

Construcción y evaluación de una tobera a escala menor basada en material compuesto para cohetes de órbita baja

Diego Quiñonez, Yamit Lizcano, Cristian Vasquez, Jorge Maldonado, Julian Portocarrero

Universidad Antonio Nariño sede Cali

julianportocarrero@gmail.com; maldonadovilla@hotmail.com

Resumen

Se desarrolló un método de fabricación de prototipos de tobera a escala menor para cohetes de órbita baja, basado en materiales compuestos de bajo costo, utilizando como metodología un diseño del material de tobera conformada por una zona térmica y una zona estructural.

Para la zona térmica se usó un material compuesto particulado a base de una matriz polimérica reforzada con polvo cerámico, Carburo de Silicio y cerámico tipo 2, el cual fue preparado por medio de un proceso de moldeo, vaciado, y compactación, después de fabricada la zona térmica se efectuó un proceso de laminación de un material compuesto fibrorreforzado con mallas de mallas de fibra de vidrio y fibras de carbono.

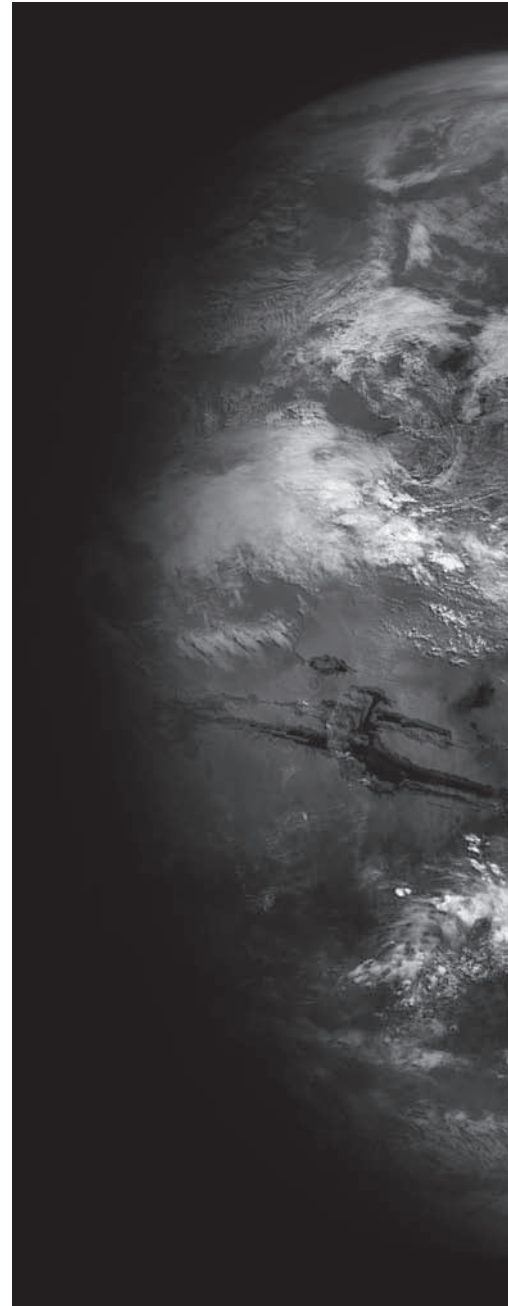
En las toberas se evaluó el desempeño de los materiales empleados a través de la simulación de las condiciones reales de operación donde se involucraron pruebas térmicas y estructurales, tales como: pruebas de tracción, simulación de cargas de presión mediante software especializado y ensayo de impacto por llama de oxicorte para determinar pérdida de peso, de espesor y diferencial de temperatura.

En los resultados se destaca el efectivo comportamiento del sistema para 60 segundos de vuelo utilizando un material compuesto particulado con 70% de cerámico tipo 2 y 30% de material polimérico para la zona térmica y una configuración de la zona estructural fibra de vidrio matt de 225 g/m² - fibra de vidrio Voland 320 g/m² orientada 0° - fibra de vidrio matt 225 g/m² - fibra de carbono orientada 0°.

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

Recibido: 11 de octubre de 2011

Aprobado: 12 de mayo de 2012



Abstract

A method for minor scale manufacturing of nozzle prototype for low orbit rockets based on low cost composite materials was developed, using as methodology a nozzle material design conformed by a thermal zone and structural zone.

