



**UNIVERSIDAD MICHOACANA DE SAN  
NICOLAS DE HIDALGO**

---

**DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO  
DE LA FACULTAD DE INGENIERÍA  
MECÁNICA**

**“Propuesta de Diseño de una Tobera  
Chevron para la Disminución Acústica en un  
Motor Turbofán GEnx-1B”**

**T E S I S**

Que para obtener el grado de:

**MAESTRA EN CIENCIAS DE LA INGENIERIA  
MECANICA**

Presenta:

**ING. KAROL MONARREZ GUZMÁN**

Director de Tesis:

**DR. JUAN FELIPE SORIANO PEÑA**

Codirector de Tesis:

**M.I. CHRISTIAN DAVID SCHINDLER**



Morelia Mich. Marzo del 2026

**“Propuesta de Diseño de una Tobera Chevron  
para la Disminución Acústica en un Motor  
Turbofán GEnx-1B”**

**UNIVERSIDAD MICHOACANA DE SAN NICOLAS DE  
HIDALGO**

**DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO DE LA  
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA**

## **Aprobación**

Que para obtener el grado de maestra en ciencias de la ingeniería mecánica con el título “**propuesta de diseño de una tobera chevron para la disminución acústica en un motor turbofán genx-1b**”.

**Presenta:**

Karol Monarrez Guzman

---

**Revisando y aprobado por:**

**FIRMAS**

Dr. Juan Felipe Soriano Peña  
Asesor de tesis

---

M. I. Christian David Schindler  
Coasador de tesis

---

Dr. Víctor López Garza  
Sinodal

---

Dr. Gildardo Solorio Diaz  
Sinodal

---

Dr. Miguel Villagómez Galindo  
Sinodal

---

# DEDICATORIAS

## **A mis padres:**

Araceli Guzmán Rodríguez y Genaro Monarrez Aguilera sabiendo que jamás existirá una forma de agradecer una vida de lucha, sacrificios y esfuerzo constante, solo quiero que entiendan que este logro es mío como de ustedes, que todo mi esfuerzo es inspirado en ustedes por ser mi motor y mi apoyo incondicional, agradezco al creador por los padres que me dio y por la vida a su lado, les dedico a ustedes este mi mayor logro, gracias mami y papi.

## **A mi hermana**

Gema Nazareth Monarrez Guzmán quien sería uno de mis motores a lo largo de este camino, gracias por estar ahí en cada momento y por siempre recordarme lo valiente que soy, te quiero con todo mi corazón y te deseo lo mejor en tu camino sé que serás una gran profesionista y agradezco ser parte de tu camino como lo eres tú en el mío.

## **A mi primo**

Marcos Andrade Guzmán por ser mi pilar y mi apoyo a lo largo de esta etapa, te agradezco tu compañía y tu apoyo incondicional gracias por estar a mi lado y por todos esos martes juntos, solo puedo decirte gracias.

## **A mis amigos**

Cynthia Vázquez, Cesar Pérez, Gema Martínez quienes formarían parte de estos dos años y se convertirían en mis mejores amigos, les agradezco cada risa, cada alegría y cada momento ameno que pasamos juntos, les deseo el mejor de los éxitos en sus vidas y espero volver a vernos pronto.

# AGRADECIMIENTOS

## **A mis asesores.**

Dr. Juan Felipe Soriano, M.I. Christian Schindler, por aceptar tomar bajo su tutela este proyecto que comenzó como un sueño, nunca dudar de mí y de mi proyecto, por todo el apoyo brindado a lo largo de esta investigación y por siempre estar abiertos a nuevas ideas, les agradezco ser parte de mi formación profesional y fomentar en mí la pasión por el diseño, siempre los recordare con cariño y admiración, muchas gracias.

## **A mis sinodales.**

Dr. Víctor López, Dr. Gildardo Solorio, Dr. Miguel Villagómez por el interés a mi trabajo e impulsarlo de la mejor manera, agradezco el apoyo y la enseñanza en cada una de las clases que me permitiría realizar este trabajo con la mayor satisfacción, demostrando las capacidades adquiridas a lo largo de la formación como maestra, les agradezco su tiempo y compromiso con la ciencia como con mi proyecto.

## **A la Universidad Michoacana de san Nicolas de Hidalgo**

Agradezco profundamente a la universidad y al posgrado de Ingeniería Mecánica por el gran apoyo institucional, por brindar los espacios necesarios para el aprendizaje y desarrollo de cada uno de los proyectos y por fomentar la investigación, la ciencia y el desarrollo en cada uno de sus estudiantes, agradezco también a la dirección por el apoyo brindado en los congresos y el trabajo realizado a lo largo de estos años.

## **A la Secretaría de Ciencia, Humanidades, Tecnología e Innovación (SECIHTI).**

Agradezco de la manera más sincera y con la más profunda gratitud a SECIHTI por el apoyo económico brindado durante la realización de este proyecto que permitiría alcanzar los objetivos y llegar a los resultados esperados, de igual manera, agradezco el apoyo por abrir cada vez más espacios para que las mujeres podamos desarrollar nuestras habilidades de investigación y así de igual manera retribuir a la sociedad con este tipo de investigaciones.

**A mis asesores politécnicos.**

Dr. Oliver Marcel, Dr. Raúl Bernal, M.C. Genaro Carrión, Ing. José Balvaneda, les agradezco el apoyo y el gran recibimiento que me brindaron a lo largo de mi estancia, por ser parte de este proyecto, por todos los conocimientos brindados y su gran amistan, gracias por dejarme ser parte de su equipo de trabajo y espero poder volver a encontrarnos en algún otro momento de este camino.

## RESUMEN

La reducción del ruido de chorro en motores turbofán de alto índice de derivación constituye uno de los principales retos en el diseño de sistemas de escape en la aeronáutica moderna. En motores como el GEnx-1B turbofan engine, una fracción significativa del ruido generado durante las fases de despegue y ascenso está asociada con la interacción turbulenta entre el flujo primario (caliente) y el flujo secundario (frío) en el chorro de escape. Este trabajo se presenta el diseño y evaluación numérica de tres configuraciones de toberas tipo chevron orientadas a mejorar el proceso de mezcla de los flujos y mitigar los mecanismos aeroacústicos asociados al ruido generado durante la disipación de la estela en los gases de salida. Se analizaron configuraciones representativas, incluyendo E12I6, E14I8 y E16I10, evaluando la evolución del número de Mach y la energía cinética turbulenta en la estructura de la estela del chorro.

Los resultados indican que el incremento en el número de chevrones y su penetración induce una intensificación del proceso de mezcla entre el flujo primario y secundario, generando un incremento local en la energía cinética turbulenta y una modificación en la estructura del chorro. En particular, las configuraciones optimizadas presentan una reducción aproximada del 0.3 % en la longitud del núcleo potencial, lo que implica una disminución en los gradientes de velocidad responsables del ruido de mezcla. Estos resultados sugieren que la optimización geométrica de la tobera constituye una estrategia efectiva para mejorar el comportamiento aeroacústico del sistema de propulsión sin reducir significativamente su desempeño aerodinámico.

**Palabras clave:** Vorticidad, Mezcla turbulenta, Aeroacústica, Núcleo potencial, Energía cinética

## Abstrac

Jet noise reduction in high-bypass-ratio turbofan engines constitutes one of the primary challenges in the design of exhaust systems in modern aeronautics. In engines such as the General Electric GEnx-1B, a significant portion of the noise generated during takeoff and climb phases is associated with the turbulent interaction between the primary (hot) flow and the secondary (cold) flow within the exhaust jet. This study presents the design and numerical evaluation of three chevron-type nozzle configurations aimed at enhancing the mixing process between these flows and mitigating the aeroacoustic mechanisms responsible for noise generation during wake dissipation in the exhaust plume. Representative

configurations, including E12I6, E14I8, and E16I10, were analyzed by evaluating the evolution of the Mach number and turbulent kinetic energy within the jet wake structure.

The results indicate that increasing both the number of chevrons and their penetration depth intensifies the mixing process between the primary and secondary streams, leading to a localized increase in turbulent kinetic energy and a modification of the jet flow structure. In particular, the optimized configurations exhibit an approximate 0.3% reduction in potential core length, which implies a decrease in the velocity gradients responsible for jet mixing noise. These findings suggest that geometric optimization of the nozzle is an effective strategy for improving the aeroacoustic performance of the propulsion system without significantly compromising its aerodynamic efficiency.

# INDICE

|                                                                  |    |
|------------------------------------------------------------------|----|
| CAPÍTULO I: INTRODUCCIÓN .....                                   | 1  |
| 1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....                              | 3  |
| 1.2 HIPÓTESIS.....                                               | 3  |
| 1.3 JUSTIFICACIÓN .....                                          | 3  |
| 1.4 OBJETIVO GENERAL.....                                        | 4  |
| 1.4.1 OBJETIVO ESPECIFICO I.....                                 | 4  |
| 1.4.2 OBJETIVO ESPECIFICO II.....                                | 4  |
| 1.4.3 OBJETIVO ESPECIFICO III.....                               | 4  |
| CAPÍTULO II: MARCO TEÓRICO .....                                 | 5  |
| 2.1 HISTORIA DEL MOTOR A REACCIÓN.....                           | 5  |
| 2.1.1 PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO .....                          | 6  |
| 2.1.2 CLASIFICACIÓN DE LOS MOTORES Y PROPULSORES .....           | 8  |
| 2.1.2.1 AERORREACTORES SIN COMPRESOR .....                       | 9  |
| 2.1.2.2 AERORREACTORES CON COMPRESOR.....                        | 11 |
| 2.1.3 MOTOR TURBOFÁN GENX-1B .....                               | 15 |
| 2.1.3.1 CONFIGURACIÓN DEL TURBOFAN.....                          | 17 |
| 2.1.4 COMPONENTES DE UN MOTOR TURBOFAN GENx-1B.....              | 20 |
| 2.1.4.1 CICLO DE TRABAJO DEL TURBOFAN GENx-1B.....               | 27 |
| 2.1.5 TOBERA CHEVRON .....                                       | 30 |
| 2.1.5.1 TOBERAS EN MOTORES DE DOBLE FLUJO .....                  | 32 |
| 2.1.6 REDUCCIÓN DE RUIDO EN EL MOTOR.....                        | 36 |
| 2.2 ESTADO DEL ARTE EN AEROACUSTICA Y TOBERAS CHEVRON.....       | 37 |
| 2.2.1 DE LOS SILENCIADORES MECÁNICOS A LA MEZCLA DE FLUJOS ..... | 41 |
| 2.2.2. MECANISMO FÍSICO COMPROBADO .....                         | 42 |
| 2.2.3. APLICACIÓN ACTUAL Y TENDENCIAS .....                      | 42 |
| CAPÍTULO III: DISEÑO Y SIMULACIÓN CFD DE LA TOBERA.....          | 43 |
| 3.1 ANÁLISIS DEL CICLO TÉRMICO .....                             | 43 |
| 3.2 GENERACIÓN DE VARIABLES.....                                 | 47 |
| 3.3 CONFIGURACIÓN DE LA TOBERA .....                             | 50 |
| 3.4 CONFIGURACIÓN DEL CHEVRON.....                               | 53 |
| 3.5 GENERACIÓN DE DISEÑO .....                                   | 54 |
| 3.5.1 ESTRATEGIA DE DISEÑO .....                                 | 58 |

|                                                                    |    |
|--------------------------------------------------------------------|----|
| 3.5.2 DESARROLLO DE LOS MODELOS CAD .....                          | 59 |
| 3.6 MALLADO DEL MODELO.....                                        | 60 |
| 3.6.1 DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL .....                      | 60 |
| 3.6.2 ANALISIS DE CONVERGENCIA DE LA MALLA.....                    | 67 |
| 3.7 SIMULACIÓN DE LA ESTELA .....                                  | 71 |
| 3.7.1 ANÁLISIS CUANTITATIVO DEL DESEMPEÑO (E16I10 VS. E12I6) ..... | 76 |
| 3.7.2 COMPARATIVA DE VARIANTES.....                                | 77 |
| CAPÍTULO IV: ANÁLISIS DE RESULTADOS Y DISCUSIÓN .....              | 78 |
| CAPÍTULO V: CONCLUSIONES.....                                      | 80 |
| BIBLIOGRAFÍAS .....                                                | 82 |

# **INDICE DE FIGURAS**

|                                                                                                               |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| FIGURA 2.1: Diagrama de clasificación de los motores a reacción. [2] .....                                    | 8  |
| FIGURA 2.2: Esquema básico de un estatorreactor. [2] .....                                                    | 10 |
| FIGURA 2.3: Esquema básico de pulsorreactor. [2] .....                                                        | 10 |
| FIGURA 2.4: Esquema básico de un turborreactor. [2] .....                                                     | 12 |
| FIGURA 2.5: Esquema básico de turbohélice con y sin ducto de admisión. [2] .....                              | 13 |
| FIGURA 2.6: Turbofan de flujo único. [2].....                                                                 | 14 |
| FIGURA 2.7: Turbofan de flujo doble. [2] .....                                                                | 14 |
| FIGURA 2.8: Arquitectura de un motor turbofán GENx-1B [33] .....                                              | 16 |
| FIGURA 2.9: Boeing 787 [34].....                                                                              | 16 |
| TABLA 2.1: Tabla de Comparación entre GE90 Y GENx-1B [7] .....                                                | 17 |
| FIGURA 2.10: Configuración fan cámara de combustión. [2] .....                                                | 18 |
| FIGURA 2.11: Esquema de división de flujos. [2].....                                                          | 18 |
| FIGURA 2.12: Configuración de un turbofan de dos y tres ejes. [2] .....                                       | 19 |
| FIGURA 2.13: Conducto de entrada divergente usado en un motor turbofán de alto índice de derivación. [8]..... | 21 |
| FIGURA 2.14: Impellers de distintos tipos de compresores centrífugos. [8] .....                               | 22 |
| FIGURA 2.15: Componentes del compresor axial. [8] .....                                                       | 23 |
| FIGURA 2.16: Difusor precámara [8] .....                                                                      | 23 |
| FIGURA 2.17: Cámara de combustión. [8].....                                                                   | 25 |
| FIGURA 2.18: Turbina axial. [8] .....                                                                         | 26 |
| FIGURA 2.19: Esquema de bloques de un turbofán de doble flujo [9] .....                                       | 28 |
| FIGURA 2.20: Esquema de bloques de un motor GENx. [9] .....                                                   | 29 |
| FIGURA 2.21: Mezclador de salida de gases de un turbofán con mixer. [8] .....                                 | 33 |
| FIGURA 2.22: Sistema de escapes del turbofán. [8].....                                                        | 34 |
| FIGURA 2.23: Sistema gráfico supresor de ruido tipo chevron. [11] .....                                       | 35 |
| FIGURA 2.24: Régimen del fluido del número de Mach [internet].....                                            | 35 |
| FIGURA 2.25: Flujos en motor turbofan GENx [10].....                                                          | 37 |
| TABLA 3.1: Tabla de datos utilizados en el análisis del ciclo termodinámico [9].....                          | 44 |
| GRAFICA 3.1: Error % de conversión [9] .....                                                                  | 45 |
| GRAFICA 3.2: Variación del Mach en las diferentes etapas del flujo caliente. [7] .....                        | 46 |
| TABLA 3.2: Tabla de parámetros en cada etapa del ciclo térmico del GENx-1B. [7].....                          | 47 |
| TABLA 3.3: Tabla de parámetros de rendimiento y caudal masico de combustible.[7] .....                        | 47 |

|                                                                                                       |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| FIGURA 3.1: Diseño de chevron. [11] .....                                                             | 49 |
| TABLA 3.4. Variables para el diseño de un chevron. [11] .....                                         | 49 |
| TABLA 3.5. Datos de diseño obtenidos del motor GENx-1B ubicado en el hangar de ESIME<br>Ticomán. .... | 51 |
| FIGURA 3.2: Motor GENx-1B isométrico [IPN] .....                                                      | 51 |
| FIGURA 3.3: Motor GENx-1B lateral [IPN].....                                                          | 51 |
| FIGURA 3.4: Motor GENx-1B frontal. [IPN] .....                                                        | 52 |
| TABLA 3.6: Tabla de valores de diseño para la tobera interna. [Autoría propia] .....                  | 54 |
| TABLA 3.7: Tabla de valores de diseño para la tobera externa. [Autoría propia] .....                  | 54 |
| FIGURA 3.5: Propuesta de diseño CAD 1 (E12I6). [Autoría propia] .....                                 | 55 |
| FIGURA 3.6: Plano de diseño CAD 1 (E12I6). [Autoría propia] .....                                     | 55 |
| FIGURA 3.7: Propuesta de diseño CAD 2 (E14I8). Autoría propia* .....                                  | 56 |
| FIGURA 3.8: Plano de diseño CAD 2 (E14I8). [Autoría propia] .....                                     | 56 |
| FIGURA 3.9: Propuesta de diseño CAD 3 (E16I10). [Autoría propia] .....                                | 57 |
| FIGURA 3.10: Plano de diseño CAD 1 (E16I10). [Autoría propia] .....                                   | 57 |
| TABLA 3.8: Matriz de datos de las variantes. [Autoría propia] .....                                   | 59 |
| FIGURA 3.11: Condiciones para la generación del mallado. [ANSA] .....                                 | 61 |
| FIGURA 3.12: Longitud de los elementos de la tobera. [ANSA] .....                                     | 62 |
| FIGURA 3.13: Longitud de los elementos del dominio. [ANSA] .....                                      | 62 |
| TABLA 3.9: Valores de asimetría (Skewness). [36] .....                                                | 63 |
| FIGURA 3.14: Parámetros de Calidad. [ANSA] .....                                                      | 63 |
| FIGURA 3.15: Propiedades. [ANSA].....                                                                 | 64 |
| FIGURA 3.16: Propiedades finales. [ANSA].....                                                         | 64 |
| FIGURA 3.17: Generación de la malla. [ANSA].....                                                      | 65 |
| TABLA 3.10: Parámetros de entrada y salida de los gases de escape a la tobera. [11] .....             | 65 |
| FIGURA 3.18: Mallado de la tobera de un GENx-1B y su dominio. [ANSA].....                             | 66 |
| FIGURA 3.19: Mallado de la tobera del motor GENx-1B. [ANSA] .....                                     | 66 |
| TABLA 3.11: Calidad de Aspect ratio sólido [ANSA] .....                                               | 68 |
| GRAFICA 3.3: Gráfica de Aspect Ratio [ANSA] .....                                                     | 68 |
| FIGURA 3.20: Triángulos ideales y sesgados. [36].....                                                 | 68 |
| TABLA 3.12: Sesgamiento de elementos (Tabla de asimetría). [36].....                                  | 69 |
| GRAFICA 3.4: Gráfica de asimetría. ....                                                               | 70 |
| TABLA 3.13: Número total de elementos de malla. [ANSA] .....                                          | 70 |

|                                                                                          |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| FIGURA 3.21: Estela de velocidad de los gases en la tobera E12I6 [ANSYS Fluent].....     | 73 |
| FIGURA 3.22: Estela $\kappa$ - $\varepsilon$ de la tobera E12I6. [ANSYS Fluent].....     | 73 |
| FIGURA 3.23: Estela de velocidad de los gases en la tobera E14I8 [ANSYS Fluent].....     | 74 |
| FIGURA 3.24: Estela $\kappa$ - $\varepsilon$ de la tobera E14I8 [ANSYS Fluent].....      | 74 |
| FIGURA 3.25: Estela de la velocidad de los gases en la tobera E16I10 [ANSYS Fluent]..... | 75 |
| FIGURA 3.26: Estela $\kappa$ - $\varepsilon$ de la tobera E16I10 [ANSYS Fluent].....     | 75 |

# NOMENCLATURA

|                                                       | Símbolo                  | Unidad                              |
|-------------------------------------------------------|--------------------------|-------------------------------------|
| Constante universal de los gases ideales              | $R$                      | $\left[ \frac{J}{(Kg * K)} \right]$ |
| Cuota de vuelo                                        | $z$                      | $[m]$                               |
| Densidad del aire en cuota                            | $\rho_{amb}$             | $\left[ \frac{kg}{m^3} \right]$     |
| Densidad del flujo                                    | $\rho$                   | $\left[ \frac{kg}{m^3} \right]$     |
| Diámetro exterior del ventilador                      | $d_{ext}$                | $[m]$                               |
| Eficiencia adiabática de la boquilla                  | $\eta_u$                 | $[-]$                               |
| Eficiencia adiabática de la cámara de combustión      | $\eta_b$                 | $[-]$                               |
| Eficiencia adiabática de la turbina                   | $\eta_t$                 | $[-]$                               |
| Eficiencia adiabática del compresor                   | $\eta_c$                 | $[-]$                               |
| Eficiencia adiabática del ventilador                  | $\eta_f$                 | $[-]$                               |
| Eficiencia mecánica de la turbina                     | $\eta_{tm}$              | $[-]$                               |
| Eficiencia mecánica del compresor                     | $\eta_{cm}$              | $[-]$                               |
| Eficiencia mecánica del ventilador                    | $\eta_{fm}$              | $[-]$                               |
| Eficiencia neumática de la cámara de combustión       | $\pi_b$                  | $[-]$                               |
| Eficiencia neumática del difusor                      | $\pi_d$                  | $[-]$                               |
| Energía total                                         | $E$                      |                                     |
| Mach de vuelo                                         | $M_{in}$                 | $[-]$                               |
| Menor poder calorífico                                | $Q$                      | $\left[ \frac{J}{kg} \right]$       |
| Presión ambiental en cuota                            | $P_{amb}$                | $[Pa]$                              |
| Presión estática                                      | $P$                      | $[Pa]$                              |
| Presión total o de estancamiento                      | $P_{tot} \text{ o } P_o$ | $[Pa]$                              |
| Relación de calores específicos de la mezcla          | $\gamma_{ac}$            | $[-]$                               |
| Relación de calores específicos del aire              | $\gamma_{aire}$          | $[-]$                               |
| Relación de compresión del compresor HP               | $\pi_{HPC}$              | $[-]$                               |
| Relación de compresión del compresor LP               | $\pi_{LPC}$              | $[-]$                               |
| Relación de compresión del ventilador                 | $\pi_f$                  | $[-]$                               |
| Relación de derivación                                | $BPR$                    | $[-]$                               |
| Tasa de flujo masico que ingresa al motor             | $\dot{m}_a$              | $\left[ \frac{kg}{s} \right]$       |
| Temperatura ambiental en cuota                        | $T_{amb}$                | $[K]$                               |
| Temperatura estática                                  | $T$                      | $[K]$                               |
| Temperatura máxima después de la cámara de combustión | $T_{max}$                | $[K]$                               |
| Temperatura total o de estancamiento                  | $T_{tot} \text{ o } T_o$ | $[K]$                               |
| Tiempo                                                | $t$                      | $[s]$                               |
| Velocidad                                             | $v$                      | $\left[ \frac{m}{s} \right]$        |

# CAPÍTULO I: INTRODUCCIÓN

En la actualidad el avión es uno de los medios de transporte más utilizados a nivel mundial, se estima que cerca de dos billones de personas viajan cada año y cerca de 23000 aeronaves se encuentran en servicio. Durante las últimas décadas la aviación a nivel internacional ha contribuido al desarrollo económico y social entre países, esto permite que la aviación continúe experimentando un crecimiento de entre un 4-5 % cada año.

Según el MIT (Massachusetts Institute of Technology) el auge del medio de transporte aéreo afecta en una proporción doble a la calidad del aire que, al clima según sus emisiones, su altitud y su ubicación. “Las emisiones de dióxido de carbono (CO<sub>2</sub>) atribuibles a la aviación han aumentado un 2.6% anual en promedio durante los últimos 25 años”. Asimismo, se estima que la aviación comercial ya representa aproximadamente el 5% del forzamiento del clima (cualquier cambio en el balance energético de la tierra que tiende a calentarla o enfriarla). [3]

Los motores utilizados en las aeronaves, son componentes clave en la propulsión especialmente los motores a reacción, estas poderosas máquinas convierten la energía térmica del combustible en energía cinética para generar la fuerza que se requiere para impulsar el avión a través del aire, de ellos también depende la eficiencia del avión, dando paso con esto a la innovación de nuevos motores que permitan generar mayor impulso a las aeronaves y así disminuir la emisión de gases, tiempo de vuelos, mejora de eficiencia, etc.

Este tipo de motores a reacción llevan incorporada a la salida una tobera de escape, la tobera tiene como finalidad la expansión de los gases que salen de la turbina, de manera que esto produce un empuje máximo, es decir, disminuir la presión (expansión) y aumentar la velocidad.

La programación actualmente es una herramienta muy importante para el desarrollo de nuevas tecnologías dentro de la ingeniería, sin embargo, no existe un uso normalizado de la misma, para este desarrollo existen programas para CFD (Dinámica de Fluidos Computacional), diseño, optimización y diferentes herramientas de simulación. [4]

A lo largo de los años la generación de contaminación auditiva que es generada por las aeronaves ha sido la característica más difícil de disminuir. Se han desarrollado distintos sistemas de supresión acústica localizada en diferentes partes de las aeronaves, siendo los motores uno de los componentes que generan una gran parte del ruido. En la última década se han desarrollado sistemas supresores de ruido empleando diversos materiales, utilizando la energía que generan los gases de salida, variando el diseño de la geometría y en funcionamiento

cambiando o añadiendo mejoras. Los modelos que se han desarrollado no solo tienen como fin la reducción de ruido, si no también, a disminuir temperaturas al interior del motor, mejorar la mezcla del flujo de salida y mantener o disminuir el peso.

La finalidad de esta investigación es desarrollar el modelo 3D de la tobera de salida de los gases calientes y fríos mediante un proceso de diseño para obtener los parámetros de diseño de la tobera que permita obtener una disminución del ruido generado por la mezcla de los gases, aportando así a la industria aeronáutica nuevas ideas que permitirán continuar con el desarrollo de mejores motores, buscando con esto la mejor optimización de eficiencia, rendimiento y un aumento en la fiabilidad de las aeronaves. Los principales beneficios que se podrán observar van desde la eficiencia de combustión, que permitirá tener un menor consumo de combustible por unidad de potencia generada, la reducción de costos de mantenimiento ya que con esto se conseguirá obtener una mayor durabilidad y menor desgaste en la tobera, obteniendo con esto un mayor rendimiento general del motor, a su vez permitirá tener una capacidad de ascenso y descenso, una mayor altitud a la hora del vuelo y un mejor rendimiento en distintas condiciones climatológicas. [4]

El desarrollo de mejoras tanto en la ingeniería como en el diseño del motor tiene como finalidad el aumento de la fiabilidad y disponibilidad de las aeronaves, esto es fundamental para la reducción del tiempo de inactividad y garantizar servicios consistentes y confiables. Las actualizaciones en los diseños y mejoras de los motores ayudan a las aerolíneas a cumplir con regulaciones y normativas ambientales de una manera más estricta al reducir las emisiones de gases y al mejorar la propulsión de los motores se contribuye a la sostenibilidad a largo plazo dentro de la aviación. [5]

## **1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

Durante años se ha buscado mejorar el desempeño en los motores utilizados en los aviones, incrementando su eficiencia, disminuyendo su peso y buscando un mayor rendimiento durante los vuelos. Sin embargo, siguen existiendo diversos factores, como el diseño, la combustión, la disminución de ruido y su relación peso-empuje, considerándose como una problemática que afecta a los motores a lograr su máximo rendimiento. Esta situación lleva al desarrollo de esta investigación y así lograr aportar alternativas viables para el mejor funcionamiento de los motores de avión.

## **1.2 HIPÓTESIS**

Modificando la geometría de la tobera de un motor turbofán GENx-1B, de manera que se adapte a un diseño de tobera chevron óptimo, se lograra una reducción acústica de dicho sistema.

## **1.3 JUSTIFICACIÓN**

El crecimiento sostenido del tráfico aéreo mundial (proyectado al 5% anual) ha convertido a la contaminación acústica en una barrera crítica para la expansión aeroportuaria. Organismos internacionales como la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) han endurecido drásticamente los estándares de certificación con el Capítulo 14, penalizando o restringiendo operaciones de aeronaves ruidosas en horarios nocturnos.

