



Caracterización del Comportamiento del Empuje para el Motor Cohete ASTRA-1 Mediante el uso de la Dinámica de Fluidos Computacional.

Characterization of the Thrust Behavior for the ASTRA-1 Rocket Motor Through the use of Computational Fluid Dynamics

Juan Diego Dávila-Martínez¹, Luis Fernando González-Triana², Oscar Ochoa-Álvarez³

¹Facultad de ingeniería mecánica, Universidad Santo Tomás, Colombia. correo electrónico: juandavilam@usantotomas.edu.co

²Facultad de ingeniería mecánica, Universidad Santo Tomás, Colombia. correo electrónico: luisgonzalez@usantotomas.edu.co

³Facultad de ingeniería mecánica, Universidad Santo Tomás, Colombia. correo electrónico: oscarochoa@usantotomas.edu.co

Recibido: dd mes aaaa. Aceptado: dd mes aaaa. Versión final: dd mes aaaa

Resumen

El presente artículo presenta un estudio realizado mediante la técnica de CFD, para la caracterización de la curva de empuje del motor cohete ASTRA-1. Dentro del estudio se incluyen fases como el diseño y validación de mediante el estudio de un cohete aficionado construido por Richard Nakka. Así como la construcción de un modelo para la validación mediante resultados experimentales de una tobera diseñada y probada en la NASA. Con el estudio se pretende analizar mediante herramientas de simulación numérica la influencia de la regresión superficial del combustible sólido en el comportamiento del empuje generado a través del tiempo de combustión de un cohete de propelente sólido. El estudio fue realizado mediante el Software ANSYS 2020 R2 y se utilizó el módulo Fluent, para el desarrollo de este se analizó la incidencia de la calidad de la malla. El modelo de avance de superficie se realizó de manera discreta, se utilizaron ecuaciones empíricas desarrolladas por investigadores del área aeroespacial con experiencia en la cohetaría aficionada.

Palabras clave: CFD, empuje, motor cohete, propelente sólido, ANSYS, Fluent, avance de superficie, aeroespacial, simulación numérica.

Abstract

This article presents a study carried out using CFD techniques, for the characterization of the thrust curve for ASTRA-1 rocket motor. The study includes phases such as the design and validation through the study of an amateur rocket built by Richard Nakka. Also include the construction of a model for the validation through experimental results of a nozzle designed and tested at NASA. The study aims is to analyze by means of numerical simulation tools the influence of the solid propellant surface regression on the behavior of the thrust generated through the combustion time of a solid propellant rocket. The study was developed using the ANSYS 2020 R2 Software and the Fluent module, for the development of this, the incidence of mesh quality was analyzed. The surface advance model was carried out in a discrete manner and was based on empirical equations developed by researchers in the aerospace area with experience in amateur rocketry.

Keywords: CFD, thrust, rocket motor, solid propellant, ANSYS, Fluent, surface regression, aerospace, numeric simulation.

1 Introducción

En los últimos diez años la industria aeroespacial ha incrementado su ritmo de crecimiento, esto se debe principalmente al hecho de que los desarrollos para esta industria ya no son de interés exclusivo de los gobiernos de países altamente industrializados, lo cual se manifiesta con la entrada en escena de empresas privadas al sector aeroespacial. Al respecto, estudios recientes muestran que la industria espacial ha mantenido un ritmo de crecimiento del 7% anual [1]. Para 2018 la industria espacial tenía un valor estimado de 350 billones de dólares a nivel mundial, perspectivas conservadoras calculan que para el año 2040 alcanzará el trillón de dólares [2]. Esto va de la mano con la entrada en escena de múltiples naciones en la era espacial: China, India, y Japón, las cuales ya tienen la capacidad de poner elementos en órbita; estos mismos e Israel ya pusieron sondas o satélites en la Luna, y muchos otros ya tienen satélites artificiales terrestres propios y la capacidad instalada para operarlos desde su propio territorio [3].

En Colombia el desarrollo espacial es ralentizado y crece lentamente, al día de hoy se han lanzado dos satélites, el primero fue el pico satélite Libertad I, el cual fue diseñado, programado e implementado por un grupo multidisciplinario de la Universidad Sergio Arboleda, este fue lanzado el 17 de abril de 2007 a bordo del cohete ruso Dnepr-1, con una masa de 1kg y una altitud promedio de 700 km, el satélite transmitía información en tiempo real de su velocidad orbital y temperatura [4]. Por otra parte, la Fuerza Aérea Colombiana adjudicó la fabricación del nano satélite FACSAT-1 a la empresa GomSpace, este fue lanzado el 28 de noviembre de 2018 a bordo del cohete PSLV-C43 de la agencia espacial India (ISRO). El FACSAT-1 tiene un peso de 4 kg, cinco años de vida útil de diseño y orbita a 505 kilómetros de la superficie terrestre [5]. A parte de estas dos experiencias en Colombia algunas personas trabajan en cohería aficionada, grupos y semilleros de investigación de diferentes universidades (PUA de la Universidad de los Andes, GIDA de la Universidad Nacional, ASTRA de la Universidad de Antioquía, entre otros), estas personas buscan apropiarse y aplicar los conocimientos referentes a la tecnología espacial, así como el desarrollo de esta.

En la industria espacial la tendencia actual se inclina al desarrollo y lanzamiento de satélites pequeños (masa inferior a 500 kg), pues la construcción y puesta en órbita de satélites grandes (masa superior a los 1000 kg) tienen un costo del orden de los cientos de millones de dólares, por ende, esta nueva tendencia permite a entidades con presupuestos no tan grandes entrar en el sector. Por lo general, estos satélites se lanzan en cohetes que pueden

transportar varias toneladas a orbitas terrestres bajas (“Low Earth Orbit” LEO), esto se hace en un esquema de lanzar un satélite grande junto con muchos pequeños, disminuyendo así costos, pero limitando las orbitas y ventanas de lanzamiento. El otro segmento del mercado en auge de crecimiento es el de cohetes que tengan la capacidad de lanzar hasta 200 kg o 300 kg a LEO. Entre las empresas que están aprovechando este crecimiento se encuentran Virgin Orbit (Cohete LauncherOne), Rocket Lab (cohete Electron) y PDL space [6].

Para ingresar en este sector del mercado se requiere apropiarse del conocimiento del diseño de motores cohete, el cual se ha definido y depurado en los últimos 60 años. Cada motor es único y debe ser diseñado, construido y ensayado para caracterizar su comportamiento. Dicha caracterización permite entender cómo se comporta el empuje en condiciones de diseño, lo que posibilita prever condiciones de inestabilidad e incluso mejorar el diseño conceptual del mismo.

Los motores de combustión y expansión se pueden clasificar por el tipo de propelente (combustible) que usan, los cuales pueden ser propelente sólido o propelente líquido. El diseño de motores de propelente sólido es el más básico de los dos y es con el cual se suele iniciar a apropiarse del conocimiento en el tema. La caracterización de los motores se empieza con el estudio de cuatro regímenes que definen el comportamiento del empuje de un motor cohete, las cuales son: régimen de gas críticamente expandido, régimen de gas sub-expandido, régimen de gas sobre expandido y régimen de presión oscilante en la cámara combustión. En estos cuatro comportamientos se centra el estudio, debido a que en presencia de alguno de ellos se suelen presentar inestabilidades que podrían afectar el correcto comportamiento de un cohete.

Por lo general el proceso de caracterización se realiza con una gran cantidad de pruebas experimentales, muchas de ellas destructivas, con el conocimiento actual en propulsión de cohetes se puede llegar a predecir y simular gran parte de los comportamientos típicos de la combustión dentro de las cámaras de estos motores. Las simulaciones por medio de softwares dedicados a la asistencia en ingeniería (CAE, por sus siglas en inglés Computer Assisted Engineering) permiten reducir el número de pruebas experimentales requeridas para la caracterización, lo que a su vez disminuye costos y el impacto ambiental producido en su mayor parte por la gran cantidad de gases de escape.

El semillero de propulsión del grupo de investigación GEAMEC de la facultad de ingeniería mecánica ha diseñado el motor ASTRA-1. Este es un motor cohete de

propelente sólido que hace parte de la misión USTAR-1, la cual tiene como objetivo principal llevar una carga útil de un kilogramo (1 kg) a una altitud apogeo de un kilómetro (1 km) con respecto al lugar de lanzamiento. Para lograr esto se debe tener la caracterización del empuje generado por el motor. Tal y como se mencionó esto se logra mediante pruebas experimentales. Sin embargo, antes de estas pruebas se realizarán simulaciones computacionales de tipo numérico que permitan una caracterización inicial, reducir costos experimentales y disminuir el impacto negativo generado al ambiente.

El presente proyecto busca caracterizar el comportamiento del empuje del motor ASTRA-1 por medio de técnicas numérica (CFD), obteniendo la curva de empuje en función del tiempo.

2 Metodología

2.1 Conceptos claves

2.1.1 Partes de un motor cohete.

Como se observa en la Figura 1 las partes que componen un cohete de propulsión solida son la cámara de combustión la cual tiene forma cilíndrica y un aislamiento térmico, dentro de esta se encuentra el grano propulsor y el sistema de encendido. También se observa la tobera convergente-divergente.

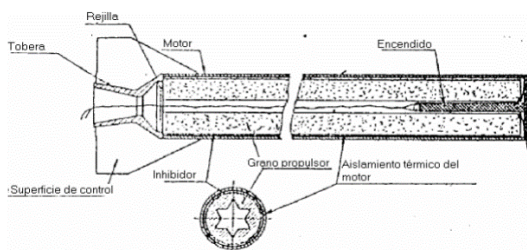


Figura 1. Configuración de un motor cohete de propelente sólido. Fuente: [7].

2.1.2 Propelente sólido.

Los cohetes de propelente sólido, se diferencian básicamente de los líquidos en que el propelente está dentro de la cámara de combustión. Este puede estar fundido directamente a la cámara o se puede introducir en forma de cartucho. Estos motores los podemos encontrar de diferentes tipos y tamaños. Variando su empuje entre un rango de 2 N a más de 4 MN [8].

2.1.3 Tasas de quemado del propelente.

La superficie de quemado de un grano propelente sólido retrocede en dirección perpendicular a las superficies (Ver Figura 2). La tasa de regresión o tasa de quemado se expresa en cm/s, mm/s o in/s y se representa con la letra “r” [8].



Figura 2. Diagrama de avance de contornos de superficies quemadas. Fuente: [9].

