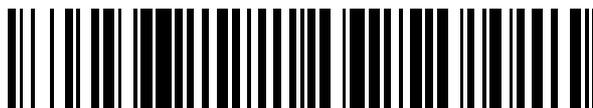


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 702 424**

51 Int. Cl.:

<b>B64G 1/58</b>	(2006.01)
<b>F16L 59/04</b>	(2006.01)
<b>C08L 97/00</b>	(2006.01)
<b>C08L 83/04</b>	(2006.01)
<b>C08L 61/06</b>	(2006.01)
<b>C08K 7/28</b>	(2006.01)
<b>C09K 5/18</b>	(2006.01)
<b>C08K 5/00</b>	(2006.01)
<b>C08K 7/04</b>	(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **19.04.2011 PCT/EP2011/056271**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **27.10.2011 WO11131694**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.04.2011 E 11714993 (0)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **19.09.2018 EP 2560880**

54 Título: **Material de protección térmica**

30 Prioridad:

**22.04.2010 FR 1053089**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

**28.02.2019**

73 Titular/es:

**ARIANEGROUP SAS (100.0%)  
Tour Cristal, 7-11 Quai André Citroën  
75015 Paris, FR**

72 Inventor/es:

**PLAINDOUX, CÉDRIC y  
BOUILLY, JEAN-MARC**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

**Observaciones :**

**Véase nota informativa (Remarks, Remarques o Bemerkungen) en el folleto original publicado por la Oficina Europea de Patentes**

**ES 2 702 424 T3**

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

**DESCRIPCIÓN**

Material de protección térmica

5 La presente invención se refiere a materiales de protección térmica, del tipo de los utilizados en el campo espacial. Estos materiales se destinan a proteger estructuras o equipos frente a solicitaciones térmicas muy importantes, pero durante periodos cortos de tiempo que no sobrepasan algunos minutos.

Estos materiales son generalmente necesarios durante las fases de travesía de la atmósfera de los planetas, ya sea en el lanzamiento o en la entrada.

También se usan como protección frente a las fuentes térmicas de lanzadores o vehículos espaciales, como los sistemas de propulsión.

10 Las capacidades naturales de aislamiento térmico del corcho asociadas a un aglutinante resistente a altas temperaturas permiten su utilización en las industrias aeroespaciales y militares para tales aplicaciones.

15 Existen numerosas realizaciones de materiales de protección térmica, y en particular el documento US 2001/0036505 A1 se refiere a una composición porosa que comprende partículas de corcho y un aglutinante, el documento US 4 204 899 se refiere a la realización de un material de protección térmica ablativo que comprende corcho finamente dividido y una resina termoendurecible, y el documento EP 1 493 788A1 describe un material ablativo de protección térmica para la entrada atmosférica de un vehículo espacial, que comprende corcho y silicona que puede proyectarse sobre una superficie.

El documento US2005/0096414 A1 por su parte describe un material de protección térmica que comprende una resina de silicona, un catalizador de silicona, corcho, ecoesferas de vidrio y un disolvente de silicona, estando presente la resina de silicona en una cantidad de 65,3 a 72,3 por ciento másico.

20 Un material utilizado es también el material conocido bajo la marca NORCOAT del grupo EADS.

Este material comprende 100 partes en peso de corcho de 0,5 a 1 mm, 35 partes en peso de resina fenólica, un fungicida y un ignifugante.

25 El objetivo de la presente invención es optimizar en términos de rendimiento másico los materiales existentes con respecto a una aplicación de alto flujo, hasta 10 MW/m<sup>2</sup>, y obtener materiales significativamente menos densos que los materiales actualmente utilizados en este campo.

Tales flujos intensos se encuentran en los escudos delanteros de los vehículos espaciales, o en la protección contra los flujos de propulsión.

En este contexto, la presente invención propone un material de protección térmica de una superficie según las reivindicaciones adjuntas.

30 Otras características y ventajas de la invención se harán evidentes al leer la siguiente descripción de un ejemplo no limitativo de realización de la invención acompañado de los dibujos que representan:

en la figura 1: un gráfico representativo de una simulación de misión de entrada atmosférica;

en la figura 2: un gráfico representante de las curvas de temperaturas de diferentes materiales sometidos a la simulación de la figura 1;

35 en la figura 3: un gráfico que recupera los datos medidos calculados en iso-masa;

en la figura 4: una fotografía de dos muestras de materiales vistas antes de la simulación de la figura 1;

en la figura 5: los materiales de la figura 4 después de la simulación de la figura 1.

Los materiales de protección térmica utilizados en el marco de las misiones espaciales están expuestos a solicitaciones térmicas importantes durante cortos periodos de tiempo.

40 Existen materiales para proyectar sobre las superficies a proteger y materiales de placas, estando la presente invención relacionada con materiales de placas.

Debido a su principio de funcionamiento, no se pueden caracterizar estos materiales, en particular los que comprenden corcho, según criterios tales como su conductividad térmica, su capacidad calorífica y su difusividad.

45 Además no se puede definir una temperatura a la que están sometidos, en cambio se puede caracterizar su condición de uso mediante una ley que expresa el flujo térmico aplicado en función del tiempo.

