

DESARROLLO DEL MODELO AERODINÁMICO DE UN COHETE SUPERSÓNICO

P.H. Pedreira^a, M. Calamaro^a, P. García Delucis^a, A. Schubert^a, J. B. Valero^a

^aLaboratorio de Hidrógeno, Departamento de Ambiente y Movilidad, Instituto Tecnológico de Buenos Aires, Ciudad Autónoma de Buenos Aires - Argentina

ppedreir@itba.edu.ar

RESUMEN

Este trabajo presenta el diseño aerodinámico del cohete Theros III, que participó en la competencia Spaceport America Cup. Las estructuras aerodinámicas fueron diseñadas en base a información de la literatura y corregidas con datos del simulador OpenRocket en un proceso iterativo que incluyó el diseño y selección del motor del lanzador. La telemetría obtenida en vuelo permitió concluir que las estimaciones del coeficiente de arrastre del lanzador, realizadas con OpenRocket empleando el método de Barrowman, fueron en exceso. La implementación de un modelo de mecánica de fluidos computacional permitió obtener coeficientes de arrastre menores a los previstos por OpenRocket y similares a los estimados por Aerolab, simulador que emplea datos experimentales para sus predicciones.

Palabras clave: aerodinámica, flujo transónico, flujo supersónico, cohete, mecánica de fluidos computacional

INTRODUCCIÓN

El cohete Theros III participó en la competencia internacional Spaceport America Cup realizada en Estados Unidos y que reúne a equipos universitarios de todo el mundo con el fin de desarrollar recursos humanos en el área de ingeniería aeroespacial. La competencia fija como objetivo del lanzador alcanzar una altura de 10000 pies (3048 metros) transportando una carga útil, existiendo penalizaciones en el puntaje por desviarse de este objetivo. El vehículo diseñado es de propulsión sólida y no cuenta con actuadores activos hasta llegar al apogeo. Esto significa que una vez encendido el motor, éste entregará su impulso total y luego el cohete volará de forma libre. Debido a esto, es clave la correcta determinación de los coeficientes aerodinámicos del vehículo que determinarán la tasa de frenado del mismo y, por ende, la altitud alcanzada.

El diseño aerodinámico se realizó de forma iterativa empleando información existente en la literatura para el dimensionamiento global y los programas de simulación OpenRocket y AeroLab para verificar el desempeño aerodinámico [1,2]. Estos programas utilizan métodos analíticos y datos experimentales para la determinación de los coeficientes aerodinámicos y la trayectoria del vehículo. Este coeficiente no es constante durante el vuelo debido a la variación del número de Reynolds y la transición de régimen subsónico a supersónico que ocurren durante la aceleración y desaceleración del vehículo. Particularmente, en el régimen transónico ocurren variaciones drásticas en el campo de velocidad y presión del flujo, lo que dificulta la predicción precisa y el análisis del comportamiento aerodinámico [3]. Como se presentará en las siguientes secciones, ambos programas dan resultados disímiles tanto en régimen subsónico como supersónico. Por lo tanto, el desarrollo de un modelo de mecánica de fluidos computacional del lanzador que permita una estimación directa de los coeficientes aerodinámicos se constituye en una herramienta esencial de diseño.

El presente trabajo se estructura de la siguiente forma. Primero se presenta el diseño global del cohete, detallando el sistema de propulsión, la geometría del fuselaje, aletas y ojiva. A continuación, se introducen los resultados de vuelo del Theros III, comentado sobre las discrepancias entre la trayectoria modelada y la trayectoria medida. Luego se introduce el modelo computacional realizado en OpenFOAM v10. Finalmente, el trabajo cierra con el análisis de resultados computacionales y las conclusiones finales.

DISEÑO DE LA ESTRUCTURA AERODINÁMICA

La Figura 1 muestra el esquema del cohete Theros III. Las superficies aerodinámicas están formadas por la ojiva, el fuselaje y las aletas. Las dimensiones principales del lanzador son su longitud (**L**) y diámetro externo (**D**), minimizadas para reducir el arrastre aerodinámico, pero poder albergar los sistemas internos de electrónica, recuperación, propulsión y la carga útil. Esta última fija el diámetro

interno del fuselaje dado que la competencia exige el transporte de una carga equivalente a un satélite 3U. Así, las dimensiones del Theros III son $D=157\text{ mm}$ y $L=2.88\text{ m}$.

