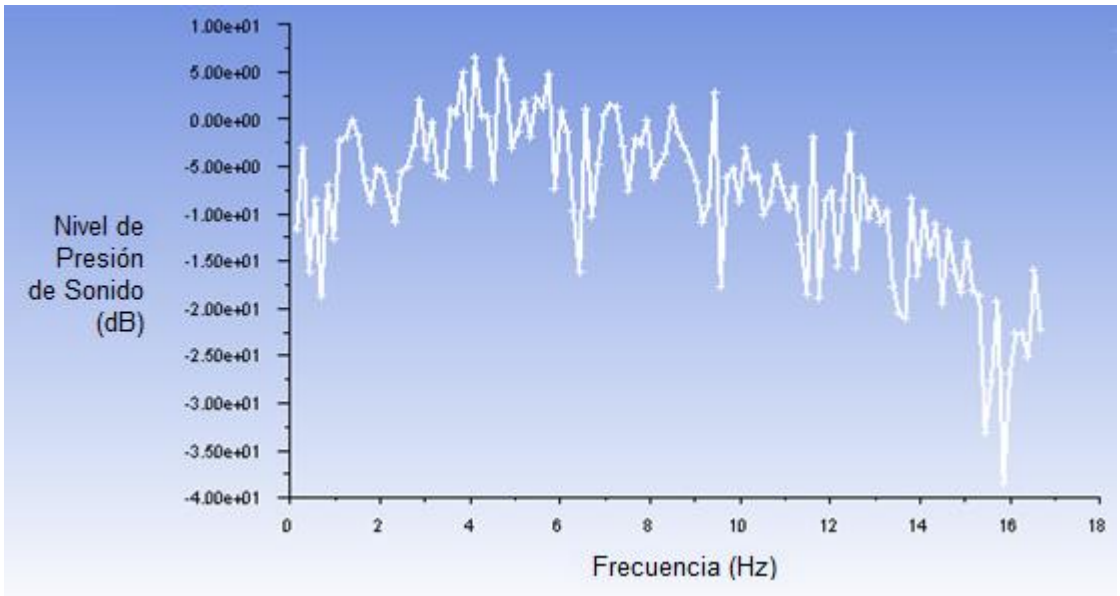
Fuente: Autores

Gráfica 48. Receptor 15 modelo chevron



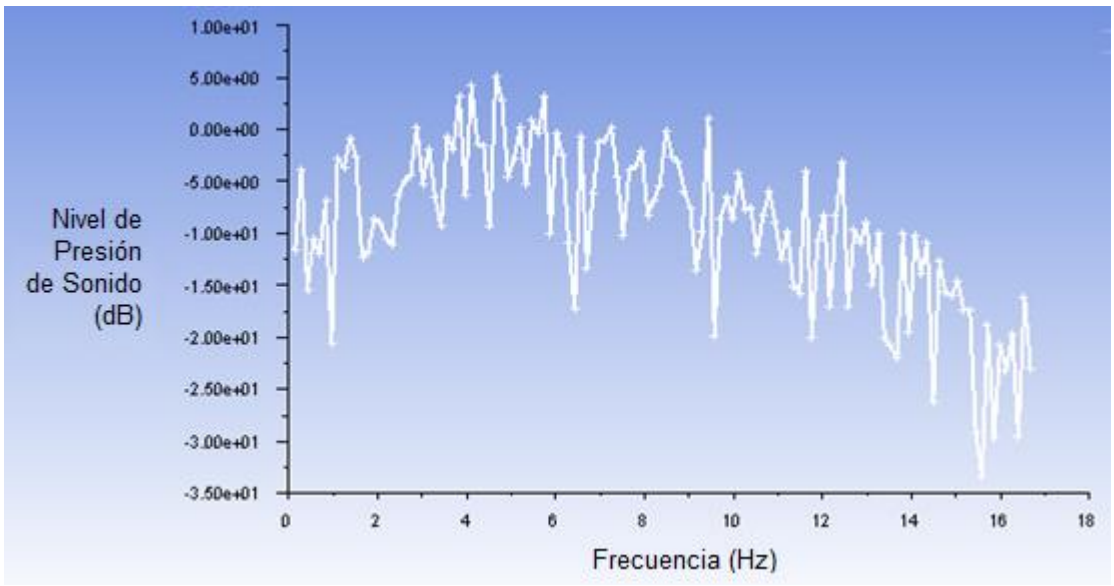
Fuente: Autores

Gráfica 49. Receptor 16 modelo chevron



