



6° Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica VIRTUAL

17, 18 y 19 de Noviembre del 2021



Diseño Preliminar de Cámara de Combustión Regenerativa para Ensayos

J. Paladini^(a), M. Actis^(a), A. Patanella^(a)

^(a) Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata, La Plata, Buenos Aires, Argentina.

jorgeluis.paladini@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: Propulsor, Alimentación, Metano.

Resumen

En el presente trabajo se presenta el diseño preliminar de una cámara de combustión para un propulsor monoinyector swirl de 700N de empuje a nivel del mar, alimentado con Oxígeno Líquido (LOx) y Metano (CH₄). Se muestra el diseño preliminar de una cámara regenerativa de canales axiales que utiliza agua como fluido refrigerante y se plantean diferentes aleaciones de cobre para el liner interno: NarloyZ, AmZirc y cobre libre de oxígeno. Se muestran los análisis térmicos de intercambio de calor entre los gases y la pared de la cámara para cada material y el acoplamiento termo-mecánicos de una vía en forma de mapas de temperaturas y tensiones. El objetivo del análisis es tener disponible una cámara de combustión regenerativa que actúe de punto de inicio para desarrollar las tecnologías necesarias para un motor cohete LOx-CH₄ de 40KN para el propulsor principal del vehículo VeCTA⁽¹⁾. Al mismo tiempo, a través de ensayos, se podrá validar y ajustar modelos para el posterior diseño de cámaras de combustión.

Introducción

Una cámara de combustión regenerativa cuenta de canales por los que circula líquido que tiene la función de extraer el calor que los gases de combustión intercambian con las paredes motor. Normalmente el fluido refrigerante es el mismo combustible del propulsor, en algunos casos se utiliza el oxidante, en este caso se utiliza agua como fluido refrigerante ya que es un motor de ensayos de bajo caudal de propelente. El sentido de circulación suele ser el opuesto al de los gases de combustión, permitiendo que el líquido refrigerante llegue con menor temperatura a la garganta que es la zona con mayor flujo de calor. En algunos casos se refrigera por secciones, optimizando de esta manera la refrigeración a costas de aumentar el peso del motor.

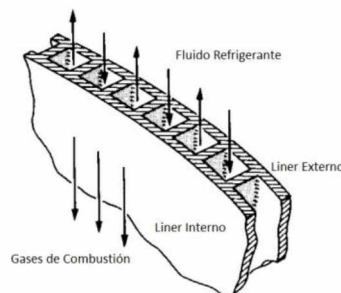


Figura 1. Cámara Regenerativa.

En nuestro caso de estudio se analizó una cámara regenerativa de canales rectangulares, el material del liner externo utilizado es cobre electroformado (EF Copper) y se analizaron tres materiales diferentes para el liner interno: NarloyZ, AmZirc y cobre libre de oxígeno (OFHC). En la siguiente tabla se muestran las combinaciones de materiales y la denominación utilizada para citarlas.

Modelo	Material Liner Interno	Material Liner Externo
A	NarloyZ	EF Copper
B	AmZirc	EF Copper
C	OFHC	EF Copper

Tabla 1. Combinaciones de Materiales.

Metodología

El proceso realizado se dividió en 2 pasos: el diseño de los canales refrigerantes y el análisis FEM termo-mecánico. Este proceso fue realizado para cada cámara de empuje, por simplicidad del análisis, versatilidad ante futuros cambios y similitud en las propiedades térmicas de los materiales, la cantidad de canales y sus dimensiones son los mismos para cada cámara de empuje.

Diseño de Canales Refrigerantes

El dimensionado de canales refrigerantes se realizó a través de un modelo 1-D de la cámara de combustión. Se impuso como parámetro de diseño que la temperatura máxima del liner no supere los 800K, punto a partir del cual las propiedades mecánicas de las tres aleaciones de cobre pierden significativamente sus propiedades mecánicas. En primera instancia se determinaron las propiedades iniciales de los gases de combustión utilizando el software CEA2⁽²⁾ y se extrapolaron sus propiedades a lo largo de la cámara de combustión. Posteriormente se procedió a determinar el flujo de calor aportado por los gases, este se divide en flujo de calor por convección y flujo de calor por radiación.