For the thermal zone, a composite particulate material based on a reinforced polymeric matrix with ceramic powder, silicon carbide, and type 2 ceramic was used, which was prepared by a process of molding, casting and compaction, after the manufacturing of the thermal zone al laminating process of a fibro-reinforced material with netting of glass fiber and carbon fiber was done.

In the nozzles, the performance of the used materials through simulation of actual operation conditions was evaluated, where thermal and structural test were involved, such as: traction tests, pressure loads simulation with a specialized software, and impact by oxy flame test to determine the weight loss, the thickness and the differential temperature.

The obtained results showed the effective behavior of the system for 60 seconds of flight using a particulate composite material with 70% of type 2 ceramic and 30% of polymeric material for the thermal zone and configuration glass fiber matt of 225 g/m² – glass fiber Voland 320 g/m² tilted 0° - glass fiber matt of 225 g/m² – carbon fiber tilted 0°

Keywords: Nozzles, composite materials, impact by flame test, ablative material.

Introducción

La Fuerza Aérea Colombiana - FAC, en calidad de miembro integrante de la Comisión Colombiana del Espacio, crea el Comité de Asuntos Espaciales como órgano de consulta y coordinación de planes, programas, proyectos y propuestas para el desarrollo aeroespacial, adscrita a este comité, la Escuela Militar de Aviación, por intermedio de su Grupo de Investigación en Estudios Aeroespaciales - GIEA, desarrolla actualmente un proyecto de investigación concerniente al diseño y construcción del cohete de baja órbita FAC 001 para el lanzamiento de sondas meteorológicas y nanosatélites.

El primer componente involucrado en este enfoque fue la tobera, donde los requerimientos térmicos y estructurales alcanzan niveles altos de servicio exigiendo un factor de desempeño equivalente en materiales utilizados. Por lo anterior, el objeto de este trabajo es desarrollar materiales compuestos para la fabricación de toberas de cohetes de órbita baja de combustibles líquidos.

Los materiales seleccionados para ser estudiados y puestos a prueba presentan un bajo costo y facilidad de procesamiento, además de estar disponibles en el mercado local. Se utilizó polvo cerámico, carburo de silicio y un desecho industrial (cerámico tipo dos) como reforzantes particulados de la capa de desempeño térmico y fibras de vidrio y carbono para la parte estructural; como matrices se emplearon resinas poliéster y viniléster.

Desarrollo de los prototipos

2.1 Diseño

En función de la distribución de las cargas térmicas y estructurales impuestas a la tobera durante su operación real, se definieron dos capas de desempeño; en primera instancia y en contacto directo con los gases de combustión, soportando las altas temperaturas que alcanzan los 3000 K, una capa de material particulado de características ablativas, y sobre ella una segunda frazada estructural de material compuesto fibro reforzado de fibras continuas, cuyo principal objetivo será soportar las cargas de presión

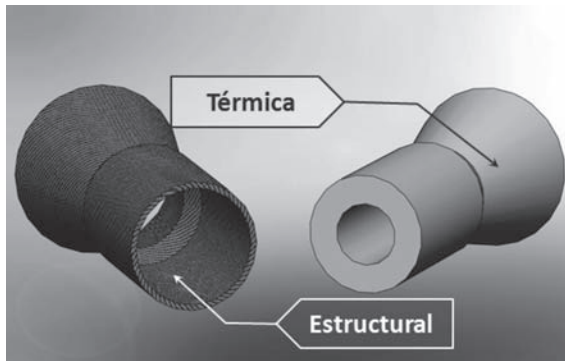


Figura 1. Zona térmica y estructural de los prototipos.

que alcanzarán proporciones cercanas a las 400 psia; además de los esfuerzos de dilatación de la zona térmica.

2.2 Materiales Seleccionados

Para la parte térmica, se tomó como referencia la investigación desarrollada por los oficiales Gerena y Bastidas, egresados del programa de Ingeniería Mecánica de la EMAVI en el año 2009¹. A partir de los estudios realizados en este proyecto, concernientes a la resistencia térmica y a la erosión causadas por la exposición a una llama oxiacetilénica de alta temperatura (3000K), simulando los efectos de los gases de combustión de un cohete de baja órbita, se retomaron dos de los materiales utilizados, el Carburo de Silicio y el polvo cerámico, y se tomó un material cerámico alternativo proveniente de un desecho industrial (Cerámico tipo 2). Ver tabla 1.

