

Deterioración en los materiales de la boquilla de motor-prueba en ensayo de quema estática

Degradation in the nozzle materials of subscale motor in a static firing test

Deterioração nos materiais da tubeira de motor-teste em ensaio de queima estática

Ronald Izidoro Reis, Doctor
Instituto de Aeronáutica y Espacio - IAE
São José dos Campos/SP - Brasil
izidororir@iae.cta.br

Wilson Kiyoshi Shimote, Maestro
Instituto de Aeronáutica y Espacio - IAE
São José dos Campos/SP - Brasil
wilsonwks@iae.cta.br

Luiz Cláudio Pardini, Doctor
Instituto de Aeronáutica y Espacio - IAE
São José dos Campos/SP - Brasil
pardinilcp@iae.cta.br

RESUMEN

Este trabajo presenta estudio dirigido en el Instituto de Aeronáutica y Espacio, organización del Departamento de Ciencia y Tecnología Aeroespacial (DCTA/IAE), para investigar el consumo de la protección térmica, inserto en la garganta de la boquilla y goma EPDM de la parte convergente de la boquilla, durante ensayo de quema estática del motor-cohete. Durante este estudio fueron hechos ensayos que tenían como objetivo la evaluación del desempeño de la ablación del material del inserto en la garganta de la boquilla y también de la formulación de goma para protección térmica del sobre-motor y del sistema convergente, además de verificar la funcionalidad de la adhesión entre el propelente y la goma. Específicamente para el trabajo aquí presentado, serán analizados solamente resultados inherentes a la evaluación del inserto de la boquilla y deterioración de la goma EPDM en la interface con el inserto de grafito para un tiempo de ensayo de 56 s. Fue verificada, después de ensayos, la presencia de no conformidades en componentes del motor, que, posteriormente, llevaron a un análisis criterioso de sus causas y la implementación de soluciones para re-proyecto de componentes con la intención, así, de aumentar la seguridad y garantizar la integridad estructural del motor-cohete para continuidad de los ensayos.

Palabras clave: VLM-1. Ensayo de quema. Motor-prueba cigarro. Inserto de grafito.

Recibido / Received / Recebido
02/03/16

Aceptado / Accepted / Aceito
13/06/16

Las siglas y abreviaturas contenidas en el artículo corresponden a las del texto original en lengua portuguesa.

ABSTRACT

This work presents the study conducted at the Institute of Space and Aeronautics, an organization of the Department of Science and Aerospace Technology (DCTA-IAE, in the Portuguese acronym), to investigate the erosion of the thermal protection, nozzle throat insert, and thermal protection of the convergent manufactured in EPDM rubber of the convergent section of the nozzle, during the sub scale solid propellant rocket motor static firing test. During this study, tests were conducted in order to evaluate the performance of the nozzle ablation of insert material and also of the rubber to protect thermally the metallic motor case and also to the convergent, in addition to verifying the functionality of the adhesion between the propellant and the rubber. For the work herein presented, specifically, only the results inherent to the evaluation of the nozzle insert material and the deterioration of the EDPM rubber in the interface with the conducted in order to evaluate the performance of nozzle ablation of insert material, and also of the rubber to protect thermally the metallic motor case and also to the convergent, in addition to verifying the functionality of the adhesion between the propellant and the rubber. For the work herein presented, specifically, only the results inherent to the evaluation of the nozzle insert material and the degradation of the EDPM rubber in the interface with the graphite material insert for a test time of 56 s will be analyzed. After the tests, non-conformities were detected in components of the engine that subsequently led to a careful analysis of the reasons, as well as to the implementation of solutions for the redesign of components with the aim of improving the safety and assuring the structural integrity of the rocket engine for further tests.

Keywords: VLM-1. Firing test. End-burning test-engine. Graphite material insert.

RESUMO

O presente trabalho mostra estudo conduzido no Instituto de Aeronáutica e Espaço, organização do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA/IAE), para investigar o consumo da proteção térmica, inserto na garganta da tubeira e borracha EPDM da parte convergente da tubeira, durante ensaio de queima estática do motor-foguete. Durante este estudo foram realizados ensaios que visavam à avaliação do desempenho da ablação do material do inserto da garganta da tubeira e também da formulação de borracha para proteção térmica do envelope-motor e do sistema convergente, além de verificarem a funcionalidade da adesão entre o propelente e a borracha. Especificamente para o trabalho aqui apresentado, serão analisados apenas resultados inerentes à avaliação do inserto da tubeira e deterioração da borracha EPDM na interface com o inserto de grafite para um tempo de ensaio de 56 s. Foi verificada, após ensaios, a presença de não conformidades em componentes do motor, que, posteriormente, levaram a uma análise criteriosa de suas causas e a implementação de soluções para reprojeto de componentes visando, assim, aumentar a segurança e garantir a integridade estrutural do motor-foguete para continuidade dos ensaios.

Palabras clave: VLM-1. Ensaio de queima. Motor-teste cigarro. Inserto de grafite.

1 INTRODUCCIÓN

Para los países que desarrollan actividades espaciales, la capacidad para proyectar, construir y testar motores-cohetes es considerada estratégica, garantizando a ellos la posibilidad de equipar sus cohetes, independientemente de influencias políticas externas.

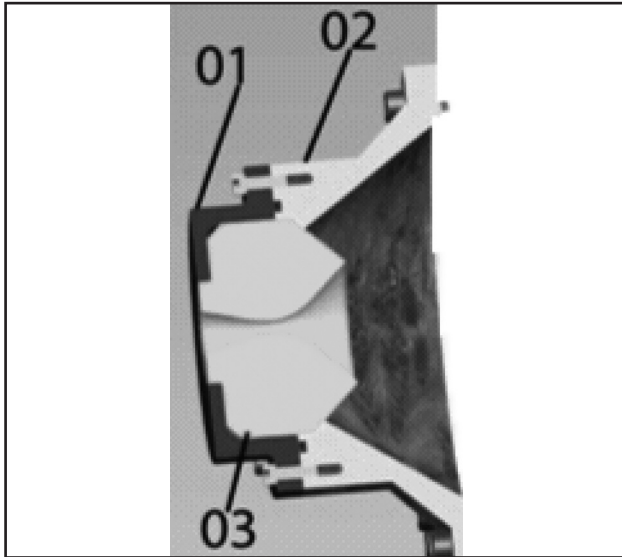
A lo largo de los años, la experiencia obtenida por el Instituto de Aeronáutica y Espacio, que es una organización del Departamento de Ciencia y Tecnología Aeroespacial (DCTA/IAE), tiene demostrado que adquirir motores-cohetes y sus componentes en el exterior es una tarea extremadamente delicada, pues la tecnología de cohetes está sujeta a las restricciones de los países signatarios del *Missile Technology Control Regime* (MTCR – Régimen de Control de Tecnología de Misiles), además de sufrir embargos de naturaleza política, comercial y estratégica (TORRES et al., 2009).