Sometidos al flujo térmico debido al rozamiento de una atmósfera, los materiales de protección térmica reaccionan de forma transitoria: se calientan por conducción térmica y radiación, transmiten el calor por su difusividad, y se descomponen.

Su superficie expuesta al flujo puede además eliminarse poco a poco.

Este último comportamiento denominado ablativo es fundamental para este tipo de materiales porque permite disminuir el flujo de calor entrante.

5 El comportamiento de los materiales durante esta ablación debe ser tal que el material que se descompone dé un residuo llamado corteza que permanece en la superficie del material.

10 Es necesario que esta corteza permanezca en su lugar a pesar de las sollicitaciones mecánicas que puede sufrir el material, en particular vibración y frotamiento aerodinámico, en particular también para no modificar el perfil aerodinámico del objeto durante su recorrido atmosférico, es necesario que esta corteza sea homogénea y lo menos agrietada posible y es necesario que la formación de esta corteza esté acompañada por el menor retroceso posible de la superficie del material, a fin de mantener el poder aislante del material.

Para optimizar los materiales y obtener un buen comportamiento de estos últimos, se pueden modificar numerosos parámetros, con el objetivo de que al final de la misión del vehículo espacial el aumento de temperatura de la cara fría del material sea el más bajo posible para una masa de protección lo más baja posible.

15 Un criterio importante de optimización de los materiales de protección térmica es su masa porque la optimización de las soluciones técnicas en términos de masa es un objetivo permanente cuando se construye un vehículo espacial o una aeronave.

En efecto, cualquier masa ahorrada sobre la estructura se traduce ya sea en una mayor posibilidad de carga útil o una reducción de la masa de propulsores a transportar y permite eventualmente una reducción de masa de la estructura portadora.

20 Los efectos de la reducción de masa son no solamente técnicos, sino también económicos. Reducir la masa del vehículo es ya muy importante en un lanzador, pero lo es aún más para una sonda espacial que deba volver a un planeta después de permanecer en el espacio.

Las misiones para las que se requiere protección térmica se caracterizan en términos de flujo térmico, duración de la sollicitación térmica, y también en términos de carga térmica, lo que corresponde al flujo total acumulado durante la misión.

25 Los materiales involucrados en la presente invención son los destinados a utilizarse para aplicaciones de alto flujo.

Las aplicaciones de alto flujo involucradas son aplicaciones para las que los flujos térmicos son de hasta aproximadamente 10 MW/m<sup>2</sup>, con una carga total térmica inferior a 100 MJ/m<sup>2</sup>.

Tales flujos intensos se encuentran en los escudos delanteros de tales vehículos, o en la protección contra flujos de propulsión.

30 Para realizar un material de protección se fijan los datos siguientes.

El contenido másico de corcho investigado es 50-80%, estando la preferencia entre 65 y 70%.

La proporción de fibras refractarias está en el intervalo de 1-11% másico, siendo una preferencia alrededor de 10% y otra entre 1 y 5%.

Las fibras refractarias utilizadas aquí son fibras de carbono de tipo T300 de la sociedad Toray de 6000 filamentos.

35 Estas fibras se trituran para llevarlas a una longitud comprendida entre 0,5 y 4 mm y por tanto para hacer de ellas fibras cortas.

Se seleccionan por su naturaleza refractaria, es decir, su capacidad para soportar altas temperaturas, por ejemplo por encima de 1000 ó 1500°C.

Además de las fibras de carbono se pueden utilizar otras fibras, por ejemplo fibras de alúmina.

40 Las resinas aplicables son resinas que tienen un alto contenido de coque, es decir, la cantidad de carbono que se obtiene cuando se calientan a 1000°C en atmósfera neutra tal como el nitrógeno.

Esta medida se hace en un aparato convencional de análisis térmico capaz de subir a 1000°C bajo nitrógeno.

Los contenidos de coque investigados son superiores al 50%, y se obtienen con resinas que tienen en general ciclos aromáticos, como los fenólicos, pero también los furánicos, brea y otros.

45 Las resinas fenólicas son un caso particular utilizado en el ejemplo.

La proporción de resina está entre 10 y 30% másico y preferiblemente entre 20 y 25% másico.

## ES 2 702 424 T3

El contenido de fungicida previsto está comprendido entre 0,5 y 1,5%.

Los materiales llamados HD1, HD2 y HD2-LC se han probado con fines comparativos.

La densidad deseada para estos materiales fue 415 +/-5 kg/m<sup>3</sup>.

5 El material HD1 está hecho con una resina de silicona, los materiales HD2 y HD2-LC con una resina fenólica, teniendo el material HD2-LC además un bajo contenido de fibras cortas de carbono.

Las placas de prueba tenían dimensiones de 110x160x20 mm, su composición está dada por la siguiente tabla, las casillas marcadas con X corresponden a una ausencia de componente.

Las características de estas muestras se resumen en las tablas a continuación

Componentes	HD1 (% másico)	HD2 (% másico)	HD2-LC (% másico)
Resina fenólica	X	21-24	23-25
Resina de silicona RTV 615	23-26	X	X
Catalizador RTV 615	2-3	X	X
Corcho ignifugado	45-48	65-68	70-73
Ecoesferas de sílice	12-14	X	X
Fibras cortas de carbono	12-14	9-11	1-3
Fungicida	0,5-0,7	0,8-0,9	0,8-1
Temperatura de polimerización	125°C	125°C	125
Tiempo de polimerización	4 h	12 h	12 h

10

Como se ha indicado anteriormente, el objetivo de la presente invención es optimizar en términos de rendimiento másico los materiales existentes con respecto a una aplicación de alto flujo, hasta 10 MW/m<sup>2</sup>, y obtener materiales significativamente menos densos que los materiales actualmente utilizados en este campo.

