

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 727 867**

51 Int. Cl.:

**B64G 1/24** (2006.01)

**B64G 1/64** (2006.01)

**B64G 1/00** (2006.01)

**B64G 1/62** (2006.01)

**B64G 3/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.10.2014** **E 14275222 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.04.2019** **EP 3015369**

54 Título: **Interceptación de desechos espaciales**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**21.10.2019**

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE LIMITED (100.0%)**  
**Gunnels Wood Road**  
**Stevenage Hertfordshire SG1 2AS, GB**

72 Inventor/es:

**REED, JAIME;**  
**BARRACLOUGH, SIMON y**  
**RATCLIFFE, ANDREW**

74 Agente/Representante:

**PONS ARIÑO, Ángel**

**ES 2 727 867 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**

Interceptación de desechos espaciales

5 La presente invención se refiere a la interceptación de un objeto diana que está en órbita en el espacio. Particular, pero no exclusivamente, la presente invención se refiere a la captura de desechos espaciales y su transferencia a la atmósfera de la Tierra utilizando un vehículo de interceptación.

10 Existe una preocupación considerable por la cantidad de desechos espaciales en órbita alrededor de la Tierra. Incluso los objetos de escombros muy pequeños pueden causar un daño significativo a otros objetos en el espacio, ya que las velocidades relativas en órbita pueden alcanzar muchos kilómetros por segundo. Algunos de los desechos espaciales que orbitan alrededor de la Tierra incluyen objetos grandes, que van desde satélites inactivos hasta etapas de lanzamiento de cohetes. Los objetos como los mencionados pueden causar graves daños a una nave espacial en caso de colisión y ser una fuente abundante de fragmentos de escombros más pequeños en el caso de una colisión  
 15 con un vehículo espacial u otros objetos de escombros. Se cree que la cantidad de desechos espaciales que ya están en órbita representan una amenaza para el uso continuo de ciertas bandas orbitales, como las que se encuentran dentro del rango de órbita terrestre baja (LEO) que se usa para los satélites de comunicaciones.

20 Se han llevado a cabo numerosos estudios sobre el problema de los desechos espaciales. Los principales aspectos de estas propuestas son:

- un «perseguidor» o «administrador» que se reúne con el elemento diana de los desechos espaciales;
- una maniobra de atraque o captura, seguida de una maniobra de estabilización; y
- una maniobra para desorbitar.

25 Tales configuraciones de «eliminación activa de escombros» (ADR, por sus siglas en inglés) recuperan objetos de una órbita usando un perseguidor o vehículo de servicio (que típicamente comprende al menos un dispositivo de captura, sistema de propulsión y sistema de navegación) que a continuación manipula los objetos recuperados para sacarlos de órbita, por ejemplo, quemándose en la atmósfera terrestre. Sin embargo, para ahorrar costos, el perseguidor o el  
 30 vehículo de servicio se mantendrían en órbita para futuras misiones, lo que, por lo tanto, hace que el procedimiento de desorbitación sea complejo.

Estas configuraciones hacen uso de un satélite que aloja los componentes del perseguidor o del vehículo de servicio. Como tal, se requiere un lanzamiento satelital antes de que se puedan implementar los componentes del perseguidor  
 35 o del vehículo de servicio. Dichas misiones han demostrado costar en el orden de varios cientos de millones de euros. La energía requerida y el consumo de combustible para el lanzamiento del satélite y las maniobras de acoplamiento y desorbitaje repetidas son componentes importantes de los costos de la misión, junto con los costos operativos. Además, la complejidad técnica asociada con las rutinas de acoplamiento efectivas y las maniobras de desorbitaje han llevado a buscar soluciones alternativas.

40 Una solución alternativa propuesta en la bibliografía es utilizar propulsores químicos para proporcionar una fuerza de frenado al objetivo, a fin de reducir la posibilidad de que los desechos continúen causando daños a través de colisiones de alta velocidad. Sin embargo, estas técnicas serían extremadamente problemáticas debido al alto calentamiento de los sistemas bipropulsores o monopropulsores que podrían derretir el objetivo. El gas frío también sería muy ineficiente  
 45 para las masas. Además, la distancia de separación sería de solo unos pocos metros, lo que conllevaría un alto riesgo de colisión entre el objetivo y el vehículo de servicio. Por lo tanto, una técnica de este tipo podría ser útil solo para pequeños artículos de escombros. Los propulsores eléctricos son una alternativa a los propulsores químicos, aunque también es probable que sean caros.

50 Otra solución comprobada es la destrucción de los desechos espaciales con un misil lanzado desde tierra, en lugar de su captura. Si bien esta técnica es más simple, en general, conduce a un aumento en los desechos espaciales más pequeños, particularmente después de la destrucción de objetos grandes a una altitud de más de 600 km, por lo que, en algunas circunstancias, este enfoque puede empeorar el problema de los desechos espaciales.

55 La Solicitud de Patente Europea EP 2.774.855 describe un ejemplo de un dispositivo y un procedimiento para eliminar residuos espaciales.

La Patente de los Estados Unidos US 6.626.077 describe un vehículo de interceptación para armas nucleares, químicas y biológicas en el aire.

60

La presente invención tiene como objetivo proporcionar una técnica de desorbitación y captura no destructiva que es mucho más rentable que las utilizadas actualmente. La presente invención elimina el uso de un satélite huésped y utiliza un sistema de lanzamiento dedicado como interceptor de desechos, configurado para interceptar un objeto objetivo, en lugar de destruirlo. Esta configuración lleva a una reducción significativa de los costos y la posibilidad de múltiples misiones activas de eliminación de escombros utilizando diferentes vehículos lanzadores / interceptores.

De acuerdo con un aspecto de la presente invención, se proporciona un vehículo para interceptar un objeto diana que está orbitando en el espacio, que comprende una porción de lanzamiento para conducir el vehículo a una órbita y una parte de interceptación para interceptar un objeto diana cuando el vehículo está en órbita, donde la porción de interceptación comprende medios para enganchar con el objeto diana y donde la porción de lanzamiento está configurada para conducir el vehículo hacia una primera órbita elíptica y el vehículo está configurado para adoptar una segunda órbita elíptica en acoplamiento con el objeto diana en el cual la primera órbita elíptica está dispuesta de manera que se intersecte con la órbita del objeto diana en un punto de interceptación, y la segunda órbita elíptica es tal que el vehículo está dispuesto para moverse desde el punto de interceptación hacia la atmósfera de la Tierra cuando se engancha con el objeto diana.

La porción de interceptación puede comprender medios para rastrear el objeto diana, donde los medios de seguimiento pueden comprender uno o más de un sensor óptico, un sensor infrarrojo y un radar.

El vehículo puede comprender además medios para controlar el movimiento del vehículo en la primera y/o segunda órbita elíptica.

Los medios para controlar el movimiento del vehículo pueden estar dispuestos para recibir retroalimentación de los medios de seguimiento y para impartir un movimiento correctivo al vehículo.

Los medios para controlar el movimiento del vehículo pueden comprender uno o más propulsores controlados por un medio de control en la parte de interceptación.

La primera y segunda órbitas elípticas pueden ser tales que la transición de la primera órbita elíptica a la segunda órbita elíptica sea la que requiera un funcionamiento mínimo de los medios para controlar el movimiento del vehículo.

Las trayectorias de la primera y la segunda órbitas elípticas pueden determinarse y almacenarse en una memoria en el vehículo.

La parte de interceptación puede comprender un controlador para calcular la segunda órbita elíptica con base en la información relacionada con el objeto diana.

El vehículo puede comprender medios de comunicación para comunicarse con una estación terrestre con el fin de recibir información sobre la trayectoria que define la primera y la segunda órbitas elípticas.

Los medios de acoplamiento pueden comprender al menos uno de un arpón, una red o uno o más airbags. Una opción alternativa podría ser un dispositivo que comprenda una colección de púas, como un gancho de agarre, que aproveche el movimiento relativo entre el interceptor y los escombros para proporcionar acoplamiento y captura.

Los medios de acoplamiento pueden estar dispuestos para hacer que la parte de interceptación se combine con el objetivo para formar un cuerpo compuesto, o para arrastrar el objetivo en la segunda órbita elíptica.

El vehículo puede comprender, además, medios de retardo para ralentizar el vehículo desde la primera órbita elíptica a una segunda órbita elíptica inferior al enganchar o después de enganchar el objeto diana.

De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, se proporciona un procedimiento para controlar un vehículo para interceptar un objeto diana que orbita en el espacio, que comprende controlar el vehículo para ser conducido a una primera órbita elíptica para intersectar la órbita del objeto diana en un punto de interceptación, y controlar el vehículo para que se enganche con el objeto diana en el punto de interceptación y para adoptar una segunda órbita elíptica en contacto con el objeto diana, en el que la segunda órbita elíptica es tal que el vehículo está dispuesto para moverse desde punto de interceptación hacia la atmósfera de la Tierra cuando se engancha con el objeto diana.

El procedimiento puede comprender rastrear el objeto diana para determinar la velocidad de cierre del vehículo con respecto al objeto diana en el punto de interceptación, donde la velocidad de cierre puede ser para permitir el acoplamiento del vehículo con el objeto diana, y para permitir la transición de la primera órbita elíptica a la segunda

órbita elíptica con un control correctivo mínimo del movimiento del vehículo.

El procedimiento puede comprender rastrear el vehículo cuando está enganchado con el objeto diana y controlar la segunda órbita elíptica de manera que el vehículo ingrese a la atmósfera de la Tierra en una ubicación predeterminada.

5

El propulsor necesario para el interceptor se reduce significativamente en comparación con las técnicas convencionales descritas con anterioridad, porque la interceptación se basa en una selección apropiada de una trayectoria de lanzamiento, un punto de interceptación y una trayectoria de desorbitación, en lugar de las maniobras de un satélite en el espacio para lograr la interceptación requerida.

10

Además, el interceptor puede configurarse para enganchar el objeto diana de modo que forme una estructura compuesta que se mueva a una órbita elíptica más baja que el estado inicial del objeto diana. Tal órbita más baja puede pasar a la atmósfera de la Tierra donde el objeto diana se quema, junto con el interceptor. Por lo tanto, el interceptor se puede configurar para una misión de un solo uso, lo que significa que se requiere un propelente bajo, lo que reduce los costos. A su vez, la invención permite la eliminación de desechos espaciales de la órbita de una manera que no genere nuevos objetos de desechos más pequeños, lo que proporciona una mejora sobre las técnicas basadas en la destrucción.

15

A continuación, se describen realizaciones de la presente invención solo a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos adjuntos, en los cuales:

20

La Figura 1 muestra un ejemplo de vehículo de interceptación de acuerdo con una realización de la presente invención; Las Figuras 2a y 2b ilustran la primera órbita elíptica del vehículo, de acuerdo con dos realizaciones de la presente invención;

25

La Figura 3a ilustra un arpón utilizado en el vehículo de interceptación de una realización de la presente invención;

La Figura 3b ilustra un dispositivo de agarre pasivo utilizado en el vehículo de interceptación de una realización de la presente invención;

La Figura 3c ilustra la configuración de una bolsa de aire utilizada en el vehículo de interceptación de una realización de la presente invención;

30

La Figura 4 es un gráfico que ilustra el efecto de la altitud orbital en la velocidad de cierre relativa requerida entre el vehículo de interceptación y el objeto diana;

La Figura 5 ilustra el combustible requerido para una maniobra de frenado después de la captura de un objeto diana, de acuerdo con una realización de la presente invención;

La Figura 6 ilustra una rutina de interceptación y órbita de acuerdo con una realización de la presente invención;

35

La Figura 7 ilustra un diagrama de flujo que muestra un procedimiento de control realizado de acuerdo con una realización de la presente invención; y

Las Figuras 8a y 8b representan ejemplos de la transición entre dos órbitas elípticas.

40

Se apreciará que, por conveniencia de la explicación, algunos elementos de los dibujos no se muestran en escala.