La tasa de quemado de un grano propelente está dada en función del caudal de la masa (gases de combustión) generado por la combustión. Como se muestra en la Ecuación 1, A_b es el área de quemado del grano propelente, r es la tasa de quemado y ρ_b es la densidad del propelente en estado sólido [8].

$$\dot{m} = A_b r \rho_b$$

Ecuación 1. Flujo másico en función del área de quemado y la tasa de quemado del propelente sólido.

Fuente: [8].

La masa total de quemado podría determinarse por la integral de la Ecuación 2. A_b y r varían con respecto al tiempo y a la presión.

$$m = \int \dot{m} dt = \rho_b \int A_b r dt$$

Ecuación 2. Masa efectiva total de quemado. Fuente: [8].

2.1.4 Relación entre la tasa de quemado y la presión en la cámara de combustión.

Para una gran cantidad de propelentes es posible aproximar la tasa de quemado en función de la presión en la cámara de combustión, esto para un rango limitado de presiones. La Ecuación 8 es una relación empírica, donde r es la tasa de quemado, P es la presión, a es el coeficiente de temperatura el cual es una constante empírica que se

ajusta por la temperatura ambiente del grano, y el exponente n es llamado índice de combustión, el cual es independiente de la temperatura inicial del propelente y describe la influencia de la presión de la cámara en la tasa de quemado.

$$r = aP_1^n$$

Ecuación 3. relación empírica de la tasa de quemado con la presión de la cámara de combustión. Fuente: [8].

2.1.5 NPR

El NPR (siglas en inglés de Nozzle Pressure Ratio) es la relación entre la presión de estancamiento en la cámara y la presión instantánea exterior al motor. En un motor cohete a medida que este va ascendiendo por la atmósfera, la presión externa va disminuyendo, por lo cual esta relación varía afectando así la eficiencia del motor. Según el NPR se pueden definir tres regímenes de trabajo:

- Críticamente Expandido: Cuando el NPR de operación es igual al valor de diseño del motor caso j de la Figura 3.
- Sub Expandido: Cuando el NPR de operación está por encima del valor de diseño caso k de la Figura 3; **Error! No se encuentra el origen de la referencia..**
- Sobre Expandido: Cuando el NPR de operación es inferior al de diseño caso d, f, g y h de la Figura 3.

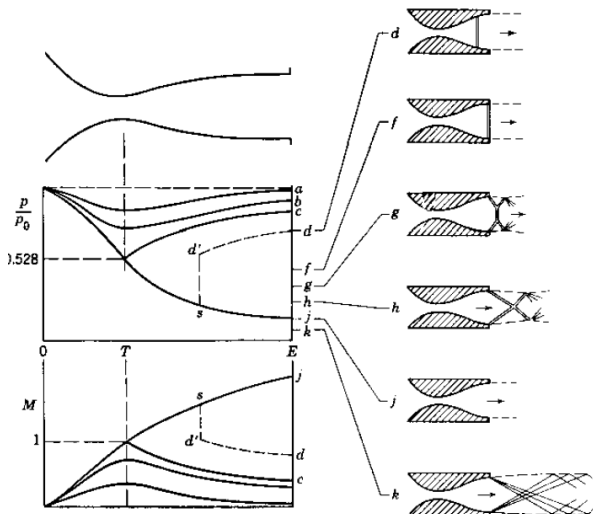


Figura 3. Comportamiento de una tobera convergente-divergente para diferentes NPR. Fuente: [8].

De los tres regímenes anteriores, el que se analiza con más atención es sobre expandido, dado que es el que se

suele presentar durante el encendido del motor. Además de presentar ondas de choque dentro de la tobera, estas presentan asimetrías, lo que causa que el vector de empuje durante este régimen no sea coaxial con el motor [10].

2.2 Construcción y validación del modelo computacional.

2.2.1 Dominio Computacional

El dominio computacional seleccionado para realizar la construcción y validación del modelo numérico es similar a la geometría de Hunter [11], las dimensiones de la tobera utilizada se presentan en la Figura 4.

Se construyeron dos dominios computacionales con esta geometría, uno tridimensional y bidimensional realizando un corte en la dirección del flujo. Con esto se busca comparar el comportamiento de las variables físicas del fluido entre los dos dominios y establecer si es válido limitar la simulación a un dominio bidimensional.

Se escogió el software ANSYS el cual está basado en el método de volúmenes finitos [15]. En el presente proyecto se utilizó el módulo Fluent, el cual está diseñado para resolver problemas matemáticos en el área de mecánica de fluidos computacional (CFD Computational Fluid Dynamics). El cual tiene solucionadores basados en los modelos físicos de la termodinámica, la transferencia de calor y la mecánica de fluidos [12].

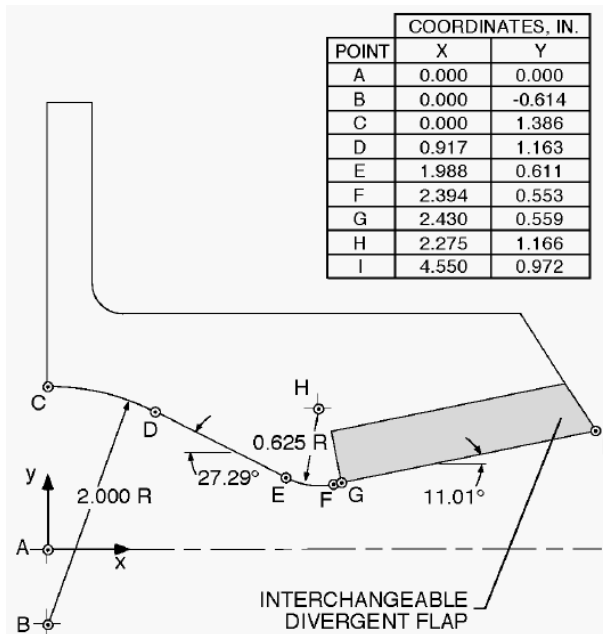


Figura 4. Datos geométricos de la tobera de Laval del estudio de Hunter. Fuente: [11].

2.2.2 Discretización del Dominio

Los dominios establecidos se discretizaron usando un mallado estructurado con refinamiento en las zonas cercanas a las fronteras que representan una superficie sólida.

En la Figura 5 se puede apreciar el dominio bidimensional con la designación de las fronteras. Al lado izquierdo de la tobera se establece una zona de entrada a esta (similar a lo realizado en [11]), al lado derecho se determina una zona buffer la cual se suele colocar para que el fluido que sale de la tobera puede desarrollarse.

Se realizó también un estudio de independencia de malla para observar la incidencia en los resultados del número de elementos del modelo. Para ello se realizaron mallas de 50000 (50k), 100000 (100k) y 200000 (200k) elementos. Estas se pueden apreciar en las Figuras 6, 7 y 8 respectivamente.

Como se puede observar en las Figuras 6, 7 y 8 el incremento de la cantidad de elementos se realiza en la zona de la tobera y en las regiones de la zona buffer más cercana a la tobera. Con esto se busca captar mejor el comportamiento de las variables físicas del fluido en las regiones en las cuales se da la conversión de energía y por la tanto las variaciones de presión, temperatura y velocidad.

Para el dominio tridimensional también se utilizó una zona de entrada, sin embargo, no se utilizó zona buffer dada la gran cantidad de recurso computacional y tiempo de cómputo requerido, los cuales se salían del alcance del presente proyecto. El ancho del dominio tridimensional corresponde con el ancho real de la tobera de las pruebas experimentales reportadas por Hunter (Ver Figura 9).

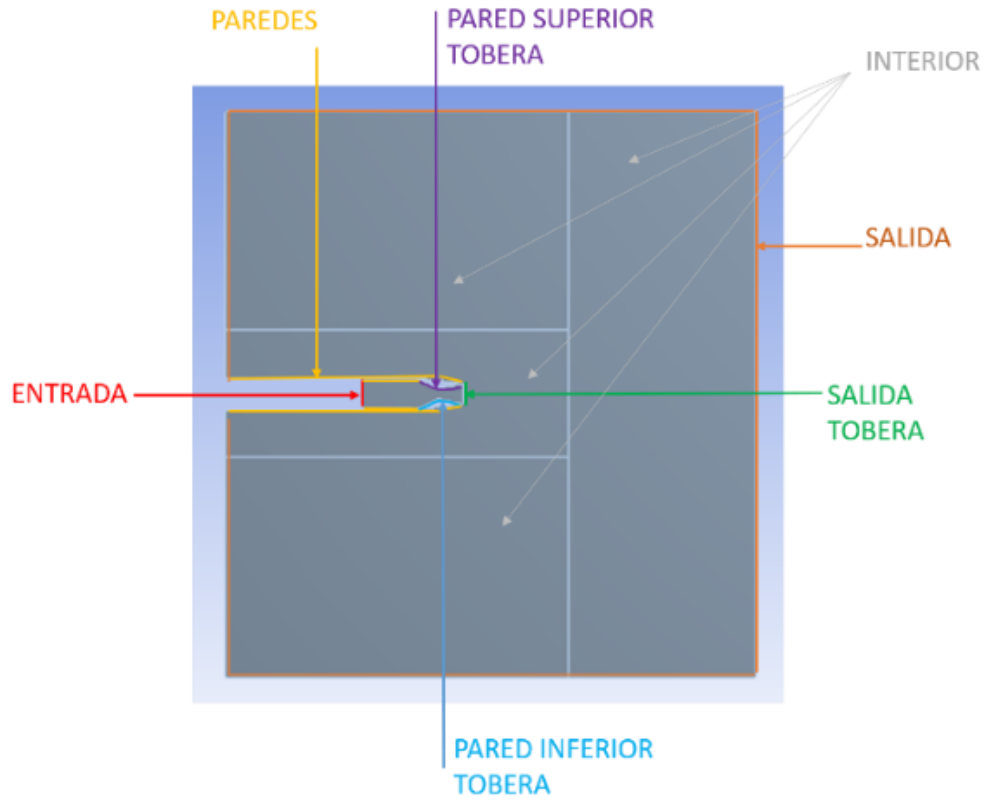


Figura 5. Detalle del dominio y designación de las fronteras del modelo bidimensional. Fuente: Elaboración propia

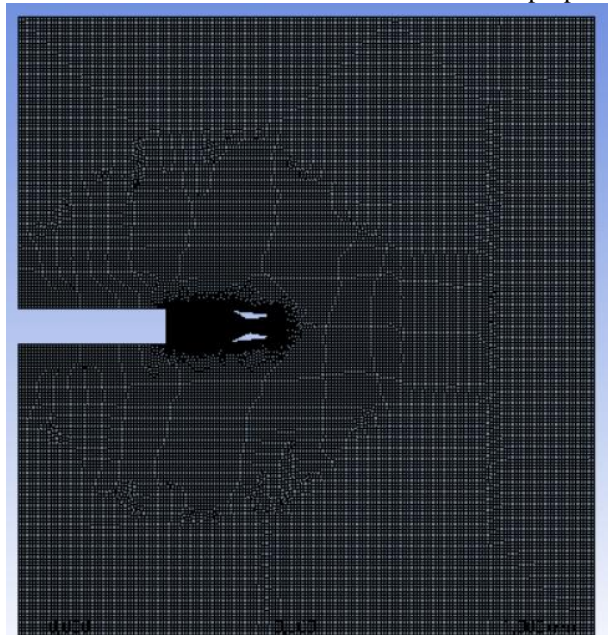


Figura 6. Discretización del dominio bidimensional con 50k elementos. Fuente: Elaboración propia.

