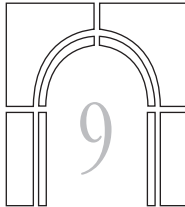


Cómo citar este artículo: Maldonado, J., Portocarrero, J., Rodríguez, C., Valbuena, J. y Acuña, M. (2014). Evaluación del comportamiento mecánico de los materiales compuestos en toberas para cohetes de órbita baja. *Rev. Cient. Gen. José María Córdova*, 12 (13). 275-290



Evaluación del comportamiento térmico de materiales compuestos de matriz polimérica en prototipos de toberas para cohetes de órbita baja*

Recibido: 14 de diciembre de 2013 • Aceptado: 25 de febrero de 2014.

Evaluation of the thermal performance of polymer matrix composites in nozzle prototypes for low orbit rockets

Évaluation du comportement thermique des matériaux composites de matrice polymère dans prototypes de tuyères de fusées en orbite basse

Avaliação do comportamento térmico de materiais compósitos de matriz polimérica em protótipos de tubeiras para foguetes de órbita baixa

Jorge Maldonado Villa^{π a}

Julián Portocarrero Hermann^{π b}

César Rodríguez Adaime^{ε c}

Juan José Valbuena Cocunubo^{ε d}

Marlon Efrén Acuña Lizarazo^{ε e}

* Este artículo forma parte del Proyecto I+D EMAVI IM2013-002 “Materiales compuestos de matriz polimérica”, de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suarez” (EMAVI), Cali, Colombia.

^π Docentes del Programa de Ingeniería Mecánica.

^ε Estudiantes del Programa de Ingeniería Mecánica, EMAVI.

^a PhD en Ingeniería con énfasis en ingeniería de materiales, Universidad del Valle.

^b Estudiante del Programa de Ingeniería Mecánica de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suarez”. Comentarios a: julianportocarreo@gmail.com

^c Ingeniero de materiales, PhD (c) Universidad del Valle. Comentarios a: crodrig21@yahoo.com

^d Estudiante del Programa de Ingeniería Mecánica de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suarez”, Cali. Comentarios a: maldonadovilla@hotmail.com

^e Estudiante del Programa de Ingeniería Mecánica de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suarez”, Cali. Comentarios a: maldonadovilla@hotmail.com

Resumen. Se consolidó un método para el desarrollo de prototipos de tobera para cohetes de órbita baja, compuesto de dos zonas de matriz polimérica (termofijas y elastoplásticas), reforzadas de acuerdo con su desempeño: una zona térmica (ZT) con características ablativas, endurecida por dispersión con polvo cerámico tipo I o II, y una zona estructural (ZE) con características de resistencia mecánica, con fibrorrefuerzo híbrido y con de fibras de carbono, vidrio y pizarra. Se estudian los requisitos ablativos y de resistencia estructural de 12 prototipos de tobera con diversas configuraciones, a través del tiempo de vuelo (90 y 120 segundos), es decir, las diferencias de temperatura y la pérdida de peso y espesor de los prototipos. Adicionalmente, se les evaluó el desempeño mediante simulación de las condiciones reales de operación en ensayos de tracción y de impacto por llama de oxicorte para determinar pérdida de peso, de espesor, diferencial de temperatura y cambio de propiedades mecánicas, etcétera, lo que llevó a encontrar un positivo comportamiento del sistema. La matriz que presentó el mejor desempeño térmico fue la elastoplástica endurecida por dispersión con el polvo cerámico tipo II; sin embargo, el mejor desempeño estructural lo ofreció el prototipo 9, el cual posee también una matriz polimérica.

Palabras clave: materiales compuestos, ensayo de impacto por llama, material ablativo, toberas.

Abstract. A method of manufacturing of nozzle prototypes was consolidated for low orbit rockets, composed of two polymer (thermoset and elastoplastic) matrix zones, reinforced according to its consolidated performance: a thermal zone (TZ) with ablative properties, that was hardened by dispersion with type I or II ceramic powder, and a structural zone (EZ) with characteristics of mechanical resistance, with hybrid fiber-reinforcement and carbon, glass and slates fibers. Ablative structural strength and nozzle 12 prototypes in different configuration requirements are studied through the flight time (90 through 120 seconds), that is, differences in temperature and weight loss and thickness of the prototypes. Additionally, the performance was evaluated by simulating actual operating conditions in tensile and impact of oxy-fuel flame to determine weight loss, thickness, temperature differential and changing mechanical properties, etc., leading to find a positive behavior system. The matrix which showed the best thermal performance was the elastoplastic, hardened by dispersion with type II ceramic powder; however, the best structural performance was offered by prototype 9, which also has a polymer matrix.

Keywords: Ablative material, composite materials, impact test flame, nozzles.

Résumé. Une méthode a été consolidé pour des prototypes de tuyères de fusées en orbite basse, composée de deux zones de la matrice polymère (thermodurcissable et élasto-plastique), renforcée en fonction de leur performance: une zone thermique (ZT) avec des propriétés d'ablation, en céramique durcie para dispersion avec de poudre de type I ou II, et une zone structurale (ZE) avec des caractéristiques de résistance mécanique et fibre-renforcé hybride de carbone, du verre et des ardoises. Ils sont étudiées les exigences ablatifs et la résistance structurale de 12 prototypes de tuyères avec des différentes configurations par l'intermédiaire du temps de vol (90 et 120 secondes), c'est-à-dire, les différences de température et la perte de poids et l'épaisseur des prototypes. En outre, ils ont évalué les performances, en simulant des conditions réelles de fonctionnement en traction et de l'impact de la flamme d'oxy-coupe pour déterminer la perte de poids, l'épaisseur, la différence de température et la modification des propriétés mécaniques, etc., conduisant à trouver un système de comportement positif. La matrice a montré que la meilleure performance thermique était la dispersion de poudre élasto-plastique durci céramique de type II; cependant, la meilleure performance structurale a été offert par le prototype 9, qui présente également une matrice polymère.

