

**ANÁLISIS NUMÉRICO DEL RENDIMIENTO Y SIMULACIÓN DEL FLUJO DE
UNA TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE DE CONTORNO TOP
VARIANDO SUS PARÁMETROS GEOMÉTRICOS**

**JUAN SEBASTIÁN VALDIVIESO MARTÍNEZ
NICOLÁS GÓMEZ PARADA**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FISICOMECAÑICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA
2019**

**ANÁLISIS NUMÉRICO DEL RENDIMIENTO Y SIMULACIÓN DEL FLUJO DE
UNA TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE DE CONTORNO TOP
VARIANDO SUS PARÁMETROS GEOMÉTRICOS**

**JUAN SEBASTIÁN VALDIVIESO MARTÍNEZ
NICOLÁS GÓMEZ PARADA**

**Trabajo de grado para optar al título de
INGENIERO MECÁNICO**

**Director
MANUEL DE JESÚS MARTÍNEZ
Ingeniero Mecánico, PhD**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FISICOMECAÑICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA**

2019

TABLA DE CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN	15
1. OBJETIVOS	17
1.1 OBJETIVO GENERAL	17
1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	17
2. FLUJO DEL FLUIDO A TRAVÉS DE UNA TOBERA.....	18
2.1 COHETES Y TOBERAS	18
2.1.1 Conocimiento básico de cohetes	18
2.1.2 Tobera.....	19
2.2 FLUJO ISOENTRÓPICO	20
2.3 FLUJO A TRAVÉS DE UNA TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE.....	20
2.4 ONDAS DE CHOQUE	25
2.4.1 Patrón de ondas de choque	25
2.4.2 Ondas de choque.....	26
3. INTERACCIONES DE FLUJO EN UN TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE.....	28
3.1 TIPOS DE TOBERAS	28
3.1.1 Tobera parabólica de empuje optimo (TOP)	28
3.2 SEPARACIÓN DE LA CAPA LÍMITE.....	30
4. ECUACIONES DE GOBIERNO DEL FLUJO DE FLUIDOS	34
4.1 ECUACIONES DE NAVIER-STOKES	34
4.1.1 Ley de conservación de la masa.....	35
4.1.2 Conservación del momento (Segunda ley de Newton)	35
4.1.3 Conservación de la energía (Primera ley de la termodinámica).....	37
4.2 REYNOLDS AVERAGED NAVIER-STOKES (RANS)	38
4.3 MODELOS DE TURBULENCIA.....	38
4.3.1 K-OMEGA (K- Ω).	38
4.3.2 K-EPSILON (K- ϵ)	39

4.3.3 Shear Stress Transport (SST).....	39
4.3.4 SST K- ω	40
4.3.5 Spalart–Allmaras.....	40
4.4 TRATAMIENTO DE LA REGIÓN CERCANA A LA PARED Y EL VALOR y^+	41
5. DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)	44
5.1 COMPONENTES DE UN SISTEMA DE SIMULACIÓN CFD.....	44
5.2 MÉTODOS DE DISCRETIZACIÓN.....	45
5.2.1 Método de volúmenes finitos	45
6. MODELADO CFD	47
6.1 FASE DE PRE-PROCESADO	47
6.1.1 Definición de la geometría y el dominio de cálculo	47
6.1.2 Generación de la malla	48
6.1.3 Configuración del solver ANSYS Fluent.....	52
6.2 FASE DE CÁLCULO.....	55
6.2.1 Density Based	55
6.2.2 Pressure Based	56
6.2.3 Discretización espacial.....	58
6.2.4 Discretización temporal.....	58
6.2.5 Cálculo de gradientes	58
6.2.6 Convergencia de la solución	59
6.3 FASE DE POST-PROCESADO.....	59
7. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA E IMPLEMENTACIÓN EN ANSYS FLUENT	60
7.1 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA	60
7.2 GEOMETRÍA	60
7.2.1 Volvo S3.....	61
7.2.2 Construcción toberas tipo TOP método Rao.....	62
7.3 IMPLEMENTACIÓN EN ANSYS FLUENT	69
7.3.1 Descripción del dominio	69
7.3.2 Descripción del mallado	70

7.3.3 Configuración del solver ANSYS Fluent.....	72
7.3.4 Condiciones de contorno	74
7.3.5 Solver.....	76
7.4 ESTUDIO DE INDEPENDENCIA DE LA MALLA	76
7.4.1 Criterios de convergencia	77
7.4.2 Análisis de la solución CFD del estudio de independencia de la malla.....	78
7.5 VALIDACIÓN DE LA CONFIGURACIÓN	80
8. RESULTADOS Y ANÁLISIS DE LAS VARIACIONES	86
8.1 ANÁLISIS DE LAS VARIACIONES DE LA RAZÓN DE EXPANSIÓN (NAR) ..	86
8.1.1 Análisis del flujo para NAR.....	87
8.1.2 Análisis del rendimiento para NAR	92
8.2 ANÁLISIS DE LA LONGITUD DIVERGENTE (LD).....	94
8.2.1 Análisis de flujo para LD	95
8.2.2 Análisis del rendimiento para LD	99
8.3 ANÁLISIS DE LAS VARIACIONES DEL ÁNGULO DE DIVERGENCIA (θ_n)	100
8.3.1 Análisis de flujo para θ_n	101
8.3.2 Análisis del rendimiento para θ_n	103
8.4 ANÁLISIS DE LAS VARIACIONES DEL ÁNGULO DE SALIDA (θ_e)	104
8.4.1 Análisis de flujo para θ_e	104
8.4.2 Análisis del rendimiento para θ_e	107
9. CONCLUSIONES	108
10. RECOMENDACIONES.....	110
BIBLIOGRAFÍA	111

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Características principales de la tobera S3.....	62
Tabla 2. Valores de calidad de la malla.	72
Tabla 3. Configuración general Solver ANSYS Fluent.....	73
Tabla 4. Condiciones de contorno.	74
Tabla 5. Valores de frontera “Inlet”.	74
Tabla 6. Valores de frontera “Outlet”.....	74
Tabla 7. Constantes Modelo de turbulencia SST k- ω	75
Tabla 8. Estudio de independencia de la malla.....	76
Tabla 9. Valores del balance de masa y energía obtenidos.	77
Tabla 10. Variaciones geométricas propuestas.	86
Tabla 11. Cálculo del empuje para las variaciones de NAR.	93
Tabla 12. Empuje para las variaciones de LD.	99
Tabla 13. Empuje para las variaciones del ángulo de divergencia (θ_n).	103
Tabla 14. Empuje para las variaciones del ángulo de salida (θ_e).....	107

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Características de una tobera de cohete.	18
Figura 2. Puntos de operación de las toberas.	22
Figura 3. Flujo sobre expandido.....	24
Figura 4. Flujo sub-expandido.....	25
Figura 5. Onda de choque en la tobera.	26
Figura 6. Patrones de ondas de choque en régimen sobre expandido.....	27
Figura 7. Contorno TOP.....	29
Figura 8. Comparación FSS y RSS.	31
Figura 9. Presión en el muro desprendimiento FSS.	32
Figura 10. Presión en el muro desprendimiento RSS.....	33
Figura 11. Subdivisiones de la región cercana al muro.	42
Figura 12. Tipos de malla. Malla estructurada(izq.) y malla no estructurada (dcha.).	49
Figura 13. Tipos de elementos bidimensionales.	49
Figura 14. Razón de aspecto de un elemento.	50
Figura 15. Parametro “Skewness” sobre un elemento bidimensional.	51
Figura 16. Mallado de la capa límite.	52
Figura 17. Bucle solución del método basado en densidad.....	56
Figura 18. Bucle solución del método basado en presión. Algoritmo segregado (izq.) y algoritmo acoplado (dcha.).....	57
Figura 19. Diseño geometría tobera TOP.	63
Figura 20. Curvas de Rao para toberas TOP.	67
Figura 21. Dominio de cálculo.....	69
Figura 22. División del dominio.	70
Figura 23. Malla del dominio VOLVO S3.	71
Figura 24. Mallado de la región de desprendimiento de la capa límite.	72
Figura 25. Residuales de la malla número 4.....	77

Figura 26. Número de Mach en el muro para las diferentes variaciones.	78
Figura 27. Número de Mach en el eje horizontal para las diferentes variaciones.	78
Figura 28. Número de Mach a la salida de la tobera para las diferentes variaciones.	79
Figura 29. Presión estática en la pared del muro de la sección divergente para las diferentes variaciones.	79
Figura 30. Mach en el muro de la sección divergente de la tobera VOLVO S3 vs VULCAN.	80
Figura 31. Mach en el muro de la sección divergente VOLVO S3 modelo implementado.	81
Figura 32. Presión en el muro de la sección divergente de la tobera VOLVO S3 vs Vulcain.	82
Figura 33. Presión en el muro de la sección divergente de la tobera VOLVO S3 modelo implementado.	82
Figura 34. Distribución del número de Mach a lo largo de la tobera VOLVO S3.	83
Figura 35. Distribución del número de Mach a lo largo de la tobera VOLVO S3 modelo implementado.	83
Figura 36. Campo de flujo interno VOLVO S3.	84
Figura 37. Campo de flujo interno VOLVO S3 modelo implementado.	84
Figura 38. Comparación del campo de flujo externo Foto Schlieren VOLVO S3 (izq.) vs contorno de Mach modelo implementado (dcha.).	85
Figura 39. Contornos sección divergente para NAR.	87
Figura 40. Características del patrón de choque Cap Shock.	88
Figura 41. Contorno de Mach. NAR 13 - Mach Máximo 6.558.	89
Figura 42. Contorno de Mach. NAR 15.16 - Mach Máximo 6.768.	89
Figura 43. Contorno de Mach. NAR 18.2 - Mach Máximo 6.930.	90
Figura 44. Contorno de Mach. NAR 21.84 - Mach Máximo 6.971.	90
Figura 45. Contorno de Mach. NAR 25.48 - Mach Máximo 7.002.	90
Figura 46. Mach sobre el eje axial para las variaciones de NAR.	91
Figura 47. Puntos de separación de la capa límite para las variaciones de NAR.	92

Figura 48. Contornos de sección divergente para LD.....	95
Figura 49. Contornos de Mach. LD 377.5 mm - Mach Máximo 6.606.....	96
Figura 50. Contornos de Mach. LD 440 mm - Mach Máximo 6.728.....	96
Figura 51. Contornos de Mach. LD 528.2 mm - Mach Máximo 6.930.....	96
Figura 52. Contornos de Mach. LD 633.6 mm - Mach Máximo 6.924.....	97
Figura 53. Contornos de Mach. LD 739.2 mm - Mach Máximo 6.888.....	97
Figura 54. Mach sobre el eje axial para las variaciones de LD.....	98
Figura 55. Puntos de separación de la capa límite para las variaciones de LD.....	99
Figura 56. Contornos de sección divergente para θ_n	100
Figura 57. Contornos de Mach. θ_n 22° - Mach Máximo 5.517.	101
Figura 58. Contornos de Mach. θ_n 27° - Mach Máximo 6.930.	101
Figura 59. Contornos de Mach. θ_n 32° - Mach Máximo 6.851.	102
Figura 60. Mach sobre el eje para las variaciones del ángulo de divergencia (θ_n).	102
Figura 61. Puntos de separación para las variaciones del ángulo de divergencia (θ_n).	103
Figura 62. Contornos de sección divergente para (θ_e).....	104
Figura 63. Contornos de Mach. θ_e 0° - Mach Máximo 6.930.....	105
Figura 64. Contornos de Mach. θ_e 3° - Mach Máximo 6.766.....	105
Figura 65. Contornos de Mach. θ_e 6° - Mach Máximo 6.400.....	105
Figura 66. Mach sobre el eje axial para las variaciones del ángulo de salida (θ_e).	106
Figura 67. Puntos de separación para las variaciones del ángulo de salida (θ_e).	106

RESUMEN

TÍTULO: ANÁLISIS NUMÉRICO DEL RENDIMIENTO Y SIMULACIÓN DEL FLUJO DE UNA TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE DE CONTORNO TOP VARIANDO SUS PARÁMETROS GEOMÉTRICOS.*

AUTORES: JUAN SEBASTIÁN VALDIVIESO MARTÍNEZ, NICOLÁS GÓMEZ PARADA**

PALABRAS CLAVES: Tobera, capa límite, ondas de choque, ANSYS Fluent.

DESCRIPCIÓN:

La eficiencia de una tobera afecta el rendimiento de los sistemas de vuelo en general. Por lo tanto, la forma del contorno es de suma importancia y se diseña dependiendo de la aplicación y las condiciones de trabajo. A lo largo de los años se han desarrollado diferentes tipos de contornos, cada uno de estos presenta una forma diferente de campo de flujo interno, el cual determina las propiedades de flujo, la formación de ondas de choque, que a su vez influye en el modo de separación de la capa límite y directamente en el rendimiento

En este trabajo se buscó, para unas condiciones de entrada dadas, realizar variaciones de las características geométricas principales de la tobera VOLVO S3. El propósito fue evaluar cómo la geometría de la tobera afecta las propiedades del flujo y el rendimiento.

A partir del uso de la herramienta ANSYS Fluent, se implementaron modelos computacionales que permitieron evaluar el comportamiento fluidodinámico de las diferentes variaciones geométricas.

Se encontró que la variación del NAR, la longitud divergente, el ángulo de divergencia y el ángulo de salida afectan el comportamiento del campo de flujo interno y, a su vez, las propiedades de la pared de la tobera. Esto provoca diferentes patrones de ondas de choque e interacciones con la capa límite, afectando las características del fluido que influyen en el empuje generado por la tobera.

* Tesis de Grado

** Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: Manuel de Jesús Martínez, Ingeniero Mecánico, PhD.

ABSTRACT

TITLE: NUMERICAL ANALYSIS OF THE PERFORMANCE AND SIMULATION OF THE FLOW OF A CONVERGENT-DIVERGENT CONTOUR NOZZLE VARIATING ITS GEOMETRIC PARAMETERS.*

AUTHORS: JUAN SEBASTIÁN VALDIVIESO MARTÍNEZ, NICOLÁS GÓMEZ PARADA**

KEY WORDS: Nozzle, boundary layer, shock waves, ANSYS Fluent.

DESCRIPTION:

The efficiency of a nozzle affects the performance of flight systems in general. Therefore, the shape of the contour is of great importance and its design depends on the application and working conditions is designed. Over the years different types of contours have been developed, each of these presents a different form of internal flow field, which determines the flow properties, the formation of shock waves, which in turn influences the limited layer separation mode and directly in performance.

In this work, we reviewed, for given input conditions, variations of the main geometric characteristics of the VOLVO S3 nozzle. The purpose was to evaluate how the geometry of the nozzle affects the flow properties and performance.

Using ANSYS Fluent tool, computational models that allowed to evaluate the fluid dynamic behavior of the different geometric variations were implemented.

It was found that the variation of the NAR, the divergent length, the divergence angle, and the exit angle affected the behavior of the internal flow field and, in turn, the properties of the nozzle wall. This causes different shock wave patterns and interactions with the boundary layer, affecting the characteristics of the fluid that influence the thrust generated by the nozzle.

* Bachelor Thesis

** Faculty of Physic-mechanical Engineering. School of Mechanical Engineering. Thesis Director: Manuel de Jesús Martinez, Mechanical Engineer, PhD.

INTRODUCCIÓN

Uno de los principales intereses de la aeronáutica es mejorar los sistemas de propulsión, los cuales permiten que las naves y cohetes tengan el empuje y la velocidad necesaria para mantenerse en vuelo. Un motor cohete se compone principalmente de un inyector, una cámara de combustión y una tobera. El estudio que se llevó a cabo en el trabajo se centró en la tobera, la cual genera la aceleración del fluido; convirtiendo la energía térmica y la presión de flujo en energía cinética, que proporciona el empuje y la velocidad de vuelo¹.

La eficiencia de una tobera afecta el rendimiento de los sistemas de vuelo en general. Por lo tanto, la forma del contorno es de suma importancia y se diseña dependiendo de la aplicación y las condiciones de trabajo. A lo largo de los años se han desarrollado diferentes tipos de contornos, cada uno de estos presenta una forma diferente de campo de flujo interno, el cual determina las propiedades de flujo, la formación de ondas de choque, que a su vez influye en el modo de separación de la capa límite y directamente en el rendimiento². Entender cómo los parámetros geométricos influyen en el comportamiento de los componentes de propulsión como las toberas, es de vital importancia para el desarrollo de mejores sistemas de vuelo. Como objeto de estudio se analizó, una tobera TOP (Thrust Optimised Parabolic), la cual es una variante aproximada de otro tipo de toberas conocida como TOC (Thrust Optimised Countour). El contorno TOP consiste principalmente en una curva cuadrática que es descrita por 5 variables independientes, por lo que es posible manipular cada una de las variables de manera arbitraria.

En este trabajo se buscará para unas condiciones de entrada dadas, realizar variaciones a partir de una geometría de referencia, con el fin de responder a las

¹ A. S. Swaroopini, M. G. Kumar, y T. N. Kumar, "Numerical Simulation and Optimization of High Performance Supersonic Nozzle At Different Conical Angles", Int. J. Res. Eng. Technol., vol. 04, núm. 09, pp. 268–273, 2015.

² Ibid.

siguientes preguntas, ¿Cómo cambian las condiciones de flujo con los cambios geométricos?, y ¿Cómo los cambios afectan el rendimiento de la tobera?

Uno de los métodos actuales para probar fácilmente cambios en el diseño de las toberas y por consiguiente el efecto en su eficiencia y el comportamiento del flujo a través de ella, son las simulaciones y modelos computarizados mediante software especializado. En este trabajo el software usado es ANSYS Fluent. Se realizó el análisis y la simulación del efecto que tiene variar la geometría de la sección divergente de una tobera acampanada, tipo TOP, para verificar su rendimiento y su comportamiento fluidodinámico.

1. OBJETIVOS

1.1 OBJETIVO GENERAL

Analizar numéricamente las condiciones de flujo y el rendimiento de una tobera de contorno TOP, para diferentes variaciones geométricas.

1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Seleccionar las configuraciones geométricas usando el método Rao de contorno de toberas TOP para variaciones de longitud de la tobera entre 20 y 40% con respecto a la geometría original y para razones de expansión de área entre 10 y 50, con el fin de comparar el coeficiente de empuje, número de Mach y presión de cada modelo.
- Implementar computacionalmente mediante el software Ansys Fluent, el análisis de las configuraciones seleccionadas, con el fin de obtener un modelado del flujo a través de la tobera, y determinar la influencia de los cambios geométricos en la caracterización de la tobera y las ondas de choque.
- Validar los resultados obtenidos computacionalmente con resultados experimentales o teóricos consultados en la literatura.

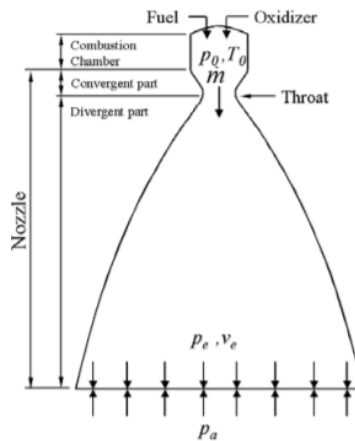
2. FLUJO DEL FLUIDO A TRAVÉS DE UNA TOBERA

2.1 COHETES Y TOBERAS

2.1.1 Conocimiento básico de cohetes. Los sistemas de propulsión para los cohetes usan la expansión termodinámica de un gas a través de una tobera para generar el empuje. La energía interna que se genera se convierte en energía cinética. Para generar esta energía se requiere de una reacción química poderosa³.

Existen dos tipos de propelente para cohetes: sólido y líquido. En los propelentes sólidos, el oxidante y el combustible se mezclan y almacenan de manera sólida. En los propelentes líquidos, el combustible y el oxidante se almacenan de manera separada, luego, cuando el motor está operando se inyectan ambas sustancias en la cámara de combustión donde estas se mezclan y queman⁴. En la Figura 1 se muestran las características de una tobera.

Figura 1. Características de una tobera de cohete.



Fuente: J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

³ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

⁴ Ibid.

El principio básico detrás de los cohetes es la segunda ley de Newton, “Para toda acción, hay una reacción igual y en dirección opuesta”. De acá es posible deducir que la fuerza de un objeto es igual a los cambios en el momento de este. Por lo tanto:

$$F_m = \frac{dm}{dt} v_e = m v_e \quad (1)$$

Donde $\dot{m}$ es el flujo másico y V_e es la velocidad del gas a la salida.

El empuje se puede incrementar aumentando el flujo másico o la velocidad. La masa proviene del peso de los propelentes que el cohete expulsa. La cámara de combustión es un ducto de diámetro constante con la longitud suficiente para permitir la combustión completa de los propelentes antes de que la tobera acelera los gases producidos. La tobera comienza en el punto donde el diámetro de la cámara de combustión empieza a disminuir⁵.

2.1.2 Tobera. Una tobera es un dispositivo diseñado para controlar la dirección y las características del flujo de un fluido al salir de una cámara de combustión. El análisis de las toberas es de gran interés, especialmente en el campo de la aeronáutica y la producción de cohetes debido a que este dispositivo genera el empuje de los sistemas de vuelo. Este empuje se genera debido a las fuerzas producidas por los cambios en el momento del flujo, teniendo en cuenta que la velocidad del fluido aumenta desde la entrada de la tobera hasta la salida, debido a la caída de presión⁶.

⁵ M. Almqvist, “Semi-empirical model for supersonic flow-separation in rocket nozzles”, Luleå University of Technology, 2005.

⁶ R. D. Zucker, Fundamentals of gas dynamics, 1a ed. Portland, Oregon: Matrix Publishers, 1977.

2.2 FLUJO ISOENTRÓPICO

Para realizar una primera aproximación al análisis del flujo a través de una tobera, se pueden realizar simplificaciones con el fin de generar ciertas relaciones que se ajusten al comportamiento del fenómeno. Algunos términos relacionados a estos procesos según, *Jhon D. Anderson*⁷, son:

- **Proceso adiabático:** Aquel en el que ni se añade ni se pierde calor en el sistema.
- **Proceso reversible:** No ocurre ningún fenómeno disipativo, por ejemplo, donde los efectos de la viscosidad, conductividad térmica y difusión de masa no están presentes.
- **Proceso isentrópico:** Aquel proceso que es tanto adiabático como reversible.
- **Gas ideal/Perfecto:** Aquel gas en el que las fuerzas intermoleculares son despreciadas.

2.3 FLUJO A TRAVÉS DE UNA TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE

A partir de las suposiciones de flujo isoentrópico y de relaciones termodinámicas se obtiene:

⁷ J. D. Anderson, Modern Compressible Flow: With Historical Perspective, 2a ed. McGraw Hill, 1990.

$$\frac{1}{A} \frac{dA}{dx} = -(1 - M^2) = \frac{1}{v} \frac{dv}{dx} \quad (2)$$

Donde M es el número de Mach, que está definido como la relación entre la velocidad de fluido sobre la velocidad del sonido en el medio:

$$M = \frac{v}{a} \quad (3)$$

A partir de la ecuación (2) se deduce que:

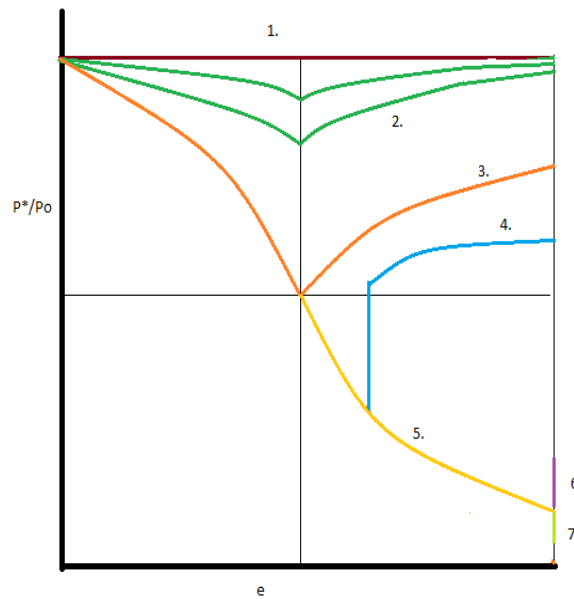
- Para flujos subsónicos, es decir donde $M < 1$, el aumentar el área A disminuye la velocidad de los gases y viceversa. Por ello se hace necesario la parte convergente de la tobera.
- Para flujos supersónicos, es decir donde $M > 1$, el aumentar el área A aumenta la velocidad y viceversa. Por lo tanto, si se quieren alcanzar velocidades supersónicas o hipersónicas se requiere de la sección divergente.

Se dice que el flujo en una tobera está estrangulado cuando $M=1$ en la garganta. Para una tobera en condición de estrangulamiento para cierta presión ambiente, si esta empieza a disminuir, el flujo se ve acelerado aguas abajo, pero la condición de estrangulamiento se mantiene, obteniendo flujos supersónicos después de la garganta.⁸

⁸ P. J. Cases Sánchez, "Estudio del Flujo en la Tobera del Motor Cohete J-2S Mediante Técnicas numéricas CFD", Universitat Politècnica de València, 2014.

Debido a la diferencia de presión entre la cámara de combustión y el ambiente se establecen diferentes modos de flujo a través de una tobera convergente-divergente, estos modos se denominan puntos de operación, y son los que se muestran en la Figura 2⁹.

Figura 2. Puntos de operación de las toberas.



A continuación, se describen los puntos de operación mostrados en la figura anterior.

1. **Sin flujo:** La presión del reservorio es igual a la presión del ambiente, por lo tanto, no hay una diferencia de presiones que obligue al flujo de gases¹⁰.
2. **Flujo isoentrópico subsónico:** La presión del ambiente es menor que la presión del reservorio. Para la parte convergente tenemos un aumento en la velocidad del flujo y una disminución en el área y presión, llegando a la menor

⁹ Ibíd.

¹⁰ R. D. Zucker, Fundamentals of gas dynamics, 1a ed. Portland, Oregon: Matrix Publishers, 1977.

presión y a la mayor velocidad en la garganta de la tobera. Luego, en la sección divergente podemos encontrar una disminución en la velocidad del flujo y un aumento en el área y en la presión de salida¹¹.

3. Flujo isoentrópico estrangulado subsónico o supersónico:

Para un área crítica de garganta donde $M=1$, dependiendo de la presión crítica y la diferencia de presiones entre el reservorio y el ambiente, se puede obtener un flujo supersónico o uno subsónico en la sección divergente¹².

4. Onda de choque normal en la tobera: La tobera trata de igualar la presión a la presión del ambiente, la cual es muy baja como para tener flujo supersónico a través de toda la tobera por lo cual luego de la onda de choque tendremos flujo subsónico. La ubicación de esta onda de choque depende de la relación de las presiones presentes en el sistema¹³.

5. Onda de choque normal a la salida de la tobera: La presión del ambiente es tal que la ubicación de la onda de choque será a la salida de la tobera. Esto ocasiona que la presión de salida (inmediatamente después de la onda normal), sea igual a la presión del ambiente. El flujo dentro de la tobera es supersónico¹⁴.