Tabla 1. Configuraciones para la zona térmica.

	Mat particulado	Matriz	Porcentaje de Matriz
TIPO A	Polvo cerámico	Resina poliéster	65%
TIPO B	Carburo de Silicio	Resina poliéster	70%
TPO C	Cerámico Tipo 2	Resina viniléster	70%

¹ BASTIDAS, Jairo; GERENA, Jefferson. Estudio y Caracterización de los materiales para la construcción de una tobera para los cohetes de la FAC. Escuela Militar de Aviación, Ingeniería Mecánica 2009.

Tabla 2. Configuraciones propuestas para la zona estructural

Conf.	Descripción
Tipo I	Fibra de vidrio Voland 320 g/m ² orientada 45°. Fibra de carbono Orientada 0°. Fibra de vidrio Voland 320 g/m ² orientada -45°.
Tipo II	Fibra de vidrio Matt de 450 g/m ² . Fibra de Carbono orientado 0°. Fibra de vidrio Matt 450 g/m ² .
Tipo III	Fibra de vidrio Matt de 450 g/m ² . Fibra de Carbono orientada 45°. Fibra de vidrio Voland 320 g/m ² orientada 45°.
Tipo IV	Fibra de vidrio Matt 225 g/m ² . Fibra de vidrio Voland 320 g/m ² orientada 0°.- Fibra de vidrio Matt 225 g/m ² . Fibra de carbono orientada 0°.
Tipo V	Fibra de vidrio Matt 225 g/m ² . Fibra de vidrio Voland Importada USA orientada 0°.- Fibra de vidrio Matt 225 g/m ² . Fibra de carbono orientada 0°.

Para la parte estructural se propusieron materiales reconocidos por su excelente papel desarrollado en la industria aeronáutica y aeroespacial, como fibras de carbono y de vidrio, utilizados en diferentes configuraciones y disposiciones, según los requerimientos a las que está sometida la tobera. Los materiales utilizados para la capa estructural se muestran en la tabla 2.

De cada una de estas configuraciones se realizaron pruebas de tracción para determinar el módulo de Young y establecer parámetros a partir de los cuales se pudiera determinar un criterio para seleccionar el material compuesto destinado a soportar las cargas durante la operación del cohete.

2.3 Diseño del molde y contramolde

El diseño interior de una tobera es el factor más importante requerido para su correcto y eficiente desempeño, por lo que se hace 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 el año 2008 por

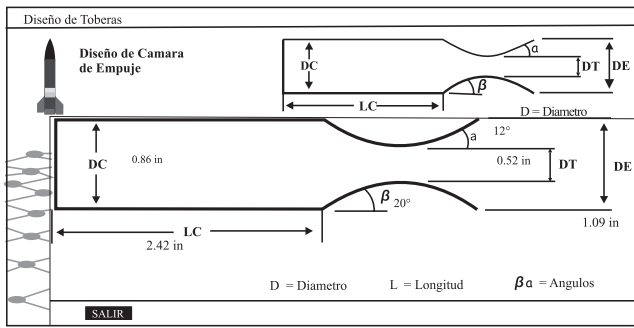


Figura 2. Medidas preliminares del prototipo

los oficiales Bello Oscar y Bedoya Nicolás² tal y como se muestra en la figura 2.

Con estas medidas se fabricaron el molde y contramolde respectivamente. El primero inicialmente en madera y luego en acero 1020, aumentando en 1 cm los radios de estas medidas se elaboró el contramolde, por medio de un conjunto de dados de tres tapas con los cuales se evitan los problemas de reología y precisión que se presentan en este tipo de moldeo. La superficie en contacto con el material a moldear se cubrió con gel coat y el resto del volumen se rellenó en resina reforzada con marmolina y fibras cortas.

El espesor de 1 cm se toma como referencia del proyecto de grado de los oficiales Bastidas Rendón Jairo Alberto y Gerena Romero Jefferson Daniel. Esta medida está sujeta sin embargo a cambios según los resultados obtenidos de las pruebas de llama realizadas en el presente proyecto, dependiendo de la profundidad de la erosión causada por la llama de oxicorte.

