

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 648 293**

51 Int. Cl.:

B64G 1/24 (2006.01)

B64G 1/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **20.03.2012** E 12275027 (6)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.10.2017** EP 2641833

54 Título: **Un procedimiento de ocultación solar**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
29.12.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

ECKERSLEY, STEVE y
KEMBLE, STEPHEN

74 Agente/Representante:

PONS ARIÑO, Ángel

ES 2 648 293 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

Un procedimiento de ocultación solar

- 5 La presente invención se refiere a un procedimiento de ocultación solar, y más particularmente, a un procedimiento de ocultación solar empleando una nave espacial. La invención también se refiere a un procedimiento para controlar una nave espacial, a una nave espacial y a un coronógrafo.

10 Ciertos cuerpos celestes como el Sol y otras estrellas tienen una corona, o atmósfera de plasma, alrededor de su exterior. El estudio de esta atmósfera, coronografía, puede ayudar a comprender la composición de la estrella y puede proporcionar otras informaciones sobre la estrella, como la temperatura y datos sobre el campo magnético.

15 Las coronas de los cuerpos celestes brillantes normalmente quedan ocultas por la luz que emiten directamente. En el caso del Sol, por ejemplo, la luz de la corona es más de un millón de veces más débil que la luz directa emitida desde el disco. En tales casos, es necesario bloquear u ocultar la luz directa del disco principal para observar la corona, y esto se realiza usando un coronógrafo. Un coronógrafo puede adoptar muchas formas, pero en todos los casos se coloca un disco de ocultación o máscara entre el cuerpo celeste y el observador, de forma que la luz directa proveniente del disco principal se oculta.

20 Una forma de coronógrafo se produce durante los eclipses solares, cuando la Luna oculta el Sol. Cuando se ve desde la Tierra, la Luna coincidentemente tiene el mismo diámetro que el Sol, y por tanto la Luna forma un disco de ocultación muy adecuado. Los eclipses totales han proporcionado oportunidades útiles para realizar coronografías solares; sin embargo, son eventos muy infrecuentes que se producen de media una vez cada 18 meses aproximadamente, y se repiten de media en cualquier lugar de la Tierra solo cada 370 años. Un problema importante con los eclipses solares, sin embargo, es su corta duración, que normalmente no supera los siete minutos en una ubicación concreta, y normalmente es mucho más corta. Esto significa que no se pueden observar fenómenos a largo plazo desde el mismo punto en tierra. Esto puede ampliarse pilotando una aeronave en una trayectoria que siga a la Luna, pero incluso esto está limitado a algo más de una hora, y se hizo una sola vez cuando el prototipo del Concorde estaba casualmente disponible para el eclipse de 1973 sobre África. Por tanto, se han desarrollado los instrumentos coronógrafos como los coronógrafos Lyot, que utilizan una variedad de diferentes técnicas para crear un "eclipse artificial" para ver la corona.

35 Se producen dos factores limitantes con todas las coronografías basadas en la Tierra, tanto en los eclipses totales y desde los coronógrafos Lyot: seeing (visibilidad) y dispersión atmosférica. El seeing es el desenfoque y centelleo de los objetos astronómicos causados por las combinaciones de turbulencias en la atmósfera de la Tierra que porta el índice de refracción. La dispersión está causada por la dispersión de la luz solar fuera de la atmósfera o el suelo que está fuera de la región de penumbra oculta, pero que es incidente en las lentes del detector. Esta luz solar dispersa es un problema mayor en los coronógrafos Lyot en tierra que con los eclipses totales, incluso a una buena altitud, lo que hace que no sean adecuados para ciertas observaciones de la luz visible del fenómeno en la corona interna que requieren alta sensibilidad.

45 Los problemas como el seeing atmosférico y la luz solar atmosférica/de superficie dispersa se han superado mediante el uso de coronógrafos Lyot en el espacio, como el coronógrafo LASCO sobre el Observatorio Heliosférico y Solar (SOHO). Sin embargo, dichos coronógrafos tienen una resolución limitada, particularmente para observaciones en la corona inferior. Esto se debe al diámetro de ocultación pequeño del instrumento y la subsecuente línea de base corta (es decir, la distancia entre el ocultador y la apertura), lo que provoca viñeteado y efectos de luz parásita. El viñeteado es un efecto ojo de gato variable en el campo de visión, como resultado de las dimensiones geométricas limitadas del ocultador y la línea de base. Los efectos de la luz parásita resultan de la franja de difracción alrededor del disco de ocultación pequeño.

50 Los problemas explicados anteriormente con los coronógrafos situados en el espacio degradan seriamente la resolución espacial cuando se visualiza la parte interna de la corona, que es de más interés debido a las pequeñas escalas de las estructuras coronales. Consideraciones geométricas simples muestran que los rendimientos de la toma de imágenes están impulsados linealmente por la distancia D entre el ocultador y la pupila óptica. Por ejemplo, la energía proveniente de la franja de difracción brillante que rodea el ocultador y que recoge la pupila disminuye linealmente a medida que D aumenta.

60 El coronógrafo SOHO/LASCO-C2 ($D = 75$ cm, diámetro de la pupila = 2 cm) es el mejor coronógrafo ocultado externamente de los que están en órbita en la actualidad, pero está limitado a detectar la corona hasta aproximadamente 2,2 radios solares. STEREO es una misión de observación solar que comprende dos naves

espaciales que orbitan alrededor del Sol en diferentes posiciones y órbitas en relación con la Tierra. Un paquete de instrumentos en cada nave espacial STEREO es SECCHI, siglas en inglés de Sun Earth Connection Coronal and Heliospheric Investigation (Investigación Heliosférica y de Conexión Coronal Sol-Tierra). Con el coronógrafo STEREO/SECCHI/COR-2, los intentos para disminuir el límite interior para la detección coronal a aproximadamente 5 1,5 radios solares han resultado en un aumento significativo de la luz parásita. Aunque esta luz parásita puede sustraerse, el ruido fotónico asociado permanece, e irremediablemente esconde las estructuras coronales de bajo contraste. En la práctica, las imágenes solo son realmente útiles más allá de 4 radios solares.

Una aplicación de ejemplo de un coronógrafo ubicado en el espacio es la descrita en "Clementine Observations of the Zodiacal Light and the Dust Content of the Inner Solar System", por Hahn et al, publicada en ICARUS, vol. 158 10 N° 2, en el cual Clementine analizó el contenido de polvo del sistema solar interior mientras seguía una órbita polar elíptica alrededor de la Luna.

Otro ejemplo se describe en "Measurement of stray radiance in the High Altitude Observatory's Skylab coronagraph" 15 por Csoeke-Poekkh et al, Applied Optics, vol. 16, N° 4, que obtiene imágenes lunares cerca del momento de un eclipse solar.

La Agencia Espacial Europea, como parte de su proyecto PROBA, ha propuesto un coronógrafo ubicado en el espacio con una línea base más larga. Se ha propuesto que PROBA-3 emplee dos naves espaciales que vuelen en 20 formación con una nave espacial posicionada para ocultar el disco del Sol mientras la otra observa la corona del Sol desde el eclipse artificial usando su telescopio. El proyecto ha sugerido que líneas base superiores a los 100 metros serían beneficiosas, sin máximo aparente. Sin embargo, el coste y complejidad de este proyecto serán altos. La tecnología necesaria para conseguir un control preciso de dos naves espaciales volando relativas una a la otra será compleja. También se necesitarán dos naves espaciales diferentes, y el coste de su construcción y lanzamiento, y 25 controlarlas en órbita será muy alto en comparación con un coronógrafo convencional. Un ejemplo de esta disposición se describe en el documento "Formation flyers applied to solar coronal observations: the ASPICS mission", por Vives et al, publicado en los Proceedings of SPIE, vol. 5901, 1 de enero del 2015.

Los solicitantes han identificado por tanto una necesidad de un coronógrafo ubicado en el espacio con una línea 30 base más larga que resuelva los anteriores problemas.

La solución a los problemas identificados anteriormente en el campo de la coronografía que se proporciona en la presente invención es también útil en otras áreas de la observación y experimentación relacionadas con el espacio. Dichas áreas incluyen, sin limitación, experimentos generales sobre la relatividad, la observación de cometas 35 Sungrazer (rasantes del sol), la observación de cuerpos celestes en línea a la vista cercana a la superficie del Sol, mediciones del entorno espacial, mediciones del diámetro solar y otras observaciones del Sol o del campo visual que rodea al Sol.

De acuerdo con un aspecto, la invención proporciona un procedimiento de ocultación solar de acuerdo con la 40 reivindicación 1.

De acuerdo con otro aspecto, la invención proporciona una nave espacial de acuerdo con la reivindicación 9.

