

vt

informe de vigilancia tecnológica

mi+d

vt
15

gestión térmica
de sistemas espaciales

María Jesús Rivas Martínez

www.madrimasd.org

cimtan
mi+d

ceim
CONFEDERACIÓN
EMPRESARIAL
DE MADRID
CEOE

EM
La Suma de Todos
Comunidad de Madrid
www.madrid.org

vt

informe de vigilancia tecnológica

mi+d

gestión térmica
de sistemas
espaciales

María Jesús Rivas Martínez

www.madrimsd.org

cimtan
mi+d

ceim
CONFEDERACIÓN
EMPRESARIAL
DE MADRID
CEDE

EM
La Suma de Todos
Comunidad de Madrid
www.madrid.org

Colección de Informes de Vigilancia Tecnológica madri+d

Dirigida por:

José de la Sota Rius

Coordinada por:

Fundación madri+d para el Conocimiento
CEIM Confederación Empresarial de Madrid - CEOE

cimtan
mi+d



El Círculo de Innovación en Materiales, Tecnología Aeroespacial y Nanotecnología (CIMTAN) se enmarca dentro del IV Plan Regional de Investigación Científica e Innovación Tecnológica (IV PRICIT). El CIMTAN es una iniciativa de la Dirección General de Universidades e Investigación de la Comunidad de Madrid en la que participan el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) y la Universidad Carlos III de Madrid (UC3M).

El presente informe de Vigilancia Tecnológica ha sido elaborado en el INTA, institución a la que pertenecen los miembros del CIMTAN expertos en tecnología aeroespacial y nanotecnología.

Los autores agradecen la colaboración ofrecida durante la elaboración del presente informe y su revisión final a:

- Manuel Reina Aranda. Jefe del Grupo de Ingeniería de Cargas Útiles. Área de Cargas Útiles e Instrumentación Espacial. Departamento de Programas Espaciales y Ciencias del Espacio. Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA).

Todos los derechos están reservados. Se autoriza la reproducción total o parcial de este informe con fines educativos, divulgativos y no comerciales citando la fuente. La reproducción para otros fines está expresamente prohibida sin el permiso de los propietarios del copyright.

Título: Informe de Vigilancia Tecnológica madri+d “Gestión Térmica de Sistemas Espaciales”

Autores: María Jesús Rivas Martínez del Círculo de Innovación en Materiales, Tecnología Aeroespacial y Nanotecnología

© De los textos: Los autores

© De la colección «vt» y de la presente edición:

CEIM Confederación Empresarial de Madrid - CEOE
Dirección General de Universidades e Investigación
Fundación madri+d para el Conocimiento

Edita: Fundación madri+d para el Conocimiento
Velázquez, 76. E-28001 Madrid

Proyecto Gráfico: base12 diseño y comunicación s.l.

Ilustraciones: Los autores

ISBN: 978-84-612-7599-1

5 RESUMEN EJECUTIVO

9 EXECUTIVE SUMMARY

13 CAPÍTULO 1
Presentación

- 1.1 Introducción (PÁG. 14)
- 1.2 Objeto de estudio (PÁG. 15)
- 1.3 Justificación (PÁG. 16)
- 1.4 Metodología de trabajo (PÁG. 17)

19 CAPÍTULO 2
Gestión térmica espacial

- 2.1 Sistema de control térmico (PÁG. 21)
- 2.2 Sistema de protección térmica (PÁG. 52)

57 CAPÍTULO 3
Análisis de información

- 3.1 Referencias científicas (PÁG. 59)
- 3.2 Patentes (PÁG. 98)
- 3.3 Proyectos (PÁG. 125)

129 CAPÍTULO 4
Agentes involucrados

- 4.1 A nivel mundial (PÁG. 130)
- 4.2 En España (PÁG. 131)

133 CAPÍTULO 5
Resumen y conclusiones

índice de
contenidos

Resumen ejecutivo

Las estructuras y componentes que forman parte de los sistemas espaciales están diseñados para operar y ser almacenados a ciertas temperaturas que pueden oscilar entre un máximo y un mínimo determinados. Pero, ¿cómo garantizar que van a mantenerse dentro del rango térmico que les corresponde a lo largo de toda la misión?

Durante el despegue, la permanencia en el vacío del espacio y la entrada en la atmósfera de un planeta (en caso de que esto ocurra) el sistema espacial se enfrentará a un entorno térmico muy hostil. Por un lado, en los desplazamientos a través de una atmósfera se producirán grandes cantidades de calor debido al rozamiento aerodinámico. Otras situaciones, como la proximidad al Sol o la exposición a los gases de los sistemas de propulsión, también tenderán a elevar enormemente la temperatura del sistema. Por otro lado, cuando el sistema esté situado en el vacío espacial recibirá calor por radiación del Sol y de los planetas, a la vez que cederá calor al entorno, también por radiación, dada la bajísima temperatura de la radiación de fondo cósmica. Además, internamente los equipos en funcionamiento generarán calor y éste deberá ser adecuadamente gestionado de forma que se evacue de las zonas excedentarias y se reconduzca hacia las deficitarias o hacia el exterior para ser eliminado.

El Sistema de Control Térmico (TCS - Thermal Control System) y el Sistema de Protección Térmica (TPS - Thermal Protection System) son los encargados de mantener a todos los equipos y estructuras de un sistema espacial dentro de los rangos de temperatura en los que pueden operar y/o ser almacenados. El primero gestiona las transferencias de calor internas y los intercambios con el exterior cuando el sistema está en el vacío espacial. El segundo, que estrictamente hablando sería una parte del primero, se ocupa de proteger al sistema en los momentos en los que recibe una enorme cantidad de calor del exterior como en el caso de la mencionada entrada atmosférica.

Los diseños del TCS y del TPS dependen estrictamente de las características del sistema espacial, así como de la misión que éste va a desarrollar. Sin embargo, los elementos de gestión térmica que se utilizan son similares en todos los casos. Así, los caloductos, los radiadores, los refrigeradores, los calentadores, los sistemas bombeados o los conductores son elementos propios de un TCS, mientras que en un TPS normalmente se utilizan escudos fabricados con materiales reutilizables o con materiales ablativos, a los que se puede añadir algún elemento activo como sistemas bombeados.

Muchos son los agentes involucrados a nivel mundial en la investigación y desarrollo de nuevas tecnologías para los sistemas de control y protección térmica. Por supuesto, EE.UU. con su agencia espacial NASA ocupa un lugar privilegiado en cuanto a número de referencias científicas publicadas, proyectos en curso y patentes solicitadas. Pero tampoco son nada despreciables las aportaciones de otras agencias como la japonesa

JAXA o la europea ESA, ambas con papeles relevantes en materia de publicaciones científicas, y también en solicitud de patentes la primera. Es interesante la contribución de Rusia que, si bien no publica trabajos científicos, patenta numerosas soluciones para ciertos métodos de TCS. En España también hay un importante grupo de empresas e instituciones que realizan actividades sobre este tema.

El objetivo del informe de Vigilancia Tecnológica “Gestión térmica de sistemas espaciales” es mostrar el estado actual de las tecnologías aplicables a los TCS y TPS, además de detectar cuáles son las principales empresas y centros de investigación de todo el mundo involucrados en su investigación y desarrollo.

Executive summary

Space systems contain a lot of structures and components which are designed to operate and be stored at certain temperatures which range from a minimum to a maximum. But, how can we ensure that they will remain within their corresponding thermal range throughout the mission?

During the takeoff, while staying in the vacuum of the space and when entering the atmosphere of a planet (in case it happens) the space system faces a very hostile thermal environment. On the one hand, the displacement through an atmosphere produces large amounts of heat due to aerodynamic friction. Other situations, such as the proximity to the Sun or the exposure to gas propulsion systems, also tend to greatly raise the temperature of the system. On the other hand, when the system is located in the empty space it is heated by the radiation received from the Sun and the planets, while it also delivers heat to the environment by radiation as a result of the very low temperature of the cosmic background radiation, which causes a very important thermal gradient. In addition, internal equipments generate heat during their operation, and this heat must be properly managed so that it is removed from hot areas and carried towards cold ones or even radiated outwards.

Thermal Control Systems (TCS) and Thermal Protection Systems (TPS) are responsible for maintaining all the equipments and structures of a space system within the right temperature range for their optimal operation and / or storage. The first handles internal heat transfers and also exchanges with the outside world when the system is located in the empty space. The second, that strictly speaking would be a part of the first, protects the system when it receives an enormous amount of heat from outside, as happens in case of an atmospheric entry.

The design of a TCS or a TPS depends strictly on the characteristics of the space system, as well as on the mission it is going to develop. However, individual thermal management elements are similar in all cases. Thus heat pipes, radiators, refrigerators, heaters, pumped systems or conductors are common elements of a TCS, while a TPS normally uses shields made of reusable or ablative materials which in some cases can also incorporate active pumped systems.

A lot of agents from the whole world are involved in research and development of new technologies for thermal control and protection systems. Of course, U.S. with its space agency NASA occupies a privileged place in terms of number of published scientific references, ongoing projects and patent applications. But also other space agencies like JAXA in Japan or ESA in Europe are important in this area, both with a lot of published scientific references and the first with an interesting number of patent applications. Russia is also a country to be taken into account; there are no relevant Russian scientific references published but lots of TCS methods are patented there. In Spain there is also a very important group of companies and institutions which play an active role in this issue.

The aim of the Technology Watch Report "Thermal Management of Space Systems" is to show the TCS and TPS technologies state of the art, but also to detect the most important companies and research centres around the world involved in their investigation and development.

CAPÍTULO 1

Presentación

- 1.1 Introducción (PÁG. 14)
- 1.2 Objeto de estudio (PÁG. 15)
- 1.3 Justificación (PÁG. 16)
- 1.4 Metodología de trabajo (PÁG. 17)

1.1 Introducción

El calor es la influencia que un cuerpo transmite o recibe a causa de su estado térmico con respecto al de su entorno, siendo la temperatura la propiedad que caracteriza a dicho estado térmico. La dirección de la transferencia es de mayor a menor temperatura. Existen tres modos de transmisión del calor:

- **Conducción:** se realiza entre partes del mismo cuerpo o entre cuerpos en contacto físico. Se trata de una transmisión a nivel atómico o molecular: en gases y líquidos las moléculas más energéticas chocan con las menos energéticas y se produce un intercambio de momento y energía; en sólidos no conductores de la electricidad o dieléctricos la transmisión se realiza por ondas de vibración en la red; en sólidos conductores de la electricidad la transmisión se realiza mediante ondas de vibración en la red y también por el movimiento de electrones libres que actúan de forma similar a las moléculas en movimiento de líquidos y gases.
- **Radiación térmica o radiación infrarroja:** un cuerpo emite radiación electromagnética según su temperatura, consumiendo energía interna durante el proceso. Este tipo de radiación tiene longitudes de onda típicas comprendidas entre 0,7 y 1000 μm . No se necesita medio material para esta forma de transmisión del calor; de hecho es más eficiente en el vacío.
- **Convección:** se trata de la transmisión de calor de una superficie a un fluido en movimiento; también se considera convección la transmisión de calor a través de un plano situado en el interior de un fluido en movimiento. La convección se considera forzada cuando el movimiento del fluido es inducido por una bomba. La convección se considera natural o libre cuando el movimiento del fluido es debido a la diferencia de densidad provocada por una diferencia de temperatura. En realidad la transmisión del calor se realiza por conducción ya que es energía interna la que se mueve con el fluido, y no calor.

En los sistemas espaciales se realizan continuamente procesos de transferencia de calor. Internamente el calor se transmite entre los distintos subsistemas y componentes. Pero, además, el sistema cede calor al vacío espacial y recibe energía por radiación del Sol y los planetas. También se producen intercambios con la atmósfera de un planeta cuando se realiza una salida, entrada o re-entrada en ella. Por otra parte, a cada componente del sistema le corresponde un rango determinado de temperatura para su operación y/o almacenamiento. Para garantizar que ninguno de ellos alcanza temperaturas fuera de dichos rangos puede ser necesario protegerlos de las distintas fuentes de calor internas o externas, o bien puede necesitarse evacuar el calor que ellos mismos generan durante su funcionamiento, o es posible que deban ser aislados para evitar que transmitan calor a otros elementos y disminuya su temperatura.

Para gestionar los intercambios de calor que se producen en los sistemas espaciales y garantizar así su correcto funcionamiento existen distintas técnicas que serán desarrolladas a lo largo de este informe.

1.2 Objeto de estudio

El primer objetivo de este informe es presentar un **estado del arte** de las distintas tecnologías existentes para la gestión térmica de equipos espaciales desde su lanzamiento hasta la puesta en órbita (o el desarrollo de una misión interplanetaria), así como en la entrada o re-entrada en atmósferas de distintos cuerpos celestes.

Dichas tecnologías se agruparán en dos grandes apartados: el Sistema de Control Térmico (TCS - Thermal Control System) y el TPS (Thermal Protection System). El primero gestiona todas las transferencias de calor internas o con el exterior que se realizan cuando el sistema está situado en el vacío interplanetario, aunque en su diseño se considera también el entorno de la Tierra (integración y ensayos) dentro de lo posible, a fin de minimizar riesgos y utillaje. El segundo protege al sistema de las altísimas temperaturas a las que tiene que enfrentarse en distintas situaciones muy concretas como puede ser el movimiento hipersónico a través de una atmósfera en una re-entrada. Estrictamente hablando el TPS formaría parte del TCS, siendo una aplicación muy específica de éste.

El segundo objetivo es presentar a los principales **agentes involucrados** a nivel mundial en la investigación y desarrollo de las tecnologías detectadas.

1.3 Justificación

El informe ha sido solicitado por la Asociación Española de Empresas del Sector Espacial **PROESPACIO**.

Puesto que el tema que se trata es muy amplio y en todos los sistemas espaciales que se desarrollan debe realizarse gestión térmica, el informe es de interés para todas las empresas y grupos de investigación del sector espacial español, y especialmente para los integrados en el **Sistema Regional de I+D+i de la Comunidad de Madrid**, en cuyo ámbito se ha desarrollado el presente informe.

1.4 Metodología de trabajo

El informe ha sido elaborado por el Círculo de Innovación en Materiales, Tecnología Aeroespacial y Nanotecnología (**CIMTAN**) en su sede del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (**INTA**). El CIMTAN es una iniciativa de la Comunidad de Madrid y está compuesto por dos grupos de trabajo situados en la Universidad Carlos III de Madrid y en el INTA, siendo el primero de ellos experto en materiales y el segundo en tecnología aeroespacial y nanotecnología. El objetivo del CIMTAN es **favorecer el flujo de conocimiento entre el entorno investigador y el empresarial**, ayudando al primero a dar salida a los resultados de sus investigaciones y al segundo en sus procesos de innovación. Para ello ofrece numerosos servicios, siendo uno de ellos la realización de informes de Vigilancia Tecnológica.

La metodología de trabajo seguida por el CIMTAN para la elaboración de sus informes de Vigilancia Tecnológica, una vez definido el problema y detectadas las necesidades del peticionario del informe, consiste en la búsqueda de información en Bases de Datos especializadas en referencias científicas, proyectos y patentes consideradas relevantes para el tema a tratar. Para realizar las búsquedas en las BB.DD. se usan sentencias obtenidas a partir de un proceso previo de estudio y especialización. Los resultados de las búsquedas son filtrados convenientemente por el equipo del CIMTAN de forma que se eliminan los documentos no relacionados con el tema del informe y se seleccionan aquellos con los que se va a elaborar el trabajo.. Los seleccionados se analizan y clasifican convenientemente y con ellos se hace un estudio bibliométrico expuesto de forma gráfica (**CAPÍTULO 3**) y un desarrollo de los distintos temas detectados (**CAPÍTULO 2**), siendo ambos la parte fundamental del informe final. Los análisis del **CAPÍTULO 2** aportan, entre otras cosas, información fundamental que merece ser recogida y comentada en un apartado propio (**CAPÍTULO 4**): los agentes involucrados, tanto empresas como centros de investigación, que aparecen como autores de los documentos relevantes. El **CAPÍTULO 1** con una breve introducción y el **CAPÍTULO 5** con un resumen y conclusiones finales completan el informe.

Para el desarrollo de los informes el CIMTAN cuenta con el apoyo y la revisión de expertos procedentes de las instituciones en las que se integra y también de otros ámbitos externos.

El proceso de elaboración de un informe de Vigilancia Tecnológica se resume de forma gráfica a continuación:



Ilustración interna del CIMTAN que refleja el proceso de la Vigilancia Tecnológica.

CAPÍTULO 2

Gestión térmica espacial

2.1 Sistema de control térmico (PÁG. 21)

2.2 Sistema de protección térmica (PÁG. 52)

Se considerarán en esta sección dos grandes apartados.

En primer lugar trataremos en el [apartado 2.1](#) el denominado **“Sistema de Control Térmico”** (TCS), encargado de la gestión térmica de los sistemas espaciales cuando se encuentran en el vacío del espacio. Allí los intercambios de calor entre nave y espacio se realizarán únicamente por radiación, mientras que en el interior de la nave se realizarán por conducción y por radiación. La transmisión de calor por convección sólo puede realizarse en el interior de ciertos dispositivos cerrados que contienen fluidos. El TCS se diseña para proporcionar control térmico también durante la integración y los ensayos que se realizan en el entorno terrestre, minimizando así riesgos y utillaje.

El segundo tema, tratado en el [apartado 2.2](#), será el **“Sistema de Protección Térmica”** (TPS), también llamado escudo o pantalla térmica. Es el encargado de proteger a una nave o cohete que atraviesa la atmósfera de un planeta; en este caso se genera calor por calentamiento aerodinámico, un caso particular de conducción y convección forzada en la que la superficie de la nave alcanza elevadísimas temperaturas por rozamiento con el aire y por compresión de éste. Será necesario, por tanto, para lanzamientos (salidas de la atmósfera) entradas (se entra por primera vez) y re-entradas (se vuelve a entrar en una atmósfera de la que previamente se salió) en atmósferas. También protegerá del calor generado por los gases que se despiden a altas temperaturas desde los sistemas de propulsión y que se transmite por radiación y convección hasta distintos puntos de la nave. Los escudos térmicos servirán también para proteger a los equipos de misiones que se lleven a cabo en las proximidades del Sol de las altísimas temperaturas que tendrán que soportar.

No se incluirán en este informe los elementos térmicos que forman parte intrínseca de un equipo concreto y que son parte esencial en su funcionamiento, como ocurre con los calentadores que pueden formar parte de algunos generadores de empuje, sino sólo aquellos que distribuyen el calor entre los distintos componentes del sistema espacial y lo intercambian con el exterior.

2.1 Sistema de control térmico

El denominado “Sistema de control térmico” (**TCS – Thermal Control System**) o Subsistema de control térmico (estrictamente es un subsistema porque realiza una misión específica y diferenciada de otros subsistemas, aunque llevada a cabo de forma distribuida en todo el vehículo, formando parte del sistema espacial completo al que pertenece) es una parte importante de cualquier nave o sistema espacial. Es el responsable de la gestión térmica del sistema cuando éste se encuentra en el **vacío espacial**, fuera de la atmósfera, donde los únicos intercambios de calor con el entorno se realizan por radiación, mientras que en el interior del sistema el calor se transmite tanto por radiación como por conducción. Habrá convección sólo en el interior de ciertos dispositivos cerrados que contienen fluidos.

Un sistema espacial que no tuviera TCS estaría sometido a grandes contrastes de temperatura. Así, por ejemplo, si la Estación Espacial Internacional no tuviera ningún control térmico, su lado expuesto al Sol alcanzaría una temperatura de 121 °C, mientras que el lado opuesto que no recibiría ninguna radiación solar podría estar tan sólo a -157 °C. Además, la temperatura en cada punto iría cambiando a medida que avanza en su órbita alrededor de la Tierra. Un entorno con temperaturas tan extremas y continuamente cambiantes en cada punto no es apto para la presencia humana, pero tampoco para el funcionamiento y almacenamiento de los equipos electrónicos y mecánicos presentes en el sistema espacial.

El TCS es el encargado de garantizar que **todos los componentes electrónicos y mecánicos de un sistema espacial trabajan dentro de los límites de temperatura para los que han sido diseñados**, asegurando su operación óptima; ya que normalmente la tecnología desarrollada por el hombre ha sido ideada para trabajar a temperatura ambiente terrestre, con algunas excepciones como los equipos criogénicos, dicha temperatura ambiente es la que habrá que conseguir en el interior de los sistemas espaciales. Si la misión es tripulada el TCS también se ocupará de mantener unas **condiciones de temperatura adecuadas para la vida humana** en el interior. El TCS deberá, además, **impedir que los equipos resulten dañados en los períodos en los que están apagados**. Evitará también la presencia de elevados **gradientes de temperatura** en elementos estructurales y protegerá a estos de posibles deformaciones termomecánicas. Otro de sus objetivos es eliminar las **fluctuaciones térmicas** de los equipos, para evitar así su envejecimiento. Para ello contará con multitud de elementos encargados de impedir o permitir que entre en el sistema espacial la radiación externa, de expulsar o no mediante radiación el calor que se genera internamente debido al funcionamiento de los distintos dispositivos, de repartir dicho calor interno llevándolo de las partes excedentarias a las deficitarias así como de calentar o refrigerar activamente mediante calentadores o refrigeradores las partes que lo necesiten, y todo ello teniendo en cuenta los enormes cambios que puede sufrir el entorno espacial que observa un

sistema espacial durante el desarrollo de su misión (sólo hay que pensar en los cambios de intensidad en la radiación solar que encontrará una sonda que viaje a Venus desde su origen en la Tierra hasta su destino, o una sonda que viaje a Plutón, o la sonda Cassini que partió de la Tierra, sobrevoló Venus y después se desplazó hasta Saturno).

El TCS deberá proporcionar una gestión térmica adecuada a lo largo de toda la **vida útil** del sistema espacial; esto obliga a que inicialmente esté sobredimensionado para compensar la degradación de los materiales y dispositivos que se emplean.

El **diseño** de un TCS es único para cada sistema espacial. Depende de la **geometría** de éste, de sus **componentes** y de la **misión** que vaya a realizar. Contará con elementos **pasivos** y con elementos **activos**, caracterizándose éstos últimos por contener partes móviles y/o consumir energía, normalmente eléctrica. Los pasivos dependen totalmente de la geometría del diseño y de la conductividad, reflectancia, emisividad y absorbanza superficiales de los materiales seleccionados, cualidades que habrá que manipular con sutileza para conseguir los efectos deseados. A los elementos activos se les aplican procedimientos de control basados o bien en órdenes procedentes de Tierra o bien en información recogida a bordo del propio sistema; sin embargo, a priori pueden ser menos interesantes que los pasivos porque aportan más peso, son más caros, más complejos y menos fiables, de forma que sólo se añaden a un TCS cuando los elementos pasivos no son suficientes.

Los rangos de temperatura de funcionamiento y almacenamiento de los componentes que son cualificados como aptos para formar parte de un sistema espacial son, en general, amplios, ya que sus características experimentarán cambios a lo largo de su vida operativa debido al entorno espacial y al funcionamiento. Y para cumplir con los requisitos de seguridad/fiabilidad, como ya se ha comentado, el TCS es el encargado de garantizar en todo momento que no se sobrepasan los límites permitidos. En la tabla siguiente pueden verse algunos dispositivos con sus temperaturas de funcionamiento asociadas:

<i>Equipo</i>	<i>Temperatura mínima</i>	<i>Temperatura máxima</i>
Equipos electrónicos clásicos	-10 °C	+40 °C
Receptor de telecomunicaciones	+10 °C	+40 °C
Tubo de microondas	-10 °C	+70 °C
Batería	0 °C	20 °C
Sistemas de propulsión unificados	+10 °C	+ 50 °C
Placas solares	-190 °C	+120 °C
Detectores IR de observación	50 K	100 K
Bolómetros	—	0,1 K

Fuente: ESA

El **entorno espacial** en el que se desenvolverá el sistema espacial es un factor clave para el desarrollo del TCS. Así, el sistema recibirá calor por radiación del **Sol** y de los planetas, emitiendo estos últimos su propia radiación infrarroja pero también

reflejando su superficie parte de la radiación solar que incide sobre ellos. Por otro lado, el sistema espacial produce calor debido al funcionamiento de sus componentes de forma que siempre que se encuentre a una temperatura superior a la temperatura de radiación del fondo cósmico, situada en 2,73 K ó -270,42 °C, radiará calor al exterior.

El **Sol** se comporta como un cuerpo negro a 5760 K. Su flujo en la órbita de la Tierra es de 1300 a 1900 vatios por metro cuadrado, repartido entre el espectro ultravioleta (7 %), el visible (45,5 %) y el infrarrojo y otras frecuencias menores (47,5 %).

La **Tierra** refleja entre un 20 y un 30 % de la energía que recibe del Sol. Por otro lado, se comporta como un cuerpo negro a 300 K que irradia fundamentalmente en el infrarrojo, radiación que hay que tener en cuenta en órbitas bajas pero que es prácticamente despreciable en órbitas geostacionarias, excepto para los equipos criogénicos.

La **radiación de fondo cósmico** es una radiación que llena el Universo por completo y tiene una longitud de onda en el rango de las microondas, alrededor de 1,9 mm, y una frecuencia de 160,2 GHz. Algunos astrónomos consideran que es la prueba de que realmente existió el Big Bang. Como a cualquier otra radiación, a la radiación de fondo cósmico se le asigna una temperatura definida como la temperatura que tendría un cuerpo negro que emitiera la misma radiación.

Aunque, como se ha mencionado, el diseño del TCS depende totalmente de las características del sistema espacial al que se aplica, podríamos hacer un ejercicio, a modo de ejemplo y a grandes rasgos, de un sistema de control térmico para un satélite en órbita geostacionaria alrededor de la Tierra, con una cara apuntando a Nadir. Podría estar protegido por un aislante que envolvería las partes que se enfrentan directamente al Sol o están en su sombra, para disminuir los intercambios caloríficos entre el sistema y el exterior. En las partes norte y sur del sistema, que reciben la radiación solar de forma más oblicua y, por tanto, su calentamiento desde el exterior es menos eficaz, podrían situarse radiadores para expulsar calor interno al exterior en forma de radiación. Ciertos elementos puntuales que lo necesitaran podrían estar dotados de sus propios elementos calefactores, refrigerantes o re-distribuidores del calor. Las células solares tendrían una cara permanentemente orientada al Sol y otra permanentemente en sombra; ésta última se podría utilizar como radiador del calor generado en la producción de electricidad a partir de la energía solar. Por último, las antenas podrían tener sus superficies activas protegidas por pintura reflectante de la radiación infrarroja (normalmente blanca), y el resto de sus elementos podrían estar envueltos, al igual que la mayor parte del satélite, en algún material aislante; de esta forma se intentaría evitar la distorsión termomecánica que podría afectar seriamente la operación de la antena.

Se desarrollan a continuación de forma detallada distintos elementos que pueden formar parte de un TCS, tanto los pasivos, expuestos en el [apartado 2.1.1](#), como los activos que se tratarán en el [apartado 2.1.2](#).

2.1.1 Dispositivos de control térmico pasivo

Aunque se trata de una afirmación siempre controvertida, podemos definir el control térmico pasivo como aquel que se realiza mediante elementos que **no tienen movimiento** (excepto aquel inducido por cambios de temperatura como puede ser una expansión o contracción), **no consumen electricidad** y **no se les puede aplicar ningún procedimiento de control**. Pueden utilizarse en procesos en los que el calor se transmite por **radiación**, tanto en el interior del sistema espacial como en intercambios con el exterior, y en aquellos en los que el calor se transmite por **conducción** dentro del sistema.

Su actuación depende exclusivamente de la **geometría** de su diseño y de la **conductividad, emisividad, absorbanza y reflectancia** de los materiales que los constituyen. El diseñador del TCS debe combinar adecuadamente todas estas propiedades para conseguir los efectos para los que son diseñados estos dispositivos.

Presentan, frente a los activos el inconveniente de que no admiten ningún tipo de control, pero sin embargo son más **baratos**, más **ligeros**, más **fiables**, **no producen vibraciones** y **no consumen potencia**, por lo que siempre estarán presentes en los sistemas espaciales, reservándose los dispositivos de control activo como complemento a utilizar únicamente cuando el control pasivo es insuficiente. Otra característica importante de los elementos pasivos es su **capacidad térmica**, que aporta inercia al componente ante los cambios de entorno rápidos.

Se desarrollan a continuación distintos dispositivos para control térmico pasivo.

2.1.1.1 Aislantes térmicos

Los aislantes térmicos sirven para reducir el flujo de calor que se transmite por unidad de área entre dos medios, o para incrementar el gradiente de temperatura necesario para que dicho flujo se produzca.

Los aislantes térmicos usados en el entorno espacial pueden ser **conductivos** y **radiativos**; los primeros impiden la transmisión de calor por conducción y los segundos por radiación. Los conductivos, además, tienen una misión estructural, teniendo que transmitir y soportar cargas, mientras que los radiativos no. Tanto los aislantes conductivos como los radiativos pueden ser **monocapa** o **multicapa**, pero los verdaderamente importantes y ampliamente utilizados son los **radiativos multicapa**, que se aplican recubriendo las superficies, especialmente las exteriores, por lo que son también los más visibles.

Se utiliza normalmente el término **“manta térmica”** (“thermal blanket”) para referirse a **aislamientos radiativos multicapa** que son **flexibles** y se adaptan a la forma de la

superficie que protegen. Son usados frecuentemente para recubrir la carga útil de los satélites y ciertos dispositivos como los sensores, telescopios o elementos criogénicos. En todos los casos el aislante evitará que los equipos se calienten por la radiación que les llega desde el exterior a la vez que impedirá la pérdida, también por radiación, del calor generado en su interior. En el equipo protegido se utilizarán, si es necesario, otros métodos de control térmico adicionales.

En la patente "*Passive thermal control blanket for use in spacecraft, comprises substrate, and coating comprising homogeneous mixture of silicon and germanium in proportions selected to combine desirable properties of both materials*" (NORTHROP GRUMMAN CORP, 2006) se cita una manta térmica formada por un substrato y un recubrimiento consistente en una fina película formada por una mezcla homogénea de dos semiconductores: silicio y germanio.

Las **mantas térmicas** más frecuentemente utilizadas son las denominadas **MLI** ("MultiLayer Insulator"). Están formadas por **múltiples capas** de ciertos materiales, habitualmente **plásticos** como el poliéster o la poliamida, recubiertos por uno o ambos lados con finísimas películas de **metal**, normalmente aluminio o plata. El metal, por su baja emisividad infrarroja, limita la capacidad de emisión y con ello la propagación de la radiación. Las capas son muy delgadas, tanto como permita el diseño, por razones de grosor y peso y están separadas por materiales de muy baja conductividad térmica para que el calor sólo se propague por radiación entre las capas y no por conducción. Normalmente se utiliza una fina **malla de tejido de poliéster** como separador entre capas. Además, la presión atmosférica entre capas tiene que ser inferior a 10^{-5} Torr para que no haya conducción a través del aire entre las capas metalizadas. La separación entre capas suele ser muy pequeña para que el conjunto sea compacto.

Materiales plásticos típicos en los MLIs son el Mylar, el Kapton o el Teflón. Cuando la capa externa está formada por Kapton recubierta de plata sólo por la parte interna el resultado es el color dorado semejante a un envoltorio de bombón típico de los satélites que estamos acostumbrados a ver.

Si la capa externa de un MLI está constituida por un plástico recubierto de metal se conseguirá un efecto reflectante sobre la radiación externa incidente. Pero puede haber otros diseños como, por ejemplo, una capa externa de Kapton con polvo de carbono, de aspecto negro, o pintada de blanco, consiguiéndose en cada caso un diferente valor de la temperatura de equilibrio de dicha capa y, en consecuencia, de la temperatura interna o del flujo a través del MLI. Una manta térmica MLI puede ser diseñada de múltiples formas y con una gran diversidad de materiales, existiendo multitud de modelos que permiten simular la propagación del calor a través de las diferentes capas para conseguir un diseño óptimo según el resultado que se pretenda conseguir.

La capa externa del MLI a veces se refuerza con una malla de fibra de vidrio llamada “**scrim**” que da consistencia a la manta térmica y la protege, y con ello a todo el sistema, de pequeños impactos de partículas.

El número de capas de un MLI depende del elemento que se pretenda proteger y de la situación de éste. Las mantas térmicas externas suelen tener más capas que las que protegen elementos internos, debido a que cuanto mayor es el número de capas mayor es el aislamiento que se consigue. Un MLI típico puede tener entre 10 y 14 capas.

Un sistema espacial puede tener muchas MLIs. Para diseñarlas se utilizan patrones de papel que se prueban sobre el sistema y después se trasladan al tejido de la manta térmica. Las distintas piezas se cortan y se cosen y después se sujetan entre sí y a la estructura del sistema espacial mediante velcro, de forma que normalmente la capa interna está en contacto con el elemento que se pretende proteger. Las puntadas de la **costura** reducen la eficacia de la manta al romper la estructura de capas separadas.

En un MLI la separación entre capas está llena de aire cuando se construye en Tierra. Para conseguir el nivel de vacío que asegura su correcto funcionamiento en el entorno espacial, el aire tiene que ser expulsado a medida que asciende el cohete que llevará el sistema a su destino. Para expulsar el aire se practican unos **orificios** que, igual que ocurre con las costuras, también reducen la eficacia del MLI. Sin embargo, aunque el comportamiento de las mantas térmicas MLI no es el ideal, proporcionan **muy buenos resultados** y su uso está muy extendido.

2.1.1.2 Recubrimientos y superficies

Los recubrimientos y materiales superficiales con determinadas características de absorción y de emisión del calor son frecuentemente utilizados como técnicas de control térmico pasivo.

En ellos es fundamental tener en cuenta los valores que toman dos parámetros:

- La **absorbancia solar** α_s , definida como la fracción de energía solar incidente absorbida por la superficie. Tendremos en cuenta aquí que se considera radiación absorbida tanto a la que se transmite a través del material como la que se retiene por el mismo; es decir, toda la energía incidente que no es reflejada se considera que es absorbida.
- La **emisividad hemisférica** ε , definida como la fracción de energía radiada por la semiesfera superior de la superficie frente a la que emitiría un cuerpo negro a la misma temperatura.

