XXXI Verano de la Ciencia
Universidad de Guanajuato

VOLUMEN 48
XXXI Verano De la Ciencia
ISSN 2395-9797
www.jovenesenlaciencia.ugto.mx

Diseño y análisis CFD de un motor cohete experimental de propelente sólido para el vehículo GaBee-2 bajo condiciones experimentales de operación

Design and CFD Analysis of an Experimental Solid-Propellant Rocket Motor for the GaBee-2 Vehicle under Experimental Operating Conditions

Jesús Angel Mosqueda Díaz[1], Agustín González Rico[1], Dulce María Graciano Graciano[2], Victoria Paola Cabrera Madera[1], Víctor Alfonso Ramírez Elías[1*]

[1] División de Ingenierías, Campus Irapuato-Salamanca, Universidad de Guanajuato, México.
[2] Centro de Investigación en Ingeniería y Ciencias Aplicadas, Universidad Autónoma del Estado de Morelos, México.
*Autor de correspondencia: va.ramirez@ugto.mx

Resumen

Se presenta el diseño, manufactura, caracterización experimental y análisis CFD de un motor cohete de propelente sólido desarrollado para el vehículo GaBee-2 de Aero-UG, con el objetivo de aproximarse a la meta de 1 km de altitud. El diseño balístico se realizó mediante OpenMotor y METEOR, y un prototipo de la cámara de combustión-tobera fue manufacturado en acero inoxidable AISI 304. Para el motor se seleccionó una geometría de grano tipo Hollow Cylinder; sin embargo, las desviaciones introducidas durante su manufactura, principalmente el desplazamiento del núcleo, produjeron un comportamiento experimental más cercano al de una configuración Moon Burner. Las pruebas experimentales estáticas mostraron tiempos de combustión menores y empujes máximos superiores a los simulados. El análisis CFD en ANSYS® Fluent confirmó la expansión del flujo en la tobera y su aceleración hasta régimen supersónico, alcanzando valores cercanos a Mach 2.64.

Palabras clave: motor cohete de combustible sólido, banco de pruebas, CFD, ANSYS® Fluent, propulsión experimental, tobera Laval, Aero-UG.

1. Introducción

Los motores cohete de combustible sólido se utilizan ampliamente debido a su simplicidad mecánica, elevada relación empuje-peso, facilidad de almacenamiento y confiabilidad operativa. Su funcionamiento se basa en la combustión de un propelente sólido dentro de una cámara presurizada, cuyos gases son acelerados mediante una tobera convergente-divergente para producir empuje (Sutton & Biblarz, 2017; Anderson, 2003). En proyectos universitarios, el desarrollo de estos motores permite integrar conocimientos de diseño mecánico, termodinámica, combustión, manufactura, instrumentación y dinámica de fluidos.

El desempeño de un motor de propelente sólido depende de la interacción entre la geometría del grano, la velocidad de combustión, la presión de cámara y las características geométricas de la tobera. La geometría del grano determina la evolución del área de combustión y, por tanto, influye directamente en la curva de presión y empuje producida durante la operación del motor (Nakka, s. f.; Galarza et al., 2017). Asimismo, el diseño de la tobera debe permitir una expansión adecuada de los gases para transformar la energía térmica y de presión en velocidad de salida (Ellis & Keller, 1975; Sutton & Biblarz, 2017).

El proyecto GaBee-2 surgió como continuación de la misión BeePrime, desarrollada por Aero-UG, cuyo vehículo alcanzó aproximadamente 600 m de altitud. Debido a que la competencia ENMICE otorga mayor puntuación a los vehículos que alcanzan una altitud cercana a 1 km, se planteó el desarrollo de un nuevo motor capaz de incrementar el impulso total y transportar una mayor masa útil, manteniendo condiciones aceptables de seguridad y operación.

