



**Estudio del control sobre satélites artificiales
y basura espacial empleando datos láser**



REAL INSTITUTO Y OBSERVATORIO DE LA ARMADA EN SAN FERNANDO

BOLETIN ROA N° 3/2024



Estudio de control de actitud sobre
satélites artificiales y basura espacial
empleando datos de láser.



MINISTERIO DE DEFENSA



Catálogo de Publicaciones de Defensa
<https://publicaciones.defensa.gob.es>



Catálogo de Publicaciones de la Administración General del Estado
<https://cpage.mpr.gob.es>

Edita:



Paseo de la Castellana 109, 28046 Madrid

© Autor y editor, 2024

NIPO 083-24-205-5 (edición impresa)

ISBN 978-84-9091-931-6 (edición impresa)

Depósito legal M 14837-2024

Boletín ROA, ISSN 1131-5040 (edición impresa)

Fecha de edición: junio de 2024

Maqueta e imprime: Imprenta Ministerio de Defensa

Las opiniones emitidas en esta publicación son de exclusiva responsabilidad del autor de la misma. Los derechos de explotación de esta obra están amparados por la Ley de Propiedad Intelectual. Ninguna de las partes de la misma puede ser reproducida, almacenada ni transmitida en ninguna forma ni por medio alguno, electrónico, mecánico o de grabación, incluido fotocopias, o por cualquier otra forma, sin permiso previo, expreso y por escrito de los titulares del copyright ©.

En esta edición se ha utilizado papel procedente de bosques gestionados de forma sostenible y fuentes controladas.

Foto portada:

Fachada del Edificio Principal del Real Instituto y Observatorio de la Armada en San Fernando (siglo XVIII).

publicaciones.defensa.gob.es
cpage.mpr.gob.es



UNIVERSIDAD
DE CANTABRIA

Facultad de Ciencias

**Estudio de control de actitud sobre satélites
artificiales y basura espacial empleando
datos de láser**

*Attitude control study on artificial satellites and
space debris using laser data*

Trabajo de Fin de Grado
para acceder al

GRADO EN FISICA

Autor: Rubén Martínez Ibáñez

Director: Manuel Ángel Sánchez Piedra

Co-director: Francisco Jesús Carrera Troyano

Febrero 2024

Resumen

Este trabajo se centra en explorar y aplicar las técnicas de telemetría láser (Satellite Laser Ranging, SLR), con el fin de entender su funcionamiento y emplearlas para determinar diversos parámetros característicos del movimiento de distintos objetos en órbita, específicamente satélites artificiales en desuso. Se emplean datos recopilados por distintas estaciones láser, como las ubicadas en Graz (Austria) y en Borowiec (Polonia). Estas se encuentran afiliadas al International Laser Ranging Service y se encargan, principalmente, de realizar seguimientos sobre objetos ya catalogados y cuyas efemérides son conocidas.

La finalidad del trabajo es, por tanto, realizar este estudio sobre satélites colaborativos (geodésicos), como AJISAI, y sobre algunos inactivos (catalogados como basura espacial), como ENVISAT o TOPEX POSEIDON. Ha sido necesario trabajar con los diversos ficheros de datos de efemérides (Consolidated Prediction Format) y de observaciones láser (Consolidated Laser Ranging Data Format) para, mediante la obtención de los residuos de distancia correspondientes, caracterizar con gran precisión principalmente el giro (spin) y actitud de los diversos satélites observados. Se ha visto, además, que esta clase de estudios, al proporcionar información detallada sobre el comportamiento orbital y rotacional de los satélites, desempeña un papel notable en el entendimiento y la monitorización de la basura espacial, así como a la mejora de la técnica SLR para futuros estudios y aplicaciones espaciales.

Palabras clave: Control de actitud, Telemetría Láser sobre Satélites, Basura espacial, Seguimiento y Vigilancia Espacial, Periodo de giro

Abstract

This work focuses on exploring and applying laser telemetry techniques (Satellite Laser Ranging, SLR), in order to understand how they work and to apply them to determine various characteristic parameters of the motion of different objects in orbit, specifically defunct satellites. Data collected by different laser stations, such as those located in Graz (Austria) and Borowiec (Poland), are used. These are affiliated with the International Laser Ranging Service and are mainly responsible for tracking objects that have already been catalogued and whose ephemerides are known.

The aim of the work is, therefore, to carry out this study on collaborative (geodetic) satellites, such as AJISAI, and on some inactive satellites (catalogued as space debris), such as ENVISAT or TOPEX POSEIDON. It has been necessary to work with the various ephemeris data files (Consolidated Prediction Format) and laser observations (Consolidated Laser Ranging Data Format) in order to characterise with great precision the spin and attitude of the various satellites observed, by obtaining the corresponding distance residuals. It has also been found that this kind of studies, by providing detailed information on the orbital and rotational behaviour of satellites, plays a remarkable role in the understanding and monitoring of space debris, as well as in improving the SLR technique for future studies and space applications.

Key words: Attitude control, Satellite Laser Ranging, Space Debris, Space Surveillance and Tracking, Spin period

Índice

Índice

1	Introducción	1
1.1	Una mirada al pasado del desarrollo espacial	1
1.2	La basura espacial y sus desafíos	2
1.3	Gestión y control de objetos orbitales	4
2	Fundamentos	7
2.1	Satellite Laser Ranging	7
2.2	Satélites	8
2.3	Estaciones láser	11
2.4	Objetivos	13
3	Procedimiento experimental	15
3.1	Datos empleados	15
3.2	Residuos de distancia	16
3.3	Periodos de giro	20
3.4	Oscilación en escala milimétrica	21
3.5	Ecuación de transmisión Láser-Radar	22
4	Resultados	23
4.1	Satélites geodésicos: AJISAI	23
4.2	Basura espacial: Satélites inactivos	25
5	Conclusiones	31
	Bibliografía	33
	Anexo	37
	Código	39
	Agradecimientos	45

1

Introducción

1.1 Una mirada al pasado del desarrollo espacial

Imaginar el mundo actual sin satélites parece una tarea imposible. Su uso trasciende más allá de la investigación, pues actualmente acompañan al ser humano en un gran número de tareas o actividades habituales que parecen tan simples y ordinarias como lo son utilizar el GPS o conocer el pronóstico meteorológico. Al igual que sucede con cualquier avance, entender la naturaleza de su desarrollo requiere conocer el contexto de su invención, tanto histórico como tecnológico.

El primer satélite artificial desarrollado y puesto en funcionamiento fue Sputnik-1, construido por la Unión Soviética y lanzado al espacio en octubre de 1957. Este aparato, formado por una esfera de aluminio de unos 60 cm de diámetro y por cuatro delgadas antenas dispuestas sobre su superficie, tenía la misión de estudiar tanto las capas altas de la atmósfera como el campo electromagnético de la Tierra. Este satélite fue el primero de varios dentro del proyecto Sputnik (seguido por el Sputnik-2 un mes después, que adquirió una trascendencia histórica al convertirse en la primera misión espacial en enviar un animal al espacio, la tan conocida perra Laika) y supuso el inicio de la Carrera espacial. En enero del siguiente año Estados Unidos respondió mediante el lanzamiento del Explorer-1, convirtiéndose en el primer satélite en detectar los Cinturones de Van Allen, demostrando así la posibilidad y la utilidad de hacer ciencia en el espacio. Esto supuso el comienzo del programa Explorer y que, hasta ahora, cuenta con más de 90 misiones, algunas de ellas activas hoy en día.

Por suerte o por desgracia, muchos de los mejores inventos y avances de la humanidad han sido impulsados en contextos bélicos, como fue en este caso, pues en estos años Estados Unidos y la URSS se encontraban en plena Guerra Fría. Tras un intercambio de misiones espaciales por parte de ambas potencias a modo de campaña propagandística y de demostración de poder tecnológico, esta gran carrera culminó con la llegada de la humanidad a la Luna por parte del bando americano, gracias al programa Apolo. Tras la última de estas misiones en 1972, Apolo 17, Estados Unidos comenzó a limitar los recursos dedicados a la

investigación y exploración espacial, mientras que la URSS se centró en el desarrollo de estaciones espaciales en órbita (programa Saliut). Esta carrera terminó oficialmente cuando, en 1975, se llevó a cabo un programa conjunto llevado a cabo por Estados Unidos y la Unión Soviética llamado Apolo-Soyuz [1].

Con el paso del tiempo el uso de satélites artificiales fue creciendo y extendiéndose a todo el mundo, lo que comportó, como es lógico, un progreso significativo en términos de diseño, capacidad y aplicaciones. Con esto en mente, es natural pensar que sus usos se hayan extendido más allá de aquellos que se concibieron en su origen, comenzando así a emplearse en otros contextos al servicio de la sociedad. Los principales usos que se les dio a estos dispositivos están en el campo de las comunicaciones, de la meteorología o de la navegación, aunque también existen satélites militares, así como aquellos dedicados a la investigación científica y a la observación, tanto terrestre como astronómica.

1.2 La basura espacial y sus desafíos

Actualmente se estima que la red satelital que rodea la Tierra está conformada por 11500 satélites, y de ellos 9000 permanecen actualmente activos [2]. Sin embargo, la cantidad total de objetos en órbita, ya sea satélites, fragmentos de estos o piezas desechadas, entre otros, asciende a millones. Esto último es lo que se conoce comúnmente como basura espacial, y ante esta alarmante cantidad es lógico pensar que la existencia de tantos elementos orbitando la Tierra, de los cuales se tiene control únicamente de un pequeño porcentaje (satélites activos), pueda suponer un riesgo que se deba tener presente.