Por tratarse de un problema estacionario, debe cumplirse que el flujo de calor de los gases de combustión sea igual al flujo de calor absorbido por el refrigerante. En este análisis se realizaron simplificaciones, como que el flujo de calor es únicamente radial, que el calor de refrigeración es absorbido únicamente por el refrigerante (no hay disipación con el medio externo) y que la combustión estaba totalmente desarrollada desde el inicio de la cámara de combustión. Se plantea entonces el siguiente equilibrio.

$$\Phi_{rad} + \Phi_{conv} = \Phi_{ref}$$

El flujo de calor por convección fue determinado con el método de Bartz⁽³⁾.

$$\frac{h_g * D}{k_0} = 0.026 * \left(\frac{\dot{m} * D}{\mu_0 * A}\right)^{0.8} * \left(\frac{\mu * C_p}{k}\right)_0^{0.4} * \left(\frac{\rho_{am}}{\rho'}\right) * \left(\frac{\mu_{am}}{\mu_0}\right)^{0.2}$$

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

En las expresiones anteriores, \dot{m} es el caudal total de gases, A es el área transversal de los gases en el punto de análisis, μ es la viscosidad de los gases en la sección de análisis, k la conductividad de los gases en la sección de análisis, ρ la densidad de los gases en la sección de análisis. El sufijo '0' se refiere a las propiedades evaluadas a la temperatura de combustión, el sufijo '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, Φ_{conv} es el flujo de calor por convección.

El flujo de calor de los gases por radiación se determinó como se muestra en Barreré ⁽⁴⁾. Se consideró el flujo de calor de las fracciones molares de dióxido de carbono y vapor de agua y se agregó un 10% para contemplar las demás especies.

$$\Phi_{CO_2} = 3.5 * \sqrt[3]{p_{CO_2} * 0.9 * D} * \left(\left(\frac{Tg}{100} \right)^{3.5} - \left(\frac{T_w}{100} \right)^{3.5} \right) \left[\frac{kcal}{m^2 * hr} \right]$$

$$\Phi_{H_2O} = 3.5 * p_{H_2O}^{0.8} * (0.9 * D)^{0.6} * \left(\left(\frac{Tg}{100} \right)^{3.5} - \left(\frac{T_w}{100} \right)^{3.5} \right) \left[\frac{kcal}{m^2 * hr} \right]$$

$$\Phi_{rad} = 1.1 * (\Phi_{CO_2} + \Phi_{H_2O})$$

En las expresiones anteriores, 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, Tg es la temperatura de la corriente libre de gases en el punto de análisis y T_w es la temperatura de la pared del material en contacto con los gases de combustión. Φ_{rad} es el flujo de calor por radiación.

Para determinar el intercambio de calor por convección de los canales refrigerantes, se utilizó la ecuación de Dittus Boelter. Dependiendo el problema analizado, el exponente del Prandtl puede variar entre 0,3 y 0,4.

$$Nu = \frac{h_c * D_h}{k_c} = 0.023 * Re^{0.8} * Pr^{0.33}$$

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

En las ecuaciones anteriores, 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. Las propiedades del agua a diferentes presiones y temperaturas fueron tomadas de tablas ⁽⁵⁾ y se realizó un análisis explícito para determinar la temperatura y presión del agua en cada punto.

Del análisis realizado se obtuvo una configuración con 16 canales refrigerantes de 1mm de ancho y 1.5mm de alto, el liner interno cuenta con un espesor de 1mm y el liner externo 4mm. Para refrigerar la cámara de combustión se requiere un caudal másico de 1.3Kg/s de agua a 293K, con una presión de entrada de 42Bar descargando a 1.5Bar (se tuvo un resguardo de 0.5Bar en la descarga para el posterior tratamiento del agua utilizada hasta ser descargada a presión atmosférica).