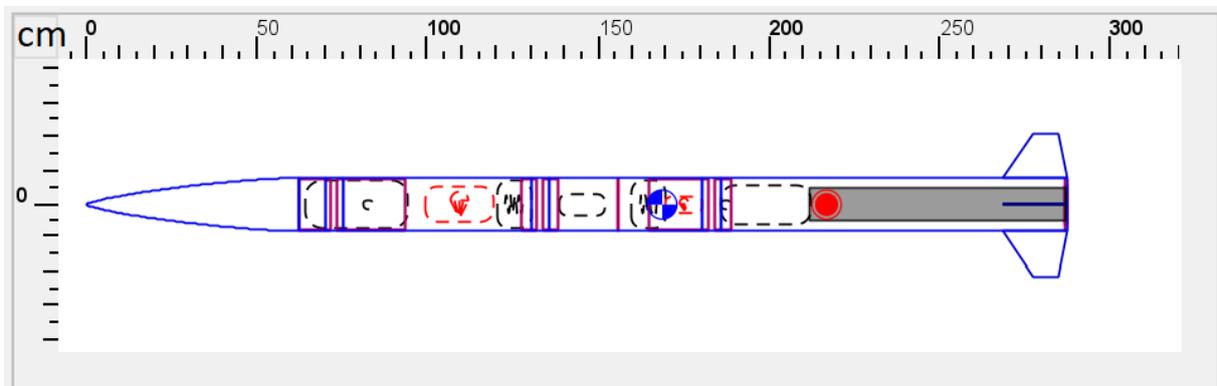


Figura 1. Vista del cohete Theros III en la plataforma OpenRocket.

El diseño de las superficies aerodinámicas se realizó de forma iterativa con el diseño y selección del motor, dado que la potencia requerida para la propulsión depende de las pérdidas aerodinámicas y, a su vez, la potencia del motor determina la velocidad del lanzador. Este proceso se realizó con ayuda del programa OpenRocket. Este emplea el método de Barrowman, que utiliza relaciones teóricas y empíricas para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos [4], y las curvas de impulso del motor. Como resultado se determinó que el vuelo del cohete alcanzaría el régimen transónico, con números de Mach (Ma) en el rango de $0.8 < Ma < 1.2$. Con el régimen de vuelo determinado, se procedió al dimensionamiento final de las aletas y la ojiva.

Las aletas son las encargadas de proveer estabilidad al lanzador durante el vuelo al producir momentos recuperadores. Se debe encontrar una relación de compromiso para el tamaño de las aletas, dado que mayor tamaño mejora la estabilidad pero aumenta el arrastre aerodinámico y reduce la velocidad de aleteo. El aleteo es un fenómeno asociado a las cargas dinámicas producidas por las oscilaciones del flujo a lo largo de las aletas que pueden producir la falla de las mismas. Esto ocurre cuando la velocidad de vuelo excede la velocidad de aleteo [5]. Se emplearon aletas trapezoidales dada la disponibilidad de datos sobre aleteo para esta geometría y porque facilita el proceso de recuperación al no sobresalir de la parte trasera del lanzador, aún cuando éste aterrice de forma no perpendicular a la tierra.

El diseño de la ojiva depende fuertemente del régimen de vuelo, definido por el número de Mach. Para el régimen transónico, el perfil seleccionado, con mejores características, es el de Von Kármán [6].

RESULTADOS DE VUELO

La Figura 2 muestra al cohete Theros III en el momento del despegue y la comparación entre la trayectoria medida y la calculada con OpenRocket hasta el apogeo. El vuelo se realizó con un motor Aerotech M2500 [7]. La medición de la trayectoria se realizó con un GPS Featherweight con la capacidad de transmitir en tiempo real la telemetría de vuelo a una estación en tierra. La simulación de OpenRocket se realizó empleando la información meteorológica provista por los organizadores de la competencia. El modelo contempla la variación de las propiedades de la atmósfera con la altitud y la intensidad y turbulencia del viento. Se observa que la altitud medida durante todo el vuelo fue mayor a la prevista por el programa de simulación. Se identificaron tres posibles fuentes principales para estas discrepancias:

1. El impulso real del motor fue mayor al valor nominal por el fabricante, lo cual aumenta el impulso total del cohete.
2. El vuelo se realizó con un ángulo de ataque menor al simulado, lo que resulta en un menor arrastre aerodinámico.
3. El arrastre aerodinámico del lanzador es menor al previsto por OpenRocket.