Según los valores de estos dos parámetros se obtienen cuatro tipos de superficies de control térmico:

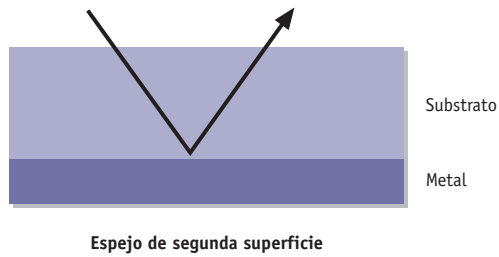
- **Reflectores solares:** $\alpha_s / \varepsilon \ll 1$, típicamente entre 0,065 y 0,34, con valores pequeños de α_s y grandes de ε . Son muy importantes cuando se pretende evitar que la radiación solar caliente el sistema espacial y, además, se quiere evacuar hacia el exterior el calor interno producido por el mismo. Ejemplos de reflectores solares son las pinturas orgánicas, semiorgánicas o inorgánicas que contienen pigmentos de óxidos metálicos y que se denominan “pinturas blancas”; se aplican con facilidad y son estables en los períodos de prelanzamiento y lanzamiento.
- **Absorbentes solares:** $\alpha_s / \varepsilon \gg 1$, con valores grandes de α_s ($\approx 0,25$) y pequeños de ε ($\approx 0,05$). En realidad reflejan aproximadamente el 70 % de la energía solar, pero son más eficientes absorbiendo que emitiendo energía infrarroja. Las superficies pulidas de algunos metales, como aluminio y oro, se comportarían como absorbentes solares.
- **Reflectores planos:** $\alpha_s / \varepsilon \approx 1$ con α_s pequeño. Pueden citarse como ejemplos ciertas pinturas pigmentadas con escamas metálicas y superficies metálicas muy pulidas.
- **Absorbentes planos:** $\alpha_s / \varepsilon \approx 1$ con α_s grande. En general cualquier recubrimiento negro se comportaría como un absorbente plano. Son muy fáciles de producir y manejar.

En el diseño de un TCS utilizando recubrimientos y superficies hay que tener en cuenta no sólo los valores de la absorbancia solar y de la emisividad hemisférica de la superficie, sino también los **posibles cambios que se producirán en ellos** debido a la interacción con el entorno durante el prelanzamiento, el lanzamiento y también durante el desarrollo de la misión. Así algunos reflectores solares se degradan con facilidad en el entorno de radiación (fundamentalmente rayos ultravioletas y partículas cargadas) del vacío espacial aumentando significativamente su absorbancia, mientras que algunos absorbentes solares necesitan un manejo especial antes del lanzamiento del sistema dada su extrema sensibilidad a la contaminación. Los recubrimientos también se degradan por la acción de los contaminantes producidos por el propio sistema espacial, como el gas producido por ciertos materiales cuando están en el vacío espacial, fenómeno denominado “outgassing”. Puede citarse como ejemplo el Orbital Test Satellite (OTS) de la ESA, cuyas antenas estaban recubiertas de una pintura blanca con una absorbancia de 0,32 en el momento del lanzamiento en 1978, y de 0,58 después de estar siete años en órbita.

La patente “Thermal control film used in spacecraft comprises multi-layer interference filter to exhibit preselected high absorbcency and emissive characteristics in specific far infrared wavelength, low absorbcency and high transmissive characteristics” (EADS ASTRIUM LTD, 2006) hace referencia a un recubrimiento con alta reflectividad de la radiación solar y baja absorbancia en el espectro de las microondas. Estas características lo hacen apto para el control térmico de las superficies activas de antenas de comunicaciones o de radar en satélites, ya que es bastante transparente

respecto a la señal que transmite la información. En su composición no hay metales, lo que implica ciertas ventajas como resistencia a la corrosión o ausencia de interferencias electromagnéticas que podrían afectar al funcionamiento de los equipos.

Un tipo especial de reflector solar son los llamados “**espejos de segunda superficie**” (second-surface mirrors). Un ejemplo típico sería el formado por una fina lámina de cristal o cuarzo a la que se aplica una finísima lámina de plata o aluminio por la parte interna, todo ello unido a la parte exterior del sistema espacial mediante adhesivos de alta conductividad. La lámina de cristal o cuarzo es transparente a la radiación solar incidente que, por tanto, alcanzará el metal y será reflejada en él. Por otro lado, el adhesivo transmite el calor interno al metal y éste al cuarzo o cristal, el cual es un excelente emisor de la radiación infrarroja. Se consigue así en el conjunto alta emisividad y baja absorbancia, características ambas de los reflectores solares. La principal ventaja de estos recubrimientos es que no se degradan fácilmente y, además, con la selección de materiales adecuados se pueden conseguir valores α_s / ϵ muy adaptados a las necesidades de nuestro sistema espacial.



Los recubrimientos y superficies se utilizan con frecuencia en los **radiadores**, comentados en el apartado [2.1.1.6. Radiadores](#).

2.1.1.3 Dispositivos pasivos conductores

Los dispositivos conductores son aquellos que hacen de intermediarios entre dos elementos a diferentes temperaturas y transmiten el calor por **conducción**. Están constituidos por materiales con alta conductividad térmica. Pueden ser desde un elemento estructural del sistema espacial hasta un adhesivo, pasando por otros muchos elementos que pueden utilizarse para conducir el calor, aparte de cumplir otra finalidad. Pueden citarse, por ejemplo los siguientes:

- **Duplicadores térmicos** (“thermal doublers”), que permiten difundir las concentraciones de energía (ratios energía/área) localmente grandes a otras superficies mayores, ganándose capacidad para disipar al calor gracias al mayor tamaño de éstas.
- **Rellenos térmicos** (“thermal fillers”) situados entre elementos productores de calor y elementos disipadores, facilitando la transferencia de calor entre ambos.

- **Arandelas térmicas** (“thermal washers”), para ajustar los acoplamientos térmicos en las zonas de apoyo.

Cuando estos elementos no son sólo conductores sino que también almacenan calor, se los denomina “**sumideros térmicos**” (“heat sinks”), “**condensadores térmicos**” (“thermal capacitors”) o “**acumuladores térmicos**” (“heat accumulators”). Un sumidero térmico absorberá calor, lo distribuirá por todo su volumen y lo liberará más tarde, cuando sea necesario, o bien a un tercer elemento disipador de calor (normalmente un radiador) o bien a la fuente original que ha dejado de emitir calor y necesita un aporte térmico para mantener estable su temperatura. En muchos casos el término “heat sink” es utilizado para designar, de forma general, al elemento receptor en un proceso de transferencia de calor, sin que se produzca almacenamiento.

En el artículo “[Sleeping satellites - nursing cluster through critical eclipses](#)” (ESA, LSE SPACE, TECHNISCHE UNIVERSITÄT DARMSTADT, 2007) puede leerse cómo pueden emplearse los tanques propulsores como condensadores térmicos.

Además de los metales, otras sustancias pueden ser buenos conductores térmicos. Por ejemplo en la patente “[Package for computing system disposed in, e.g. computer, includes heat spreader and container barrier that form recess, and liquid heat-transfer medium disposed in recess](#)” (INTEL CORP, 2004) se expone un sistema de disipación de calor para componentes electrónicos basado en un líquido situado en un contenedor en contacto con el elemento cuyo calor se quiere evacuar; el líquido es una sustancia con buena conductividad térmica que transmitirá el calor del equipo a un disipador de mayores dimensiones situado en las proximidades.

2.1.1.4 Dispositivos de cambio de fase

Los dispositivos de cambio de fase (“phase change devices”) absorben calor al producirse en ellos una **transición entre diferentes estados**: de sólido a líquido, de líquido a gas o de sólido a gas. Un ejemplo elemental de estos dispositivos podría ser un contenedor de aluminio con cera en su interior. Cuando la cera reciba calor de una fuente térmica se derretirá absorbiendo calor y cuando esa fuente térmica deje de serlo porque ha disminuido su temperatura le cederá calor solidificándose. Este proceso podría ser también la base de un mecanismo actuado por calor.

Algunos dispositivos de cambio de fase pueden ser utilizados como **acumuladores o condensadores térmicos** similares a los descritos en el apartado 2.1.1.3. **Dispositivos pasivos conductores**.

En la patente “[Thermal control method for restricting temperature to which electronic module is subjected when module is mounted on e.g. variable temperature ic engine](#),

by interposing thermal insulator and eutectic fusible mass between module and engine" (*CALIDUS LTD*, 2003) se propone la colocación de una aleación metálica eutéctica (aquella en que las proporciones de los componentes son tales que se alcanza el menor punto de fusión posible) en contacto con un dispositivo electrónico para evacuar el calor de éste. Dispositivo y aleación estarán aislados de otras fuentes externas de calor mediante una sustancia aislante.

El hidróxido de litio es la sustancia utilizada como agente de cambio de fase en el dispositivo descrito en la patente "Heat sensitive device temperature control method e.g. for airplane, involves supporting hydroxide between heat sensitive device and heat generator to control temperature" (Hayes C.Q.C., 2003) . El LiOH absorbe 103 cal/g durante la transición del estado sólido al líquido, la cual se realiza a 462 °C. Ya en estado líquido, a medida que aumenta la temperatura sigue absorbiendo calor y alrededor de los 1000 °C se descompone absorbiendo 600 cal/g. En este caso el proceso de fusión es reversible, pero el de descomposición es irreversible de forma que, para temperaturas elevadas, se iría perdiendo progresivamente el agente refrigerante a medida que se fuera transformando en otros productos.

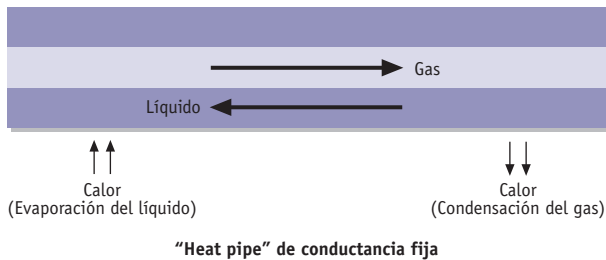
Los dispositivos de cambio de fase tienen buena **inercia térmica**, evitando cambios bruscos de temperatura lo cual es útil, por ejemplo, para equipos eléctricos que soportan picos de potencia. Su principal inconveniente es que cuando el cambio de fase se ha realizado por completo (todo el sólido ha pasado a líquido, todo el líquido a gas o todo el sólido a gas), ya no tienen capacidad para absorber más calor y la temperatura del equipo que protegen subirá.

Los dispositivos de cambio de fase también pueden utilizarse como intermediarios entre un equipo productor de calor y otro que será el encargado de disiparlo, de forma que el cambio de fase se producirá en un sentido en la fuente de calor y en sentido contrario en el receptor. Esto puede dar lugar a multitud de elementos, entre los que destacan de manera especial los caloductos o heat pipes que, dada su importancia, se han considerado de forma independiente en otro apartado (ver apartado 2.1.1.5. Caloductos pasivos).

2.1.1.5 Caloductos pasivos

Un caloducto o tubería térmica ("**heat pipe**") es un dispositivo inventado en 1964 y constituido básicamente por un **tubo sellado** y un **fluido bifásico** contenido en su interior. En el tubo hay tres partes diferenciadas: un **evaporador**, una **sección adiabática** y un **condensador**. El fluido contenido en el tubo pasará del estado líquido al gaseoso en el evaporador, se transmitirá en estado gaseoso por la zona adiabática y volverá a pasar de fase gaseosa a líquida en el condensador, regresando el líquido así obtenido a la zona del evaporador por capilaridad a través de diversos dispositivos como mechas porosas (en los "**arterial heat pipes**") o ranuras longitudinales (en los

“axially grooved heat pipes”). Los cambios de fase se realizan gracias a intercambios de calor con el exterior: el caloducto absorbe calor en la zona del evaporador y lo expulsa en la zona del condensador, donde puede haber, por ejemplo, un radiador (ver apartado 2.1.1.6. Radiadores). Se obtiene de esta forma un dispositivo de transferencia térmica con una **altísima conductividad** y capaz de transmitir **enormes cantidades de calor**, siendo mucho más eficaz que el mismo volumen ocupado por los metales mejores conductores del calor.



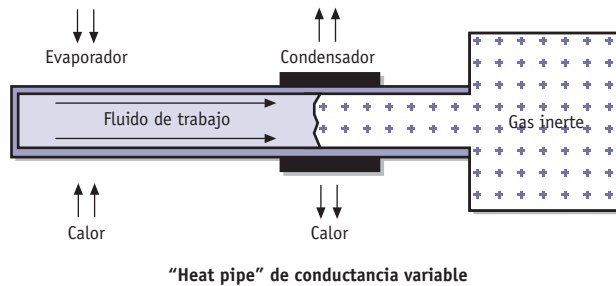
Son en general dispositivos **ligeros**. Materiales típicos utilizados para su desarrollo son cobre y agua, aluminio y fluidos criogénicos, acero inoxidable y metanol, aluminio y amoniaco.

Cada caloducto se diseña para trabajar en un **rango óptimo de temperatura** que dependerá fundamentalmente del fluido contenido en su interior. Así, se habla de “caloductos de baja temperatura”, “caloductos de alta temperatura” y “caloductos criogénicos”. Los primeros utilizan amoniaco y metanol y trabajan en rangos de temperatura comprendidos entre $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $250\text{ }^{\circ}\text{C}$. Los de alta temperatura contienen mercurio, sodio o litio, pudiendo trabajar en éste último caso a temperaturas superiores a los $2700\text{ }^{\circ}\text{C}$. Por último los criogénicos utilizan hidrógeno, nitrógeno y oxígeno, trabajan a temperaturas inferiores a los $-170\text{ }^{\circ}\text{C}$, e incluso se ha podido llegar en el caso del hidrógeno hasta los $-260\text{ }^{\circ}\text{C}$.

El caloducto básico descrito hasta ahora tiene conductancia fija, y se suele denominar “**caloducto de conductancia fija**” (FCHP – Fixed Conductance Heat Pipe) o “caloducto de conductancia constante” (CCHP – Constant Conductance Heat Pipe). Su principal inconveniente es que no se adapta a los cambios del entorno, de forma que siempre transmitirá la misma cantidad de calor sean cuales sean las circunstancias de la fuente térmica. Para solucionar este problema existen otros caloductos que se denominan de “conductancia variable” (VCHP – Variable Conductance Heat Pipe).

Los **caloductos de conductancia variable** incorporan un gas inerte que no se condensa a la temperatura de trabajo del caloducto, almacenado en el extremo opuesto del evaporador en una cámara situada junto al condensador y comunicada con éste. En condiciones normales el flujo de vapor que se produce entre el evaporador y el condensador mantendrá al gas inerte en el interior de su cámara, de forma que no habrá diferencia con el funcionamiento de una FCHP. Sin embargo, cuando disminuye el

calor suministrado al caloducto en la zona del evaporador el flujo de vapor hacia el condensador ejercerá menor presión y permitirá al gas inerte salir de su cámara, de forma que la superficie de separación entre el vapor y el gas inerte avanza hacia el evaporador, disminuyendo así las dimensiones del condensador. Esto provocará que se condense menos vapor y se entregue menos calor al exterior. De esta forma, partiendo del mismo caloducto básico y simplemente variando ciertos parámetros como el tamaño de la cámara de reserva del gas inerte, la presión de éste o el área del condensador se consiguen diferentes caloductos para distintas aplicaciones. Si el cambio en esos parámetros se produce de forma activa durante el funcionamiento del caloducto, el resultado es un "caloducto activo".



Otro tipo de caloducto o heat pipe es el denominado **pulsante** u **oscilante** o **de bucle** ("pulsating heat pipe", "oscillating heat pipe", "loop heat pipe"). En este caso el caloducto estaría formado por un solo tubo de tamaño capilar y tendría el esquema que puede verse en el artículo "[An introduction to pulsating heat pipes](#)", de la revista "[Electronics cooling](#), año 2003". En este caso el fluido de trabajo se condensa en el condensador y se vaporiza en el evaporador, igual que en un caloducto normal, pero ahora tanto la fase líquida como la gaseosa se mueven por el mismo tubo. Puede tener estructura de ciclo abierto, realizándose el llenado de fluido por un extremo y el vaciado en otro, o de ciclo cerrado con una válvula de llenado para controlar el volumen de fluido interno.

Un ejemplo de caloducto de bucle puede leerse en el artículo "[A novel design and experimental study of a cryogenic loop heat pipe with high heat transfer capability](#)" ([CHINESE ACADEMY OF SCIENCES](#), 2006). Se trata, en este caso, de un caloducto que opera a temperaturas criogénicas gracias a la utilización de nitrógeno como fluido de trabajo.

El denominado "**caloducto de sorción**" (**SHP- Sorption Heat Pipe**), es otro tipo de caloducto que incorpora en el evaporador un material capaz de adsorber o absorber el fluido de trabajo. Se utiliza normalmente para trabajar a temperaturas criogénicas o cuando el fluido interno es criogénico. Ofrece buenos resultados en refrigeración de componentes electrónicos.

2.1.1.6 Radiadores

Los radiadores son unos paneles especiales diseñados para **disipar calor por radiación**. Se sitúan en la **superficie externa de un sistema espacial** y su misión es enviar al exterior la energía generada en el interior del sistema. En su diseño habrá que tener en cuenta ciertos factores como la elección de materiales ligeros, pero también su situación en el equipo en el que van a ser incluidos y la misión de éste, de forma que se procurará siempre evitar, en la medida de lo posible, su exposición directa a fuentes de calor externas. Por ejemplo, en un satélite geoestacionario estabilizado (cuerpo fijo en relación a la superficie de la Tierra) se situarán normalmente en el norte y el sur del mismo donde sólo reciben incidencia de radiación solar en ciertos períodos del año y, además, oblicuamente.

Los radiadores tienen que recoger el calor interno y emitirlo al exterior. Para recoger el calor pueden estar en contacto directo con la fuente productora o bien utilizar un recubrimiento interno adecuado que absorba el calor que le llega por radiación, como una pintura negra. Por el lado externo utilizarán un recubrimiento o superficie que sea buen emisor de radiación infrarroja como, por ejemplo, un espejo de segunda superficie.

Proporcionan una **enorme fiabilidad**, por lo que son una herramienta de gestión térmica muy utilizada en los sistemas espaciales. Tienen una **larga vida útil**, sólo limitada por problemas de degradación o de contaminación de sus superficies.

Con los radiadores se pueden llegar a conseguir **temperaturas criogénicas**, considerando como tales las cercanas al cero absoluto, típicamente inferiores a 150 K, gracias a la bajísima temperatura de la radiación de fondo cósmico (2,73 K). El artículo *“Thermal performance of the CrIS passive cryocooler”* (ITT INDUSTRIES SPACE SYSTEMS LLC, 2006) muestra cómo a lo largo de un ciclo que comienza con un escudo para la radiación terrestre (ver apartado 2.1.1.8. Escudos) y continúa con varios crio-radiadores que disminuyen la temperatura de forma progresiva, se pueden conseguir temperaturas de hasta 81 K.

En el artículo *“Thermal analysis of micro-column arrays for tailored temperature control in space”* (ENSET, INTEGRATED MICRO SENSORS INC, UNIVERSITÉ ABOU BEKR BELKAID TLEMCEM, UNIVERSITY OF HOUSTON, 2007) se evalúa un método para modificar superficies mediante láser y formar arrays de micro-columnas que pueden mejorar la emisividad de los radiadores.

En el artículo *“Simple deployable radiator with autonomous thermal control function”* (JAXA, KEIO UNIVERSITY, 2006) se exponen unos elementos **reversibles** que pueden actuar como radiadores o como absorbentes solares según se desplieguen o no ciertos paneles fabricados con hojas de grafito de alta conductividad térmica. En este caso aunque el radiador sigue siendo pasivo, el conjunto total sería activo debido a la introducción de actuadores de memoria de forma encargados de los movimientos de los distintos paneles. El autor del artículo hace hincapié, sin embargo, en que se trata de un radiador/absorbente pasivo.

El artículo “Variable thermal-emittance radiator using $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ thick film on psz substrate” (INSTITUTE OF SPACE AND ASTRONAUTICAL SCIENCE, NEC CORP, NEC TOSHIBA SPACE SYSTEMS, 2004) describe un **radiador inteligente (SRD – Smart Radiation Device)** construido con un material cerámico ($\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ con estructura de perovskita) cuya emisividad cambia con la temperatura. Este material presenta una temperatura de transición de unos 300 K por debajo de la cual tiene un comportamiento ferromagnético y presenta una emisividad de 0,35, mientras que por encima se comporta como un material paramagnético con una emisividad de 0,75. De esta forma cuando el sistema espacial al que pertenece está frío el radiador no emite calor al exterior, pero sí lo hace cuando la temperatura interna aumenta y se alcanza la temperatura de transición. El artículo “Development of a variable emittance radiator based on a perovskite manganese oxide” (INSTITUTE OF SPACE AND ASTRONAUTICAL SCIENCE, NEC CORP, NEC TOSHIBA SPACE SYSTEMS, 2003) trata sobre el mismo tema y en “Computational design, of solar reflection and far-infrared transmission films for a variable emittance device” (INSTITUTE OF SPACE AND ASTRONAUTICAL SCIENCE, KEIO UNIVERSITY, 2003) se propone un algoritmo genético para conseguir un material multicapa basado en el SRD.

Los radiadores pueden incorporar **sistemas bombeados activos o pasivos** (ver apartados 2.1.2.4 y 2.1.1.9), dando lugar en el primer caso a los denominados “radiadores activos”. En la patente “Heat transfer unit for space satellite has deployable radiator in two or more panels and additional capillary pumped fluid loop(s)” (ALCATEL, 2003) se describe un radiador para un satélite formado por varios paneles desplegados que incluye un sistema bombeado por capilaridad.

2.1.1.7 Almacenamiento de materiales criogénicos

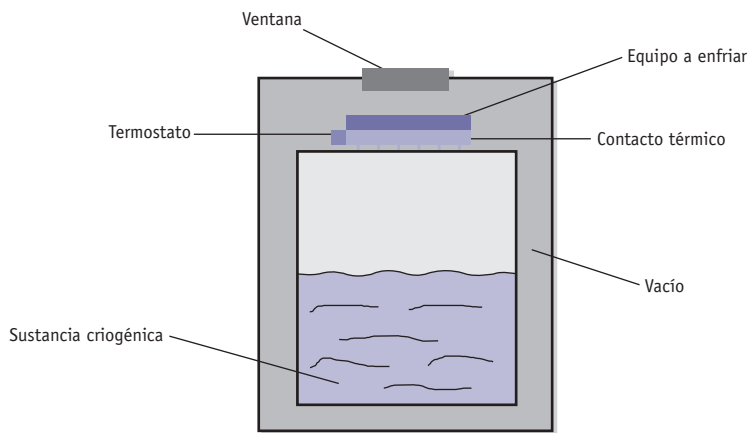
Se trata de un método de refrigeración criogénico, es decir, que permite alcanzar temperaturas criogénicas, considerando como tales las temperaturas próximas a 0 K, típicamente por debajo de 150 K (límite máximo sugerido por el Instituto Nacional de Patrones y Tecnología de EE.UU.). Consiste en incorporar ciertos recipientes que contienen **sustancias criogénicas**, como helio líquido o neón sólido; éstas experimentarán un **cambio de fase** (de líquido a gas, de sólido a líquido o de sólido a gas) durante el cual la temperatura se mantendrá constante. Se consiguen así las bajísimas temperaturas propias de la ebullición, fusión o sublimación de estas sustancias. Así, por ejemplo, la temperatura de ebullición del nitrógeno es 77,36 K, mientras que la del helio es 4,22 K.

Algunos equipos mejoran su eficiencia al trabajar a temperaturas criogénicas. Así, por ejemplo, algunos **detectores de infrarrojos** mejoran sus resultados cuando trabajan a temperaturas muy bajas; si no lo hicieran así, el calor procedente de sus propios equipos alteraría los resultados de sus mediciones que tienen que ser muy exactas dada la baja intensidad de la radiación infrarroja que tienen que detectar en algunos casos.

En otras ocasiones las temperaturas criogénicas no son sólo preferibles sino absolutamente necesarias como ocurre en el caso de los **superconductores**, si bien es cierto que también existen los “superconductores de alta temperatura” que no necesitan tales condiciones.

El lugar físico donde se consiguen las temperaturas criogénicas es el **criostato**. Éste consta de un recipiente que contiene el equipo a refrigerar y de un refrigerador criogénico. Los métodos de refrigeración pueden ser muy diversos, desde el pasivo que desarrollamos en este apartado, hasta los activos que se expondrán en el apartado [2.1.2.2. Refrigeradores](#).

Un criostato cuyo método de refrigeración sea el almacenamiento de sustancias criogénicas puede tener el siguiente esquema básico:



Criostato con sustancia criogénica

En este esquema el equipo a enfriar está conectado térmicamente con el recipiente que contiene la sustancia criogénica en cambio de fase. Un termostato con un pequeño calefactor podría mantener el equipo a la temperatura deseada. Así, por ejemplo, si en el recipiente interno se está produciendo la ebullición del nitrógeno a 77,36 K, el calefactor podría aportar el calor necesario para que nuestro equipo funcionara a 150 K.

En el recipiente externo, donde se encuentra el equipo a enfriar, se ha hecho el vacío. Se consigue con ello evitar cualquier tipo de convección y de conducción de calor a través del aire. Además, de esta manera no se condensará ningún gas en la superficie de nuestro equipo.

Las principales ventajas de la refrigeración por almacenamiento de sustancias criogénicas son que ofrece una gran **estabilidad térmica** y proporciona enfriamiento criogénico **sin aportar vibraciones** al sistema, lo cual no ocurre con los enfriadores criogénicos mecánicos que se expondrán en el apartado [2.1.2.2. Refrigeradores](#).

Tienen el inconveniente de **no ser muy fiables**, aportar **excesiva masa** al sistema y, sobre todo, tener una **reducida vida útil** limitada por la cantidad de sustancia criogénica pendiente de pasar a estado líquido o gaseoso. Para alargar la vida útil de éste método de control térmico, suele ir acompañado de otros métodos de control pasivo, como los escudos comentados en el apartado 2.1.1.8. Escudos.

En el artículo *“The Suzaku high resolution x-ray spectrometer”* (JAXA, LAWRENCE LIVERMORE NATIONAL LABORATORY, MIYAZAKI UNIVERSITY, NASA, OLIN COLLEGE OF ENGINEERING, RIKEN, SUMITOMO HEAVY INDUSTRIES LTD, TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY, UNIVERSISTY OF CAMBRIDGE, UNIVERSITY OF WISCONSIN, YALE UNIVERSITY, 2007) puede verse cómo se combina la refrigeración mediante almacenamiento de sustancias criogénicas, helio y neón en este caso, con otros métodos activos de refrigeración, en concreto con refrigeradores de Stirling y de desmagnetización adiabática.

2.1.1.8 Escudos

Los escudos son dispositivos con formas diversas que se utilizan para proteger a los equipos espaciales de la radiación infrarroja procedente del Sol (**“Sunshields”** o **“Sunshades”**) o de la Tierra (**“Earth shield”**) o de cualquier otro planeta. Normalmente están formados por varias capas poliméricas. Son muy similares a los aislantes radiativos comentados en el apartado 2.1.1.1. **Aislantes térmicos**, pero en el caso de los escudos no están íntimamente unidos a la superficie del sistema, como ocurre con los aislantes, sino que pueden adoptar formas diversas. A veces tienen forma de sombrilla y se les menciona usando este término (**“parasols”**). Según su configuración y tamaño será necesario plegarlos o no para el lanzamiento del sistema. En el primer caso incorporarán un mecanismo de despliegue que, ya en órbita, dotará al escudo de la forma exacta que necesita para proporcionar un buen aislamiento; esto añade un inconveniente propio de cualquier equipo desplegable: si se produce un fallo en el proceso de recomposición el resultado será un mal funcionamiento.

En la página web http://www.esa.int/esaSC/SEM5171XDYD_index_0.html puede verse la sombrilla diseñada para el sistema GAIA de la ESA. Es un enorme dispositivo de 11 m de diámetro compuesto por dos capas: la más expuesta al Sol es la responsable de reflejar toda su energía incidente y la situada por debajo deberá disipar al espacio toda la energía que haya conseguido atravesar la anterior.

En el artículo *“Thermal performance of the CrIS passive cryocooler”* (ITT INDUSTRIES SPACE SYSTEMS LLC, 2006) puede verse un ejemplo de un sistema criogénico de varias etapas que comienza con un escudo (earth shield) que protege al equipo de la radiación infrarroja procedente de la Tierra.

Está previsto que el telescopio espacial James Webb Space Telescope (JWST), iniciativa conjunta europea y norteamericana, incorpore un escudo protector de la radiación solar (sunshield) como sistema de control térmico pasivo. Como puede leerse en el artículo *"The James Webb space telescope"* (ARIZONA STATE UNIVERSITY, ASTROPHYSICS INSTITUTE POTSDAM, ESA, HERZBERG INSTITUTE OF ASTROPHYSICS, MAX PLANCK INSTITUT, NASA, NORTHROP GRUMMAN SPACE TECHNOLOGY, ROYAL OBSERVATORY EDINBURGH, SPACE SCIENCE INSTITUTE, SPACE TELESCOPE SCIENCE INSTITUTE, SWISS FEDERAL INSTITUTE OF TECHNOLOGY, UNIVERSITY OF ARIZONA, UNIVERSITY OF EXETER, UNIVERSITY OF MONTREAL, 2006), el JWST será un telescopio de infrarrojos que operará a una temperatura inferior a 50 K. Está prevista su puesta en órbita en la próxima década.

La sonda Messenger de la NASA, cuyo objetivo es tomar imágenes de Mercurio, usará una sombrilla cerámica para proteger sus equipos expuestos al Sol y mantenerlos a una temperatura de 20 °C, cuando en ausencia de dicha sombrilla alcanzarían los 300 °C. Las primeras imágenes de Messenger deberían ser tomadas el 14 de enero de 2008 alrededor de las 8 de la tarde, como se explica en la noticia *"La NASA regresa al 'infierno'"* (Física y Sociedad, 14/01/2008).

2.1.1.9 Sistemas bombeados por métodos pasivos

Son similares a los sistemas activos bombeados que se desarrollan en el apartado 2.1.2.4 pero en este caso el bombeo se produce por métodos pasivos, normalmente por **capilaridad**, aunque existen otros métodos.

Numerosos documentos tratan sobre sistemas bombeados por capilaridad (Capillary-pumped loop systems). Puede citarse como ejemplo el artículo *"An axial heat transfer analytical model for capillary-pumped loop vapor line temperature distributions"* (NATIONAL TSING HUA UNIVERSITY, 2007).

El sistema expuesto en la patente *"Flywheel power source used as uninterruptable power supply, has heat energy transfer system that passively cools stator by heat transfer of coolant from coolant vessel when coolant circulates within coolant vessel by natural convection"* (INDIGO ENERGY INC, 2003) utiliza la **convección** natural como método de desplazamiento del refrigerante.

Otro método alternativo para el movimiento del refrigerante es el mencionado en la patente *"Passive thermal spreader for use in e.g. modern military aircraft has thin wire that makes contact with bottom surface of elongated portions of channel in thermosiphon"* (USAF, 2004) que trata sobre un sistema de transferencia de calor apto para satélites, insensible a las aceleraciones, basado en lo que se denominan **"termosifones oscilantes"**.

2.1.1.10 Intercambiadores de calor

Los intercambiadores de calor (“**heat exchangers**”) son dispositivos en los que **se transfiere calor entre dos fluidos** que están a diferente temperatura. Los fluidos pueden entrar en contacto para que se produzca la transferencia térmica o bien ésta puede realizarse a través de una superficie sólida que separa a ambos. Los primeros se llaman de **contacto directo** y los segundos de **contacto indirecto**.

Normalmente los intercambiadores de calor forman parte de sistemas bombeados de forma activa (ver apartado 2.1.2.4) o de forma pasiva (ver apartado 2.1.1.9).

2.1.1.11 Absorbentes solares

Los absorbentes solares (“**solar absorbers**”) son elementos que **absorben la energía térmica del Sol** para calentar los equipos espaciales. Su misión es, por tanto, similar a la de los calentadores activos que se expondrán en el apartado 2.1.2.1. Calentadores, pero sin ningún consumo eléctrico y sin movimiento. Son materiales con alta absorbancia y baja emisividad, y presentan una gran eficiencia absorbiendo energía infrarroja.

Aunque en la práctica los absorbentes solares se pueden desarrollar mediante la aplicación de recubrimientos que tengan esta cualidad (ver apartado 2.1.1.2. **Recubrimientos y superficies**), es habitual en las publicaciones científicas hablar de ellos como elementos propios de la estructura de un satélite; puede verse como ejemplo el artículo “**Stochastic spacecraft thermal design optimization with low computational cost**” (INPE, 2006). Algo similar ocurre con los radiadores. Es por ello que se ha atribuido a ambos apartados propios (ver 2.1.1.6. **Radiadores**).

2.1.2 Dispositivos de control térmico activo

El control térmico activo se realiza mediante elementos que tienen **movimiento** y/o consumen **energía**. Igual que los elementos pasivos, los activos pueden utilizarse en procesos en los que el calor se transmite por **radiación**, tanto en el interior del sistema espacial como en intercambios con el exterior, y en aquellos en los que el calor se transmite por **conducción** dentro del sistema.

Presentan la ventaja de poder ser **controlados** desde Tierra o desde el propio sistema espacial a partir de información recogida a bordo mediante **sensores**. Permiten, además, responder en tiempo real a **variaciones bruscas** que se produzcan en la radiación espacial que incide sobre el sistema. Sus principales inconvenientes, sin embargo, son que son más **caros**, más **pesados**, más **complejos** y **menos fiables** que los pasivos, consumen **potencia** e incluso a veces **recursos de telemetría**; es por ello

que estos dispositivos se utilizan normalmente en combinación con los pasivos como complemento de éstos cuando el control pasivo es insuficiente, pero nunca serán los únicos dispositivos empleados.

Se desarrollan a continuación distintos dispositivos para control térmico activo.

2.1.2.1 Calentadores

En algunas ocasiones ciertos equipos necesitan un aporte extra de calor para mantener la temperatura adecuada. Suele ser en momentos muy concretos, normalmente cuando los equipos están apagados o cuando se encuentran en la zona de eclipse o la misión espacial se aleja mucho del Sol. Ese aporte extra de calor puede conseguirse trayéndolo de otras partes del sistema que necesiten evacuarlo, pero también mediante calentadores.

