







Diseño y evaluación termomecánica de materiales compuestos ablativos de matriz polimérica para toberas de motor cohete

Design and Thermomechanical Evaluation of Polymer Matrix Ablative Composite Materials for Rocket Motor Nozzles

  Valentina Candela-Rengifo¹;  Rafael Robayo-Salazar¹;  Julián Portocarrero Hermann²;
 Gustavo Adolfo Rojas²;  Jonathan Salgado Díaz²

¹Universidad del Valle, Escuela de Ingeniería de Materiales (EIMAT), Grupo Materiales Compuestos (CENM), Cali-Colombia

²Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suarez” (EMAVI), Grupo de Investigación en Estudios Aeroespaciales (GIEA), Cali-Colombia

Correspondencia: rafael.robayo@correounivalle.edu.co

Recibido: 17 Noviembre 2024

Aceptado: 22 Octubre 2025

Disponible: 19 Noviembre 2025

Cómo citar / How to cite

V. Candela-Rengifo, R. Robayo-Salazar, J. Portocarrero Hermann, G. A. Rojas, and J. Salgado Díaz, “Diseño y evaluación termomecánica de materiales compuestos ablativos de matriz polimérica para toberas de motor cohete,” *Tecnológicas*, vol. 28, no. 64, e3318, 2025.

<https://doi.org/10.22430/22565337.3318>



Resumen

Los sistemas de propulsión de cohetes demandan materiales con alta resistencia térmica y baja densidad para las toberas de motor cohete, donde los materiales compuestos ablativos de matriz polimérica (PACM, por sus siglas en inglés) surgen como alternativa de bajo costo. Esta investigación tuvo como objetivo el diseño y caracterización de PACM basados en una resina poliéster modificada con particulados cerámicos (ladrillo refractario y cuarzo) y fibras sintéticas (de vidrio y de carbono). La metodología empleada incluyó la realización de ensayos físicos (densidad, mecánicos (resistencia a la compresión, tracción, flexión e impacto), térmicos (análisis termogravimétrico, conductividad térmica y resistencia a la llama directa) y microestructurales (microscopía electrónica de barrido). Entre los resultados obtenidos se destacó que los PACM poseen densidades de entre 1,22–1,67 g/cm³ y valores de aislamiento térmico de entre 83–90 % cuando son sometidos a la incidencia de una llama de gas propano de 1600–2000°C durante 120 s; condición que simula la combustión de un motor de cohete tipo sonda durante un vuelo de baja altura. Complementariamente, a partir de una simulación termomecánica en el software Ansys se logró establecer que los PACM diseñados soportan las condiciones térmicas a las cuales son sometidos durante la combustión del motor cohete. Sin embargo, para toberas con zona ablativa de 7 mm de espesor es necesario emplear un revestimiento (refuerzo) exterior de fibra de carbono de 2,5 mm de espesor para soportar los esfuerzos mecánicos generados por la alta presión de salida de los gases de combustión. Finalmente, se concluye que los PACM pueden ser utilizados para la manufactura de componentes de propulsión tipo toberas con materiales de fácil adquisición e inclusive más livianos que los convencionales (metales refractarios y superaleaciones), lo que contribuiría al desarrollo de misiones de cohertera experimental en países emergentes como Colombia.

Palabras clave

Ciencia y tecnología de materiales, cohetes, materiales aeroespaciales, materiales compuestos, propulsión aeroespacial.

Abstract

Rocket propulsion systems require materials with high thermal resistance and low density for rocket-motor nozzles, where polymeric ablative composite materials (PACM) emerge as a low-cost alternative. This research aimed to design and characterize polymer matrix ablative composite materials (PACM) based on a polyester resin modified with ceramic particulates (refractory brick and quartz) and synthetic fibers (glass and carbon). The methodology included physical tests (density), mechanical tests (compression, tensile, flexural, and impact strength), thermal tests (thermogravimetric analysis, thermal conductivity, and direct flame resistance), and scanning electron microscopy. The results highlighted that PACMs exhibit densities ranging from 1.22 to 1.67g/cm³ and thermal insulation values between 83% and 90% when exposed to a propane gas flame at 1600–2000°C for 120 seconds, a condition simulating the combustion of a sounding rocket motor during a low-altitude flight. Additionally, thermo-mechanical simulation using Ansys software demonstrated that the designed PACMs can withstand the thermal conditions experienced during rocket motor combustion. However, for nozzles with a 7 mm thick ablative zone, an external carbon fiber reinforcement of 2.5 mm thickness is required to endure the mechanical stresses generated by the high exhaust pressure. In conclusion, PACMs can be employed in the manufacturing of propulsion components such as nozzles using readily available materials, which are also lighter than conventional refractory metals and superalloys, thereby contributing to the development of experimental rocketry missions in emerging countries such as Colombia.

Keywords

Materials science and technology, rockets, aerospace materials, composite materials, aerospace propulsion.

1. INTRODUCCIÓN

La industria aeroespacial comúnmente emplea metales refractarios o súper aleaciones para la manufactura de los componentes de propulsión que integran los motores cohete, ya que estos tienen un excelente desempeño al ser sometidos en ambientes hipotérmicos severos [1]. No obstante, estos materiales se caracterizan por presentar altas densidades, lo que termina afectando la relación empuje/peso de los vehículos aeroespaciales [2]. Por esta razón, el sector aeroespacial se encuentra en constante búsqueda de materiales alternativos, siendo los materiales ablativos, que se caracterizan por ser materiales fungibles, una opción dentro de los denominados sistemas de protección térmica (TPS, por sus siglas en inglés) [3].

Los materiales TPS se clasifican en TPS no-ablativos y TPS ablativos. Los primeros se caracterizan por disipar la energía mediante la re-radiación, mientras los TPS ablativos se identifican por disipar la energía a través del mecanismo de ablación [4]. Conviene subrayar que los materiales TPS ablativos basados en matrices poliméricas son quienes representan la clase más amplia y versátil de estos materiales en la actualidad [5]. Además, este tipo de materiales tiene la capacidad de reducir el peso ($\approx 90\%$) de los componentes sin sacrificar las propiedades ablativas de este. Generalmente, los materiales compuestos ablativos de matriz polimérica (PACM, por sus siglas en inglés) se componen de un 30–50 % de una matriz polimérica termoestable tipo resina fenólica, epóxica, viniléster o poliéster; en la cual se adicionan materiales particulados de naturaleza cerámica y fibras con el fin de reforzar y modificar el desempeño termo-mecánico y ablativo del material [6].

Con relación al comportamiento ablativo de los PACM, al ser expuestos a un entorno hipotérmico severo (temperaturas $\leq 1600^\circ\text{C}$), estos sufren un fenómeno de pirólisis intensiva donde la matriz polimérica del compuesto se degradará térmicamente y se produce una capa carbonizada, que se caracteriza por promover la retención de los particulados cerámicos incorporados. El proceso de ablación se lleva a cabo de manera efectiva, ya que el material continúa absorbiendo calor endotérmicamente. Sin embargo, esta capa carbonizada puede sufrir delaminación y erosión, lo que puede afectar negativamente el desempeño ablativo del material [7]. Con relación a lo anterior, la incorporación de fibras cortas contribuye a mantener la integridad del compuesto y al reforzamiento mecánico de la capa carbonosa en formación [6]. Conviene mencionar que los PACM no logran resistir por sí solos las presiones internas generadas por los gases de combustión, de ahí que sea necesario reforzar externamente la zona ablativa con un material que posea una alta resistencia específica, como la fibra de carbono. A esta capa de refuerzo se le denomina zona estructural.

Al respecto, el Grupo de Investigación en Estudios Aeroespaciales (GIEA) de la Fuerza Aeroespacial Colombiana (FAC), ha desarrollado previamente investigaciones en las que se emplearon matrices poliméricas reforzadas con partículas cerámicas y fibras para aplicaciones ablativas [3], [6]. Estos trabajos permitieron establecer metodologías de diseño, procesamiento y caracterización de PACM, así como validar su desempeño térmico y mecánico en condiciones controladas. Tales avances sentaron las bases técnicas y experimentales que dieron origen al presente estudio, orientado a optimizar las formulaciones mediante el uso de materiales alternativos y a evaluar su desempeño en condiciones más próximas a escenarios operativos reales.

En Colombia, el desarrollo de tecnologías de propulsión de cohetes es aún incipiente, y el acceso a conocimiento especializado está fuertemente restringido por normativas internacionales como el ITAR de los Estados Unidos (Reglamento sobre el Tráfico Internacional de Armas), así como por las políticas de reserva tecnológica de los países que poseen sistemas avanzados de propulsión. En este contexto, el desarrollo de PACM constituye un paso estratégico para la construcción de capacidades nacionales en tecnologías de propulsión y coherencia. Estos avances no solo permiten el diseño y manufactura de toberas para cohetes sonda de baja altitud en el marco de misiones experimentales, sino que sientan las bases para el desarrollo, a mediano plazo, de sistemas más sofisticados, incluyendo cohetes suborbitales, orbitales e incluso plataformas de propulsión para aplicaciones en defensa. Adicionalmente, el actual contexto geopolítico, caracterizado por tensiones internacionales y restricciones en el suministro de hardware aeroespacial y de defensa, resalta la importancia de alcanzar un grado de autonomía tecnológica en estas áreas. En este sentido, la presente investigación contribuye a fortalecer la independencia tecnológica del país mediante el desarrollo local de materiales y conocimientos que soporten el avance hacia soluciones de propulsión más avanzadas, alineadas con los objetivos estratégicos de la Fuerza Aeroespacial Colombiana (FAC) y con intereses de alcance nacional.

En efecto, esta investigación tuvo como objetivo el diseño y caracterización de PACM, basados en una matriz de resina poliéster reforzada con particulados cerámicos reciclados y fibras sintéticas, para la fabricación de toberas de motor cohete. La validación de los PACM desarrollados en esta aplicación aeroespacial se realizó a través de simulaciones termomecánicas mediante el software Ansys.

2. MATERIALES Y MÉTODOS

2.1 Materias primas

Para la obtención de los PACM se empleó una matriz de resina poliéster (PE) insaturada y preacelerada y dos tipos de refuerzos: particulados cerámicos (ladrillo refractario [LR] y cuarzo [Q]) y fibras sintéticas (fibra de vidrio [FV] y fibra de carbono [FC]). El LR proviene de piezas refractarias consideradas como desecho luego de actividades de reparación de muflas (hornos), las cuales fueron trituradas y molidas finamente por medio de una trituradora de mandíbulas y un molino de bolas, respectivamente. Las curvas de distribución granulométrica obtenidas vía granulometría laser de ambos particulados (LR y Q) se pueden observar en la Figura 1. Se percibió que el LR tiene una distribución de tamaño de partícula que va desde los 1,09 μm hasta los 831,76 μm , con un tamaño promedio de 56,9 μm . Por su parte, las partículas de Q tienen una distribución de partículas con tamaños desde los 1,09 μm hasta 104,71 μm , con un tamaño promedio de 21,9 μm . El análisis granulométrico se realizó a través de un granulómetro láser Mastersizer-2000 de Malvern Instruments.