Para superar esos obstáculos, el DCTA/IAE tiene buscado actuar de forma a desarrollar sus propios motores y tornarse independiente de influencias externas. Para lograr ese objetivo, muchos son los esfuerzos, tanto en investigaciones de nuevos materiales y procesos como en herramientas numéricas y computacionales para el desarrollo de sistemas

que integran los motores. En DCTA/IAE, la herramienta usada específicamente para el desarrollo del Sistema de Protección Térmica (SPT) del motor S50, destinado al Vehículo Lanzador de Microsatélites (VLM-1), es un motor en escala reducida, denominado motor-prueba, para la obtención de las características térmicas y ablativas de materiales usados en motores. Este motor tiene como objetivo evaluar el comportamiento del material del inserto a ser utilizado en la boquilla y la formulación de la goma EPDM (*Ethylene Propylene Diene Monomer*) para protección térmica tanto del sobre-motor como de la parte convergente de la boquilla.

En la Figura 1, es presentada la boquilla del motor-prueba, objeto de este estudio. En el esquema, es presentada la punta (ítem 01) la Contratapa convergente (ítem 02) y el inserto de material compuesto (ítem 03). En la parte convergente de la boquilla (ítem 02) de la Figura 1, es moldada también una protección térmica de goma EPDM que está susceptible a la deterioración en la interface con el inserto. Por lo tanto, en este trabajo, será presentado un estudio para investigar el consumo de la protección térmica rígida (inserto) en la parte convergente y la deterioración de la goma EPDM de la boquilla en la interface con el inserto observado durante la quema estática del motor por un tiempo de 56 s.

Figure 1 - Boquilla del motor-prueba. (1) Punta de acero; (2) Contratapa convergente e (3) inserto.



Fuente: El autor.

Esa degradación puede traer consecuencias indeseables con relación a la seguridad y a la integridad del motor, comprometiendo la misión.

1.1 Motor-cohete a propelente sólido

Los motores-cohetes desarrollados en el DCTA/IAE disponen de sistemas de propulsión química, en que la reacción de combustión del propelente sólido produce energía térmica en la forma de gases a elevada temperatura y alta presión. Los gases generados en la cámara de combustión son eyectados por la boquilla donde ocurre la conversión de la energía térmica en cinética, generando empuje para propulsión del sistema (SUTTON, 1992).

Propulsores de vehículos espaciales son cargados con propelentes altamente energéticos y, preferencialmente, densos que fornecen elevado impulso específico y reducen el volumen de los tanques o del sobre-motor. Un motor-cohete movido a propelente sólido es constituido básicamente de un sobre-motor, estructurado en material metálico o bobinado en material compuesto constituido de fibras de carbono/resina epoxi, para soportar la presión interna, cargado con propelente y con geometría del bloco de propelente adecuado para las especificaciones de desempeño del cohete. La boquilla, del tipo De Laval, integrada a la parte trasera del motor, es constituida de una parte convergente y otra divergente (SUTTON, 1992). Es el componente responsable por la expansión y aceleración de los gases hasta atingir velocidades supersónicas ($Mach > 1$) en la sección de salida, transformando la entalpia del propelente en energía cinética. La presión generada en el interior de la cámara de combustión del motor puede atingir 10 MPa,

resultando en fuerza de empuje del orden de algunas centenas de toneladas-fuerzas. En el motor-cohete existe, entre el sobre-motor y el propelente, una protección térmica constituida por capas de goma, utilizada con la finalidad de impedir la transferencia de calor de los gases de alta temperatura para la estructura del cohete (SCIAMARELI et al., 2002).

En el DCTA/IAE, se utiliza un motor en escala reducida denominado motor-prueba, siendo una herramienta de ensayo para control de calidad tanto de la velocidad de quema como de la energía específica de los propelentes. Esos motores tienen geometría del bloco de propelente con quema radial y geometría estrella y tiempo de quema entre dos y cuatro segundos, dependiendo del tipo de propelente y de la presión de operación en la cámara de combustión.

Para el propósito de este estudio, fue utilizado la misma envoltura metálica del motor-prueba, alterando la geometría del bloque propelente para quema cigarro, para obtención de ensayos con diferentes tiempos de quema necesarios para evaluación de los materiales, y también el diámetro de la garganta de la boquilla con el objetivo de mantener la presión en la cámara del motor en 8 MPa. En este ajuste el motor es constituido de los siguientes componentes: envoltura metálica, protecciones térmicas, boquilla, propelente y encendedor. La boquilla de ese motor es compuesta de punta metálica, contratapa convergente, inserto, anillos de protecciones térmicas y tapa delantera. Para proteger la envoltura metálica durante la quema, es utilizado un tubo cilíndrico en goma EPDM. El propelente sólido es una mezcla heterogénea con consistencia de goma compuesta por resina de *Hydroxyl Terminated Polybutadiene* (HTPB – polibutadieno hidroxilado) como principal componente en menor porcentual, utilizados para mejorar las propiedades mecánicas y adecuar la velocidad de quema a las condiciones deseadas.

La Figura 2 presenta el esquema simplificado del motor-prueba utilizado. Ese motor es compuesto de una envoltura metálica, hecha en acero SAE 4140, de longitud 250 o 500 mm dependiendo del tiempo especificado para cada ensayo, diámetro interno de 156 mm, espesor de pared 5 mm, encendedor pirotécnico con pastillas de nitrato de potasio, inserto de la boquilla en grafito y envoltura metálica, revestida internamente por un tubo en goma EPDM para soportar las cargas mecánicas generadas por la presión interna.

