

EVALUACIÓN DEL COMPORTAMIENTO MECÁNICO DE LOS MATERIALES COMPUESTOS EN TOBERAS PARA COHETES DE ORBITA BAJA

Jorge Maldonado^{1}, Julián Portocarrero^{2*}, Marlon Acuña³, Juan Valbuena³*

1: Ingeniero de Materiales, Docente, Escuela Militar de Aviación. Cali, Colombia.

2: Ingeniero Mecánico, Docente, Escuela Militar de Aviación. Cali, Colombia.

3: Estudiante de Ingeniería Mecánica, Escuela Militar de Aviación. Cali, Colombia.

* Contacto: maldonadovilla@hotmail.com

RESUMEN

Se desarrolló un método de fabricación de prototipos de tobera a escala menor para cohetes de órbita baja, en la zona térmica fueron usadas matrices poliméricas y elastoplásticas reforzadas con polvo cerámico, cerámico tipo 2 y un material compuesto fibro-reforzado para la zona estructural reforzada con mallas de fibra de vidrio, fibra de pizarra y fibra de carbono, a estas toberas se les evaluó el desempeño y comportamiento de los materiales empleando la simulación de las condiciones reales de operación en ensayos tales como: pruebas de tracción y ensayo de impacto por llama de oxicorte para determinar pérdida de peso, de espesor, diferencial de temperatura y cambio de propiedades mecánicas, etc. En los resultados se encontró un efectivo comportamiento del sistema para 90 y 120 segundos de exposición para el prototipo que uso una matriz particulada para la zona térmica y una configuración de la zona estructural de matriz fibro-reforzada. En el prototipo de matriz elastoplástica se evidencio la necesidad de reducción de espesor de las paredes de la tobera para evitar la obstrucción en la garganta.

Palabras Clave: *Toberas, Materiales Compuestos, Ensayo de impacto por llama, Material Ablativo*

ABSTRACT

We developed a method of manufacturing nozzle prototypes smaller scale low orbit rocket. were used In thermal zone a polymeric and elastoplastic matrix reinforced with ceramic powder and ceramic type 2 and, for the structural zone, fiber-reinforced composites -reinforced with glass fiber mesh, fiber board and carbon fibers- were utilized. The performance and behavior of the materials were evaluated in these nozzles, using the simulation of actual conditions of operation in test such as: tensile test and impact test with oxyfuel flame to determine weight loss, the thickness, the differential temperature and change of their mechanical properties for each composite. Found out an effective system behavior for 90 to 120 seconds of exposure for the prototype that use a particulate matrix in the thermal zone and a structural zone setting of fiber-reinforced matrix. The prototype of elastoplastic matrix showed the necessity of reducing the wall thickness of the nozzle to avoid clogging in the throat.

Keywords: *Nozzles, Composites, Impact test flame, Ablative material*

1 INTRODUCCIÓN

El desarrollo del proyecto está enlazado directamente con el diseño y la construcción del cohete FAC 1, en el que se presenta el comportamiento a altas temperaturas de una tobera cuyo criterio de diseño se basa en una zona térmica en material compuesto particulado y una zona estructural de materiales compuestos fibro-reforzados, los cuales son expuestos a pruebas de llama a altas temperaturas durante 120 segundos para evaluar el comportamiento pseudoablativo de la zona térmica en cuanto a pérdida de propiedades de mecánicas, pérdida de espesor, pérdida de peso, y perfil de temperaturas, así como la pérdida de propiedades mecánicas que la zona estructural.

Los prototipos de la tobera para la zona térmica se han construido en materiales compuestos particulados como polvo cerámico, cerámico tipo 2 y para la zona estructural materiales fibro-reforzados, usando fibras de carbono, de vidrio y de pizarra; Al evaluar los resultados se observa que una matriz elastoplástica de caucho silicona permite evitar la formación de macro y micro fisuras en matrices rígidas de resina poliéster (1,2, 3).

2 DISEÑO METODOLÓGICO

2.1 Diseño y materiales seleccionados

Con base en los resultados obtenidos en otros trabajos (1), se reportan los materiales y perfiles usados en la zona térmica como estructural de la tobera del cohete, según lo mostrado en la tabla 1.