2.4 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 (figura 3), mientras que en la parte estructural se utilizó un material fibro-reforzado de fibras largas multicapa, elaborado mediante laminación.

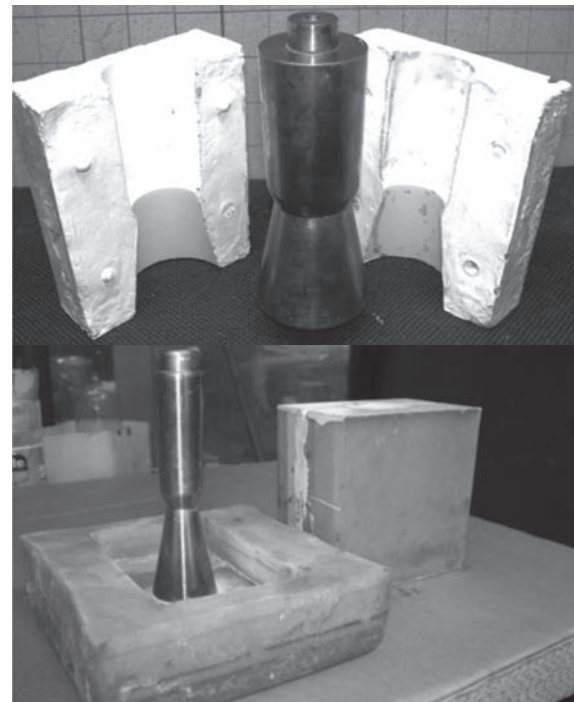


Figura 3. Contramolde

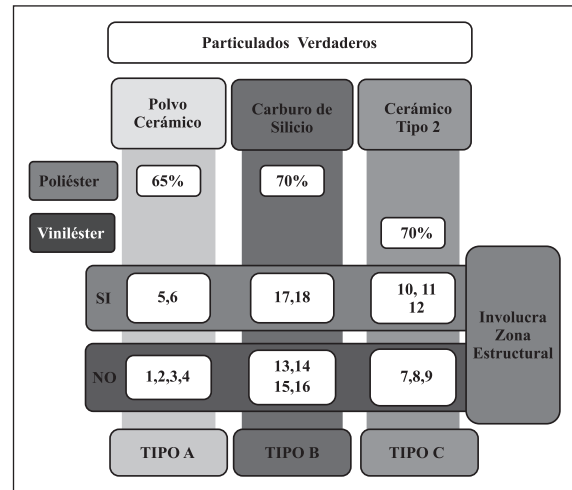


Figura 4. Programa experimental.

Los prototipos de tobera se construyeron de acuerdo al programa experimental mostrado en la figura 4.

3. Resultados y discusión

Los resultados del comportamiento térmico y estructural de materiales de tobera a escala menor para cada una de las zonas, por medio de una

² BELLO, Oscar y BEDOYA, Nicolás. Op. cit.

caracterización preliminar y una evaluación del desempeño por exposición a llama de oxicorte de aproximadamente 3000K.

3.1 Caracterización Zona Estructural

En las figuras 5 y 6 se reportan los resultados del comportamiento mecánico de la zona estructural de los perfiles presentados en la tabla 2 (tipo I, tipo II, tipo III, tipo IV y tipo V), en donde se aprecia que los perfiles tipo IV y tipo V aportan un mayor modulo de Young y esfuerzo de fluencia. Por lo anterior y teniendo en cuenta que la configuración tipo V comprende fibra de vidrio Voland de difícil consecución y elevado costo, se eligió la configuración tipo IV que tiene menor costo y propiedades similares con un modulo de Young de 11241,9 Mpa.

3.2 Prueba de Llama

El procedimiento experimental se llevó a cabo en el Grupo Técnico del Comando Aéreo de Mantenimiento (CAMAN) de la FAC ubicado en la localidad de Madrid, Cundinamarca, a una presión atmosférica de 30,29”Hg una temperatura ambiente de 17°C y una humedad relativa de 65%.

Todos los prototipos de tobera fueron sometidos a prueba de llama con oxicorte a una proporción de 60% de oxígeno y 40% de acetileno, con un tiempo de exposición a la llama de 60 segundos.