Análisis FEM Termo-Mecánico

Del análisis 1-D se extrajo la temperatura y presión de los gases en cada punto a lo largo de la cámara de combustión, la temperatura y presión del líquido refrigerante en cada punto, los coeficientes de convección de los gases y del líquido refrigerante y el flujo de calor por radiación. Estos datos fueron introducidos como condiciones de borde para los análisis térmicos y mecánicos FEM, el acoplamiento realizado fue de una vía.

Se modeló un gajo de la cámara de combustión que cuenta con un canal refrigerante, aplicando de esta manera las condiciones de simetría en el análisis térmico y el análisis mecánico. Se realizaron dos mallas, la primera de ellas lineal para ser utilizada en el análisis térmico y la segunda cuadrática para utilizar en el análisis mecánico. En la siguiente tabla se describen ambas mallas.

Tabla 2. Mallas.

Parámetro	Malla Líneal	Malla Cuadrática
Cantidad de nodos	106652	774327
Cantidad de ejes	5818	5818
Cantidad de caras (Triángulos)	8656	86056
Cantidad volúmenes (Tetraedros)	525562	525562
Máxima relación de aspecto 2D	2.8	2.8
Máxima relación de aspecto 3D	6.4	6.4

Los materiales utilizados en cada caso fueron modelados a través de sus curvas de tracción a diferentes temperaturas, y se utilizó el modelo de termoplasticidad de Simo-Mihie⁽⁶⁾. Las propiedades de los materiales utilizados fueron extraídas de⁽⁷⁾. A continuación, se muestran las curvas y los puntos de discretización utilizados en cada material. Se supuso que la adhesión entre el liner interno y el liner externo es perfecta.