6. Flujo sobre expandido: Se caracteriza por la aparición de ondas de choque oblicuas o débiles, estas ocasionan el aumento de la presión del sistema en menor medida que una onda de choque normal. Estas se pueden apreciar a la salida de la tobera y aparecen con el propósito de comprimir el escape e igualar la presión a la contrapresión más alta. Este fenómeno ocurre debido a que el flujo ha reducido tanto su presión que esta se ha vuelto menor que la presión de descarga y se requiere una recompresión para que estas presiones puedan llegar a equilibrarse.

¹¹ Ibid.

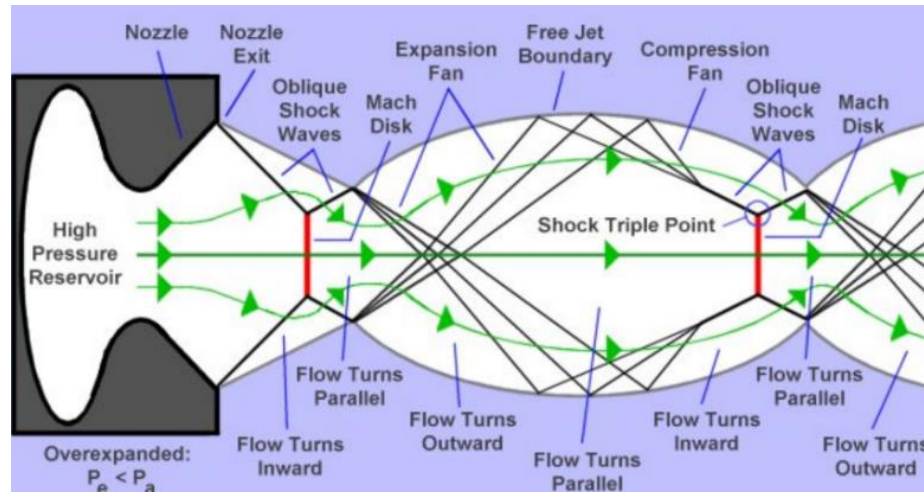
¹² R. D. Zucker, Fundamentals of gas dynamics, 1a ed. Portland, Oregon: Matrix Publishers, 1977.

¹³ Ibid.

¹⁴ Ibid

Esta situación se presenta para toberas que se encuentren trabajando a una altitud menor que su punto de diseño o en ciertos momentos cortos luego la de la ignición cuando la presión de la cámara no es lo suficientemente alta [4]. Las características del flujo sobre expandido se ven en la Figura 3.

Figura 3. Flujo sobre expandido.

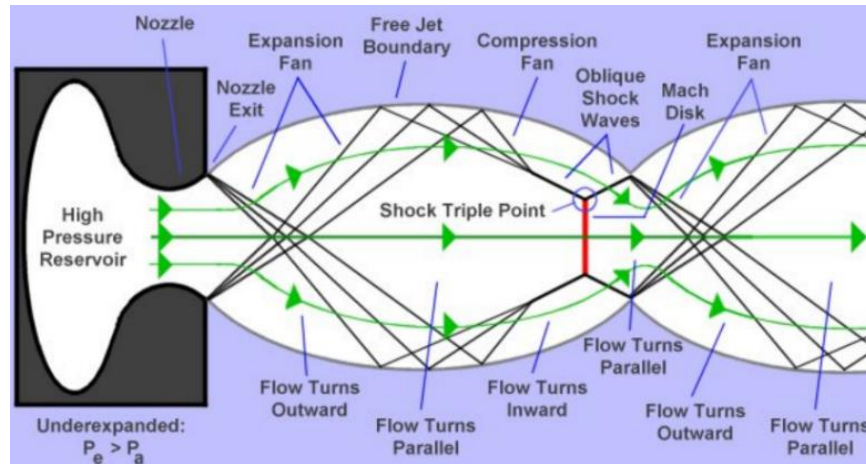


Fuente: "Shock Diamonds and Mach Disks". [En línea]. Disponible en: <http://www.aerospaceweb.org/question/propulsion/q0224.shtml>. [Consultado: 03-oct-2019].

7. Flujo sub expandido: La tobera no logra expandir el gas lo suficiente, por lo que la presión de salida del gas es mayor que la presión del ambiente. Aparecen ondas de expansión que varían la presión. Esto sucede para las toberas que trabajan en condiciones de vacío o en altitudes mayores a la correspondiente a su punto de diseño¹⁵. Las características del flujo sub expandido se ven en la Figura 4.

¹⁵ R. D. Zucker, Fundamentals of gas dynamics, 1a ed. Portland, Oregon: Matrix Publishers, 1977.

Figura 4. Flujo sub-expandido.



Fuente: "Shock Diamonds and Mach Disks". [En línea]. Disponible en: <http://www.aerospaceweb.org/question/propulsion/q0224.shtml>. [Consultado: 03-oct-2019].

2.4 ONDAS DE CHOQUE

2.4.1 Patrón de ondas de choque. Los sistemas de propulsión aeroespacial operando a velocidades supersónicas e hipersónicas tales como motores de jets supersónicos, toberas de cohetes y misiles supersónicos, experimentan una forma repetitiva de patrones de choque conocidos como diamantes de choque (también conocidos como Diamantes de Mach o Discos de Mach) en el chorro de salida. La presión de los gases a la salida de la tobera es diferente a la presión atmosférica, esto genera los patrones previamente mencionados y varían según el régimen donde se presentan: sobre expansión o sub expansión¹⁶.

Los patrones generados en ambas condiciones de flujo generan algunas pérdidas en el empuje y reducen la eficiencia del sistema en general. Estos patrones son producidos por la interacción entre las ondas de choque causadas por las diferencias de presiones¹⁷.

¹⁶ R. D. Zucker, Fundamentals of gas dynamics, 1a ed. Portland, Oregon: Matrix Publishers, 1977.

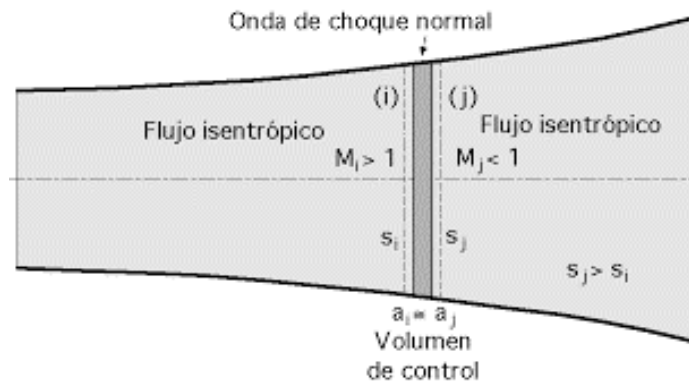
¹⁷ Ibid.

Estos diamantes de Mach aparecen de manera repetitiva hasta que después de cierta cantidad de compresiones y expansiones, la presión de salida de los gases y la presión ambiente llegan a punto en cual se equilibran y este patrón desaparece¹⁸.

2.4.2 Ondas de choque. Cuando un objeto se mueve más rápido que la velocidad del sonido y hay cambios repentinos en el área del flujo, se produce un fenómeno conocido como “Onda de choque”. Este es un proceso irreversible y produce un aumento en la entalpía, un aumento en la presión y una disminución en la velocidad del flujo. Cuando la onda de choque es perpendicular a la dirección del flujo, se le conoce como onda de choque normal¹⁹.

La ubicación de una onda normal en una tobera se determina según la relación de presiones entre la presión exterior y la presión dentro de la tobera, según la ubicación de esta onda se puede determinar el patrón de flujo (ver Figura 5)²⁰.

Figura 5. Onda de choque en la tobera.



Fuente: P. Fernández Díez, “Flujo compresible”, Cantabria, España.

Cuando la onda de choque no es perpendicular al flujo se le conoce como “Onda de choque oblicua o débil”. Esto debido a que hay un ángulo diferente de 90° entre la

¹⁸ Ibid.

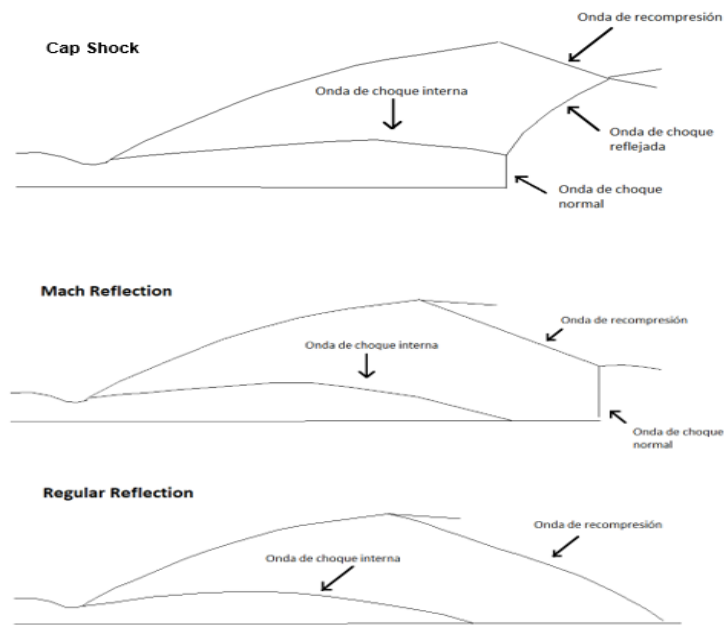
¹⁹ Ibid.

²⁰ R. D. Zucker, Fundamentals of gas dynamics, 1a ed. Portland, Oregon: Matrix Publishers, 1977.

dirección del flujo y la onda de choque. La magnitud de este tipo de onda de choque es menor en comparación a aquella de una onda de choque normal (fuerte). En este tipo de onda de choque la velocidad del flujo es supersónica. Una característica de este tipo de onda es que tiende a desviar el flujo de su trayectoria, ya que la onda de choque solo disminuye la velocidad en la dirección normal a la misma, mientras que la velocidad tangencial se mantiene sin cambios²¹.

Las ondas de choque oblicuas forman un patrón de choque a la salida de la tobera. En toberas sobre expansionadas se identifican diferentes patrones tales como: el disco de Mach, reflexión regular aparente y el patrón cap-shock (ver Figura 6). Este tipo de patrones dependen de las características geométricas del contorno de la tobera y de las condiciones del sistema como la presión de la cámara de combustión y la presión del ambiente²².

Figura 6. Patrones de ondas de choque en régimen sobre expandido.



²¹ Ibid.

²² R. D. Zucker, Fundamentals of gas dynamics, 1a ed. Portland, Oregon: Matrix Publishers, 1977.

3. INTERACCIONES DE FLUJO EN UN TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE

3.1 TIPOS DE TOBERAS

Existen diferentes tipos de toberas convergentes divergentes, como lo son las cónicas, acampanadas, anulares, aerospike, etc. Cada tipo de tobera tiene sus propias características geométricas, siendo las cónicas y acampanadas las más comunes en cohetes. Las diferentes formas de contorneado afectan la forma de campo de flujo interno y las interacciones del fluido con las paredes de la tobera. Para ciertas condiciones de flujo y variaciones geométricas existen fenómenos como la separación de la capa limite que dependen del patrón de choque que está sujeto a la forma del contorno.

Las toberas acampanadas ofrecen ventajas significativas sobre las toberas cónicas, tanto en tamaño como en rendimiento. Las toberas acampanadas cuentan con dos secciones cerca de la garganta, la sección divergente posterior a la garganta se desvía en un ángulo relativamente grande, pero el grado de divergencia se reduce corriente abajo. Cerca de la salida de la tobera, el ángulo ha disminuido ampliamente. De esta manera, la campana es un ajuste entre los dos extremos de la tobera minimizando el tamaño, por lo tanto, el peso y maximizando el rendimiento. Existen diferentes tipos de toberas acampanadas, como lo son las toberas TIC, TOC y TOP, siendo la TOP la usada en el presente trabajo²³.

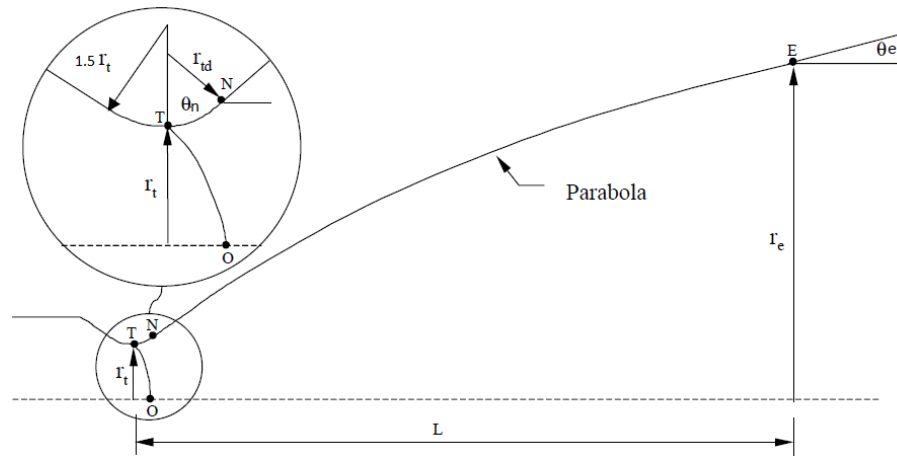
3.1.1 Tobera parabólica de empuje optimo (TOP). La tobera TOP es una variante aproximada de las toberas tipo TOC. Esta puede ser descrita mediante la generación de una curva cuadrática de Bézier a partir de 5 parámetros, r_{td} , θ_N , L , r_e y θ_E . Esta variante tiene el nombre de contorno TOP (Thrust Optimized Parabolic).

²³ R. D. Zucker, Fundamentals of gas dynamics, 1a ed. Portland, Oregon: Matrix Publishers, 1977.

Este tipo de contorno debido a su facilidad de manipulación permite el control de las variables de flujo a través de la tobera y por ello es ideal para el tipo de análisis que se presenta en esta investigación²⁴.

Diferentes investigaciones han mostrado que el comportamiento de las propiedades de flujo es similar y el rendimiento es solo un poco menor en toberas TOP en comparación con las TOC. Sin embargo, existe gran diferencia en el patrón de choque. En el punto N en la sección divergente, donde el arco circular continúa con la curva parabólica existe una discontinuidad en el contorno de la curvatura, como se puede ver en la Figura 7. Esta discontinuidad genera ondas de compresión que se juntan en una onda de choque interna, que tiene efectos sobre las propiedades del flujo en el muro. Esta característica ha probado ser útil para toberas a nivel del mar, ya que la presión a la salida en el muro aumenta, lo que disminuye la sobre expansión. La ganancia al disminuir la sobre expansión supera a la pequeña pérdida en rendimiento²⁵.

Figura 7. Contorno TOP.



Fuente: Adaptado de J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

²⁴ G. V. R. Rao, "Approximation of Optimum Thrust Nozzle Contour", ARS J., vol. 30, núm. 6, p. 561, 1960.

²⁵ Ibid.

3.2 SEPARACIÓN DE LA CAPA LÍMITE

Si se considera el fluido contiguo a la tobera, la velocidad relativa del fluido es cero, es decir, cuando las partículas entran en contacto con la pared de la tobera, este las arrastra consigo debido a la fricción y, por tanto, tomando como referencia la tobera, las partículas tienen velocidad cero. Esta lámina de partículas cuya velocidad relativa es cero fricciona con la capa contigua, oponiéndose a su movimiento. Sin embargo, al tratarse de un fluido, cuyas ligaduras entre moléculas no son tan fuertes, no puede frenarla del todo²⁶.

Así sucesivamente, las capas friccionan y se oponen al movimiento de la capa contigua, cada vez con menos fuerza hasta que la fricción se disipa del todo y las capas fluyen con normalidad. Esta región alrededor de la tobera, que va desde la pared de este hasta la capa cuya velocidad es aproximadamente la misma que la de las que no interaccionan con la pared, es la capa límite. Es una región dentro de la cual los efectos de la viscosidad son muy significativos y su estudio es muy importante en la aerodinámica de cualquier vehículo²⁷.

El tener un gradiente de presión lo suficientemente grande puede provocar el fenómeno denominado separación de la capa límite. Cuando esto se genera por medio de un sistema de ondas de recompresión, se puede apreciar que el flujo se despega de la pared de la tobera. Básicamente, la separación se produce cuando la capa límite turbulenta no puede equilibrar el gradiente adverso impuesto por el flujo externo. Por lo tanto, la separación en cualquier flujo supersónico es un proceso que involucra complejas interacciones de la capa límite con las ondas de choque²⁸.

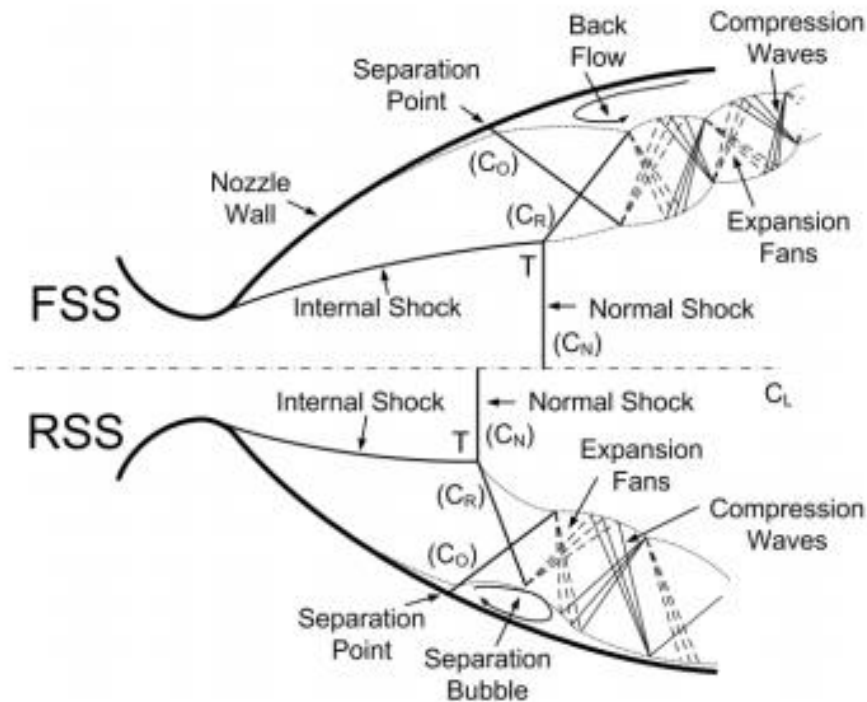
²⁶ M. Almqvist, "Semi-empirical model for supersonic flow-separation in rocket nozzles", Luleå University of Technology, 2005.

²⁷ M. Almqvist, "Semi-empirical model for supersonic flow-separation in rocket nozzles", Luleå University of Technology, 2005.

²⁸ Ibid.

Estudios previos sobre toberas de cohetes han demostrado que existen dos tipos de patrones de separación: la separación libre de choques o “Free Shock Separation” (FSS) y la separación restringida de choques o “Restricted Shock Separation” (RSS) (ver Figura 8)²⁹.

Figura 8. Comparación FSS y RSS.



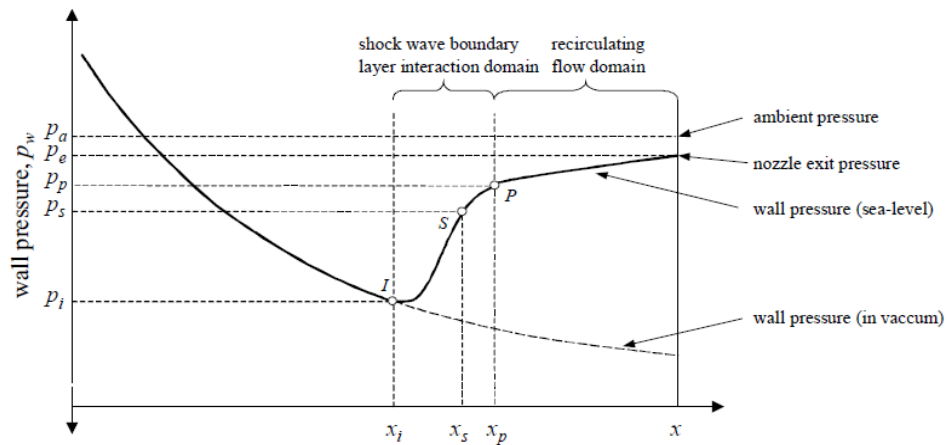
Fuente: F. Moukalled, L. Mangani, y M. Darwish, The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics. Springer, 2016.

En el caso FSS, para una tobera en régimen sobre expandido, el flujo se separa completamente de la pared en una determinada razón de presión en el muro con respecto a la presión ambiente. La evolución de la presión en el muro está gobernada por la física de las interacciones de la capa límite con las ondas de choque. La primera desviación de la presión del muro es llamada punto incipiente

²⁹ Ibid.

Pi, un poco después en el punto P_s empieza la separación de la capa y finalmente la presión aumenta al punto P_p (*Pressure Plateau*), que es un poco menor que la presión ambiente (ver Figura 9)³⁰.

Figura 9. Presión en el muro desprendimiento FSS.



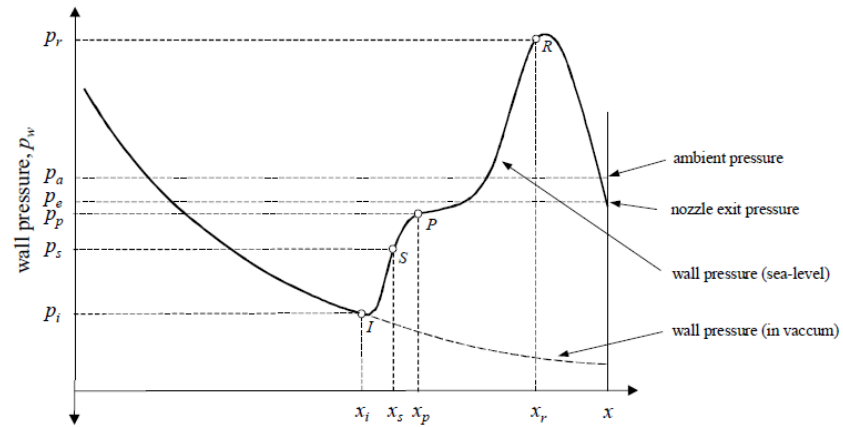
Fuente: J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

El otro tipo de separación es denominado RSS (*Restricted Shock Separation*). Este tipo de separación solo ocurre en ciertas razones de presión, en condiciones de fuerte sobre expansión. Se caracteriza por que la presión corriente abajo del punto de separación muestra un comportamiento irregular y parcialmente alcanza valores por encima de la presión del ambiente. Esto se atribuye a la re-adherencia del flujo separado a la pared de la tobera, induciendo un patrón alternante de ondas de choque y de expansión a lo largo del muro (ver Figura 10)³¹.

³⁰ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

³¹ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

Figura 10. Presión en el muro desprendimiento RSS.



Fuente: J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

4. ECUACIONES DE GOBIERNO DEL FLUJO DE FLUIDOS

4.1 ECUACIONES DE NAVIER-STOKES

Las ecuaciones de Navier-Stokes describen cómo se relacionan la velocidad, presión, temperatura y densidad de un fluido en movimiento. Estas ecuaciones fueron derivadas independientemente por G.G. Stokes, en Inglaterra, y por M. Navier, en Francia, a principios de 1800. Las ecuaciones son extensiones de las ecuaciones de Euler e incluyen los efectos de la viscosidad sobre el flujo³².

Estas ecuaciones son un grupo de ecuaciones diferenciales acopladas y teóricamente pueden ser resueltas para un problema dado de flujo usando métodos de cálculo. Sin embargo, en la práctica estas ecuaciones son muy difíciles de resolver analíticamente. Diferentes aproximaciones y técnicas de simplificación se han usado con el fin de obtener un grupo de ecuaciones que puedan ser resueltas³³.

Las ecuaciones de Navier-Stokes consisten en una ecuación de continuidad dependiente del tiempo para la conservación de la masa, tres ecuaciones dependientes del tiempo para la conservación del momento y una ecuación dependiente del tiempo para la conservación de la energía. Hay 4 variables independientes: las tres coordenadas espaciales en el dominio, x, y, z y la variable temporal t . Existen 6 variables dependientes, la presión p , la densidad ρ , la temperatura T , y tres componentes del vector velocidad, u en la dirección x , v en la dirección y , y la componente w en la dirección z . Todas las variables dependientes son funciones de las 4 variables independientes. Las ecuaciones diferenciales son por lo tanto ecuaciones diferenciales parciales³⁴.

³² F. Moukalled, L. Mangani, y M. Darwish, The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics. Springer, 2016.

³³ Ibid.

³⁴ "Navier-Stokes Equations". [En línea]. Disponible en: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/nseqs.html>. [Consultado: 03-oct-2019].

4.1.1 Ley de conservación de la masa. El principio de conservación de la masa, indica que, en ausencia de una fuente de masa, una región conservará su masa a nivel local. Usando este principio con el teorema de la divergencia de Gauss, aplicado a un volumen de control en forma integral, puede ser simplificado en la siguiente ecuación, que es válida para todo flujo compresible o incompresible, viscoso y no viscoso.

$$\frac{\delta}{\delta t} \oint_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{\Omega} \nabla \cdot (\rho V) d\Omega = 0 \quad (4)$$

Donde ρ es la densidad y Ω es el volumen de control. El término $\nabla \cdot$ representa la divergencia del vector V . La velocidad de fluido es $V = u\mathbf{i} + v\mathbf{j} + \omega\mathbf{k}$, donde u, v, ω son las componentes de la velocidad en las direcciones i, j, k . Con esto, la conservación de la masa para flujo compresible puede ser representada en forma diferencial como:

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \frac{\delta(\rho u)}{\delta x} + \frac{\delta(\rho v)}{\delta y} + \frac{\delta(\rho \omega)}{\delta z} = 0 \quad (5)$$

En forma divergente se reescribe como:

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho V) = 0 \quad (6)$$

4.1.2 Conservación del momento (Segunda ley de Newton). En ausencia de alguna fuerza externa actuando sobre un cuerpo, el cuerpo mantiene su momento lineal total, que es el producto de su masa y el vector velocidad. Además, el momento es una cantidad vectorial y sus componentes en cualquier dirección

también se conservarán. Este principio es aplicado a un volumen de control Ω usando dos clases de fuerzas, las fuerzas de cuerpo o fuerzas externas y las fuerzas de superficie, como las fuerzas de presión y las fuerzas viscosas.

Basado en la segunda ley de newton y usando la notación divergente, la forma integral para el momento en x es:

$$\oint_{\Omega} \frac{\delta(\rho u)}{\delta t} d\Omega - \oint_{\Omega} \nabla \cdot (\rho u V) d\Omega = \oint_{\Omega} \rho F_x d\Omega - \oint_{\Omega} \frac{\delta p}{\delta x} d\Omega \quad (7)$$

Donde p es la presión y F_x, F_y, F_z son fuerzas de superficie, como la fuerza de corte y el esfuerzo viscoso normal en x, y, z integrados sobre el volumen de control.