La Figura 1 muestra un vehículo de interceptación 10 de acuerdo con una realización de la presente invención. El vehículo de interceptación 10 se denominará «vehículo» en lo sucesivo para simplificar, pero también puede denominarse «vehículo de persecución», «perseguidor» o «vehículo de servicio».

45

El vehículo 10 tiene dos componentes principales: una etapa superior 11 de una parte de lanzamiento y una parte de interceptación 13 o «kit de desorbitación» que se describirá con mayor detalle con respecto a las Figuras 3a, 3b y 3c.

La parte de lanzamiento contiene el combustible requerido para lanzar el vehículo 10 al espacio, y funciona de acuerdo con principios similares a los utilizados en el lanzamiento de otras naves espaciales. Como tal, la parte de lanzamiento puede ser separable de la parte de interceptación 13, que continúa en una órbita particular una vez que se descarta la parte de lanzamiento. La parte de lanzamiento puede estar formada por múltiples etapas, cada una de las cuales se separa del vehículo 10, a su vez, en puntos predeterminados a lo largo de la trayectoria de lanzamiento. El mecanismo de liberación para cada etapa puede programarse automáticamente, dependiendo del consumo de combustible en la etapa respectiva, y el experto entenderá que sería posible una serie de configuraciones específicas que serían capaces de lanzar el vehículo 10 a una órbita predeterminada. En otra realización, la porción de lanzamiento

50

y la porción de interceptación 13 están combinadas integralmente, y no tiene lugar ninguna separación durante el lanzamiento. En el ejemplo que se muestra en la Figura 1, se muestra que la etapa superior 11 permanece en conexión con la porción de interceptación 13 del vehículo 10 una vez que se han retirado las etapas inferiores de la porción de lanzamiento, y contiene un propulsor 12 para maniobrar el vehículo 10 en el espacio. La etapa superior puede estar involucrada en la fase de lanzamiento, y el propulsor 12 puede interpretarse como una generalización del mecanismo

55

de control que permite al vehículo 10 viajar a lo que se denomina una «primera órbita elíptica» en la descripción a

60

continuación.

La parte de interceptación 13 está dispuesta para acoplarse con un objeto diana de los desechos espaciales, y para mover el objeto diana a una órbita más baja de la que el vehículo 10 adopta antes del acoplamiento. Cuando se engancha con el objeto diana, el vehículo 10 lleva al objeto diana a una órbita tal que puede quemarse en la atmósfera de la Tierra en una ubicación predeterminada.

Para permitir el acoplamiento, la parte de interceptación contiene un medio de acoplamiento 14, que se describirá con más detalle a continuación. Los medios de acoplamiento 14 son responsables de hacer contacto con el objeto diana y de capturarlo de manera que la parte de interceptación 13 y el objeto objetivo se combinen como un objeto compuesto que se quema en la atmósfera de la Tierra.

El vehículo 10 comprende medios 15 para comunicarse con una estación terrestre. Dichos medios se utilizan para enviar información de progreso y diagnóstico a la estación de tierra y para recibir señales de control de la estación de tierra. En una realización, la información suministrada a la estación terrestre, a través de un enlace satelital, incluye datos que reportan la posición y/o la velocidad y/o la aceleración del vehículo 10, e información relacionada con el seguimiento del objeto diana, realizada por sensores en el vehículo. Dichos sensores de rastreo pueden ser ópticos, infrarrojos, de radar o una combinación de los tres. La información recibida de la estación terrestre se refiere al control de los accionadores de movimiento en la parte de interceptación que se requiere para garantizar que se adopte una órbita predeterminada. Además, el control de los medios de acoplamiento 14 se proporciona a través de una señal de control de la estación terrestre, como el lanzamiento de un arpón, o la activación de bolsas de aire, que se describirá con más detalle a continuación.

En otra realización, se reduce el nivel de las señales de control que se requieren que se reciban desde la estación terrestre, y el control a bordo se puede realizar mediante una unidad de control en el vehículo 10. La unidad de control interactúa con los medios de actuación de movimiento, los sensores de seguimiento y controla los medios de acoplamiento 14. Sin embargo, dado que el vehículo está diseñado para quemarse en la atmósfera de la Tierra con el objeto diana recuperado, el vehículo está diseñado para que sea relativamente simple y, por lo tanto, mover la mayor parte del procesamiento a la estación terrestre garantiza que la unidad de control requerida para procesar las señales de control en el vehículo se puede diseñar de la manera más simple posible.

El vehículo 10 contiene una memoria para almacenar un itinerario preprogramado, en términos de una primera órbita elíptica en la que el vehículo 10 debe viajar en el espacio antes de la interceptación de un objeto diana, y una segunda órbita elíptica en la que el vehículo 10 es viajar en el espacio después de la interceptación del objeto diana. El almacenamiento del itinerario asegura que el vehículo 10 pueda aplicar la autocorrección o recibir señales de corrección de una estación terrestre, de modo que se mantengan la primera y la segunda órbita elíptica. La primera y la segunda órbita elíptica se describen con más detalle a continuación.

La porción de lanzamiento se controla para llevar el vehículo 10 de la Tierra a la primera órbita elíptica. Dicho control se logra mediante la selección apropiada de la velocidad de lanzamiento y la sincronización del lanzamiento, de manera que el vehículo 10 alcance un punto de interceptación predeterminado, donde se realizará la interceptación del objetivo, en un momento predeterminado. Este procedimiento se describirá con más detalle con respecto a las Figuras 2a y 2b.

Las Figuras 2a y 2b ilustran dos ejemplos de la primera órbita elíptica del vehículo, configurados para permitir la interceptación de un objeto diana, de acuerdo con realizaciones de la presente invención. En ambos ejemplos, se supone que el objeto diana 21 está en una órbita terrestre baja (LEO) que tiene una órbita sustancialmente circular de radio  $r_2$  alrededor de un cuerpo como el de la Tierra 20.

En la Figura 2a, la primera órbita elíptica 24 se determina de modo tal que intercepte tangencialmente la órbita 22 en el punto de interceptación 25, donde el punto de interceptación 25 está en el eje mayor de la elipse 24. En la Figura 2a, se muestra una elipse completa que representa la órbita en la cual el vehículo permanecería estable si no interceptara el objeto diana 21. Una línea de puntos 23 muestra una trayectoria de lanzamiento representativa del vehículo desde la Tierra hasta la primera órbita elíptica 24. La trayectoria de lanzamiento 23 se muestra en forma simplificada y en la práctica puede implicar una pluralidad de órbitas completas de la Tierra 20 antes de que se alcance su «órbita de destino» (es decir, la primera órbita elíptica).

La órbita de destino es la primera órbita elíptica 24 del vehículo, una elipse que tiene un diámetro transversal de  $r_1+r_2$ , donde  $r_2$  es el radio de la órbita circular del objeto diana. La elipse se muestra de manera que la Tierra 20 se encuentra en el foco de la elipse a la distancia  $r_1$  de la circunferencia de la elipse, y se encuentra en el foco más alejado del punto

25 de la intersección de la elipse con la órbita circular 22 del objeto diana 21. La trayectoria del vehículo en la primera órbita elíptica 24 se puede definir en términos de coordenadas polares expresadas como funciones del tiempo, ( $r(t)$ ,  $\theta(t)$ ), donde  $\theta$  se mide como un ángulo alrededor del eje mayor de la elipse en una dirección que apunta lejos de ambos focos de la elipse, medida en sentido antihorario, y 'r' es un radio de la Tierra 20.

5

Cuando el objeto diana 21 orbita la Tierra 20 en sentido antihorario, como se muestra en la Figura 2a, y cuando el vehículo se desplaza en sentido antihorario a lo largo de su primera trayectoria elíptica 24, las dos órbitas se encuentran en el punto de interceptación 25, donde el vehículo intercepta el objeto diana. Dado que el objeto diana 21 se desplaza a una velocidad más alta que el vehículo en función de las altitudes de las órbitas respectivas, el objeto

10

En la realización de la Figura 2b, la primera órbita elíptica 27 se determina de modo que atraviese la órbita circular 22 en el punto de interceptación 28, en lugar de encontrarse tangencialmente con la órbita circular. Como tal, la primera órbita elíptica 28 en esta realización tiene un diámetro transversal mayor que el que se muestra en la Figura 2a, y tiene un diámetro de  $r_1 + r_2 + r_3$ , donde  $r_1$  y  $r_2$  son como se definen con respecto a la Figura 2a, y  $r_3$  representa la extensión del diámetro elíptico más allá de la distancia  $r_2$ . El vehículo se desplaza en sentido antihorario alrededor de la primera órbita elíptica 27, habiéndose lanzado a lo largo de la trayectoria 26, a una distancia variable de la Tierra de  $r_4$ , y un ángulo de  $\theta$  sobre el eje mayor de la elipse. La trayectoria del vehículo en la primera órbita elíptica se puede definir así como coordenadas polares ( $r_4(t)$ ,  $\theta(t)$ ).

15

20 Cuando  $r_4 = r_2$ , y cuando  $\theta = \theta_i$ , la órbita elíptica cruza la órbita circular, y se realiza la interceptación del objeto diana.

En las realizaciones descritas anteriormente, es óptimo que la interceptación del objeto objetivo ocurra cuando el vehículo haya viajado a lo largo de la primera órbita elíptica desde una posición donde  $\theta = 0$  a una posición donde  $\theta = \theta_i$ , a, y no más. En otras palabras, el vehículo completa la interceptación del objeto diana dentro de una circunnavegación completa de la primera órbita elíptica de la Tierra. Este escenario es óptimo ya que requiere el tiempo de tránsito más corto para que se complete la interceptación, y requiere la menor cantidad de rutinas de rastreo y maniobras de estabilización (que se describirán con más detalle a continuación) para que se mantenga la trayectoria del vehículo. Para la disposición que se muestra en la Figura 2a,  $\theta_i = 180^\circ$ .

25

30 Sin embargo, hay factores adicionales que deben tenerse en cuenta para optimizar la trayectoria de la primera órbita elíptica, a fin de garantizar que la interceptación se produzca en la ubicación óptima.

Uno de estos factores es la velocidad de aproximación del vehículo, en relación con el objeto diana. La velocidad relativa puede depender de los tamaños relativos del objeto diana y de la naturaleza de la rutina de interceptación, y puede optimizarse para garantizar que la transición del compuesto del vehículo/objeto diana a su segunda órbita se produzca tan suavemente como sea posible. Antes de explicar con más detalle la transición del vehículo entre la primera y la segunda órbita elíptica, las rutinas de interceptación se describen con más detalle a continuación.

35

40 Como se muestra en la Figura 1, el vehículo 10 contiene una parte de interceptación 13 que está especialmente diseñada para interceptar un objeto diana particular de los desechos espaciales, y una serie de diseños diferentes de la parte de interceptación 13 son posibles de acuerdo con las realizaciones de la invención.

En una realización, la parte de interceptación del vehículo 30 está provista de un arpón 32, como se muestra en la Figura 3a. La Figura ilustra las configuraciones tanto almacenadas como desplegadas del arpón 32. El arpón 32 está destinado a dispararse contra el objeto diana 31, penetrar en el objeto diana 31 y llevarlo a la segunda órbita elíptica. La penetración se logra mediante el uso de una pluralidad de púas 33 ajustadas al arpón, y el arpón está atado 34 a la porción de interceptación. El lanzamiento del arpón 32 puede ser a través de un sistema mecánico a base de resortes, o con el uso de gas presurizado, con la configuración específica que depende de la velocidad y rango de lanzamiento requeridos. La velocidad de lanzamiento del arpón 32 se controla en función del tipo de objeto diana y el grado de penetración que se requiere para asegurar el enganche del objeto diana 31 con el arpón 32. La velocidad de lanzamiento puede preprogramarse, de acuerdo con la trayectoria preprogramada del vehículo 30, o puede determinarse sobre la marcha utilizando sensores de seguimiento a bordo del vehículo 30, que se describirán con mayor detalle a continuación.