El funcionamiento de los calentadores puede ser controlado de diversas formas:

- mediante un sistema de **termostatos**, que los activa cuando la temperatura baja por debajo de ciertos límites;
- mediante control **electrónico**, que los activa en momentos previamente programados;
- mediante órdenes enviadas desde **Tierra**.

Los calentadores de uso espacial suelen ser **eléctricos**, de forma que generan calor gracias al paso de una corriente a través de una resistencia. Normalmente se usan durante períodos cortos de tiempo y en dispositivos que necesitan un control muy exacto de su temperatura. Suelen ser pequeños y exclusivos de un único dispositivo. Son muy utilizados, por ejemplo, para calentamiento de hidracina, propulsor comúnmente utilizado en control de actitud. También se utilizan para reemplazar el calor que suministraría un dispositivo en funcionamiento cuando éste está apagado, de forma que el entorno no notaría cuando dicho dispositivo está encendido y cuándo no.

El calor producido por un calentador puede transferirse al entorno por conducción o por radiación. Un ejemplo del segundo caso puede encontrarse en la patente “*Radiator and lighting assembly for providing heat radiation and illumination, has reflector which includes partially ring-shaped concave reflective surface that faces heat radiation unit and distributes energy to partially ring-shaped area*” (WORLDBEST CORP, 2007).

En el artículo “*Thermal analysis of spacecraft propulsion system and its validation*” (KOREA AEROSPACE RESEARCH INSTITUTE, 2004) se comenta la importancia de los calentadores en los sistemas de propulsión para evitar el congelamiento del combustible.

2.1.2.2 Refrigeradores

Los refrigeradores de equipos espaciales se utilizan para disminuir la temperatura de éstos. Aunque existen refrigeradores pasivos, como los basados en almacenamiento de materiales criogénicos y otros métodos de enfriamiento expuestos en el apartado 2.1.1. **Dispositivos de control térmico pasivo**, trataremos ahora los **refrigeradores activos** comúnmente utilizados en los sistemas espaciales que, por el hecho de ser activos, poseerán partes móviles y/o consumirán energía (normalmente eléctrica). Como ventaja hay que destacar que presentan, en general, larga vida útil frente a sistemas como el almacenamiento de sustancias criogénicas, pero aquellos que incorporan partes móviles (**refrigeradores mecánicos**) tienen el inconveniente de producir vibraciones en el sistema. A los refrigeradores activos se les llama **bomba de calor** cuando son reversibles, es decir, pueden enfriar o calentar nuestro equipo transfiriendo (“bombeando”) calor desde o hacia él según las circunstancias.

Existen varios tipos de refrigeradores activos. Con cada uno de ellos se pueden conseguir temperaturas diferentes, presentando en cada caso, además, ciertas ventajas y ciertos inconvenientes, que se muestran en la tabla siguiente y se comparan con las características del almacenamiento de sustancias criogénicas (método pasivo de refrigeración).”

<i>Refrigerador</i>	<i>T</i>	<i>Ventajas</i>	<i>Inconvenientes</i>
Almacenamiento de sustancia criogénica	4 K	Estable. Bajo nivel de vibración.	Corta vida útil. Liberación de gases. Mucha masa. Complejos.
Stirling - 1 fase	80 K	Eficiente.	Vibraciones.
Stirling - 2 fases	20 K	Temperatura intermedia.	En desarrollo.
Tubo pulsado	80 K	Bajo nivel de vibración.	Menor eficiencia que Stirling.
Peltier	170 K	Ligero.	Alta temperatura. Baja eficiencia.
Joule-Thomson	4 K	Bajo nivel de vibración.	Necesita un diseño híbrido.
Turbo Brayton inverso	65 K	Alta capacidad.	Complejo.
Desmagnetización adiabática	0.05 K	Única forma de alcanzar temperaturas tan bajas.	Campo magnético grande.

Fuente: Cryogenic Engineering Group, University of Oxford.

Las temperaturas aquí expuestas son las típicas que pueden alcanzar los distintos refrigeradores. Combinando refrigeradores y calentadores, junto con un termostato, se puede conseguir la temperatura necesaria para el funcionamiento de cualquier equipo espacial.

Si seguimos la recomendación del Instituto Nacional de Patrones y Tecnología de EE.UU. y consideramos que las temperaturas criogénicas son aquellas inferiores a 150 K, observamos que los refrigeradores termoelectrónicos o de efecto Peltier no son **refrigeradores criogénicos** o criorefrigeradores, mientras que todos los demás sí lo son.

Se muestran en la siguiente tabla algunas misiones espaciales y los refrigeradores, tanto pasivos (Helio almacenado, radiador) como activos (Stirling, tubo pulsado, Brayton inverso), utilizados en cada caso:

Misión	Refrigerador	T	Masa	Vida útil
UARS/ISAMS	2 x Stirling	80 K	5 kg	3 años
IRAS	Helio almacenado	4 K	70 kg	300 días
Cassini/CIRS	Radiador	80 K	2.5 kg	Sin límite
EOS/AIRS	2 x Tubo pulsado	55 K	35 kg	50,000 h
HST/NICMOS	Brayton inverso	65 K	–	2 años

Fuente: Cryogenic Engineering Group, University of Oxford.

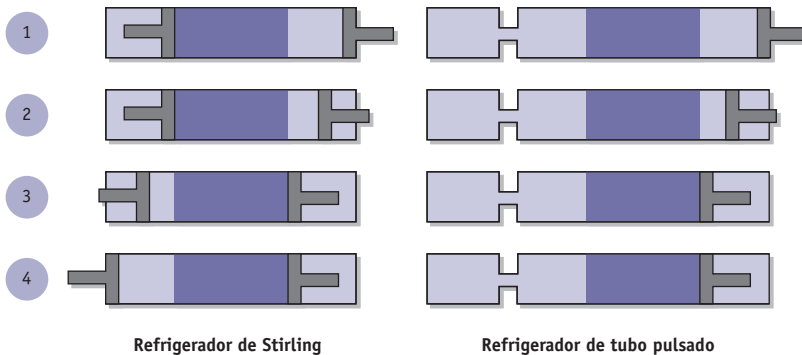
Se desarrollan a continuación distintos tipos de refrigeradores activos.

2.1.2.2.1 Refrigeradores regenerativos: Stirling y Tubo Pulsado

Los refrigeradores regenerativos (“**regenerative coolers**”) realizan **ciclos isotérmicos de compresión/expansión de un gas**. Al comprimir un gas a temperatura constante tendrá que liberar calor al entorno para compensar el aumento de temperatura debido a la compresión. Igualmente, el gas al expandirse disminuye su temperatura, por lo que tendrá que tomar calor del entorno para que el proceso sea isotérmico.

Existen dos tipos de refrigeradores regenerativos: el refrigerador de **Stirling** y el de **Tubo Pulsado** (PT- Pulse Tube).

El nombre “regenerativo” se basa en la presencia de una pieza llamada “regenerador”, cuya función se explica a continuación.



En el esquema se representa a la izquierda un refrigerador de Stirling y a la derecha uno de tubo pulsado. El funcionamiento de ambos se basaría en los 4 pasos aquí representados que se recorrerían de la forma 1-2-3-4-3-2-1-2-3-4..., etc. continuando de forma cíclica.

En el refrigerador de Stirling un compresor (émbolo de la derecha) comprime el aire situado en la zona de la derecha (en blanco). El aire se desplaza hacia la izquierda atravesando el regenerador (rectángulo central oscuro) y alcanza la zona de la izquierda donde empuja un desplazador (émbolo de la izquierda). En la zona del compresor el aire se comprime isotérmicamente y en la del desplazador se expande también isotérmicamente, siendo esta, por tanto, la zona del entorno que se enfría. A continuación el aire recorrería el camino inverso, o sea, de izquierda a derecha, gracias al movimiento del compresor alejándose del regenerador, lo cual provocaría, además, que el desplazador avanzara hacia la derecha hasta alcanzar al regenerador. Al pasar el aire comprimido de derecha a izquierda cede calor al regenerador y éste lo almacena; el calor almacenado se cede al aire que pasa de izquierda a derecha cuando el compresor se separa del regenerador. Éste es el esquema típico de funcionamiento de un refrigerador de Stirling, aunque en la práctica el desplazador suele ser fijo y es el regenerador el que se mueve como puede verse en la página web de la empresa [Global Cooling](#).

En el refrigerador de tubo pulsado también hay un compresor y un regenerador, pero éste es fijo y no hay desplazador. Éste último se sustituye por una cámara separada del tubo principal por una pequeña abertura. Cuando el compresor comprime el aire en la zona de la derecha, atraviesa el regenerador cediéndole calor y llega a la zona de la izquierda donde se expandirá a través de la abertura gracias a la presión inferior que hay en el interior de la cámara. Al expandirse isotérmicamente enfriará el entorno. Cuando el compresor se separa del regenerador, el aire fluye hacia la derecha, toma calor del regenerador cuando lo atraviesa y llega a la zona de la derecha donde el avance del compresor volverá a comprimirlo y empezará el ciclo de nuevo.

Los refrigeradores de Stirling fueron los primeros refrigeradores activos que se utilizaron con éxito en misiones espaciales. Son más eficientes que los de tubo pulsado aunque menos fiables que éstos debido a que incorporan mayor número de partes móviles.

Los refrigeradores de Stirling pueden alcanzar temperaturas del orden de 60-80 K, aunque si se incorpora una segunda expansión del gas se puede llegar a los 15-30 K. Temperaturas típicas de los refrigeradores de tubo pulsado son del orden de 80 K.

La patente “Active balance system for reducing vibration of free piston stirling engine, has counterbalance masses fixedly to both sides of springs mounted to support housing, and linear motor mounted on counter balance masses” (*STIRLING TECHNOLOGY CO*, 2005) describe un mecanismo que podría utilizarse para reducir las vibraciones en un refrigerador de Stirling.

2.1.2.2.2 Refrigeradores recuperativos

Son aquellos que recuperan parte del frío producido para enfriar el fluido de trabajo que contienen en su interior. Hay dos tipos: los refrigeradores de **Joule-Thomson** y los refrigeradores **Turbo Brayton Inverso**.

2.1.2.2.2.1 Refrigeradores de Joule-Thomson

El **proceso de Joule-Thomson** consiste en que un **gas real al expandirse isoentálpicamente** (a entalpía constante, sin intercambiar calor con el entorno ni producir trabajo) aumentará o disminuirá su temperatura según sus valores iniciales de presión y temperatura. Para una presión inicial determinada existirá una temperatura llamada **temperatura de inversión de Joule-Thomson** de forma que si la temperatura inicial del proceso está por encima de la de inversión el gas se calentará y si está por debajo se enfriará en su expansión isoentálpica. Para la mayoría de los gases a presión atmosférica la temperatura de inversión es muy elevada, así que para las temperaturas habituales el gas se enfriará al expandirse, de forma que la relación entre las variaciones de temperatura y presión que se producirán viene dada por la siguiente expresión $\mu = [\partial T / \partial P]_H$, donde μ es el **coeficiente de Joule-Thomson** que depende de los valores iniciales de presión y temperatura, así como de los parámetros propios del gas utilizado. Si la variación de presión es pequeña respecto a la presión inicial, el coeficiente de Joule-Thomson se puede calcular de forma aproximada mediante la expresión $\mu \approx \Delta T / \Delta P$.

Si se hace pasar un gas a alta presión y temperatura por debajo del punto de inversión de Joule-Thomson a través de un estrangulamiento o de una pared porosa desde un contenedor a presión constante a otro también a presión constante pero menor que la del primero, la expansión que se produce es adiabática y, por tanto se produce el fenómeno de Joule-Thomson. Esto constituiría la base de un refrigerador de Joule-Thomson, cuyo esquema básico puede verse en la figura 1.3 del capítulo 1 (Cryogenic Systems Overview) del [Spacecraft Thermal Control Handbook](#) publicado por The Aerospace Corporation.

El gas a alta presión pasa por un orificio que puede tener tamaño fijo o variable. El gas enfriado es reconducido hacia un intercambiador de calor donde enfría al gas que va a pasar por el orificio favoreciendo el desarrollo del proceso Joule-Thomson. Esta recuperación del frío producido en el gas antes de la obtención del líquido criogénico hace que el refrigerador de Joule – Thomson sea un método de enfriamiento **“recuperativo”**. Finalmente se consigue enfriamiento suficiente para que en el orificio se produzca líquido criogénico que es recogido en un recipiente inferior para ser utilizado posteriormente como refrigerante.

A las presiones ordinarias de trabajo en este tipo de refrigeradores, la temperatura de inversión de Joule-Thomson del helio es 45 K, la del hidrógeno 204 K y la del neón 250 K. Todos estos gases necesitarán, por tanto, un preenfriamiento antes de formar parte del proceso Joule-Thomson. No necesitarán preenfriamiento el nitrógeno, el argón o el aire, todos ellos con temperatura de inversión muy superior a la temperatura ambiente.

Según el método utilizado para conseguir la presión inicial del gas, los refrigeradores de Joule-Thomson (J-T) pueden ser de compresor lineal o de compresor de sorción. Los **refrigeradores J-T de compresor lineal** usan pistones mecánicos similares a los que se utilizan en los refrigeradores de Stirling y de tubo pulsado. En los **refrigeradores J-T de compresor de sorción**, también llamados “refrigeradores de sorción”, se utiliza la propiedad que tienen ciertos materiales de retener moléculas de gas en su superficie (adsorción) o en todo su volumen (absorción); en un recipiente que contenga material sorbente se podrá producir un aumento de presión cuando no se produzca el fenómeno de sorción y disminuirla cuando éste sí se produzca. La sorción es un fenómeno regulable: aumentará al disminuir la temperatura y al aumentar la presión. La sorción puede ser quimisorción o fisorción. La **quimisorción** consiste en la retención de moléculas de gas mediante el establecimiento de enlaces químicos, o sea, de intercambio de electrones, entre sorbente y gas. La **fisorción** se produce cuando la sorción se realiza mediante fuerzas de Van der Waals entre sorbente y gas. Los refrigeradores de sorción tienen ciertas ventajas fundamentales sobre los de compresión lineal: no tiene partes móviles, lo cual tiene varias consecuencias importantes, como aumento de fiabilidad, ausencia total de vibraciones, larga vida útil debido a la ausencia de desgaste y escalabilidad a dimensiones reducidas.

En la tabla siguiente se muestran varios ejemplos de refrigeradores reales de Joule-Thomson, con información acerca de la empresa o institución que lo ha desarrollado, el país al que pertenece y la misión espacial en la que se han utilizado, según información de la [ESA](#).

<i>Tipo de refrigerador</i>	<i>Empresa / Institución</i>	<i>País</i>	<i>Misión</i>
Joule-Thomson Compresión lineal	RAL UK 4 K Planck	Reino Unido	Planck
Quimisorción	JPL EE.UU. Planck	EE.UU.	Planck
Fisorción	University of Twente Darwin	Países Bajos	Darwin

Fuente: ESA

El proceso de Joule-Thomson es **irreversible**, lo que hace que este tipo de refrigeradores tengan **baja eficiencia**, inferior a la de los refrigeradores regenerativos de Stirling y de tubo pulsado. Presentan, sin embargo, ciertas ventajas como su **simpleza**, y **fiabilidad**. Pueden utilizarse como método añadido a refrigeradores regenerativos para conseguir temperaturas más bajas que las alcanzadas con estos, pudiendo obtenerse hasta 4 K.

2.1.2.2.2 Refrigeradores Turbo Brayton inverso

El esquema de un refrigerador turbo Brayton inverso (“**reverse turbo Brayton cooler**”) podría ser el mostrado en la página web de la empresa CREARE, en el apartado [Reverse Brayton Cryocoolers](#).

Sus partes fundamentales son un motor rotatorio que actúa como **compresor**, una **turbina de expansión**, un **intercambiador de calor recuperativo** (recupera parte del frío producido), un **interfaz térmico** con la carga que se pretende enfriar y diversos **dispositivos de expulsión de calor**. Podrían extenderse más líneas de refrigeración con más cargas, así como tener como carga otro refrigerador para obtener diversas etapas de refrigeración sucesivas.

En el compresor se presuriza el gas. Éste pasa a continuación por un dispositivo que expulsa calor al exterior, enfriando el gas comprimido. El gas pasa a continuación por el intercambiador de calor, y en él es enfriado por el gas que vuelve al final del proceso hacia el compresor. A continuación el flujo de gas llega a la turbina donde se expande y se enfría. De allí es conducido hacia la carga, donde absorbe calor y atraviesa el intercambiador de calor en su camino de vuelta hacia el compresor enfriando, como se ha comentado, el gas a alta presión que circula hacia la turbina. Tanto el compresor como la turbina de expansión cuentan con sus propios dispositivos de refrigeración, que pueden ser simples radiadores que expulsen hacia el exterior el calor generado debido a su funcionamiento.

Los refrigeradores Turbo Brayton inverso tienen **gran eficiencia**; además, prácticamente **no producen vibraciones** en el sistema debido a la alta velocidad de compresor y turbina, su reducido tamaño y la utilización de conductos de gas de alta precisión. Tal vez su principal inconveniente es que compresor y turbina, aunque pequeños, son **difíciles de miniaturizar** y, por tanto, es complicado el desarrollo de dispositivos de dimensiones reducidas. Se pueden obtener temperaturas muy bajas, incluso inferiores a los 10 K.

Un ejemplo de utilización de este tipo de refrigeradores es el dispositivo CREARE utilizado para la recuperación del instrumento NICMOS en el telescopio espacial Hubble.

2.1.2.2.3 Refrigeradores de desmagnetización adiabática

Los refrigeradores de desmagnetización adiabática (“**adiabatic demagnetization coolers**”) reducen la temperatura de sales paramagnéticas obligando a los espines de los electrones a alinearse en una dirección determinada cuando se les aplica un campo magnético adecuado, reduciendo de esta manera la **entropía asociada al espín**.

Con este tipo de refrigeración se obtienen temperaturas del orden de 50 a 100 mK. Son en general refrigeradores **eficientes**, pero presentan el inconveniente de necesitar

importantes corrientes para producir los campos magnéticos adecuados, además de **interruptores térmicos muy fiables**. Son también **vulnerables a las interferencias electromagnéticas**.

Un ejemplo de este tipo de refrigeradores es el que está desarrollando la empresa Mullard Space Science Laboratory-MSSL en Reino Unido para el sistema XEUS.

2.1.2.2.4 Refrigeradores de ^3He

El ^3He puede utilizarse como fluido de trabajo en dos tipos de refrigeradores: los de **bomba de sorción** y los de **dilución**.

2.1.2.2.4.1 Refrigeradores de bomba de sorción de ^3He

El esquema básico de un refrigerador de sorción de ^3He (" **^3He sorption pump cooler**") es un recipiente llamado **bomba de sorción** conectado a otro recipiente denominado **evaporador** mediante un **tubo de bombeo**.

Inicialmente todo el ^3He está en estado líquido en el evaporador. Enfriando la bomba de sorción a una temperatura del orden de 2 K un material sorbente situado en su interior empieza a retener ^3He en estado gaseoso que se evapora en el evaporador. La evaporación supone la pérdida de moléculas con elevada energía cinética, lo que provoca un descenso en la energía cinética media del ^3He líquido y éste se enfría (enfriamiento por evaporación). El proceso de evaporación mantiene la temperatura del líquido a una temperatura estable de unos 300 mK. Cuando se ha evaporado la mayoría del líquido se calienta la bomba a una temperatura de unos 40 K de forma que libere todo el gas que había retenido. El gas fluye hacia el evaporador y allí es licuado a una temperatura del orden de 2 K. Cuando todo el vapor se ha condensado se repite el ciclo evaporación-condensación y así sucesivamente.

Se consigue de esta forma un sistema de refrigeración **simple** y **eficiente**. Además no tiene partes móviles, lo cual implica **ausencia de vibración** y **larga vida útil** así como **escalabilidad a reducidas dimensiones**. Puede consultarse el artículo "[Long-life vibration-free 4.5 k sorption cooler for space applications](#)" (EADS-ASTRIUM DUTCH SPACE, ESA, UNIVERSIDAD DE ALICANTE, UNIVERSITY OF TWENTE, 207).

2.1.2.2.4.2 Refrigeradores de dilución

El refrigerador de dilución ("**dilution refrigerator**") se basa en la propiedad que tiene una mezcla de ^3He y ^4He enfriada por debajo de los 700 mK de separarse

espontáneamente en dos fases: una rica en ^3He y otra pobre en ^3He . Si se consigue hacer **pasar átomos de ^3He de la parte rica en este isótopo a la parte pobre**, se producirá un enfriamiento de forma similar al enfriamiento que se produce por evaporación.

El paso de átomos de la parte rica en ^3He se puede hacer de forma que llegue un momento en que el proceso no puede continuar porque todo el ^3He ha pasado hacia la parte pobre. Esto se traduciría en una vida útil reducida del refrigerador, que se denomina “**de disparo único**” (“single-shot”). Para solucionar este problema se pueden utilizar mecanismos que extraigan el ^3He que se ha desplazado de la parte rica a la pobre y lo reintroduzcan en la primera para que puedan volver a formar parte del proceso. Se obtiene así un refrigerador de “**ciclo continuo**”.

La principal ventaja de este tipo de refrigeradores es que pueden obtener temperaturas muy bajas, del orden de 2 mK.

2.1.2.2.5 Refrigeradores ópticos

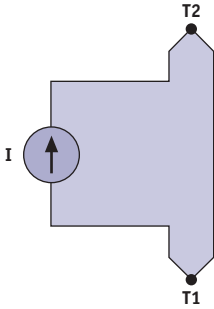
Los refrigeradores ópticos (“**optical coolers**”) utilizan una **luz láser** para producir enfriamiento bajo ciertas condiciones en determinadas sustancias. Éstas disminuirían su temperatura al ser iluminadas por el láser gracias a un fenómeno físico conocido como fluorescencia anti-Stokes, que consiste en la emisión, por parte del material iluminado, de más energía que la absorbida en el proceso de iluminación. La explicación del fenómeno sería que ciertos átomos, al ser iluminados, realizan una transición a un estado energético superior. En ese nuevo estado absorben cierta energía del resto del material, enfriándolo, y al volver al estado original emiten unos fotones más energéticos que los que incidieron originalmente sobre ellos.

Sus principales ventajas son que los equipos láser **no producen vibraciones** y tienen **larga vida útil** en el entorno espacial.

2.1.2.2.6 Refrigeradores termoeléctricos

Los refrigeradores termoeléctricos (TEC - TermoElectric Cooler) se basan en el efecto Peltier. Éste consiste en que el paso de una corriente a través de dos metales o dos semiconductores diferentes unidos por ambos extremos producirá enfriamiento en una de las uniones y calentamiento en la otra. En el caso de los semiconductores, uno de ellos tiene que ser tipo p y otro tipo n.

El esquema básico de un refrigerador termoeléctrico es el que muestra la figura.



Refrigerador termoeléctrico

La corriente que atraviesa el circuito produciría enfriamiento en la unión T2 y calentamiento en la T1.

Las temperaturas más bajas que se pueden obtener con este tipo de refrigerador son del orden de 170 K. Se trata, por tanto, de un refrigerador no criogénico. Es un refrigerador muy sencillo y de uso frecuente en aplicaciones espaciales.

Es muy interesante la patente [“Self-electric power generation type panel useful as supporting component of solar cells has thermocouple circuit formed by alternately joining dissimilar metals of thermocouple and alternately arranging metal junction”](#) (JAXA, 2006) donde se describe un sistema de uniones de diferentes metales para refrigerar placas solares. Las uniones formarían una cadena con forma de zig-zag encastrada en una espuma que rellenaría el espacio comprendido entre las dos capas del panel solar: la expuesta al Sol (muy caliente) y la opuesta (muy fría). El objetivo de la cadena metálica sería enfriar la parte caliente.

2.1.2.3 Persianas

Las persianas (**“louvres”** o **“shutters”**) son dispositivos similares a persianas venecianas que se colocan delante de un radiador y que pueden abrirse, cerrarse o adoptar posiciones intermedias. Sus lamas están cubiertas de recubrimientos térmicos, de forma que variando su posición se consigue variar la absorbancia y emisividad del radiador al que protegen. El movimiento de las lamas se realiza mediante actuadores.

Las persianas denominadas **“Cruz de Malta”** tienen una forma similar a los molinillos infantiles, y se abren y cierran como los diafragmas de las cámaras fotográficas.

En la patente [“Thermal control system for spacecraft, controls magnetic fields applied on thermal control flap and housing to oppose and hence open flap, in response to temperature condition of spacecraft”](#) (Keramidas N.A., 2003) se habla de **“flap”** para referirse a un mecanismo similar a las persianas, controlado también por actuadores, pero en este caso es una pequeña solapa la que se levanta o no según las necesidades térmicas del sistema espacial.

La ESA está desarrollando persianas **MEMS** con el objetivo de conseguir disminuir masa, reducir coste y aumentar la fiabilidad.

También el artículo “Microelectromechanical devices for satellite thermal control” (JOHNS HOPKINS UNIVERSITY, USN ACADEMY, 2004) trata sobre persianas desarrolladas mediante arrays de MEMS y lo mismo ocurre con la patente “Micro-electro mechanical system device for controlling spacecraft temperature, has louvers that selectively expose and hide substrate according to movement of horizontal actuator arms” (NASA, 2003).

2.1.2.4 Sistemas bombeados

Los sistemas bombeados (“**pumped-loop systems**”) o sistemas hidráulicos consisten básicamente en una serie de conductos por los que circula de forma forzada un fluido refrigerante que absorbe y transporta calor, entregándose a otro elemento de disipación. Sus elementos fundamentales son, por tanto, un **agente refrigerante**, el **circuito** por el que éste se mueve, **bombas hidráulicas** que fuercen la circulación e **intercambiadores de calor** (ver apartado 2.1.1.10. **Intercambiadores de calor**) para absorber o ceder calor al entorno según las circunstancias. Además, diversos elementos propios de los circuitos hidráulicos, como todo tipo de **válvulas**, también pueden formar parte de estos sistemas.

Si el bombeo no se produce de forma activa sino por capilaridad, el resultado serían los sistemas bombeados pasivos desarrollados en el apartado 2.1.1.9. **Sistemas bombeados por métodos pasivos**.

Un ejemplo de sistema bombeado podría ser el que transportaría el calor producido en la cabina de una nave tripulada hasta el exterior de la misma mediante un sistema triple que utilizara aire, agua y freón, teniendo en cuenta que el freón trabaja a temperatura inferior que el agua, y ésta a temperatura inferior que el aire. El aire puede utilizarse para absorber y transportar el calor que se produce en la cabina habitada. Este calor sería entregado a un circuito refrigerado por agua situado en las paredes de las cabinas. El agua podría absorber y transportar el calor hasta entregarlo a otro circuito externo cuyo fluido fuera el freón que absorbería el calor, lo transportaría y lo entregaría finalmente a un radiador situado en el exterior de la nave que lo disiparía en forma de radiación hacia el vacío del espacio.

Pueden citarse también como ejemplo de sistemas bombeados los **radiadores activos**, iguales a los pasivos pero conteniendo un fluido con circulación forzada en su interior. También las **placas frías** (“cold plates”), pequeños dispositivos que suelen estar en contacto con componentes electrónicos y que, mediante el líquido bombeado en su interior, absorben y entregan al fluido el calor que se genera en el equipo que protegen.

En los sistemas bombeados el **bombeo** puede ser **mecánico** pero también de otros tipos. La patente “Magnetic convection heat-circulation pump for electronic device, has magnets provided at circulation flow path of magnetic fluid, so as to produce

temperature gradient of magnetic fluid" (DA VINCI CO LTD, UNIVERSITY OF TOKYO, 2006) propone una bomba **magnética** para controlar el movimiento de un fluido magnético refrigerante.

2.1.2.5 Recubrimientos inteligentes

Los recubrimientos inteligentes ("**intelligent coatings**") son materiales que pueden **cambiar sus características térmicas de forma controlada**. Su principal ventaja sobre otros métodos de control térmico activo es que pueden **reducir el consumo de potencia** respecto a éstos.

El *Advanced Materials, Manufacturing and Testing Information Analysis Center*, organismo dependiente del DoD americano, investiga los siguientes tipos:

- **Materiales de emisividad variable basados en polímeros conductores.** El cambio de emisividad se consigue usando las propiedades electroquímicas de los materiales utilizados cuando se aplica sobre ellos un voltaje.
- **Materiales de emisividad y absorbanza variable mediante control electrónico de la reflectancia** (SWEATER - Selectable Wide-Range Epsilon and Alpha Thermostat via Electronically-Controlled Reflectance). Basados en la electrodeposición reversible de iones metálicos reflectantes.
- **Radiador electrostáticamente controlado** (ESR-Electrostatically Switched Radiator). Una fina membrana entraría en contacto con la superficie del sistema espacial al aplicarle un voltaje y dejaría de estar en contacto cuando dicho voltaje cesara. Al entrar en contacto se produciría conducción térmica entre el sistema y la membrana y ésta radiaría el calor al espacio. Cuando no se produjera contacto no habría conducción ni tampoco radiación hacia el exterior.

En la patente "*Multilayer thin film used as electrical conductor for electro-optical devices, has optical matching layer, metallic conduction film and overcoat layer*" (ECLIPSE ENERGY SYSTEMS INC, 2006) también se menciona un material de emisividad variable formado por varias capas de pequeño grosor, siendo una de ellas una delgada película metálica conductora.

2.1.2.6 Dispositivos activos conductores: interruptores térmicos

Los interruptores térmicos son dispositivos conductores que entrarán en contacto o no con una fuente de calor según una orden de control y, por tanto, conducirán o no el calor hacia otro dispositivo de disipación térmica.

Estos dispositivos se mencionan en el documento titulado “*Thermal control*” publicado por la Universidad de Texas en 1995 aunque, como se verá en el [Capítulo 3. Análisis de información](#), no son tratados en ninguna de las referencias científicas, patentes o proyectos en los que se basa la elaboración de este informe.

2.1.2.7 Dispositivos de cambio de fase activos

Se basan, al igual que los dispositivos de cambio de fase pasivos desarrollados en el apartado [2.1.1.4. Dispositivos de cambio de fase](#), en la absorción de calor llevada a cabo por una sustancia que se **funde, vaporiza o sublima**, y en la liberación calorífica que se produce cuando el cambio de fase se produce en sentido contrario. Por ser activos incorporan, además, elementos que producen movimiento y/o consumen energía.

Un ejemplo de estos dispositivos son los **evaporadores de agua**, que pulverizan agua directamente sobre una fuente de calor. La evaporación del agua produce la evacuación del calor. Este sistema es utilizado, por ejemplo, en los transbordadores espaciales durante el ascenso y la re-entrada en la atmósfera cuando los radiadores están plegados.

En la patente “*Accumulator used in cooling systems of spacecraft includes cooler to cool and condense refrigerant in vapor phase*” (JAXA, 2003) se describe otro ejemplo de dispositivo de cambio de fase activo. En este caso un líquido refrigerante se vaporiza absorbiendo calor y el gas resultante se condensa liberando calor. El dispositivo incorpora una especie de veleta para recuperar el líquido después de la condensación, siendo éste el elemento que lo convierte en un dispositivo activo.

2.1.2.8 Caloductos activos

Los caloductos (“**heat pipes**”) ya han sido desarrollados en el apartado [2.1.1.5. Caloductos pasivos](#). Allí se menciona cómo un **caloducto de conductancia variable** se convierte en activo si se controlan de forma activa durante la operación del dispositivo los parámetros propios de la cámara que alberga el gas inerte responsable de la variación de la conductividad. Dicho control puede realizarse desde el interior o desde el exterior del caloducto.

2.1.2.9 Termostatos

Los termostatos se usan para el control automático de los dispositivos de control térmico activo. Básicamente consisten en elementos que abren o cierran un circuito eléctrico en función de la temperatura. Un ejemplo puede encontrarse en la patente “*Controllable system for thermostating of liquid component of rocket propellant of spacecraft engine plant*” (IMPULS STOCK CO, 2007).

2.2 Sistema de protección térmica

El Sistema de Protección Térmica (**TPS-Thermal Protection System**), también llamado **escudo** o **pantalla térmica** (“**heat shield**”), se sitúa en el exterior del sistema espacial al que debe proteger, estando su disposición física determinada por el diseño aerodinámico de la nave. Sirve para evitar que los equipos sean dañados por las elevadísimas temperaturas que se producen en distintas circunstancias como la **proximidad al Sol**, el **calentamiento aerodinámico** cuando se mueve a través de una atmósfera o el contacto con los **gases desprendidos por los sistemas de propulsión**.

Al estar en el exterior del sistema espacial los escudos térmicos tendrán que combinarse con los elementos propios del sistema de control térmico. Así, por ejemplo, en la sonda Huygens el escudo térmico compuesto por losetas de 20 mm de grosor estaba recubierto por mantas térmicas MLI. Las mantas protegieron a la sonda durante su viaje de años cerca de Venus, la Tierra, Júpiter y Saturno. Cuando se produjo la entrada en la atmósfera de Titán las mantas térmicas se vaporizaron y dejaron al descubierto el escudo térmico que llevó a cabo su misión protectora de forma satisfactoria.

La temperatura del **Sol** se estima del orden de 6 000 °C en la fotosfera, 500 000 °C en la cromosfera y hasta 1 000 000 °C en la corona. Es evidente que los sistemas espaciales que se desplacen hasta las proximidades de nuestra estrella tendrán que soportar temperaturas más elevadas que las terrestres, mayores cuanto más se aproximen al Sol. Es necesario en estos casos un TPS para proporcionar la protección térmica necesaria a todo el equipo.

El **calentamiento aerodinámico** se produce en la superficie de una nave por rozamiento y compresión del aire cuando se mueve a través de la atmósfera de un planeta o del Sol. El rozamiento produce calor debido a que la velocidad de la capa límite en la superficie es cero y esto implica que las moléculas en contacto con la superficie han cedido a ésta su energía cinética. Además, cuando una nave se mueve a través de un medio fluido, éste se comprime y se calienta; el incremento de la temperatura del medio se traduce en mayor transmisión de calor. Se producen así intercambios de calor entre atmósfera y superficie de la nave que provocarán en ésta temperaturas más o menos elevadas en función de su velocidad.