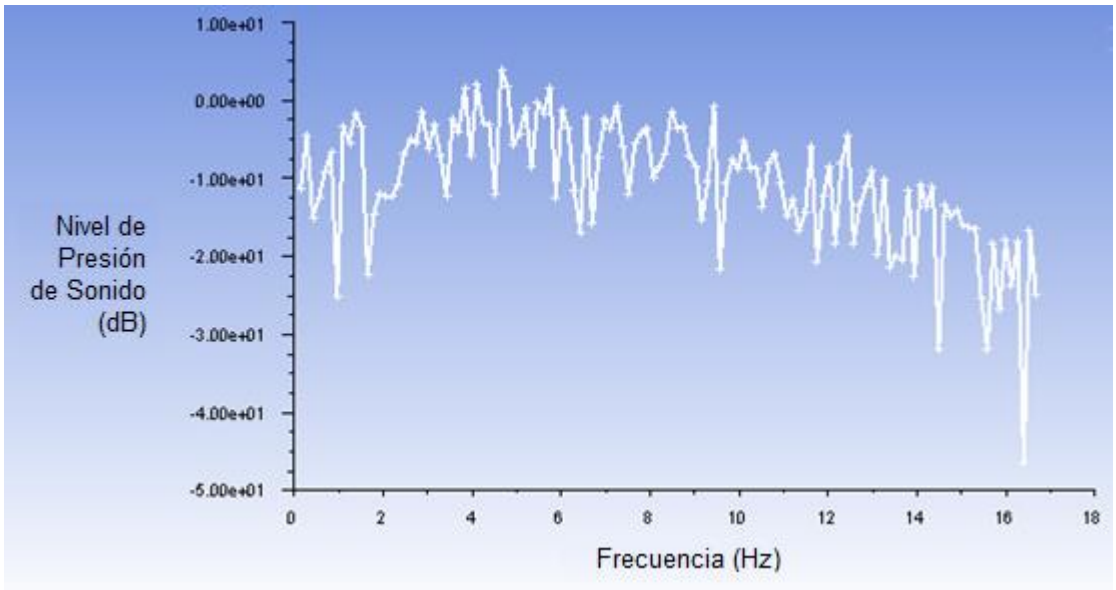
Fuente: Autores

Gráfica 50. Receptor 17 modelo chevron



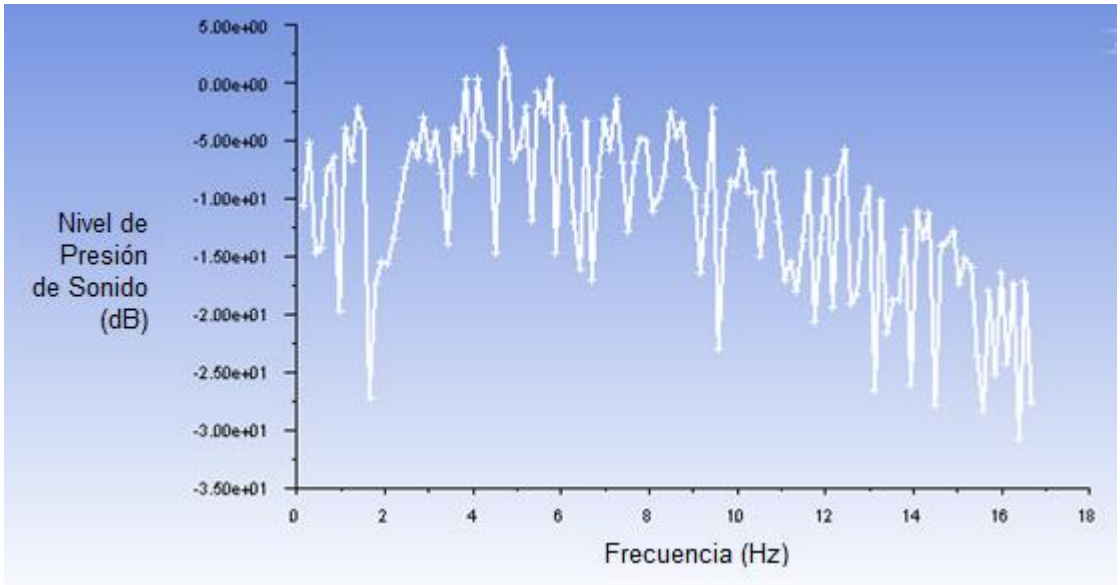
Fuente: Autores

Gráfica 51. Receptor 18 modelo chevron



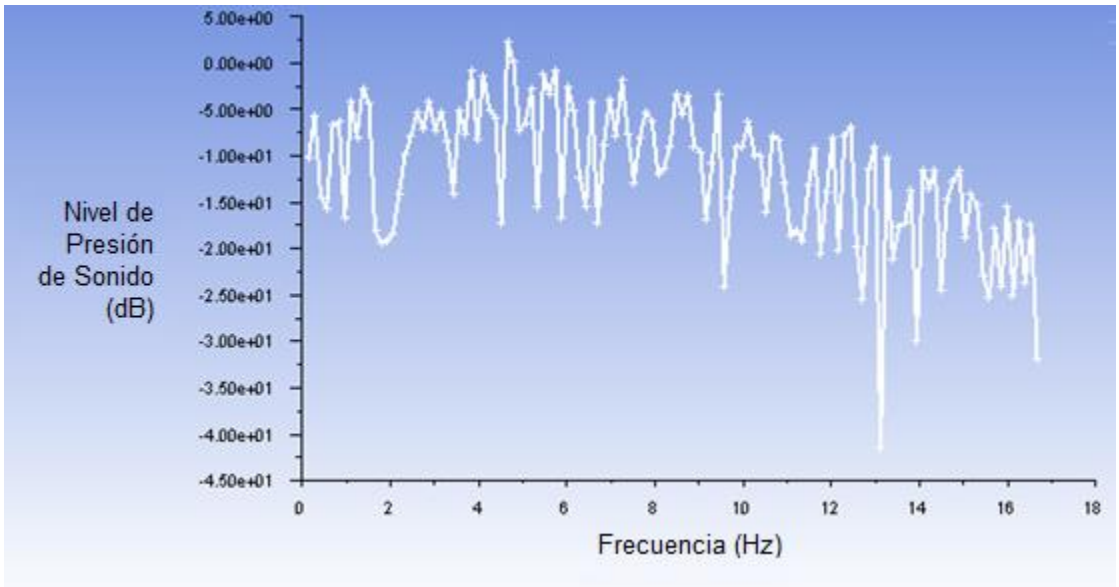