Mots-clés: Essai d'impact de flamme, matériau ablatif, matériaux composites, tuyères.

Resumo. Um método foi consolidado para o desenvolvimento de protótipos de tubeiras para foguetes de órbita baixa, composto por duas áreas de matriz polimérica (termofixos e elastoplástico), reforçada de acordo com o seu desempenho: uma zona térmica (ZT) com propriedades ablativas, endurecido tipo de dispersão de pó cerâmico I ou II, e uma zona estrutural (ZE), com características de resistência mecânica e fibrorrefuerzo híbrido de fibra de carbono, de vidro e chapas. Resistência estrutural ablativa e bocal 12 protótipos em diferentes requisitos de

configuração são estudados através do tempo de voo (90 e 120 segundos), isto é, as diferenças de temperatura e perda de peso e espessura dos protótipos. Além disso, eles avaliaram o desempenho simulando condições reais de operação em tração e impacto da chama oxicorte para determinar a perda de peso, espessura, diferencial de temperatura e alterar as propriedades mecânicas, etc, levando a encontrar um sistema de comportamento positivo. A matriz apresentou o melhor desempenho térmico foi de dispersão de cerâmica endurecido elastoplástico pó com tipo II; protótipo estrutural no entanto, a melhor performance foi oferecido 9, que também tem uma matriz polimérica.

Palavras-chave: materiais compósitos, material ablativo, teste do impacto de chama, tubeiras.

Introducción

El desarrollo del proyecto está enlazado directamente con el diseño y la construcción del cohete FAC 1, en el que se demuestran las ventajas de la utilización de materiales alternativos en tareas tan rigurosas y complejas como el funcionamiento de la tobera de un cohete de órbita baja. Por eso, el objeto fundamental de este trabajo es evaluar la pérdida de las propiedades mecánicas de los materiales empleados en los procesos de manufactura de toberas de cohetes de órbita baja después de ser expuestos a una simulación de las condiciones de uso real. Se hicieron estudios posteriores a esta exposición.

El criterio de diseño de los prototipos de tobera se basa en una zona térmica con características ablativas elaboradas con materiales compuestos particulados reforzados con polvo cerámico o escorias de aluminio. También se basa en una zona estructural con características de desempeño mecánico de materiales multicapa reforzados con fibras de carbono, de vidrio y de pizarra. En línea con esto, el objeto del trabajo consiste, entonces, en encontrar el sistema óptimo que evite la formación de fisuras y microfisuras en la zona térmica, aislando la zona estructural de altas temperaturas y calor que afecten su desempeño mecánico (Lizcano y Vásquez, 2010). Es importante tener en cuenta que las funciones de un material ablativo (ZT) se resumen en el hecho de ser refractario, aislante térmico, resistente al desgaste, autoconsumible y resistente en cuanto a los esfuerzos térmicos (Sutton, 2001).

Diseño metodológico

La metodología que se aplicó en este proyecto se basa en la selección de configuraciones de materiales compuestos para la zona térmica y estructural de la tobera, en las cuales se efectúa una caracterización física y mecánica de materias primas y de cada uno de los sistemas de estudio antes y después de la realización de pruebas de llamas, y exposición a altas temperaturas. Con esto se describe y se expone el efecto de algunos factores y niveles de estudio desde el punto de vista descriptivo y explicativo, en especial cuando se utilizan materiales alternativos.

Diseño

En función de la distribución de las cargas térmicas y estructurales impuestas a la tobera durante su operación real, se definieron dos zonas de desempeño (figura 1). En primer lugar, y en contacto directo con los gases de combustión, una capa de material particulado con características ablativas, y sobre ella una segunda zona estructural de material compuesto fibrorreforzado de

fibras continuas, cuyo principal objetivo es soportar las cargas de presión, además de mantener estable la estructura que tiende a variar, debido al comportamiento propio del material ablativo adicionalmente de los esfuerzos de dilatación de la zona térmica.

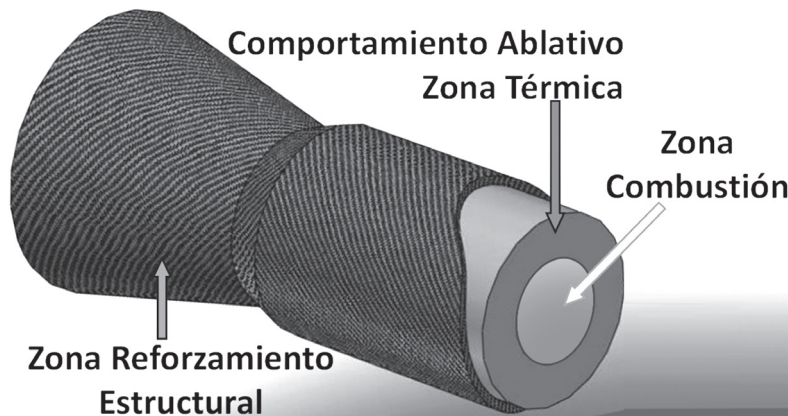


Figura 1. Zona térmica y estructural de los prototipos
Fuente: elaboración propia

Materiales seleccionados

Los materiales que se seleccionaron para esta investigación tomaron como referencia trabajos efectuados en anteriores oportunidades. En el caso de la zona térmica se utilizaron las mezclas propuestas por los oficiales Lizcano y Vásquez (2010) con la cual se basaron algunas de las configuraciones que se presentan en la tabla 1.