Aunque el calentamiento aerodinámico está siempre presente cuando un objeto se mueve en el interior de un fluido, sólo es importante cuando el movimiento se realiza a velocidades **hipersónicas**, es decir superiores o iguales a Mach 5, las cuales son propias de los **lanzamientos** y de las **entradas** (cuando no se había salido previamente) y **re-entradas** (se había salido antes) atmosféricas. Por tanto, los cohetes empleados en los lanzamientos necesitan un sistema de protección térmica, también los vehículos tripulados o no que regresan a la Tierra, las sondas que descienden hasta la superficie

de distintos planetas atravesando sus atmósferas, así como las misiones solares que se aproximan a la atmósfera solar, teniendo en este caso que aportar una protección extra debido a las altísimas temperaturas del gas a través del cual se mueven.

Como se ha comentado, el TPS también protegerá a la nave o al cohete del calor que se transmite por radiación y convección procedente de los gases que se desprenden a elevadas temperaturas de los **sistemas de propulsión** cuando éstos están en funcionamiento.

Se demuestra que cuando se produce **entrada o re-entrada** en la atmósfera, es este proceso con sus hostiles condiciones térmicas el que **determina el diseño del TPS**.

Un buen escudo térmico deberá ser **mal transmisor del calor** para impedir que éste llegue al sistema que protege. Pero también debe ser resistente a la **oxidación**, la **evaporación** y **erosión** que se producen en los entornos para los que se diseñan. Igualmente, su **integridad estructural** debe estar garantizada a elevadas temperaturas. También debe soportar las bajas temperaturas propias del ambiente espacial en el que se desarrollará la misión del sistema cuando éste se encuentre alejado de fuentes importantes de calor.

No siempre se consiguen todas estas características en un mismo material. A veces puede ser necesaria una capa aislante en contacto con el sistema espacial recubierta de otra capa resistente estructuralmente.

El TPS, además, al estar situado en el exterior del sistema soportará las **cargas** externas a las que se someta éste, así como las derivadas de los movimientos de las posibles superficies de control que gobiernan el movimiento global del sistema. Asimismo, tendrá una gran influencia en el **comportamiento aerodinámico** del vehículo.

Otro factor a tener en cuenta en el diseño de un TPS es que tiene que ser inmune ante los **fenómenos atmosféricos** que puede encontrarse el sistema espacial tanto en un lanzamiento como en una entrada o re-entrada, tales como lluvia, polvo, granizo, etc.

El TPS deberá ser, además, resistente a **impactos**. El **análisis de daños** es un tema de investigación que adquirió una gran relevancia tras la catástrofe del Columbia en 2003, y sigue vigente hoy en día. Puede citarse como ejemplo el artículo [“Whole-field ndt of thermal protection system using digital holography”](#) (VIKRAM SARABHAI SPACE CENTRE, 2007) que expone la posibilidad de utilizar técnicas holográficas para comprobar el estado del TPS.

También es importante la **reparación de los daños** una vez producidos. La patente [“Curable thermal protection paste used to repair protection structures of aircraft or spacecraft, comprises high temperature ceramic precursor resin, and two ceramic](#)

materials having different particle sizes" (Adam S.J., Hogenson P.A., Soden D.G., Tompkins J.V., Toombs G.R., 2006) trata sobre una pasta elaborada a partir de materiales cerámicos adecuada para la reparación de daños de un TPS de un vehículo espacial, reparación que podría realizarse cuando éste está en órbita.

Los sistemas de protección térmica pueden estar formados por elementos pasivos y activos. Se desarrollan ambos a continuación.

2.2.1 Protección térmica pasiva

Las distintas tecnologías de protección térmica pasiva se basan en la búsqueda de nuevos materiales y recubrimientos con especiales propiedades de transmisión de calor o estructurales a elevadas temperaturas. Estos materiales pueden ser de dos tipos: **ablativos** (o desechables) y **reutilizables**.

2.2.1.1 Materiales ablativos

Los materiales ablativos se utilizan para el desarrollo de escudos térmicos **desechables**. Se produce un **cambio de fase** (fusión, sublimación) o una **degradación térmica** en sus capas externas durante la entrada o re-entrada en la atmósfera que absorbe mucho calor y que da como resultado el **consumo del material original**. Son, por tanto, de un solo uso. Constituyen un mecanismo **sencillo** y **barato** de protección térmica. No son adecuados para vehículos que necesiten ser protegidos en repetidas ocasiones, pero sí para las sondas de exploración planetaria que realizan una única entrada en la atmósfera del planeta objeto de su misión.

Un ejemplo sería el mencionado en el artículo "Ablation and thermal degradation behaviour of a composite based on resol type phenolic resin: process modeling and experimental" (IRAN POLYMER AND PETROCHEMICAL INSTITUTE, TARBIAH MODARES UNIVERSITY, 2006).

Los materiales ablativos pueden ser de **baja temperatura** o de **alta temperatura**, según la temperatura a la que se produce la ablación. Los primeros son muy eficientes eliminando calor. Los segundos, aunque absorben una gran cantidad de calor, el hecho de que la absorción se produzca a temperaturas elevadas hace necesario algún otro mecanismo de aislamiento; presentan la ventaja, sin embargo, de mantener la forma a elevadas temperaturas.

En la patente "Method of heat protection and modulation of aerodynamic drag of object descended from spacecraft" (ENERGIYA ROCKET COSMIC CORP STOCK CO, 2003) se menciona un sistema de protección térmica que se crearía cuando la nave está en órbita y se

vaporizaría durante la re-entrada. La creación del escudo se realizaría de la siguiente forma: la superficie a proteger se situaría en posición de eclipse para que su temperatura disminuyera drásticamente; a continuación se rociaría con un spray líquido que al entrar en contacto con ella se solidificaría por congelación dando lugar al escudo térmico.

2.2.1.2 Materiales reutilizables

Estos materiales son adecuados para sistemas que deben ser protegidos en múltiples ocasiones de las condiciones que implican la necesidad de un sistema de protección térmica. Pueden ser de dos tipos: aislantes reutilizables o estructuras calientes.

- **Aislantes reutilizables:** son ligeros y tienen baja conductividad térmica. Soportan temperaturas del orden de 1260 °C. Se presentan en forma de **mantas flexibles** o de **losetas rígidas**, ambas basadas en materiales compuestos reforzados con fibras de sílice y alúmina. Las mantas flexibles no soportan cargas aerodinámicas y necesitan ser protegidas por algún otro material.
- **Estructuras calientes.** Su principal característica es que soportan cargas aerodinámicas a elevadas temperaturas. Algunas de ellas conducen el calor, por lo que en estos casos suelen ir acompañadas de un material aislante situado entre ellas y el sistema espacial al que protegen. Los materiales más frecuentemente utilizados son:
 - **Materiales compuestos de matriz cerámica.** Destacan el carburo de silicio reforzado con carbono, los compuestos carbono-carbono (grafito reforzado con fibras de carbono) y las cerámicas de ultra alta temperatura (UHTC – Ultra High Temperature Ceramics); éstas últimas tienen puntos de fusión por encima de los 3000 °C y pueden trabajar por encima de los 1800 °C.
 - **Metales.** Se trabaja en dos grupos: los endurecidos por dispersión de óxidos (ODS – Oxide Dispersed Strengthened) con base Ni, y los aluminuros de titanio. Los primeros pueden trabajar a 1100 °C y los segundos a 850 °C, pero destacan estos últimos por su ligereza, resistencia a la oxidación y buenas propiedades metálicas.

En el artículo [“Micromechanical analysis of composite corrugated-core sandwich panels for integral thermal protection systems”](#) (NASA, UNIVERSITY OF FLORIDA, 2007) se propone un panel con estructura de sandwich conteniendo como núcleo un material compuesto corrugado como sistema de protección térmica para vehículos espaciales.

El artículo [“Test methods for thin carbon-carbon composite laminates”](#) (JOHN HOPKINS UNIVERSITY, 2007) trata sobre el TPS de la sonda Solar Probe. En este caso el TPS tendrá la misión de proteger a la sonda de las altísimas temperaturas (del orden de 1600 °C) que encontrará al aproximarse al Sol. El TPS elegido tiene forma cónica y el material utilizado para su desarrollo es un compuesto carbono-carbono.

Como puede leerse en el apartado 3.3.2. [Proyectos de la NASA](#), esta agencia espacial posee una Base de Datos de acceso público en la que se exponen las propiedades de numerosos materiales aptos para ser utilizados en Sistemas de Protección Térmica.

2.2.2 Protección térmica activa

Los TPS activos utilizan elementos que incorporan **movimiento** y/o consumo de **energía**. Es frecuente el uso de **aleaciones metálicas** que soportan elevadas temperaturas y que contienen en su interior **sistemas bombeados** por los que circula agua u otros fluidos refrigerantes.

El artículo [“Response of actively cooled metal foam sandwich panels exposed to thermal loading”](#) (*UNIVERSITY OF MICHIGAN, 2007*) trata sobre un sistema de protección térmica con enfriamiento activo.

También es activo el TPS propuesto en la patente [“Wide-area thermal-protection system for aerospace field, makes pressurized coolant to ooze from heat-resistance wall made of fiber reinforcement porous-ceramic composite material and base material, to external air from back”](#) (*JAXA, 2007*), pero en este caso el líquido que circula por el interior del escudo térmico rezuma hacia la superficie exterior del mismo.

CAPÍTULO 3

Análisis de información

3.1 Referencias científicas (PÁG. 59)

3.2 Patentes (PÁG. 98)

3.3 Proyectos (PÁG. 125)

El informe de Vigilancia Tecnológica “Gestión térmica de sistemas espaciales” se ha elaborado a partir de información procedente de Bases de Datos de referencias científicas, proyectos y patentes. En el [Anexo I](#) pueden consultarse los nombres de dichas Bases de Datos así como las sentencias de búsqueda utilizadas, el número de resultados obtenidos en cada caso y el número de resultados válidos, siendo este último el obtenido tras un proceso de filtrado realizado por el CIMTAN en el que se han desechado los documentos no relacionados con el tema tratado.

3.1 Referencias científicas

El número de referencias científicas obtenido en las búsquedas realizadas en la Base de Datos “Web of Science” es 384. De ellas sólo **159** tenían un contenido acorde con el tema objeto de este informe, y en éstas se basa el análisis mostrado a continuación (ver en [Anexo I](#) las sentencias de búsqueda, los resultados obtenidos y los resultados válidos en cada caso).

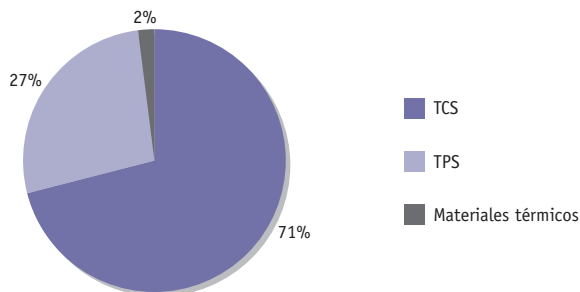
En el [Anexo II](#) puede consultarse un listado de todas las referencias científicas válidas.

3.1.1 Análisis general

En este apartado se analiza el total de las referencias científicas (159) publicadas entre 2003 y 2007 en la Base de Datos “Web of Science” que tratan sobre gestión térmica de sistemas espaciales.

Distribución temática

El siguiente gráfico muestra la distribución temática general.

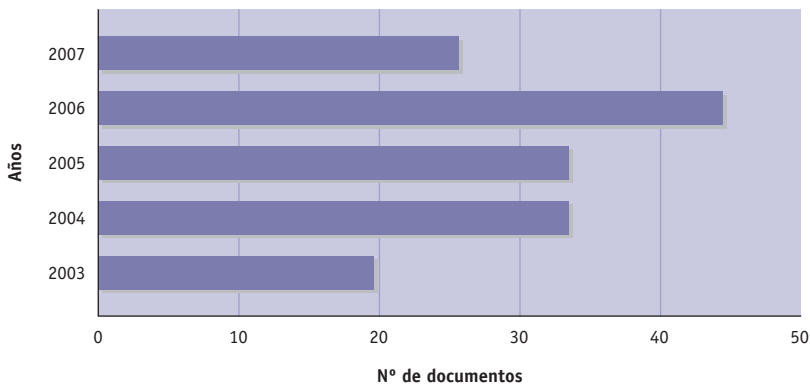


Distribución temática general

Se observa el predominio de las referencias científicas que tratan sobre el Sistema de Control Térmico (TCS) frente a las que lo hacen sobre el Sistema de Protección Térmica (TPS). Las referencias científicas agrupadas en “Materiales térmicos” son aquellas que describen el estudio de propiedades térmicas de determinados materiales con aplicaciones espaciales, sin que se especifique si el objetivo es su utilización en un TCS o en un TPS.

Evolución anual

Puede verse en el siguiente gráfico cómo se reparten las referencias científicas a lo largo de los años considerados para la elaboración de este informe (de 2003 a 2007).



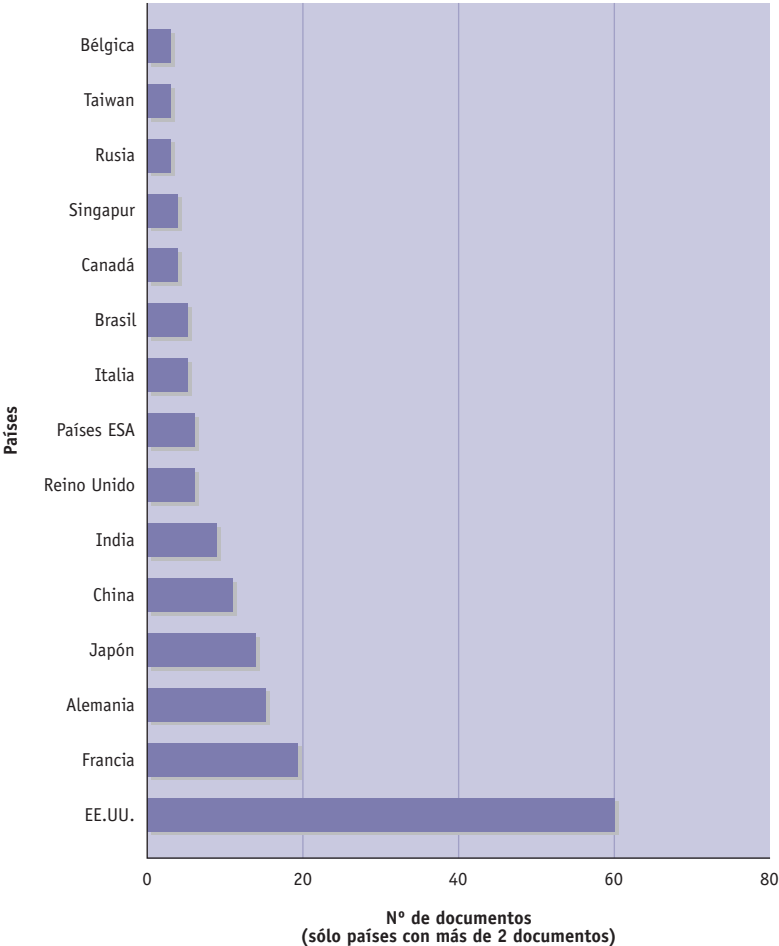
Se observa una evolución ascendente en el número de publicaciones. La cifra correspondiente a 2007 no es significativa por tratarse del año en curso durante la realización de las búsquedas de información en las que se basa la elaboración de este informe y no estar las Bases de Datos convenientemente actualizadas.

La siguiente tabla muestra el número de referencias científicas publicadas cada año que tratan sobre los distintos temas:

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
TCS	17	27	23	32	18	117
TPS	3	7	11	15	8	44
Materiales térmicos	1	3	0	0	0	4

Países

El siguiente gráfico muestra los países que publican mayor número de referencias científicas:



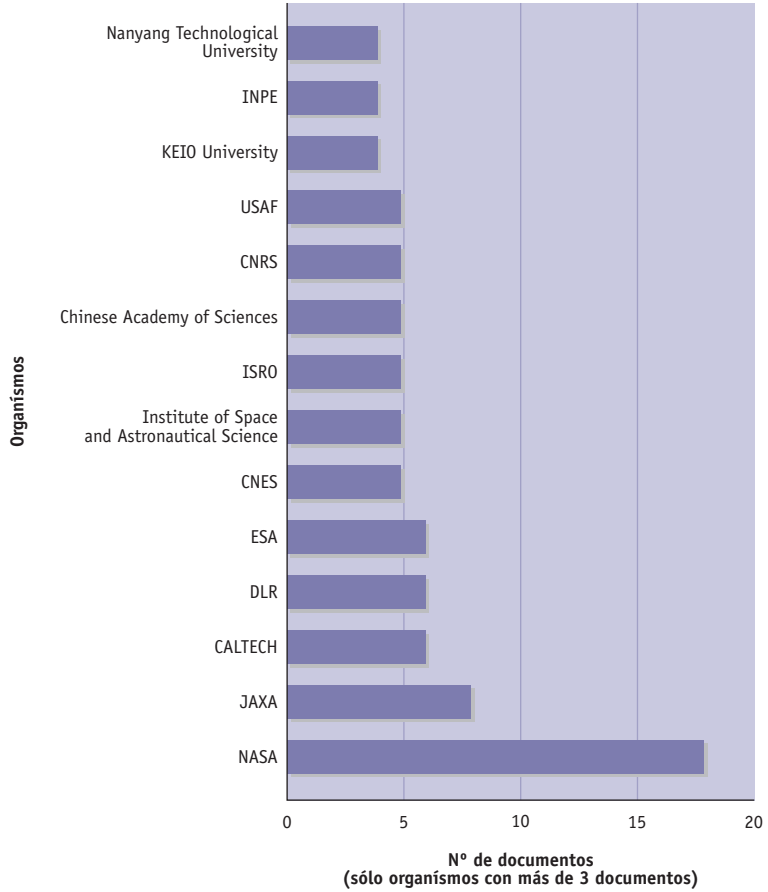
Es claro el liderazgo de EE.UU., gran potencia mundial en el sector aeroespacial, seguido por países europeos y asiáticos también muy activos en dicho sector.

Todos los documentos asociados a “PAÍSES ESA” han sido publicados por el European Space Research and Technology Centre (ESTEC) de la ESA.

España firma un único documento titulado “Long-life vibration-free 4.5 k sorption cooler for space application”, publicado por la Universidad de Alicante en colaboración con la ESA y con EADS-ASTRIUM DUTCH SPACE y la Universidad de Twente en Los Países Bajos, referente a refrigeradores de bomba de sorción de ³He.

Organismos

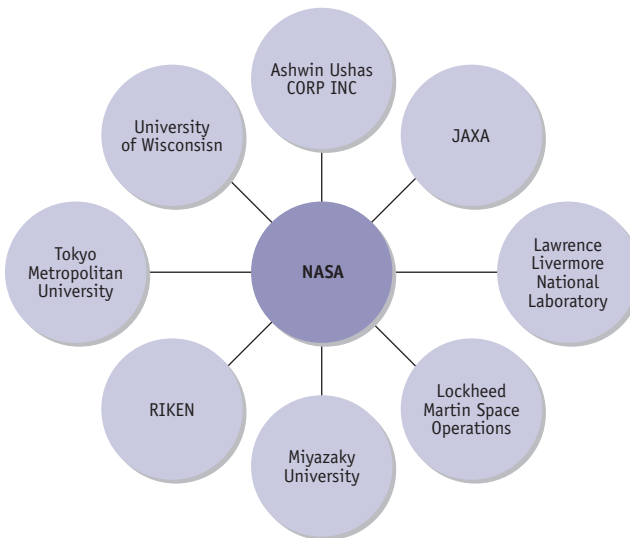
Pueden verse en el siguiente gráfico los principales organismos a nivel mundial implicados en la publicación de referencias científicas.



El gráfico muestra el liderazgo indiscutible de la agencia espacial norteamericana NASA. Puede verse en la tabla siguiente los países a los que pertenecen los distintos organismos; en este caso todos ellos son instituciones públicas.

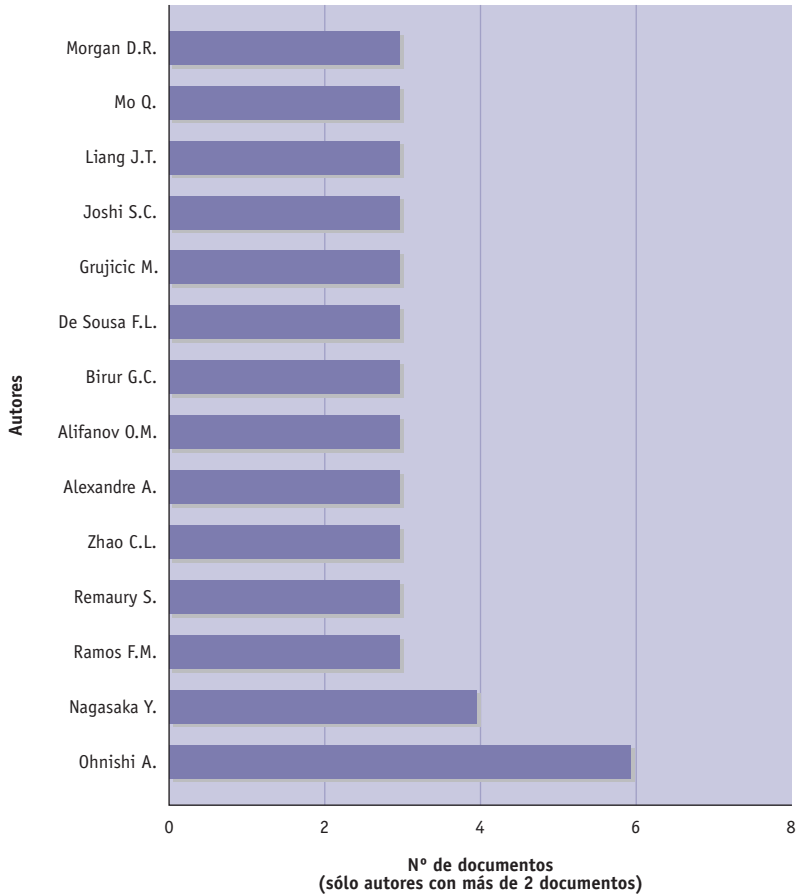
<i>Institución</i>	<i>País</i>
NASA	EE.UU.
JAXA	Japón
CALTECH	EE.UU.
DLR	Alemania
ESA	Europa
CNES	Francia
Institute of Space and Astronautical Science	Japón
ISRO	India
Chinese Academy of Sciences	China
CNRS	Francia
USAF	EE.UU.
KEIO University	Japón
INPE	Brasil
Nanyan Technological University	Singapur

El siguiente diagrama muestra las principales colaboraciones de la NASA con otras instituciones y empresas. Sólo se reflejan aquí aquellas con las que colabora en dos referencias científicas. Además de éstas, otras 32 entidades colaboran con la NASA en la publicación de tan sólo 1 referencia científica.



Autores

El gráfico siguiente muestra los autores destacados en la publicación de referencias científicas.



Destaca Akira Ohnishi de JAXA, en Japón, con 6 documentos sobre análisis de elementos para TCS, radiadores, absorbentes solares y métodos de análisis para TCS.

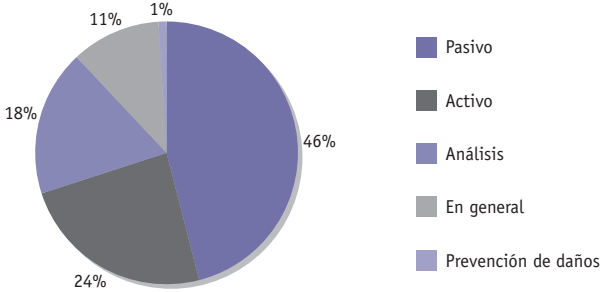
En segundo lugar aparece Yuji Nagasaka de Keio University, en Japón, con 4 documentos sobre análisis de elementos para TCS, radiadores, métodos de análisis para TCS y absorbentes solares.

3.1.2 Sistema de control térmico

Se analizan en este apartado las referencias científicas publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre TCS.

Distribución temática

El siguiente gráfico muestra los distintos temas que tratan las referencias científicas analizadas.



Sistema de Control Térmico

El tema fundamental es el Sistema de Control Térmico pasivo, con un 46 % de los resultados.

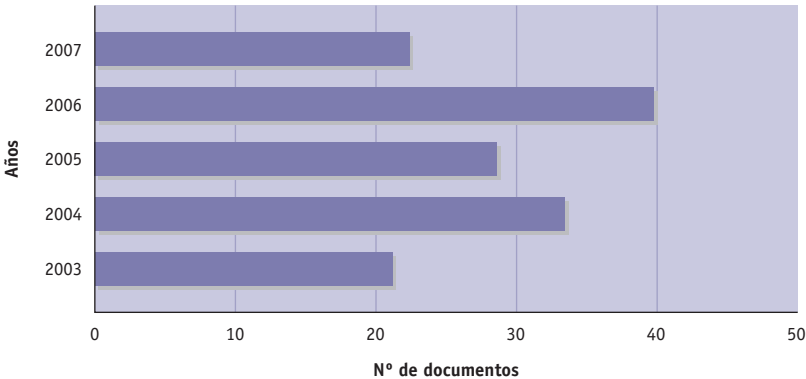
Las referencias científicas que tratan sobre “Análisis” se refieren tanto a métodos de análisis para el diseño del TCS, como al análisis de elementos concretos que forman parte de un TCS, con la siguiente distribución entre ambos temas:

Análisis	Nº de ref. Científicas
Métodos de análisis	18
Análisis de elementos	11

La expresión “En general” hace referencia a documentos que tratan sobre el Sistema de Control Térmico en general, sin especificar ningún elemento concreto.

Evolución anual

El siguiente gráfico muestra la evolución anual de las publicaciones referentes a TCS.



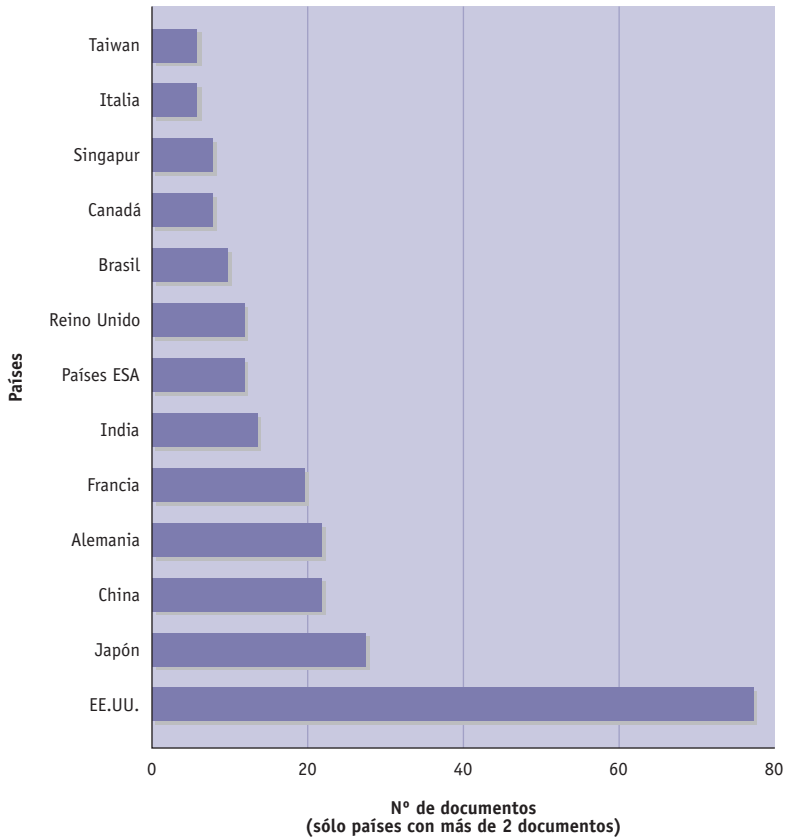
El número de resultados correspondiente a 2007 no es significativo por ser el año en curso durante la búsqueda de información realizada para la elaboración de este informe, y no estar las Bases de Datos consultadas debidamente actualizadas.

En la siguiente tabla se muestra el número de referencias científicas publicadas cada año sobre cada uno de los temas mostrados en el gráfico correspondiente a la distribución temática.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
Pasivo	12	10	11	14	13	60
Activo	0	8	9	11	3	31
Análisis	4	4	4	7	5	24
Prevención de daños	0	1	0	0	0	1

Países

El siguiente gráfico muestra la distribución de publicaciones por países.



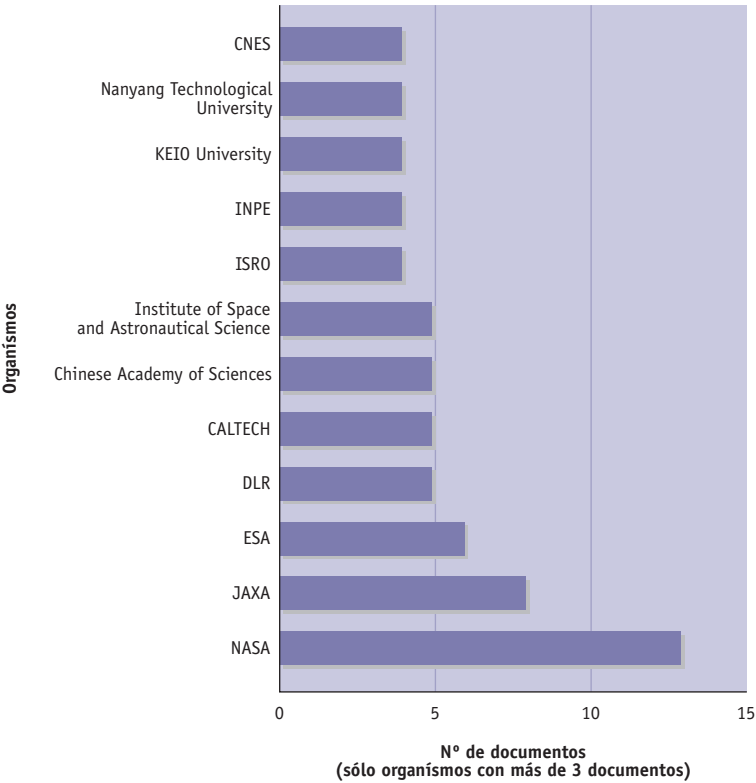
Es indiscutible el liderazgo de EE.UU. en publicaciones relativas al TCS.

Todos los documentos del gráfico anterior asociados a “PAÍSES ESA” han sido publicados por el European Space Research and Technology Centre (ESTEC) de la ESA.

España firma un único documento titulado “Long-life vibration-free 4.5 k sorption cooler for space applications”, emitido por la Universidad de Alicante en colaboración con la ESA y con EADS-ASTRIUM DUTCH SPACE y la Universidad de Twente en Los Países Bajos, referente a refrigeradores de bomba de sorción de ³He.

Organismos

El gráfico siguiente muestra los principales organismos involucrados en la publicación de referencias científicas sobre TCS.

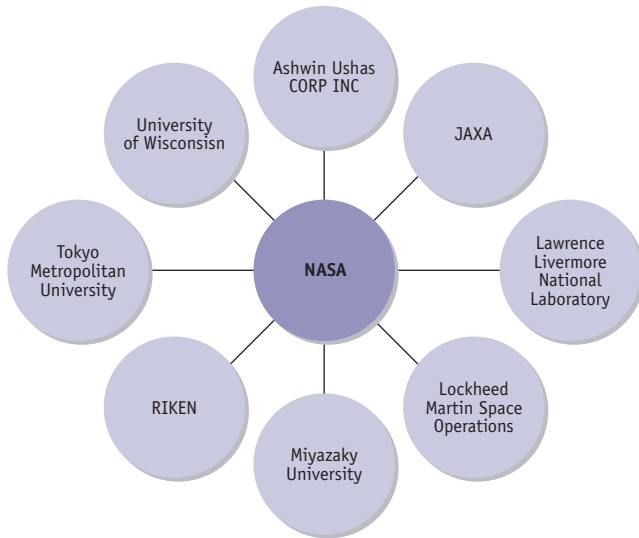


Todos los organismos que aparecen en el gráfico (todos ellos con más de 3 publicaciones) son centros de investigación. Destacan las agencias espaciales norteamericana (NASA), japonesa (JAXA) y europea (ESA), especialmente la primera.

En la tabla siguiente se muestran los países a los que pertenecen las instituciones que aparecen en el gráfico anterior.

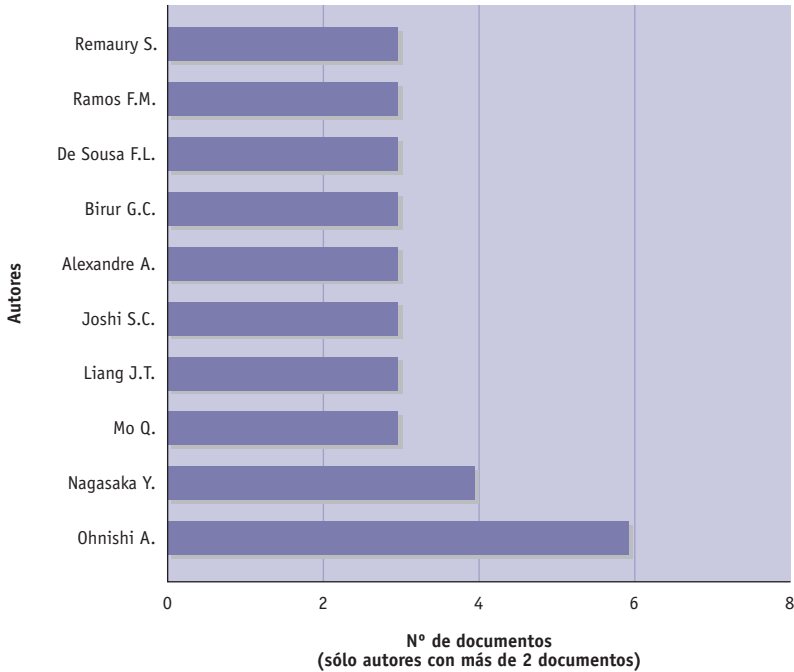
<i>Institución</i>	<i>País</i>
NASA	EE.UU.
JAXA	Japón
ESA	Europa
DLR	Alemania
CALTECH	EE.UU.
Chinese Academy of Sciences	China
Institute of Space and Astronautical Science	Japón
ISRO	India
INPE	Brasil
KEIO University	Japón
Nanyang Technological University	Singapur
CNES	Francia

A continuación se muestran las principales colaboraciones de la NASA en sus publicaciones referentes a TCS. Sólo aparecen aquellas empresas y centros de investigación con 2 colaboraciones. Además de ellos, otros 30 organismos colaboran con la NASA en una única publicación.



Autores

El gráfico siguiente muestra los autores que publican más de 2 documentos referentes a TCS.