Para la protección térmica de la envoltura metálica goma EPDM es moldada y vulcanizada en una matriz con 500 mm de longitud y 15 mm de espesor en toda su extensión. Después de la vulcanización, la goma es mecanizada en la longitud deseada, con diámetro externo de 156 mm e interno de 126 mm. Ese tubo de goma es, entonces, inserto en el tubo de quema metálico para carga del propelente. La adhesión del propelente a la goma es hecha con aplicación de *primer* antes de la carga.

Después de hecha la carga del propelente en el tubo de goma, el conjunto es llevado para el proceso de cura en

estufa a la temperatura predeterminada, obedeciendo a un ciclo térmico, en que el propelente adquiere la consistencia de un elastómero adecuado para utilización.

La quema del propelente sólido produce gases, a la temperatura de 3200 K y presión 8 MPa, en la cámara de combustión, que serán eyectados por la boquilla la velocidad ≥ 2100 m/s para generación del empuje.

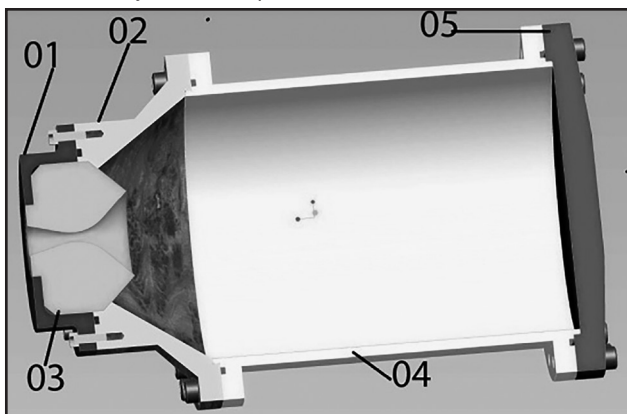
Conforme el trabajo de Buckley

atribuyen la corrida espacial impetrada durante el periodo de la Guerra Fría la demanda por materiales para aplicaciones extremas, donde propiedades mecánicas deberían atender a los requisitos de uso en temperaturas elevadas ($T > 1000$ °C). (BUCLEY, 1993 apud GONÇALVES; PARDINI, 2009, p. 232).

Las aleaciones, en la forma de aceros especiales, atenderían parcialmente ese requisito, porque, en relación a la buena resistencia mecánica, o sea, límite de resistencia a la tracción ($\sigma_T > 500$ MPa) y del módulo de elasticidad ($E > 100$ GPa) presentan alta masa específica, ($\rho = 7,8$ g/cm³) para aceros, cuando en servicio, a largo plazo, sujetos a esfuerzos por fluencia. El alivio de masa en sistemas y estructuras de vehículos espaciales, sin penalizar propiedades mecánicas, es crucial. De esa manera las investigaciones fueron gradualmente conducidas para la obtención de materiales más leves y que presentasen resistencia termo-mecánica compatible con las aplicaciones que demandasen esos requisitos.

Los ensayos de quema de motor permiten, por medio de la escala reducida (Figura 2), determinar las características ablativas de los materiales del inserto (ítem 03, Figura 1) en función del tiempo de operación, simulando el referido tiempo y la presión en la cámara de combustión del motor real, además de evaluar la deterioración en los materiales del inserto.

Figura 2 - Ilustración en corte del motor-prueba. Ítem 01: Punta de acero; Ítem 02: Contratapa convergente; Ítem 03: Inserto; Ítem 04: Sobre-motor; y Ítem 05: Tapa de cierre delantero.

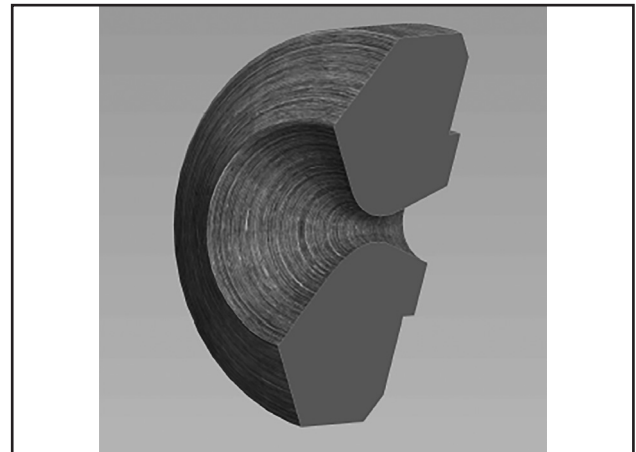


Fuente: El autor.

1.1.1 Inserto

El inserto presentado en la Figura 3 puede ser confeccionado a partir de materiales compuestos de Carbono Reforzado con Fibras de Carbono (CRFC), o compuestos híbridos CRFC modificados con Carbeto de Silicio (SiC), o, en el caso específico de los ensayos de este trabajo, de grafitos. Esos materiales tienen como característica una alta emisividad ($\epsilon > 0,8$), lo que proporciona un desempeño elevado en la transferencia de la energía absorbida al ambiente, aliviando el material metálico de la punta metálica de permanecer a altas temperaturas durante largo periodo y aumentando, así, su vida útil.

Figura 3 - Inserto de material grafito/compuesto.



Fuente: El autor.

Los compuestos son materiales que consisten de dos o más fases distintas en una escala microscópica, en que el desempeño mecánico y las propiedades son proyectadas de modo que se obtenga un rendimiento superior cuando comparado a las propiedades individuales de cada componente. Una de las fases, discontinua, es el refuerzo y tiene como función principal soportar los esfuerzos aplicados. La fase responsable por la unión o aglutinación de los refuerzos así como por la transferencia y distribución de esfuerzos es la matriz. Del punto de vista microscópico, las interacciones físico-químicas entre la matriz y el refuerzo, denominadas interface/interfase, también son consideradas una fase adicional (DANIEL; ISHAI, 1994).

En particular, la industria aeroespacial ha impulsado gran parte del desarrollo de los materiales compuestos, utilizando las buenas propiedades mecánicas, de la baja masa específica y vislumbrando la posibilidad de reducción de peso en relación a las aleaciones existentes. Los primeros pasos para utilización de los compuestos en la industria aeroespacial fueron iniciados en 1960, con el desarrollo de filamentos de boro (NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, 1974).