La ecuación de momento en forma diferencial a lo largo de x se define como:

$$\frac{\delta(\rho u)}{\delta t} + \frac{\delta(\rho uu)}{\delta x} + \frac{\delta(\rho vu)}{\delta y} + \frac{\delta(\rho \omega u)}{\delta z} = -\frac{\delta p}{\delta x} + \rho F_x \quad (8)$$

La ecuación anterior puede ser reescrita usando el teorema de la divergencia en la dirección x :

$$\frac{\delta(\rho u)}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho u V) = -\frac{\delta p}{\delta x} + \rho F_x \quad (9)$$

De manera similar se pueden escribir las ecuaciones para los momentos en la dirección y y z .

$$\frac{\delta(\rho v)}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho v V) = -\frac{\delta p}{\delta y} + \rho F_y \quad (10)$$

$$\frac{\delta(\rho \omega)}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho \omega V) = -\frac{\delta p}{\delta z} + \rho F_z \quad (11)$$

4.1.3 Conservación de la energía (Primera ley de la termodinámica). Cualquier cambio en el tiempo de la energía interna de un volumen es causado por la razón de trabajo de las fuerzas que actúan sobre el volumen y por el flujo de calor neto dentro de él. Basado en esta ley se tiene la forma integral de la ecuación de la energía:

$$\begin{aligned} & \oint_{\Omega} \dot{q} \rho d\Omega - \oint_{\Omega} \nabla \cdot (\rho V) d\Omega \\ & + \oint_{\Omega} \rho (f \cdot V) d\Omega = \oint_{\Omega} \frac{\delta}{\delta t} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] d\Omega + \oint_{\Omega} \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] V d\Omega \end{aligned} \quad (12)$$

Usando el teorema de la divergencia, la ecuación de conservación diferencial tiene la siguiente forma:

$$\frac{\delta \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right]}{\delta t} + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) V \right] = -\nabla \cdot (pV) + \rho \dot{q} + \rho (f \cdot V) \quad (13)$$

Donde e es la energía interna por unidad de masa, y $\dot{q}$ es la razón de calor añadido.

El término $\left(e + \frac{V^2}{2} \right)$, es la suma de la energía interna y cinética por unidad de masa³⁵

³⁵ E. M. S. Ekanayake, "Numerical Simulation of a Convergent Divergent Supersonic Nozzle Flow", RMIT University, 2013.

4.2 REYNOLDS AVERAGED NAVIER-STOKES (RANS)

La descomposición de las ecuaciones Navier-Stokes en las ecuaciones RANS permite simular flujos de ingeniería prácticos, como el flujo de aire sobre un avión o el flujo a través de una tobera. La suposición detrás de las ecuaciones RANS es que las fluctuaciones de velocidad turbulentas dependientes del tiempo se pueden separar de la velocidad de flujo media. Esta transformación introduce un conjunto de incógnitas llamadas tensiones Reynolds, que son funciones de las fluctuaciones de velocidad, y que requieren un modelo de turbulencia para producir un sistema cerrado de ecuaciones solucionables. Los requisitos computacionales reducidos para las ecuaciones RANS, aunque siguen siendo significativos, son órdenes de magnitud menores a las requeridas para las ecuaciones originales Navier-Stokes³⁶.

Otra ventaja de utilizar las ecuaciones RANS para la simulación de flujo de un fluido constante es que la velocidad media del flujo se calcula como un resultado directo sin la necesidad de promediar la velocidad instantánea en una serie de pasos de tiempo³⁷.

4.3 MODELOS DE TURBULENCIA

4.3.1 K-OMEGA (K- Ω). El modelo K- Ω es uno de los modelos más utilizados. Esto incluye 2 ecuaciones de transporte adicionales para representar las propiedades turbulentas del flujo, para tener en cuenta los efectos históricos, como la convección y la difusión de energía turbulenta. La variable de transporte k determina la energía en turbulencia y ω determina la escala de turbulencia³⁸.

³⁶ "Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations", 2009. [En línea]. Disponible en: <https://www.symscape.com/reynolds-averaged-navier-stokes-equations>. [Consultado: 03-oct-2019].

³⁷ Ibid.

³⁸ "K-omega models". [En línea]. Disponible en: https://www.cfd-online.com/Wiki/K-omega_models. [Consultado: 03-oct-2019].

4.3.2 K-EPSILON (K- ϵ). Es un modelo de dos ecuaciones donde k es la energía cinética turbulenta que determina la energía de la turbulencia. El ϵ es la velocidad de disipación de la turbulencia que determina las escalas de la turbulencia. El modelo k - ϵ es un modelo de cierre de primer orden. El modelo k - ϵ ha mostrado ser preciso para los flujos de capa de corte libre con gradientes de presión relativamente pequeños y para los flujos internos y delimitados por la pared donde los gradientes de presión promedio son muy pequeños. Este modelo no logra modelar flujos que contienen grandes gradientes de presión adversos. El modelo k - ϵ estándar se usa en la mayoría de los casos debido a su robustez, economía y precisión razonable para un rango de flujos, pero no puede predecir las capas límite que no están en equilibrio. El modelo k - ϵ tiende a predecir el inicio de la separación demasiado tarde y debajo del valor predice del tamaño de la separación. Por lo tanto, el modelo no es muy preciso para dispositivos como difusores, toberas, álabes de turbina y cuerpos aerodinámicos³⁹.

4.3.3 Shear Stress Transport (SST). Este es un modelo popular de turbulencia para el análisis de flujo viscoso compresible para flujos internos y externos de números altos de Reynolds. Muchos flujos prácticos ocurren en condiciones donde los efectos de compresibilidad son importantes. Para flujos con gradientes de presión adversos, es importante un modelo de turbulencia para capturar la separación de la capa límite. La separación de la capa límite se produce en escalas pequeñas, y los regímenes de captura con escalas grandes y pequeñas, como zonas de separación y choques, requieren un modelo de turbulencia preciso y favorable. Además, un modelo debe poder predecir los flujos de calor de la superficie o la tensión de corte para obtener un modelado preciso de los flujos de separación. SST es una mezcla de los modelos k - ϵ y k - ω ⁴⁰.

³⁹ "K-epsilon". [En línea]. Disponible en: <https://www.simscale.com/docs/content/simulation/model/turbulenceModel/kEpsilon.html>. [Consultado: 03-oct-2019].

⁴⁰ Ibid.

4.3.4 SST K- ω . El modelo de turbulencia SST k- ω es un modelo de viscosidad de dos ecuaciones. La formulación de transporte de esfuerzo cortante (SST) combina lo mejor de dos modelos. El uso de una formulación k- ω en las partes internas de la capa límite hace que el modelo se pueda usar directamente hasta la pared a través de la subcapa viscosa, por lo que el modelo SST k- ω se puede usar como un Modelo Low-Re de turbulencia sin funciones de amortiguación extra. La formulación SST también cambia a un comportamiento de k- ϵ en el flujo libre y, por lo tanto, evita el problema común del k- ω de que el modelo es demasiado sensible a las propiedades de turbulencia del flujo libre de entrada. El modelo SST k- ω a menudo se utiliza debido a su buen comportamiento en los gradientes de presión adversos y el flujo de separación⁴¹.

El modelo k- ω es muy preciso al capturar características de flujo en las capas límite, pero débil para el modelado 3D y no tiene ninguna ventaja para calcular la tensión de Reynolds⁴².

4.3.5 Spalart–Allmaras. El modelo Spalart-Allmaras es un modelo que resuelve una única ecuación de transporte modelada para la viscosidad turbulenta de remolinos cinemáticos. El modelo Spalart-Allmaras fue diseñado específicamente para aplicaciones aeroespaciales que involucran flujos limitados a la pared y se ha demostrado que proporciona buenos resultados para las capas límite sometidas a gradientes de presión adversos⁴³.

⁴¹ “K-omega SST”. [En línea]. Disponible en: <https://www.simscale.com/docs/content/simulation/model/turbulenceModel/kOmegaSST.html>. [Consultado: 03-oct-2019].

⁴² Ibid.

⁴³ “What Are the Spalart-Allmaras Turbulence Models?” [En línea]. Disponible en: <http://www.southampton.ac.uk/~zxie/SESS6021/CCMP/online1/146-spalartAllmarasTurbulence-02.html>. [Consultado: 03-oct-2019].

En su forma original, el modelo es efectivamente un modelo de número de Reynolds bajo, que requiere que la región afectada por la viscosidad de la capa límite se resuelva correctamente⁴⁴.

4.4 TRATAMIENTO DE LA REGIÓN CERCANA A LA PARED Y EL VALOR y^+

Los flujos turbulentos se ven significativamente afectados por la presencia de paredes. Esto significa, que el campo de velocidad es afectado por la condición de no deslizamiento que tiene que ser satisfecha en el muro. El modelado cercano al muro impacta significativamente la fidelidad de las soluciones numéricas. En la medida en que las paredes son la principal fuente de vorticidad y turbulencia. Después de todo, es en la región cercana a las paredes que las variables solución tienen grandes gradientes, y el momento y otros escalares de transporte ocurren con mayor vigorosidad. Por lo tanto, una precisa representación del flujo en la región cercana al muro determina el grado de éxito de las predicciones de los flujos turbulentos rodeados por paredes⁴⁵.

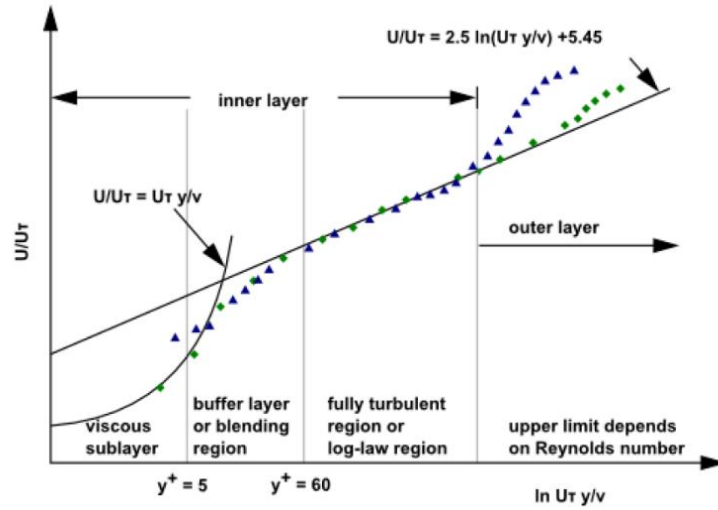
Numerosos experimentos han mostrado que la región cercana puede ser subdividida en 3 capas. En la capa más interna, llamada subcapa viscosa, el flujo es casi laminar y la viscosidad molecular juega un papel dominante en la transferencia de masa, calor y momento. En la capa más externa, llamada capa totalmente turbulenta, la turbulencia tiene un rol más importante. Finalmente, hay una región intermedia entre las dos capas, donde los efectos de la viscosidad molecular y la turbulencia son igual de importantes. Las capas de la región cercana al muro se aprecian en la Figura 11⁴⁶.

⁴⁴ “Spalart–Allmaras turbulence model”. [En línea]. Disponible en: http://dbpedia.org/page/Spalart–Allmaras_turbulence_model. [Consultado: 03-oct-2019].

⁴⁵ ANSYS Inc., “Ansys Fluent Theory Guide”. Canonsburg, Pennsylvania, 2013.

⁴⁶ Ibid.

Figura 11. Subdivisiones de la región cercana al muro.



Fuente: ANSYS Inc., "Ansys Fluent Theory Guide". Canonsburg, Pennsylvania, 2013.

En la Figura 11 se muestra la expresión: $y^+ \equiv \rho u_\tau y / \mu$, donde u_τ es la velocidad de fricción definida como:

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (14)$$

De acuerdo con la teoría de la capa límite, el valor y^+ es una distancia adimensional. Donde ρ es la densidad, y es la distancia desde el muro y μ es la viscosidad dinámica.

Los modelos de turbulencia tienen diferentes restricciones en el valor de y^+ en el muro. Entre más rápido es el flujo cercano al muro mayores valores de y^+ se producen, lo que significa que el tamaño de los elementos cercanos al muro debe ser reducidos. Para resolver la capa límite sujeta a gradientes de presión adverso, es decir cuando existe desprendimientos, en el modelo SST $k-\omega$, un valor de $y^+ <$

2 provee una buena aproximación de las propiedades del flujo en la región rodeada por la pared⁴⁷.

⁴⁷ E. M. S. Ekanayake, "Numerical Simulation of a Convergent Divergent Supersonic Nozzle Flow", RMIT University, 2013.

5. DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)

La dinámica de fluidos computacional o CFD, por sus siglas en inglés, es un grupo de metodologías que implementan análisis numérico y conjuntos de datos, que permite a una computadora generar una simulación del flujo de fluidos.

5.1 COMPONENTES DE UN SISTEMA DE SIMULACIÓN CFD

Para realizar un análisis de flujo de fluidos siguiendo la metodología CFD se aplican una serie de pasos principales, que permiten obtener una simulación del fenómeno a analizar.

Un análisis CFD consiste básicamente en 5 pasos⁴⁸:

Paso 1: Definición del modelo matemático.

Paso 2: Definición del proceso de discretización.

Paso 3: Desarrollo de la fase de análisis.

Paso 4: Definición de la fase de resolución.

Paso 5: Uso de herramientas de postproceso para implementar análisis de resultados.

⁴⁸ C. Hirsch, Numerical computation of internal and external flows, 2a ed., vol. 1. 2007.

5.2 MÉTODOS DE DISCRETIZACIÓN

El proceso de discretización comprende la parte más extensa de una simulación CFD. Existen diferentes modelos o métodos de discretización que tienen diferentes aproximaciones y modelos numéricos que proporcionan diferentes ventajas o desventajas para un tipo determinado de problema de flujo de fluidos.

Los 3 métodos de discretización más usados en la mecánica de fluidos computacional son:

- Método de diferencias finitas.
- Método de elementos finitos.
- Método de volúmenes finitos.

El método de volúmenes finitos es el método de discretización usado en el presente trabajo, ya que es el implementado en el programa de simulación ANSYS Fluent.

5.2.1 Método de volúmenes finitos. El método de volúmenes finitos fue introducido en el campo de la dinámica de fluidos numérica de manera independiente para la solución de ecuaciones de Euler dependientes del tiempo⁴⁹.

Se considera una malla de discretización en un espacio fluido. En torno a cada punto de esta malla se construye un volumen de control que no se superpone con los puntos de los elementos vecinos, de esta manera el volumen total de fluido es igual a la suma de los pequeños volúmenes de control. La ecuación diferencial de la ley de gobierno a resolver, se integra en cada volumen de control, lo que resulta en una

⁴⁹ C. Hirsch, Numerical computation of internal and external flows, 2a ed., vol. 1. 2007.

versión semi discretizada de dicha ecuación. Para realizar la integración es necesario especificar perfiles de variación de la variable dependiente entre los puntos de la malla, con el fin de evaluar las integrales resultantes. La principal característica del sistema de ecuaciones discretizadas resultante es que la solución obtenida satisface de forma exacta las ecuaciones de conservación consideradas, independientemente del tamaño de la malla⁵⁰. Al final del proceso de discretización resulta un conjunto de ecuaciones con los valores desconocidos de las variables dependientes en los centros de las celdas⁵¹.

⁵⁰ C. Hirsch, Numerical computation of internal and external flows, 2a ed., vol. 1. 2007.

⁵¹ F. Moukalled, L. Mangani, y M. Darwish, The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics. Springer, 2016.

6. MODELADO CFD

En el presente capítulo se presentará la implementación de la metodología CFD con la aplicación de las características que nos ofrece el software ANSYS FLUENT 2019 R2.

De manera simplificada todo cálculo CFD tiene 3 fases fundamentales, que son:

1. Fase de Pre-procesado
2. Fase de Cálculo o resolución
3. Fase de Post-procesado

6.1 FASE DE PRE-PROCESADO

El pre-procesado es la fase donde se definen todos los parámetros de entrada necesarios para que el software CFD realice la etapa de cálculo. Esta fase es de suma importancia ya que en ella se definen por parte del usuario las condiciones del problema a analizar. A continuación, se muestran las subetapas de este proceso.

6.1.1 Definición de la geometría y el dominio de cálculo

- **Geometría:** ANSYS ofrece un software CAD (Computer-Aided Design), llamado ANSYS Design Modeler, que permite generar geometrías tanto en 2D como en 3D, aunque para geometrías de alta dificultad se puede optar por usar otros softwares CAD, como SOLIDWORKS o CATIA, e importar la geometría posteriormente.

- **Dominio de cálculo:** El dominio de cálculo se realiza dentro de la generación de la geometría en el software CAD. El dominio consiste en una zona que rodea la geometría. En esta generalmente se definen las condiciones externas a la que está expuesto el objeto de análisis. Esta zona es de vital importancia ya que su forma y tamaño, afecta la robustez y calidad de la malla, a su vez que afecta el comportamiento de los fenómenos físicos que se presentan.

6.1.2 Generación de la malla. La malla es un arreglo de elementos o volúmenes de control, que no se superponen. El software que nos permite generar la malla es ANSYS Mesher. Para la generación de la malla se deben tener en cuenta diferentes características como: Tipos de malla, tipos de elementos y la calidad de la malla.

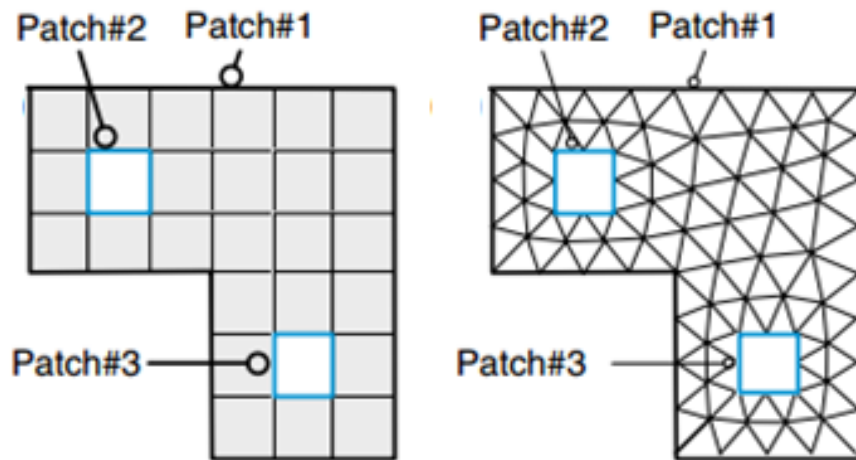
- **Tipos de malla:** Las mallas pueden clasificarse en dos tipos, las mallas estructuradas y las no estructuradas (ver Figura 12). Para el caso bidimensional, una malla estructurada está compuesta por una agrupación de elementos o celdas cuadradas, cuyo dominio presenta una topología o forma que permite que los elementos se ajusten adecuadamente. Presenta además otras ventajas como la fácil obtención de información de la topología y geometría de la malla para la fase de cálculo, ya que este tipo de información puede ser fácilmente deducida de los índices de elementos⁵².

Las mallas no estructuradas, se ajustan en cualquier tipo de dominio, en ellas se usan principalmente elementos triangulares, en este tipo de mallas la información debe ser construida y almacenada en listas para luego ser recuperadas, lo que exige una mayor memoria⁵³.

⁵² F. Moukalled, L. Mangani, y M. Darwish, The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics. Springer, 2016.

⁵³ Ibid.

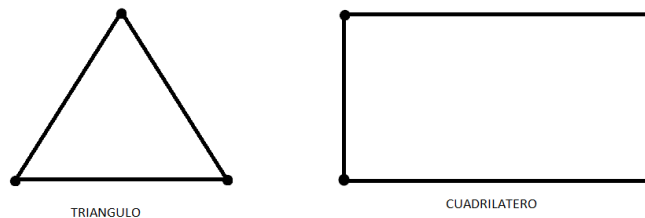
Figura 12. Tipos de malla. Malla estructurada(izq.) y malla no estructurada (dcha.).



Fuente: F. Moukalled, L. Mangani, y M. Darwish, The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics. Springer, 2016.

- **Tipos de elementos:** La malla está conformada por elementos, estos pueden ser de 2 o 3 dimensiones, dependiendo del análisis que se realice. Los elementos pueden tener distintas formas geométricas y cada una de ellas presenta diferentes características. Para nuestro caso de estudio, que es un análisis bidimensional, existen 2 tipos de elementos, los elementos cuadrados y los elementos triangulares.

Figura 13. Tipos de elementos bidimensionales.

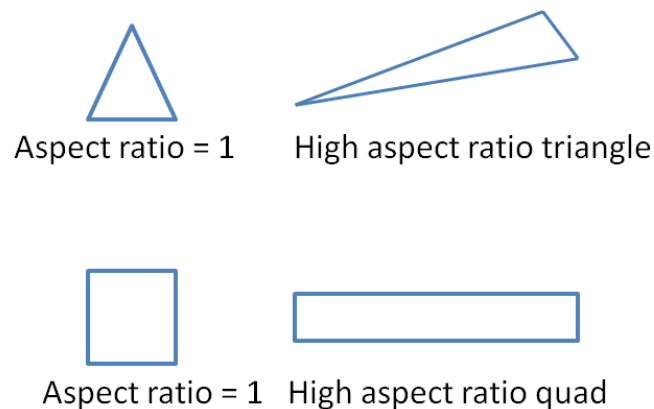


- **Calidad de la Malla:** La calidad de la malla juega un papel significativo en la precisión y la estabilidad del cálculo numérico, sin importar el tipo de malla usado

en el dominio. Revisar la calidad de la malla es esencial, ANSYS Meshing nos permite revisar las diferentes características que definen la malla, además que nos proporciona información acerca de dónde se encuentran las partes más pobres del mallado. Existen 3 parámetros importantes al momento de revisar la calidad de la malla, estos son: *Aspect Ratio*, *Skewness* y *Orthogonal Quality*.

- **Aspect Ratio:** Es la relación del lado más largo con el lado más corto del elemento, idealmente este debería ser igual a uno, pero dependiendo del problema a analizar se pueden permitir valores muy altos para la relación de aspecto⁵⁴.

Figura 14. Razón de aspecto de un elemento.



Fuente: "Types of Mesh". [En línea]. Disponible en: https://en.wikipedia.org/wiki/Types_of_mesh. [Consultado: 07-oct-2019].

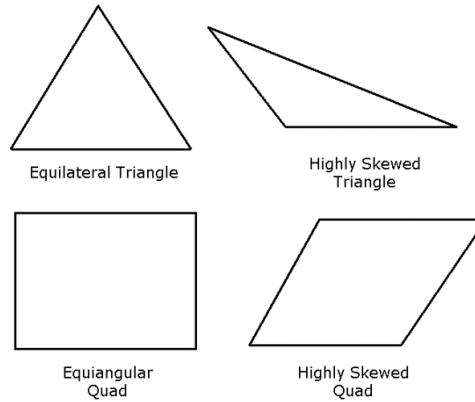
- **Skewness:** Es un indicador de la deformación de la celda o elemento⁵⁵, como se observa en la

⁵⁴ F. Moukalled, L. Mangani, y M. Darwish, *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics*. Springer, 2016.

⁵⁵ ANSYS Inc., "Meshing Tutorial ANSYS". Canonsburg, Pennsylvania, 2010.

- Figura 15. Un valor de 0 en este parámetro indica una celda ideal, mientras que un valor de 1 indica una celda completamente inaceptable⁵⁶.

Figura 15. Parametro “Skewness” sobre un elemento bidimensional.



Fuente: ANSYS Inc., “Meshing Tutorial ANSYS”. Canonsburg, Pennsylvania, 2010.

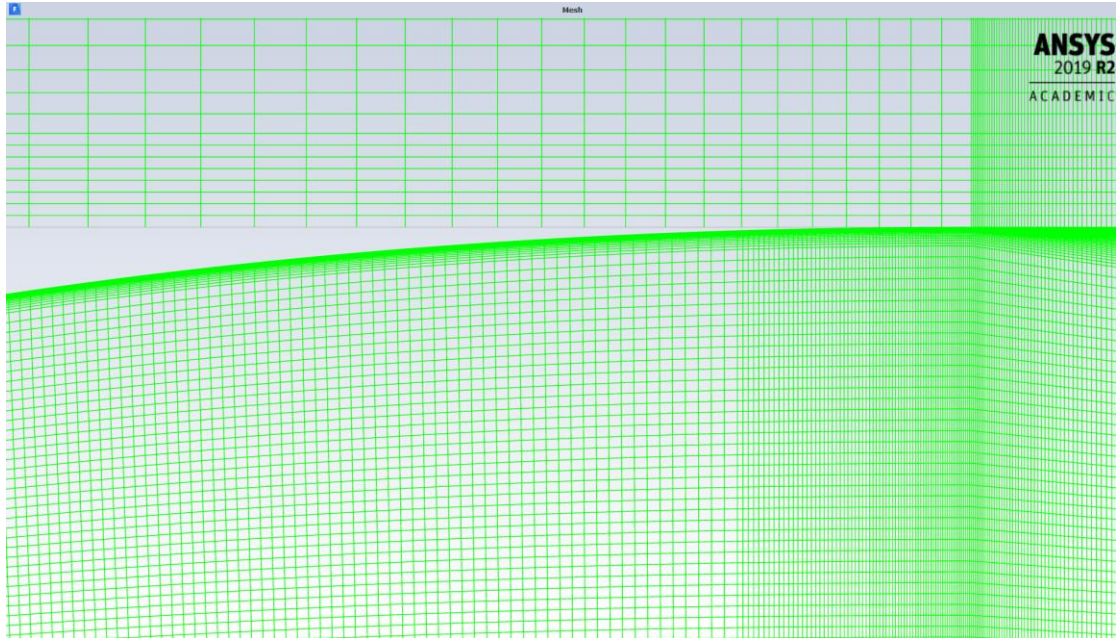
- **Orthogonal Quality:** Esta propiedad no corresponde a un parámetro geométrico intuitivo como los anteriores mencionados, es un cálculo que se realiza internamente, para este parámetro, las celdas con peor calidad ortogonal están cercanas a un valor de 0, mientras las mejores tienen un valor cercano a 1, el valor mínimo de este parámetro debe ser mayor que 0.01 y el valor promedio de la malla debe ser significativamente alto⁵⁷.
- **Mallado de la capa límite:** Como se mencionó en capítulos previos, la capa límite es una zona de gran importancia, ya que la interacción de esta con las ondas de choque genera el fenómeno de separación o desprendimiento del fluido de la capa. Con el fin de captar estos fenómenos es necesario realizar un correcto mallado de esta zona, para ello se debe definir correctamente el parámetro y^+ , el cual determina la longitud de la primera capa de mallado cerca a la pared de la tobera y su valor depende a su vez del modelo de turbulencia que se elige. De acuerdo con la literatura consultada para el uso del modelo de turbulencia SST k-

⁵⁶ Ibid.