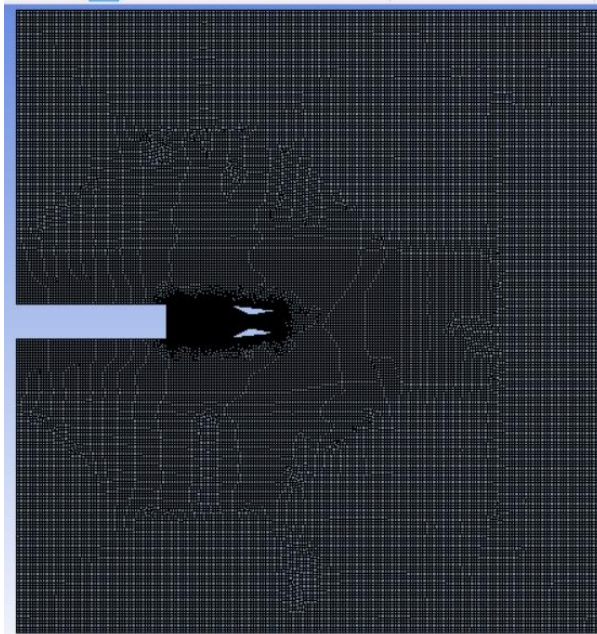


Figura 7. Discretización del dominio bidimensional con 100k elementos. Fuente: Elaboración propia.

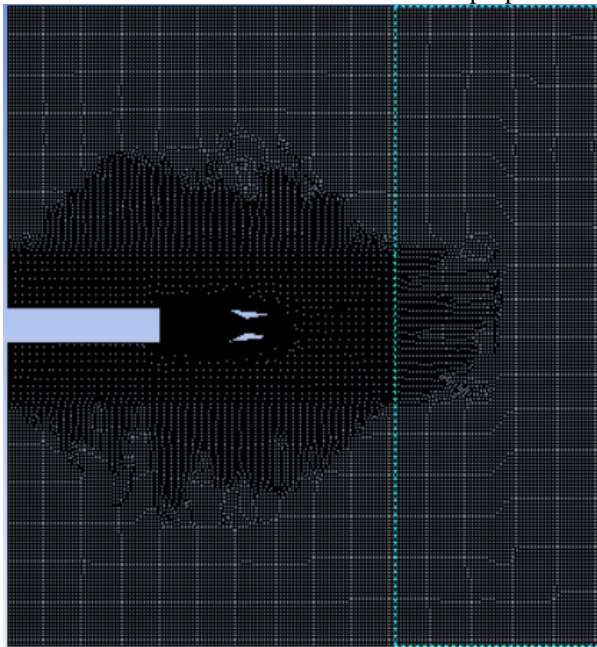


Figura 8. Discretización del dominio bidimensional con 200k elementos. Fuente: Elaboración propia.

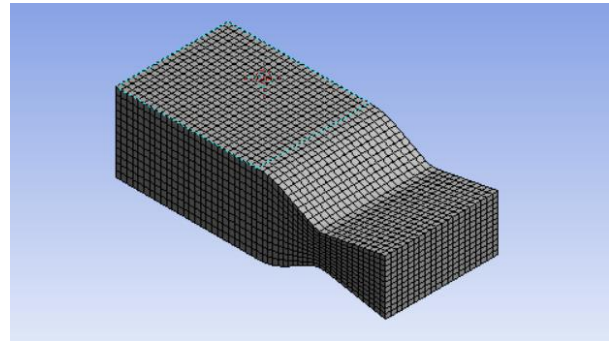


Figura 9. Discretización del dominio tridimensional con 200k elementos. Fuente: Elaboración propia.

2.2.3 Modelos numéricos y condiciones de frontera

Para la tobera establecida en el dominio computacional el NPR de diseño es 8,78 [11], por lo cual se establecen condiciones de frontera de presión atmosférica (102,387 kPa (abs)) en la frontera Salida y 8,78 veces esta presión en la frontera Entrada. Las superficies fijas del dominio que representan paredes sólidas se establecen adiabáticas y con condición de no deslizamiento. El resumen de estas condiciones de frontera se puede observar en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia..**

Tabla 1. Condiciones de frontera para el modelo bidimensional NPR=8,78. Fuente: Elaboración propia.

Nombre de la frontera	Condición de frontera	Datos de entrada
Entrada	Pressure inlet	P= 8780 kPa (man). T= 294,44 K
Salida	Pressure outlet	P= 0 kPa (man). T=294,44 K
Paredes	Wall (adiabatic)	Pared adiabática, pared estática
Pared tobera superior	Wall (adiabatic)	Pared adiabática, pared estática
Pared tobera inferior	Wall (adiabatic)	Pared adiabática, pared estática

Se seleccionó un modelo de turbulencia RANS con ecuaciones de tipo k-Omega y se aplicaron efectos producidos por la compresibilidad y cambios en la viscosidad, adicionalmente se trabajó con un aire frío como gas ideal y con cambios en la viscosidad [13]. El solucionador fue basado en presión ya que en una amplia

área de zona buffer no se presentan variaciones, lo que genera errores por elementos flotantes al momento de realizar el cálculo con este solucionador.

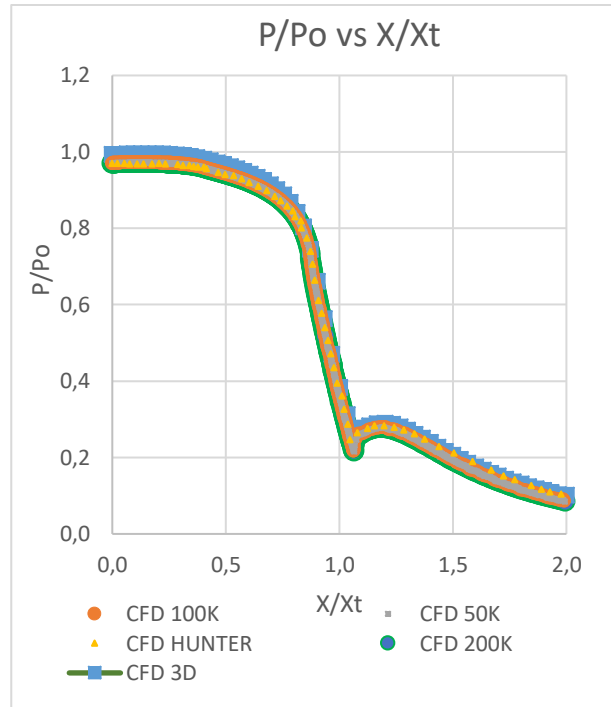
Para el modelo tridimensional se utilizan las mismas condiciones de frontera, modelo de turbulencia, sustancia de trabajo y solucionador. La única variación es que se determina la condición *Pressure Outlet* en la frontera *Salida Tobera* con el valor de la presión atmosférica.

2.2.4 Estudio de independencia de malla y validación.

En la Gráfica 1 se presentan las curvas de presión a lo largo de la pared superior de la tobera. La presión se ha normalizado con respecto a la presión de entrada, y la distancia a lo largo de la tobera con respecto a la localización de la garganta de esta.

Se puede observar que el comportamiento de la presión en las simulaciones realizadas, tanto bidimensionales como tridimensionales, se aproxima bastante con respecto al comportamiento de esta propiedad medida experimentalmente.

Los valores del porcentaje de variación con respecto a datos experimentales se pueden observar en la Tabla 2. Todas las diferencias porcentuales están por debajo del 5%, por lo que se puede concluir que el incremento de densidad de elementos en la malla, y pasar de una malla bidimensional a una tridimensional no influye significativamente sobre la calidad de los resultados.



Gráfica 1. Validación de presiones en la pared superior NPR= 8,78. Fuente: Elaboración propia.

Tabla 2. Variación de la Presión Pared Superior respecto a datos experimentales para diferente densidad de malla. Fuente: Elaboración propia.

No. de elementos de la malla	Porcentaje de variación
50.000 (2D)	3,18 %
100.000 (2D)	3,17 %
200.000 (2D)	3,16 %
200.000 (3D)	3,16 %

2.3 Avance de la superficie de combustión del propelente

Para poder hacer la simulación del avance de la superficie de combustión del propelente, se realizó una estimación a partir de los datos de presión-tiempo del encendido de un motor estático. Esto se realizó con base en que la presión de la cámara del motor y la velocidad de combustión están directamente relacionadas [13].

2.3.1 Dominio computacional

Para realizar el modelo computacional utilizamos los datos experimentales de un cohete aficionado diseñado

por Nakka [13]. Para simular el avance de la superficie de combustión se realizaron varias simulaciones estacionarias del mismo motor donde se cambiaba el tamaño de la superficie de combustión entre cada una. Así, se estima solucionar el modelo a partir de instantes discretos del avance de dicha superficie.

Para obtener los valores de presión en la cámara en función del avance de la superficie de combustión, se construyó un modelo matemático a partir de modelos empíricos presentados en la literatura científica, como se presenta a continuación.

La teoría de la estimación de la velocidad de combustión no paramétrica escrito por Henrik D. Nissen dice que la presión en estado estacionario se puede expresar en términos de propiedades propulsoras, Kn y de velocidad de combustión.

$$P_O = K_n \rho_P c^* r$$

Ecuación 4. Presión estacionaria teniendo en cuenta velocidad de combustión. Fuente: [14].

Donde Kn (Klemmung) es la relación entre el área de combustión y el área de la garganta, ρ es la densidad de la masa del propelente c^* es la velocidad característica propulsor y r es la velocidad de combustión del propelente.