Cada vez los satélites son usados con mayor frecuencia, y cada año el número de satélites asciende en centenares. De media la vida útil de un satélite ronda los 15 años, aunque, lógicamente, esto varía en función de la propia misión del aparato o de las condiciones a las que se someta. Una vez que el satélite se desactiva, ya sea porque su misión ha terminado, sus baterías se agotan o porque se ha averiado, existen diversos escenarios de actuación en función de las condiciones del propio satélite, de su entorno o de la agencia que lo lleva a cabo:

- Una posibilidad es la desorbitación controlada. Se trata de una posible solución para combatir el problema de la basura espacial que se ha estado planteando y estudiando durante las últimas décadas. Este procedimiento consiste en maniobrar el aparato para que regrese de nuevo a la Tierra, de forma que con la fricción con el aire y las altas temperaturas en la reentrada se desintegre en su totalidad. Esta técnica se suele aplicar en las fases de cohetes que ya no resultan de utilidad, aunque en satélites resulta más complicado ya que se precisa de una gran cantidad de combustible de la que, en numerosas ocasiones, no se dispone.
- La opción más común es el abandono del satélite, de modo que permanece de forma prolongada y sin ningún tipo de control en su órbita. Este escenario es, lógicamente, el menos recomendable ya que se agranda el problema de la basura espacial. Aún así, esto suele ser preferente por distintas razo-

nes, entre las que destacan las limitaciones técnicas, la falta de recursos o por decisiones estratégicas. En ocasiones se puede considerar la solución de llevar los satélites a órbitas cementerio, las cuales se encuentran unos cientos de kilómetros por encima de las órbitas geoestacionarias, lo que equivale a unos 36000 km sobre la superficie del planeta. De nuevo, esto tiene sus ventajas y sus inconvenientes, como el hecho de que únicamente se podría plantear para satélites geoestacionarios. En este caso resultaría más rentable en términos de combustible elevarse hasta alcanzar esta órbita que desorbitar en la Tierra, aunque las probabilidades de éxito de dicha maniobra son escasas.

Uno de los mayores peligros asociados con la excesiva cantidad de objetos en órbita es el riesgo de colisión. Por lo general, los satélites suelen mantener distancias suficientemente amplias para que no haya accidentes de este tipo, a parte de que su pequeño tamaño en comparación con las órbitas que realizan son despreciables, reduciendo en gran medida la probabilidad de colisión. Sin embargo, la posibilidad existe y, de hecho, ya se han registrado accidentes de este tipo: en 2009 una gran colisión entre los satélites Iridium 33 y Cosmos 2251 tuvo lugar, y en el momento de su destrucción miles de escombros fueron arrojados a altas velocidades, poniendo en riesgo a cientos de otros satélites, incluyendo al telescopio Hubble y a la Estación Espacial Internacional [3].

Sucesos como este ya han ocurrido en numerosas ocasiones, por lo que la cantidad de fragmentos de satélites accidentados es muy elevada. A esto se le añade otros elementos como herramientas o piezas perdidas en diversas misiones, fases o etapas de cohetes e incluso armamento de las décadas de los 60 y 70 (por lo general armamento antisatélite usado en la Guerra Fría). Incluso durante los últimos años países como China, la India o Rusia suponen un riesgo en el aumento de la población de fragmentos por motivos militares, concretamente debido a las pruebas de lanzamiento balístico sobre satélites realizadas en los últimos años (2007, 2019 y 2021 respectivamente).

Todos estos fragmentos pueden tener tamaños muy diversos: en estudios recientes se estima que hay 36500 objetos mayores de 10 cm, 1 millón con tamaños entre 1 y 10 cm, y unos 130 millones de fragmentos menores de 1 cm [2]. Debido al reducido tamaño de la gran mayoría de los fragmentos puede parecer que lo más lógico sea que las probabilidades de colisión sean escasas, sin embargo, la realidad es muy distinta. Hay que tener en cuenta que todos los fragmentos se desplazan a velocidades muy altas, generalmente cerca de los 10 km/s en órbitas bajas, lo que supone que hasta los más pequeños pueden provocar graves daños a la óptica de los satélites o a sus paneles solares. Y a todo esto se le añade el hecho de que el crecimiento de la población de objetos en órbita puede ocasionar lo que se conoce como el Síndrome de Kessler. Este es un fenómeno que se basa en las colisiones en cascada que tienen lugar en órbita baja, es decir, varios objetos de tamaños diversos se dividen en fragmentos, al colisionar, que a su vez pueden ocasionar nuevas colisiones de forma sucesiva [4].

Un último problema del que se puede hablar y cuya relevancia ha crecido en los últimos años es el de las mega-constelaciones. Estos complejos sistemas de redes satelitales son cada vez más comunes, se estima que durante los próximos

años estas redes dominen el espacio orbital, y, como es lógico, su desarrollo y su control suponen un importante desafío [5].

Si hay una conclusión clara es que la gran cantidad de basura espacial que existe actualmente es alarmante. Y no solo hay que tener en cuenta los efectos por colisión que ya se han registrado o que pueden suceder en cualquier momento, sino que analizando el ritmo al que crece la cantidad de materia que rodea la Tierra, el futuro de la exploración y de la observación espacial puede sufrir graves consecuencias si no se idea un plan para acabar con el problema.

1.3 Gestión y control de objetos orbitales

Lógicamente, el control y seguimiento de gran parte de los objetos que orbitan la Tierra es imprescindible para asegurar la posibilidad de seguir lanzando satélites o para poder llevar a cabo otro tipo de misiones en el espacio. En el caso de los satélites activos se tiene prácticamente un control total de los mismos, ya sea por los sistemas de control de actitud¹ que llevan implementados o por el constante seguimiento humano desde tierra, ya que para que estos puedan cumplir correctamente con su misión se precisa de una gestión extremadamente precisa y eficaz de la posición y orientación del aparato.

Los satélites cuentan, como se ha mencionado, con sistemas de control de actitud y órbita (Attitude and Orbit Control System, AOCS) en su propia ingeniería, pues estos son imprescindibles en cualquier misión espacial actual. Concretamente, el control de actitud es indispensable para orientar los paneles solares y obtener los niveles de energía necesarios para operar los diferentes sistemas, no sólo de operación sino también de instrumentación y observación. Dichos sistemas de control de actitud se basan en modelos de control de bucle cerrado que permiten una retroalimentación continua del vehículo. Estos monitorizan datos de salida tales como la dirección de apuntamiento del satélite o su posición relativa, e introducen los datos necesarios a la computadora de a bordo que, continuamente, ajusta y compensa de forma dinámica las perturbaciones del sistema. Esto permite mantener los errores de control al mínimo y conservar la posición y orientación deseada. Las principales aplicaciones que tiene dicho sistema son, de forma general, la orientación, la navegación y el control del vehículo, incluyendo la actitud satelital, el control de la órbita y la precisa orientación de los diferentes instrumentos ópticos (cámaras, antenas, etc.) y, particularmente, el encuentro y acoplamiento orbital, aterrizaje en asteroides u otros cuerpos, la re-entrada, etc. [6]

A parte de los sistemas de control integrados en el propio satélite, existen también centros de control en tierra que se aseguran de proporcionar un soporte continuo en las operaciones de telemetría, seguimiento y mando (Telemetry, Tracking and Command, TT&C). Por poner un ejemplo, "Satellite Control Network" es el nombre que recibe el sistema de control satelital en tierra de la "Space Force" de los Estados Unidos, conformando una red global formada por 19 antenas repartidas por el mundo [7].

¹Orientación orbital del satélite

Además, por lo general, estos mismos centros son los encargados de realizar las comprobaciones y simulaciones previas al lanzamiento de los satélites, proporcionan apoyo durante y tras el lanzamiento, como en regiones de LEOP (Launch and Early Orbit Phase), y supervisan las maniobras necesarias hasta la órbita final. Otra función que cabe destacar de los centros de control es la de realizar seguimientos y proporcionar y distribuir los datos necesarios para mantener el catálogo de objetos espaciales, de forma que información relevante como almanaques o las efemérides² de los satélites pueda ser usada globalmente con fines de control, seguridad e investigación. Incluso estos datos pueden ser usados en casos de colisiones orbitales para predecir las trayectorias de los restos fragmentados. Actualmente, el catálogo de objetos orbitales más completo es "Space-Track", que está coordinado por el Ministerio de Defensa de los Estados Unidos y es gestionado por el Comando Espacial (US Space Command). Este ofrece tanto datos orbitales como información de lanzamientos, predicción de re-entrada de objetos y mucho más. Existen además algunos mapas orbitales de acceso público donde aparecen catalogados la gran mayoría de los objetos que orbitan actualmente la Tierra, actualizados en sus trayectorias a tiempo real. Este es el caso de "AstriaGraph" [8], que incluye tanto satélites como otros objetos catalogados como basura espacial.

Todos estos catálogos mencionados, para lograr contar con tal cantidad de objetos y tal precisión en sus trayectorias, se nutren de diferentes métodos de seguimiento de objetos en órbita. Algunas de estas técnicas son el seguimiento óptico (Optical Tracking), el seguimiento por radio (Radio Tracking/RADAR), el seguimiento por satélite (Satellite-to-Satellite Tracking) o por láser (Laser Tracking). Este último, que se suele emplear en órbitas bajas o medias, es la base de la técnica del "Satellite Laser Ranging" (SLR) y, aunque se ha empleado tradicionalmente con fines geofísicos y geodésicos, merece ser resaltado en esta sección debido a su alta precisión y a su breve, pero notable, trayectoria en el ámbito de la basura espacial (introducido en 2002 por Ben Greene, [9]). Además, este sistema representa el tema principal de este proyecto, que será descrito en mayor profundidad en los próximos apartados.

Existen, además, diversas herramientas software que permiten profundizar en el control de la basura espacial, analizando el flujo de impacto de meteoroides o fragmentos impartidos en una nave espacial en órbitas determinadas. Un ejemplo es el software de libre acceso de la ESA (European Space Agency) MASTER (Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference) [10], que incluye funciones de análisis de órbitas, modelado de fragmentación y predicción de colisiones, entre otras.