⁵⁷ ANSYS Inc., “Meshing Tutorial ANSYS”. Canonsburg, Pennsylvania, 2010.

ω , el valor y^+ debe ser menor a 2, pero se recomienda que sea menor o igual a 1. Con la ayuda de la herramienta de Ansys Bias factor se logró obtener un valor y^+ cercano a uno para todas las variaciones en las zonas de alta importancia (ver Figura 16).

Figura 16. Mallado de la capa límite.



6.1.3 Configuración del solver ANSYS Fluent. Una vez se ha definido por completo el mallado, se procede a configurar la simulación CFD en el software ANSYS Fluent. Se ingresan las condiciones adecuadas con el fin de obtener un modelo que se asemeje a la realidad del fenómeno que se estudia. Para el uso de software Fluent se tienen los siguientes pasos:

- **Configuración general:** Aquí se seleccionan las características principales que dominaran la simulación como lo son el tipo de solver, en el cual ANSYS Fluent nos permite seleccionar entre “Density Based” y “Pressure Based”. También se selecciona el tipo de análisis temporal, si es estado estable o transitorio.

- **Selección de modelos físicos:** Fluent se basa principalmente en las ecuaciones de Navier-Stokes, que se obtienen de los principios físicos de conservación de la masa, la segunda ley de Newton y la primera ley de la termodinámica. Con estos principios se obtienen los modelos de la ecuación de continuidad, ecuación de conservación de la cantidad de movimiento y la ecuación de la conservación de la energía. Fluent ofrece una variedad de modelos físicos dependiendo del análisis a realizar, como los modelos multifase, radiación, intercambio de calor, transporte de especies, potencial eléctrico y uno de gran importancia para la investigación como lo es el modelo de viscosidad o turbulencia.

- **Modelos de Turbulencia:** La técnica de modelado de los fenómenos de turbulencia más común es la técnica RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes). ANSYS Fluent, ofrece una amplia variedad de modelos de turbulencia que pueden ser usados para varios tipos de fenómenos a estudiar, algunos de estos modelos fueron explicados brevemente en el capítulo 5.3.

- **Condiciones de contorno:** Las condiciones de contorno son las zonas límites del dominio computacional, donde se imponen las condiciones propias del problema que se está simulando, estas permiten definir una solución única para las ecuaciones de Navier-Stokes. El software ANSYS Fluent, permite imponer varios tipos de condiciones de frontera para múltiples situaciones, a continuación, se explicarán brevemente las condiciones usadas en el presente trabajo:
 - **Interior:** En Fluent, en la sección de condiciones de frontera, la opción “*interior*”, no corresponde realmente a una condición de frontera, se refiere más precisamente a un grupo o colección de caras de elementos al interior del dominio, en esta zona se permite el paso libre del fluido. Es comúnmente usado para separar regiones volumétricas. En el caso del análisis que se realiza en el presente trabajo, solo existe zona “interior” y corresponde al interior de todo el dominio.

- **Axis:** Se usa principalmente para dominios bidimensionales. Usa una línea central en una geometría de revolución axisimétrica, lo que permite reproducir el comportamiento del flujo a ambos lados de esta línea de simetría en problemas donde esta aproximación es válida, logrando así reducir el costo computacional.
- **Wall:** Las paredes o muros son una condición de frontera tanto de fluidos como de regiones sólidas, pueden ser internas o externas y se pueden definir múltiples condiciones dependiendo del problema a tratar. Para flujos viscosos, la condición de no deslizamiento en ANSYS Fluent, se impone en los muros por defecto, pero además se pueden especificar múltiples componentes, como: condiciones de movimiento, condiciones de corte, rugosidad del muro, condiciones de transferencia de calor, múltiples especies, reacciones químicas, radiación, entre otros. Para el problema a tratar las condiciones de los muros son, muros adiabáticos con condición de no deslizamiento.
- **Pressure Inlet:** Esta condición de frontera, define la presión del fluido en las entradas del sistema, además de otras propiedades escalares. Este tipo de condición es adecuado tanto para flujos incompresibles como compresibles. La condición de presión de entrada puede usarse cuando la presión que entra al sistema es conocida, pero se desconocen la razón de flujo o la velocidad. Múltiples valores o información pueden ser ingresados a esta condición como: la presión total (de estancamiento), temperatura total (de estancamiento), dirección del flujo, presión estática, parámetros de turbulencia, fracciones molares o másicas de especies, entre otras. Para la simulación a trabajar, se especificarán la temperatura y presión de estancamiento y los parámetros de turbulencia.
- **Pressure Outlet:** Para la condición de presión de salida, se requiere especificar la presión estática en la frontera de salida. También se deben especificar un grupo de condiciones de “Back Flow” debido a la dirección del flujo reversible en la frontera de presión de salida durante el proceso de cálculo. Al igual que en la

condición de presión de entrada, se pueden ingresar otros parámetros de flujo, pero para la simulación se especificarán la presión estática, la temperatura de “Back Flow”, además de los parámetros de turbulencia.

6.2 FASE DE CÁLCULO

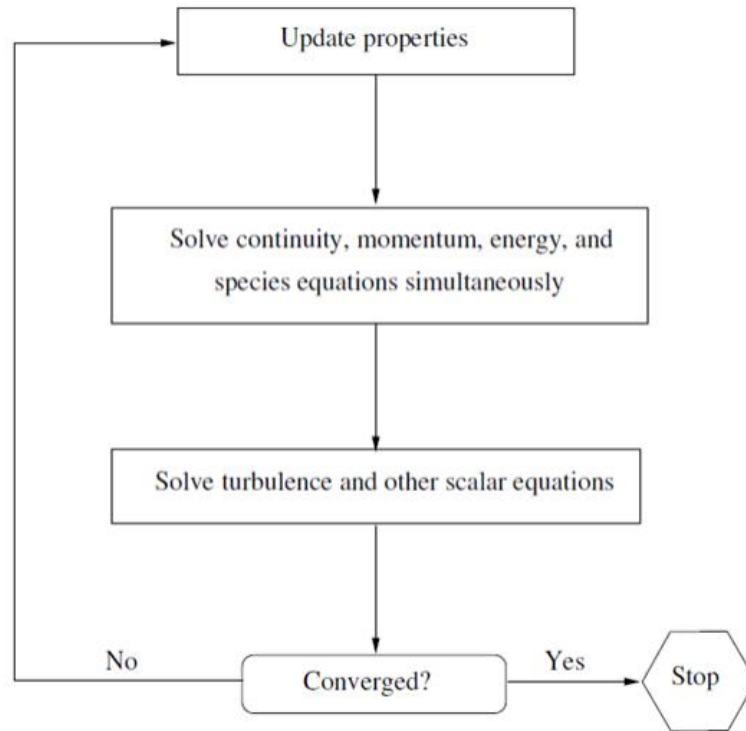
ANSYS Fluent ofrece dos métodos de solución, estos son: “Density-Based” o método basado en densidad y “Pressure-Based” o método basado en presión. Ambos métodos usan la discretización por volúmenes finitos, pero difieren en la forma en que resuelven las ecuaciones discretizadas. Otra parte importante de la fase de cálculo es la selección de los esquemas de discretización usados y el control de la convergencia del sistema.

6.2.1 Density Based. El solver basado en densidad, resuelve las ecuaciones de gobierno de continuidad, momento, y cuando sea necesario, de energía y transporte de especies, simultáneamente. Las ecuaciones de gobierno para escalares adicionales se resuelven de manera aislada. Ya que las ecuaciones de gobierno son no-lineales y acopladas, muchas iteraciones en bucle deben ser desarrolladas antes de tener una solución convergente.

Cada iteración en el método basado en densidad consiste en una serie de pasos que se observa en la Figura 17.

.

Figura 17. Bucle solución del método basado en densidad.



Fuente: ANSYS Inc., “Ansys Fluent Theory Guide”. Canonsburg, Pennsylvania, 2013.

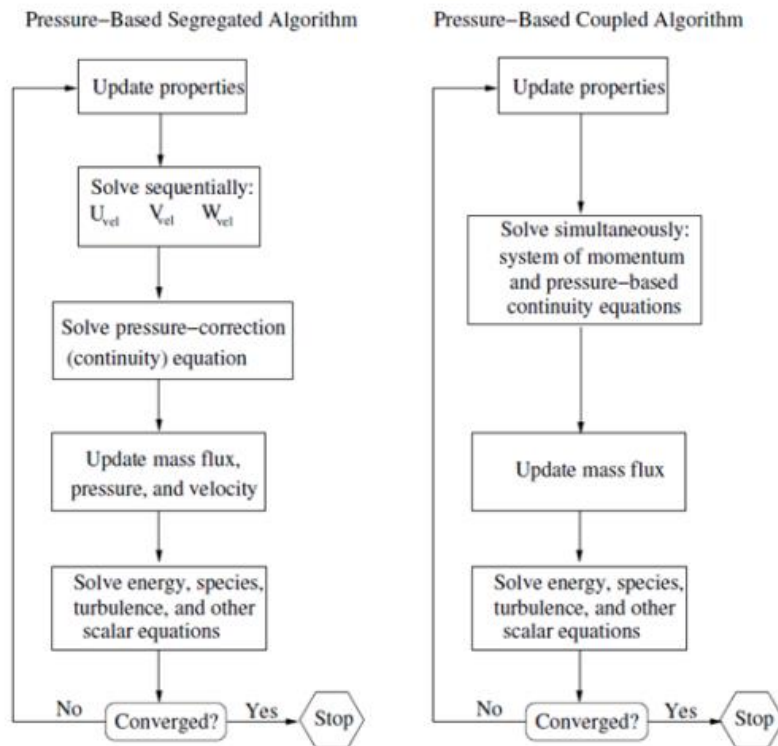
En el método density-based, se puede resolver el sistema acoplado de ecuaciones (continuidad, momento, energía y especies) usando, tanto la formulación acoplada-explicita o la formulación acoplada-implícita. La manera en que las ecuaciones de gobierno son linealizadas pueden tomar una forma “implícita” o “explícita”, con respecto a la variable dependiente (o conjunto de variables) de interés⁵⁸.

6.2.2 Pressure Based. El solver basado en presión, emplea un algoritmo que pertenece a una clase de métodos llamada método de proyección. En el método proyección, la restricción de conservación de la masa (continuidad) del campo de velocidad es alcanzado resolviendo una ecuación de presión (o corrección de presión). La ecuación de presión es derivada de la ecuación de continuidad y de momento, de tal forma que el campo de velocidad, corregido por la presión,

⁵⁸ ANSYS Inc., “Ansys Fluent Theory Guide”. Canonsburg, Pennsylvania, 2013.

satisface la continuidad. Ya que las ecuaciones de gobierno son no lineales y acopladas a otras, el proceso de solución involucra iteraciones donde el conjunto completo de ecuaciones de gobierno es resuelto repetidamente hasta que la solución converge. Dos algoritmos, para el solver basado en presión, están disponibles en ANSYS Fluent. Un algoritmo segregado y un algoritmo acoplado⁵⁹. En la Figura 18 se observa el esquema de solución de los algoritmos basados en densidad.

Figura 18. Bucle solución del método basado en presión. Algoritmo segregado (izq.) y algoritmo acoplado (dcha.).



Fuente: ANSYS Inc., "Ansys Fluent Theory Guide". Canonsburg, Pennsylvania, 2013.

⁵⁹ ANSYS Inc., "Ansys Fluent Theory Guide". Canonsburg, Pennsylvania, 2013.

6.2.3 Discretización espacial. Por defecto, ANSYS Fluent guarda o almacena los valores discretos de los escalares en los centros de las celdas. Sin embargo, los valores en las caras se necesitan para los términos de convección y deben ser interpolados desde el valor en el centro de la celda. Esto se logra gracias al esquema Upwind. Upwind significa que los valores en las caras son derivados de las cantidades o valores corriente arriba de las celdas. ANSYS Fluent permite elegir entre múltiples esquemas upwind, “first order upwind”, “Second order upwind”, “power law” y “QUICK”⁶⁰.

6.2.4 Discretización temporal. Para simulaciones transitorias, las ecuaciones de gobierno deben ser discretizadas tanto en el espacio como en el tiempo. La discretización espacial para las ecuaciones dependientes del tiempo es idéntica al caso estacionario. La discretización espacial involucra la integración de cada término de las ecuaciones diferenciales sobre un paso en el tiempo⁶¹.

6.2.5 Cálculo de gradientes. Los gradientes no solo son necesarios para la construcción de los valores escalares en las caras de las celdas, además, se necesitan para calcular términos de difusión secundarios y velocidades derivadas. El gradiente de una variable determinada es usado para discretizar los términos de convección y difusión en las ecuaciones de conservación de flujo⁶². Existen tres métodos disponibles en ANSY Fluent para calcular los gradientes, estos son:

- Green-Gauss Cell-Based
- Green-Gauss Node-Based
- Least Squares Cell-Based

⁶⁰ ANSYS Inc., “Ansys Fluent Theory Guide”. Canonsburg, Pennsylvania, 2013.

⁶¹ Ibid.

⁶² Ibid.

6.2.6 Convergencia de la solución. Una vez se ha llevado a cabo la fase de pre-procesado y se ha programado la forma de cálculo, es necesario llevar un control de la simulación hasta que se alcance la convergencia. Se dice que una simulación ha convergido cuando los valores calculados en cada iteración no cambian o su variación es muy pequeña. ANSYS Fluent ofrece una serie de herramientas que permiten visualizar y controlar el comportamiento de la simulación.

- **Controles:** Para la selección de solver y dependencia del tiempo que se usó, se tienen dos tipos de controles en la simulación, el “courant number” y los factores de relajación, estos permiten controlar la estabilidad del sistema. Una correcta selección de estos controles permite alcanzar la convergencia de la simulación.
- **Monitores:** Una de las principales herramientas para visualizar la convergencia de la solución, es el cálculo de residuales. Los residuales son una medida de convergencia del proceso iterativo. Los residuales significan el desbalance o el cambio de cualquier variable de campo conservada en cada volumen de control. Algunas simulaciones pueden tener valores de residuales que oscilan debido a fenómenos propios del sistema. Por lo tanto, se deben tener otros criterios de convergencia, atendiendo a los parámetros físicos importantes para el caso de estudio. Para el presente trabajo, se proponen como criterios de convergencia la conservación de la masa y la energía, con un error menor al 0.1 %, además de la validación teórica y experimental con un caso particular.

6.3 FASE DE POST-PROCESADO

Consiste en el análisis de los resultados obtenidos a partir del modelo implementado. ANSYS Fluent ofrece una amplia cantidad de herramientas para el análisis numérico algunas de las usadas en el presente trabajo son: grafica de contornos, gráficos de parámetros sobre ejes coordenados, cálculo de integrales de superficie y de volumen, líneas de corriente, etc.

7. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA E IMPLEMENTACIÓN EN ANSYS FLUENT

En este capítulo se describe el problema a tratar. Se muestra cómo se obtuvieron y cuáles son las diferentes geometrías estudiadas. Para el caso de estudio referencial, que es la geometría original VOLVO S3, se describe la implementación en el software ANSYS, así como, el mallado y la implementación de las condiciones del problema en el solver Fluent. Posteriormente se realizó un estudio de independencia de la malla y la validación con la información experimental y teórica que se tiene de la literatura.

7.1 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

El estudio consistió en evaluar el cambio en las condiciones de flujo a partir de la variación de las características principales de la geometría de la tobera. Como punto de partida se tomarán las características geométricas originales del modelo a escala VOLVO S3 y a partir de este, se realizarán variaciones de sus parámetros geométricos para caracterizar los cambios en el flujo.

7.2 GEOMETRÍA

La geometría de la tobera que se analizó fue tomada del proyecto de investigación de Jan Östlund⁶³. Esta geometría corresponde a un modelo a escala, llamado VOLVO S3, de la tobera del motor del cohete VULCAN. Este modelo fue desarrollado y probado por Volvo Aero Corporation.

Se tomó este modelo de tobera como punto de partida, ya que ha sido probado experimental y computacionalmente, lo que nos permite validar los modelos CFD implementados usando ANSYS Fluent. La tobera analizada pertenece a un tipo de

⁶³ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

contorno de tobera llamado de contorno parabólico, que es generada siguiendo la metodología de contorno TOP (Thrust Optimised Parabolic) propuesta por Rao. Esta metodología será explicada más adelante.

7.2.1 Volvo S3. La tobera VOLVO S3, como se mencionó previamente, es un modelo escalado de la tobera del cohete VULCAN. Un aspecto por resaltar es que la forma de escalado de este modelo se realiza teniendo en cuenta el cambio en los gases de combustión. El motor VULCAN usa como combustible oxígeno líquido e hidrógeno líquido, LOX/LH2, que dependiendo de su razón de mezcla tendrán unos valores determinados de temperatura y presión en la cámara de combustión. Mientras que en el modelo escalado el gas de alimentación es aire.

El escalamiento ofrece ciertas ventajas⁶⁴, como:

- Control preciso de las condiciones de frontera y la fácil variación de estas.
- Menor costo de manufactura e instrumentación.
- Menor costo de pruebas.
- Medición con instrumentos de alta precisión.

Sin embargo, también se tienen desventajas, ya que los estudios a escala no permiten simular de manera fiel todos los fenómenos que ocurren en el modelo real, por lo que el método de escalado se centra en simular los parámetros más importantes por estudiar. Como se mencionó anteriormente este modelo está escalado teniendo en cuenta el cambio en los gases de combustión. Un escalado con gases idénticos se obtiene del escalado proporcional de la geometría original.

⁶⁴ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

Cuando los gases son diferentes y se presenta una variación en la razón de calor específico se deben realizar ciertos cambios en las relaciones geométricas de la tobera que permitan alcanzar valores similares en las propiedades del flujo⁶⁵.

Debido a que el presente estudio no se centra en la forma de obtención de la geometría a analizar, no se presentará la metodología de escalado, sino que se presentan a continuación los parámetros geométricos de la tobera VOLVO S3.

Tabla 1. Características principales de la tobera S3.

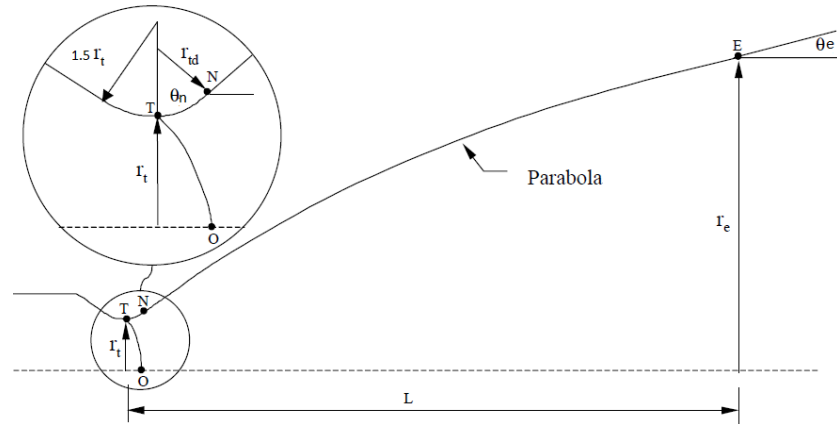
Tobera	VULCAN	S3	Unidad
Razón de Área (NAR)	45	18.2	-
Longitud Tobera (LD)	2065.5	528.2	mm
Diámetro Garganta (Dt)	262.4	67.08	mm
Radio normalizado del muro de entrada ((Rtd/Rt))	0.5	3	-
Angulo Divergente (θ_n)	33.025	27	°
Angulo de Salida (θ_e)	6.5	0	°
Diámetro de Salida (De)	1760.2	286.5	mm
Presión de alimentación (Po)	11	5	MPa
Temperatura de alimentación (To)	3500	450	K
Gas de alimentación	LOX/LH2	Aire	-

Fuente: Adaptado de J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

7.2.2 Construcción toberas tipo TOP método Rao. El método de construcción de las diferentes variaciones que se analizaron es el método Rao para el contorno de toberas TOP. Como se mencionó en capítulos previos, este permite la manipulación de las variables geométricas de manera independiente y arbitraria. Esto lo hace ideal para analizar las condiciones de flujo para una tendencia de aumento o disminución de las variables geométricas. Las características geométricas de una tobera acampanada tipo TOP se aprecian en la Figura 19.

⁶⁵ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

Figura 19. Diseño geometría tobera TOP.



Fuente: J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

Las curvas de la sección divergente y convergente en la garganta se construyen como se muestran en la figura anterior.

La parte primordial del diseño consiste en construir la parábola que define el contorno divergente de la tobera. Esta parábola se construye con una curva llamada curva cuadrática de Bézier. Se parte del hecho que en el centro de la garganta se ubicará el origen de la geometría (0,0).

Las ecuaciones que definen la parábola son las siguientes:

$$x(t) = (1 - t)^2 * Nx + 2(1 - t) * Qx + t^2 * Ex \quad 0 \leq t \leq 1 \quad (15)$$

$$y(t) = (1 - t)^2 * Ny + 2(1 - t) * Qy + t^2 * Ey \quad 0 \leq t \leq 1 \quad (16)$$

Donde Nx, Ny, Ex, Ey, Qx y Qy son puntos para la construcción geométrica y t representa la separación entre puntos que definen la parábola.

El punto inicial de la parábola es el punto N, este punto está dado por las siguientes ecuaciones:

$$Nx = \left(\frac{Rtd}{Rt} \right) * Rt * \cos(\theta) \quad (17)$$

$$Ny = \left(\frac{Rtd}{Rt} \right) * Rt * \sin \sin (\theta) + \left(\frac{Rtd}{Rt} \right) * Rt + Rt \quad (18)$$

$$\theta = \theta_n - 90 \quad (19)$$

Donde Rt es el radio de la garganta, θ_n es el ángulo inicial de la parábola o ángulo de divergencia y Rtd es el radio de la sección inicial de la parte divergente.

El punto final de la parábola corresponde al punto E, el cual está definido por:

$$Ex = Ln = R \left(\frac{(\sqrt{\varepsilon} - 1)Rt}{\tan (15)} \right) \quad (20)$$

Donde Ln es la longitud de la sección divergente de la tobera, R es el porcentaje de reducción de la longitud de la tobera, Rt es el radio de la garganta y ε es la razón de expansión.

$$Ey = Re = \sqrt{\varepsilon} * Rt \quad (21)$$

Donde Re es el radio de salida de la tobera.

El punto Q hace parte de la construcción geométrica pero no se encuentra en la parábola generada, este punto representa la intersección de dos líneas tangentes que salen de los puntos N y E, en Q.

Las ecuaciones de las líneas tangentes están representadas por:

$$\overrightarrow{NQ} = m_1x + C_1 \quad (22)$$

$$\overrightarrow{QE} = m_2x + C_2 \quad (23)$$

Donde,

$$m_1 = \tan \theta_n = \text{pendiente de } NQ \quad (24)$$

$$m_2 = \tan \theta_e = \text{pendiente de } QE \quad (25)$$

Donde θ_e es el ángulo de salida de la parábola.

$$C_1 = Ny - m_1N = \text{Corte de } NQ \quad (26)$$

$$C_2 = Ey - m_2Ex = \text{Corte de } QE \quad (27)$$

De este modo, la intersección de estas dos líneas en el punto Q está dado por:

$$Qx = \frac{(C_2 - C_1)}{(m_1 - m_2)} \quad (28)$$

$$Qy = \frac{(m_1 C_2 - m_2 C_1)}{(m_1 - m_2)} \quad (29)$$

El radio de la cámara de combustión según Rao se define de la siguiente manera:

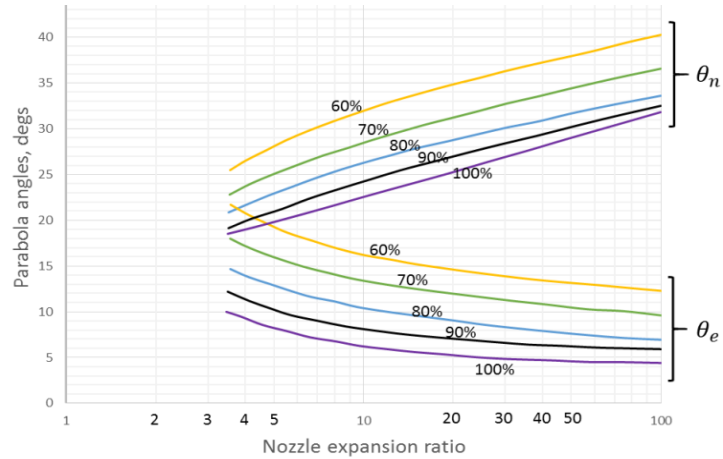
$$y = 1.5 * rt * \sin(\theta_c) + 1.5 * rt + rt \quad (30)$$

$$x = 1.5 * rt * \cos(\theta_c) \quad (31)$$

Donde θ_c depende del diseñador, pero normalmente se asumen -135° , que es el valor que se usó en este trabajo.

Rao desarrolló una serie de curvas para la generación de toberas de contorno TOP, como se muestra en la Figura 20. Las curvas son útiles para conseguir la disminución de la longitud de la tobera para una razón de expansión determinada, sin tener grandes pérdidas de rendimiento.

Figura 20. Curvas de Rao para toberas TOP.



Fuente: NASA, "Liquid Rocket Engine Nozzles". 1976.

Sin embargo, no todas las toberas TOP pueden ser relacionadas con las curvas previamente mostradas. Debido a los cambios en la configuración geométrica ocasionados por el escalamiento de la tobera, no es posible ubicar la tobera escalada en la gráfica propuesta por Rao.

Siguiendo la metodología de contorno de toberas TOP de Rao tenemos que la longitud de la tobera y el valor de épsilon son:

$$L_n = 528.2 \text{ mm}$$

$$\varepsilon (NAR) = 18.2$$

Luego, calculando la reducción de longitud de la tobera (R), obtenemos que:

$$L_n = R \left(\frac{(\sqrt{\varepsilon} - 1)Rt}{\tan(15)} \right)$$

$$R = \frac{Ln}{\left(\frac{(\sqrt{E} - 1)Rt}{\tan(15)}\right)} = \frac{528.2}{\left(\frac{(\sqrt{18.2} - 1) * 33.54}{\tan(15)}\right)} = 1.2919$$

Que de manera porcentual se puede escribir como:

$$\%R = R * 100 = 129.19 \%$$

Lo que indicaría que la tobera VOLVO S3 es un 29% más grande que una tobera cónica de 15° con la misma razón de área, por lo que no existe una curva para esta condición. Además, no en todos los casos se siguen estas curvas ya que la selección de los ángulos puede estar sujeto al criterio del diseñador.

Se generaron de manera aleatoria variaciones de las principales características geométricas ($NAR, Ld, \theta_n, \theta_e$), con el fin de evidenciar cambios en las condiciones de flujo, describir una tendencia y compararlos con la geometría de referencia VOLVO S3. La variación de cada característica se realizó manteniendo los restantes parámetros iguales a los de la geometría de referencia. De este modo, solo se evalúa el cambio de una característica a la vez.