El Klemmung como se definió antes es la relación entre el área de quemado del grano y el área transversal de la garganta de la tobera y está dado por la siguiente ecuación:

$$Kn = \frac{A_b}{A_t}$$

Ecuación 5. Relación de Klemmung. Fuente: [14].

Por otro lado la velocidad de combustión r es el factor resultante entre la tasa de distancia radial de la superficie del propelente y el delta de tiempo entre dos puntos especificados.

$$r = \frac{\Delta s}{\Delta t}$$

Ecuación 6. Velocidad de combustión. Fuente: [14].

De esta manera la Ecuación 4 se puede reescribir de la siguiente manera:

$$P_O = \frac{A_b}{A_t} * \rho_P * c^* * \frac{\Delta s}{\Delta t}$$

Ecuación 7. Presión estacionaria en términos de áreas de combustión y avance de superficie.

Cabe mencionar que el área de combustión está en función de la superficie radial y que esta superficie varia con el tiempo, por lo que se convierte en una regresión superficial, así como la presión de la cámara de combustión evoluciona por el estancamiento de los gases en la cámara por el aumento del flujo másico que depende directamente del proceso de combustión del propelente. Por lo cual la Ecuación 7, puede ser descrita en términos de tiempo de la siguiente manera:

$$\Delta s(t) - \frac{A_t}{A_b(s(t))} \frac{p_o(t)}{\rho_P c^*} \Delta t = 0$$

Ecuación 8. Ecuación de presión estacionaria para modelo transitorio.

La velocidad característica c^* es un parámetro para el diseño de un motor cohete. Esta velocidad depende directamente de la presión de la cámara de combustión, de la masa de propelente y del área de la garganta de la tobera [13]. Por ello para el análisis en modelo transitorio la velocidad característica debe ser calculada mediante la siguiente ecuación.

$$c^* = \frac{A_t}{m_P} \int_0^{t_b} P(t) dt$$

Ecuación 9. Velocidad Característica para modelo transitorio. Fuente: [13].

En términos más sencillos la ecuación de la presión puede ser resuelta como la suma de las presiones en un intervalo de tiempo establecido.

$$\int_0^{t_b} P(t) dt = \sum_i P_i * \Delta t$$

Ecuación 10. Simplificación de integral de presiones en un intervalo de tiempo.

De esta manera la incógnita para el diseño termodinámico de un motor cohete resulta siendo el avance de superficie Δs , dicho factor se puede resolver para cada intervalo de tiempo encontrando los valores que satisfagan la Ecuación 8. Para la solución del presente caso se trabaja con el sistema internacional de unidades (SI).

El cohete seleccionado para el estudio computacional fue el cohete Kappa-DX, del cual se obtuvieron los datos de la prueba KDX-002. Los datos de diseño del cohete y los resultados y procedimientos y resultados de la prueba KDX-002, pueden ser consultados en [15], [16].

Ya con los datos de la prueba se realizó un modelo computacional para estudiar el comportamiento del flujo másico del cohete Kappa-DX, tomando como base la curva de presiones de la prueba KDX-002. Para obtener el flujo másico conforme al consumo de propelente se resolvió el sistema de ecuaciones 3;4;5;6;7;8;9. De esta manera se encontró un valor de Δs que satisficiera el equilibrio de la Ecuación 8, con lo cual se puede obtener un valor de r para resolver la Ecuación 1.

2.3.2 Discretización del modelo computacional

El diseño del modelo computacional se realizó simulando un modelo transiente con múltiples modelos estáticos, de esta manera se tomaron en cuenta los datos de la curva de presiones y la regresión superficial, esto para tener en cuenta la evolución del volumen del gas. En la Figura 10 se muestra la evolución del punto inicial al punto final del estudio discreto, donde se puede apreciar el avance de la superficie de combustión (izquierda), al crecer el dominio.

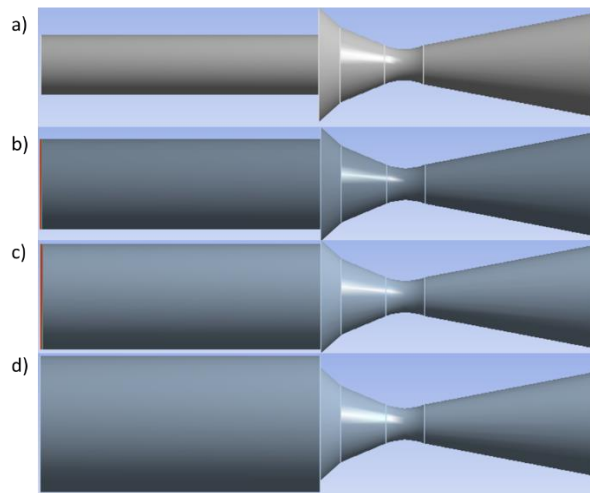


Figura 10. a) Volumen de control inicial; b) Volumen de control intermedio; c) Volumen de control en el punto de presión Máxima d) Volumen de control final en base a la regresión de la superficie de combustión. Fuente: Elaboración propia.

En total se tomaron ochenta puntos del avance discreto de la superficie de combustión, con un intervalo de tiempo estable de 0,01754 segundos. Este valor de delta de tiempo se obtuvo de las pruebas experimentales y del muestreo con el manómetro de la prueba experimental KDX-002. El punto inicial corresponde al diámetro interno inicial del propelente sólido, mientras el punto final corresponde a el diámetro exterior del cilindro de

propelente, el valor de s corresponde a la distancia radial tomada desde el diámetro interno inicial del cilindro del propelente, por tanto, a lo largo del tiempo y de la combustión, este valor debe coincidir al final con el espesor inicial del propelente.

Para diferenciar las zonas de estudio se nombraron las superficies con el fin de identificarlas en el análisis de resultados, además de establecer con mayor facilidad las condiciones de frontera en la configuración del modelo computacional. En la Figura 11 se esclarecen las fronteras, mientras en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.** se aclaran los nombres dados a dichas zonas.

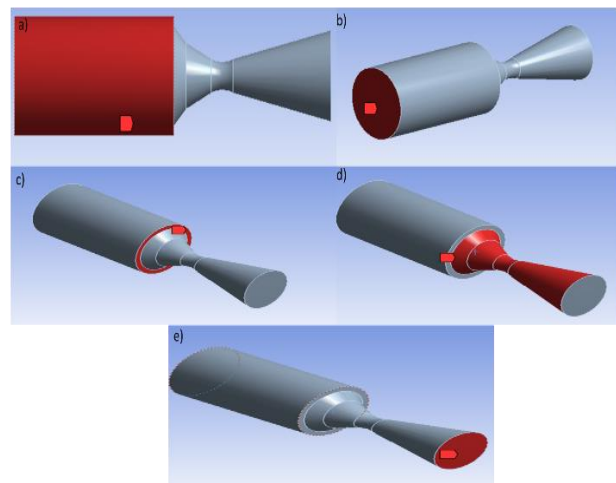


Figura 11. Establecimiento de fronteras para el modelo computacional del motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración propia.

Tabla 3. Nombres de las fronteras para modelo computacional del motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración propia.

Referencia de la imagen	Nombre de la frontera
a)	Entrada
b)	Pared superior
c)	Pared inferior
d)	Paredes tobera
e)	Salida

Para observar la incidencia de la densidad de malla en los resultados arrojados por Fluent se realizaron dos mallas para cada punto, una malla de baja densidad de elementos llegando a los 30000, mientras que para la segunda malla se refinaron las superficies de las paredes de la tobera y de la salida, llegando a tener una malla de 300000 elementos. La mayor densidad del enmallado se logra en

las paredes y en la garganta de la tobera para captar las variaciones de las propiedades en estas regiones. Las Figuras 12 y 13 muestran estos dos enmallados.

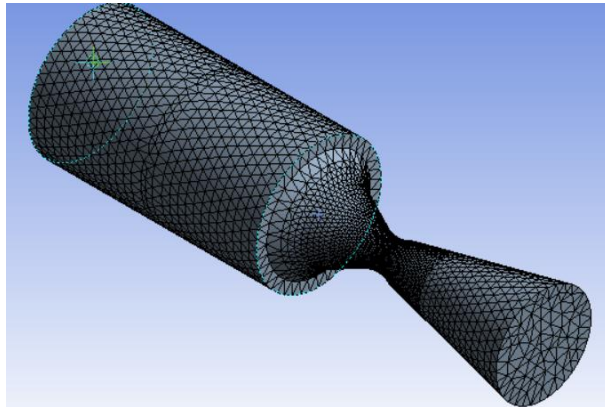


Figura 12. Malla de 30000 elementos para el punto 80 del modelo computacional del motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración propia.

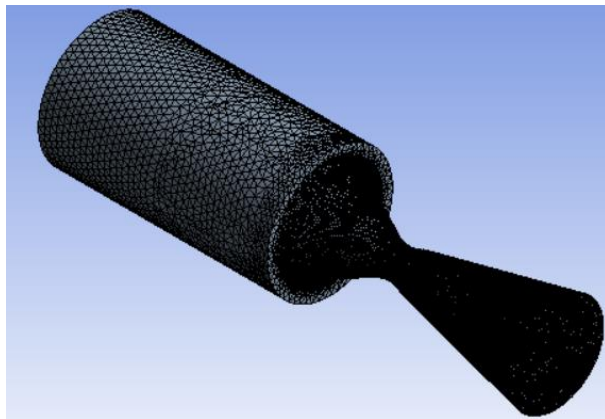



Figura 13. Malla de 300000 elementos para el punto 80 del modelo computacional de motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración propia.

2.3.3 Modelos numéricos y condiciones de frontera.

2.3.4 Se usó un solucionador basado en presión, se escogió un modelo de turbulencia RANS k-OMEGA y se tuvieron en cuenta efectos turbulentos por cambios de viscosidad además de efectos de compresibilidad. Para la simulación del caso se trabajó con aire estándar en condición de gas ideal y con modelo de viscosidad Sutherland. Las condiciones de frontera usadas para cada superficie señalada en la  No se encuentra el origen de la referencia. se

presentan en la Estudio de independencia de malla y validación del modelo

Los resultados obtenidos fueron aceptables, el modelo computacional se desarrolló con éxito para este caso, los contornos de presiones y velocidades fueron acordes con los modelos científicos para toberas, la presión disminuyó a lo largo de la tobera, mientras el perfil de velocidades tenía un comportamiento inverso. Si bien la validación de la solución numérica se realizó mediante la comparación del flujo másico para cada punto del modelo discreto hay que tener en cuenta que el flujo másico depende directamente de la velocidad, de la densidad y de área transversal sobre la cual fluye el fluido, por lo tanto, las primeras dos propiedades varían a lo largo de la tobera por el comportamiento físico del fluido. En las Figuras 14, 15 y 16 se presentan los contornos de presión, velocidad y densidad obtenidos para un plano medio en eje longitudinal de la tobera para la malla de 300000 elementos.