En el sector de la industria aeroespacial, los compuestos se destacan por la nobleza de las aplicaciones y la ingeniería aplicada para nuevas soluciones tanto en nivel de materiales como de proceso, lo que explica el alto valor agregado en términos de valor de mercado. En ese tipo de industria, los materiales compuestos desempeñan un papel fundamental, principalmente en las cuestiones relacionadas a gargantas de boquilla del sistema propulsor de un vehículo lanzador a propelente sólido. En este subsistema del propulsor, los gases que resultan de ese proceso presentan altas temperaturas (arriba de 2000 °C) y son expandidos en la garganta de boquilla, que tiene la función de propiciar el aumento de la velocidad de expulsión (≥ 2500 m/s), que es factor preponderante en el empuje. Esos componentes son manufacturados en materiales refractarios resistentes a choque térmico y a desgaste erosivo que ocurre durante la operación del vehículo lanzador.

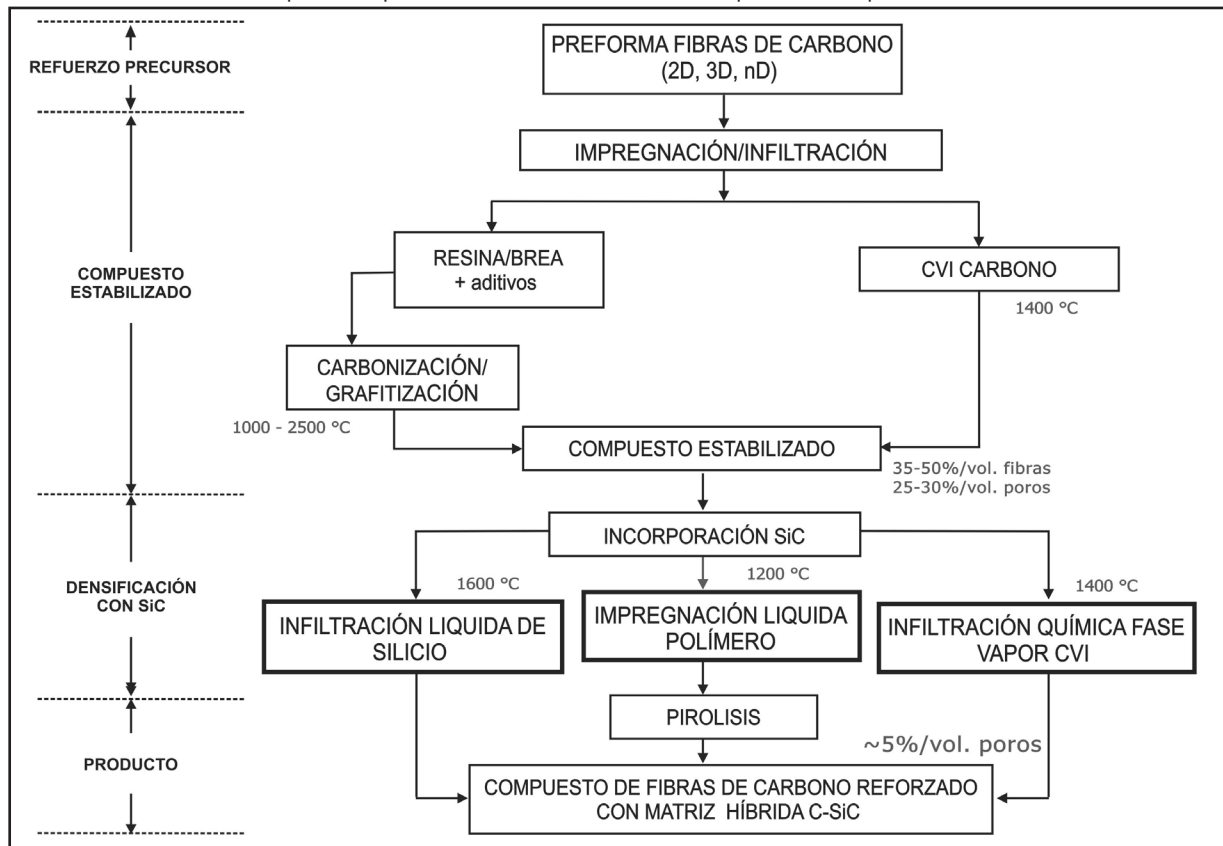
El material más utilizado en la década de setenta del siglo XX era el grafito, que atendía, satisfactoriamente, a los requisitos de operación y dimensiones. A la medida que los motores cohete tuvieron su geometría aumentada, los grafitos ya no satisfacían las especificidades, sea por las limitadas propiedades, sea por la limitación en el

tamaño de la pieza. De esa manera, en el final de la década de setenta empezó la utilización de compuestos de CRFC en gargantas de boquillas (McALLISTER; LACHMAN, 1982). El advenimiento de los compuestos CRFC vino a atender a los requisitos actuales de proyecto.

A partir del objetivo inicial de calificar una metodología para analizar las características ablativas del inserto fabricado en grafito, fue procedido la evaluación de los insertos en compuestos CRFC, finalizando la metodología de calificación.

Con la metodología calificada, testada y aprobada, fue iniciada la etapa de desarrollo del material CRFC-SiC, bajo la cooperación del DCTA-IAE y del *Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt* (DLR – Centro Aeroespacial Alemán). Tocaría al DCTA/IAE el uso del proceso de infiltración líquida polimérica y al DLR, la infiltración líquida de silicio. Esas rutas de procesamiento son presentadas de manera esquemática en la Figura 4. El DLR y el DCTA/IAE ya tienen largo histórico de suceso en el desarrollo de los cohetes VS-30, VS-30 ORION y VSB-30. Por consiguiente las dos organizaciones tienen relación madura, basada en intereses comunes y en la división de responsabilidades y costos.

Figura 4 - Diagrama esquemático simplificado de las etapas de procesamiento de compuestos de fibra de carbono reforzados con matriz híbrida C-SiC. Las temperaturas presentadas son referentes a las temperaturas del proceso.