3.2.1 Diferencia de Temperatura en las Paredes, Falla y Tiempo de Falla

Para realizar este análisis se utilizó una cámara termográfica y el software ThermaCAM del mismo equipo, capturando imágenes una vez terminado el ensayo de llama. Dicho software permite observar los resultados mostrados en la figura 7.

Estos resultados son:

- Temperatura promedio de un área del prototipo seleccionada de acuerdo con un rango de temperaturas mostrado en una paleta de colores.
- Temperatura puntual máxima de cualquier punto del prototipo.

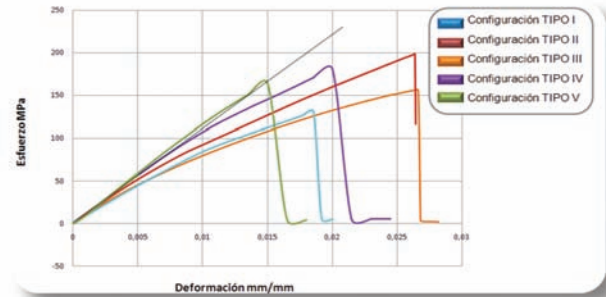


Figura 5. Diagramas Esfuerzo vs Deformación de las configuraciones propuestas para la zona estructural.

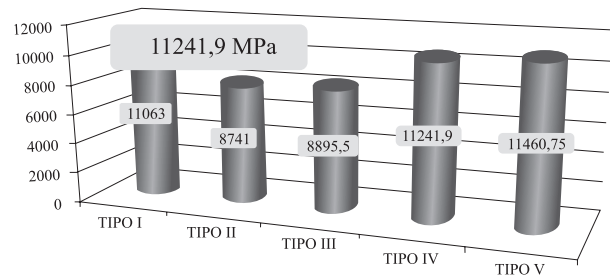


Figura 6. Módulo de Young de las configuraciones propuestas para la zona estructural.

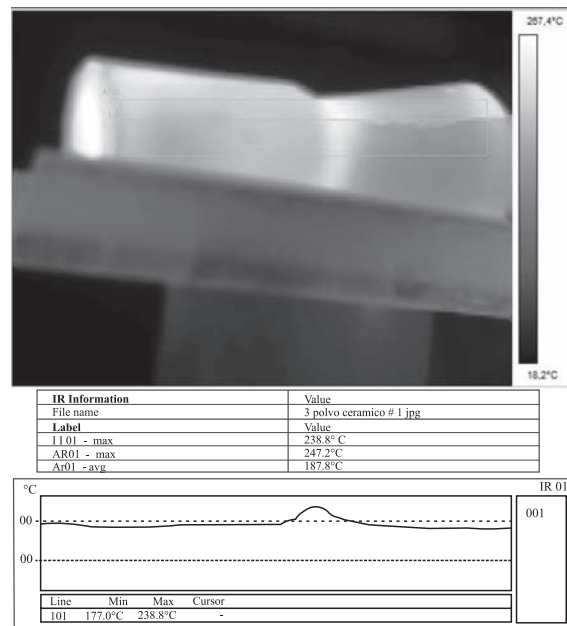


Figura 7. Software ThermaCAM E4 de la cámara termográfica.

- Gráfica de Temperatura vs. Distancia de acuerdo a una línea del prototipo seleccionada, con la cual se puede establecer un gradiente de temperatura.

Los puntos de referencia donde fueron tomadas las medidas, se ubicaron de tal manera que permitan obtener un gradiente térmico, índice de la conductividad práctica del material, Estos puntos se distribuyeron de la siguiente manera (figura 8):

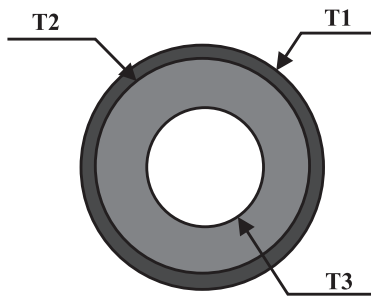


Figura 8. Temperaturas en la tobera

Donde:

- T1 = Temperatura promedio de la pared externa de la parte estructural.
- T2 = Temperatura promedio de la pared externa de la parte térmica.
- T3 = Temperatura promedio de la pared interna de la parte térmica.
- Dif prom = Diferencia promedio de temperatura
- Tiempo = Tiempo de falla



Figura 9. Foto termográfica de la zona posterior de prototipo de cerámico tipo 2

Por otro lado, el tiempo de falla se considera como aquel en el cual el prototipo presentó la primera grieta durante la exposición de este a la llama de oxicorte, las fallas generadas fueron de tipo frágil en todos los prototipos (Ver tabla 3), la codificación es acorde al programa experimental de la figura 4.

