

ANÁLISIS ESTACIONARIO TERMOMECAÁNICO DE CANAL REGENERATIVO DE CÁMARA DE EMPUJE

STEADY-STATE THERMOMECHANICAL ANALYSIS OF THRUST CHAMBER COOLING CHANNEL

Jorge L. Paladini^a y Alejandro J. Patanella^a

^a*Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, 1 y 47, 1900 La Plata, Argentina, jorgeluis.paladini@ing.unlp.edu.ar, <https://ing.unlp.edu.ar/departamentos/dpto-aeroespacial/>*

Palabras clave: Termomecánico, estacionario, regenerativo.

Resumen. En el desarrollo del presente trabajo se expone la metodología adoptada para el análisis estacionario termomecánico de un canal regenerativo de la cámara de empuje del propulsor cohete SSME. El análisis térmico se realiza a través de un modelo unidimensional del canal refrigerante utilizando el software de código abierto Octave, donde se resuelve en primera instancia el flujo de gases calientes y luego el del fluido refrigerante. Posteriormente se realiza el acoplamiento de una vía para resolver el estado tensional con el software de código abierto Code_Aster. Se muestran las hipótesis adoptadas para ambos análisis, así como el modelado de los materiales, del fluido refrigerante y de los gases calientes. La determinación de la vida en fatiga de bajo número de ciclos también es presentada.

Keywords: Thermomechanical, Steady-State, Regenerative cooling.

Abstract. The methodology adopted for the stationary thermomechanical analysis of a regenerative channel of the thrust chamber of a liquid rocket propellant SSME is presented in this paper. The thermal analysis is solved with a unidimensional model of the cooling channel using the open source software Octave. In the first instance, the solution of the heat flow of hot gases is obtained, and then the one of the cooling fluid. In the next step, one-way interaction is used to obtain the stress state with the open source software Code_Aster. The hypotheses adopted for both analyzes are shown, as well as the modeling of the materials, the cooling fluid and the hot gases flow. A low cycle fatigue life determination is also shown.

1 INTRODUCCIÓN

Debido a la naturaleza y ambiente de funcionamiento de las cámaras de combustión de motores cohete líquidos, se pueden encontrar dos tipos de cargas actuantes sobre el canal de refrigeración, una de ellas la de presión y otra la carga térmica que provienen de los gases de combustión y del fluido refrigerante. Para lograr una adecuada refrigeración el espesor de los canales de refrigeración debe ser el menor posible (en el orden del milímetro), generando un gradiente térmico considerable. A su vez el fluido que circula por los canales refrigerantes se encuentra a una presión superior a la de los gases, de modo que se combina el efecto del gradiente térmico con la presión diferencial generando un estado de cargas que solicita considerablemente al material. Cabe mencionar que el gradiente térmico es muy alto ya que la combustión se produce a temperaturas cercanas a los 3500 K y el líquido refrigerante es criogénico con temperaturas que rondan los 100 K. Las toberas de larga duración y alto desempeño se encuentran refrigeradas normalmente con uno de los propelentes, en este caso en particular con el combustible (Hidrógeno).

Para determinar ambas cargas, se realiza en primera instancia un análisis estacionario térmico y fluidodinámico de la cámara de combustión. Para este análisis se desacopla el comportamiento de los gases de combustión de la refrigeración, de esta manera se asume que los gases de combustión aportan calor al fluido refrigerante, pero este último no genera ningún efecto sobre los primeros. Se realiza un modelado unidimensional del flujo interno de la tobera y del fluido refrigerante, determinando las variables de interés: presión, temperaturas, factores de convección y flujos de calor.

Posteriormente se aplican estas cargas sobre el modelo mecánico, realizando un análisis cíclico termo-mecánico. El acoplamiento utilizado es de una vía, es decir, no se realimenta el análisis fluidodinámico con los resultados del análisis mecánico. En última instancia se realiza una evaluación del daño realizado en cada ciclo para poder evaluar la vida a fatiga de corto plazo de la cámara de combustión.