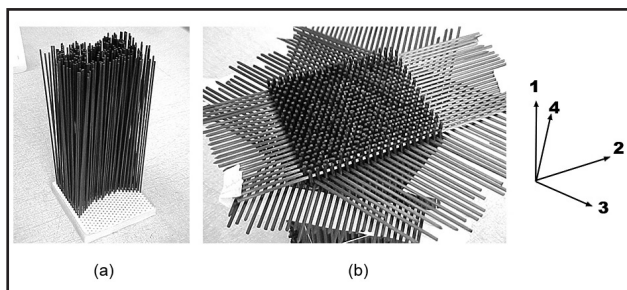
Fuente: Adaptado de Pardini y Gonçalves (2009, p. 233).

Según Gonçalves (2008), las propiedades térmicas, mecánicas, ablativas y de resistencia a la erosión del compuesto CRFC van definir cual el tipo de refuerzo adecuado a la aplicación. Por lo tanto, para este trabajo, fue definida para el desarrollo del DCTA/IAE la preforma tetra-direccional (4D) plana. Esas preformas presentan masa específica que pueden variar de $0,5 \text{ g/cm}^3$ a $1,0 \text{ g/cm}^3$ y aproximadamente 40-50% de porosidad.

En el DCTA/IAE, el inicio del proceso de manufactura del compuesto es presentado en la Figura 5 para un compuesto 4D CRFC-SiC, en que el montaje de la estructura esquelética de la preforma será la estructura básica para el proceso de densificación (KRATSCH, 1981; MAISTRE; EITMAN, 1976). Las preformas 4D son montadas, manualmente, de manera similar al montaje de un *lego*, resultando en la forma geométrica del componente que se desea obtener. El montaje de la preforma es hecho en una plantilla. Inicialmente, son dispuestas las varillas perpendiculares al plano, conforme enseña la Figura 5 (a), en las posiciones definidas por la plantilla.

Como la preforma fue proyectada de manera que las varillas ($\text{Ø} = 2 \text{ mm}$) se yuxtaponen unas en relación a las otras en 4 direcciones, la disposición de las varillas en el plano consistirá en la Figura 5 (b).

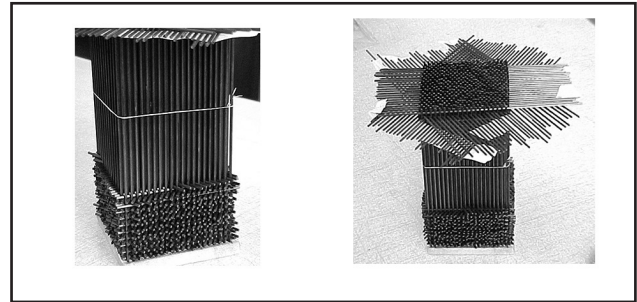
Figura 5 - Preforma. (a) Inicio del montaje de la preforma 4D-plana por el posicionamiento de varillas en la posición vertical, en plantilla de espuma de poliuretano. (b) Posicionamiento de las varillas en la preforma 4D-plana en las direcciones $0 \pm 60^\circ$.



Fuente: El autor.

La Figura 6 presenta la secuencia del proceso de construcción del espesor de la preforma, en que las varillas son posicionadas en el plano horizontal. En esta etapa, el espesor es continuamente construido. Es importante destacar que ese proceso da mucho trabajo, pues implica un tiempo significativo y debe ser dirigido de forma cuidadosa para evitar errores en el posicionamiento de las direcciones predefinidas.

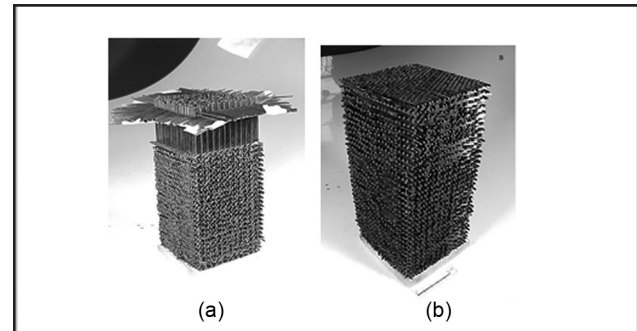
Figura 6 - Detalle del posicionamiento de las varillas en el plan de la preforma 4d-planar.



Fuente: El autor.

La Figura 7 presenta las fases finales de la manufactura de la preforma 4D-planar. La disposición de las varillas se completa hasta el topo, como es posible observar en la Figura 7 (a) y (b). En ese punto, para mantener las varillas en sus posiciones, evitando su movimiento, y hacer el proceso de impregnación, es necesario, primero, aplicar un adhesivo de secado rápido en la superficie de la preforma.

Figura 7 - (a) Construcción del espesor. (b) Preforma lista.



Fuente: El autor.

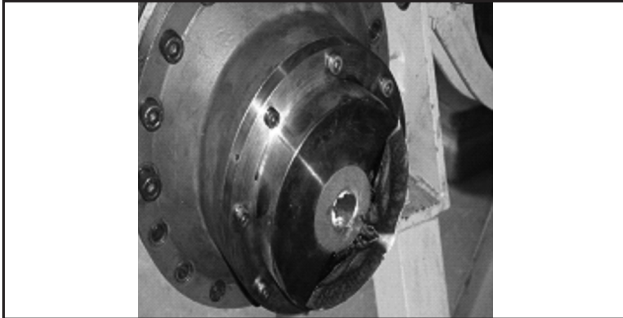
Para la obtención del compuesto estabilizado, como presentado en la Figura 4, la preforma hecha es impregnada con resina fenólica y sujeta a ciclos de impregnación/carbonización subsecuentes para alcanzar una masa específica, que puede atingir hasta $1,90 \text{ g/cm}^3$, para aplicaciones estructurales (PARDINI; GONÇALVES, 2009).

En el desarrollo del DCTA/IAE, la densificación con SiC implicaría la utilización de un polímero de silicona para llenar los poros y micro-fisuras decurrentes del proceso de carbonización ($1000 \text{ }^\circ\text{C}$). Al final del proceso, poros y micro-fisuras restantes deben representar aproximadamente 5%/volumen, que es el límite máximo aceptable para aplicaciones destinadas a gargantas de boquillas y protecciones térmicas de reentrada atmosférica (PARDINI; GONÇALVES, 2009).

