

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 767 248**

51 Int. Cl.:

B64G 1/00 (2006.01)

B64G 1/24 (2006.01)

B64G 1/64 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **26.02.2007 PCT/EP2007/051791**

87 Fecha y número de publicación internacional: **30.08.2007 WO07096428**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.02.2007 E 07704712 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.10.2019 EP 1989111**

54 Título: **Dispositivo de aerofrenado de satélite**

30 Prioridad:

27.02.2006 FR 0650660

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

17.06.2020

73 Titular/es:

**CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES
(C.N.E.S.) (100.0%)
2, Place Maurice Quentin
75001 Paris, FR**

72 Inventor/es:

**DUPUY, CHRISTIAN y
BOUSQUET, PIERRE WILLIAM**

74 Agente/Representante:

CURELL SUÑOL, S.L.P.

ES 2 767 248 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

Dispositivo de aerofrenado de satélite.

5 La presente invención se refiere a un dispositivo de aerofrenado de satélite adaptado particularmente a la desorbitación de los satélites al final de su vida útil.

10 Los satélites al final de su vida útil estorban el espacio próximo y, debido a que en alta altitud la presión de aire es muy reducida, estos satélites que alcanzan el final de su vida útil de servicio son susceptibles de permanecer en órbita muchos años y estorbar así el espacio y causar riesgos de colisión y de destrucción de los otros satélites.

15 Para tener una idea, un satélite de una relación entre superficie proyectada y masa del orden de 5 a 6 milésimas de m^2/kg en órbita a una altitud de 700 km necesitará del orden de 45 años para bajar a una altitud a la cual será destruido, ahora bien, algunas agencias espaciales imponen ahora una duración de vida máxima de 25 años a los satélites en órbita baja que han cumplido su misión.

Sin medios de desorbitación, esta duración máxima impediría una órbita superior a 650 km a un satélite que tiene una relación entre superficie proyectada y masa tal como la definida anteriormente.

20 Por ello, los operadores de satélites se esfuerzan en limitar la duración de vida de los satélites después del fin de su servicio previendo unos sistemas que los desplazan de su órbita para desorbitarlos o posicionarlos en una órbita diferente de final de su vida útil.

25 Los procedimientos de desorbitación se basan en el principio de una reentrada en la atmósfera forzada del satélite al final de su vida útil.

Se presentan en general dos supuestos.

30 O bien, según un primer tipo de órbita, el satélite está en una órbita elíptica que posee un perigeo en las capas densas de la atmósfera. En tal caso, la desorbitación se realiza de manera natural en algunos días o algunas horas.

O bien, según un segundo tipo de órbita, el satélite se encuentra en una órbita estable que no atraviesa las capas densas y la desorbitación natural tarda un tiempo muy largo como se ha visto anteriormente.

35 En el caso de un satélite que efectúa su misión en una órbita para la cual se supone demasiado lejana la caída natural del satélite, la solución más habitual para acelerar la desorbitación del satélite es bajar su órbita dándole un impulso con la ayuda de propulsores.

40 El inconveniente es que se necesita conservar una cantidad de combustible, y una energía suficiente para permitir este impulso, hasta una fase de vida avanzada del satélite.

Además, cuando estos propulsores no son útiles para la misión del satélite, constituyen un peso parásito para la puesta en órbita del satélite, así como una masa y un volumen inútil a lo largo de la misión.

45 Además, la realización de este impulso se debe realizar mientras que el satélite podría no tener más que una capacidad funcional residual, lo cual impone conservarle unas facultades de maniobra más allá de su duración de vida normal.

Un medio alternativo es el aerofrenado.

50 El principio del aerofrenado es conocido a partir del documento US 6 550 720 que describe unos medios que permiten en particular modificar la órbita de un satélite y transferir una carga útil desde una órbita geoestacionaria a 36000 km hasta una órbita baja y que utiliza el paso de la carga en las capas altas de la atmósfera con el fin de circularizar su órbita.