Por último, puede resultar interesante revisar diversas propuestas que tienen como objetivo tratar de resolver el problema de la basura espacial, que amenaza, cada vez más, tanto a la integridad de los satélites en operación como a la viabilidad de las misiones espaciales futuras. Por ejemplo, algunas empresas como "Astroscale" [11] o "Clear-Space" [12] están tratando de desarrollar distintos sistemas de limpieza orbital empleando satélites como ELSA-M o ClearSpace-1,

²Recopilación de las coordenadas, en este caso de satélites, durante un periodo de tiempo definido.

cada uno empleando diversas técnicas como la captura magnética o el uso de brazos robóticos, respectivamente. Otras propuestas, como la de “DeCAS” [13], se enfocan más en la prevención de colisiones o accidentes en órbita que puedan generar más fragmentos, prediciendo con exactitud cómo y dónde se producirá la colisión en tierra. Además, se contempla la posibilidad de establecer un acuerdo internacional que imponga impuestos o tarifas por cada satélite puesto en órbita [14].

2

Fundamentos

En este capítulo se pretende abordar algunos de los conceptos de mayor relevancia para comprender y contextualizar este trabajo. Se verá en mayor profundidad qué es y en qué consiste la técnica SLR, así como una catalogación de los tipos de satélites y de retrorreflectores dedicados a este campo. Además, se describirá el papel de las estaciones láser y su funcionamiento, y se introducirán algunos de los satélites con los que se ha trabajado.

2.1 Satellite Laser Ranging

El SLR es una técnica de telemetría láser que emplea pulsos cortos de luz (generalmente de 532 nm) para medir el tiempo de vuelo bidireccional desde las estaciones en tierra hasta los retrorreflectores de los satélites, lo cual permite, por tanto, determinar la distancia aplicando diversas correcciones (estas se especificarán más adelante). Para ello es necesario, además, tanto el uso de receptores ópticos de fotones como de sistemas de cronometraje de gran precisión (generalmente se emplean Contadores de Eventos) en las estaciones dedicadas a este campo. Se debe mencionar que estos retrorreflectores son espejos con la peculiaridad de que son capaces de reflejar la luz del láser en la misma dirección de incidencia desde cualquier posición, lo que resulta muy útil, por ejemplo, para realizar seguimientos de un mismo satélite a lo largo de su trayectoria sobre la estación (en su rango de alcance).

Esta técnica tiene diversas aplicaciones, tal y como se ha introducido anteriormente, en ámbitos geofísicos y geodésicos, contribuyendo a la definición del centro de masa de la Tierra y monitorizando su rotación, o ayudando a analizar el comportamiento del campo gravitatorio del planeta, de las placas tectónicas o de las mareas.

Debido a su alta precisión, otro tipo de usos de esta técnica se encuentran en el ámbito del seguimiento de objetos orbitales, en especial de satélites. Es posible observar y analizar la órbita de estos objetos y compararla con sus órbitas

predichas, estudiando así su actitud y período de rotación, entre otras características. Incluso es posible realizar seguimientos de pequeños fragmentos con tamaños que rondan los 15 cm, lo cual fue propuesto por primera vez por Ben Greene en 2002 y puesto en práctica a partir de 2008 [15]. En estos casos donde hay ausencia de retrorreflectores o espejos el láser se reflejará directamente sobre la superficie del objeto, luego se debe tener en cuenta que la dificultad de su aplicación dependerá de la reflectividad del material de la superficie. Esto se describe en mayor profundidad, más adelante, al introducir la ecuación de transmisión Láser-Radar.

2.2 Satélites

En este trabajo se han analizado datos de diversos satélites tanto geodésicos, como AJISAI, como no geodésicos y en desuso (actualmente considerados basura espacial) como ENVISAT y TOPEX POSEIDON. Se debe, por tanto, conocer más en detalle cómo se puede aplicar el SLR sobre ellos, así como las diferentes características que pueden presentar dentro de este ámbito. Concretamente se pueden distinguir dos formas de separar los satélites, ya sea en colaborativos o no colaborativos, o bien si son pasivos o activos (sin contar con la basura espacial):

- Colaborativos y no colaborativos. La principal característica para distinguir ambas categorías es la presencia de retrorreflectores en el aparato. Si los satélites cuentan con estos espejos reflectores se habla de “colaborativos”, que a su vez se pueden separar en las categorías de activos y pasivos. En caso contrario se habla de “no colaborativos”.
- Pasivos. La principal característica de estos satélites es el hecho de que reflejan directamente las señales que reciben gracias a su cobertura de espejos retrorreflectores. Además, suelen ser de pequeño tamaño y muy pesados, y el hecho de que no emitan ninguna señal propia hace que sean vehículos bastante simples, pues no cuentan con ningún tipo de electrónica a bordo. Comúnmente se lanzan con un giro inicial que les ayuda a estabilizar su actitud una vez están en órbita, aunque posteriormente este giro puede variar debido a fuerzas externas, como la radiación solar, el campo magnético de la Tierra o a causa de la gravedad. Algunas utilidades comunes que tiene este tipo de satélites son el monitoreo y la observación de la Tierra de forma indirecta, especialmente en el campo de la geofísica, gracias a sus retrorreflectores y a que están localizados en órbitas muy estables. Es por ello que a estos satélites se les suele conocer también por el nombre de “geodésicos”. Por ejemplo, haciendo uso del SLR sobre ellos resulta posible calcular, a partir de series temporales, movimientos de las placas, la rotación de la Tierra o incluso el campo gravitatorio terrestre, entre otras aplicaciones. Algunos ejemplos de estos satélites son AJISAI (Fig. 2.1), LAGEOS 1 y 2, STELLA, LARES y STARLETTE.
- Activos. En este caso, con satélites activos no se refiere a aquellos que a día de hoy están en funcionamiento, sino que el adjetivo “activos” va más enfocado a describir sus funciones. En este contexto, y a diferencia de los satélites pasivos, los activos son aquellos que reciben señales mediante los



Figura 2.1: Satélite geodésico experimental AJISAI lanzado por JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) en 1982. En la imagen se observa una clara diferencia entre los espejos y los retrorreflectores. Imagen extraída de [16]

distintos sensores de a bordo y llevan a cabo diversos procesos. Por ejemplo, realizan tareas de observación, monitorización o incluso pueden formar parte de constelaciones de posicionamiento. Lógicamente, este tipo satélites precisan de unos sistemas más complejos que los anteriores y tienen una menor vida útil. Es necesario, además, que su orientación se esté constantemente corrigiendo y estabilizando, de forma que mantengan una dirección fija hacia la Tierra para garantizar un correcto funcionamiento de sus antenas y sensores. Finalmente, de entre los usos de estos vehículos se puede destacar la navegación y geolocalización, como los sistemas GNSS (GPS, GALILEO, etc.), o las comunicaciones. En esta categoría entran satélites actualmente en funcionamiento como JASON 3 y SENTINEL 3A; o inactivos como ENVISAT (Fig. 2.4), TOPEX POSEIDON, JASON 1 y 2, y ERS 1 y 2.

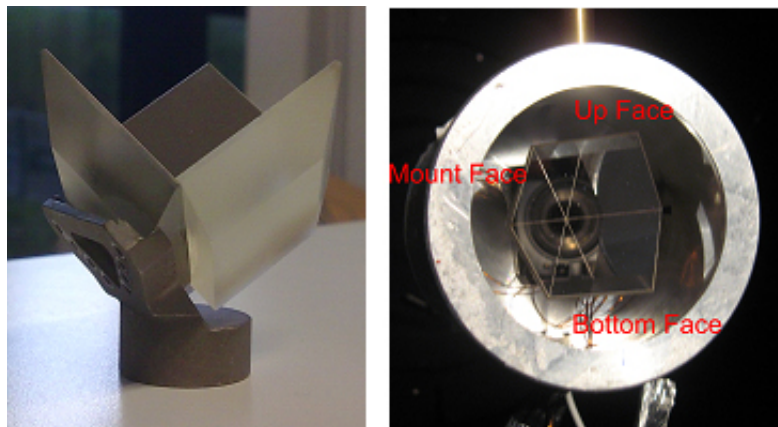


Figura 2.2: Ejemplo de retrorreflector cúbico de esquina (CCR) de NASA-GSFC. (derecha) El CCR se encuentra en su configuración de prueba. Imagen extraída de [17].

Un elemento esencial en los satélites dedicados a SLR son los retrorreflectores, también llamados reflectores de cubo de esquina (corner cube reflector, CCR). Tal y como se ha mencionado previamente, estos son componentes ópticos con la peculiaridad de que son capaces de devolver un haz de luz incidente des-

de cualquier ángulo únicamente mediante reflexiones. De hecho, es gracias al modelado de la orientación de cada retrorreflector que se puede determinar la velocidad de giro del satélite, así como la orientación de su eje. Se suele instalar en cada satélite un gran número de estos reflectores siguiendo principalmente cuatro configuraciones distintas en función del tipo de satélite: en forma de anillos, en forma de panel plano, en forma de panel hemisférico o con forma libre para cubrir una mayor superficie.

Para terminar esta sección se nombrarán y describirán algunos satélites de importancia para este trabajo:

- Para comenzar se ha trabajado brevemente con satélites geodésicos como AJISAI (NORAD ID 16908). Este satélite pasivo japonés fue lanzado en 1986 con un primer objetivo de probar el vehículo de lanzamiento H-I con el que fue puesto en órbita. También tenía como misión determinar la posición precisa de varias islas japonesas mediante mediciones láser gracias a su cobertura de espejos retrorreflectores (Fig. 2.1). Este objeto esférico cuenta con un diámetro de 2.15 m y un peso de algo más de media tonelada. Además, su superficie formada por 1436 retrorreflectores y 318 espejos distribuidos en 15 anillos (R_{-7} , R_{-6} , ..., R_0 , ..., R_6 , R_7) permite a las esta-

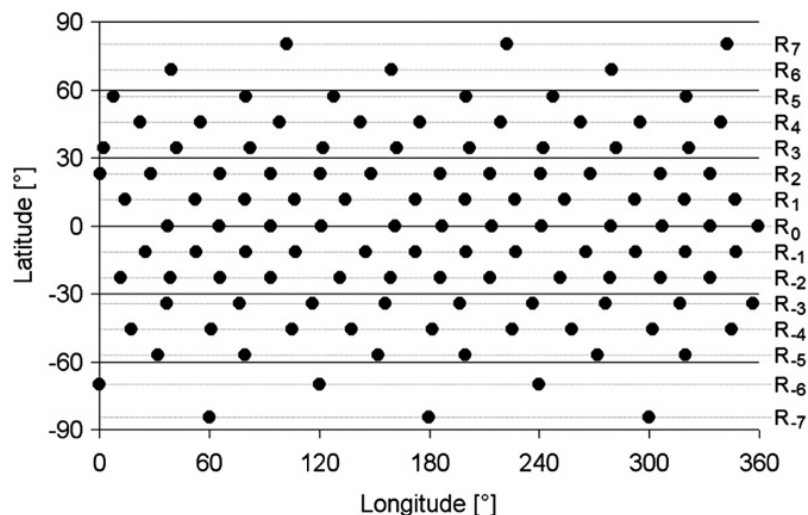


Figura 2.3: Distribución de los paneles CCR sobre la superficie de AJISAI. Imagen extraída de [18].

ciones de SLR emplearlo para realizar diversos estudios de geofísica. Esta distribución de retrorreflectores se puede ver reflejada en la figura 2.3, que presenta una simetría longitudinal de 120° y con espacios desiguales en los 10 anillos internos, lo que permite la identificación de cada CCR individual.