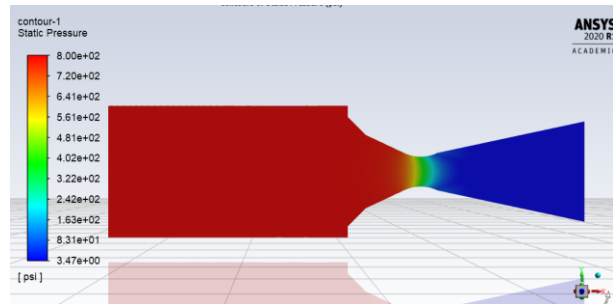


Figura 14. Contorno de presiones en plano medio para malla de 300000 elementos en el punto 80 del modelo computacional del motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración propia.

Tabla 4. Condiciones de frontera del modelo computacional para el motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración propia.

Zona	Condición de frontera	Valores establecidos
Entrada	Pressure Inlet	P = Depende de la curva de presiones para cada punto analizado. [psi] (abs). T = 1500 [K]
Salida	Pressure Outlet	P = 14,68 [psi] T = 300 [K]

Pared Superior	Wall	Adiabática. No deslizante
Pared inferior	Wall	Adiabática. No deslizante
Paredes tobera	Wall	Adiabática. No deslizante

2.3.5 Estudio de independencia de malla y validación del modelo

Los resultados obtenidos fueron aceptables, el modelo computacional se desarrolló con éxito para este caso, los contornos de presiones y velocidades fueron acordes con los modelos científicos para toberas, la presión disminuyó a lo largo de la tobera, mientras el perfil de velocidades tenía un comportamiento inverso. Si bien la validación de la solución numérica se realizó mediante la comparación del flujo másico para cada punto del modelo discreto hay que tener en cuenta que el flujo másico depende directamente de la velocidad, de la densidad y de área transversal sobre la cual fluye el fluido, por lo tanto, las primeras dos propiedades varían a lo largo de la tobera por el comportamiento físico del fluido. En las Figuras 14, 15 y 16 se presentan los contornos de presión, velocidad y densidad obtenidos para un plano medio en eje longitudinal de la tobera para la malla de 300000 elementos.

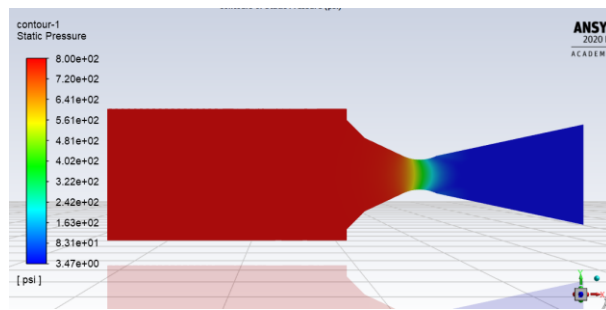


Figura 14. Contorno de presiones en plano medio para malla de 300000 elementos en el punto 80 del modelo computacional del motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración propia.

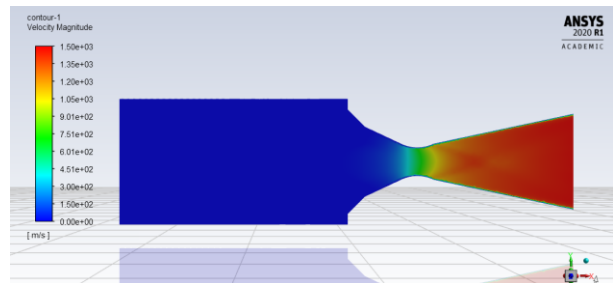


Figura 15. Contorno de velocidades en plano medio para malla de 300000 en el punto 80 del modelo computacional del motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración propia

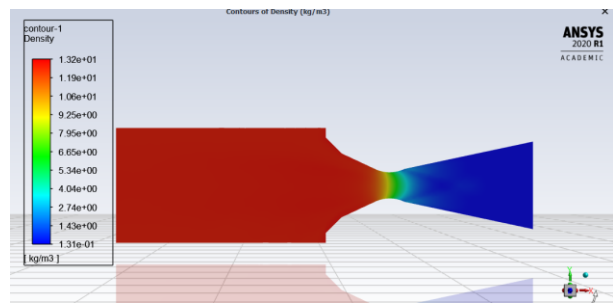


Figura 16. Contorno de densidades en plano medio para malla de 300000 en el punto 80 del modelo computacional del motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración propia.

Ciertamente para este estudio la calidad de la malla tuvo cierta incidencia en los resultados, pues con la malla de 300000 elementos el error relativo del flujo másico disminuye respecto al de la malla de 30000 elementos, error calculado con respecto al dato obtenido a partir de la prueba experimental KDX-002. En la Tabla 5 se muestra un promedio del error para los ochenta puntos calculados realizando la segmentación por calidad de malla.

Tabla 5. Error porcentual promedio del flujo másico para modelo computacional del motor Kappa-DX. Fuente: Elaboración Propia.

No. Elementos de la malla	Error porcentual promedio
300.000	5.68%
30.000	6.49%

2.4 Caracterización numérica del comportamiento de la curva de empuje del motor ASTRA-1.

2.4.1 Construcción curva del empuje en función del tiempo

Utilizando los modelos validados en las secciones anteriores se procede a obtener la curva de empuje en función del tiempo del motor ASTRA-1, el cual ha sido diseñado por semillero de propulsión del grupo de investigación GEAMEC de la Universidad Santo Tomás. Utilizando la geometría de este motor se procede a realizar el cálculo de la curva de presión en la cámara del motor contra tiempo.

El paso para seguir fue obtener la curva de presión teórica para la geometría de grano del cohete, la cual es un grano cilíndrico, para ello se fijó una presión objetivo de 1250 [psi]. El diseño teórico del motor ASTRA-1 fue realizado previamente por el semillero y que este está fundamentado en el objetivo de la misión USTAR-1, la cual es llevar una carga útil de 1 kg a una altura de 1 km. El grano cilíndrico tiene unas dimensiones de diámetro interno de 25,06 [mm] y un diámetro externo de 54 [mm], por tanto, el valor de regresión de superficie s máximo es de 14,2 [mm].

El propelente seleccionado es KNSB (Nitrato de Potasio en mezcla con Sorbitol), este es un propelente sólido muy utilizado para la coherería aficionada, junto con el KNDX (Nitrato de potasio en mezcla con dextrosa), este propelente tiene una relación de oxidante/combustible de 65/35. Las características del KNSB se presentan en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**Tabla 6.

Tabla 6. Propiedades físicas del KNSB. Fuente: [17].

Propiedad	Valor
Densidad	1.841 [kg/m ³]
Masa molecular	39.90[kg/kmol]
Temperatura de Combustión	1600 [K]
Calor específico	1.136 [kJ/ (kg k)]

Los detalles del cohete ASTRA-1 se encuentran en los planos anexos.

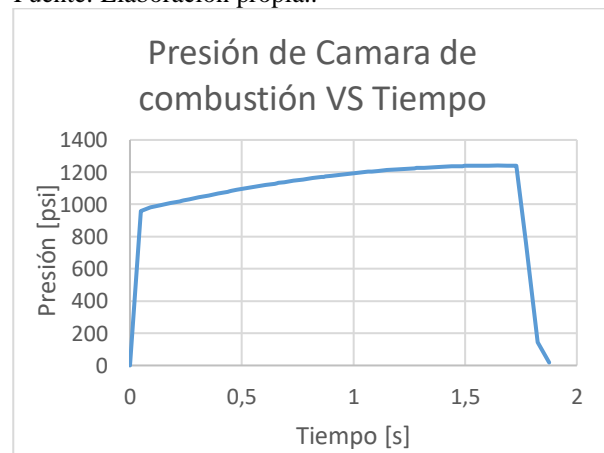
2.4.2 Obtención de la curva teórica de presión para el motor ASTRA-1.

Para obtener la curva teórica del motor ASTRA-1 se realizó el siguiente procedimiento: se asume un valor de delta de radio fijo, en este caso dicho valor fue de $\Delta y = 0,23$ [mm] para obtener un total de 60 puntos de cálculo, de manera que cada punto a calcular está basado en una variación de la superficie y no del tiempo, de esta manera se puede controlar el avance de superficie en función de la geometría del grano de propelente. De esta manera se empieza estableciendo el valor de la presión inicial de la

presión de cámara como la presión atmosférica, $P_0 = 101,325$ kPa, para encontrar un valor de avance de superficie se utilizaron los datos empíricos de tasa de quemado para el propelente KNSB que se encuentran en [18]. Teniendo en cuenta que la presión objetivo, obtenida de los cálculos teóricos del diseño de ASTRA-1 es de $P_{obj} = 1250$ [psi] se utiliza un valor de coeficiente de velocidad de combustión (coeficiente de temperatura) $a = 6,50$ [$\frac{mm}{s}$] y un valor de exponente de presión de $n = 0,628$. Con lo cual se puede resolver la Ecuación 3 de la Ley de Saint Robert y obtener un valor de r para el punto calculado. De esta manera las iteraciones se detienen hasta encontrar un valor de presión que coincida con la presión atmosférica, esto ocurre cuando se libera todo el propelente por efectos de la combustión.

Con el valor de velocidad de avance de superficie r se puede despejar el tiempo, teniendo en cuenta que $t = s * r$ para el acumulado de cada uno de los intervalos calculados. La curva de presión teórica obtenida se presenta en la Gráfica 2, el tiempo teórico de combustión para ASTRA-1 es de $t_{combustión} = 1,856$ [s], la presión teórica máxima es de $P_{máx} = 1241,56$ [psi], el cálculo se realizó sin tener en cuenta el fenómeno de erosión del grano, lo cual afecta directamente la velocidad de combustión, se estableció una combustión ideal por lo cual la eficiencia de la combustión es del 100%, la temperatura de combustión se estableció de acuerdo a la temperatura característica de combustión del propelente KNSB. Tampoco se tuvo en cuenta la erosión en la tobera, factor que generalmente se utiliza en toberas que son cementadas y no fabricadas en algún metal, de esta manera es un cálculo ideal del comportamiento de la presión en la cámara de combustión.