55 Este principio de aerofrenado utilizado para modificar la órbita de una carga o de un satélite se ha utilizado por otro lado en el marco de la misión de la sonda "MARS global surveyor" para circularizar la órbita inicialmente muy elíptica de la sonda haciéndola pasar por la parte alta de la atmósfera marciana.

60 Este principio de aerofrenado se utiliza además para unos procedimientos de entrada en la atmósfera en la que el frenado es mucho más violento y necesita un escudo térmico.

65 El aerofrenado es eficaz a las altitudes en las que la atmósfera es relativamente densa y, para utilizarlo a unas altitudes más importantes que las capas altas de la atmósfera, es necesario incrementar la superficie de resistencia aerodinámica del satélite con el fin de utilizar el efecto de frenado, incluso muy débil, de la atmósfera residual presente en las órbitas altas.

Para ello, el documento US 6 550 720 describe la realización de grandes alas en forma de paraguas adaptado para conferir una estabilidad al satélite y una posición particular de este satélite sobre su trayectoria.

5 Dichas alas son difíciles de utilizar debido al volumen importante que ocupan plegadas y a su superficie importante.

Por ejemplo, según el documento US 6 550 720, para frenar un satélite del orden de 600 kg a una altitud de sólo 150 km, se necesita un ala del orden de 150 m².

10 Por otro lado, es necesario prever varios montantes o mástiles que deben desplegarse para mantener dichas alas abiertas.

Por último, dichas alas funcionan según una dirección privilegiada para la cual el satélite debe ser estabilizado y, si el satélite está orientado desfavorablemente con respecto a el ala, o si el satélite gira sobre sí mismo, su efecto se reduce en gran medida.

15 Para utilizar dichas alas, es necesario por lo tanto estabilizar el satélite y utilizar por lo tanto sus sistemas de control de actitud, lo cual devuelve el problema mencionado anteriormente de la conservación de funciones de pilotaje y de propulsión del satélite al final de su vida útil.

20 Se ha considerado también utilizar los paneles solares de los satélites como superficie de frenado, pero esta tecnología sigue siendo demasiado pesada, complicada de realizar y a menudo insuficiente.

25 La presente invención se refiere a una tecnología de dispositivo de aerofrenado, aplicable a la desorbitación de los satélites, basada en un ala perfeccionada por que resulta poco voluminosa replegada, por que necesita un armazón reducido y por que necesita poca energía para su despliegue, lo cual le conserva un balance de masa reducido y una fiabilidad importante compatible con su utilización al final de su vida útil del satélite.

30 Además, de manera particularmente ventajosa, el ala según la invención está concebida de manera que funcione como ralentizador, sea cual sea la actitud del satélite y de manera que permita evitar estabilizarlo, lo cual evita incrementar la masa del satélite y evita conservar unos combustibles de propulsión después del final de la misión del satélite.

35 Para ello, la presente invención prevé un dispositivo de aerofrenado de satélite según la reivindicación 1, que comprende un velamen desplegable para el cual el ala, una vez desplegada, es una estructura tridimensional adaptada para realizar el frenado de un satélite inestable, sea cual sea su orientación.

40 Dicha estructura tridimensional según la invención permite conservar una eficacia de frenado importante, sea cual sea la posición del satélite en su trayectoria sin estar concebida para aportar una estabilización del satélite.

45 En particular, según un modo de realización preferido de la invención, el velamen desplegado es tal que su sección eficaz sigue estando, sea cual sea la posición del satélite en su trayectoria, en una relación comprendida entre 2,8 veces la superficie de la proyección del satélite perpendicularmente a su trayectoria y 5 veces dicha superficie de proyección, lo cual permite asegurar una desorbitación del satélite en un tiempo razonable reduciendo al mismo tiempo la masa embarcada debida al dispositivo de aerofrenado.

Según la invención, la estructura tridimensional es una estructura asimétrica que optimiza la relación entre sección eficaz y masa embarcada.