- Este trabajo se centra, especialmente, en estudiar la actitud del satélite europeo ENVISAT (27386). Este era considerado el mayor vehículo espacial dedicado a la observación en su momento, pesaba 8 toneladas y contaba con un total de 10 instrumentos que cumplían un gran número de funciones, permitiendo realizar estudios de todo tipo acerca de la superficie de la Tierra y de la atmósfera. Fue lanzado en Marzo del 2002 y tenía como principal objetivo impulsar a Europa en el ámbito de la observación de la Tierra desde el espacio, tomando el relevo de satélites anteriores como los ERS (European Remote Sensing satellite). Hoy en día, sin embargo, ENVISAT se encuentra

inactivo, habiendo terminado sus funciones el 8 de abril de 2012 tras perder el contacto de forma inesperada. Pese a esto se puede estudiar su órbita, su trayectoria y su giro y periodo de rotación gracias a la técnica SLR y al retrorreflector en forma de panel hemisférico que presenta en el lado con dirección a la Tierra.

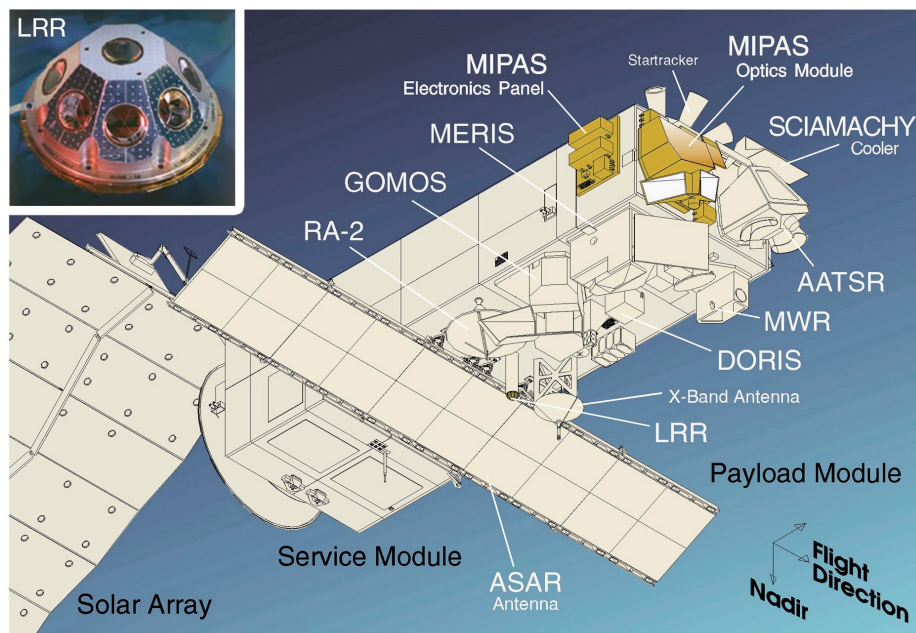


Figura 2.4: Esquema de los instrumentos de ENVISAT. Imagen extraída de [19]. En la parte superior se muestra una imagen más detallada del retrorreflector láser (LRR) del satélite.

- Se ha trabajado además con otros satélites como TOPEX POSEIDON (22076). Este satélite fue lanzado en 1992 como un proyecto conjunto de la agencia espacial francesa CNES (Centre National d'Études Spatiales) y la NASA con un primer objetivo de medir la topografía de la superficie oceánica con una precisión de 4.2 cm. Aún así, posteriormente logró llevar a cabo más de 13 años de misiones recolectando datos del fondo oceánico y permitiendo entender mejor el comportamiento de las corrientes o los efectos del calentamiento global. Finalmente, en Octubre de 2005 el satélite dejó de proporcionar datos de forma repentina tras sufrir una avería, lo que llevó al apagado y consecuente abandono del satélite en órbita a principios de 2006 [20].

2.3 Estaciones láser

Un elemento crucial del SLR son, lógicamente, las estaciones donde se lleva a cabo. Se trata de instalaciones de investigación principalmente dedicadas a este campo y que forman parte de la red global coordinada por el Servicio Internacional de Medición Láser (ILRS) [21], que establece los estándares de operación de la red, recopila y verifica los datos obtenidos, y los pone a disposición de los usuarios a través de sus dos centros de datos oficiales: el "Crustal Dynamics Data Information System" y el Centro de Datos Europeo. El servicio del ILRS

pertenece a la Asociación Internacional de Geodesia (IAG) y está formado por más de 40 estaciones activas [22] distribuidas por el mundo.

En la página web del ILRS puede encontrarse un mapa que contiene la localización de las distintas estaciones láser, tanto operativas como inactivas, que existen actualmente [23]. Además, todas ellas se encuentran co-ubicadas con el Sistema Global de Navegación por Satélite (GNSS) y algunas con los sistemas VLBI (Very Long Baseline Interferometry) y DORIS (Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite).



Figura 2.5: Estación láser del Real Observatorio de la Armada, San Fernando. Fotografía por Franco Della Prugna.

Las distintas estaciones pertenecientes a la red del ILRS desarrollan labores de ingeniería, de operaciones y de análisis de datos, entre otras. Es decir, algunas de ellas tienen la capacidad de llevar a cabo tareas de desarrollo e ingeniería que puedan resultar de interés para las investigaciones del ILRS o para la IAG, entre otras actividades. Aún así, la principal función de estas estaciones es la toma de datos de seguimientos por láser y, para ello, se requiere de una serie de componentes especializados. Estos serán descritos a continuación [24]:

- Como es de esperar, la principal herramienta del SLR es el láser de pulso de alta energía. La mayoría de los sistemas láser funcionan a 532 nm en tasas de repetición de entre los 100 Hz y los KHz. Gran parte de estos cuentan con láseres de estado sólido formados principalmente, sin entrar en mucho detalle, por cristales de Neodimio dopados con Vanadio (Nd:Van) que permiten generar pulsos muy cortos, de algunos picosegundos. Estos láseres actúan en regímenes de kHz, alcanzando los 2 kHz, que ofrecen una alta productividad en la recopilación de datos. Sin embargo, actualmente se están desarrollando otro tipo de sistemas aún más avanzados que son capaces de trabajar en los MHz y que permitirán aumentar significativamente la tasa de retorno en todos los regímenes orbitales, manteniendo además una precisión constante con respecto a los sistemas de kHz actuales [25].
- Otro elemento de gran relevancia para la obtención de datos es el detector de fotones. Sin profundizar mucho, en SLR se emplean principalmente dos tipos de detectores: los C-SPAD, que son dispositivos de detección única (una vez armado se dispara con el primer fotón que llega), y los detectores

MCP que, a diferencia de los anteriores, permiten una detección continua. Estos últimos, sin embargo, se encuentran cada vez más en desuso y el empleo de los SPAD es cada vez más generalizado.

- Un tercer dispositivo de gran importancia es el temporizador, que debe ser capaz de medir el tiempo de vuelo del pulso láser con una alta precisión. Existen diversos tipos de temporizador para cumplir con esta tarea, como los temporizadores de intervalo de disparo único o los temporizadores de eventos. Estos últimos son los más habituales y forman parte de la mayoría de los sistemas de SLR actuales al ser considerados de los temporizadores comerciales más precisos. Suelen funcionar sin problemas en rangos de entre los 10 Hz y los kHz, lo que les permite manejar la gran mayoría de los sistemas láser actuales y que cuentan con una resolución de unos pocos picosegundos (~ 3 ps). Estos dispositivos resultan además muy versátiles, pues se pueden utilizar de forma autónoma, en paralelo con algún otro temporizador existente e incluso se pueden conectar a una base de tiempo externa para maximizar su precisión. Los modelos más conocidos y habituales en la comunidad del SLR suelen ser los temporizadores de eventos de EvenTech “A032-ET” y “A033-ET” [26].
- En los puntos anteriores se han mencionado los instrumentos de mayor relevancia en el SLR, aunque estos sistemas se suelen complementar con otros dispositivos y herramientas, ya sea para facilitar la toma de datos o para complementar las investigaciones que se realizan. Especialmente se puede destacar el uso de relojes ultra estables (normalmente relojes atómicos), sistemas de seguridad, telescopios, sistemas de observación diurna y filtros de banda estrecha, sistemas de predicción o mecanismos de automatización.

De entre las más de 40 estaciones presentes alrededor del mundo resulta interesante destacar la estación ubicada en Graz, en Austria, tanto por motivos relacionados al proyecto como por su relevancia en el ámbito del SLR. Es considerada además una pionera en este ámbito debido a que fue de las primeras estaciones, junto con la que se encuentra en Shanghai, en realizar seguimientos de basura espacial [27] [28].