Aunque el motor GENx-1B representa la vanguardia en eficiencia térmica, el ruido generado por la cizalladura del chorro de escape (jet mixing noise) sigue siendo la fuente dominante durante el despegue. Por lo tanto, la investigación de métodos para atenuar este ruido ya no es opcional, sino un requisito imperativo para garantizar la viabilidad operativa de las futuras flotas comerciales.

Existen múltiples métodos para reducir el ruido, pero la mayoría implica partes móviles complejas o un aumento excesivo de peso que penaliza el consumo de combustible. La presente investigación se justifica en la elección de las toberas dentadas (chevrons) como la solución de compromiso óptima: son dispositivos pasivos, sin mantenimiento y de bajo peso. Sin embargo, la implementación de chevrones no es trivial; un diseño incorrecto puede destruir el empuje del motor. De aquí surge la necesidad técnica de este trabajo: determinar geométricamente el

punto exacto donde se maximiza la mezcla de flujos (reducción de ruido) sin sacrificar la eficiencia propulsiva del motor, algo que no está completamente resuelto en la literatura abierta para este motor específico.

## **1.4 OBJETIVO GENERAL**

Diseñar una tobera chevron adecuada para el motor turbofán GENx-1B, para lograr una disminución en la contaminación sonora durante su uso.

### **1.4.1 OBJETIVO ESPECIFICO I**

Realizar una valoración crítica del estado del arte en la temática de toberas chevron para la disminución acústica, enfatizando en la cronología y desarrollo de este.

### **1.4.2 OBJETIVO ESPECIFICO II**

Diseñar la tobera de salida del motor GNx-1B para optimizar sus dimensiones y buscar la reducción de ruido.

### **1.4.3 OBJETIVO ESPECIFICO III**

Evaluar el desempeño de las distintas geometrías de tobera propuestas mediante el análisis comparativo de los resultados de la simulación CFD, enfocándose en la reducción de la energía cinética turbulenta y el comportamiento de la estela.

# CAPÍTULO II: MARCO TEÓRICO

## 2.1 HISTORIA DEL MOTOR A REACCIÓN

En la actualidad, uno de los motores más utilizados dentro de la aviación a nivel mundial, es el motor GEnx-1B el cual ha sufrido una gran cantidad de modificaciones a lo largo del tiempo que le han permitido ser uno de los motores más eficientes en el mercado, pero para entender cómo se ha llegado a obtener esta gran maquina debemos entender primero su funcionamiento y conocer sus orígenes. [6]

Su origen tiene inicio en 130 A.C., con la turbina de reacción a vapor de Hero de Alejandría, mejor conocida como la eolipila, posterior mente en 1550, Leonardo Da Vinci crea el famoso “molino a humo” considerando este como el predecesor de lo que hoy actualmente se conoce como turbina de gas, casi 70 años después en 1629 Giovanni Branca, en Italia, crea la llamada ‘turbina a vapor’.

En 1791, John Barber describe en su patente “la utilización de otros fluidos o gases como posibles fuentes de energía”. De este modo, Barber inventaría lo que hoy se conoce como la turbina a gas, que consistía en carbón caliente que generaba gas, mezclado con aire, comprimido y quemado, esta mezcla proporcionaba un flujo a alta velocidad que incidía directamente con las cuchillas de una turbina circular. [6]

Diecisiete años después, en 1808 John Dumball diseñaría la primera turbina multietapas, este diseño albergaría rotores con alabes móviles, a diferencia de lo que años después conoceríamos como turbina de flujo axial la cual contaría con etapas fijas o estacionarias que giran el flujo entre cada etapa.

En 1872 el Dr. Stolze combinaría las dos grandes ideas de Barber y Dumball, con el fin de desarrollar el primer compresor axial impulsado por una turbina de flujo axial, no fue hasta 1900 que esta fue construida realmente. Esta turbina constaba de un compresor axial multietapas, un intercambiador de calor que precalentaba el aire antes de entrar en la cámara de combustión, utilizando los gases de escape para este fin y una turbina de expansión multietapas. A pesar de los grandes esfuerzos por desarrollar la turbina, no logro tener el éxito esperado debido al bajo rendimiento del compresor y de la turbina, así como su baja relación de compresión y la baja temperatura máxima alcanzada. [6]

Uno de los mayores retos a los que se enfrentaba el desarrollo de las turbinas era la relación de compresión, pues mientras no existieran compresores eficaces era imposible construir turbinas con rendimientos que permitan su desarrollo.

En 1926, gracias a A. A. Griffith quien en su teoría del perfil aerodinámico establecería los principios básicos para el diseño de compresores y turbinas, logrando con esto construir los primeros turbocompresores axiales con un rendimiento aceptable. Hasta 1937 las turbinas de gas tenían como finalidad el uso dentro de la industria, sin embargo, estas no conseguían competir con los motores alternativos a pistón ya que tenían un bajo rendimiento. [6]

Debido a sus características de bajo peso y poco volumen estas pudieran ser implementadas para uso aeronáutico comenzando así su desarrollo a inicios de la segunda guerra mundial. Así mismo en 1930 en Gran Bretaña Whittle patentaba el uso de un reactor como medio de propulsión, a su vez Alemania desarrollaba su primer motor a reacción para aviación.

Fue hasta 1939 que Heinkel hizo volar el primer avión utilizando un motor a reacción de gas, sin embargo, surgían nuevas dificultades aerodinámicas al intentar alcanzar velocidades mayores. Hasta el final de la guerra (1944-1945) no se consiguió que un avión propulsado consiguiera volar de forma eficiente. [6]

Durante los años 30 un ingeniero alemán, Hans von Ohain, y un ingeniero inglés, Frank Whittle intentaban diseñar un tipo de motor, cada uno por separado. Hacia 1938, Hans von Ohain y su mecánico Max Hahn ya habían diseñado, construido y realizado pruebas de vuelo de un avión de propulsión a chorro. Su diseño contenía un compresor (cierto tipo de rotor) y una turbina en el mismo eje. El diseño de Whittle también contenía un rotor o hélice interna accionado por una turbina con un combustor. Su avión de propulsión a chorro voló con éxito en 1941. Así se dio inicio a la era de la propulsión a chorro con Alemania e Inglaterra como iniciadores. [6]

El uso masivo de motores a reacción junto con los conocimientos en aerodinámica permitió desarrollar maquinas con mayor rendimiento, de esta forma a partir de la década de los 60 el uso de estos reactores era mayor y en 1970 la aviación de gran potencia alrededor del mundo era impulsada por turbinas.

### **2.1.1 PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO**

Para entender el funcionamiento de estos motores es importante entender algunos conceptos básicos. El motor a reacción “es un motor térmico de combustión interna que convierte la energía térmica del combustible en energía cinética de una corriente de gas que sale del motor, siendo la reacción lo que produce el empuje que genera el movimiento”. [1]

El principio operativo de un motor a reacción no se limita a la mecánica clásica de cuerpos rígidos, sino que se fundamenta en la aplicación de las leyes de Newton a un volumen de control abierto por el que circula un fluido continuo. El fenómeno de

la propulsión es, en esencia, la manifestación práctica de la variación de la cantidad de movimiento (momentum) de una masa de aire procesada.

Desde una perspectiva ingenieril, el funcionamiento se describe mediante la interacción de tres principios físicos claves:

1. **Variación de la cantidad de movimiento (2da ley de Newton aplicada a fluidos):** A diferencia de la definición estática ( $F=ma$ ), en propulsión se analiza el flujo másico ( $\dot{m}$ ). El motor aspira una gran masa de aire a velocidad de vuelo y la acelera internamente para expulsarla a una velocidad mayor. La fuerza generada (Empuje,  $F$ ) es proporcional a este cambio de momentum por unidad de tiempo, descrito fundamentalmente por la ecuación:

$$F = \dot{m}(v_{salida} - v_{entrada})$$

Donde el objetivo termodinámico del motor es maximizar la velocidad de salida ( $v_{salida}$ ) o la masa de aire movida ( $\dot{m}$ ) para obtener el empuje requerido.[30]

2. **Reacción Dinámica (3a Ley de Newton):** La aceleración de los gases de escape hacia la parte posterior del motor (Acción) genera, como consecuencia inevitable de la conservación del momento, una fuerza de reacción de igual magnitud y sentido opuesto que actúa físicamente sobre las superficies internas del motor y la tobera. Esta fuerza de reacción es la que se transmite a través de los soportes del motor a la aeronave, venciendo la resistencia aerodinámica y permitiendo el vuelo. [30]
3. **Conversión Energética (Ciclo Termodinámico):** Para lograr el incremento de velocidad en los gases, el motor funciona como una máquina térmica que transforma energía. El aire comprimido recibe energía química mediante la inyección y quema de combustible en la cámara de combustión, elevando su entalpía (presión y temperatura). Posteriormente, esta energía potencial se transforma en energía cinética mediante la expansión acelerada en la tobera de escape. [30]

Para que un cuerpo se acelere es necesario aplicarle una fuerza y debe existir otro cuerpo al que se le aplique una fuerza igual y contraria. Si como consecuencia de la fuerza aplicada sobre el cuerpo este se desplaza en una determinada dirección, debe haber otro cuerpo que lo haga en sentido contrario.

Se consigue que haya una fuerza aplicada sobre el cuerpo de avión, y que haga acelerar a este y vencer la resistencia aerodinámica que le pone la atmosfera en que vuela, mediante la variación de la cantidad de movimiento que el motor imprime a los gases que la atraviesa.

Un motor térmico está formado por un conjunto de elementos mecánicos, capaces de obtener energía mecánica a partir del estado térmico mediante un proceso de combustión.[2]

Dentro de los motores térmicos se pueden encontrar dos clasificaciones importantes, tales como: Los motores de combustión externa (MCE), en los cuales el estado térmico se transfiere a través de la pared del fluido; y los motores de combustión interna (MCI), en este tipo, el estado térmico se genera en el propio fluido.

### 2.1.2 CLASIFICACIÓN DE LOS MOTORES Y PROPULSORES

El motor es el encargado de extraer la energía química contenida dentro del combustible y transformarla en energía mecánica, que puede ser un par de fuerza, par motor, en el eje del propio motor.

El propulsor es el encargado de transformar esa energía mecánica proporcionada por el motor en energía cinética (de movimiento) del avión.

Solamente los motores a reacción usados en aviación son motores y propulsores a la par, ya que transforman directamente la energía química en energía cinética del chorro de gases que sale del motor y que es el que propulsa el avión en sentido contrario, cuyo principio está basado en la aplicación de la segunda y tercera ley de Newton.

Como se puede observar en la figura 2.1 se encuentra de manera visual la clasificación de los aerorreactores y su clasificación si estos cuentan o no con un compresor.

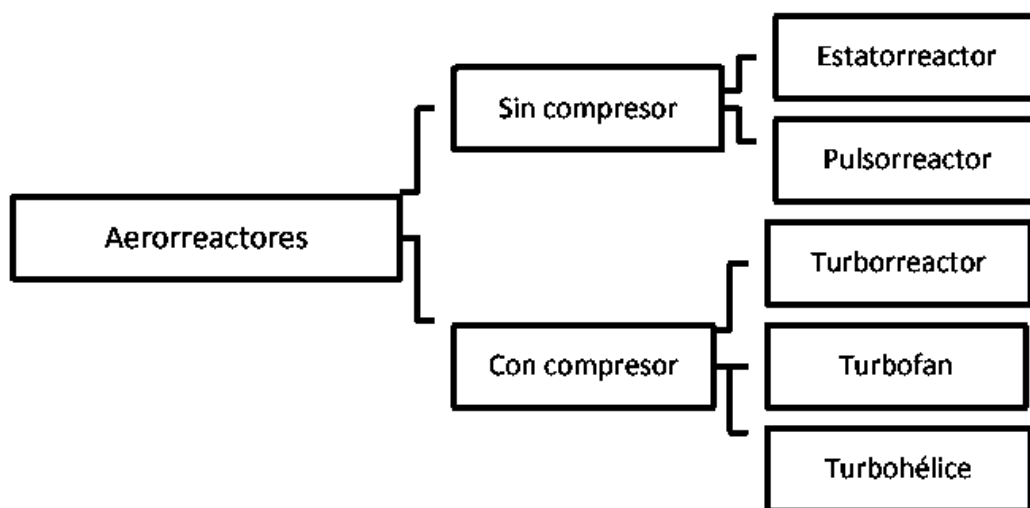


FIGURA 2.1: Diagrama de clasificación de los motores a reacción. [2]

Los motores a reacción son también conocidos como “*Jet Engines*” y se caracterizan por el empuje generado por un fluido a gran velocidad, procedente de la cámara de combustión, que genera una fuerza en sentido contrario a la de avance de la aeronave que hace posible su movimiento.

Este tipo de motores se puede clasificar de acuerdo con su autonomía, a los motores que disponen tanto de combustible como de oxidante se les conoce como cohetes o motores de combustión autónomos; y por otra parte se encuentran los Aero reactores, o motores a reacción no autónomos, que disponen de combustible, pero toman el oxígeno del medio exterior (aire).

Los elementos básicos de todo turborreactor, en sentido en que el aire y los gases de combustión atraviesan el motor son: Conducto de admisión (ventilador), sección de compresión, difusor, precámaras, cámara de combustión, sección de turbinas y tobera de escape.

Dentro de los aerorreactores o motores a reacción se encontrará con dos tipos de motores, los que cuentan con compresor y los que carecen de él.

#### **2.1.2.1 AERORREACTORES SIN COMPRESOR**

##### **Estatorreactor (ramjet).**

Este tipo de motores se compone únicamente de tres elementos, un conducto divergente por el cual entra el aire exterior, una zona de gases calientes (cámara de combustión), y la zona de escape esta puede ser de geometrías distintas, únicamente convergente o convergente-divergente.[2]

El estatorreactor no cuenta con elementos mecánicos, por ende, carece de compresores y turbina, pues la compresión se efectúa gracias a la alta velocidad a la que ha de funcionar. El aire ya comprimido se somete a un proceso de combustión dentro de la cámara de combustión y a un proceso de expansión en la tobera de escape, se ha de entender que esta forma de trabajo es continua. [2]

El estatorreactor tiene un principio fundamental igual al de todos los motores a reacción (la variación de la cantidad de movimiento del aire a la entrada y del gas-aire a la salida). Dentro de los motores a reacción el estatorreactor es tecnológicamente el más sencillo, ya que no contiene ninguna pieza mecánica móvil, a excepción de la bomba de combustible. Los componentes principales de este aerorreactor desde la admisión hasta el escape son: difusor de admisión, cámara de combustión y tobera de escape, en la figura 2.2 se puede apreciar de una manera grafica el esquema básico de un estatorreactor. [2]



FIGURA 2.2: Esquema básico de un estatorreactor. [2]

### Pulsorreactor (pulsejet):

Los pulsos reactores también son motores a reacción muy parecidos al estatorreactor ya que estos también carecen de compresores, turbina y otros componentes es tan grande la similitud que su diferencia radica únicamente en el interior estos motores se diferencia del estatorreactor por su proceso de combustión, ya que este cuenta con una combustión intermitente en lugar de una combustión continua como normalmente. [2]

Para poder tener este tipo de combustión el pulsorreactor cuenta con un conjunto de válvulas de retención con resorte a la entrada de la cámara de combustión, que actúan como obturadoras, que impiden el flujo de retorno una vez que el fluido pasa a la cámara de combustión como se puede ver en la figura 2.3. [2]

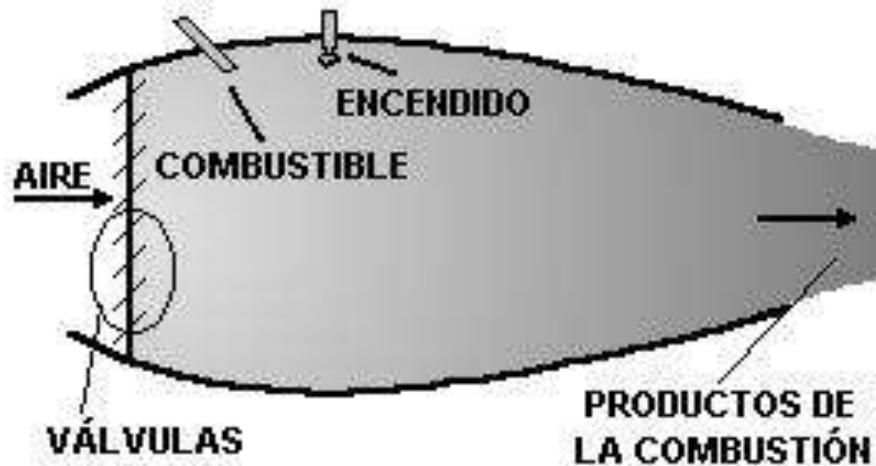


FIGURA 2.3: Esquema básico de pulsorreactor. [2]

### 2.1.2.2 AERORREACTORES CON COMPRESOR

Dentro de este grupo se integran las turbinas de gas de aviación. Dependiendo de su funcionamiento, pueden existir tres tipos de motores que se utilizan para la aviación, tales como: El turborreactor, El turbohélice y El turbofán.

#### **Turborreactor (turbojet):**

El turborreactor fue el primer tipo de motor a reacción que se utilizó en la aviación. Su funcionamiento es el más sencillo y este a su vez le permite alcanzar velocidades supersónicas. El empuje que producen estos motores se logra gracias a la aceleración de los gases calientes agregando una tobera de escape a la sección de escape, de esta manera obtenemos el llamado motor turbojet. Este tipo de motor se pueden encontrar mayormente en aviones militares de combate y en aviones de negocios. [2]

Estos motores son pertenecientes al grupo de las turbinas de ciclo abierto, una única diferencia que dentro de ellos debe encontrarse un compresor o turbocompresor, de ahí su prefijo “turbo”.

Este tipo de motores cuenta con un alto rendimiento de funcionamiento aun que una de sus deficiencias más notables consiste en la insuficiente potencia en el despegue (falta de potencia en el despegue), para remediar este inconveniente se ha optado por utilizar un sistema de poscombustión que consiste en inyectar combustible después de la turbina en la tobera de salida, haciendo uso de un 75% en exceso de aire en el gas caliente de escape, esta adición de calor aumenta la velocidad de salida de los gases y, por tanto, el empuje. [2]

A pesar del gran éxito obtenido por los motores turbojet en sus comienzos, estos han sido remplazados en la mayoría de las aeronaves por el llamado motor turbofán, con características como, menor consumo de combustible y más silencioso. [2]

Para obtener la configuración de un turbojet figura 2.4, se instala al inicio del motor un ducto de admisión diseñado para disminuir la velocidad del aire a un valor adecuado para que este pueda entrar al compresor (mach 5), como consecuencia de esta disminución se obtiene un aumento en la presión del aire. [2]

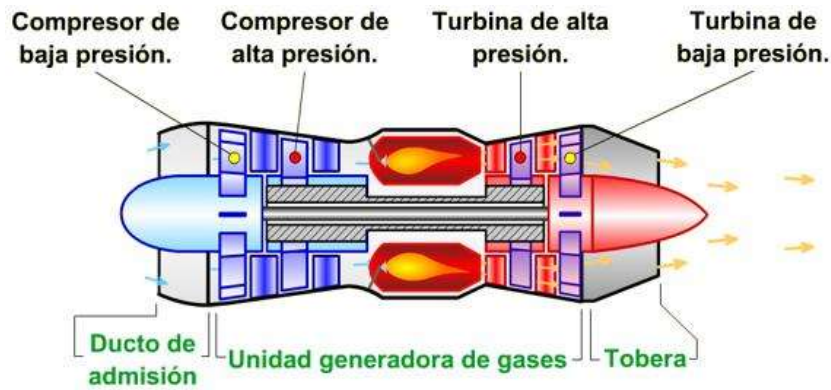


FIGURA 2.4: Esquema básico de un turborreactor. [2]

A la salida del motor se instala una tobera para aprovechar la energía que aun poseen los gases en forma de presión y temperatura, el aumento de energía cinética de los gases es lo que produce el empuje requerido.

### **Turbohélice (turboprop).**

Este tipo de motores son aerorreactores a los que se les ha incorporado una hélice. Este tipo de motores se encuentran mayormente en transporte militar, así como en transporte regional de pasajeros.[2]

A diferencia de otros aerorreactores estos generan su empuje o tracción mediante la hélice que tienen incorporada, donde esta es movida a su vez por la turbina. Para que la velocidad de ambos sea adecuada, los turbohélices cuentan con una caja reductora, ya que si las puntas de la hélice llegan a tener velocidades cercanas a  $M=1$  estas comprimirían poco el aire y reducirían la tracción. [2]

Las limitaciones de uso de este tipo de motores radican en que su velocidad máxima alcanzada es 0.6 M (400-7200 km/h) y el excesivo ruido producido. [2]

Los turboprop al igual que los turbojet tienen adaptada a la entrada del motor un ducto de admisión que disminuye la velocidad del aire y aumenta la presión antes de que este entre al compresor. [2]

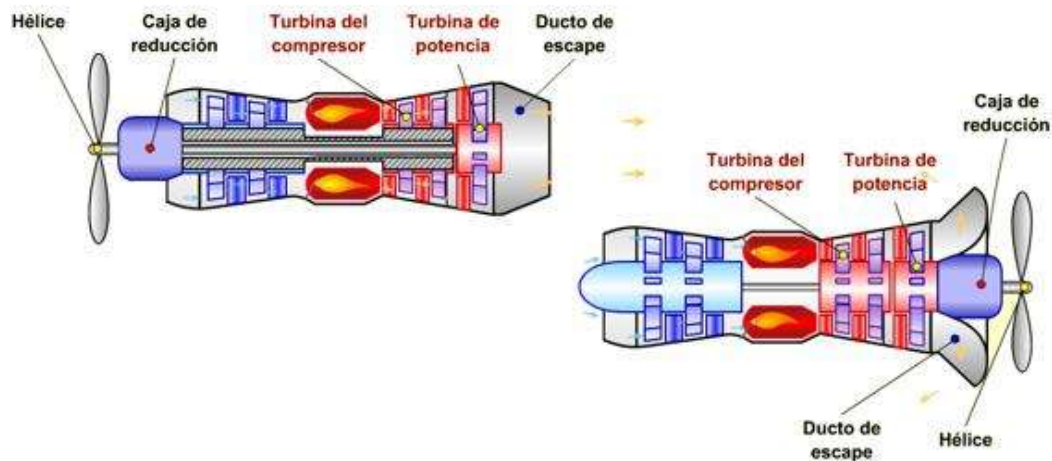


FIGURA 2.5: Esquema básico de turbohélice con y sin ducto de admisión. [2]

Como se observa en la figura 2.5 estos motores a la salida generadora de gases tienen instalada otra rueda de turbina para transformar la energía que aun poseen los gases, en un trabajo mecánico. La potencia obtenida en el eje es aprovechada para mover una hélice a través de una caja de reducción. En algunos tipos de turboprop, las etapas de la turbina que extraen la energía para mover el compresor (Compressor turbine) no están acopladas mecánicamente a la etapa de la turbina que extrae la energía para mover la hélice (Power turbine). [2]

En algunos modelos la caja de reducción y la turbina pueden conectarse mecánicamente mediante un eje concéntrico al del compresor, sin embargo, en otros modelos podemos encontrar que la caja de reducción se instala al lado de la salida de los gases y el acoplamiento mecánico se realiza mediante un eje simple. [2]

### **Turbofán.**

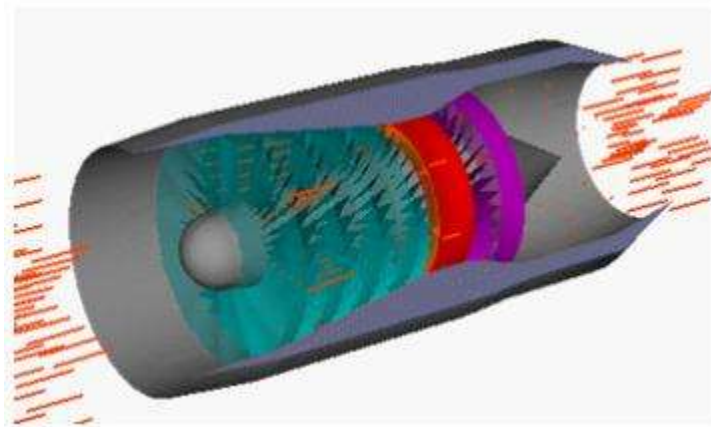
El turbofán es un motor resultante de una combinación del turborreactor y el turbohélice, este a diferencia del turbohélice, cuenta con un fan o ventilador a la entrada que genera un mayor empuje y va encapsulado dentro de la carcasa del motor.

Este motor esta compuesto por una unidad generadora de gases en la cual, parte de la energía disponible es empleada para mover el compresor y proporcionar empuje (similar al turbojet) y parte es empleada para mover un fan o ventilador (similar al turboprop), ubicado enfrente del compresor y cuya función es proporcionar la mayor cantidad de empuje mediante la aceleración de una masa de aire.

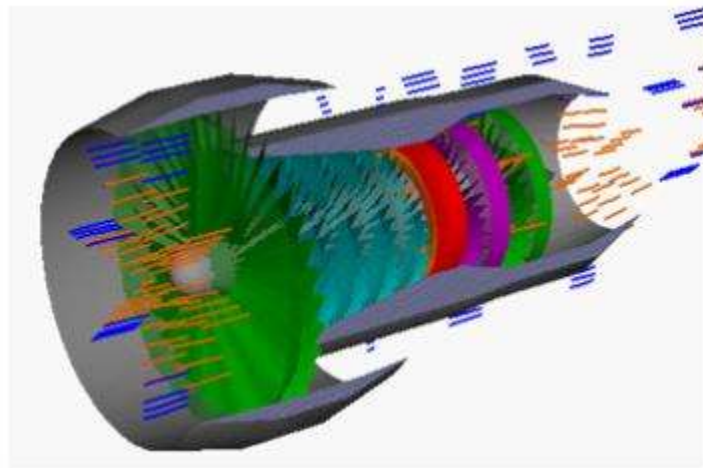
Dentro de los motores turbofán podemos encontrar dos grupos característicos como se puede apreciar en las figuras 2.6 y 2.7 tales como:

**Motor de flujo único (turbojet).** En este tipo de motores el flujo de aire entra al difusor, dirigiéndolo a la cámara de combustión y atraviesa la turbina

**Motor de flujo doble.** En este tipo de motores se pueden distinguir dos flujos, uno primario que fluye por el interior del motor, atravesando por el compresor, cámara de combustión, la turbina y tobera de escape y un flujo secundario el cual no participa en la combustión.



*FIGURA 2.6: Turbofan de flujo único. [2]*



*FIGURA 2.7: Turbofan de flujo doble. [2]*

### 2.1.3 MOTOR TURBOFÁN GENX-1B

Los motores que se utilizan dentro de la aviación de tipo turbofán son la generación de motores a reacción que llegaron a remplazar a los conocidos motores turbo jet. También son conocidos como motores de flujo doble debido a que el flujo que entra por el ventilador se divide en un flujo primario y uno secundario.

El motor General Electric Next Generation (GENx) es un avanzado turbofán que ha llegado a remplazar a los motores CF6 de GE (General Electric). Para su construcción se han desarrollado grandes avances, así como el diseño especializado para reducir el peso, mejorar su eficiencia, reducir su mantenimiento y la implementación de nuevos materiales que le permitan un mayor rendimiento.