Destaca Akira Ohnishi de JAXA, en Japón, con 6 documentos sobre análisis de elementos para TCS, radiadores, absorbentes solares y métodos de análisis para TCS.

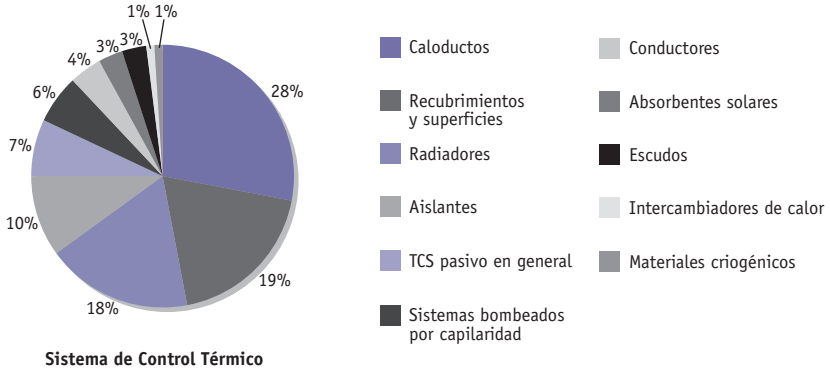
En segundo lugar aparece Yuji Nagasaka de Keio University, en Japón, con 4 documentos sobre análisis de elementos para TCS, radiadores, métodos de análisis para TCS y absorbentes solares.

3.1.2.1 Sistema de control térmico pasivo

Se analizan en este apartado las referencias científicas publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre TCS pasivo.

Distribución temática

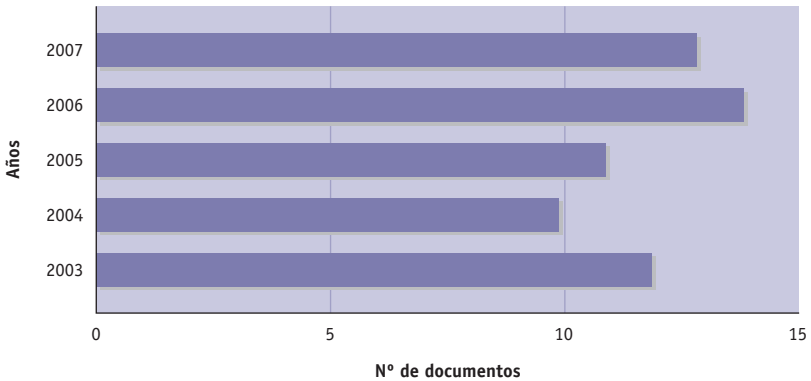
El siguiente gráfico muestra la distribución por temas de las referencias científicas analizadas.



Los caloductos o “heat pipes” son el tema fundamental, con un 28 % de las referencias científicas dedicadas a ellos. Los recubrimientos y superficies, radiadores y aislantes son también temas con un importante volumen de resultados. El 7 % de los documentos tratan sobre TCS pasivo en general, sin especificar ningún elemento concreto.

Evolución anual

El siguiente gráfico muestra la evolución anual de las referencias científicas que tratan sobre TCS pasivo.



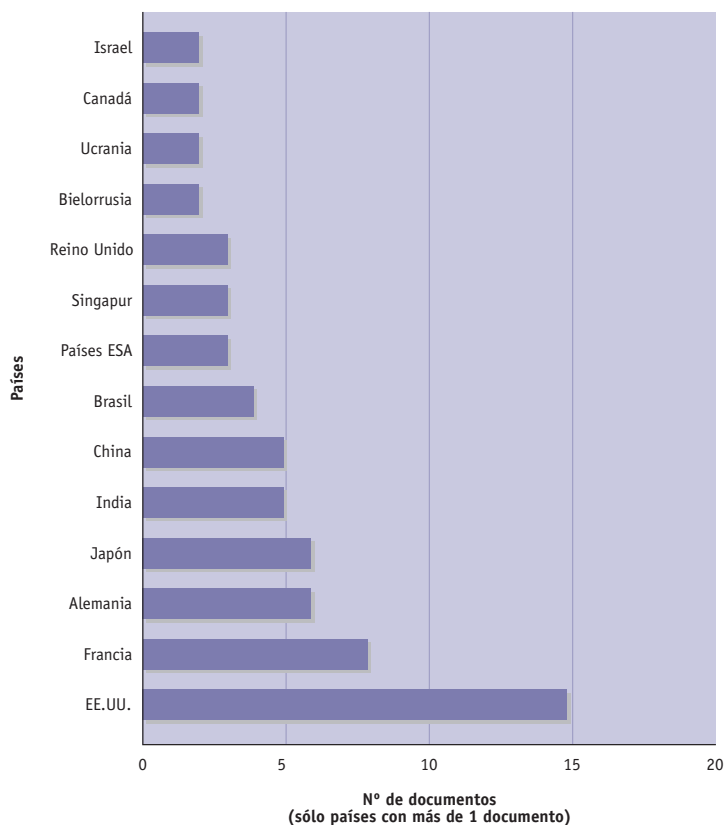
A pesar de no ser significativo el número de resultados correspondiente a 2007 por tratarse del año en curso durante las búsquedas de información realizadas para la elaboración de este informe y no estar las Bases de Datos consultadas convenientemente actualizadas, se observa un elevado número de resultados en este año; parece obvio que cuando se actualicen las BBDD el número de resultados final continuará con la progresión ascendente iniciada los años anteriores.

La siguiente tabla muestra el número de referencias científicas publicadas cada año que tratan sobre los distintos temas propios del TCS pasivo.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
Caloductos	4	3	5	5	3	20
Recubrimientos y superficies	2	4	4	3	1	14
Radiadores	5	2	1	4	1	13
Aislantes	0	0	3	2	2	7
Sistemas bombeados por capilaridad	1	1	0	0	2	4
Conductores	0	0	1	0	2	3
Absorbentes solares	0	0	0	2	0	2
Escudos	0	0	0	2	0	2
Intercambiadores de calor	0	0	1	0	0	1
Materiales criogénicos	0	0	0	0	1	1

Países

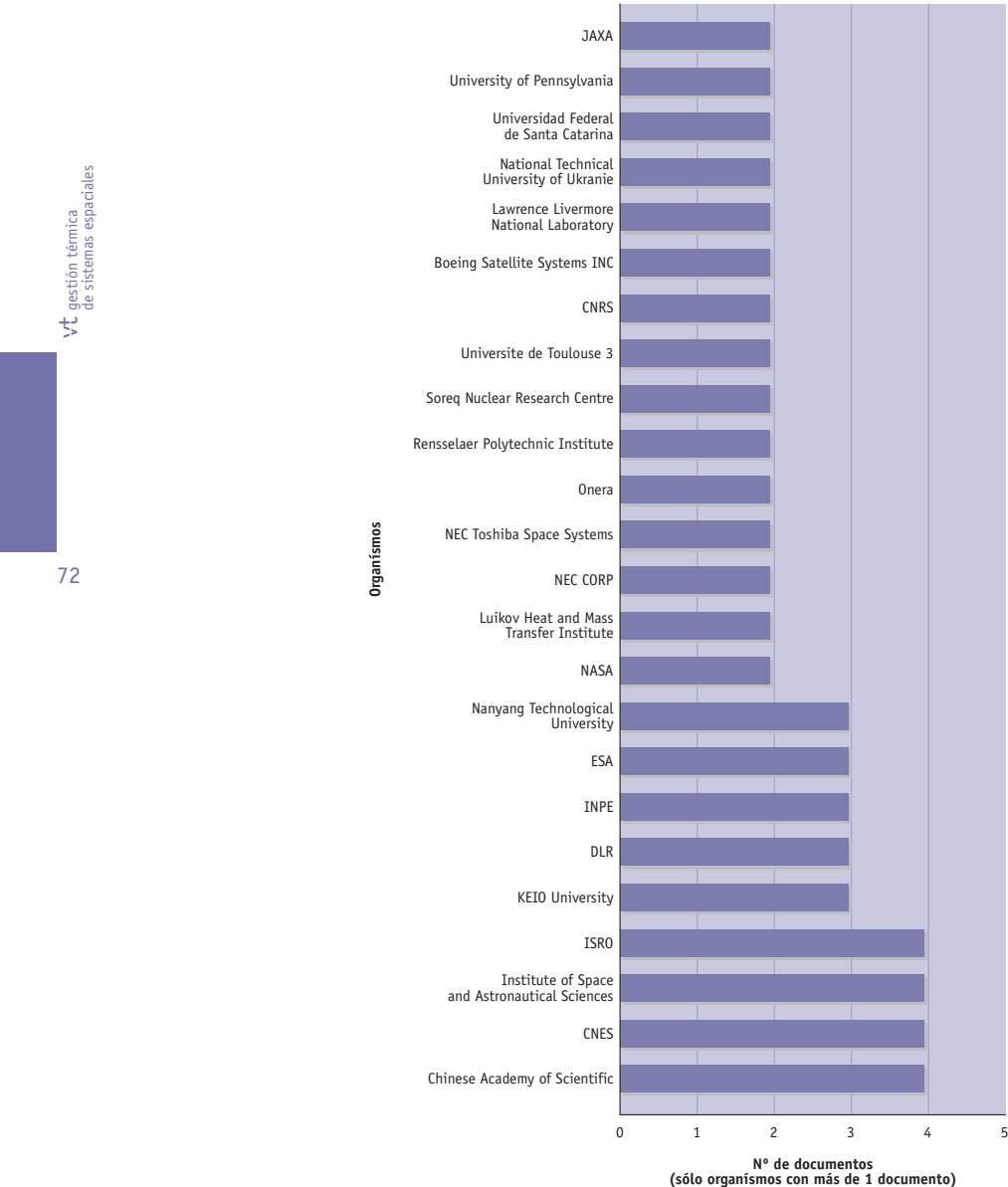
El gráfico siguiente muestra los países con más de 1 publicación referente a TCS pasivo.



Destaca EE.UU. en cuanto a número de publicaciones, seguido a cierta distancia por Francia, Alemania, Japón, India, China y Brasil, todos ellos por delante de la ESA, cuyas publicaciones se han agrupado en el gráfico anterior bajo el nombre “PAÍSES ESA”.

Organismos

El siguiente gráfico muestra los organismos que han publicado más de 1 referencia científica sobre TCS pasivo.



Las 4 instituciones destacadas pertenecen a China, Francia, Japón e India. Las tablas siguientes muestran los países a los que pertenecen todos los organismos que aparecen en el gráfico. Se han dividido en dos grupos: instituciones y empresas.

<i>Institución</i>	<i>País</i>
Chinese Academy of Sciences	China
CNES	Francia
Institute of Space and Astronautical Science	Japón
ISRO	India
KEIO University	Japón
DLR	Alemania
INPE	Brasil
ESA	Europa
Nanyang Technological University	Singapur
NASA	EE.UU.
Luikov Heat and Mass Transfer Institute	Bielorrusia
Onera	Francia
Rensselaer Polytechnic Institute	EE.UU.
Soreq Nuclear Research Centre	Israel
Universite de Toulouse 3	Francia
CNRS	Francia
Lawrence Livermore National Laboratory	EE.UU.
National Technical University of Ukraine	Ucrania
Universidad Federal de Santa Catarina	Brasil
University of Pennsylvania	EE.UU.
JAXA	Japón

<i>Empresa</i>	<i>País</i>
Nec CORP	Japón
Nec Toshiba Space Systems	Japón
Boeing Satellite Systems INC	EE.UU.

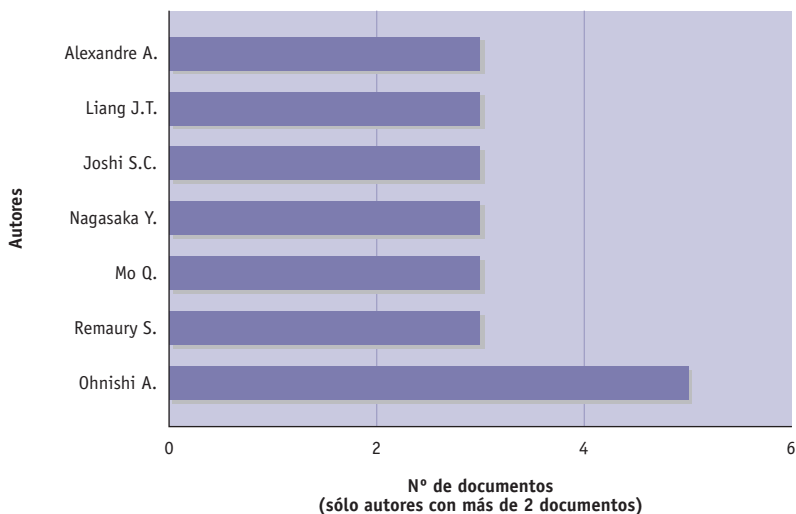
La tabla siguiente muestra las instituciones y empresas con las que colaboran los 4 organismos más importantes.

<i>Institución</i>	<i>Institución/empresa con la que colabora</i>	<i>Número de colaboraciones</i>
Chinese Academy of Sciences		
CNES	Onera	2
	Universite de Toulouse 3	2
Institute of Space and Astronautical Science	Nec CORP	2
	Nec Toshiba Space Systems	2
	KEIO University	2
ISRO	Indian Institute of Science	1
	Bangalore University	1

La Academia China de Ciencias no colabora con ninguna institución o empresa, todas sus referencias científicas las publica en solitario. En cuanto al resto, destaca que sus colaboraciones se realizan con otros organismos de su mismo país, es decir, el CNES (Francia) colabora con 2 instituciones francesas, el Institute of Space and Astronautical Science (Japón) colabora con 1 institución japonesa y con 2 empresas también japonesas y el ISRO (India) colabora con dos instituciones indias.

Autores

El gráfico siguiente muestra los autores con más de 2 publicaciones referentes a TCS pasivo.



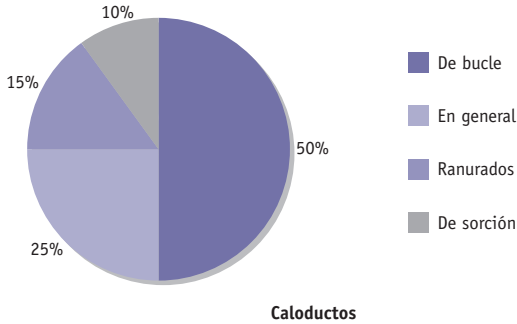
Destaca Akira Ohnishi de JAXA, en Japón, con 6 documentos sobre análisis de elementos para TCS, radiadores, absorbentes solares y métodos de análisis para TCS.

3.1.2.1.1 Caloductos

Dada su importancia dentro del Sistema de Control Térmico pasivo, se analizan en este apartado las referencias científicas que tratan sobre caloductos o “heat pipes”.

Distribución temática

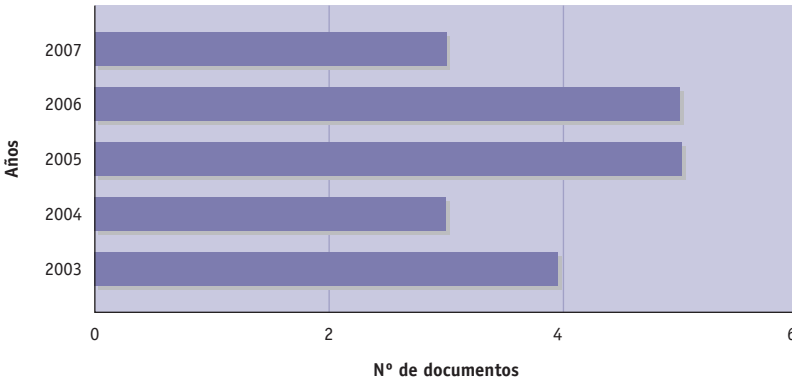
El siguiente gráfico muestra los distintos tipos de caloductos detectados en las referencias científicas analizadas para la realización de este informe.



El 50 % de las referencias que tratan sobre caloductos, lo hacen sobre caloductos de bucle, lo cual refleja su importancia en el ámbito de la investigación. El 25 % no especifican el tipo de caloducto. Los caloductos ranurados y de sorción presentan porcentajes de resultados similares con un 15 % y un 10 % respectivamente.

Evolución anual

El siguiente gráfico muestra la evolución anual del número de referencias científicas que tratan sobre caloductos.



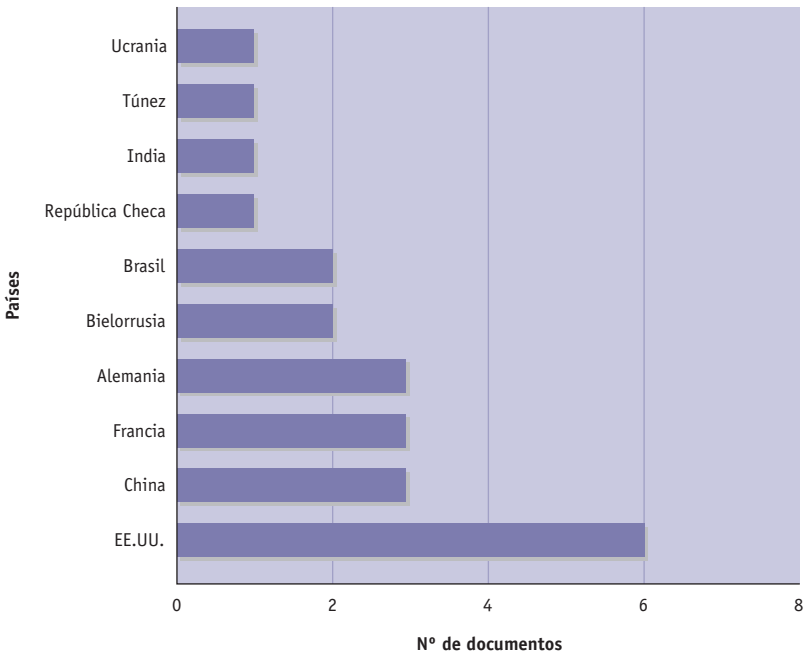
El número de resultados correspondiente a 2007 no es significativo por tratarse del año en curso durante la búsqueda de información realizada para la elaboración de este informe y no estar las Bases de Datos convenientemente actualizadas.

En la tabla siguiente puede verse el número de referencias científicas publicadas cada año relativas a los distintos tipos de caloductos.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
De bucle	1	1	2	3	3	10
Ranurados	1	0	0	2	0	3
De sorción	0	1	1	0	0	2

Países

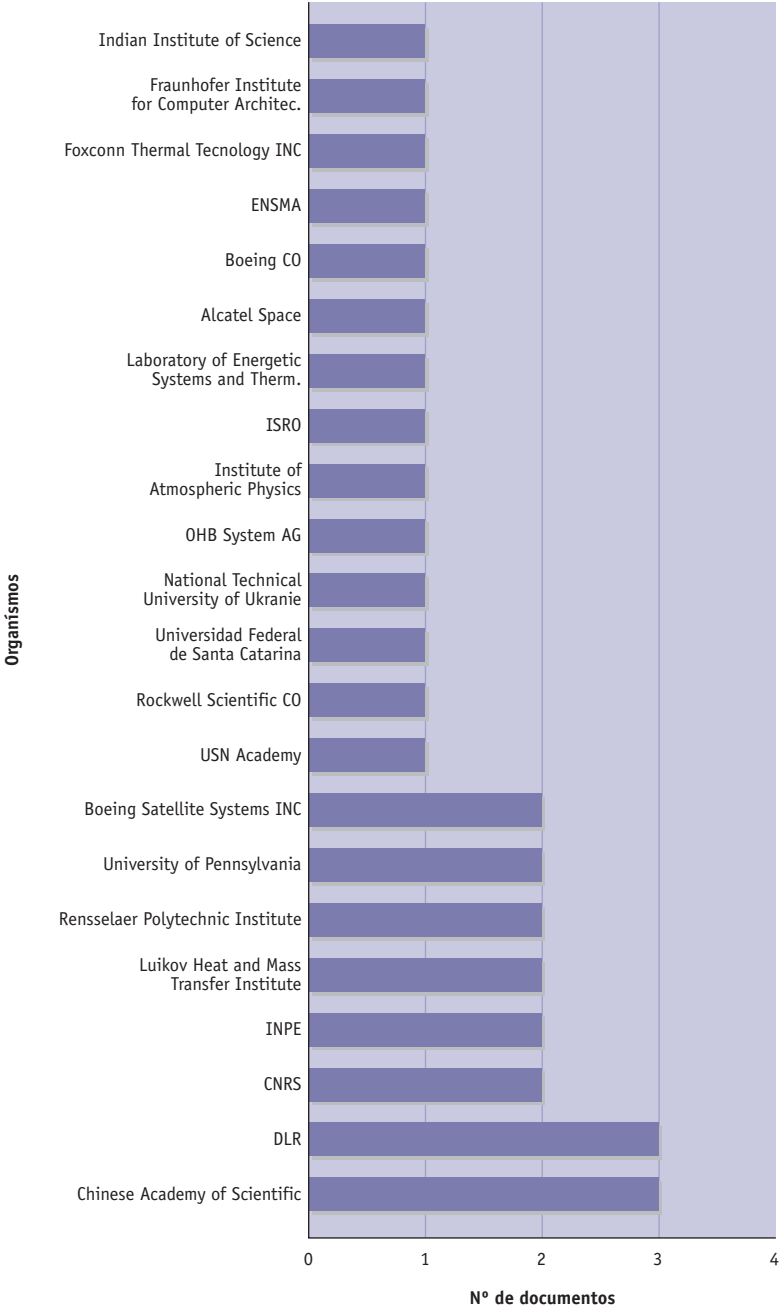
El siguiente gráfico muestra todos los países que publican referencias científicas sobre caloductos.



EE.UU. es el país que mayor número de referencias científicas publica. Aparecen también en el gráfico otros países importantes en el sector espacial como China, Francia, Alemania y Brasil. Destaca en este gráfico la ausencia de la ESA y la presencia de países no punteros en investigación espacial como Bielorrusia, República Checa, Túnez y Ucrania.

Organismos

El siguiente gráfico muestra todos los organismos que publican referencias científicas referentes a caloductos.



Aunque es EE.UU. el país con mayor número de resultados, son dos instituciones no norteamericanas las que destacan en número de publicaciones: la Chinese Academy of Sciences china y el DLR alemán.

En las siguientes tabla puede consultarse el país al que pertenecen todos los organismos presentes en el gráfico anterior. Se han considerado por separado instituciones y empresas.

<i>Institución</i>	<i>País</i>
Chinese Academy of Sciences	China
DLR	Alemania
CNRS	Francia
INPE	Brasil
Luikov Heat and Mass Transfer Institute	Bielorrusia
Rensselaer Polytechnic Institute	EE.UU.
University of Pennsylvania	EE.UU.
USN Academy	EE.UU.
Universidad Federal de Santa Catarina	Brasil
National Technical University of Ukraine	Ucrania
Institute of Atmospheric Physics	República Checa
ISRO	India
Laboratory of Energetic Systems and Thermal Studies	Túnez
ENSMA	Francia
Fraunhofer Institute for Computer Architecture and Software Technology	Alemania
Indian Institute of Science	India

<i>Empresa</i>	<i>País</i>
Boeing Satellite Systems INC	EE.UU.
Rockwell Scientific CO	EE.UU.
OHB System AG	Alemania
Alcatel Space	Francia
Boeing CO	EE.UU.
Foxconn Thermal Technology INC	EE.UU.

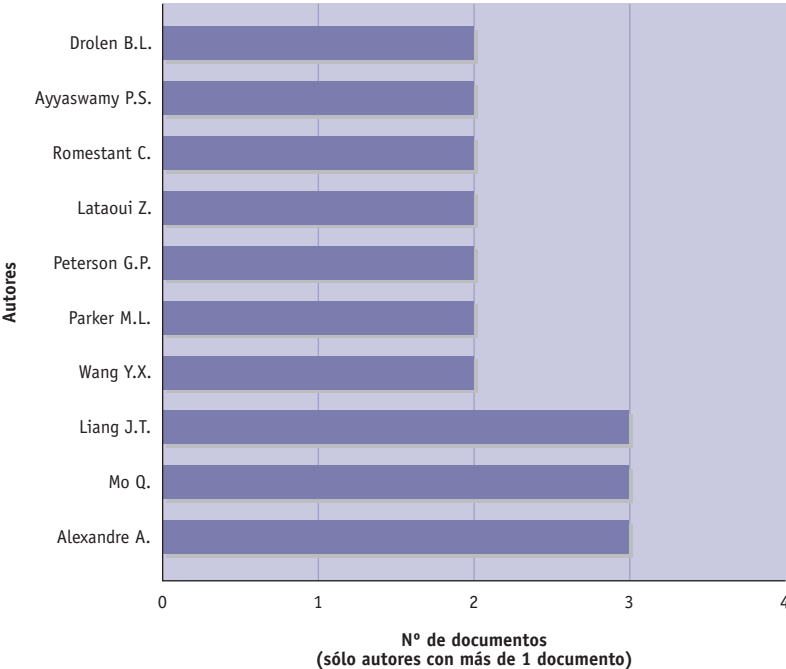
En la siguiente tabla pueden verse las instituciones y empresas con las que colaboran los principales organismos en sus publicaciones relativas a caloductos.

<i>Institución</i>	<i>Institución/empresa con la que colabora</i>	<i>Número de colaboraciones</i>
Chinese Academy of Sciences		
DLR	Fraunhofer Institute for Computer Architecture and Software Technology	1
	OHB System AG	1
	Institute of Atmospheric Physics	1
	National Technical University of Ukraine	1

La Chinese Academy of Sciences no colabora con ningún organismo, publica en solitario. El DLR colabora con una empresa y una institución alemanas, así como con una institución ucraniana y otra checa.

Autores

El siguiente gráfico muestra los autores que publican más de 1 documento referente a caloductos.



Destacan:

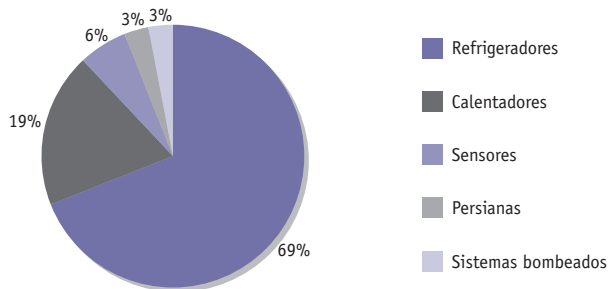
- Alain Alexandre de ENSMA (Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique), en Francia, con 3 documentos sobre caloductos ranurados.
- Qing Mo de la Chinese Academy of Sciences, en China, con 3 documentos sobre caloductos de bucle.
- Jintao Liang de la Chinese Academy of Sciences, en China, con 3 documentos sobre caloductos de bucle.

3.1.2.2 Sistema de control térmico activo

Se analizan en este apartado las referencias científicas publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre TCS activo.

Distribución temática

El siguiente gráfico muestra la distribución por temas de los resultados.

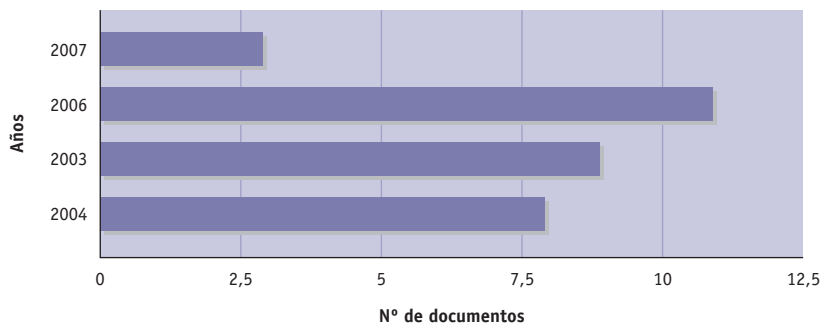


Sistema de Control Térmico Activo

El tema principal son los refrigeradores que acaparan un 69 % de los resultados. También tienen cierta importancia los calentadores con un 19 % de resultados, seguidos muy de lejos por sensores, persianas y sistemas bombeados.

Evolución anual

Puede verse en el siguiente gráfico la evolución anual de las publicaciones referentes a TCS activo.



Aunque las búsquedas realizadas para la elaboración de este informe se limitaron a resultados publicados entre 2003 y 2007, no hubo ningún resultado sobre TCS activo en 2003. En los años 2004 a 2006 la tendencia del número de publicaciones es claramente ascendente. El número de resultados correspondiente a 2007 no es significativo por no estar las Bases de Datos convenientemente actualizadas en el momento en que fueron consultadas.

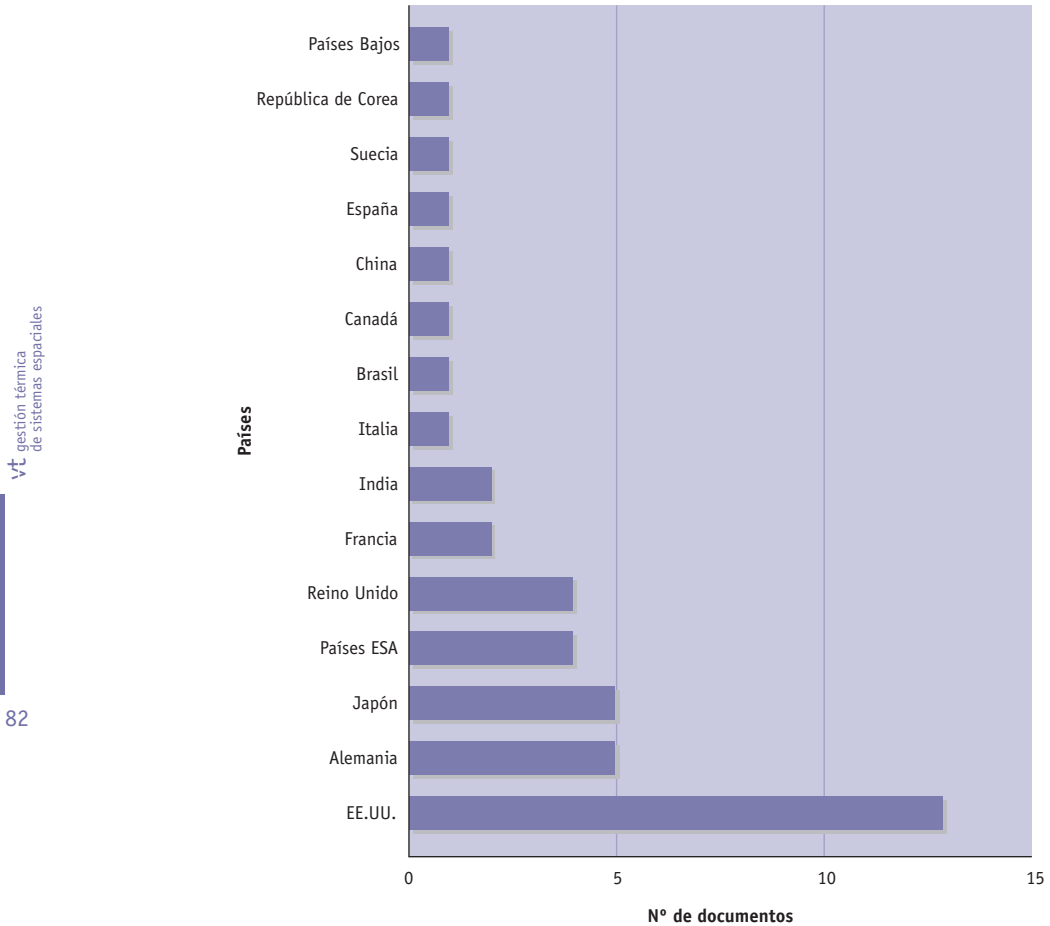
Puede verse en la siguiente tabla el número de referencias científicas publicadas cada año que tratan sobre los distintos temas propios del TCS activo.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
Refrigeradores	0	5	8	7	2	22
Calentadores	0	1	1	3	1	6
Sensores	0	0	1	1	0	2
Persianas	0	1	0	0	0	1
Sistemas bombeados	0	1	0	0	0	1

Este gráfico refleja que las persianas y sistemas bombeados no sólo tienen pocos resultados sino que son antiguos, lo que denota un descenso en el interés que despiertan estos temas en la investigación. Los refrigeradores, sin embargo, se muestran claramente como el tema fundamental.

Países

El siguiente gráfico muestra el número de referencias científicas sobre TCS activo publicadas por distintos países.



82

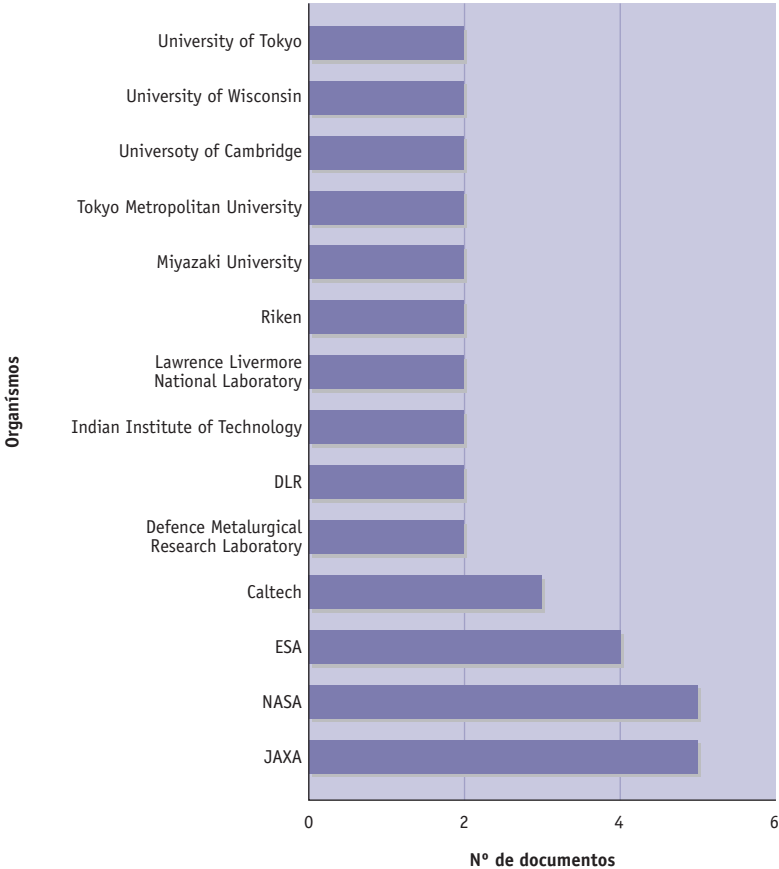
Todos los documentos del gráfico anterior asociados a "PAÍSES ESA" han sido emitidos por el European Space Research and Technology Centre (ESTEC) de la [ESA](#).