Gráfica 2. Curva de presión teórica del motor ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia..



Gráfica 2. Curva de presión teórica del motor ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

2.4.3 Construcción del dominio computacional.

Utilizando la geometría suministrada y con la curva de presión en función del tiempo se construye un modelo transiente con múltiples modelos estáticos, esto para tener en cuenta la evolución del volumen del gas, utilizando el modelo validado del motor cohete Kappa-DX.

Las simulaciones numéricas se realizaron mediante el módulo FLUENT del Software ANSYS para cada uno de los 60 puntos del estudio, se realiza un análisis transiente discreto del motor, para ello se establecen simulaciones estacionarias con los valores de las presiones teóricas obtenidas del estudio teórico, con el fin de obtener valores de flujo másico y empuje a la salida de la tobera del motor ASTRA-1.

Para el dominio computacional se nombraron las fronteras de la misma manera que en el estudio del cohete Kappa-DX, los nombres se relacionan en la Tabla 3 y se relacionan con las geometrías mostradas en la Figura 11.

2.4.4 Discretización del dominio

La variación del volumen de control entre el punto inicial y el punto final se puede observar en la Figura 17, al igual que en caso de estudio del motor cohete Kappa-DX, la geometría varía de manera que el diámetro del cilindro que representa el volumen de gas producto de la combustión aumenta hasta llegar al diámetro de la superficie exterior del propelente.

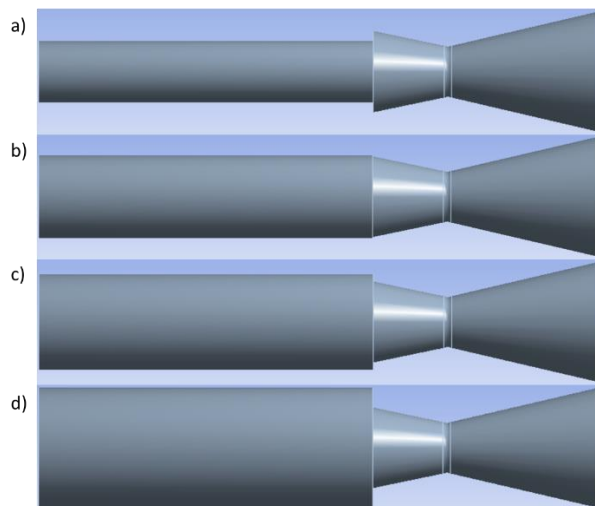


Figura 17. Dominio computacional motor ASTRA-1 a) Geometría inicial; b) Geometría intermedia; c) Geometría intermedia; d) Geometría final.

Geometría intermedia d) Geometría final. Fuente: Elaboración propia.

El estudio de independencia de malla se realiza con dos cantidades de elementos en la discretización del dominio: 30000 elementos y 300000 elementos, el aumento del número de elementos se realizó mediante la refinación de la zona de la tobera, dejando una densidad de malla mayor en dicha zona. En las Figuras 19 y 20 se presentan estas dos mallas.

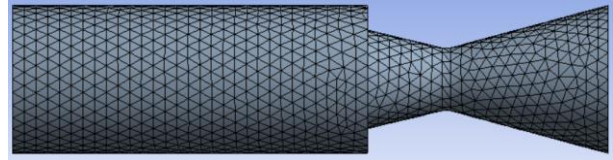


Figura 18. Malla de 30000 elementos para el punto 60 del modelo computacional de ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

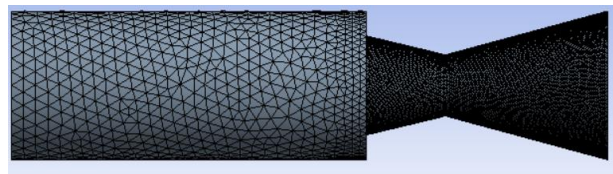


Figura 19. Malla de 300000 elementos para el punto 60 del modelo computacional de ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

2.4.5 Modelos Numéricos y condiciones de frontera

Las condiciones de frontera para el modelo del cohete ASTRA-1 se presentan en la Tabla 7, se seleccionó un modelo de turbulencia RANS, con ecuaciones del modelo K-omega y se aplicaron condiciones de cálculo de cambios de viscosidad y efectos de compresibilidad, se utilizó para la simulación aire en condición de gas ideal, con un modelo de cálculo de densidad Sutherland.

Tabla 7. Condiciones de frontera para modelo computacional del motor cohete ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

Zona	Condición de frontera	Valores establecidos
Entrada	Pressure Inlet	P = Depende de la curva de presiones para cada punto analizado. [psi] (abs).

		T = 1600 [K]
Salida	Pressure Outlet	P = 14,68 [psi] (abs) T = 300 [K]
Pared Superior	Wall	Adiabática. No deslizante
Pared inferior	Wall	Adiabática. No deslizante
Paredes tobera	Wall	Adiabática. No deslizante

La selección de los parámetros como el modelo de turbulencia, el solucionador basado en presión y las propiedades del material se hicieron teniendo en cuenta las recomendaciones del manual de FLUENT [19], el cual ofrece recomendaciones para soluciones de modelos con flujos compresibles.

La selección de aire como gas ideal como fluido de trabajo se realiza teniendo en cuenta las recomendaciones de trabajo en el entorno de Fluent para flujos compresibles [19]. Además de esto no se contó con una caracterización del gas de combustión del propelente sólido KNSB, esto dificultó el trabajar con dicho gas como fluido de trabajo. Otro factor importante es que el trabajar con aire como gas ideal simplifica la simulación, lo cual se puede comprobar en antecedentes de trabajos computacionales sobre toberas de Laval que se sustentan en las referencias [11], [20], [21], en dichos artículos se menciona que el aire es un fluido útil al analizar flujos compresibles sin tener en cuenta el proceso de combustión, además de volver más estable y menos sutil a los errores de cálculo numérico del software. En el presente estudio el objetivo de simulación es caracterizar el comportamiento del motor cohete ASTRA-1 y teniendo en cuenta los resultados validados en el modelo computacional del cohete de Richard Nakka [15], se optó por trabajar con aire en condición de gas ideal.

Una vez se realiza la simulación transiente discreta, se validaron los resultados con dos valores, la primera comparación se realizó con el flujo másico obtenido en el área de salida, el valor arrojado por los resultados es contrastado contra el valor de flujo másico correspondiente al consumo de propelente, el cual se obtiene para cada punto de la simulación discreta mediante la Ecuación 1. La segunda validación de resultados se realiza obteniendo el empuje teórico del motor cohete a la salida de la tobera, para lo cual se tiene en cuenta el empuje por diferencia de velocidades y el empuje por diferencia de presiones entre la salida y el medio, para lo cual el medio se toma en estado ideal de

una velocidad del aire de 0 [m/s] y la presión atmosférica se toma con un valor de 14,68 [psi], el modelo matemático para obtener el empuje se presenta en la Ecuación 11, para efectos de la simulación se toma el promedio de las velocidades y las presiones en el área transversal de salida de la tobera y el flujo másico total.

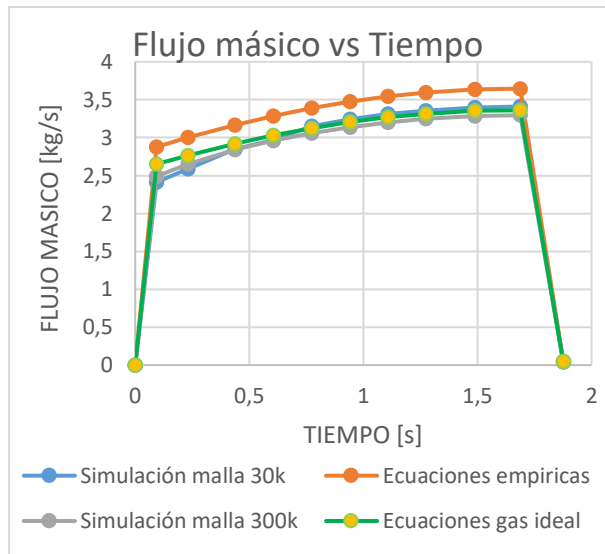
$$T = (v_{salida} - v_{medio}) * \dot{m} + (P_{salida} - P_{medio}) * A_{salida}$$

Ecuación 11. Ecuación de empuje total. Fuente: [22].

3 Resultados

El primer dato obtenido de validación de los resultados de la simulación discreta, el flujo másico máximo fue de 3,4224 [kg/s], mientras el valor máximo calculado con las ecuaciones empíricas presentadas en el capítulo anterior fue de los 3,6296 [kg/s]. La diferencia porcentual de 5,7% se puede justificar dado que la simulación se realizó utilizando aire en vez de gases de combustión. Otro punto que destacar, es que en la Ecuación 1 se utiliza un valor de velocidad característica que es el valor de velocidad teórica máxima, ya que el cálculo se aplica sobre el eje neutro de la tobera, mientras que en el modelo numérico se obtiene un valor promedio de velocidad sobre el área de la salida, esto influye en que el valor de velocidad en la simulación sea menor. Otro factor que se debe tener en cuenta es que el cálculo teórico es sumamente ideal, por lo cual no tiene en cuenta fenómenos como la turbulencia ni las pérdidas de velocidad por fricción con las paredes.

En la Gráfica 3 se puede detallar el comportamiento del flujo másico para los modelos calculados, el flujo másico obtenido mediante las ecuaciones empíricas, la curva de empuje obtenida de la simulación y una curva de flujo másico obtenida a través de las ecuaciones de gas ideal. La curva que arroja el flujo másico más alto fue la curva de las ecuaciones empíricas, mientras que la curva de la simulación tuvo un comportamiento cuyos resultados variaban entre los datos de las ecuaciones empíricas y los datos de las ecuaciones teóricas.



Gráfica 3. Flujo másico para los modelos empíricos, teóricos y computacionales ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

El comportamiento de la simulación tuvo un carácter lógico teniendo en cuenta el conocimiento previo al comportamiento de los fluidos compresibles dentro de una tobera convergente-divergente, los resultados gráficos como lo son los contornos de velocidad, presión y densidad arrojaron que el fluido se comportaba de acuerdo a lo esperado, para la velocidad el fluido adquirió mayor valor a la salida, esto se puede observar en la Figura 21, donde se puede ver que a la salida el fluido alcanza velocidades entre los 1300 y 1400 [m/s]. Por otro lado el contorno de presiones es inverso al comportamiento del contorno de velocidades, se puede observar en la Figura 20, **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.** que la presión en la salida toma valores muy cercanos a los 14,68 [psi] (valor de la presión atmosférica para el modelo), mientras en la cámara de combustión se observan las presiones más altas. La densidad, al variar con respecto a la presión de manera directa tiene un comportamiento similar, en los puntos donde la presión es alta la densidad también lo es, mientras en los puntos donde hay bajas presiones la densidad también tiene la misma tendencia, ello se puede corroborar en la Figura 22, donde se denota que en la cámara de combustión se encuentran los valores más altos, mientras a la salida de la tobera los valores registrados son los más bajos.