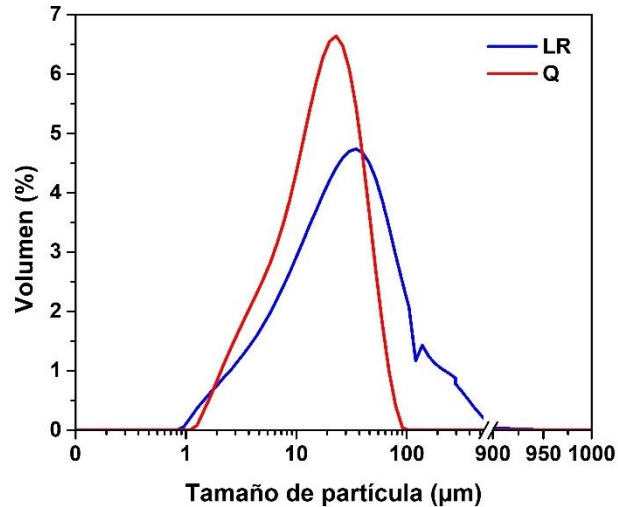


Figura 1. Curvas de distribución granulométrica de los particulados cerámicos (ladrillo refractario (LR) y Cuarzo (Q)). Fuente: elaboración propia.

Así mismo, a través de microscopía electrónica de barrido (SEM, por sus siglas en inglés) (véase Figura 2) se corroboró la distribución de tamaño de partículas reportada anteriormente para ambos materiales cerámicos. Además, por medio de estas imágenes se logró evidenciar que ambos particulados cerámicos poseen una morfología angular; factor que influye positivamente en el anclaje entre la matriz y el refuerzo particulado o filler [8]. También, al examinar la superficie de estos particulados se percibió que la partícula de Q se caracteriza por tener una superficie lisa, mientras que la partícula de LR tiene una superficie irregular y porosa, que favorece las propiedades aislantes de este material. Las imágenes SEM fueron obtenidas en un microscopio JEOL JSM-6490LV con un voltaje de aceleración de 20 kV. La densidad real del LR y Q, determinada por medio de un picnómetro de helio Ultrapyc 3000 de Anton Par, fue de $2,52 \text{ g/cm}^3$ y $2,68 \text{ g/cm}^3$, respectivamente.

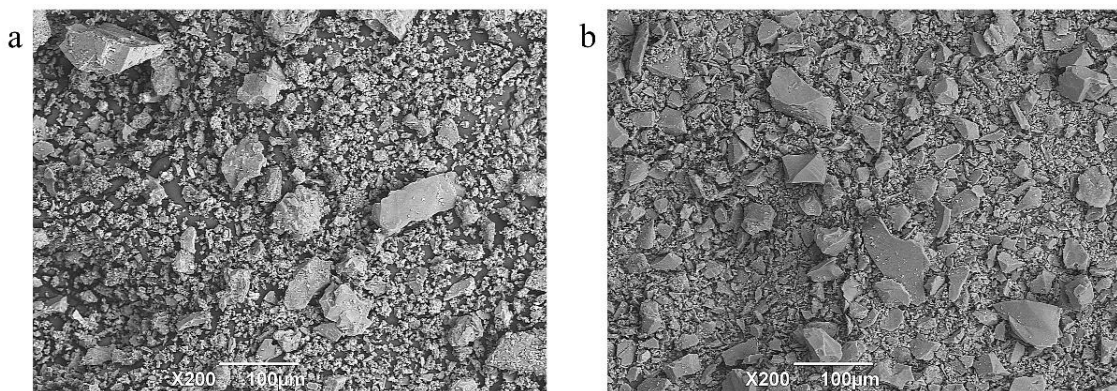


Figura 2. Microscopía electrónica de barrido (SEM) (a 200x) de los particulados cerámicos: a) ladrillo refractario (LR) y b) Cuarzo (Q). Fuente: elaboración propia.

La composición química de los particulados cerámicos empleados se determinó mediante fluorescencia de rayos X (FRX, por sus siglas en inglés), cuyos resultados se expresan en forma de óxidos en la Tabla 1. Para el ensayo se utilizó un Espectrómetro de Fluorescencia de Rayos-X secuencial por longitud de onda dispersiva (WDXRF, por sus siglas en inglés) marca PANalytical modelo AXIOS mAX, equipado con un tubo de Rodio con una potencia máxima de 4,0 kW.

Tabla 1. Composición química determinada vía Fluorescencia de Rayos-X (FRX) de los particulados cerámicos (LR y Q). Fuente: elaboración propia.

Óxidos	LR	Q
SiO ₂	28,11	94,48
Al ₂ O ₃	14,8	3,81
Na ₂ O	15,55	0,01
CaO	13,46	0,02
K ₂ O	3,16	0,04
Fe ₂ O ₃	0,67	0,14
TiO ₂	0,64	0,11
Otros	4,85	0,08
LOI	18,76	1,31

El análisis mostró que el LR está constituido principalmente por SiO₂ (28,11 %), Al₂O₃ (14,80 %), Na₂O (15,55 %), CaO (13,46 %) y una pérdida por ignición (LOI) de 18,76 %, lo que refleja la presencia de fases volátiles y compuestos residuales. También se identificaron contenidos menores de K₂O (3,16 %), Fe₂O₃ (0,67 %), TiO₂ (0,64 %) y trazas de otros óxidos como MgO, SO₃, SrO y PbO, lo cual caracteriza al material como un aluminosilicato complejo con presencia de óxidos alcalinos y alcalinotérreos que aportan refractariedad y estabilidad térmica, justificando su selección como carga cerámica reciclada.

Por su parte, el Q presentó una composición dominada por SiO₂ (94,48 %), acompañado de un contenido menor de Al₂O₃ (3,81 %) y trazas de óxidos como Na₂O, MgO, CaO, K₂O y Fe₂O₃, además de una pérdida por ignición de 1,31 %, lo que confirma su elevada pureza y su idoneidad como refuerzo cerámico con alta estabilidad térmica y resistencia química.

Con respecto a la caracterización de las fibras utilizadas como refuerzo para la fabricación de los PACM, la densidad real de la FV y FC fue de 2,54 g/cm³ y 1,80 g/cm³, respectivamente. La longitud y diámetro de la FV fue de 5 mm y 27,36 μm, respectivamente y para el caso de la FC estos valores fueron de 5 mm y 6,52 μm. Comparando ambas fibras es correcto afirmar que, la FC posee un diámetro menor que la FV, otorgándole una mayor relación de aspecto (L/D) o esbeltez (FV=183 vs. FC=767), lo que podría favorecer el desempeño mecánico de los materiales compuestos [9]. Por otra parte, la Figura 3 muestra las micrografías SEM realizadas a las fibras, donde se percibió que las FV tienen una superficie más lisa que las FC, las cuales presentan rugosidades en su superficie, factor que podría influir positivamente en el anclaje fibra-matriz.

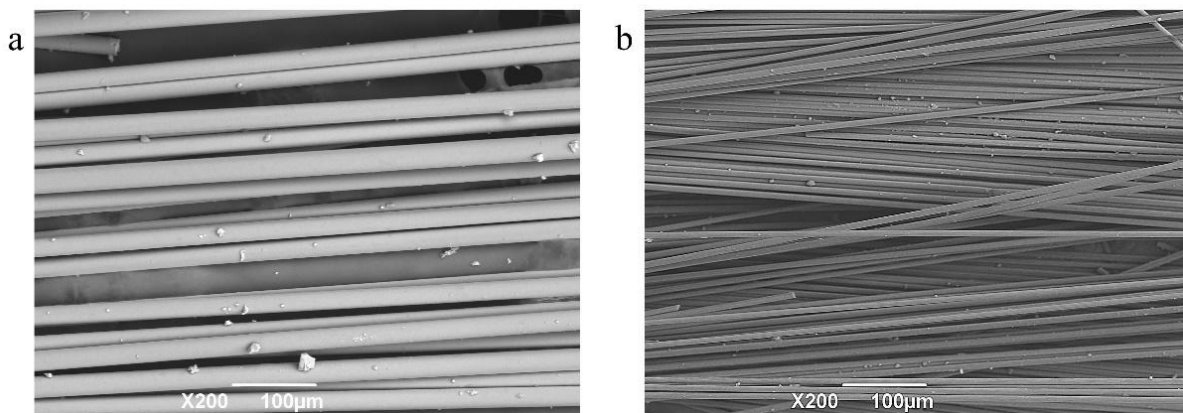


Figura 3. Microscopía electrónica de barrido (SEM) (a 200x) de las fibras de refuerzo: a) fibra de vidrio (FV) y b) fibra de carbono (FC). Fuente: elaboración propia.

2.2 Diseño y dosificación de los PACM

Con el propósito de evaluar la influencia de la adición de los particulados cerámicos (LR y Q) sobre las propiedades fisicomecánicas de los materiales compuestos, se realizaron diferentes diseños de mezclas, donde se modificó el porcentaje (en peso) del material particulado cerámico (30 %, 40 %, 50 % y 60 %) como se muestra en la Tabla 2.

Tabla 2. Dosificación (en peso) de los materiales compuestos (PACM) con particulados cerámicos (LR y Q). Fuente: elaboración propia.

Materia prima		Contenido (% en peso)			
PACM-LR	Resina PE	70	60	50	40
	Ladrillo refractario (LR)	30	40	50	60
PACM-Q	Resina PE	70	60	50	40
	Cuarzo (Q)	30	40	50	60

Posterior a la selección del compuesto con mejor desempeño fisicomecánico entre los anteriores (Tabla 2), se realizaron nuevos diseños de mezclas de PACM donde se incorporaron los dos tipos de fibras (FV y FC) y se varió el porcentaje de cada una de ellas (V1, V2 y V3). Conviene subrayar que, para fines comparativos, el cálculo del contenido de fibra se realizó en volumen y posteriormente se encontró su equivalencia en peso. Es decir, se buscó tener un mismo volumen de refuerzo para ambos tipos de fibras, pues existe una diferencia entre sus densidades ($FV=2,54 \text{ g/cm}^3$ y $FC=1,80 \text{ g/cm}^3$), de ahí que, los porcentajes en peso de las fibras de vidrio sean 0,5 %, 1,0 % y 1,5 % y para las fibras de carbono sean de 0,33 %, 0,67 % y 1,0 %, de manera equivalente (véase Tabla 3).

Tabla 3. Dosificación (en peso) de los PACM con la incorporación de fibras (FV y FC). Fuente: elaboración propia.

Materia prima		Contenido (% en peso)		
		V1	V2	V3
PACM-LR-FV	Resina PE	50	50	50
	Ladrillo refractario (LR)	50	50	50
	Fibra de vidrio (FV)	0,5	1,0	1,5
PACM-LR-FC	Resina PE	50	50	50
	Ladrillo refractario (LR)	50	50	50
	Fibra de carbono (FC)	0,33	0,67	1,0
PACM-Q-FV	Resina PE	50	50	50
	Cuarzo (Q)	50	50	50
	Fibra de vidrio (FV)	0,5	1,0	1,5
PACM-Q-FC	Resina PE	50	50	50
	Cuarzo (Q)	50	50	50
	Fibra de carbono (FC)	0,33	0,67	1,0

Con base en las dosificaciones reportadas en la Tabla 2 y Tabla 3 se fabricaron placas de 195 x 135 x 7 mm (largo x ancho x espesor) mediante el proceso de moldeo por compactación, utilizando el método representado en la Figura 4. Las mezclas fueron prensadas con el fin de disminuir la cantidad de burbujas de aire atrapadas durante las etapas de mezclado y vaciado en el molde. Para el prensado se utilizó una prensa hidráulica (Jack-6t), manteniendo la presión constante hasta garantizar el endurecimiento y un espesor final de 7–8 mm en las placas. Tras el desmoldeo, las placas se sometieron a curado térmico a 60°C durante 6 h (véase Figura 4).