Tabla 1. Clasificación de Prototipos

N° Prototipo	Zona Térmica	Zona estructural
1	Caucho-Polvo Cerámico	Carbono- Vidrio
2	Caucho-Polvo Cerámico	Vidrio –Pizarra
3	Caucho-Polvo cerámico	Carbono- Pizarra
4	Caucho –Cerámico tipo 2	Carbono- Vidrio
5	Caucho – Caucho –Cerámico tipo 2	Carbono- Pizarra
6	Caucho –Cerámico tipo 2	Vidrio –Pizarra
7	Poliéster - Polvo Cerámico	Carbono- Pizarra
8	Poliéster - Polvo Cerámico	Carbono- Vidrio
9	Poliéster - Cerámico tipo 2	Carbono- Pizarra
10	Poliéster - Polvo Cerámico	Vidrio- Pizarra
11	Poliéster –Cerámico tipo 2	Carbono- Vidrio
12	Poliéster - Cerámico tipo 2	Vidrio –Pizarra
Fuente: Autores.		

2.2 Construcción de los prototipos

En la parte térmica se utilizó un material compuesto particulado endurecido por dispersión mediante un procedimiento de vaciado utilizando el anterior molde de tres tapas, mientras que en la parte estructural se utilizó un material fibro-reforzado de fibras largas multicapa, elaborado mediante laminación(2, 4), los prototipos de tobera se construyeron de acuerdo al programa experimental mostrado en la figura 1.

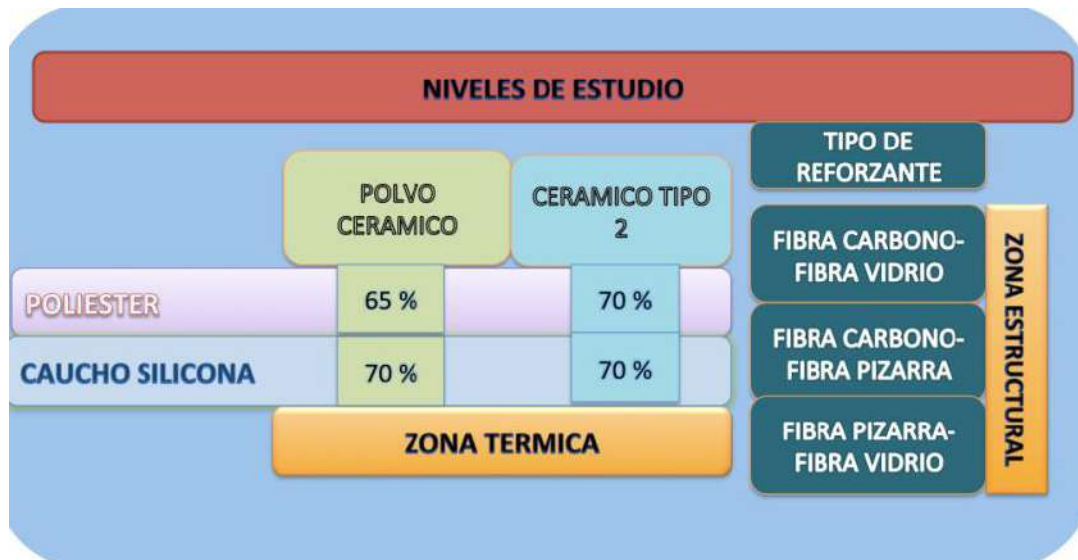


Figura 1. Programa experimental

3 RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1 Pruebas de tracción de materiales de zona térmica y estructural

De acuerdo a los resultados presentados en la tabla 2 de pruebas a tracción en probetas a una velocidad de 3mm/minutos, el material compuesto con mayor módulo de Young se obtuvo en el prototipo No. 9 (7230,5 MPa), debido a que en este prototipo la capacidad del cerámico tipo 2 por su granulometría permite trabajar a concentraciones altas de reforzante; mientras que el prototipo 8 presentó una alta resistencia mecánica con refuerzo particulado de polvo cerámico.

Tabla 2. Comparación de esfuerzo vs deformación de materiales de la zona estructural.

Nº Prototipo	Módulo de Young (Mpa)	Ductilidad	Resistencia máxima(Mpa)
1	1704,4	0,0118	20,82
2	1616,2	0,0391	61,25
3	195,91	0,0543	26,95
4	1005	0,021	22,05
5	2995,3	0,1318	36,75
6	428,34	0,0400	17,15
7	678,95	0,053	39,20
8	3856,1	0,0204	36,75
9	7230,5	0,0060	44,10
10	4404,8	0,011	44,10
11	2907,7	0,0166	49
12	2277,7	0,053	39,2
Muestra 1	8863	0,0016	73,5
Muestra 2	5344	0,035	51,45
Muestra 3	3433	0,0013	49,5

Fuente: Autores.