50 Otras características y ventajas aparecerán con la lectura de la descripción siguiente de ejemplos no limitativos de la invención haciendo referencia a los dibujos, que representan:

en la figura 1: una vista en perspectiva de un satélite al cual se aplica la invención;

55 en la figura 2: una vista en perspectiva de un primer ejemplo de un primer modo de realización de la invención;

en las figuras 3A a 3C: unas vistas en perspectiva de tres ejemplos de un tercer modo de realización de la invención en perspectiva;

60 en la figura 4: un diagrama en dos dimensiones representativo de la sección eficaz de un modo de realización de la invención;

en la figura 5: una ilustración del cálculo de sección eficaz;

65 en las figuras 6A a 6D: cuatro ejemplos del primer modo de realización de la invención.

El dispositivo de aerofrenado de satélite según la invención se aplica particularmente a un satélite 1 tal como se representa en la figura 1 de tipo microsátélite provisto de generadores solares 9, 10 de masa del orden de 200 kg, de superficie proyectada media de 1,5 m², es decir una relación entre superficie proyectada y masa del orden de la relación proporcionada en el preámbulo, y colocado en una órbita situada entre 650 y 800 km de altitud.

5 Según la invención, el dispositivo de desorbitación comprende un velamen, flexible o rígido que, una vez desplegado se convierte en una estructura tridimensional 2 según la figura 2, 3 según las figuras 6A y 6D, 2, 3 y 6 según las figuras 6B y 6C, 5 según la figura 3A y 6 según la figura 3B, que comprende o bien unos elementos de velamen situados en unos planos secantes no confundidos, o bien uno o varios elementos de velamen que forman
10 unas caras externas de un objeto tridimensional.

Según la invención, la estructura tridimensional está adaptada para realizar el frenado de un satélite inestable, es decir que presenta una sección eficaz que incrementa la superficie aparente del satélite cuando tiene lugar la rotación del satélite en su trayectoria y prácticamente sea cual sea la actitud del satélite, sin estabilizar el satélite en una posición particular.

15 En el caso de la invención, la presión del aire residual no permite ninguna auto-estabilización de la posición del satélite y la invención es particularmente interesante debido a que evita tener que estabilizar el satélite, al contrario que un ala de tipo "paraguas" que es eficaz solamente para un satélite estable y orientado en su trayectoria y dispuesto delante del ala en esta trayectoria.

20 En el marco de la invención, para el ejemplo de satélite seleccionado, el velamen desplegado es tal que su sección eficaz sigue estando, sea cual sea la posición del satélite en su trayectoria, en una relación comprendida entre 2,8 veces la superficie de la proyección 11 del satélite perpendicularmente a su trayectoria y 5 veces dicha superficie de proyección 11.

La figura 5 ilustra el cálculo de la sección eficaz.

30 Se denomina sección eficaz la superficie proyectada $S(u)$ de la estructura 1 sobre un plano P normal a la dirección de observación.

Para medir la sección eficaz, se define en primer lugar una dirección de observación de referencia observando el satélite según su eje de simetría.

35 A continuación, haciendo girar el satélite según unos ángulos θ y λ para obtener las diferentes actitudes posibles del satélite, es posible trazar la evolución de la superficie aparente del satélite según sus actitudes posibles en su trayectoria.

Se puede deducir así un valor medio de esta superficie.

40 En el caso de un satélite de una masa del orden de 200 kg cuya superficie aparente de frenado, cuando sus generadores están desplegados varía de 0,44 m² a 2,45 m², es decir 1,4 m² como media, para el frenado que aporta el velamen sea compatible con una desorbitación en menos de 25 años, la superficie aparente media debe ser del orden de 4 m².

45 Este método permite determinar las geometrías de los velámenes mejor adaptados para ofrecer la mejor relación posible entre sección eficaz del velamen y masa embarcada, y un despliegue fácil.

50 Según la invención, el velamen comprende por lo menos dos elementos de velámenes distintos 2, 3 como se representa más particularmente en las figuras 6A a 6D que corresponden a unos ejemplos de realización aplicables más particularmente a un satélite provisto de generadores solares 9, 10 en forma de paneles. Para estos ejemplos de realización, el velamen se extiende globalmente según un plano perpendicular al plano que comprende los paneles solares de manera que estos últimos participan así al aerofrenado del satélite.