2.4 Objetivos

Hasta ahora se han visto los distintos problemas que existen en relación a la basura espacial, la diversidad de objetos que permanecen en órbita y la ardua tarea de control y eliminación que todo ello supone. Se ha hablado, también, acerca del funcionamiento y de las aplicaciones de las técnicas de telemetría láser, así como del proceso de medición, recopilación y almacenamiento de los datos de los seguimientos. El objetivo principal consistirá, por tanto, en la aplicación de los conceptos propios de la disciplina SLR a objetos de basura espacial que permiten trabajar con dichas técnicas.

Específicamente se plantea realizar estudios de diversos seguimientos de un satélite geodésico (AJISAI) y de dos satélites inactivos (ENVISAT y TOPEX POSEIDON) para caracterizar su actitud a lo largo de su trayectoria, midiendo su

periodo de giro, analizando su evolución durante un amplio periodo y tratando de observar otros movimientos internos del satélite relacionados generalmente con el movimiento del eje de los retrorreflectores.

3

Procedimiento experimental

Tal y como se ha mencionado, en este proyecto se han analizado datos de SLR correspondientes al movimiento orbital de diversos satélites inactivos con el fin de determinar varios parámetros de gran utilidad para su seguimiento. Para ello el proceso de análisis ha sido desarrollado usando Python. El código creado permite extraer los datos de los archivos correspondientes, desarrolla el análisis de forma autónoma y devuelve al final los resultados. Este también aporta datos de utilidad empleados y obtenidos durante el análisis, así como diversas gráficas del proceso.

3.1 Datos empleados

Para elaborar el análisis han sido dos los tipos de archivos de SLR necesarios: CRD (Consolidated laser Range Data format) y CPF (Consolidated Prediction Format). El primero de ellos (CRD) aporta los datos generados por una estación láser de un satélite concreto durante un breve periodo de tiempo (de algunos segundos a varios minutos) tras una observación. De estos existen, además, dos tipos: los FRD (Full Rate Data), que están compuestos por todos los ecos recibidos, y los NPT (Normal Point Data), formados por representaciones estadísticas (puntos normales) de agrupaciones de ecos que permiten gestionar los seguimientos de forma más efectiva. Para el caso de este proyecto ha sido necesario, sin embargo, recurrir a la gran resolución que ofrecen los FRD. El segundo tipo de archivo (CPF) contiene las efemérides, predicciones precisas de las posiciones de dicho satélite a lo largo de todo un día. Dichos datos son generados por una serie de instituciones que cuentan con la capacidad computacional y técnica necesaria (Prediction Provider) [29]. La función, por tanto, de la combinación de ambos archivos es la de determinar, dicho a grandes rasgos, la diferencia entre los datos medidos y las predicciones. A esto se le llama “residuos” y será desarrollado en mayor detalle más adelante.

Una vez estos distintos ficheros de datos son generados se almacenan en diversas bases de datos dedicadas al SLR. En primer lugar, se puede hablar de

EUROLAS Data Center (EDC) [30], uno de los dos centros principales de datos del ILRS. Este se encarga de recoger, almacenar y difundir los datos de observaciones, predicciones u otra información relevante relacionada con la telemetría láser. De nuevo en este proyecto, aparte de extraer seguimientos de este centro de datos, se ha empleado además un repositorio coordinado por la estación de Graz donde se recogen tanto datos de telemetría láser como predicciones y observaciones provenientes de diversas estaciones con la capacidad de llevar a cabo seguimientos de basura espacial.

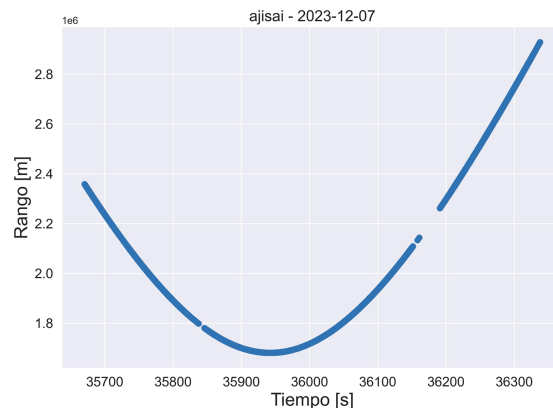


Figura 3.1: Distancias (rangos) del satélite a la estación durante un seguimiento de AJISAI del 7 de Diciembre de 2023 medido por la estación de Graz.

En la figura 3.1¹ se puede observar un ejemplo de un seguimiento, en este caso de AJISAI, en el que su trayectoria pasa sobre la estación. Este seguimiento de 667 segundos de finales de 2023 muestra un comportamiento parabólico de las distancias debido al acercamiento y alejamiento del satélite a la estación láser, habiendo un mínimo en los 1681 km que se corresponde con el cenit de la trayectoria, es decir, el punto más cercano de la estación al satélite. La altitud a la que se encuentra la órbita de AJISAI es de unos 1490 km, lo que significa que en este pase concreto ha habido una desviación de la vertical de la estación de $27,6^\circ$. Esta pequeña desviación, que irá variando entre seguimientos, no afectará mucho a los cálculos y, de hecho, no se tendrá en cuenta. Aún así, más adelante se mostrará que cuanto mayor sea este ángulo y, por tanto, la distancia que debe recorrer el láser, mayor imprecisión habrá en las medidas a causa de diversos efectos atmosféricos, como la refracción, la temperatura, la humedad relativa, etc.

3.2 Residuos de distancia

Una gran parte de este trabajo gira en torno a la obtención los residuos de distancia mediante el código que se ha desarrollado. Estos residuos constituyen una información de gran relevancia en los análisis de datos en telemetría láser y, específicamente, permiten comparar los rangos de distancia observados (CRD) con las predicciones.

¹Todas las gráficas mostradas en este trabajo se han realizado mediante los códigos desarrollados en Python.

Retomando la explicación dada en la sección del sistema SLR, la estación láser logra medir la distancia hasta el retrorreflector del satélite mediante el disparo de una sucesión de pulsos láser durante un breve periodo de tiempo. Lógicamente esta distancia no se puede utilizar directamente, pues es necesario aplicar una serie de correcciones relacionadas con el fenómeno de refracción atmosférica. Otras correcciones pueden ser consideradas con relación a la excentricidad en tierra o en el satélite o al retardo de la señal en la estación, aunque dependiendo del caso el error en la medición puede superar a la corrección debido, principalmente, a las características del equipo láser o a las del propio satélite. Por ejemplo, para satélites geodésicos esféricos, como AJISAI (Fig. 2.1), resulta sencillo conocer la corrección por centro de masas desde el reflector hasta el correspondiente centro de masas; sin embargo, para satélites no esféricos, como ENVISAT (Fig. 2.4) esta desviación (offset H) se desconoce y dependería directamente de su configuración específica.

A continuación se describirán los pasos seguidos que se han implementado en el código para obtener estos residuos de distancia. Para ver el desarrollo en profundidad se puede consultar el código al final de este trabajo.

- El primer paso es extraer los datos de los distintos archivos que se utilizan para llevar a cabo el análisis (Códigos 1 y 2). Sin profundizar mucho en ello, los archivos CRD y CPF tienen una estructura muy determinada, pues cada línea contenida en ellos tiene una función que viene indicada por un encabezado. Por ejemplo, en ambos archivos, las primeras líneas encabezadas por HX (siendo X un número del 1 al 4) dan información acerca del tipo de datos en cuestión, el satélite correspondiente, la estación empleada para realizar las observaciones, la fecha de los datos, etc. Las líneas más importantes son aquellas encabezadas por 10 pues, en el caso de un archivo CRD de tipo FRD (11 para NPT), contienen principalmente los datos del tiempo de vuelo del pulso láser y el segundo del día, con resolución de picosegundos, en el que se realizó la observación. En el caso del fichero CPF estas contienen las coordenadas geocéntricas predichas durante todo el día, o varios días, en un intervalo de tiempo específico (en segundos) en función de la altura del satélite. Se muestra un ejemplo de una pareja de archivos CRD y CPF en el Anexo. Además, el significado del resto de líneas que no se han mencionado se puede consultar en la documentación correspondiente para CRD [31] y para CPF [32].

Es necesario, además, especificar la estación que ha observado los datos del CRD mediante su número de identificación correspondiente. Cada estación viene caracterizada por un código de cuatro dígitos (se pueden encontrar en el servidor de EUROLAS [30]) que resulta indispensable para determinar las coordenadas geocéntricas de dicha estación (Código 3).

- Tras obtener todos los datos necesarios se calcula la distancia (o rango, r) desde la estación al satélite observado. Esto se logra, tal y como ya se mencionado, con el tiempo de vuelo (t_v) del pulso del láser desde que es lanzado por la estación hasta que regresa tras haber sido reflejado por el retrorreflector del satélite:

$$r = t_v c / 2, \quad (3.1)$$

siendo c la velocidad de la luz en el medio (Código 4).

Es importante tener en cuenta que los datos de las efemérides proporcionados por el CPF no se corresponden con los tiempos observados, por lo que el siguiente paso es interpolar estas predicciones en los tiempos de observación para obtener el vector de posición en coordenadas geocéntricas en el instante observado. Para lograr trabajar con tiempos de registro espaciados de forma variable, como es el caso, ha sido necesario usar un polinomio de Lagrange de orden 9, que es el estándar en este tipo de casos y presenta un error máximo menor de 1 nanosegundo en el rango debido a la producción e interpolación de la efeméride predicha [32] (Código 5).

- A continuación, como se conocen las condiciones de propagación del láser en la atmósfera es posible relacionar c con un índice de refracción que varíe en función de distintos parámetros, como la propia longitud de onda, la presión, la temperatura, la humedad relativa, etc. Para aplicar esta corrección troposférica se pueden emplear diversos modelos como el de Mendes y Pavlis [33] o el de Marini y Murray [34]. Para este proyecto se ha empleado el segundo, que es anterior al primero, pero proporciona resultados suficientemente buenos. Es imprescindible tener en cuenta que esta corrección varía en función de la altura, es decir, a alturas cenitales la corrección es mínima, ya que, en este caso, la distorsión por refracción de la atmósfera no se aprecia apenas al incidir de forma perpendicular. En cambio, a menores alturas la corrección aumentará a causa de que el láser atraviesa un rango más amplio de la atmósfera de forma oblicua. Aún así, por debajo de los 10° sobre el horizonte dicha ecuación deja de ser útil debido a los grandes errores que se generan. Por otro lado, debido a esta variación en función de la altura es imprescindible hacer uso de las coordenadas topocéntricas del satélite, que se extraen a partir de sus coordenadas geocéntricas, y así poder resolver la elevación necesaria en el modelo (Código 6).