Para estudiar el primer factor se realizaron simulaciones en OpenRocket incrementado el impulso total del motor, considerando la incerteza en el impulso informada por el fabricante. Los resultados se

indican como una línea discontinua en la Figura 2. Se observa que las discrepancias siguen siendo apreciables. Para el segundo factor se verificó el ángulo de ataque provisto por OpenRocket. Para un viento de 7 m/s , informado por los organizadores de la competencia, se obtuvo un ángulo de ataque menor a un grado. Esta condición se mantuvo aún para un viento lateral de 15 m/s , que fue simulado para evaluar la sensibilidad en la incerteza de la velocidad del viento,

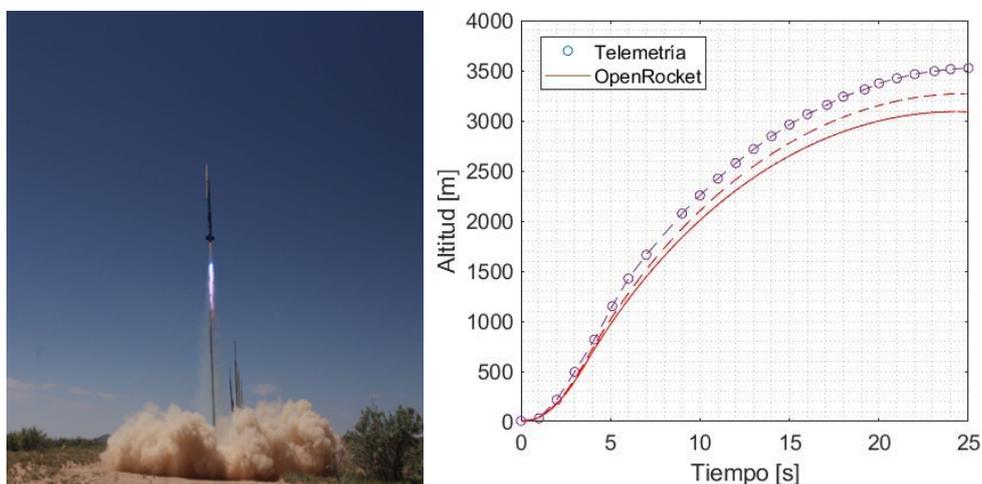


Figura 2. Theros III durante el despegue y comparación entre la trayectoria medida y simulada.

El tercer factor considerado es la incorrecta estimación del arrastre aerodinámico. Para observar esto, se compararon la velocidad y aceleración obtenidas de la telemetría con las previstas por el simulador (la aceleración de la telemetría se obtuvo derivando numéricamente la velocidad medida). La Figura 3 muestra la velocidad de ascenso, incluyendo la incerteza asociada al impulso del motor. Aquí se observa que la telemetría muestra una mayor tasa de desaceleración luego de finalizado el quemado ($\sim 5\text{s}$). Si bien las diferencias en la velocidad son pequeñas, se debe notar que estas diferencias a lo largo de todo el ascenso producen la discrepancia en la altitud observada en la Figura 2. Finalmente, el análisis de la aceleración, graficada en la Figura 3 luego del apagado del motor, permite concluir que las discrepancias observadas se deben a la menor tasa de aceleración en la fase inicial del vuelo. Esto implica una sobreestimación, por parte del simulador, de los coeficientes de arrastre en la fase de máxima velocidad.

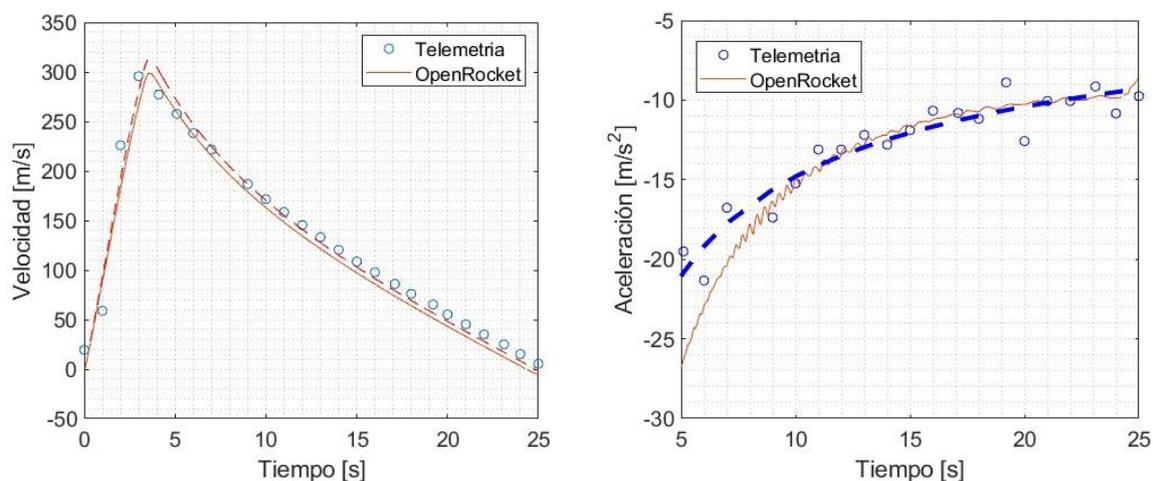


Figura 3. Velocidad y aceleración del Theros III durante el ascenso. La línea discontinua en el gráfico de la aceleración se incluye para facilitar la visualización de los datos.