Parámetro	Valor	Unidades
Fluido Combustible y Refrigerante	H2	No Aplica
Fluido Oxidante	O2	No Aplica
O/F Ratio	6	No Aplica
Relación de Contracción	2,92	Ac/At
Relación de Expansión	78	Ae/At
Diámetro de garganta	261	mm
Presión de Cámara	206	Bar
Cantidad de Canales Refrigerantes	390	No Aplica
Ancho del Canales Refrigerantes	1,1	mm
Espesor del Canal Refrigerante	0,71	mm

Tabla 1: Parámetros de entrada para análisis del propulsor SSME (RS-25) (Biggs, R. E., 1989).

Para poder validar el modelo utilizado se toman parámetros conocidos como los presentados en el desarrollo del análisis de ciclos de vida de la cámara de combustión principal del propulsor SSME (*Space Shuttle Main Engine*). El propulsor seleccionado es alimentado con oxígeno e hidrógeno como propelentes, es de ciclo cerrado y posee la capacidad de elevar su caudal al 135% respecto al nominal. Sus principales características se pueden observar a continuación en la [Tabla 1](#).

2 ANÁLISIS TÉRMICO

En primera instancia se realiza el análisis de flujo unidimensional de los gases de combustión, debido a que la dinámica de la combustión no se encuentra totalmente en equilibrio en cada instante, se asume un punto intermedio entre las condiciones “Frozen” y “Equilibrium”, adoptando una condición 50% “Frozen”. La combustión en un proceso de química cinética, la condición “Frozen” es un límite superior y la condición “Equilibrium” es un límite inferior, la condición real se debe obtener experimentalmente. Las propiedades de los gases de combustión se obtienen utilizando el software NASA CEA (Gordon y McBride, 1994), procediendo a determinar la geometría, caudal y parámetros punto a punto de los gases con ecuaciones de flujo isoentrópico.

El material de la cámara de combustión es una aleación de Cobre-Plata-Zirconia denominada comercialmente como NARloy-Z, sus propiedades térmicas en función de la temperatura se tomaron de Ellis y Michal (1996). El flujo de calor de los gases calientes (Φ_{ref}) se debe principalmente a la convección (Φ_{conv}), con un pequeño aporte de radiación (Φ_{rad}) (ver Ec. (1)). Por tratarse de un análisis estacionario, el flujo de calor de los gases tiene que ser igual al del líquido, asumiendo que el último absorbe todo el calor.

$$\Phi_{rad} + \Phi_{conv} = \Phi_{ref} \quad (1)$$

2.1 Flujo de calor de Refrigeración

Las propiedades físicas del fluido refrigerante se determinan punto a punto a partir de valores tabulados por McBride (1996). El intercambio de calor de calor por convección en los canales refrigerantes se determina con la ecuación de Dittus Boelter (Ec. (2)) (Pizzarelli, 2007).

$$Nu = \frac{h_c D_h}{k_c} = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.33} \quad (2)$$

$$\Phi_{ref} = h_c (T_{wL} - T_L)$$

donde, h_c es el factor de convección del fluido refrigerante en cada punto, D_h es el diámetro hidráulico del canal, k_c es la conductividad del refrigerante, Re y Pr son el número de Reynolds y Prandtl del refrigerante respectivamente, T_{wL} es la temperatura de la pared del lado del líquido refrigerante y T_L es la temperatura del líquido en la corriente libre (lejos de la pared).

2.2 Flujo de calor de los gases

Para determinar el coeficiente de convección y el flujo de calor debido a este fenómeno, se recurre al modelo de Bartz (Ec. (3)) (Bartz, 1957):

$$\frac{h_c D}{k_0} = 0.026 \left(\frac{m D}{\mu_0 A} \right)^{0.8} \left(\frac{\mu C_p}{k} \right)^{0.4} \left(\frac{\rho_{am}}{\rho'} \right) \left(\frac{\mu_{am}}{\mu_0} \right)^{0.2} \quad (3)$$

$$\Phi_{conv} = h_g (T_{aw} - T_{wg})$$

donde, m es el caudal total de los gases de combustión, A es el área transversal por donde circulan los gases en el punto de análisis, μ , k y ρ son la viscosidad, la conductividad y la densidad de los gases en la sección de análisis. El subíndice ‘0’ se refiere a las propiedades evaluadas a la temperatura de combustión, el subíndice ‘am’ se refiere a las propiedades evaluadas a la temperatura promedio entre la pared y la corriente libre en la sección de análisis y ρ' es la densidad de los gases de la corriente libre en el punto de análisis. Las temperaturas T_{aw} y T_{wg} son la temperatura de pared adiabática y la temperatura de la pared del material del lado de los gases.