Tras el cambio de coordenadas se calcula, finalmente, la corrección de la distancia (en metros), Δr , que se describe mediante la siguiente ecuación:

$$\Delta r = \frac{f(\lambda)}{f(\phi, h)} \cdot \frac{A + B}{\sin E + \frac{B/(A+B)}{\sin E + 0.01}}, \quad (3.2)$$

donde las constantes

$$A = 0.002357P_0 + 0.000141e_0,$$

$$B = (1.084 \times 10^{-8})P_0T_0K + (4.734 \times 10^{-8})\frac{P_0^2}{T_0}\frac{2}{(3 - 1/K)},$$

$$K = 1.163 - 0.00968 \cos 2\phi - 0.00104T_0 + 0.00001435P_0.$$

Las variables se definen del siguiente modo: E , la elevación del satélite (rad); P_0 , la presión atmosférica en la estación láser (10^{-1} kPa); T_0 , la temperatura atmosférica en la estación (K);

$$e_0 = \frac{R_h}{100} \cdot 6.11 \times 10^{\frac{7.5(T_0 - 273.15)}{237.3 + (T_0 - 273.15)}},$$

la presión de vapor de agua en la estación, con R_h (%) la humedad relativa;

$$f(\lambda) = 0.965 + \frac{0.0164}{\lambda^2} + \frac{0.000228}{\lambda^4},$$

el parámetro de frecuencia del láser, siendo λ su longitud de onda (μm); y

$$f(\phi, h) = 1 - 0.0026 \cos 2\phi - 0.00031h,$$

la función de posición del láser, donde ϕ es la latitud (rad) y h es la altura geodésica (km) (Código 7).

- Los datos de observación ya han sido corregidos, lo que significa que ya se pueden determinar los residuos de distancia mediante la diferencia entre la distancia predicha y la observada (Código 8). Al representar estos residuos frente al tiempo, en el caso de satélites inactivos (como ENVISAT), aparecen oscilaciones debido a su abandono y a la consecuente ausencia de su control de actitud. Concretamente, la oscilación se debe al desplazamiento, H , entre el eje de giro del panel retrorreflector y su eje de simetría, lo que hace que la distancia entre este y la estación varíe a lo largo de la trayectoria. Dichas oscilaciones, debido a la propia configuración del satélite, se encuentran en escala métrica. Es decir, la distancia entre el centro de masas y los retrorreflectores es de varios metros, lo cual provoca que las oscilaciones de los residuos de distancia causadas por el giro del conjunto sean suficientemente notables como para que su amplitud se corresponda con dicha escala. Para otra configuración esto podría variar.

Al analizar, sin embargo, los residuos de satélites colaborativos (geodésicos concretamente) estas oscilaciones métricas son inexistentes debido, de nuevo, a la propia configuración del aparato, al tratarse de objetos esféricos cubiertos por retrorreflectores. Más adelante se mostrará que existen unas oscilaciones mucho más tenues que, con una muestra de datos extremadamente precisa, podrán ser observadas en escala milimétrica en ambos tipos de satélites.

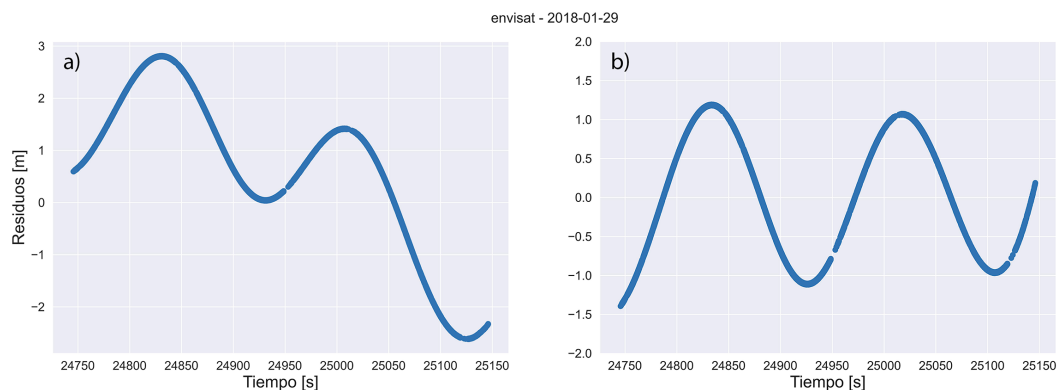


Figura 3.2: (a) Residuos de distancia de un seguimiento de ENVISAT del 29 de Enero de 2018 medido por la estación de Graz.(b) Residuos de distancia tras la eliminación de la tendencia decreciente.

En la figura 3.2 se observan los residuos en escala métrica correspondientes al satélite ENVISAT, a partir de datos de 2018.

Los residuos tienden a variar con el tiempo por lo que suelen seguir una tendencia creciente o decreciente, tal y como muestra (a). Esto se debe a que existe un sesgo temporal que puede haber sido causado principalmente por dos motivos. Lo más habitual es que se deba a un desfase en las efemérides, aunque también podría explicarse por una incorrecta corrección horaria en las medidas tomadas por la estación, provocando así un desfase. Es necesario, por tanto, eliminar dicha tendencia y centrar los residuos en 0 para seguir trabajando correctamente con ellos (Código 9). En (b) la tendencia decreciente mostrada en (a) ha sido eliminada.

3.3 Periodos de giro

Algo que no se ha mencionado y que resulta importante, por muy evidente que parezca, es el hecho de que las muestras de datos que se utilizan deben ser suficientemente amplias como para abarcar varias oscilaciones del retrorreflector para que, así, resulte posible estimar el periodo con precisión. Lógicamente, cuantas más oscilaciones contengan los datos mejor será el resultado, aunque los satélites con periodos más largos presentan el problema de que los archivos de observación no recogen intervalos suficientemente extensos como para asegurar una alta precisión en el periodo. Como muestra el ejemplo de la figura 3.2, apenas se observan dos periodos en todo el intervalo de seguimiento. Está claro que en estos casos la precisión se puede incrementar empleando un mayor número de muestras.

Con estas oscilaciones ya es posible determinar el período de giro del retrorreflector. Para ello se aplicará el algoritmo (o método) de Lomb-Scargle [35], que permite detectar la periodicidad, así como obtener la frecuencia angular, de datos espaciados de forma irregular mediante un análisis espectral. Concretamente, este algoritmo trata de calcular la potencia espectral de los datos en función de su frecuencia y buscar picos en dicha potencia que puedan indicar posibles frecuencias dominantes (Código 10).

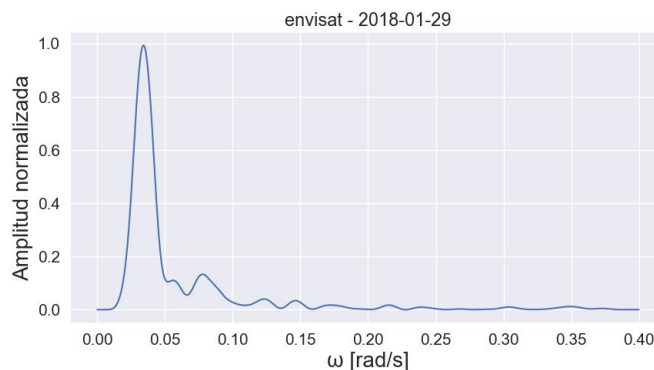


Figura 3.3: Frecuencias dominantes calculadas mediante el método de Lomb-Scargle.

En la figura 3.3 se observan las distintas frecuencias que el algoritmo permite extraer de los datos, de nuevo del satélite ENVISAT de 2018. La frecuencia do-

minante destaca claramente frente a las demás, siendo en este caso de 0.034 rad/s, que equivale a un periodo de 184.56 segundos.

3.4 Oscilación en escala milimétrica

Retomando lo mencionado en secciones anteriores, existe una oscilación más interna que no se aprecia en escala métrica. Esta suele tener una amplitud de apenas varios milímetros y es debida, principalmente, a la variación del ángulo de incidencia entre el láser de la estación y el eje óptico del CCR sobre el que el láser está incidiendo. Los satélites geodésicos esféricos, como AJISAI, están conformados por anillos con diversos espejos y retroreflectores distribuidos por la superficie. Por lo tanto, cada periodo en la oscilación se corresponde con la variación de la distancia medida por el láser al pasar por los diversos retroreflectores en función del giro del propio satélite. En otro tipo de satélites similares a ENVISAT, el origen de las oscilaciones es parecido, variando en función del movimiento del panel retroreflector con respecto al vector láser.

La forma de determinar esta oscilación en escala milimétrica es simple, seleccionando una sección del seguimiento que resulte conveniente (por ejemplo un intervalo de tiempo en el que la distancia observada permanezca aproximadamente constante y que, por tanto, la variación en los residuos sea estable: ejemplo en la figura 3.4) y obteniendo la diferencia entre los datos y su ajuste por polinomios (Código 11).