Para probar estos materiales se simula una entrada atmosférica aplicando un flujo de calor sobre las probetas.

15 Un ejemplo de simulación de una entrada atmosférica sobre la parte delantera de un vehículo espacial se representa en la figura 1.

Esta es una misión de tipo entrada en el planeta Marte, de un vehículo que tiene la forma aerodinámica clásica estable (tipo cápsula de Apolo).

20 La consigna correspondiente al requisito de la misión corresponde a la curva de referencia 1, la prueba realizada corresponde a la curva de referencia 2.

La curva de referencia 3 de línea de puntos corresponde a la curva envolvente aceptada de la prueba.

Los resultados obtenidos por los materiales probados según esta simulación de misión se representan en forma de curvas que describen la temperatura a una profundidad dada del material en función del tiempo. En general, cuanto más baja es la curva, mejor es el comportamiento.

25 La figura 2 es una comparación de las temperaturas obtenidas en la pared fría de los materiales, es decir, en la superficie de la estructura que se quiere proteger.

Para el material HD1, la curva de referencia 1 corresponde a la medida de temperatura a nivel de la pared fría del material, pared en contacto con la superficie a proteger, la curva de referencia 2 corresponde a la temperatura a nivel de la termobobina, es decir, un pequeño disco de materiales, en el que se han colocado termopares en diferentes lugares en el espesor del material.

30

Estos discos implantados en las probetas corresponden a la parte circular en el centro de la muestra.

Para el material HD2, la curva de referencia 3 corresponde a la medida de temperatura a nivel de pared fría de una primera muestra, la curva de referencia 4 corresponde a la medida de la temperatura a nivel frío de la termobobina.

35 Para el material NORCOAT LIEGE, las curvas 5 y 6 corresponden a medidas de temperatura en dos probetas, a nivel de dos lugares diferentes de la pared fría.

Finalmente, el material HD2-LC presenta las curvas de referencia 17 y 18 respectivamente a nivel de pared fría y termobobina.

Estas curvas se mantienen en el promedio de los otros materiales.

Sin embargo, los resultados anteriormente dados son en iso-espesor, lo que no corresponde al objetivo investigado de optimización de masa.

Para tener en cuenta este objetivo, es necesario reformular los resultados y presentarlos en iso-masa.

5 Esto es lo que representa la figura 3, en la que se comparan en iso-masa de protección, es decir, llevando la masa del material probado a la masa del material de referencia, las temperaturas de pared fría para los materiales HD2, HD2-LC y el material de referencia NORCOAT LIEGE (NL).

Según las leyendas de la figura, la curva 8 corresponde al material de referencia, la curva 9 es la corrección de medida en iso-masa para el material HD2 y la curva 91 es la corrección de medida en iso-masa para el material HD2-LC.

10 Esto permite constatar que en iso-masa, el escudo térmico hecho con el nuevo material es mucho más eficiente que el escudo hecho con el material de referencia.

La curva 9 del material HD2 y la curva 91 del material HD2-LC en masa por unidad de superficie equivalente muestran claramente que estos materiales son más eficientes que el material NL de referencia.

15 Las figuras 4 y 5 representan vistas de probetas HD1 de referencia 10 y HD2 de referencia 11 respectivamente antes y después de la simulación de la misión.

Como se ve en la figura 5, el material HD1 de referencia 10 está muy degradado, ha habido salidas bruscas de materia. Esto se debe probablemente a la presencia de resina de silicona en el material y a la heterogeneidad global de la probeta. La ablación ha sido muy baja en las zonas en buen estado.

20 El estado de la superficie del material HD2 de referencia 11 es muy limpio. Al ser la ablación ligeramente menor con un material de densidad inferior, el resultado se considera bueno.

Por otra parte, el tener en cuenta la ablación muestra también una mejora muy clara del comportamiento del material HD2 con respecto a la técnica anterior: menos ablación significa menos masa eliminada en funcionamiento, y por tanto menos masa inicial a transportar.

La densidad, la conductividad y la difusividad de los materiales se resumen en la siguiente tabla.

	HD1	HD2	HD2-LC	Técnica anterior (Norcoat)
Densidad (material no desgasificado)	0,41 (0,40-0,42)	0,41 (0,40-0,42)	0,41 (0,40-0,42)	0,47
Densidad (material desgasificado)	0,38 (0,37-0,39)	0,38 (0,37-0,39)	0,38 (0,37-0,39)	0,45
Conductividad 20°C (W/m.°C)	0,15	0,15	0,15	0,1
Difusividad 20°C 10-6 m2/s	0,18	0,14	0,14	0,083

25 Según esta tabla los materiales HD1, HD2 y HD2-LC son muy cercanos y de una densidad similar, pero ligeramente inferior a la del material NORCOAT LIEGE conocido. En cambio este último material tiene una conductividad térmica y una difusividad a 20°C más pequeña, lo que hace que este material sea más aislante.