Para contrastar los valores de los coeficientes de arrastre estimados por OpenRocket, se empleó el programa Aerolab. Aerolab realiza una estimación de los coeficientes de arrastre de cohetes utilizando

una amplia biblioteca de resultados experimentales. Como se verá más adelante, Aerolab predice coeficientes de arrastre 20% menores a los previstos por OpenRocket. Debido a la discrepancia entre estas dos previsiones y el hecho que OpenRocket es una herramienta de amplio uso en las competencias de coherería, es oportuno realizar un estudio detallado de la predicción del coeficiente de arrastre con métodos más detallados. Por ello, la siguiente sección presenta el modelo de mecánica de fluidos computacional del lanzador Theros III.

MODELO COMPUTACIONAL

CONFIGURACIÓN INICIAL

El modelo computacional del lanzador se realizó en OpenFOAM v10, utilizando el algoritmo de solución *rhoCentralFoam* que presenta un esquema de solución basado en la densidad. El funcionamiento detallado del mismo se encuentra en [8,9]. La configuración inicial del *solver*, que incluye la configuración del algoritmo de solución y los métodos de discretización de las ecuaciones de transporte, se realizó tomando el caso descrito por Marcantoni [10] de un flujo supersónico bidimensional con $Ma=3.5$, sobre un cuerpo redondeado cuyo perfil es dado por la siguiente función:

$$f(x) = x^{-0.5} \quad 0 < x < 1 \quad (1).$$

La Figura 3 muestra el dominio computacional y condiciones de borde. Se emplea aire normalizado con una presión en la entrada $P_{\infty}=1$. Los restantes detalles del caso pueden verificarse en el trabajo de referencia. Este paso preliminar se adoptó para facilitar la puesta en marcha de la simulación del cohete, que involucra un dominio de tamaño considerablemente mayor y un flujo de mayor complejidad. Para monitorear la solución, se evaluó el valor de de presión máxima (P_o) sobre el cuerpo y se lo comparó con la solución analítica del caso. La Figura 3 muestra el campo de presión obtenido, donde se observa claramente la posición de la onda de choque. En la Tabla 1 se consigna que la discrepancia con el valor teórico es menor al 1%.

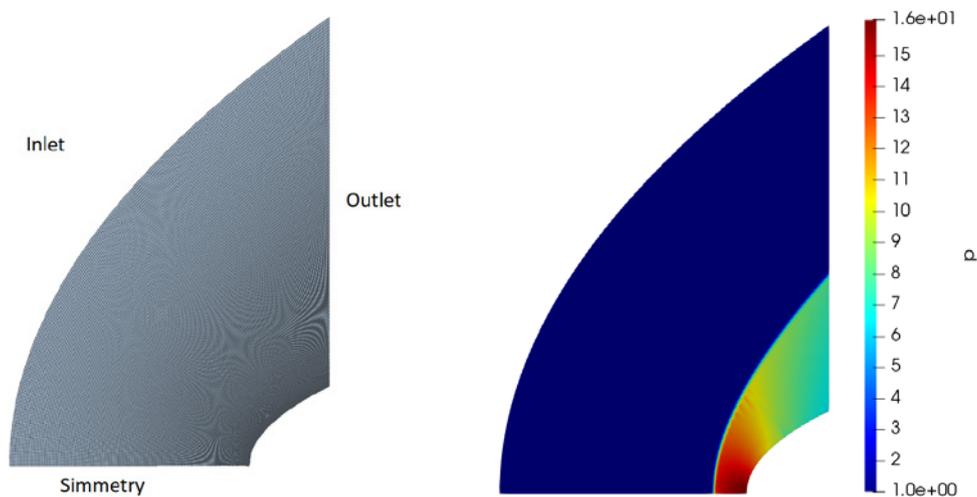


Figura 3. Malla, condiciones de borde y campo de presión calculados.

Tabla 1. Relación de presión máxima teórica y simuladas.

