



ESTUDIO NUMÉRICO DE LA TRANSFERENCIA TÉRMICA EN UNA TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE

Y. K. Ho^a, A. Scarabino^a

^aGFC (Grupo Fluidodinámica Computacional) Dpto. Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, UNLP, Calle 116 e/ 47 y 48 (1900) La Plata, Argentina. <http://www.gfc.ing.unlp.edu.ar/>

Palabras claves: Transferencia térmica, tobera supersónica

Resumen

El estudio de la transferencia de calor de los gases calientes de combustión hacia la tobera convergente – divergente es una parte crítica en cuanto al diseño de un motor cohete, ya que, por lo general los mismos alcanzan valores de temperatura mucho más altos que aquellos correspondientes al punto de fusión de la mayoría de los materiales utilizados para construir la cámara de empuje del motor. Por lo tanto, es esencial tener conocimientos del comportamiento de esta transferencia térmica para saber la cantidad de energía que se transfiere a las paredes en forma de calor y estimar la distribución de temperaturas alcanzadas en las mismas durante el tiempo de operación. El objetivo principal del presente trabajo es estudiar dicho fenómeno mediante CFD.

Se emplea un modelo axisimétrico de la tobera convergente – divergente con las mismas características geométricas que aquella utilizada en el trabajo experimental “Convective heat transfer in a convergent-divergent nozzle” de L. H. Back y sus alumnos. Dicho modelo forma el dominio computacional que fue discretizado para resolver de forma numérica las ecuaciones que gobiernan el comportamiento fluidodinámico y térmico. Las condiciones de remanso utilizadas en los ensayos fueron aplicadas como condiciones de frontera en la entrada del flujo. De esta manera, se logra simular numéricamente el experimento para poder comparar los resultados finales obtenidos tanto experimental como numéricamente. El software utilizado es el ANSYS Fluent, el cual está basado en el método de volúmenes finitos.

Estos resultados parciales servirán para validar los modelos numéricos y de turbulencia empleados en la simulación y extrapolar los mismos en el proceso de diseño de nuevos motores para evaluar distintas dimensiones geométricas y condiciones de funcionamiento u operación.

1. INTRODUCCIÓN

Con el advenimiento de la era espacial, cobraron auge los estudios tanto de forma analítica como experimental, sobre flujos supersónicos a altas temperaturas y su transferencia térmica para entender mejor este fenómeno para que las extremas temperaturas no dañen las paredes del motor cohete. Y la predicción y análisis de la transferencia de calor en la tobera de motor cohete han sido de importancia vital para poder diseñar sistemas de refrigeración que protejan satisfactoriamente los materiales de las temperaturas extremas a las que están sometidas.

Entre los desarrollos pioneros en esta temática, se pueden mencionar, además de los datos obtenidos de algunos ensayos estáticos de motor cohete, los trabajos de Back y Massier en el Jet Propulsion Laboratory de Pasadena [1, 2], los cuales consisten en estudios experimentales sobre la transferencia de calor convectiva y la dinámica del flujo de gases turbulento a través de una tobera supersónica cónica en un amplio rango de presiones y temperaturas de remanso. El presente trabajo consiste en simular unos de los ensayos realizados para luego comparar ambos resultados y, de esta manera, evaluar la validez de los modelos numéricos.

Como resultados generales de los ensayos experimentales mencionados, se observó que el coeficiente de transferencia de calor incrementa considerablemente a medida que la presión de remanso crece. En cambio, dichos coeficientes muestran una dependencia mucho más débil con respecto a la temperatura de remanso. Además el máximo valor del coeficiente de transferencia de calor se obtiene corriente arriba de la región inmediata a la garganta, donde el flujo másico por unidad de área también toma un valor máximo. Una disminución sustancial de este coeficiente es observada en la sección divergente de la tobera. Sin embargo, en algunas condiciones de operación de la tobera supersónica ensayadas (presión de remanso de 45 psia), se observaron picos de transferencia de calor mayores corriente abajo de la garganta debido a una retransición de una capa límite laminar (o parcialmente laminar) a una capa límite turbulenta.

Dicha transferencia de calor desde los gases de combustión hacia las paredes de la tobera supersónica forma una parte muy crítica del diseño y desarrollo de un motor cohete que impulsa el vehículo lanzador, ya que cuando los propelentes se combustionan, esta reacción química alcanza valores de temperatura mucho más altos que aquellos correspondientes al punto de fusión de la mayoría de los materiales utilizados en las paredes de la cámara de empuje. Por lo tanto, es esencial tener conocimientos del comportamiento de esta transferencia térmica para saber la cantidad de energía que se transfiere a las paredes en forma de calor y estimar la distribución de temperaturas alcanzadas en las mismas durante el tiempo de operación. Si la transferencia de calor es demasiado “efectiva” de tal manera que las temperaturas de las paredes de la tobera se vuelvan extremadamente altas localmente, la cámara de empuje podrá fallar. En este caso, es necesario refrigerar las paredes o detener la operación del motor antes de que las áreas críticas se calienten excesivamente [3].

Gracias a los rápidos avances de la capacidad de cómputo de los CPUs y, por ende, de los modelos numéricos cada vez más complejos de los métodos de simulación, hoy en día, la fluidodinámica computacional (CFD) se ha convertido en una herramienta sumamente valiosa para estudiar el flujo interno de los gases calientes de una tobera supersónica. Se pueden encontrar desde simulaciones correspondientes a análisis fluidodinámico en general de dicho flujo supersónico [4] [5] [6] hasta estudios numéricos con respecto a la temática específica de la transferencia térmica hacia la pared interna de la tobera [7] [8] [9] [10].