Tabla 1. Configuraciones para la zona térmica

Tipo	Reforzante				Matriz	
	Clase	Porcentaje	Clase	Porcentaje	Clase	Porcentaje
A	Polvo cerámico	32	Fibra carbono picada	3	Resina poliéster	65
B	Polvo cerámico	30	Fibra carbono picada	0	Caucho silicona	70
C	Polvo cerámico 2	32	Fibra carbono picada	3	Resina poliéster	65
D	Polvo cerámico 2	30	Fibra carbono picada	0	Caucho silicona	70

Fuente: elaboración propia

Según las exigencias a las que está sometida la tobera, los materiales utilizados para la capa estructural se muestran en la tabla 2.

Tabla 2. Configuraciones propuestas para la zona estructural

Muestra	Reforzante			Matriz
	Capa	Fibra	Característica	Característica
1	1	Carbono	375 g/m ² , tejida 90°, orientada 45°	Resina poliéster pre-acelerada
	2	Fibra de pizarra	Orientada al azar	
	3	Carbono	375 g/m ² , tejida 90°, orientada -45°	
2	1	Fibra de vidrio E	Voland 320 g/m ² , tejida 90°, orient. 45°	Resina Poliéster pre-acelerada
	2	Fibra de pizarra	Orientada al azar	
	3	Fibra de vidrio E	Voland 320 g/m ² , tejida 90°, orient. -45°	
3	1	Carbono	375 g/m ² , tejida 90°, orientada 45°	Resina Poliéster pre-acelerada
	2	Fibra de vidrio E	Voland 320 g/m ² , tejida 90°, orient. -45°	
	3	Fibra de vidrio E	Voland 320 g/m ² , tejida 90°, orient. 45°	
	4	Carbono	375 g/m ² , tejida 90°, orientada. -45°	

Fuente: elaboración propia

Prototipos de tobera

Con las configuraciones de la zona térmica de la tabla 1 y de la zona estructural de la tabla 2 se elaboraron los siguientes prototipos de tobera que se presentan en la tabla 3, para efectuarle pruebas de llama en las que se miden variables respuesta como: pérdida de espesor, pérdida de peso, perfil de aislamiento térmico o perfil de temperatura; resultados con los cuales se seleccionó el prototipo destinado a soportar las cargas durante la operación del cohete.

Tabla 3. Clasificación de prototipos

Probeta	Zona Térmica			Zona Estructural
1	B	Caucho silicona-Polvo cerámico	M3	Fibra de carbono-Fibra de vidrio
2	B	Caucho silicona-Polvo cerámico	M2	Fibra de vidrio-Fibra de pizarra
3	B	Caucho silicona-Polvo cerámico	M1	Fibra de carbono-Fibra de pizarra
4	D	Caucho silicona-Polvo cerámico 2	M3	Fibra de carbono-Fibra de vidrio
5	D	Caucho silicona-Polvo cerámico 2	M2	Fibra de vidrio-Fibra de pizarra
6	D	Caucho silicona-Polvo cerámico 2	M1	Fibra de carbono-Fibra de pizarra
7	A	Resina poliéster-Polvo cerámico	M3	Fibra de carbono-Fibra de vidrio
8	A	Resina poliéster-Polvo cerámico	M2	Fibra de vidrio-Fibra de pizarra
9	A	Resina poliéster-Polvo cerámico	M1	Fibra de carbono-Fibra de pizarra
10	C	Resina poliéster-Polvo cerámico 2	M3	Fibra de carbono-Fibra de vidrio
11	C	Resina poliéster-Polvo cerámico 2	M2	Fibra de vidrio-Fibra de pizarra
12	C	Resina poliéster-Polvo cerámico 2	M1	Fibra de carbono-Fibra de pizarra

Fuente: elaboración propia

Diseño del molde y contramolde

El diseño interior de una tobera es el componente más trascendental requerido para su correcto y eficiente desempeño. Por eso es necesario que el molde proporcione una precisión e integridad estrictas de estas medidas, además de una superficie lisa para reducir al máximo las pérdidas por fricción. La geometría del prototipo se determinó a partir del software desarrollado en 2008 por los oficiales Bello y Bedoya (2008). En relación con estas medidas, se planearon nuevos diseños de los moldes en computador, para luego ser construidos por medio de la máquina de prototipado *uprint plus dimensión*, con material de modelado Plástico ABS^{plus}™ en color marfil (figura 2).

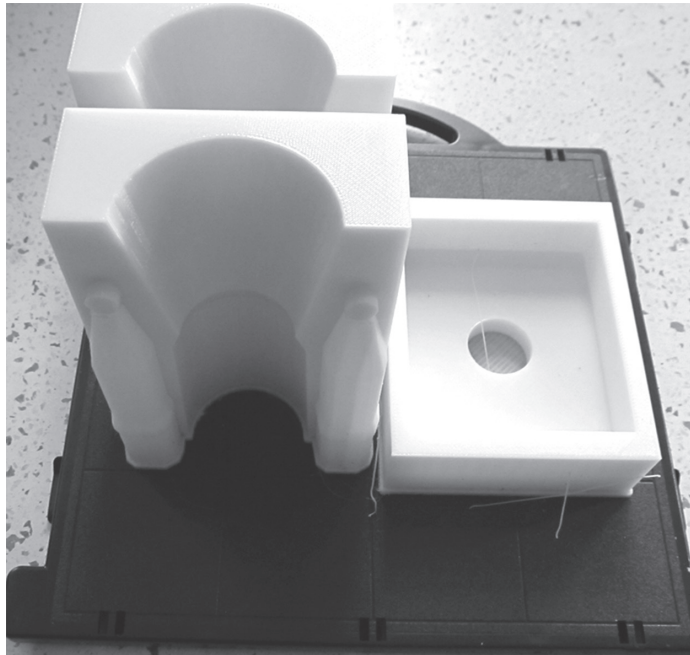


Figura 2. Contramolde plástico
Fuente: elaboración propia

Construcción de los prototipos

Los prototipos de tobera se construyeron con materiales compuestos particulados para la zona térmica por medio de un proceso de vaciado y colocado por vibración, a la cual luego del desmolde se le laminó manualmente la zona estructural con sistemas multicapas de material compuesto fibro-reforzado, que se reportan en el programa experimental de la figura 3.

