

Simulación del Flujo Supersónico en la Tobera del Motor Cohete Helios-X de Categoría Amateur

Tolentino Masgo, San Luis^{1,2} y Nakka, Richard³
 sanluist@gmail.com, richard.rocketry@gmail.com

1: Departamento de Ingeniería Mecánica, Universidad Nacional Experimental Politécnica “AJS” Vice-Rectorado
 Puerto Ordaz, Bolívar, Venezuela.

2: Grupo de Modelamiento Matemático y Simulación Numérica, Universidad Nacional de Ingeniería, Lima,
 Perú.

3: Cohetería Experimental Amateur, Canadá.

Resumen— La cohetería experimental amateur tiene sus inicios a finales de 1950, donde los aficionados diseñan y realizan ensayos experimentales en estática de los motores cohetes, así como el lanzamiento de cohetes. En el presente trabajo, se realiza una simulación numérica 2D del flujo supersónico en la tobera cónica del motor cohete Helios-X de categoría amateur, con el objetivo de determinar la velocidad del flujo en términos del número de Mach. Se empleó el código ANSYS-Fluent el cual aplica el método de volumen finito. Se emplearon las ecuaciones gobernantes para el flujo compresible, para la turbulencia se empleó el modelo de turbulencia de Menter y para la variación de la viscosidad en función de la temperatura la ecuación de Sutherland. El dominio computacional se malló con celdas triangulares en la sección de la tobera y celdas cuadriláteras en la sección de la atmósfera. Los resultados obtenidos del perfil de número de Mach muestran que en la sección de la garganta el flujo es transónico y en la salida de la tobera el flujo es supersónico y sub-expansionado alcanzando un valor de Mach 3,0. Se concluye que en la sección de la garganta el flujo se desacelera.

Palabras claves— Cohetería amateur, Desaceleración del flujo, Flujo sub-expansionado, Tobera cónica.

I. INTRODUCCIÓN

Los aficionados de cohetería experimental vienen incrementando su participación con el pasar de los años, solo basta navegar en internet para darse cuenta del nivel que han alcanzado.

La cohetería experimental amateur (CEA) es un hobby, y tiene sus inicios a finales de 1950, se hizo popular con la publicación en 1960 del “Manual de cohetes para aficionados” [1], y en 1965 de “Una guía para cohetería amateur” [2]; donde se sientan las bases fundamentales para los interesados en la cohetería. Además, información extensa de la teoría

sobre cohetes y de propelentes están reportada en la literatura [3].

Los aficionados en cohetería, realizan ensayos en estática de los motores de cohetes, y de vuelos de los cohetes, siendo reportados sus experiencias en la web con fines informativos [4]-[14]. Sus diseños de las toberas de los motores de cohetes, tienen diferentes configuraciones geométricas, así como, el diseño y dimensiones de los cohetes que portan tales motores. Además, el tipo de propelente sólido que emplean para la propulsión, son de diversas formulaciones y de diferentes mezclas de materiales. Así como, para los cohetes que emplean combustible líquido e híbridos.

Paralelamente, en forma general, de casos en específicos, algunas universidades han presentado resultados de trabajos de investigación sobre cohetes experimentales [15]-[20], donde presentan el desarrollo del diseño, así como, los resultados obtenidos.

De los diferentes motores de cohetes experimentales reportados en la web, se ha seleccionado uno en particular para su estudio, el motor cohete Helios-X, diseñado por Nakka [4]. Donde, el motor cohete Helios-X fue sometido a prueba en estática el 13 de marzo de 2017, posteriormente, acoplado al cohete Z-30, el cual fue lanzado al espacio el 10 de mayo del mismo año.

En la Fig. 1 se muestra el motor cohete Helios-X, donde la longitud externa de la cámara de combustión es 324,0 mm y el diámetro interno 29,9 mm. La tobera cónica convergente-divergente se muestra en la Fig. 2, siendo la longitud total de 27,9146 mm y la longitud de la sección recta de la garganta de 6,0198 mm.

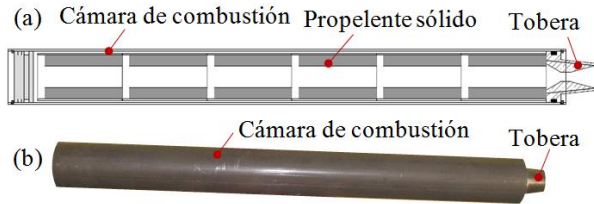


Figura 1: Motor cohete Helios-X. (a) Esquema. (b) Estructura del motor cohete [4].