3.2 Desarrollo de la prueba de llama

Al someter los prototipos a pruebas de llama con oxicorte por un tiempo de exposición de 90 y 120 segundos se obtuvieron los siguientes resultados de desempeño (5) :

3.2.1 Diferencia de temperatura en las paredes de los prototipos

Por medio de una cámara termográfica se reportan los resultados presentados en la tabla 3 de diferencias de temperaturas entre la pared interna y externa de la zona estructural.

Tabla 3.Diferencia de temperatura entre paredes

Prot. No.	T1 (°C)	T2 (°C)	Tiempo (seg)	Falla
1	2912	30,1	90	Formación de perfiles térmicos y expansión volumétrica en la garganta obstruyendo el paso del flujo de los gases.
2	2950	36,7	95	Formación de perfiles térmicos y expansión volumétrica en la garganta obstruyendo el paso del flujo de los gases.
3	2926,5	28,4	100	Formación de perfiles térmicos y expansión volumétrica en la garganta obstruyendo el paso del flujo de los gases.
4	2924	21,3	120	Formación de perfiles térmicos
5	2946,5	26,7	120	Formación de perfiles térmicos
6	2946,5	28,1	120	Formación de perfiles térmicos

7	2946,5	85,9	120	Fisuras superficiales irregulares de longitud corta y espesor delegado en sentido axial de extremo a extremo y
8	2946,9	88,2	120	Fisuras superficiales irregulares de longitud corta y espesor delegado en sentido axial de extremo a extremo grietas en el extremo final
9	2946,53	86,4	120	Fisuras superficiales irregulares de longitud corta y espesor delegado en sentido axial de extremo a extremo grietas en el extremo final
10	2996,5	78,2	120	No presentó falla
11	2986,8	80,4	120	No presentó falla
12	2966,5	64,6	120	No presentó falla
T1: Temperatura promedio de la pared interna de la parte térmica				
T2: Temperatura promedio de la pared externa de la parte estructural				
Fuente: Autores.				

El material que presentó el mejor desempeño en cuanto al tiempo de falla fue el cerámico tipo 2, el cual se ve influenciado por la utilización de caucho silicona como matriz en dicho reforzante, ya que aporta propiedades elásticas que permiten asimilar los esfuerzos térmicos, en comparación con la resina poliéster utilizada en los prototipos de polvo cerámico; en todos los prototipos se observó una formación de grietas en dirección axial, perpendicular a la dilatación diametral de la tobera.

3.2.2 Pérdida de peso de los prototipos

Una vez finalizado el ensayo de llama se observa una pérdida de material por la degradación del mismo debido al contacto directo de este con la llama, lo que produce también una disminución de su masa. Se tomó registro de cada uno de los prototipos antes y después de realizar el ensayo de llama y se sacó un promedio de la pérdida de masa dependiendo del material utilizado como reforzante en la zona térmica, según lo mostrado en la figura 2. En estos resultados se aprecia una mayor pérdida de peso en los prototipos con matriz de caucho silicona, siguiendo un comportamiento pseudoablativo (5, 6, 7, 8) que comparado con los resultados de la sección anterior favorece la obtención de un mayor aislamiento térmico, dado que el material en la medida que se autoconsume forma gases de protección.

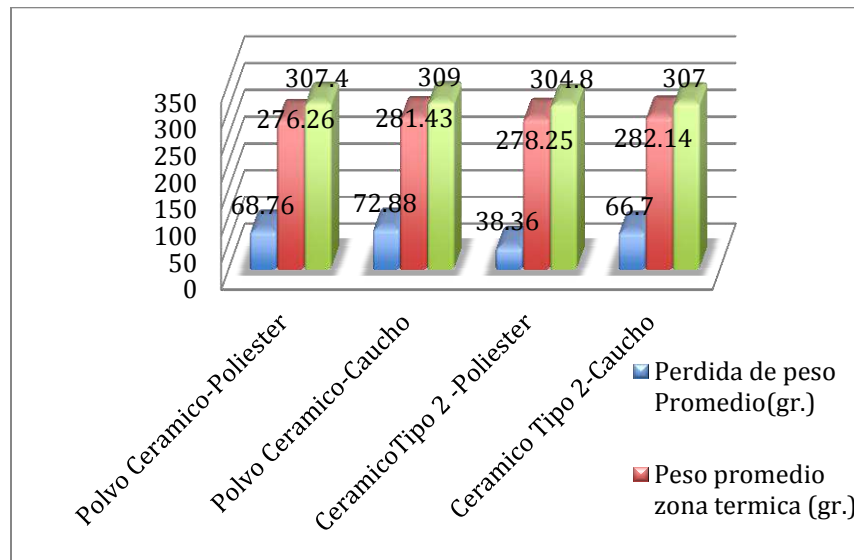


Figura 2. Peso y pérdida de peso promedio de acuerdo al tipo de material de refuerzo