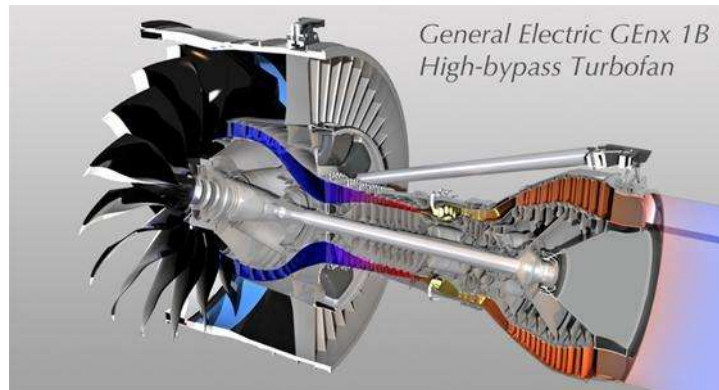
“Esta categoría de motores se considera la evolución de los turborreactores, ya que combina las ventajas de los motores turbohélice (alta eficiencia propulsora) y los motores turborreactores (alta velocidad y cuota de vuelo)”. [8]

Su funcionamiento parte del flujo primario el cual atraviesa el ventilador hasta llegar a la cámara de combustión y para mezclarse con el combustible y generar la combustión accionando así la turbina y generando un chorro de gases a alta presión a la salida, generando entre el 10% - 30% del empuje total.

Por otro lado, tenemos el flujo secundario que únicamente pasa a través del fan generando así la mayor parte del empuje total. La importancia del desarrollo de este tipo de motores radica en su alta eficiencia dentro de la aviación comercial y en su disminución de costo de fabricación del motor, así como en sus partes mecánicas, utilizando materiales más eficientes.

A su vez también se han desarrollado múltiples mejoras de este tipo de motor para disminuir la contaminación ambiental y acústica, esto con el fin de alcanzar los límites en términos de emisión de gas y ruido exigidos para la certificación y operación de dichos motores, en la figura 2.8 podemos apreciar la arquitectura del motor GENx-1B.

“Este motor es uno de los productos de GE Aviation Company. El GENx vuelve a proponer algunas de las tecnologías avanzadas introducidas inicialmente en el motor turbofán GE90, incluido el uso de materiales compuestos para las palas del ventilador, el cárter del ventilador y el compresor” [8]



*FIGURA 2.8: Arquitectura de un motor turbofán GEnx-1B [33]*

Este tipo de motor fue utilizado por primera vez en un Boeing 787 Dreamliner es un avión turbofán de largo alcance, este motor es utilizado en aviones de cuerpo ancho ya que es uno de los motores más largos y grandes hasta ahora. El primer Boeing 787 Dreamliner figura 2.9, fue presentado en una ceremonia el 18 de julio del 2007.



*FIGURA 2.9: Boeing 787 [34]*

Boeing ha seleccionado dos tipos nuevos de motores para el B.787, el Rolls Royce Trent 1000 y el General Electric GEnx. La compañía estadounidense dijo que el avión ahorraría alrededor de un 20% de combustible a comparación de su predecesor el B.767, con una ganancia del 40% en la eficiencia del motor, un mayor uso de materiales compuestos más ligeros y sistemas más avanzados.

Esta categoría de motores se considera la evolución de los turborreactores al combinar las ventajas de los motores turbohélice (alta propulsión y eficiencia de empuje) y los motores turborreactores (alta velocidad y altitud de vuelo). Generalmente dado su rendimiento, la tecnología de flujo mixto se utiliza para

aplicaciones supersónicas, mientras que la tecnología de flujo separado es más adecuada para vuelos subsónicos, dada esta categoría podemos decir que el GNx-1B está diseñado para pertenecer a la segunda categoría de turbofán.

El GEnx se ha desarrollado con el fin de reducir el peso y el uso de combustible.[8]

Este objetivo ha sido alcanzado de una manera óptima, ya que se ha logrado hacer una reducción de masa seca y una mejora significativa desde el punto de vista de los consumos específicos como se presenta a continuación.

En la tabla 2.10 se encuentra las principales diferencias de rendimiento entre el motor GEnx -1B y su principal competencia el RR-100Trent, tales como el peso, el TSFR (Thrust-Specific Fuel Consumption), el bypass (relación de derivación), OPR (Overall Pressure Ratio), Thrust (empuje) y diámetro del Fan.

|                |              | <b>Peso</b> | <b>TSFR</b>  | <b>Bypass</b> | <b>OPR</b> | <b>Thrust [Th]</b> | <b>Fan</b>    |
|----------------|--------------|-------------|--------------|---------------|------------|--------------------|---------------|
| <b>RR 1000</b> | <b>Trent</b> | 6120 kg     | 506 lb/lbf/h | 10:1          | 50:1       | 285-331 KN         | <b>284 cm</b> |
| <b>GEnx-1B</b> |              | 6147 kg     | 503 lb/lbf/h | 9:3           | 53:3       | 310-339 KN         | <b>282 cm</b> |

*TABLA 2.1: Tabla de Comparación entre GE90 Y GEnx-1B [7]*

### 2.1.3.1 CONFIGURACIÓN DEL TURBOFAN

Para obtener la configuración de un motor turbofán, debemos tener en cuenta los siguientes puntos:

- Se instala un ventilador o conducto de admisión a la entrada de la unidad generadora de gases, este deberá estar acoplado directamente al eje del compresor.

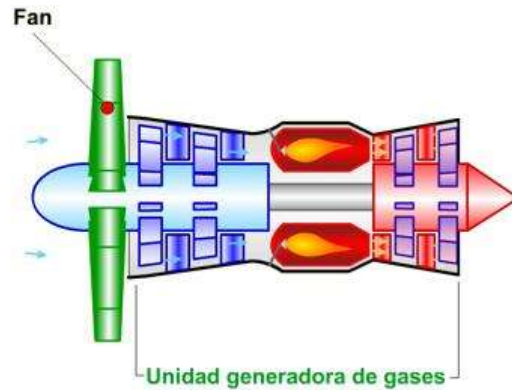


FIGURA 2.10: Configuración fan cámara de combustión. [2]

- El fan (figura 2.10) es el encargado de acelerar la masa de aire tomada durante la admisión, el aire se dividirá en dos flujos, el primero enviado al compresor que alimentará la unidad generadora de gases y el segundo se dirigirá a través de una tobera anular formada por la cubierta de la unidad generadora de gases y la cubierta del motor para producir empuje.
- Los gases salientes de la unidad generadora figura 2.11 serán expandidos en una tobera y se mezclarán a la salida con el flujo secundario expulsado por el fan, proporcionando así un empuje adicional.

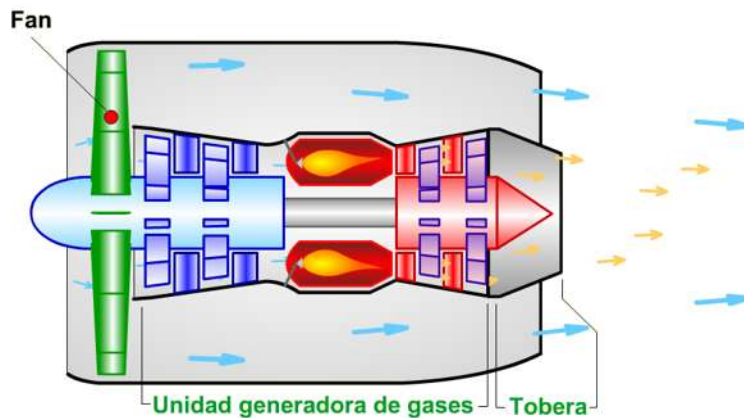


FIGURA 2.11: Esquema de división de flujos. [2]

- Los motores turbofan pueden llegar a tener dos o tres ejes concéntricos independientes encargados de unir las etapas de turbina con el fan y las etapas del compresor. Cuando el motor cuenta solo con dos ejes

concéntricos el fan y el compresor de baja presión están unidos al mismo eje y reciben su potencia de la turbina de baja presión y por lo tanto el compresor de alta presión esta unido mecánicamente a la turbina de alta presión.

En cambio, cuando se emplean tres ejes concéntricos, el fan esta unido a un eje diferente al de las primeras etapas del compresor y recibe la potencia directamente de la turbina del fan y al igual que el de dos ejes el compresor de baja presión conectado a la turbina de baja y el compresor de alta presión a la turbina de alta figura 2.12.

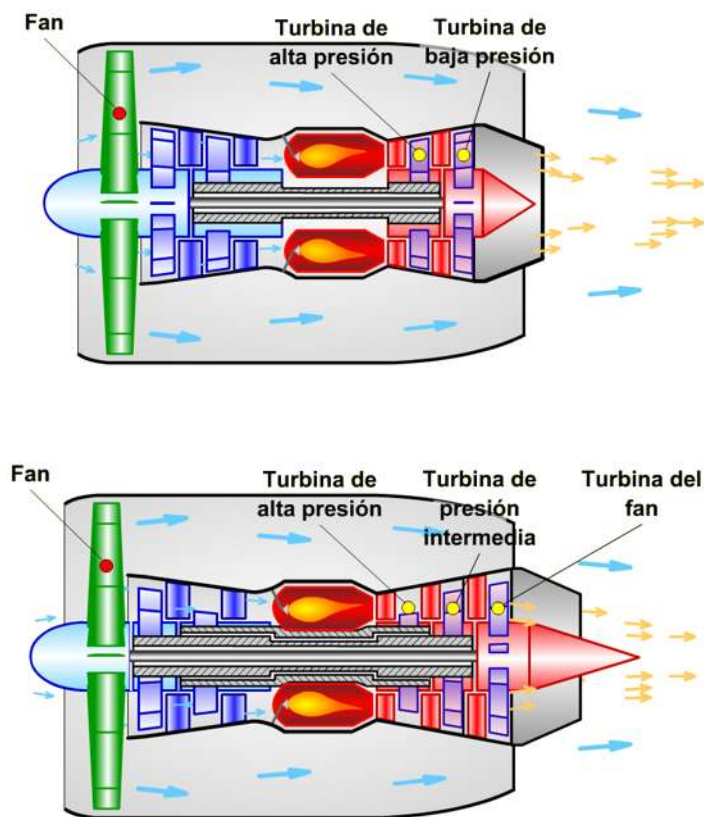


FIGURA 2.12: Configuración de un turbofan de dos y tres ejes. [2]

## 2.1.4 COMPONENTES DE UN MOTOR TURBOFAN GENx-1B

Los componentes esenciales de un motor turbofán son: el ventilador, el compresor, la cámara de combustión, la turbina y la tobera. A continuación, se detallará cada uno de los componentes y su importancia.

### **Conducto de admisión (Ventilador):**

El ventilador se encuentra situado en la parte frontal o inicial del motor, tiene como principal objetivo alimentar al motor con la cantidad de aire que este necesita con las mínimas perturbaciones (turbulencia), con la mínima cantidad de pérdidas internas por rozamiento del aire, con el mayor aumento de presión dinámica (por efecto de la del aire en el conducto) para transformarla en presión en la entrada del compresor y para todas las condiciones admitidas de vuelo del avión y de régimen del motor.

La cantidad de aire que ingresa depende del régimen (r.p.m) del motor, etapa del vuelo, velocidad de vuelo del avión y densidad del aire en la atmósfera en que este volando (altitud de vuelo). A este componente lo atraviesa un flujo de aire que se divide en dos corrientes una corriente primaria que atraviesa por el centro de los componentes hasta la cámara de combustión y un flujo secundario figura 2.13. También contribuye a la mayor parte del empuje en los motores de alta relación de derivación.

Los conductos de admisión son diseñados dependiendo las características y condiciones de operación del avión al que estén destinados por esta razón se pueden clasificar en dos variantes:

**Subsónicos:** Específicamente utilizados en aeronaves con un mach menor a 1, tienen una geometría interior fija (divergente), en la que el aire se expande ligeramente, disminuye su velocidad y aumenta su presión antes de entrar al compresor. [8]

**Supersónicos:** Estos al contrario cuentan con una geometría variable de forma convergente-divergente ya que son capaces de adaptarse a vuelos subsónicos como supersónicos, el cual cuenta con una zona convergente supersónica, una garganta que se encarga de separar la zona divergente en la que se ancla la onda de choque donde el aire pasa de ser supersónico a subsónico y una zona divergente anterior a la entrada del compresor. [8]

A medida que aumenta la velocidad durante el despegue del avión, la presión dinámica a la entrada del motor aumenta de manera considerable y, aunque también se incrementan las pérdidas por rozamiento a lo largo del conducto de admisión, la presión dinámica a la entrada del compresor iguala o supera la presión atmosférica que se encuentra en el exterior, es decir se genera una recuperación de presión por efecto dinámico que es una importante misión del conducto de entrada. [8]

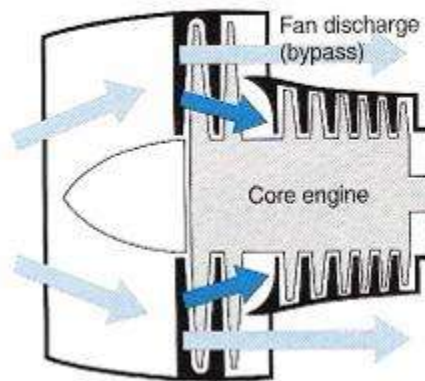


FIGURA 2.13: Conducto de entrada divergente usado en un motor turbofán de alto índice de derivación. [8]

### Compresor:

El compresor es el encargado de aumentar de modo significativo la presión y temperatura del aire proveniente del ventilador antes de que este entre a la cámara de combustión. Se suelen utilizar compresores de alta y baja presión en distintos ejes, a su vez el compresor está formado por varias etapas de alabes giratorios y es crucial para la eficiencia del motor. Los compresores de alta presión se encuentran más próximos a la cámara de combustión con la intención de comprimir el aire a presiones más altas, lo que es vital para maximizar la eficiencia del combustible y el rendimiento del motor. [8]

Cuanto mayor sea la cantidad de aire que entra al motor mayor será la cantidad de movimiento (masa por velocidad) de los gases a la salida de la tobera del motor y esto a su vez generara un mayor empuje. Por otro lado, entre mayor sea la cantidad de aire que procesa el motor, mayor será la cantidad de combustible que se requiera para la combustión, dándonos como resultado mayor energía generada disponible y mayor posibilidad de aumentar la energía cinética (velocidad) con que los gases de escape salen del motor (mayor empuje producido).

los compresores comprimen el gas mediante la aplicación de un trabajo mecánico, en los turbofán los compresores más comunes son los turbocompresores los cuales comprimen de forma continua grandes cantidades de aire a presión no muy elevadas, dentro de estos turbocompresores podemos encontrar dos tipos:

**centrífugos:** El compresor centrífugo figura 2.14, está compuesto por un rotor que se encarga de aumentar la velocidad del aire que lo atraviesa mediante la fuerza centrífuga generada por las altas revoluciones a las que giran los alabes del rotor, un difusor que se encuentra rodeando al rotor, este se encarga de recibir el aire radialmente impulsado por el rotor y canalizarlo suavemente hacia el colector dando como resultado una pérdida de velocidad (energía cinética) y un incremento de presión y por ultimo un colector encargado de recuperar el flujo ya comprimido y canalizarlo de forma axial a la zona de combustión. [8]

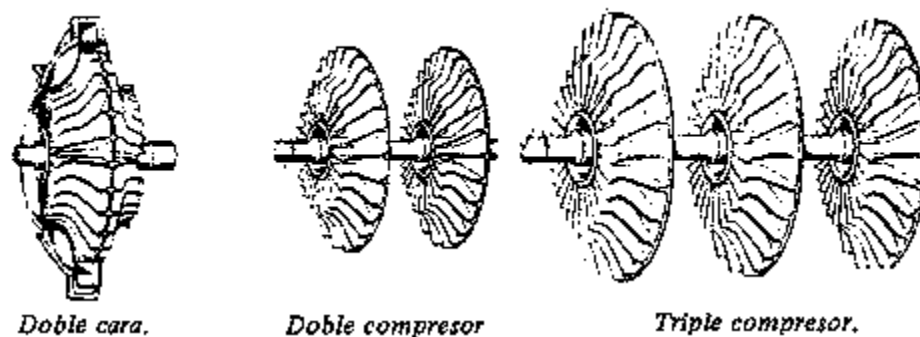


FIGURA 2.14: Impellers de distintos tipos de compresores centrífugos. [8]

**Axial:** Este al igual que el anterior está formado por un rotor y un estator, en el compresor axial la corriente de aire sigue básicamente la dirección axial del motor. El compresor está formado por etapas (escalones) sucesivos que se encuentran acomodados de forma axial al motor, cada una de estas etapas se encuentra constituida por una rueda de rotor y una corona de estator, cada rueda de rotor está constituida por una carcasa de alabes en sentido radial como se aprecia en la figura 2.15.

Todos los discos de los escalones del rotor están atravesados por el eje del compresor, unidos sólidamente a este ya que es arrastrado por la turbina que les hace girar. A su vez cada anillo del estator está formado por una carcasa de alabes geoméricamente parecidos a los del rotor, la diferencia es que estos se encuentran unidos a la carcasa exterior del compresor.

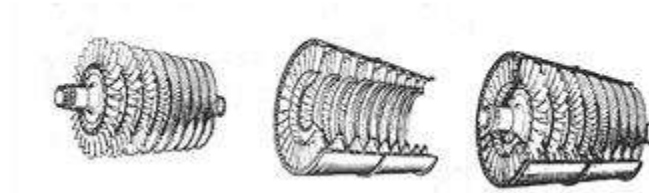


FIGURA 2.15: Componentes del compresor axial. [8]

**Difusor precámara:** El difusor precámara figura 2.16, se encuentra ubicado a la salida del último estator del compresor (alabes guía de salida) en este el flujo de aire se encuentra a una velocidad sensiblemente uniforme en sentido axial, es entonces donde entra en acción el difusor en el cual se reduce la velocidad y se aumenta la presión del aire para que esta pueda ingresar a la cámara de combustión. [8]

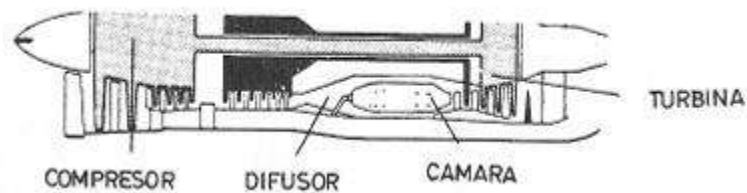


FIGURA 2.16: Difusor precámara [8]

El objetivo del difusor está en adecuar la velocidad del aire antes de entrar a las cámaras/s de combustión de tal forma que se genere una optimización y automatización adecuada del combustible inyectado y una correcta combustión en su interior, así como que la llama se quede anclada a la zona interior de la cámara y que esta no sea barrida por la Corriente de aire. [8]

**Cámara de combustión:** Una vez realizada la etapa de compresión, el aire sale a una presión treinta veces superior que su presión de entrada y a una temperatura aproximada a los 600 °C. La función principal de este componente es mezclar el aire comprimido con el combustible, para posteriormente quemarlos creando gases a alta presión y con una temperatura aproximada a los 1100 °C figura 2.17.

Debido a que la cámara de combustión es la parte más importante del motor para generar la energía requerida que propulsara al avión, sus requisitos de diseño se consideran altamente exigentes, algunas de sus cualidades son:

- Mínima pérdida de presión de los gases que la atraviesan ya que está pérdida de presión en este punto suele ser proporcional a la relación de compresión en el compresor.
- Alta eficiencia de la combustión dentro de la cámara (se define como el cociente entre la temperatura absoluta que los gases alcanzan dentro de la cámara y la que se alcanzaría en condiciones ideales). De esta manera al obtener una alta eficiencia nos da como resultado un bajo nivel de emisión de humos contaminantes.
- Bajo nivel de riesgo de apagado de la flama.
- La combustión debe tener única y exclusivamente lugar dentro de la cámara de combustión.
- La distribución de temperatura en los gases de la cámara debe ser uniformes.
- La temperatura de los gases que salen de la cámara de combustión debe estar acorde a los parámetros de entrada a la turbina para que esta no sufra ningún daño por condiciones inadecuadas.
- El diseño de la cámara debe favorecer a un fácil arranque del motor. [8]

Aproximadamente un motor turborreactor puro es capaz de descargar en la cámara de combustión 60 partes de aire por cada parte de combustible que consume, únicamente de esas solo 15 partes (25%) se utilizan para pasar directamente por el interior de la cámara de combustión y hacer arder el combustible, las otras 45 partes (75%) de aire restante, son utilizadas para refrigerar la cámara de combustión y disminuir la temperatura de los gases. [8]

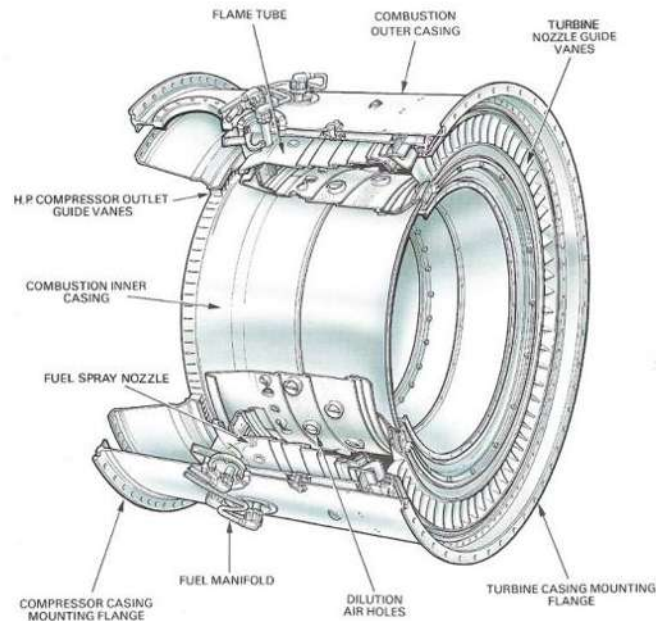


FIGURA 2.17: Cámara de combustión. [8]

La cámara de combustión anular es actualmente la más utilizada en los motores con compresores axiales, el tubo anular de este tipo de cámaras de combustión se encuentra contenido entre dos carcasas, la interior que lo separa del eje turbina-compresor, y la exterior que contiene a todo el conjunto de la cámara.

**Turbina:** La función de la turbina es convertir parte de la energía que contienen los gases que salen de la cámara de combustión en trabajo mecánico (para hacer girar la parte rotativa de la turbina), dicho trabajo se emplea directamente en el eje que une la turbina con el compresor para hacer girar el compresor y a su vez atraviesa otro eje transversal se encuentra engranado directamente al eje principal y este se encarga de proporcionar el movimiento a la caja de accesorios.

En un motor turboreactor básico, la turbina emplea aproximadamente un tercio de la energía total que se genera del proceso de combustión para realizar su función y poder dar el movimiento al compresor, el resto de la energía de los gases es la que posteriormente se transforma en empuje de propulsión al ser expulsado directamente por la tobera.

Ahora bien, para que el conjunto compresor-turbina se pueda mover de forma estacionaria se deben cumplir las siguientes características:

- El gasto de aire a la salida del compresor debe ser directamente proporcional al gasto que atraviesa la sección de turbina más el posible gasto de aire sangrado en el difusor precámara.
- Las revoluciones con las que gira el compresor y la turbina solidaria deben ser las mismas.
- El trabajo mecánico cedido por la turbina es directamente proporcional al absorbido por el compresor y el conjunto de caja de accesorios (esto si excluimos las pérdidas mínimas por rozamiento entre ejes).
- El diferencial de presión entre la entrada a la turbina y la salida del compresor será directamente proporcional al diferencial de presión entre el difusor y la cámara de combustión. [8]

En los motores turbofán que están configurados con uno o dos compresores y un fan, están unidos cada uno de ellos a una turbina axial independiente mediante un eje, en el caso del GENx-1B que cuenta con dos compresores, la primera turbina o turbina de alta presión (HPT) mueve al compresor de alta presión (HPC) y la segunda turbina o turbina de baja presión (LPT) se encuentra unida mediante un eje al compresor de baja presión (LPC) como se observa en la figura 2.18. [8]

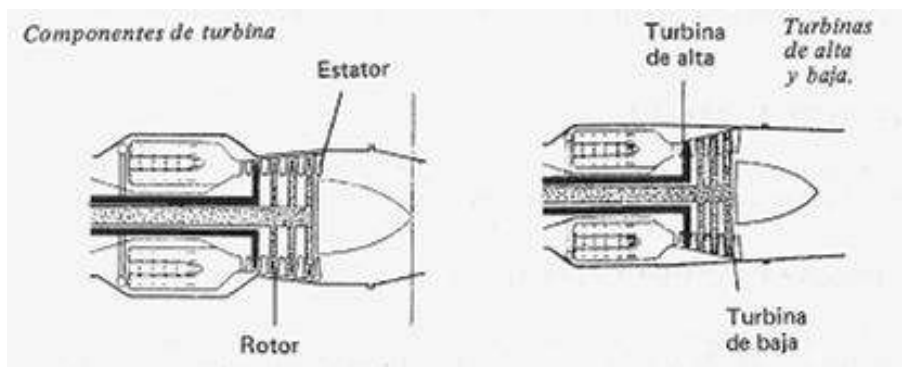


FIGURA 2.18: Turbina axial. [8]

**Tobera:** Como última etapa se encuentra la tobera, este elemento dentro de los turborreactores de flujo único como de doble flujo tiene como misión descargar los gases de salida de la turbina a la atmosfera en la dirección y velocidad adecuada para producir el empuje resultante deseado, en otras palabras, la expansión de los gases de salida hasta la presión atmosférica para transformar la energía de los gases en la salida de la turbina en energía cinética del chorro de gases de escape. [8]

La tobera al revés que el difuso, tiene como objetivo transformar presión en velocidad, donde la presión y temperatura de los gases disminuye a lo largo de la geometría de la tobera, mientras que su velocidad es aumentada. Mas adelante se explicará a detalle el funcionamiento y diseño de una tobera. [8]

#### **2.1.4.1 CICLO DE TRABAJO DEL TURBOFAN GENx-1B**

El motor GENx-1B se caracteriza especialmente por la presencia de siete componentes que modifican las propiedades termodinámicas del flujo con el que se está trabajando:

- Ventilador en 1 estado de compresión
- Compresor de baja presión en 4 etapas
- Compresor de alta presión en 10 etapas
- Cámara de combustión construida con tecnología TAPS
- Turbina de alta presión de 2 etapas
- Turbina de baja presión en 7 etapas
- Tobera para flujo caliente y frio. [9]

Las 7 etapas de la turbina de baja presión son las que alimentan a las 4 etapas del compresor de alta presión y a la única etapa del ventilador, mientras que la turbina de alta presión es la encargada de proporcionar la potencia a las 10 etapas del compresor de alta presión. En este tipo de ciclos durante la entrada de aire se produce una compresión previa y durante la salida se realiza una expansión en la tobera para generar y dirigir el chorro de propulsión, estados dos etapas también son consideradas dentro del ciclo. [9]

La tecnología TAPS, se refiere a un sistema de premezcla de combustible y aire (Twin Annular Pre-mixing Swirler), esto se logra dirigiendo el aire a través de remolinos para generar turbulencia, que luego mezcla el combustible con el aire de forma óptima. El beneficio principal que se obtiene de dicho sistema es a reducción de las emisiones de óxidos de nitrógeno (NOx). [9]

“Una característica de estos motores es que cuenta con un ciclo termodinámico, el cual se basa en dos principios: la conservación de la energía y la variación de

entropía, a su vez este ciclo se relaciona con el denominado **ciclo Brayton** el cual se compone de cuatro etapas: Etapa 1. Compresión adiabática. Etapa 2. Combustión. Etapa 3. Expansión adiabática. Etapa 4. Escape.” [1]

A continuación, presentaremos los esquemas de bloques de un turbofán convencional (figura 2.19) donde **D** es el difusor de entrada al fan, **F** es el fan o ventilador, **C** es el compresor el cual puede ser de una o dos etapas, **B** que es la cámara de combustión, **T** la turbina que se divide en turbina de alta y baja presión y por último **N** que es la tobera y divide en tobera de gases calientes (9) y tobera de gases fríos (19).