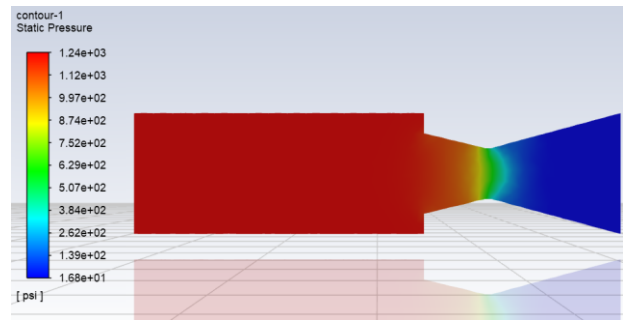


Figura 20. Contorno de presiones en plano intermedio para punto de presión máxima del modelo computacional ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

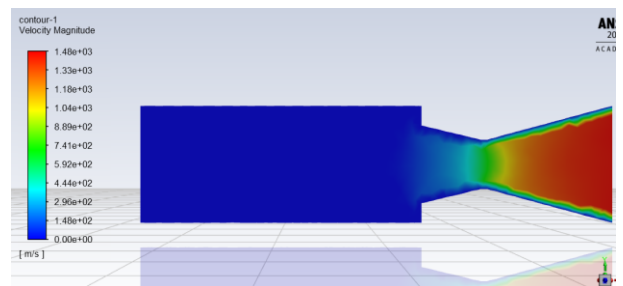


Figura 21. Contorno de velocidades en plano intermedio para punto de presión máxima del modelo computacional ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

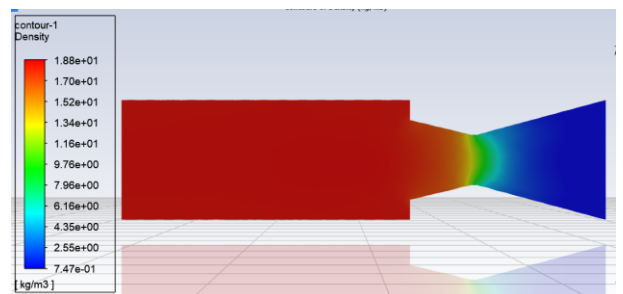


Figura 22. Contorno de densidades en plano intermedio para punto de presión máxima del modelo computacional ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

Otro contorno que presentó valores representativos para el diseño del motor cohete es el valor del número de Mach, ya que con este dato se puede establecer una relación directa entre la velocidad de salida y la velocidad del sonido del fluido a las condiciones de presión y temperatura establecidas. La solución numérica muestra que en su punto de presión máxima en la cámara de combustión y tras el paso del fluido por la tobera convergente-divergente se obtiene un número de Mach máximo de 3,29, lo que indica que en dicha zona se posee 3,29 veces la velocidad del sonido a la presión y

temperatura de salida, esto indica que el flujo se encuentra en un estado supersónico. En la Figura 23, también se logra observar que, en la zona de la garganta de la tobera, zona también conocida como punto crítico, el número de Mach es igual a 1 o muy cercano a este valor, esta condición de fluido se conoce como flujo sónico o transónico.

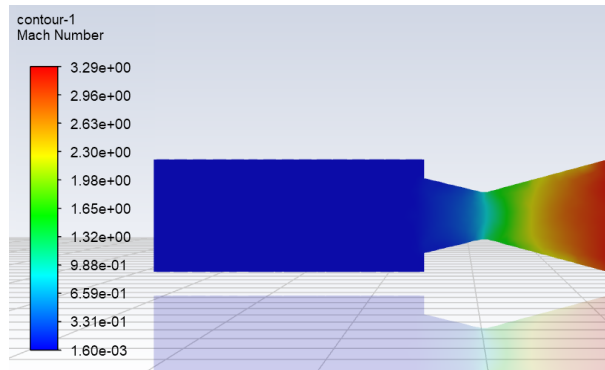


Figura 23. Contorno de número de Mach para punto de presión máxima del modelo computacional ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

En la Figura 21, también se observan perturbaciones cerca de las paredes de la tobera, esto se debe a efectos de la turbulencia, ya que al ser un flujo compresible este también se vuelve menos estable, el análisis realizado mediante el software computacional muestra que la mayor cantidad de energía cinética turbulenta se encuentra en esta misma zona y puede ser efecto de tener una curva en la zona de divergencia de la tobera bastante pronunciada, en la Figura 24 se evidencia que el efecto de la turbulencia se acrecienta al incrementar la velocidad y el número de Mach. Para el estudio del empuje los efectos de la turbulencia pueden disminuir la eficiencia del cohete, ya que se están generando pequeños vórtices en la zona cercana a la salida que como se evidencia en el contorno de velocidades en algunas zonas se ven diferencias de velocidad. Otro efecto que genera un flujo turbulento es un empuje inestable, lo que provoca que el cohete pueda tomar direcciones y comportamientos impredecibles a la hora del lanzamiento.

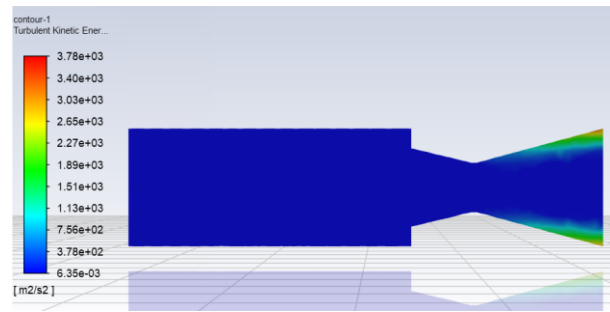


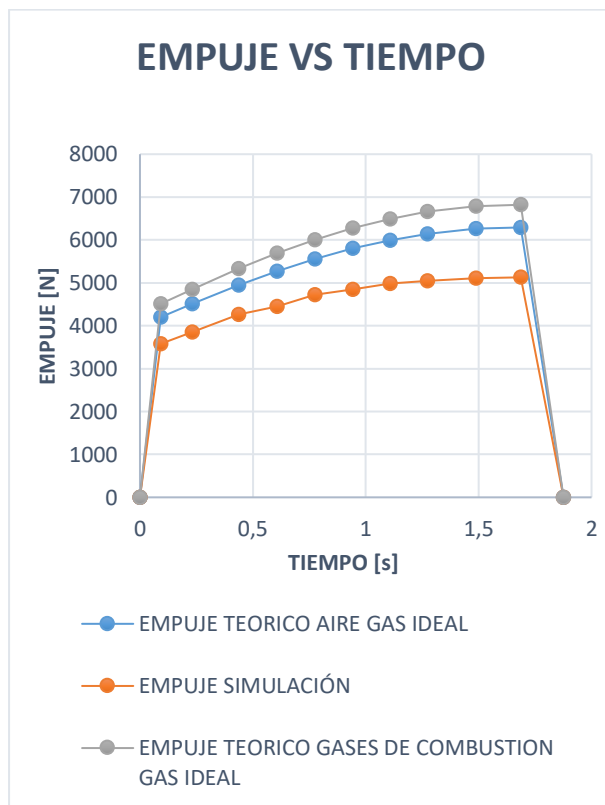
Figura 24. Contorno de energía cinética de turbulencia en plano intermedio para punto de presión máxima del modelo computacional ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

Realizando la validación del modelo computacional se encontró que al validar los resultados mediante el empuje obtenido para gases de combustión con las ecuaciones teóricas de gases ideales y comparándolas frente a el empuje calculado mediante el software computacional la diferencia promedio estuvo en un 15% por debajo del empuje teórico. Esta diferencia no es totalmente aceptable, pero es un acercamiento válido para el estudio, ya que hay ciertos factores que no coinciden totalmente entre el modelo computacional y el cálculo teórico, por ejemplo el usar aire y no gases de combustión, esto provoca que el fluido estudiado no tenga las mismas propiedades físico-químicas que el cálculo teórico; el no tener en cuenta efectos de turbulencia en el cálculo teórico también afecta en que los resultados se alejen del valor teórico; otro factor a tener en cuenta es que el empuje calculado por el software tiene en cuenta un promedio de velocidades sobre el área de salida y en las zonas cercanas a la superficie de las paredes de la tobera se presenta un fenómeno conocido como condición de no deslizamiento, donde la velocidad sobre las paredes es cero o muy cercana a cero, mientras que en el cálculo teórico se calcula con la velocidad máxima, la cual es la velocidad obtenida sobre el eje axial de la tobera, por lo cual esto influye también en la diferencia entre los resultados de la simulación y los resultados obtenidos mediante el método teórico.

Se realizaron también los cálculos para el aire en condición de gas ideal donde la desviación promedio de los resultados respecto de la simulación oscilo el 12%, teniendo en cuenta que en la simulación se estableció aire como gas ideal como fluido de trabajo, estos resultados fueron mas cercanos a los cálculos numéricos, sin embargo para este caso se deben tener en cuenta también factores como el no tener en cuenta efectos de la turbulencia en el cálculo teórico. Añadido a esto se debe tener en cuenta que para este cálculo teórico se tiene en cuenta también la velocidad sobre el eje neutro, mientras

en la simulación se aprecian los resultados del cálculo del empuje mediante el promedio de velocidades sobre el área de salida de la tobera.