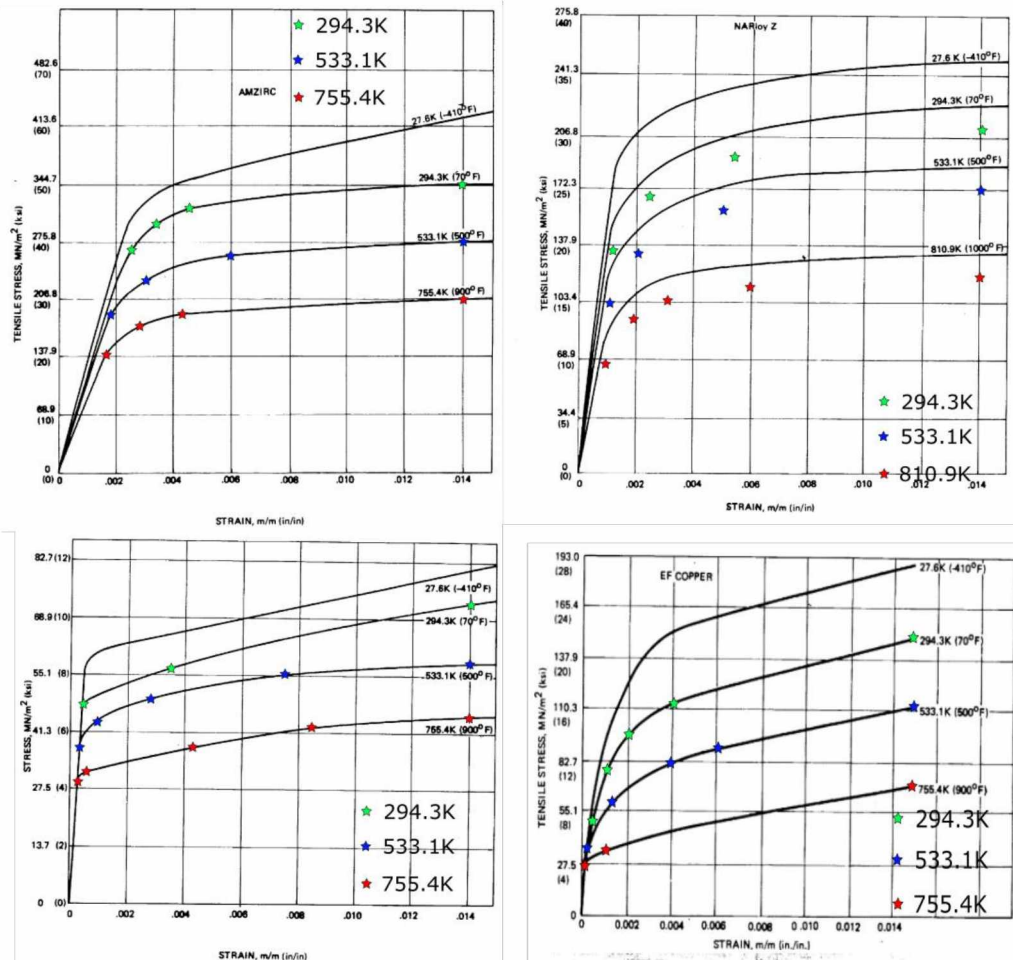


Figura 2. Propiedades de materiales.

Para aplicar las cargas mecánicas y térmicas se adoptaron los factores de seguridad descritos en⁽⁸⁾. dicho estándar es confeccionado para motores de mayor empuje, pero puede ser aplicado en caso que sea requerido a motores más pequeños. En la siguiente tabla se muestran los pasos de cálculo y las cargas actuantes en cada caso.

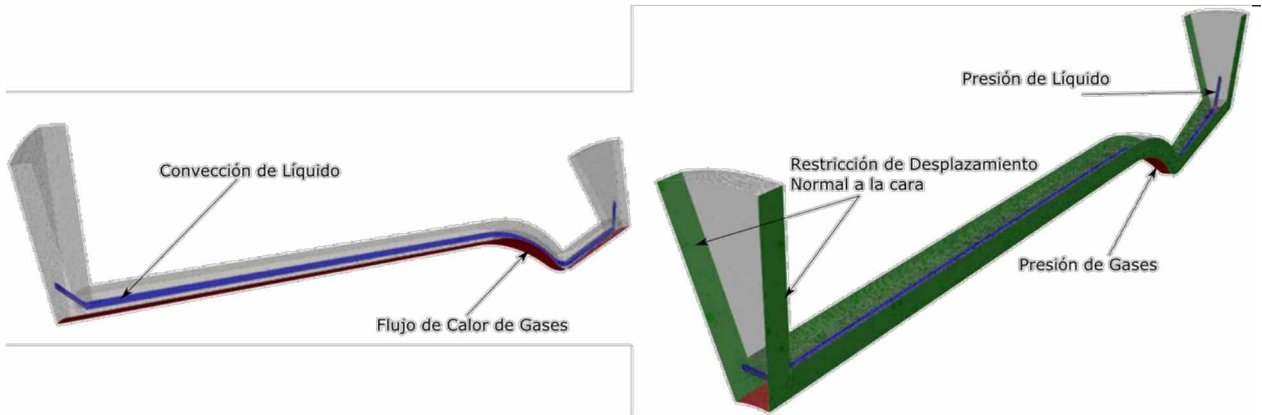


Figura 3. Condiciones de Borde.

