

VOLVER DEL ESPACIO

EL DESARROLLO DE MATERIALES PARA LA REENTRADA EN LA ATMÓSFERA

Tras la desgracia del transbordador espacial *Columbia* en febrero de 2003, términos como **reentrada** o **escudo térmico** son más populares. Por lo general, se denomina «entrada» a la transición desde el vacío del espacio a la atmósfera de cualquier planeta o cuerpo celeste, y «reentrada», a la vuelta a la atmósfera que se ha dejado previamente.

Durante la entrada/reentrada en la atmósfera, cualquier vehículo espacial está sometido a las más severas fuerzas aerodinámicas y calentamiento aerodinámico extremo, así como a cargas de choque y acústicas. Además, al igual que en la fase de lanzamiento/ascenso, durante la fase de reentrada el vehículo también puede encontrarse con condiciones ambientales naturales tales como lluvia, viento, granizo, polvo, etc.

Así, el problema del control térmico en una sonda o vehículo espacial, ya sean tripulados o no, es evidente y surge de la necesidad de mantener a los diversos equipos, estructuras e integrantes que lo forman dentro de los márgenes seguros de temperatura. Cada elemento de la nave tiene un intervalo de temperaturas tanto en modo de operación como en modo de no funcionamiento que, por motivos de seguridad, no debe ser superado. Para protegerlos de este calentamiento durante una entrada/reentrada, los vehículos espaciales requieren de un escudo térmico denominado TPS (*Thermal Protection System*). A modo de ejemplo, en la mayoría de los casos la temperatura máxima de operación de la estructura es inferior a 175 °C, mientras que la temperatura que se puede alcanzar en la superficie exterior del TPS puede ser de

1.700 °C en el caso del transbordador espacial o incluso superior. Estas temperaturas dependen del tipo de vehículo, la localización del TPS dentro del mismo y misión (trayectoria de reentrada).

Como se ha explicado, el principal objetivo del sistema de protección térmico es proteger al vehículo y su contenido frente a las excesivas temperaturas, pero también debe ser capaz de soportar las cargas externas durante la misión completa, proporcionar una forma aerodinámica continua y limitar la temperatura interna del vehículo con una contribución en peso mínima. Los TPS son sistemas de materiales distintos trabajando conjuntamente para proteger el vehículo.

La selección de un sistema determinado depende de la misión espacial completa. Los vehículos construidos para misiones de larga duración o misiones estratégicas o los vehículos reutilizables o tripulados requieren una protección térmica muy diferente a la que pueden requerir los vehículos construidos para misiones cortas o los vehículos de un solo uso, los no tripulados, etc.

No es posible hablar del mejor sistema de protección térmico o de un único criterio universal de

valoración de comportamiento válido para todo tipo de vehículos. El TPS debe estar compuesto de los materiales apropiados, cuya selección está basada en aspectos tales como las necesidades de disipación térmica concretas, restricciones ambientales específicas, coste y peso. A continuación se detallan los materiales que se utilizan actualmente como TPS y han sido probados en vuelo.

Materiales ablativos

Utilizar la ablación de un material es un mecanismo muy eficiente para minimizar la energía total que se conduce al vehículo. Sin embargo, un TPS basado en ablación no es reutilizable. El calor se consume en un cambio de fase del material de la superficie (fusión, sublimación o degradación térmica) que implica una descomposición y consumo del mismo. Con este tipo de materiales es posible utilizar diferentes estrategias. La primera es utilizar materiales de baja temperatura de ablación que son muy eficientes en eliminar el calor. De este tipo son el corcho fenólico utilizado en el demostrador de reentrada francés *ARD* (*Atmospheric Reentry Demonstrator*), y los materiales *PICA* (*Phenolic Impregnated Ceramic*), *SIRCA* (*Silicon Impregnated Ceramic Ablator*) y

Para protegerlos del calentamiento durante la reentrada, los vehículos espaciales requieren de un escudo térmico



– Escudo térmico de la cápsula ARD antes del lanzamiento, durante la reentrada (en interpretación artística) y tras la reentrada y recuperación. ESA

SLA-561 (*Silicone Elastomeric Charring Ablator*) utilizados en el escudo térmico de la *Mars Pathfinder*. Esta estrategia no sólo se emplea en vehículos no tripulados. También se utilizó, por ejemplo, para proteger el módulo tripulado del *Apollo*. El TPS de este módulo utilizaba el material ablativo Avco 5026-39G (resina epoxi-novolaca reforzada con fibras de cuarzo y microesferas fenólicas) que se inyectaba en las celdas de un panel nido de abeja de una aleación de níquel que a su vez iba unido a la estructura de acero del vehículo.