Fuente: Autores

Gráfica 52. Receptor 19 modelo chevron



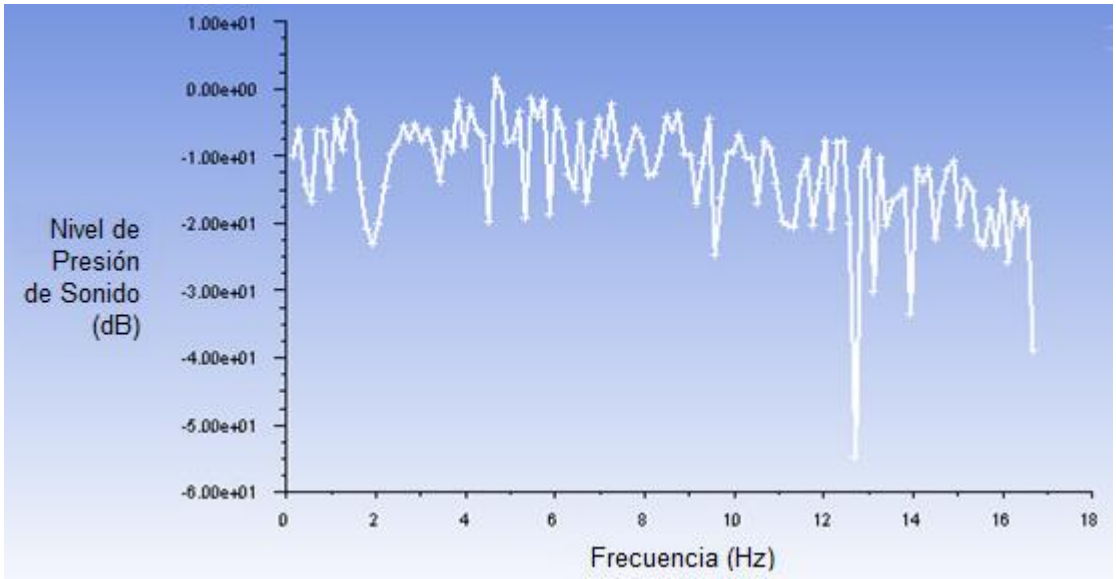
Fuente: Autores

Gráfica 53. Receptor 20 modelo chevron



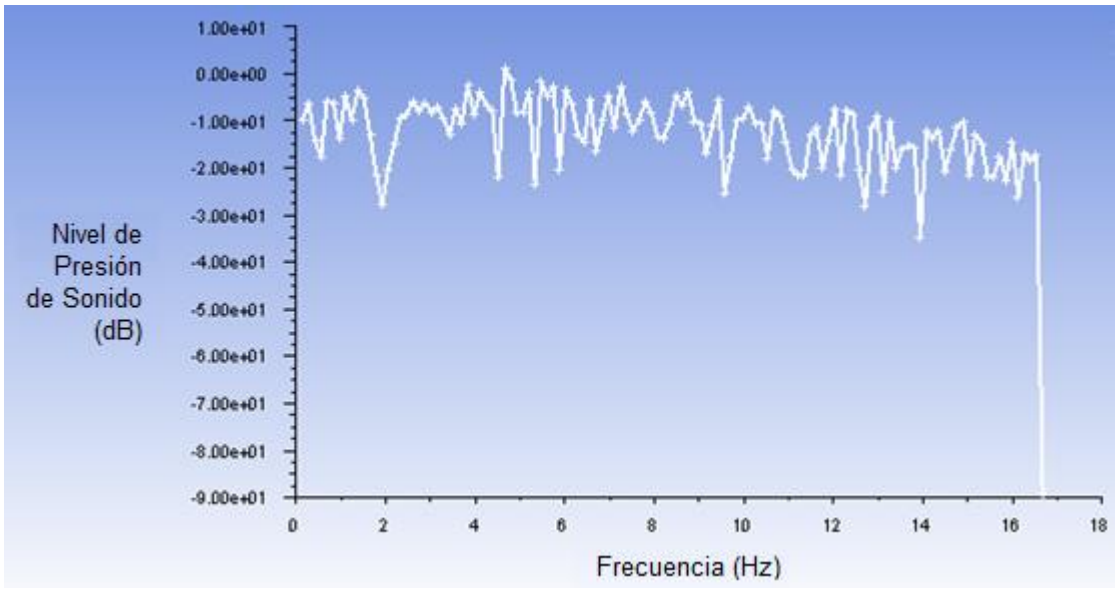