Vemos que EE.UU. es el país con mayor número de publicaciones. La agencia espacial europea ESA ocupa un importante cuarto lugar junto a Reino Unido, por detrás de Alemania y Japón.

España publica un único documento titulado *"Long-life vibration-free 4.5 k sorption cooler for space applications"*, emitido por la Universidad de Alicante en colaboración con la ESA y con EADS-ASTRIUM DUTCH SPACE y la Universidad de Twente en Los Países Bajos, referente a refrigeradores de bomba de sorción de ^3He .

Organismos

El siguiente gráfico muestra los principales organismos involucrados en la publicación de referencias científicas sobre TCS activo.



Todos los organismos que figuran en el gráfico son instituciones, no hay ninguna empresa.

En este caso las agencias espaciales norteamericana y japonesa están igualadas en cuanto a número de resultados. La ESA ocupa también un importante tercer lugar.

En la tabla siguiente se muestran los países a los que pertenecen las distintas instituciones que aparecen en el gráfico anterior.

<i>Institución</i>	<i>País</i>
JAXA	Japón
NASA	EE.UU.
ESA	Europa
Caltech	EE.UU.
Defence Metalurgical Research Laboratory	India
DLR	Alemania
Indian Institute of Technology	India
Lawrence Livermore National Laboratory	EE.UU.
Riken	Japón
Miyazaki University	Japón
Tokyo Metropolitan University	Japón
University of Cambridge	Reino Unido
University of Wisconsin	EE.UU.
University of Tokyo	Japón

La tabla siguiente muestra las instituciones y empresas con las que colaboran NASA y JAXA en la publicación de referencias científicas sobre TCS activo.

<i>Institución</i>	<i>Institución/empresa con la que colabora</i>	<i>Número de colaboraciones</i>
JAXA	Ehime University	1
	Kogakuin University	1
	Kyoto University	1
	Lawrence Livermore National Laboratory	2
	Miyazaki University	2
	Nagoya University	1
	NASA	2
	Olin College of Engineering	1
	Osaka University	1
	Riken	2
	Rikkyo University	1
	Sumitomo Heavy Industries LTD	1
	Tokyo Metropolitan University	2
	University of Cambridge	1
	University of Tokyo	2
	University of Wisconsin	2
Yale University	1	

<i>Institución</i>	<i>Institución/empresa con la que colabora</i>	<i>Número de colaboraciones</i>
NASA	Cardiff University	1
	College de France	1
	JAXA	2
	Lawrence Livermore National Laboratory	2
	Lerma	1
	Miyazaki University	2
	NASA	1
	Olin College of Engineering	1
	Riken	2
	Science Systems and Applications INC	1
	Service D'aeronomie	1
	Sumitomo Heavy Industries LTD	1
	Tokyo Metropolitan University	2
	University of Cambridge	1
	University of Wisconsin	2
	Yale University	1

Autores

Todos los autores detectados en el análisis de referencias científicas sobre TCS activo sólo publican 1 ó 2 documentos. Se muestran en la tabla siguiente todos los que firman 2 publicaciones, especificando su institución, su país y los temas en los que trabajan.

<i>Invenstigador</i>	<i>Institución</i>	<i>País</i>	<i>Temas</i>
Bhandari P.	Caltech	EE.UU.	Refrigeradores Joule-Thomson de Sorción
Boyce K.R.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Cottam J.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Furusho T.	JAXA	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Kilbourne C.A.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Briess K.	DLR	Alemania	Refrigeradores, Calentadores y Sensores
Brown G.V.	Lawrence Livermore National Laboratory	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Ishisaki Y.	Tokyo Metropolitan University	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
McCammon D.	University of Wisconsin	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Kelley R.L.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática

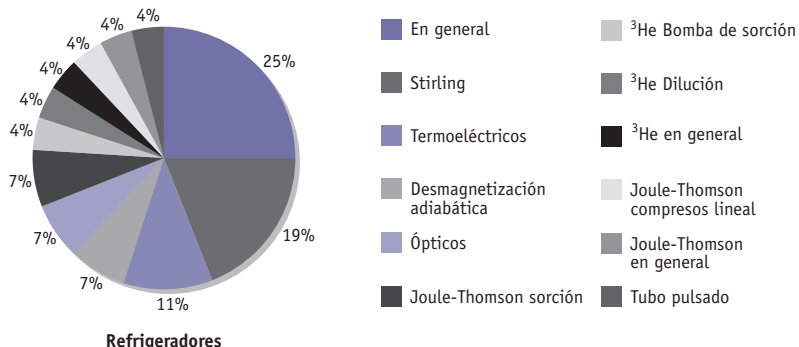
Investigador	Institución	País	Temas
Mitsuda K.	JAXA	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Morita U.	Tokyo Metropolitan University	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Mohandas T.	Defence Metallurgica Research Laboratory	India	Refrigeradores Ópticos
Onaka T.	Nagoya University	Japón	Refrigeradores de ³ He
Porter F.S.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Prina M.	Caltech	EE.UU.	Refrigeradores Joule-Thomson de Sorción
Pandey N.D.	Defence Metallurgical Research Laboratory	India	Refrigeradores Ópticos
Pearson D.	Caltech	EE.UU.	Refrigeradores Joule-Thomson de Sorción
Skrbek W.	DLR	Alemania	Refrigeradores, Calentadores y Sensores
Takei Y.	Jaxa	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Yamamoto M.	Miyazaki University	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Ota N.	Riken	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática

3.1.2.2.1 Refrigeradores

Dado el importante número de resultados que tratan sobre refrigeradores, se dedica este apartado a analizar las publicaciones referentes a ellos.

Distribución temática

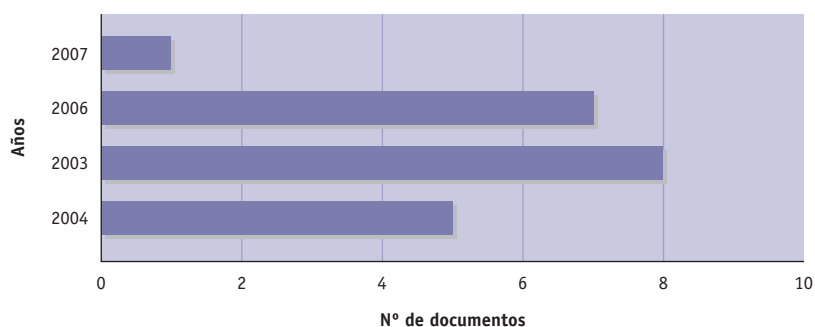
El siguiente gráfico muestra la distribución por temas de las referencias científicas que tratan sobre refrigeradores.



El 25 % de los resultados mencionan los refrigeradores de forma general sin especificar ningún tipo concreto. Entre las referencias que sí tratan sobre refrigeradores específicos, la mayoría lo hacen sobre refrigeradores de Stirling, teniendo también importancia los termoeléctricos, de desmagnetización adiabática, ópticos y de Joule-Thomson de sorción. Los demás tipos de refrigeradores sólo se trataron en 1 referencia científica (un 4 % del total) cada uno.

Evolución anual

El siguiente gráfico muestra la evolución temporal del número de referencias científicas que tratan sobre refrigeradores.



Aunque las búsquedas realizadas para la elaboración de este informe se restringieron a los años comprendidos entre 2003 y 2007, no hubo resultados sobre refrigeradores en 2003.

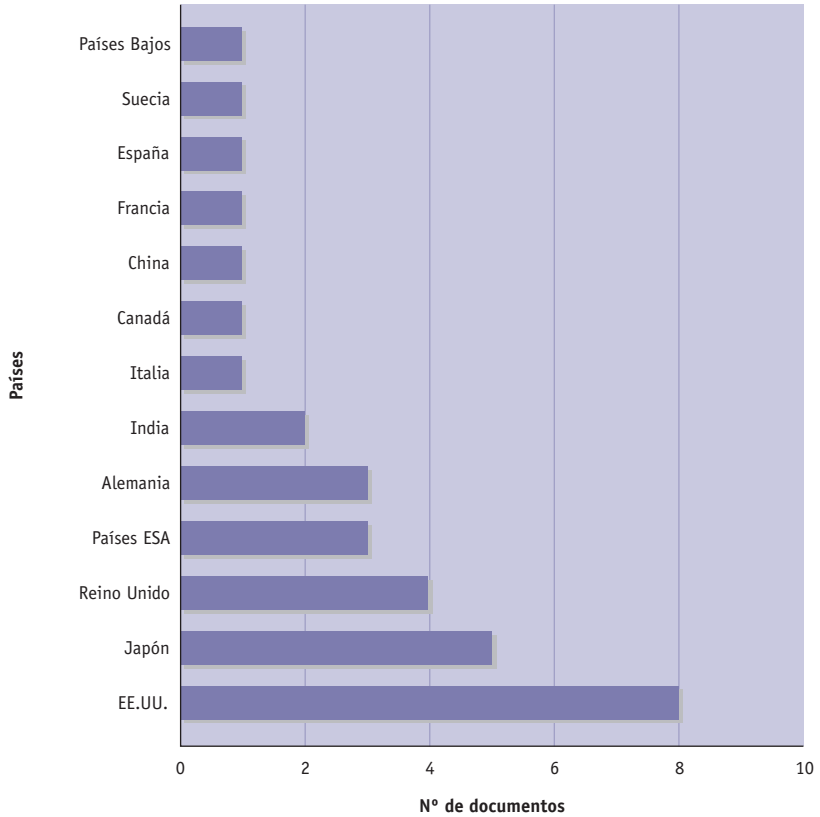
El número de resultados correspondiente a 2007 no es significativo por tratarse del año en curso durante la elaboración de este informe y no estar las Bases de Datos todavía convenientemente actualizadas.

La tabla siguiente muestra el número de referencias científicas publicadas cada año sobre cada uno de los temas mostrados en el gráfico de distribución temática.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
Stirling	0	1	0	3	1	5
Termoeléctricos	0	0	1	2	0	3
Desmagnetización adiabática	0	1	0	0	1	2
Ópticos	0	0	1	1	0	2
Joule-Thomson sorción	0	2	0	0	0	2
³ He bomba de sorción	0	0	0	0	1	1
³ He de dilución	0	0	0	1	0	1
³ He en general	0	0	1	0	0	1
Joule-Thomson compresor lineal	0	0	1	0	0	1
Joule-Thomson en general	0	0	0	1	0	1
Tubo pulsado	0	0	0	1	0	1

Países

El siguiente gráfico muestra los países implicados en la publicación de referencias científicas relativas a refrigeradores.



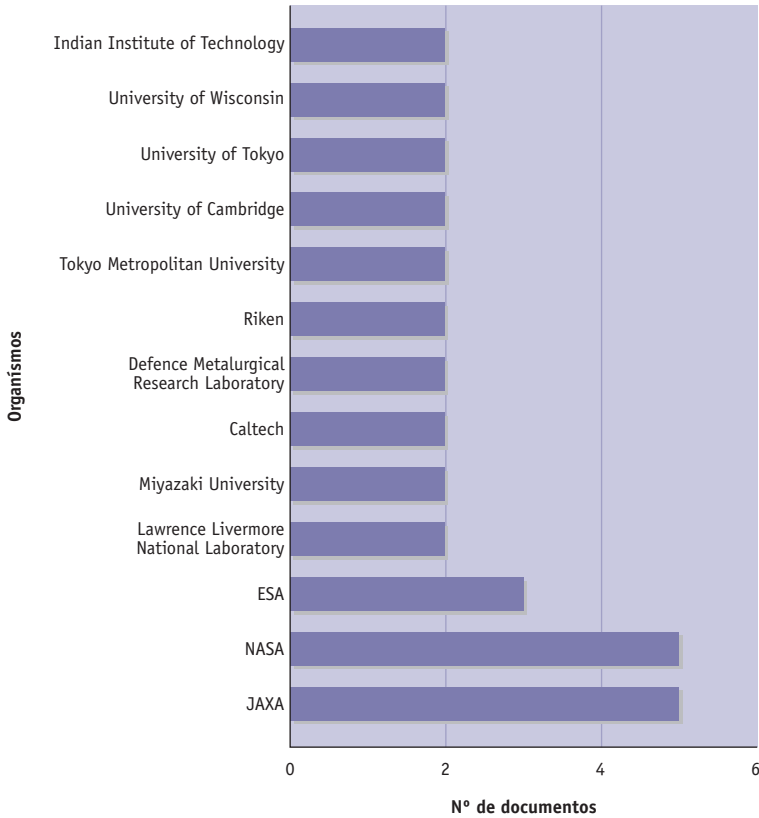
Todos los documentos del gráfico anterior asociados a “PAÍSES ESA” han sido publicados por el European Space Research and Technology Centre (ESTEC) de la ESA.

EE.UU. es el país con mayor número de publicaciones. Japón y Reino Unido ocupan el segundo y tercer lugar, seguido de la ESA y Alemania, todos ellos con un papel importante en el sector espacial a nivel mundial.

España firma un único documento titulado “Long-life vibration-free 4.5 k sorption cooler for space applications”, emitido por la Universidad de Alicante en colaboración con la ESA y con EADS-ASTRIUM DUTCH SPACE y la Universidad de Twente en Los Países Bajos, referente a refrigeradores de bomba de sorción de ^3He .

Organismos

El gráfico siguiente muestra los organismos que publican más de 1 referencia científica sobre refrigeradores.



Las agencias espaciales japonesa (JAXA) y norteamericana (NASA) publican el mismo número de referencias científicas, seguida por la ESA europea.

Todos los organismos mostrados en el gráfico son instituciones, no hay ninguna empresa.

En la tabla siguiente pueden verse los países a los que pertenece cada una de ellas.

<i>Institución</i>	<i>País</i>
JAXA	Japón
NASA	EE.UU.
ESA	Europa
Lawrence Livermore National Laboratory	EE.UU.
Miyazaki University	Japón
Caltech	EE.UU.
Defence Metalurgical Research Laboratory	India
Riken	Japón
Tokyo Metropolitan University	Japón
University of Cambridge	Reino Unido
University of Tokyo	Japón
University of Wisconsin	EE.UU.
Indian Institute of Technology	India

Puede verse a continuación las instituciones y empresas con las que colaboran NASA y JAXA en sus publicaciones referentes a refrigeradores.

<i>Institución</i>	<i>Institución/empresa con la que colabora</i>	<i>Número de colaboraciones</i>
JAXA	Ehime University	1
	Kogakuin University	1
	Kyoto University	1
	Lawrence Livermore National Laboratory	2
	Miyazaki University	2
	Nagoya University	1
	Nasa	2
	Olin College of Engineering	1
	Osaka University	1
	Riken	2
	Rikkyo University	-
	Sumitomo Heavy Industries LTD	1
	Tokyo Metropolitan University	2
	University of Cambridge	1
	University of Tokyo	2
	University of Wisconsin	2
	Yale University	1

<i>Institución</i>	<i>Institución/empresa con la que colabora</i>	<i>Número de colaboraciones</i>
NASA	Cardiff University	1
	College de France	1
	JAXA	2
	Lawrence Livermore National Laboratory	2
	Lerma	1
	Miyazaki University	2
	Olin College of Engineering	1
	Riken	2
	Science Systems and Applications INC	1
	Service D'aeronomie	1
	Sumitomo Heavy Industries LTD	1
	Tokyo Metropolitan University	2
	University of Cambridge	1
	University of Wisconsin	2
	Yale University	1

Autores

Todos los autores detectados en el análisis de las referencias científicas que tratan sobre refrigeradores firman sólo 1 ó 2 documentos. Se presentan a continuación todos los que firman 2, especificándose en cada caso el organismo al que pertenecen, su país y los temas en los que trabajan.

<i>Inventor</i>	<i>Organismo</i>	<i>País</i>	<i>Temas</i>
Bhandari P.	Caltech	EE.UU.	Refrigeradores Joule-Thomson De Sorción
Boyce K.R.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Cottam J.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Furusho T.	JAXA	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Kilbourne C.A.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Brown G.V.	Lawrence Livermore National Laboratory	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Ishisaki Y.	Tokyo Metropolitan University	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Mccammon D.	University of Wisconsin	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Kelley R.L.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Mitsuda K.	JAXA	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática

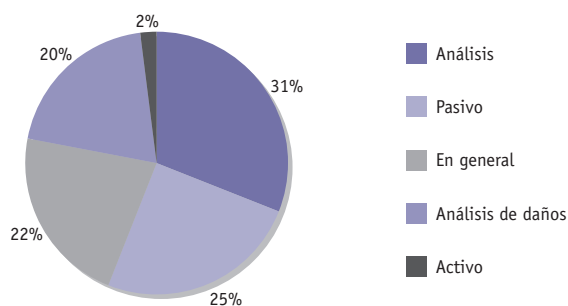
Inventor	Organismo	País	Temas
Morita U.	Tolyo Metropolitan University	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Mohandas T.	Defence Metallurgical Research Laboratory	India	Refrigeradores Ópticos
Onaka T.	Nagoya University	Japón	Refrigeradores de ³ He
Porter F.S.	NASA	EE.UU.	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Prina M.	Caltech	EE.UU.	Refrigeradores Joule-Thomson de Sorción
Pandey N.D.	Defence Metallurgical Research Laboratory	India	Refrigeradores Ópticos
Pearson D.	Caltech	EE.UU.	Refrigeradores Joule-Thomson de Sorción
Takei Y.	JAXA	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Yamamoto M.	Miyazaki University	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática
Ota N.	Riken	Japón	Refrigeradores de Stirling y de Desmagnetización Adiabática

3.1.3 Sistema de protección térmica

Se analizan en este apartado las referencias científicas publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre Sistema de Protección Térmica (TPS).

Distribución temática

El siguiente gráfico muestra la distribución temática de las publicaciones referentes a TPS.



Sistema de Protección Térmica

El término “Análisis” hace referencia tanto a métodos de análisis para el diseño de un TPS, como a análisis de ciertos elementos concretos, con la siguiente distribución de resultados:

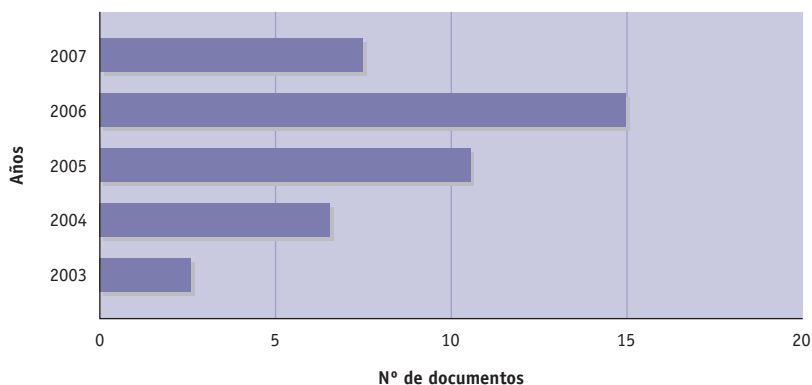
<i>Análisis</i>	<i>Nº de ref. científicas</i>
Métodos de análisis	16
Análisis de elementos	10

El número de referencias científicas que tratan sobre TPS pasivo es mucho mayor que el correspondiente a TPS activo. En el caso del pasivo, la distribución de resultados entre materiales reutilizables y materiales ablativos, se muestra en la siguiente tabla:

<i>TPS Pasivo</i>	<i>Nº de ref. científicas</i>
Materiales reutilizables	10
Materiales ablativos	3

Evolución anual

El siguiente gráfico muestra la evolución anual de las referencias científicas que tratan sobre TPS.



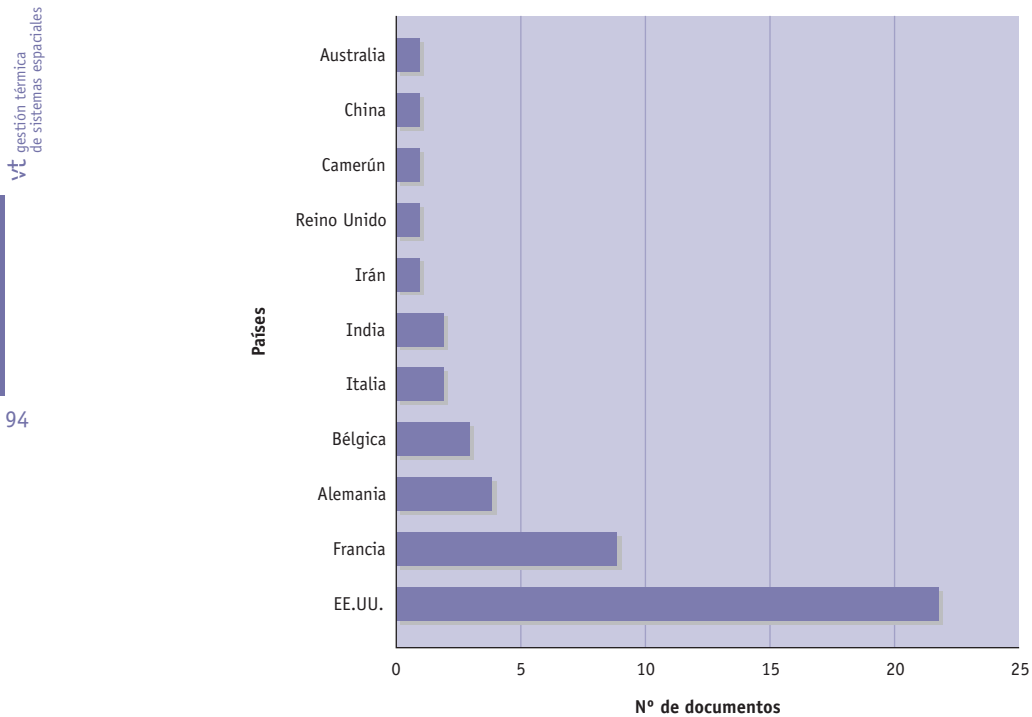
El número de resultados correspondiente a 2007 no es significativo por tratarse del año en curso durante la búsqueda de información realizada para la elaboración de este informe y no estar las Bases de Datos convenientemente actualizadas. Sin tener en cuenta este dato, la evolución anual es claramente ascendente.

La tabla siguiente muestra el número de referencias científicas publicadas cada año sobre cada uno de los temas mostrados en el gráfico de distribución temática.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
Análisis de TPS	0	3	6	6	1	16
TPS pasivo	1	1	3	5	3	13
Análisis de daños	0	1	4	4	1	10
TPS activo	0	0	0	0	1	1

Países

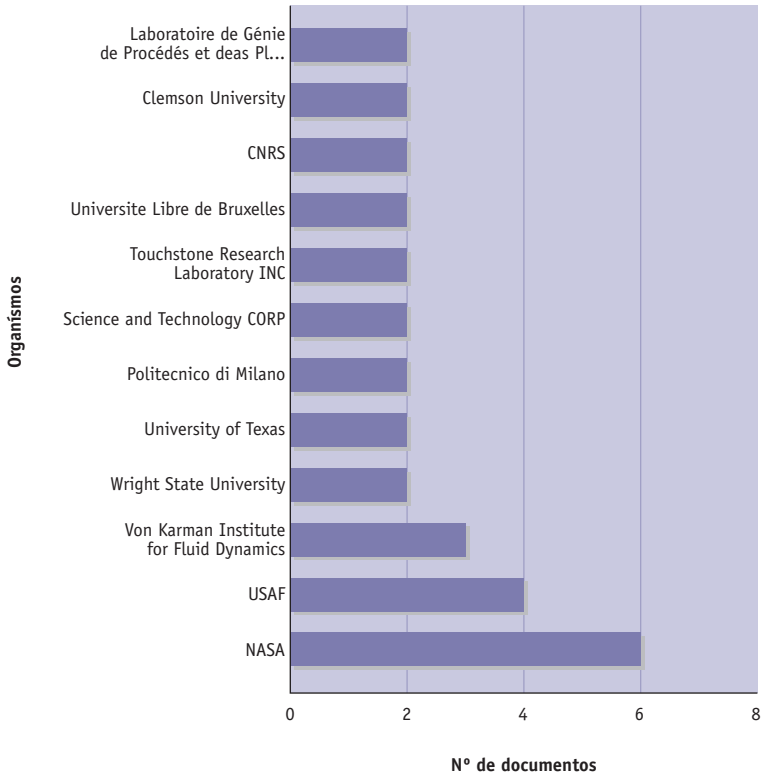
El siguiente gráfico muestra los países involucrados en la publicación de referencias científicas sobre TPS.



EE.UU. es el líder indiscutible en cuanto a número de publicaciones. Destaca la ausencia de Japón y la ESA, ambos con importante número de resultados en otros temas desarrollados en este informe.

Organismos

El siguiente gráfico muestra los organismos que publican más de 1 documento sobre TPS.



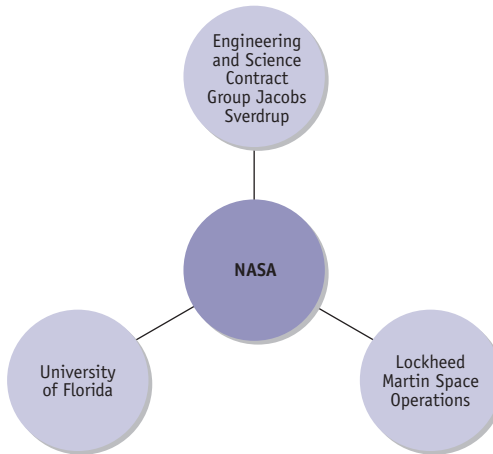
La NASA y la USAF americanas son las instituciones principales. Destaca también el Instituto Von Karman para Dinámica de Fluidos de Bélgica.

Las tablas siguientes muestran los países a los que pertenecen los organismos que aparecen en el gráfico anterior, separadas en dos grupos: instituciones y empresas.

<i>Institución</i>	<i>País</i>
NASA	EE.UU.
USAF	EE.UU.
Von Karman Institute for Fluid Dynamics	Bélgica
Wright State University	EE.UU.
University of Texas	EE.UU.
Politecnico di Milano	Italia
Universite Libre de Bruxelles	Bélgica
CNRS	Francia
Clemson University	EE.UU.
Laboratoire de Génie des Procédés et des Plasmas et Traitements de Surface	Francia

<i>Empresa</i>	<i>País</i>
Science and Technology CORP	EE.UU.
Touchstone Research Laboratory INC	EE.UU.

El diagrama siguiente muestra las empresas e instituciones con las que colabora la NASA en sus publicaciones sobre TPS. En todos los casos hay una única colaboración.



Autores

Todos los autores que publican referencias científicas sobre TPS sólo firman 1 ó 2 documentos. Se muestran a continuación todos los que firman 2, con información sobre los organismos a los que pertenecen, su país y los temas en los que trabajan.

<i>Autor</i>	<i>Organismo</i>	<i>País</i>	<i>Temas</i>
Amouroux J.	Laboratoire de Génie des Procédés et des Plasmas et Traitements de Surface	Francia	TPS en General, Métodos de Análisis y Análisis de Elementos para TPS
Cavadias S.	Laboratoire de Génie des Procédés et des Plasmas et Traitements de Surface	Francia	TPS en General, Métodos de Análisis y Análisis de Elementos para TPS
Chazot O.	Von Karman Institute for Fluid Dynamics	Bélgica	TPS en General y Métodos de Análisis para TPS
Degrez G.	Université Libre de Bruxelles	Bélgica	TPS en General
Fahrenthold E.P.	University of Texas	EE.UU.	Análisis de Daños, Materiales Reutilizables
Jain A.C.	Science and Technology CORP	EE.UU.	Métodos de Análisis
Grandhi R.V.	Wright State University	EE.UU.	Métodos de Análisis y Análisis de Daños
Grujicic M.	Clemson University	EE.UU.	Análisis de Elementos, Métodos de Análisis, Materiales Reutilizables
Guyon C.	Laboratoire de Génie des Procédés et des Plasmas et Traitements de Surface	Francia	Análisis de Elementos, Métodos de Análisis y TPS en General
Haney M.	AFRL	EE.UU.	Análisis de Daños y Métodos de Análisis
Morgan D.R.	Touchstone Research Laboratory INC	EE.UU.	Análisis de Elementos, Métodos de Análisis, Materiales Reutilizables
Park Y.K.	University of Texas	EE.UU.	Análisis de Daños y Materiales Reutilizables
Hayes J.R.	USAF	EE.UU.	Métodos de Análisis
Zhao C.L.	Clemson University	EE.UU.	Análisis de Elementos, Métodos de Análisis, Materiales Reutilizables

3.2 Patentes

El número de patentes obtenido en las búsquedas realizadas en la Base de Datos “Derwent Innovation” es 367. De ellas sólo **180** tenían un contenido acorde con el tema objeto de este informe, y en éstas se basa el análisis mostrado a continuación (ver en [Anexo I](#) las sentencias de búsqueda, los resultados obtenidos y los resultados válidos en cada caso).

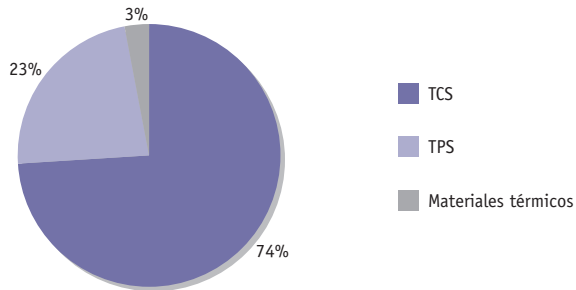
En el [Anexo III](#) puede consultarse un listado de todas las patentes válidas.

3.2.1 Análisis general

En este apartado se analiza el total de las patentes (180) publicadas entre 2003 y 2007 en la Base de Datos “Derwent Innovation” que tratan sobre gestión térmica de sistemas espaciales.

Distribución temática

El siguiente gráfico muestra la distribución temática general.

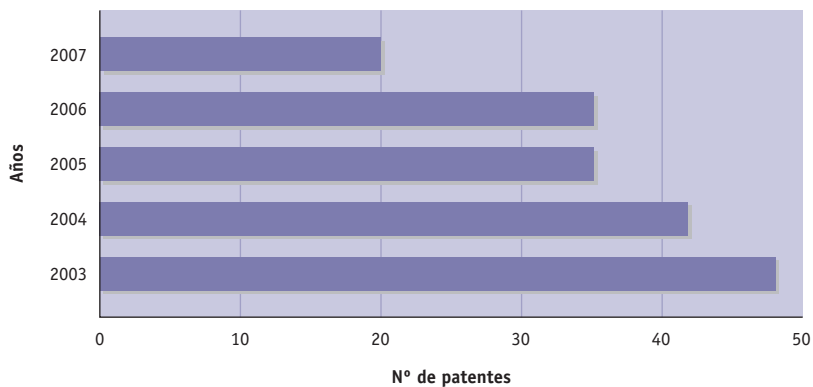


Distribución temática general

Se observa el predominio de las patentes que tratan sobre el Sistema de Control Térmico (TCS) frente a las que tratan sobre el Sistema de Protección Térmica (TPS). Las patentes agrupadas en “Materiales térmicos” son aquellas dedicadas a propiedades térmicas de determinados materiales con aplicaciones espaciales, sin que se especifique si el objetivo es su utilización en un TCS o en un TPS.

Evolución anual

Puede verse en el siguiente gráfico cómo se reparten las patentes entre los años considerados para la elaboración de este informe (de 2003 a 2007).



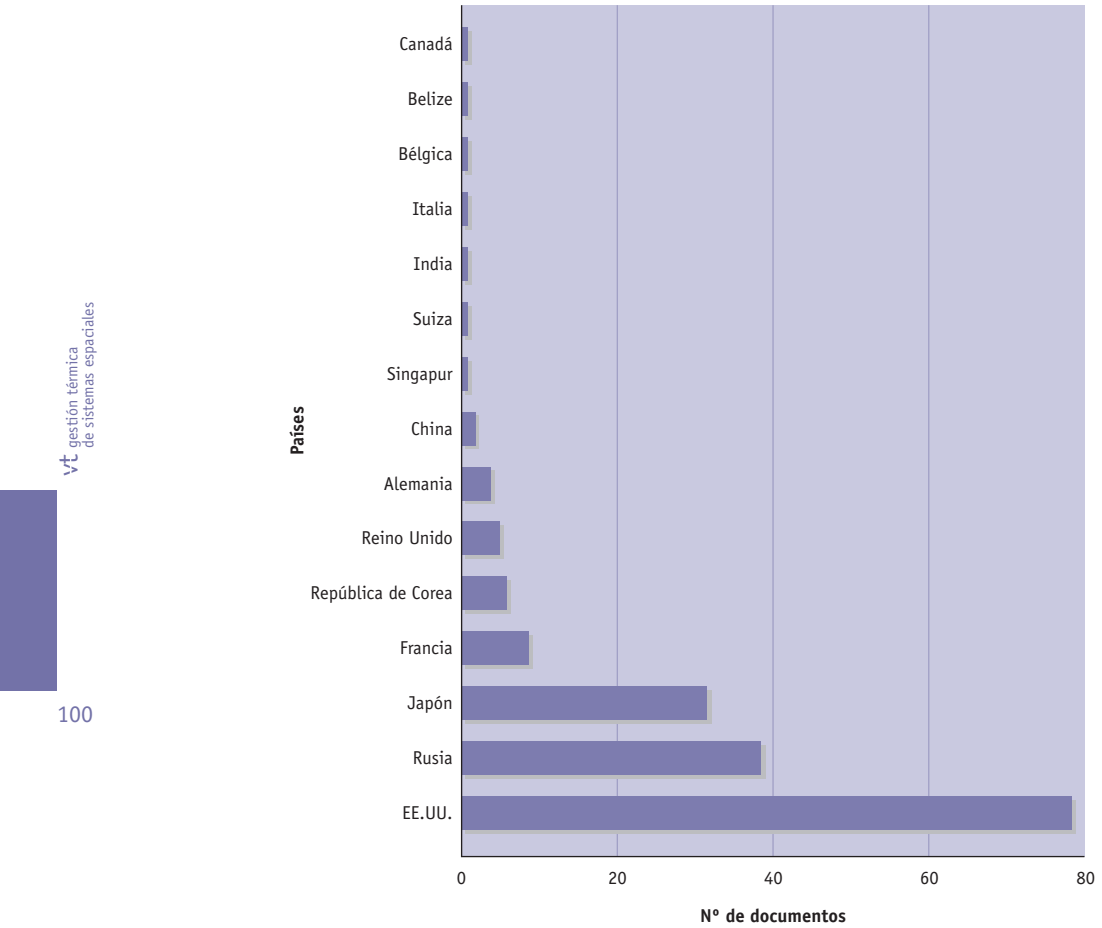
Si bien el número de resultados correspondiente a 2007 no es significativo por tratarse del año en curso durante la búsqueda de información realizada para la elaboración de este informe, el resto de los años se observa una tendencia descendente en el número de patentes proporcionadas por la Base de Datos Derwent Innovation.