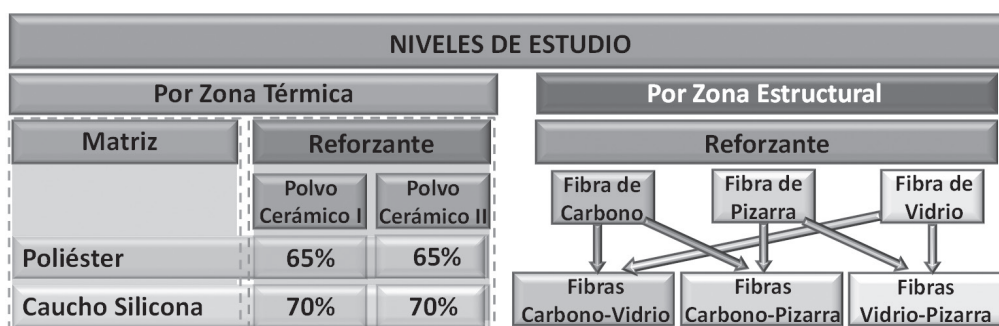


Figura 3. Programa experimental

Fuente: elaboración propia

Nota: Se reforzó la zona térmica con 3% de fibra de carbono en resina poliéster (basado en trabajos anteriores); el caucho silicona no fue posible.

Resultados y discusión

Selección y caracterización de materiales

Para determinar la naturaleza de la materia prima de reforzante particulado se efectuó un análisis granulométrico en las muestras de polvo cerámico y cerámico de tipo 2, en las cuales se encontró que el polvo cerámico es un material heterogranular con tamaño de partícula inferior a las partículas de cerámico tipo 2 (figura 4), que se caracterizan por presentar una distribución homogranular (figura 5).

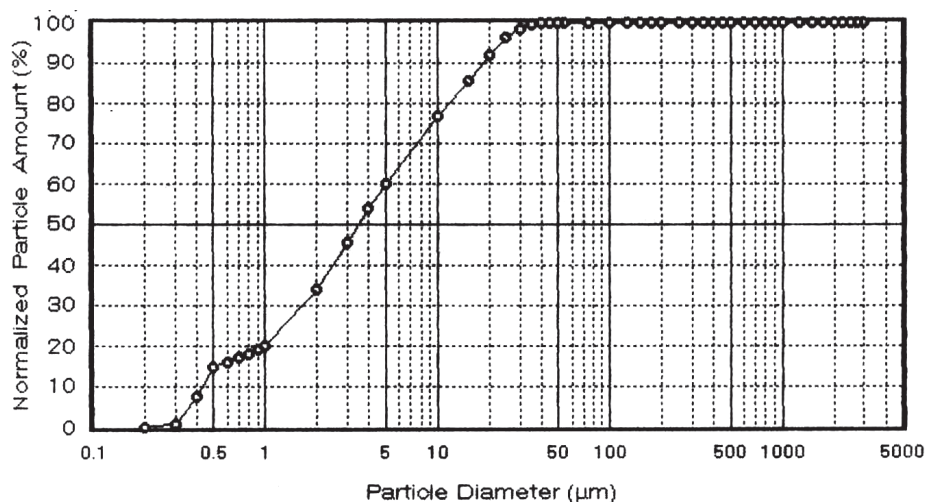


Figura 4. Curva granulométrica del polvo cerámico

Fuente: elaboración propia

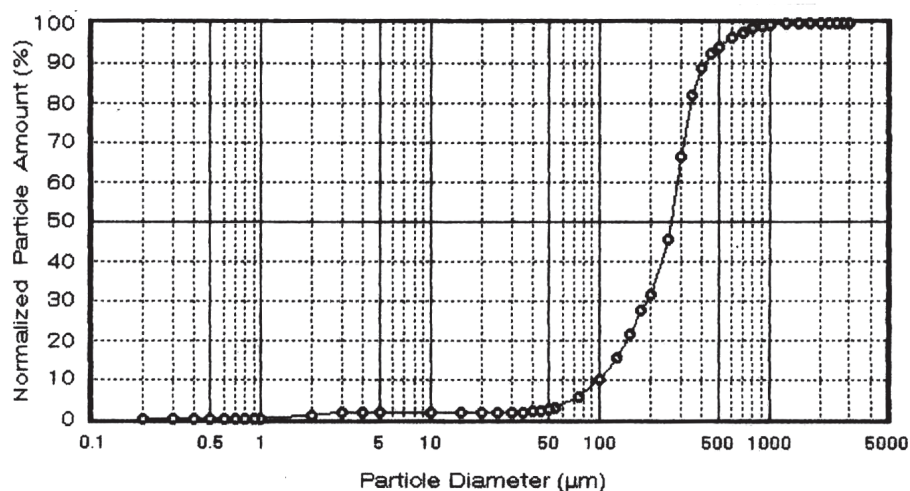


Figura 5. Curva granulométrica del cerámico tipo 2
Fuente: elaboración propia

De esta manera se varían la fluidez y su trabajabilidad. Cuanto más grande sea la partícula, mayor va a ser su trabajabilidad y fluidez. Teniendo en cuenta esto, se maneja un factor importante para lograr obtener los mejores resultados en el compuesto. Así, es posible evidenciar que el reforzante particulado que tiene un mejor desempeño y mejor trabajabilidad es el cerámico tipo 2, con un tamaño de partícula de hasta 500 μm . El que presenta mayor dificultad de fluidez es el polvo cerámico, con un tamaño de partícula de hasta 25 μm . Esto se evidenció experimentalmente, ya que el polvo cerámico fue el material que menos porcentaje de reforzante aceptó, con un 60 % en la matriz de resina poliéster y un 45 % en la matriz elastoplástica, como se refleja en la figura 6.