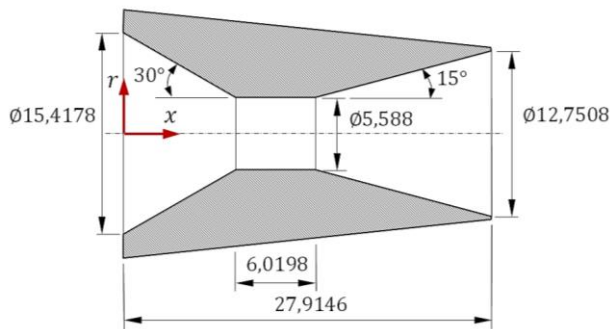


Figura 2: Geometría y Dimensiones internas de la tobera cónica Helios-X [4]. Las unidades están dadas en milímetros.

La mezcla del propelente sólido empleada en el motor cohete, es un compuesto de nitrato de amonio, aluminio, azufre y cloropreno (A24 ANCP). En la Fig. 3 se muestran las 6 unidades de cartuchos del propelente utilizado.



Figura 3: Propelente sólido (A24 ANCP) [4].

El experimento en estática del motor cohete Helios-X se muestra en la Fig. 4, donde se observa el flogonazo del gas a alta velocidad en dirección vertical en la salida de la tobera. Los resultados experimentales de la variación de la presión manométrica dentro de la cámara de combustión en función del tiempo, se muestran en la Fig. 5.

El posicionamiento y lanzamiento del cohete Z-30 se muestran en la Fig. 6. La altura lograda del cohete fue de 841 m (2760 ft), medido con un altímetro de la marca Raven.



Figura 4: Ensayo experimental en estática del motor cohete Helios-X. Fecha: 13 de marzo de 2017 [4].

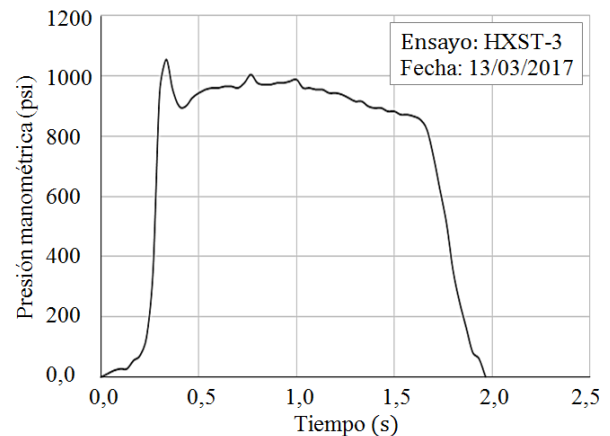


Figura 5: Lectura del experimento de la presión manométrica en la cámara de combustión del motor cohete Helios-X [4].

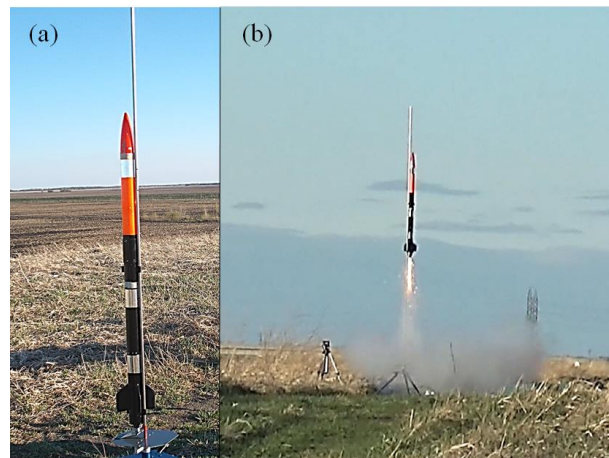


Figura 6: (a) Plataforma de lanzamiento del cohete Z-30, con el motor cohete Helios-X instalado. (b) Despegue del cohete Z-30. Fecha: 10 de mayo de 2017 [4].

De lo antes expuesto, sobre el experimento del motor cohete Helios-X en campo abierto, se tiene el objetivo de determinar la velocidad del flujo dentro

y fuera de la tobera en términos del número de Mach, recurriendo a la dinámica de fluidos computacional (DFC). En la sección II se presenta el fundamento matemático de las ecuaciones empleadas; el dominio computacional y las condiciones de bordes aplicadas, el código computacional empleado, y se exponen los resultados. En la sección III se exponen las conclusiones del análisis realizado.