45

50 Habiendo enganchado el objeto diana 31 con el arpón 32, la atadura 34 puede permanecer completamente extendida de modo que el vehículo 30 arrastre el objeto diana 31 durante la rutina de desorbitación, o puede contraerse usando un mecanismo de carrete, de modo que el objeto diana 31 se recupera de manera efectiva y se acerca al vehículo 30.

En cualquier disposición, la combinación del vehículo y el objeto diana atado se denominará a continuación un «cuerpo compuesto» o «cuerpo unificado» que está asociado con la segunda órbita elíptica, que se describirá con mayor detalle

55

60

a continuación. La expresión «cuerpo compuesto» también se aplica cuando se utilizan otros mecanismos de interceptación.

5 Como alternativa a un arpón «lineal», en el que la penetración se produce en la dirección de lanzamiento del arpón, la penetración tridimensional se logra mediante el uso de un dispositivo de agarre 36 como se muestra en la Figura 3b. El dispositivo de agarre 36 se coloca en la ruta de los escombros 31. El dispositivo de agarre 36 funciona en gran medida de la misma manera que el arpón 32, pero contiene varios arpones o púas pequeñas que pueden activarse antes, durante o después del lanzamiento del arpón para que puedan penetrar un objeto 31 en múltiples direcciones en la interceptación. Alternativamente, el dispositivo de agarre 36 podría comprender una disposición de gancho. Este  
10 dispositivo de agarre 36 es adecuado cuando el objeto diana 31 tiene una forma irregular, o contiene un grupo de objetos más pequeños distribuidos, todos los cuales se pueden recuperar a través de una única acción de arpón.

En otra realización, se usan bolsas de aire o redes 38 para capturar un objeto diana, como se muestra en la Figura 3c. Las bolsas de aire se lanzan desde la parte de interceptación y el objeto diana está amortiguado y, en algunos  
15 casos, envuelto por las bolsas de aire para permitir la captura y/o la recuperación. En otros casos, habiendo amortiguado y estabilizado el objeto diana con una bolsa de aire 38, una técnica de captura auxiliar, como el uso de un arpón 32 como el anterior, puede permitir la finalización del procedimiento de recuperación. En otros casos, las bolsas de aire 38 no se lanzan desde el vehículo 37, sino que simplemente se inflan mientras están unidas al vehículo. El acoplamiento del vehículo 37 con el objeto diana se logra a través del objeto diana que se combina efectivamente  
20 con la bolsa de aire 38 y el vehículo 37 como un solo cuerpo en el punto de interceptación.

El uso de bolsas de aire 38 es apropiado cuando la penetración del objeto objetivo con un arpón podría causar más daño al objeto diana, generando más desechos espaciales. En los casos en que el compromiso se basa en la coincidencia de la órbita del vehículo con la órbita del objeto diana, la disposición que se muestra en la Figura 2a,  
25 donde ocurre la coincidencia tangencial de las órbitas, es particularmente efectiva, ya que la diferencia relativa en las direcciones de desplazamiento del objeto espacial y el vehículo antes del compromiso están en su mínimo. Una disposición de anclaje podría ser más efectiva para la configuración de la Figura 2b, donde hay una mayor diferencia direccional entre el vehículo y el objeto diana antes del acoplamiento.

30 Las técnicas de interceptación descritas anteriormente son relativamente pasivas en el sentido de que los medios de interceptación física requieren poco control direccional activo para lograr la interceptación. Por ejemplo, el acoplamiento multidireccional hecho posible mediante el uso de un dispositivo de agarre o gancho, y la técnica de red de bolsa de aire insensible a la dirección puede realizar una captura efectiva de un objeto diana que está girando y viajando a alta velocidad sin necesidad de considerar la orientación específica del objeto diana en el momento exacto  
35 de la interceptación. Para el arpón 32 que se muestra en la Figura 3a, que potencialmente tiene una zona de captura más estrechamente definida que el dispositivo de agarre 36 y las bolsas de aire 38, debido a su trayectoria de lanzamiento más específica, la precisión puede mejorarse equipando el vehículo de interceptación 30 con el objetivo los medios de seguimiento 39, que permiten que una o ambas órbitas del vehículo 30, y el punto de lanzamiento del arpón se controlen dinámicamente en vuelo. Dichos medios de seguimiento de objetivos 39 también se muestran en  
40 las Figuras 3b y en las Figuras 3c, ya que esta técnica también puede usarse para mejorar aún más el uso de un dispositivo de agarre 36 o una bolsa de aire 38. Los medios de seguimiento de objetivos pueden usar algunos de los medios de comunicación 15 que se describen para uso en comunicación con una estación terrestre.

En una realización, para un seguimiento de mayor alcance, los medios de seguimiento pueden usar sensores  
45 infrarrojos, o radar, configurados para permitir una representación tridimensional del movimiento del objeto diana y su trayectoria proyectada a través del espacio para ser fotografiado. Para un seguimiento de menor alcance, uno o más sensores ópticos pueden ser suficientes, como una cámara estereoscópica. El seguimiento se puede realizar en forma continua, o para ahorrar energía, se puede basar en mediciones periódicas, combinadas con algoritmos de interpolación apropiados.

50 En una realización, la salida de los medios de seguimiento se alimenta al controlador a bordo de la parte de interceptación, que realiza el procesamiento de los datos recibidos, junto con los datos que definen el movimiento del vehículo, para calcular la distancia y el tiempo hasta el punto de interceptación esperado. Si el punto de interceptación esperado difiere del punto de interceptación programado inicialmente, el controlador puede organizar una acción  
55 correctiva.

La acción correctiva puede ser el control de la actitud u órbita del vehículo, lograda a través de la actuación de uno o más propulsores de cohetes posicionados en el vehículo. La actitud puede modificarse provocando un movimiento de rotación alrededor de uno o más ejes que pasan a través del cuerpo del vehículo, por ejemplo, al disponer dos  
60 propulsores de cohetes en lados opuestos del vehículo para disparar en direcciones opuestas. La trayectoria puede

controlarse ajustando la velocidad del vehículo: al aumentar la velocidad, se obtiene una órbita más alta que puede conducir a una interceptación más temprana de un vehículo diana, mientras que la reducción de la velocidad se puede aplicar en el caso en que el punto de interceptación esperado sea posterior a que originalmente programado.

5 En otra realización, la salida de los medios de seguimiento se comunica a la estación terrestre donde se determina el procesamiento y el control correctivo necesarios y se devuelve a un controlador de actuación local en el vehículo que, a su vez, transmite señales de actuación determinadas a los propulsores de cohetes. Debido a que el vehículo está diseñado para un uso único, el control a través de la comunicación con una estación terrestre reduce el desperdicio de los circuitos de procesamiento cuando el vehículo se desorienta. Además, la complejidad, el peso y el costo del  
10 vehículo también se reducen al realizar el procesamiento en la estación terrestre.

La acción correctiva también puede ser el control del lanzamiento del arpón en términos del tiempo de lanzamiento, la velocidad de lanzamiento y la dirección de lanzamiento, todo lo cual puede calcularse para garantizar que el objeto de destino se active en el punto de interceptación esperado. De nuevo, la acción correctiva se puede determinar  
15 localmente mediante el procesamiento a bordo, o se puede controlar a través de la estación de tierra.

Se apreciará que se pueden aplicar varias combinaciones de la acción correctiva descrita anteriormente donde sea necesario, y que la acción correctiva se puede aplicar cuando se usan técnicas de interceptación que no están basadas en arpones.

20 El movimiento de la actitud del vehículo se puede realizar como parte de la rutina de control predeterminada del vehículo, en lugar de como una «acción correctiva». Por ejemplo, el programa de interceptación predeterminado puede involucrar el movimiento del vehículo a través de la primera órbita elíptica en una actitud particular optimizada para la fase de movimiento del vehículo (por ejemplo, una actitud que facilita el control correctivo y el seguimiento, basado en  
25 la posición de los propulsores y los sensores en la carrocería del vehículo, o una actitud optimizada para fines aerodinámicos durante la fase de lanzamiento), seguida de un movimiento hacia una actitud diferente cerca del punto de interceptación que está optimizado para facilitar el lanzamiento de un arpón, por ejemplo. Como ejemplo, para un arpón que está dispuesto en la parte de interceptación de manera que esté orientado hacia delante con respecto a la dirección de desplazamiento del vehículo, puede ser más eficiente apuntar el vehículo y el arpón hacia el objeto diana  
30 en el punto del lanzamiento del arpón para a continuación lanzar el arpón en ángulo con respecto a la dirección de desplazamiento. En el ejemplo de la Figura 2b, por ejemplo, se apreciará que el vehículo pueda no estar apuntando hacia el objeto diana 21 antes del punto de interceptación 28, ya que la dirección de desplazamiento del objeto diana 21 y el vehículo están cerca de la perpendicular y así el lanzamiento de un arpón puede ser menos eficiente en esta actitud. En su lugar, el vehículo puede girarse de manera que el eje de disparo del arpón sea oblicuo, o incluso esté  
35 dispuesto perpendicularmente con respecto a la dirección de desplazamiento del vehículo.

Aunque las Figuras 2a y 2b se muestran para ilustrar la primera órbita elíptica del vehículo en su conjunto, se apreciará, basándose en la descripción de la parte de interceptación anterior, que el cuerpo del vehículo y el punto de interceptación no necesariamente tiene que ser exactamente coincidente para que se pueda lograr la interceptación  
40 del objeto diana. Por ejemplo, cuando se usa un sistema de arpón, el punto de interceptación puede representar la coincidencia del arpón con el objeto diana, con el vehículo posicionado ligeramente fuera de la órbita mostrada para evitar la colisión del objeto diana con el cuerpo. La diferencia entre la posición del vehículo y el punto de interceptación dependería de la longitud de la cuerda, y la velocidad de lanzamiento del arpón se puede seleccionar para tener en cuenta un rango particular y el tamaño del objeto diana. Como tales, las órbitas mostradas en las Figuras 2a y 2b  
45 deben interpretarse como órbitas representativas de una combinación del vehículo y los medios de interceptación, pudiendo el experto apreciar, para una realización dada, el grado de variación de la trayectoria que es permisible para lograr el enganche.

En las realizaciones descritas anteriormente, la velocidad de cierre relativa del vehículo y el objeto diana está  
50 configurada típicamente para ser del orden de 100-200 m/s. El punto de interceptación es típicamente a una altitud del orden de 800 km. El lanzamiento, la captura y el desorbitación suelen tardar un total de aproximadamente 1 hora.

Una velocidad relativa del orden de 100-200 m/s también es lo que se requiere en muchos casos para la penetración del arpón en el objeto diana. Como tal, para una velocidad de cierre relativa de 150 m/s, por ejemplo, la velocidad de lanzamiento del arpón en relación con el vehículo puede ser del orden de solo 10 m/s (suficiente para separar el arpón del vehículo interceptador), dada la velocidad inicial del arpón en relación con el objeto diana (por lo tanto, la velocidad total en relación con el objetivo sería de 160 m/s). Una velocidad de lanzamiento tan baja simplifica el mecanismo de lanzamiento y permite la implementación en varias formas diferentes. En vista del requerimiento de que el vehículo de las realizaciones de la presente invención sea lo más simple posible debido a su uso previsto «de un solo disparo»,  
60 los mecanismos de lanzamiento mecánico pueden ser preferibles por ser más baratos, livianos y fáciles de

implementar que los sistemas hidráulicos o presurizados más complejos.

El uso de una órbita elíptica para el vehículo significa que el compuesto del vehículo interceptador y el objetivo de escombros tiene una velocidad orbital resultante más baja que el objetivo de escombros original, y que el compuesto entrará en una órbita elíptica sin la necesidad de un gasto adicional de propelente. La elipse resultante tendrá el mismo apogeo que el punto de interceptación, pero un perigeo sustancialmente más bajo. Por lo tanto, un cambio general en la órbita de escombros se logra de manera eficiente, minimizando la masa de propelente necesaria.