Tabla 3. Diferencia de temperatura promedio de los prototipos después de la prueba de llama, tiempo de falla y descripción de la falla.

Prot. No.	T1 (°C)	T3 (°C)	Dif prom (°C)	Tiempo (seg)	Falla
1	149,7	283,4	133,7	30	Grieta en sentido axial de extremo a extremo de la tobera y en la garganta.
2	104,5	108,8	4,3	30	Grieta en la garganta que partió la tobera en dos partes
3	187,8	210,3	22,5	40	Grieta de menor intensidad que las dos primeras probetas en sentido axial de extremo a extremo y en la garganta
4	195,3	312,4	117,1	50	Presentó falla en dirección axial en la primera mitad del prototipo y no falló en la garganta
5	135,1	206,7	71,6	—	No presentó falla
6	130,9	220,1	89,2	—	No presentó falla
7	212	335,9	123,9	50	Grieta irregular en sentido axial de extremo a extremo y grieta que comprende la mitad de la garganta.
8	197,2	248,2	51	50	Grieta irregular en sentido axial de extremo a extremo y grieta que comprende la mitad de la garganta.
9	224,3	286,4	62,1	50	Grieta en sentido axial en la primera mitad de la probeta y grieta que comprende la mitad de la garganta.
10	104	198,2	94,2	—	No presentó falla
11	118,2	233,1	114,9	—	No presentó falla
12	120	230	110	—	No presentó falla
13	228,2	270	41,8	45	Grieta de baja intensidad en la primera mitad de la probeta y pequeña fisura en la garganta.
14	187,8	239,3	51,5	40	Grieta en dirección axial y en la garganta que partió la probeta en dos partes.
15	225,9	276,5	50,6	40	Grieta en dirección axial y en la garganta que partió la probeta en dos partes.
16	225	275	50	40	Grieta en dirección axial y en la garganta que partió la probeta en dos partes.
17	135,1	264,9	129,8	—	No presentó falla
18	135	265	130	—	No presentó falla

El material que presentó el mejor desempeño en cuanto al tiempo de falla fue el cerámico tipo 2 con un promedio de 50 segundos, y el de menor desempeño fue el polvo cerámico con un promedio de 37,5 segundos, sin presencia de la zona estructural, lo cual se ve influenciado por la utilización de resina viniléster como matriz en dicho material, la cual tiene mejores propiedades que la resina poliéster utilizada en los prototipos de polvo cerámico y carburo de silicio, además de las mayores propiedades de resistencia a elevadas temperaturas del cerámico tipo 2.

Se observó, que las probetas que estaban compuestas tanto de la zona térmica como de la estructural no presentaron ninguna falla debido a que ésta última ayudó a soportar los esfuerzos térmicos generados por la alta temperatura e impidió que se produjeran grietas en los prototipos, lo que evidencia la necesidad de evaluar las probetas completamente terminadas y no sólo con su zona térmica.

Las grietas generadas fueron de tipo frágil y se observa un patrón generalizado en relación a la dirección de formación de las mismas, que es dirección axial y alrededor de la garganta, como lo muestra la figura 10.



Figura 10. Grietas en dirección axial y en la garganta de los prototipos después del ensayo de llama.

3.2.2 Comportamiento Aislante de los Prototipos

Con el objetivo de analizar cual material obtuvo el mayor comportamiento aislante de temperatura, en la tabla 4 se muestra la temperatura promedio de las paredes interna y externa de los prototipos con presencia de zona estructural. La codificación utilizada en la tabla es la descrita en la figura 9.