La densidad de los materiales es función de su prensado en el molde utilizado para fabricarlos.

30 La densidad investigada está entre 0,35 y 0,41.

Se han realizado y probado dos muestras, HD1-1 y HD1-2, de prueba del primer material utilizando resina de silicona.

Las condiciones ambientales fueron una temperatura de 20°C con una higrometría de 56%.

35 Los materiales utilizados comprenden un molde de laboratorio de 150x150 mm, o sea, 378,7 cc, un mezclador amasador de la sociedad Kenwood de 8 litros de volumen, un horno eléctrico de 50-250°C y una balanza electrónica Viper de la sociedad Mettler de capacidad 3 Kg.

El objetivo fue realizar muestras de densidad 415 +/-5 kg/m<sup>3</sup> y una masa de 157,2 g.

Los componentes para fabricar el material de prueba HD1 se describen en la siguiente tabla:

## ES 2 702 424 T3

Componentes	Proveedor	PCM	Peso g
Gránulos de corcho de 0,5/1 mm ignifugados	Amorim-HPK	46,71	73,43
Silicona RTV 615	Bayer	24,45	38,44
Catalizador RTV	Bayer	2,45	3,85
Ecoesferas Si 200	Trelleborg	12,91	20,3
Fibras de carbono	Apply-carbon	12,91	20,3
Fungicida	Borcher's	0,57	0,9

El procedimiento para la realización de la primera muestra HD1-1 se describe en la tabla siguiente:

Procedimiento:	HD1-1
Pesada de los componentes	15 min
Mezcla de ecoesferas y carbono	5 min
Mezcla RTV y catalizador en el bol del mezclador	1,5 min
Adición de 16 g de corcho y mezcla durante 30 segundos a velocidad 1	30 s
Recuperación de resina en el fondo del bol	30 s
Adición y mezcla del corcho restante	5 min
Incorporación de la mezcla SiO <sub>2</sub> -carbono a velocidad 1	4 min
Homogeneización a velocidad 2	1 min
Relleno del molde con la mezcla	30 s
Compresión hasta cierre del molde	30 s
Colocación y mantenimiento del molde en el horno a 120°C	2 h 05
Enfriamiento del molde al aire libre	2 h
Desmoldeo de la muestra y control	5 min

Para el material HD1-2 solo difiere el tiempo de secado a 120°C de 2 h 15.

- 5 Las muestras HD1-1 y HD1-2 obtenidas tienen un aspecto homogéneo, una masa desmoldada de 153,5 y 155,2 g respectivamente, siendo su masa final 154,4 y 155,5 g respectivamente, lo que muestra una recuperación de masa después de desmoldar.

De manera similar, se realizaron y probaron dos muestras HD2-1 y HD2-2 de prueba del segundo material, utilizando resina fenólica.

- 10 Las condiciones ambientales fueron una temperatura de 20°C con una higrometría de 56%.

Los materiales utilizados comprenden un molde de laboratorio de 150x150 mm, o sea, 378,7 cc, un mezclador amasador de la sociedad Kenwood de 8 litros de volumen, un horno eléctrico de 50-250°C y una balanza electrónica Viper de la sociedad Mettler de capacidad 3 Kg.

El objetivo fue hacer muestras de densidad 415 +/-5 kg/m<sup>3</sup> y una masa de 157,2 g.

- 15 Los componentes para fabricar el material de prueba HD2 se describen en la tabla siguiente:

Componentes:	Proveedor	PCM	Peso g
Gránulos de corcho de 0,5/1 mm ignifugados	Amorim-HPK	66,71	104,9
Resina fenólica	Exxon	22,71	35,7
Fibras de carbono	Apply-carbon	9,74	15,3
Fungicida	Borcher's	0,84	1,32

El procedimiento para producir la primera muestra HD2-1 se describe en la tabla siguiente:

Procedimiento:	HD2-1
Pesada de los componentes	15 min
Mezcla de resina y fungicida en el bol del mezclador	1 min
Adición de 16 g de corcho y mezcla durante 30 segundos a velocidad 1.	30 s
Recuperación de la resina en el fondo del bol	30 s
Adición y mezcla del corcho restante	5 min
Incorporación muy lenta de las fibras de carbono a velocidad 1.	4 min
Homogeneización a velocidad 2	1 min
Relleno del molde con la mezcla	30 s
Compresión hasta cierre del molde	30 s

## ES 2 702 424 T3

Secado del molde en el horno a 120°C	2 h
Enfriamiento del molde al aire libre	2 h
Desmoldeo de la muestra y control	5 min

La única diferencia para la muestra HD2-2 en comparación con la muestra HD2-1 es un secado de 2 h 40.

El aspecto del material HD2 después de la realización es muy homogéneo, la masa desmoldada de las muestras HD2-1 y HD2-2 es 150,3 y 148,8 gramos respectivamente, siendo su masa final 150,0 y 148,8 g, lo que corresponde a una ligera pérdida de masa en el secado.

5

El material HD2-LC se realiza con los materiales siguientes:

Componentes:	Proveedor	PCM	Peso g
Gránulos de corcho de 0,5/1 mm ignifugados	Amorim-HPK	72,3	107,7
Resina fenólica	Exxon	24,4	36,4
Fibras de carbono	Apply-carbon	2,4	3,6
Fungicida	Borcher's	0,9	1,3

El procedimiento es el mismo que para el material HD2 y las masas finales son 149 y 151,2.