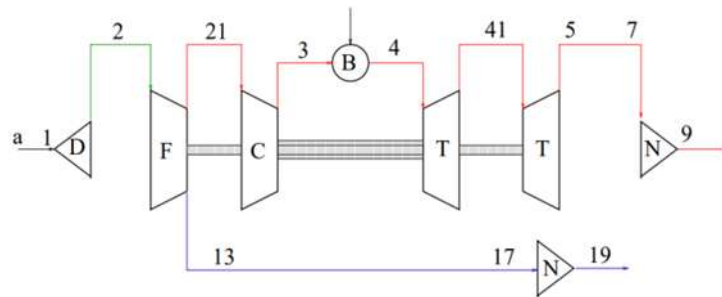


FIGURA 2.19: Esquema de bloques de un turbofán de doble flujo [9]

En este esquema podemos encontrar la siguiente numeración correspondiente a las etapas del ciclo térmico de un turbofán convencional:

- 1: Entrada de aire (Difusor).
- 2: Entrada al Fan.
- 13: Flujo Secundario (Bypass): Aire que pasa solo por el fan y se va por el conducto exterior.
- 21: Flujo Primario: Aire que entra al núcleo del motor.
- 3: Entrada a la Cámara de Combustión (tras la compresión).
- 4: Salida de la Cámara de Combustión (Gases quemados).
- 41: Etapa intermedia de turbinas (entre Alta y Baja presión).
- 5: Salida de la Turbina (Gases de escape).
- 7: Tobera de escape del flujo primario.
- 9: Salida de gases a la atmósfera (Exhaust).
- 17/19: Tobera y salida del flujo secundario (Bypass).

De igual manera en la imagen 2.20 se tiene el esquema a bloques del GENx-1B donde podemos diferenciar con mayor precisión cada una de las etapas y su estado del ciclo térmico, donde **D** son los difusores a la entrada (estado 0-1) y entre las etapas de compresión del flujo (estado 3-3diff) entre el compresor de baja presión (**LPC**) y el compresor de alta (**HPC**) y otro entre el **HPC** y la cámara de combustión **B** (estados 4-5in), se encuentra de igual manera un fan (**F**), una turbina de alta presión(HPT) y una turbina de baja (LPT), por ultimo las toberas de salida de flujo caliente ( $N_H$ ) y la de gases fríos ( $N_C$ ).

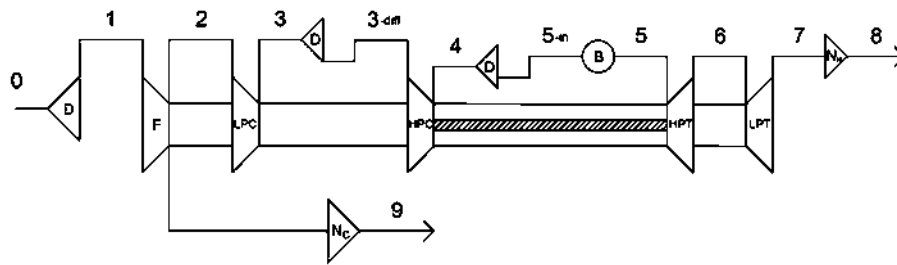


FIGURA 2.20: Esquema de bloques de un motor GENx. [9]

En este esquema podemos encontrar la siguiente numeración correspondiente a las etapas del ciclo térmico de un turbofan GENx-1B:

O: Condiciones Ambientales (Aire libre sin perturbar).

1: Entrada del Fan (Después del ducto de admisión/difusor de entrada).

2: Entrada al LPC (Salida del Fan - Flujo Primario/Núcleo).

3: Salida del LPC (Compresor de Baja Presión).

3-diff: Salida del Difusor Inter-compresores (Punto específico del GENx donde se desacelera el flujo antes del HPC).

4: Salida del HPC (Compresor de Alta Presión - Punto de máxima presión del ciclo).

5-in: Entrada a Cámara de Combustión (Tras el difusor del combustor).

5: Salida de Cámara de Combustión / Entrada HPT (Punto de temperatura máxima  $T_{mar}$ ).

6: Salida de HPT / Entrada LPT (Entre la Turbina de Alta y la de Baja).

7: Salida de LPT (Gases de escape calientes antes de la tobera).

8: Salida de la Tobera del Núcleo (Expansión de gases calientes a la atmósfera).

9: Salida de la Tobera del Fan (Expansión del flujo secundario/frío a la atmósfera).

Tras la descarga de los gases de la turbina, el gas se acelera de manera exponencial a su paso por la tobera y la energía restante es convertida en energía cinética que proporciona el empuje que se requiere para mover las aeronaves en sentido contrario al flujo de salida.

Se debe tener en cuenta que el empuje es el parámetro más importante para definir un motor a reacción, que se define como el producto del gasto masico del aire ( $\dot{m}_a$ ) y combustible ( $\dot{m}_f$ ) por la velocidad de descarga en la tobera ( $C_a$ ). Evidentemente, a mayor entrada de aire y/o mayor velocidad de descarga se obtendrá un mayor empuje de motor. [2].

### 2.1.5 TOBERA CHEVRON

La tobera es el elemento del motor a reacción encargado de transformar la energía térmica generada por la cámara de combustión en energía cinética, es decir, el empuje requerido del motor. La propulsión es el resultado de aplicar una fuerza al vehículo, ya sea acelerándolo o manteniendo una velocidad contra una resistencia, esta fuerza se obtiene expulsando combustible a gran velocidad. Para llegar a los parámetros que definen el perfil y las características de la tobera primero se deben definir los principios básicos de la propulsión que es, en esencia, la termodinámica. [8]

La configuración adecuada para cada tobera depende de una gran variedad de parámetros. Como el rango de altitudes o etapas del motor, sin embargo, a pesar de la variedad de diseños las toberas cónicas o de campana son las que tienen mayor aplicación dentro de la industria aeronáutica con una gran diferencia entre estos diseños y otros. [8]

El diseño de toberas desempeña un papel importante dentro de la ingeniería aeronáutica, ya que estas determinan el rendimiento del motor a reacción, cohetes y otros componentes aeroespaciales. Con esta área de estudio no solo se garantiza una propulsión eficiente, sino que también se adentra en la complejidad de la dinámica de fluidos y la termodinámica. Al optimizar la geometría de las toberas, se puede mejorar considerablemente la eficacia y la seguridad de los vehículos durante el vuelo. [8]

“La tobera es un conducto que acelera significativamente un fluido” [5]

Para que una tobera pueda operar de manera óptima se deben tomar en cuenta las siguientes condiciones:

- La expansión que experimentan los gases de salida debe realizarse completamente en la tobera.

- No debe haber ni producirse movimiento rotativo (velocidad tangencial) en los gases de salida.
- La dirección de los gases debe ser axial.

En la construcción de una tobera podemos encontrar dos partes muy importantes para dentro de su configuración:

### **1- Colector.**

Es una parte integral del motor que incluye al cono de salida que se une mediante struts (montantes fuselados) a la carcasa exterior y puede alojar también el cojinete de apoyo posterior del eje de turbina, el colector esta unido a la turbina mediante pestañas.

### **2- Tobera.**

Dentro de la ingeniería aeronáutica existen diversos diseños de toberas que se emplean en los motores de acuerdo con las características que estos deben cumplir para su uso, entre estos diseños tenemos

### **3. Tobera Convergente:**

Este tipo de toberas se utiliza en motores de propulsión subsónica y cuenta con un diseño que está formado por una sección de entrada en forma de cono que se estrecha hacia una sección de garganta más estrecha.

En este tipo de toberas si el grado de expansión (relación entre la presión total a la salida de la tobera y la presión atmosférica exterior) en ella, debe ser menor al valor crítico (1.85) en que el número de mach ( $M=1$ ) alcance la velocidad local del sonido el gas deberá moverse por la caldera hasta su sección mínima, el régimen subsónico (bajo nivel de empuje) la presión a la salida de la tobera será igual a la presión atmosférica. [8]

Al aumentar la presión total a la salida de la turbina se aumentará el grado de expansión de los gases a la salida de la tobera donde los gases pueden llegar a tener la velocidad del sonido, formando así una onda de choque a la salida de la tobera, sin embargo, en este punto la presión a la salida de la tobera sigue siendo igual a la presión atmosférica.

Si el régimen del motor sigue aumentando de manera exponencial se puede llegar a alcanzar un grado de expansión supercrítico dentro de la tobera y la onda de choque que se genera a la salida, impide que el chorro de gases a la salida continúe acelerándose dando como resultado un aumento en la presión estática a la salida

inmediatamente antes de la onda de choque donde se hace mayor a la presión atmosférica dando como resultado un mayor empuje. [8]

#### **Tobera Convergente-Divergente:**

Este tipo de toberas es un acoplamiento entre una tobera convergente y una divergente unidas por la garganta, la tobera convergente se encarga de aumentar la velocidad del fluido en la garganta hasta un mach de 1 aproximadamente para después salir por la tobera divergente la cual reduce la velocidad y aumenta la presión hasta convertir el fluido en un flujo supersónico.

De acuerdo al dominio de vuelo en que opere un avión en el cual se instale un motor de alta relación de presión, es decir, cuanto más alto sea el número de mach, puede ser más conveniente utilizar una tobera convergente-divergente con el fin de aprovechar esa energía remanente perdida. De esta manera se aprovecha la presión total que lleva el chorro de gases al alcanzar la velocidad del sonido en la garganta de la tobera, para así continuar expandiéndose en la zona divergente y así aumentar el empuje total. [8]

#### **Tobera de Área Variable:**

Esta tobera en su geometría más simple, consta de dos pequeñas placas que aparecen en la parte posterior de la tobera convencional con lo cual se reduce su sección y se aumenta el empuje. Otra forma de generar esa variación es retrayendo el cono de salida con lo que la sección disminuye. [8]

Al adaptar al motor una tobera de área variable, se consigue mantener un equilibrio en la presión y la temperatura dando como resultado una alta efectividad en todas las condiciones de operación del avión, sin embargo, la contraparte de este diseño es un aumento de peso de la tobera y el motor por lo que, en general este tipo de toberas se reserva únicamente para los motores que cuentan con postcombustión que se usan los vuelos supersónicos. [8]

### **2.1.5.1 TOBERAS EN MOTORES DE DOBLE FLUJO**

En los motores de bajo índice de derivación, los flujos tanto primario como secundario son expulsados a la atmosfera mezclados mediante un mixer antes de salir de la tobera, sin embargo, por otro lado, para los motores con alto índice de derivación se pueden considerar dos opciones: [8]

Los gases primarios y secundarios deben salir coaxialmente a través de la propia tobera (sin mixer), donde cada una de estas está diseñada de forma que la eficiencia sea la más óptima en las condiciones normales de operación.

La existencia de un mixer imagen 2.21 permite mezclar parcialmente los gases fríos y calientes antes de salir de la tobera y mezclarse con la atmosfera, esto mediante la extensión de la tobera de flujo secundario de manera que esta llegue a cubrir un poco la tobera de salida de los gases primaries. En la imagen 2.22 se puede apreciar de mejor manera la diferencia entre una salida de gases con y sin mixer, [8]

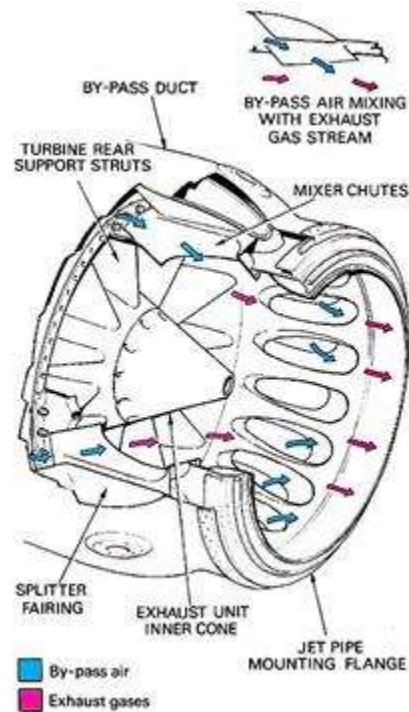


FIGURA 2.21: Mezclador de salida de gases de un turbofán con mixer. [8]

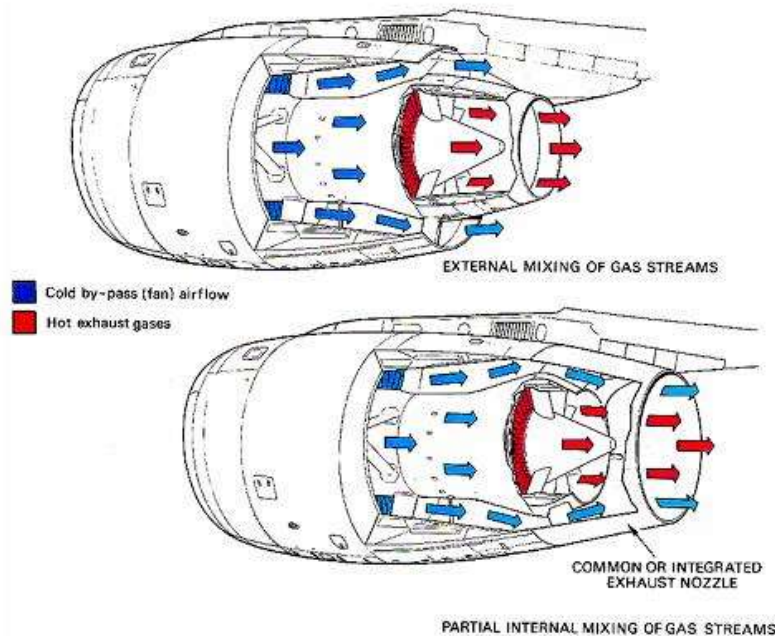


FIGURA 2.22: Sistema de escapes del turbofán. [8]

### Tobera Chevron

Este tipo de toberas se encuentra principalmente en aviones comerciales modernos y en ciertos sistemas de propulsión de aeronaves la cual es empleada para mejorar la eficiencia y reducir las emisiones acústicas y de contaminantes. La tobera chevron es un diseño que este compuesto por dientes en forma de v en la boquilla de salida, la implementación de estos dientes tiene como finalidad mejorar la mezcla de flujos de aire con propiedades distintas generando con esto una disminución en la turbulencia generada en la mezcla, siendo esta la encargada de generar el ruido a la salida, por ende, si se disminuye la turbulencia disminuye el ruido. [8]

“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 chevrones está dispuesta en un extremo de popa del conducto para definir una salida de escape. Cada uno de los chevrones tiene una configuración triangular, con una base, vértices, bordes posteriores que convergen entre ellos, y superficies primarias y secundarias. Los chevrones tienen un contorno cóncavo axialmente entre las bases y los vértices que promueve la mezcla de chorro a través de las ranuras”. [11]

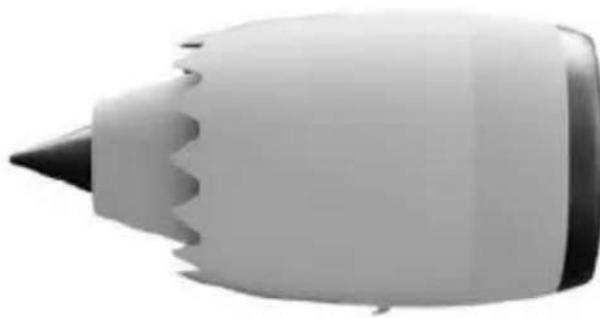


FIGURA 2.23: Sistema gráfico supresor de ruido tipo chevron. [11]

La implementación de cada una de estas toberas depende del rango de velocidad en el cual la aeronave se encuentra, ya que el diseño de cada una y sus especificaciones generaran el empuje optimo del motor. A continuación, se muestra la figura3 con los valores del régimen de un fluido de acuerdo al número de Mach.

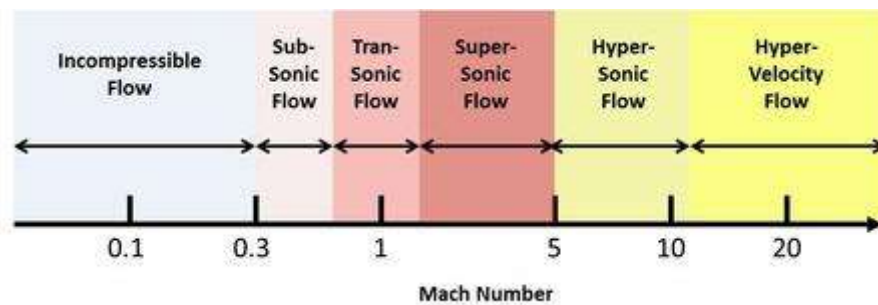


FIGURA 2.24: Régimen del fluido del número de Mach [internet]

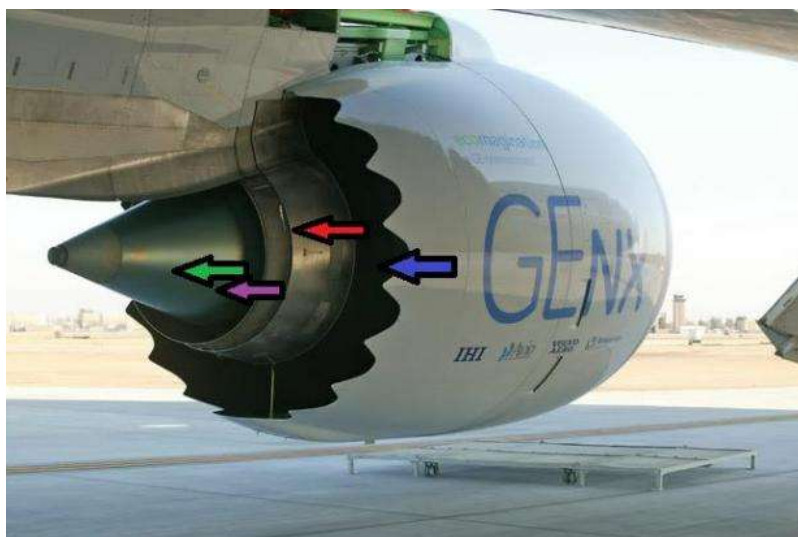
De acuerdo con la figura anterior (2.24) se puede comprender de mejor manera que tipo de fluido se tiene dependiendo del número de mach que alcanza a la salida de la tobera, es importante tener en cuenta que los motores que se utilizan actualmente en vuelos comerciales tienen un flujo subsónico ya que su velocidad va de los 0.7-0.85 Mach debido a que están diseñados únicamente para alcanzar esas velocidades de forma óptima y eficiente sin dañar los componentes de los motores.

## 2.1.6 REDUCCIÓN DE RUIDO EN EL MOTOR

La lucha por disminuir la contaminación acústica se ha convertido en un tema de alta importancia, especialmente en el entorno de la industria aeronáutica. Para poder obtener una disminución del ruido generado en los sistemas como motores turbo reactores de avión, ventilador y compresores, se han realizado varios estudios de para identificar las fuentes de este ruido y de esta manera poder modelar los entornos específicos requeridos para obtener una propagación de ruido adecuada.

El ruido generado por los gases de escape en un avión se produce ya que “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 exterior, pero mucho más lento que el núcleo  $\zeta$ , 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, 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]

A continuación, podemos observar en la imagen 2.25 como el aire que viene de la parte externa de la carcasa del motor (azul), se mezcla con el aire que viene del ventilador del motor (rojo). Implementar los chevrones a la salida de los gases permite que en algunas partes los gases se mezclen antes que en otras creando una distorsión positiva en la capa de mezcla. El aire que procede del núcleo del motor (verde) y el aire que proviene del ventilador se unen formando una mezcla de gases fríos y calientes (morado). [10]



*FIGURA 2.25: Flujos en motor turbofan GEnx [10]*

En el chorro de escape puede reducirse el ruido aumentando el régimen de mezcla de los gases con la atmósfera con la corriente de gas utilizando una tobera propulsora que incorpore un supresor de ruido como lo son los chevrones, este método es utilizado en aviones comerciales más común el Boeing 787.

Al realizarse la mezclado de la corriente de escape a alta velocidad con el aire que se encuentra en reposo, se llega a provocar un ruido en el chorro que trae como consecuencia la generación de fricción. Cuando estas dos corrientes a diferentes velocidades se mezclan, se crea una cantidad significativa de turbulencia, por lo tanto, con la intensidad de la turbulencia el ruido aumenta potencialmente por la diferencia de velocidad. [18]

La mayor parte del ruido del motor proviene del escape o chorro generado en la parte trasera del motor ya al mezclarse con el aire que lo rodea se genera una diferencia de presión y velocidad que resulta el ruido. En la actualidad con la llegada de los motores modernos de alto BPR (Bypass Ratio), un aumento en el diámetro de la góndola ha hecho que se logre reducir la velocidad del flujo de escape sin afectar el empuje del motor. La tobera de escape está diseñada de manera que se garantice la operatividad del ventilador a baja potencia, con una relación de derivación de crucero de 12 y en despegue de 18. [18]

## **2.2 ESTADO DEL ARTE EN AEROACUSTICA Y TOBERAS CHEVRON.**

En este trabajo es de particular interés, ya que al estudiar el ruido generado por los motores durante la fase de crucero con la finalidad de lograr mantener un nivel aceptable de ruido en fases críticas.

La contaminación acústica que producen los aviones es un problema que actualmente la mayoría de los fabricantes de motores consideran de manera crítica, ya que esta no solo afecta a la vida silvestre sino también a la salud y comodidad de los seres humanos que habitan cerca de los aeropuertos o fabricas donde se realizan pruebas. En la actualidad los investigadores dentro del área de diseño se han centrado en la reducción de la contaminación acústica producida por los motores de las aeronaves.

En las turbinas de gas, la turbulencia tiene un papel fundamental en los procesos relacionados al premezclado del combustible, en la quema de remanentes del

proceso de combustión y a la disminución de partículas contaminantes, siendo estas características favorables de la combustión turbulenta [14]

Las ondas sonoras son generadas por la vibración de algún sólido en contacto con un fluido en partículas, por fuerzas vibratorias actuando directamente dentro del flujo o por movimientos bruscos (como cambios repentinos de presión) dentro del mismo [12].

Basados en que todos los fluidos reales poseen elasticidad e inercia y que la primera es la razón por la que un fluido resista la compresión, mientras que la inercia ocasiona que éste se proyecte cuando es desplazado de su punto de origen, es posible establecer que, debido a dichas propiedades, las fluctuaciones de presión y densidad que ocurren en un flujo inestable son transmitidas y comunicadas a los alrededores propagándose fuera de su origen.

No obstante, los estudios profundos sobre las fluctuaciones de presión locales llamadas pseudoruido, mejor conocidos como la teoría de ruido aerodinámico están enfocados a todo aquello que sucede lejos de la fuente u origen, donde la amplitud de movimiento es pequeña y los efectos de compresibilidad y velocidad de propagación finita de dichos disturbios son importantes. Esta región se conoce como campo acústico, y en ella las fluctuaciones de presión y densidad son débiles y satisfacen la ecuación de onda acústica [12].

Para la realización de obtención de datos en este trabajo se considera tener una región propuesta de 4 radios arriba del origen de la tobera y 50 radios a lo largo del origen, garantizando de esta manera poder obtener datos más certeros y un mayor rango de vorticidad y viaje del sonido para poder comparar adecuadamente la reducción del sonido con cada uno de los modelos propuestos.

La tobera chevron está ganando popularidad como un sistema de control de ruido en la reducción de ruido en los chorros de gases de salida. Ya que actualmente este tipo de diseños es la única técnica de control de ruidos para motores utilizados en la aeronáutica comercial, no se cuenta con una metodología completa o exacta de chevrones.

“Entre los principales contribuyentes a la contaminación acústica se encuentran el motor y la tobera de la aeronave. Para abordar el problema en la tobera, se ha comercializado la tobera chevron, caracterizada por un patrón de dientes de sierra en su borde.” [6]

para comprender más a fondo el aporte que nos genera el incluir chevrones a las toberas con respecto al flujo del chorro se utilizarán solucionadores CFD comerciales basados en RANS. La mejora en la mezcla, que afecta al impacto acústico se puede atribuir a la fuerza de los vórtices que este genera. Por lo que se hace demasiada referencia al diseño de la tobera donde se emplean diferentes parámetros geométricos, como diferentes números de chevrones, su longitud y

ángulo de punta en una tobera de diámetro de 100cm que produce un chorro de  $M=0.8$ .

En las últimas décadas, la dinámica de fluidos computacional (Computer Fluid Dynamics-CFD), ha sido una de las herramientas más importantes por su gran capacidad para el análisis de fluidos turbulentos para la obtención a detalle de comportamiento del fluido de forma no intrusiva y a un menor costo en comparación a los análisis experimentales, por lo cual se han desarrollado diferentes métodos para la simulación de fluidos, las simulaciones que tienen mayor precisión son conocidas como DNS (Direct Numérica Simulación) y se caracteriza por implementar las ecuaciones de Navier-Stokes sin ningún tipo de filtro o promediado, lo que resulto en un excesivo costo computacional, por lo cual han desarrollado otros métodos más asequibles en función de la precisión del comportamiento fluctuante del fluido, por ejemplo los modelos RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) aplican una simplificación en el promedio de las variables fluctuantes en el tiempo, mientras que una solución intermedia son los modelos LES (Large-Eddy Simulation) donde se resuelve directamente parte de las propiedades del flujo y solo las fluctuaciones más pequeñas son modeladas, aplicando una operación de filtro, lo que permite captar las estructuras del flujo de mayor tamaño conocidas como grandes escalas [13].

Tomando en cuenta lo anterior para la realización de este trabajo nos basaremos en un modelo simulación RANS ya que de esta manera se pueden obtener de una manera eficiente y adecuada las soluciones aproximadas de la turbulencia en el flujo compresible, este tipo de simulación incluye las ecuaciones de Navier-Stokes las cuales incluyen la conservación de la masa (2.1), conservación del momento (2.2) y conservación de la energía (2.3).

## Conservación de la masa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (2.1)$$

## Conservación del momento

$$\rho \frac{\partial u_j}{\partial t} + \rho u_k \frac{\partial u_j}{\partial x_k} = -\frac{\partial P}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_k} \left[ \lambda \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] + \frac{\partial}{\partial x_i} \mu \left[ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] + \rho f_i \quad (2.2)$$

## Conservación de la energía

$$\rho \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho U_k \frac{\partial \rho}{\partial x_k} = -P \frac{\partial U_j}{\partial x_j} + \lambda \left[ \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \right]^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \kappa \frac{\partial T}{\partial x_j} + \left[ \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \quad (2.3)$$

Estas ecuaciones expresadas de forma compacta para el desarrollo de las simulaciones se expresan de la siguiente manera respectivamente:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla * (\rho u_i) = 0 \quad (2.4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \nabla * (\rho u_i u_j) = -\nabla_p + \nabla * (\bar{\tau}) + \nabla * (-\overline{p u'_i p u'_j}) \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (pE) + \nabla * (u_i (pE + p)) = \nabla * (k_{eff} \nabla T + (\bar{\tau}_{eff} * u_i)) \quad (2.6)$$

Donde  $t$  es el tiempo,  $\rho$  la densidad,  $u$  es la velocidad,  $p$  es la presión y  $\bar{\tau}$  es el tensor de tensiones. El término  $-\overline{p u'_i p u'_j}$  representa el estrés de Reynolds, donde se aplican modelos de turbulencia para cerrar la ecuación (2.5). Además  $E$  denota la energía total,  $k_{eff}$  es la conductividad térmica efectiva,  $T$  es la temperatura y  $\bar{\tau}_{eff}$  es el tensor efectivo [15].

El flujo en esta simulación se modela de forma que este sea considerado un gas ideal; por lo tanto, se aplica la ecuación del estado del gas ideal (2.7). Las ecuaciones para la relación de presión (2.8) y la temperatura (2.9) se expresan en función del número de Mach.

$$p = \rho R T \quad (2.7)$$

$$\frac{P_o}{P} = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.8)$$

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (2.9)$$

Donde  $R$  es la constante universal de los gases ideales,  $P_o$  es la presión de estancamiento,  $P$  es la presión estática,  $T_o$  es la temperatura de estancamiento,  $T$  es la temperatura estática y  $\gamma$  es la relación de calores específicos.

El número de Mach denotado como  $M$ , se clasifica de la siguiente manera: flujo subsónico  $0,3 \leq M \leq 0,8$ ; flujo transónico  $0,8 \leq M \leq 1,2$ ; flujo supersónico  $1,2 \leq M \leq 5$ ; flujo hipersónico  $M > 5$  y flujo sónico  $M = 1$ .