Las variaciones se presentan a continuación:

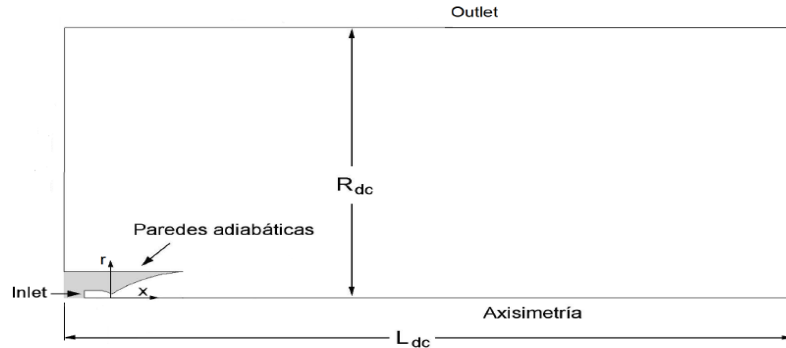
- Relación de áreas de la tobera (NAR): 13, 15.16, 18.2, 21.84, 25.48.
- Longitud de la sección divergente (Ld en mm): 377.3, 440, 528.2, 633.6, 739.2.
- Ángulo de divergencia (θ_n): 22°, 27°, 32°.
- Ángulo de salida (θ_e): 0°, 3°, 6°.

Ahora, se describirán las características de la simulación CFD en el software ANSYS Fluent 2019 R2. Los apartados como: descripción del desarrollo de la malla, valores en la implementación del solver y el estudio de independencia de la malla, corresponden solo a la geometría de referencia VOLVO S3 y no a las variaciones implementadas.

7.3 IMPLEMENTACIÓN EN ANSYS FLUENT

7.3.1 Descripción del dominio. El dominio consiste en una zona rectangular, con una base más larga que su altura. Esta forma del dominio es comúnmente usada en estudios similares. A partir de la literatura consultada, se sugiere una extensión del dominio de 85 veces el radio de la garganta en dirección axial y 75 veces el radio de la garganta en dirección radial (Ver Figura 21).

Figura 21. Dominio de cálculo.



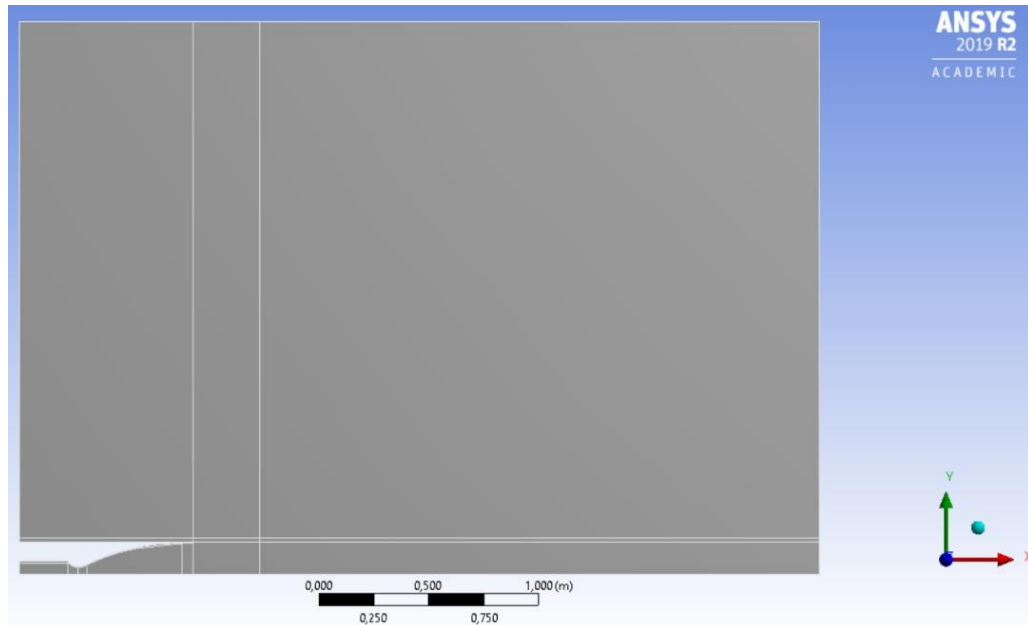
Fuente: P. J. Cases Sánchez, “Estudio del Flujo en la Tobera del Motor Cohete J-2S Mediante Técnicas cnicas CFD”, Universitat Politècnica de València, 2014.

$$R_{dc} = 2.51 \text{ m}$$

$$L_{dc} = 3.64 \text{ m}$$

7.3.2 Descripción del mallado. La malla implementada es una malla estructurada multi-bloques, lo que permite realizar un mejor mallado en las zonas donde se requiera. El dominio se ha dividido en 18 bloques de diferente tamaño y diferente número de celdas (ver Figura 22).

Figura 22. División del dominio.



El mallado estructurado se ha realizado con elementos cuadrados, usando la herramienta de ANSYS Mapped Face Meshing, que requiere que los bloques sean de 4 lados, ya sean curvos o rectos. Se ha usado además la herramienta Edge Sizing que permite dividir las líneas que separan los bloques en tantos elementos como se desee. Es importante tener en cuenta que los bloques conectados consecutivos en la misma dirección deberán tener el mismo número de elementos para que la opción Mapped Face sea válida.

Una opción importante dentro de la herramienta Edge Sizing, es Bias Factor, el cual permite cambiar el crecimiento de los elementos de forma progresiva según un

factor. Esto proporciona una malla sin grandes cambios entre elementos, ayudando a disminuir errores de discretización.

En la Figura 23 se muestra el mallado del dominio computacional y en la Figura 24 podemos ver las secciones del dominio que requieren de una malla más fina para lograr captar fenómenos como el desprendimiento de la capa límite y la formación de ondas de choque oblicuas.

Figura 23. Malla del dominio VOLVO S3.

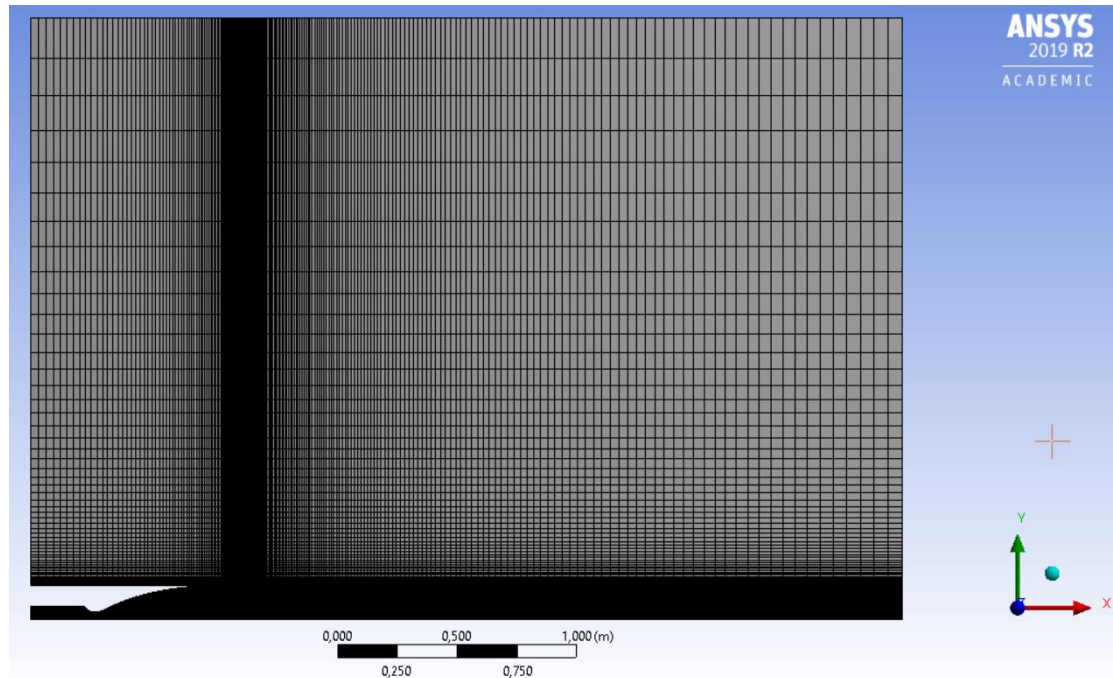
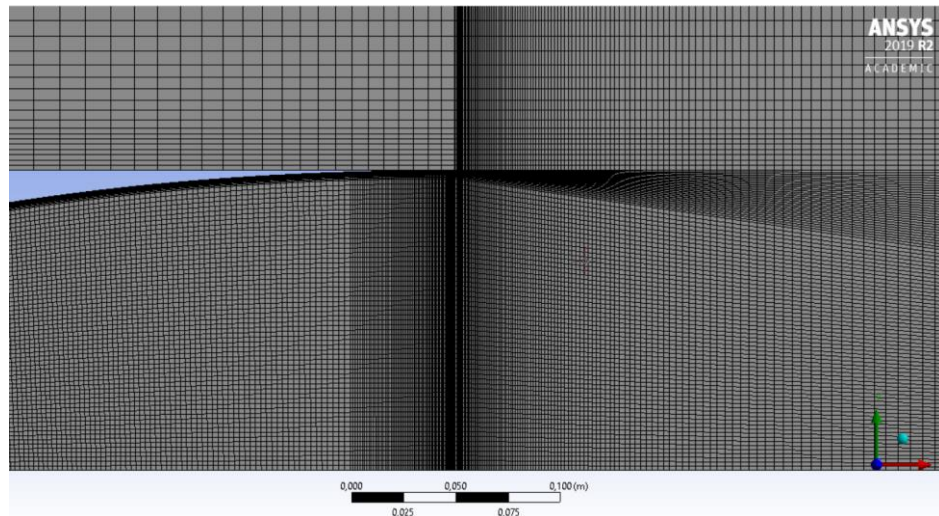


Figura 24. Mallado de la región de desprendimiento de la capa límite.



ANSYS permite evaluar la calidad de la malla, los parámetros de calidad más importantes para tener en cuenta son; Skewness, Aspect Ratio y Orthogonal Quality. El parámetro Skewness toma valores entre 0 y 1, donde los valores cercanos a uno no son recomendables, el Aspect Ratio no debe superar un valor medio de 40 y por su parte Orthogonal Quality debe mantener valores cercanos a uno.

Los valores de calidad de la malla mostrados en la Tabla 2 corresponden a los valores de la malla elegida después del estudio de independencia para la geometría original del volvo S3. Este estudio se mostrará más adelante.

Tabla 2. Valores de calidad de la malla.

Característica	Promedio	Min	Max
Aspect Ratio	22.05	1	661,76
Skewness	4.57e-002	1,30e-010	0.65943
Orthogonal Quality	0.98772	0.1626	1

7.3.3 Configuración del solver ANSYS Fluent. Una vez se ha obtenido la geometría a estudiar, definido el dominio computacional y se ha generado la malla,

se procede a configurar ANSYS FLUENT. Esto permite realizar el estudio del flujo del fluido a través de la tobera. La configuración se realizará para todas las geometrías con las mismas condiciones.

La configuración principal consiste en el uso del solver basado en densidad, 2D, axisimétrico, de doble precisión, estable en el tiempo. De forma sintetizada la configuración del software se presenta en la Tabla 3.

Tabla 3. Configuración general Solver ANSYS Fluent.

Solver	Density Based		
Tiempo	Estado Estable		
Espacio 2D	Revolución axisimétrica		
Modelo de Turbulencia	SST k- ω con efectos de compresibilidad		
Material	Aire-Gas ideal		
Métodos de Solución	<u>Formulación</u>	Implícita	
	<u>Discretización Espacial</u>	<i>Gradient:</i>	Least Square Cells Based
		<i>Flow:</i>	Second Order Upwind
		<i>Turbulent Kinetic Energy:</i>	Second Order Upwind
		<i>Specific Dissipation Rate:</i>	Second Order Upwind
Controles de Solución	<u>Courant Number</u>	1	
	<u>Under Relaxation Factors</u>	<i>Turbulent Kinetic Energy:</i>	0.8
		<i>Specific Dissipation Rate:</i>	0.8
		<i>Turbulent Viscosity:</i>	1
		<i>Solid:</i>	1

7.3.4 Condiciones de contorno. Los límites del dominio o las condiciones de frontera deben elegirse de tal manera que representen de forma adecuada el problema físico real que se desea simular, las condiciones de frontera se detallan en la Tabla 4.

Tabla 4. Condiciones de contorno.

Límite del dominio	Condición de frontera
Inlet	Pressure-Inlet
Axisimetría	Axis
Paredes Adiabáticas	Wall
Outlet	Pressure-Outlet

Los valores para las condiciones de frontera son las mismas para todas las variaciones propuestas. Los valores de las condiciones de entrada “pressure-inlet” se aprecian en la Tabla 5.

Tabla 5. Valores de frontera “Inlet”.

Inlet-Cámara de combustión	
Po (Pa)	5e+6
To (K)	450
Gas	Aire (Gas ideal)

Para el dominio se usará la condición de *pressure-outlet*, las condiciones se muestran en la Tabla 6

Tabla 6. Valores de frontera “Outlet”.

Outlet-Ambiente	
P (Pa)	7.5e+4
T (K)	288
Gas	Aire (Gas ideal)

- **Muros:** Para los muros tanto de la tobera, como el del dominio computacional, se usan muros adiabáticos con condición de no deslizamiento.
- **Material:** El material usado es el aire y se modela como gas ideal, con una constante de gas de $R=287.2 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ un coeficiente isoentrópico $\gamma = 1.4$ y una viscosidad molecular calculada a partir de la ley de Sutherland para el aire.

Modelo de Turbulencia: Como se mencionó previamente el modelo de turbulencia que mejor se adapta al problema de estudio, es el SST k- ω con constantes de corrección para flujo compresible. Las constantes del modelo se muestran en la Tabla 7

Tabla 7. Constantes Modelo de turbulencia SST k- ω .

Constantes Modelo de turbulencia SST k- ω con efectos de Compresibilidad	
Alpha*_inf	1
Alpha_inf	0.52
Beta*_inf	0.09
Zeta*	1.5
Mt0	0.25
.a1	0.31
Beta_i(Inner)	0.075
Beta_i(Outer)	0.0828
TKE (Inner) Prandtl #	1.176
TKE (Outer) Prandtl #	1
SDR (Inner) Prandtl #	2
SDR (Outer) Prandtl #	1.168
Energy Prandtl Number	0.85
Wall Prandtl Number	0.85
Production Limiter Clip Factor	10

7.3.5 Solver. Como se mencionó previamente, se emplea el *solver density-based*. Debido a que se resuelven fenómenos complejos como lo son las ondas de choque se deben usar métodos de discretización de alta precisión. Se usará para el flujo, energía cinética de turbulencia y la razón de disipación específica, el método de discretización *Second Order Upwind*.

Los factores de relajación se dejaron por defecto, que corresponde a 0.8 para la energía cinética de turbulencia y la razón de disipación específica y 1 para la viscosidad turbulenta y sólido. Al *Courant Number* se le asigna un valor de 1, como se mostró en la Tabla 3.

7.4 ESTUDIO DE INDEPENDENCIA DE LA MALLA

Una vez establecida la forma en que se implementa el problema a analizar en el software ANSYS Fluent se procede a realizar el estudio de independencia de la malla. El objetivo de esto consiste en obtener una simulación precisa del fenómeno, descartando posibles errores debido al mallado. La malla se elige teniendo en cuenta su relación costo computacional contra precisión de la simulación.

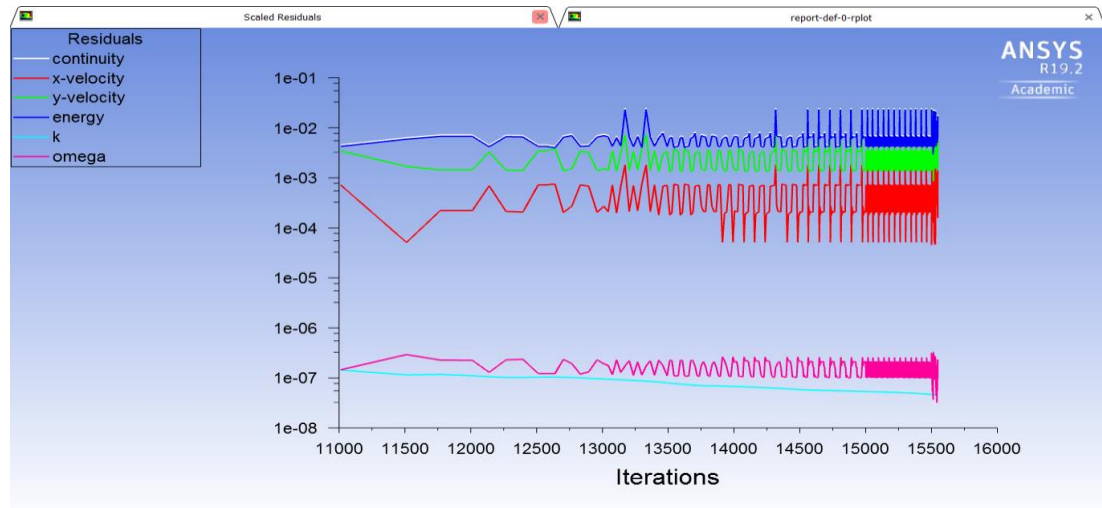
Se analizaron 5 tipos de malla, con los parámetros que se muestran en la Tabla 8.

Tabla 8. Estudio de independencia de la malla.

Malla #	Número de Elementos	Aspect Ratio Promedio	Skewness Máximo	Orthogonal Quality-Mínimo
1	40200	32.22	0.66098	0.08698
2	50200	27.06	0.65943	0.10795
3	60600	24.11	0.65943	0.14733
4	72000	22.05	0.65943	0.1626
5	80100	20.92	0.65943	0.1626

7.4.1 Criterios de convergencia. El mallado de la capa limite tiene una longitud de la primera capa de $5e-6$ m y se tiene un crecimiento con Bias factor de 150 y 30 capas. Debido a esto se tienen valores para la razón de aspecto de la malla muy altos en esta zona. Mejorar el mallado aumentaría el costo computacional y se encontró que no mejora los resultados significativamente. Los altos valores de relación de aspecto cerca al muro de la tobera y los fenómenos de turbulencia propios del problema provocan que los residuales oscilen. La Figura 24 es un ejemplo de los resultados obtenidos para la malla que se elegirá más adelante a partir del estudio de independencia.

Figura 25. Residuales de la malla número 4.



Como criterio de convergencia se propuso la conservación de la masa y la energía, cuando se alcance un error de menos del 0.1% (ver Tabla 9).

Tabla 9. Valores del balance de masa y energía obtenidos.

$\dot{m}$ Objetivo [Kg/s]	$\dot{m}$ Obtenido [Kg/s]	Error [%]	$\dot{Q}$ objetivo [W]	$\dot{Q}$ obtenida [W]	Error [%]
33.3924	33.3990	0.019	15123239.5238	15131121.6785	0.065

7.4.2 Análisis de la solución CFD del estudio de independencia de la malla.

Una vez se han obtenido los resultados de los 5 tipos de malla que se generaron, se procede a realizar el análisis de la simulación para determinar la malla óptima. Los análisis que se realizaron son: análisis del número de Mach en el muro (Figura 26), Mach en el eje (Figura 27), Mach en la salida de la tobera (Figura 28) y la presión estática en el muro (Figura 29).

Figura 26. Número de Mach en el muro para las diferentes variaciones.

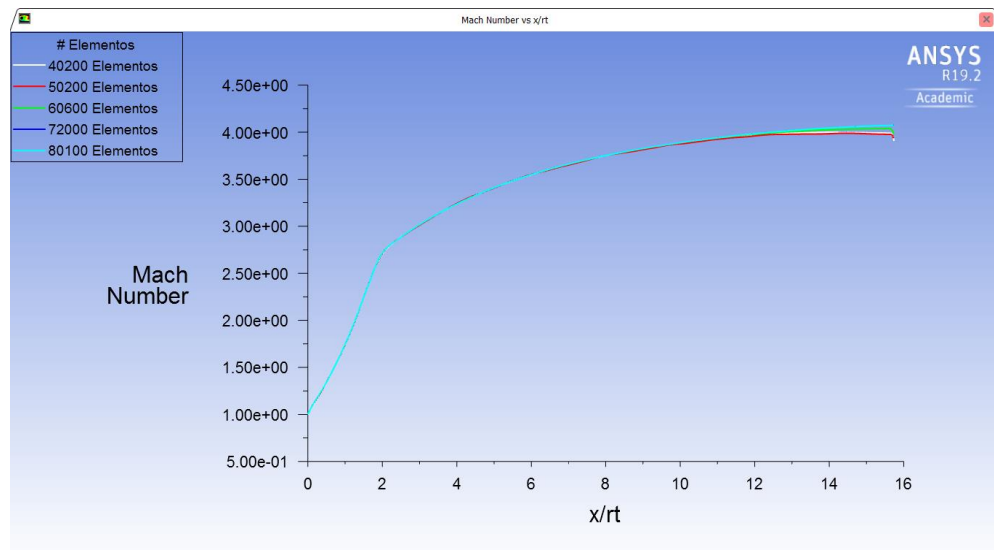


Figura 27. Número de Mach en el eje horizontal para las diferentes variaciones.

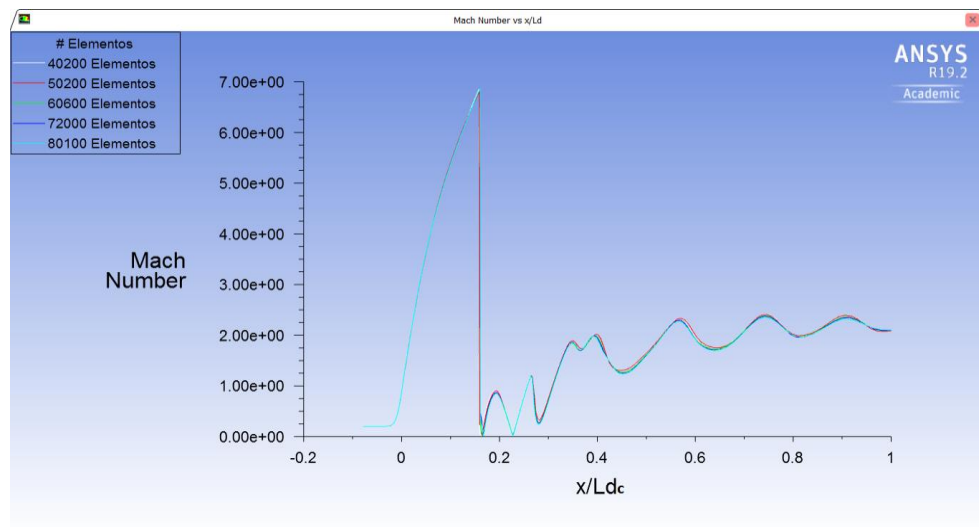


Figura 28. Número de Mach a la salida de la tobera para las diferentes variaciones.

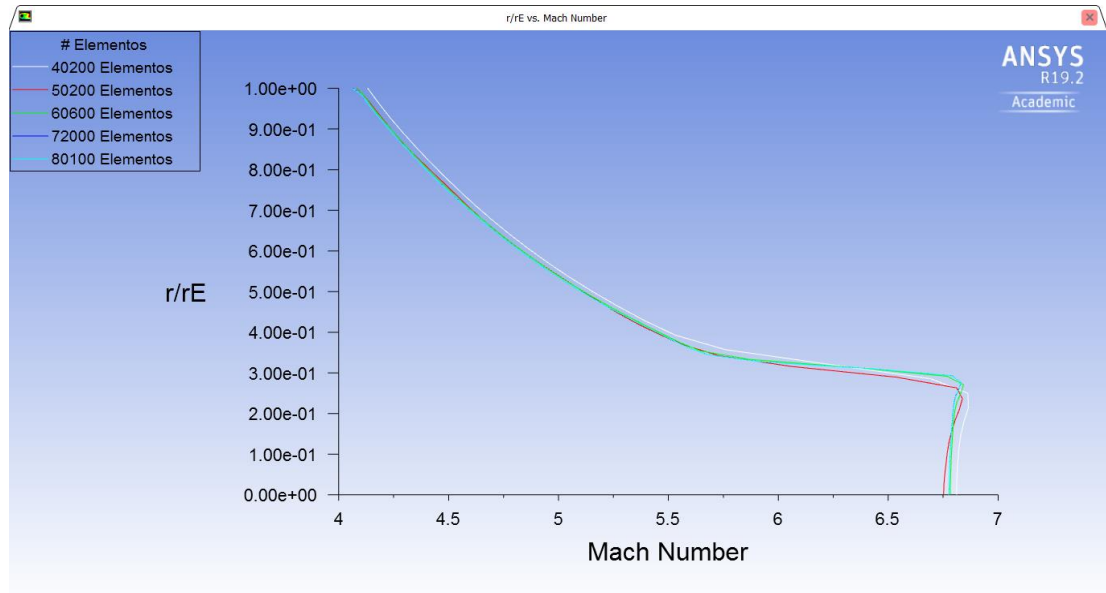
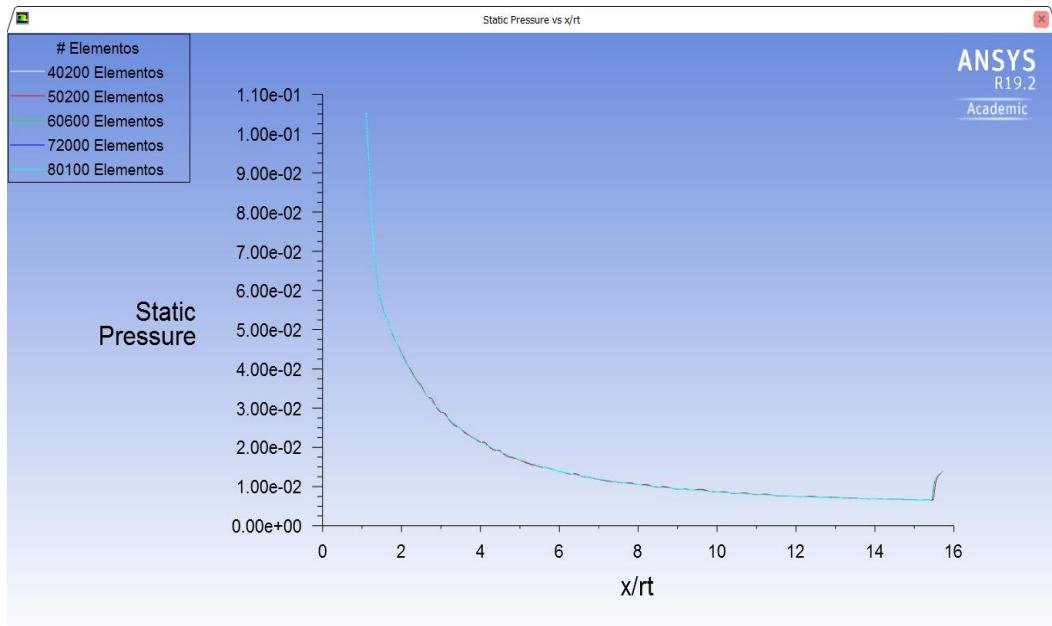


Figura 29. Presión estática en la pared del muro de la sección divergente para las diferentes variaciones.