Las diferencias entre el comportamiento teórico y experimental de un motor pueden relacionarse con las propiedades reales del propelente, las tolerancias de manufactura, las variaciones geométricas del grano y las limitaciones de la instrumentación. Por esta razón, la combinación de simulación balística, pruebas estáticas y dinámica de fluidos computacional constituye una metodología adecuada para evaluar el comportamiento integral de un motor experimental. El análisis CFD permite estudiar variables como la distribución de presión, la aceleración del flujo y el número de Mach dentro de la tobera, empleando modelos de turbulencia apropiados para flujos con gradientes adversos y separación potencial, como el modelo $k-\omega$SST (Menter, 1994).

En este trabajo se presenta el diseño, manufactura, caracterización experimental y análisis CFD del motor cohete de propelente sólido desarrollado para el vehículo GaBee-2. El objetivo es comparar el comportamiento previsto mediante simulación balística con los resultados obtenidos en pruebas estáticas y evaluar numéricamente la expansión del flujo en la tobera bajo condiciones representativas de operación.

VOLUMEN 45
XXXI Verano De la Ciencia
ISSN 2395-9797
www.jovenesenlaciencia.ugto.mx

2. Metodología

La metodología comprendió cuatro etapas principales: diseño balístico, diseño y manufactura mecánica, caracterización experimental mediante pruebas estáticas y análisis numérico CFD. El diseño balístico se realizó con OpenMotor, METEOR y herramientas de cálculo de Richard Nakka. La geometría final del motor se definió considerando una cámara de 52.5 mm de diámetro interno, 435 mm de longitud, garganta de 14 mm y tres segmentos de propelente de 145 mm de longitud.

Se seleccionó una configuración de grano tipo Hollow Cylinder por su simplicidad en la manufactura. Durante la fabricación se presentó desplazamiento del núcleo, lo que generó una geometría más cercana a un Moon Burner. Esta condición fue considerada durante la interpretación de los resultados experimentales y balísticos.