II. DESARROLLO

A. Fundamento matemático

Las ecuaciones gobernantes aplicadas para flujo compresible, son: la conservación de la masa (1), cantidad de movimiento (2), conservación de la energía (3) y de estado (4); en su forma general y en condición estacionaria, se expresan como:

$$\nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (1)$$

Donde, la densidad es ρ y el vector velocidad \vec{u} .

$$\nabla \cdot (\rho u u) = -\nabla P + \nabla \cdot (\bar{\tau}) \quad (2)$$

Donde, se tiene la velocidad u y la presión P . Además, se tiene el tensor de esfuerzo, la cual se expresa como $\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{u} + \nabla \vec{u}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{u} \mathbf{I} \right]$, siendo el tensor unitario \mathbf{I} .

$$\nabla \cdot (\vec{u}(\rho E + P)) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{u})) \quad (3)$$

Donde, $E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{u^2}{2}$, siendo la entalpía h . La temperatura T . Además, se tiene la conductividad efectiva k_{eff} , que está en función de la conductividad térmica turbulenta k_t ; y, el tensor de esfuerzo efectivo $\bar{\tau}_{eff}$.

$$\frac{\partial \rho}{\partial P} = \frac{1}{RT} \quad (4)$$

En la ecuación del gas ideal, se tiene la constante del gas R , y otros parámetros físicos conocidos que anteriormente han sido mencionados.

Para flujo compresible, se toman en cuenta las

relaciones de presiones (5) y de temperaturas (6) en función del número de Mach M , y se establecen como:

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M^2 \quad (6)$$

Donde, P_0 es la presión total y T_0 es la temperatura total.

Para flujo compresible, el parámetro dominante es el número de Mach M . Donde, el número de Mach es la relación de la velocidad del flujo entre la velocidad del sonido $M = u/c$. La velocidad del sonido se expresa como $c = \sqrt{\gamma RT}$, siendo la relación de calor específico γ . Las consideraciones del número de Mach son las siguientes: para flujo incompresible $M < 0,3$, flujo subsónico $0,3 < M < 0,8$, flujo transónico $0,8 < M < 1,2$, flujo supersónico $1,2 < M < 3$, flujo hipersónico $M > 3$. Y, para el flujo con velocidad sónica, se tiene $M = 1$ [21].

Para las variaciones de la viscosidad, en el presente trabajo se toma en cuenta la ley de Sutherland [21], ya que la viscosidad está en función de la temperatura, y se expresa como:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (7)$$

Donde, la viscosidad de referencia es $\mu_0 = 1,716 \text{ kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$, la temperatura de referencia $T_0 = 273,11 \text{ K}$ y la temperatura efectiva $S = 110,56 \text{ K}$.

Para la turbulencia del flujo, se emplea el modelo de turbulencia SST $k - \omega$ de Menter [22], la cual va acoplada a la ecuación de cantidad de movimiento. Cabe señalar, que este modelo de turbulencia ha sido validado con datos experimentales [23].

B. Procedimiento

El dominio computacional consta de tres partes, una sección de la cámara de combustión, la sección

de la tobera, y una sección de la atmósfera. El propósito de tomar en cuenta una sección corta para la simulación del flujo y no toda la sección de la cámara de combustión, es para aplicar la carga de presión y direccionar el flujo, siendo la distancia 7,475 mm. La sección de la tobera cónica tiene una longitud de 27,9146 mm y, de la longitud de la sección de la atmósfera 281,0 mm. Una parte del dominio computacional, donde se ubica la tobera, se muestra en la Fig. 7, además se aplican las condiciones de borde (C.B.).

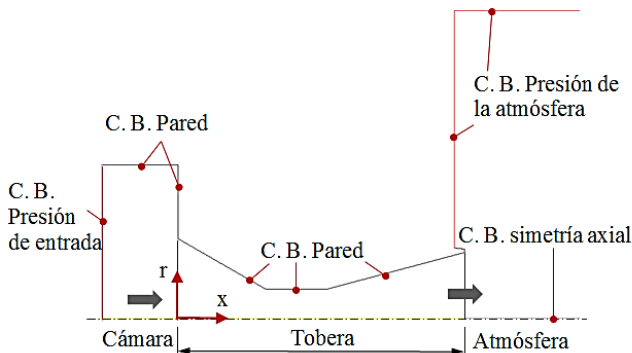


Figura 7: Dominio computacional, la cual incluye una sección de la cámara del motor cohete, la tobera cónica, y una sección de la atmósfera.