La Figura 4 muestra la velocidad relativa entre el vehículo interceptador y el objetivo en función de la altitud del perigeo del vehículo interceptor (suponiendo un apogeo igual al objetivo a 800 km). A medida que el perigeo interceptor disminuye, la velocidad relativa aumenta, pero el perigeo compuesto resultante también disminuye.

Una vez que el vehículo se ha enganchado con el objeto diana, el cuerpo compuesto ingresa en una segunda órbita elíptica, de tal manera que se produce la desorbitación y el cuerpo compuesto se quema en la atmósfera de la Tierra. Si el cuerpo compuesto tiene una masa del orden de 1 tonelada o menos, el cuerpo se quemará completamente en la atmósfera terrestre. Para masas más grandes, existe la posibilidad de que partes del cuerpo compuesto regresen a la Tierra. Como tal, la trayectoria de desorbitación se debe seleccionar para objetos más grandes de manera que cualquier escombros que regrese a la Tierra lo haga en un área segura, como un área remota de un océano.

En una realización de la presente invención, el cuerpo compuesto se mueve a una órbita más baja que la de la primera órbita elíptica después del acoplamiento entre el vehículo y el objeto diana simplemente por el principio de conservación del momento. En otras palabras, el aumento de la masa del cuerpo compuesto en relación con el vehículo antes del acoplamiento con el objeto diana provoca una reducción en su velocidad lineal y, en consecuencia, un cambio en su órbita, de manera que se conserva el momento angular.

Cuando la trayectoria de la órbita de la deudor se define puramente por la conservación del momento, el resultado es una segunda órbita elíptica de mayor diámetro conjugado que la primera órbita elíptica. Basado en el principio de la conservación del momento, la naturaleza específica de la elipse depende de las masas relativas del objeto diana y el vehículo. Cuando el vehículo interceptador es sustancialmente más pesado que el objeto diana, la elipse está más cerca de la primera órbita elíptica que la órbita circular del objeto diana como se muestra en la Figura xa. Cuando el vehículo interceptador es sustancialmente más liviano que el objeto diana, la elipse está más cerca de un orbitador circular que la primera órbita elíptica como se muestra en la Figura xb. La excentricidad de la elipse se deriva efectivamente de una combinación ponderada de la órbita circular y la excentricidad de la primera órbita elíptica, los pesos dependen de la masa del objeto diana y el vehículo, respectivamente.

La masa del objeto diana se puede determinar en la fase de configuración inicial de la misión, en función de la información sobre el tamaño y la densidad del objeto y su trayectoria, y/o la información relacionada con un objeto diana similar en la Tierra. Por ejemplo, si el objeto fuera un tanque de combustible desechado, tal objeto podría compararse con los datos del fabricante del tanque de combustible, y su tamaño y masa se determinarían en consecuencia. Si el objeto diana es desconocido, como un fragmento de un objeto más grande, entonces la masa tendría que determinarse únicamente a partir de los datos relacionados con su órbita, como su velocidad lineal y el radio de la órbita.

Con una segunda órbita elíptica definida de esta manera, se puede lograr la desorbitación del objeto diana con un propelente mínimo, ya que es la trayectoria del vehículo la que permite la rutina de interceptación y desorbitación, en lugar de las complejas y costosas maniobras requeridas en los sistemas convencionales.

En otra realización de la presente invención, la segunda órbita elíptica se define antes de la misión con respecto al punto de intercepción esperado y una ubicación de destino en la atmósfera de la Tierra, sobre un área remota del Océano Pacífico, por ejemplo. El cuerpo compuesto se controla para lograr la segunda órbita elíptica mediante accionadores de control de movimiento en la parte de interceptación del vehículo. Estos accionadores pueden ser los mismos propulsores de cohetes que los presentes en el vehículo para ayudar con el control y la estabilización del vehículo durante su primera órbita elíptica. Dado que esta realización no se basa exclusivamente en el principio de conservación del momento para lograr la segunda órbita elíptica, el control de movimiento puede considerarse como una «acción correctiva» con respecto a la órbita derivada del momento.

Cuando las órbitas elípticas primera y segunda se definen de antemano, las órbitas se optimizan de modo que se requiere una acción de corrección lo más pequeña posible para alcanzar la segunda órbita elíptica. En una realización, la optimización requerida se puede aplicar en primer lugar a la posición del punto de interceptación, de manera que se encuentre tanto en una primera órbita elíptica para la interceptación como en una segunda órbita elíptica para la

desorbitación, donde se requeriría la acción correctiva más pequeña posible para la transición entre la primera y segunda órbitas elípticas.

5 En un ejemplo en el que el objeto diana es sustancialmente más liviano que el vehículo, se puede apreciar que la segunda órbita elíptica podría ser similar a la primera órbita elíptica, y así la primera órbita elíptica se puede definir de manera tal que la órbita a través de la segunda órbita elíptica se produce en el área deseada de la atmósfera de la Tierra sin que tenga lugar una acción correctiva significativa entre la primera y la segunda órbita elíptica.

10 El mismo principio también se aplicaría a los casos en que el objeto objetivo sea sustancialmente más pesado que el vehículo, pero la cantidad mínima de acción correctiva que podría usarse sería mayor.

15 Como en la primera órbita elíptica, el movimiento correctivo se puede aplicar al cuerpo compuesto con base en los cálculos realizados en una estación terrestre. Mientras que en la fase de lanzamiento, el movimiento correctivo generalmente consiste en lograr un cambio de posición basado en las observaciones en tiempo real de un objetivo y el progreso del vehículo, la trayectoria y velocidad iniciales, al estar predeterminadas en el momento del lanzamiento, el movimiento correctivo en la segunda fase se usa típicamente para lograr un cambio en la posición y un cambio en la velocidad, de modo que la segunda órbita elíptica pueda ingresarse y mantenerse posteriormente. Para llevar el cuerpo compuesto a la atmósfera de la Tierra, el cambio en la velocidad es típicamente una reducción, o retardo, alcanzado disparando un empujador en la dirección opuesta a la dirección de viaje. Aunque tal maniobra de frenado requiere un consumo de combustible, el consumo requerido es relativamente bajo y se reduce por el efecto de frenado causado por la masa del objeto diana.

20 La Figura 5 ilustra el combustible requerido para una maniobra de frenado después de la captura, para un objetivo de 2 toneladas, y un vehículo de persecución con una masa de entre 500 y 4000 kg. El consumo de combustible disminuye en forma lineal de más de 130 kg a 40 kg relativamente modestos. La disminución en el consumo de combustible refleja el efecto creciente de la primera órbita elíptica del vehículo de persecución en la maniobra de desorbitación. Cuando el perseguidor tiene poca masa en relación con el objetivo, la órbita inicial del objetivo es un componente dominante de la órbita compuesta, por lo que el perseguidor necesita más combustible para cambiar la órbita compuesta a una maniobra de desorbitación. Cuando el perseguidor tiene una masa relativa alta, el impulso del perseguidor es un componente dominante de la órbita compuesta, por lo que se puede ahorrar combustible a través de una selección apropiada de la primera órbita elíptica del vehículo de persecución, de modo que se requiera una maniobra mínima para provocar la desorbitación.

35 En una realización que emplea un propulsor de frenado, el propulsor se activa tan pronto como sea posible después de la interceptación del objetivo, de modo que la segunda órbita elíptica se adopta tan pronto como sea posible.

40 La Figura 6 ilustra la secuencia completada. La Figura 6a ilustra la adquisición de parámetros de órbita y la actitud del objetivo 60 del radar y la tecnología de comunicaciones 61 en tierra, pero también se pueden usar satélites basados en el espacio. La Figura 6b ilustra el lanzamiento del perseguidor 62 desde la Tierra 63 a una trayectoria balística para interceptar el objetivo 60, que inicialmente viaja en órbita 64. La trayectoria balística representa la primera órbita elíptica descrita anteriormente. La Figura 6c ilustra el perseguidor 62 que sigue al objetivo 60, y realiza las maniobras necesarias para permitir la interceptación. La Figura 6d ilustra el establecimiento de un enlace flexible o rígido 65 que se forma entre la parte de interceptación del perseguidor 62 y el objetivo 60. La Figura 6e ilustra la nueva órbita elíptica que sería adoptada por el interceptor unificado y el compuesto objetivo 66 después de la interceptación en un ejemplo en el que la nueva órbita 67 se define solo por los principios de conservación del momento. La órbita está más cerca de la Tierra que la órbita inicial 64 del objetivo debido al aumento de masa del compuesto. Sin embargo, tal órbita no permitirá la desorbitación en la atmósfera de la Tierra y, por lo tanto, si esto es necesario, se realizan maniobras para llevar la órbita a la atmósfera de la Tierra, como se muestra en la Figura 6f. La trayectoria de desorbitación 68 representa la segunda órbita elíptica descrita anteriormente.

50 En el ejemplo que se muestra, la interceptación y la desorbitación del objeto diana se logran dentro de una sola órbita de la Tierra. Como tal, se puede pensar en el vehículo como un misil que se engancha con un objetivo y lo lleva a la atmósfera de la Tierra dentro de una única trayectoria controlada que consta de dos porciones temporalmente consecutivas. El vehículo es, por lo tanto, un vehículo «de un solo disparo» que es adecuado para una única rutina de desorbitación antes de quemarse con los desechos espaciales. A través de la fabricación de una serie de vehículos de interceptación, se pueden recuperar varios objetos diferentes, y la desorbitación de los vehículos garantiza que ellos mismos no contribuyan al problema de los desechos espaciales.

60 La Figura 7 ilustra un diagrama de flujo que muestra las etapas de un procedimiento de control utilizado en la presente invención. El procedimiento de control se implementa desde una estación terrestre.