Fuente: Autores

Gráfica 54. Receptor 21 modelo chevron



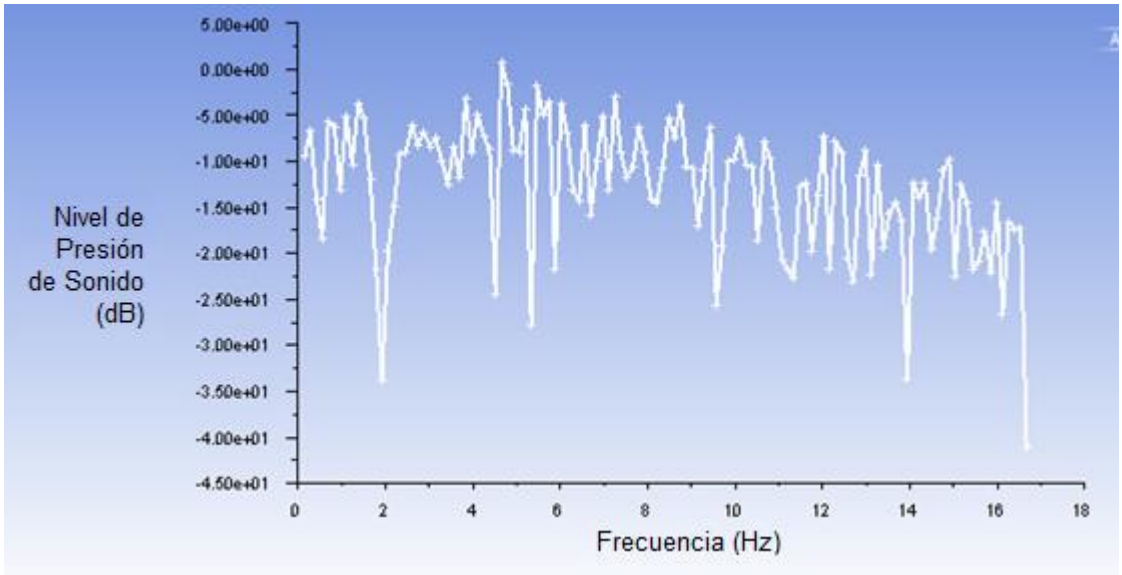
Fuente: Autores

Gráfica 55. Receptor 22 modelo chevron



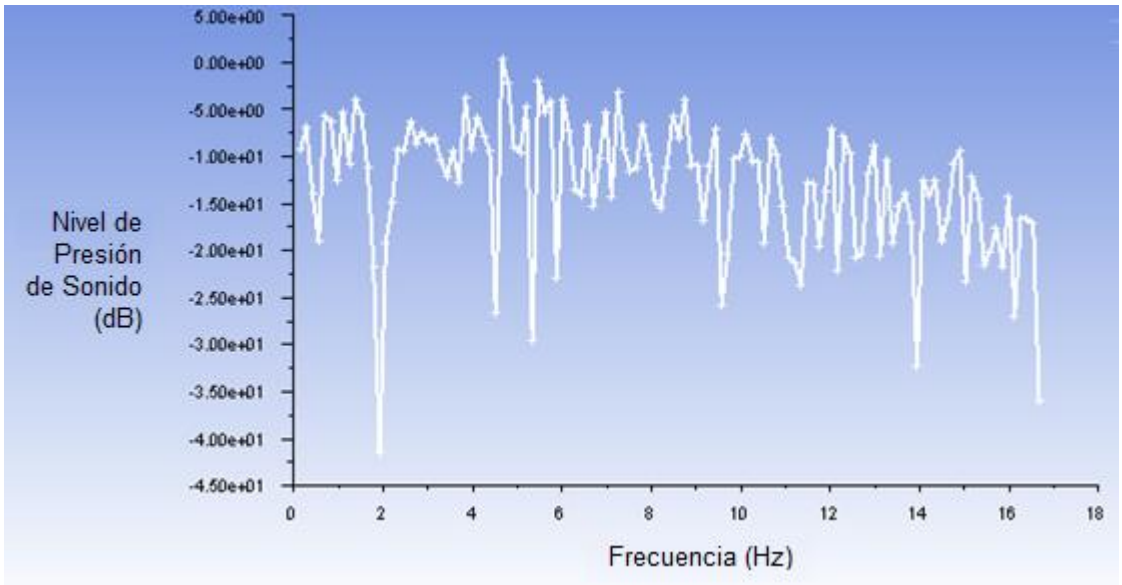
Fuente: Autores