El objetivo del presente estudio consiste en simular numéricamente a través de métodos de fluidodinámica computacional el test 262 del trabajo experimental titulado “Convective heat transfer in a convergent-divergent nozzle” realizado por L. H. Back y sus alumnos. Mediante esta investigación, se comparan los resultados experimentales y numéricos de algunas de las variables fluidodinámicas y de transferencia de calor. Se espera encontrar una configuración numérica que pueda reproducir de forma satisfactoria los resultados experimentales, con la expectativa de emplear la misma metodología numérica para estudiar problemas más complejos de transferencia térmica en el proceso de diseño de nuevos motores de lanzadores satelitales, tales como toberas con sistemas de refrigeración o transferencia térmica no estacionaria.

2. BREVE DESCRIPCIÓN DE LA INVESTIGACIÓN EXPERIMENTAL

En el trabajo experimental citado anteriormente, se presentaron resultados de ensayos de transferencia de calor convectiva en una tobera convergente-divergente con las paredes refrigeradas. La investigación cubrió un rango de presión de remanso desde 30 hasta 250 psia y de temperatura de remanso desde 1.030 hasta 2.000 °R. Para llevar a cabo el experimento, se calienta aire comprimido con metanol combustionado y los dos gases se mezclan uniformemente antes de entrar a la tobera. La distancia de mezclado y de combustión permite minimizar la no-uniformidad de la mezcla. Con respecto a la geometría de la tobera, esta misma tenía una garganta de 1,803 pulgadas de diámetro, una relación de contracción de área de 7,75 a 1, una relación de expansión de área de 2,68 a 1, un

ángulo de convergencia de 30° y un ángulo de divergencia de 15° . El número de Mach a la salida de la tobera era aproximadamente 2,5. Finalmente, los resultados de la transferencia de calor convectiva local fueron obtenidos mediante mediciones de temperaturas en estado estacionario con termocuplas colocadas en la pared de la tobera, la que estaba refrigerada con agua. En la Figura 1 se presenta un esquema simplificado de la configuración de las instalaciones experimentales del ensayo. Vale mencionar que los efectos de radiación son despreciables en el rango de las temperaturas de remanso ensayadas.

Para determinar la distribución de la presión estática a lo largo de la tobera, 32 tomas estáticas fueron colocadas circunferencial y axialmente en la pared de la tobera. Dichas presiones fueron medidas mediante manómetros de mercurio.

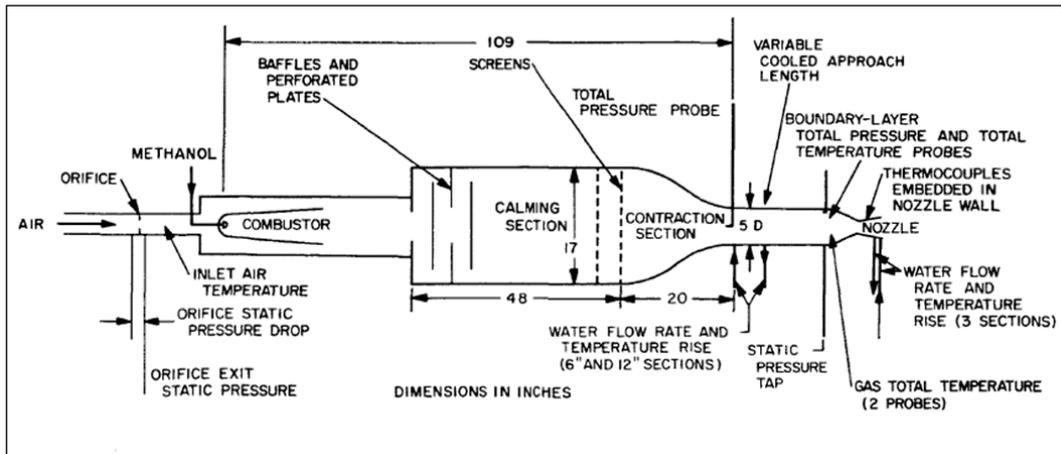


Figura 1: Diagrama del flujo y de la instrumentación del ensayo experimental

Las temperaturas en estado estacionario de la pared fueron obtenidas mediante termocuplas embebidas en conectores de forma cilíndrica, cada uno con tres termocuplas a lo largo de su eje longitudinal. Luego los conectores cilíndricos se insertaron dentro de los agujeros hechos en la pared de la tobera. En cada una de las 21 estaciones axiales se instaló un conector (con sus respectivas tres termocuplas), con excepción de la locación $z/L = 0,864$ en la que fueron colocados dos conectores.