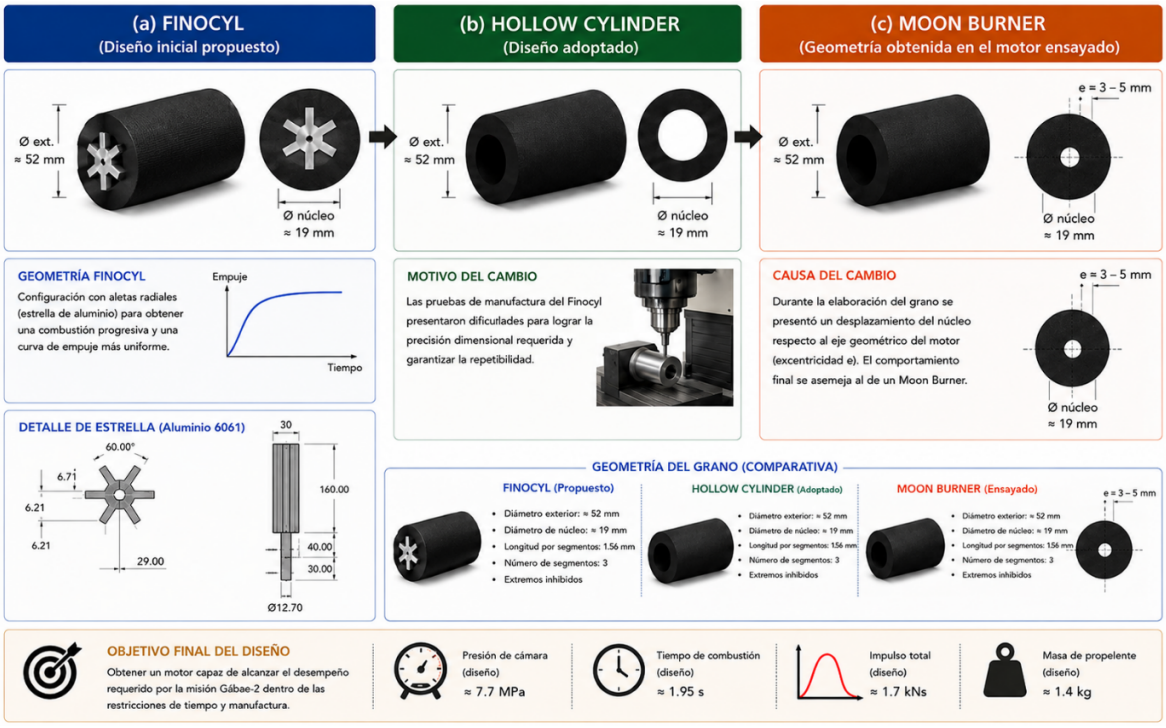


Figura 1. Evolución de la geometría del grano propelente: propuesta Finocyl, configuración Hollow Cylinder adoptada y comportamiento cercano a Moon Burner.

Tabla 1. Parámetros principales del motor GaBee-2 empleados en el diseño y análisis.

Parámetro	Valor
Propelente	Variante de KNSB
Cámara de combustión	52.5 mm de diámetro interno; 435 mm de longitud
Grano	3 segmentos de 145 mm; diámetro exterior aprox. 52 mm
Núcleo inicial	19 mm
Tobera	Garganta de 14 mm; salida de 44 mm
Material principal	AISI 304
Masa nominal de propelente	1.400 kg como valor de diseño

La caracterización experimental se realizó en un banco de pruebas estático con el motor en posición vertical invertida. Se empleó una celda de carga con módulo HX711 para la medición de empuje, Arduino UNO para adquisición de datos, manómetro analógico para presión de cámara, termómetro infrarrojo para temperatura superficial y, en el segundo ensayo, termopares en el interior de la cámara y en la superficie exterior del motor. La medición de presión se realizó mediante una línea de cobre en espiral para reducir la transferencia térmica hacia el manómetro.



Figura 2. Instrumentación empleada para la medición de presión y temperatura durante las pruebas estáticas.

2.1 Ecuaciones de procesamiento y estimación

El impulso total se obtuvo mediante la integración de la curva empuje-tiempo. Para los datos discretos se empleó la regla trapezoidal:

$$I_t \approx \sum_{i=1}^{n-1} \left(\frac{F_i + F_{i+1}}{2} \right) \Delta t_i \qquad (1)$$

donde I_t es el impulso total, expresado en newton-segundo (Ns); F_i y F_{i+1} son los valores consecutivos de empuje, en newtons (N); Δt_i es el intervalo de tiempo entre mediciones, en segundos (s); y n es el número total de datos registrados, adimensional.

ISSN 2395-9797
www.jovenesenlaciencia.ugto.mx

El empuje promedio se calculó como:

$$\boldsymbol{F_{\text{prom}} = \frac{I_t}{t_{\text{burn}}}} \tag{2}$$

donde F_{prom} es el empuje promedio, en newtons (N); I_t es el impulso total, en newton-segundo (Ns); y t_{burn} es el tiempo de combustión, en segundos (s).

En el segundo ensayo, debido a la desviación presentada por la señal de la báscula, el empuje se estimó a partir de la presión de cámara mediante:

$$\boldsymbol{F = C_f P_c A_t} \tag{3}$$

donde F es el empuje estimado, en newtons (N); C_f es el coeficiente de empuje, adimensional; P_c es la presión de cámara, en pascales (Pa); y A_t es el área de la garganta de la tobera, en metros cuadrados (m^2).

El área de la garganta se determinó mediante:

$$\boldsymbol{A_t = \frac{\pi d_t^2}{4}} \tag{4}$$

donde A_t es el área de la garganta, en metros cuadrados (m^2); d_t es el diámetro de la garganta, en metros (m); y π es la constante matemática pi, adimensional.

Para las estimaciones ideales del desempeño del vehículo se calculó la velocidad efectiva de eyección:

$$\boldsymbol{V_e = I_{sp} g_0} \tag{5}$$

donde V_e es la velocidad efectiva de eyección, en metros por segundo (m/s); I_{sp} es el impulso específico, en segundos (s); y g_0 es la aceleración estándar de la gravedad, considerada como $9.81\ \text{m/s}^2$.