Resultados

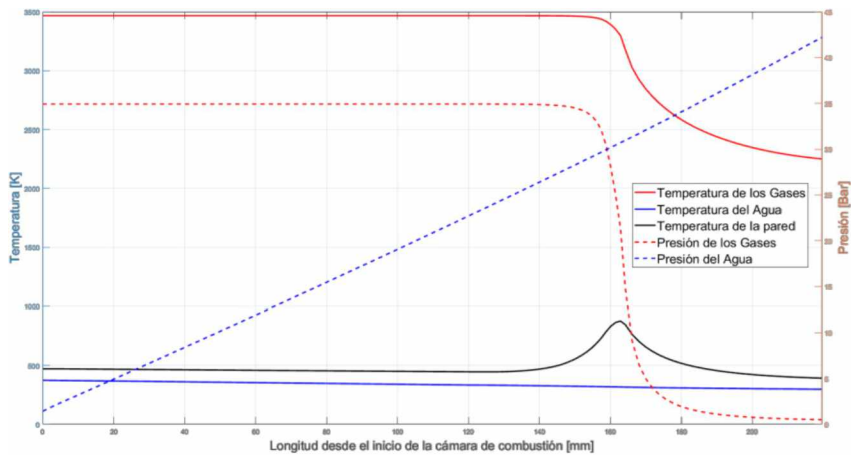


Figura 4. Resultado Análisis FEM – Modelo A.

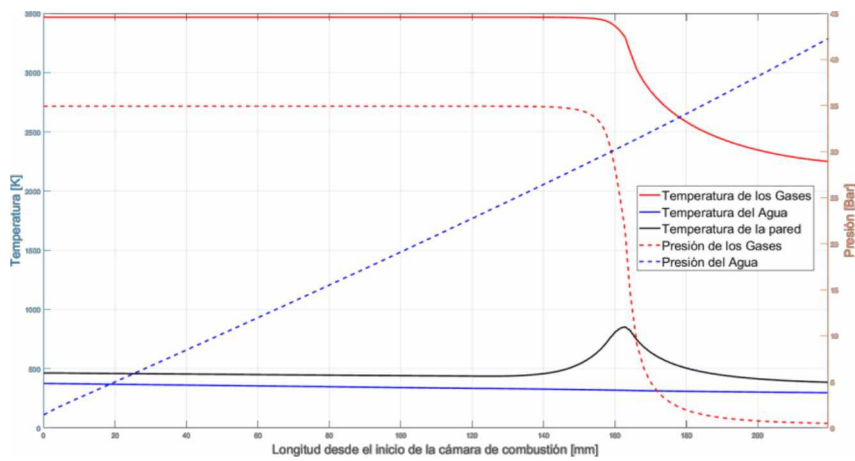


Figura 5. Resultado Análisis FEM – Modelo B.

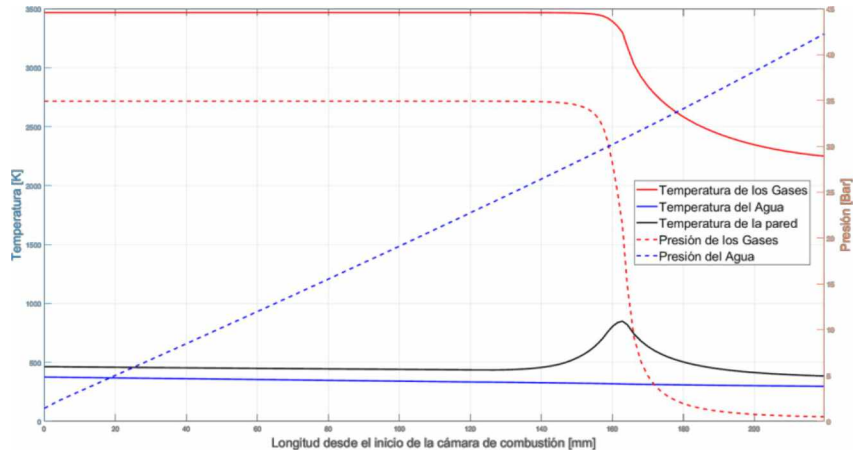


Figura 6. Resultado Análisis FEM – Modelo C.