55 En este marco, se han determinado varias configuraciones de velámenes y según una configuración particular, la invención prevé que el velamen comprenda por lo menos un primer elemento de velamen 2 orientado paralelamente a un primer eje a1 del satélite y un segundo elemento de velamen 3 orientado paralelamente a un segundo eje a2 del satélite, distinto del primero.

60 Según el ejemplo de las figuras 6A, 6B, dichos primer y segundo ejes a1, a2 son unos ejes perpendiculares mientras que según las figuras 6C, 6D, los ejes a1, a2 son unos ejes inclinados uno con respecto al otro en un ángulo inferior a 90°.

65 Para incrementar la superficie de aerofrenado, según los ejemplos de las figuras 6B y 6C, dichos elementos de velamen 2, 3 están unidos por un tercer elemento de velamen 7 que se despliega simultáneamente a los primer y segundo elementos de velamen.

Según un modo de realización alternativo o complementario representado en particular en la figura 2, el velamen comprende por lo menos un elemento de velamen 2, 3 provisto de dos aletas 2a, 2b, 3a, 3b que comprenden una arista común.

5

En particular, dicha arista común se extiende a partir del contorno exterior del satélite según un eje a1 que se aleja del satélite.

10

El ejemplo de la figura 6D prevé por su parte dos elementos de velamen 2, 3 provisto cada uno de dos aletas respectivamente 2a, 2b y 3a, 3b.

15

En el caso de un ángulo de 105° entre los ejes a1 y a2, y una longitud de los elementos de velamen del orden de 4,5 m y unas anchuras de paneles del orden de 0,6 m, la superficie vista en función de la posición del satélite en su trayectoria está representada en la figura 4.

Se observa en esta figura que la estructura tridimensional ofrece una superficie eficaz que se sitúa entre 4 y $7,5 \text{ m}^2$, lo cual permite frenar el satélite inestable en su trayectoria en todas las posiciones que puede ocupar.

20

Según una alternativa no reivindicada, el velamen es una estructura ensanchada 5, 6 que se despliega a partir de un elemento de contorno del satélite.

25

En este caso, la estructura ensanchada puede ser piramidal como en el ejemplo de la figura 3A, en forma troncocónica como sucesión de elementos de toro como en la figura 3B, comprender tres paneles 2a, 2b y 2c que forman un prisma ensanchado con base triangular que parte de una cara del satélite como según el ejemplo de la figura 3C.

La invención no se limita a los ejemplos representados y se pueden prever en particular más de dos elementos de velamen distintos.

30

Además, la invención se aplica a cualquier objeto en órbita y en particular, por la terminología satélite se engloban asimismo unos elementos de lanzaderas o de estructuras orbitales cuya desorbitación se desea.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Dispositivo de aerofrenado de satélite (1) que comprende un velamen desplegable, caracterizado por que el velamen, una vez desplegado, es una estructura tridimensional (2, 3, 5, 6, 7) asimétrica adaptada para realizar el frenado de un satélite inestable, sea cual sea su orientación y para el cual el velamen comprende por lo menos dos elementos de velamen (2, 3) distintos.
- 10 2. Dispositivo de aerofrenado según la reivindicación 1, caracterizado por que el velamen desplegado es tal que su sección eficaz sigue estando, sea cual sea la posición del satélite en su trayectoria, en una relación comprendida entre 2,8 veces la superficie de la proyección (11) del satélite perpendicularmente a su trayectoria y 5 veces dicha superficie de proyección (11).
- 15 3. Dispositivo de aerofrenado según una de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el velamen comprende por lo menos un primer elemento de velamen (2) orientado paralelamente a un primer eje (a1) del satélite y un segundo elemento de velamen (3) orientado paralelamente a un segundo eje (a2) del satélite, distinto del primero.
- 20 4. Dispositivo de aerofrenado según la reivindicación 3, caracterizado por que dichos primer y segundo ejes (a1, a2) son unos ejes perpendiculares.
- 5 5. Dispositivo de aerofrenado según una de las reivindicaciones 1 a 3, caracterizado por que el velamen comprende por lo menos un elemento de velamen (2, 3) provisto de dos alas (2a, 2b, 3a, 3b) que comprenden una arista común.
- 25 6. Dispositivo de aerofrenado según la reivindicación 5, caracterizado por que dicha arista común se extiende a partir del contorno exterior del satélite según un eje (a1, a2) que se aleja del satélite.
- 30 7. Dispositivo de aerofrenado según la reivindicación 1, caracterizado por que dichos elementos de velamen (2, 3) están unidos por un tercer elemento de velamen (7).