El uso de la tobera chevron para la reducción de del ruido en aeronaves no es un concepto nuevo e incluso se está utilizando en diversos aviones. Aun así, los efectos de diversos parámetros geométricos de los chevrones en el flujo del chorro aún no se conocen por completo. Incluso siendo este un control pasivo del diseño para el control de ruido en comparación con otras técnicas debido a su baja penalización por resistencia aerodinámica y su construcción simple.

Según la teoría de dos fuentes propuesta por Tam en su conferencia en 1996 [16], las estructuras coherentes son una de las fuentes de ruido. Generan ruido de baja frecuencia y alta intensidad que generalmente viaja a lo largo del chorro. Otra fuente es la turbulencia a escala fina que genera ruido a alta frecuencia y es de naturaleza omnidireccional. Alkisar [17] observaron que el chevron reduce el ruido de baja frecuencia al perturbar las estructuras coherentes, pero al hacerlo, agrega turbulencia en la capa de cizallamiento cerca del borde de la boquilla. Esta turbulencia a pequeña escala aumenta el ruido de alta frecuencia; por lo tanto, el chevron reduce el ruido hacia ángulos polares poco profundos con respecto al chorro, pero lo aumenta en la dirección normal al chorro. El ruido de alta frecuencia suele viajar menos en la atmosfera y el aumento del ruido de alta frecuencia es significativamente menor que la reducción del ruido de baja frecuencia, lo que proporciona un beneficio adicional en la reducción de ruido mediante la boquilla chevron [18].

Como se planteó anteriormente, nos basaremos en un dominio de simulación de 50 radios que nos permita observar de la mejor manera los efectos de la turbulencia a lo largo de la estela del flujo, con esto también podemos obtener los datos acústicos de la estela y como afecta la modificación geométrica de las toberas, tan que nos llevara a obtener una tobera con un diseño optimo y con una mayor disminución de ruido. [9]

### **2.2.1 DE LOS SILENCIADORES MECÁNICOS A LA MEZCLA DE FLUJOS**

Históricamente, la reducción de ruido en motores a reacción comenzó con los "hush kits" y mezcladores de lóbulos en los años 60 y 70, que forzaban la mezcla de gases, pero con grandes penalizaciones de peso y empuje. Con la llegada de los motores turbofán de alto índice de derivación (High Bypass Ratio), el ruido del chorro disminuyó naturalmente al reducirse la velocidad de escape, pero las normativas ambientales (ICAO Capítulo 4 y 14) exigieron soluciones más eficientes. [32]

El Desarrollo de la Tecnología Chevron (2000-Presente) El salto cualitativo hacia las toberas dentadas o "chevrons" se consolidó a principios del siglo XXI gracias a programas conjuntos entre la NASA, General Electric y Boeing, específicamente el programa Quiet Technology Demonstrator (QTD).

Un hito fundamental en la literatura es el trabajo de Bridges y Brown (2004) [30] en el NASA Glenn Research Center. En su estudio paramétrico "Parametric Testing of Chevrons on Single Flow Hot Jets", demostraron que la eficiencia acústica no depende solo de la presencia de dientes, sino de tres variables críticas:

1. **Conteo (N):** El número de dientes determina la separación de los vórtices.
2. **Penetración:** Cuánto se sumerge el diente en el flujo. Bridges demostró que una mayor penetración incrementa la mezcla, pero puede generar ruido de alta frecuencia indeseado.
3. **Longitud:** Menos crítica que la penetración, pero afecta la estabilidad estructural.

### 2.2.2. MECANISMO FÍSICO COMPROBADO

A diferencia de los mezcladores antiguos, los chevrones funcionan induciendo vórtices longitudinales (streamwise vortices) en la capa de cizalladura (shear layer) entre el flujo del núcleo y el flujo secundario. Investigaciones numéricas y experimentales han validado que estos vórtices aceleran la descomposición de las grandes estructuras turbulentas (responsables del ruido de baja frecuencia y largo alcance) transformándolas en turbulencia de pequeña escala que se disipa rápidamente.[31]

### 2.2.3. APLICACIÓN ACTUAL Y TENDENCIAS

Actualmente, esta tecnología es estándar en motores como el GEnx-1B (Boeing 787) y el LEAP-1B (Boeing 737 MAX). El estado del arte actual se centra en la optimización mediante CFD (RANS y LES) para minimizar la penalización de empuje -que hoy ronda apenas el 0.5% al 1%- y en la investigación de materiales con memoria de forma que permitan a los chevrones "activarse" solo durante el despegue y retraerse en crucero para no afectar la eficiencia.

# CAPÍTULO III: DISEÑO Y SIMULACIÓN CFD DE LA TOBERA

Dentro del análisis del problema, tenemos que entender que el desarrollo de este tipo de componentes dentro de la industria aeroespacial es muy amplio, ya que las toberas de escape permiten la salida de los gases de los motores. Debido a sus constantes diseños, las toberas han permitido obtener flujos más uniformes durante la salida; sin embargo, siguen existiendo diversos factores que influyen negativamente en el desempeño adecuado de los motores. Uno de estos es su diseño, ya que un mal diseño podría generar pérdidas significativas del empuje. Esto nos lleva a encontrar un diseño adecuado que permita disminuir esas pérdidas y favorezca al desempeño general del motor. [9]

Para desarrollar un diseño preliminar, debemos primero generar un diseño conceptual que nos permita identificar las necesidades que se tienen y cómo estas serán abordadas por el diseño que se propone. Dentro del proceso de diseño se toman en cuenta conceptos básicos de mecánica de fluidos y termodinámica, ya que los gases de escape tienen propiedades distintas a través de su paso por la tobera. [9]

## 3.1 ANÁLISIS DEL CICLO TÉRMICO

Para la realización de los cálculos del ciclo térmico se supone que el avión vuela a una altitud de  $z = 10668$  m con una velocidad de Mach de  $M_{in} = 0.85$ . Para la parte del aire entrante y la mezcla de gases saliente se supondrán térmica y caloríficamente perfectos. [9]

Para la realización del ciclo térmico se utilizaron los datos mostrados en la tabla 3.1:

|                                                  | Símbolo      | Valor  | Unidad                              |
|--------------------------------------------------|--------------|--------|-------------------------------------|
| Constante universal de los gases ideales         | $R$          | 287    | $\left[ \frac{J}{(Kg * K)} \right]$ |
| Cuota de vuelo                                   | $z$          | 10668  | $[m]$                               |
| Densidad del aire en cuota                       | $\rho_{amb}$ | 0.3769 | $\left[ \frac{kg}{m^3} \right]$     |
| Densidad del flujo                               | $\rho$       | ~      | $\left[ \frac{kg}{m^3} \right]$     |
| Diámetro exterior del ventilador                 | $d_{ext}$    | 0.89   | $[m]$                               |
| Eficiencia adiabática de la boquilla             | $\eta_u$     | 0.95   | $[-]$                               |
| Eficiencia adiabática de la cámara de combustión | $\eta_b$     | 0.99   | $[-]$                               |

|                                                              |                   |          |                             |
|--------------------------------------------------------------|-------------------|----------|-----------------------------|
| <b>Eficiencia adiabática de la turbina</b>                   | $\eta_t$          | 0.89     | [–]                         |
| <b>Eficiencia adiabática del compresor</b>                   | $\eta_c$          | 0.88     | [–]                         |
| <b>Eficiencia adiabática del ventilador</b>                  | $\eta_f$          | 0.88     | [–]                         |
| <b>Eficiencia mecánica de la turbina</b>                     | $\eta_{tm}$       | 0.94     | [–]                         |
| <b>Eficiencia mecánica del compresor</b>                     | $\eta_{cm}$       | 0.94     | [–]                         |
| <b>Eficiencia mecánica del ventilador</b>                    | $\eta_{fm}$       | 0.94     | [–]                         |
| <b>Eficiencia neumática de la cámara de combustión</b>       | $\pi_b$           | 0.95     | [–]                         |
| <b>Eficiencia neumática del difusor</b>                      | $\pi_d$           | 0.98     | [–]                         |
| <b>Energía total</b>                                         | $E$               | ~        |                             |
| <b>Mach de vuelo</b>                                         | $M_{in}$          | 0.85     | [–]                         |
| <b>Menor poder calorífico</b>                                | $Q$               | 42555066 | $\left[\frac{J}{kg}\right]$ |
| <b>Presión ambiental en cuota</b>                            | $P_{amb}$         | 23842    | [Pa]                        |
| <b>Presión estática</b>                                      | $P$               | ~        | [Pa]                        |
| <b>Presión total o de estancamiento</b>                      | $P_{tot}$ o $P_o$ | ~        | [Pa]                        |
| <b>Relación de calores específicos de la mezcla</b>          | $\gamma_{ac}$     | 1.33     | [–]                         |
| <b>Relación de calores específicos del aire</b>              | $\gamma_{aire}$   | 1.4      | [–]                         |
| <b>Relación de compresión del compresor HP</b>               | $\pi_{HPC}$       | 22.3     | [–]                         |
| <b>Relación de compresión del compresor LP</b>               | $\pi_{LPC}$       | 1.3004   | [–]                         |
| <b>Relación de compresión del ventilador</b>                 | $\pi_f$           | 1.5      | [–]                         |
| <b>Relación de derivación</b>                                | $BPR$             | 9.1      | [–]                         |
| <b>Tasa de flujo masico que ingresa al motor</b>             | $\dot{m}_a$       | 597.88   | $\left[\frac{kg}{s}\right]$ |
| <b>Temperatura ambiental en cuota</b>                        | $T_{amb}$         | 218.81   | [K]                         |
| <b>Temperatura estática</b>                                  | $T$               | ~        | [K]                         |
| <b>Temperatura máxima después de la cámara de combustión</b> | $T_{max}$         | 1550     | [K]                         |
| <b>Temperatura total o de estancamiento</b>                  | $T_{tot}$ o $T_o$ | ~        | [K]                         |
| <b>Tiempo</b>                                                | $t$               | ~        | [s]                         |
| <b>Velocidad</b>                                             | $v$               | ~        | $\left[\frac{m}{s}\right]$  |

TABLA 3.1: Tabla de datos utilizados en el análisis del ciclo termodinámico [9]

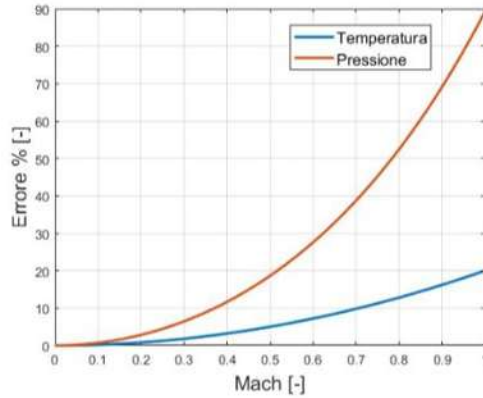
En este modelo de motor el difusor tiene la única función de canalizar el flujo que entra en el hacia el ventilador, también tiene la tarea de evitar que las corrientes turbulentas entren en contacto con las aspas el ventilador, de esta manera se puede concluir que a la entrada del motor la maquina permanece sin cambios considerables. “Para fines prácticos, este Mach se impuso como si el difusor no estuviera presente, es decir  $M_{diff} = M_{in} = 0.85$ .” [9]

Es importante hacer énfasis en como las cantidades estáticas difieren de las totales dependiendo del Mach ya que, el error de conversión que se obtiene de las fórmulas donde  $\gamma$  representa la relación de calores específicos de la mezcla (véase tabla 3.1).

$$T_{tot} = T \left( 1 - \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad (3.1)$$

$$P_{tot} = P \left( 1 - \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.2)$$

Varia con el Mach a la segunda potencia, como se ve en la siguiente grafica 3.1.

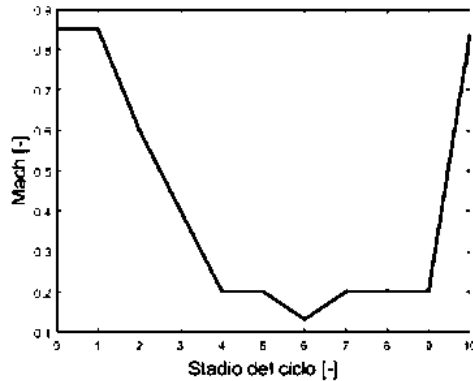


GRAFICA 3.1: Error % de conversión [9]

Una vez entrado el flujo de aire al ventilador este será dividido según el BPR: una primera parte ( $m_{cold} = 538.68 \frac{kg}{s}$ ) será canalizado inmediatamente a la salida de la tobera de gases fríos, por otro lado, la segunda parte del flujo ( $m_{hot} = 59.20 \frac{kg}{s}$ ) será guiado al interior del motor para formar parte del ciclo térmico del turbofán. [9]

Con el aire frío comprimido ( $\pi_f = 1.5$ ) proveniente del ventilador se alimenta a la tobera de salida convergente (no isoentrópica) llegando así al  $M=1$  en la garganta. La velocidad obtenida es por tanto  $v_c = 309.1 \frac{m}{s}$ , valor similar encontrado en las bibliografías para la altitud y Mach conocidos al inicio del ciclo térmico. [9]

Esta parte del proceso genera un empuje de  $Th_c = 50.579 KN$ . “Después del ventilador, se asumió el número de Mach con una tendencia como se muestra en la siguiente figura, con excepción de la tobera de gases calientes ya que para esta se hizo el cálculo correspondiente”. [9]



GRAFICA 3.2: Variación del Mach en las diferentes etapas del flujo caliente. [7]

Una de las diferencias más notables del GEnX-1B, con respecto al ciclo en caliente, es que este cuenta con dos compresores, uno de baja presión (LPC), con una relación de compresión de  $\pi_{LPC} = 1.3004$  y uno inmediatamente después de alta presión, el cual logra una relación de compresión de  $\pi_{HPC} = 22.3$ , llevando a obtener una presión total en ese estado de  $P_{4tot} = 1.597 MPa$ . Con esto también encontramos un aumento en la temperatura durante el proceso, ya que se considera que está en condiciones no isoentrópicas, alcanzando un valor de 285.38K después del ventilador y 814.73K después de los compresores. A este tipo de motores se les agrega un difusor entre los dos compresores con la intención de reducir el Mach del flujo que ingresa al HPC a un valor del 0.2M.

Considerando que el caudal que viene del compresor de alta presión es muy rápido ( $113.975 \frac{m}{s}$ ), se hace una desaceleración mediante un difusor antes de entrar a la cámara de combustión, esto hace que el Mach disminuya hasta un 0.13M ( $75 \frac{m}{s}$ ).

Como siguiente etapa tenemos la mezcla en la cámara de combustión del aire que entra y el combustible, esto aumenta la temperatura hasta el valor máximo de 1550k aguas arriba de la turbina de alta presión (HPT). “Durante la combustión se supuso una pérdida de presión del 5% y una eficiencia del 99%”. [9]

Esta mezcla se dirige hacia las turbinas de alta y baja presión, donde la primera, la de alta presión, tiene dos etapas y extrae una potencia de  $L_{HPT} = 31.871 MW$  para alimentar el compresor de alta presión, la segunda alimenta el ventilador y el compresor de baja presión, con una potencia de  $L_{HPT} = 23.919 MW$ .

La potencia restante del chorro se utiliza con fines de propulsión en la tobera no isoentrópica ( $\eta_u = 0.95$ ), donde el flujo finaliza su ciclo térmico. “Se asumió y verifico la hipótesis de expansión óptima para la tobera que solo converge a la altitud considerada, generando así un empuje de  $Th_h = 9.899 kN$ ”.

Con esto se destaca que la mayor cantidad de empuje es producida por el flujo de aire frio del motor, contribuyendo a un aporte del 83.63%.

A continuación, se muestra la tabla 3.2 con los valores de presión ( $P$ ) y temperatura total y estática ( $T$ ) obtenidos en cada etapa del motor, así como los parámetros de rendimiento, la densidad del aire ( $\rho$ ), la velocidad ( $v$ ) y el número de mach en cada uno de los estados. [9]

| N. Estado         | $T_{tot}$ [K] | $T$ [K] | $P_{tot}$ [Pa] | $P$ [Pa] | $\rho$ [ $\frac{kg}{m^3}$ ] | $v$ [ $\frac{m}{s}$ ] | $M$ [-] |
|-------------------|---------------|---------|----------------|----------|-----------------------------|-----------------------|---------|
| 0                 | 250           | 219     | 38200          | 23842    | /                           | 252.1                 | 0.85    |
| 1                 | 250           | 219     | 37500          | 23365    | /                           | 252.0                 | 0.85    |
| 2                 | 285           | 266     | 56200          | 44070    | /                           | 196.2                 | 0.60    |
| 3                 | 311           | 301     | 73100          | 65469    | 0.7578                      | 139.1                 | 0.40    |
| 3 <sub>diff</sub> | 311           | 308     | 71600          | 69667    | 0.7876                      | 70.4                  | 0.20    |
| 4                 | 815           | 808     | 1597500        | 1553600  | 6.6973                      | 114.0                 | 0.20    |
| 5 <sub>in</sub>   | 815           | 812     | 1597500        | 1578400  | 6.7735                      | 75.0                  | 0.13    |
| 5                 | 1550          | 1540    | 1517600        | 1477900  | 3.3489                      | 153.2                 | 0.20    |
| 6                 | 1066          | 1059    | 265700         | 258760   | 0.8527                      | 127.1                 | 0.20    |
| 7                 | 702           | 698     | 37900          | 36928    | 0.1847                      | 103.1                 | 0.20    |
| 8                 | /             | 630     | /              | 23800    | /                           | 409.4                 | 0.84    |
| 9                 | /             | 238     | /              | 28600    | /                           | 309.1                 | 1.0     |

TABLA 3.2: Tabla de parámetros en cada etapa del ciclo térmico del GEnx-1B. [7]

| $\eta_P$ [-] | $\eta_{th}$ [-] | $\eta_g$ [-] | Spinta [N] | $I_{sp}$ [-] | TSFC [ $\frac{kg}{Nh}$ ] | $\dot{m}_f$ [ $\frac{kg}{s}$ ] |
|--------------|-----------------|--------------|------------|--------------|--------------------------|--------------------------------|
| 0.9035       | 0.2777          | 0.2509       | 60478      | 101.1545     | 0.023                    | 1.4267                         |

TABLA 3.3: Tabla de parámetros de rendimiento y caudal masico de combustible.[7]

## 3.2 GENERACIÓN DE VARIABLES

Los chevrones son puntas en forma de zigzag o dientes que se encuentran ubicados al final de la geometría, estas puntas se doblan ligeramente hacia el flujo, comúnmente esta inclinación tiene un ángulo de 18°, actualmente está configuración en el diseño de las toberas se está imponiendo en los motores a reacción de esta nueva era.[11]

Los cortes o chevrones creados en el borde de la boquilla inducen vórtices en el sentido de la corriente en la capa de corte, dando como resultado una mezcla inflada y una longitud de columna de chorro reducida, por lo tanto, podemos observar que los chevrones mejoran la mezcla en una cantidad adecuada y, por lo tanto, se genera una reducción de ruido total del chorro.

Cuando un fluido fluye como un chorro en un fluido de movimiento más lento, la cizalladura formada entre los fluidos en movimiento y estacionario da como resultado una inestabilidad fluido-mecánica que hace que la interfaz se desintegre en vórtices. Las características del ruido producido por el chorro dependen de si esta velocidad es subsónica o supersónica en comparación con el flujo externo.

La realización de este proyecto es para encontrar un diseño de tobera chevron, evaluando el rendimiento acústico de diferentes perfiles de tobera chevron para lograr así la máxima supresión de ruido a la salida de la tobera del motor turbofán GEnx-1B, para este estudio se tomarán en cuenta los parámetros de flujo como la presión, la potencia acústica y la velocidad.

Para generar un diseño como este se debe tener en cuenta las variables que influyen tales como:

**Longitud:** la longitud es un factor clave que puede afectar o beneficiar el rendimiento y la eficiencia. Una longitud adecuada permite una expansión completa de los gases de escape maximizando el empuje, en el caso de la longitud de los chevrones esto nos puede ayudar a obtener una mezcla de gases fríos y calientes para disminuir la vorticidad que se genera y así generar una disminución acústica. [11]

**Ángulo de entrada:** el ángulo de entrada, o convergencia a la entrada de la tobera es importante para evitar que los gases de escape se desprendan antes de llegar a la sección de mezcla, según la literatura para este tipo de toberas se recomienda tener un ángulo entre  $30^\circ$  y  $45^\circ$ . [11]

**Ángulo de salida:** en este tipo de toberas el ángulo de salida con el que cuenta es un factor muy importante ya que de esto depende el cómo se realiza la mezcla de gases de escape, según la literatura que se consultó, los valores de ángulo entre los que debe oscilar la salida de la tobera son  $15^\circ$  y  $25^\circ$ , siendo hasta ahora uno de los más usados y con mejores resultados en  $18^\circ$ . [11]

**Diseño de los chevrones:** como lo hemos visto a lo largo de esta investigación las toberas chevron cuentan con un diseño específico con una serie de dientes (chevrones) que se extienden desde la pared interior de la tobera. Los parámetros más importantes a considerar para un diseño de chevron son el ángulo, la longitud y el espacio entre ellos. [11]

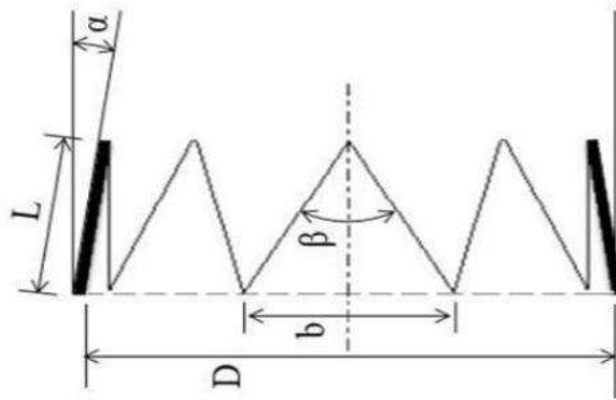


FIGURA 3.1: Diseño de chevron. [11]

| <b>Variables de diseño.</b>         |          |
|-------------------------------------|----------|
| Diámetro de la entrada de la tobera | $D$      |
| Base del chevron                    | $b$      |
| Angulo de penetración               | $\alpha$ |
| Longitud del chevron                | $L$      |
| Angulo del chevron                  | $\beta$  |

TABLA 3.4. Variables para el diseño de un chevron. [11]

### 3.3 CONFIGURACIÓN DE LA TOBERA

La tobera chevron es utilizada en los motores a reacción tales como los turbofán para mejorar las mezclas de los gases de escape con el aire circundante. Se caracteriza por un diseño dentado a lo largo del borde de salida, este diseño ayuda a reducir el ruido y a mejorar la eficiencia del motor.

Para la configuración de esta tobera debemos tomar en cuenta los objetivos que debe cumplir el diseño:

**Diseño dentado:** Este tipo de diseño debe ayudar a reducir la intensidad de las ondas de choque generadas por el chorro. Esto se puede traducir en niveles de ruido más bajos, lo cual es especialmente importante para el cumplimiento de la normativa actual sobre ruido en los aeropuertos y en la normatividad que debe cumplir durante el vuelo. [11]

**Reducción del ruido:** La mezcla de los gases de escape con el aire del medio ambiente debe llevarse a cabo de una manera correcta donde estos al entrar en contacto eviten de manera conjunta la realización de vorticidad al entrar en contacto. Esto se traduce en niveles de ruido más bajos, lo cual es especialmente importante para el cumplimiento adecuado del diseño.

**Rendimiento mejorado:** Al optimizar el proceso de mezcla, las toberas chevron pueden mejorar el rendimiento de empuje, especialmente a bajas velocidades. Una mezcla más eficiente también puede resultar en una mayor eficiencia de combustible y una reducción de emisión. [11]

**Control de flujo:** Al implementar en las toberas el modelo chevron se puede optimizar y controlar las características que rigen al flujo del escape, lo que permite tener un mayor rendimiento en una velocidad de condiciones de operación. [11]

De esta manera y tomando en cuenta las características que debe cumplir la tobera procedemos a recabar los datos que necesitamos para generar los diseños propuestos a comparar.

Para la realización de la geometría de la tobera de salida de gases tanto de fría como de caliente, se recurrió al motor físico ubicado en el hangar de ESIME Ticomán en Ciudad de México (figuras 3.1, 3.2 y 3.3) ya que de acuerdo con la bibliografía anterior [7] los motores descritos son los mismo por ende del motor del IPN se obtuvieron los datos de los diámetros a la entrada de las toberas de flujo frío y caliente obteniendo como datos de partida para generar las variantes de diseño que se estarán analizando para obtener una disminución acústica al momento de la mezcla entre los gases de salida y la estela que estos generan.

| <b>Datos de diseño</b>                          |        |
|-------------------------------------------------|--------|
| <b><math>D_{\text{externo gondola}}</math></b>  | 2.6 m  |
| <b><math>D_{\text{interno tobera}}</math></b>   | 1.6 m  |
| <b><math>D_{\text{cono}}</math></b>             | 1.08 m |
| <b><math>\alpha_{\text{penetración}}</math></b> | 18°    |

*TABLA 3.5. Datos de diseño obtenidos del motor GENx-1B ubicado en el hangar de ESIME Ticoman.*



*FIGURA 3.2: Motor GENx-1B isométrico [IPN]*



*FIGURA 3.3: Motor GENx-1B lateral [IPN]*



*FIGURA 3.4: Motor GENx-1B frontal. [IPN]*

Para la generar la geometría de la tobera se utiliza la ecuación del empuje por la variación de cantidad de movimiento que se puede representar por:

$$Th = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (3.3)$$

Donde  $v_2$  es la velocidad de salida de la tobera,  $\dot{m}$  es el flujo masico a la salida de la tobera,  $p_2$  la presion a la salida de la tobera,  $p_3$  presion atmosferica y  $A_2$  area de salida de la tobera.

Con esto podemos calcular el diámetro de salida de la tobera de gases calientes, así como la longitud del cono de la salida, para la realización del chevron en la góndola o carcasa del motor se siguió el mismo proceso utilizando el diámetro de entrada del fan.

### 3.4 CONFIGURACIÓN DEL CHEVRON

Se utilizan chevrones triangulares simples para el presente trabajo, para comprender el efecto de los parámetros geométricos, como el número de chevrones (N), la longitud del chevron (L) y el ángulo de la punta ( $\beta$ ), mientras que la posición de los chevrones se puede definir mediante el ángulo de penetración ( $\alpha$ ) véase figura 3.1.

Para el caso del ángulo de penetración, se considerará para todas las propuestas de tobera un ángulo de  $18^\circ$  de acuerdo a la bibliografía [11] consultada este parámetro es el más óptimo en la generación de diseños de toberas.

Para la generación de la geometría se tomarán en cuenta las siguientes ecuaciones. La base del chevron individual (b) se puede calcular como:

$$b = \frac{\pi D}{N} \quad (3.4)$$

Donde D es el valor del diámetro de entrada de la tobera y/o el diámetro de la góndola.