Estas placas fueron utilizadas para el ensayo de ablación (llama directa) y el mecanizado de probetas para los ensayos fisicomecánicos.

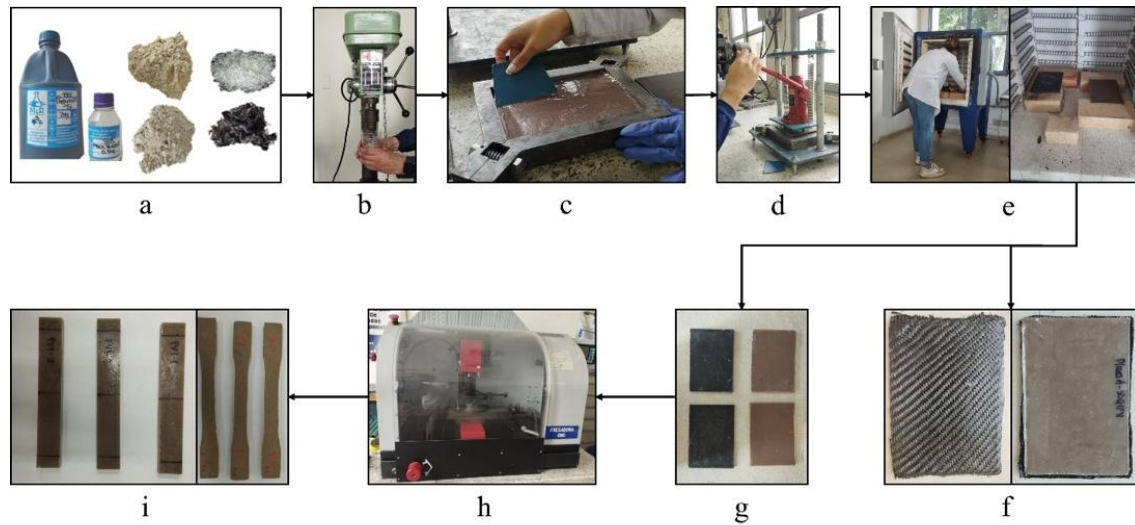


Figura 4. Metodología seguida para la fabricación de las placas de PACM y mecanizado de probetas: a) materias primas, b) proceso de mezclado en un taladro de árbol, c) vertimiento de la mezcla y conformado de la placa en el molde, d) proceso de prensado hidráulico para la obtención de placas, e) proceso de curado térmico (60°C durante 6 horas), f) vista general de la zona estructural (izquierda) y zona ablativa (derecha) de las placas utilizadas en el ensayo de ablación (llama directa), g) vista general de las placas utilizadas para el ensayo de ablación (llama directa), h) proceso de mecanizado CNC de las placas, i) probetas obtenidas mediante corte CNC utilizadas para la caracterización fisicomecánica de los PACM. Fuente: elaboración propia.

2.3 Ensayos y técnicas de caracterización

Los PACM producidos fueron sometidos a una caracterización física, mecánica, y térmica. La caracterización física se llevó a cabo siguiendo el procedimiento descrito por la norma ASTM D792, con el propósito de determinar la densidad de los compuestos. Para la caracterización mecánica se realizaron los siguientes ensayos: resistencia a la compresión, de acuerdo con la norma ASTM D6641, utilizando probetas tipo cubo de 20 mm de lado; resistencia a la flexión, teniendo en cuenta lo establecido por la norma NTC 3201 y usando probetas tipo viga con dimensiones de 130 mm x 20 mm x 5 mm; resistencia a tracción según lo expresado por la norma NTC 595, usando probetas tipo hueso (III); y resistencia al impacto con base a lo descrito en la norma NTC 943 y empleando probetas tipo viga con dimensiones de 63,5 mm x 10 mm x 5 mm y una muesca en el centro de 0,5 mm de profundidad. Conviene resaltar que, los ensayos de resistencia a la compresión, flexión y tracción se realizaron en una máquina universal de ensayo Tinius Olsen H50KS y el ensayo de impacto fue llevado a cabo en un péndulo de caída libre referencia Tinius Olsen Model Impact 104.

Con relación a la caracterización térmica se realizaron cuatro ensayos. El primero fue el análisis térmico diferencial, el cual se llevó a cabo con base en lo establecido en la norma ASTM E968, con una velocidad de calentamiento de 10°C/min y un flujo de nitrógeno de 100 ml/min, hasta una temperatura máxima de 1000°C. El segundo ensayo fue el de conductividad térmica, el cual se llevó a cabo siguiendo lo descrito por la norma ISO 22007-2 para determinar la conductividad térmica, difusividad térmica y capacidad calorífica específica por unidad de volumen de los PACM. El tercer ensayo corresponde a la prueba de llama directa o ensayo de ablación, la cual se realizó adaptando el procedimiento descrito en la norma ASTM E285. El montaje de esta prueba se realizó como se muestra en la Figura 5, donde la distancia entre la boquilla del soplete y la placa del PACM a ensayar fue de 25,4 mm (1 pulgada). El soplete

empleado para esta prueba utilizó gas propano MAP-PRO como combustible; con un flujo de calor equivalente a 835 W/cm^2 y una velocidad de los gases fríos sin reaccionar de 210 m/s . La duración del ensayo de llama directa fue de 120 s , teniendo como referencia que este tiempo es suficiente para llevar a cabo una misión de baja altura utilizando un cohete experimental tipo sonda. El ensayo de llama directa incluyó la determinación de la resistencia térmica tanto de la zona ablativa (PACM) (véase Figura 5c) como de la zona estructural (véase Figura 5d). Cabe resaltar que, la zona estructural se elaboró mediante la técnica de laminado manual o "Hand Layup", obteniendo un laminado de tres capas $[0^\circ/45^\circ/90^\circ]$ de fibra de carbono tipo malla unidas entre sí por impregnación de resina PE, con un espesor total aproximado de 1 mm .

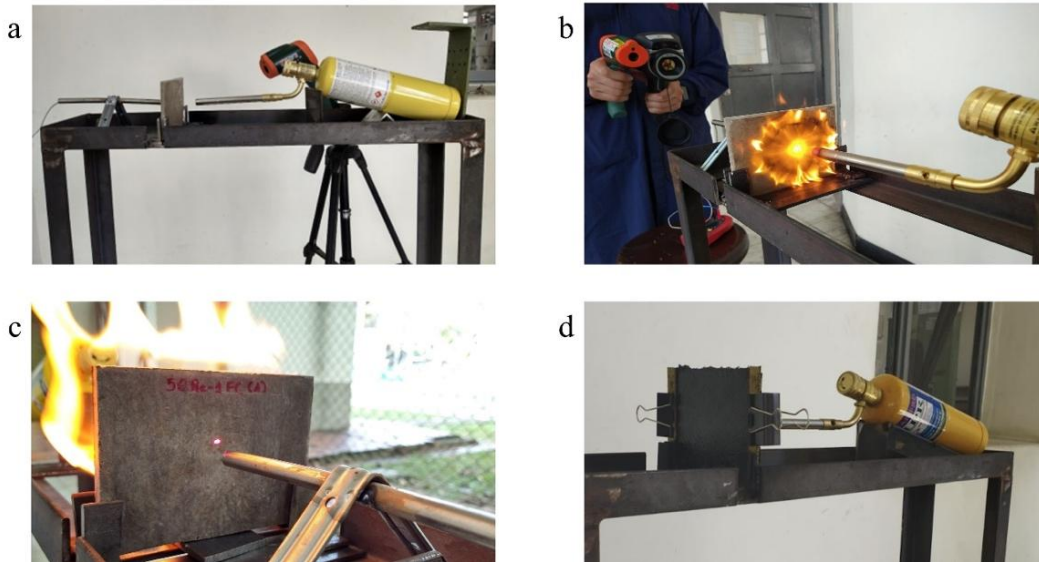


Figura 5. Montaje para la prueba de ablación (llama directa): a) equipos utilizados, b) vista de la incidencia directa de la llama sobre la placa de PACM, c) y d) vista de la cara opuesta a la incidencia de la llama. En la imagen (c) se muestra la zona opuesta de una placa de PACM (zona ablativa) y en la imagen (d) se muestra la zona opuesta de una placa con refuerzo estructural de fibra de carbono.

Fuente: elaboración propia.

Complementario a la caracterización térmica, se realizó una inspección de la zona térmicamente afectada por el calor mediante microscopía electrónica de barrido (SEM), utilizando un microscopio JEOL JSM-6490LV con un voltaje de aceleración de 20 kV . Con relación a las probetas usadas en el SEM, estas tuvieron un área superficial de inspección de aproximadamente 1 cm^2 . Así mismo, las muestras se adhirieron sobre una cinta de carbono y posteriormente se les realizó un metalizado superficial con oro para generar una superficie conductora.

Con el fin de validar la aplicación de los PACM obtenidos en la fabricación de componentes de propulsión se diseñó la tobera de un motor cohete y se sometió a una simulación termomecánica mediante análisis computacional. El diseño de la tobera fue realizado mediante el uso del software CAD (diseño asistido por computadora) SolidWorks, logrando obtener un modelo 3D de este componente y los planos de fabricación. Cabe subrayar que, los diseños de la tobera fueron elaborados siguiendo la metodología SRM (Solid Rocket Motor Design) propuesta por Richard Nakka [10]. Finalmente, se definieron las variables y condiciones de la simulación, las cuales se detallan en la sección 3.4. Conviene resaltar que, esta simulación reunió los fenómenos físicos de flujo de fluidos, transferencia de calor y mecánica de sólidos por medio del análisis numérico, utilizando el método de elementos y volúmenes finitos, y empleando el software de simulación Ansys.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1 Efecto de la incorporación de particulados cerámicos (LR y Q) sobre las propiedades físico-mecánicas de los PACM

En términos generales, se observó que, al incrementar la cantidad de particulados cerámicos (LR y Q) en la matriz de resina PE, se presentaban cambios en los valores de densidad de los compuestos (Figura 6). Con relación a lo anterior, tanto el LR como el Q presentan una densidad real mayor que la matriz (resina PE) ($1,22 \text{ g/cm}^3$) [8], lo que explica su influencia sobre esta propiedad [11]. Para el caso de los PACM-LR, los valores de densidad oscilan entre $1,44 \text{ g/cm}^3 - 1,54 \text{ g/cm}^3$ y para los PACM-Q entre $1,40 \text{ g/cm}^3 - 1,67 \text{ g/cm}^3$ (véase Figura 6), es decir, se presentó una mayor densificación en los compuestos que contienen Q. Conviene resaltar que, los PACM con adición de 30 % y 40 % de LR presentaron una tendencia a la generación de poros cerrados (burbujas) que disminuyeron la densidad del compuesto, efecto que se invirtió al añadirse 50 % y 60 % del particulado. Este fenómeno al parecer fue desencadenado por una reacción entre el particulado y la resina PE, hipótesis que merece ser estudiada en futuras investigaciones.