Las características opcionales se explican en las reivindicaciones dependientes.

45 Como se ha explicado anteriormente, la aplicación preferida para el procedimiento de la presente invención es la observación de la corona del Sol. Sin embargo, más ampliamente, el procedimiento de la invención permite observaciones del Sol propiamente dicho (como el borde del disco del Sol u otra parte de la superficie) o del espacio alrededor del Sol. El "espacio alrededor del Sol" tiene la intención de significar la región del espacio cuya vista desde 50 el punto de observación se mejora mediante la ocultación del disco brillante del Sol. Normalmente, esta región puede extenderse hasta aproximadamente tres radios solares.

Aunque el resto de la descripción se refiere a la coronografía, aquellos expertos en la técnica apreciarán que otras aplicaciones como las descritas anteriormente serán igualmente posibles con la invención. Por ejemplo, al ocultar el 55 disco del Sol, los cuerpos celestiales que no eran previamente visibles pueden observarse o puede ser posible observar o medir otras características o fenómenos como el diámetro del Sol, llamaradas solares, o el comportamiento de la luz bajo ciertas condiciones.

La Luna ofrece la ocultación efectiva del disco para el "coronógrafo gigante" de la presente invención. Aunque 60 muchos cuerpos celestiales como los planetas y lunas, incluyendo aquellos de nuestro sistema solar, pueden arrojar

resultados aceptables, la Luna no tiene atmósfera, para así proporcionar un disco de ocultación con un "borde" tan nítido como sea posible. Además, la Luna es esférica, o casi esférica, de forma que el disco de ocultación es circular o casi circular.

5 Los eclipses u ocultaciones generalmente caen en tres categorías: total, parcial y anular. En un eclipse total, el cuerpo celestial que oculta tapa completamente el disco del Sol. La zona detrás del cuerpo que oculta en el cual puede observarse un eclipse total se conoce como umbra.

En un eclipse anular, el cuerpo que oculta parece más pequeño que el disco del Sol cuando se ve desde el punto de observación, de forma que queda visible un anillo del disco en el punto de máxima superposición. La zona en la cual se ven un eclipse anular se denomina anteuumbra.

10 La umbra y la anteuumbra son conos, con sus puntos tocando y sus ejes coaxiales entre sí y con el eje entre los centros de los cuerpos celestes. Un eclipse parcial es cuando solo se oculta parte del disco del Sol, como se verá desde una zona llamada la penumbra, que reside fuera de la umbra y la anteuumbra.

Se comprenderá que, si una nave espacial se posiciona detrás de la Luna, en la umbra o anteuumbra, sobre el eje que conecta los centros del cuerpo celeste y el Sol, la vista del Sol ocultado (y/o su corona) será simétrica. Por razones prácticas, puede no ser posible o deseable mantener la nave espacial precisamente en ese eje. Además, puede darse el caso de que una vista completamente simétrica de la corona no sea necesaria, y si el límite de ocultación en uno o más puntos alrededor de la circunferencia del disco que oculta esté en un intervalo específico, una posición de observación desviada es completamente aceptable. Yendo un poco más lejos, puede darse el caso de que solo sea necesario observar una sección de la corona y que por tanto un nivel mayor de desvío pueda ser aceptable con grados más altos de ocultación fuera del sector de interés permisible.

20 El Sol tiene un radio denominado R_s , que con el fin de esta aplicación será el mismo que el radio del disco principal del Sol como se ve desde el punto de observación. La corona por tanto se extenderá desde el R_s hacia afuera, posiblemente hasta una distancia que es varios múltiplos de R_s . Si se desea observar la corona inferior, será necesario observar desde alrededor de R_s hacia afuera, o posiblemente desde un radio inferior al R_s si se quiere ver la superficie del Sol. Alternativamente, puede ser aceptable ocultar un radio mayor que R_s si solo se quiere observar la corona o parte de la corona, como la corona superior, por ejemplo.

25 En resumen, la ubicación y los límites de la zona objetivo dentro de los cuales la nave espacial se controla para volar cuando realiza observaciones del Sol y su corona mientras está oculta dependerá de los límites deseados o permisibles para el radio de ocultación y para cualquier desvío, como se ha explicado anteriormente. Por tanto, las posiciones de observación dentro de la umbra, anteuumbra o penumbra son posibles.

35 Preferiblemente, la zona objetivo se define como la zona dentro de la cual, cuando se observa desde una nave espacial, la Luna oculta al Sol por debajo de al menos aproximadamente $0,95 R_s$ alrededor de toda la circunferencia del disco de ocultación efectivo formado por la Luna. Sin embargo, el Sol tiene un disco muy brillante en comparación con su corona, y por tanto puede ser preferible ocultar el disco por completo, en cuyo caso la Luna preferiblemente oculta el Sol por debajo de al menos $1,00 R_s$ alrededor de toda la circunferencia del disco de ocultación efectivo formado por la Luna. Este último nivel de ocultación mínimo en efecto coloca la zona objetivo y los puntos aceptables de observación completamente dentro de la umbra.

40 Como se ha explicado anteriormente, la corona se extiende desde R_s hacia fuera, y la zona objetivo puede definirse adicionalmente mediante un radio de ocultación máximo permisible, expresados en múltiplos de R_s . Por ejemplo, si se va a observar la corona fuera de $2,0 R_s$, la extensión de ocultación máxima permisible sería de $2,0 R_s$ o posiblemente algo menos en las realizaciones preferidas (permitiendo efectos limítrofes inmediatamente adyacentes al disco que oculta). Otras extensiones máximas permisibles de la ocultación pueden ser $2,2 R_s$, $1,5 R_s$, $1,1 R_s$, $1,075 R_s$, $1,05 R_s$ o $1,02 R_s$. Aquellos expertos en la técnica apreciarán que estos límites pueden no necesitar ser exactamente precisos, dependiendo de las circunstancias concretas. El límite máximo permisible podría ser necesario alrededor de toda la circunferencia del disco que oculta efectivo, o puede ser solo necesario a lo largo de un arco de la circunferencia o incluso solo en un punto de la circunferencia, si solo va a observarse un sector de la corona.

45 En realizaciones particularmente preferidas donde la mayoría de la corona va a ser observada, la zona objetivo se define como una zona dentro de la cual, cuando se observa desde la nave espacial, la Luna oculta el Sol hasta un punto no mayor de $1,05 R_s$, y preferiblemente no mayor de $1,02 R_s$, en al menos un punto de la circunferencia del disco que oculta efectivo formado por la Luna. En más realizaciones preferidas, el límite se aplica a un arco de la

circunferencia o alternativamente a toda la circunferencia.

En realizaciones más prácticas, el límite de ocultación mínimo explicado anteriormente (0,95 o 1,00 Rs) también se aplicará en combinación con un límite máximo, para proporcionar un rango de radios dentro de los cuales el borde del disco que oculta puede residir, ya sea en un punto, a lo largo de un arco o alrededor de toda la circunferencia del disco. Una combinación de un límite mínimo de 1,00 Rs con un límite máximo definirá la zona objetivo para la posición de la nave espacial como una sub zona de la umbra cónica. Como se explicará además en relación con una realización preferida a continuación, la zona objetivo en este caso tendrá forma de "punta de flecha" dentro de la umbra cuando se ve en sección si es solo necesario para aplicar el rango a al menos un punto sobre la circunferencia del disco que oculta. Si el borde del disco que oculta debe residir dentro del rango definido del radio alrededor de toda la circunferencia, la zona objetivo perderá los lóbulos laterales de la punta de flecha y tendrá una forma de diamante o cometa en sección.

La posición de la zona objetivo-relativa a la Luna ha sido explicada anteriormente con cierto detalle, en términos relativamente estáticos. Con detalles sobre la ubicación y la extensión física de la zona objetivo deseada, será necesario posicionar físicamente una nave espacial observadora en esa zona objetivo. Aunque es posible para una persona experta en el diseño de la ruta de vuelo de una nave espacial diseñar una ruta de vuelo para la nave espacial que pase a través de la zona objetivo, es más desafiante en la práctica idear un esquema para mantener la posición de la nave espacial dentro de la zona objetivo.