El flujo de calor debido a radiación depende de los gases productos de la combustión y sus

presiones parciales. Se adopta el método empírico expuesto en [Barreré \(1960\)](#) para determinar el flujo de calor debido a radiación de los productos de la combustión. Allí se expone que los principales productos que irradian calor son el vapor de agua y el dióxido de carbono, su flujo de calor por radiación se determina siguiendo la Ec. (4).

$$\Phi_{CO_2} = 3.5 \sqrt{p_{CO_2} 0.9 D} \left(\left(\frac{T_g}{100} \right)^{3.5} - \left(\frac{T_{wg}}{100} \right)^{3.5} \right) \quad (4)$$

$$\Phi_{H_2O} = 3.5 p_{H_2O}^{0.8} (0.9 D)^{0.6} \left(\left(\frac{T_g}{100} \right)^{3.5} - \left(\frac{T_{wg}}{100} \right)^{3.5} \right)$$

donde, p_{CO_2} y p_{H_2O} son las presiones parciales de dióxido de carbono y vapor de agua respectivamente en la sección de análisis, D es el diámetro de la sección en análisis, T_g es la temperatura de la corriente libre de gases en el punto de análisis y T_{wg} es la temperatura de la pared del material en contacto con los gases de combustión.

2.3 Verificación del modelo: SSME 40K

Para evaluar la metodología utilizada, se recurre a datos de ensayos del propulsor SSME 40K desarrollado en el proyecto de SpaceShuttle de NASA. Este propulsor es una versión a escala para ensayos de la cámara de combustión del SSME que cuenta con los mismos propelentes y parámetros equivalentes. Se selecciona este motor para validar la metodología debido a dos razones: la similitud con el motor en análisis, utiliza los mismos propelentes y por otro lado que se cuenta con datos térmicos de ensayos. En la [Tabla 2](#), se muestran los parámetros relevantes del motor SSME 40K.

Parámetro	Valor	Unidades
Fluido Combustible y Refrigerante	H2	No Aplica
Fluido Oxidante	O2	No Aplica
O/F Ratio	6	No Aplica
Relación de Contracción	2,92	Ac/At
Relación de Expansión	10	Ae/At
Diámetro de garganta	43,8	mm
Presión de Cámara	208	Bar
Cantidad de Canales Refrigerantes	128	No Aplica
Ancho del Canales Refrigerantes	0,55	mm
Espesor del Canal Refrigerante	0,75	mm

Tabla 2: Parámetros de entrada para análisis del propulsor SSME 40K. ([Dexter, 2004](#))

Al aplicar la metodología del análisis fluidodinámico propuesto se obtienen los resultados de flujo de calor a lo largo de la tobera que tienen un comportamiento similar a los valores de ensayo presentados por [Dexter \(2004\)](#). Estos valores se presentan en la [Figura 1](#). El flujo de calor máximo en ambos casos se da en la zona de la tobera levemente desplazado a la zona subsónica alrededor de 25mm, el valor máximo de ensayos es de 158.000kW/m² mientras que en el modelo 160.900kW/m². Aguas arriba de la tobera, en la sección subsónica, se ve que el flujo de calor del modelo se encuentra más estable y superior que los ensayos, esto se debe a que en el modelo se están asumiendo que los gases se encuentran totalmente combustionados y desarrollados desde el inicio de la tobera.

En la [Figura 1](#) se puede observar que la diferencia de picos de flujo con los valores de

ensayos es menor al 2%, por lo que se decide adoptar la misma metodología para determinar los valores del propulsor en análisis.