Con respecto a los resultados de resistencia a la compresión (Figura 6), para los PACM-LR se obtuvieron resistencias entre 35–75 MPa, con resistencias específicas (sobre la densidad) entre 98,4–112,0, siendo el compuesto con el mejor desempeño físico-mecánico el adicionado con 50 % LR. Para el caso de los PACM-Q, las resistencias a compresión para las diferentes mezclas fueron similares y variaron entre 98–111 MPa, con una resistencia específica entre 76,9–83,0. A pesar de que la diferencia no fue tan significativa, el Q promovió una mayor resistencia en los compuestos. La selección del porcentaje óptimo de Q tuvo en cuenta aspectos de trabajabilidad y facilidad de moldeo, siendo la mezcla con adición del 50 % la que favoreció el proceso de conformado de las placas de PACM. Se evidenció que, contenidos de carga cerámica superiores al 50 % reducían la trabajabilidad de la mezcla, haciéndola más viscosa y dificultando el proceso de conformado.

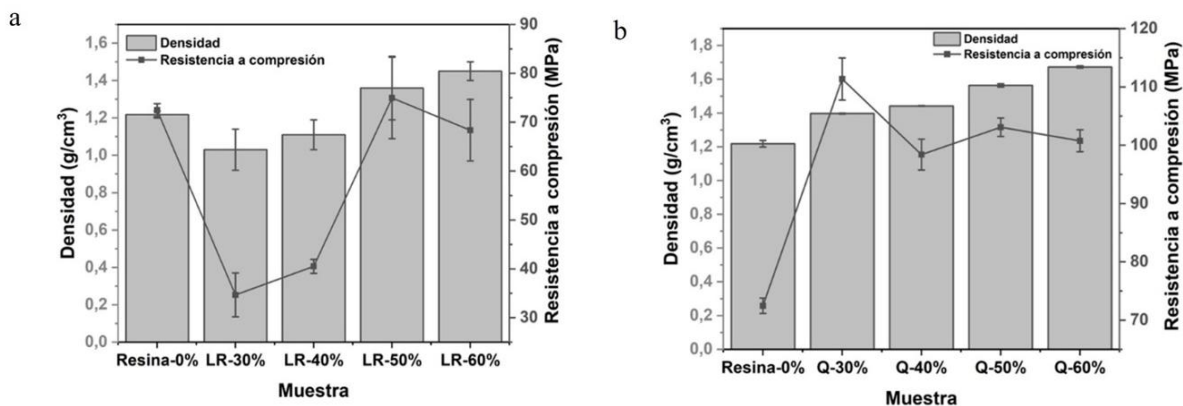


Figura 6. Resultados de los ensayos de densidad y resistencia a la compresión: a) compuestos con incorporación de LR y b) compuestos con incorporación de Q. Fuente: elaboración propia.

Comparando los PACM fabricados se percibió que los PACM-Q presentaron aumentos más significativos en la resistencia a la compresión que los PACM-LR. La mejora del desempeño mecánico de estos compuestos radicó en las características que poseen los particulados [12], ya que, el Q se caracteriza por ser una partícula dura y compacta, mientras que, el LR se caracteriza por tener una estructura porosa, tal como se muestra en la Figura 2. Por otra parte, comparando la caracterización mecánica de los PACM elaborados con los resultados de una investigación anterior [6], se observó que adiciones de escoria siderúrgica (ES), escoria de aluminio (EA), escoria de fundición (EF) y residuo cerámico (RC), promueven mejores

propiedades mecánicas que los PACM con carga cerámica de LR, mientras que, los PACM con carga de Q tuvieron un mejor desempeño mecánico que los compuestos desarrollados en el anterior estudio [6].

3.2 Caracterización fisicomecánica de los PACM con incorporación de fibras (FV y FC)

A partir del 50 % de particulado (LR y Q) fijado anteriormente como contenido óptimo, se estudió el efecto de la incorporación de las fibras de refuerzo (FV y FC). La Tabla 4 presenta la caracterización fisicomecánica de los compuestos PACM-LR-FV, PACM-LR-FC, PACM-Q-FV y PACM-Q-FC. En general, para ambos tipos de compuestos, se observa un ligero incremento en la densidad con respecto a la mezcla patrón (100 % resina PE). Esto debido a la incorporación de las cargas cerámicas y fibras, que, como se había mencionado anteriormente, son materiales con mayor densidad que la matriz. En cuanto a las propiedades mecánicas se observó que, el mejor desempeño fisicomecánico se genera cuando hay una incorporación de 1 % de FV y 0,67 % de FC [9]. Así mismo, durante la producción de las placas se observó que a medida que se añadían mayores porcentajes de fibras la viscosidad de la mezcla aumentaba [13], lo que dificultó el conformado de las piezas finales y generó un mayor número de defectos y porosidades, afectando las propiedades mecánicas de los compuestos.

Tabla 4. Caracterización fisicomecánica de los PACM con adición de fibras (FC y FV).
Fuente: elaboración propia.

Material	Densidad (g/cm ³)	Resistencia a la flexión (MPa)	Resistencia a la tracción (MPa)	Resistencia al impacto (J/m)
Resina PE (100 %)	1,22	46,45	18,58	1,77
50LR-0,5FV	1,43	34,41	18,48	8,50
50LR-1,0FV	1,22	36,48	11,82	11,96
50LR-1,5FV	1,50	38,52	17,01	12,19
50LR-0,33FC	1,49	31,74	16,06	10,29
50LR-0,67FC	1,48	38,08	17,97	8,99
50LR-1,0 FC	1,50	40,34	17,02	12,72
50Q-0,5FV	1,62	48,10	23,81	11,05
50Q-1,0FV	1,63	49,42	21,82	18,05
50Q-1,5FV	1,64	47,43	13,82	14,77
50Q-0,33FC	1,67	45,31	27,40	13,10
50Q-0,67FC	1,60	34,37	14,76	21,19
50Q-1,0 FC	1,61	31,76	18,72	19,87

Se debe subrayar que, en este estudio no fueron empleados grandes volúmenes de fibras, ya que, el objetivo de la utilización de estas es la retención de la capa carbonosa que se genera posterior al fenómeno de pirólisis de la matriz de resina PE y no el de mejorar las propiedades mecánicas del material compuesto (acción de reforzamiento).

3.3 Caracterización térmica de los PACM con incorporación de fibras (FV y FC)

3.3.1 Análisis térmico diferencial

A través del análisis térmico diferencial se logró observar que los PACM fabricados presentaron pérdidas de peso similares, siendo este valor para los PACM-LR de un 53,9-54,2 % y para los PACM-Q de un 49,1-49,6 %. Así mismo, a través de las curvas TGA (véase Figura 7a) se percibió que los PACMs-Q presentaron una desaceleración en las reacciones de pirólisis a una

temperatura de 500°C [14], debido a las características otorgadas por el particulado cerámico empleado. Con respecto a las curvas DTG o la derivada de la curva anterior (véase Figura 7b), se examinó que el primer pico de los PACM-LR está relacionado con el agua física que contiene la muestra [15], la cual se pierde o evapora a una temperatura aproximada de 100°C. El segundo pico está asociado a la degradación de la matriz polimérica de los PACM [16]. Para el caso de los PACM-Q, estos presentaron un único pico representativo que está vinculado con la degradación de la matriz [14], [17], [18]. Finalmente, por medio de la Figura 7b se percibió que el fenómeno de pirólisis de la matriz inició entre un rango de temperaturas de 200–250°C.

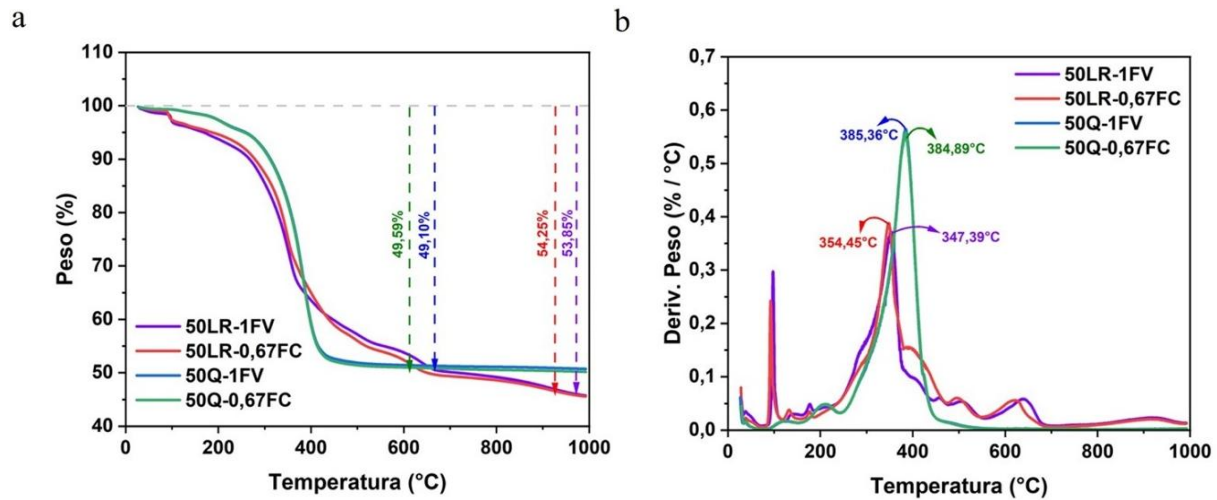


Figura 7. Resultados del ensayo de análisis térmico diferencial de los PACM: a) TGA y b) DTG. Fuente: elaboración propia.

3.3.2 Ensayo de conductividad térmica

La Tabla 5 muestra los resultados de conductividad térmica obtenidos para los PACM. Por medio de esta técnica, se percibió que los PACM-LR presentaron conductividades térmicas menores que los PACM-Q, es decir, los primeros compuestos presentaron una menor capacidad de transmitir calor que los segundos. Por todo esto, es posible afirmar que los PACM-LR poseen un mejor desempeño aislante que los PACM-Q. No obstante, al comprar los resultados de los compuestos ablativos elaborados con el material de referencia (resina PE) se evidencia un incremento de la conductividad y difusividad térmica. Este fenómeno se encuentra relacionado con la incorporación de las fibras (FV y FC), ya que, los tipos de fibras utilizados se caracterizan por reportar mayores valores en estas propiedades.

Tabla 5. Resultados del ensayo de conductividad térmica de los PACM.

Fuente: elaboración propia.