Para calificar el material, es necesario tener en cuenta la ablación del material durante la prueba.

10 Los resultados muestran también una mejora muy clara del comportamiento del material HD2 en comparación con la técnica anterior: menos ablación significa menos masa eliminada en funcionamiento, y por tanto menos masa inicial para transportar.

15 El material HD2 que presenta una ablación baja y que permite en iso-masa triplicar el tiempo de alcanzar la temperatura de 30°C en comparación con el material anterior (450 en lugar de 150 segundos) parece ser adecuado para aplicaciones de altos máximos de flujo térmico, en el intervalo que va de 5 a 10 MW/m<sup>2</sup> incluso si las pruebas efectuadas se limitan a 2 Mw/m<sup>2</sup>.

Por tanto el material de la técnica anterior, a priori mejor en aislamiento térmico, es finalmente menos eficaz que el material HD2 que parece muy adecuado para la aplicación prevista.

Del mismo modo, el material HD2-LC presenta un comportamiento satisfactorio tanto en temperatura como en ablación.

20 Más allá de la aplicación inicial de realización de protecciones térmicas para vehículos espaciales, la presente invención puede encontrar muchas otras aplicaciones como protección térmica en el campo del transporte ferroviario, marítimo, aeronáutico o terrestre; en el campo de la industria, como la maquinaria, el campo de la construcción como las protecciones contra incendios.

## REIVINDICACIONES

- 5 1. Material ablativo de protección térmica de una superficie de un vehículo espacial, realizado a partir de una mezcla de composición adecuada para flujos térmicos en el intervalo de 0,5 a 10 MW/m<sup>2</sup>, caracterizado por que comprende una resina con un contenido de coque superior al 50%, es decir, la cantidad de carbono obtenida por calentamiento a 1000°C en atmósfera neutra tal como bajo nitrógeno, cuyo porcentaje másico en la mezcla es de 10 a 30%,
- 10 gránulos de corcho y fibras refractarias de una longitud comprendida entre 0,4 mm y 4 mm seleccionadas del grupo que consiste en carbono y alúmina, correspondiendo la proporción de gránulos de corcho en la mezcla a un porcentaje másico de 50 a 80% y para el que la proporción de fibras refractarias como complemento corresponde a un porcentaje másico en la mezcla de 1 a 11%, estando el material carente de cargas de microsferas y se presiona en un molde para presentar una densidad, después de la desgasificación, de 0,35 a 0,41.
2. Material de protección térmica según la reivindicación 1, para el que la proporción de gránulos de corcho se encuentra entre 64 y 74%.
3. Material de protección térmica según la reivindicación 1 ó 2, para el que el porcentaje másico de resina en la mezcla se encuentra entre 20 y 26%.
- 15 4. Material de protección térmica según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, para el que el porcentaje másico de fibras refractarias se encuentra entre 9 y 11%.
5. Material de protección térmica según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, para el que el porcentaje másico de fibras refractarias se encuentra entre 1 y 4%.
- 20 6. Material de protección térmica según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que comprende un fungicida según una proporción másica en la mezcla de 0,5 a 1,5%.
7. Material de protección térmica según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, para el que el corcho es un corcho ignifugado.
- 25 8. Material de protección térmica según la reivindicación 1, que comprende en porcentaje másico: 21 a 24% de resina fenólica, 65 a 68% de gránulos de corcho ignifugado, 9 a 11% de fibras de carbono o de alúmina, 0,8 a 0,9% de fungicida, y que tiene una densidad entre 0,37 y 0,39 en material desgasificado.
9. Material de protección térmica según la reivindicación 1, que comprende en porcentaje másico: 23 a 25% de resina fenólica, 70 a 73% de gránulos de corcho ignifugado, 1 a 3% de fibras de carbono o de alúmina, 0,8 a 1% de fungicida, y que tiene una densidad entre 0,37 y 0,39 en material desgasificado.
- 30 10. Material de protección térmica según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, para el que las fibras refractarias son fibras de carbono.
11. Material de protección térmica según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, para el que las fibras refractarias son fibras de alúmina.
12. Material de protección térmica según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, para el que los gránulos de corcho son gránulos de 0,5 mm a 1 mm ignifugados.
- 35