P_o/P_{∞} teórico (Anderson., 2002)	P_o/P_{∞} (este trabajo)	Error [%]
16.24	16.13	0.67

CONFIGURACIÓN DEL LANZADOR

El dominio computacional se muestra en la Figura 4. Se definió un dominio cilíndrico inicialmente según [11] pero luego se realizaron ajustes según las características del flujo obtenido. Inicialmente, se

utilizó un diámetro de 40D, una distancia aguas arriba del cohete de 15D y una distancia aguas abajo del cohete de 30D, donde D es el diámetro del cohete. Luego se incrementó el largo del dominio ya que la estela del cohete alcanzaba la sección de salida, lo que generaba zonas de cambios abruptos de presión aumentando el número de Courant y desestabilizando la solución. Finalmente se utilizó un dominio cilíndrico de diámetro 35D, distancia aguas arriba de 60D y una distancia aguas abajo de 280D. En la Tabla 2 se listan las condiciones de borde empleadas para la velocidad (**U**), temperatura (**T**), y presión (**p**). Hay dos condiciones con nombre propios de la distribución de OpenFOAM. La condición *supersonicFreestream* fijada en la entrada del dominio determina el valor de la velocidad en la entrada a partir del proceso de expansión de Prandtl-Meyer y requiere de la definición de la velocidad (U_∞), presión y temperatura en el infinito. El valor de U_∞ se determina con el número de Mach y la velocidad del sonido. La condición *waveTransmissive* aplicada a la presión permite que las ondas de presión no reboten en los contornos del dominio computacional. Para los casos subsónicos se utilizó la condición *fixedValue* (U_∞ 0 0) [m/s] en el borde de entrada que impone un valor fijo de velocidad. Debido al alto número de Reynolds del flujo 4×10^6 , las simulaciones se realizaron empleando el modelo de turbulencia $k\epsilon$ realizable con modelos de pared.

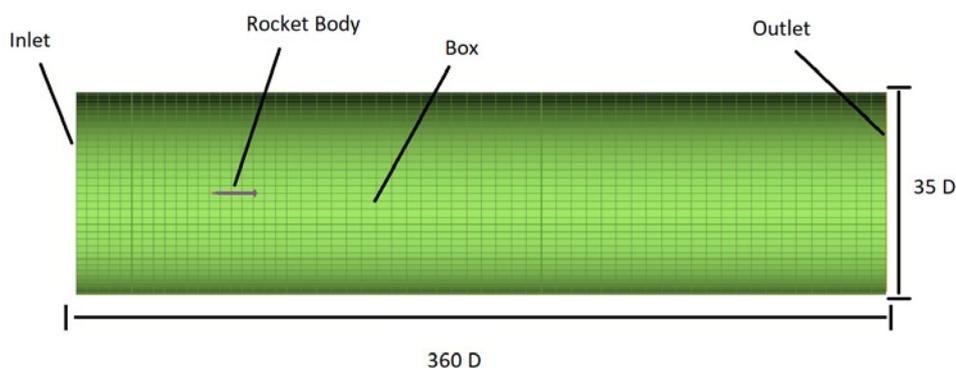


Figura 4. Dominio computacional y malla lateral externa.

Tabla 2. Condiciones de borde. *zeroGradient* es gradiente normal nulo.

Borde	U	T	P
inlet	supersonicFreestream $U=(U_\infty$ 0 0) [m/s]	fixedValue (298 K)	zeroGradient
outlet	zeroGradient	zeroGradient	waveTransmissive
box	slip - Deslizamiento	zeroGradient	waveTransmissive
rocket body	fixedValue (0 0 0) [m/s]	zeroGradient	zeroGradient

Para realizar el estudio de independencia de malla se empleó una sección bidimensional del dominio, debido al costo computacional de las simulaciones tridimensionales. El refinamiento de la malla se orientó a verificar la incidencia de la distancia adimensional a la pared (y^+) en los valores del coeficiente de arrastre calculado como:

$$Cd = Fd(0.5\rho AU^2)^{-1} \quad (2),$$

donde **Fd** es la fuerza de arrastre, ρ es la densidad del aire, **A** es el área diametral del cohete y **U** la velocidad de referencia tomada como la velocidad de vuelo. Se realizaron mallas de 49500 y 110000 elementos, obteniendo un valor de coeficiente de arrastre bidimensional de 0.98. Luego, en la malla más pequeña se fijó la distancia a la pared del centro del primer elemento en 0.1, 0.2 y 0.3mm manteniendo una progresión geométrica para el resto de los elementos próximos a la pared. Con esto se obtuvieron mallas de 54000, 51000 y 49500 elementos respectivamente. Para todos los casos se

obtuvo el mismo valor de coeficiente de arrastre. Luego, se trasladó la topología de la malla de 49500 elementos al caso tridimensional, obteniendo un dominio de 1.6M elementos.

Las simulaciones se realizaron en un servidor donde se utilizaron 45 núcleos de Intel Xeon(R) Gold 5220R CPU @ 2.20GHz. Las simulaciones tridimensionales tardan en promedio 72h en converger.