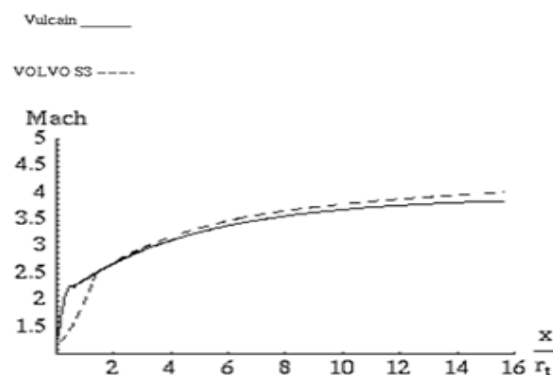
En el análisis de todas las gráficas se observa que la única diferencia apreciable entre las diferentes mallas aparece cerca a la salida de la tobera donde empieza el fenómeno de la separación de la capa límite debido a la interacción con las ondas de choque oblicuas. A partir de la malla de 60600 elementos la diferencia en esta zona es poco apreciable y en 72000 elementos y 80100 elementos, no se aprecia ninguna diferencia considerable.

Por lo tanto, la malla 72000 elementos será seleccionada para la realización de los análisis posteriores.

7.5 VALIDACIÓN DE LA CONFIGURACIÓN

Para realizar la validación del modelo CFD implementado de 72000 elementos, se realizará una comparación de los resultados obtenidos con los resultados presentes en la literatura. A continuación, se comparan graficas como el número de Mach en el muro de la sección divergente, la presión estática en el muro y la distribución del número de Mach a lo largo de la tobera, además de la forma del campo de flujo interno y externo.

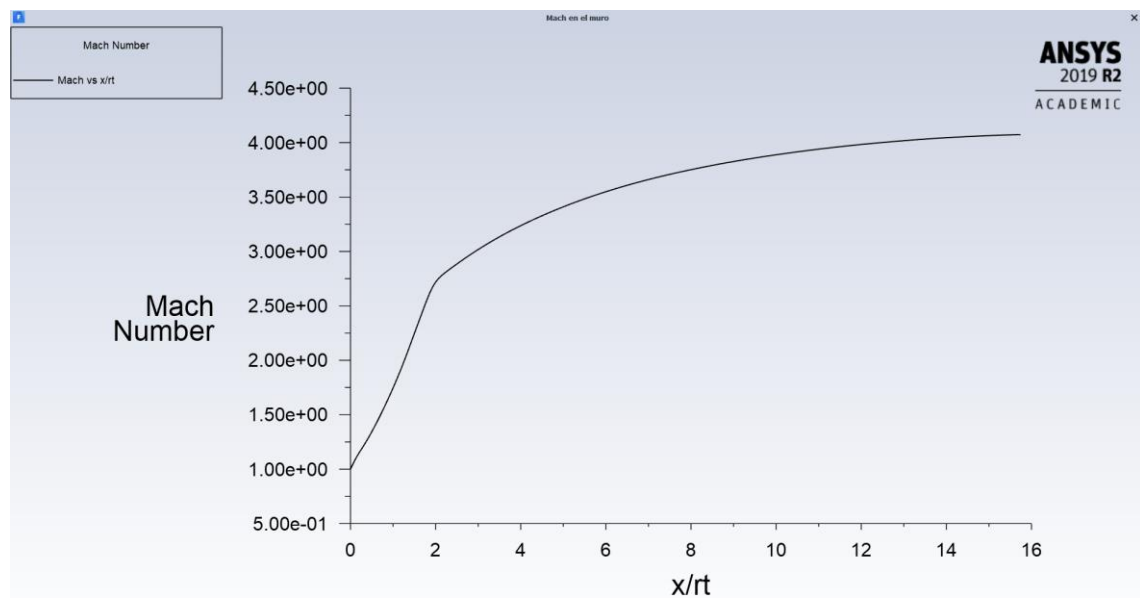
Figura 30. Mach en el muro de la sección divergente de la tobera VOLVO S3 vs VULCAN.



Fuente: J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

En la Figura 30 se muestra el valor de Mach en el muro calculado por Jan Östlund⁶⁶ para la tobera VOLVO S3 comparado con la tobera VULCAN y en la Figura 31 se muestra este mismo valor calculado por la simulación implementada en este trabajo.

Figura 31. Mach en el muro de la sección divergente VOLVO S3 modelo implementado.



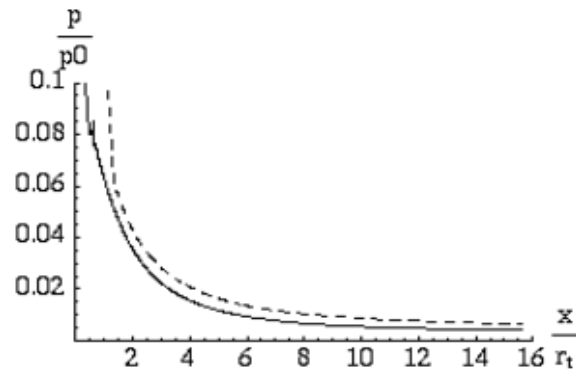
Se puede observar que en ambas gráficas el punto de inflexión de la curvatura del contorno y a la salida de la tobera, los valores calculados son cercanos.

En la Figura 32 se muestra el valor de presión en el muro calculado por Jan Östlund⁶⁷ para la tobera VOLVO S3 comparado con la tobera VULCAN y en la Figura 33 se muestra este mismo valor calculado por la simulación implementada en este trabajo.

⁶⁶ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

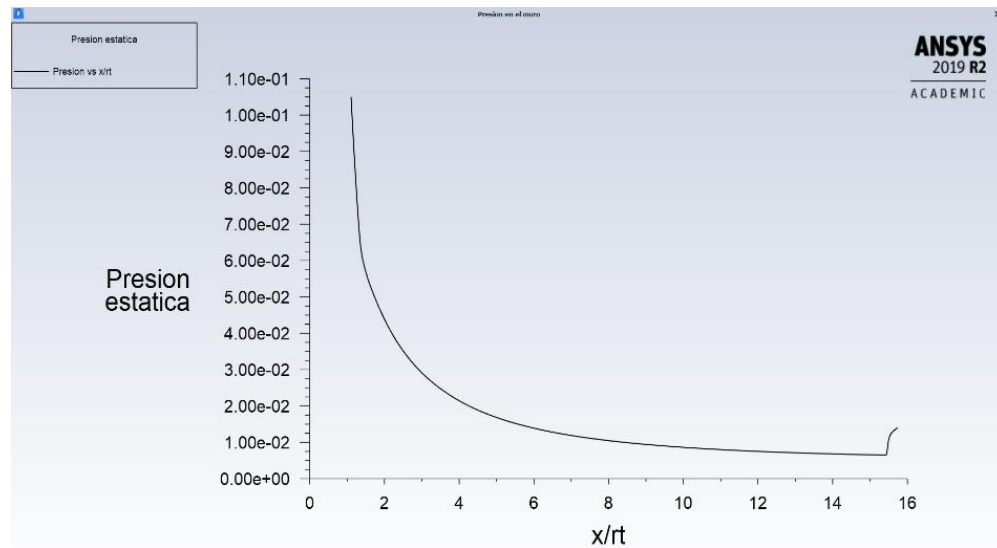
⁶⁷ Ibid.

Figura 32. Presión en el muro de la sección divergente de la tobera VOLVO S3 vs Vulcain.



Fuente: J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

Figura 33. Presión en el muro de la sección divergente de la tobera VOLVO S3 modelo implementado.

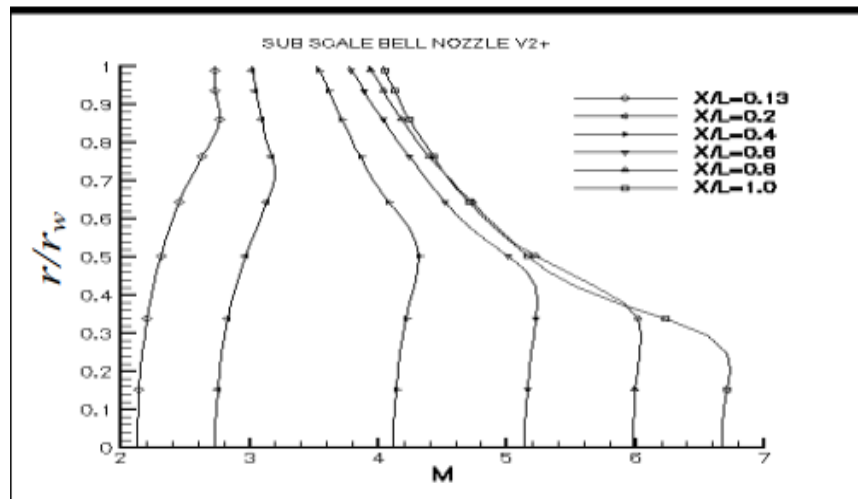


En la Figura 34 se muestra la distribución de Mach a lo largo de la tobera calculado por Jan Östlund⁶⁸ para la tobera VOLVO S3 y en la

⁶⁸ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

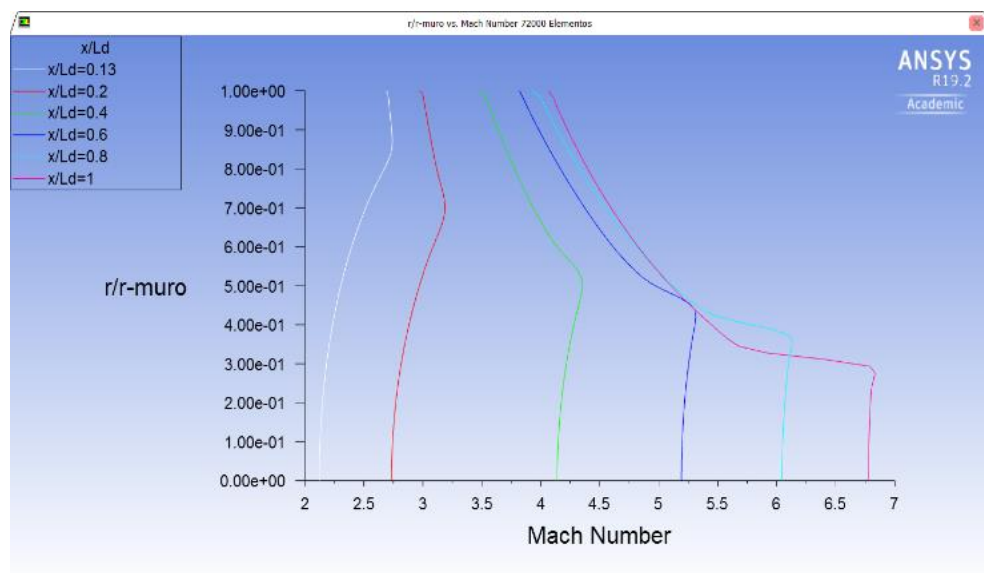
Figura 35 se muestra este mismo valor calculado por la simulación implementada en este trabajo.

Figura 34. Distribución del número de Mach a lo largo de la tobera VOLVO S3.



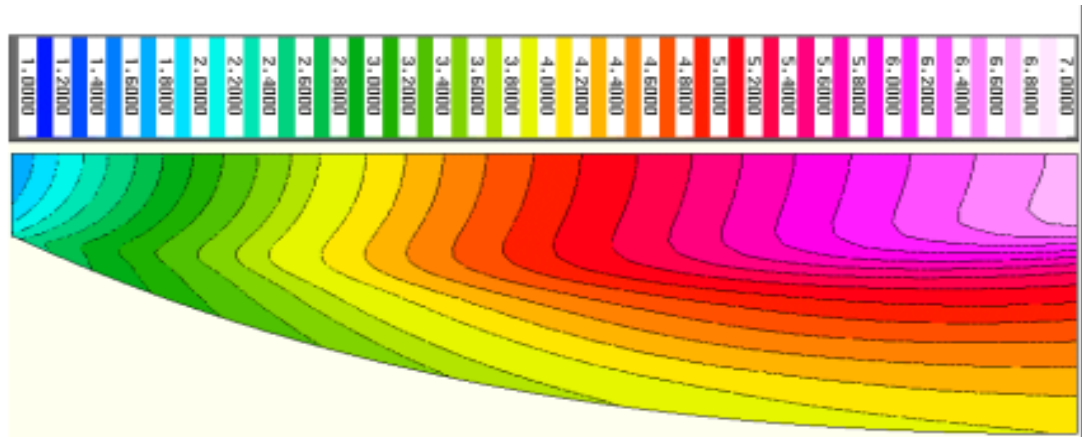
Fuente: J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

Figura 35. Distribución del número de Mach a lo largo de la tobera VOLVO S3 modelo implementado.



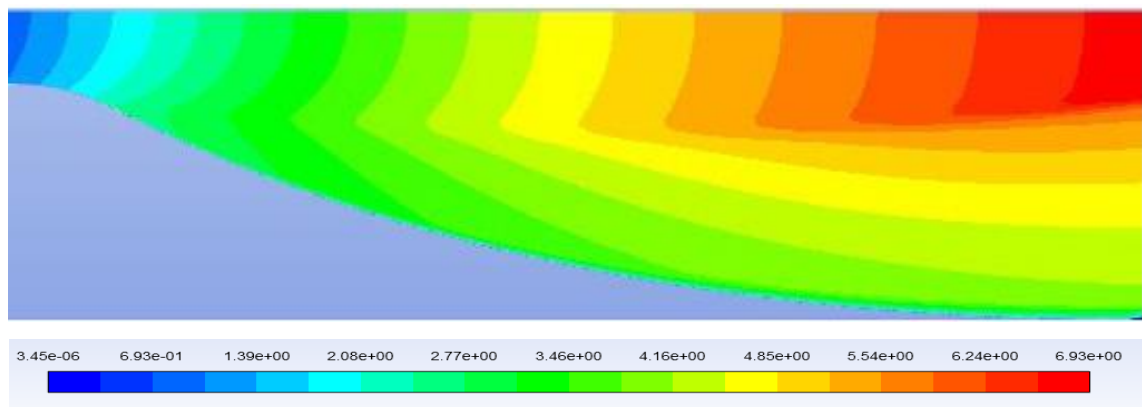
En la Figura 36 se muestra el campo de flujo interno calculado por Jan Östlund[2] para la tobera VOLVO S3 y en la Figura 37 se muestra la distribución calculada por la simulación implementada en este trabajo.

Figura 36. Campo de flujo interno VOLVO S3.



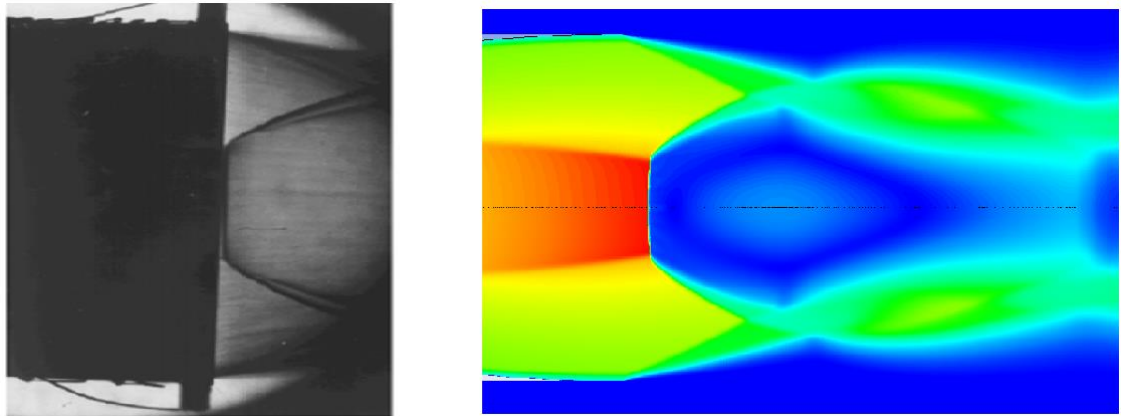
Fuente: J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

Figura 37. Campo de flujo interno VOLVO S3 modelo implementado.



En la Figura 38, a la izquierda, se muestra el campo de flujo externo mostrado por Jan Östlund⁶⁹ para la tobera VOLVO S3 y en la Figura 38, a la derecha, se muestra el campo calculado por la simulación implementada en este trabajo. En estas dos imágenes se puede apreciar la similitud del patrón tipo Cap Shock.

Figura 38. Comparación del campo de flujo externo Foto Schlieren VOLVO S3 (izq.) vs contorno de Mach modelo implementado (dcha.).



Fuente: J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002. (izq.) – Elaboración propia (dcha.)

Como se puede apreciar en las gráficas previamente mostradas, las propiedades de flujo del modelo CFD implementado y el campo de flujo interno y externo, presentan una gran similitud con respecto a los valores teóricos y experimentales obtenidos de la literatura. Junto con la correcta implementación de los modelos matemáticos, una mallado de alta precisión y errores de convergencia lo suficientemente bajos, nos permite verificar y validar que los resultados representan de manera correcta el fenómeno físico deseado.

⁶⁹ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

8. RESULTADOS Y ANÁLISIS DE LAS VARIACIONES

En este capítulo, se presentan los resultados obtenidos sobre las diferentes variaciones con la ayuda de ANSYS Fluent. Para cada tipo de variación se analizaron dos aspectos, los cambios en el flujo de la tobera y el rendimiento de esta. En el análisis del flujo se revisaron las siguientes características: el campo de flujo interno y externo, representado en los contornos de Mach; el número de Mach a lo largo del eje horizontal y los puntos de separación de la capa límite, representado en la presión estática en el muro a la salida. Para el análisis del rendimiento, se calculó el empuje generado por cada variación. Las diferentes variaciones analizadas se presentan en la Tabla 10.

Tabla 10. Variaciones geométricas propuestas.

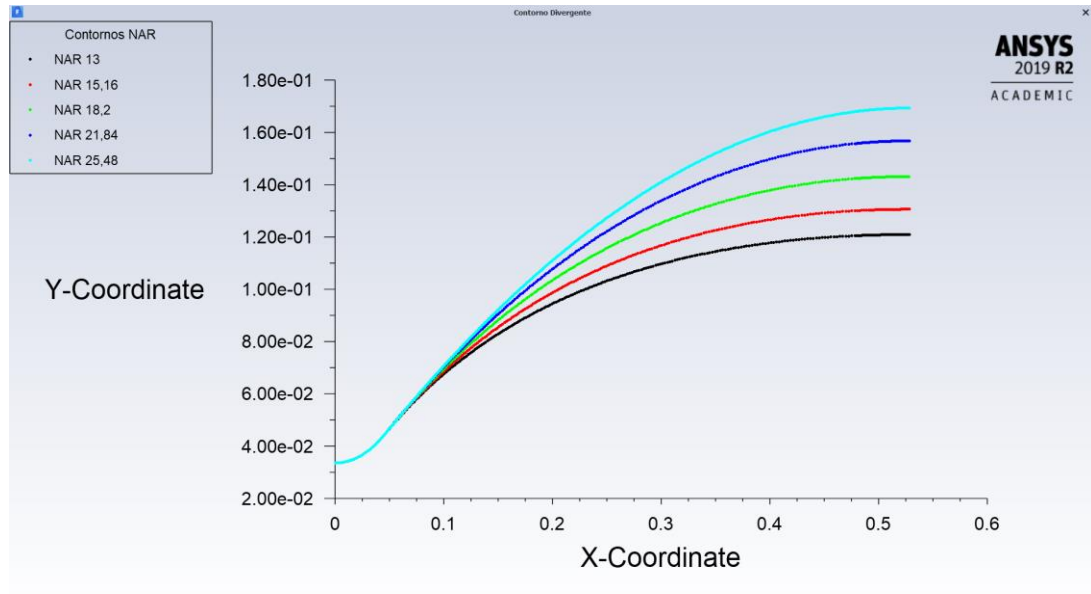
VARIACIÓN			REFERENCIA		
NAR	13	15.6	18.2	21.84	25.48
LD [mm]	377.5	440	528.2	633.6	739.2
Angulo Divergencia		22°	27°	32°	
Angulo Salida		3°	0°	6°	

Es importante tener en cuenta que para cada variación los demás parámetros geométricos corresponden a los valores de la geometría de referencia VOLVO S3.

8.1 ANÁLISIS DE LAS VARIACIONES DE LA RAZÓN DE EXPANSIÓN (NAR)

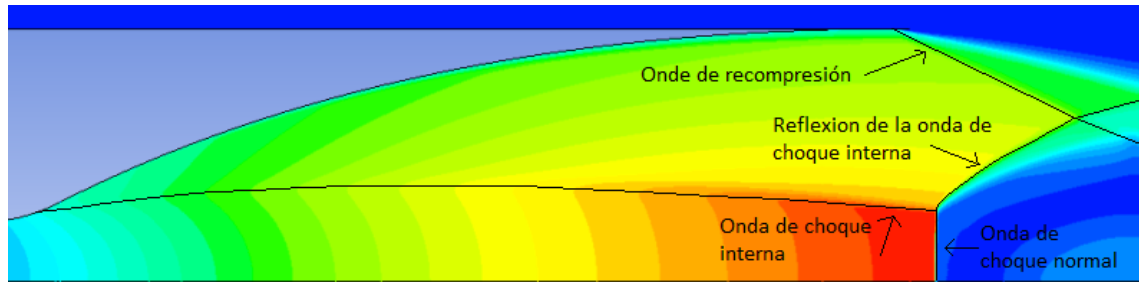
A continuación, se presentan los resultados del efecto del cambio de la razón de expansión en una tobera. Los diferentes contornos de la sección divergente de las variaciones propuestas se aprecian en la Figura 39.

Figura 39. Contornos sección divergente para NAR.



8.1.1 Análisis del flujo para NAR. Al analizar los resultados de las variaciones implementadas, se observó que las variaciones por encima de la razón de expansión de NAR 13 (ver Figura 41), presentan el patrón de choque tipo Cap Shock. Este tipo de patrón es propio de contornos parabólicos, como el TOP, en condiciones de alta sobre expansión. Debido al cambio en el punto de inflexión después de la garganta, de forma convexa a cóncava, se crea una discontinuidad en la curvatura de la tobera. El contorno corriente abajo que se dirige hacia el eje central induce ondas de compresión que terminan concentrándose en la onda de choque interna. Como se ha revisado en análisis previos y como se evidencia aquí, el patrón Cap Shock se forma por la interacción entre la reflexión de la onda de choque interna y la onda de recompresión causada por el desprendimiento de la capa límite (ver Figura 40).

Figura 40. Características del patrón de choque Cap Shock



El aumento de la razón de expansión para una misma área de la garganta implica el incremento del área de salida de la tobera. Esto, para unas mismas condiciones, provoca que la onda de choque normal sea más grande y que la longitud de la primera onda de choque oblicua disminuya. Esto ocurre ya que la onda de choque interna, debido a la forma del contorno, se dirige en menor medida hacia el eje central y se refleja más adelante. Estos cambios son característicos del aumento de la sobre-expansión del sistema.

Entendiendo esto, para una razón de expansión muy alta se tendría una onda de choque normal predominante a la salida, ya que la onda de choque interna no estaría dirigida hacia el eje de simetría. Esto ocurriría hasta que se alcance el segundo punto crítico de operación donde solo estaría presente la onda de choque normal a la salida.

Por el contrario, disminuir el NAR, disminuye la sobre expansión, provocando que se dé una transición en el patrón de choque. Esto es producido debido al cambio en el contorno, que a su vez afecta las propiedades del muro de la tobera y por lo tanto el comportamiento del campo de flujo interno. La transición se da del patrón tipo Cap Shock al patrón de disco de Mach y para valores suficientemente bajos de sobre-expansión aparece el patrón de reflexión regular, como se ve en la figura 41. La disminución de la sobre expansión se daría hasta alcanzar el tercer punto de operación, que es el punto de adaptación de la tobera. Disminuir más allá de este punto la razón de expansión llevaría a que el régimen se vuelva sub expandido.

A continuación, se presentan los contornos de Mach generados para cada variación de NAR.

Figura 41. Contorno de Mach. NAR 13 - Mach Máximo 6.558.

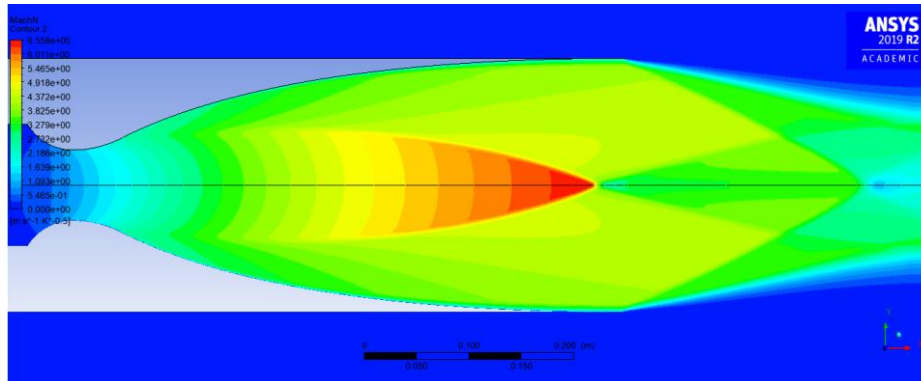


Figura 42. Contorno de Mach. NAR 15.16 - Mach Máximo 6.768.

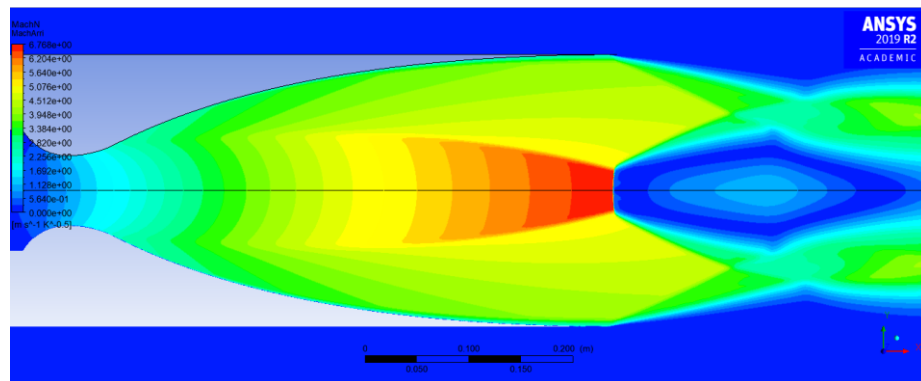


Figura 43. Contorno de Mach. NAR 18.2 - Mach Máximo 6.930.