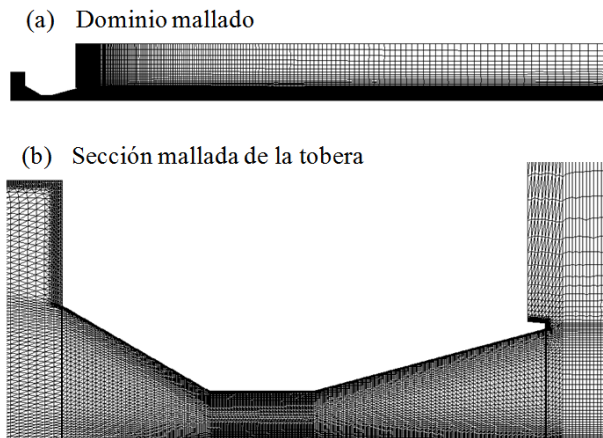


Figura 8: (a) Dominio computacional mallado con un total de 32675 celdas combinadas. (b) Mallado en la sección de la tobera con celdas triangulares.

El dominio computacional mallado se muestra en la Fig. 8 así como una ampliación de la sección de la tobera cónica. En la sección de la tobera se muestra el refinamiento de la malla en las paredes, y esto es, por la presencia de los esfuerzos cortantes.

En la sección de la cámara y de la tobera se aplicó un mallado con celdas triangulares, y en la sección de la atmósfera un mallado estructurado con celdas cuadriláteras, para un total de 32675 de celdas combinadas, quedando compuesto el dominio con una malla híbrida.

Las condiciones iniciales y de borde se establecen como:

- En la cámara del motor cohete Helios-X, la presión total absoluta se establece a 6996,11 kPa (1014,7 psi). Y, de la temperatura total a 2558 K (2284,85 °C).
- En la atmósfera, la presión se establece a 101,5 kPa (14,7 psi), y de la temperatura a 263,15 K (-10 °C).
- En el eje de simetría axial, la velocidad del flujo en la dirección radial es nula.
- En las paredes consideradas adiabáticas, la velocidad del flujo son nulas, esto es, por la presencia de los esfuerzos cortantes.

Donde, los datos de presión y de temperatura han sido obtenidos por medios experimentales por Nakka [4]. Cabe señalar, para la simulación numérica se ha tomado en cuenta la magnitud de 2558 K, considerando que durante la quema de los granos en la cámara durante el experimento, se tiene la temperatura 5 por ciento menor de 2693 K, esto es, por la pérdida de calor.

En las simulaciones numéricas, los gases quemados producto de la combustión del propelente sólido compuesto por nitrato de amonio, aluminio, azufre y cloropreno, se considera como gas ideal, y como sustancia aire. Y, como parámetros, se fija la relación de calor específico $\gamma = 1,4$, la constante del gas $R = 287 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$, el calor específico a presión constante $C_p = 1006,43 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ y la conductividad térmica $k = 0,0242 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$.

Para la simulación del flujo supersónico se emplea el código ANSYS-Fluent versión 12.1, el cual aplica el método de volumen finito (MVF). En la configuración de problemas, en ítem general: para el solver, se prefirió por el tipo de análisis basado en densidad, dominio 2D con simetría axial, formulación de la velocidad absoluta y estado estacionario. En la solución, en ítem método de solución: se seleccionó la formulación implícita, y tipo de flujo Roe-FDS. En la discretización

espacial: para el gradiente se optó por el mínimo cuadrado basado en celdas; así como, para el flujo, energía cinética turbulenta y la tasa de disipación específica, por First Order Upwin. Seguidamente, para la solución de control, se fijó el número de Courant igual a 0,05, manteniendo por defecto los factores de relajación. En el monitor residual, para el criterio de convergencia absoluta, se estableció un valor fijo de 0,00001, tanto para continuidad, velocidad, y energía. Se realizaron 136400 iteraciones para obtener la convergencia numérica, superando el tiempo de cálculo de 50 horas.

Para el procesamiento de datos se empleó un equipo con las siguientes características: Laptop marca Síragon, modelo M54R, Intel Core 2 Duo, dos procesadores de 1,8 GHz, y memoria RAM de 3 GB.