Posteriormente, se utilizó la ecuación de Tsiolkovski:

$$\boldsymbol{\Delta v = V_e \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right)} \tag{6}$$

donde Δv es el incremento ideal de velocidad, en metros por segundo (m/s); V_e es la velocidad efectiva de eyección, en metros por segundo (m/s); m_0 es la masa inicial del vehículo, en kilogramos (kg); m_f es la masa final del vehículo, en kilogramos (kg); y ln representa el logaritmo natural. La relación m_0/m_f es adimensional.

La velocidad final, considerando únicamente las pérdidas gravitacionales durante el tiempo de combustión, se estimó como:

$$\boldsymbol{v_{ef} = \Delta v - g_0 t_{\text{burn}}} \tag{7}$$

donde v_{ef} es la velocidad final estimada, en metros por segundo (m/s); Δv es el incremento ideal de velocidad, en metros por segundo (m/s); g_0 es la aceleración estándar de la gravedad, en metros por segundo cuadrado (m/s^2); y t_{burn} es el tiempo de combustión, en segundos (s).

Finalmente, la altura máxima ideal sin arrastre se calculó mediante:

$$\boldsymbol{h_{\max} = \frac{v_{ef}^2}{2g_0}} \tag{8}$$

donde $h_{\max}$ es la altura máxima ideal, en metros (m); v_{ef} es la velocidad final estimada, en metros por segundo $(\mathrm{m/s})$; y g_0 es la aceleración estándar de la gravedad, en metros por segundo cuadrado $(\mathrm{m/s^2})$.

Para la aplicación de las ecuaciones se utilizó el Sistema Internacional de Unidades. Por lo tanto, las presiones registradas en bar o megapascales se convirtieron a pascales y las dimensiones expresadas en milímetros se convirtieron a metros antes de realizar los cálculos. Estas relaciones fueron utilizadas únicamente como aproximaciones ideales, ya que no consideran resistencia aerodinámica, viento, variaciones transitorias de masa ni pérdidas adicionales durante el vuelo real.

2.2 Modelo CFD

El modelo computacional se desarrolló en ANSYS® Fluent como un análisis bidimensional estacionario de flujo compresible. Se empleó el solver basado en densidad y el modelo de turbulencia k-ω SST. La entrada se definió mediante presión total manométrica de 3.372 × 10⁶ Pa, presión inicial/supersónica de 3.2034 × 10⁶ Pa y temperatura total de 1345.45 K. La salida del dominio exterior se configuró con presión manométrica de 0 Pa y presión de operación atmosférica de 101,325 Pa. Se consideraron paredes sin deslizamiento y no se modeló combustión ni transferencia de calor en paredes.

La malla final utilizada para el análisis principal fue predominantemente cuadrilateral, con refinamiento cercano a la tobera y al eje del chorro. Estuvo compuesta por 459,986 elementos y 460,594 nodos, con tamaños de elemento aproximados de 0.8 mm en zonas de mayor interés y 2.7 mm en regiones exteriores.

Tabla 2. Configuración resumida del modelo CFD.

Parámetro	Configuración
Software	ANSYS® Fluent 2025 R1 / 2026 R1 Student
Dominio	Bidimensional, estacionario
Flujo	Compresible
Turbulencia	k-ω SST
Entrada	Presión total manométrica 3.372 × 10⁶ Pa
Salida	0 Pa manométricos; presión de operación 101,325 Pa
Malla final	459,986 elementos; 460,594 nodos
Variables monitoreadas	Presión de salida, Mach en garganta y Mach en salida

3. Resultados y discusión

3.1 Resultados balísticos y pruebas estáticas

La simulación balística preliminar del motor permitió establecer una referencia de diseño. Sin embargo, al comparar los resultados con las pruebas estáticas se observó que los tiempos de combustión experimentales fueron menores y los empujes máximos superiores a los valores estimados por la simulación tipo Moon Burner. Esta diferencia se atribuye a la geometría real del grano, al desplazamiento del núcleo, a la posible mayor velocidad de combustión de la variante de propelente empleada y a las incertidumbres propias de la instrumentación experimental.