El término "órbita kepleriana" se utiliza para describir el movimiento natural de un cuerpo en órbita en un campo de gravedad único, central y de cuadrado inverso. La órbita puede ser elíptica, parabólica o hiperbólica. Una órbita kepleriana continua (es decir, una órbita cerrada) alrededor de un cuerpo siempre será elíptica (la cual, en un extremo de la escala, podría ser circular), mientras que las órbitas puramente parabólicas e hiperbólicas serán abiertas en el sentido de que una vez que el cuerpo en órbita haya alcanzado su punto más cercano al cuerpo alrededor del cual orbita, los dos se separarán de nuevo hasta el infinito. Una órbita no kepleriana es aquella en la cual fuerzas adicionales actúan continuamente sobre el cuerpo en órbita. Éstas pueden provenir de fuentes naturales (por ejemplo, otros planetas o cuerpos celestes) o de las fuerzas propulsoras continuas de la nave espacial. En el contexto de la invención, cuando se está en la zona objetivo, las fuentes naturales de perturbación se ignoran y así el término órbita no kepleriana se utiliza para describir aquellas órbitas que están continuamente bajo la influencia del impulso de traslación de la nave espacial. La órbita de una nave espacial que periódicamente aplica impulso de traslación en una o más direcciones puede comprender secciones keplerianas y no keplerianas.

Aunque pueda ser teóricamente posible mantener la posición de una nave espacial continuamente dentro de la zona objetivo, esto requeriría un control activo significativo de la posición y/o velocidad de la nave espacial, y por tanto se considera prohibitivamente caro para una misión espacial viable.

Aunque es posible encontrar una órbita kepleriana que maximizará el tiempo pasado en la zona objetivo, para que la nave espacial permanezca en la zona objetivo durante un tiempo predeterminado más largo, es probable que la órbita de la nave espacial deba desviarse de una órbita kepleriana natural debido a los cambios necesarios en posición y/o velocidad en uno o más puntos. Por tanto, cuando se considera en su conjunto, la órbita de la nave espacial se basa en una órbita kepleriana (que varía desde altamente elíptica a medianamente hiperbólica, los detalles dependiendo del tiempo y la ubicación específicos del encuentro).

Se requerirá una serie de pequeñas maniobras discretas o una maniobra continua para permanecer en la zona objetivo durante un periodo prolongado. El resultado es una órbita no kepleriana (en el caso de propulsión continua) o una serie de órbitas keplerianas modificadas (la modificación se produce tras cada pequeña maniobra), que permitirá posicionar la nave dentro de la zona objetivo durante un tiempo predeterminado, más largo que en el caso de una órbita kepleriana.

El tiempo integral de la aceleración propulsora requerido para ejecutar el cambio necesario en la velocidad de la nave espacial se conoce como "DeltaV" y es por tanto una medición del esfuerzo necesario de la nave espacial. El movimiento de la nave espacial dentro de la zona objetivo puede, por ejemplo, incluir una o más secciones del movimiento kepleriano (elíptico, parabólico, hiperbólico) y una o más secciones del movimiento no kepleriano durante el cual se aplica el Delta V a la nave espacial. El movimiento no kepleriano y/o la secuencia de maniobras discretas puede producirse cerca o dentro de la zona objetivo, con el objetivo de prolongar el periodo durante el cual la nave espacial permanece en la zona objetivo.

Durante las secciones de movimiento no kepleriano y/o secuencia de maniobras discretas, será necesario controlar activamente la posición y/o velocidad de la nave espacial durante la aplicación de Delta V. Para ello, preferiblemente

se proporciona a la nave espacial medios para ajustar y controlar su posición y/o velocidad, como medios para aplicar el Delta V. Preferiblemente, esto comprende uno o más propulsores.

5 El caso específico de la Luna siendo el cuerpo celeste que oculta presenta algunos desafíos únicos, debido a la proximidad relativa de la Tierra. Estos desafíos pueden, por supuesto, aplicarse igualmente a las lunas de otros planetas, pero se utilizará el caso Tierra/Luna como el ejemplo principal y más probable.

10 Debido a que la Luna gira alrededor de la Tierra y la Tierra gira alrededor del Sol, la zona objetivo en este caso será "dinámica" en el sentido de que se moverá con la Luna. Una nave espacial observadora por tanto tendrá que moverse con la Luna y ajustarse a su movimiento, tan aproximadamente como sea posible, mientras permanece en la zona objetivo.

Preferiblemente, la órbita de la nave espacial está centrada con la Tierra.

15 Mientras está en la zona objetivo, la nave espacial por tanto está en la esfera de influencia de la Tierra. Como se ha explicado anteriormente, la órbita tiene sectores keplerianos y no keplerianos.

20 Puede describirse mejor como keplerianos con una secuencia de modificaciones mediante maniobras discretas o propulsión continua. Generalmente, sin embargo, el estado instantáneo de la órbita será tal que puede variar entre altamente elíptica y medianamente hiperbólica, con la Tierra ubicada en uno de los puntos focales de la órbita.

25 El plano eclíptico es el plano en el cual la Tierra viaja alrededor del Sol. La órbita de la Luna está inclinada con relación al plano eclíptico, en aproximadamente 5 grados. Durante su órbita, la Luna cruzará el plano eclíptico y en este momento, la presencia de la Tierra en el plano puede interferir con las observaciones del Sol. Preferiblemente, por tanto, la órbita de la nave espacial se inclina también en relación con el plano eclíptico de forma que las observaciones del Sol cuando está ocultado por la Luna pueden realizarse fuera del plano eclíptico. Aparte de esta exclusión relativamente pequeña (más o menos aproximadamente 15 grados en la longitud orbital en cada lado de cada cruce eclíptico), la Luna puede estar en cualquier parte de su órbita alrededor de la Tierra para poder realizar las observaciones.

30 El plano orbital de la nave espacial puede estar inclinado en un ángulo superior a, igual a, o menor que el ángulo de la órbita de la Luna relativa al plano eclíptico para conseguir una posición en la zona objetivo, dependiendo de dónde esté la Luna en su ciclo cuando se realiza la observación.

35 Preferiblemente, la órbita de la nave espacial está configurada de forma que su punto más cercano a la Tierra, o perigeo, está dentro de la zona objetivo. En otra realización preferida, el perigeo de la órbita se ubica en el eje Sol-Luna dentro de la zona objetivo, idealmente cerca o en el límite de la zona objetivo más cercano a la Luna en el eje.

40 En su perigeo, que está en la dirección Sol-Luna, la nave espacial conseguirá una velocidad de forma que esté cogirando instantáneamente con la Luna como se ve desde el Sol.

45 Como se ha explicado anteriormente, además de la órbita general de la nave espacial, es deseable controlar el movimiento de la nave espacial de forma que pueda permanecer en la zona objetivo durante tanto tiempo como sea conveniente o practicable. La línea entre la Luna y el Sol se define como la dirección X, la dirección y es ortogonal a ésta y en el plano de la órbita de la nave espacial, y la dirección z es ortogonal a las direcciones x e y.

50 En el caso en que el límite de ocultación esté entre 1,00 Rs y 1,02 Rs alrededor de toda la circunferencia del disco de ocultación, la dimensión longitudinal (es decir, en la dirección Sol-Luna) de la zona objetivo en forma de diamante o cometa mencionada anteriormente, será de aproximadamente 7000 km. En su punto más ancho, sin embargo, la anchura de la zona objetivo solo será de aproximadamente 64 km y esto por tanto requiere un control relativamente preciso de la nave espacial.

55 Como se verá a continuación, puede seleccionarse una órbita para la nave espacial de forma que, cuando se observa el componente del movimiento natural de la nave espacial a lo largo de la dirección x (el eje Sol-Luna) en el plano x-y, la nave entra en la zona objetivo en el punto más lejano de la Luna (es decir, el ápice distal de la cometa, que es también el ápice de la umbra), continua viajando hacia la Luna durante una distancia de 7000 km hasta su perigeo, en cuyo momento invierte la dirección de vuelta hacia el ápice, finalmente saliendo de la zona objetivo en el ápice. Con una órbita apropiada, este movimiento puede llevar aproximadamente dos días.

60 Durante este tiempo, será necesaria una pequeña cantidad de Delta V en la dirección z para mantener la posición de

la nave espacial dentro de la anchura de la zona objetivo en el plano x-z. Esto es porque el plano del movimiento de la nave espacial y el plano del movimiento de la Luna, ambos medidos con relación a la Tierra, no son generalmente idénticos, lo que resulta potencialmente en una separación progresiva en la dirección z.