3.2.3 Comportamiento aislante de los prototipos

Con el objetivo de analizar cual material obtuvo el mejor comportamiento aislante de temperatura se generó la tabla 4, donde se muestra la temperatura promedio de las paredes interna y externa de los prototipos. La codificación utilizada en la tabla es la descrita en la tabla 3.

Tabla 4. Temperaturas promedio de las paredes de los prototipos

Reforzante del prototipo	T1 (°C) ± D.S.	T2 (°C) ± D.S.
Polvo Cerámico- Caucho Silicona	133,23 ± 26,9	28,6 ± 8,9
Cerámico tipo 2-Caucho Silicona	119,2 ± 13,6	21,5 ± 8,34
Polvo Cerámico- Resina Poliéster	168,75 ± 26,9	85,6±8,34
Cerámico tipo 2- Resina Poliéster	168,75 ± 26,9	64,6±16,3

T1: Temperatura promedio de la pared interna de la parte térmica
T2: Temperatura promedio de la pared externa de la parte estructural
Fuente: Autores.

El material con mejor comportamiento aislante fue el cerámico tipo 2, compuesto de matriz elastoplástica, con una temperatura promedio de la pared externa de 21,5 °C, seguido del polvo cerámico con una temperatura de 28,6 °C. Al tener la menor temperatura de la pared externa, se logra que la disminución de las propiedades mecánicas de la zona estructural sea igualmente menor, ya que estas están afectadas en gran medida por la temperatura de operación (6, 8).

4 CONCLUSIONES

- En la prueba de llama, el prototipo cuya zona térmica está constituido de matriz elastoplástica con reforzante particulado, polvo cerámico y zona estructural fibra de

carbono y Pizarra, fue el material que presentó la menor pérdida de peso con un porcentaje del 28%.

- El material con mejores propiedades ablativas y, por lo tanto, el óptimo como recubrimiento de toberas es el cerámico tipo 2 - matriz de resina Poliéster, dado que no presento fallas en la inspección visual, además de absorber con una efectividad del 95% energía térmica.
- En una matriz de resina poliéster con refuerzo particulado de cerámico tipo 2 se pueden incorporar mayores concentraciones de reforzante con respecto a un particulado de polvo cerámico, que permiten obtener mayores módulos de Young.

5 REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. Lizcano, Yamit Alfredo y Vásquez, Cristian. Construcción de Prototipos de Toberas de un Cohete de Orbita Baja y análisis Térmico y Estructural. Trabajo de grado Ingeniero Mecánico. Santiago de Cali : Escuela Militar de Aviación. Programa de Ingeniería Mecánica, 2010.
2. Miravete, Antonio. Los Nuevos Materiales en la Construcción. 2 ed. Barcelona : Reverte, S.A, 2002.
3. Miravete, Antonio. Materiales Compuestos I: Matrices. Barcelona : Reverte, S.A.,2007. Edición en español, Tomo I ISBN 13:978-84-912349-8-4
4. Sutton, George P. Rocket Propulsion Elements. Séptima Edición. New York :JhonWiley, 2001. 751p.
5. Furness, Justin. Materials Information Service: Thermosetting Composites – Processing AZOM Materials. 2001. Disponible en: www.azom.com/Details.asp?ArticleID=352.
6. Nakka, Richard. Teoría sobre motores cohete de propelente sólido. Disponible en: http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf
7. Experimental Rocketry. Mecanizado de Toberas para cohetes [en línea]. Canadá, julio 2006. Disponible en: <http://www.escull.net/spanishdocs/rnakka/Mecanizado%20de%20toberas%20para%20cohetes.pdf>
8. Náutica Escalada. Consejos Útiles para Laminación con Poliéster. [En Línea],[Consultado 20 enero 2012]. Disponible en: <http://www.nauticaescalada.com.ar/>.