En el primer ensayo la medición principal de empuje provino de la celda de carga. En el segundo ensayo, la señal de báscula presentó una desviación elevada, por lo que el empuje se estimó a partir de la presión registrada cuadro por cuadro en la cámara. Esta decisión permitió obtener una aproximación más representativa del comportamiento del motor durante la segunda prueba.

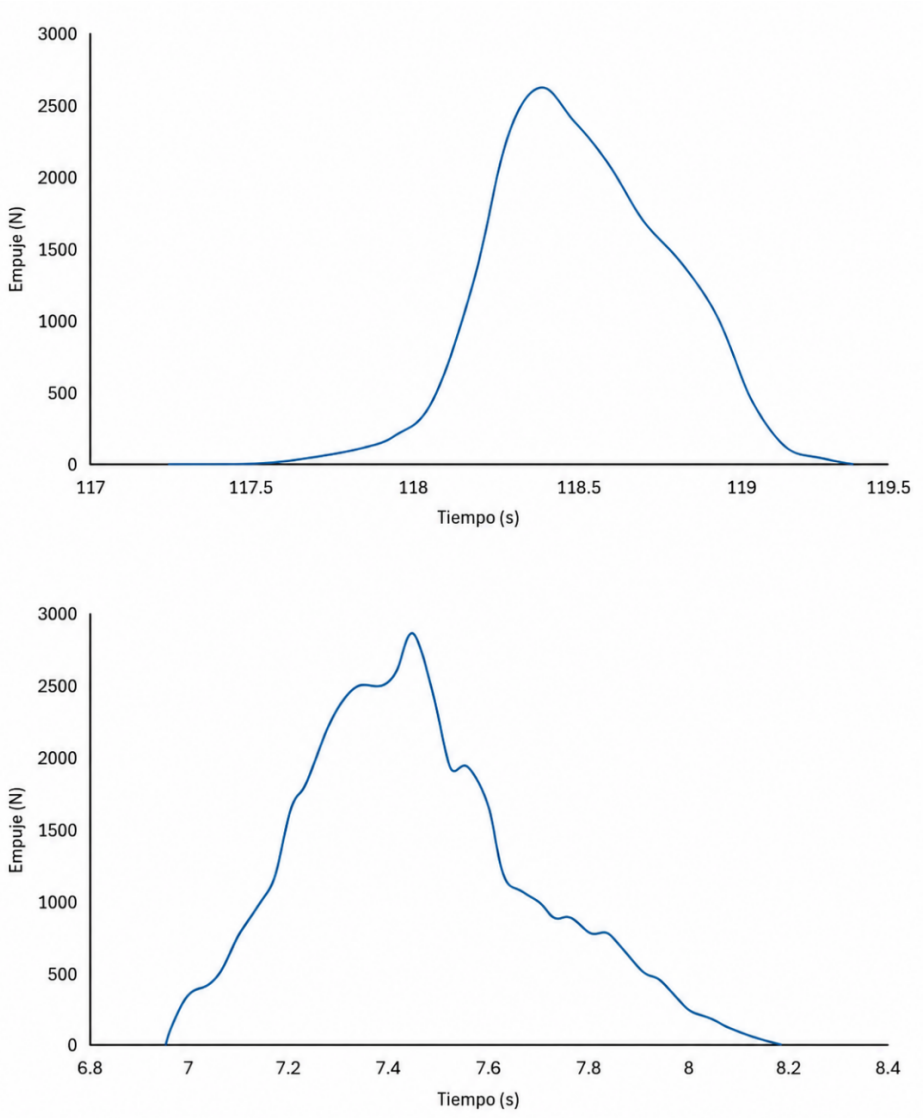


Figura 3. Curvas de empuje empleadas para el análisis experimental: medición directa en el primer ensayo y estimación a partir de presión en el segundo ensayo.

Tabla 3. Comparación entre simulación balística tipo Moon Burner y resultados experimentales.