C. Resultados y discusión

El campo de número de Mach se muestra en la Fig. 9. Donde, la onda de choque está presente fuera de la tobera, en la atmósfera, para un flujo supersónico, por tanto, el flujo esta sub-expansionado. Además, se muestran en diferentes regiones del dominio variaciones de las magnitudes del número de Mach, tanto para flujo subsónico y transónico.

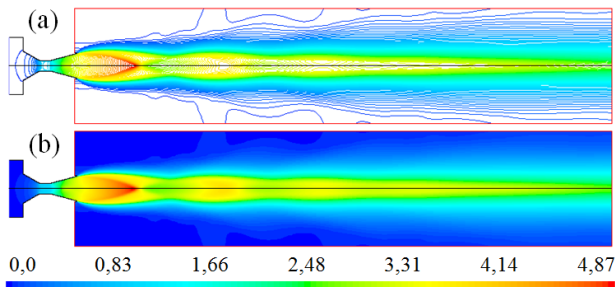


Figura 9: Campo de número de Mach. (a) Líneas de contorno. (b) Distribución de regiones.

En la Fig. 10, se muestra el perfil de la trayectoria de la curva del número de Mach, evaluado a lo largo de todo el eje x de la simetría axial, tanto para la sección de la tobera y de la atmósfera. Se muestran las variaciones de las magnitudes, donde el flujo sale de la tobera a velocidad supersónica, tres veces a la velocidad del sonido, es decir Mach 3,0, y en la atmósfera el flujo alcanza un valor

máximo aproximado a Mach 4,75, para luego de este valor, aguas abajo, la velocidad del flujo tiende a oscilar alrededor de Mach 3,0.

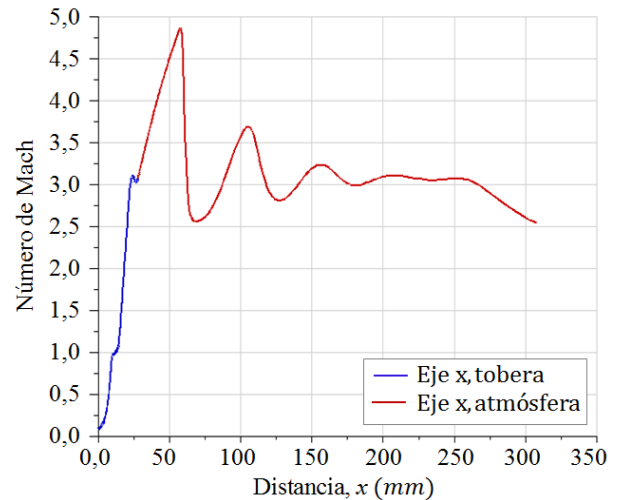


Figura 10: Perfil de número de Mach evaluado a lo largo de la simetría axial, eje x, de la tobera y atmósfera.

Un detalle ampliado de una sección del dominio, la sección de la tobera, se muestra en la Fig. 11. En la cual se muestra el comportamiento de las líneas de contornos de número de Mach en la sección de la longitud recta de la garganta, así como, en las secciones convergente y divergente.

En la Fig. 12, se muestra el perfil de la trayectoria de la curva de número de Mach a lo largo de la simetría axial de la tobera, donde, en la sección convergente, el flujo se va acelerando, por tanto, la magnitud de número de Mach se va incrementando, sin embargo, cuando el flujo se encuentra en la sección de la garganta, el flujo se estrangula, y por tener la garganta una longitud de sección recta, el flujo tiende a lentificar, por lo cual se produce una desaceleración del flujo, pero sin oscilaciones. Luego que el flujo sale de la sección recta, el flujo sigue incrementando su velocidad hasta alcanzar un valor estimado de Mach 3,0 en la salida de la sección divergente.

Se observa que la longitud recta de la garganta no contribuye con la aceleración del flujo, todo lo contrario, lentifica el paso del flujo, es decir, lo desacelera. A pesar de esto, no impide que se descargue el flujo a la atmósfera a velocidad supersónica.

Al comparar el tiempo del quemado del propelente sólido y la altura alcanzada del cohete Z-30, se evidencia que el desplazamiento del cohete fue a velocidad supersónica, para la fecha de lanzamiento el 10 de mayo de 2017 [4].