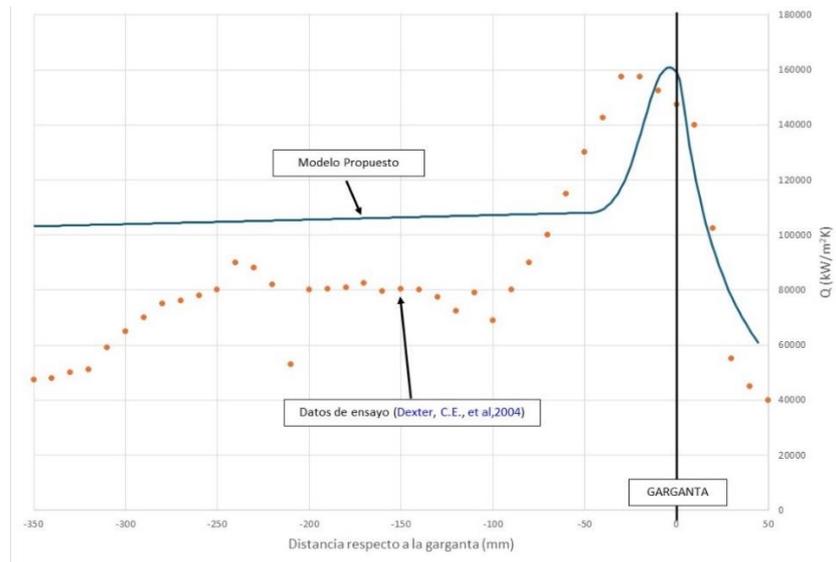


Figura 1: Flujos de calor a lo largo del motor

2.4 Resultados en propulsor SSME

En la Figura 2 se puede observar los resultados obtenidos al realizar el análisis fluidodinámico sobre el propulsor SSME (RS-25).

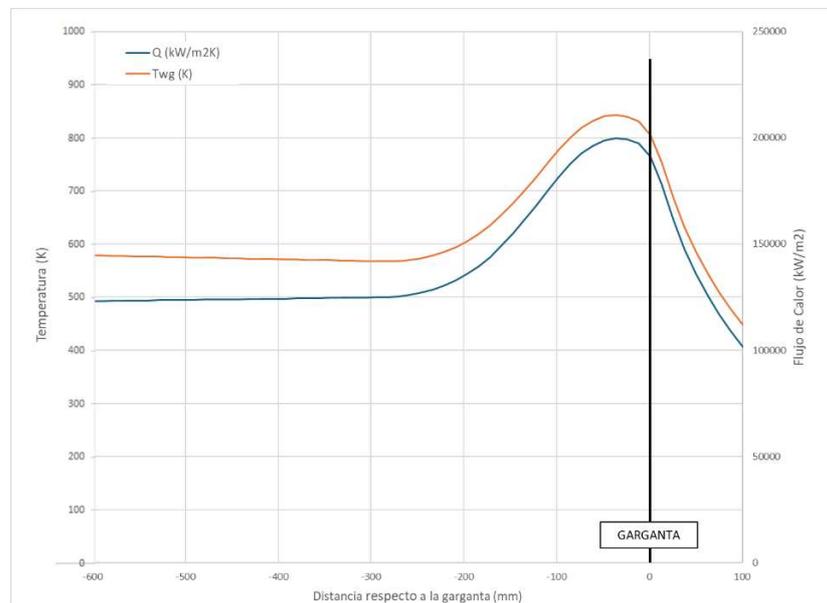


Figura 2: Análisis Térmico SSME

Se observa que la máxima temperatura obtenida en el análisis es de 842.9K, mientras que en Cook et al (1983) la misma es de 843K. La diferencia es despreciable teniendo en cuenta la simplicidad del análisis, por lo tanto, se tiene la base de cálculo para continuar con el estudio de acoplamiento termomecánico.

3 ACOPLAMIENTO TERMO-MECÁNICO

3.1 Modelo

El análisis mecánico se realiza en el software de código abierto Code_Aster sobre un gajo de la sección más comprometida de la cámara de combustión, recordando la simetría axial que poseen en general las cámaras de combustión. Cook et al (1983) indica que se detectaron fallas en diferentes cámaras de ensayos en la zona de la garganta, particularmente en una zona desplazada 25 mm hacia la sección subsónica. Por tal motivo, se decide modelar medio gajo de la cámara de combustión con refrigeración regenerativa en la zona de la garganta debido a que la mayoría de las fallas reportadas se dieron en esta zona. En la Figura 3 se puede apreciar las dimensiones generales de la sección modelada y los materiales constitutivos.