2 METODOLOGÍA

En el ensayo de quema en motores-pruebas hechos en el DCTA/IAE para un tiempo de 56 s, al determinar las características ablativas de los materiales candidatos al inserto/garganta de boquilla para el motor del vehículo lanzador de micro-satélites, fueron observados dos problemas principales. El primero fue la calefacción en la parte externa de la punta de acero, caracterizado por un aspecto oxidado del metal, conforme es observado en la Figura 8.

Figura 8 - Imagen de la punta de acero después del ensayo de quema estática.

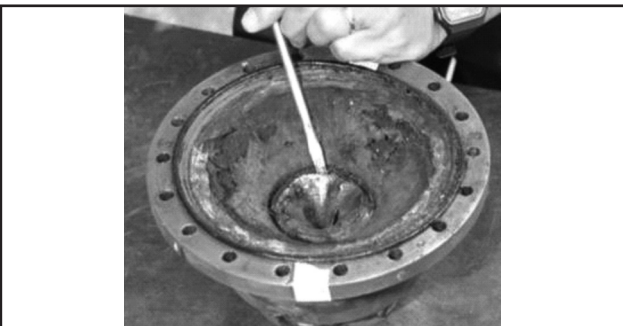


Fuente: El autor.

Después de análisis, fue concluido que esa calefacción fue provocada por la transferencia de calor de los gases de la combustión del propelente para el material del inserto de la boquilla y de este para la parte metálica. Ese hecho fue evaluado como crítico y fue decidido, entonces, la utilización de una protección térmica, en fibras de carbono/resina fenólica, en la interface entre la punta metálica y el inserto.

El segundo fue una deterioración intensa de la protección térmica en EPDM en la interface entre el inserto de grafito y la goma de la contratapa convergente, conforme Figura 9.

Figura 9 - Deterioración de la goma en la contratapa convergente después de ensayo de quema estática.

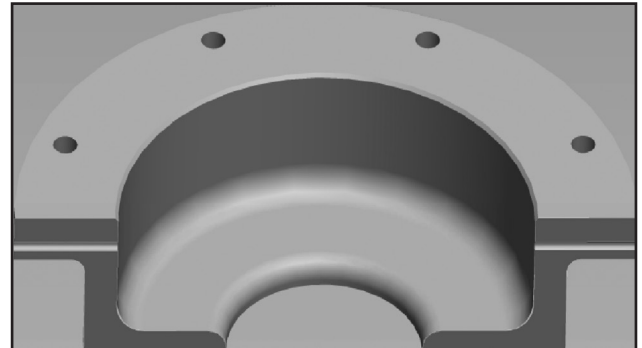


Fuente: El autor.

Después de análisis de la goma fue concluido que el origen del problema observado es decurrente de un

sobrecalentamiento que venía de las altas temperaturas de los gases que son liberados durante la quema del motor, que, en contacto con el inserto de grafito, sobrecalienta esa región, llevando a la deterioración de la goma. Esta calefacción compromete la seguridad del ensayo, pues puede llevar a la ruptura de la contratapa convergente por la degradación de las propiedades mecánicas del acero. Por eso, fue decidido cambiar el proyecto de la punta de acero (Figura 10) de manera a adoptar una protección térmica rígida, fibra de carbono/resina fenólica en aquella interface para reducir la transferencia de calor.

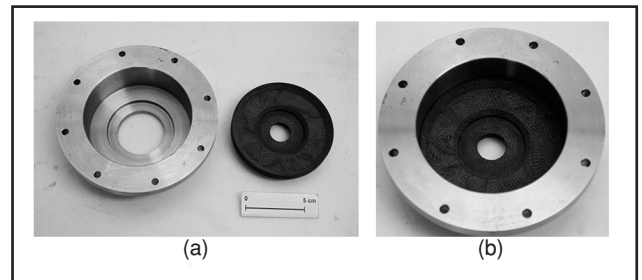
Figura 10 - Ilustración de la Punta (en corte).



Fuente: El autor.

Para solucionar el problema de la calefacción, fue adoptada la siguiente metodología: fue añadido a la punta, en las interfaces del inserto con las partes metálicas, una protección térmica rígida de un compuesto de fibra de carbono/resina fenólica. La punta modificada y la protección térmica de fibra de carbono/resina fenólica son enseñadas en la Figura 11 (a) y (b).

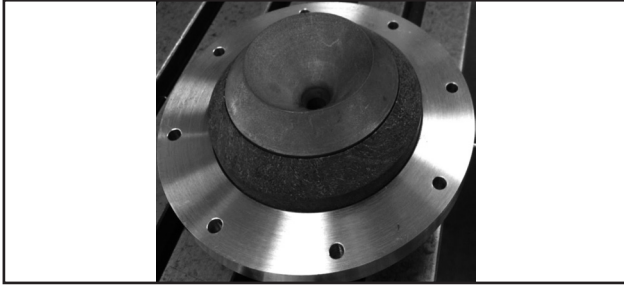
Figura 11 - Imagen de la punta, modificada. (a) Punta de acero y protección térmica. (b) Punta integrada a la protección térmica.



Fuente: El autor.

En el inserto de grafito, fue hecha una mecanización del diámetro externo y añadida, en la interface del inserto con la parte metálica de la punta, una protección térmica fabricada en compuesto de fibras de carbono/resina fenólica. El conjunto inserto modificado con la protección térmica rígida es presentado en la Figura 12.

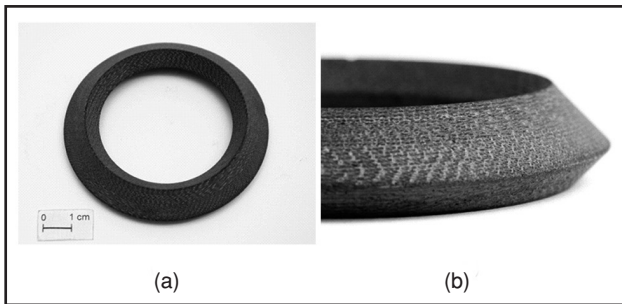
Figura 12 - Inserto de material de compuesto/grafito con protección térmica.



Fuente: El autor.

Para solucionar el segundo problema, fue adoptada una Protección Térmica Rígida (PTR), también de compuesto de fibras de carbono/resina fenólica, para la contratapa convergente en la interface entre el inserto y la goma, conforme Figura 13 (a) y (b).