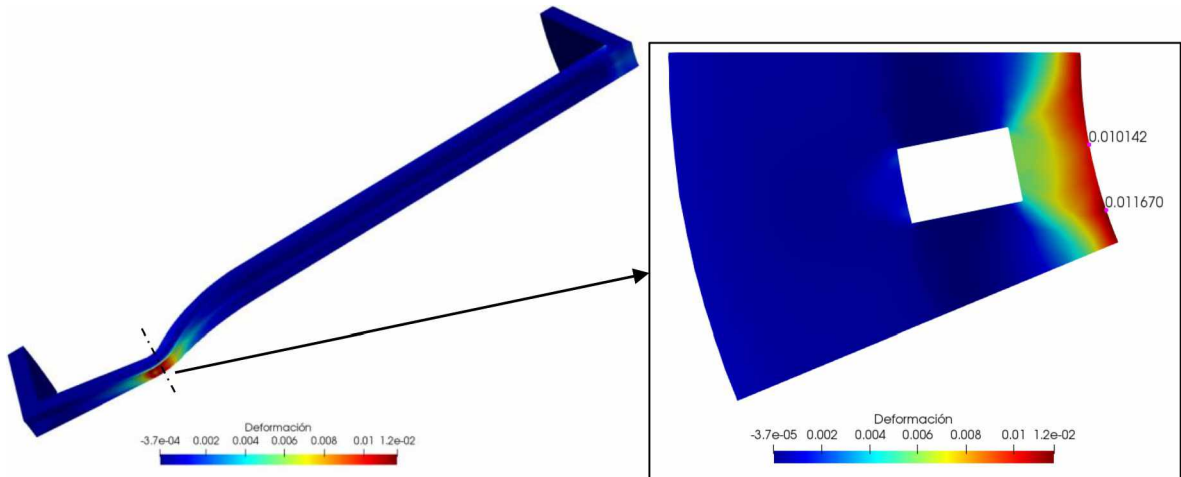


Figura 7. Resultado Análisis FEM – “effective strain” – Modelo A.

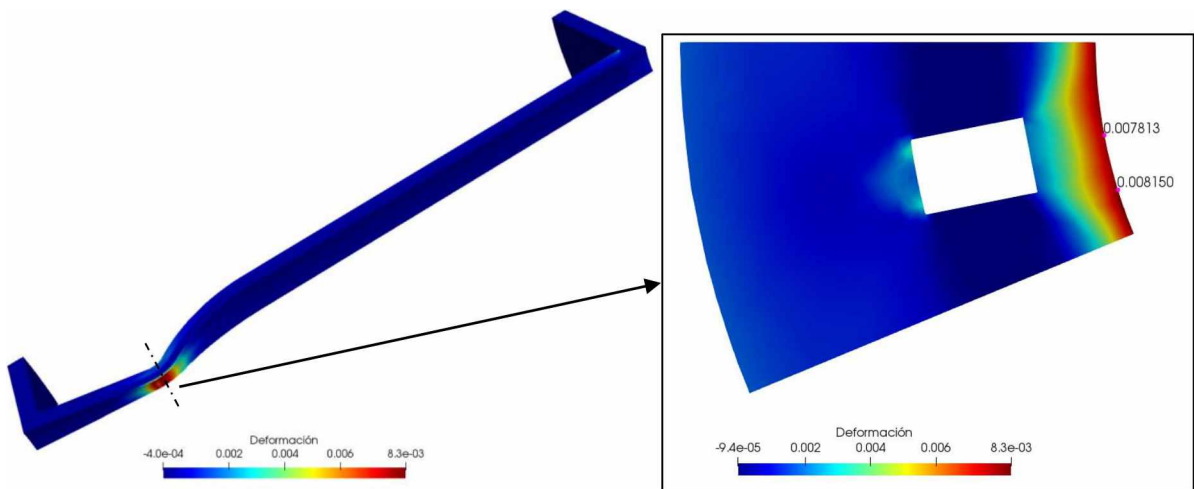


Figura 8. Resultado Análisis FEM – “effective strain” – Modelo B.