Muestra	Conductividad térmica (W/m·K)	Difusividad térmica (mm ² /S)	Calor específico (MJ/m ³ K)
Resina PE	0,212	0,128	1,656
50LR	0,3046 ± 0,0043	0,2075 ± 0,0115	1,470 ± 0,060
50LR-1FV	0,3229 ± 0,0081	0,2109 ± 0,0205	1,537 ± 0,111
50LR-0,67FC	0,3444 ± 0,0054	0,2378 ± 0,0241	1,455 ± 0,125
50Q	0,5681 ± 0,0003	0,3989 ± 0,0040	1,425 ± 0,013
50Q-1FV	0,5981 ± 0,0078	0,3858 ± 0,0052	1,527 ± 0,000
50Q-0,67FC	0,6163 ± 0,0199	0,4101 ± 0,0235	1,507 ± 0,135

3.3.3 Ensayo de llama directa (ablación)

Para el ensayo de llama directa o ablación se registró la temperatura de los PACM a diferentes tiempos de exposición, permitiendo construir los perfiles térmicos y calcular los índices de aislamiento de los compuestos desarrollados. La Figura 8a muestra el perfil térmico de los PACM, donde se observó que estos alcanzaron temperaturas entre los 167°C y los 247°C en la cara posterior a la de incidencia de la llama [14]; obteniéndose así, un aislamiento térmico entre 83 % y 90 %. Estos valores de aislamiento se calcularon teniendo en cuenta que la temperatura de la llama incidente se encuentra entre los 1600–2000°C y que las placas fabricadas tenían un espesor de 7 mm. El material de referencia (resina PE sin refuerzos) presentó una degradación evidente tras la exposición a la llama, generando fracturas y una falla total a los 40 segundos. Por su parte, la Figura 8b muestra los porcentajes de pérdidas de masa que presentaron los compuestos después del ensayo de ablación, los cuales se encontraron entre 7,5–17,6 %.

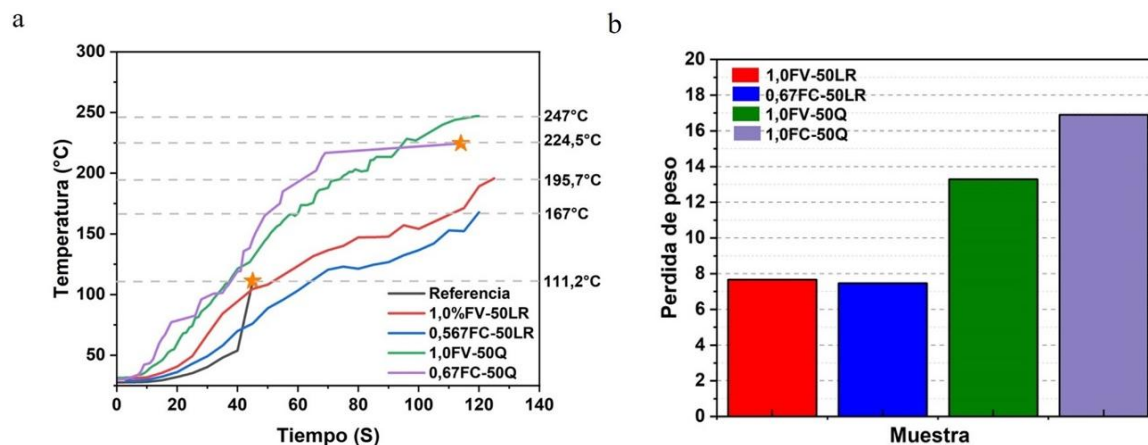


Figura 8. Resultados del ensayo de ablación (llama directa): a) perfil térmico y b) pérdida de peso (%) de los PACM. Fuente: elaboración propia.

La Figura 9 muestra la apariencia final de las placas luego de ser sometidas al ensayo de ablación. Las imágenes relacionan la cara de incidencia directa de la llama y la cara opuesta. En general, para la zona de incidencia directa de la llama se observa que todas las placas presentaron la formación de una capa carbonosa, lo que asegura que el proceso de pirólisis se llevó a cabo [19]. Con respecto a la cara opuesta a la incidencia de la llama, se evidencia que los PACM-LR presentaron un mejor aspecto, e incluso en algunos casos fue difícil identificar a simple vista una zona afectada por el calor; a diferencia de los PACM-Q, donde la zona afectada por el calor fue mayor y adicionalmente se observó un fenómeno de pandeo lateral de las placas de hasta 10,76 mm (véase Figura 10).

A partir de los resultados obtenidos en el ensayo de llama directa se calcularon los índices de aislamiento térmico (I_t) mediante (1). En la Tabla 6 se puede observar que los compuestos presentaron índices de aislamiento entre 6,6 y 12,2 a una temperatura de 130°C. Además, los PACM-LR fueron quienes obtuvieron los índices de aislamiento más altos, validando los resultados reportados en los ensayos de conductividad y perfil térmico, donde las menores temperaturas y pérdidas de masa corresponden a los PACM-LR [6]. De ahí que sea correcto afirmar que, los PACM-LR tienen un mejor desempeño como TPS que los PACM-Q.

$$I_t = \frac{T_t}{d} \quad (1)$$

Donde T_t es el tiempo en el que el material alcanza determinada temperatura (80, 130, 180 y 200 °C) y d es el espesor de la placa.

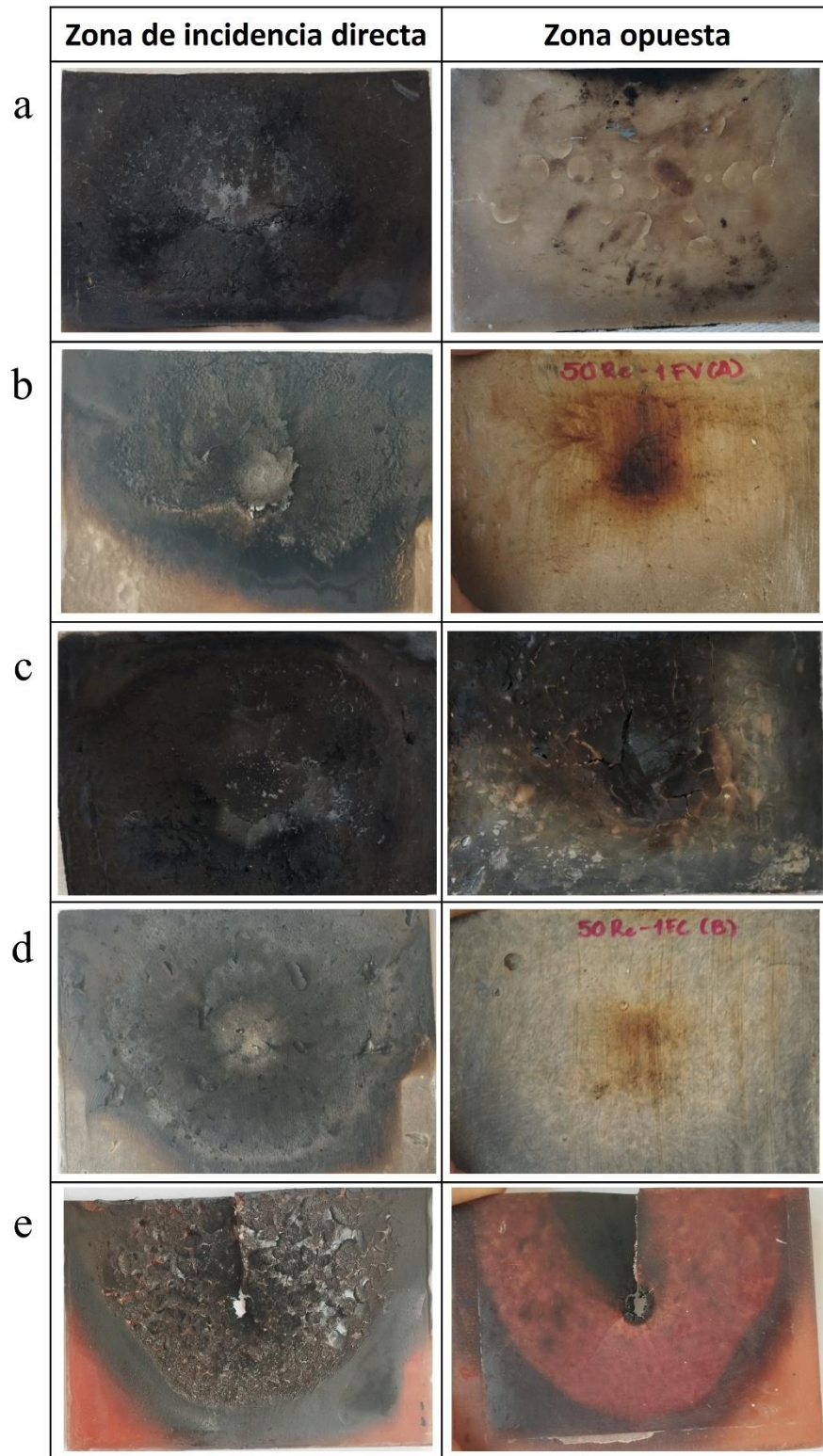


Figura 9. Inspección visual de las placas de PACM después del ensayo de ablación (llama directa). Cara de incidencia directa vs. cara opuesta: a) 50Q-1FV, b) 50LR-1FV, c) 50Q-0,67FC, d) 50LR-0,67FC y e) Referencia. Fuente: elaboración propia.

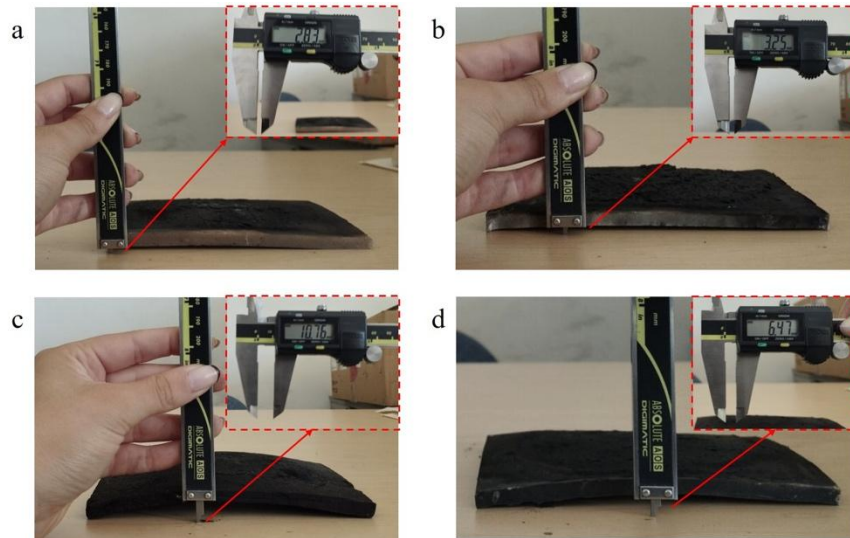


Figura 10. Medida del pandeo (deformación lateral) de los PACM con adición de cuarzo (Q) posterior al ensayo de ablación (llama directa): a) placa A 50Q-1FV, b) placa B 50Q-1FV, c) placa A 50Q-0,67FC y d) placa B 50Q-0,67FC. Fuente: elaboración propia.

Tabla 6. Índices de aislamiento térmico (I_t) de los PACM sometidos al ensayo de ablación (llama directa). Fuente: elaboración propia.