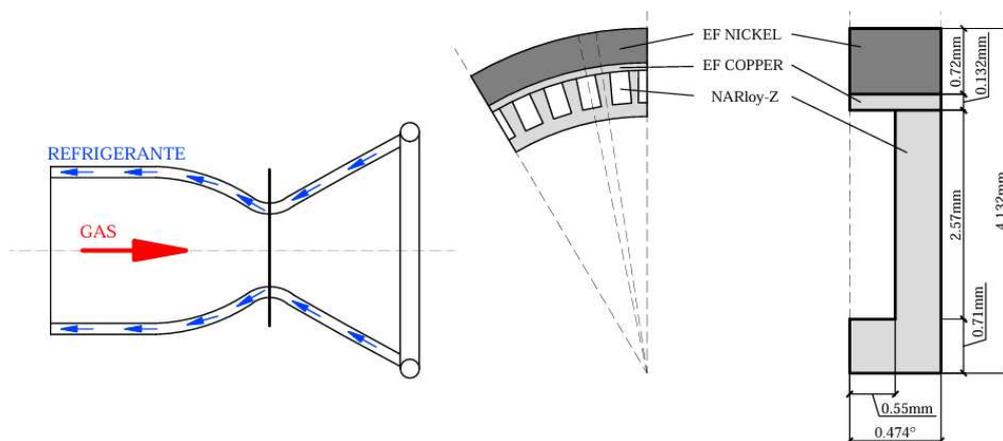


Figura 3: Geometría de la sección modelada.

La malla se realiza en su totalidad con elementos cuadrangulares lineales (QUAD4), con un total de 257 elementos y 192 nodos. Para el análisis mecánico, se convierte esta malla a cuadrática, introduciendo un nodo por medio (elementos QUAD8) de manera que se mantiene la cantidad de elementos y los nodos aumentan a un total de 535. En la Figura 4 se puede observar una imagen de la malla, la relación de aspecto de los elementos no supera el valor de 1,36.



Figura 4: Vista general de la malla.

3.2 Análisis térmico

Para el análisis térmico estacionario bidimensional, se aplican el flujo de calor de los gases calientes y la condición de convección del fluido refrigerante que se obtuvieron en el análisis fluidodinámico presentado anteriormente. Se asume que estas condiciones son uniformes a lo

largo de las superficies de aplicación (ver Figura 5). En los laterales se asume que el flujo de calor es cero (condición de simetría) y hacia el borde superior no hay flujo de calor.

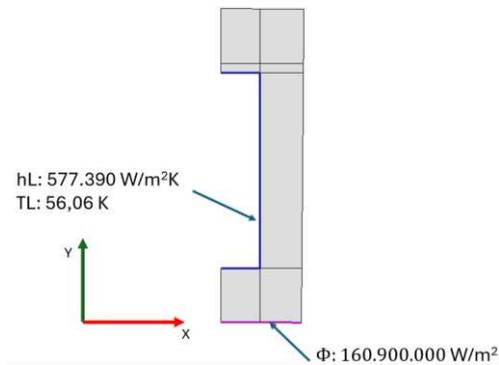


Figura 5: Condiciones de borde Análisis Térmico bidimensional.

A partir dicho modelo se la obtuvo distribución de temperatura en flujo estacionario que se presenta en la Figura 6.

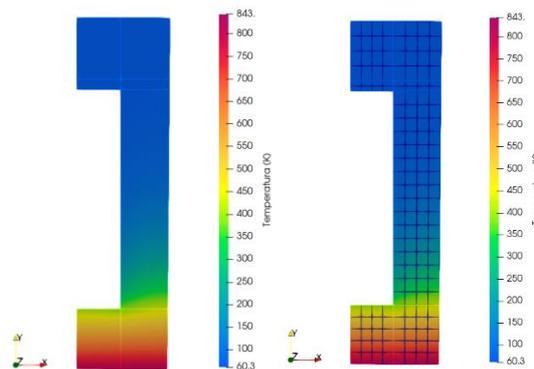


Figura 6: Resultados del análisis térmico bidimensional.

3.3 Análisis Mecánico

Para el análisis mecánico, se asumió la distribución de temperaturas obtenidas en el térmico bidimensional y las presiones de los fluidos que aportan calor. Se introdujo la condición de simetría en ambas aristas donde toma el gajo. En la Figura 7 se pueden apreciar las condiciones de borde adoptadas.