La tabla siguiente muestra el número de patentes correspondientes a cada tema y a cada año.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
TCS	36	29	26	29	13	133
TPS	9	12	7	6	7	41
Materiales térmicos	3	1	2	0	0	6

Países

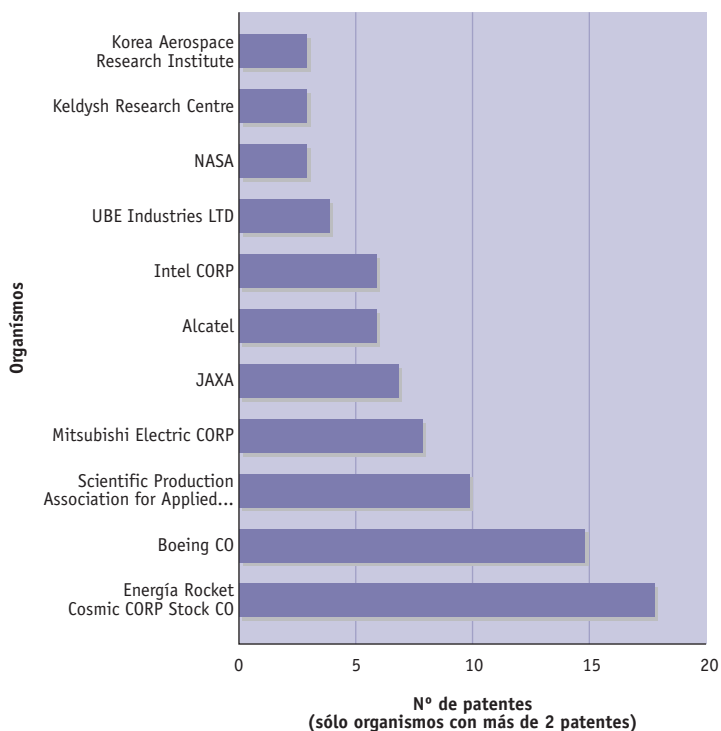
El gráfico siguiente muestra los países solicitantes de patentes, junto con el número solicitado en cada caso.



EE.UU., Rusia y Japón aparecen como los tres principales países en los que se desarrollan tecnologías patentables referentes a gestión térmica de sistemas espaciales.

Organismos solicitantes

El siguiente gráfico muestra los organismos que han solicitado más de dos patentes.



Destacan la empresa rusa Energiya Rocket Cosmic Corp Stock Co y la norteamericana Boeing Co.

La siguiente tabla muestra los países a los que pertenecen los distintos organismos que aparecen en el gráfico anterior. Los organismos se han agrupado en instituciones y empresas.

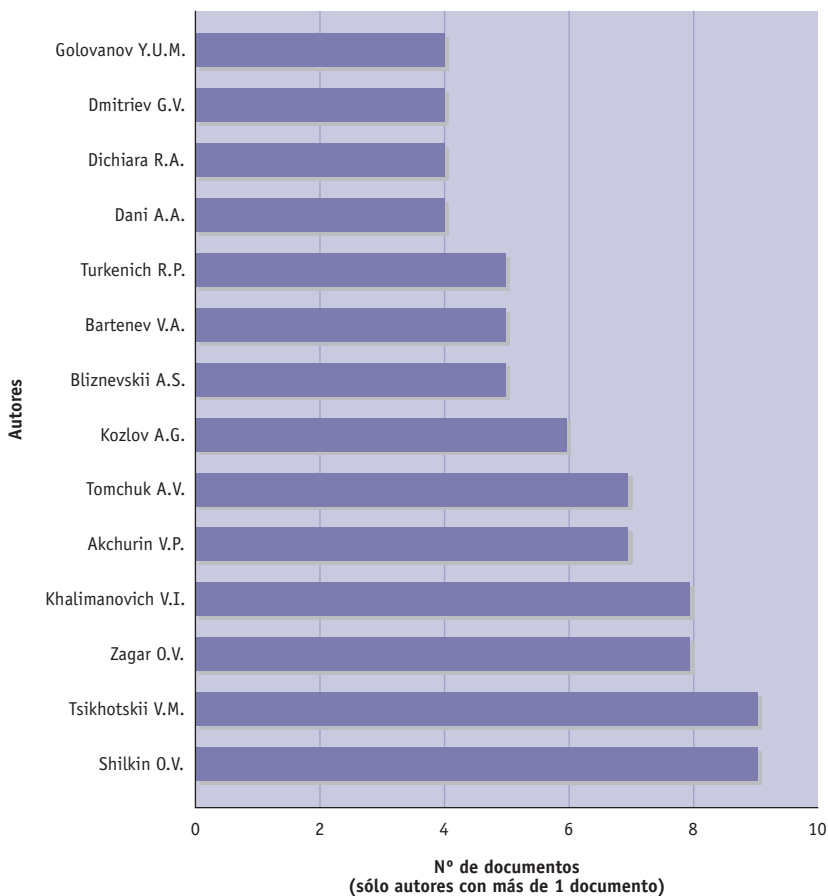
<i>Institución</i>	<i>País</i>
JAXA	Japón
NASA	EE.UU.
Keldysh Research Centre	Rusia
Korea Aerospace Research Institute	República de Corea

Empresa	País
Energiya Rocket Cosmic Corp Stock CO	Rusia
Boeing CO	EE.UU.
Scientific Production Association for Applied Mechanics	Rusia
Mitsubishi Electric CORP	Japón
Intel CORP	EE.UU.
UBE Industries LTD	Japón

La empresa rusa Energiya Rocket Cosmic Corp Stock Co sólo colabora 1 vez con Keldysh Research Centre, también ruso, en la patente “Trickling Cooler-Radiator For Removal Of Low-Potential Heat From On-Board Systems Of Spacecraft”.

Inventores

El siguiente gráfico muestra los inventores que participan en más de 3 patentes.



Los inventores destacados son:

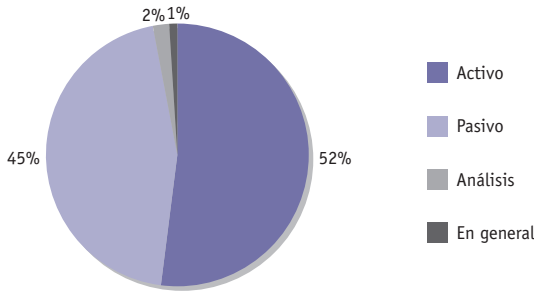
- O.V. Shilkin de SCIENTIFIC PRODUCTION ASSOCIATION FOR APPLIED MECHANICS, en Rusia, que participa en 9 patentes sobre sistemas bombeados activos, radiadores, calentadores e intercambiadores de calor.
- V.M. Tsikhotsikii de ENERGIYA ROCKET COSMIC CORP STOCK CO, en Rusia, que participa en 9 patentes sobre sistemas bombeados.

3.2.2 Sistema de control térmico

En este apartado se analizan las patentes publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre TCS.

Distribución temática

El siguiente gráfico muestra la distribución por temas de las patentes detectadas referentes a TCS.



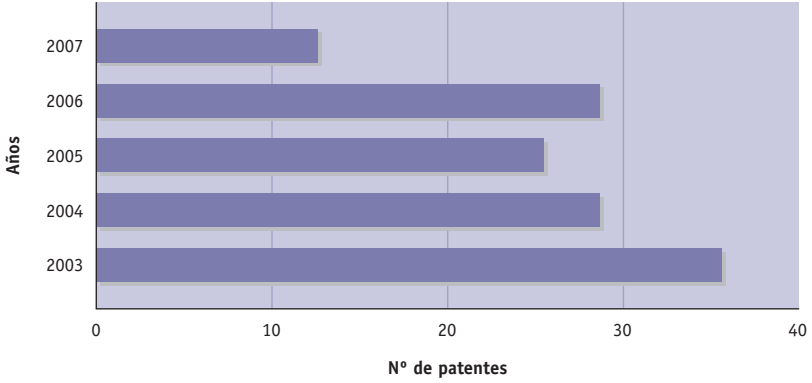
Sistema de Control Térmico

Se observa que los métodos activos y pasivos están muy igualados, aunque es el primero el que predomina sobre el segundo. Muy pocas patentes mencionan el sistema de control térmico en general, sin especificar ningún método concreto. En cuanto al término “Análisis” hace referencia tanto a métodos de análisis para el diseño del TCS como a equipos para realizar dicho análisis, con el siguiente número de patentes en cada caso:

Análisis	Nº de Patentes
Métodos de análisis	2
Equipos para análisis	1

Evolución anual

El siguiente gráfico muestra la evolución anual de las patentes publicadas relativas a TCS para sistemas espaciales.



El número de resultados obtenidos en el año 2007 no es significativo puesto que las Bases de Datos consultadas no estaban completamente actualizadas con las patentes de dicho año en el momento de realizar las búsquedas.

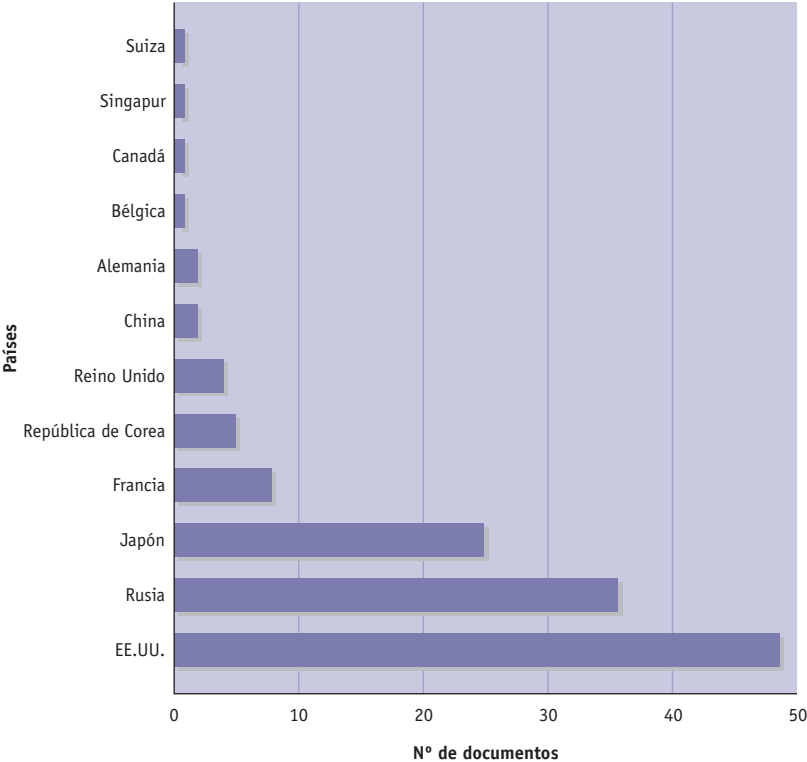
En general, la tendencia en el número de patentes es descendente, a pesar del repunte que se observa en el año 2006.

Puede verse en la siguiente tabla el número de patentes publicadas cada año que tratan sobre los diversos temas mostrados en el gráfico de distribución temática.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
Activo	23	13	16	19	3	74
Pasivo	13	19	12	11	10	65
Análisis	1	0	1	1	0	3

Países

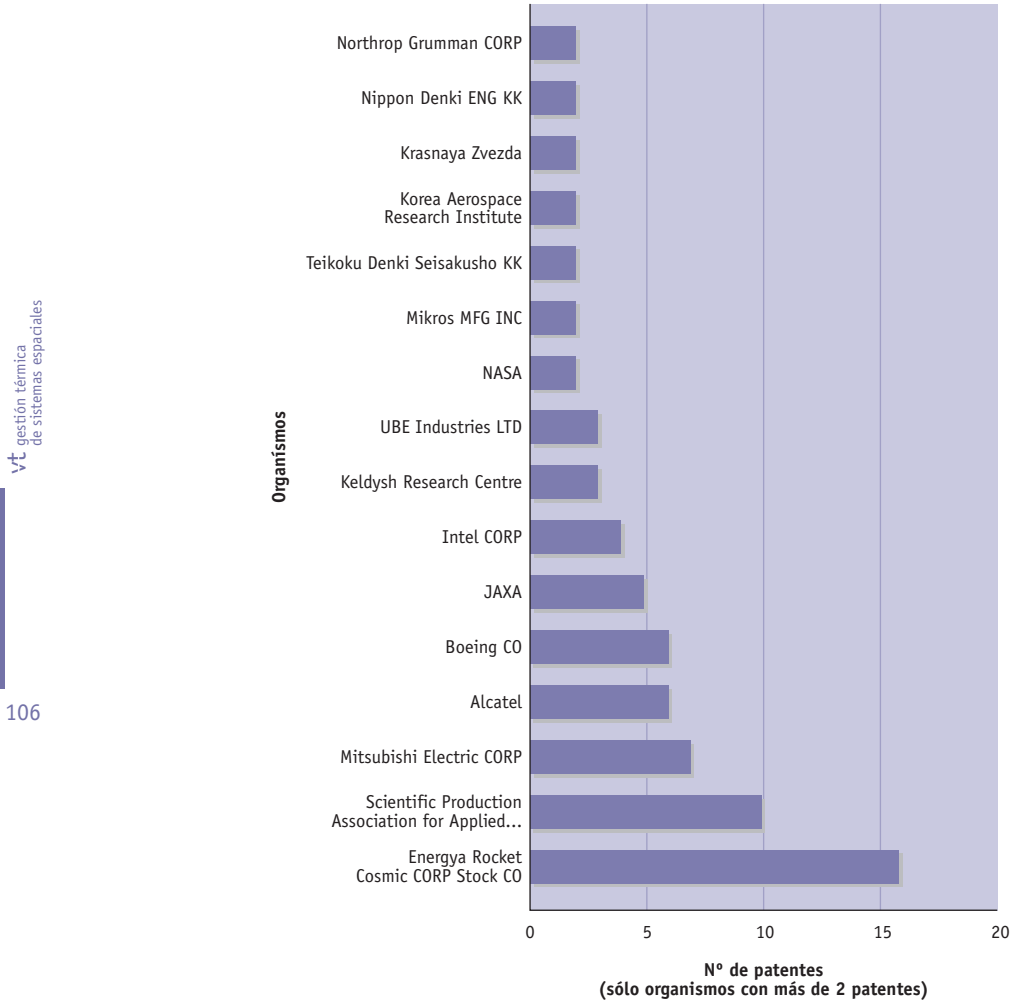
El gráfico siguiente muestra la distribución de países que solicitaron patentes relativas a TCS de equipos espaciales publicadas entre los años 2003 y 2007, con el número de patentes que solicitó cada uno de ellos.



EE.UU., Rusia y Japón destacan claramente sobre el resto de los países. Los únicos países europeos que solicitaron patentes fueron Francia, Reino Unido, Alemania, Bélgica y Suiza. Entre los países asiáticos, aparte de Japón, aparecen en el gráfico la República de Corea, China y Singapur. Canadá también figura entre los países solicitantes.

Organismos solicitantes

El gráfico siguiente muestra los organismos que solicitaron más de 1 patente sobre TCS de equipos espaciales.



En el gráfico se observa mayor número de empresas que de instituciones. Los organismos que más patentes solicitaron fueron dos empresas rusas. Las agencias espaciales norteamericana y japonesa aparecen entre las instituciones que solicitaron más de 1 patente, pero no ocurre así con la agencia espacial europea que no figura en el gráfico anterior.

En las tablas siguientes pueden verse los países a los que pertenecen las instituciones y empresas mencionadas en el gráfico anterior.

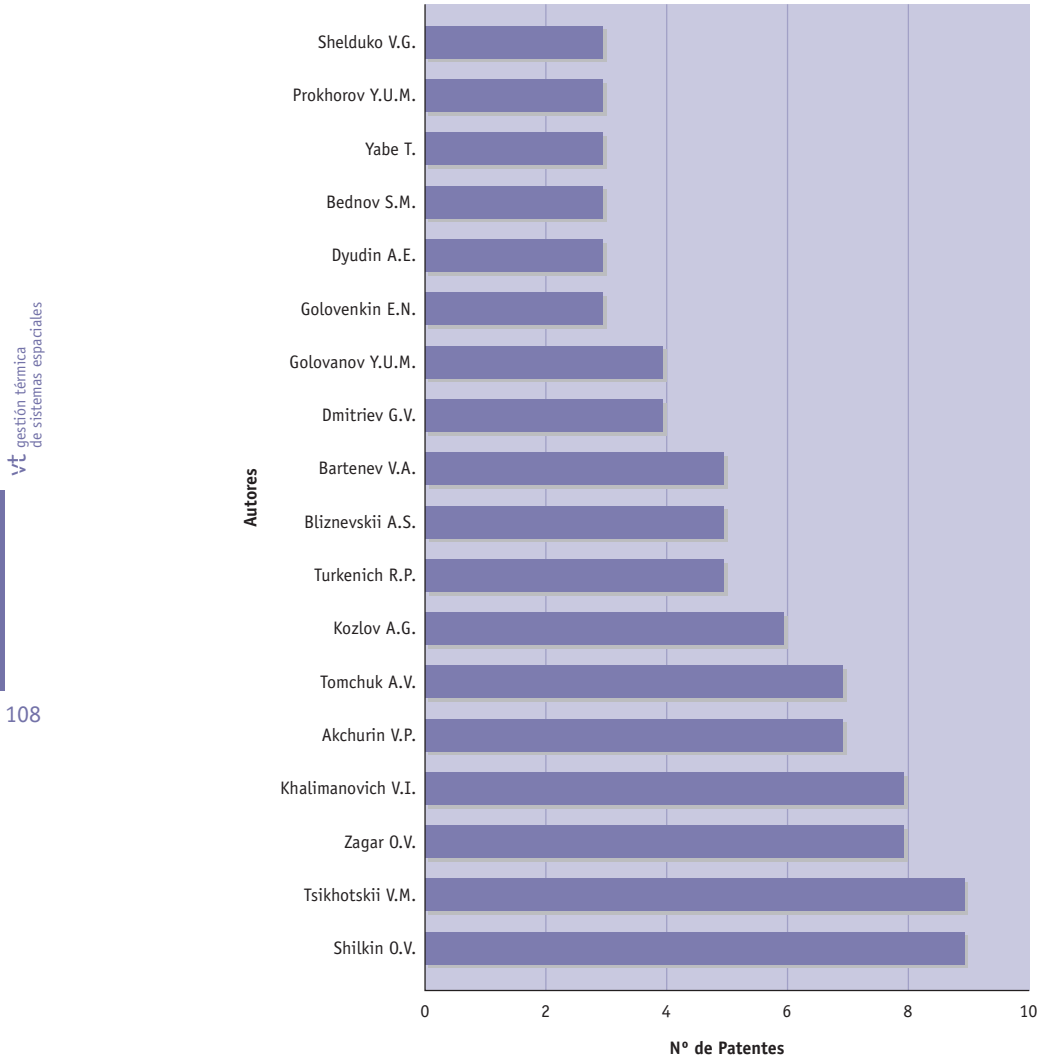
<i>Institución</i>	<i>País</i>
JAXA	Japón
Keldysh Research Centre	Rusia
NASA	EE.UU.
Korea Aerospace Research Institute	República de Corea
Krasnaya Zvezda	Rusia

<i>Empresa</i>	<i>País</i>
Energiya Rocket Cosmic CORP Stock CO	Rusia
Scientific Production Association for Applied Mechanics	Rusia
Mitsubishi Electric CORP	Japón
Alcatel	Francia
Boeing CO	EE.UU.
Intel CORP	EE.UU.
UBE Industries LTD	Japón
Mikros MFG INC	EE.UU.
Teikoku Dendi Seisakush KK	Japón
Nippon Denki ENG KK	Japón
Northrop Grumman CORP	EE.UU.

En cuanto a las colaboraciones de los organismos a la hora de solicitar patentes, en el caso de la empresa Energiya Rocket Cosmic Corp Stock Co sólo colabora 1 vez con Keldysh Research Centre en la patente “Trickling Cooler-Radiator For Removal Of Low-Potential Heat From On-Board Systems Of Spacecraft”.

Inventores

Pueden verse en el gráfico siguiente los inventores que figuran en más de 2 patentes referentes a TCS.



Los inventores destacados son:

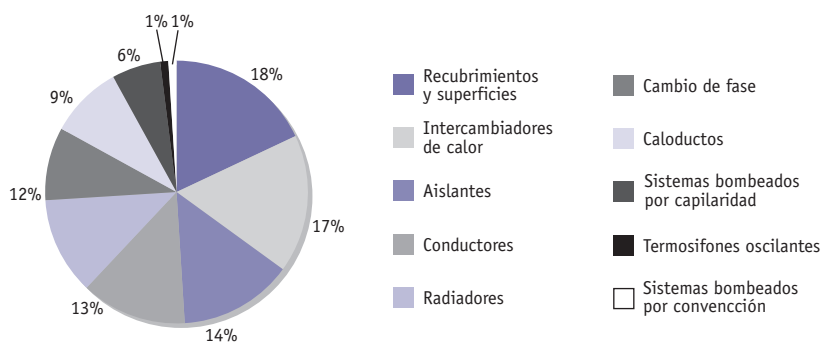
- O.V. Shilkin de SCIENTIFIC PRODUCTION ASSOCIATION FOR APPLIED MECHANICS, en RUSIA, que figura en 9 patentes sobre sistemas bombeados activos, radiadores, calentadores e intercambiadores de calor.
- V.M. Tsikhotskii, de ENERGIYA ROCKET COSMIC CORP STOCK CO, en RUSIA, que figura en 9 patentes sobre sistemas bombeados.

3.2.2.1 Sistema de control térmico pasivo

Se analizan en este apartado las patentes que tratan sobre TCS pasivo.

Distribución temática

El siguiente gráfico muestra los porcentajes de patentes que tratan sobre los diferentes dispositivos utilizados para control térmico pasivo.

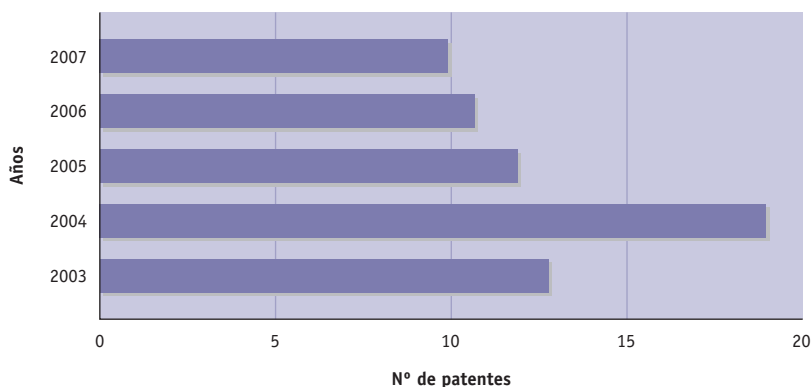


Sistema de Control Térmico Pasivo

Excepto los sistemas bombeados por métodos pasivos, que representan un pequeño porcentaje del total, el resto de los temas tienen una proporción interesante. Destacan claramente los recubrimientos y superficies y los intercambiadores de calor. En un segundo bloque de interés estarían los aislantes, conductores y radiadores. En tercer lugar aparecen los dispositivos de cambio de fase y los caloductos; en éste último caso hay 4 patentes que mencionan caloductos en general sin especificar ningún tipo concreto, y el resto (otras 4) tratan sobre caloductos de bucle.

Evolución anual

El siguiente gráfico muestra la evolución anual en la publicación de patentes relativas a TCS pasivo.



A pesar del repunte clarísimo del 2004, se observa una tendencia descendente en el número de patentes.

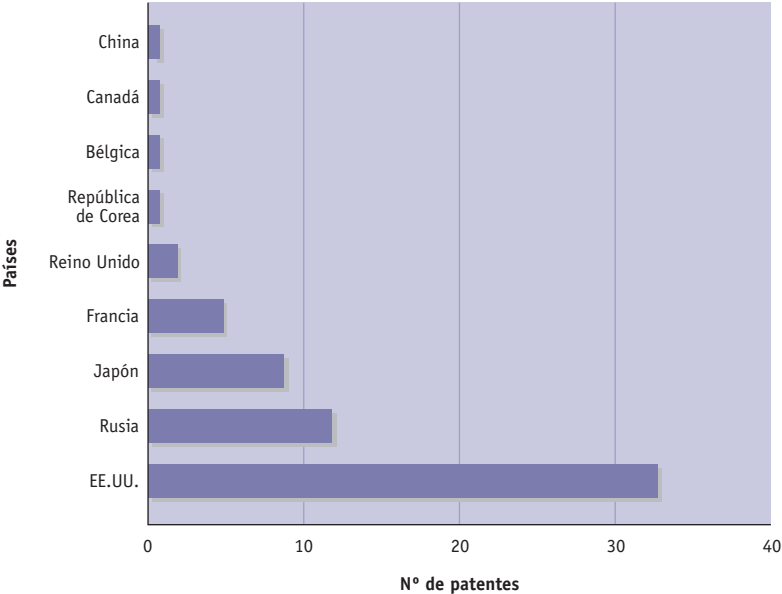
El número de resultados correspondiente a 2007 no es significativo por no estar las Bases de Datos convenientemente actualizadas en el momento de realizar las búsquedas. Sin embargo es un número suficientemente elevado como para esperar que rompa la tendencia descendente.

En la tabla siguiente se muestra el número de patentes publicadas cada año sobre cada uno de los temas especificados en el gráfico sobre distribución temática.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
Recubrimientos y superficies	4	5	1	3	1	14
Intercambiadores de calor	1	3	3	3	3	13
Aislantes	4	2	3	2	0	11
Conductores	1	4	0	0	5	10
Radiadores	2	3	1	2	1	9
Cambio de fase	2	1	3	0	1	7
Caloductos	2	4	0	1	0	7
Sistemas bombeados por capilaridad	2	2	1	0	0	5
Termosifones oscilantes	1	0	0	0	0	1
Sistemas bombeados por convección	0	1	0	0	0	1

Países

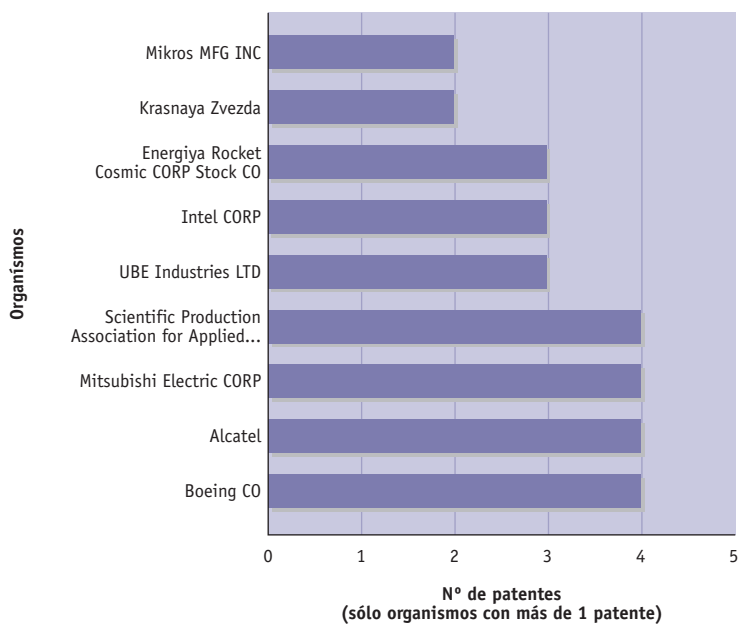
El siguiente gráfico muestra los países que solicitaron patentes sobre TCS pasivo publicadas entre los años 2003 y 2007, con el número de patentes que solicitó cada uno.



El liderazgo de EE.UU. es claro. También Rusia, Japón, Francia y Reino Unido destacan sobre el resto de los países, teniendo la República de Corea, Bélgica, Canadá y China un discreto papel entre los países solicitantes de patentes.

Organismos solicitantes

El siguiente gráfico muestra los organismos que solicitaron más de 1 patente sobre TCS pasivo.



Excepto la institución rusa KRASNAYA ZVEZDA, el resto de los organismos que aparecen en el gráfico son empresas. Las 4 más destacadas tienen nacionalidades diferentes: americana, francesa, japonesa y rusa. Puede verse en las tablas siguientes los países a los que pertenecen las instituciones y empresas del gráfico.

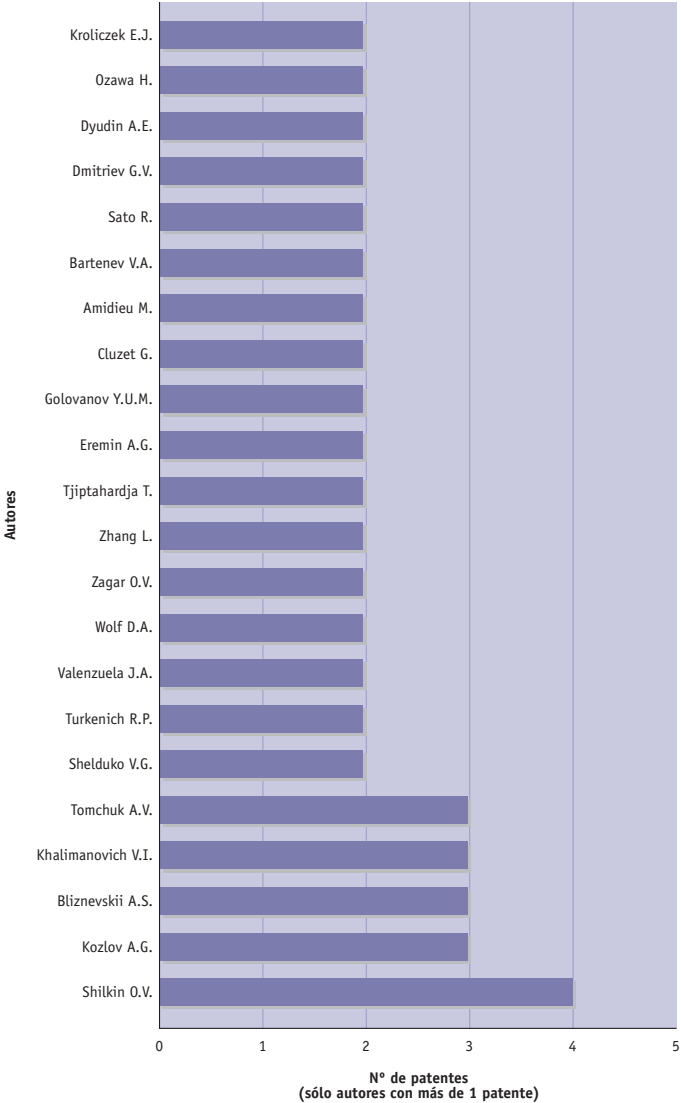
<i>Institución</i>	<i>País</i>
Krasnaya Zvezda	Rusia

<i>Empresa</i>	<i>País</i>
Boeing CO	EE.UU.
Alcatel	Francia
Mitsubish Electric CORP	Japón
Scientific Production Association for Applied Mechanics	Rusia
UBE Industries LTD	Japón
Intel CORP	EE.UU.
Energiya Rocket Cosmic CORP Stock CO	Rusia
Mikros MFG INC	EE.UU.

En cuanto a las colaboraciones entre organismos para solicitar patentes, hay que mencionar que SCIENTIFIC PRODUCTION ASSOCIATION FOR APPLIED MECHANICS, ALCATEL y BOEING CO no colaboran con nadie, todas sus solicitudes de patentes están hechas en solitario. Sin embargo, MITSUBISHI ELECTRIC CORP colabora con JAXA en la patente “Microwave radiometer for e.g. satellite, has first heater controller that regulates first heater to fix temperature of white surface based on temperature detected by first temperature sensor”.

Inventores

Pueden verse en el siguiente gráfico los inventores que figuran en más de 1 patente sobre TCS pasivo.



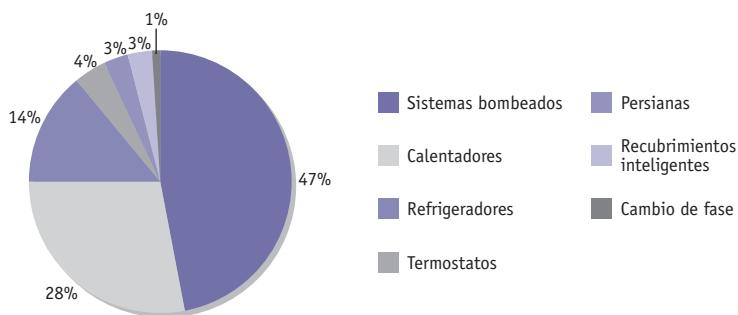
Aunque la mayoría de los inventores que se muestran en el gráfico sólo figuran en 2 patentes, destaca con 4 patentes sobre radiadores e intercambiadores de calor O.V. Shilkin de SCIENTIFIC PRODUCTION ASSOCIATION FOR APPLIED MECHANICS, en RUSIA.

3.2.2.2 Sistema de control térmico activo

Se analizan en este apartado las patentes publicadas entre los años 2003 y 2007 que tratan sobre TCS activo.

Distribución temática

El siguiente gráfico muestra la distribución de las patentes analizadas entre los distintos temas propios del TCS activo.