Tabla 4. Temperaturas promedio de las paredes de los prototipos

Reforzante del prototipo	T2 (°C) ± D.S.	T1 (°C) ± D.S.	T3 (°C) ± D.S.
Polvo Cerámico	168,75 ± 26,9	133 ± 2,96	189,9 ± 48,2
Cerámico tipo 2	211,2 ± 13,6	124,1 ± 8,34	255,3 ± 48,8
Carburo de Silicio	216,73 ± 19,3	140,05 ± 7	265,95 ± 13,7

El material con mayor comportamiento aislante fue el cerámico tipo 2 con una temperatura promedio de la pared externa de 124,1 °C, seguido del polvo cerámico con una temperatura de 133 °C y por último el carburo de silicio con 140,05 °C. Al tener la menor temperatura de la pared externa, se espera 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.

3.2.3 Pérdida de espesor

Se tomó la pérdida de espesor promedio del prototipo, producto del desgaste por los gases de combustión, como un índice de la resistencia del material a la erosión, dicha medida se determinó en ocho puntos equidistantes sobre el perímetro del borde de la sección convergente y sobre una parte intermedia de esta, como un promedio del espesor del prototipo; en donde el valor inicial es constante en promedio para cualquier prototipo, debido a la rigidez de los moldes.

De los resultados presentados en la tabla 5 y figura 11, se observa que el reforzante particulado de mayor resistencia al desgaste es el cerámico tipo 2 en comparación con el carburo de silicio y el polvo cerámico, en donde las pérdidas de espesor fueron inferiores a dos milímetros, por lo que es posible construir un prototipo de menor espesor, con un grosor recomendado de 5mm.

Tabla 5. Pérdida de Espesor Promedio de los Prototipos

Prot. No	Espesor promedio inicial (mm)	Espesor promedio final (mm)	Pérdida de espesor promedio (mm)	TIPO
1	10,8	9,85	0,95	A
2	10,85	10,6	0,25	
3	12	11,325	0,675	
4	12,7	10,6	2,1	
5	11,4	10,75	0,65	
6	10,75	8,925	1,825	B
7	12,6	10,4	2,2	
8	10,025	9,65	0,375	
9	11,95	11,425	0,525	C
10	10,9	10,25	0,65	
11	12,55	11,975	0,575	
12	10,25	9,65	0,6	

Tabla 6. Pérdida de de peso de prototipos.

Prot. No	Peso inicial (g.)	Peso final (g.)	Pérdida de peso (g.)	TIPO
1	227,1	201,8	25,3	A
2	261,7	240	21,7	
3	299,3	286,8	12,5	
4	298,4	275,2	23,2	
5	254,2	233,69	20,51	B
6	217,6	195,5	22,1	
7	250,5	233,5	17	
8	229,6	211,9	17,7	
9	286,9	272,9	14	C
10	217,5	196,5	21	
11	283,6	275,2	8,4	
12	218,6	192	26,6	

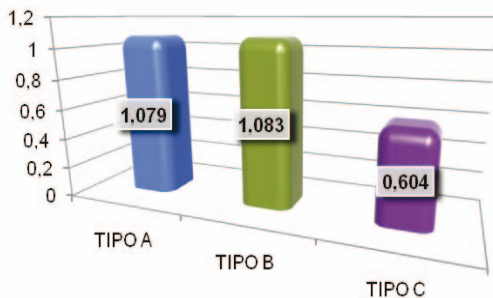


Figura 11. Perdida de espesor promedio de acuerdo al tipo de material de refuerzo.

Fuente: Autores.

3.2.4 Pérdida de Peso de los Prototipos

Una vez terminado el ensayo de llama se puede observar una pérdida de material debido a la degradación del mismo por el contacto directo de este con la llama, lo que implica 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 de acuerdo al material utilizado como reforzante en la zona térmica.

Los datos de peso y pérdida de masa de cada uno de los prototipos están consignados en la tabla 6, de acuerdo a la codificación establecida para los prototipos en el programa experimental de la figura 4.