- 5 La mayor cantidad de compensación será necesaria en la dirección y, para mantener la nave espacial dentro de una anchura relativamente estrecha de la zona objetivo en el plano x-y durante tanto tiempo como sea posible de forma que su posición esté dentro de los límites longitudinales de la zona en la dirección x. En el ejemplo específico explicado a continuación, el movimiento natural de la nave espacial en la dirección "y" relativa a la Luna tendría una anchura de aproximadamente 500 km centrada sobre el eje Sol-Luna (el eje x). Esto estaría casi completamente fuera de la zona objetivo, que tiene una anchura máxima de 64 km. Con un Delta V adecuado en la dirección y, sería posible mantener la nave espacial dentro de una zona de menos de un kilómetro centrada sobre el eje x, y en realizaciones preferidas dentro de una zona de menos de 100 metros o incluso de aproximadamente 20 metros o menos. Por tanto, la nave espacial se controla para que permanezca en la zona objetivo durante un periodo predeterminado controlando el movimiento de la nave espacial en la dirección y, como se ha definido anteriormente.
- 10
- 15 Además, como se ha explicado anteriormente, la nave espacial está preferiblemente también controlada para permanecer dentro de la zona objetivo durante un periodo predeterminado controlando el movimiento de la nave espacial en una dirección z. En realizaciones preferidas, no será necesario ningún control del movimiento de la nave espacial en la dirección x.
- 20 Como resultado del control de movimiento en la dirección y, la nave espacial mantiene su alineación con la dirección Sol-Luna, es decir, se mantiene la co-rotación. Sin este control, la órbita natural se desviaría del estado de co-rotación.

De acuerdo con otro aspecto, la invención se refiere a una nave espacial configurada para conseguir una posición, dentro de una zona objetivo, como se ha explicado anteriormente. De acuerdo con la invención, dicha nave espacial está pre-programada con datos de vuelo y órbita para conseguir una posición dentro de la zona objetivo. La nave espacial está también programada con datos de vuelo y órbita para mantener su posición dentro de la zona objetivo durante un tiempo predeterminado, como se ha explicado anteriormente.

30 Otro beneficio de la presente invención, en comparación con, por ejemplo, la propuesta PROBA-3 de la que se habló anteriormente, es que se proporciona una zona mucho más grande de la totalidad, lo que permite ubicar múltiples instrumentos en la zona objetivo para realizar muchas observaciones o experimentos. En misiones donde otra nave espacial es la ocultadora, la región de totalidad probablemente sea tan pequeña que solo será posible colocar un único instrumento en la zona objetivo.

35 Una realización de la invención se describirá ahora, a modo de ejemplo solo, con referencia a los dibujos adjuntos, en los cuales:

La Fig. 1 es un diagrama esquemático del Sol, la Tierra y la Luna vistos desde una dirección perpendicular al plano eclíptico;

40 La Fig. 2 muestra una vista similar a la de la Fig. 1, incluyendo una órbita deseada para la nave espacial de acuerdo con la invención;

La Fig. 3 muestra la disposición de la Fig. 2 vista desde una dirección a lo largo del plano eclíptico;

45 Las Figs. 4a y 4b muestran esquemáticamente el Sol, la Luna y la zona objetivo vistas desde una dirección a lo largo del plano eclíptico;

La Fig. 5 muestra un diagrama de la posición no controlada de la nave en relación con la Luna en el plano x-y sobre un periodo de ocultación de dos días;

La Fig. 6 muestra un diagrama de una órbita de posición controlada posible de la nave espacial en relación con la Luna en el plano x-y durante un periodo de ocultación de dos días, de acuerdo con la invención; y la Fig. 7 es una

50 vista similar a la de la Fig. 3 vista desde una dirección a lo largo del plano eclíptico, mostrando las direcciones x y z.

La Fig. 1 muestra un diagrama esquemático del Sol, la Tierra y la Luna con distancias no a escala. Esta vista mira perpendicularmente al plano eclíptico. La Tierra viaja alrededor del Sol en una órbita 10. La Luna viaja alrededor de la Tierra en una órbita 20, que se muestra esquemáticamente como un círculo, aunque en realidad es elíptica. La Luna crea una sombra en forma de cono o umbra 100 detrás de ella donde el disco del Sol se oculta. La extensión máxima de la umbra 100 es la punta 110 del cono. La punta 110 traza su propia órbita virtual 30, que es en efecto una órbita desplazada que tiene la misma forma que la órbita de la Luna 20 alrededor de la Tierra.

La Fig. 2 muestra, desde la misma dirección de observación que la Fig. 1, la órbita 40 deseada para la nave espacial 200, de acuerdo con una realización preferida de la invención. Cuando la Luna está en su punto más alejado del Sol,

la punta 110 de la umbra 100 está en un punto que está aproximadamente al doble de distancia de la Tierra que la distancia media de la Luna desde la Tierra en su órbita. Una órbita 50 al doble de radio de la órbita de la Luna se muestra en línea discontinua. Por tanto, en este punto al menos, la órbita 40 de la nave espacial 200 alrededor de la Tierra está diseñada para coincidir con la umbra 100. La nave espacial también está configurada para tener una

5

10

La Fig. 3 muestra la disposición de la Fig. 2, pero mirando a lo largo del plano eclíptico E, que contiene la órbita 10 de la Tierra alrededor del Sol. La órbita de la Luna 20 está inclinada en relación con el plano eclíptico E en 5,13 grados como se muestra mediante el plano M de la órbita de la Luna.

15

La nave espacial 200 viaja en su órbita 40 alrededor de la Tierra en un plano S, que también está inclinado en relación con el plano eclíptico E, pero en un ángulo inferior al de la órbita M de la Luna.

20

El control de la nave espacial durante el periodo de ocultación se explicará más adelante, pero primero se describirá la geometría de la zona objetivo 300 con referencia a las Figs. 4a y 4b. La Fig. 4b es una ampliación de la zona objetivo 300 mostrada en la Fig. 4a. Como se ha mencionado en la introducción, el disco principal del Sol tiene un radio R_s que en el ejemplo de la Fig. 4a es igual a R_{s1} , aunque no es necesario que éste sea el caso, y R_{s1} podría ser más pequeño o más grande que R_s dependiendo de qué se está observando. En este ejemplo, la umbra 100 cubre todas las ubicaciones donde la Luna oculta al menos el disco principal del Sol, y, por tanto, cubre todas las ubicaciones donde R_{s1} es el nivel mínimo de ocultación. La umbra 100 es triangular en sección, con su ápice en la

25

En la realización preferida, también se requiere un límite de ocultación máximo, el radio del cual se muestra como R_{s2} en la Fig. 4a. En virtud de este límite máximo, cualquier punto de observación en el cual toda la circunferencia del Sol se oculte en exceso del radio R_{s2} se excluye de la zona objetivo 300, que de forma efectiva excluye el triángulo 120 pequeño de la umbra 100 para obtener una forma de "punta de flecha" en sección. La punta de flecha está formada por sub-zonas 300a, 300b y 300c de la zona objetivo 300 (Fig. 4b). Los puntos de observación dentro de las sub-zonas 300a y 300b solo verán parte de la corona desde un radio "aceptable" de entre R_{s1} y R_{s2} y hacia afuera, ya que el resto de la corona estará oculta hasta un radio mayor de R_{s2} .

30

35

Si es deseable aplicar el radio de ocultación mínimo R_{s1} y máximo R_{s2} alrededor de toda la circunferencia del disco de ocultación formado por la Luna, será necesario posicionar el punto de observación dentro de la sub-zona 300c, que es la zona en forma de cometa (en sección) mencionada en la introducción.

40

En el resto de la descripción, la sub-zona 300c se denominará la zona objetivo 300c porque aquí es idealmente donde la nave espacial 200 puede ser controlada para que permanezca en ella durante el periodo de ocultación, para observar la corona alrededor de toda la circunferencia del disco de ocultación. Para un sistema Sol-Luna, la zona objetivo 300c tiene aproximadamente 7000 km de longitud a lo largo del eje Sol-Luna y aproximadamente 64 km de anchura en su punto más ancho donde R_{s1} es 1,00 R_s y R_{s2} es 1,02 R_s .

45

Como se ha explicado anteriormente, la línea entre la Luna y el Sol se define como la dirección X, la dirección Y es ortogonal a ésta y en el plano de la órbita de la nave espacial, y la dirección Z es ortogonal a las direcciones X e Y. La Fig. 5 muestra un diagrama de la posición de la nave en relación con la Luna en el plano x-y sobre un periodo de ocultación de dos días; Este diagrama muestra el movimiento natural típico de la nave espacial cuando está en la órbita indicada anteriormente, con relación a la Luna.

50

Al inicio del periodo de ocultación (perigeo menos un día), la nave espacial se posiciona en la punta 110 de la zona objetivo 300c o umbra 100. Debido a que la nave espacial está en una órbita elíptica, inicialmente se moverá más cerca de la Luna en la dirección x hasta el perigeo, y luego se alejará de nuevo. La velocidad de la nave espacial en el perigeo será la más rápida en su órbita, de forma que antes del perigeo la nave espacial acelerará y tras el perigeo desacelerará. La velocidad de la nave espacial en la dirección y en el perigeo se configura para acercarse a la de la Luna. Sin embargo, durante un periodo de ocultación de dos días, el eje x (eje Sol-Luna) gira alrededor del sol con relación a su orientación inicial debido al movimiento de la Luna y de la Tierra durante ese tiempo. El movimiento relativo resultante es como se muestra en la Fig. 5.