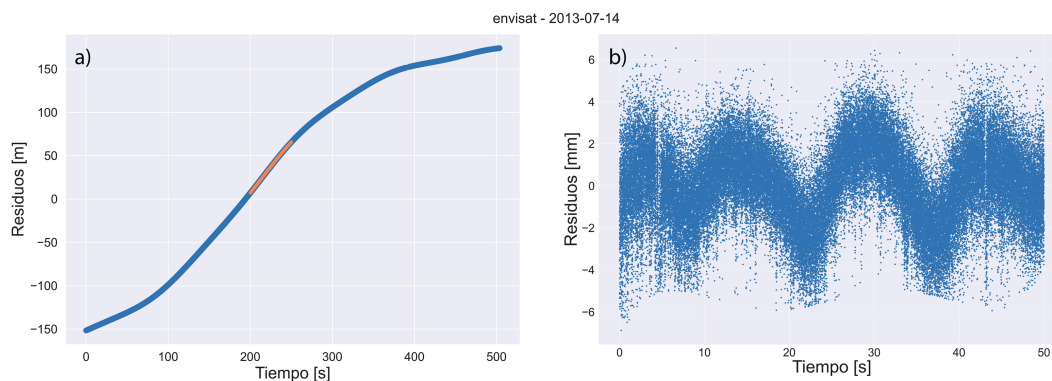


Figura 3.4: (a) Residuos de distancia en escala métrica de un seguimiento de ENVISAT del 14 de Julio de 2013 medido por la estación de Graz. La sección en naranja muestra el intervalo escogido para observar las oscilaciones en escala milimétrica. (b) Ejemplo de oscilaciones en escala milimétrica.

En ambas figuras de 3.4 se muestra un ejemplo usando datos de ENVISAT tomados en 2013 por Graz (se puede encontrar un análisis de estos datos en mayor profundidad en el artículo *Attitude and Spin Period of Space Debris ENVISAT Measured by Satellite Laser Ranging* [36]). En (a) se muestra un seguimiento de ENVISAT donde únicamente aparece un fragmento de una oscilación. En este se ha seleccionado un breve intervalo de 50 segundos (datos en naranja) y a los datos correspondientes se les ha aplicado un ajuste por polinomios (de grado 5 suele ser suficiente). La diferencia entre ambos conjuntos permite extraer estas variaciones milimétricas de distancia, causadas por el cambio del ángulo de inci-

dencia del láser sobre los retrorreflectores individuales. Estas se pueden ver en la figura (b).

De entre las observaciones de AJISAI o ENVISAT es importante tener en cuenta que las variaciones de distancia en escala milimétrica únicamente se pueden observar mediante datos de alta precisión, en este caso proporcionados por la estación de Graz. Mediante el sistema SLR de esta estación, que emplea tanto un láser de 10 kHz como un C-SPAD (sección 2.3), resulta posible diferenciar las mediciones de rango dadas por los CCR individuales.

3.5 Ecuación de transmisión Láser-Radar

Aparte del análisis previo de los residuos, resulta interesante introducir brevemente la ecuación de transmisión Láser-Radar, que tiene como origen el artículo de John Degnan [37], aunque se ha trabajado con la ecuación modificada de Zhang [15], que tiene mucha relevancia al aplicar técnicas SLR sobre basura espacial:

$$n_0 = \frac{\lambda \eta_q}{hc} \times \frac{E_t A_r \rho S \cos \theta}{\pi \theta_t^2 R^4} \times T^2 \times K_t \times K_r \times \alpha \quad (3.3)$$

$$P = 1 - e^{-n_0} \quad (3.4)$$

Esta ecuación mide el número medio de fotoelectrones, n_0 , recibidos por el detector y la probabilidad, P , de obtener ecos láser en seguimientos de diversos objetos orbitales, como satélites o basura espacial. Esta tiene en cuenta las características estructurales del objeto, como su superficie reflectora efectiva (S); la reflectividad de su superficie (ρ), que en parte depende de si cuenta con espejos y retrorreflectores; efectos atmosféricos diversos, como la transmisión atmosférica (T) o el factor de atenuación de la atmósfera (α); características de los dispositivos implicados, como la eficiencia de la óptica de transmisión (K_t) y recepción (K_r), la longitud de onda del láser (λ), la energía del pulso (E_t) o la eficiencia cuántica del detector (η_q); así como otros parámetros como el ángulo eficaz del láser (θ), la divergencia del láser del telescopio (θ_t), las distancias al objetivo (R) a lo largo del seguimiento, la constante de Planck (h) y la velocidad de la luz en el vacío (c).

4

Resultados

En el capítulo anterior se han visto algunos de los procesos que se llevan a cabo en las estaciones láser, se han descrito los tipos de datos con los que se suele trabajar en este ámbito y se han explicado los pasos que se han llevado a cabo para determinar los residuos de distancia que, en última instancia, permitirán caracterizar la actitud de un satélite, proporcionando la frecuencia de oscilación, entre otros parámetros. En este capítulo se presentará todo el conjunto de resultados determinados durante dicho análisis.

4.1 Satélites geodésicos: AJISAI

Antes de pasar a analizar diversos seguimientos de objetos de basura espacial se ha comenzado con seguimientos más sencillos de satélites geodésicos para comenzar a familiarizarse con el tipo de datos con los que se trabaja en este campo, así como para poder observar de forma clara los residuos y la actitud esperada.

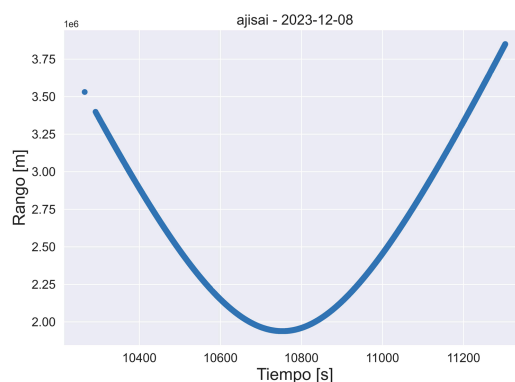


Figura 4.1: Distancias del satélite a la estación durante un seguimiento de AJISAI del 8 de Diciembre del 2023 medido por la estación de Graz.

Se han analizado diversos seguimientos recientes (Diciembre de 2023) de AJISAI tomados por Graz, y en este caso se ha trabajado con unos datos del 8 de Diciembre de 1038 segundos de duración.

Se procede entonces con el desarrollo explicado en el capítulo de procedimiento. Tras extraer los datos necesarios de los ficheros CRD y CPF se inicia el análisis obteniendo las distancias (rangos) de la estación al satélite (Fig. 4.1). De nuevo, las distancias representadas en esta gráfica muestran un comportamiento parabólico con un mínimo (distancia más cercana entre el satélite y la estación durante el pase) a 1938 km, algo más alejado que en el caso del ejemplo de la figura 3.1. Esto significa que la desviación con respecto a la normal de la estación ha aumentado.

Continuando con el análisis, a partir de las distancias se calculan las coordenadas topocéntricas correspondientes y se determinan los residuos (Fig. 4.2), empleando las efemérides del CPF, tras aplicar las correcciones pertinentes.

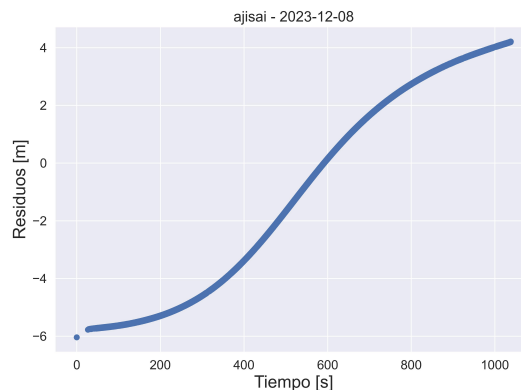


Figura 4.2: Residuos de distancia en escala métrica.

Esta gráfica muestra una tendencia de los residuos, en este caso ascendente, ocasionada por un sesgo temporal, como era esperado. Además, no hay ninguna presencia de oscilaciones, lo que parece estar en concordancia con lo que se ha señalado previamente.

La figura 4.3 (a) muestra un fragmento de 2 segundos de este seguimiento (equivalente aproximadamente a una rotación de AJISAI sobre sí mismo). Así como se mencionó previamente, se hace uso de una función de interpolación para sustraer la variación a gran escala de los residuos, dejando los residuos milimétricos. Observando los puntos con detenimiento se aprecia una oscilación de apenas 20 milímetros de amplitud. Para ver estas oscilaciones con mayor claridad se ha tratado de contrastar los puntos con una función sinusoidal, ajustada de forma manual y empleando la frecuencia media de la oscilación, calculada mediante el algoritmo de Lomb-Scargle (b). A la derecha, en (c), se muestra un vistazo más próximo de uno de los picos. Se recuerda que el punto mínimo en cada pico representa la posición de mayor aproximación (CA, Closest Approach) de un panel CCR determinado. Para calcular este punto se puede, simplemente, ajustar la

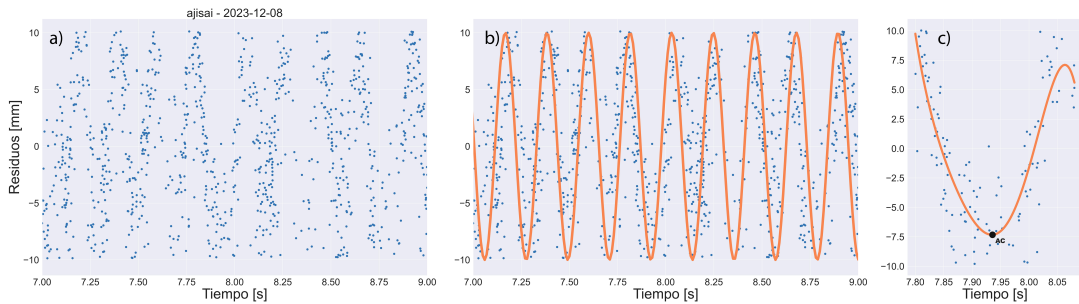


Figura 4.3: (a) Residuos de distancia en escala milimétrica. (b) Los mismos residuos pero con una función sinusoidal superpuesta y ajustada a los datos para apreciar mejor las oscilaciones. (c) Ampliación de uno de los picos, dado por un único CCR. Se muestra el polinomio ajustado a la curva y el punto CA marcado en el mínimo.

curva a un polinomio de grado 6 y determinar el mínimo. Mediante un estudio más exhaustivo de estos residuos sería posible, conociendo la distribución de los CCR (Fig. 2.3), identificar a qué anillo se corresponde cada pico. Además, se sabe que el eje de giro de AJISAI es prácticamente paralelo al eje de giro de la Tierra (se estabiliza mediante un amortiguador de nutación pasivo), por lo que resulta posible desarrollar un modelo de simulación capaz de predecir la latitud del satélite a la que el láser está apuntando en todo momento [18].