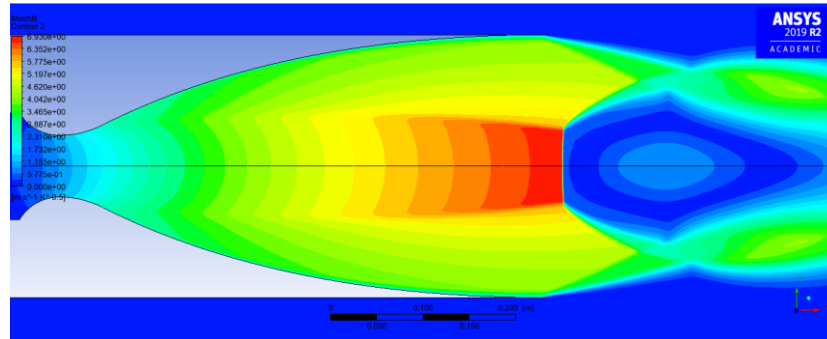


Figura 44. Contorno de Mach. NAR 21.84 - Mach Máximo 6.971.

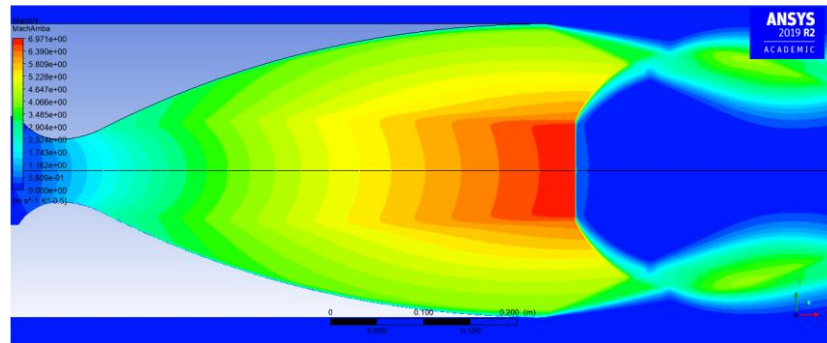
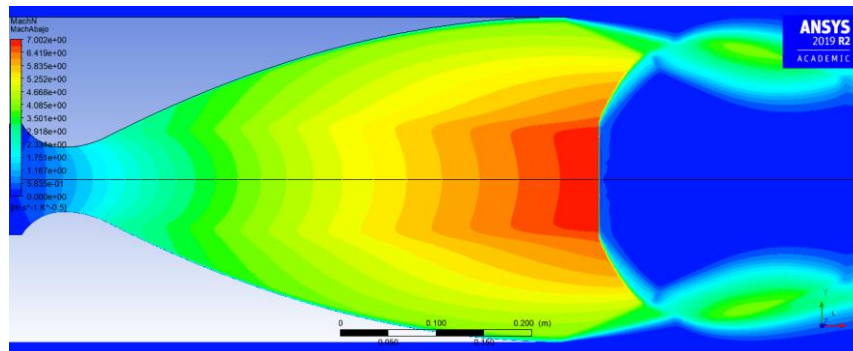


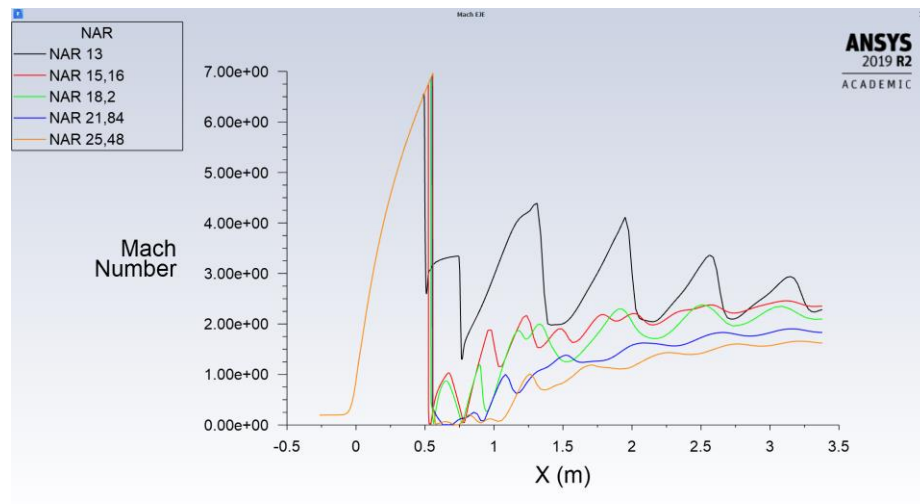
Figura 45. Contorno de Mach. NAR 25.48 - Mach Máximo 7.002.



El aumento de la razón de expansión, como se aprecia en las figuras de los contornos de Mach anteriores, provoca un aumento en la velocidad de salida de los gases, alcanzándose mayores valores del número de Mach. Esto se puede ver de manera más clara al analizar la gráfica de Mach a lo largo del eje horizontal de la

tobera (ver Figura 46. Mach sobre el eje axial para las variaciones de NAR.), donde se aprecia el valor máximo alcanzado por cada variación. Posterior a la salida de la tobera, el valor de Mach empieza a oscilar y a medida que aumenta el NAR las oscilaciones son menos bruscas y su valor disminuye. Esto significa que con el aumento del NAR se pasa de tener ondas de choque fuertes (Ondas de choque normales) a débiles (Ondas de choque oblicuas), debido al aumento de la sobre expansión del sistema, el cual se caracteriza por la formación de ondas de choque oblicuas.

Figura 46. Mach sobre el eje axial para las variaciones de NAR.

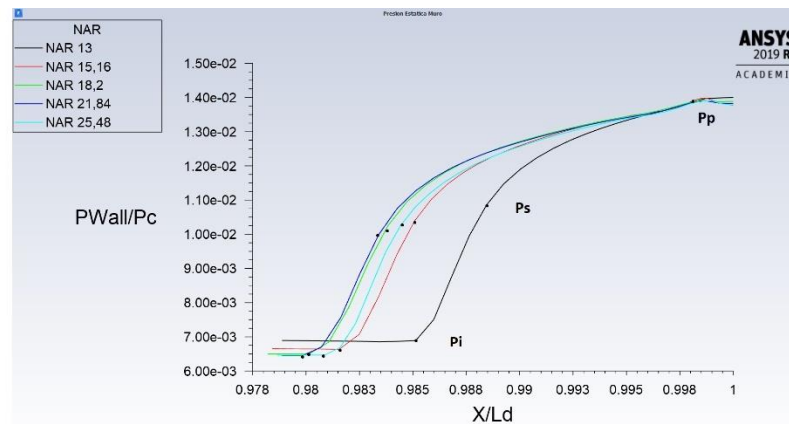


Característicamente se dice que un el flujo se encuentra sobre expandido cuando la relación entre la presión a la salida de la tobera para una condición de vacío y la presión ambiente es menor a 1. Cuando esta relación alcanza valores críticos, la capa viscosa de la pared no puede sostener el gradiente de presión adverso impuesto por el flujo no viscoso, lo que ocasiona que la capa limite se separe⁷⁰.

⁷⁰ J. Östlund, "Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads", Royal Institute of Technology, 2002.

De acuerdo con Jan Östlund⁷¹ la interacción de la separación comienza en el punto P_i , que es el punto incipiente de separación. Después de un corto aumento de presión, la capa límite se separa del muro en el punto P_s . Entonces, la presión en el muro se aproxima gradualmente al punto “Plateau” P_p , en el cual la presión se mantiene casi constante. La longitud de este punto refleja el tamaño de la burbuja de circulación que se crea después del desprendimiento de la capa. El patrón de choque afecta el modo de separación de la capa límite. En la Figura 47 se puede identificar que la longitud de separación de la capa es menor para la variación que presenta el patrón de choque de disco de Mach.

Figura 47. Puntos de separación de la capa límite para las variaciones de NAR.



8.1.2 Análisis del rendimiento para NAR. Idealmente una tobera alcanza su máximo empuje cuando la presión de salida es igual a la presión ambiente, sin embargo, para una tobera de contorno fijo esto solo ocurre a cierta altura. Cada tobera debe ser diseñada para ciertas condiciones donde se desempeñará de manera óptima, alcanzando el empuje deseado y reduciendo las pérdidas en alturas por encima o por debajo de la altura de adaptación. Debido a que las variaciones se realizaron con el fin de evaluar los cambios en las condiciones de flujo y no para

⁷¹ J. Östlund, “Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads”, Royal Institute of Technology, 2002.

mejorar el rendimiento en condiciones determinadas, solo se evaluó cómo estos cambios afectan el empuje generado por cada variación.

Siguiendo la ecuación (32), se calcula el empuje generado por la salida de los gases y las pérdidas debido al contorno de la tobera. Usando la herramienta de ANSYS Fluent para calcular integrales de superficie podemos determinar los valores para cada término a la salida de la tobera en función de la razón del flujo másico obteniendo los siguientes resultados (ver Tabla 11).

$$T = (\dot{m} \times V)_e + (p_e - p_0)A_e \quad (32)$$

Donde la parte de la expresión $(\dot{m} \times V)_e$, es el impulso debido a la salida de los gases de combustión y $(p_e - p_0)A_e$, es el arrastre debido a la diferencia de presión con el ambiente.

Tabla 11. Cálculo del empuje para las variaciones de NAR.

SIMU	M x V	(Pe-Po) x Ae	T	Pérdida Rendimiento	Mach promedio	Altura de adaptación
NAR 13	27663.3	-2125.7	25537.7	7.68 %	4.047	9446
NAR 15.16	27706.7	-2632.7	25074.0	9.5 %	4.151	10137
NAR 18.2	27967.2	-3337.5	24629.7	11.93 %	4.339	10859
NAR 21.84	28120.4	-4151.1	23969.3	14.76 %	4.496	11398
NAR 25.48	28244.4	-5002.4	23242.0	17.71 %	4.648	11938

En los cálculos realizados tenemos que el aumento de NAR aumenta la velocidad de salida de los gases, lo que aumenta el término de impulso debido a ellos. Por lo tanto, se tiene que a mayor NAR mayor es el empuje generado. Por otro lado, se debe tener en cuenta el término de pérdidas causado por el arrastre. El término de arrastre está directamente relacionado con la forma del contorno, ya que la presión

de salida de los gases dependerá de este, al igual que el área de salida. Analizando la Tabla 11 podemos apreciar que, aunque el aumento de NAR incrementa el impulso debido a los gases, también aumenta las pérdidas generadas por arrastre, obteniendo un empuje mayor para las variaciones de menor razón de expansión.

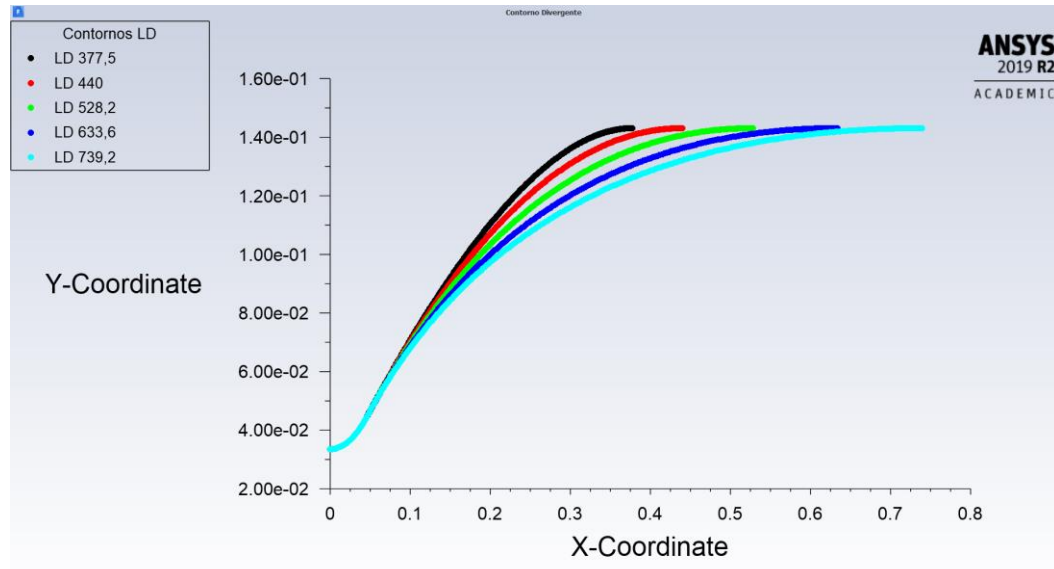
La pérdida de rendimiento fue calculada como la relación entre el empuje generado neto con el empuje sin pérdidas por arrastre. Donde se obtiene una pérdida de rendimiento de 7.6% para la razón de expansión más baja y una pérdida del 17.7% para la relación de expansión más alta.

Ya que el empuje fue calculado para cada variación en las mismas condiciones, los resultados no implican que las toberas de menor NAR presenten mejor rendimiento. Como se ha mencionado, el contorno se diseña para condiciones determinadas. Una tobera de menor NAR se adaptará a una menor altura, por lo cual se presentan valores de empuje más altos, comparado con razones de expansión mayores, donde se espera que la tobera se adapte y alcance su empuje máximo a mayores alturas. Las pérdidas por arrastre a su vez disminuyen a medida que la tobera se acerca a su punto de adaptación, debido a que la presión ambiente se va igualando con la presión de salida de los gases. Esta es una de las razones por las cuales las misiones espaciales usan varias etapas con diferentes configuraciones de toberas, con el fin de alcanzar la mayor eficiencia posible.

8.2 ANÁLISIS DE LA LONGITUD DIVERGENTE (LD)

A continuación, se presentan los resultados del efecto del cambio de la longitud divergente en una tobera. Los diferentes contornos de la sección divergente se aprecian en la Figura 48.

Figura 48. Contornos de sección divergente para LD.



8.2.1 Análisis de flujo para LD. En las variaciones de longitud se tiene la misma transición del patrón de ondas de choque, pero al contrario que la variación del NAR, el aumento de la longitud disminuye la sobre expansión. Para el caso de LD 377.5 mm (ver Figura 49), se observa que la magnitud de la onda de choque normal ha crecido ampliamente y que la forma del patrón de choque tipo Cap Shock se vuelve poco apreciable o inexistente. Esto debido a que para esta variación la tobera se encuentra altamente sobre expandida y de acuerdo con la dinámica de gases se halla cerca del segundo punto crítico de operación, donde existiría una onda de choque normal a la salida de la tobera. Para el caso del contorno de LD 739.2 mm (ver Figura 53), el patrón de campo de flujo ya ha hecho la transición al patrón de disco de Mach y se encuentra cerca de la transición al patrón de reflexión regular.

Figura 49. Contornos de Mach. LD 377.5 mm - Mach Máximo 6.606.

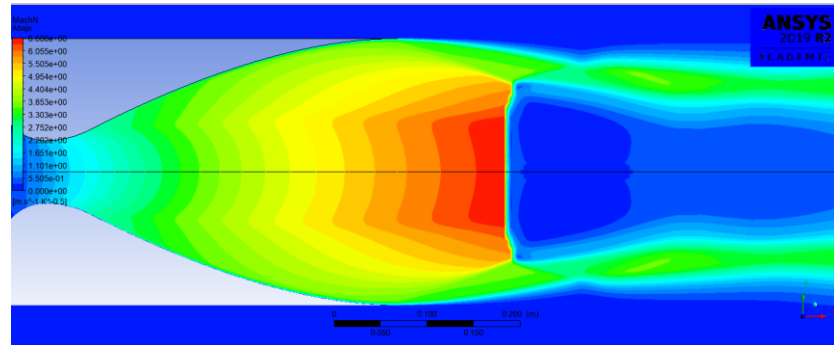


Figura 50. Contornos de Mach. LD 440 mm - Mach Máximo 6.728.

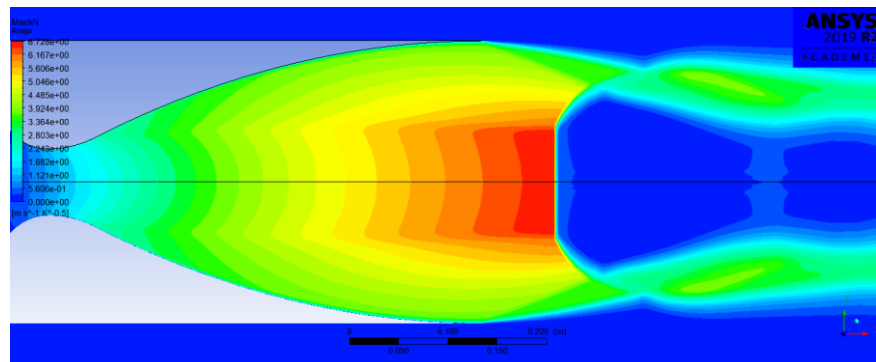


Figura 51. Contornos de Mach. LD 528.2 mm - Mach Máximo 6.930

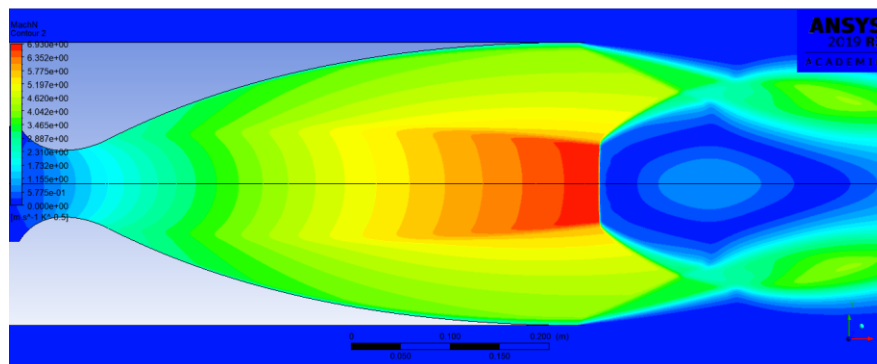


Figura 52. Contornos de Mach. LD 633.6 mm - Mach Máximo 6.924.

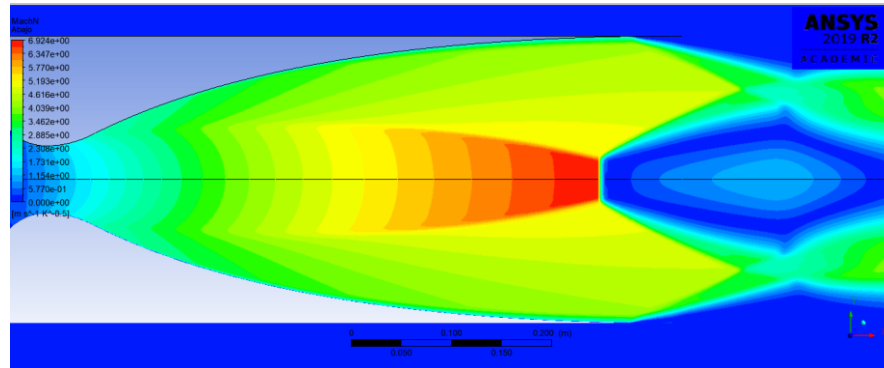
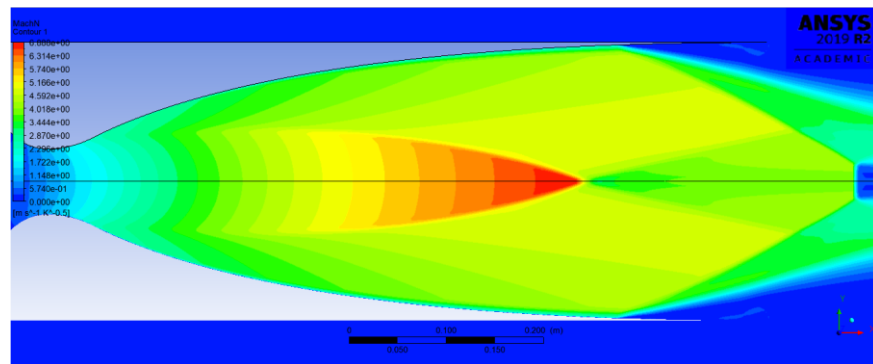


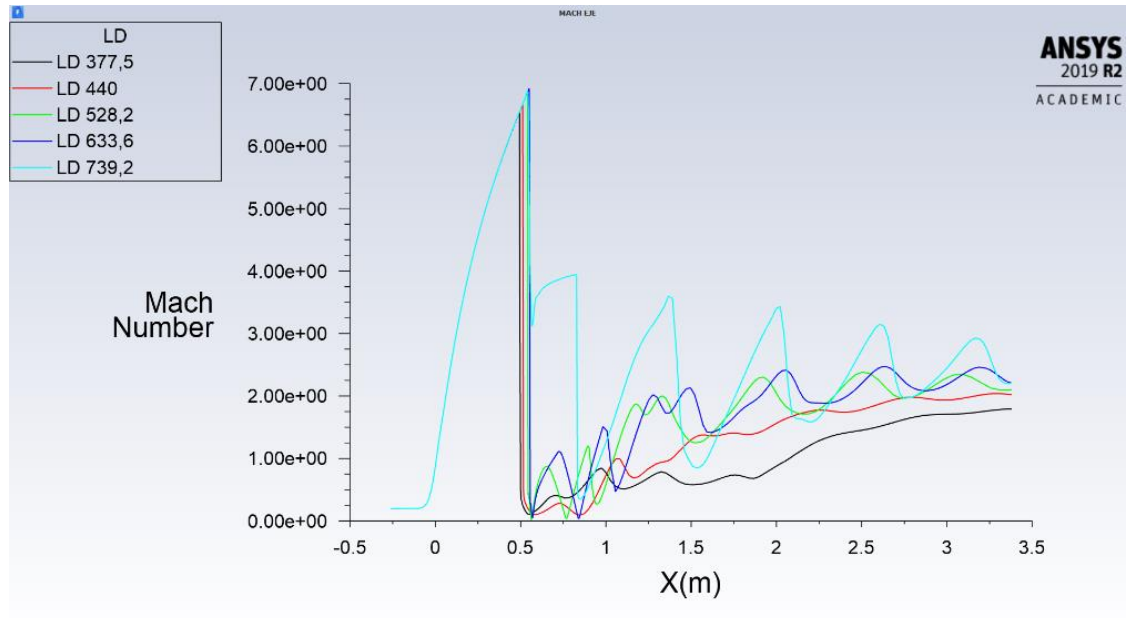
Figura 53. Contornos de Mach. LD 739.2 mm - Mach Máximo 6.888.



El aumento de la longitud divergente según el análisis del campo de flujo provoca la disminución de la sobre expansión, sin embargo, existe un aumento del Mach Máximo para las primeras tres variaciones (ver Figura 54). Al contrario de las variaciones de NAR, donde el aumento de esta característica traía consigo un aumento de la sobre expansión y el número de Mach.

Para las variaciones de LD, 377,5 mm, 440 mm, y 528,2 mm, el valor máximo de Mach aumenta 6.606, 6.728 y 6.930 respectivamente, sin embargo, para las variaciones de LD, 633.6 mm y 739.2 mm el Mach disminuye. Esto se debe a la extensa longitud de estas últimas variaciones, donde el gradiente de presión se hace insostenible mucho antes de alcanzar la salida de la tobera y la capa limite se desprende.

Figura 54. Mach sobre el eje axial para las variaciones de LD.

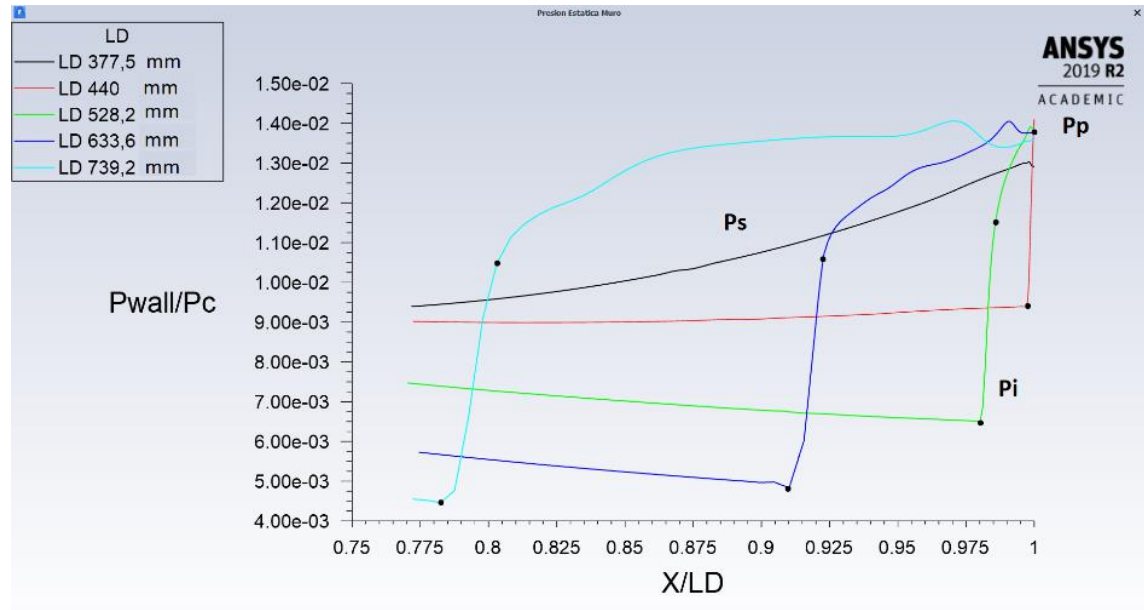


Las variaciones de alta sobre expansión, como se mencionó previamente, muestran oscilaciones débiles debido a la aparición de ondas de choque oblicuas. Además, para la variación que muestra el patrón de disco de Mach, se aprecian los diferentes picos que representan la onda normal o de Mach a lo largo del campo de flujo externo y muestra cómo el flujo se vuelve subsónico inmediatamente después de cada onda normal. Para el caso de LD 377.5 el Mach justo después de la salida es subsónico en gran parte del campo de flujo, esto indicaría, como ya se mencionó, que esta variación se encuentra cerca del segundo punto crítico.

Para los puntos de separación de la capa limite (ver Figura 55) la interacción del desprendimiento tiene su punto incipiente de separación P_i y punto de separación P_s muy temprano en las variaciones de longitud mayores. Esto se debe a que cuanto más larga es la pared de la tobera la presión a lo largo de ella disminuye aún más, por lo tanto, la interacción de separación se presenta mucho antes de alcanzar la salida de la tobera, debido al gradiente adverso de presión.

Un caso particular es el de la variación LD 377,5mm, donde no existe desprendimiento de la capa límite, esto se debe a la corta longitud de la tobera y la proximidad del flujo de la tobera al segundo punto de operación.

Figura 55. Puntos de separación de la capa límite para las variaciones de LD.



8.2.2 Análisis del rendimiento para LD

Tabla 12. Empuje para las variaciones de LD.