La segunda estrategia es utilizar materiales cuya ablación se produce muy lentamente para temperaturas elevadas. Aunque estos materiales (enlace doble carbono-carbono) absorben una gran cantidad de energía en su ablación, ésta se produce a altas temperaturas. Esto, en numerosas ocasiones, conlleva la necesidad de utilizar aislamiento adicional para proteger la estructura e integrantes del vehículo. La principal ventaja de estos materia-

les es que, en condiciones extremas, mantienen su forma. La selección del tipo de estrategia/materiales ablativos a utilizar es un compromiso entre la forma y tamaño del vehículo, requerimientos térmicos y velocidad y precisión requeridos.

Aislantes reutilizables RSI (Reusable Surface Insulation)

Se trata de materiales de baja densidad y baja conductividad térmica que se presentan básicamente en forma de losetas cerámicas rígidas o mantas flexibles. Dependiendo del tipo, pueden llegar a soportar hasta alrededor de 1.260 °C.

Las mantas flexibles originalmente se fabricaban con fieltros de *Nomex* que llevaban un recubrimiento elastomérico a base de silicona para conferirles las propiedades termo-ópticas apropiadas e impermeabilización. Actualmente se fabrican con fibras de sílice y alúmina de alta pureza, o una combinación de ambas. Aunque ofrecen una protección térmica muy efectiva, no pueden utilizarse

como materiales estructurales y a menudo deben ser protegidas de las cargas aerodinámicas. Adicionalmente, necesitan ser impermeabilizadas para minimizar el peso de la carga de lanzamiento al espacio. Sin embargo, ofrecen ventajas tales como su flexibilidad y la posibilidad de ser directamente pegadas a la subestructura del vehículo.

Tipos de mantas de este tipo son los AFRSI (*Advanced Felt Reusable Surface Insulation*), TABI (*Tailorable, Advanced Blanket Insulation*) y DURAFRSI (*Durable Advanced Reusable Surface Insulation*) utilizadas en las diferentes configuraciones del transbordador espacial.

Las losetas rígidas son similares a las mantas aislantes, ya que también están fabricadas a partir de fibras ligeras de baja conductividad térmica. Sin embargo, son más rígidas y más resistentes a las cargas aerodinámicas debido a los diferentes tratamientos de procesamiento y revestimiento a los que se ven sometidas. Son modulares y pueden ser reemplazadas individual- ⇒

La selección de la estrategia y materiales a utilizar es un compromiso entre forma y tamaño del vehículo, requerimientos térmicos y velocidad y precisión requeridos



→ Localización (flecha azul) de la manta tipo AFSRI en el transbordador Atlantis. NASA

mente. Debido a su rigidez y bajo coeficiente de expansión térmica, su uso conlleva la utilización de sistemas de absorción de deformaciones producidas por diferencias en el coeficiente de expansión de substratos metálicos de mayor coeficiente de expansión presentes en la estructura. Su comportamiento es excelente en ambientes con cargas acústicas extremas y alto choque térmico. Al igual que las mantas térmicas, también deben ser impermeabilizadas. Son de este tipo los LRSI (*Low Temperatura Reusable Surface Insulation*), HRSI (*High Temperatura Reusable Surface Insulation*) y FRCI (*Fibrous Refractory Composite Insulation*) utilizados en los diferentes transbordadores espaciales estadounidenses y las losetas fabricadas con fibra de cuarzo TZMK-10 y TZMK-25 del vehículo reutilizable ruso *Buran*.

Como dato curioso, cabe destacar que la configuración actual del TPS del transbordador espacial cuenta con 24.300 losetas y 2.300 mantas.