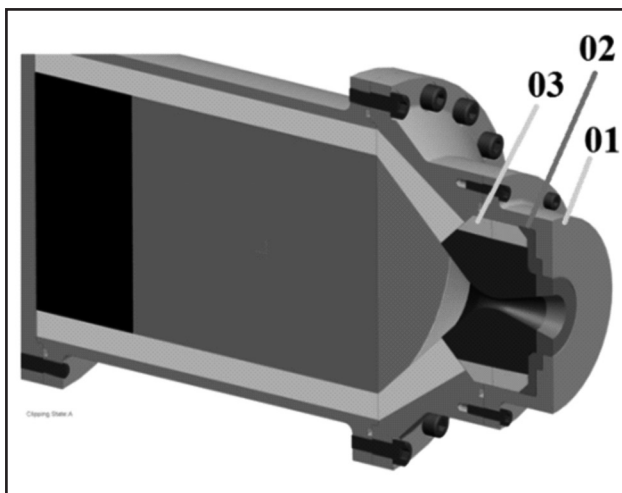
Figura 13 - Protección Térmica Rígida (PTR) utilizada. (a) Vista superior. (b) Vista lateral.



Fuente: El autor.

La Figura 14 enseña, esquemáticamente, el motor-cohete con las modificaciones.

Figura 14 - Ilustración en corte del motor-prueba con boquilla modificada. Ítem 01: Punta de acero re-proyectada; Ítem 02: Protección térmica de la punta; y Ítem 03: Protección térmica que cubre el inserto.



Fuente: El autor.

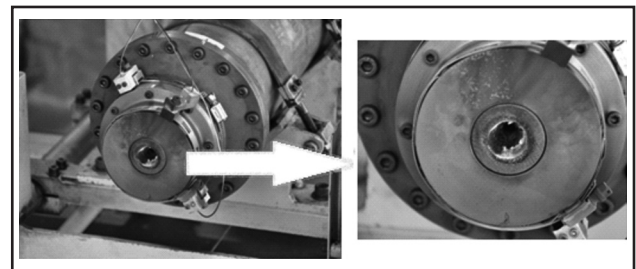
3 RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados de los ensayos hechos, tomando en cuenta la solución de los problemas citados para el tiempo de ensayo de 56 s, fueron satisfactorios. Las protecciones térmicas, fabricadas en compuesto de fibras de carbono/resina fenólica, son altamente eficaces para la utilización como barreras térmicas en sistemas en que el requisito térmico es elevado. Como en motores-cohetes los materiales metálicos como el acero y aluminio son utilizados como elementos estructurales para soportar elevados niveles de presión interna y su utilización como protecciones se volvió esencial para preservar sus características mecánicas. Los problemas presentados fueron solucionados adoptando, en los ensayos de quema estática de motor-prueba la inserción de PTR conforme presentado en las Figuras 12 y 13.

En esos ensayos, fueron obtenidas curvas de empuje en el eje del motor en función del tiempo con objetivo de determinar la fuerza generada por el motor, las características propulsivas del motor y las características balísticas del propelente. Fueron hechas medidas dimensionales para mapear el perfil interno del inserto y de la sección convergente (en goma EPDM) que cubre la contratapa. Específicamente para los objetivos de este trabajo, los resultados obtenidos son presentados en las Figuras 15 y 16.

En la figura 15, es verificado que el problema presentado en la Figura 8 fue completamente solucionado con la inserción de las protecciones térmicas. Es observado, en esta imagen, que, en la punta de acero, ocurrió solamente el acúmulo de hollín, resultante de la quema del propelente, y los efectos térmicos de los gases sobre la parte metálica de la boquilla fueron eliminados.

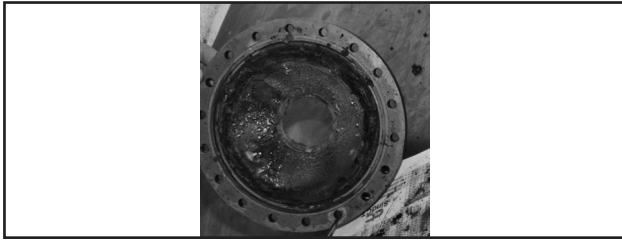
Figura 15 - Motor-prueba en el banco de ensayo después del ensayo de quema.



Fuente: El autor.

En la Figura 16, es verificado que el problema presentado en la Figura 9 también fue completamente solucionado con la implementación de la solución propuesta en este trabajo. Es observado, en esta imagen, que no ocurrió, después del ensayo, la deterioración de la goma EPDM en la interface con el inserto de grafito.

Figura 16 - Región interna de la boquilla después del ensayo de quema.



Fuente: El autor.

La temperatura del material del inserto, durante la operación por 56 s del motor, fue monitoreada por termopares, conforme presentado en la Figura 17. Fueron instalados tres termopares en tres puntos del inserto a una profundidad de 25 mm y la temperatura máxima observada en el inserto en esos puntos fue de 1000 °C.

4 CONCLUSIONES

Los resultados obtenidos en el ensayo, adoptando las soluciones de proyecto para las piezas de la boquilla, evidenciaron reducción significativa en la temperatura de las partes metálicas que cubren el inserto de grafito, llevando, por lo tanto, a la conclusión de que la adopción de protecciones térmicas en compuesto de