Vale mencionar nuevamente que en el presente trabajo se toma como referencia el ensayo número 262, el cual se realizó con una presión de remanso de 75,2 psia (518485,88 Pa) y una temperatura de remanso de 1518°R ($843,33\text{ K}$). En la Tabla 1 se presentan las posiciones circunferenciales de los conectores y los resultados de mediciones de las temperaturas de la pared interna de la tobera y del flujo libre de aire caliente. La temperatura de flujo libre de aire caliente fue calculada usando las relaciones isentrópicas con los datos medidos de presión estática, presión de remanso y temperatura de remanso. La temperatura del flujo en la última estación axial ($z/L = 0,938$) no fue calculada, ya que en ese punto se produjo la separación de flujo al estar la tobera levemente sobreexpandida.

z/L	A/A^*	Angulo desde un cero arbitrario en grados	T_w (K)	T_e (K)
0,133	6,39	330	374,44	842,78
0,204	5,05	30	374,44	841,67
0,276	3,86	150	434,44	840,00
0,336	2,98	280	399,44	838,33
0,385	2,37	80	398,89	835,00
0,429	1,88	200	407,78	827,78
0,469	1,48	315	440	811,11
0,512	1,23	45	457,22	783,33
0,541	1,10	155	---	761,11
0,573	1,02	300	420	722,22
0,603	1,00	60	462,78	683,33
0,634	1,02	180	443,89	650,00
0,664	1,08	285	435	605,56

z/L	A/A^*	Angulo desde un cero arbitrario en grados	T_w (K)	T_e (K)
0,693	1,19	75	431,67	563,89
0,717	1,28	200	418,89	550,00
0,750	1,41	320	404,44	533,33
0,782	1,55	40	406,11	516,67
0,825	1,74	150	391,11	500,00
0,864	1,94	275	392,78	480,56
0,864	1,94	320	384,44	480,56
0,905	2,14	85	378,89	461,11
0,938	2,41	205	355	*

Tabla 1. Resultados del ensayo número 262, con presión de remanso de 518.485,88 Pa y temperatura de remanso de 843,33 K

3. METODOLOGÍA DE LA SIMULACIÓN NUMÉRICA MEDIANTE CFD

Las simulaciones numéricas del flujo del aire caliente que circula en el interior de la tobera fueron realizadas con el código Fluent de ANSYS. Se utilizó un solver basado en densidad con el esquema Roe [11] y el modelo de turbulencia $k - \omega$ SST [12]. Con respecto al flujo del aire caliente, este mismo fue simulado en régimen estacionario y compresible. La relación del flujo másico metano – aire es suficientemente pequeña, inclusive para el caso de temperatura de remanso más alta, como para que las propiedades de la mezcla tengan muy poca diferencia con las del aire [1]. Por lo tanto, el fluido empleado en la simulación es aire. A continuación, se presentan en la Tabla 2 las propiedades más importantes de los materiales utilizados en la simulación: aire y Acero 502 para la pared de la tobera.

Aire		Acero 502 Type	
Densidad	Ecuación de gas ideal	Densidad	8030 kg/m ³
C_p	1006,43 J/kg K	Conductividad térmica	36,7 W/m K
Conductividad térmica	0,0242 W/m K	Espesor de la pared	7,4168 mm
Viscosidad	Ecuación de Sutherland; $\mu_0 = 1,716e^{-5} \text{ kg/ms}$ $T_0 = 273,11 \text{ K}$ $S = 110,56 \text{ K}$		

Tabla 2. Propiedades de los materiales utilizados en la simulación

3.1. Generación de geometría y mallado

En primer lugar se procedió a generar la geometría de la tobera convergente – divergente utilizada en los ensayos experimentales. El modelo creado es bidimensional con simetría axial, el cual se presenta en la siguiente Figura 2.

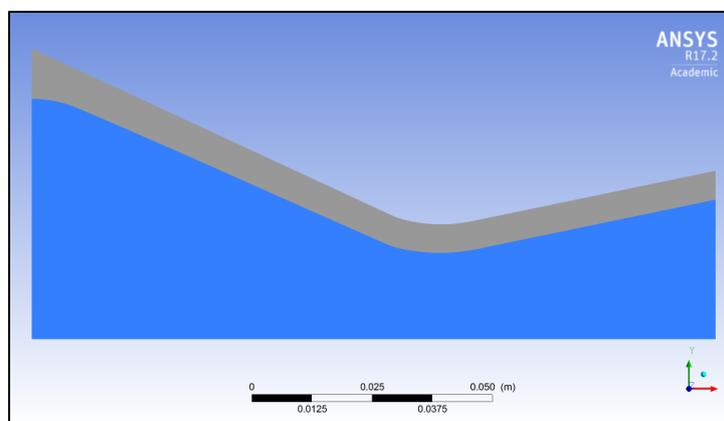


Figura 2. Geometría bidimensional axial-simétrica de la tobera

Luego de crear la geometría bidimensional, se procede a generar un mallado estructurado con densidad relativamente gruesa que tiene 5.395 elementos. Este mallado grueso (“coarse”) fue refinado varias veces en la región de la capa límite para obtener en el primer elemento un valor de y^+ que fuera adecuado (entre 1 a 5) para el modelo de turbulencia que se utilizó en las simulaciones del presente trabajo (modelo de turbulencia $k - \omega$ SST). Luego de los refinamientos mencionados, este mallado grueso pasó a tener 36.139 elementos. En las siguientes Figura 3 y Figura 4 se muestran el mallado antes y después de los refinamientos respectivamente, con una ampliación en la región cercana de la capa límite.