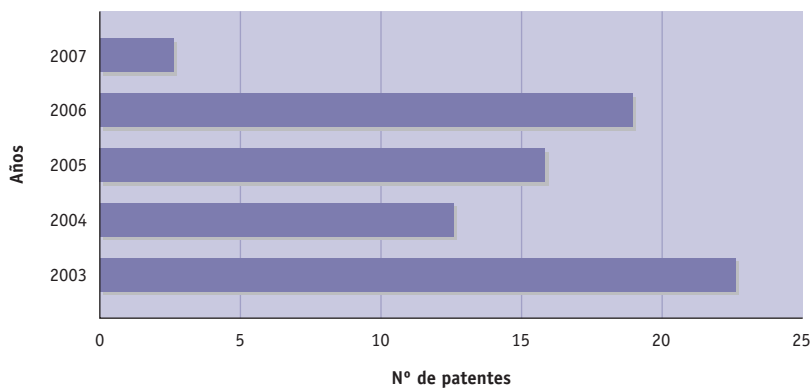
Sistema de Control Térmico Activo

Los sistemas bombeados son el principal tema, con un 47 % de las patentes dedicadas a ellos. Los calentadores y refrigeradores también se presentan como temas destacados, teniendo los últimos la siguiente distribución de patentes entre sus distintos tipos:

<i>Refrigeradores</i>	<i>Nº de Patentes</i>
Termoeléctricos	7
En general	3
Stirling	1

Evolución anual

El siguiente gráfico muestra la evolución anual del número de patentes publicadas entre 2003 y 2007 relativas a TCS activo.



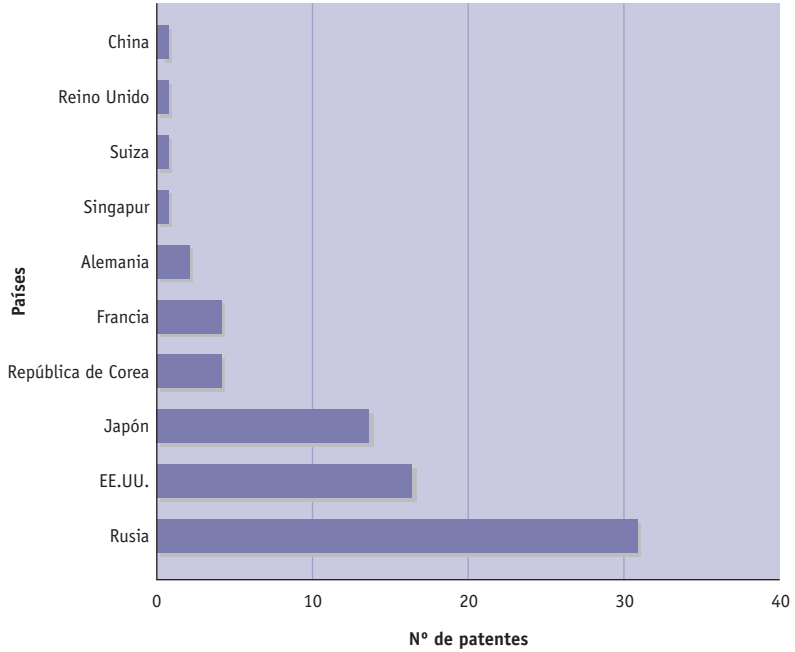
A pesar del descenso registrado entre los años 2003 y 2004, la tendencia general es ascendente. El número correspondiente al año 2007 no es significativo por no estar las BBDD actualizadas con los datos de ese año en el momento de realizar las búsquedas en las que se basa el presente informe.

En la tabla siguiente se presenta el número de patentes publicadas cada año relativas a los distintos temas mostrados en el gráfico de distribución temática.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
Sistemas bombeados	9	11	7	10	1	38
Calentadores	8	3	6	4	1	22
Refrigeradores	3	0	4	4	0	11
Termostatos	0	1	1	0	1	3
Persianas	2	0	0	0	0	2
Recubrimientos inteligentes	0	0	1	1	0	2
Cambio de fase	1	0	0	0	0	1

Países

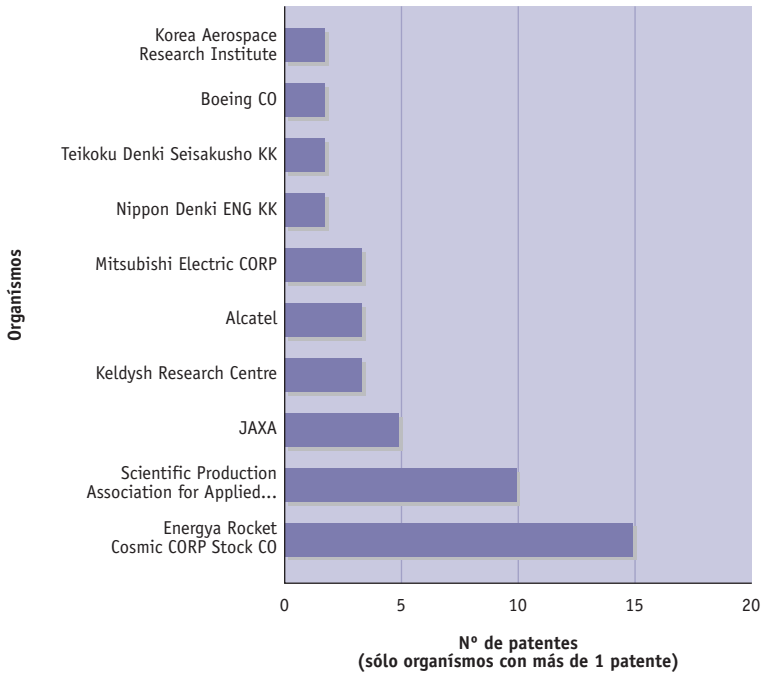
El siguiente gráfico muestra los países solicitantes de las patentes publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre TCS activo.



En este caso es Rusia el país destacado, aunque también EE.UU. y Japón solicitaron un número importante de patentes. Entre los países restantes destacan la República de Corea, Francia y Alemania, teniendo Singapur, Suiza, Reino Unido y China un papel muy discreto en la distribución de patentes.

Organismos solicitantes

El siguiente gráfico muestra los organismos que solicitaron más de 1 patente sobre TCS activo.



Aparecen en primer lugar dos empresas rusas, seguidas de una institución japonesa. Hay mayor número de empresas que de instituciones, como suele ser habitual en las distribuciones de patentes.

Las tablas siguientes muestran los países a los que pertenecen las instituciones y empresas que figuran en el gráfico anterior.

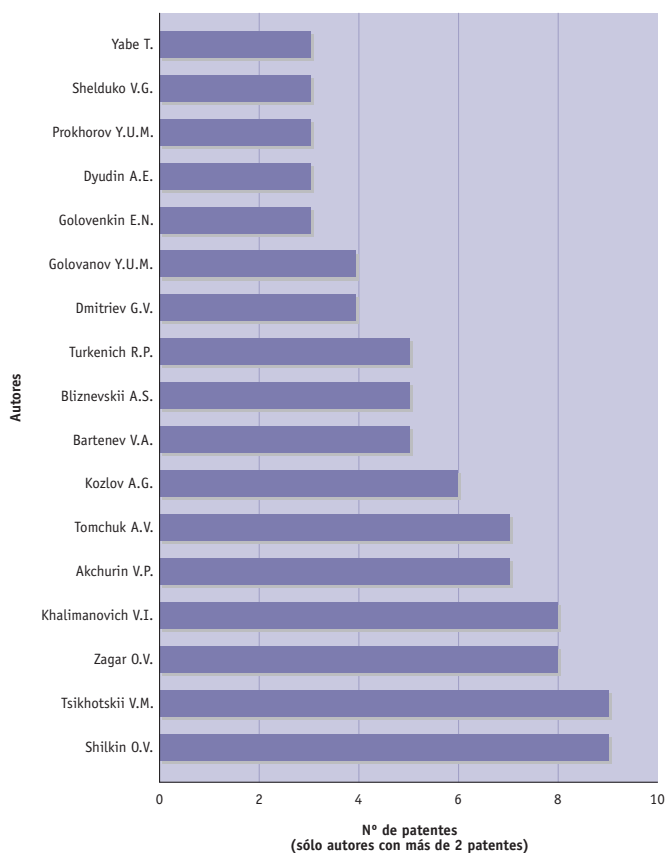
<i>Institución</i>	<i>País</i>
JAXA	Japón
Keldysh Research Centre	Rusia
Korea Aerospace Research Institute	República de Corea

Empresa	País
Energiya Rocket Cosmic CORP Stock CO	Rusia
Scientific Production Association for Applied Mechanics	Rusia
Alcatel	Francia
Mitsubishi Electric CORP	Japón
Nippon Denki ENG KK	Japón
Teikoku Denki Seisakusho KK	Japón
Boeing CO	EE.UU.

La empresa rusa ENERGIYA ROCKET COSMIC CORP STOCK CO colabora tan sólo una vez con otro organismo: la institución rusa KELDYSH RESEARCH CENTRE. La colaboración se realiza en la patente “Trickling Cooler-Radiator For Removal Of Low-Potential Heat From On-Board Systems Of Spacecraft”.

Inventores

El siguiente gráfico muestra los inventores que aparecen en más de 2 patentes relativas a TCS activo.



Los inventores destacados son:

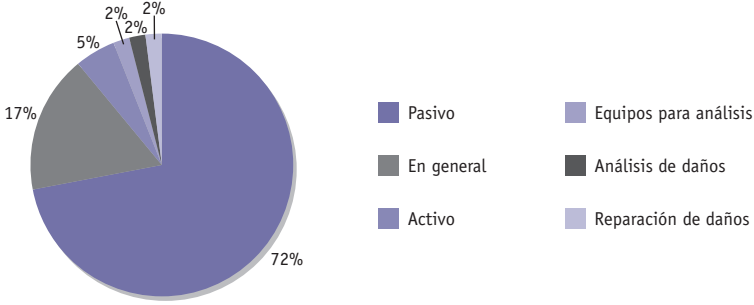
- O.V. Shilkin de SCIENTIFIC PRODUCTION ASSOCIATION FOR APPLIED MECHANICS, en RUSIA, con 9 patentes sobre sistemas bombeados y calentadores.
- V.M. Tsikhotsikii de ENERGIYA ROCKET COSMIC CORP STOCK CO, en RUSIA, con 9 patentes sobre sistemas bombeados.

3.2.3 Sistema de protección térmica

Se analiza en este apartado las patentes publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre TPS.

Distribución temática

El siguiente gráfico muestra la distribución de las patentes entre los distintos apartados propios del TPS.



Sistema de Protección Térmica

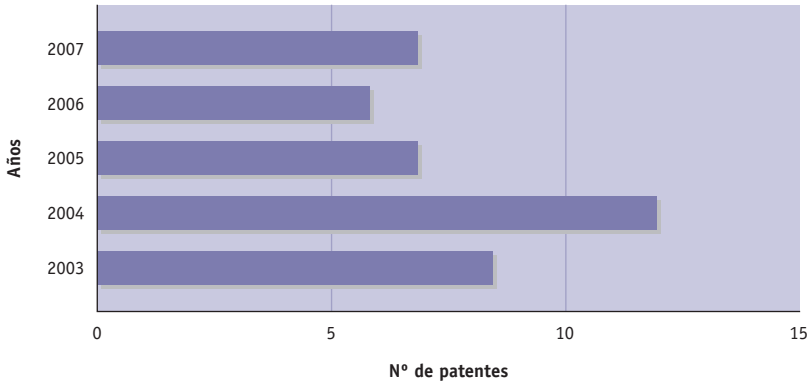
El término “En general” se refiere a las patentes que mencionan el TPS sin especificar detalles concretos. “Equipos para análisis” hace referencia a los equipos necesarios para realizar los análisis propios del diseño de un TPS.

El tema predominante es el TPS pasivo, con la siguiente distribución entre materiales reutilizables y materiales ablativos:

TPS Pasivo	Nº de Patentes
Materiales reutilizables	23
Materiales ablativos	6

Evolución anual

El gráfico siguiente muestra la evolución anual del número de patentes publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre TPS.



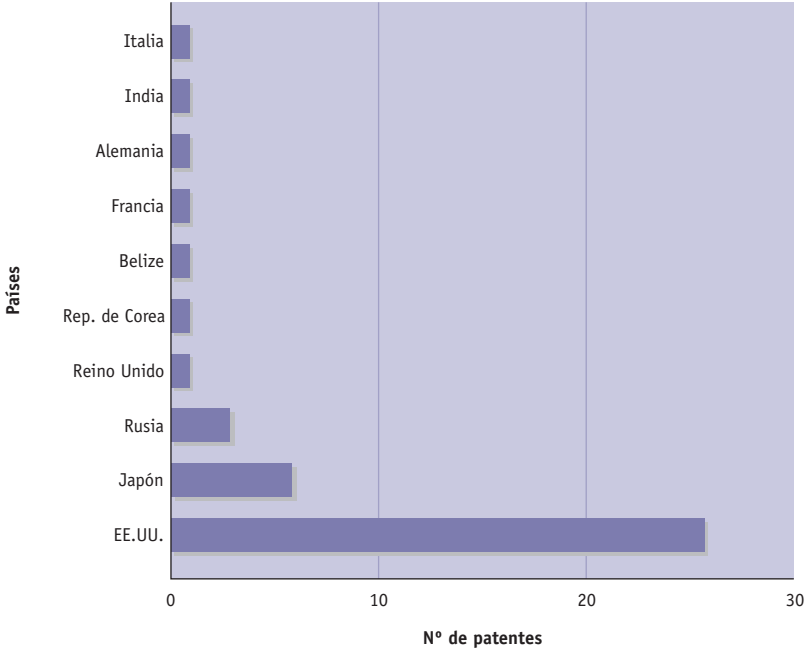
Aunque el número de patentes correspondiente al año 2007 no es significativo por no estar las BBDD actualizadas en el momento de realizar las búsquedas en las que se basa este informe, es evidente que va a producirse un repunte significativo en la evolución anual, similar al que tuvo lugar en el año 2004.

La siguiente tabla muestra el número de patentes publicadas cada año relativas a los distintos temas que figuran en el gráfico de la distribución temática.

	2003	2004	2005	2006	2007	TOTAL
TPS pasivo	8	10	5	4	2	29
TPS activo	0	1	0	0	1	2
Análisis de TPS	0	0	0	1	0	1
Análisis de daños	0	0	1	0	0	1
Reparación de daños	0	0	0	1	0	1

Países

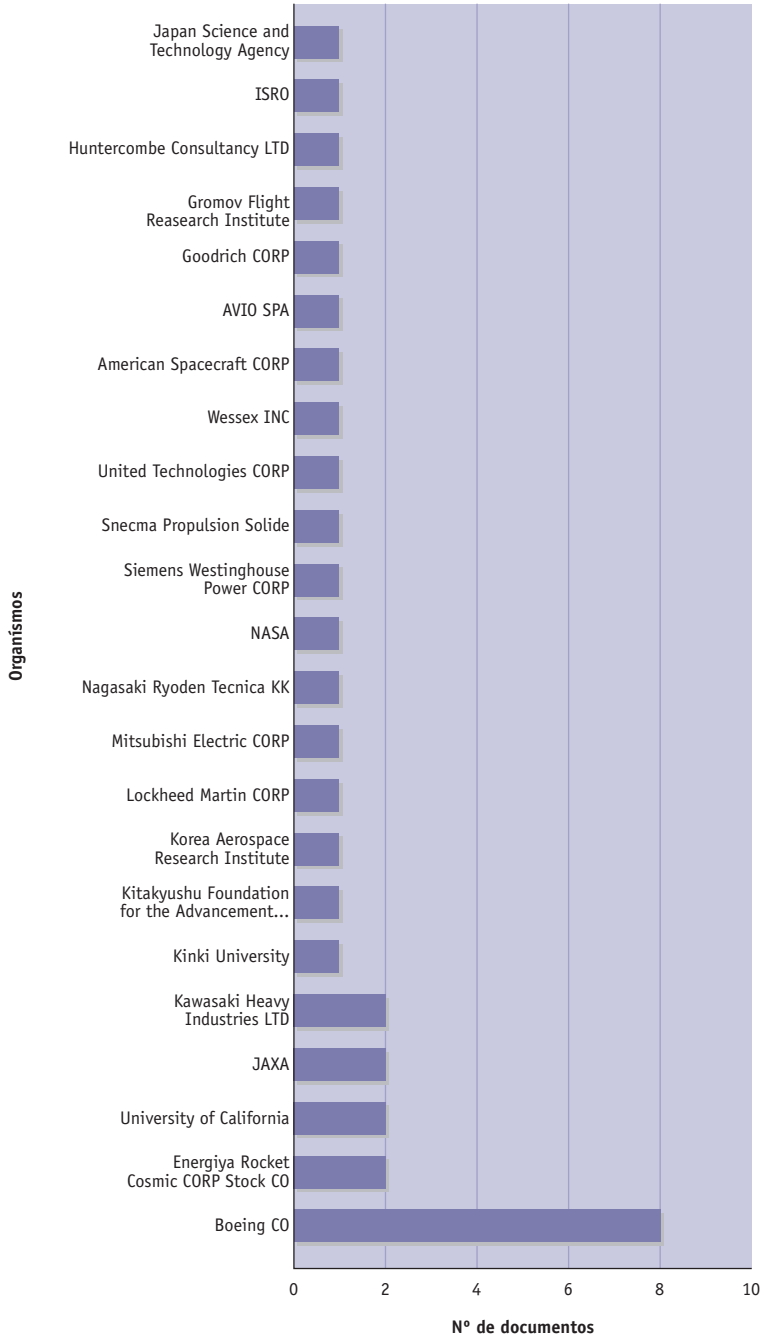
El siguiente gráfico muestra los países que solicitaron las patentes publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre TPS.



La diferencia entre el número de patentes solicitadas por EE.UU. y las solicitadas por el resto de los países es muy significativa, si bien es cierto que también Rusia y Japón merecen ser mencionados de manera especial entre los países destacados.

Organismos solicitantes

El siguiente gráfico muestra los organismos que solicitaron las patentes publicadas entre 2003 y 2007 que tratan sobre TPS.



La empresa americana Boeing Co es el organismo que mayor número de patentes sobre TPS solicitó.

14 de los organismos que aparecen en el gráfico anterior son empresas y 9 son instituciones, un número importante éste último teniendo en cuenta la menor tendencia a patentar que presentan las instituciones frente a las empresas.

En las tablas siguientes se muestran los países a los que pertenecen las instituciones y empresas que aparecen en el gráfico anterior.

<i>Institución</i>	<i>País</i>
University of California	EE.UU.
JAXA	Japón
Kinki University	Japón
Kitakyushu Foundation for the Advancement of Industry, Science and Technology	Japón
Korea Aerospace Research Institute	República de Corea
NASA	EE.UU.
Gromov Flight Research Institute	Rusia
ISRO	India
Japan Science and Technology Agency	Japón

<i>Empresa</i>	<i>País</i>
Boeing CO	EE.UU.
Energiya Rocket Cosmic Corp Stock CO	Rusia
Kawasaki Heavy Industries LTD	Japón
Lockheed Martin CORP	EE.UU.
Mitsubishi Electric CORP	Japón
Nagasaki Ryoden Tecnica KK	Japón
Siemens Westinghouse Power CORP	EE.UU.
Snecma Propulsion Solide	Francia
United Technologies CORP	EE.UU.
Wessex INC	EE.UU.
American Spacecraft CORP	EE.UU.
AVIO SPA	Italia
Goodrich CORP	EE.UU.
Huntercombe Consultancy LTD	Reino Unido

En las patentes solicitadas por BOEING CO no figura ningún otro organismo como solicitante.

Inventores

Todos los inventores que figuran en las patentes publicadas entre 2003 y 2007 sobre TPS, lo hacen en tan sólo 1 ó 2 patentes, excepto R.A. Diciara de Boeing Co, en EE.UU., con 4 patentes sobre materiales reutilizables.

3.3 Proyectos

Para el análisis de proyectos se hicieron búsquedas en las Bases de Datos CORDIS y NSF, pero no se obtuvieron resultados significativos. Puesto que los principales proyectos espaciales son financiados por las agencias espaciales de diversos países, finalmente se optó por reflejar en este informe los proyectos que se desarrollan en la agencia estadounidense NASA (National Aeronautics and Space Administration) y en la europea ESA (European Space Agency) sobre gestión térmica de sistemas espaciales.

3.3.1 Proyectos ESA

La ESA desarrolla en su [Thermal Control and Structures Division](#) proyectos tanto de TCS como de TPS, además de numerosas herramientas para [análisis térmico](#). Entre los proyectos destacan los siguientes.

Sistemas de control térmico

Proyectos de TCS ESA

Refrigeradores de Stirling	
Refrigeradores de tubo pulsado	
Refrigeradores Joule Thomson	De compresor lineal De sorción química De sorción física
Refrigeradores de desmagnetización adiabática	
Refrigeradores de He	De dilución De bomba de sorción
Sistemas bombeados por capilaridad	
Sistemas bombeados de forma mecánica	

Fuente: ESA

Sistemas de protección térmica

La Agencia Espacial Europea desarrolla proyectos sobre [materiales reutilizables](#), tanto cerámicos como metálicos, para ser usados como TPS. Pero también está involucrada en proyectos relativos a [materiales ablativos](#); respecto a este tema, la ESA creó en 2005 el Grupo de Trabajo Europeo sobre Ablación (European Ablation Working Group) con el objetivo de mejorar el diálogo entre los distintos agentes involucrados en el tema, y para fomentar la puesta en común entre ellos de métodos de simulación y bases de datos de materiales.

3.3.2 Proyectos NASA

La NASA desarrolla proyectos tanto de TCS como de TPS. Destacan los siguientes:

Sistemas de control térmico

La [Thermal Engineering Branch](#) del [Goddard Space Flight Center](#) de la NASA desarrolla los siguientes proyectos sobre TCS:

Proyectos de TCS NASA

Sistemas bombeados por capilaridad
Sistemas bombeados por capilaridad en miniatura
Caloductos de bucle (Loop heat pipes)
Caloductos de bucle en miniatura (Miniature loop heat pipes)
Recubrimientos y superficies de emisividad variable
Bombas de calor
Refrigeración por spray
Sombrillas
Materiales conductores de alta conductividad
Dispositivos de cambio de fase

Fuente: NASA

Sistemas de protección térmica

La “[Thermal Protection Materials and Systems Branch](#)” del [Ames Research Center](#) ha desarrollado una Base de Datos sobre propiedades de materiales para sistemas de protección térmica, denominada [TPSX](#). Es una Base de Datos de acceso público, previo registro, en la que pueden consultarse las propiedades de una gran cantidad de materiales, agrupados en las siguientes categorías:

Materiales para TPS NASA

Adhesives
Boron Compounds
Brick
Calcium Compounds
Carbon-Bases Ablators
Carbon-Based Reusable Composites
Carbon Ceramics
Carbon-Carbons
Graphite Carbons
Carbon-Phenolics
Cellulose
Ceramic Compounds
Coatings

Earth and Stone

Elements

Gases

Glass and Quartz

Inorganic-Silicone Binders

Liquids

Metals

Beryllium Compounds & Alloys
Cerium Alloys
Chrome
Chromium Alloys
Cobalt Compounds & Alloys
Colombium Alloys
Copper Compounds & Alloys
Gadolinium Compounds
Hafnium Compounds
Indium Compounds
Iron Compounds & Alloys
Lead Compounds & Alloys
Lithium Compounds
Magnesium Compounds & Alloys
Molybdenum Compounds & Alloys
Nickel Compounds & Alloys
Niobium Compounds & Alloys
Plutonium Compounds & Alloys
Potassium Compounds
Silver Compounds & Alloys
Sodium Compounds
Steels
Strontium Compounds
Tantalum Compounds & Alloys
Thorium Compounds
Tin Compounds & Alloys
Titanium Compounds & Alloys
Tungsten Compounds & Alloys
Uranium Compounds & Alloys
Vanadium Compounds
Metals: Zinc Compounds & Alloys
Zirconium Compounds & Alloys

Miscellaneous Composites

Nano-Materials

Nylon-Phenolics

Organic-Silicone Binders

Other

Phenolic-Nylons

Phenolic-Phenolics

Plastics

Polyamides

Polybenzimidazoles

Rubber

Materiales para TPS NASA (continuación)

Silica-Phenolic

Silica-Silicones

Silica-Teflon

Silicon Carbides

Silicon Compounds

Silicon-Based Ablators

Silicon-Based Reusable Composites

Cloths

Composite Flexible Blankets

Rigid Ceramic Tiles

Structural Organic Composites

Teflon-Teflons

Ultra-High Temperature Ceramics

Wood

Fuente: NASA

CAPÍTULO 4

Agentes involucrados

4.1 A nivel mundial (PÁG. 130)

4.2 En España (PÁG. 131)

4.1 A nivel mundial

En el [Anexo IV](#) puede consultarse el listado completo de las empresas y centros de investigación involucrados en investigación y desarrollo de TCS y TPS, que han sido detectados a través de las búsquedas de referencias científicas y patentes realizadas para la elaboración de este informe.

4.2 En España

En los análisis realizados a referencias científicas y patentes publicadas entre 2003 y 2007 sólo se ha detectado un artículo en el que colabora una institución española. Se trata de la Universidad de Alicante, que colabora con la Agencia Espacial Europea (ESA), con EADS-ASTRIUM DUTCH SPACE (Países Bajos) y con la Universidad de Twente (Países Bajos) en la publicación del artículo “Long-Life Vibration-Free 4.5 K Sorption Cooler For Space Applications” (2007).

Además, empresas españolas pertenecientes a la asociación PROESPACIO (Asociación Española de Empresas del Sector Espacial) desarrollan una importante actividad relacionada con la gestión térmica de sistemas espaciales. Se muestran todas ellas, junto con su actividad, en la tabla siguiente:

<i>Empresa</i>	<i>Actividad</i>
EADS-CASA ESPACIO	Desarrolla, produce, integra y califica elementos de control térmico para Lanzadores, Satélites y la ISS.
GTD	Diseño de ingenierías estructurales y térmicas.
IBERESPACIO	Desarrollo y producción de componentes para Sistemas de Control Térmico: AGHP (Axial Grooved Heat Pipes), AHP (Arterial Heat Pipes), MLI (Multi-Layer Insulation blankets).
NTE	Unidades de control térmico por elementos Peltier.
RYMSA	Diseño y análisis térmico de productos espaciales.
TECNALIA-AEROSPACE	Sistemas de protección frente a temperaturas y subsistemas térmicos de motor para lanzadores. Ensayos de choque térmico y aleaciones para alta temperatura en elementos propulsores. Protección térmica para mecanismos.

Fuente: www.proespacio.org

CAPÍTULO 5

Resumen y conclusiones

Se pueden hacer dos grandes grupos en los métodos de gestión térmica de equipos espaciales: el **Sistema de Control Térmico (TCS-Thermal Control System)** y el **Sistema de Protección Térmica (TPS-Thermal Protection System)**. El primero gestiona todas las transferencias de calor internas y los intercambios con el exterior que se realizan cuando la misión se encuentra en el vacío interplanetario (aunque en su diseño se considera también la integración y ensayos previos al lanzamiento). El segundo protege al sistema de las altísimas temperaturas a las que tiene que enfrentarse en distintas situaciones muy concretas como puede ser el movimiento hipersónico a través de una atmósfera en una salida, entrada o re-entrada, la proximidad al Sol o el contacto con los gases desprendidos por los sistemas de propulsión. Estrictamente hablando el TPS formaría parte del TCS, siendo una aplicación muy específica de éste. Ambos, TCS y TPS, tienen el objetivo común de que los equipos embarcados se mantengan siempre dentro de los rangos de temperatura para los que han sido diseñados, durante su funcionamiento y en períodos de almacenamiento. También evitarán deformaciones y degradaciones estructurales.

El **TCS** utiliza tanto métodos pasivos como métodos activos para gestionar las transferencias de calor, diferenciándose ambos en que los segundos consumen energía, son controlables y pueden incorporar movimiento, mientras que los primeros no cumplen ninguna de estas características. Entre los métodos **pasivos** figuran los aislantes térmicos, recubrimientos y superficies, dispositivos pasivos conductores, dispositivos de cambio de fase, caloductos pasivos, radiadores, almacenamiento de materiales criogénicos, escudos, sistemas bombeados por métodos pasivos, intercambiadores de calor y absorbentes solares. Entre los **activos** destacan los calentadores, refrigeradores (Stirling, tubo pulsado, Joule-Thomson, Turbo Brayton inverso, desmagnetización adiabática, de ^3He – de bomba de sorción y de dilución -, ópticos y termoeléctricos), persianas, sistemas bombeados, recubrimientos inteligentes, interruptores térmicos, dispositivos de cambio de fase activos, caloductos activos y termostatos.

También el **TPS** comprende métodos de gestión térmica **activos** y **pasivos**, comprendiendo éstos últimos los materiales protectores ablativos y los materiales reutilizables.

Este informe está basado en los datos recogidos de las Bases de Datos **Web of Science** (referencias científicas) y **Derwent Innovation** (patentes), a partir de los cuales se han hecho diferentes análisis bibliométricos. También se han tenido en cuenta los proyectos sobre gestión térmica espacial que se están desarrollando en las agencias espaciales **NASA** y **ESA**.

Se han analizado por separado referencias científicas y patentes. En ambos casos el análisis de la información se ha llevado a cabo en varios niveles: análisis general en el que se incluyen la totalidad de los documentos (incluyendo TCS y TPS), análisis de los documentos que tratan sobre TCS, de los que tratan específicamente sobre TCS pasivo, de los que tratan sobre TCS activo y de los que tratan sobre TPS.

En los **análisis generales** realizados a referencias científicas y a patentes se observa en ambos casos que el porcentaje de documentos que tratan sobre TCS es muy superior al de aquellos que tratan sobre TPS. La evolución anual de las referencias científicas es ascendente, mientras que la de las patentes es descendente. EE.UU. es líder tanto en la publicación de referencias científicas como en la solicitud de patentes. La institución más importante en número de referencias científicas publicadas es la NASA, y en cuanto a patentes solicitadas destaca la empresa rusa ENERGIYA ROCKET COSMIC CORP STOCK CO.

En los análisis de los documentos que tratan sobre **TCS**, las referencias científicas otorgan mayor importancia a los métodos pasivos (46 %) mientras que las patentes dan más importancia a los métodos activos (52 %). La evolución de las referencias científicas no muestra una tendencia clara, mientras que la de patentes es descendente. El país líder en publicaciones científicas es EE.UU., y también lo es en solicitud de patentes. La principal institución a nivel mundial en publicaciones científicas es la NASA y la principal empresa solicitante de patentes es la rusa ENERGIYA ROCKET COSMIC CORP STOCK CO.

En los análisis realizados a los documentos que tratan sobre **TCS pasivo**, se observa que en el caso de las referencias científicas los caloductos o “heat pipes” son el tema fundamental, mientras que en el caso de las patentes son los recubrimientos y superficies los temas más patentados. Los absorbentes solares, escudos y almacenamiento de materiales criogénicos sólo aparecen en referencias científicas, ninguna patente trata sobre ellos. Por el contrario, los dispositivos de cambio de fase y los sistemas bombeados por convección, así como los termosifones oscilantes sólo se mencionan en patentes. La evolución de las publicaciones científicas es ascendente, mientras que la de las patentes es descendente. El país que más referencias científicas publica sobre TCS pasivo es EE.UU., siendo también líder en solicitud de patentes. Las instituciones principales a nivel mundial respecto a publicaciones científicas sobre TPS pasivo son Chinese Academy Of Sciences (China), CNES (Francia), Institute Of Space And Astronautical Science (Japón) e ISRO (India), mientras que los principales organismos que patentan sobre este tema son Boeing Co (EE.UU.), Alcatel (Francia), Mitsubishi Electric Corp (Japón) y Scientific Production Association For Applied Mechanics (Rusia).

Respecto al **TCS activo** el análisis de referencias científicas revela que el 69 % de ellas trata sobre refrigeradores, siendo éste el tema fundamental. Sin embargo el tema más importante en patentes son los sistemas bombeados, con un 47 % de los documentos. Los sensores aparecen sólo en referencias científicas, mientras que los termostatos y los recubrimientos inteligentes lo hacen sólo en patentes. La evolución de las publicaciones científicas es ascendente y también lo es la de las publicaciones de patentes. El país principal en cuanto a publicaciones científicas es EE.UU.. En patentes el líder mundial es Rusia. Los organismos que más referencias científicas publican son

NASA (EE.UU.) y JAXA (Japón), mientras que el que más patenta es la empresa rusa Energiya Rocket Cosmic Corp Stock Co.

Por último los análisis realizados a los documentos que tratan sobre **TPS** revelan que el análisis (tanto métodos como análisis de elementos concretos) son el tema más tratado en referencias científicas, seguido del TPS pasivo, mientras que éste es el tema fundamental en patentes. Ciertas patentes tratan sobre reparación de daños, pero ninguna referencia científica lo hace. La evolución anual de las referencias científicas es ascendente, mientras que la de patentes no muestra ninguna tendencia clara. El país principal en cuanto a número de publicaciones científicas es EE.UU. También EE.UU. es líder mundial en solicitud de patentes. Los organismos que destacan a nivel mundial son la NASA en número de referencias científicas y Boeing Co en solicitud de patentes.

Destacan, por tanto, los **caloductos** en TCS pasivo, los **refrigeradores** en TCS activo y el **análisis** y los **métodos pasivos** en TPS como las tecnologías de mayor interés para la comunidad científica, dado el elevado porcentaje de referencias científicas que tratan sobre ellos. En el caso de los caloductos y los refrigeradores no se trata de tecnologías emergentes que se estén desarrollando actualmente, sino de tecnologías que están en proceso de mejora y adaptación a las exigencias del entorno espacial. Sin embargo, en el caso del análisis y de los métodos pasivos en TPS el interés científico sí se basa en la búsqueda de nuevas formas de diseñar un TPS, así como de nuevos materiales ablativos o reutilizables que puedan ser usados como escudos térmicos.

De los análisis se extrae también que los **recubrimientos y superficies** en TCS pasivo, los **sistemas bombeados** en TCS activo y ciertos **materiales** para TPS pasivo son las tecnologías más patentadas. Un elevado número de patentes suele implicar alto grado de madurez en la tecnología patentada. Hay que dejar claro, sin embargo, que en el caso de materiales, recubrimientos y superficies esta afirmación se refiere sólo a los mencionados explícitamente en las patentes, siendo un campo permanentemente abierto a la aparición de nuevas sustancias aptas para ser utilizadas en TCS o TPS.

En cualquier caso, la gestión térmica de los equipos espaciales es una tarea que siempre habrá que realizar, dada la hostilidad del entorno en el que se realizan las misiones, y ello exigirá la mejora permanente de las tecnologías ya existentes, así como el surgimiento de otras nuevas. Es un tema, por tanto, susceptible de ser permanentemente vigilado por cualquier empresa o institución que desee estar al día en los últimos avances que, necesariamente, se irán produciendo.

vt
mi+d

fundación para el
conocimiento
madri+d