T (°C)	Índices de aislamiento térmico (I_t)			
	50LR-1FV	50LR-0,67FC	50Q-1FV	50Q-0,67FC
80	4,42	6,59	3,91	4,06
130	10,02	12,19	6,61	6,56
180	16,79	N/A	9,92	8,59
200	N/A	N/A	11,42	10,31

Con el propósito de evaluar el efecto de la zona estructural sobre el comportamiento térmico de los PACM, se utilizó el ensayo de llama directa, pero esta vez sobre las placas de PACM que fueron reforzadas con un revestimiento de fibra de carbono de 1 mm de espesor, tal y como fue descrito en la metodología. De este ensayo se obtuvieron los perfiles térmicos reportados en la Figura 11, donde se observó que las temperaturas finales de la zona opuesta a la incidencia de la llama fueron similares a las obtenidas para los PACM sin revestimiento estructural (160,5–215,6°C). Esto permite concluir que, el incorporar un revestimiento estructural no influye sobre las propiedades térmicas de los PACM. No obstante, al realizar una inspección visual de las placas posterior al ensayo (véase Figura 12), se observó que la cara opuesta a la incidencia de la llama no presentó afectación térmica alguna (no se observó delaminación, fisuras y/o pandeos), por lo tanto, es posible afirmar que la incorporación del revestimiento estructural de fibra de carbono otorgó estabilidad dimensional (acción de reforzamiento) sobre los PACM, ayudando a controlar los esfuerzos expansivos y compresivos generados por las altas temperaturas durante el ensayo de ablación.

Al comparar los resultados obtenidos con los datos reportados en una investigación anterior [6], en donde las temperaturas máximas registradas en la cara posterior a la incidencia de la llama oscilaron entre 141,2–243,5°C, es posible afirmar que la incorporación del LR y Q promovió un efecto positivo sobre el desempeño aislante de los compuestos. Así mismo, los compuestos diseñados en esta investigación presentaron menores pérdidas de masa posterior al fenómeno de ablación, si se comparan con los resultados reportados en el estudio anterior [6].

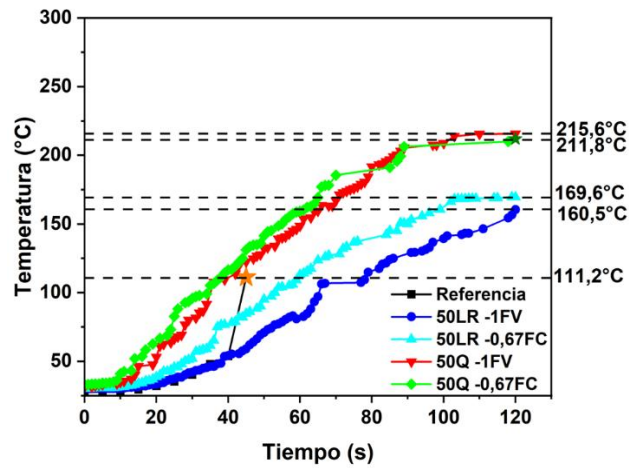


Figura 11. Perfil térmico de los PACM con revestimiento estructural de FC durante el ensayo de ablación (llama directa). Fuente: elaboración propia.

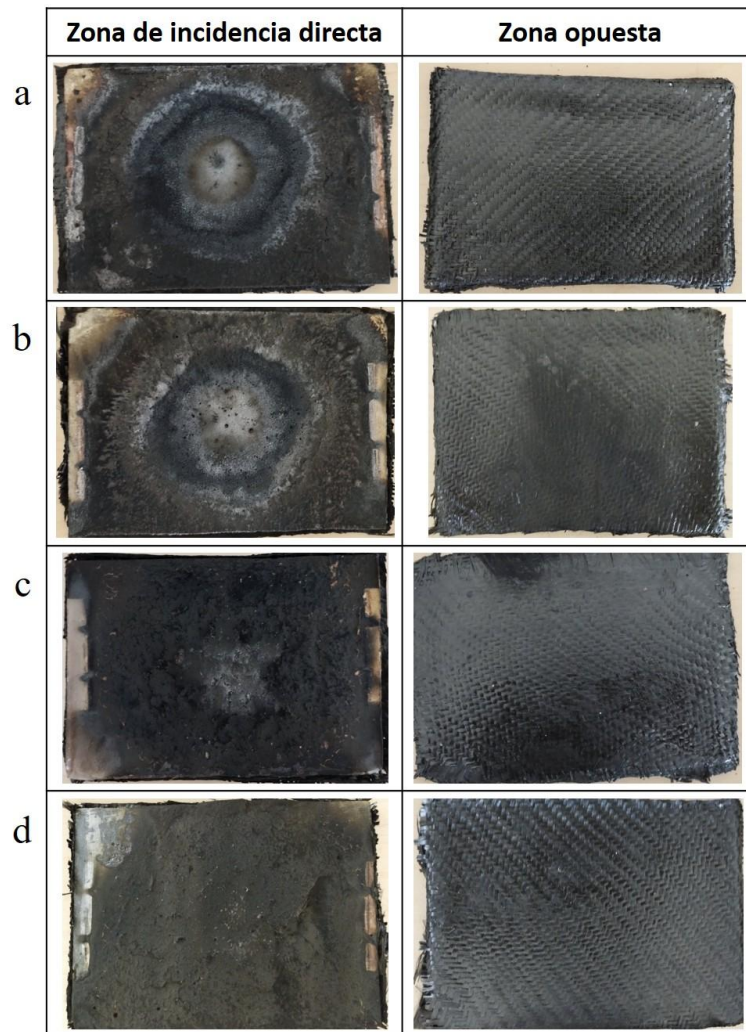


Figura 12. Inspección visual de las placas después del ensayo de ablación (llama directa) realizado a los PACM con revestimiento estructural de fibra carbono. Cara de incidencia directa vs. cara opuesta: a) 50Q-1FV, b) 50Q-0,67FC, c) 50LR-1FV, y d) 50LR-0,67FC. Fuente: elaboración propia.

3.3.4 Análisis microestructural de la zona afectada por el calor por medio de microscopía electrónica de barrido (SEM)

Para finalizar la caracterización térmica de los PACM posterior al ensayo de ablación, se realizó un análisis microestructural mediante microscopía electrónica de barrido (SEM). La Figura 13 muestra las micrografías SEM de los PACM, permitiendo evidenciar la formación de la capa carbonosa posterior a la degradación térmica que sufre la matriz de resina PE, la cual presenta una microestructura altamente porosa. La porosidad de la capa carbonosa es más evidente en los compuestos con LR. Se observa que los particulados se mantienen aglomerados en la capa carbonosa, en donde el rol de las fibras ha permitido su retención, controlando el agrietamiento de la capa frágil causado por los cambios volumétricos (contracción y expansión térmica) del material durante el fenómeno de pirólisis intensiva que sufre la matriz polimérica [20].

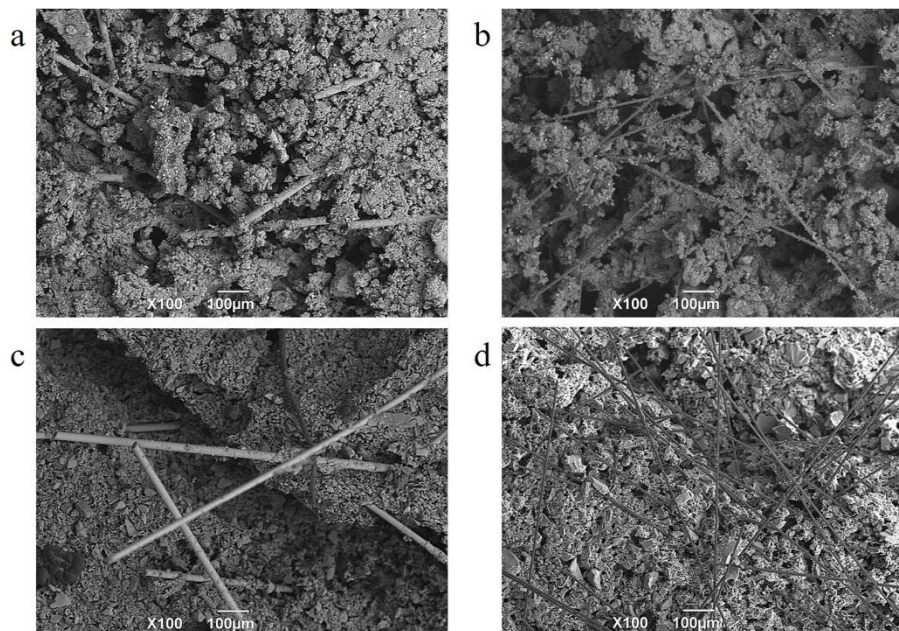


Figura 13. Micrografías SEM de los PACM después del ensayo de ablación (llama directa): a) 50 LR-1,0 FV; b) 50 LR-0,67 FC; c) 50 Q-1,0 FV y d) 50 Q-0,67 FC. Fuente: elaboración propia.

3.4 Simulación del comportamiento termo-mecánico de una tobera fabricada a partir de los PACM durante la combustión de un motor cohete

Teniendo en cuenta los resultados obtenidos en la caracterización física, mecánica y térmica, se eligieron los PACM-LR reforzados con FV y FC como compuestos óptimos para realizar una simulación termomecánica y validar la aplicación de estos materiales ablativos en la manufactura de una tobera de motor cohete. Para el desarrollo de las simulaciones se diseñó una tobera de motor cohete a través del software CAD SolidWorks y se obtuvo un modelo 3D de este componente y los planos de fabricación (véase Figura 14). Conviene subrayar que, la tobera diseñada para el motor cohete fue de tipo convergente-divergente (nombrada también con tobera de Laval), donde el perfil geométrico (o diámetro) de esta varía transversalmente.

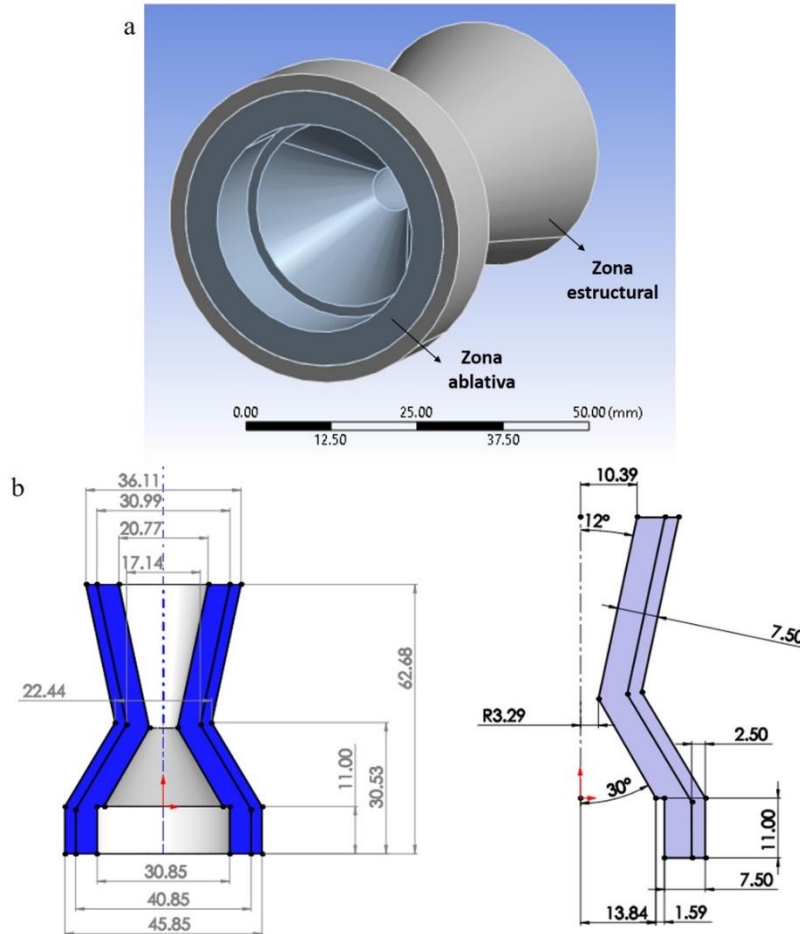


Figura 14. a) Diseño CAD de la tobera (zona ablativa y estructural) y b) dimensiones de la tobera en milímetros y planos de fabricación. Fuente: elaboración propia.