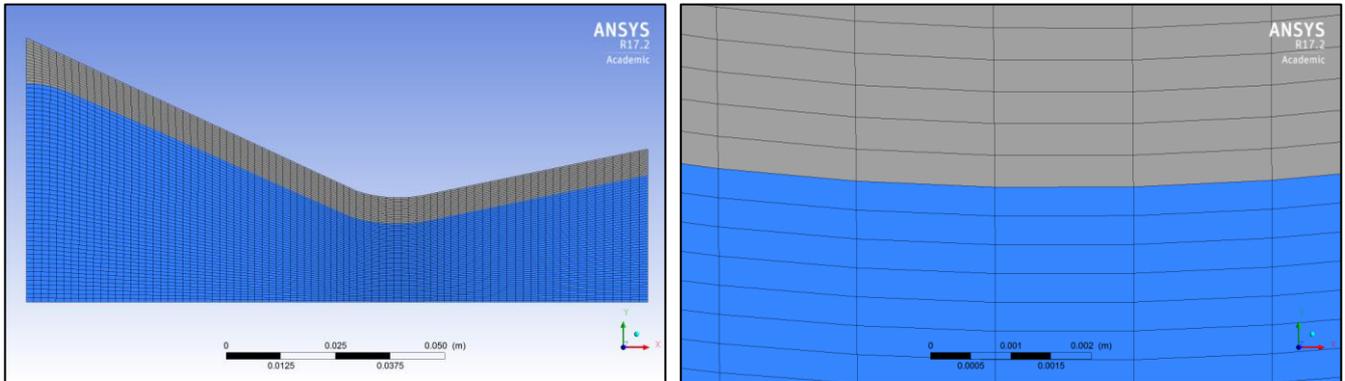


Figura 3. Mallado grueso (“coarse”) antes de ser refinado en la región de capa límite con detalle en la garganta

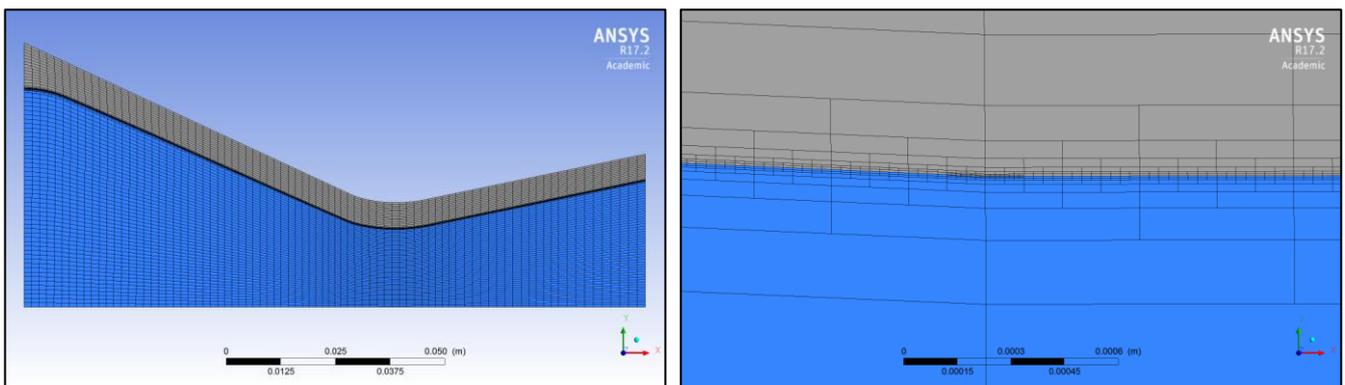


Figura 4. Mallado grueso (coarse) después de ser refinado en la región de capa límite con detalle en la garganta

3.2. Condiciones de borde

A los efectos de poder realizar la simulación del flujo de aire, es necesario también definir las condiciones de borde de las fronteras de la región del fluido y de la del sólido. En la siguiente Figura 5 se presenta un esquema de las condiciones de borde utilizadas en cada una de las fronteras del dominio. En la entrada del dominio se ha impuesto una condición de flujo de masa de 1,16 kg/s. En la salida del dominio de cómputo, la presión atmosférica de 101.325 Pa es impuesta como condición de borde. Luego, en la pared externa se han implementado las temperaturas aproximadamente constantes en el tiempo que fueron medidas durante el ensayo experimental realizado, las cuales se muestran en la Figura 6. Se puede observar en la Figura 5 que el dominio está dividido en 8 particiones con el objetivo de poder fijar los distintos valores de temperaturas en la pared externa. Por otro lado, en las paredes internas fue impuesta la condición de no – deslizamiento y las temperaturas serán obtenidas de los resultados de simulación. Finalmente, en el eje central de la tobera se ha planteado la condición de simetría axial.