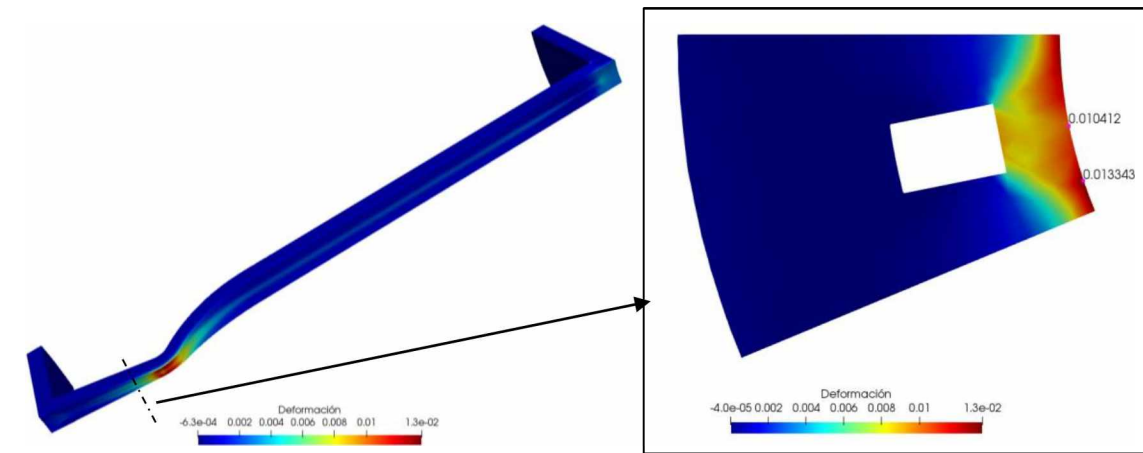


Figura 9. Resultado Análisis FEM – “effective strain” – Modelo C.

Conclusiones

Se realizó el diseño preliminar de una cámara de combustión regenerativa que admite cambios durante la evolución del proyecto, como diferentes materiales o modificaciones geométricas. Como se puede observar en los resultados de los análisis FEM, las máximas deformaciones se encuentran en la superficie del lado de los gases en la zona del tabique del canal. Este dato se corresponde con los resultados que se muestran en “SSME Main Combustion Chamber Life Prediction”⁽⁹⁾. Las deformaciones no superan en ningún caso el límite de los materiales.

A futuro debe trabajarse con un modelo térmico transitorio que permita predecir la temperatura del material durante todo el ciclo de trabajo del motor como se muestra en “Stationary and dynamic thermal analyses of cryogenic liquid rocket combustion chamber walls”⁽¹⁰⁾. También debe incluirse un modelo termo-mecánico dinámico para tener mejor predicción de la evolución del daño en cada ciclo y así estimar la vida de la cámara de combustión. Debe trabajarse también en el diseño de ensayos que permitan validar los modelos.

Referencias:

- [1] Patanella, A., & Actis, M. (2017). Diseño de un motor cohete para etapa superior con propelentes LO_x/CH₄.
- [2] Gordon, S., & McBride, B. (1994). Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications. Part 1: Analysis.
- [3] Bartz, D. R. (1957). A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients.
- [4] Barrere, M., Jaumotte, A., Fraeijs de Veubeke, B., & Vandenkerckhove, J. (1960). Rocket Propulsion.
- [5] Mathys, A., & Knorr, D. (2009). The properties of water in the pressure-temperature landscape.
- [6] Simo, J. C. & Miehe C. (1992). Associative coupled thermoplasticity at finite strains: Formulation, numerical analysis and implementation
- [7] Esposito, J. J., & Zabora, R. F. (1975). Mechanical and Physical Properties of High Performance Rocket Nozzle Materials.
- [8] NASA-STD-5012 Strength and life assessment requirements for liquid fueled space propulsion system engines (2006).
- [9] Cook, R. T., Fryk, E. E., & Newell, J. F. (1983). SSME Main Combustion Chamber Life Prediction.
- [10] Riccius, J. R., & Zametaev, E. B. (2002). Stationary and dynamic thermal analyses of cryogenic liquid rocket combustion chamber walls.