La altura del chevron se puede calcular mediante la relación entre el ángulo del chevron ( $\beta$ ) y la longitud de la base (b):

$$\tan\left(\frac{\beta}{2}\right) = \frac{b}{2L} \quad (3.5)$$

Reacomodando tenemos que:

$$L = \frac{b}{2 \tan\left(\frac{\beta}{2}\right)} \quad (3.6)$$

Para los diseños que se realizarán en esta investigación tomamos a  $D_{int} = 160$  cm para la tobera interna y  $D_{ext} = 260$  cm. Para la tobera externa, el valor de  $\beta = 60$  y  $80^\circ$  (tablas 3.4 y 3.5) ya que dentro de la biografía revisada se encontró que arrojan los mejores resultados de diseño (véase figura 3.1).[11]

| DATOS PARA LA TOBERA INTERNA |     |         |       |       |
|------------------------------|-----|---------|-------|-------|
| N                            | D   | $\beta$ | b     | L     |
| 6                            | 160 | 60      | 52.36 | 45.36 |
| 8                            | 160 | 60      | 39.27 | 34    |
| 12                           | 160 | 60      | 26.18 | 22.67 |

TABLA 3.6: Tabla de valores de diseño para la tobera interna. [Autoría propia]

| DATOS PARA LA TOBERA EXTERNA<br>(GONDOLA) |     |         |       |       |
|-------------------------------------------|-----|---------|-------|-------|
| N                                         | D   | $\beta$ | b     | L     |
| 12                                        | 260 | 80      | 52.36 | 31.2  |
| 14                                        | 260 | 80      | 44.88 | 26.75 |
| 16                                        | 260 | 80      | 39.27 | 23.4  |

TABLA 3.7: Tabla de valores de diseño para la tobera externa. [Autoría propia]

A partir de estas fórmulas podemos deducir que la longitud del chevron depende de la cantidad de chevrones y del ángulo de la punta. Esta investigación se centra en variar el número de chevrones entre las cantidades que marcan las bibliografías consultadas [11].

### 3.5 GENERACIÓN DE DISEÑO

El esquema de las toberas se realizó en base a una tobera de referencia de internet tomando en cuenta todos los parámetros calculados. Las toberas se modelaron en SolidWorks haciendo en total 3 modelos distintos

El diseño presentado es un diseño de la tobera de escape con la que normalmente cuenta un motor GENx-1b, el cual solo cuenta con un modelo chevron en la góndola del motor, teniendo así una tobera de salida totalmente convergente, al adaptar estos primeros chevrones los diseñadores notaron que existía una reducción de ruido al momento que los gases se mezclaban, esto debido al diseño de la góndola y la forma en que el gas penetraba en cada uno de los chevrones.

Las propuestas de diseño de se realizaron para este trabajo, se diseñador de manera que tanto en la góndola como en la tobera se tuvieran chevrones, de esta manera se podrá analizar si añadir esta nueva hilera de chevrones la mezcla de los gases se vuelve más uniforme y la formación de vórtices se disminuye.

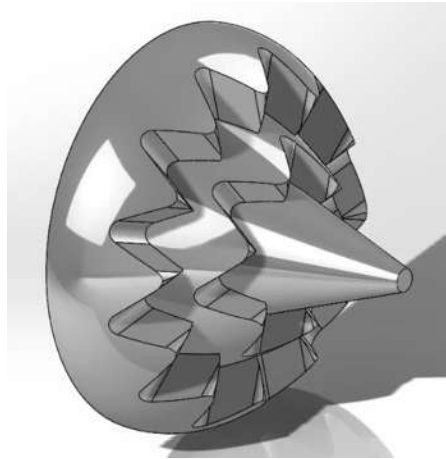


FIGURA 3.5: Propuesta de diseño CAD 1 (E12I6). [Autoría propia]

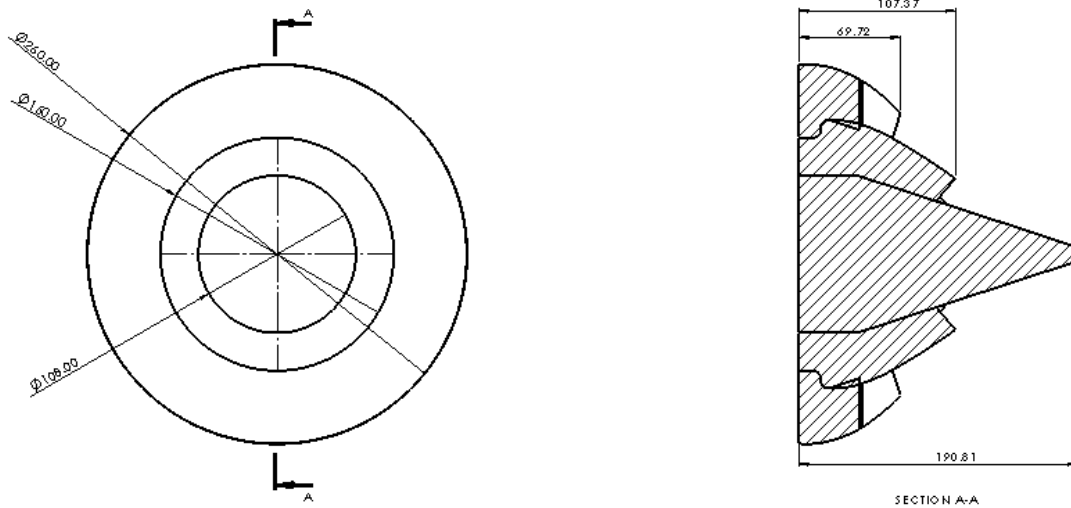


FIGURA 3.6: Plano de diseño CAD 1 (E12I6). [Autoría propia]

Para este primer diseño considero dejar la misma cantidad de chevrones con los que la góndola contaba, se implementan los chevrones en la tobera dando una configuración de E12I6 (Externa 12, Interna 6) figuras 3.5 y 3.6 indicando así la cantidad de chevrones que cada diámetro tiene.

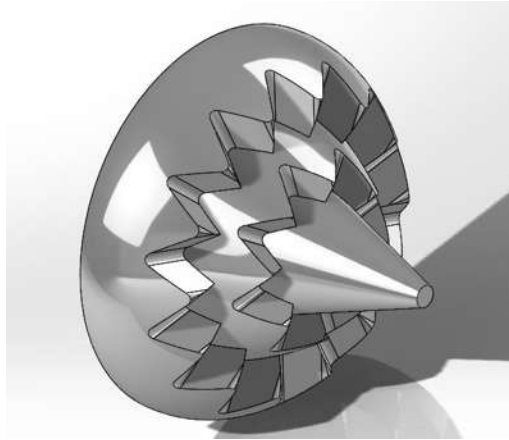


FIGURA 3.7: Propuesta de diseño CAD 2 (E14I8). Autoría propia\*

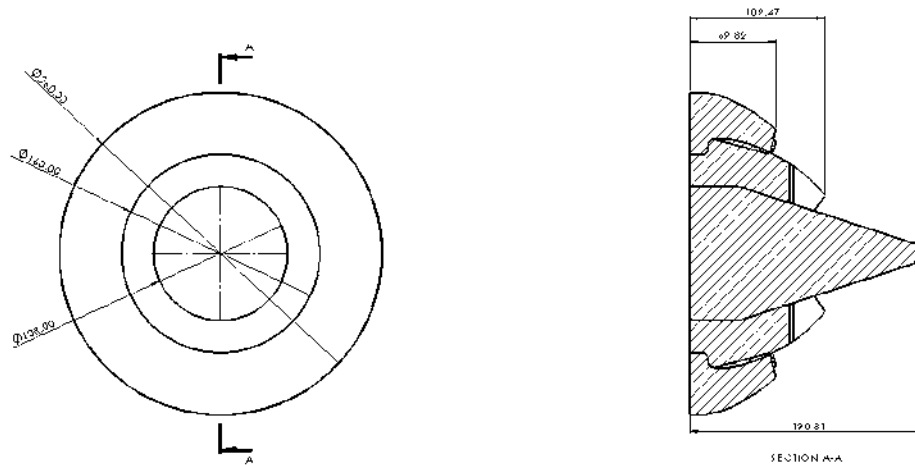


FIGURA 3.8: Plano de diseño CAD 2 (E14I8). [Autoría propia]

En esta Segunda propuesta se aumenta la cantidad de chevrones a E14I8 (Externa 14, Interna 8) figuras 3.7 y 3.8.

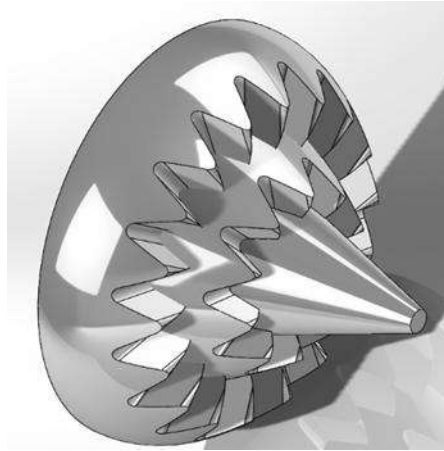


FIGURA 3.9: Propuesta de diseño CAD 3 (E16I10). [Autoría propia]

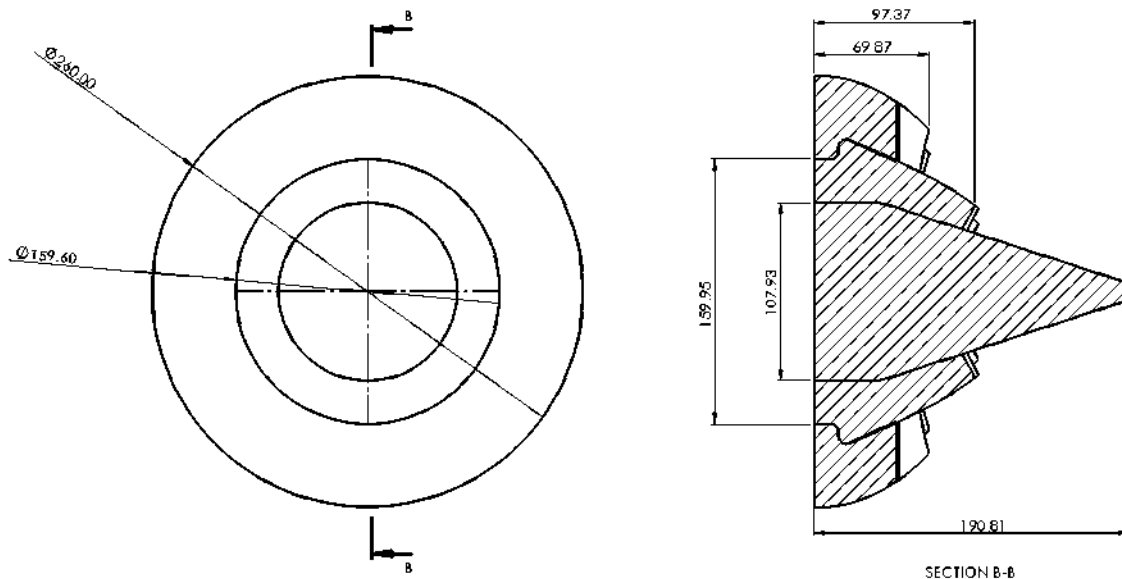


FIGURA 3.10: Plano de diseño CAD 1 (E16I10). [Autoría propia]

Para este tercer modelado se aumentaron los chevrones a E16I12 (Externa 16, Interna 12) figuras 3.9 y 3.10.

Para la realización de los modelados debemos tener siempre en cuenta que la cantidad de chevrones debe ser par, ya que de esta manera la reducción de ruido es positiva, en cambio cuando los chevrones son impares, esta modificación afecta a la reducción de ruido considerablemente.

La realización del diseño de una tobera con chevrones puede considerarse relativamente fácil cuando se conocen los parámetros geométricos, ya que solo implica la utilización de cálculos básicos y formulas simples, y al variar un parámetro

se obtienen valores únicos. Pero el diseño real de una de estas toberas puede resultar bastante complejo y considerar una mayor cantidad de parámetros que los que se consideran en esta investigación. Por ende, este diseño se puede utilizar para un análisis básico de toberas chevron.

### 3.5.1 ESTRATEGIA DE DISEÑO

Para la generación de la geometría de la tobera tipo chevron, se implementó una metodología de diseño paramétrico comparativo. El objetivo no fue crear una geometría aleatoria, sino establecer una evolución controlada desde un modelo de referencia hasta las variantes propuestas, permitiendo aislar el efecto de las perturbaciones geométricas en el flujo.

La metodología se estructuró en tres fases secuenciales:

1. **Definición de la Línea Base (Baseline):** Modelado de la tobera estándar del motor GENx-1B sin modificaciones, para establecer los parámetros de control (diámetro de salida y longitud total) y servir como punto de comparación para la validación.[31]
2. **Parametrización de Variables Críticas:** Selección de las variables geométricas que, según la literatura [30], tienen mayor incidencia en la mezcla de flujos:
  - Conteo (N): Número de lóbulos o dientes distribuidos acimutalmente.
  - Longitud del Chevron (L): Distancia desde la base hasta la punta del diente.
  - Inmersión o Penetración (I): Grado de inclinación del diente hacia el centro del flujo.
3. **Matriz de Configuraciones:** Selección de dos variantes específicas para evaluar el compromiso entre mezcla (ruido) y restricción de flujo (empuje).

### 3.5.2 DESARROLLO DE LOS MODELOS CAD

El modelado tridimensional se realizó utilizando el software SolidWorks, partiendo de un boceto revolucionado para el cuerpo principal de la tobera. Sobre el borde de fuga (trailing edge), se aplicaron operaciones de corte y extrusión angular para generar los patrones dentados.

Se establecieron las siguientes configuraciones para el análisis:

Modelo A (E12I6): Tobera cónica convergente simple (Referencia).

Modelo B (E14I8): Configuración de 14 chevrones con una penetración moderada. Diseñada para evaluar el efecto de estructuras de vórtice grandes y espaciadas.

Modelo C (E16I10): Configuración de 16 chevrones con mayor penetración. Diseñada para maximizar la frecuencia de mezclado y acelerar la disipación de la estela turbulenta.

Las dimensiones finales se ajustaron para mantener el área efectiva de salida ( $A_e$ ) lo más constante posible respecto a la línea base, minimizando así las variaciones en el gasto másico ( $\dot{m}$ ) que pudieran alterar la comparación termodinámica.

| MODELO | TIPO   | CANTIDAD<br>DE<br>CHEVRONES<br>EXTERNOS | CANTIDAD<br>DE<br>CHEVRONES<br>INTERNOS | LONGITUD<br>DEL<br>CHEVRON | PENETRACIÓN | VALIDACIÓN              |
|--------|--------|-----------------------------------------|-----------------------------------------|----------------------------|-------------|-------------------------|
| A      | E12I6  | 12                                      | 6                                       | 52.36                      | Baja        | Vórtices de gran escala |
| B      | E14I8  | 14                                      | 8                                       | 39.27/44.88                | Baja        | Vórtices de gran escala |
| C      | E16I10 | 16                                      | 10                                      | 26.18/39.27                | Baja        | Vórtices de baja escala |

*TABLA 3.8: Matriz de datos de las variantes. [Autoría propia]*

## 3.6 MALLADO DEL MODELO

### 3.6.1 DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL

La Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) es una rama de la mecánica de fluidos que emplea física aplicada, matemáticas y modelos analíticos. Para el análisis de CFD, utilizamos herramientas informáticas para visualizar el movimiento de un gas o un líquido.

Se trata de simulaciones de flujo numérico.

- Experiencia en la resolución de ecuaciones aplicadas directamente a todo el objeto. Esto ocurre debido a la complejidad o irregularidad de la forma. El mallado convierte la forma irregular en elementos más reconocibles.
- Resulta más fácil resolver una ecuación diferencial parcial asignada a un elemento específico. Resolver estas ecuaciones individuales proporciona la solución para la geometría completa.
- Aplica una cuadrícula numérica al cuerpo del fluido y su límite revelando la facilidad e importancia del mallado a través de simulaciones de elementos finitos.

ANSA (The advanced CAE pre-processing software for complete model build up) es una herramienta de ingeniería asistida por computadora (CAE) para el análisis de elementos finitos (FEA) y el análisis de dinámica de fluidos computacionales (CFD), ampliamente utilizado en la industria automotriz, a lo largo del tiempo esta herramienta a ganado una gran fama dentro de la industria del diseño ya que es una herramienta fácil de utilizar y con muy buenos resultados.

Ahora bien, para realizar un análisis de malla de alta calidad en ANSA (BETA CAE System) tiene como proceso preparar la geometría, que para este caso la exportamos directamente de SolidWorks, se deben generar los elementos de superficie, verificar la calidad y crear una malla de volumen, ANSA al contar con la herramienta Batch Mesh nos permite automatizar este proceso.

Los pasos por seguir para generar un análisis de calidad de la malla son los siguientes:

## 1. Preparación de la geometría.

Para este apartado debemos importar el CAD, en este caso la geometría desde SolidWorks en formato IGES, para que el programa ANSA lo lea adecuadamente. Se realiza a su vez la limpieza de la geometría con las herramientas Topology donde se respeta la topología que arroja por default ANSA y esta a su vez respeta la del CAD. De igual manera se respeta la construcción de las superficies de la geometría y se selecciona en el apartado de Geometry, como se ve en la figura 3.11

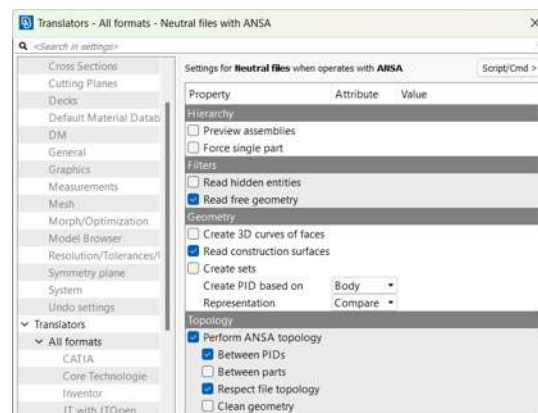


FIGURA 3.11: Condiciones para la generación del mallado. [ANSA]

## 2. Se definen los parámetros del mallado.

En esta parte se definen las longitudes máximas y mínimas que tendrán los elementos del mallado, de igual manera se selecciona el tipo de elementos con los que se realizara el mallado, para este caso serán Trias (Triangulo) los elementos triangulares son ideales para representar superficies con curvas pronunciadas, esquinas cerradas o geometrías que convergen, este tipo de elementos cuenta con 3 nodos y 3 grados de libertad en cada nodo dando un total de 9 grados de libertad de traslación en el elemento, de esta manera el mallado tiene una mejor calidad, esto se puede observar en la figura 3.12 donde la longitud de los elementos triangulares de la tobera son de 2 mm, por otro lado en la figura 3.13 se observa que para el dominio la longitud máxima es de 20mm, teniendo con esto un mínimo de 2mm y un máximo de 20mm para la malla final

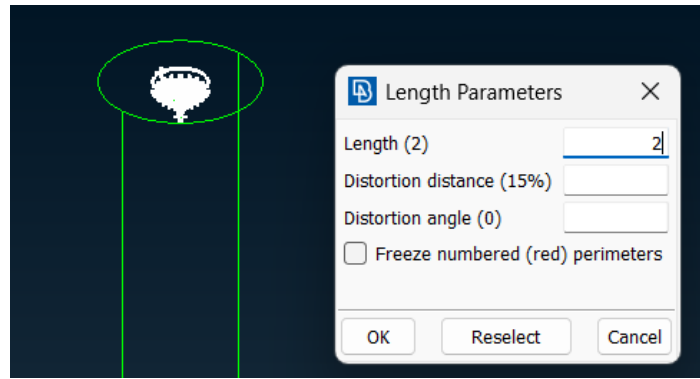


FIGURA 3.12: Longitud de los elementos de la tobera. [ANSA]

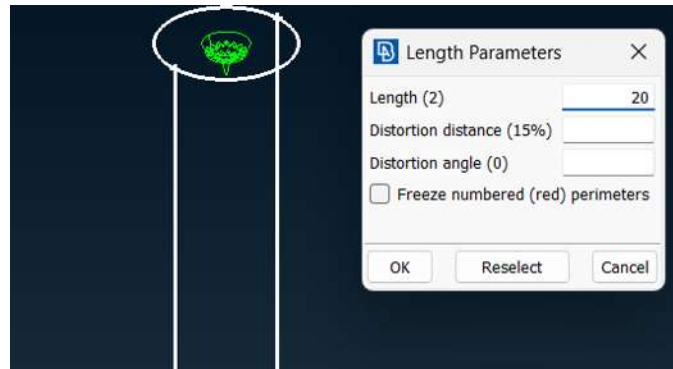


FIGURA 3.13: Longitud de los elementos del dominio. [ANSA]

### 3. Definición de los criterios de calidad.

En este apartado de Quality Criteria, donde se selecciona el solver que se utilizara en este caso para CFD, al seleccionarlo el ANSA cargará automáticamente los valores para este solver, como el modelo con el que se está trabajando es sólido, nos dirigimos al apartado Solids donde ajustaremos los valores de los limite paramétrico, para la relación dimensional (Aspect Ratio) este parámetro es una métrica de calidad de mallado que mide el grado de estiramiento o distorsión del elemento triangular el Aspect Ratio puede variar en un valor de 1 a 5 siendo 1 el ideal ya que corresponde a un elemento regular (figura 3.14), de igual manera encontramos la asimetría del elemento o Skewness esta herramienta ayuda a medir cuanto se desvía un elemento o celda de su forma ideal, la asimetría es una de las principales medidas de calidad para una malla, la asimetría determina cuán cerca de lo ideal está una cara o celda.[36] Sabemos que si se tiene un alto Skewness esto indica que se tienen celdas muy deformadas lo que implica una convergencia de baja calidad, para evitar esto nos basamos en la escala de calidad la cual nos indica que un Skewness de 0.50 a 0.8 arroja una convergencia de malla aceptable, para este mallado se optó por un valor de 0.7 siendo el que mejor se ajusta al diseño (figura 3.14).[35]

La siguiente tabla (3.9) muestra el rango de valores de asimetría y el correspondiente Calidad de la celda.[36]

| Valor de la asimetría | Calidad celular |
|-----------------------|-----------------|
| 1                     | degenerados     |
| 0,9 — <1              | mal (fragmento) |
| 0.75 — 0.9            | pobre           |
| 0.5 — 0.75            | Justo           |
| 0.25 — 0.5            | Bien            |
| >0 — 0,25             | Excelente       |
| 0                     | equilátero      |

TABLA 3.9: Valores de asimetría (Skewness). [36]

Según la definición de asimetría, un valor de 0 indica una celda triangular equilátera (mejor) y un valor de 1 indica una celda completamente degenerada (peor). Las células degeneradas (fragmentos) se caracterizan por nodos que son casi coplanares (colineal en 2D).[36]

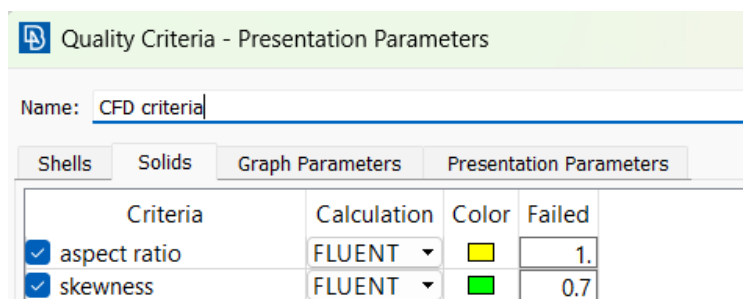


FIGURA 3.14: Parámetros de Calidad. [ANSA]

#### 4. Propiedades.

En este apartado se seleccionan las distintas partes de la tobera y el dominio, se selecciona la parte de la tobera, se le da un nombre (name), se selecciona el tipo de zona (zone type), y se guarda (figura 3.15) y de esta manera se continua con

todas las zonas, es de suma importancia indicar que tipo de zona es ya sea de entrada, salida, interior (parte con la que el fluido tiene contacto) o pared (se denomina pared a las partes del dominio que no tienen contacto con el fluido de trabajo) para este caso la pared seria el contorno del dominio, en la figura 3.16 se pueden encontrar las propiedades para la tobera y el dominio.

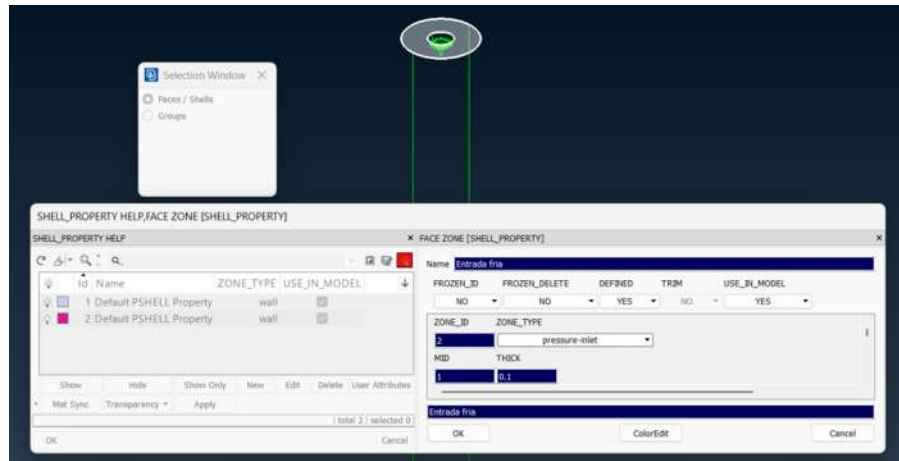


FIGURA 3.15: Propiedades. [ANSA]

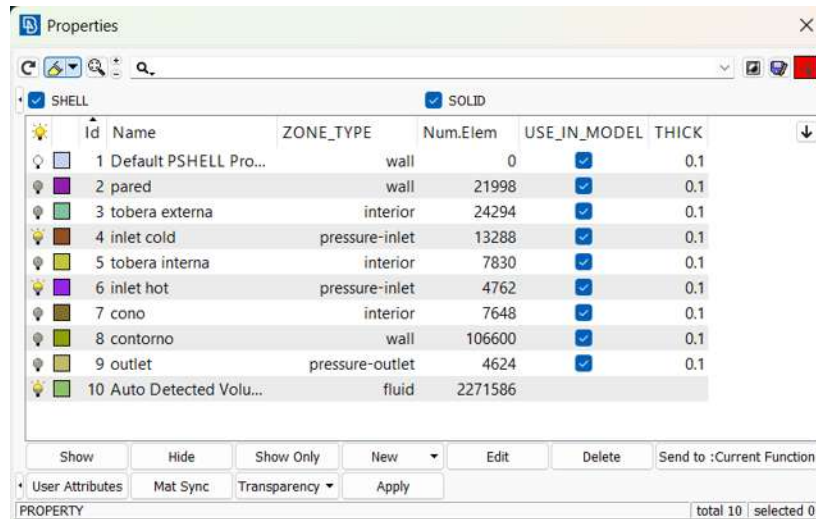


FIGURA 3.16: Propiedades finales. [ANSA]

## 5. Generación de la malla

Como último paso tenemos la generación de la malla, en el apartado “Mesh Generation” se encontrará la opción para cambiar el tipo de elemento que tendrá el mallado, para este caso se utilizará el Ortho Trial, el mallado ortho trial se refiere a

la generación de elementos que se encuentren alineados de forma ortogonal (ángulos rectos) ya que de esta manera mejora la calidad de la malla y facilita la convergencia numérica [35], a continuación, se genera la malla en la opción Adv. Free esta herramienta del mallado nos permite aplicar automáticamente algoritmos adaptativos a la hora de generar la malla seleccionamos Generate el solver arrojará la malla (figura 3.17), si esta tiene algún detalle que impida que la malla se genere enviará un mensaje en caso de que la malla sea aceptable la malla se realizará sin problemas.[35]

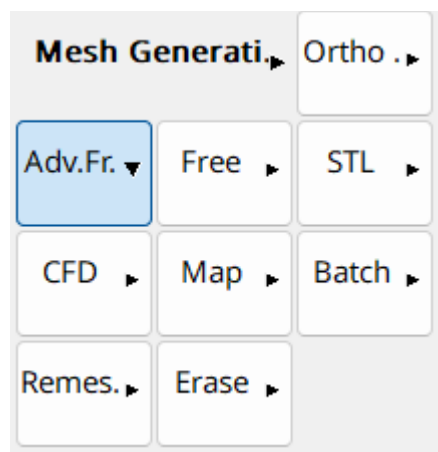


FIGURA 3.17: Generación de la malla. [ANSA]

Dentro de ANSA antes de realizar el mallado se deben asignar las especificaciones de las entradas y salidas de flujo que se pueden encontrar en la tabla 3.9 de “parámetros de entrada y salida de los gases de escape en la tobera”, ya que al transferir el archivo a ANSYS Fluent esto permitirá tener un mejor control sobre las condiciones de entrada y salida y de esta manera los resultados serán más precisos durante la simulación. [11]

| ETAPA      | T total [k] | P total [Pa] | Velocidad [m/s] | Mach |
|------------|-------------|--------------|-----------------|------|
| Intel Hot  | 702         | 37900        | 103.1           | 0.20 |
| Intel Cold | 285         | 56200        | 196.2           | 0.60 |
| Outlet     | 300         | -            | 309.1           | 1    |

TABLA 3.10: Parámetros de entrada y salida de los gases de escape a la tobera. [11]

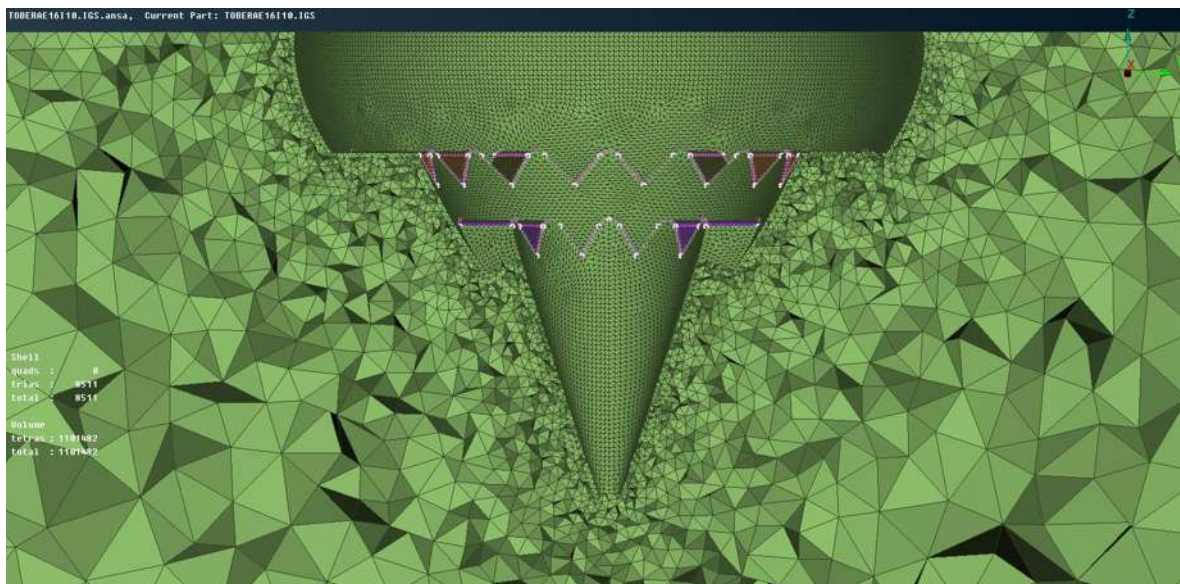
En la tabla 3.9 se encuentran las condiciones de entrada y salida de la tobera siendo la primera condición la temperatura total y la segunda condición de frontera

establece la presión a la entrada de la tobera y salida del dominio para así poder apreciar de manera más exacta como cambian los valores a lo largo de este, tomando como valores de salida la presión y temperatura atmosférica.