Parámetro	Simulación Moon Burner	Primer ensayo	Segundo ensayo
Fuente de datos	METEOR	Celda de carga	Presión de cámara
Tiempo de combustión	2.37 s	1.943 s	1.17 s
Empuje máximo	1461.49 N	2590.02 N	2786.08 N
Empuje promedio	-	732.78 N	1083.16 N
Impulso total	1668.60 Ns	1423.78 Ns	1267.30 Ns
Presión máxima	6.77 MPa	Limitada por manómetro	10.34 MPa
Presión promedio	3.37 MPa	-	3.83 MPa

VOLUMEN 45
XXXI Verano De la Ciencia
ISSN 2395-9797
www.jovenesenlaciencia.ugto.mx

Aunque los valores experimentales de impulso total fueron menores que el valor simulado, se mantuvieron dentro del mismo orden de magnitud. La diferencia principal fue la forma en que se entregó dicho impulso: experimentalmente se concentró en un intervalo menor, generando mayor empuje máximo. Esto es consistente con una posible mayor tasa de combustión efectiva del propelente y con las desviaciones geométricas del grano manufacturado.

Durante la competencia de noviembre, el vehículo presentó una dinámica de vuelo favorable y el equipo obtuvo el reconocimiento a mejor dinámica de vuelo. No obstante, por un mal funcionamiento de la computadora de vuelo no se recuperaron datos confiables de altitud. La estimación ideal sin arrastre realizada a partir de los parámetros balísticos arrojó una altitud cercana a 1.19 km, por lo que se considera que el objetivo de aproximarse al kilómetro fue alcanzado de manera razonable, aunque sin una medición directa validada.

3.2 Convergencia y sensibilidad de malla

La estabilidad del modelo CFD se evaluó mediante residuales y monitores de presión promedio en salida, Mach en garganta y Mach en salida. La simulación se ejecutó hasta 3500 iteraciones. Las variables globales mostraron tendencia estable hacia el final del cálculo, especialmente el Mach de salida, que se estabilizó alrededor de 2.56. El Mach en garganta presentó mayor sensibilidad local, lo cual es esperable por los gradientes elevados en esa región.

El análisis preliminar de sensibilidad comparó una malla base de 298,647 elementos con una malla refinada de 460,001 elementos. La presión monitoreada y el Mach de salida presentaron variaciones muy pequeñas, mientras que el Mach en garganta mostró una diferencia mayor, asociada a la sensibilidad local del monitor. El estudio se considera preliminar porque las mallas más gruesas propuestas modificaron la topología del mallado en la zona central del chorro, generando triángulos donde se buscaba mantener elementos cuadriláteros.

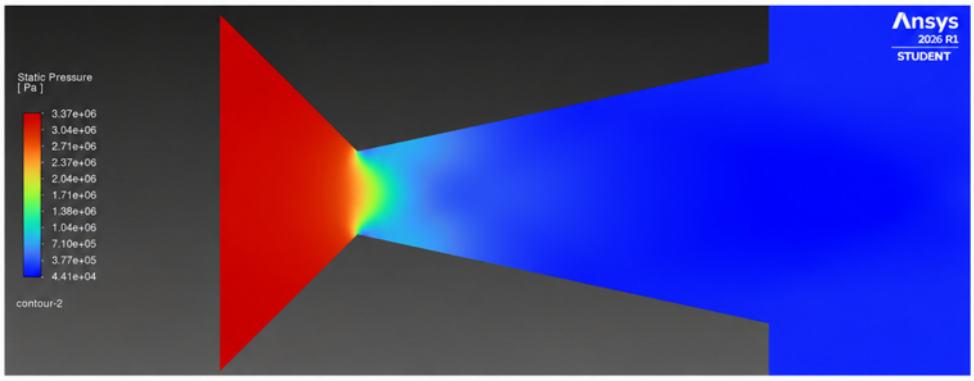
Tabla 4. Comparación preliminar entre mallas evaluadas para el análisis CFD.