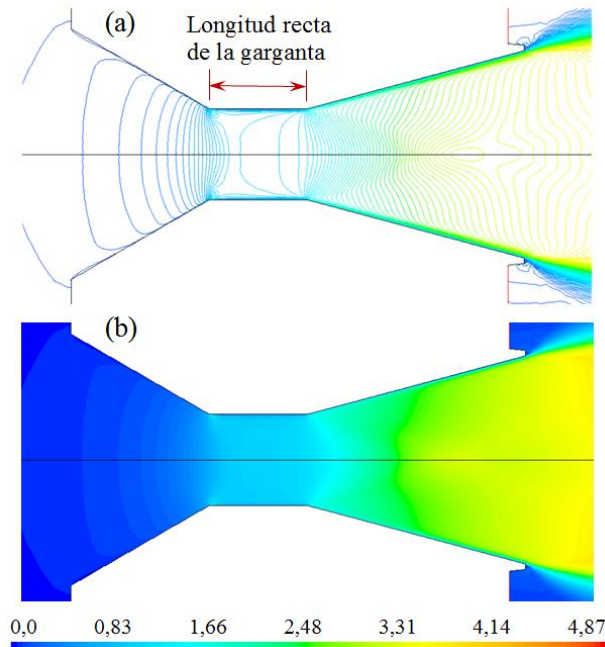


Figura 11: Campo de número de Mach en la sección de la tobera. (a) Líneas de contorno. (b) Distribución de regiones.

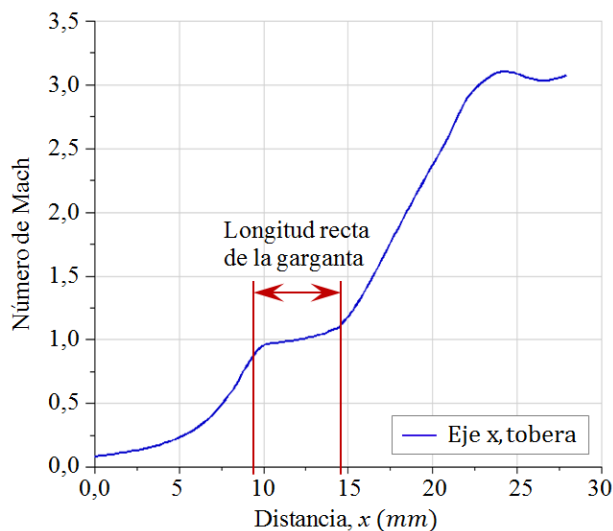


Figura 12: Perfil del número de Mach evaluado a lo largo de la simetría axial, eje x de la tobera.

Un estudio realizado por Tolentino et al [24], para el flujo sobre-expandido en una tobera experimental, que tiene una longitud de sección

Jornadas de Investigación 2019

recta de la garganta, con diferentes dimensiones y cargas aplicadas a lo estudiado en el presente trabajo, presentó en la sección de la garganta una desaceleración del flujo con un comportamiento oscilatorio, y con presencia de choques oblicuos. Lo cual corrobora que existe influencia de las longitudes de secciones rectas de la garganta en la desaceleración del flujo en ese tramo.

III. CONCLUSIONES

De los resultados obtenidos de la simulación del flujo supersónico, se tienen las siguientes conclusiones:

El flujo supersónico en la salida de la tobera alcanza un valor estimado de Mach 3,0, siendo un flujo sub-expansionado, con velocidad tres veces a la del sonido.

En la atmósfera, el flujo alcanza un valor máximo de Mach 4,75, y aguas abajo para una distancia prolongada un valor estimado de Mach 3,0.

La longitud de la sección recta de la garganta influye en la desaceleración del flujo, aunque no impide que el flujo alcance una velocidad supersónica en la salida de la tobera.

En trabajo a futuro, se propone realizar un estudio para una longitud mínima de la sección recta de la garganta de la tobera cónica y comparar con los resultados obtenidos del presente trabajo. Así como, simular el flujo para obtener el campo de presión, temperatura y de la densidad, dentro y fuera de la tobera.

RECONOCIMIENTO

Mi agradecimiento a Jehová, mi Dios todopoderoso, mi fuente de sabiduría e inspiración.

Al Departamento de Ingeniería Mecánica de la Universidad Nacional Experimental Politécnica "AJS" Vice-Rectorado Puerto Ordaz, Bolívar, Venezuela.

Al Grupo de Modelamiento Matemático y Simulación Numérica (GMMNS, Group of Mathematical Modeling and Numerical Simulation) de la Universidad Nacional de Ingeniería (UNI), Lima, Perú.