- La etapa S1 es la identificación de un objeto diana por recuperar. Esto se logra mediante la selección de un objeto a partir de imágenes espaciales obtenidas a través de radar, observación telescópica, etc. El objeto puede ser de un tamaño o forma que coincida con un tamaño o forma predeterminados que se sabe que representan desechos espaciales, por ejemplo. El tamaño y la forma de un tanque de combustible desechado, por ejemplo, podrían estar predeterminados, de modo que tales objetos puedan identificarse utilizando algoritmos de reconocimiento de patrones realizados en las imágenes espaciales. De modo alternativo, un objeto puede ser identificado manualmente a partir de las imágenes.
- De acuerdo con el objeto diana que se va a seleccionar, la información sobre el objeto diana se puede conocer de antemano, donde la misión es interceptar un determinado tipo de objeto. Otros objetos diana pueden ser previamente desconocidos e identificados solo a través de la observación; en tales casos, la información sobre el objeto diana debe determinarse a través del procesamiento de las propias imágenes, por ejemplo, mediante la observación del tamaño del objeto, su velocidad, su órbita, su momento angular, su densidad, etc.
- Una vez identificado el objeto diana, la etapa S2 es el seguimiento posterior del objeto diana, que se requiere para la etapa S3, la determinación de la primera y la segunda órbita elíptica del vehículo de interceptación por realizar. El seguimiento se realiza mediante cualquier técnica convencional, como el radar u observación óptica. El resultado del seguimiento es un gráfico de la trayectoria del objeto diana a través del espacio.
- En la etapa S3, se calculan la primera y la segunda órbita elíptica del vehículo de interceptación. El cálculo se basa en la identificación de una posición en la que se producirá la interceptación del objeto de destino y la posición en la que se producirá la desorbitación. Esto puede estar predeterminado, como una ubicación sobre el Océano Pacífico, donde cualquier retorno de los desechos espaciales a la Tierra no será perjudicial. Además, el cálculo se basa en la ubicación de lanzamiento del vehículo de interceptación y sus posibles trayectorias de lanzamiento.
- La naturaleza de la interceptación se determina primero, basándose en el diseño de la parte de interceptación y los medios de acoplamiento, y si la interceptación tiene lugar utilizando una interceptación del tipo que se muestra en la Figura 2a o la Figura 2b. A partir de esto, se puede determinar qué tan cerca debe viajar el vehículo de interceptación con respecto al punto de interceptación, y qué tipo de rutina de desorbitación se requiere, como remolcar el objeto diana, o la combinación del objeto diana con el vehículo.
- La transición entre la primera y la segunda órbita elíptica se calcula teniendo en cuenta la masa del vehículo de interceptación y la masa del objeto diana, determinada de antemano en la etapa S1. La masa relativa conduce a una determinación en cuanto al cambio en la excentricidad de la elipse que podría esperarse cuando se realiza la transición de la primera órbita a la segunda órbita, como se estableció anteriormente, al considerar también la órbita del objeto diana.
- Las primera y segunda órbitas elípticas se optimizan de una manera que permite que se produzca una transición de la primera a la segunda órbita con la mínima cantidad de movimiento correctivo posible. Para realizar este cálculo, la trayectoria del vehículo de interceptación debe ser lo más suave posible entre la primera y la segunda zonas, es decir, la velocidad de cambio con respecto al tiempo, de la trayectoria debe minimizarse a través del límite entre la primera y la segunda trayectoria.
- La Figura 8a muestra un ejemplo de las primeras órbitas elípticas de 80 y segunda 81 que muestran una alta tasa de cambio de trayectoria en el punto de transición representado por la línea de puntos, mientras que la Figura 8b muestra un ejemplo de las primeras órbitas elípticas de 82 y segundas 83 que muestran una trayectoria mucho más continua: las órbitas se calculan de modo que se obtenga la configuración más cercana a la de la Figura 8b que a la Figura 8a.
- Una configuración de este tipo se obtiene a partir de ecuaciones simultáneas que definen la relación entre la trayectoria de lanzamiento de la órbita y el punto de interceptación, las posiciones del punto de interceptación y desorbitación, y las masas relativas del vehículo de interceptación y el objeto diana, es decir, la relativa excentricidad de la primera y segunda órbita elíptica. Las ecuaciones simultáneas se escriben en términos de parámetros que expresan trayectorias expresadas en coordenadas polares, a saber, un radio  $r(t)$ , y un ángulo  $\theta(t)$  expresado como funciones de tiempo con respecto a un origen particular (como un foco de una elipse) y dirección radial.
- La solución optimizada de las ecuaciones simultáneas conduce a un conjunto de la primera y segunda órbitas elípticas, que se programan como itinerarios en la memoria del vehículo de interceptación para permitir el mantenimiento de estas órbitas cuando el vehículo está en el espacio.

La etapa S4 implica el control del lanzamiento del vehículo espacial. Esto tiene dos aspectos: el control de la trayectoria de lanzamiento y el momento del lanzamiento. El control de cada uno es similar al lanzamiento de un misil en el sentido de que la trayectoria y el tiempo se definen de modo que se conecten con un objetivo particular en un momento determinado, dado que la primera órbita elíptica deseada es conocida, y el movimiento del objeto diana es conocido.

- 5 Como tal, el lanzamiento del vehículo se puede controlar de una manera relativamente convencional, de modo que la transición del vehículo de interceptación desde la trayectoria de lanzamiento a la primera órbita elíptica, el movimiento del vehículo a través de la primera órbita elíptica hasta el punto de interceptación, y la interceptación del objeto de destino se producen de una manera predefinida.
- 10 Habiendo lanzado el vehículo espacial, las actividades restantes realizadas desde la estación terrestre se relacionan con el procesamiento continuo del seguimiento tanto del objeto diana como del vehículo de interceptación. Tales actividades toman una variedad de formas, y se generalizan en esta descripción como una etapa S5 de «control de misión» en el diagrama de flujo de la Figura 7.
- 15 El seguimiento es tal que la acción correctiva puede controlarse cuando el vehículo de interceptación se ha desviado de una órbita particular, como se describió anteriormente. El propio vehículo puede realizar un seguimiento del objeto diana y puede transmitir la información de seguimiento a la estación terrestre para su procesamiento. Como parte del procesamiento, se puede controlar el control de la activación de un medio de enganche, como un arpón, para asegurar que se produce la interceptación en el lugar correcto.
- 20 Además, el control de la separación de las etapas de lanzamiento se puede realizar desde la estación terrestre, de modo que solo quede una sección de interceptación una vez que el vehículo se encuentre en la primera órbita elíptica. Finalmente, el seguimiento del objeto compuesto formado por la sección de interceptación y el objeto diana interceptado se puede realizar para garantizar que la desorbitación se produzca en forma segura.
- 25 Se apreciará que las modificaciones a las realizaciones descritas anteriormente se pueden realizar sobre las que se encuentran dentro del alcance de la invención como se define en las reivindicaciones. Además, cuando determinados elementos de la presente invención se pueden implementar de forma parcial o total usando componentes conocidos, solo se describen esas porciones de dichos componentes conocidos que son necesarias para un entendimiento de la presente invención, y se omiten descripciones detalladas de otras porciones de dichos componentes conocidos para no ocultar la invención. En la presente invención, una realización que muestra un componente singular no se limita necesariamente a otras realizaciones que incluyen una pluralidad de los mismos componentes, y viceversa, salvo que se especifique lo contrario en la presente.
- 30
- 35 La descripción anterior se proporciona para permitir que cualquier experto en la técnica relevante practique las diversas realizaciones descritas en este documento. Diversas modificaciones a estos aspectos resultarán evidentes para los expertos en la técnica y los principios genéricos definidos en este documento pueden ser aplicados a otras realizaciones. Por lo tanto, no se pretende que las reivindicaciones se limiten a las realizaciones descritas en este documento, pero se les debe otorgar el alcance completo consistente con el texto de las reivindicaciones, donde la referencia a un elemento en singular no pretende referirse a «uno y solo uno» a menos que se especifique así, sino más bien a «uno o más».
- 40

**REIVINDICACIONES**

1. Un vehículo (10) para interceptar un objeto diana (31) que está orbitando en el espacio, que comprende:
- 5 una parte de lanzamiento (12) para conducir el vehículo a una órbita; y  
una parte de interceptación (13) para interceptar un objeto diana cuando el vehículo está en órbita, donde la parte de interceptación comprende:
- medios (14) para engancharse con el objeto diana; y
- 10 donde la parte de lanzamiento está configurada para conducir el vehículo a una primera órbita elíptica; **caracterizado porque** el vehículo está configurado para adoptar una segunda órbita elíptica (68) en contacto con el objeto diana;
- en donde la primera órbita elíptica está dispuesta de manera que se intersece con la órbita del objeto diana en un punto de interceptación, y la segunda órbita elíptica es tal que el vehículo está dispuesto para moverse desde el punto de interceptación hacia la atmósfera de la Tierra cuando se engancha con el objetivo diana.
- 15
2. Un vehículo de acuerdo con la reivindicación 1, donde la parte de interceptación comprende medios (39) para rastrear el objeto diana, donde los medios de seguimiento comprenden uno o más de un sensor óptico, un sensor infrarrojo y un radar.
- 20
3. Un vehículo de acuerdo con la reivindicación 2, que comprende, además, medios para controlar el movimiento del vehículo en la primera y/o la segunda órbita elíptica.
- 25
4. Un vehículo de acuerdo con la reivindicación 3, donde los medios para controlar el movimiento del vehículo están dispuestos para recibir retroalimentación desde los medios de seguimiento y para impartir un movimiento correctivo al vehículo.
- 30
5. Un vehículo de acuerdo con la reivindicación 3 o la reivindicación 4, donde los medios para controlar el movimiento del vehículo comprenden uno o más propulsores controlados por un medio de control en la parte de interceptación.
- 35
6. Un vehículo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 3 a 5, donde la primera y segunda órbitas elípticas son tales que la transición de la primera órbita elíptica a la segunda órbita elíptica es la que requiere un funcionamiento mínimo de los medios para controlar el movimiento del vehículo.
- 40
7. Un vehículo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde las trayectorias de la primera y segunda órbitas elípticas están predeterminadas y almacenadas en una memoria en el vehículo.
- 45
8. Un vehículo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, donde la parte de interceptación comprende un controlador para calcular la segunda órbita elíptica con base en la información relacionada con el objeto diana.
- 50
9. Un vehículo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, que comprende medios de comunicación para comunicarse con una estación terrestre con el fin de recibir información de trayectoria que define la primera y la segunda órbita elíptica.
- 55
10. Un vehículo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde los medios de acoplamiento comprenden al menos uno de un arpón (32), un dispositivo de agarre (36) o un gancho, una red o una o más bolsas de aire (38).
- 60
11. Un vehículo de acuerdo con la reivindicación 10, donde los medios de acoplamiento están dispuestos para hacer que la parte de interceptación se combine con el objetivo para formar un cuerpo compuesto (66), o para remolcar el objetivo en la segunda órbita elíptica.
- 65
12. Un vehículo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende, además, medios de retardo para ralentizar el vehículo desde la primera órbita elíptica a una segunda órbita elíptica inferior al enganchar o después de enganchar el objeto diana.
- 70
13. Un procedimiento de control de un vehículo (10) para interceptar un objeto diana (31) que está orbitando

en el espacio, que comprende:

controlar el vehículo para ser conducido a una primera órbita elíptica para intersectar la órbita del objeto diana en un punto de interceptación; y

5

controlar el vehículo para engancharse con el objeto diana en el punto de interceptación y adoptar una segunda órbita elíptica (68) en contacto con el objeto diana;

10 en donde la segunda órbita elíptica es tal que el vehículo está dispuesto para moverse desde el punto de interceptación hacia la atmósfera de la Tierra cuando está conectado con el objeto diana.

14. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 13, que comprende rastrear el objeto diana con el fin de determinar la velocidad de cierre del vehículo con respecto al objeto diana en el punto de interceptación, donde la velocidad de cierre es para permitir el acoplamiento del vehículo con el objeto diana, y para permitir la transición de la  
15 primera órbita elíptica a la segunda órbita elíptica con un control correctivo mínimo del movimiento del vehículo.

15. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 13 o 14, que comprende rastrear el vehículo cuando está enganchado con el objeto diana y controlar la segunda órbita elíptica de manera que el vehículo entre en la atmósfera de la Tierra en una ubicación predeterminada.