FIG. 1

Flujo SIMOUN

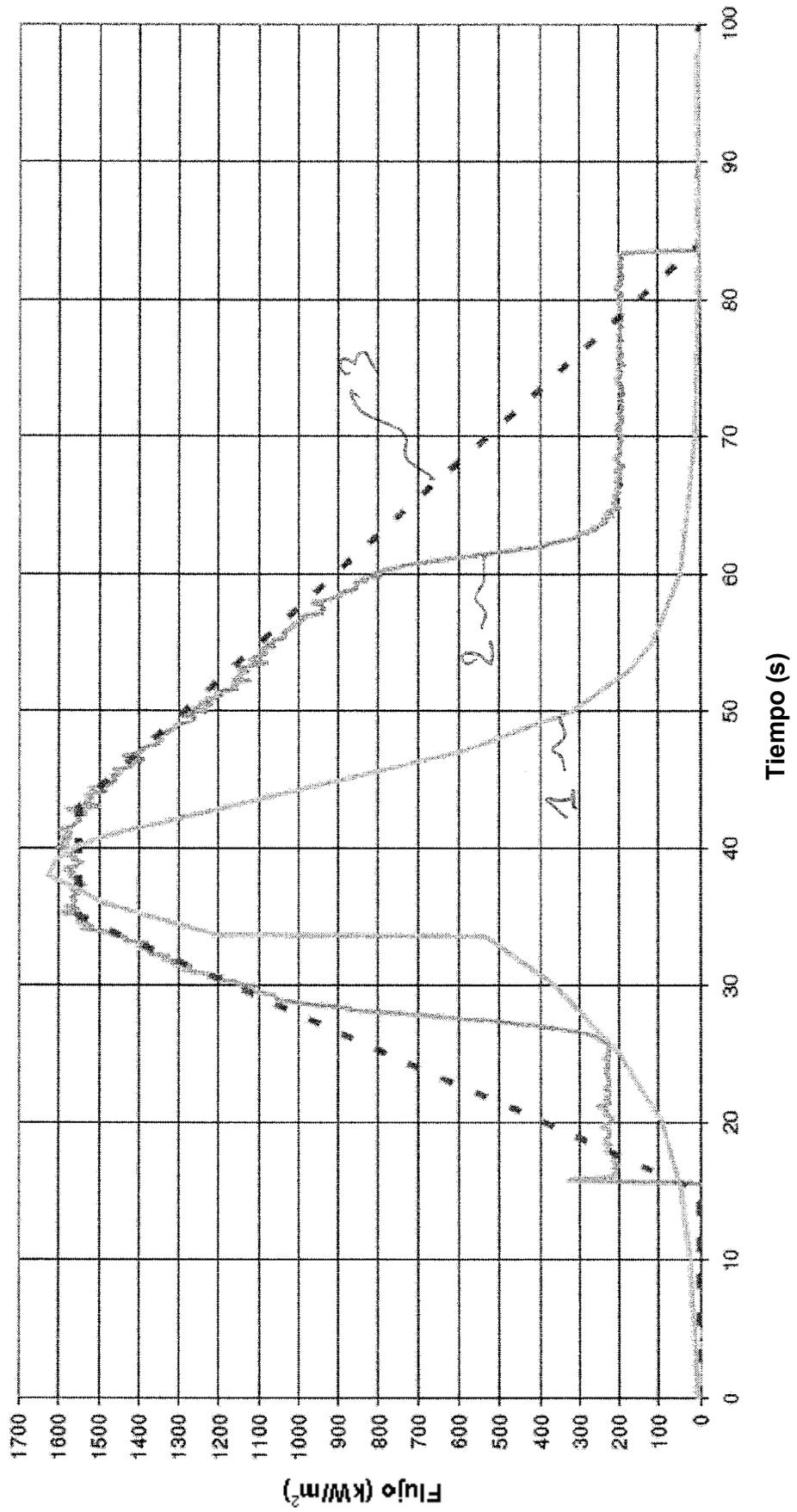