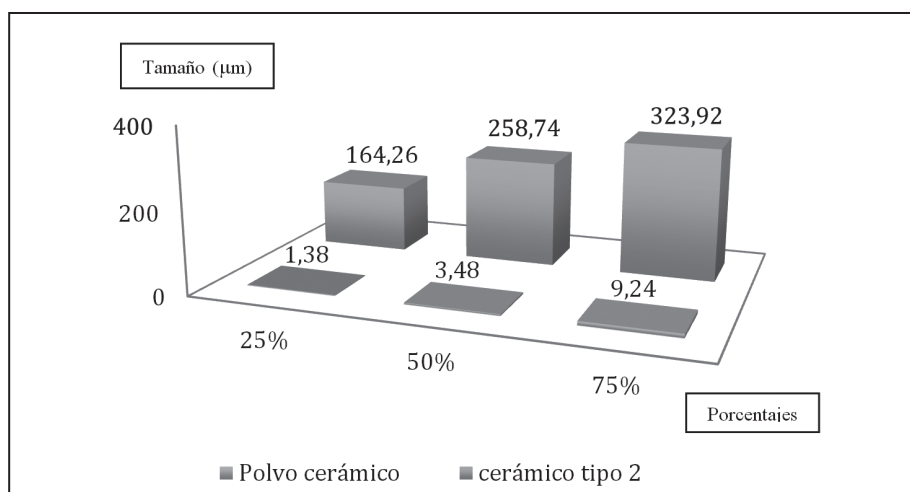


Figura 6. Proporción en porcentaje por volumen de las partículas inferiores o iguales al tamaño
Fuente: elaboración propia

Los perfiles de la zona estructural reportados en la tabla 2 se ensayaron mecánicamente antes de ser evaluados a pruebas de llama, cuyos resultados de módulo de Young o rigidez se reportan en la figura 7, en la que se aprecia que la muestra 1 de sistemas multicapa de fibra de carbono y pizarra presentan una mayor rigidez en comparación con los sistemas multicapa que contienen fibra de vidrio (muestras 2 y 3).

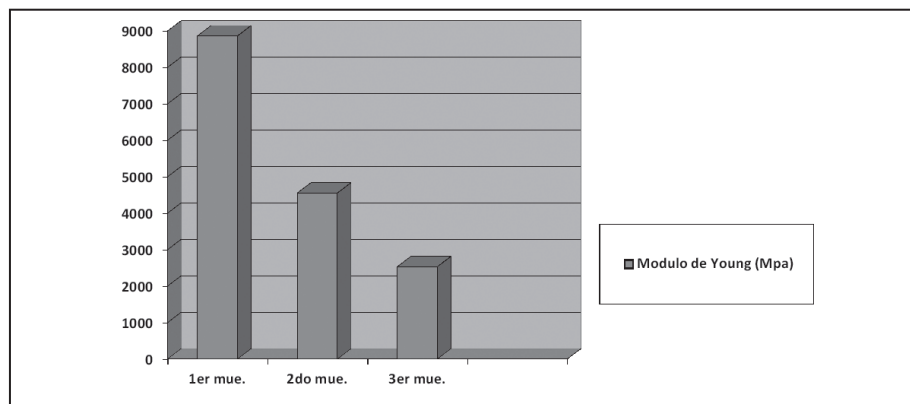


Figura 7. Comparativa de módulo de Young de prototipos zona estructural
Fuente: elaboración propia

Pruebas de tracción de materiales zona estructural

A los prototipos reportados en la tabla 2 y 3 se les determinó su desempeño mecánico en una máquina universal de ensayos marca United de 300 KN (tabla 4).

Tabla 4. Comparación de esfuerzo vs deformación de materiales de la zona estructural

Nº Prototipo	Módulo de Young (MPa)	Resistencia máxima (MPa)	% Ductilidad
1	1705,1	21,20	1,19
2	1615,9	60,95	3,93
3	196,2	27,00	5,45
4	1005,3	22,10	2,15
5	2994,9	37,15	13,17
6	430,3	17,20	4,10
7	679,0	39,50	5,32
8	3855,9	37,05	2,04
9	4405,2	44,15	1,21
10	7231,1	44,10	0,65
11	2908,1	49,10	1,75
12	2278,2	38,95	5,35

Fuente: elaboración propia

Para Norton (1999), el módulo de Young se define como la medición de la rigidez del material en su rango elástico. Según esta definición, el compuesto que mayor rigidez presentó fue el prototipo 10, con un módulo de Young de 7231,1 MPa. Esto evidencia la capacidad del cerámico tipo 2 de incrementar la rigidez del material compuesto debido a la posibilidad de incorporar mayores porcentajes de este reforzante particulado.

El material que presentó una resistencia máxima fue el prototipo 2, debido a que el reforzante particulado de polvo cerámico favorece la adherencia de la zona de transición interfacial con la matriz polimérica; con esto ayuda a que el esfuerzo máximo del compuesto se eleve antes de la ruptura de este.

Pruebas de tracción de materiales zona térmica

Las configuraciones de la zona térmica de los prototipos establecidas en el programa experimental de la figura 3 fueron sometidas a pruebas de tracción en la máquina universal de ensayos, con lo cual se obtuvieron resultados sobresalientes (tabla 5).