Gráfica 56. Receptor 23 modelo chevron



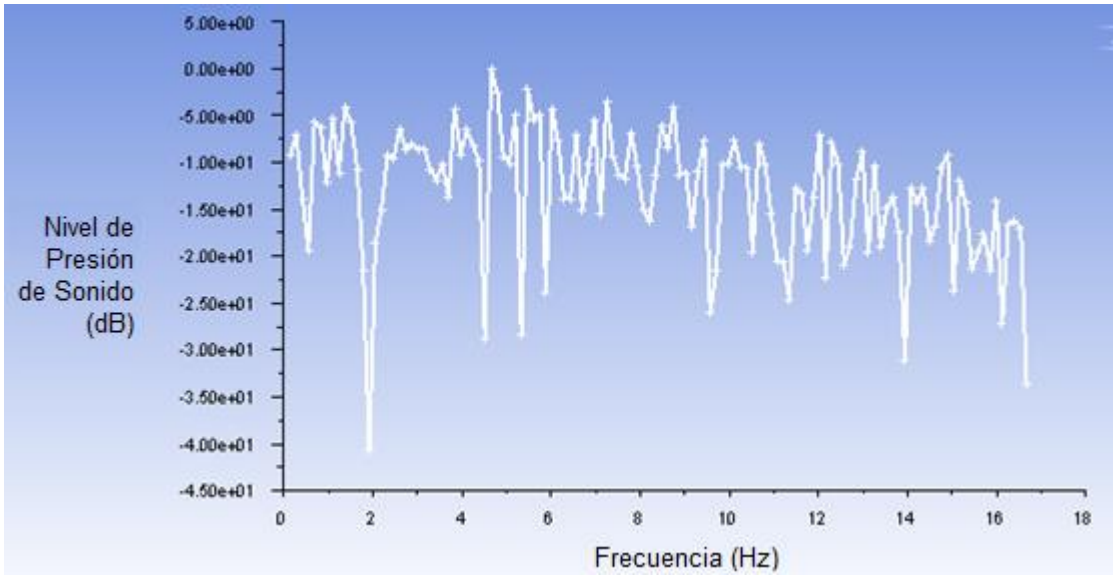
Fuente: Autores

Gráfica 57. Receptor 24 modelo chevron



Fuente: Autores

Gráfica 58. Receptor 25 modelo chevron



Fuente: Autores