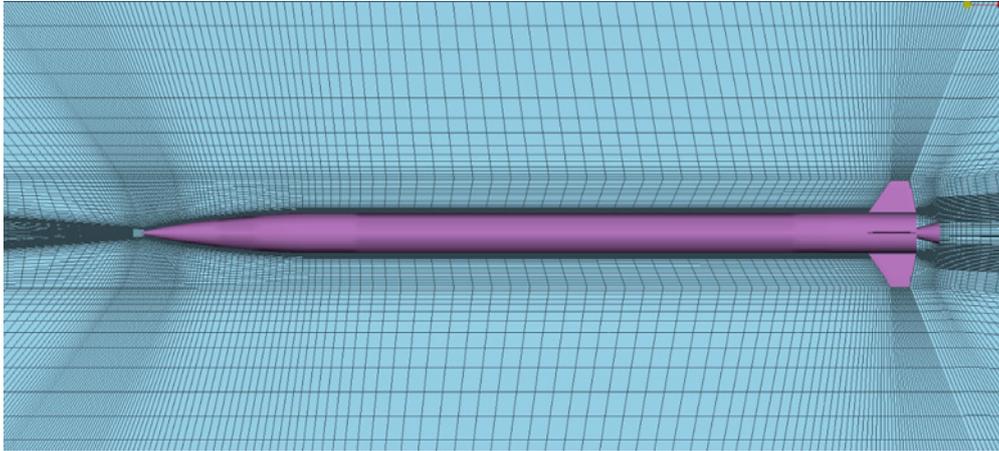


Figura 5. Vista de la malla en la región próxima al cohete.

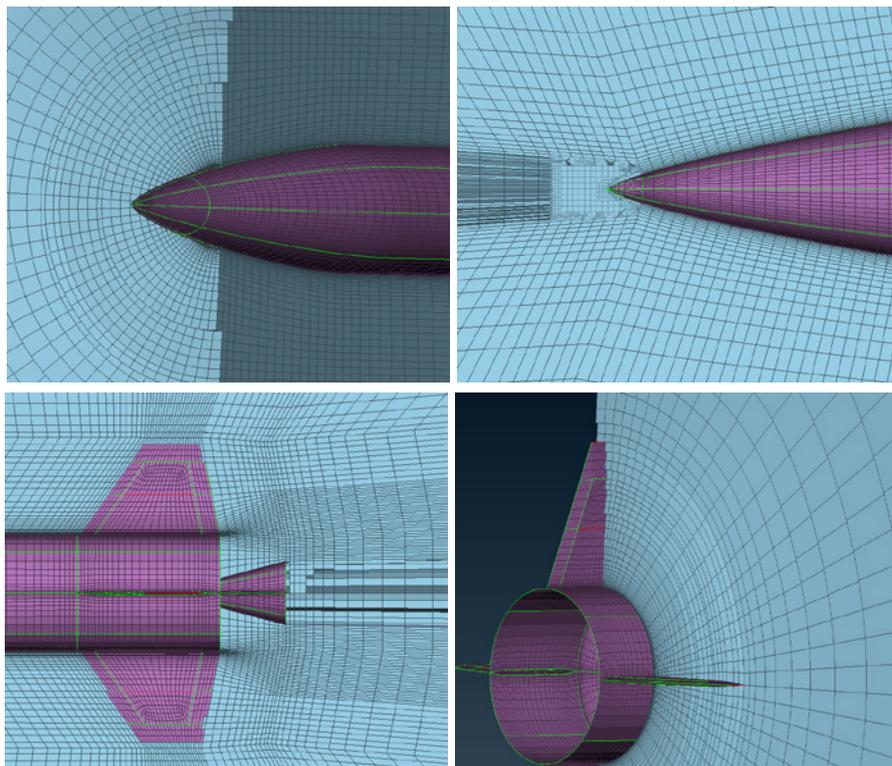


Figura 6. Detalle del mallado en la región frontal y trasera del cohete.