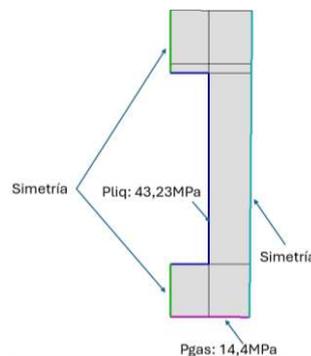


Figura 7: Condiciones de borde del análisis mecánico.

Las propiedades mecánicas de los materiales fueron tomadas de [Ellis y Michal \(1996\)](#), utilizando las curvas de tracción y adoptando un comportamiento termoplástico de [Simo-Miehe \(Simo y Miehe, 1992\)](#), se conserva la deformación plástica retenida por el material entre ciclos de carga.

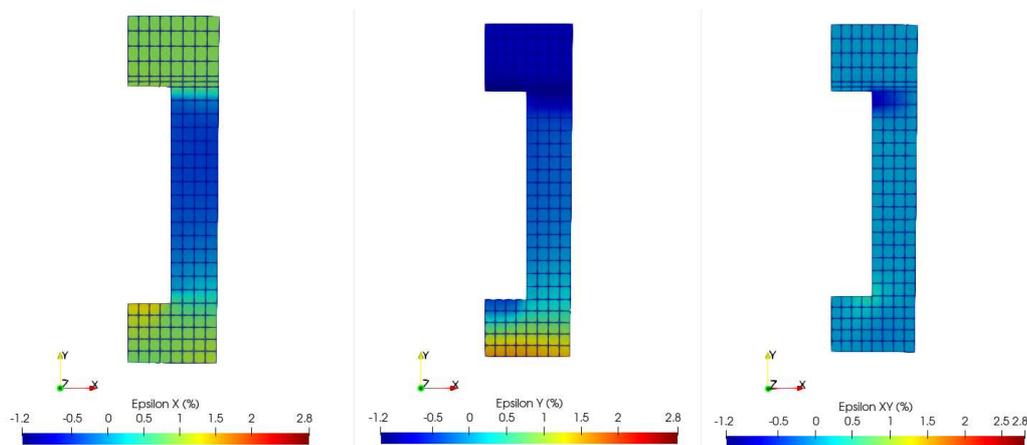


Figura 8: Resultados: Ciclo 1.

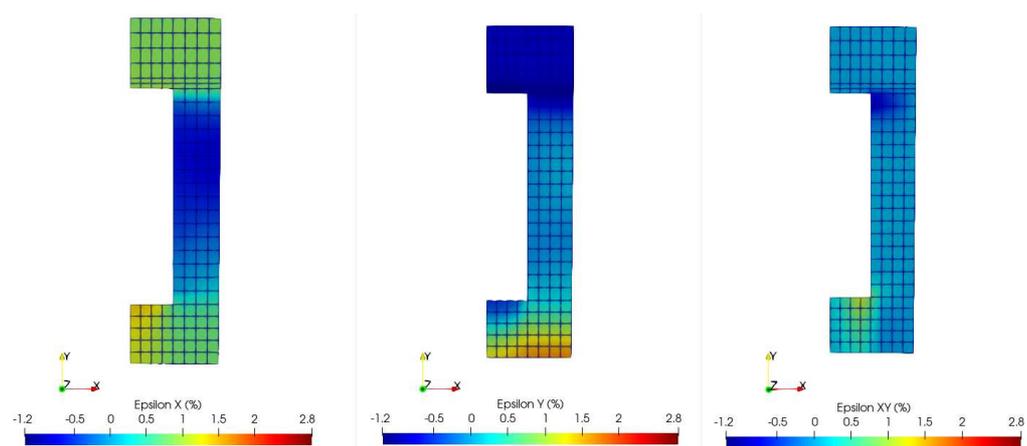


Figura 9: Resultados: Ciclo 10.