55

60

El movimiento comienza en la "punta" un día antes del perigeo, alcanzando el desplazamiento mínimo a lo largo del

eje x en el perigeo. Por tanto, su posición relativa en la dirección y inicialmente irá más allá del eje x, antes de dar marcha atrás para cruzar de nuevo sobre el eje x en el perigeo. La nave espacial vuelve a la "punta" un día después del perigeo.

5 Como puede verse en la Fig. 5, el movimiento relativo no controlado de la nave espacial está casi completamente fuera de la zona objetivo 300c, encontrándose solo los dos puntos extremos a lo largo del eje x. Esto no sorprende ya que la anchura de la ruta de la nave espacial es de aproximadamente 500 km, mientras que la anchura máxima de la zona objetivo 300c es de 64 km. Sin embargo, puede verse que el movimiento relativo a lo largo del eje x es aceptable para un periodo de ocultación de dos días ya que la nave espacial permanece en la extensión de 7000 km
10 de la zona objetivo 300c a lo largo del eje x. En cuanto al plano x-y, por tanto, solo se necesita control en la dirección y.

Con referencia a la Fig. 6, se muestra un ejemplo del resultado de la aplicación de un Delta V apropiado en la dirección y. Las maniobras (es decir, Delta V), pueden ser continuas o ejecutadas periódicamente (normalmente
15 cada 3 horas), pero con cualquier procedimiento el objetivo es ajustar la velocidad angular de la nave espacial para eliminar el movimiento angular relativo al eje x. En la realización preferida, el Delta V requerido para este control normalmente está en un intervalo de 50-60 m/s, el valor exacto dependiendo de la frecuencia de la maniobra. Con referencia a la escala del eje y mostrada en la Fig. 6, el control Delta V en la dirección y puede reducir la desviación de la órbita significativamente. En el ejemplo mostrado, el movimiento en la dirección y se reduce a unos pocos
20 metros en total. La extensión de este movimiento depende del detalle de la estrategia de control adoptada y por consiguiente el Delta V.

La Fig. 7 es una vista similar a la de la Fig. 3, mirando desde el lateral, en la dirección del plano eclíptico E y el eje y. El plano de la órbita de la Luna alrededor de la Tierra se muestra como M y el plano de la órbita de la nave espacial
25 se muestra como S. La dirección x está a lo largo del eje Sol-Luna y la dirección z es ortogonal a éste y en la dirección y. Los ángulos relativos entre los planos han sido exagerados en la Fig. 7, pero la figura tiene la intención de ilustrar que la dirección Sol-Luna (el eje x) no está en el mismo plano que la órbita de la nave espacial y que hay un ángulo α ellas. Si el único control sobre la nave espacial durante el periodo de ocultación fuera en la dirección y explicada anteriormente, la Luna parecería moverse en una dirección perpendicular al plano orbital de la nave
30 espacial.

Por tanto, a medida que la nave espacial se mueve en el plano x-z durante el periodo de ocultación, una pequeña cantidad de Delta V será necesaria en las direcciones z positiva o negativa para ajustar el movimiento natural de la nave espacial en esa dirección, de forma que viaje cerca del eje x en el plano z, y por tanto permanezca dentro de la
35 anchura de la zona objetivo en ese plano. Este ajuste se consigue mediante otra secuencia de maniobras continuas o discretas durante el periodo de observación en la dirección z, que es casi perpendicular en realidad al plano orbital de la nave espacial. Esta compensación fuera de plano puede ser similar a la compensación en plano para la dirección y, en el ejemplo de una zona objetivo de 7000 km, de forma que Delta V estaría por tanto en el rango de 50-100 m/s. Estas maniobras podrían combinarse con el control en plano, lo que resulta en una maniobra total Delta
40 V de aproximadamente 100-150 m/s.

REIVINDICACIONES

1. Un procedimiento de ocultación solar que emplea una nave espacial (200), el procedimiento comprendiendo:
5
- controlar la nave espacial para conseguir una posición dentro de una zona objetivo (300) relativa a la Luna (100) de forma que la Luna oculte el Sol; y controlar la nave espacial para observar el Sol o el espacio alrededor del Sol.
- caracterizado porque** la nave espacial está controlada para tener una órbita dentro de la zona objetivo que es al menos parcialmente no kepleriana mediante un conjunto discreto de maniobras frecuentes en una dirección perpendicular a una línea entre la Luna y el Sol en el plano de la órbita de la nave espacial de forma que la nave espacial se posicione dentro de la zona objetivo durante un tiempo predeterminado.
10
2. El procedimiento de la reivindicación 1, en el cual la corona del Sol se observa desde la nave espacial
15 (200).
3. El procedimiento de la reivindicación 1 o la reivindicación 2, en el cual el Sol, observado desde la nave espacial (200), tiene un radio R_s y la zona objetivo (300) se define como la zona dentro de la cual, cuando se observa desde la nave espacial, la Luna (100) oculta un área del Sol dentro de toda la circunferencia de un disco de ocultación que representa el contorno de la Luna como se observa desde la nave espacial, en el cual el área del disco de ocultación tiene un radio de al menos $1,00 R_s$.
20
4. El procedimiento de la reivindicación 3, en el cual la zona objetivo (300) se define adicionalmente como la zona dentro de la cual, cuando se observa desde la nave espacial (200), la Luna (100) oculta un área del Sol dentro de la circunferencia del disco de ocultación, en la cual el disco de ocultación es aproximadamente circular, y el radio del disco de ocultación no es mayor de $1,05 R_s$ en al menos un punto de la circunferencia.
25
5. El procedimiento de la reivindicación 3, en el cual la zona objetivo (300) se define adicionalmente como la zona dentro de la cual, cuando se observa desde la nave espacial (200), la Luna (100) oculta un área del Sol dentro de la circunferencia completa del disco de ocultación, en la cual el radio del disco de ocultación no es mayor de $1,05 R_s$ alrededor de toda la circunferencia del disco de ocultación.
30
6. El procedimiento de la reivindicación 4 o 5, en el cual la Luna (100) oculta un área del Sol definida por la circunferencia del disco de ocultación, en la cual el radio del disco de ocultación no es mayor de $1,02 R_s$.
35
7. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el cual la nave espacial (200) está controlada para orbitar la Tierra con una órbita elíptica, parabólica o hiperbólica de forma que, en el perigeo, la nave espacial se posicione dentro de la zona objetivo (300).
8. El procedimiento de la reivindicación 7, en el cual la línea entre la Luna y el Sol se define como la dirección x , una dirección y es perpendicular a la dirección x y paralela al plano elíptico de la Tierra, y la nave espacial (200) se controla adicionalmente para que permanezca dentro de la zona objetivo (300) durante un periodo predeterminado controlando el movimiento de la nave espacial en una dirección z que es perpendicular a las direcciones x e y .
40
9. Una nave espacial (200) se configura para que consiga una posición dentro de la zona objetivo (300) relativa a la Luna (100) para permitir la observación desde la nave espacial del Sol o del espacio alrededor del Sol mediante la ocultación del Sol por la Luna, en la cual la nave espacial comprende medios de maniobra.
45
- caracterizada porque** la nave espacial está programada con datos de vuelo y órbita para ser controlada de forma que tenga una órbita dentro de la zona objetivo que es al menos parcialmente no kepleriana mediante un conjunto discreto de maniobras frecuentes en una dirección perpendicular a una línea entre la Luna y el Sol y en el plano de la órbita de la nave espacial de forma que la nave espacial se posicione dentro de la zona objetivo durante un tiempo predeterminado.
50
- 55