RESULTADOS

Las simulaciones se realizaron en el régimen transónico y supersónico, hasta $Ma = 1.75$. La Figura 7 muestra los valores de coeficientes de arrastre (C_d) obtenidos en el presente trabajo y los compara con los previstos por OpenRocket y Aerolab. Para los tres casos se observan comportamientos cualitativamente similares. El valor del coeficiente de arrastre se incrementa a medida que la velocidad se aproxima a $Ma=1$ y alcanza su valor máximo en el entorno de $Ma=1.1$. Luego comienza a descender rápidamente hasta el valor máximo simulado en este trabajo, $Ma=1.75$. Este proceso ha sido descrito en [3], donde también se describe que a velocidades subsónicas ($Ma < 1$) el C_d descende lentamente con Ma . Los valores calculados para C_d muestran un buen acuerdo con las predicciones de

Aerolab para el régimen supersónico ($Ma > 1$) y arrojan valores significativamente menores a los previstos por OpenRocket. Como fue discutido previamente, se esperaba que los valores de C_d de este último simulador estuvieran sobredimensionados. Las diferencias con los previsto por Aerolab fueron menores al 4%, salvo para el régimen subsónico donde se observa una mayor discrepancia

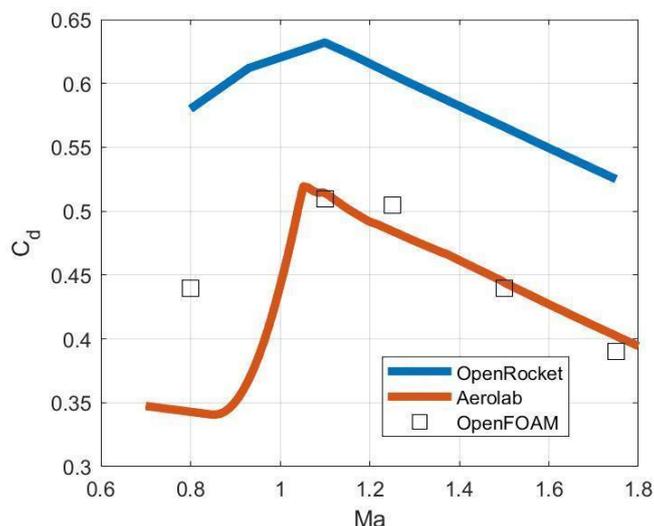


Figura 7. Coeficiente de drag vs. número de Mach.

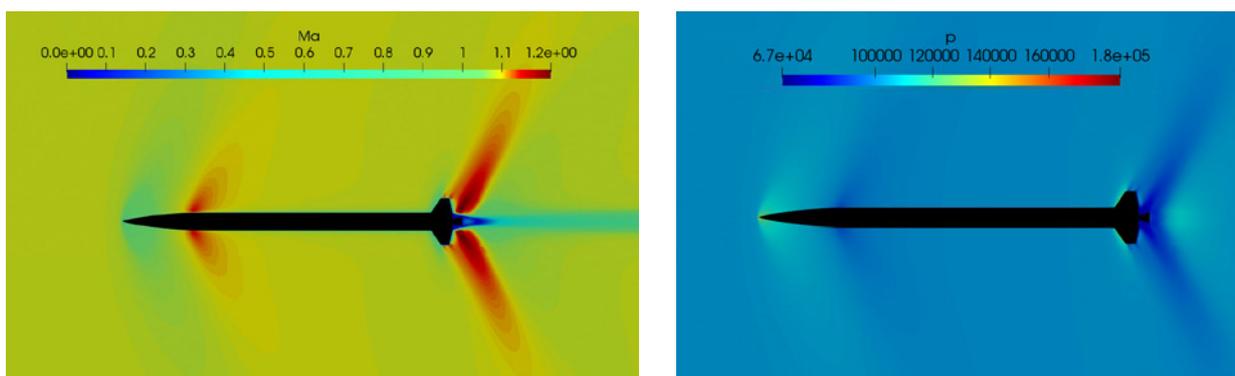


Figura 7. Campo de número de Mach y presión para el caso $Ma=1.1$.

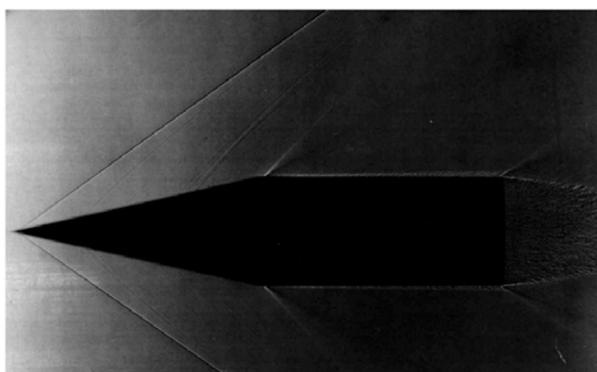


Figura 8. Shadowgrafía de cilindro cónico a $Ma=1.84$ [13].

La Figura 8 presenta los campos de Mach y presión obtenidos para un número de Mach de flujo libre $Ma=1.1$. Si bien se requiere información detallada para la validación de los campos presentados, estos presentan características similares a las observadas en otros estudios [13, 14]. La formación de la onda de choque frontal, la aparición de ondas de Mach aguas abajo de la ojiva y en la cola del lanzador y la estela convergente se han observado en proyectiles supersónicos como se ejemplifica en la Figura 8.