Variable	Malla 1	Malla 2	Diferencia aprox.
Elementos	298,647	460,001	+54.0 %
Presión monitoreada	68,433.19 Pa	68,421.86 Pa	0.017 %
Mach en garganta	0.70	0.78	9.4 %
Mach en salida	2.56	2.56	0.008 %

3.3 Campos de presión, Mach y velocidad

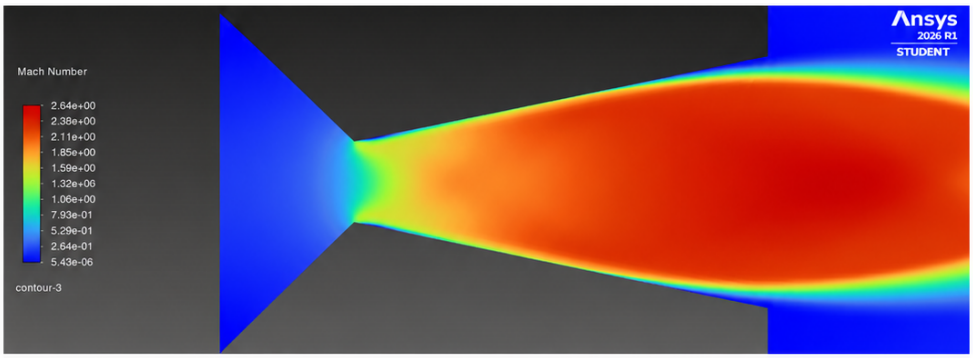
La distribución de presión mostró una zona de alta presión en la entrada de la tobera, seguida de una disminución progresiva hacia la garganta, la sección divergente y el dominio exterior. Este comportamiento indica la transformación de energía de presión en energía cinética, proceso fundamental para la generación de empuje en una tobera convergente-divergente.

El campo de número de Mach confirmó la aceleración del flujo hasta régimen supersónico, alcanzando valores máximos cercanos a Mach 2.64. En el dominio exterior se observaron variaciones alternadas asociadas al ajuste del chorro supersónico con el ambiente, sin evidenciar una onda normal de choque intensa dentro de la tobera. El campo de velocidad, por su parte, mostró un núcleo de alta velocidad alineado con el eje del flujo, con expansión progresiva al salir de la tobera.

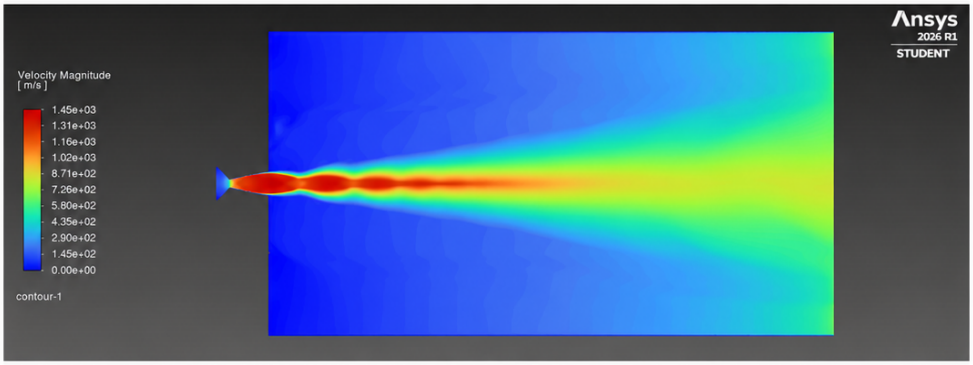


(a) Presión estática de la tobera

VOLUMEN 45
XXXI Verano De la Ciencia
ISSN 2395-9797
www.jovenesenlaciencia.ugto.mx



(b) Número de Mach en la tobera



(c) Magnitud de velocidad y chorro exterior

Figura 4. Resultados CFD principales: (a) presión estática de la tobera; (b) número de Mach en la tobera; y (c) magnitud de velocidad y chorro exterior.