Para la simulación se definieron algunos supuestos, tales como: 1) que los gases de combustión son gases ideales, 2) no se tomó en cuenta la fricción, ni la pérdida de esta y, 3) no hay presencia de efectos viscosos, por lo tanto, no se toman en cuenta los esfuerzos cortantes. Teniendo en consideración estos supuestos, se realizaron tres simulaciones: la primera enfocada en el revestimiento estructural de fibra de carbono, la segunda al conjunto material ablativo PACM-LR-FV más revestimiento estructural, y la tercera al conjunto material ablativo PACM-LR-FC más revestimiento estructural. En la Tabla 7 se evidencian los resultados obtenidos mediante las simulaciones termomecánicas.

En la primera simulación, realizada al revestimiento estructural de fibra de carbono, se observó que tanto las temperaturas como las presiones más elevadas se encuentran en la sección convergente de la tobera, mientras que en la sección divergente se reportaron las menores temperaturas y presiones más bajas (véase Figura 15). Además, se corroboró que el límite elástico del material (fibra de carbono) empleado para la zona estructural (603–738 MPa) es superior al esfuerzo de Von-Mises encontrado por medio de la simulación, el cual arrojó como resultado 466,9 MPa (Figura 16). Es decir, que este material (revestimiento estructural de fibra de carbono) tiene un factor de seguridad estático entre 1,29–1,58 bajo las mismas condiciones. Por otra parte, se determinó que el material presentó una dilatación térmica de 0,136 mm después de ser sometido al ensayo y que se requiere de un espesor de 2,5 mm de fibra de carbono como capa o revestimiento estructural para esta aplicación (tobera de motor cohete).

Tabla 7. Resultados obtenidos mediante la simulación termomecánica. Fuente: elaboración propia.

Resultado	Material		
	Revestimiento estructural	50LR-0,67FC	50LR-1FV
Temperatura máxima (°K)	1656,2	1657,4	1657,4
Velocidad máxima de los gases (m/s)	1568,3	1607,5	1607,5
Presión máxima (Pa)	6687871	6688306	6688306
Esfuerzo de Von-Mises (Pa)	466,8	330,5	416,8
Deformación total (mm)	0,136	0,636	0,176
Deformación unitaria (mm/mm)	0,0079	0,0395	0,0169

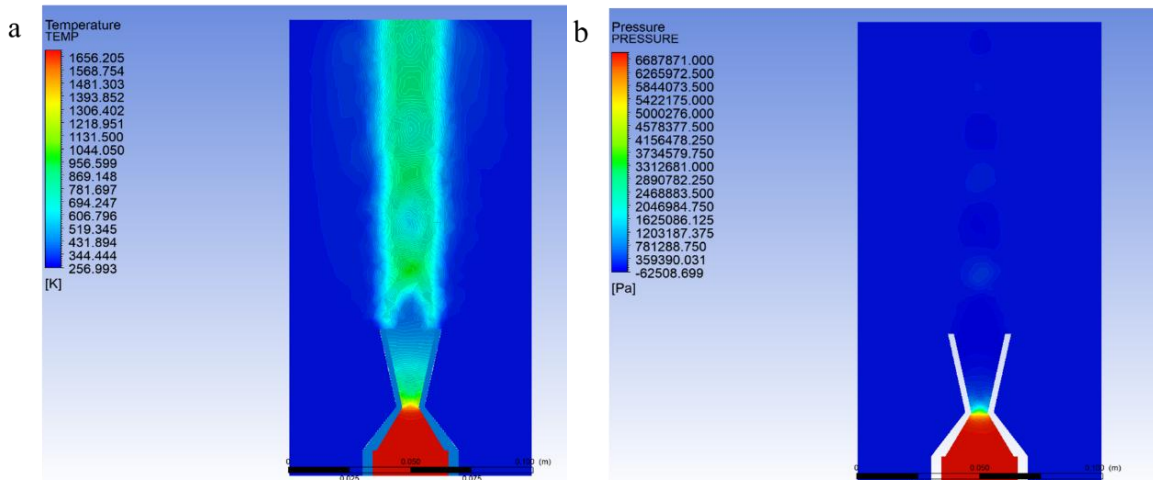


Figura 15. Resultados de la simulación termomecánica para el revestimiento estructural (fibra de carbono): a) perfil de distribución de temperatura y b) perfil de distribución de presiones. Fuente: elaboración propia.

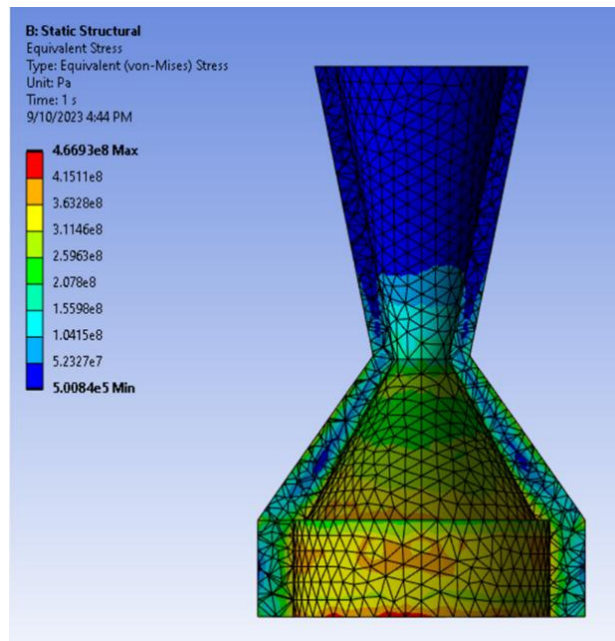


Figura 16. Resultados de la simulación termomecánica para el revestimiento estructural (fibra de carbono): perfil de distribución de esfuerzos. Fuente: elaboración propia.

Por su parte, la Figura 17 muestran los esfuerzos de Von-Mises alcanzados mediante la simulación del PACM-LR-FV (Figura 17a y Figura 17b) y PACM-LR-FC (Figura 17c). Por medio de estos resultados se logró determinar que, en ambos casos, los esfuerzos más elevados se presentaron en la zona ablativa de la tobera y que estos esfuerzos superan al límite de fluencia de los compuestos ablativos. Sin embargo, al evaluar el revestimiento estructural de fibra de carbono como refuerzo de los compuestos ablativos, los esfuerzos de Von-Mises no son superados, por lo tanto, es posible afirmar que tanto el PACM-LR-FV como el PACM-LR-FC reforzados con el revestimiento estructural de fibra de carbono son adecuados para la fabricación de toberas de motor cohete.

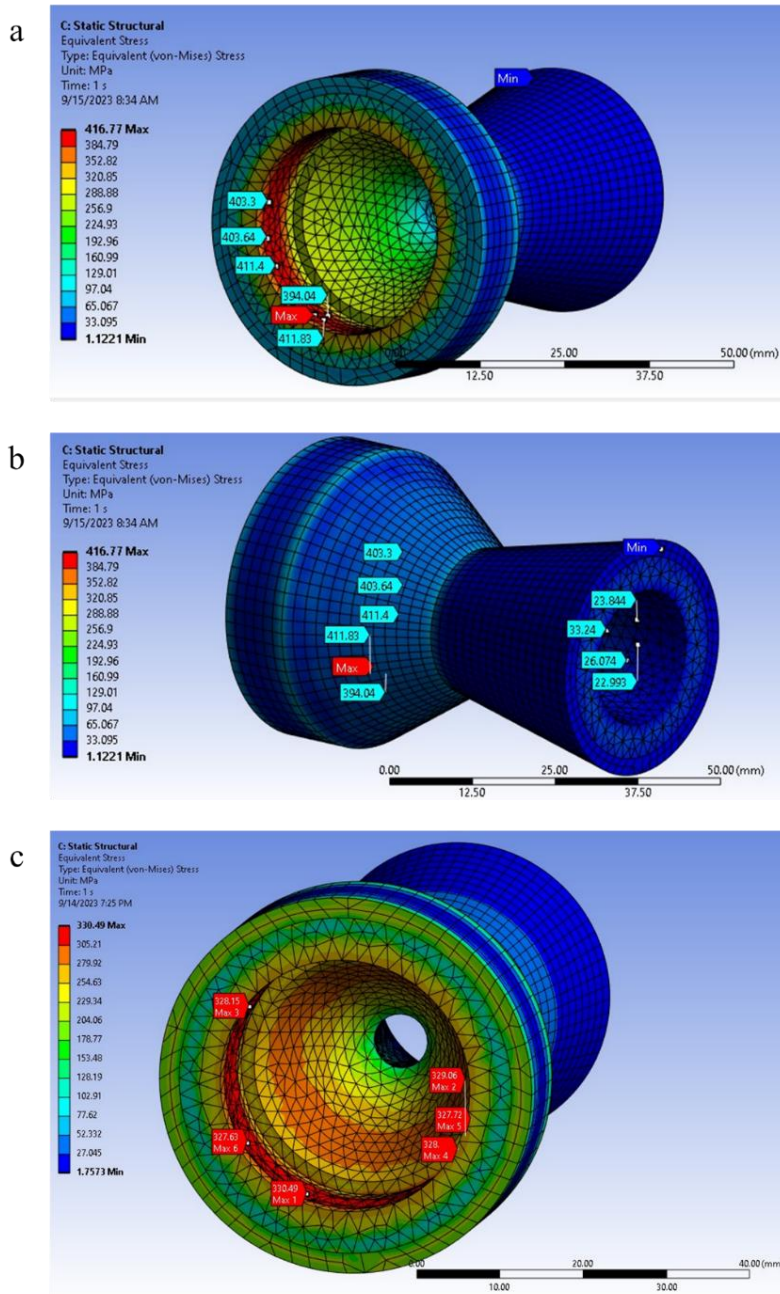


Figura 17. Esfuerzos de Von-Mises reportados durante la simulación termomecánica realizada a la tobera de motor cohete: a) PACM-LR-FV, b) PACM-LR-FV, y c) PACM-LR-FC. Fuente: elaboración propia.