20

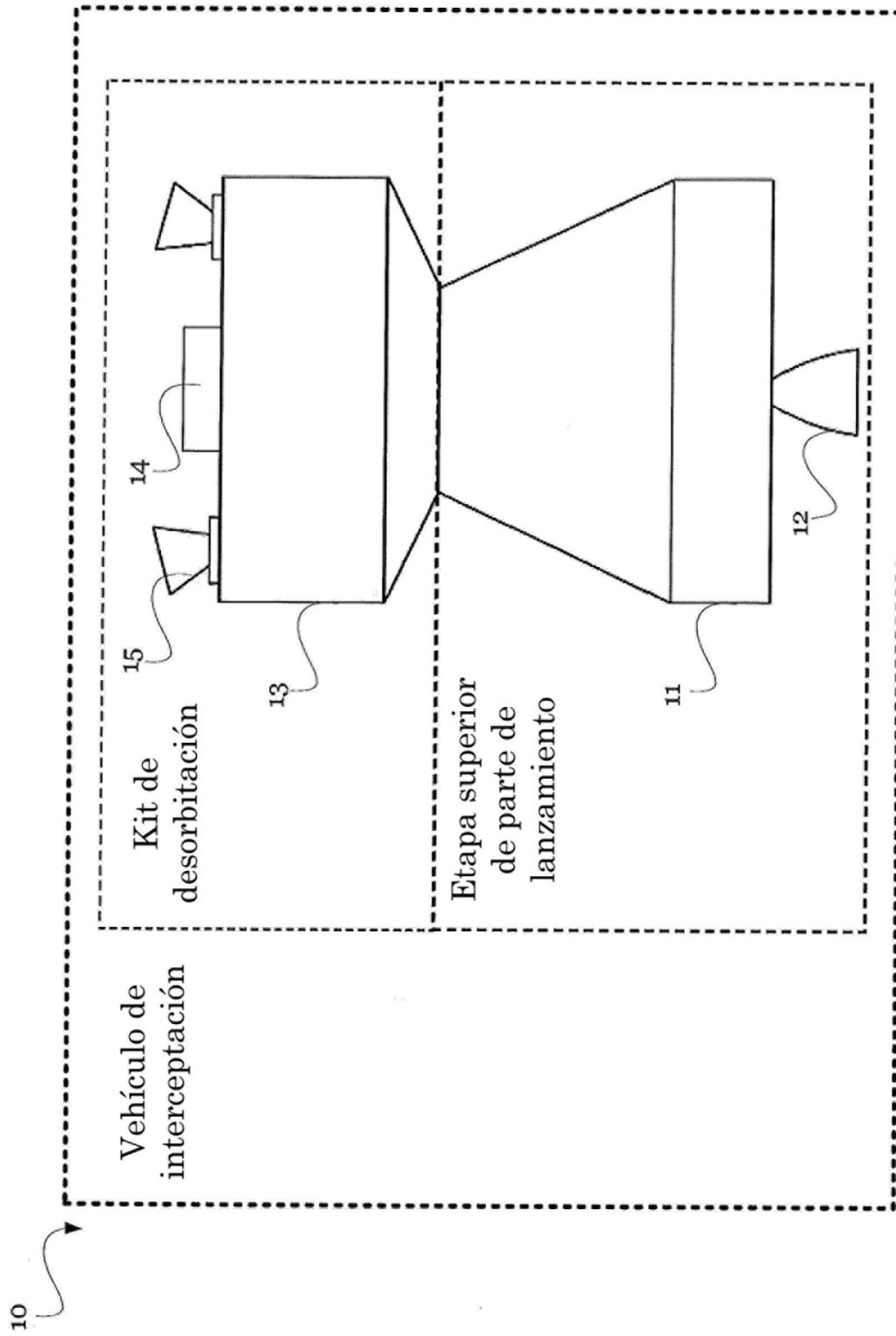


FIGURA 1

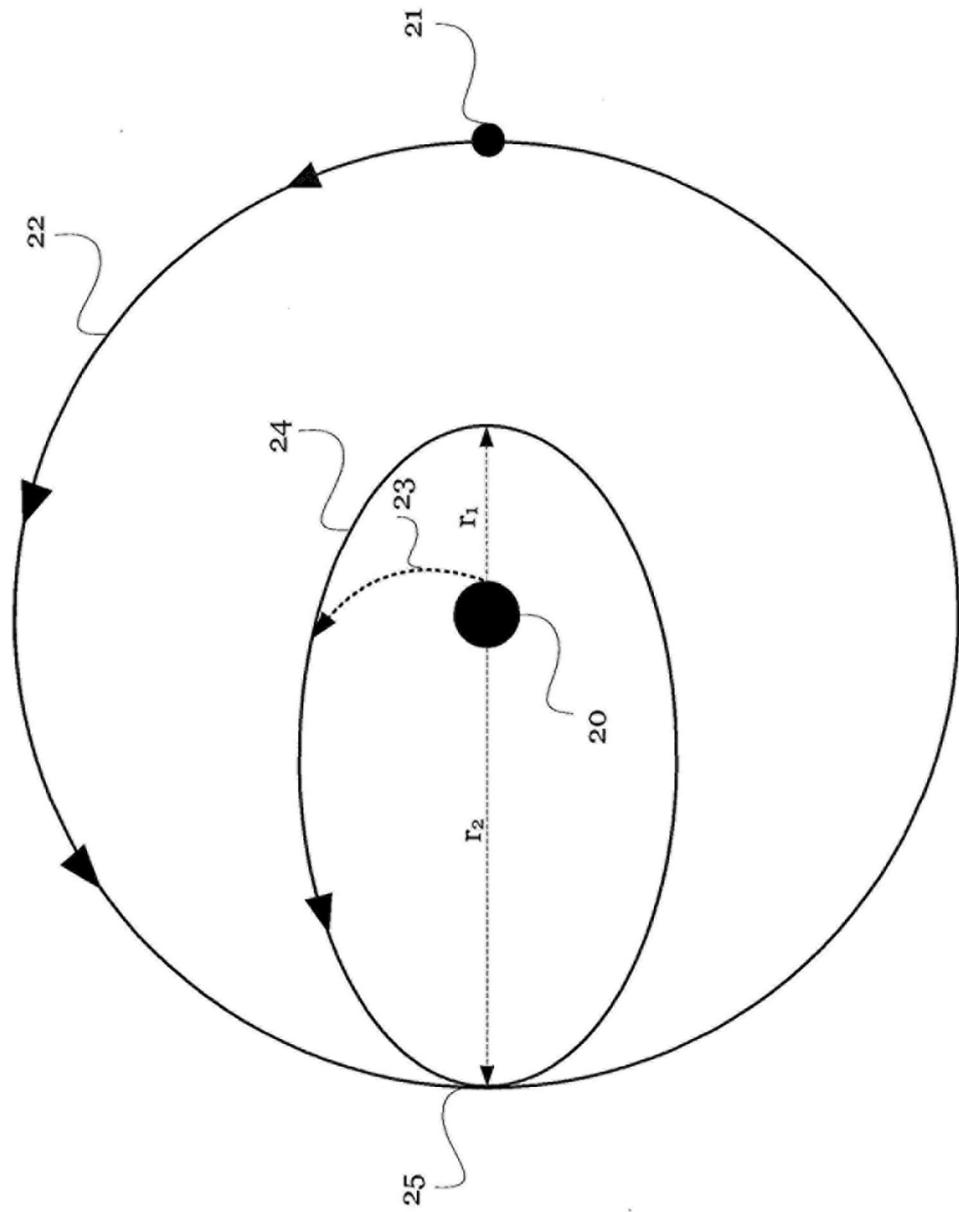


FIGURA 2a

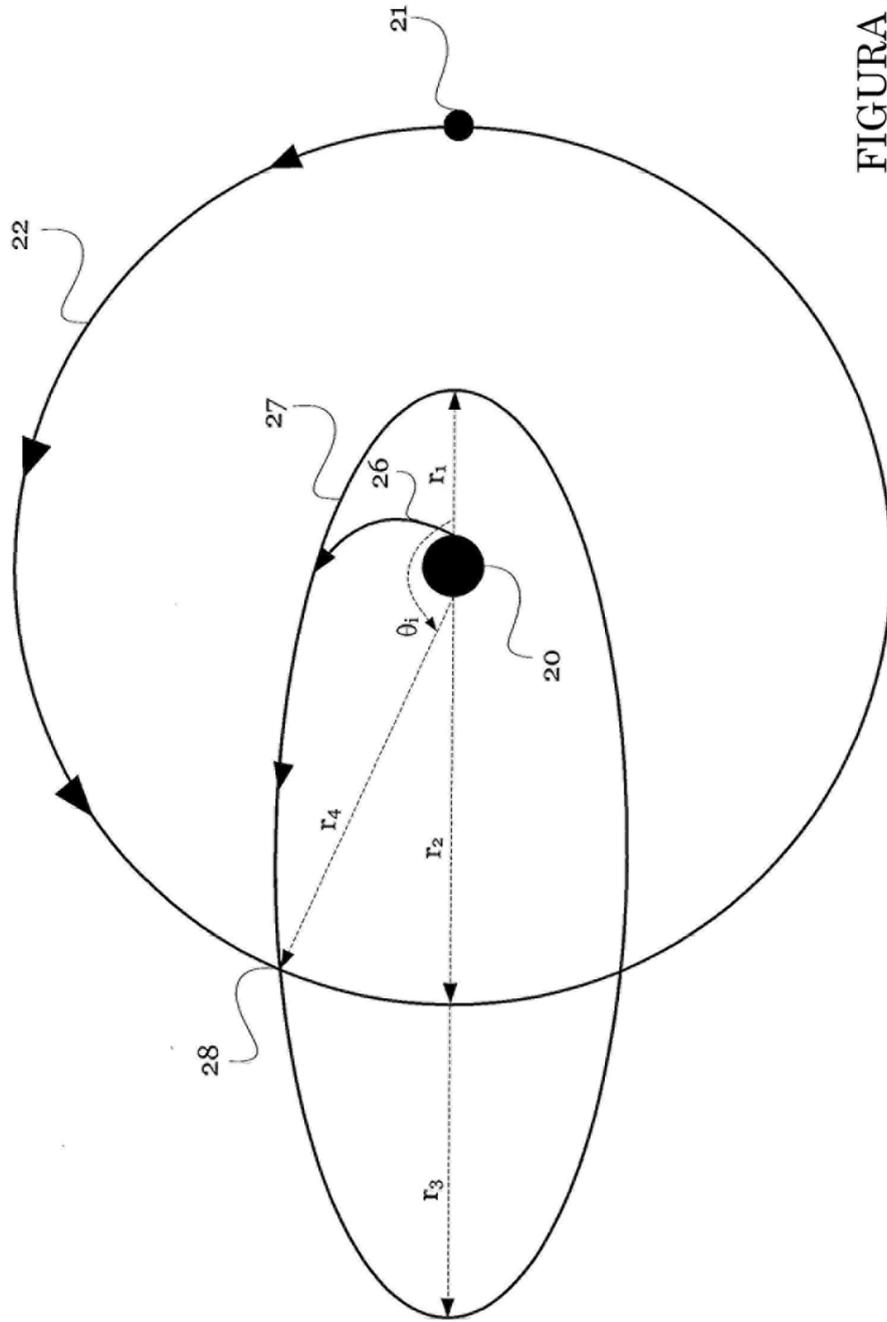
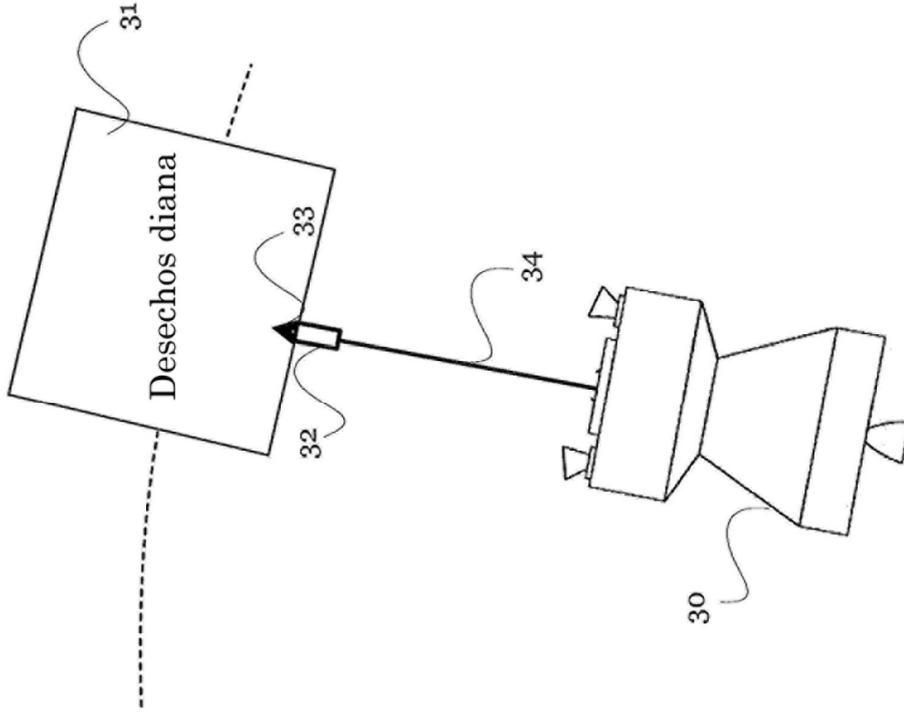
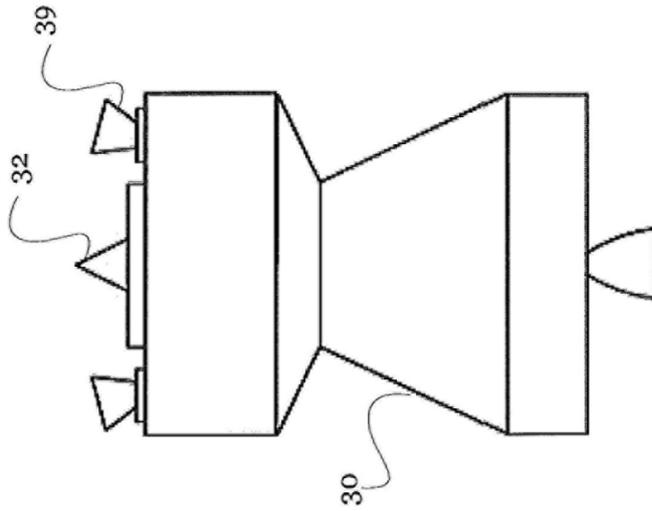