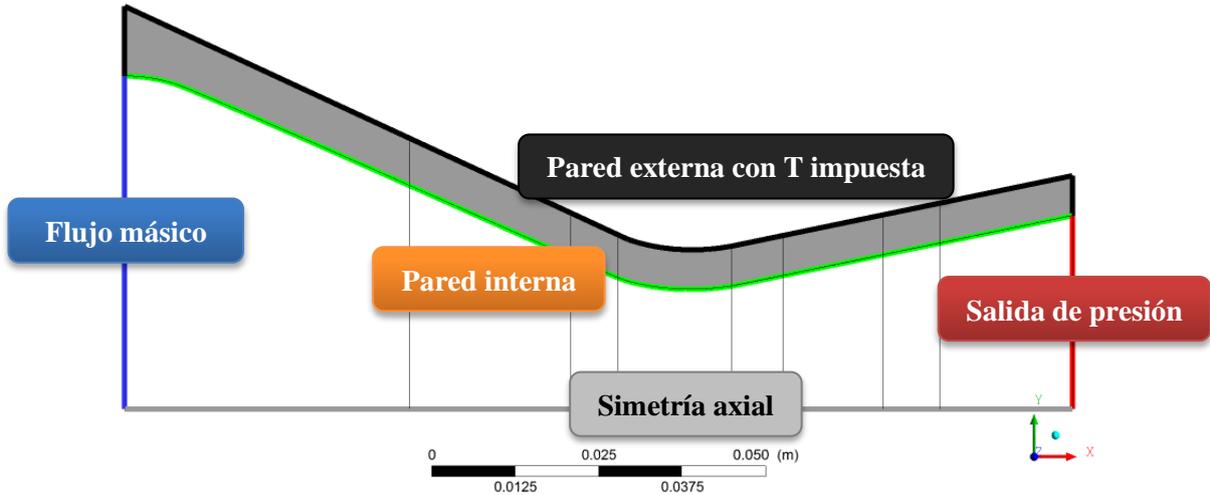


Figura 5. Esquema de las condiciones de borde

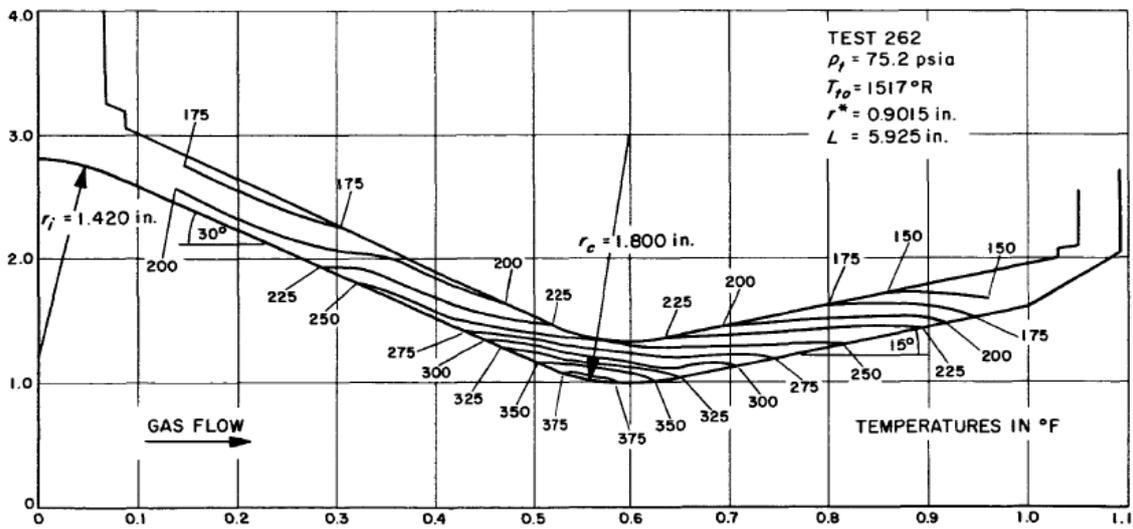


Figura 6. Curvas isotérmicas en la pared interna y externa de la tobera para el test 262 de [1].

3.3. Validación de resultados independientes de la malla

Una vez obtenidos los primeros resultados con el mallado grueso (“coarse”), se realizaron simulaciones con un mallado intermedio (“medium”) y un mallado fino (“fine”) a los efectos de verificar la independencia del mallado de los resultados. Vale mencionar que el mallado intermedio y el fino cuentan con 64.318 y 127.834 elementos respectivamente. Para verificar dicha independencia del mallado se toman como valor de referencia la temperatura y el flujo de calor en la pared interna del área de la garganta. En la siguiente Tabla 3 se presentan dichos valores de referencia y sus cambios porcentuales para verificar si los resultados numéricos están cerca de la región asintótica.

Mallado	Temperatura en A* (K)	Cambio %	Flujo de calor en A* (w/m ²)	Cambio %
“Coarse”	474,81	-----	576.107	-----
“Medium”	474,46	0,074	626.137	7,99
“Fine”	474,29	0,036	628.802	0,42

Tabla 3. Valor de temperatura y flujo de calor en la garganta para los tres mallados

Se puede observar en la Figura 7 que la solución numérica de la temperatura no cambia sustancialmente en valor absoluto entre una malla y otra. No obstante, en la Figura 8 se percibe cómo el valor del flujo de calor varía considerablemente entre la malla gruesa y las otras dos mallas, y se va aproximando a la región asintótica a medida

que se refina la discretización espacial del dominio. Esto es, las variaciones de los valores de referencia analizados (temperatura y flujo de calor) entre las distintas mallas se van minimizando hasta converger al valor correspondiente a la solución continua.

Por lo tanto, si se hubiera tomado solamente la temperatura como parámetro de referencia para la verificación, se podría haber confiado en que el refinamiento de la malla “coarse” a la “medium” era suficiente para que la solución numérica fuera independiente de la misma, lo que habría podido introducir errores en el cálculo de transferencia térmica.

Dado que lo que se intenta estudiar es el comportamiento de la transferencia térmica del aire caliente hacia la pared, con la tendencia asintótica del valor de flujo de calor se puede considerar que la solución numérica obtenida es suficientemente independiente de la malla y por lo tanto, la discretización espacial es adecuada. Se comparará entonces la solución obtenida con la malla fina con los resultados experimentales, para evaluar los modelos numéricos empleados.