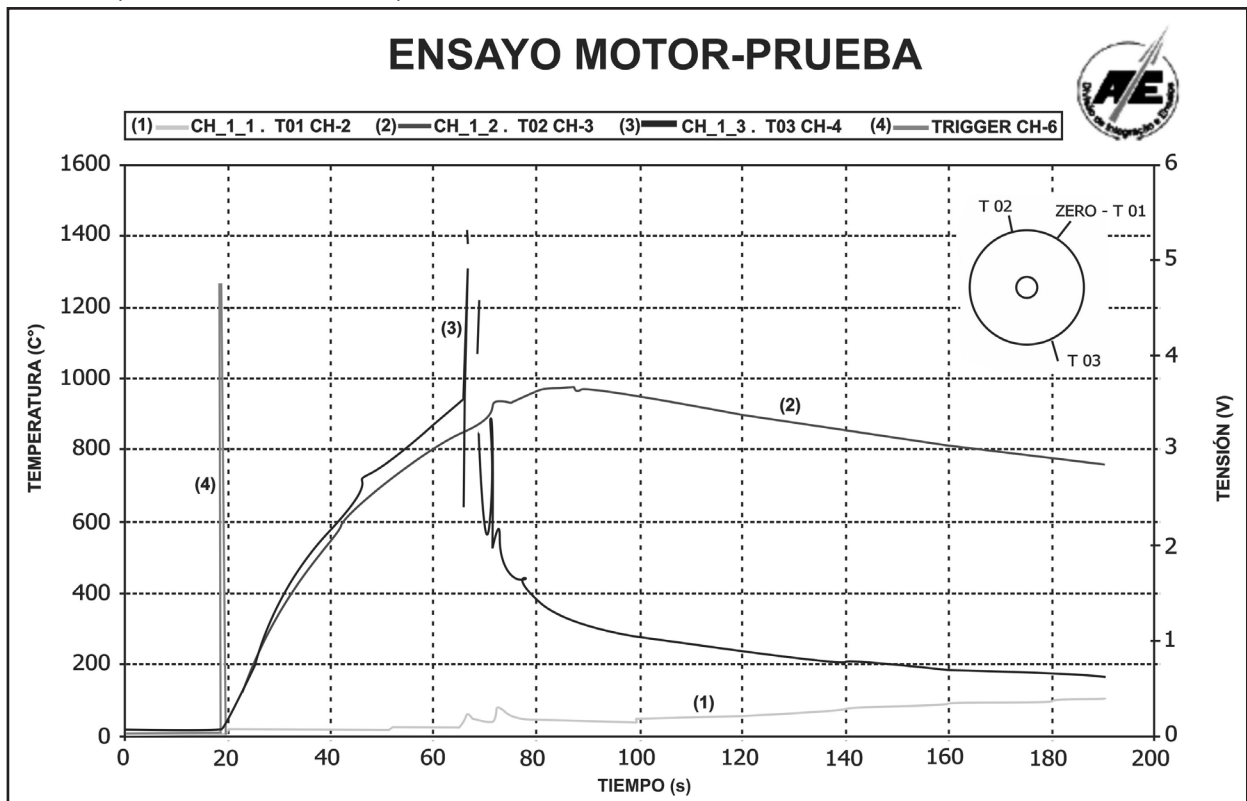
fibra de carbono/resina fenólica entre el inserto y el metal fue eficaz como barrera térmica. Fue verificado, también, que la adopción de una Protección Térmica Rígida (PTR) en el convergente, en la interface entre la goma y el grafito, eliminó la erosión en la goma, como se puede ver, respectivamente, en las Figuras 15 y 16.

Los resultados evidenciaron, por lo tanto, que, adoptada la solución con protecciones térmicas para un tiempo de 56 s, fueron eliminados los problemas observados y la solución deberá ser utilizada por los investigadores del DCTA/IAE en todos los ensayos subsecuentes en este trabajo con inserto de grafito, independientemente del tiempo de quema.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen el gerente del VLM-1 Dr. Luis Eduardo Vergueiro LOURES da Costa por el apoyo financiero, a las Divisiones de Química (AQI), Mecánica (AME), Materiales (AMR) y Integración y Ensayos (AIE) del Instituto de Aeronáutica y Espacio (*Instituto de Aeronáutica e Espaço*) y la empresa CENIC por la cooperación y por el apoyo técnico en la preparación de los componentes y en la ejecución de los ensayos.

Figura 17 - Curva de temperatura del inserto obtenida por medio del termopar. CH identifica los canales de medida y la imagen a la derecha, el posicionamiento de los termopares en el motor.



Fuente: El autor.

REFERENCIAS

DANIEL, I. M.; ISHAI, O. **Engineering mechanics of composite materials**. New York: Oxford University Press, 1994.

GONÇALVES, A. **Caracterização de materiais termoestruturais a base de compósitos de carbono reforçados com fibras de carbono (CRFC) e carbonos modificados com carbeto de silício (SiC)**. 2008. 226 f. Tese (Doutorado)-Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica e Aeronáutica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, 2008.

KRATSCH, K. M.; EITMAN, D. A. **Method for fabricating a reinforced composite**. United States patent US 4252588, 24 Feb. 1981.

MAISTRE, M. A. Development of a 4D reinforced carbon-carbon composite. **American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)**, p. 76-607, 1976.

MCALLISTER, L. E.; LACHMAN, W. L. Multidirectional carbon-carbon composites. In: **HANDBOOK of composite**. New York: Elsevier Science Publishers, 1983. v. 4. p. 109-175.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Advanced composite materials – vehicle design criteria**. 1974. Report SP8108.

PARDINI, L. C.; GONÇALVES, A. Processamento de compósitos termoestruturais de carbono

reforçado com fibras de carbono. **Journal of Aerospace Technology and Management**, São Paulo, v. 1, n. 2, p. 231-241, July/Dec. 2009.

REIS, R. I.; SHIMOTE, W. K. **Ensaio da primeira configuração de motores testes com propelente PC01 e inserto de grafite para testes de desenvolvimento da tubeira e proteções térmicas do motor S50 do veículo Lançador de Microssatélites (VLM-1)**. São José dos Campos – SP: Instituto de Aeronáutica e Espaço, 2014. Relatório de Ensaio (DCTA/IAE) n. 593-111200/E0001.

_____. **Ensaio da segunda configuração de motores testes para desenvolvimento de insertos de tubeira e proteções térmicas do motor S50**. São José dos Campos – SP: Instituto de Aeronáutica e Espaço, 2015. Relatório de Ensaio (DCTA/IAE) n. 001/APE/2015.

SCIAMARELI, J.; TAKAHASHI, M. F. K.; TEIXEIRA, J. M. Propelente sólido compósito polibutadiênico: I- influência do agente de ligação. **Química nova**, v. 25, n. 1, p. 107-110, 2002.

SUTTON, G. P. **Rocket propulsion elements**. 8. ed. New York: Wiley, 1992.

TORRES, M. F. C. et al. Propulsão líquida no IAE: visão das atividades e perspectivas futuras. **Journal of Aerospace Technology and Management**, São Paulo, v. 1, n. 1, p. 99-106, jan./jun. 2009.