FIGURA 2b

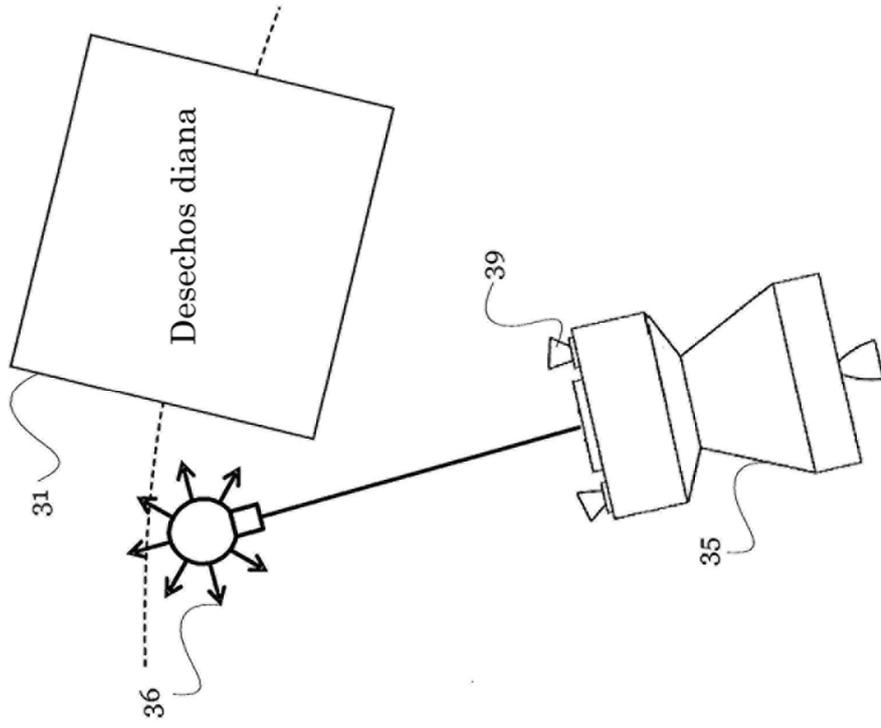


Configuración desplegada

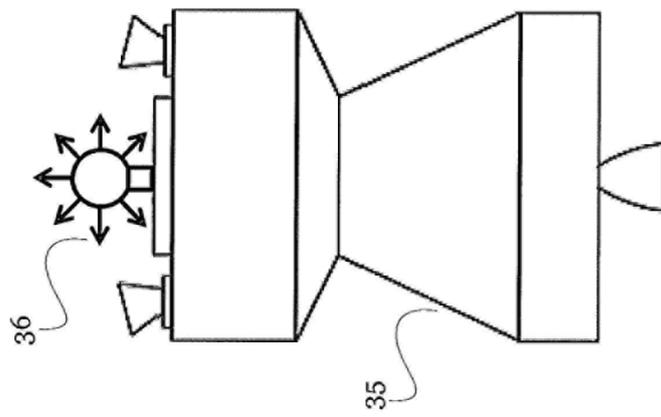


Configuración almacenada

FIGURA 3a



Configuración desplegada



Configuración almacenada

FIGURA 3b

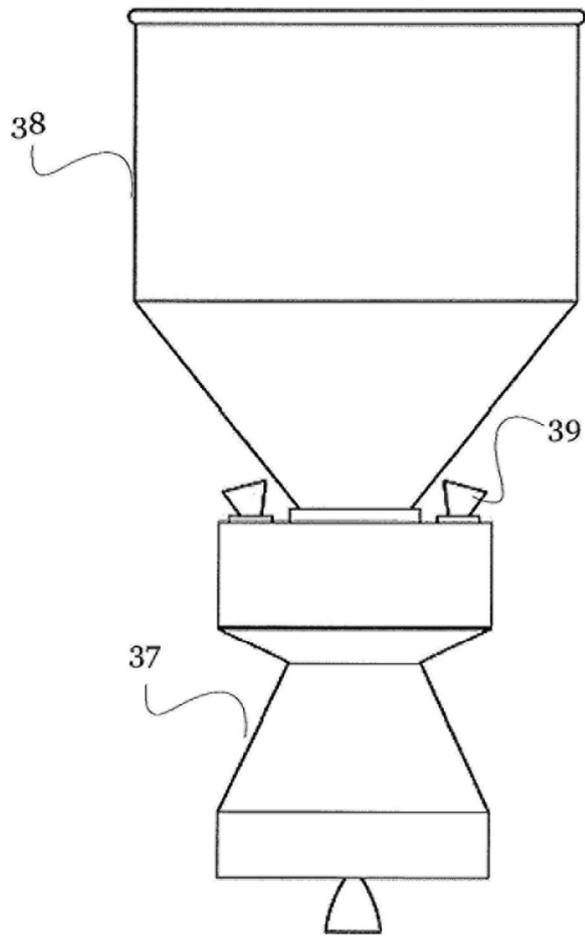


FIGURA 3c

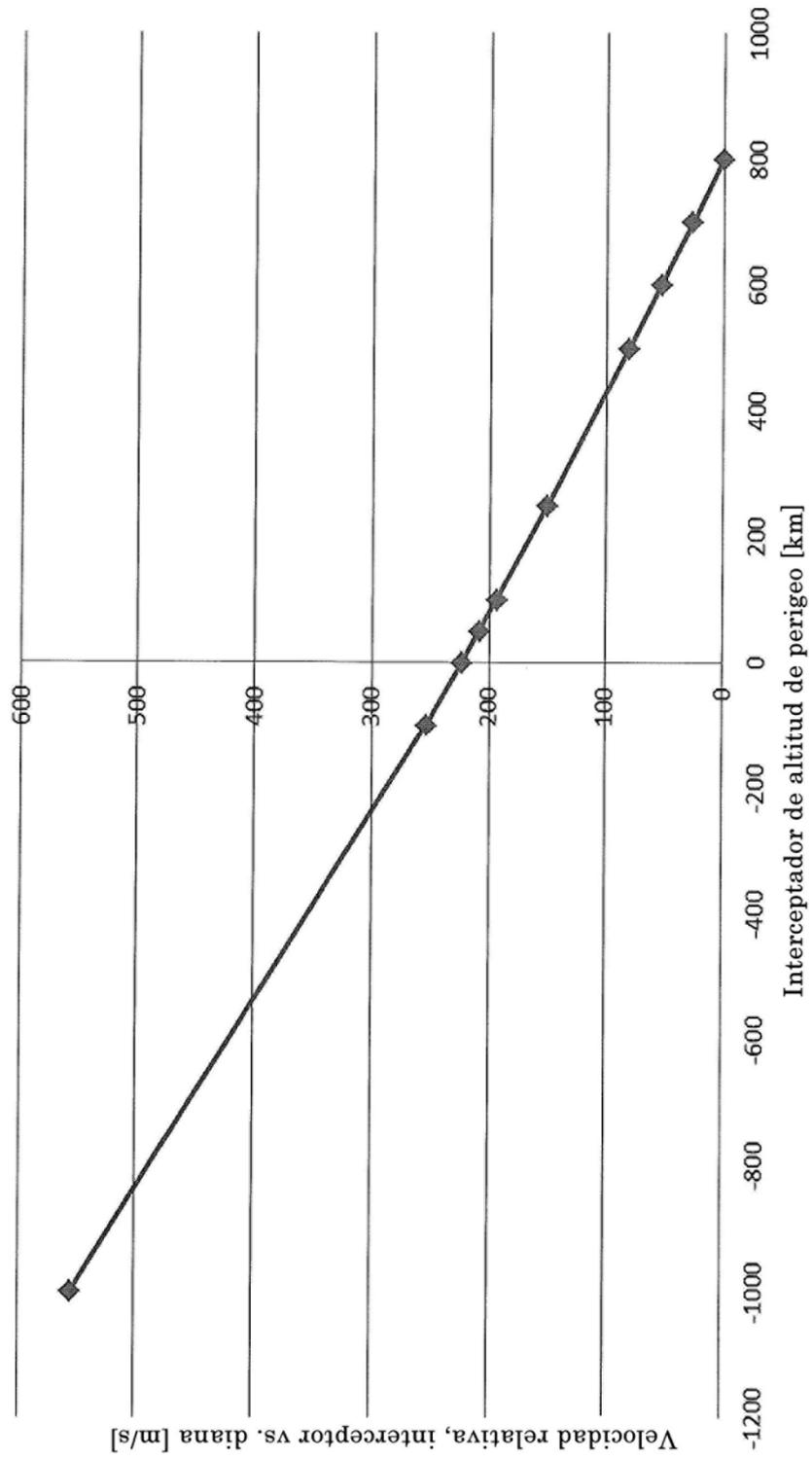
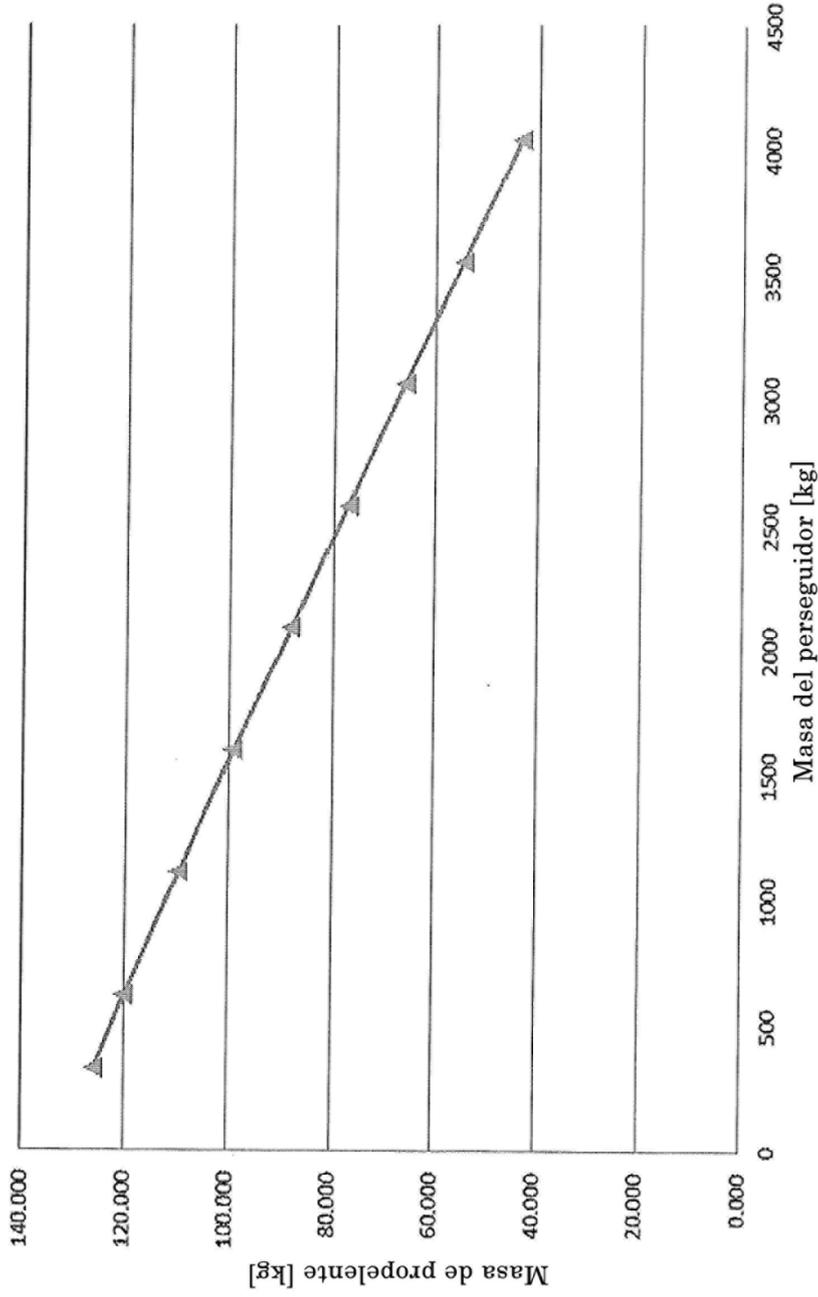