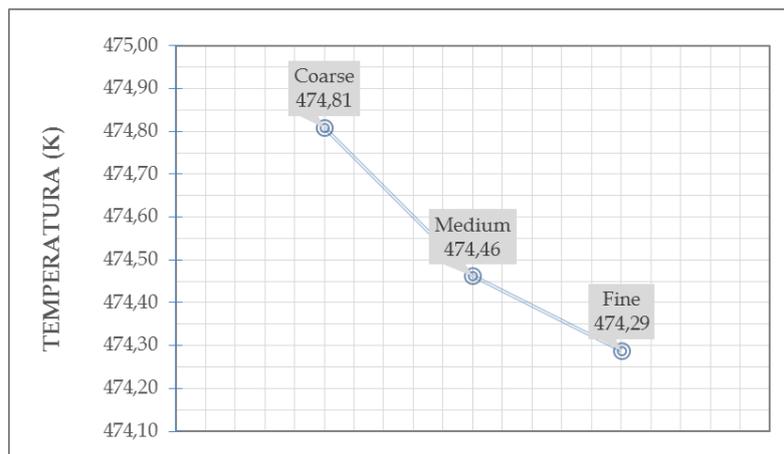


Figura 7. Valor de temperatura en el área de la garganta para los tres mallados

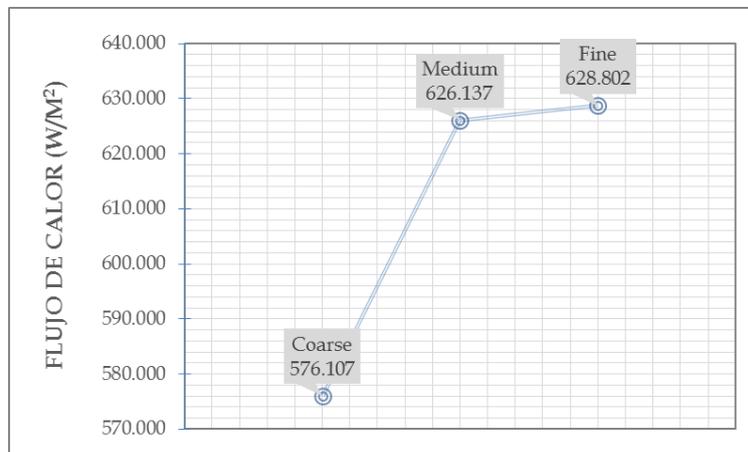


Figura 8. Valor de flujo de calor en el área de la garganta para los tres mallados

4. COMPARACIÓN DE RESULTADOS

En esta sección se presentarán algunos de los resultados de la simulación numérica. En primer lugar, las Figura 9 y Figura 10 muestran los campos de temperaturas y de número de Mach en todo el dominio de cálculo, es decir tanto en el interior como en la pared de la tobera supersónica (solamente en el caso de la temperatura), con el objetivo de obtener una primera visualización de las variaciones de estos dos parámetros y una primera corroboración de los resultados en cuanto a las distribuciones de número de Mach y temperatura.

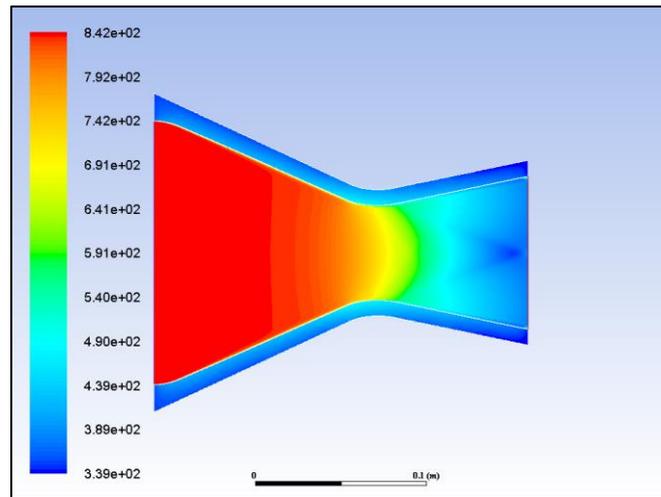


Figura 9. Contorno de temperatura en el interior y en la pared de la tobera

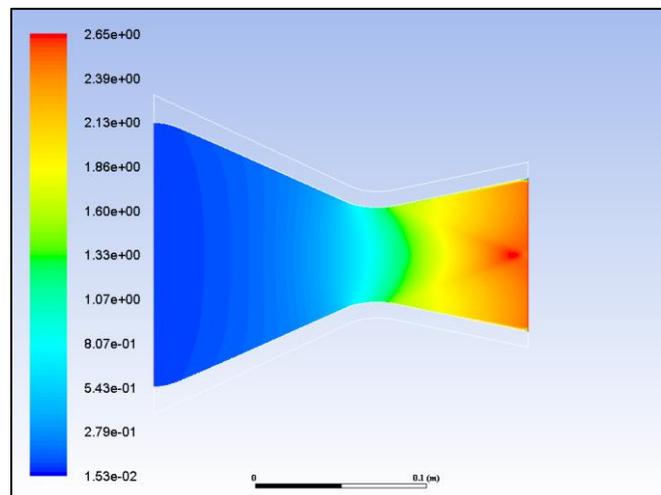


Figura 10. Contorno de número de Mach en el interior de la tobera

Luego, en la Tabla 4 se presentan y se comparan los valores obtenidos experimental y numéricamente de las temperaturas a lo largo de la pared interna de la tobera convergente-divergente, y las diferencias porcentuales entre los dos resultados. En la Figura 11 se encuentran graficadas dichas distribuciones de temperaturas, mientras que en la Figura 12 se muestran las distribuciones de temperaturas del flujo de aire caliente en el interior de la tobera. Finalmente, en la Figura 13 se presentan los valores de flujos de calor que son transmitidos hacia la pared interna de la tobera.