FIG. 1

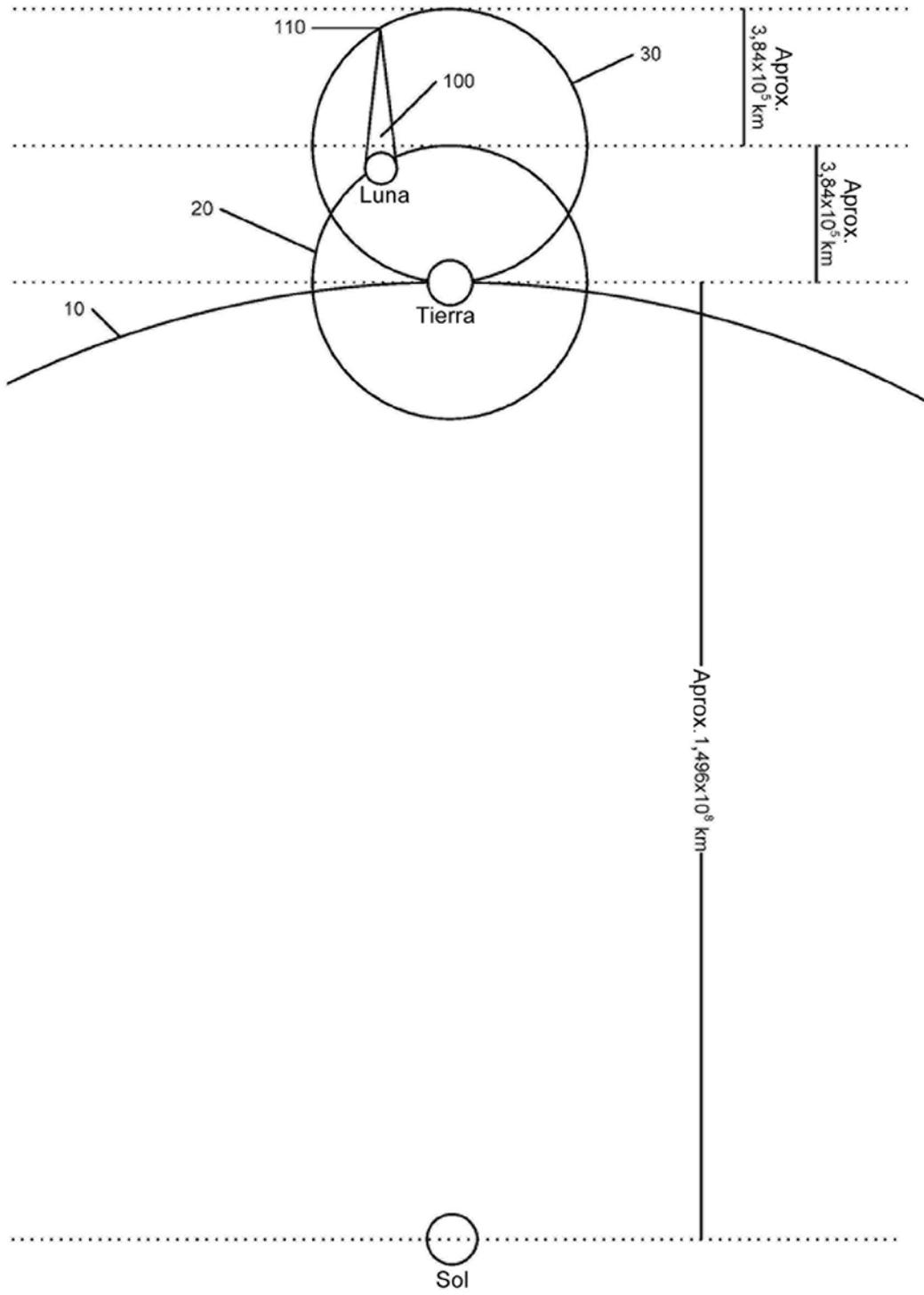
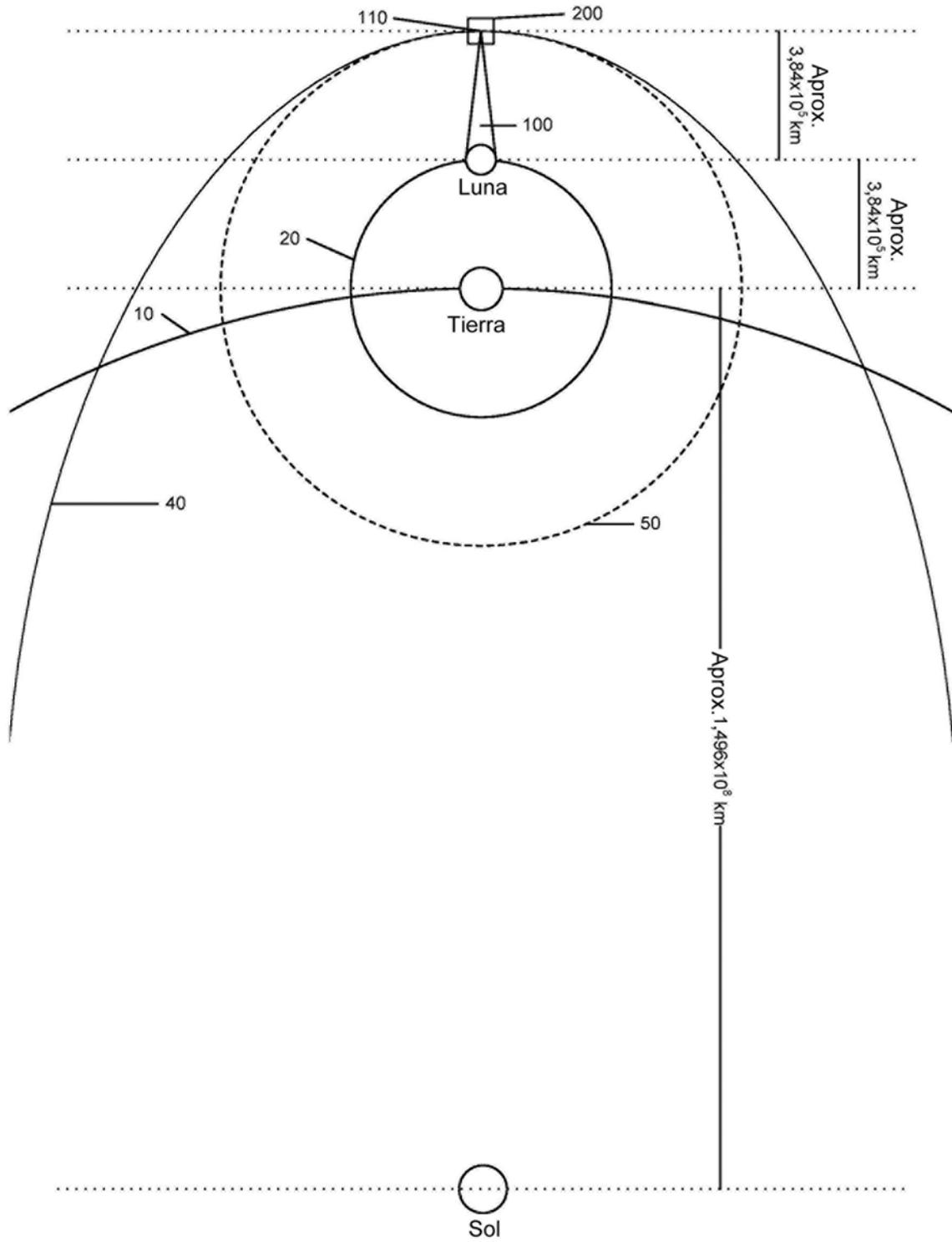