Desarrollo de la prueba de llama

Todos los prototipos de tobera fueron sometidos a prueba de llama con oxicorte con un tiempo de exposición a la llama de 90 y 120 segundos, según como se muestra en la figura 8, en las cuales se utilizó una cámara termográfica de alta resolución, termocuplas para medir la temperatura en la zona externa de la tobera y una balanza digital con precisión de $\pm 0,01$ g.



Figura 8. Prototipos Sometidos a la prueba de llama
Fuente: elaboración propia

Diferencia de temperatura en las paredes de los prototipos de tobera

Con base en los resultados obtenidos por la cámara termográfica y reportados en la tabla 5, se aprecia que el prototipo que presentó mayor tiempo de resistencia a la llama fueron los sistemas reforzados con cerámico tipo 2 en la zona térmica de la tobera. Comparativamente en estos prototipos se encontró que la matriz de resina poliéster presenta un menor aislamiento en comparación

con los prototipos elaborados con matriz de caucho silicona, debido a las propiedades elastoplásticas que aportan este tipo de matrices al disminuir la generación de fisuras y microfisuras, así como la capacidad de asimilar los esfuerzos térmicos. No obstante, es importante destacar que todos los sistemas que presentaron mejor desempeño fueron los elaborados con resina poliéster y polvo cerámico con la formación de fisuras y microfisuras en dirección longitudinal a la tobera, por el efecto de la dilatación diametral y los esfuerzos expansivos.

Tabla 5. Diferencia de temperatura promedio de los prototipos después de la prueba de llama, tiempo de falla y descripción de la falla

Probeta	Temperatura (°C)		Tiempo de Prueba (s)	Resultados
	T _{INTERNA}	T _{EXTERNA}		
1	2915,0	30,0	92	Falla por expansión volumétrica en la garganta obstruyendo el paso del flujo de los gases. Presentando retorno de la llama, se paró el proceso.
2	2953,1	36,6	96	Falla por expansión volumétrica en la garganta obstruyendo el paso del flujo de los gases. Presentando retorno de la llama, se paró el proceso.
3	2930,2	28,3	100	Falla por expansión volumétrica en la garganta obstruyendo el paso del flujo de los gases. Presentando retorno de la llama, se paró el proceso.
4	2927,0	21,2	120	No se presentaron fallas durante la prueba. Formación de un buen perfil térmico del interior al exterior.
5	2950,1	26,6	120	No se presentaron fallas durante la prueba. Formación de un buen perfil térmico del interior al exterior.
6	2950,2	28,0	120	No se presentaron fallas durante la prueba. Formación de un buen perfil térmico del interior al exterior.
7	2950,1	85,8	120	Se presentaron fisuras irregulares cortas y de espesor delegado en sentido axial en toda superficie expuesta
8	2951,0	88,1	120	Se encontraron grietas en el extremo final y fisuras irregulares cortas y de espesor delegado en sentido axial en toda superficie expuesta
9	2950,2	86,3	120	Se encontraron grietas en el extremo final y fisuras irregulares cortas y de espesor delegado en sentido axial en toda superficie expuesta
10	2999,5	78,1	120	No se presentaron fallas durante la prueba. La temperatura externa fue alta, supero 78 °C.
11	2989,9	80,3	120	No se presentaron fallas durante la prueba. La temperatura externa fue alta, supero 80 °C.
12	2969,6	64,5	120	No se presentaron fallas durante la prueba. La temperatura externa fue alta, supero 64 °C.

Fuente: elaboración propia

A las grietas generadas en los prototipos se les realizó una inspección visual mediante el estereomicroscopio que posee el programa de Ingeniería Mecánica; aquí se observa un patrón generalizado en relación con la dirección de formación de las mismas. Otro factor que se vislumbró fue la

formación de perfiles térmicos con una profundidad de 29 mm en prototipos de matriz elasto-plástica y cerámico tipo 2 y polvo cerámico como reforzante particulado (figura 9).



Figura 9. Grietas en dirección axial de los prototipos después del ensayo de llama
Fuente: elaboración propia

Comportamiento aislante de los prototipos

En la tabla 6 se presenta el resumen de perfiles de temperatura de aislamiento térmico en prototipos de tobera desde la pared interna hasta la pared externa, en la cual se aprecia que las mezclas que generan el mayor aislamiento térmico son las reforzadas con cerámico tipo 2 en una matriz polimérica de caucho silicona. Esto permite que las pérdidas de propiedades mecánicas que va a sufrir la zona estructural por efecto del calor y la temperatura sean mínimas.

Tabla 6. Temperaturas promedio de las paredes de los prototipos

Probeta		Zona térmica	Temperatura promedio (°C) $\pm \sigma$		
			Pared interna zona térmica	Pared externa zona térmica	Tiempo de prueba (s)
P1, P2, P3	B	Caucho silicona-polvo cerámico	2932,77 \pm 19,20	31,63 \pm 4,38	96 \pm 4
P4, P5, P6	D	Caucho silicona-polvo cerámico 2	2942,43 \pm 13,37	25,27 \pm 3,59	120 \pm 0
P7, P8, P9	A	Resina poliéster-polvo cerámico	2950,43 \pm 0,49	86,73 \pm 1,21	120 \pm 0
P10, P11, P12	C	Resina poliéster-polvo cerámico 2	2986,33 \pm 15,27	74,3 \pm 8,56	120 \pm 0

Fuente: elaboración propia

Pérdida de peso de los prototipos

De acuerdo con los resultados mostrados en la figura 8, en los prototipos de tobera se aprecia que las mayores pérdidas de peso en la zona térmica se presentan en los sistemas reforzados con polvo cerámico en comparación con los reforzados con cerámico tipo 2. Este resultado influye negativamente en el desempeño y en la capacidad de aislamiento térmico tal como se apreció en la sección anterior, dado que la pérdida de peso hace que el recubrimiento que protege la zona estructural se debilite exponiendo al sistema a temperaturas de degradación mayor. Es importante aclarar que el comportamiento individual de las matrices de resina poliéster y caucho silicona no afectan el desempeño de los sistemas particulados de la gráfica superior de la figura 10.