*FIGURA 3.18: Mallado de la tobera de un GENx-1B y su dominio. [ANSA]*

Como ya se dijo anteriormente el hecho de que la longitud del dominio sea extensa (50 radios o 65m y 5.2m de ancho) permite visualizar de manera más precisa la disipación de la estela y el comportamiento de las simulaciones de las diferentes variables como, velocidad, presión, energía cinética y acústica figura 3.18.



*FIGURA 3.19: Mallado de la tobera del motor GENx-1B. [ANSA]*

En la figura 3.19 se puede apreciar el mallado interno de la tobera y el mallado externo o a su alrededor dentro del dominio. Durante la realización de las mallas nos encontramos con la complicación de que las mallas no pueden ser generadas

de manera correcta si el CAD cuenta con vértices, ya que las puntas no se pueden mallar de una manera uniforme, por este motivo los diseños se modificaron para quitar la punta del cono de la tobera, así como hacer de manera redonda los chevrones para un mallado uniforme y de calidad, esto con fines meramente prácticos, evitando que las simulaciones se afecten.

### **3.6.2 ANALISIS DE CONVERGENCIA DE LA MALLA.**

Para el análisis de convergencia de la malla nos centraremos en los criterios de calidad Aspect Ratio y Skewness [35]. Anteriormente se mencionaba la función de estos dos criterios, Aspect Ratio, el cual es clave para la generación tanto del mallado superficial como el mallado volumétrico, este se refiere a la relación entre las dimensiones de un elemento, es decir la proporción entre el lado más largo y el lado más corto de elemento triangular.

Para un aspect ratio muy alto (elementos muy deformados) podemos encontrarnos que a la hora de generar la malla este puede afectar negativamente la precisión y convergencia en el momento de la simulación. Para poder considerar un aspecto ratio ideal o de calidad los elementos deben tener una relación de 1, para elementos triangulares esta relación debe estar entre 1 y 3 esto dentro de las zonas críticas de la malla, para zonas con menos criticidad se puede aceptar un valor de 5 sin embargo si la zona es de interés físico o cuenta con alto gradiente este debe disminuirse a 3. [35]

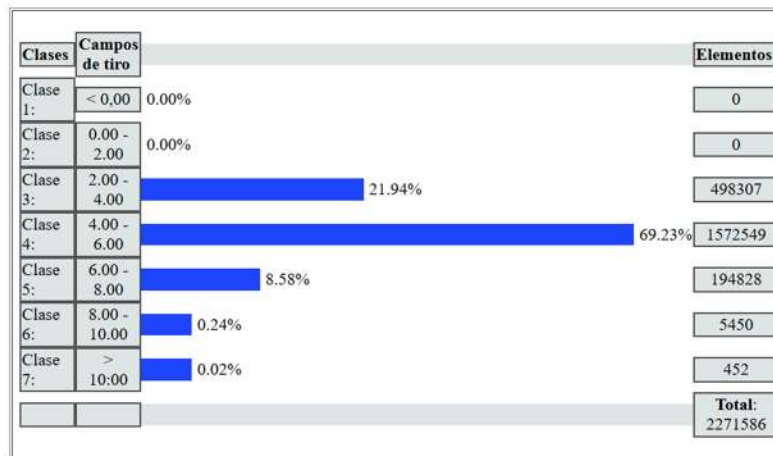
Para la realización de estas simulaciones (Figuras 3.21-3.26) al realizar la malla se tomó como relación de calidad 1 (véase figura 3.11) se realiza el mallado y se genera el análisis de convergencia obteniendo como resultados que el 21.93% de los elementos de la malla se encuentran dentro del rango de 2 a 4 siendo estos los elementos de mallado de la tobera en cuestión, de igual manera se tiene un 69.22% de elementos con un rango de 4 a 6 siendo estos los elementos pertenecientes al dominio alrededor de la tobera (tabla 3.11 y grafica 3.1).

### Calidad de Aspecto Sólido ASPECTO [FLUIDO]

| Solid Aspect Table           |       |    |     |    |                |          |
|------------------------------|-------|----|-----|----|----------------|----------|
| ID of Element with min value |       |    |     |    | MIN Value      |          |
| 642714                       |       |    |     |    | 3.01043        |          |
| ID of Element with max value |       |    |     |    | MAX Value      |          |
| 2106644                      |       |    |     |    | 17.0923        |          |
| Class                        |       |    |     |    | No of Elements | Perc(%)  |
| 1                            | From: | -∞ | To: | 0  | 0              | 0        |
| 2                            | From: | 0  | To: | 2  | 0              | 0        |
| 3                            | From: | 2  | To: | 4  | 498307         | 21.9365  |
| 4                            | From: | 4  | To: | 6  | 1572549        | 69.2269  |
| 5                            | From: | 6  | To: | 8  | 194828         | 8.57674  |
| 6                            | From: | 8  | To: | 10 | 5450           | 0.23992  |
| 7                            | From: | 10 | To: | +∞ | 452            | 0.019898 |
| Out of any class range       |       |    |     |    | 0              | 0        |
| TOTAL                        |       |    |     |    | 2271586        |          |

TABLA 3.11: Calidad de Aspect ratio solido [ANSA]

### Grafo de aspecto sólido



GRAFICA 3.3: Gráfica de Aspect Ratio [ANSA]

Por outro lado, encontramos el criterio de calidad Skewness anteriormente se menciona que la asimetría determina cuan cerca de lo ideal (equilátero) está una cara o celda (Figura 3.17). [36]

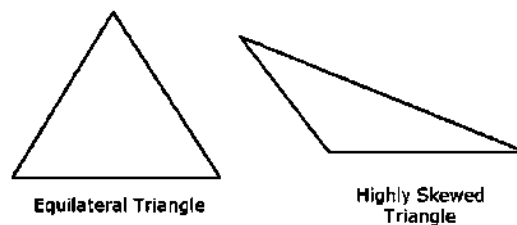


FIGURA 3.20: Triángulos ideales y sesgados. [36]

Sabemos que para un valor de asimetría igual a 0 se considera un elemento equilátero aceptable (mejor), y para un valor igual o mayor a 1 indica un elemento completamente degenerado (peor), el método utilizado para medir la asimetría se basa en el volumen equilátero (este se aplica solo a triángulos y tetraedros).

En el método de desviación de volúmenes, la asimetría se define como:

$$Skewness = \frac{Optimal\ cell\ size - Cell\ size}{Optimal\ cell\ size} \quad 3.7$$

Donde, el tamaño óptimo de la celda es el tamaño de una celda equilátera con el mismo radio circundante. Las mallas de calidad cuentan con un valor de sesgo de aproximadamente 0.4 para mallas volumétricas, la tabla anterior ofrece una guía general sobre la relación entre celdas asimétricas y su calidad (véase tabla 3.9).[36]

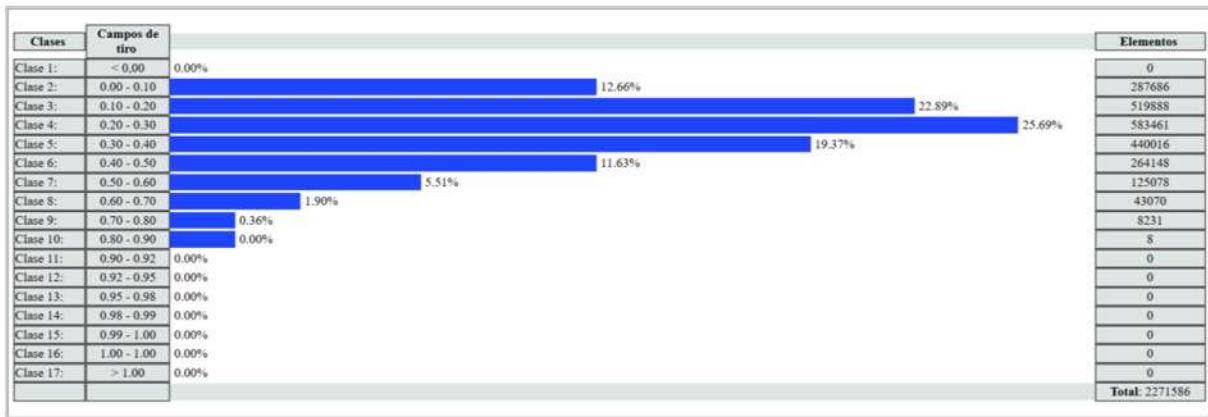
En la tabla 3.12 y grafica 3.2 se puede apreciar que el mayor porcentaje de los elementos mallados se encuentran por debajo de 0.4 de sesgo esto nos indica que la malla generada es una malla de calidad dentro de los parámetros descritos en ANSA [35].

**Sesgamento sólido (solo tetras) EQUIVOLUME SKEW de calidad.  
[FLUIDO]**

| Tabla de Asimetría Sólida (solo Tetras) |     |       |       |                     |             |
|-----------------------------------------|-----|-------|-------|---------------------|-------------|
| ID de un elemento con valor mínimo      |     |       |       | Valor MIN           |             |
| 1387770                                 |     |       |       | 3.45106e-05         |             |
| ID de Elemento con valor máximo         |     |       |       | Valor MAX           |             |
| 2336868                                 |     |       |       | 0.850497            |             |
| Clase                                   |     |       |       | Número de elementos | Perc(%)     |
| 1                                       | De: | -∞    | Para: | 0                   | 0           |
| 2                                       | De: | 0     | Para: | 0.1                 | 12.6645     |
| 3                                       | De: | 0.1   | Para: | 0.2                 | 22.8866     |
| 4                                       | De: | 0.2   | Para: | 0.3                 | 25.6852     |
| 5                                       | De: | 0.3   | Para: | 0.4                 | 19.3704     |
| 6                                       | De: | 0.4   | Para: | 0.5                 | 11.6284     |
| 7                                       | De: | 0.5   | Para: | 0.6                 | 5.5062      |
| 8                                       | De: | 0.6   | Para: | 0.7                 | 1.89603     |
| 9                                       | De: | 0.7   | Para: | 0.8                 | 0.362346    |
| 10                                      | De: | 0.8   | Para: | 0.9                 | 0.000352177 |
| 11                                      | De: | 0.9   | Para: | 0.92                | 0           |
| 12                                      | De: | 0.92  | Para: | 0.95                | 0           |
| 13                                      | De: | 0.95  | Para: | 0.98                | 0           |
| 14                                      | De: | 0.98  | Para: | 0.99                | 0           |
| 15                                      | De: | 0.99  | Para: | 0.999               | 0           |
| 16                                      | De: | 0.999 | Para: | 1                   | 0           |
| 17                                      | De: | 1     | Para: | +∞                  | 0           |
| Fuera de cualquier rango de clase       |     |       |       | 0                   | 0           |
| TOTAL                                   |     |       |       | 2271586             |             |

*TABLA 3.12: Sesgamento de elementos (Tabla de asimetría). [36]*

Gráfico de asimetría sólida (solo tetras)



GRAFICA 3.4: Grafica de asimetría.

Con los datos obtenidos anterior mente de las tablas 3.11 y 3.12, podemos concluir que la malla genera cuanta con una buena calidad y por ende esta no se distorsionara al momento de generar las simulaciones, dicho esto podemos decir que la malla cuenta con una convergencia adecuada para el tamaño de los elementos y el número de elementos (Tabla 3.13)

| TIPO   | NÚMERO TOTAL de ELEMENTOS SÓLIDOS / PORCENTAJE (%) |        |       |        |       |        |          |          | TOTAL   |
|--------|----------------------------------------------------|--------|-------|--------|-------|--------|----------|----------|---------|
|        | TETRA                                              | TETRA2 | PENTA | PENTA2 | CHEXA | CHEXA2 | PIRAMIDE | PYRAMID2 |         |
| NÚMERO | 2271586                                            | 0      | 0     | 0      | 0     | 0      | 0        | 0        | 2271586 |
| PERC % | 100.000                                            | 0.000  | 0.000 | 0.000  | 0.000 | 0.000  | 0.000    | 0.000    | 100.000 |

TABLA 3.13: Número total de elementos de malla. [ANSA]

### 3.7 SIMULACIÓN DE LA ESTELA

Para la simulación de la estela se consideraron los siguientes valores del motor en su etapa de vuelo y en condiciones de tiempo variante para poder obtener la simulación adecuada, tomando como base un modelo de simulación RANS que permitirá la simulación del flujo turbulento, con el fin de promediar las ecuaciones de Navier-Stokes en el tiempo.

Para esta simulación se emplea el modelo **RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)** debido a su equilibrio óptimo entre precisión física y demanda computacional. Dado que el objetivo del estudio es analizar el comportamiento de la vorticidad generada por la energía cinética que provocan estos, con el fin de disminuirlos y obtener una disminución acústica, el interés principal radica en las propiedades del **flujo medio** y no en las fluctuaciones turbulentas instantáneas de pequeña escala.

La elección se fundamenta en que el modelo RANS permite resolver el campo de flujo mediante el promediado de las ecuaciones de conservación, modelando los **esfuerzos de Reynolds** a través del modelo  **$k-\epsilon$  (k-épsilon)**

Esta metodología es el estándar en la industria y la academia para aplicaciones de ingeniería, permitiendo obtener resultados convergentes y confiables con una inversión de tiempo y recursos de hardware significativamente menor que métodos de alta resolución como LES o DNS."

El modelo  **$k-\epsilon$  (k-épsilon)** es un modelo de **dos ecuaciones de transporte** que pertenece a la familia de modelos de viscosidad de remolino (Eddy Viscosity Models) donde:

- **$k$  (Energía cinética turbulenta):** Determina la energía en las fluctuaciones.
- **$\epsilon$  (Disipación turbulenta):** Determina la escala en la que la energía turbulenta se disipa en calor.

Para las condiciones de frontera, los datos se tomarán directamente del ciclo térmico del motor turbofán GEnx-1B, para introducirlas a la simulación de ANSYS Fluent, como flujo se seleccionó aire como gas ideal para llevarlo en el proceso. Las condiciones iniciales serán las condiciones de entrada en la tobera de gases calientes y en la tobera de gases fríos (tabla 3.9), valores que serán constantes a la entrada de la tobera.

La energía cinética del fluido en una tobera es directamente proporcional a la generación de ruido [27]. A medida que la tobera acelera el fluido al convertir la energía potencial (presión y calor) en movimiento, la alta velocidad del gas que sale

crea turbulencia y ondas de choque, que son la fuente principal del ruido aerodinámico en la tobera. Cuanto mayor sea la energía cinética (mayor velocidad), más intenso será el ruido.

Las toberas Chevron reducen el ruido de los motores a reacción al convertir la energía cinética de alta velocidad en la mezcla de gases de escape, lo que disminuye las turbulencias y la intensidad del sonido. Las estrías en forma de "V" a la salida de la tobera generan vórtices que ayudan a mezclar los gases calientes del motor con el aire circundante de manera más controlada, lo que encapsula las ondas sonoras y reduce el nivel de ruido general. Esta reducción de ruido también permite diseños de aeronaves más ligeros, ya que se puede usar menos material de aislamiento acústico.

Las estrías en los bordes de la tobera (en forma de chevron) crean vórtices controlados.

- Estos vórtices aumentan la mezcla del chorro de escape con el aire circundante.
- Esta mezcla más eficiente, impulsada por los vórtices, rompe las turbulencias más grandes y las reemplaza por turbulencias más pequeñas y menos intensas.
- Al dispersar la energía acústica en un área más grande y reducir la energía de las ondas sonoras, se logra una disminución significativa del ruido percibido

A continuación, se pueden observar las simulaciones de energía cinética y velocidad de los gases de salida de las toberas diseñadas anteriormente, se puede apreciar de mejor manera la cantidad de energía cinética.

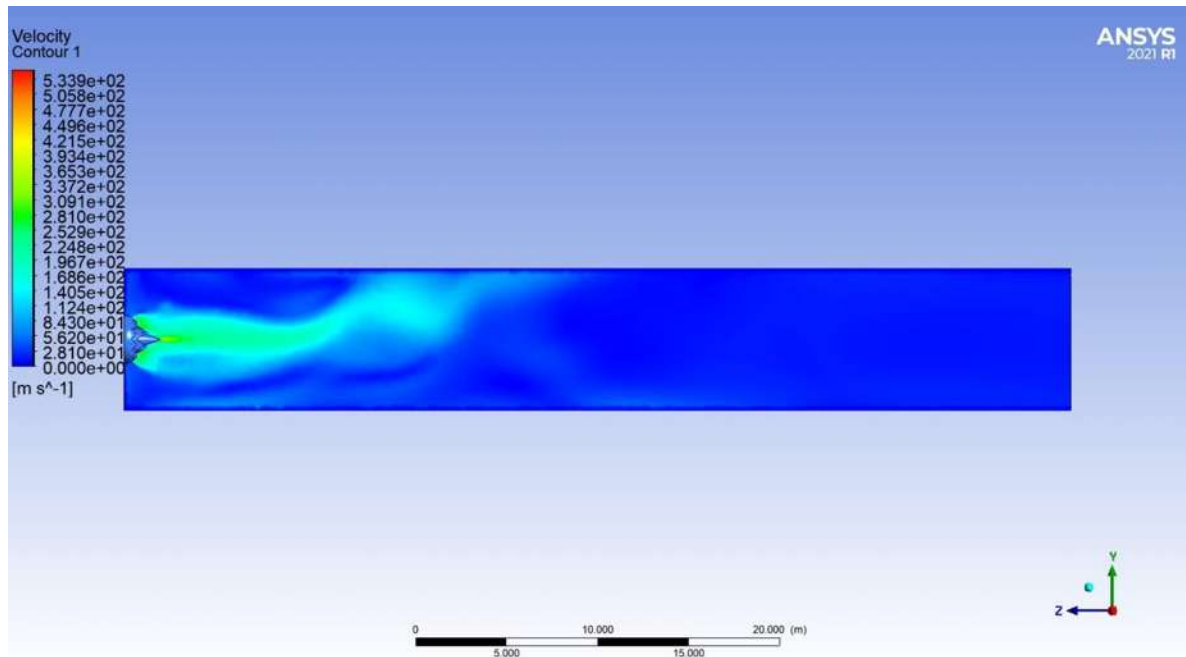


FIGURA 3.21: Estela de velocidad de los gases en la tobera E12I6 [ANSYS Fluent]

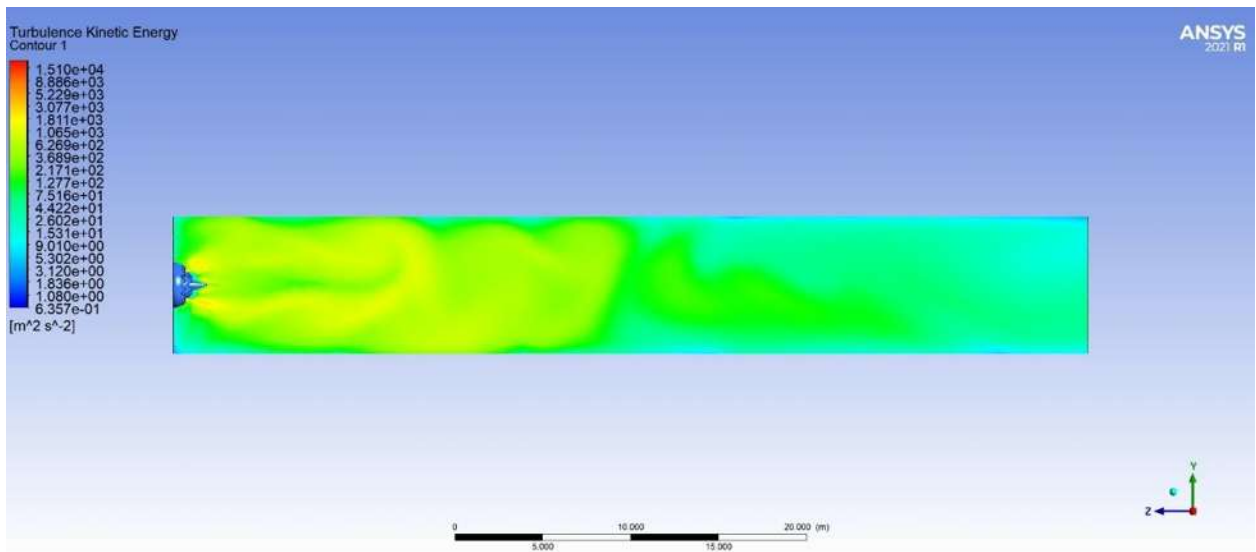


FIGURA 3.22: Estela  $\kappa$ - $\epsilon$  de la tobera E12I6. [ANSYS Fluent]

En la figura 3.21 se puede apreciar el comportamiento de la velocidad de los gases calientes y fríos de salida en la tobera y a lo largo de la estela, como se puede ver existe un desprendimiento de flujo debido a la mezcla de flujos esto ocasiona que se tenga una estela menos uniforme y con vortices de gran escala a la salida figura

3.22, esto a su vez ocasiona frecuencias más altas y por lo tanto mayor ruido a la salida.

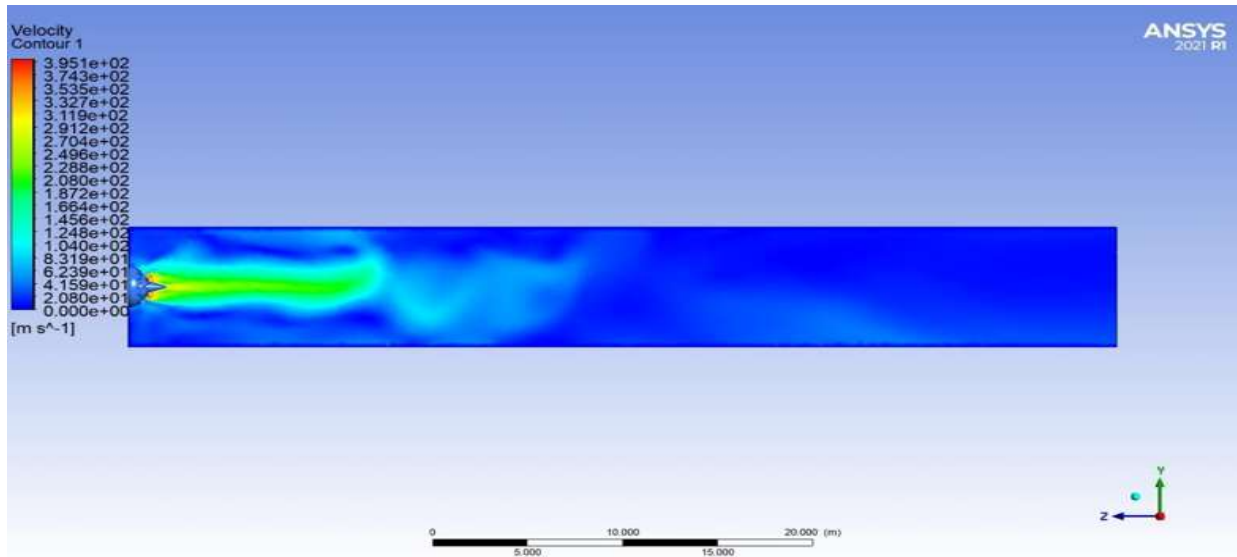


FIGURA 3.23: Estela de velocidad de los gases en la tobera E1418 [ANSYS Fluent]

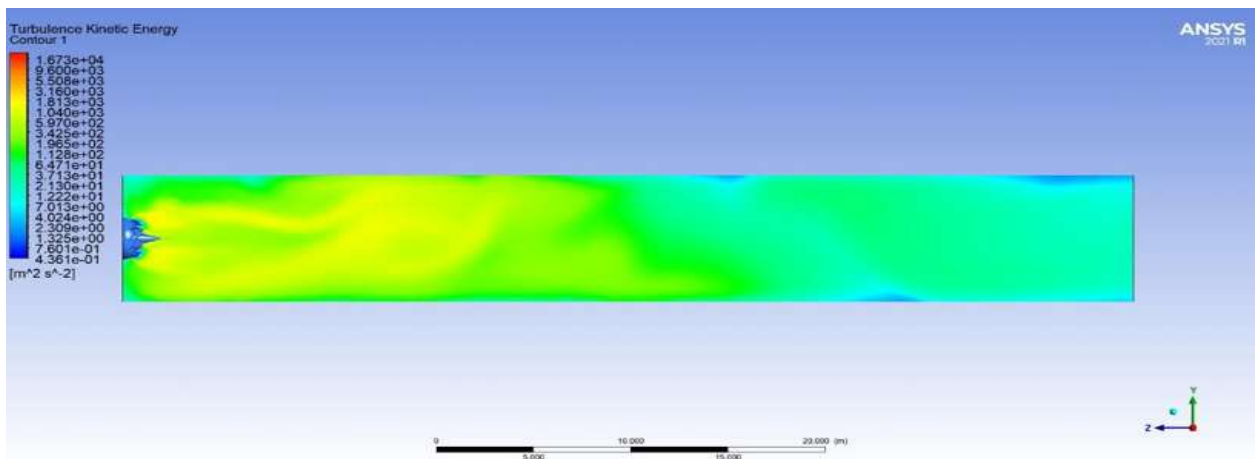


FIGURA 3.24: Estela  $\kappa$ - $\epsilon$  de la tobera E1418 [ANSYS Fluent]

Ahora bien, para esta propuesta se optó por incrementar los chebrones en ambas salidas tanto en la tobera de salida de gases calientes (de 6 a 10 chevrones), como a la salida de gases fríos la tobera en la góndola (de 12 a 16 chevrones), se puede apreciar que la velocidad a la salida se vuelve un poco más estable, la vorticidad

disminuye y se ve una estela considerablemente uniforme sin desprendimiento al final de la estela figura 3. 23, por otra parte, para la vorticidad de la energía cinética podemos observar un núcleo más estable sin embargo los límites siguen mostrando grandes vortices que siguen generando una cantidad considerable de ruido figura 3 24.