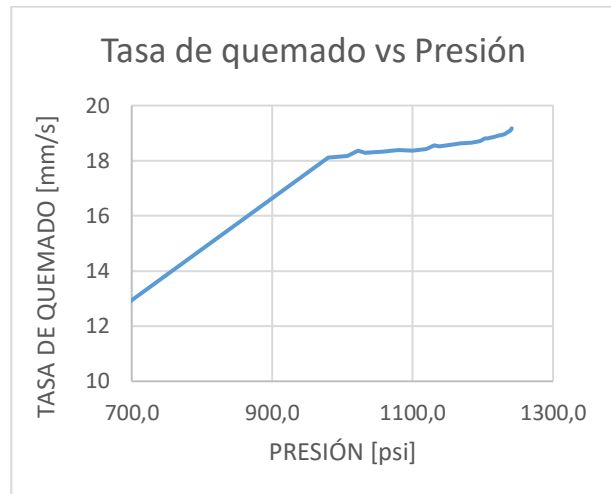
En la Gráfica 4; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.** se visualizan las curvas de empuje teórico y el empuje calculado en la simulación. La curva de empuje tiene la misma tendencia que la curva de presión vs tiempo. Analizando el comportamiento de la curva obtenida de los datos de la simulación se puede observar que tiene la misma tendencia que las curvas teóricas, posee valores más bajos por los efectos provocados al tomar la velocidad del eje neutro de la tobera y por la diferencia en el flujo másico calculado, lo que acrecentó la diferencia entre los datos calculados.



Gráfica 4. Empuje vs Tiempo, para el modelo teórico y computacional ASTRA-1. Fuente: Elaboración propia.

Otra curva importante para analizar el comportamiento del propelente es la curva de la tasa de quemado contra presión, esta curva representa la velocidad con que se consume el propelente al aumentar la presión en la cámara de combustión. Esta curva tiene una pendiente fuerte entre presiones de 700 a 1000 [psi], mientras la pendiente entre 1000 y 1250 [psi] disminuye. Este comportamiento de una pendiente menos pronunciada se conoce como meseta y es una estabilización del

comportamiento de avance de superficie de combustible, esto ocurre por la incidencia directa de la presión en la velocidad de consumo de combustible. Para el cohete ASTRA-1 la velocidad máxima de avance de superficie fue de 19,26 [mm/s] y se registró en una presión de 1241,32 [psi].



Gráfica 5. Tasa de quemado contra presión en la Cámara de combustión. Fuente: Elaboración propia. **Error! No se encuentra el origen de la referencia.**

4 Conclusiones

Se pudo corroborar mediante la validación de los resultados del estudio realizado por Hunter que la construcción del modelo computacional tuvo un acercamiento aceptable, utilizando modelos de turbulencia de media complejidad como lo son los sistemas RANS de dos ecuaciones. El hecho de realizar la simulación con aire frío estándar y aplicar modelos de gas ideal y flujo compresible permitió que este paso se llevara a cabo de forma admisible. Por otra parte, mediante el estudio de independencia de malla se observó que el aumentar la densidad de malla en la zona de estudio crítica obtuvo resultados más cercanos a los del estudio de Hunter, disminuyendo cerca de un 2% la diferencia de los datos obtenidos.

El realizar la simulación bidimensional como tridimensional permitió consolidar los resultados obtenidos, esto fijándonos que la diferencia entre la malla de 200k en 2D y la malla de 200k en 3D con respecto a los resultados obtenidos por Hunter osciló el 5,16% para ambos métodos. Esto demostró que para este caso específico para obtener valores como presiones, velocidades, densidades el modelo en 2D es una alternativa rentable, ya que reduce de manera significativa el dominio computacional y de la misma

manera el uso de recursos computacionales, lo que se puede traducir como tiempo de estudio.

El modelo de avance de superficie de combustión mediante la configuración discreta del estudio transiente permite una aproximación admisible de la curva de empuje contra tiempo de una prueba experimental, esto teniendo en cuenta los valores de la prueba KDX-002 del cohete Kappa-DX de Richard Nakka. Es importante hacer notar que el modelo computacional comenzando por la delimitación del dominio y terminando en la disposición de las condiciones iniciales y de frontera, así como los modelos numéricos, como el utilizar aire como gas ideal y establecer ecuaciones de equilibrio de energía arrojaron resultados conformes a lo esperado, esto teniendo en cuenta ciertas diferencias termodinámicas influidas a razón de que el fluido real es un gas de combustión del propelente KNSB y no aire. La validación de los resultados de este análisis propició que el estudio computacional para obtener la caracterización de la curva de empuje del motor ASTRA-1 se realizara por este mismo método.

A partir de la caracterización de la curva de empuje del motor ASTRA-1, se logró detallar el proceso de diseño térmico de un motor cohete, el cual es un proceso iterativo, que parte de un objetivo el cual en la mayoría de las ocasiones es llevar una carga útil a determinada altura. Para la consecución del objetivo de la investigación fue necesario realizar una investigación exhaustiva para la elaboración del modelo computacional. De esto se puede exaltar el hecho de que los resultados del proceso mediante la herramienta CFD fueron afines con una validación mediante un proceso netamente teórico.

5 Recomendaciones

Como recomendaciones para la continuación del estudio, diseño y construcción de motores cohete, se sugiere realizar simulaciones con estructuras de turbulencia más elaboradas, así como el integrar el cálculo de la presión de la cámara de combustión a raíz del movimiento de malla dentro del proceso de simulación numérica, esto con motivo de no depender de factores teóricos o experimentales. De la misma manera se recomienda trabajar y validar modelos computacionales con mallas más refinadas y estudiar la influencia de esta en procesos de flujo compresible.

Como continuación de la presente investigación se propone realizar la validación experimental de la curva de empuje del motor ASTRA-1, para este proceso se necesita del diseño y fabricación y prueba de múltiples prototipos que permitan establecer datos reales con los

cuales comparar la cercanía de la simulación con un proceso real.

6 Referencias

- [1] J. Foust, «A trillion-dollar space industry will require new markets,» 5 Julio 2018. [En línea]. Available: <https://spacenews.com/a-trillion-dollar-space-industry-will-require-new-markets/>.
- [2] B. Higginbotham, «The Space Economy: An Industry Takes Off,» 11 Octubre 2018. [En línea]. Available: <https://www.uschamber.com/series/above-the-fold/the-space-economy-industry-takes>.
- [3] «Space: Investing in the Final Frontier,» 2 Julio 2019. [En línea]. Available: <https://www.morganstanley.com/ideas/investing-in-space>.
- [4] «SATÉLITE LIBERTAD 1,» [En línea]. Available: <https://www.usergioarboleda.edu.co/satelite-libertad-1/>.
- [5] LATAM SALETALITAL, «LATAM SALETALITAL,» 3 DICIEMBRE 2018. [En línea]. Available: <http://latamsatelital.com/la-fuerza-aerea-colombia-lanzo-facsat-1/>. [Último acceso: 7 2019].
- [6] D. Werner, «Small Satellites & Small Launchers,» 12 Octubre 2013. [En línea]. Available: <https://spacenews.com/36741small-satellites-small-launchers-rocket-builders-scramble-to-capture/>.
- [7] S. Pérez Crusells, Cálculo de motores cohete con propulsor sólido, Madrid: Ejercito Español, 2000.
- [8] G. S. a. O. Biblarz, «Solid Propellant Rocket Fundamentals,» de *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley Sons, Inc., 2001.
- [9] G. P. Sutton y O. Biblarz, «DEFINITIONS AND FUNDAMENTALS,» de *Rocket Propulsion Elements*, Séptima ed., John Wiley & Sons, 2001, pp. 27-36.
- [10] O. Ochoa-Alvarez, Estudio Computacional de la Respuesta Operacional de un Ducto Convergente-Divergente Bajo Condiciones de Flujo Compresible, Turbulento, Bogotá, 2015.
- [11] C. A. Hunter, «Experimental, Theoretical, and Computational Investigation of Separated Nozzle Flows,» *AIAA*, nº 3107, 1998.
- [12] ANSYS, Inc, «ANSYS Fluent,» [En línea]. Available: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent>. [Último acceso: 18 Septiembre 2019].

- [13] R. A. Nakka, *SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR DESIGN AND TESTING*, Winnipeg: University of Manitoba, 1984.
- [14] Dansk Amatør Raket Klub, *Introduktion til raketfysik*, Copenhage, 2003.
- [15] R. A. Nakka, «Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site. kAPPA-DX Rocket Motor,» 2 Enero 2000. [En línea]. Available: <https://www.nakka-rocketry.net/kappadx.html#Pressure>. [Último acceso: 02 2020].
- [16] R. A. Nakka, «Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site. Rocket Kappa-DX TEST KDX-002,» 6 Agosto 2000. [En línea]. Available: <https://www.nakka-rocketry.net/kdx002f.html>. [Último acceso: 03 2020].
- [17] R. A. Nakka, «Sitio web de cohería experimental de Richard Nakka. Cálculos de rendimiento ideal KNPSB,» 2 ENERO 2020. [En línea].
- [18] R. A. Nakka, «Richard Nakka's Experimental Rocketry website. KN-Dextrose & KN-Sorbitol Propellants.,» 1 Julio 2002. [En línea]. Available: <http://www.nakka-rocketry.net/bntest.html>.
- [19] ANSYS, INC., de *ANSYS Fluent Tutorial Guide*, Pensilvania, 2019, pp. 167-245.
- [20] N. Deshpande, S. Vidwans, P. Mahale y R. Joshi, «THEORETICAL & CFD ANALYSIS OF DE LAVAL NOZZLE,» *International Journal of Mechanical And Production Engineering*, vol. 2, n° 4, 2014.
- [21] B. P. Kuttan y M. Sajesh, «Optimization of Divergent Angle of a Rocket Engine Nozzle,» *The International Journal Of Engineering And Science (Ijes)*, vol. 2, pp. 196-207, 2013.
- [22] Y. A. Cengel y M. A. Boles, «Flujo compresible,» de *Termodinámica*, México D.F, McGraw-Hill, 2012, pp. 865-870.
- [23] M. Turner, *Rocket And Spacecraft Propulsion*, Springer,, 2005.
- [24] D. A. Garzón Alvarado, *Análisis y diseño de la camara de combustión de un pequeño motor cohete*, Bogotá D.C., 2002.
- [25] Y. A. Cengel y M. A. Boles, «ANÁLISIS DE MASA Y ENERGÍA DE VOLÚMENES DE CONTROL,» de *Termodinámica*, México D.F., McGRAW-HILL, 2012, p. 233.
- [26] J. Xamán y M. Gijón, *Dinámica De Fluidos Computacional Para Ingenieros.*, Bloomington: Palibrio, 2015.
- [27] ANSYS, Inc, «ANSYS website,» [En línea]. Available: <https://www.ansys.com/about-ansys>. [Último acceso: 18 Septiembre 2019].
- [28] R. Nakka, «Teoría Sobre Motores Cohete De Propelente Solido,» 14 Abril 2015. [En línea]. Available: http://www.nakka-rocketry.net/th_nozz.html. [Último acceso: 18 Septiembre 2019].