En líneas generales se pueden observar buenas concordancias entre los resultados de las temperaturas que se obtuvieron numérica y experimentalmente. En cuanto a las temperaturas en la pared interna, la diferencia más grande entre los estudios experimentales y la simulación numérica es menor del 10% con la excepción de la locación $z/L = 0,573$ en donde la temperatura medida arrojó un valor que parecería estar fuera del comportamiento general de la distribución de temperaturas.

z/L	T_w (K) Experimental	T_w (K) Numérico	Diferencia (%)
0,133	374,44	412,35	9,19
0,204	374,44	413,39	9,42
0,276	434,44	418,28	3,72
0,336	399,44	427,17	5,83
0,385	398,89	428,20	6,85
0,429	407,78	436,67	6,62
0,469	440	450,71	2,38
0,512	457,22	472,34	3,2
0,541	---	---	---
0,573	420	480,79	12,64
0,603	462,78	474,29	2,43
0,634	443,89	461,58	3,83
0,664	435	448,62	3,04
0,693	431,67	439,28	1,73
0,717	418,89	431,98	3,03
0,750	404,44	423,90	4,59
0,782	406,11	416,86	2,58
0,825	391,11	404,67	3,35
0,864	392,78	394,67	0,48
0,864	384,44	394,67	2,59
0,905	378,89	385,61	1,74
0,938	355	379,44	6,44

Tabla 4. Comparación de las temperaturas en la pared interna y la diferencia porcentual

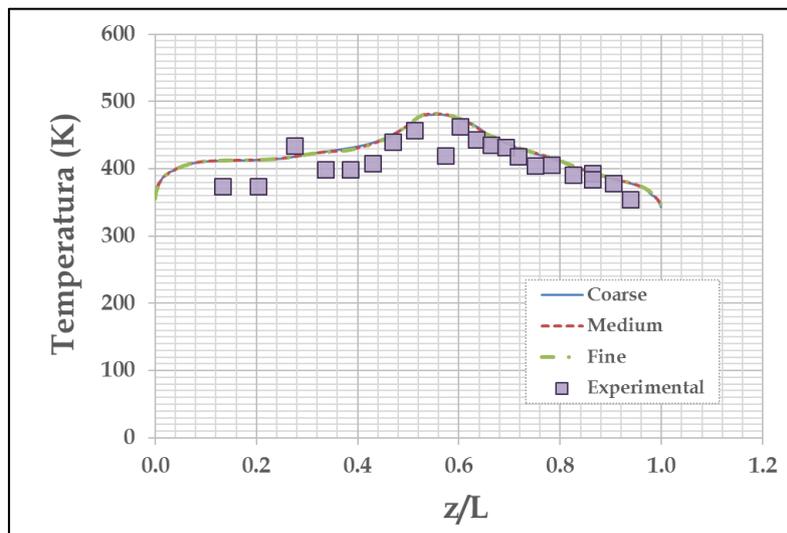


Figura 11. Comparación de resultados numéricos con experimentales (temperatura en la pared interna)

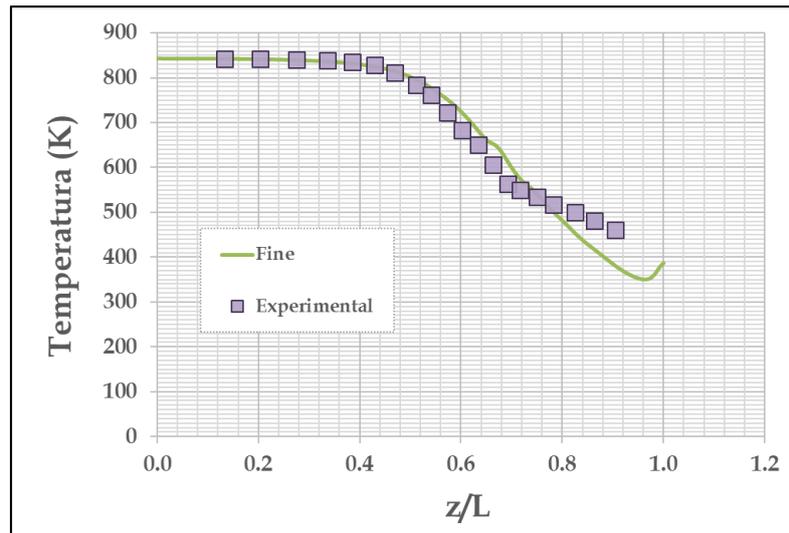


Figura 12. Comparación de resultados numéricos con experimentales (temperatura del flujo de aire caliente)