Estructuras calientes

Tienen la capacidad de soportar cargas aerodinámicas a altas temperaturas. Normalmente van acompañadas de un aislante térmico para proteger el interior. A continuación se describen los materiales utilizados como estructuras calientes en la actualidad:

Composites carbono – carbono:

Fibra de carbono en matriz de carbono. Se trata de un material excelente para aplicaciones estructurales a alta temperatura donde además se requiere buen comportamiento al choque térmico y bajo coeficiente de expansión. Se utiliza por ejemplo en el borde de ataque de las alas y el cono del morro en el transbordador espacial estadounidense. Los principales inconvenientes de este material son su pobre resistencia a la oxidación (para mejorar este aspecto, se suelen aplicar recubrimientos) y su baja resistencia al impacto.

Composites de matriz cerámica (CMC):

En esta categoría se incluye el carburo de silicio reforzado con carbono (C/SiC) que combina la alta resistencia y rigidez del carbono con una matriz más resistente a la oxidación. Este tipo de material es capaz de soportar las más altas solicitaciones termo-mecánicas a temperaturas superiores a 1.100 °C. El desarrollo de este tipo de materiales en Europa ha sido soportado extensivamente durante los últimos 15 años mediante diferentes programas de la Agencia Espacial Europea a través de los cuales se han diseñado, desarrollado, fabricado y ensayado diversidad de componentes y conceptos.

Desarrollos actuales y futuros en Europa

El sistema de protección térmica ha sido, es y será un aspecto crítico de los vehículos espaciales. Por tanto, las tecnologías y materiales utilizados están en continuo desarrollo.

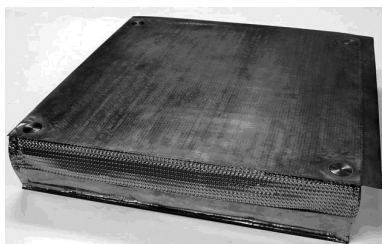
Los vehículos de entrada/reentrada del futuro requerirán nuevos Sistemas de Protección Térmica más avanzados y con mejores prestaciones que ofrezcan mayores garantías (fiabilidad), permitan misiones de vuelo y condiciones de entrada/reentrada más exigentes (vehículos de exploración lunar o vuelos tripulados a Marte), sean más robustos y además permitan conseguir el ambicioso objetivo de reducir los costes de lanzamiento al espacio en, al menos, un orden de magnitud. Estos TPS deberán trabajar en mayores límites de temperaturas, pero también deberán presentar durabilidad, ligereza y competitividad en costes con las actuales soluciones.

Los desarrollos que se están llevando a cabo en Europa en la actualidad están orientados en las siguientes líneas dentro del área de materiales reutilizables:

Cerámicas de Ultra Alta Temperatura (UHTC).

Los UHTC son materiales de la familia de cerámicas con temperaturas de fusión extremadamente alta (3.025-3.225 °C), con buena resistencia a la oxidación en las condiciones de la reentrada, y una buena resistencia al choque térmico para una cerámica monolítica. Estos materiales muestran un potencial para usarlos como estructuras calientes en los bordes «afilados» de los futuros vehículos de reentrada, que ofrecen ventajas en rendimiento aero-

El sistema de protección térmica es un aspecto crítico de los vehículos espaciales



→ Prototipo de TPS metálico desarrollado en EE.UU. con aleaciones base Ni. NASA

dinámico sobre los actuales bordes «desafilados» y mayor seguridad para la tripulación. Los materiales que se están investigando incluyen compuestos dentro de otras composiciones HfB_2/SiC y ZrB_2/SiC .

Metales: Se está trabajando fundamentalmente con las siguientes dos categorías de metales: Endurecidos por Dispersión de Oxidos (ODS, *Oxide Dispersed Strengthened*) base Ni (PM1000, PM2000) y aluminuros de titanio. Los primeros pueden operar hasta un rango de temperaturas cercano a $1.100\text{ }^\circ\text{C}$, frente a los $850\text{ }^\circ\text{C}$ de los intermetálicos. Sin embargo existe un gran interés en el desarrollo de TPS basados en aluminuros de titanio debido a su ligereza, buena resistencia a la oxidación y propiedades mecánicas.