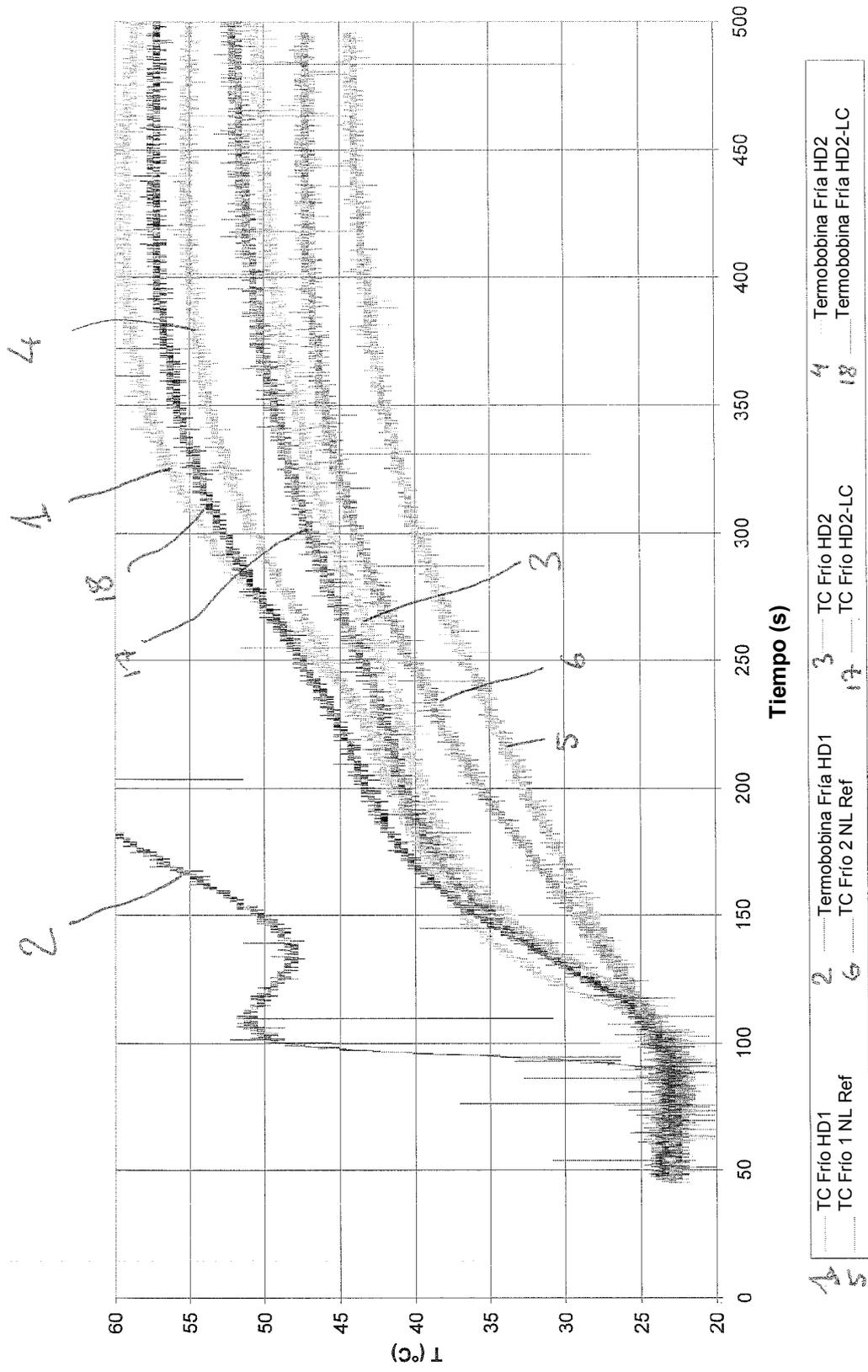
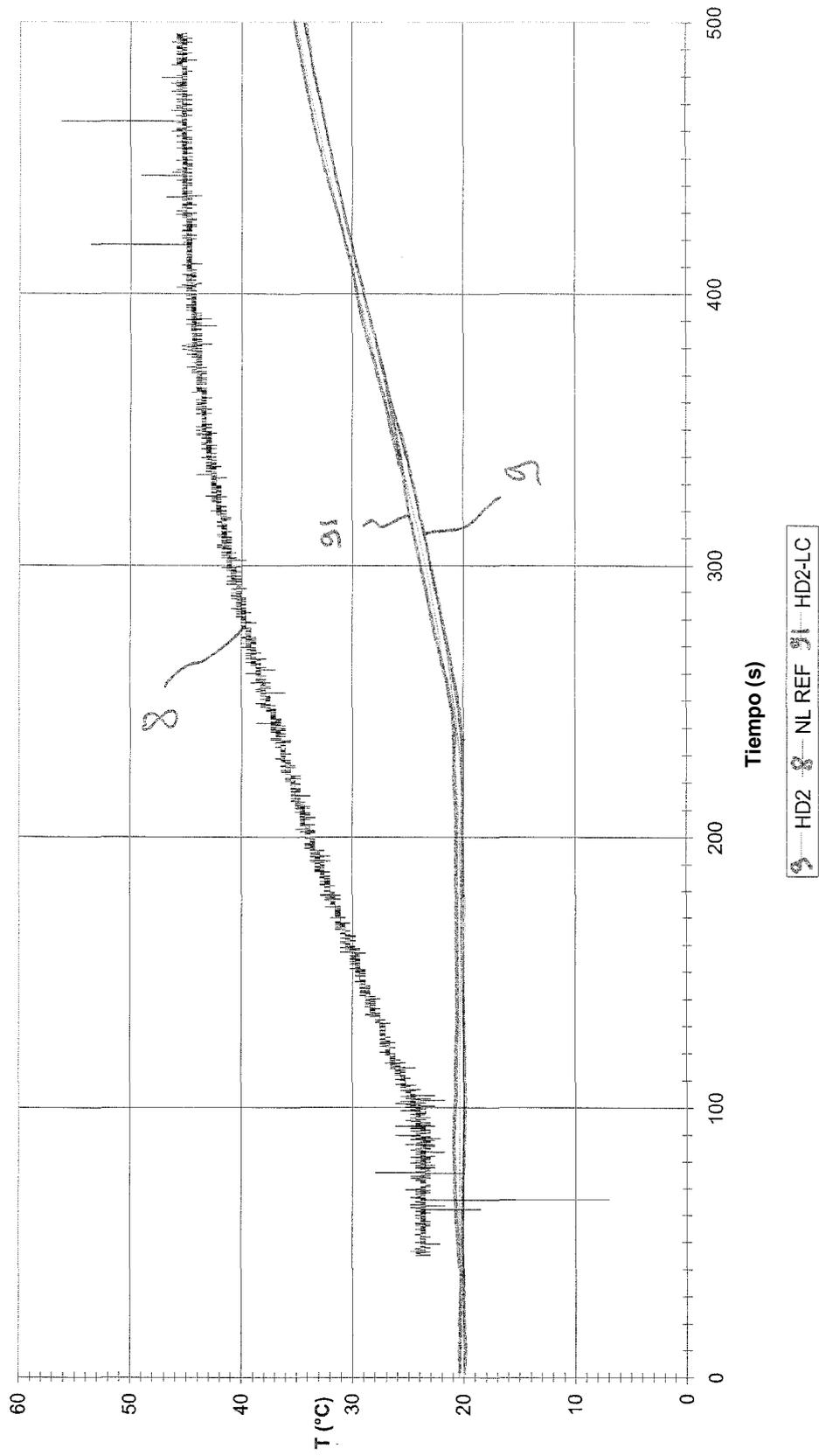