FIG. 2



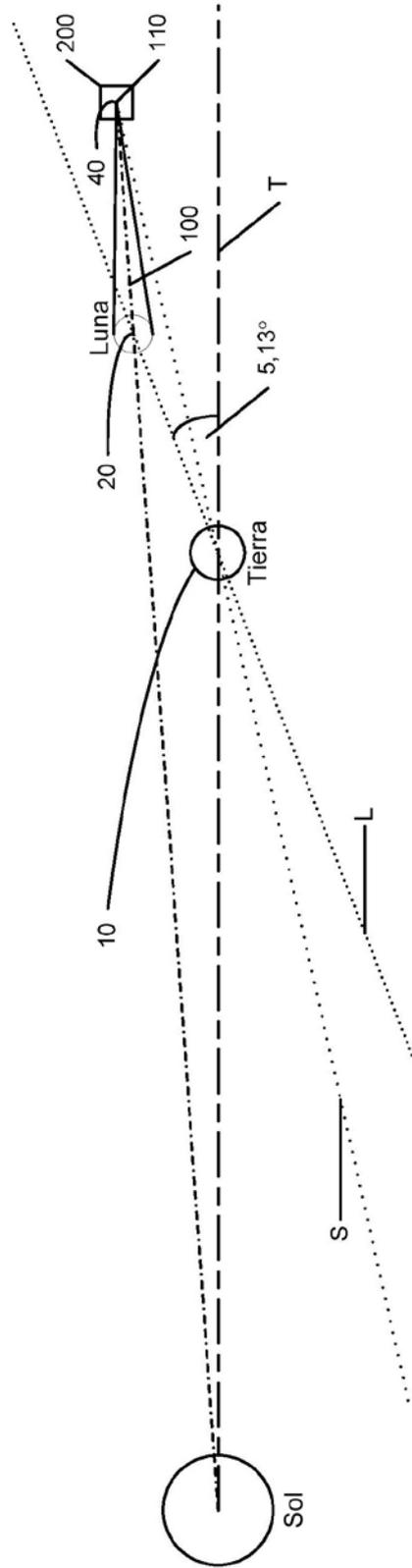


FIG. 3

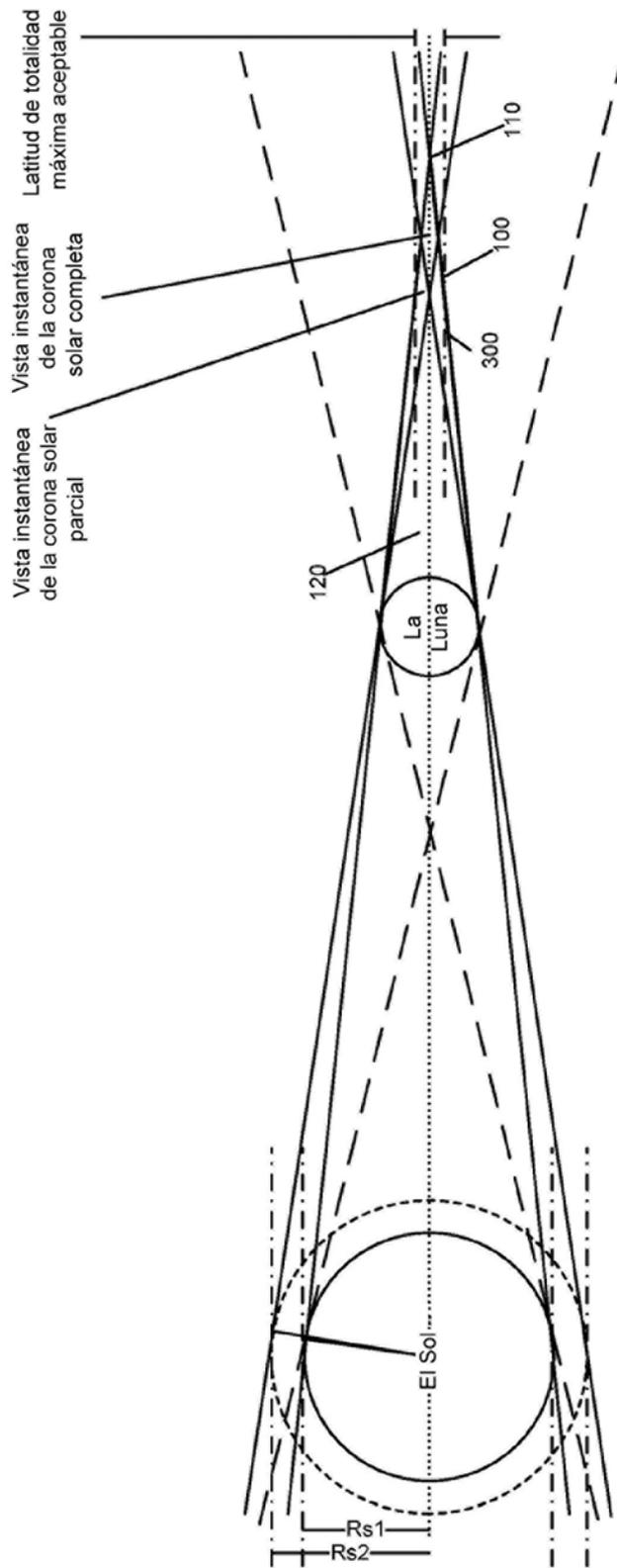


FIG. 4a

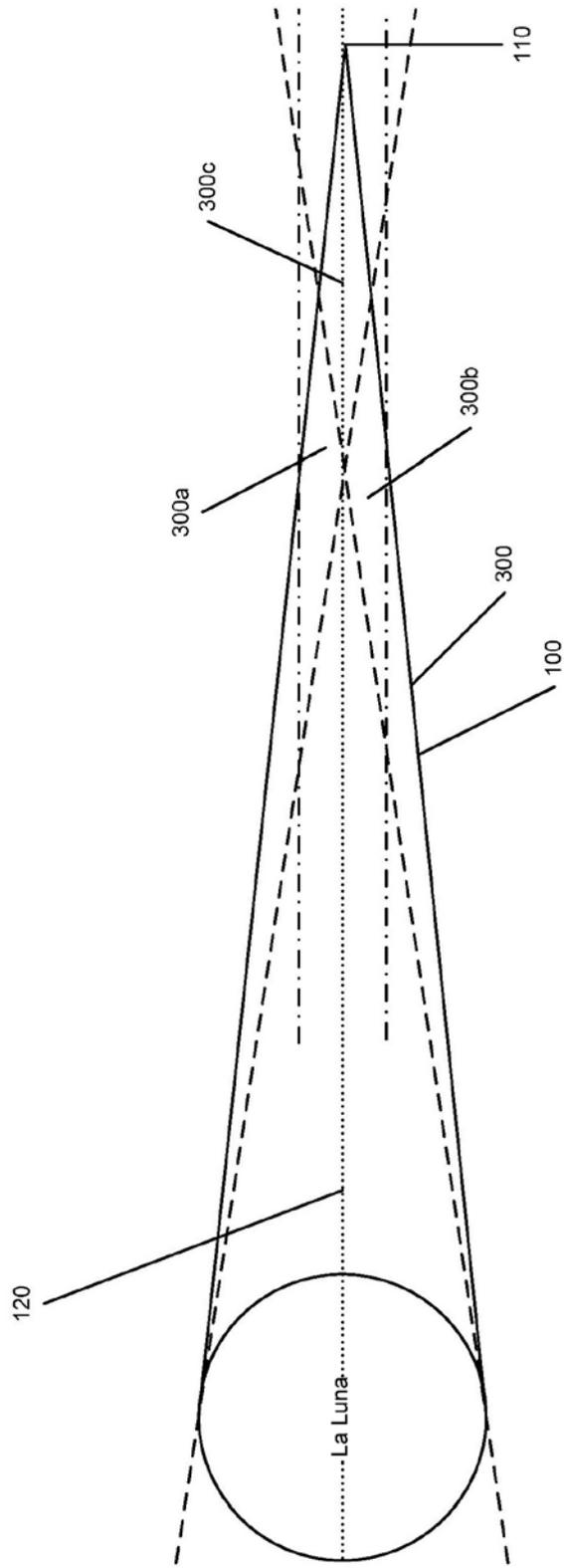