3.4 Discusión integrada

La comparación entre simulación, prueba estática y CFD indica que el motor GaBee-2 presentó un desempeño favorable para los objetivos del proyecto. La geometría real del grano, cercana a Moon Burner, permitió interpretar mejor la forma de la curva de empuje que una configuración Hollow Cylinder ideal. Las diferencias entre simulación balística y pruebas estáticas no deben interpretarse como falla del diseño, sino como resultado de la interacción entre manufactura, formulación real del propelente, instrumentación y simplificaciones de los modelos empleados.

El CFD complementó la interpretación experimental al mostrar que la tobera permitió una expansión físicamente coherente del flujo, disminución de presión estática, incremento del número de Mach y formación de un chorro supersónico. Sin embargo, el modelo no reproduce la combustión transitoria ni la transferencia de calor, por lo que sus resultados deben entenderse como una representación estacionaria bajo condiciones promedio de operación.

4. Conclusiones

El motor desarrollado para GaBee-2 integró diseño balístico, manufactura, pruebas estáticas y simulación CFD, constituyendo una base técnica para futuros trabajos de propulsión experimental en Aero-UG.

La configuración final del grano, aunque diseñada como Hollow Cylinder, presentó un comportamiento más cercano a Moon Burner debido al desplazamiento del núcleo durante la manufactura. Esta condición influyó en la forma de la curva de empuje y en la diferencia entre el comportamiento previsto y el experimental.

Los ensayos estáticos mostraron empujes máximos de 2590.02 N y 2786.08 N, con impulsos totales de 1423.78 Ns y 1267.30 Ns para el primer y segundo ensayo, respectivamente. Los tiempos de combustión fueron menores que los estimados por METEOR, lo que sugiere una mayor tasa de combustión efectiva del propelente y/o diferencias geométricas respecto al modelo ideal.

El análisis CFD evidenció una expansión adecuada dentro de la tobera, aceleración hasta régimen supersónico y formación de un chorro de alta velocidad, con Mach máximo cercano a 2.64. No se observó una onda normal de choque claramente definida dentro de la sección divergente.

VOLUMEN 45
XXXI Verano De la Ciencia
ISSN 2395-9797
www.jovenesenlaciencia.ugto.mx

Como trabajo futuro se recomienda mejorar el centrado del núcleo del grano, caracterizar experimentalmente la ley de combustión del propelente, emplear instrumentación de presión y empuje de mayor confiabilidad, completar el análisis de independencia de malla y desarrollar modelos transitorios que representen con mayor detalle la combustión real.

Agradecimientos

Los autores agradecen al Dr. Víctor Alfonso Ramírez Elías por su orientación en el diseño del motor y por la aportación de materiales para su manufactura; a la Mtra. Victoria Paola Cabrera Madera por su apoyo en la organización del trabajo, la estructuración de los datos y la redacción técnica; y a la Dra. Dulce María Graciano Graciano por su acompañamiento en el desarrollo, configuración e interpretación del modelo CFD. Asimismo, se agradece a los grupos Aero-UG, CMT y MACO por su colaboración y apoyo durante el diseño, fabricación, experimentación y análisis del motor GaBee-2.

Referencias

Anderson, J. D. (2003). Modern compressible flow: With historical perspective (3rd ed.). McGraw-Hill.

ANSYS, Inc. (2026). Ansys Fluent Theory Guide, Release 2026 R1.

Ellis, R. A., & Keller, R. B., Jr. (1975). Solid Rocket Motor Nozzles (NASA SP-8115). National Aeronautics and Space Administration.

Galarza, C., Pulido, D., Urrego, J. A., & Rojas, F. (2017). Design of a candy propellant rocket motor by a computer aided system and its performance in static testing. 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-388

Menter, F. R. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA Journal, 32(8), 1598-1605. https://doi.org/10.2514/3.12149

Nakka, R. (s. f.). KNSB propellant and rocket motor design charts. Richard Nakka's Experimental Rocketry Site. https://www.nakka-rocketry.net/

Roache, P. J. (1994). Perspective: A method for uniform reporting of grid refinement studies. Journal of Fluids Engineering, 116(3), 405-413. https://doi.org/10.1115/1.2910291

Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2017). Rocket propulsion elements (9th ed.). John Wiley & Sons.