Conclusiones

- Las fallas que se presentaron en los prototipos en el ensayo de llama fueron grietas de tipo frágil en dirección axial y en la garganta, en este sentido los mayores desempeños se presentaron en el siguiente orden: cerámico tipo2 > carburo de silicio > polvo cerámico.
- La zona estructural y la térmica actuaron en sinergia, de tal manera que en ningún prototipo compuesto por estos dos sistemas se generó la formación de fisuras.
- El mayor desempeño mecánico a tensión entre las configuraciones estructurales evaluadas, se obtuvo con la configuración tipo IV compuesta de Fibra de vidrio matt 225 g/m² - Fibra de vidrio Voland 320 g/ m²orientada 0° - Fibra de vidrio matt 225 g/ m² - Fibra de carbono orientada 0°.
- El material que evidenció mayores propiedades ablativas, y por lo tanto el óptimo para el recubrimiento de toberas, es el cerámico tipo 2 con resina viniléster, debido a su menor pérdida de espesor, menor temperatura en la pared externa y mayor tiempo de falla.

Referencias

F. Alhama, A. Campo, Red de Simulación de los Cambios Rápidos de Temperatura en la Pared Compuesta de la Tobera de un Cohete Motor Durante una Prueba de Fuego en Tierra. 2003.

Allstudies: [Citado Septiembre 2009] Disponible en Internet: <http://allstudies.com/resinas-epoxi.html>.

J. Bastidas Rendon, Jairo y J. Gerena Romero, Estudio y Caracterización de los Materiales para la Construcción de una Tobera para los Cohetes de la FAC. Tesis Ingeniería Mecánica. Escuela Militar de Aviación. Facultad de Ingeniería Mecánica. Materiales, Materiales Compuestos. Santiago de Cali. 2009.

O. Bello, y N. Bedoya, Nicolás. Integración y Análisis de Bases de Datos para el Cálculo de los Componentes de un Cohete y su Interface al Diseño Mecánico. Escuela Militar de Aviación, Ingeniería Mecánica. 2008.

A. Besednjak Dietrich, Materiales Compuestos: Procesos de Fabricación de Embarcaciones. pp. 15. 2005.

M. Diaz, J. B. Vásquez Cuenca, Polimeros y Plásticos Reforzados para la Industria y la Construcción. Febrero 2010. Disponible en Internet: <http://equisplast.com/PROCESOS.html>

A. M. Diez Pajón, Manual de Aplicaciones Poliser: Introducción a la Resina Poliéster como Material Compuesto. Medellín, Colombia. SUIN. 2008.

D. O. Florez, Introducción a la Ciencia de los Materiales: Clasificación de los Materiales (Compuestos). Marzo 2010. Disponible en Internet: <http://www.mailxmail.com/curso-introduccion-ciencia-materiales/clasificacion-materiales-compuestos>.

J. Furness, Materials Information Service: Thermo-setting Composites - Processing AZOM Materials. Diciembre 2009. Disponible en Internet: www.azom.com/Details.asp?ArticleID=352.

Goodfellow. Carburo de Silicio (SiC). Noviembre 2009. Disponible en Internet: <http://www.goodfellow.com/S/Carburo-de-Silicio.html>

S. Heister, "Rocket" World Book Online Reference Center. 2005. Mayo 2010. Disponible en Internet: <http://www.worldbookonline.com/wb/Article?id=ar472580>

A. Miravete, Antonio. Materiales Compuestos I: Matrices. Barcelona: Editorial Reverté, pp. 4-80. 2007.

R. Nakka, Experimental Rocketry, Mecanizado de Toberas para Cohetes. 1a ed. Canadá, Julio 2006: Disponible en Internet: <http://www.escull.net/spanishdocs/rnakka/Mecanizado%20de%20toberas%20para%20cohetes.pdf>

A. Rizzo, Elaboración de Materiales Compuestos. Abril 2010. Disponible en Internet: <http://www.uprm.edu/civil/circ/newsite/webresearchers/LuisGodoy/courses/INCI6017/10%20Materiales/Compuestos%20Fabricacion.pdf>

G. P. Richter, and T. D. Smith, Ablative Material Testing for Low-Pressure, Low-Cost Rocket Engines. National Aeronautics and Space Administration NASA Technical Memorandum 107041. 1995

G. P. Sutton, Rocket Propulsion Elements. Séptima Edición. Jhon Wiley. New York, pp. 32-33. 2001.

L. Vera, Principios Físicos de los Cohetes: Porque Vuelan Los Cohetes. Diciembre 2009. Disponible en Internet: <http://www.planetatodo.com.ar/general/cohete02.html>.