FIG. 4b

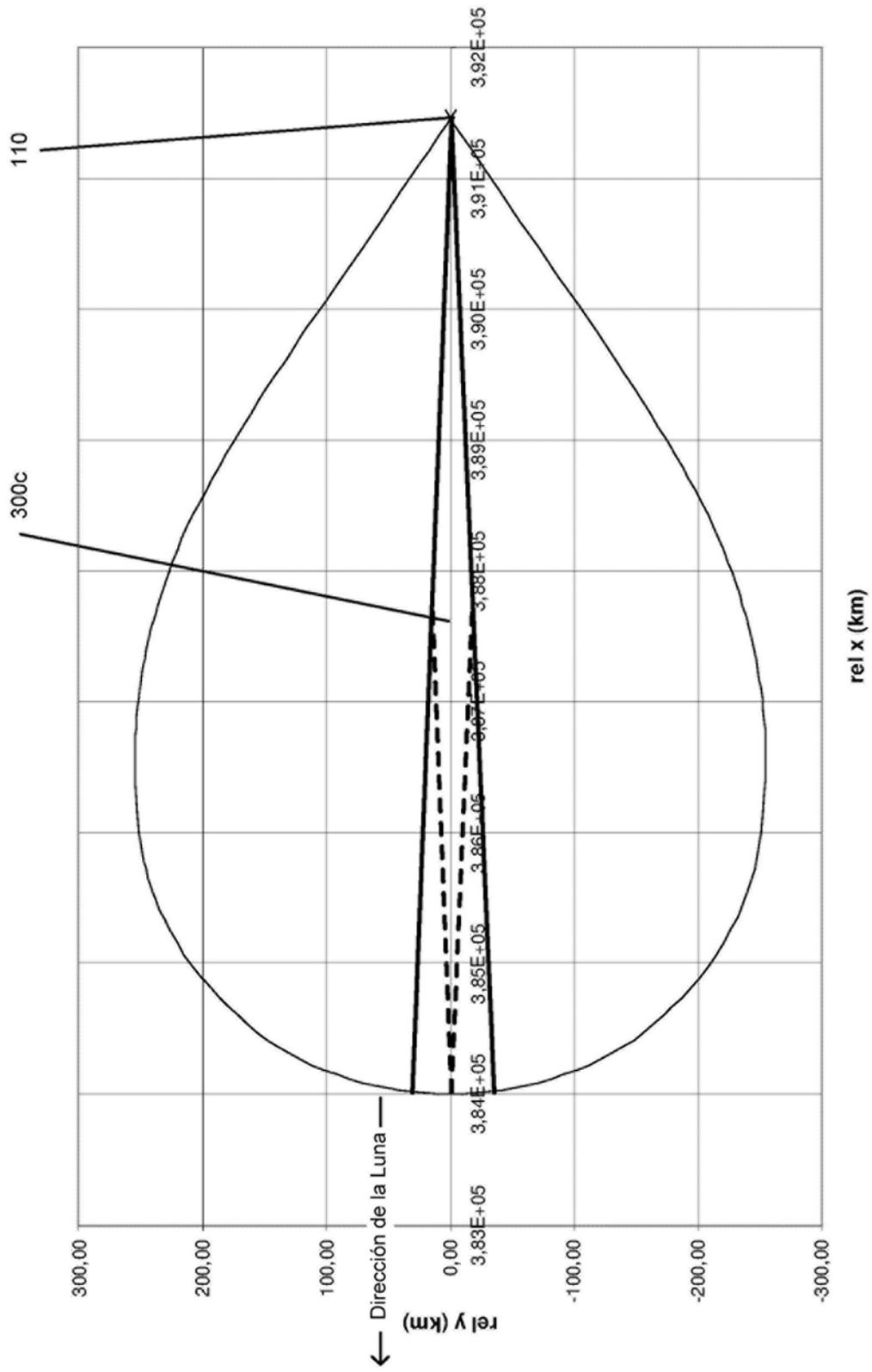


FIG. 5

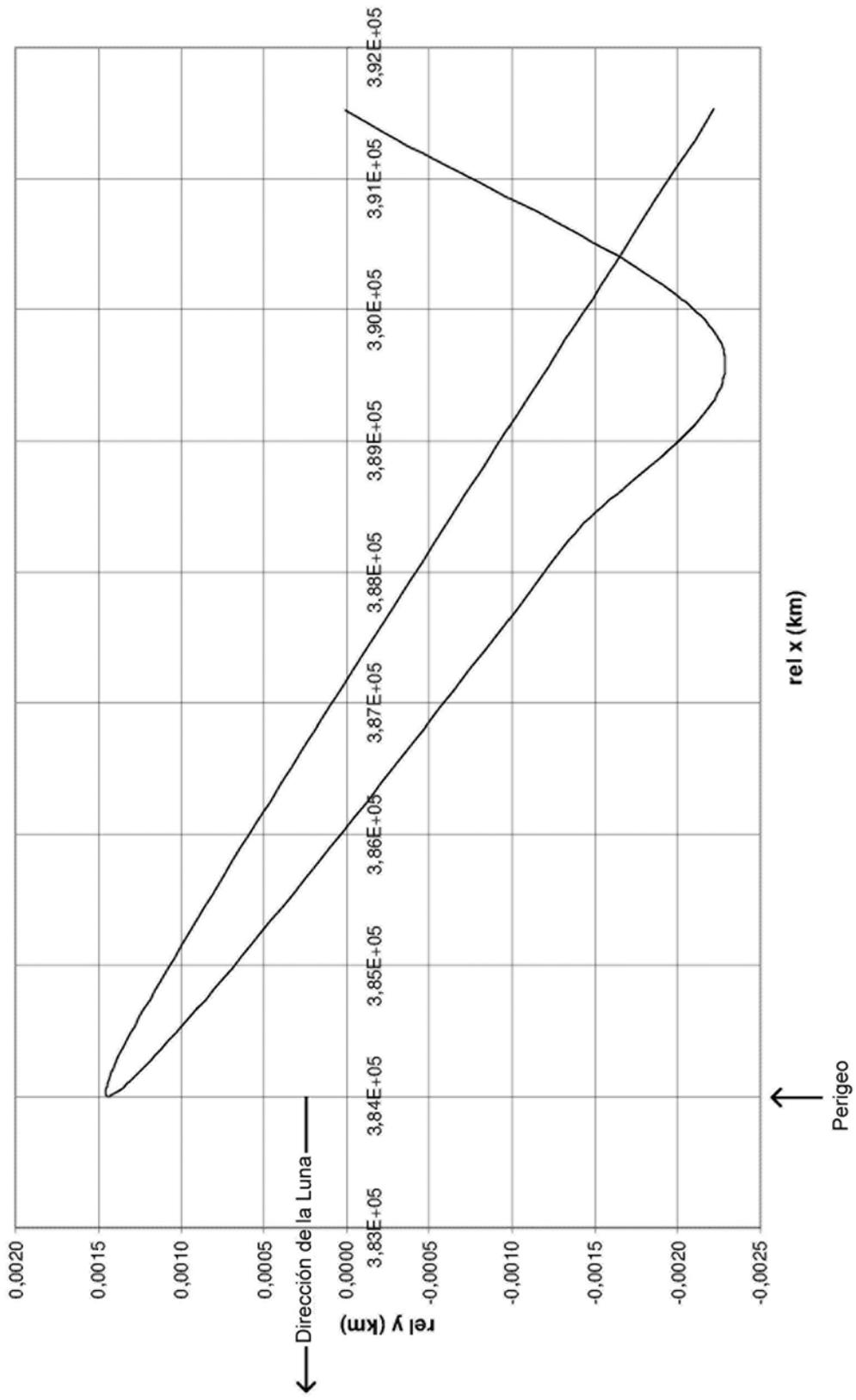


FIG. 6

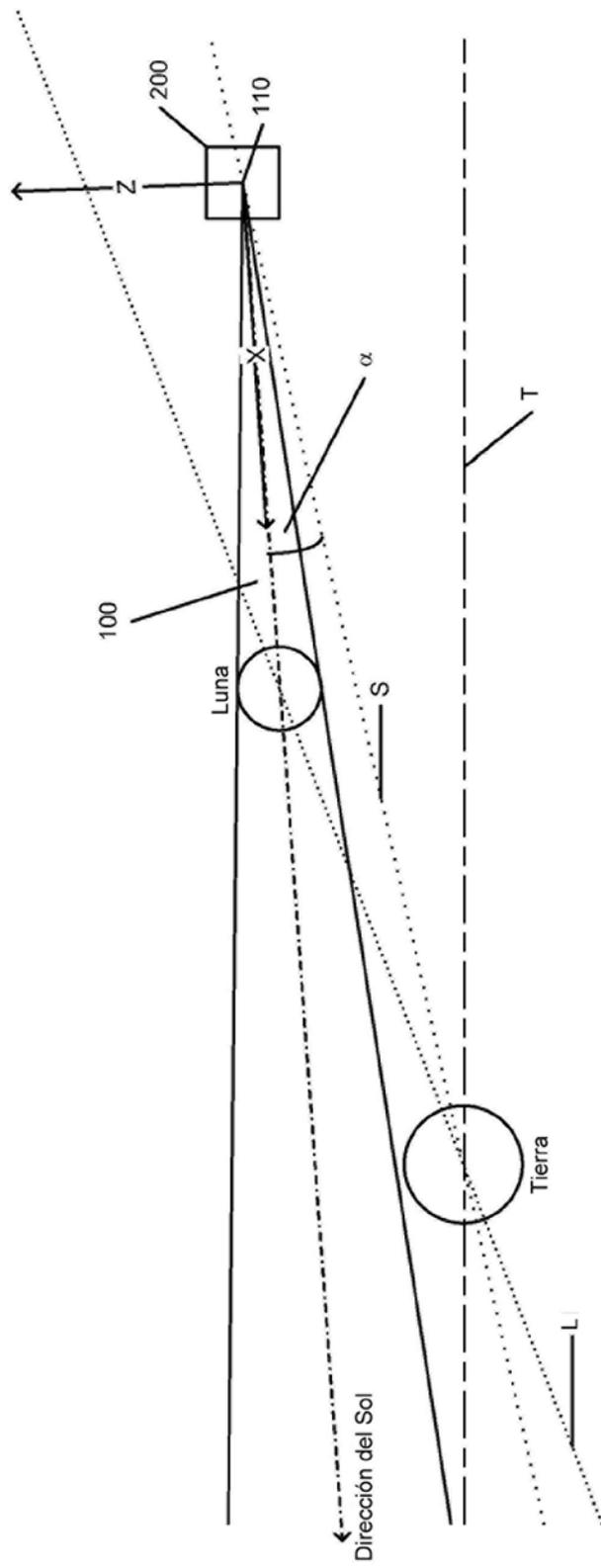


FIG. 7