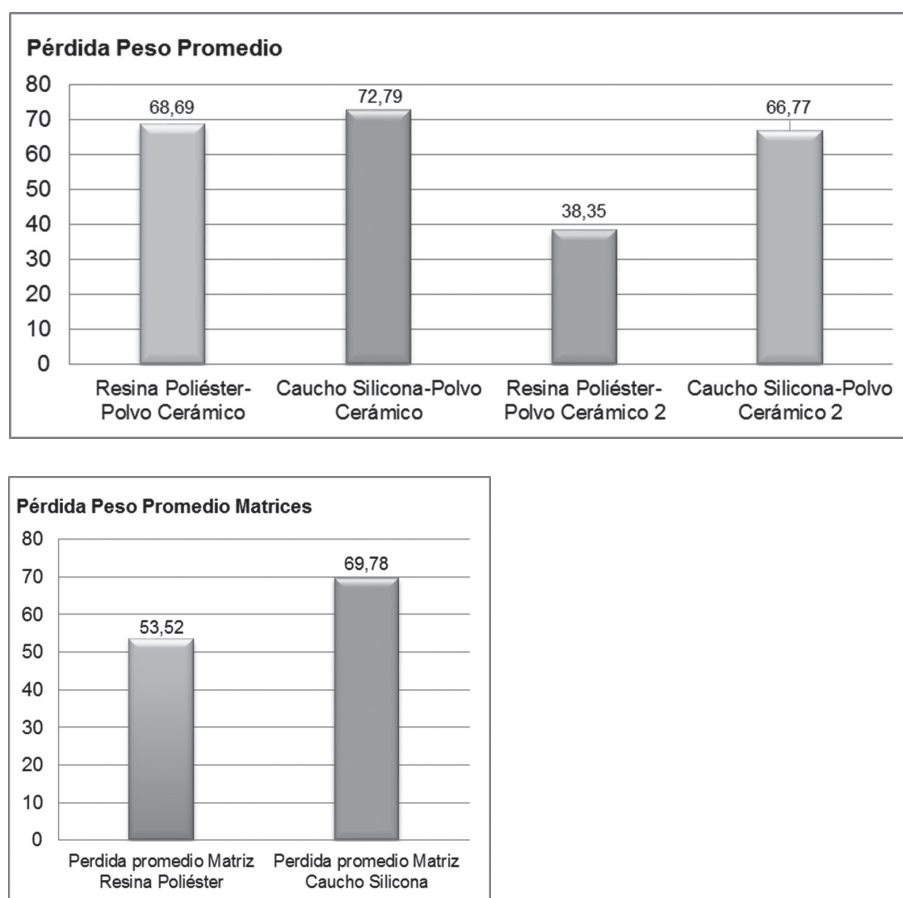


Figura 10. Pérdida de peso promedio de acuerdo al tipo de material de refuerzo (figura superior), pérdida de peso promedio de la matriz (figura inferior)

Fuente: Elaboración propia

Pérdida de espesor de los prototipos

El flujo de los gases de combustión en las paredes internas de los prototipos de tobera generan un desgaste en el sistema que implica una pérdida de espesor de los mismos, los cuales fueron medidos antes y después de la exposición a la prueba de llama con oxiacetileno que consistió en medir ocho puntos del prototipo. De los resultados que se presentan en la figura 11, se observa que la matriz de caucho silicona produce una mayor pérdida de espesor en comparación con la matriz de resina poliéster, lo cual favorece el mecanismo de funcionamiento del sistema ablativo al permitir que con el material desprendido se forme un gas que incrementa el aislamiento térmico en los prototipos de tobera.

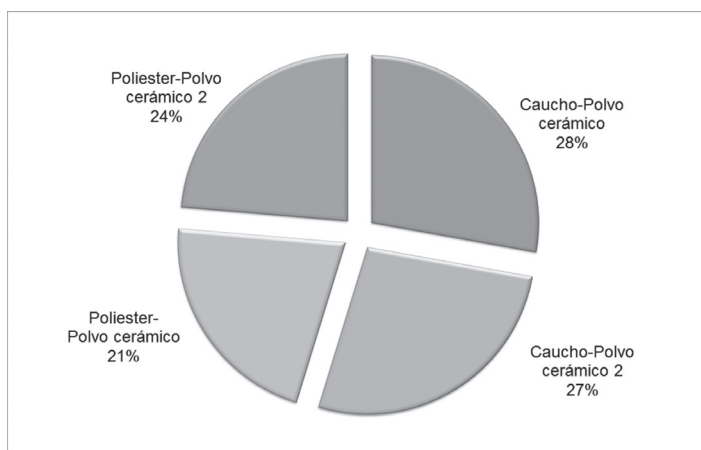


Figura 11. Pérdida de espesor promedio de acuerdo con el tipo de material de refuerzo
Fuente: elaboración propia

De los resultados de pérdida de espesor también se destaca la posibilidad de elaborar toberas con espesores inferiores a los utilizados en esta investigación, siendo recomendado un espesor de aproximadamente 5 mm que permite soportar los esfuerzos térmicos, aislar la zona estructural y efectuar un comportamiento ablativo.

En las pruebas de llama también se apreció la formación de una falla común de los materiales compuestos al crearse un fenómeno llamado delaminación de material en la zona térmica, causado por la dilatación de este durante la exposición a los gases de combustión y un posterior cambio brusco de temperatura cuando se retira de la prueba.