FIG. 2



**Fig. 3**



10

FIG. 4

11

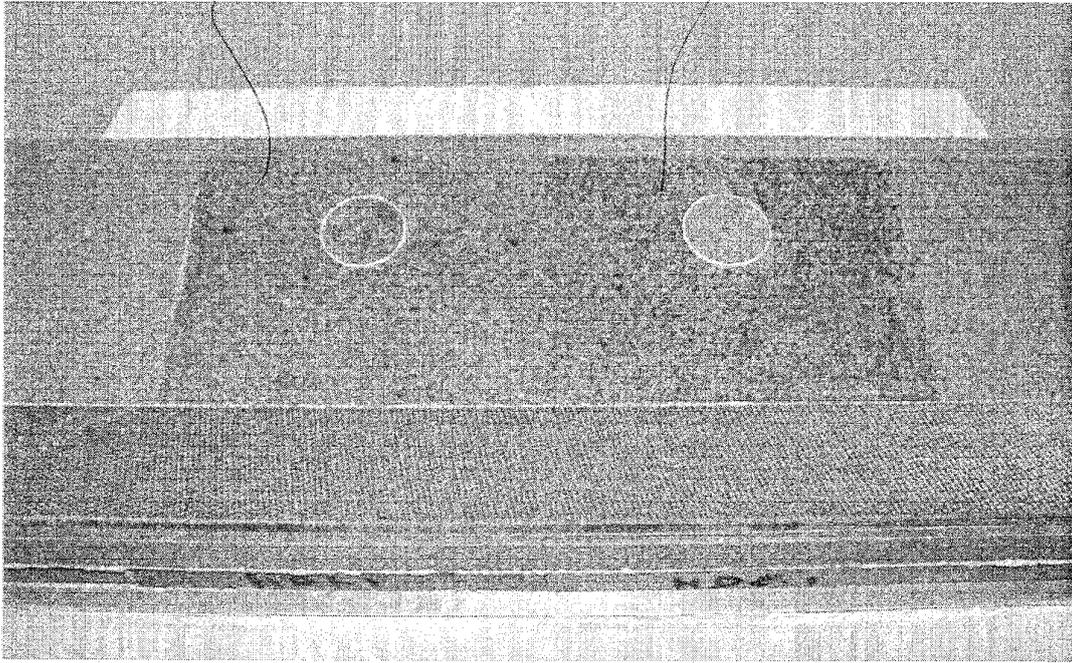
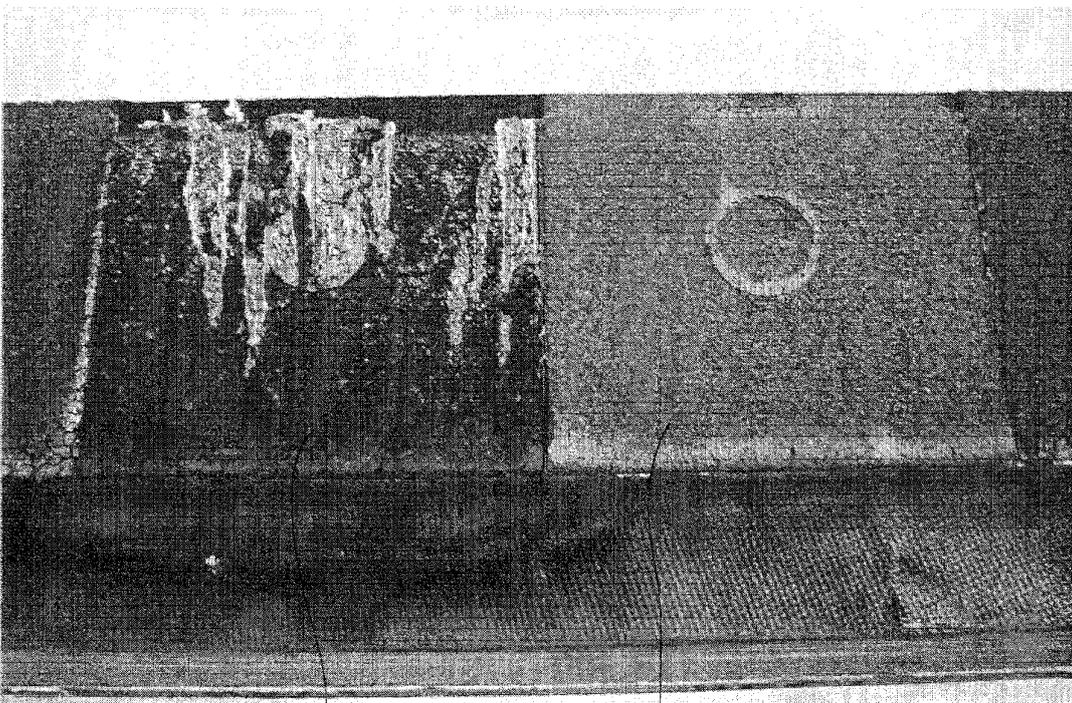


FIG. 5



10

11