Fig. 1

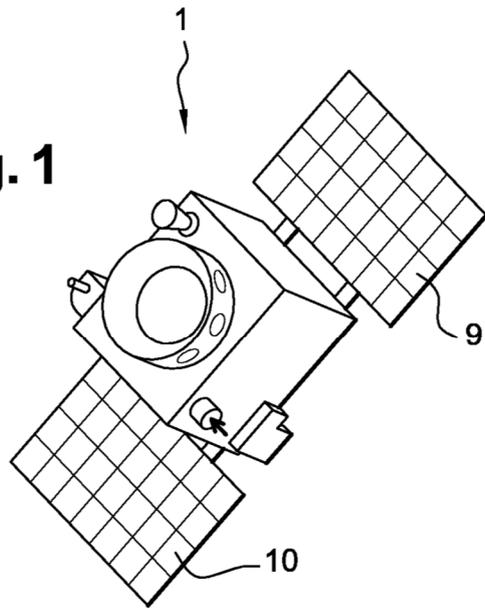


Fig. 2

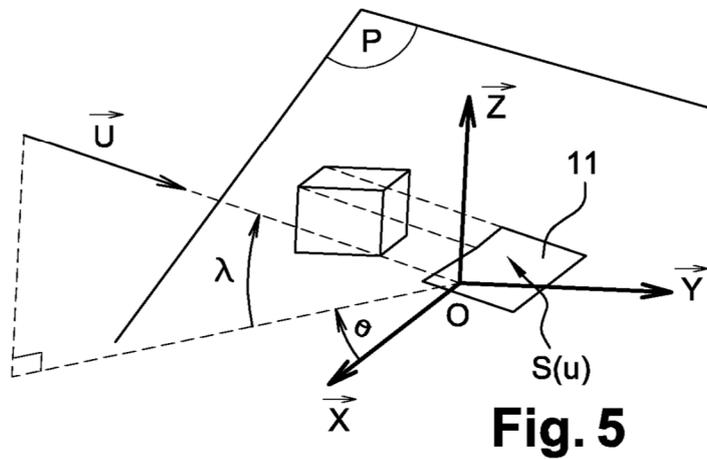
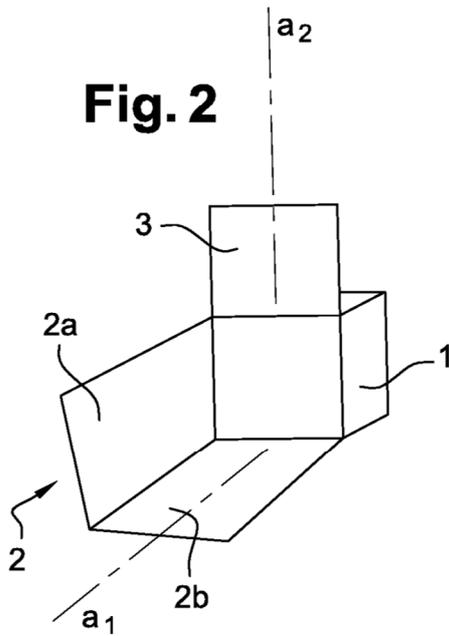


Fig. 5