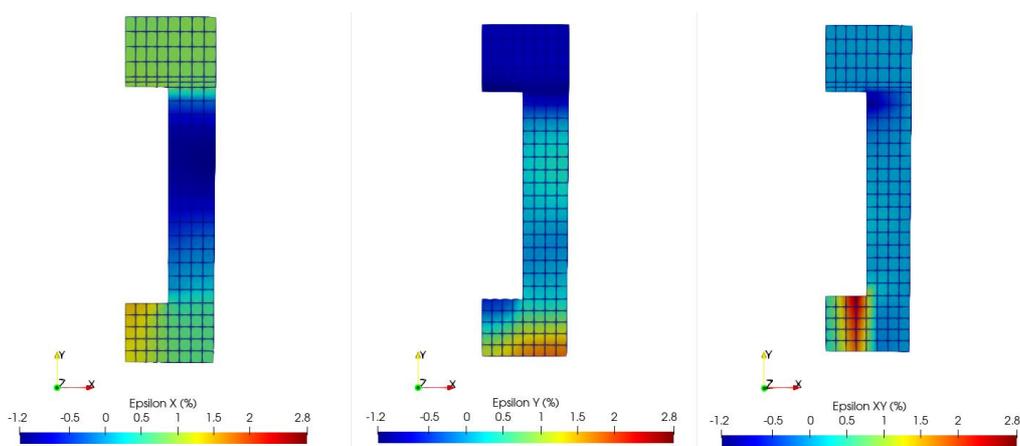


Figura 10: Resultados: Ciclo 23.

Se realizó un análisis de 50 ciclos de carga de manera estacionaria, llegando entre cada ciclo

a la condición sin presiones aplicadas y con temperatura ambiente. No se contemplan, de esta manera, efectos dinámicos del material como el creep o de la naturaleza dinámica de las cargas como pueden ser el transitorio de encendido y apagado o el enfriamiento inicial (*chill down*). Se muestra a continuación los resultados obtenidos para algunos ciclos seleccionados, los mapas son de deformaciones específicas en porcentaje (%) con los ejes correspondientes a los geométricos utilizados en el modelado.

Los resultados presentados previamente a modo de referencia se tomaron para el primer ciclo de carga (Figura 8), para el ciclo número 10 (Figura 9) y para el ciclo 23 (Figura 10). Puede apreciarse que al incrementar la cantidad de ciclos de carga termomecánica sobre el modelo, la plasticidad acumulada entre ciclos produce que cada vez sea mayor la deformación específica alcanzada.

4 ANALISIS DE RESULTADOS

Para determinar la cantidad de ciclos admisibles para la tobera bajo análisis, se recurre a trabajar con el modelo de Manson-Coffin, (Coffin, 1954 y Manson, 1953), donde los datos de deformación plástica - vida pueden ser linealizados en coordenadas logarítmicas por una función de potencia, ver Ec. (5).

$$\frac{\Delta\varepsilon_p}{2} = \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad (5)$$

donde $\Delta\varepsilon_p/2$ es la amplitud de deformación plástica, $2N_f$ es la cantidad de reversiones de la carga hasta la falla, ε'_f es el coeficiente de ductilidad a fatiga y c es el exponente de ductilidad a fatiga. Por otro lado se puede considerar que $\varepsilon'_f \approx \varepsilon_f$ que se calcula a partir de la reducción del área al momento de la rotura y en este caso se encuentra tabulado a partir de resultados experimentales en $\varepsilon_f=0,4$ (ver Ellis y Michal, 1996) y c en general varía entre -0,5 y -0,7, adoptando para este análisis un valor intermedio de -0,5.