Análisis de la zona estructural

En el proceso de inspección visual de los prototipos de tobera, se apreció una formación de grietas producidas por el efecto de la prueba de llama, las cuales coinciden en su ubicación con el esfuerzo longitudinal (σ_2) y el esfuerzo transversal (σ_1), cuyas formaciones se acentuaban en la garganta de la tobera y en la zona de entrada de la prueba de llama, razón por la cual se determinó reforzar la tobera en el sentido longitudinal y diametral del prototipo, como se aprecia en la figura 12.

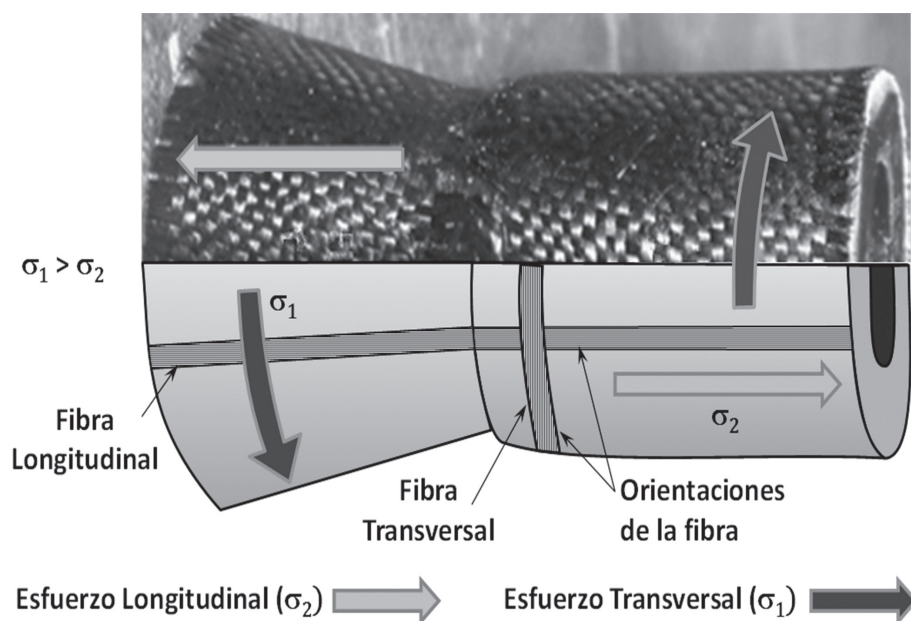


Figura 12. Direccionamiento de las fibras de la zona estructural
Fuente: elaboración propia

Conclusiones

De los resultados presentados se pueden formular las siguientes conclusiones:

- En las pruebas de llama, la variación del espesor de la tobera fue inferior al 10 % y en pérdida de peso menor a un 25 %, resultados que permiten para este tipo de mezclas y materiales ablativos rediseñar los prototipos de tobera disminuyendo más de un 50 % el espesor de la zona térmica, lo cual favorece la fabricación de una tobera de menor peso y costo sin afectar el desempeño del sistema.
- La zona estructural y la térmica de la tobera actuaron en sinergia, de tal manera que en ningún prototipo compuesto por los dos sistemas se observó la formación de grietas o microfisuras, ya que la zona térmica con el respaldo de la estructural asimiló las elevadas temperaturas, las presiones y los esfuerzos térmicos.
- En la prueba de llama, el prototipo conformado en la zona térmica por una matriz elastoplástica de caucho silicona y reforzante de cerámico tipo 2, así como en la zona estructural constituida por capas de fibras de carbono-pizarra-carbono, presentó el mejor desempeño en aislamiento térmico, a pesar de que en una la pérdida de espesor y peso fue mayor en comparación con las mezclas embebidas en matriz de resina poliéster, lo que evidencia el efecto propio de un comportamiento ablativo.

- Al analizar prototipo de tobera sin zona estructural se encontró la formación de fisuras y microfisuras en dirección axial perpendicular a la dilatación diametral de la tobera, por lo que se recomienda que las capas de refuerzo de fibras en la zona estructural se ubiquen en sentido longitudinal y transversal a la tobera.

Bibliografía

1. Bastidas Rendón, J. y Gerena Romero, J. (2009). *Estudio y caracterización de los materiales para la construcción de una tobera para los cohetes de la FAC*. Cali: Escuela Militar de Aviación. Programa de Ingeniería Mecánica.
2. Bello, Ó. y Bedoya, N. (2008). *Integración y análisis de bases de datos para el cálculo de los componentes de un cohete y su interfase al diseño mecánico*. Cali: Escuela Militar de Aviación. Programa de Ingeniería Mecánica.
3. Delvasto, S. A. (2010). *Materiales compuestos y materiales compuestos particulados*. Cali: Universidad del Valle.
4. Díez Pajón, A. M. (2008). *Manual de aplicaciones Poliser: Introducción a la resina poliéster como material compuesto*. Medellín: SUTN.
5. Lizcano, Y. A. y Vásquez, C. (2010). *Construcción de prototipos de toberas de un cohete de órbita baja y análisis térmico y estructural* (Trabajo de grado). Cali: Escuela Militar de Aviación. Programa de Ingeniería Mecánica, 2010.
6. Miravete, A. (2002). *Los nuevos materiales en la construcción*. Barcelona: Reverte.
7. Miravete, A. (2007). *Materiales compuestos 1: Matrices* (t. 1). Barcelona: Reverte.
8. Norton, R. (1999). *Diseño de máquinas*. México: Prentice Hall.
9. Smith, W. F. y Hashemi, J. (2006). *Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales*. México: McGraw-Hill.
10. Sutton, G.P. (2001). *Rocket Propulsion Elements*. Nueva York: John Wiley.