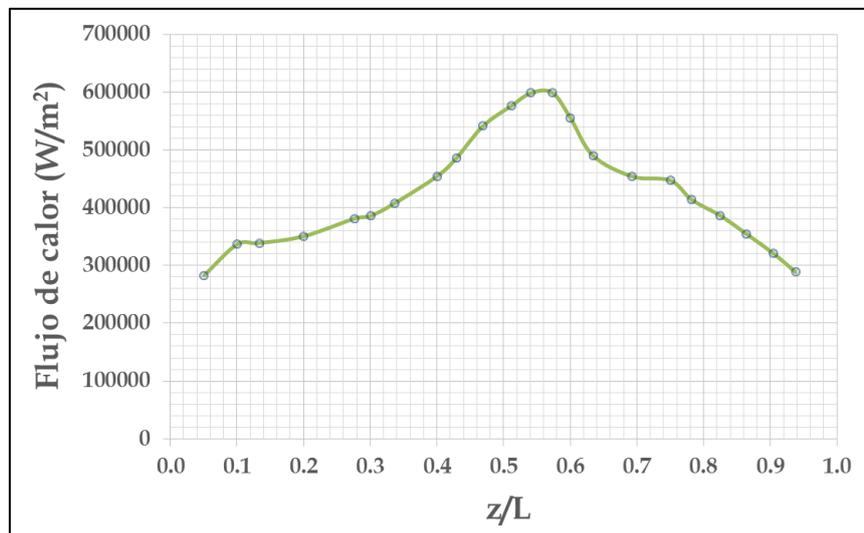


Figura 13. Flujo de calor a través de la pared interna de la tobera

5. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

En el presente trabajo, la transferencia de calor desde un flujo de aire caliente hacia la pared interna de una tobera convergente-divergente fue analizada mediante simulaciones de fluidodinámica computacional. Las simulaciones fueron realizadas con el código Fluent, con un solver basado en densidad, esquema de Roe y el modelo de turbulencia $k - \omega$ SST.

Se realizaron simulaciones con tres distintas densidades de discretización espacial a los efectos de verificar que la solución numérica obtenida fuera independiente del mallado utilizado. Se verificó que el nivel de refinamiento en la malla “fina” fue suficiente, ya que la solución numérica del flujo de calor se aproximó a su región asintótica.

Las distribuciones de temperaturas en la pared interna de la tobera y del flujo de aire caliente numéricas y experimentales fueron comparadas y se han observado buenas concordancias entre los dos resultados pero con una tendencia general a que la solución numérica sobreestime los valores de la temperatura en la pared interna de la tobera. Dicha sobreestimación de temperaturas se observa principalmente en la región convergente de la tobera, siendo la mayor diferencia entre los resultados numéricos y experimentales un 9,42% que tiene lugar en la estación $z/L = 0,0204$. Por lo tanto, se puede considerar que la solución numérica es válida para ser utilizada en la predicción de la distribución de temperaturas.

Si bien en esta etapa inicial se realizó la simulación con una sola configuración numérica, se pretende reproducir el experimento numéricamente usando distintos esquemas y modelos de turbulencia para obtener más informaciones sobre el comportamiento de los diferentes solvers en este tipo de problemas de transferencia térmica. El objetivo es

seleccionar, en base de las comparaciones de los distintos resultados numéricos, el esquema y el modelo de turbulencia más adecuado para ser usados en la predicción de la distribución de temperaturas a lo largo de la pared de la tobera. Esta predicción de valores de temperaturas es una etapa esencial en el proceso de diseño de nuevos motores para lanzadores satelitales. El objetivo final de esta línea de trabajo es tener herramientas de simulación suficientemente confiables y validadas para lograr una optimización en el diseño de forma rápida y eficiente.

REFERENCIAS

- [1] L. H. Back, P. F. Massier & H. L. Gier, *Convective heat transfer in a convergent – divergent nozzle*, International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 7, No. 5, pp. 549 – 569, mayo 1964.
- [2] L. H. Back, P. F. Massier & R. F. Cuffel, *Flow Phenomena and Convective Heat Transfer in a Conical Supersonic Nozzle*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 4, No. 8, pp. 1040 – 1047, agosto 1967.
- [3] G. P. Sutton & O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, Nueva York, 2001.
- [4] M. S. U. Chowdhury, J. U. Ahamed, P. M. O. Faruque & M. M. K. Bhuiya, *Computational study of supersonic flow through a converging diverging nozzle*, Engineering e-Transaction, Vol. 6, No. 1, pp. 37 – 42, junio 2011.
- [5] A. Balabel, A. M. Hegab, M. Nasr & Samy M. El-Behery, *Assessment of turbulence modelling for gas flow in two-dimensional convergent-divergent rocket nozzle*, Applied mathematical Modelling, Vol. 35, Issue 7, pp. 3408 – 3422, julio 2011.
- [6] P. Natta, V. R. Kumar & Y. V. H. Rao, *Flow analysis of rocket nozzle using computational fluid dynamics (Cfd)*, International Journal of Engineering Research and Applications (IJERA), Vol. 2, Issue 5, pp. 1226 – 1235, septiembre – octubre 2015.
- [7] X. Zhang, *Coupled simulation of heat transfer and temperature of the composite rocket nozzle wall*, Aerospace Science and Technology, Vol. 15, Issue 5, pp. 402 – 408, julio – Agosto 2011.
- [8] C. Maeding, D. Wiedmann, K. Quering & O. Knab, *Improved heat transfer prediction engineering capabilities for rocket thrust chamber layout*, Progress in Propulsion Physics, Vol. 2, pp. 239 – 250, octubre 2011.
- [9] M. J. Iqbal, N. A. Sheikh, H. M. Ali, S. Khushnood & M. Arif, *Comparison of empirical correlations for the estimation of conjugate heat transfer in a thrust chamber*, Life Science Journal, Vol. 9, No. 4, pp. 708 – 716, diciembre 2012.
- [10] V. Vijayakumar, J. C. Pisharady & P. Balachandran, *Computational and experimental study on supersonic film cooling for liquid rocket nozzle applications*, Thermal Science, Vol. 19, No. 1, pp. 49 – 58, 2015.
- [11] P. L. Roe, *Characteristic based schemes for the Euler equations*, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 18 337 – 365, 1986.
- [12] F. R. Menter, *Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications*, AIAA journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1598 – 1605, agosto 1994.