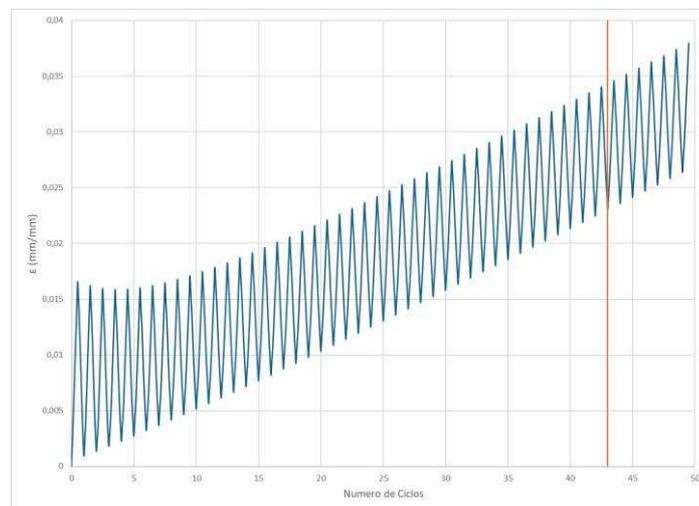


Figura 11: Deformación acumulada en función de los repetidos ciclos de carga

A partir del modelo numérico termomecánico acoplado se obtienen los resultados de $\Delta\varepsilon_p/2$ la cual muestra la acumulación de deformación plástica a medida que los ciclos de carga avanzan, según se puede ver en la Figura 11. A partir de este comportamiento y del modelo presentado en la Ec. (5) se determina la cantidad de ciclos de carga que soporta el canal de refrigeración sin llegar a una rotura por fatiga de bajo número de ciclos. En función de las entradas planteadas para este caso el número de ciclos a la falla es de 43.

5 CONCLUSIONES

En Cook et al (1983) se indica que la falla experimentalmente se da entre 10 y 30 ciclos de funcionamiento del propulsor. A su vez, muestra que la vida calculada para el propulsor es de 660 ciclos considerando un comportamiento de material lineal, entre 30 y 60 veces más que los ciclos soportados en funcionamiento donde su comportamiento dista de ser lineal. En el desarrollo del presente trabajo se llegó a determinar la vida de la cámara de combustión en la sección más solicitada en 43 ciclos, valor es entre 1,4 y 4 veces superior a la relevada experimentalmente mostrando así, la validez de las hipótesis planteadas y análisis teórico realizado.

Teniendo en cuenta la simplicidad del modelo, el bajo costo computacional y que no se está teniendo en cuenta factores de incertidumbre, la metodología utilizada permite estimar rápidamente y de manera preliminar la cantidad de ciclos de vida de una cámara de combustión regenerativa de un motor cohete líquido. Realizar un análisis transitorio fluidodinámico y mecánico, permitiría determinar de manera más precisa los ciclos de vida.

REFERENCIAS

- Barrère, M., Jaumotte, A., Fraeijs de Veubeke, B., and Vandekerckhove, J., *Rocket Propulsion*, Elsevier Publishing Co., 1960
- Bartz, D. R. A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients, *Jet Propulsion* 27(1), pp49-51, 1957
- Biggs, Robert E., Space Shuttle Main Engine, The First Ten Years, *History of Liquid Rocket Engine Development in the United States, 1955-1980, American Astronautical Society History Series*, Vol. 13, Stephen E. Doyle, editor, Part 3, Chapter 4: by, pp. 69-122. AAS Annual Meeting, 1989.
- Coffin, L., A Study of the Effects of Cyclic Thermal Stresses on a Ductile Metal. *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*, 76, 931-950., 1954.
- Cook, R. T., Fryk, E. E., and Newell, J. F., *SSME Main Combustion Chamber Life Prediction.*, NASA CR-168215, 1983. Tabla 5, pp119.
- Dexter, C. E., Fisher, M. F., Hulka, J. R., Denisov, K. P., Shibanov, A. A., and Agarkov, A. F., Scaling Techniques for Design, Development, and Test, Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design, AIAA, Reston, VA, Chap. 16, pp. 553–600, 2004
- Ellis David and Michal Gary. *Mechanical and Thermal Properties of Two Cu-Cr-Nb Alloys and NARloy-Z.*, NASA CR-198529, 1996
- Gordon, S., and McBride, B., *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications. Part I: Analysis.*, NASA Reference Publication 1311, 1994
- Manson, S., *Behaviour of Materials under Conditions of Thermal Stress.* NACA Technical Note, NASA Tech. Rep. 2933, 1953
- McBride, B., and Gordon, S., *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications. Part II: User Manual and Program Description*, pp.84,92, NASA Reference Publication 1311, 1996
- Pizzarelli M., *Modeling of Cooling Channel Flow in Liquid-Propellant Rocket Engines.* Dipartimento di Meccanica e Aeronautica. Universit` a degli Studi di Roma “La Sapienza” Ph.D. Thesis, 2007
- Simo, J. C., and Miehe, C., Associative coupled thermoplasticity at finite strains: Formulation, numerical analysis and implementation, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 98(1), 41-104., 1992