Aislantes Flexibles FEI (*Flexible External Insulation*): A través de programas como *Hermes* y *ARD* se ha probado con éxito esta manta fabricada a partir de fibras de sílice y muy similar a las AFSRI estadounidenses.

Desarrollos de INASMET-Tecnalia

Integrado en la Corporación Tecnológica TECNALIA, INASMET-Tecnalia es un centro tecnológico privado y sin ánimo de lucro al servicio del tejido productivo e institucional. El centro cuenta con una plantilla de 240 especialistas que desarrolla sus actividades en las siguientes áreas de conocimiento:

- Materiales y sus procesos (mate-

riales metálicos y materiales compuestos de matriz metálica, plásticos y materiales compuestos de matriz orgánica, cerámicas y pulvimetalurgia, tecnologías de unión y de superficies.

- Tecnologías químicas y medio ambiente (ej. minimización, reciclaje / recuperación y tratamiento de residuos, minimización y tratamiento de efluentes, valoración energética de residuos, caracterización y análisis de residuos y efluentes líquidos y gaseosos).
- Ensayos y caracterización de materiales (incluyendo servicios tecnológicos a empresas)
- Ingeniería de producto.

Durante los últimos años, la Unidad Aeroespacial de INASMET-Tecnalia ha llevado a cabo una importante labor de especialización en el desarrollo de nuevos materiales para aplicaciones a elevadas temperaturas a través de diversos proyectos financiados por la Agencia Espacial Europea y programas nacionales. Los principales estudios en este ámbito se resumen a continuación:

- Desarrollo de materiales de cambio de fase para el control de la temperatura en TPS inteligentes (SMART TPS)
- Desarrollo de aleaciones ligeras g-TiAl mediante la técnica SHS y caracterización de diversas aleaciones de esta familia (IMPRESS, FESTIP, TRP)
- Desarrollo del aluminuro de titanio ortorrómbico reforzado con fibras de SiC por el método MCF (*Matrix Coated Fibre*) (TRP).
- Desarrollo de aluminuro de titanio ortorrómbico para TPS (EXPERT, FLPP).

El principal objetivo de la cápsula EXPERT, primariamente un demostrador de tecnología, es el «volar problemas aerodinámicos críticos», es decir, estudiar proble-

mas de aerodinámica y validar nuevos conceptos de TPS en condiciones reales de reentrada, dado que todos los sistemas desarrollados para simular dichas condiciones en tierra (túneles de viento) no consiguen reproducir con total fiabilidad las condiciones que se dan en el evento de una reentrada. El lanzamiento de la cápsula EXPERT se hará desde un submarino ruso, teniendo lugar el aterrizaje en la península de Kamchatka.

El intermetálico ortorrómbico que se pretende validar en vuelo en el EXPERT (Ti_2AlNb) es un material ligero que combina unas excepcionales propiedades mecánicas, tales como la resistencia a la tracción y la fluencia a alta temperatura. Las propiedades termo-físicas de este material son muy prometedoras y es idóneo para aplicaciones donde la conductividad térmica debe estar limitada, o donde la expansión térmica puede generar problemas de cargas mecánicas, como es el caso de los sistemas de protección térmica y «estructuras calientes» de vehículos espaciales.

El experimento de INASMET-Tecnalia consta de una placa plana que se amarra a la estructura principal del EXPERT por medio de 4 soportes. La loseta se colocará encima del aislamiento flexible externo (*Flexible External Insulation*, FEI) que el EXPERT tiene en su base, asegurando de esta manera la funcionalidad de protección térmica. Tanto la loseta como los soportes y tornillos de unión soporte-loseta se fabricarán de material intermetálico. ■

Garbiñe Atxaga, ingeniera industrial, y Begoña Canflanca, química, trabajan desde 1997 en el sector aeroespacial. Actualmente investigan en la Unidad Aeroespacial de INASMET en el desarrollo de materiales para elevadas temperaturas y de altas prestaciones.