FIGURA 4



Objetivo a 800 km de órbita circular, vehículo interceptador en una trayectoria balística de 800 km x-200 km, masa diana = 2000 kg

FIGURA 5

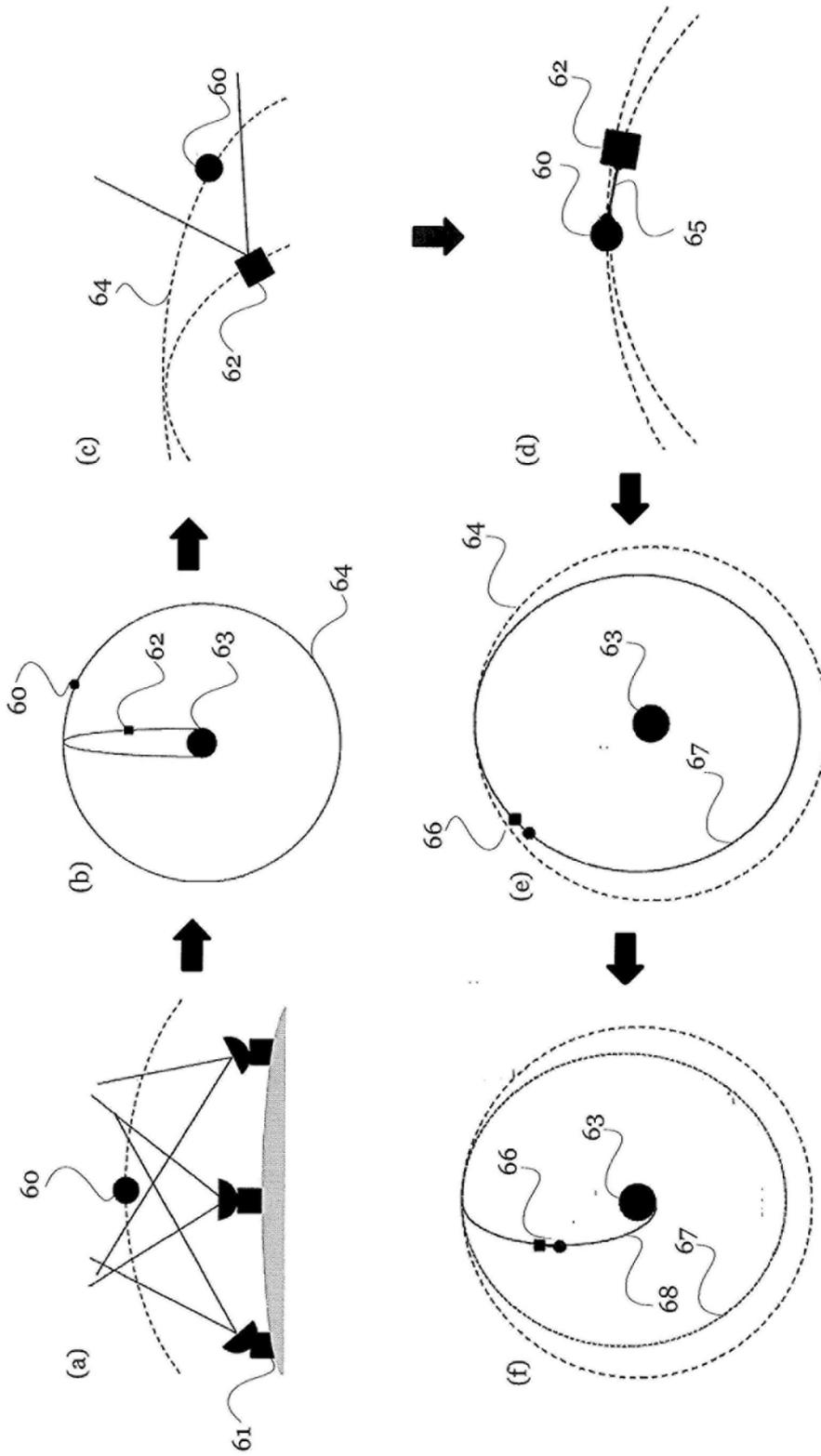


FIGURA 6

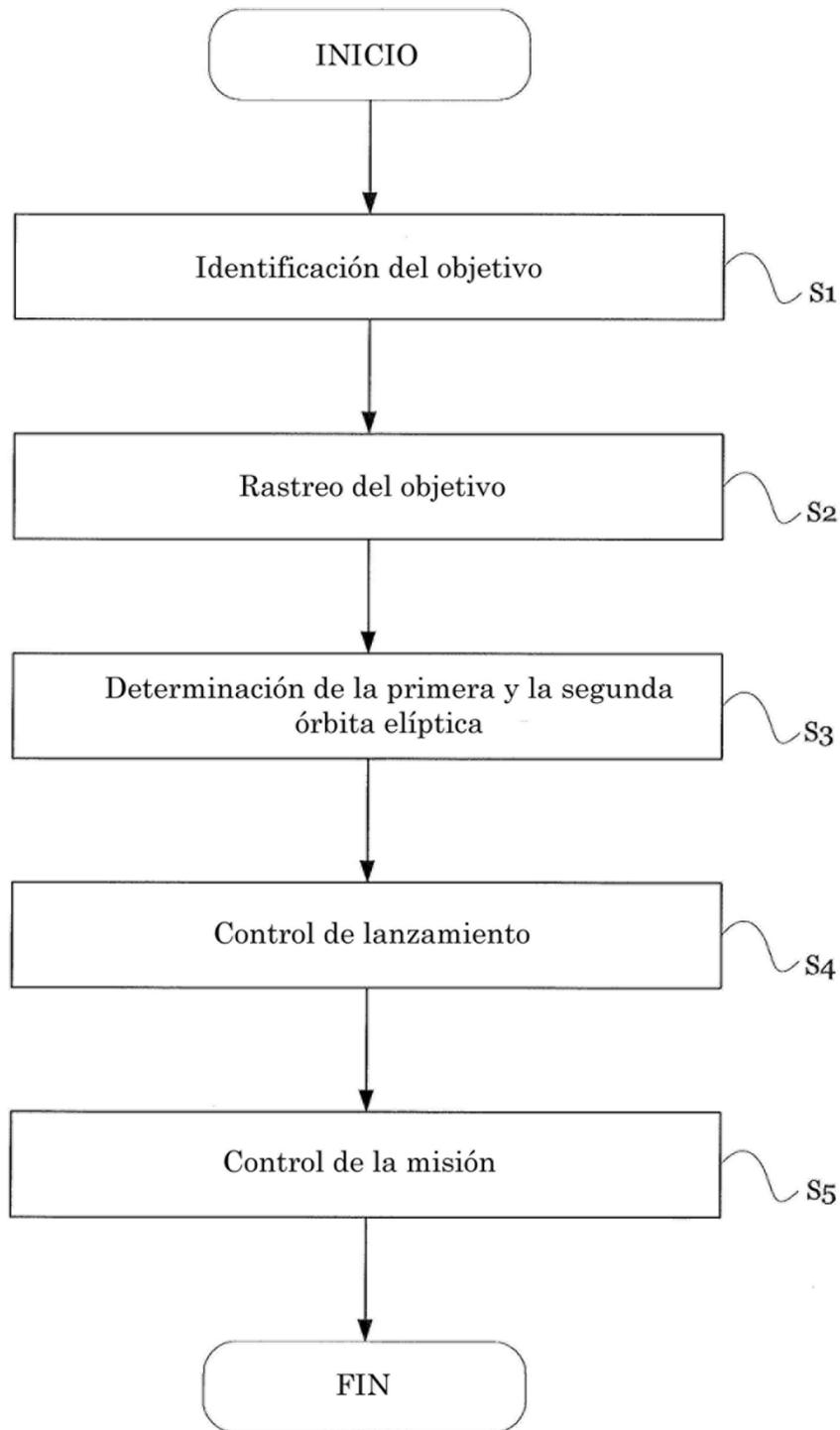


FIGURA 7

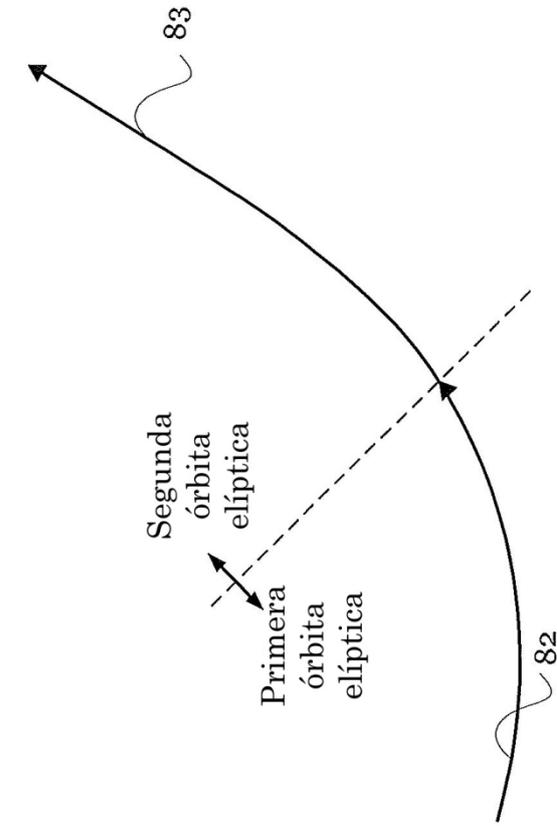


FIGURA 8b

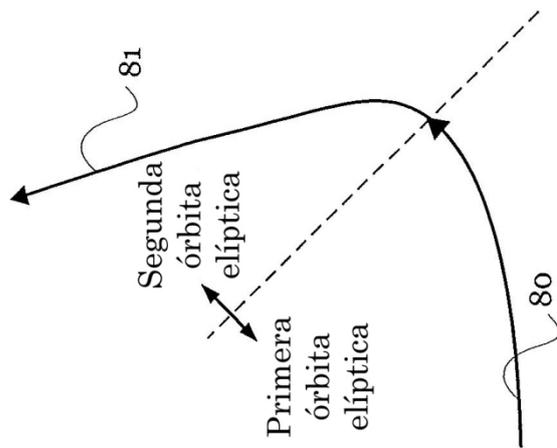


FIGURA 8a