SIMU	M x V	(Pe-Po) x Ae	T	Pérdida Rendimiento	Mach promedio	Altura de adaptación
LD 377.5	27960.1	-2993.8	24966.3	10.7 %	4.337	9510
LD 440	28003.6	-3179.0	24824.7	11.35 %	4.336	10209
LD 528.2	27967.2	-3337.5	24629.7	11.93 %	4.339	10859
LD 633.6	26230.3	-2231.4	23999.0	8.5 %	3.729	7128
LD 739.2	25327.5	-1302.8	24024.8	5.14 %	3.355	4899

En las variaciones en las cuales el desprendimiento de la capa limite sucede de manera temprana se presentan grandes problemas de funcionamiento. El empuje producido es el menor entre las variaciones analizadas al igual que el Mach promedio a la salida y la altura a la cual la tobera se adapta también disminuye notablemente.

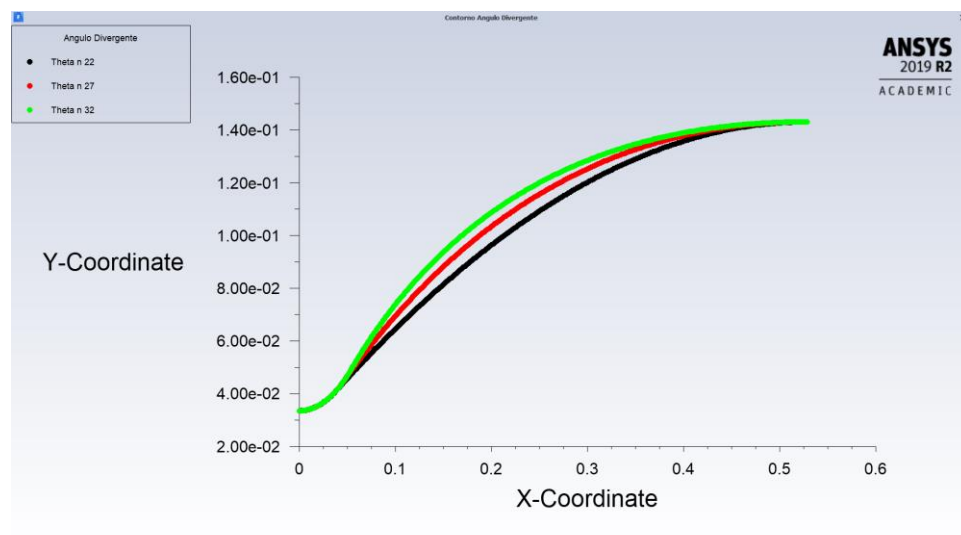
Aunque las pérdidas por arrastre aparentemente son menores, esto solo se da debido a que la presión calculada a la salida aumenta en la zona posterior al desprendimiento.

Cuando se logra aprovechar la longitud de la tobera se puede aumentar la altura de adaptación de la tobera y el Mach máximo, aunque el Mach promedio no parece verse afectado.

8.3 ANÁLISIS DE LAS VARIACIONES DEL ÁNGULO DE DIVERGENCIA (θ_n)

Los diferentes contornos de la sección divergente de las variaciones propuestas se aprecian en la Figura 56.

Figura 56. Contornos de sección divergente para θ_n .



8.3.1 Análisis de flujo para θ_n . El ángulo de divergencia determina la forma en que se expande el contorno, si comparamos la Figura 56. con las gráficas de Mach que se muestran más adelante, podemos concluir que existe una correlación entre la forma del contorno y la condición de flujo de la tobera. Con el incremento del ángulo de divergencia aumenta la sobre expansión del sistema. En la variación correspondiente al ángulo de divergencia 22° (ver Figura 57), se presenta el patrón de disco de Mach. Además, el valor de Mach máximo es mucho menor que las otras variaciones presentadas. Esto se debe a que con un ángulo menor la onda de choque interna se dirige de manera pronunciada hacia el eje de simetría de la tobera. La onda interna se refleja y después se intercepta con la onda de recompresión, alcanzando menores valores de Mach.

Figura 57. Contornos de Mach. $\theta_n 22^\circ$ - Mach Máximo 5.517.

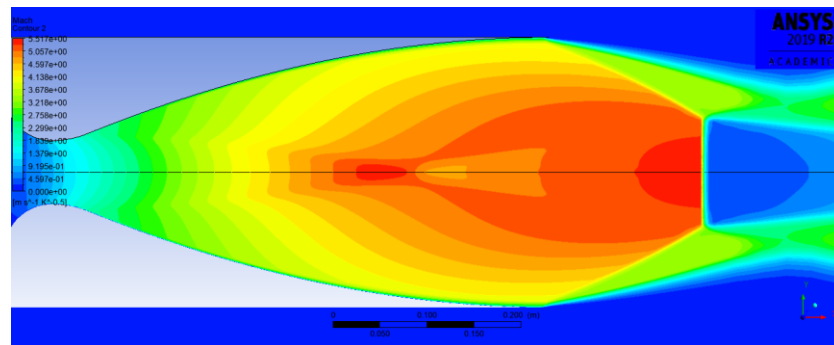


Figura 58. Contornos de Mach. $\theta_n 27^\circ$ - Mach Máximo 6.930.

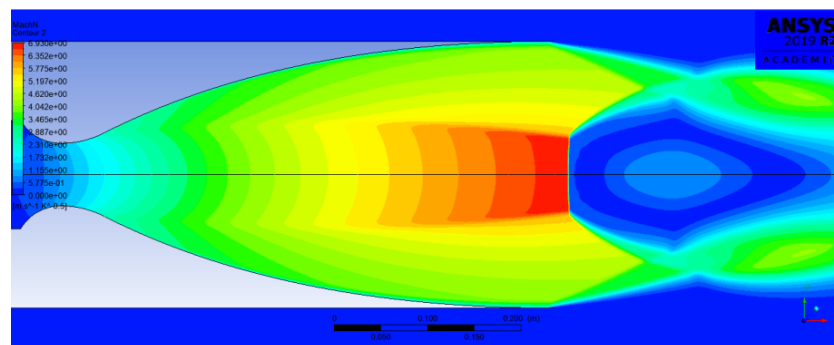
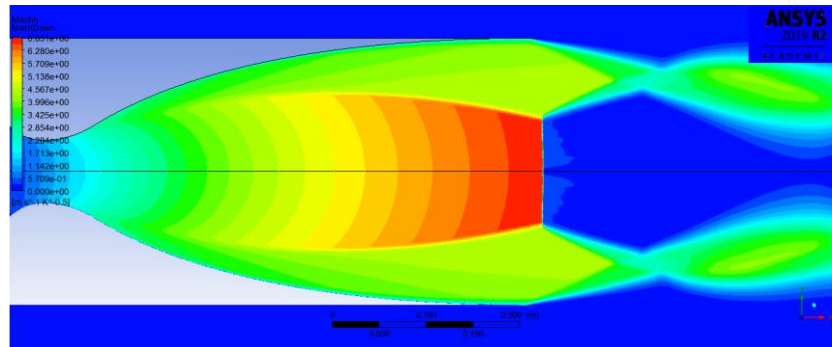
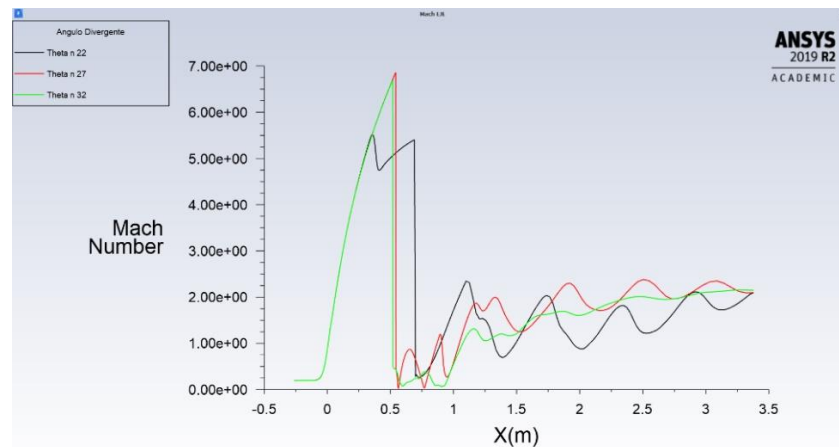


Figura 59. Contornos de Mach. θ_n 32° - Mach Máximo 6.851.



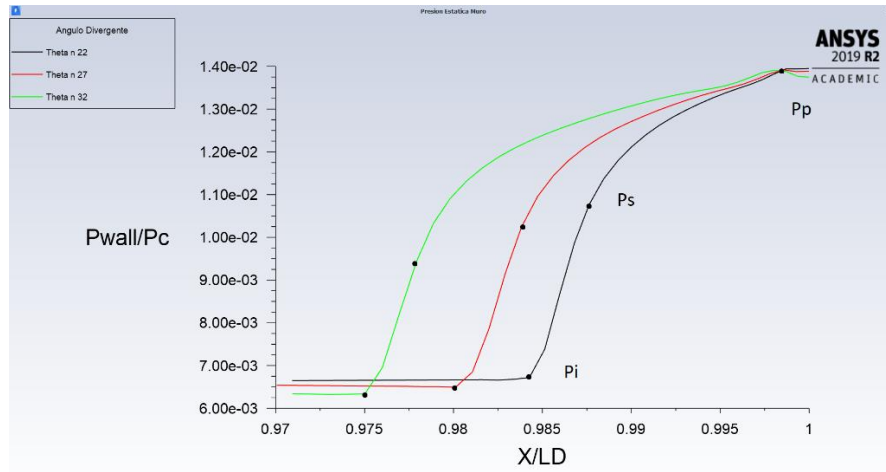
En la Figura 60, podemos apreciar dos picos en el valor de Mach para la variación θ_n 22°. Este comportamiento corresponde al patrón de disco de Mach presente en la Figura 57. El primer pico es causado por la onda interna que choca con el eje de simetría y el segundo pico corresponde a la onda de choque normal.

Figura 60. Mach sobre el eje para las variaciones del ángulo de divergencia (θ_n).



De acuerdo con la Figura 61, con el aumento del ángulo de divergencia, la longitud a la cual sucede el desprendimiento de la capa limite aumenta.

Figura 61. Puntos de separación para las variaciones del ángulo de divergencia (θ_n).



8.3.2 Análisis del rendimiento para θ_n

Tabla 13. Empuje para las variaciones del ángulo de divergencia (θ_n).

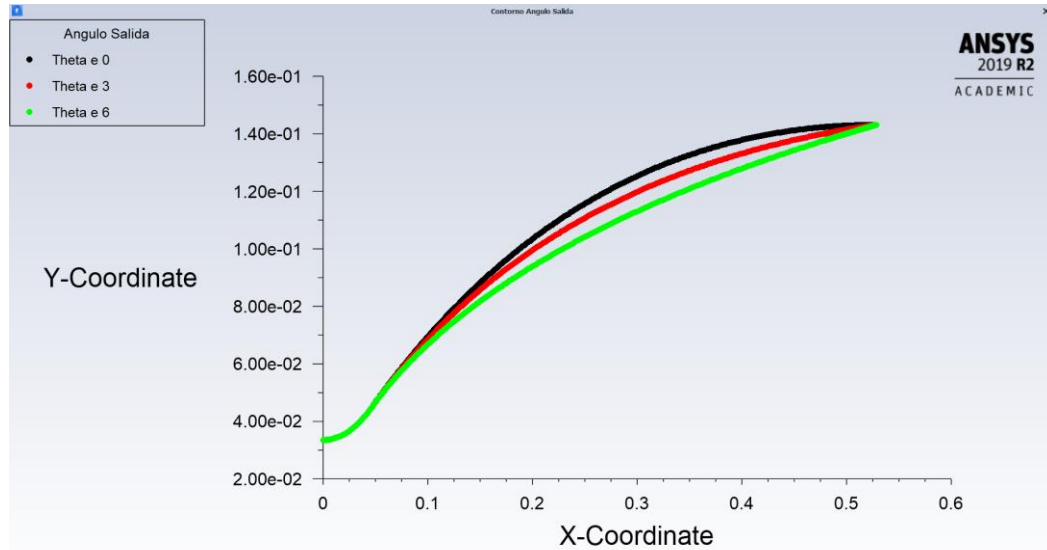
SIMU	M x V	(Pe-Po) x Ae	T	Pérdida Rendimiento	Mach promedio	Altura de adaptación
DIV22	28103.6	-3475.9	24627.6	12.36 %	4.414	11475
DIV 27	27967.2	-3337.5	24629.7	11.93 %	4.339	10859
DIV32	27788.4	-3221.1	24567.2	11.59 %	4.218	10377

Para las variaciones del ángulo de divergencia 22° y 32° , hay una diferencia de 10° , pero el empuje neto no varía en gran medida. Sin embargo, analizando los contornos de Mach y los valores calculados, se puede apreciar que este parámetro afecta fuertemente el comportamiento del campo de flujo, el Mach máximo y la condición de altura de adaptación. El Mach promedio disminuye con el aumento del ángulo y la altura de adaptación disminuye.

8.4 ANÁLISIS DE LAS VARIACIONES DEL ÁNGULO DE SALIDA (θ_e)

Los diferentes contornos de la sección divergente de las variaciones propuestas se aprecian en la Figura 62.

Figura 62. Contornos de sección divergente para (θ_e).



8.4.1 Análisis de flujo para θ_e . Un mayor ángulo de salida de la tobera disminuye la expansión del contorno de la tobera como se ve en la Figura 62. A partir de los contornos de Mach, se deduce que el aumento de este parámetro disminuye la sobre expansión del sistema.

Figura 63. Contornos de Mach. θ_e 0° - Mach Máximo 6.930.

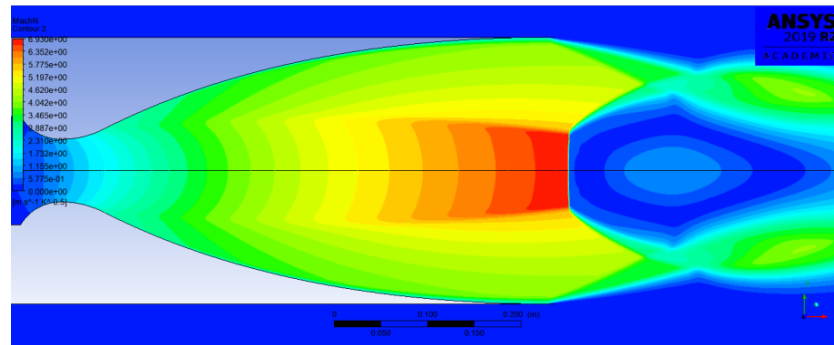


Figura 64. Contornos de Mach. θ_e 3° - Mach Máximo 6.766.

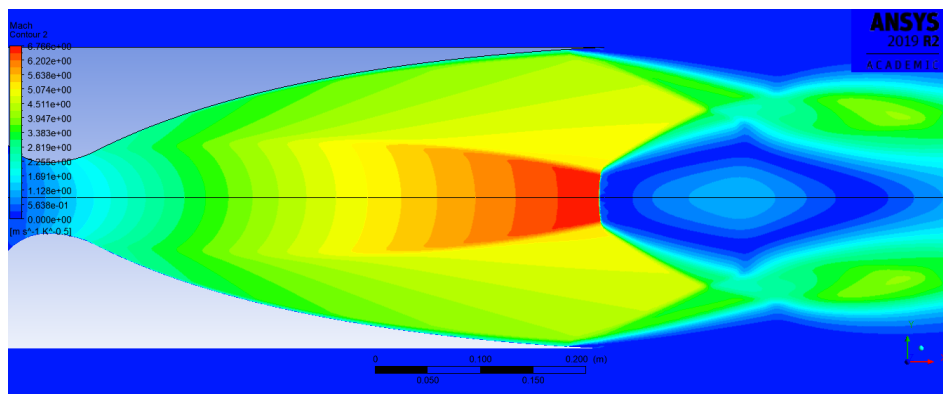
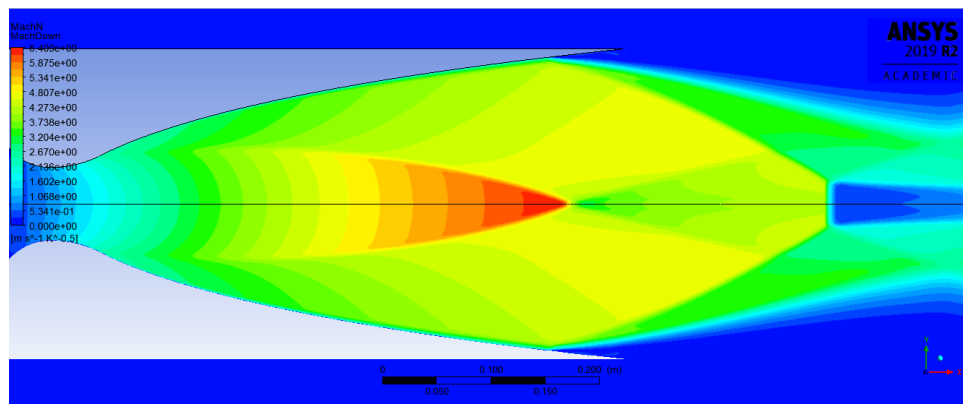
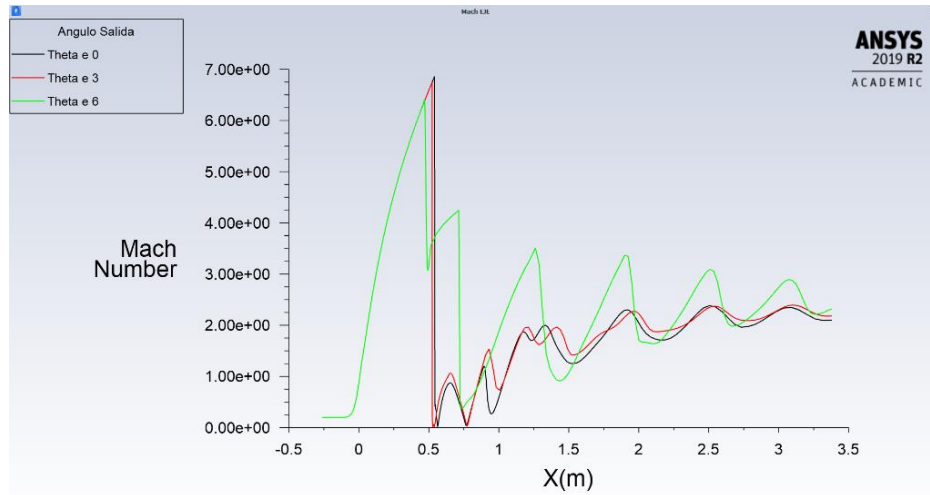


Figura 65. Contornos de Mach. θ_e 6° - Mach Máximo 6.400.



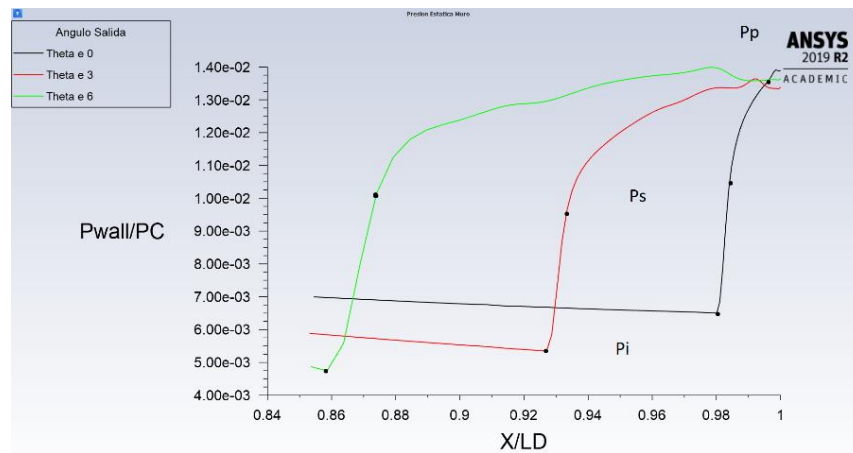
Según la Figura 66, el aumento del ángulo de salida de la tobera disminuye el valor del Mach Máximo.

Figura 66. Mach sobre el eje axial para las variaciones del ángulo de salida (θ_e).



El ángulo de salida tiene un efecto importante en el desprendimiento de la capa limite. Según la Figura 67, con el incremento de esta característica, también incrementa la longitud en la cual empieza la interacción de la separación de la capa limite. Esto se debe a que para un ángulo de salida más pronunciado el gradiente de presión adverso tiene una interacción más fuerte.

Figura 67. Puntos de separación para las variaciones del ángulo de salida (θ_e).



8.4.2 Análisis del rendimiento para θ_e

Tabla 14. Empuje para las variaciones del ángulo de salida (θ_e).

SIMU	MxV	(Pe-Po) x Ae	T	Pérdida Rendimiento	Mach promedio	Altura de adaptación
EXIT 0	27967.2	-3337.5	24629.7	11.93 %	4.339	10859
EXIT 3	27416.6	-3030.9	24385.8	11.054 %	4.177	9645
EXIT 6	26919.0	-2590.2	24328.9	9.62 %	3.974	8166

Al igual que para las variaciones de longitudes muy grandes, el aumento del ángulo de salida provoca el desprendimiento a distancias considerables de la salida de la tobera, lo que ocasiona la disminución de la velocidad de salida de los gases y la pérdida de empuje. El Mach promedio a la salida también disminuye debido a que las interacciones de la onda de choque se dan al interior de la tobera.

9. CONCLUSIONES

Una de las ventajas del contorno de toberas TOP, es que permite manipular las distintas variables geométricas que afectan el flujo del fluido a través de una tobera convergente divergente. En el presente trabajo se analizaron 4 variables, las cuales afectan de manera distinta el flujo. A continuación, se presentan los diferentes efectos que tiene cada variación.

Las variaciones se pueden analizar como el incremento de determinadas variables geométricas. Así bajo las mismas condiciones el incremento de cada variable tiene los siguientes efectos:

El aumento de la razón de expansión de la tobera (NAR) provoca el aumento de la sobre expansión del sistema que se ve reflejado en el cambio de patrón de choque en los contornos de Mach. Provoca, además, el aumento del Mach máximo y el Mach promedio. Sin embargo, provoca pérdidas por arrastre más altas lo que disminuye el empuje neto generado y su rendimiento. Una tobera con un mayor NAR tiene una altura de adaptación mayor.

El aumento de la longitud de la tobera (LD) provoca que la forma de campo de flujo muestre una disminución de la sobre expansión del sistema. Cuando la longitud de la tobera no es excesivamente alta, el Mach máximo del sistema aumenta con el incremento de la longitud. De lo contrario, el desprendimiento de la capa limite ocurrirá mucho antes de alcanzar la salida de la tobera, provocando la disminución del Mach y del empuje.

El ángulo de divergencia (θ_n) provoca la transición del patrón de choque correspondiente al aumento de la sobre expansión y disminuye el Mach promedio a la salida.

El ángulo de salida (θ_e) aumenta la longitud en la cual sucede el desprendimiento de la capa límite. Esto disminuye el número de Mach máximo, el Mach promedio y el empuje, debido a que las ondas de choque y su interacción con la capa límite suceden al interior de la tobera. Por otro lado, las estructuras del campo de flujo interno tienen una transición correspondiente a la disminución de la sobreexpansión.

10. RECOMENDACIONES

- Para posteriores trabajos realizar un análisis sensible de las variables geométricas con el fin de cuantificar el grado de influencia sobre las características de flujo.
- Realizar el análisis de la geometría simulando el cambio de las condiciones ambientales a lo largo del ascenso del sistema.
- Basado en el conocimiento del efecto de las características geométricas sobre el flujo de una tobera. Futuros análisis pueden proponer un método de optimización que integre los cambios en cada una de las variables. Con el fin de generar el máximo empuje para una condición de operación determinada.

BIBLIOGRAFÍA

A. S. Swaroopini, M. G. Kumar, y T. N. Kumar, “Numerical Simulation and Optimization of High Performance Supersonic Nozzle At Different Conical Angles”, Int. J. Res. Eng. Technol., vol. 04, núm. 09, pp. 268–273, 2015.

ANSYS Inc., “Ansys Fluent Theory Guide”. Canonsburg, Pennsylvania, 2013.

ANSYS Inc., “Meshing Tutorial ANSYS”. Canonsburg, Pennsylvania, 2010.

C. Hirsch, Numerical computation of internal and external flows, 2a ed., vol. 1. 2007.

E. M. S. Ekanayake, “Numerical Simulation of a Convergent Divergent Supersonic Nozzle Flow”, RMIT University, 2013.

F. Moukalled, L. Mangani, y M. Darwish, The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics. Springer, 2016.

G. V. R. Rao, “Approximation of Optimum Thrust Nozzle Contour”, ARS J., vol. 30, núm. 6, p. 561, 1960.

J. D. Anderson, Modern Compressible Flow: With Historical Perspective, 2a ed. McGraw Hill, 1990.

J. Östlund, “Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads”, Royal Institute of Technology, 2002.

K. Schomberg, J. Olsen, y G. Doig, “Design of high-area-ratio nozzle contours using circular arcs”, J. Propuls. Power, vol. 32, núm. 1, pp. 188–195, 2016.

K-epsilon. [En línea]. Disponible en: <https://www.simscale.com/docs/content/simulation/model/turbulenceModel/kEpsilon.html>. [Consultado: 03-oct-2019].

K-omega models. [En línea]. Disponible en: https://www.cfd-online.com/Wiki/K-omega_models. [Consultado: 03-oct-2019].

K-omega SST. [En línea]. Disponible en: <https://www.simscale.com/docs/content/simulation/model/turbulenceModel/kOmegaSST.html>. [Consultado: 03-oct-2019].

M. Almqvist, “Semi-empirical model for supersonic flow-separation in rocket nozzles”, Luleå University of Technology, 2005.

NASA, “Liquid Rocket Engine Nozzles”. 1976.

Navier-Stokes Equations. [En línea]. Disponible en: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/nseqs.html>. [Consultado: 03-oct-2019].

P. Fernández Díez, “Flujo compresible”, Cantabria, España.

P. J. Cases Sánchez, “Estudio del Flujo en la Tobera del Motor Cohete J-2S Mediante Técnicas numéricas CFD”, Universitat Politècnica de València, 2014.

R. D. Zucker, Fundamentals of gas dynamics, 1a ed. Portland, Oregon: Matrix Publishers, 1977.

Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations, 2009. [En línea]. Disponible en: <https://www.symscape.com/reynolds-averaged-navier-stokes-equations>. [Consultado: 03-oct-2019].

Shock Diamonds and Mach Disks. [En línea]. Disponible en: <http://www.aerospaceweb.org/question/propulsion/q0224.shtml>. [Consultado: 03-oct-2019].

Spalart–Allmaras turbulence model. [En línea]. Disponible en: http://dbpedia.org/page/Spalart–Allmaras_turbulence_model. [Consultado: 03-oct-2019].

Types of Mesh. [En línea]. Disponible en: https://en.wikipedia.org/wiki/Types_of_mesh. [Consultado: 07-oct-2019].

What Are the Spalart-Allmaras Turbulence Models? [En línea]. Disponible en: <http://www.southampton.ac.uk/~zxie/SESS6021/CCMP/online1/146-spalartAllmarasTurbulence-02.html>. [Consultado: 03-oct-2019].