En cuanto al campo de presión, se observa que la máxima presión se concentra en el extremo de la ojiva, reduciéndose rápidamente en la transición hacia el fuselaje. También se observa una zona de baja presión en la zona del motor, lo que sugiere que el empleo de una *bowtail* podría ser un mecanismo efectivo para la reducción del arrastre [12].

CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

El diseño del cohete Theros III fue presentado en este trabajo. La metodología iterativa apoyada en herramientas de simulación como OpenRocket resultó de gran importancia para el dimensionamiento global de la estructura y trayectoria del cohete. La simulación permitió identificar que el lanzador se desplazaría en régimen transónico durante la fase de alta velocidad de vuelo.

En el régimen transónico ocurre una variación considerable en el coeficiente de arrastre, vinculada a la aparición de ondas de choque. Los resultados de vuelo mostraron que las estimaciones del coeficiente de arrastre realizadas por OpenRocket en base al método de Barrowman fueron excesivas, dado que el lanzador alcanzó una altitud mayor a la prevista. Por ende, se hizo necesario la construcción de un modelo más elaborado.

Se desarrolló un modelo de mecánica de fluidos computacional en el entorno OpenFOAM y se verificó la configuración del *solver* empleando un caso de literatura. Las simulaciones arrojaron valores del coeficiente de arrastre menores a los estimados por OpenRocket y de acuerdo a lo esperado con los resultados del vuelo. Estos valores son similares a los reportados por Aerolab, simulador que emplea datos experimentales para sus predicciones. Además, la evolución cualitativa del coeficiente de arrastre con el número de Mach fue capturada por el modelo.

Para fortalecer la confiabilidad del modelo se espera poder implementar en OpenRocket el empleo de los coeficientes aerodinámicos obtenidos con OpenFOAM y Aerolab, verificando las trayectorias modeladas contra la obtenida durante el vuelo del Theros III. A su vez, comprobar en el caso tridimensional el estudio de convergencia de malla realizado de forma bidimensional. Finalmente, la medición directa de los coeficientes de arrastre en un túnel de viento sería de gran valor para la ulterior validación de los modelos computacionales.

REFERENCIAS

1. Niskanen, S. (2009), Development of an Open Source model rocket simulation software, M.Sc. thesis, Helsinki University of Technology.
2. Toft, H. O. (2003) Aerolab versión 1.3.2
3. Florio, B.J. et al. (2019) 'Estimating transonic drag', ANZIAM Journal, 59, p. 1. doi:10.21914/anziamj.v59i0.13408.
4. Barrowman, J.S, (1967) 'The practical calculation of the aerodynamic characteristics of slender finned vehicles' No NAS 1.15:209983.
5. Howard, Z. (2011) 'How to calculate fin flutter speed'. Apogee Components, Issue 291.
6. Moncunill, J.D. and López, R.C. (2018) 'Computational study of a supersonic nose cone', Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona.
7. AeroTech M2500T, www.thrustcurve.org/motors/AeroTech/M2500T/ consultada en 13/08/23
8. Greenshields, C.J. et al. (2009) 'Implementation of semi-discrete, non-staggered central schemes in a colocated, polyhedral, finite volume framework, for high-speed viscous flows', Int. Journal for Numerical Methods in Fluids.
9. Kurganov, A and Tadmor, E. (2000) 'Semidiscrete central-upwind schemes for hyperbolic conservation laws and hamilton-jacobi equations', SIAM J. on Sci. Comp., vol. 23, no. 3. pp. 707-740.
10. Marcantoni, L.F.G., Tamagno, J.P. and Elaskar, S.A. (2012) 'HIGH SPEED FLOW SIMULATION USING OPENFOAM', Mecánica Computacional Vol XXXI, págs. 2939-2959.
11. Dongyang, C. et al. (2017) 'Aerodynamic and static aeroelastic computations of a slender rocket with all-movable canard surface', Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 232(6), pp. 1103-1119.
12. Hirst, T. et al. (2015) 'Bluff body drag reduction using passive flow control of jet boat tail', SAE International Journal of Commercial Vehicles, 8(2), pp. 713-721. doi:10.4271/2015-01-2891.
13. Van Dyke, M (2008), 'An Album on Fluid Motion', Parabolic Press, Inc. 12va edición.
14. AYTAÇ, Z. and AKTAŞ, F. (2020) 'Utilization of CFD for the aerodynamic analysis of a subsonic rocket', Politeknik Dergisi, 23(3), pp. 879-887. doi:10.2339/politeknik.711003.