A Richard Nakka (Ingeniero Aeroespacial), por el

suministro de datos experimentales del motor cohete Helios-X para el desarrollo del presente trabajo en equipo. Labora en Boeing, en diseños de aviones comerciales. Su inicio en la cohería experimental amateur inicia desde el año 1972. Reside en Canadá.

REFERENCIAS

- [1] R. Brinley, "Rocket manual for amateurs" Ballantine Books, New York, p. 385, 1960.
- [2] Ch.P. Brown, "A guide to amateur rocketry" U.S. Army, Field artillery school, Fort Sill, Oklahoma, p. 56, 1965.
- [3] G. Sutton y O. Biblarz, "Rocket propulsión elements" John Wiley and Sons, inc, p. 764, 2001.
- [4] <http://www.nakka-rocketry.net>. *Nakka's Experimental rocketry web site*. Consultado: 10/04/2019.
- [5] <http://www.jcrocket.com>. *John's rocketry site*. Consultado: 10/04/2019.
- [6] <https://web.archive.org/web/20080306040616/http://www.thefintels.com/protected.htm>. *S.E.R. experimental rocketry*. Consultado: 10/04/2019.
- [7] <http://georgesrockets.com/GRP/GRP-home.htm>. *George's rocketry home page*. Consultado: 10/04/2019.
- [8] <https://web.archive.org/web/20080113152151/http://www.intertlan.com/cohetes/>. *Propulsión experimental*, Consultado: 10/04/2019.
- [9] <https://web.archive.org/web/20080119014750/http://www.users.bigpond.com/DavidBoyd/>. *David boyd's Australian rocketry home page*. Consultado: 10/04/2019.
- [10] <http://www.acema.com.ar>. *ACEMA*. Consultado: 10/04/2019.
- [11] <https://web.archive.org/web/20080111200712/http://www.ictisp.com/~cortijos/>. *Espain rocketry*. Consultado: 10/04/2019.
- [12] <https://www.espacioprofundo.com.ar/topic/30925-torneo-2018-de-coheteria-modelismo-espacial/>. *Astronomia-espacio profundo*. Consultado: 10/04/2019.
- [13] <http://www.rrs.org/>. *Reaction research society*. Consultado: 10/04/2019.
- [14] http://www.angelfire.com/scifi2/coheteria/asovac/isla_burro.htm. *Club de cohetería, Los Arcos-Quiminet, Venezuela*. Consultado: 10/04/2019.
- [15] R.A. Nakka, "Solid propellant rocket motor design and testing" Thesis, University of Manitoba, Canadá, 1984.
- [16] J.O. Murcia, "Estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio colombiano" Tesis de Maestría, Universidad Nacional de Colombia, 2012.
- [17] D. Lara, "Diseño conceptual aerodinámico de un cohete sonda" Tesis, Instituto Politécnico Nacional, México, 2013.
- [18] G. Ordoñez, "Diseño, fabricación y experimentación de un motor a reacción con fines de investigación" Tesis de Maestría, Universidad Nacional de Ingeniería, Perú, 2014.
- [19] L. García, "Análisis de las propiedades del motor cohete sonda durante y después de la etapa de combustión" Trabajo de grado, Universidad Los Libertadores, Colombia, 2015.
- [20] <http://www.ing.ula.ve/programaespacialula/Publicaciones/PUBLICACIONES.html>. *Comisión rectoral para el programa de ciencias espaciales, Venezuela*. Consultado: 10/04/2019.
- [21] F. White, "Mecánica de Fluidos" Mc Graw-Hill, pp. 29-30 y 601-673, 2008.
- [22] F.R. Menter, "Two equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, vol. 32, pp. 1598-1605, 1994.
- [23] S.L. Tolentino y S. Caraballo "Simulación numérica del flujo de aire con onda de choque en un difusor transónico" *Revista Universidad, Ciencia y Tecnología (UCT)*, vol. 21, no. 82, pp. 4-15, marzo 2017.
- [24] S.L. Tolentino, J. Ferreira, M.A. Parco, L. LaCruz y V. Marcano, "Simulación numérica del flujo sobre-expandido en la tobera cónica experimental ULA-1A XP" *Revista Universidad, Ciencia y Tecnología (UCT)*, vol. 21, no. 84, pp. 126-133, septiembre 2017.