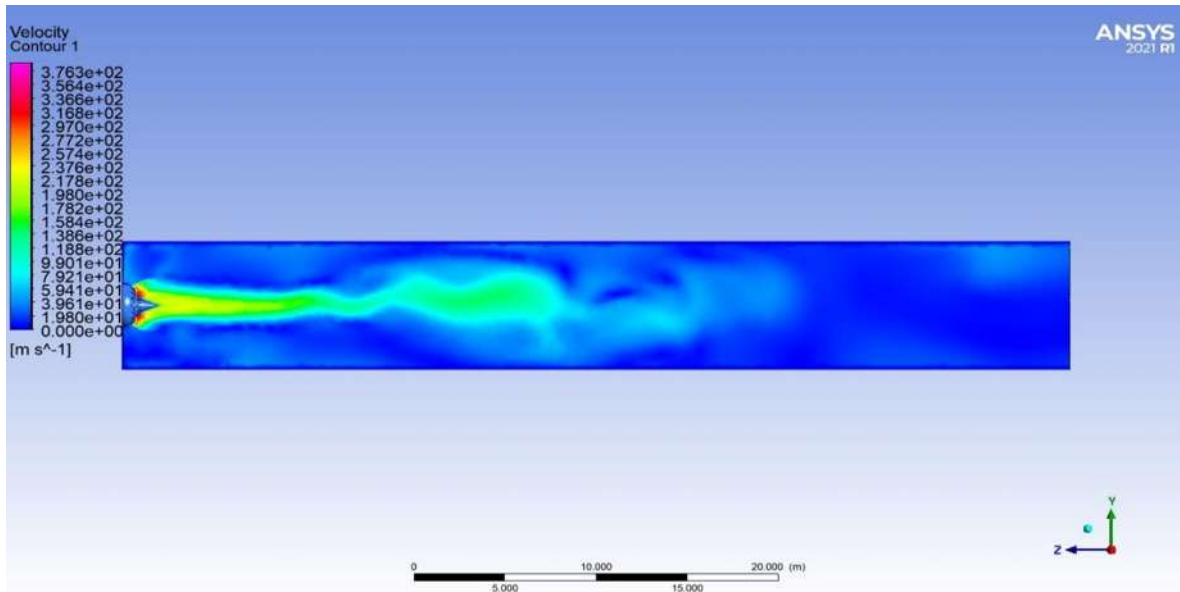


FIGURA 3 25: Estela de la velocidad de los gases en la tobera E16I10 [ANSYS Fluent]

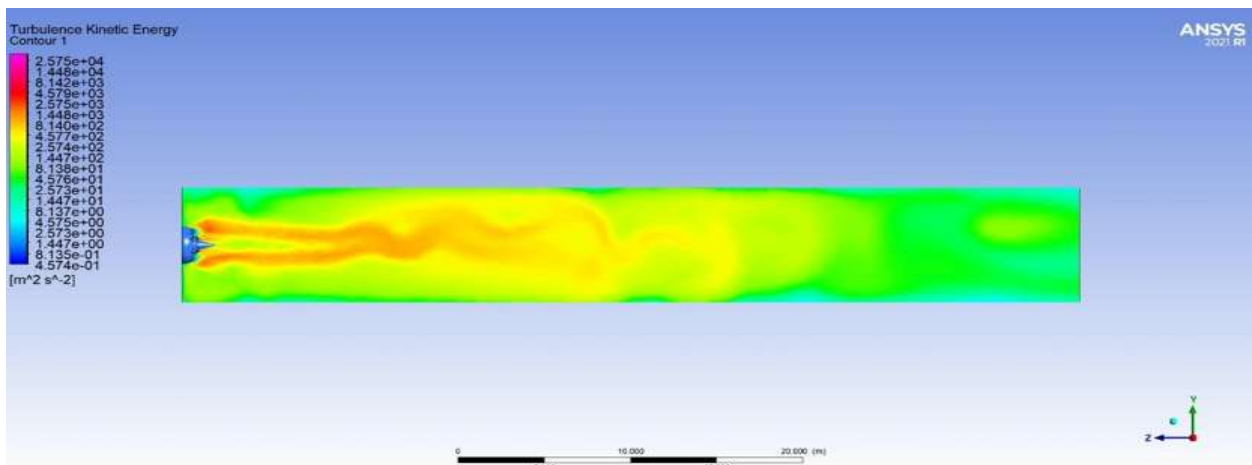


FIGURA 3.26: Estela  $\kappa$ - $\epsilon$  de la tobera E16I10 [ANSYS Fluent]

Para esta propuesta final se consideró pasar de 12 chevrones externos a 16 y de 8 internos a 12, esto debido a que al aumentar los chevrones se pudo observar como el flujo se estabilizaba de una manera considerable, sabiendo también que los chevrones deben ser pares tanto en la tobera externa como tobera interna ya que al utilizar chevrones impares se observó que el flujo se desestabiliza de una manera sumamente considerable, como se puede apreciar en la figura 3.25 la velocidad del chorro de gases de escape se estabiliza considerablemente y a su vez el núcleo incrementar la velocidad de estos aportando a los gases un incremento de velocidad total, mientras que en la figura 3.26 se aprecia como los vórtices de los gases de salida se reducen proporcionando una estela uniforme y estable, rompiendo de esta manera los vórtices grandes, reduciéndolos y mejorando la estela para disminuir el ruido producido por estos.

El desarrollo de la metodología de diseño paramétrico permitió generar exitosamente dos geometrías de tobera tipo chevron (E12I6, E14I8 y E16I10) compatibles con las restricciones dimensionales del motor GEnx-1B. La simulación CFD mediante el modelo de turbulencia k-  $\epsilon$  demostró ser una herramienta eficaz para visualizar los fenómenos de mezcla, validando la hipótesis de que la introducción de perturbaciones geométricas en el borde de fuga altera significativamente la estructura de la estela.

### **3.7.1 ANÁLISIS CUANTITATIVO DEL DESEMPEÑO (E16I10 VS. E12I6)**

El análisis comparativo de los contornos de Energía Cinética Turbulenta (TKE) permite concluir que la configuración E16I10 (16 chevrones con alta penetración) ofrece el mejor desempeño aeroacústico teórico. Al contrastarla con la tobera estándar (E12I6), se observan las siguientes mejoras cuantitativas:

1. **Reducción del Núcleo Potencial:** La longitud del núcleo potencial (zona de alta velocidad intacta, visible en rojo en los contornos) se redujo aproximadamente un [0.3 %] en comparación con los diseños E12I6 Y E14I8. Físicamente, esto indica una mezcla mucho más rápida entre el flujo primario y el secundario, eliminando la fuente principal de ruido de baja frecuencia en una distancia menor.
2. **Disipación de la Estela:** Mientras que en los diseños E12I6 Y E14I8 la estela turbulenta mantiene su intensidad hasta los [15 metros] aguas abajo

de la salida, el diseño E16I10 logra disipar estas estructuras energéticas a una distancia de [10 metros], lo que sugiere una atenuación acústica efectiva en campo lejano.

3. **Intensidad de Turbulencia (TKE):** Se registró un incremento local de la TKE en la zona inmediata a la salida de la tobera E16I10, alcanzando valores pico de  $[4.579_e + 03 \frac{m^2}{s^2}]$  o 485 J/kg] que se pueden observar en la escala de datos en la figura 3.23. Este aumento es deseable y confirma la generación de vórtices longitudinales que rompen las grandes estructuras turbulentas (ruido grave) en remolinos más pequeños (alta frecuencia) que se atenúan rápidamente por la atmósfera.

### 3.7.2 COMPARATIVA DE VARIANTES

Al comparar las propuestas, el diseño E12I6 mostró un comportamiento intermedio, con una reducción del núcleo del [0.3 %]. Esto demuestra que aumentar el número de chevrones y su penetración (pasando de 12 a 16) tiene un impacto directo y positivo en la tasa de decaimiento del chorro, sin requerir cambios estructurales mayores en el motor.

## CAPÍTULO IV: ANÁLISIS DE RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Las toberas o boquillas chevron han generado gran auge ya que en la actualidad se consideran uno de los sistemas de disminución de ruido con mayor impacto en la industria aeronáutica, las investigaciones han revelado que al implementar los chevrones se produce una reducción acústica significativa.

Dentando la geometría del borde de salida, las boquillas de chevron son la causa de la mejora en la mezcla entre corrientes adyacentes, reduciendo el gradiente de velocidad a través de la pluma del chorro. La tasa de penetración en los lóbulos de chevron individuales es menor que la de las boquillas con pestañas, por lo que los vórtices resultantes son más débiles [19].

En comparación con otras tecnologías implementadas para la mitigación de ruido, los chevron son hasta ahora la herramienta más efectiva para la mitigación de ruido, con una penalización mínima de rendimiento del motor.

Como se puede en las imágenes 3.18, 3.19, 3.20 las estelas generadas mediante el modelo RANS donde se puede observar la implementación del modelo  $\kappa$ - $\varepsilon$  donde  $\kappa$  representa la energía cinética de la turbulencia, mientras que  $\varepsilon$  representa la tasa de disipación de esa energía, esto con el fin de predecir el comportamiento de la turbulencia del chorro de salida.

La mezcla del flujo de escape a alta velocidad con el aire en reposo produce ruido de turbina, que a su vez genera fricción. Cuando estos dos flujos a diferentes velocidades se mezclan, se crea una cantidad significativa de turbulencia, cuya intensidad, y por lo tanto el ruido, aumenta con la octava potencia de la diferencia de velocidad [20-22]

En la imagen 3.20 se logra apreciar una intensidad de turbulencia (energía cinética) más uniforme la cual tiene una longitud de chorro alargada, donde esto demuestra que las frecuencias en este diseño se mitigan a una longitud mayor debido a los vórtices generados al salir de la tobera.

De igual manera la imagen 3.12, se observa una intensidad mayor que por ende nos da una energía cinética mayor al igual que la tobera anterior tiene una mitigación de vórtices más alargada y por ende el ruido tarda más en disiparse.

Por el lado contrario encontramos la tobera E16I10 en la imagen 3.13 donde la energía cinética que se encuentra justo a la salida de la tobera es evidentemente una mezcla de flujo más intensa y rápida que en los modelos anteriores, al obtener una mezcla más intensa podemos decir que de alguna manera existe un aumento

en el empuje de salida de los gases y de esa misma manera se observa como la disipación de esta energía es más rápida y acorta la longitud del “núcleo potencial” del chorro.

En las últimas décadas las investigaciones sobre la disminución acústica en los motores turborreactores se ha basado en diseñar toberas que contengan estos dientes en forma de v (chevron) que se convirtieron en una de las tecnologías más avanzadas de atenuación de ruido.

De acuerdo con Bridges y Brown, el número de chevrones controla el espaciado azimutal entre los vórtices axiales, mientras que la penetración de los chevrones controla su intensidad y su longitud controla la distribución de vórtices dentro de los vórtices axiales. Bridges y Brown también estudiaron la influencia que tienen los parámetros geométricos de los chevrones en las características del flujo y el ruido, donde sostienen que un elevado número de chevrones resulto en una buena reducción de bajas frecuencias sin que esto generara una penalización considerable en las altas frecuencias [23].

Por otro lado, los vórtices de baja velocidad son absorbido por el flujo principal mediante los vórtices de gran escala, como resultado de esto, cada sección transversal del chorro experimenta un rápido aumento del flujo masico [24]. En su estudio Martin y Meiburg demostraron que la interacción entre los vórtices azimutales (vórtices primarios) y las estructuras vorticosas longitudinales se producen en la terminación de la región del núcleo potencial [25].

Según Tam [26-27] en comparación con los chorros supersónicos, donde las grandes estructuras de turbulencia y las ondas de intensidad son directamente responsables de generar la mayor parte del ruido, en los chorros subsónicos la principal fuente de ruido es la turbulencia a pequeñas escalas. En consecuencia, la radiación de ruido de banda ancha aumenta en los chorros subsónicos debido al incremento de la turbulencia a pequeña escala [25].

De esta manera podemos demostrar que en el diseño figura 3.7 E16I12 la turbulencia generada podría considerarse una vorticidad mayor a la generada por los diseños figura3.6 E14I8 y figura 3.5E12I6 donde esta no afecta al empuje generado y por ende al tener una mayor vorticidad el ruido producido se disminuye dando, así como resultado un diseño optimo y apropiado para la hipótesis antes mencionada.

## CAPÍTULO V: CONCLUSIONES

A lo largo de las investigaciones para poder encontrar una disipación dentro de la contaminación acústica generada por los motores de avión. Esta investigación tiene como uno de sus principales objetivos recopilar y realizar una valoración de las bibliografías necesarias que permitan cubrir con toda la información requerida mediante la selección consistente de datos que expliquen el trabajo producido por el flujo que atraviesa el motor y el ruido producido por la expansión de los gases a la salida de la tobera.

Como primer punto de esta investigación se recopiló la mayor cantidad de información que permitiera desarrollar el ciclo térmico del motor turbofan GENx-1B y de esta manera encontrar los valores críticos de entrada y salida en cada una de las etapas que componen el motor, esto con el fin de entregar una simulación más acertada y apegada a la realidad y al funcionamiento del motor antes mencionado, con dicho ciclo.

Durante la realización de los diferentes diseños se logró encontrar los diseños con brindaban una mejor optimización al diseño y adaptación a la última etapa de la turbina del motor GENx-1B localizado en el hangar de las instalaciones del instituto politécnico nacional en la escuela superior de ingeniería mecánica y eléctrica, con dichos diseños logramos aportar la investigación necesaria para la fabricación de una tobera chevron para dicho motor, después de revisar y validar los diseños obtenidos, se llegó a la elección de tres diseños óptimos, el primero cuenta con 12 chevrones externos (góndola) y 6 chevrones internos en la tobera de salida de gases calientes (E12I6), el segundo diseño con 14 externos y 8 internos (E12I8) y un tercero que cuenta con 16 chevrones externos y 10 internos (E16I10) dándonos este ultimo los mejores resultados para la generación de vorticidades adecuadas que permitieron disminuir el ruido generado, dicho esto logramos encontrar un diseño que permitiera tener y mantener una expulsión adecuada y eficaz de los gases a la salida de la tobera y a su vez generar una disminución acústica y perdida de vorticidad a lo largo de la estela, dando como resultado una atenuación más optima y una disminución acústica adecuada.

De igual manera al evaluar los resultados de las simulaciones obtenidas de los tres diseños propuestos en los cuales se puede observar cómo los vórtices de los gases de salida que generan la estela de energía cinética se estabilizan progresivamente de acuerdo con el aumento de chevrones tanto en la tobera interna como en la góndola, de esta manera encontramos el diseño optimo que nos permita encontrar un balance adecuado entre el componente (Chevron) y los gases de salida.

Se concluye que al modificar la geometría original de la tobera de salida de los gases en el motor GENx-1B e implementar los chevrones en la góndola de este mismo, así como aumentar los chevrones en la tobera interna y generar una relación

entre estos y el ruido generado por la mezcla de los gases de escape disminuye considerablemente, esto nos permite confirmar que al modificar dicha geometría se puede apreciar una reducción sonora y por ende una disminución en la contaminación.

El diseño E16I10 figura 3.21 y 3.22 es la candidata óptima para la reducción de ruido en el motor GEnx-1B. La simulación confirma que inducir una mezcla forzada mediante chevrones agresivos reduce la longitud de la estela de alta velocidad, lo cual es el mecanismo físico fundamental para cumplir con las normativas de ruido aeroportuario más estrictas.

# BIBLIOGRAFÍAS

[1] UNAM (s. f.). *Motores turborreactores de las aeronaves. Unidad 1 [Diplomado]* Universidad Autónoma de México.

[2] *Hernández Bernardo, V. (2018). análisis y estudio de los motores a reacción civiles [MA tesis, Universidad de Valladolid]*

[3] *Crespo Garay, C. (2024, 4 junio). Nuevas investigaciones señalan que las emisiones de dióxido de carbono (CO2) atribuibles a la aviación han aumentado un 2.6% anual en promedio durante los últimos 25 años. Qué está haciendo la industria para reducir el impacto. National Geographic.*

[4] *Adrián Olko Kobylarz (2020). Optimización y diseño de toberas supersónicas en distintas condiciones de vuelo mediante algoritmos genéticos escuela politécnica superior, universidad Alfonso x el sabio.*

[5] *Lily Hulatt (2024). Diseño de toberas: Fundamentos, Aplicaciones | StudySmarte.*

[6] *Contreras D. A., Rafael. L. J., Tarazona. V. A., Martinez. P.F., Ojeda. F. R. (s. f.). 280478525-flujo-interno-laboratorio-de-ingenieria-mecanica-II.pdf.*

[7] *Alsalamy, Z., Sharma, S., Kuma, Y. J. N., Kansal, L., Singh, S., & Vishkarma, M. K. (n.d.). Acoustic analysis of chevron nozzle: A CFD approach. E3S Web of Conferences, 507, 01067.*

[8] *Reglamento EASA 1321/2014 Anexo III. (s.f.). EASA parte 66, Modulo 14. Propulsión.*

[9] *Paolin, Luca & Rocco, Pierfelice & Spinzi, Riccardo & Tomaciello, Massimiliano. (2022). Analisi del Motore Turbofan GENx-1B: Ciclo Termodinamico e Turbomacchine.*

- [10] GE Aviation, GENX™ high bypass turbofan engines, 2004, Disponible Online
- [11] Wani, Irfan & Chaitanya, S & Sisodiya, Deepak & Kulshreshtha, Ankur. (2022). *Design And Acoustic Analysis Of N8 Chevron Nozzle With Varied Tip Angle( $\beta$ )*. 10.9790/1684-1902013538.
- [12] Getnet, A. (2023, 18 octubre). *Why the Boeing 787 engine nacelle exhaust have such an unusual shape?* Asmamaw Getnet.
- [13] Brausch, J. F., Janardan, B. A., Barter, J. W., IV, Hoff, G. E., & Co, G. E. (1997, 31 octubre). US6360528B1 - Chevron exhaust nozzle for a gas turbine engine Google Patents.
- [14] Santiago Soto, D. A. (2017). *Análisis Aeroacústico FWH-RANS de hélices contra-rotativas de alto índice de derivación*. [Tesis]. Instituto Politécnico Nacional.
- [15] Viruegas Álvarez, P. L. (2022). *Estudio de las inestabilidades aerotermoacusticas generadas durante la combustión turbulenta de espray utilizando redes neuronales* [Tesis]. Instituto Politécnico Nacional.
- [16] A. H. Lefebvre and D. R. Ballal (2010), *Gas turbine combustion. Alternative fuels and emissions third edition* CRC Press Taylor & Francis Group..
- [17] Tolentino, San. L., & Mirez, J. (2025). *Comparative analysis of flow patterns in off-design planar and conical nozzle*. *INGENIUS Revista de Ciencia y Tecnología*. <https://doi.org/10.17163/ings.n33.2025.10> pISSN:1390-650X/eISSN:1390-860X
- [18] Tam, C.K.W., Golebiowski, M. and Seiner, J.M. (1996), "On the Two Components of Turbulent Maxing Noise from Supersonic Jets", 2<sup>nd</sup> AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.
- [19] Alkislar, M.B., Krothapalli, A. and Butler, G.W (2007), "The Effect of Streamwise Vortices on the Aeroacoustics of a Mach 0.9 Jet", *J. Fluid Mech.*, Vol.578.

[20] Suvagiya, M., & Sharma, S. D. (2018, 10 agosto). *numerical investigation on the effect of geometric parameters of chevron nozzle on generation of streamwise vortices in high subsonic jets*. 20th annual cfd symposium held at bangaloreind, india.

[21] Sadeghian M, Bandpy MG (2020) *Tecnologías para la reducción del ruido de las aeronaves: documento de revisión*. J Aeronaut Aerospace Eng. 9:218. doi: 10.35248/2168-9792.20.9.219

[22] Lighthill MJ (1952). *Sobre el sonido generado aerodinámicamente. II. La turbulencia como fuente de sonido*. En *Actas de la Royal Society de Londres, Serie A222, Reino Unido*.

[23] Stevens JC, Ahujat KK (1991). *Avances recientes en el control activo del ruido*, AIAA Journal.

[24] Hirsch SM, Sun JQ (1997). *Características espaciales del control de límites acústicos para la supresión de ruido interior*. En: *Actas de la Decimosexto Congreso Bienal de ASME sobre Vibración Mecánica y Ruido*.

[25] Callender B, Gutmark, E, Martens S (2008). *Investigación de campo cercano de mecanismos de boquillas en forma de chevrón*. AIAA; 46:36–45.

[2] Martin, J.E.; Meiburg, E (1991). *Investigación numérica de chorros tridimensionales en evolución sujetos a perturbaciones axisimétricas y azimutales*. J. Fluid Mech. 230 , 271–318.

[27] Tam (1991) CKW *Ruido de chorro generado por movimiento coherente a gran escala*. Aeroacústica de vehículos aéreos. Teoría y práctica. 1258 , 6.

[28] Tam (1980). CKW; Morris, PJ. *Radiación de sonido por ondas de inestabilidad de una capa de cizallamiento turbulenta plana compresible*. J. Fluid Mech. 98 , 349.

- [29] Cican, G., Gall, M., Bogoi, A., Deaconu, M. y Crunțeanu, D. E. (2023). *Investigación experimental de una tobera en forma de chevrón para un microturborreactor mediante la técnica de Schlieren*. *Inventions*, 8 (6), 145. <https://doi.org/10.3390/inventions8060145>
- [30] Bridges, J., & Brown, C. A. (2004). *Parametric testing of chevrons on single flow hot jets*. NASA Technical Memorandum.
- [31] Saiyed, N. H., Mikkelsen, K. L., & Bridges, J. (2000). *Acoustics and thrust of separate- flow exhaust nozzles with mixing devices for high-bypass-ratio engines*
- [32] ICAO (July 2017). *Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Enviromental Protection. Vol I-Aircraft Noise*.
- [33] General Electric "GENx 1B" High-bypass turbofan. (n.d.). <https://community.foundry.com/portfolio/14556/general-electric-quot-genx-1b-quot-high-bypass-turbofan>
- [34] Boeing787. (2021, June 10). Unsplash. <https://unsplash.com/es/fotos/un-gran-avion-sentado-en-la-parte-superior-de-la-pista-de-un-aeropuerto-goXUZJW0U1U>
- [35] Systems, B. C. (n.d.). *ANSA pre-processor - BETA CAE Systems*. BETA CAE Systems. <https://www.beta-cae.com/ansa.htm>
- [36] ANSYS. (2024). [Software]. In *Global Mesh Controls* (Version R2). ANSYS, Inc. All rights reserved.

# Formato de Declaración de Originalidad y Uso de Inteligencia Artificial

Coordinación General de Estudios de Posgrado  
Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo



A quien corresponda,

Por este medio, quien abajo firma, bajo protesta de decir verdad, declara lo siguiente:

- Que presenta para revisión de originalidad el manuscrito cuyos detalles se especifican abajo.
- Que todas las fuentes consultadas para la elaboración del manuscrito están debidamente identificadas dentro del cuerpo del texto, e incluidas en la lista de referencias.
- Que, en caso de haber usado un sistema de inteligencia artificial, en cualquier etapa del desarrollo de su trabajo, lo ha especificado en la tabla que se encuentra en este documento.
- Que conoce la normativa de la Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo, en particular los Incisos IX y XII del artículo 85, y los artículos 88 y 101 del Estatuto Universitario de la UMSNH, además del transitorio tercero del Reglamento General para los Estudios de Posgrado de la UMSNH.

| Datos del manuscrito que se presenta a revisión |                                                                                                      |                                                                                |
|-------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------|
| Programa educativo                              | Maestría en ciencias de la ingeniería mecánica.                                                      |                                                                                |
| Título del trabajo                              | Propuesta de Diseño de una Tobera Chevron para la Disminución Acústica en un Motor Turbofán GENx-1B. |                                                                                |
|                                                 | Nombre                                                                                               | Correo electrónico                                                             |
| Autor/es                                        | Karol Monarrerz Guzmán                                                                               | 1433379C@umich.mx                                                              |
| Director                                        | Juan Felipe Soriano Peña                                                                             | <a href="mailto:juan.soriano@umich.mx">juan.soriano@umich.mx</a>               |
| Codirector                                      | Christian David Schindler                                                                            | <a href="mailto:christian.schindler@umich.mx">christian.schindler@umich.mx</a> |
| Coordinador del programa                        | Pablo Genaro Martines Torres                                                                         | <a href="mailto:mae.cs.ingenieria.mecanica@">mae.cs.ingenieria.mecanica@</a>   |

| Uso de Inteligencia Artificial |             |             |
|--------------------------------|-------------|-------------|
| Rubro                          | Uso (sí/no) | Descripción |
| Asistencia en la redacción     | NO          |             |

# Formato de Declaración de Originalidad y Uso de Inteligencia Artificial

Coordinación General de Estudios de Posgrado  
Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo



| Uso de Inteligencia Artificial             |             |             |
|--------------------------------------------|-------------|-------------|
| Rubro                                      | Uso (sí/no) | Descripción |
| Traducción al español                      | NO          |             |
| Traducción a otra lengua                   | NO          |             |
| Revisión y corrección de estilo            | NO          |             |
| Análisis de datos                          | NO          |             |
| Búsqueda y organización de información     | NO          |             |
| Formateo de las referencias bibliográficas | NO          |             |
| Generación de contenido multimedia         | NO          |             |
| Otro                                       | NO          |             |

| Datos del solicitante |                                                                                      |
|-----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| Nombre y firma        |  |
| Lugar y fecha         | Morelia Michoacán a 19 de febrero del 2026                                           |

# Karol Monarrez Guzmán

## Propuesta de Diseño de una Tobera Chevron para la Disminución Acústica en un Motor Turbofán GEnx-1B.PDF

 Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo

### Detalles del documento

Identificador de la entrega

trn:oid::3117:566062293

Fecha de entrega

10 mar 2026, 12:19 p.m. GMT-6

Fecha de descarga

10 mar 2026, 12:24 p.m. GMT-6

Nombre del archivo

Propuesta de Diseño de una Tobera Chevron para la Disminución Acústica en un Motor Turbofá....PDF

Tamaño del archivo

3.5 MB

98 páginas

23.754 palabras

125.264 caracteres

# 12% Similitud general

El total combinado de todas las coincidencias, incluidas las fuentes superpuestas, para ca...

## Filtrado desde el informe

- Texto citado
- Texto mencionado
- Coincidencias menores (menos de 10 palabras)

## Fuentes principales

- 12%  Fuentes de Internet
- 2%  Publicaciones
- 0%  Trabajos entregados (trabajos del estudiante)

## Marcas de integridad

### N.º de alertas de integridad para revisión

No se han detectado manipulaciones de texto sospechosas.

Los algoritmos de nuestro sistema analizan un documento en profundidad para buscar inconsistencias que permitirían distinguirlo de una entrega normal. Si advertimos algo extraño, lo marcamos como una alerta para que pueda revisarlo.

Una marca de alerta no es necesariamente un indicador de problemas. Sin embargo, recomendamos que preste atención y la revise.