4. CONCLUSIONES

De acuerdo con los resultados obtenidos en esta investigación se demuestra que es posible desarrollar materiales compuestos ablativos (PACM) a partir de una resina PE y la incorporación de particulados cerámicos (ladrillo refractario molido (LR) y polvo de cuarzo (Q)) y fibras sintéticas (fibra de vidrio (FV) y fibra de carbono (FC)). Cabe resaltar que, las cargas cerámicas empleadas son de fácil adquisición en el país y de un costo bajo. Así mismo, se validó que los PACM desarrollados se pueden utilizar para aplicaciones aeroespaciales, por ejemplo, para la fabricación de las toberas de motor cohete. Se debe señalar que, los resultados obtenidos fueron considerados de suma importancia para la industria aeroespacial colombiana y la Fuerza Aeroespacial Colombiana, ya que, podrían impulsar la fabricación de componentes de propulsión (como los motores cohetes) necesarios para el desarrollo de misiones de cohetaría experimental a baja altura como el lanzamiento de cohetes tipo sonda.

Por otra parte, se validó que las cargas cerámicas empleadas (LR y Q) otorgaron a los PACM excelentes propiedades aislantes, así como, una reducción en la densidad de los compuestos en el caso del LR. Complementariamente, las fibras sintéticas utilizadas (FV y FC) contribuyeron a la retención de la capa carbonosa generada como mecanismo de ablación. Además, las fibras controlaron los fenómenos de contracción y expansión térmica del material, generados por las altas temperaturas de los gases de combustión, logrando que los PACM mantuvieran su integridad durante los 120 s de duración del ensayo de ablación (llama directa).

Se concluyó que la dosificación óptima (en peso) entre los PACM evaluados fue 50 % de resina PE y 50 % de LR, e incluía la incorporación de un 1 % FV o 0,67 % FC. Esta dosificación presentó el mejor conjunto de propiedades físicas, mecánicas y térmicas. En este sentido, el PACM-LR presentó una conductividad térmica entre 0,3046–0,3229 W/m·K y una difusividad térmica entre 0,2075–0,2109 mm²/s. Así mismo, en el ensayo de llama directa se obtuvieron temperaturas entre 167–201,5°C en la cara opuesta a la incidencia de la llama, presentado un porcentaje de aislamiento entre el 87–90 % con espesores de aproximadamente 7 mm. Posterior a la ablación se determinó que estos materiales compuestos presentaron pérdidas de masa entre 7,5–8,1 %, lo que permitió afirmar que el particulado cerámico le confirió al compuesto una adecuada estabilidad térmica.

Por medio de las simulaciones termomecánicas realizadas se determinó que el espesor requerido para el revestimiento estructural bajo las condiciones de trabajo a las que será sometido el material es de 2,5 mm. Esta zona estructural fue necesaria para la fabricación de la tobera, de lo contrario los PACM diseñados no serían capaces de soportar los esfuerzos mecánicos a los que serían expuestos, ya que, la presión generada por los gases de combustión supera el límite de fluencia los compuestos ablativos. Es relevante destacar que, al evaluarse en conjunto la zona ablativa (PACM) y estructural (revestimiento de fibra de carbono), es posible validar el potencial de aplicación de estos materiales compuestos en la fabricación de toberas de motor cohete, con un factor de seguridad entre el 1,82–2,23.

Es importante señalar como limitación de este trabajo que, si bien se realizaron pruebas experimentales directas sobre los materiales compuestos ablativos desarrollados, la validación del conjunto motor-cohete se llevó a cabo únicamente mediante simulaciones computacionales. Esta restricción obedece principalmente a la falta de instrumentación especializada para la ejecución de ensayos de motores cohete en condiciones controladas, lo cual llevó a recurrir al análisis numérico como herramienta de predicción. No obstante, las simulaciones termomecánicas implementadas en el software Ansys integran fenómenos acoplados de transferencia de calor, flujo de gases y mecánica de sólidos, lo que proporciona resultados cercanos a escenarios reales y con un nivel de confiabilidad aceptado en el campo aeroespacial. A futuro, la implementación de pruebas experimentales en motores completos permitirá contrastar y validar de manera directa estas predicciones, fortaleciendo aún más la aplicabilidad de los PACM en sistemas de propulsión reales.

5. AGRADECIMIENTO Y FINANCIACIÓN

A la sección de investigación (SEINV) y al Programa de Ingeniería Mecánica (PIMEC) de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suarez” (Cali-Colombia) de la Fuerza Aeroespacial Colombiana. Al Laboratorio de Caracterización del Grupo Materiales Compuestos (CENM) de la Escuela de Ingeniería de Materiales de la Universidad del Valle (Cali-Colombia), por el apoyo brindado durante la ejecución de esta investigación y la realización de los ensayos experimentales.

6. REFERENCIAS

- [1] M. Peters, and C. Leyens, “Volume III. Aerospace and Space Materials,” in *Material Science and Engineering*, R. D. Rawlings, Ed., New York, USA: Unesco-Encyclopedia of Life Support Systems (EOLSS), 2022. <https://eolss.net/Sample-Chapters/C05/E6-36-05-03.pdf>
- [2] O. Uyanna, and H. Najafi, “Thermal protection systems for space vehicles: A review on technology development, current challenges and future prospects,” *Acta Astronaut.*, vol. 176, pp. 341-356, Nov. 2020. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.047>
- [3] J. Portocarrero Hermann, J. D. Osorio, and R. A. Robayo-Salazar, “Ablative Composites of Polymeric Matrix (Polyester Resin) Reinforced with Industrial Residue Materials and Fiberglass,” *Rev. Ing. Univ. Medellín*, vol. 19, no. 36, pp. 223-237, Sep. 2019. <https://doi.org/10.22395/rium.v19n36a11>
- [4] D. Nelmangala Chandrashekhar, G. Girish Raj, and A. Gowda Nanjunda, “Properties and Application of Ablative Material,” *Int. J. Eng. Res. Technol.*, vol. 10, no. 5, May. 2021. <https://www.ijert.org/properties-and-application-of-ablative-material>
- [5] M. Natali, J. M. Kenny, and L. Torre, “Science and technology of polymeric ablative materials for thermal protection systems and propulsion devices: A review,” *Prog. Mater. Sci.*, vol. 84, pp. 192-275, Dec. 2016. <https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2016.08.003>
- [6] R. Robayo-Salazar, J. Portocarrero-Hermann, U. Díaz-Padrón, and O. Patiño-Castrillón, “Polymeric Ablative Composite Materials and their Application in the Manufacture of Aerospace Propulsion Components,” *Rev. Fac. Ingen.*, vol. 29, no. 54, p. e10662, May. 2020. <https://doi.org/10.19053/01211129.v29.n54.2020.10662>
- [7] M. Natali, M. Monti, D. Puglia, J. M. Kenny, and L. Torre, “Ablative properties of carbon black and MWNT/phenolic composites: A comparative study,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 43, no. 1, pp. 174-182, Jan. 2012. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2011.10.006>
- [8] R. M. German, *Particulate Composites Fundamentals and Applications*. Berlin, GER: Springer, 2016. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-29917-4>
- [9] F. C. Campbell, *Structural Composite Materials*. Russell, USA: ASM International, 2010. <https://doi.org/10.31399/asm.tb.scm.9781627083140>
- [10] R. Nakka, “Richard Nakka’s Experimental Rocketry Site,” rocketry.net, 2023. Accessed: Sep. 7, 2023. [Online]. Available: <http://www.nakka-rocketry.net/>
- [11] S. Farrukh, N. A. Tahir, A. Hussain, M. Ayoub, M. Rafiq, and M. H. Khan, “Fabrication and analysis of HNBR-Silica / Carbon Phenolic ablative composites as an effective thermal protection system (TPS),” in *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Engin.*, vol. 458. Kuala Lumpur, MY, Dec. 2018, p. 012015. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/458/1/012015>
- [12] D. R. Askeland, P. P. Fulay, and W. J. Wright, *Ciencia e ingeniería de materiales*. México D. F., Mex: Cengage Learning, 2012. <https://oswaldoweb.wordpress.com/wp-content/uploads/2016/04/ciencia-e-ingenieria-de-materiales-sexta-edicic3b3n.pdf>
- [13] K. K. Chawla, *Composite materials: Science and engineering, third edition*. Berlin, GER: Springer Nature, 2012. <https://link.springer.com/book/10.1007/978-3-030-28983-6>
- [14] Y. Hou et al., “A novel ablative material for thermal protection system: Carbon fiber/polysiloxane composites,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 129, p. 107822, Oct. 2022. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107822>
- [15] A. Eivaz Mohammadloo, M. Khorasani, H. Eivaz Mohammadloo, S. Roshan, R. Ghamsarizade, and A. A. Sarabi, “Dispersion stability, adhesion strength, and anti-corrosion properties of water-born polyester resins,” *Mater. Chem. Phys.*, vol. 301, p. 127599, Jun. 2023. <https://doi.org/10.1016/j.matchemphys.2023.127599>

- [16] H. Qu et al., "Enhancing Thermal Insulation of EPDM Ablators via Constructing Alternating Planar Architectures," *Polymers*, vol. 14, no. 8, Apr. 2022. <https://doi.org/10.3390/polym14081570>
- [17] S. L. Hu, Y. M. Li, W. J. Hu, J. Hobson, and D. Y. Wang, "Strategic design unsaturated polyester resins composites with excellent flame retardancy and high tensile strength," *Polym. Degrad. Stab.*, vol. 206, p. 110190, Dec. 2022. <https://doi.org/10.1016/j.polymdegradstab.2022.110190>
- [18] H. Cheng, Z. Fan, C. Hong, and X. Zhang, "Lightweight multiscale hybrid carbon-quartz fiber fabric reinforced phenolic-silica aerogel nanocomposite for high temperature thermal protection," *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 143, p.106313 Apr. 2021. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2021.106313>
- [19] A. S. Alex, S. Bhuvanewari, N. Sreenivas, V. Sekkar, and C. Gouri, "Short silica fibre-reinforced polymethylsilsesquioxane-phenolic interpenetrating networks: exploration for use as ablative thermal protection system in aerospace," *Polym. Bull.*, vol. 76, no. 8, pp. 3941-3956, Aug. 2019. <https://doi.org/10.1007/s00289-018-2579-4>
- [20] M. Natali, M. Monti, J. M. Kenny, and L. Torre, "A nanostructured ablative bulk molding compound: Development and characterization," *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 42, no. 9, pp. 1197-1204, Sep. 2011. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2011.04.022>

CONFLICTO DE INTERÉS

Los autores declaran que no existe ningún conflicto de interés, ya sea económico, profesional o personal, que pueda influir de forma inapropiada en los resultados obtenidos o las interpretaciones publicadas en este artículo.

CONTRIBUCIÓN DE AUTORÍA

Valentina Candela-Rengifo: conceptualización; desarrollo de la investigación; análisis de resultados; redacción y edición del borrador original; y revisión final del manuscrito.

Rafael Robayo-Salazar: conceptualización; diseño metodológico; desarrollo de la investigación; análisis de resultados; redacción, edición, corrección y revisión final del manuscrito.

Julián Portocarrero Hermann: conceptualización; diseño metodológico; desarrollo de la investigación; y análisis de resultados.

Gustavo Adolfo Rojas: modelado y simulación computacional; y análisis de resultados.

Jonathan Salgado Díaz: montaje experimental; apoyo en el desarrollo de la investigación; y análisis de resultados.