4.2 Basura espacial: Satélites inactivos

ENVISAT

Al igual que se ha hecho con AJISAI, se comienza con la búsqueda de una pareja de ficheros CRD y CPF. De nuevo, mediante las distancias del satélite a la estación láser se calculan las coordenadas topocéntricas a lo largo del seguimiento, se aplican las correcciones atmosféricas (modelo de Marini-Murray) y se calculan

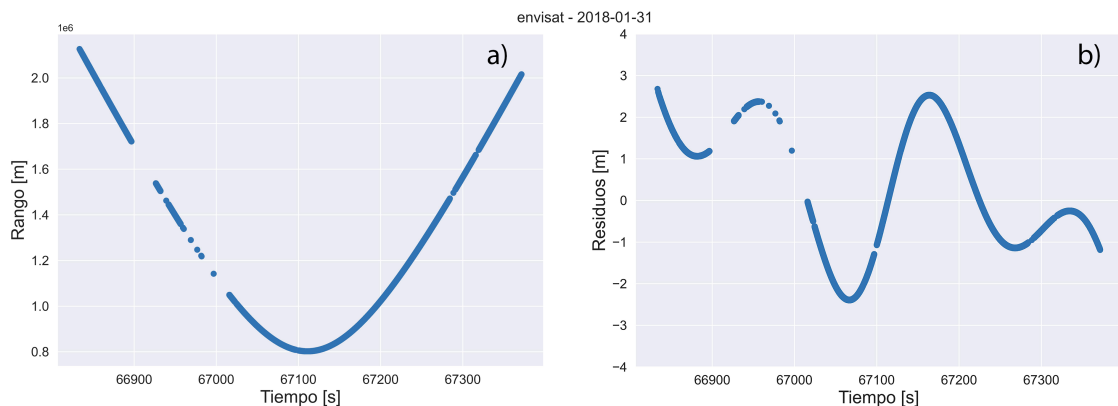


Figura 4.4: (a) Distancias de la estación al satélite durante un seguimiento de ENVISAT del 31 de Enero de 2018 medido por la estación de Graz. (b) Residuos de distancia sin la tendencia.

los residuos de distancia a partir de las coordenadas predichas extraídas del fichero CPF, a los que se les elimina la tendencia.

En la figura 4.4 se muestran unos datos de un seguimiento del 31 de enero de 2018 y se recuerda que, anteriormente en la figura 3.2, se ha mostrado otro seguimiento del 29 de enero del mismo año. A diferencia del caso de AJISAI, y de los satélites geodésicos en general, en este caso los residuos sí presentan oscilaciones a escala métrica, tal y como muestra la figura 4.4 (b). Es por esto por lo que es indispensable asegurarse de que el seguimiento sea suficientemente duradero, para que recoja al menos un periodo. Lógicamente, en el caso de querer realizar un estudio más preciso sería necesario contar con un seguimiento más largo, para que a la hora de calcular la frecuencia de la oscilación el resultado sea más certero. Por ahora, sin embargo, estos datos son suficientes.

A partir de los residuos de distancia calculados y mostrados en las figuras 4.4 se calcula, por tanto, la frecuencia y el periodo de giro aparente del satélite durante este seguimiento, de nuevo, mediante el algoritmo de Lomb-Scargle. Los resultados son 0.026 rad/s y 241.329 segundos respectivamente.

Un análisis extra que se podría hacer con los residuos extraídos sería la determinación del desplazamiento H entre el eje de giro de ENVISAT y el eje de simetría del panel retrorreflector, que es el causante de las mismas oscilaciones mostradas en los residuos. Esto requeriría un análisis mucho más profundo en el que habría que tener en cuenta varias consideraciones: lo primero sería fijar una orientación del eje del retrorreflector en el propio sistema de coordenadas centrado en el satélite (Body-Centered Satellite, BCS); posteriormente habría que calcular el vector láser (vector de dirección del satélite a la estación) en un sistema inercial y transformarlo a coordenadas BCS mediante una matriz de transformación inercial. Todo esto permitiría calcular los ángulos incidentes del vector láser sobre el eje de simetría del panel retrorreflector y, finalmente, se podría estimar el desplazamiento H a partir de un ajuste sinusoidal. Puede verse más sobre este cálculo, de nuevo, en el artículo de referencia [36].

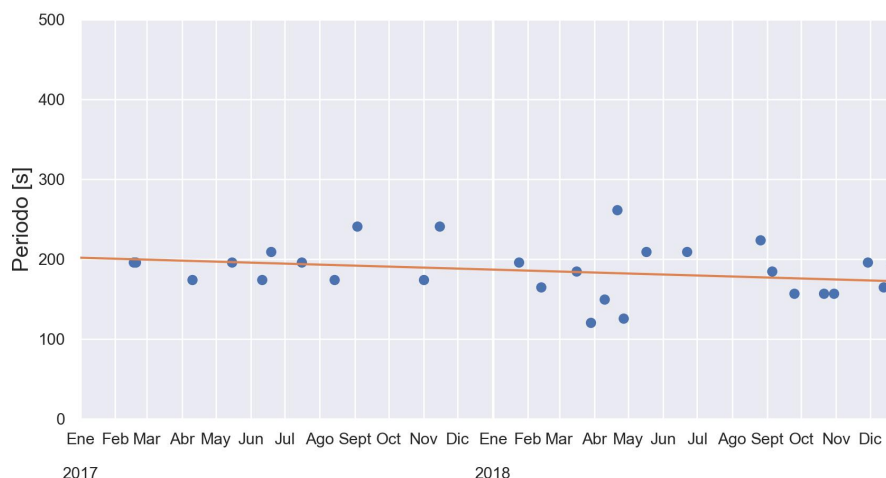


Figura 4.5: Evolución temporal del periodo de ENVISAT a lo largo de 2017 y 2018.

Si se examinan varias decenas de seguimientos distintos a lo largo de un periodo determinado se puede estimar la tasa de rotación aparente. En base a los resultados que se ofrecen en el artículo previamente mencionado [36], el satélite contaba con una tasa de giro creciente de 36.7 ms/día durante el año 2013 (el año posterior a su abandono).

En este trabajo se ha estudiado, en cambio, el giro durante los años 2017 y 2018. Los puntos mostrados en la figura 4.5 se corresponden con los periodos calculados de decenas de seguimientos realizados a lo largo de los dos años mencionados. Analizando la figura, la pendiente de ajuste de los seguimientos parece indicar que la tendencia de giro aparente se mantiene aproximadamente constante, con una tendencia decreciente de 40 ± 30 ms/día y con un periodo medio de 190 ± 30 segundos. Lógicamente cuantos más seguimientos se analicen mayor precisión y menor incertidumbre tendrá este resultado; sin embargo, encontrar ficheros con seguimientos suficientemente largos e idóneos para extraer el periodo resulta una ardua tarea que requiere o de mucho tiempo o de algún sistema para automatizar el proceso. Generalmente para realizar este tipo de estudios de forma más profesional se suelen realizar los seguimientos específicos con las características deseadas. Aún así, para este trabajo de carácter más didáctico el procedimiento empleado puede considerarse suficiente.

Tal y como se ha mencionado en secciones anteriores, únicamente datos de gran precisión, como los de Graz, permiten la observación de oscilaciones en escala de milímetros. Tras analizar decenas de seguimientos se ha logrado encontrar un fragmento de apenas dos periodos perteneciente a un seguimiento de 2019, donde las oscilaciones son suficientemente perceptibles (Fig. 4.6).

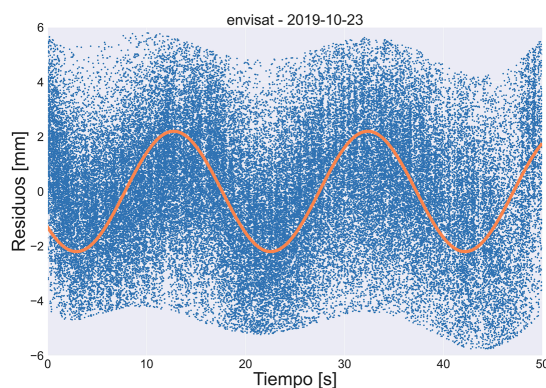


Figura 4.6: Residuos de distancia en escala milimétrica. En naranja se muestra la función sinusoidal de mejor ajuste.

Estas oscilaciones presentan una amplitud de entre 6 y 8 mm, similar al seguimiento de 2013 mencionado previamente (Fig. 3.4), aunque, a diferencia de este donde las oscilaciones son muy claras, en el fragmento del seguimiento mostrado de 2019 se observa una oscilación menos evidente, con más ruido y que incluso se asemeja a una distribución Gaussiana.

Existen formas de tratar estos conjuntos de datos para deshacerse de los puntos que se alejan de la oscilación esperada y que pertenezcan a las regiones

externas de menor densidad de puntos. No es estrictamente necesario hacerlo en este caso pero puede ayudar a observar y analizar mejor los resultados. Con este objetivo se ha ajustado la figura a una función para eliminar la oscilación (curva naranja en la figura 4.6), de forma similar a como se ha hecho anteriormente para la tendencia de los residuos. Tras eliminar dicha oscilación se puede trabajar con el conjunto como una distribución Gaussiana, calculando la media, μ , y la desviación típica, σ . En la figura 4.7 (a) se ven claramente estas regiones de menor densidad oscilando en los extremos (la oscilación en los extremos aparece tras quitar la oscilación central de la figura 4.6), por lo que fácilmente se pueden eliminar. Para este caso, debido a dichas oscilaciones, puede resultar suficiente cortar los datos a distancias de $\mu \pm 1.7\sigma$ (líneas en verde y puntos en morado en la figura 4.7 (a)).

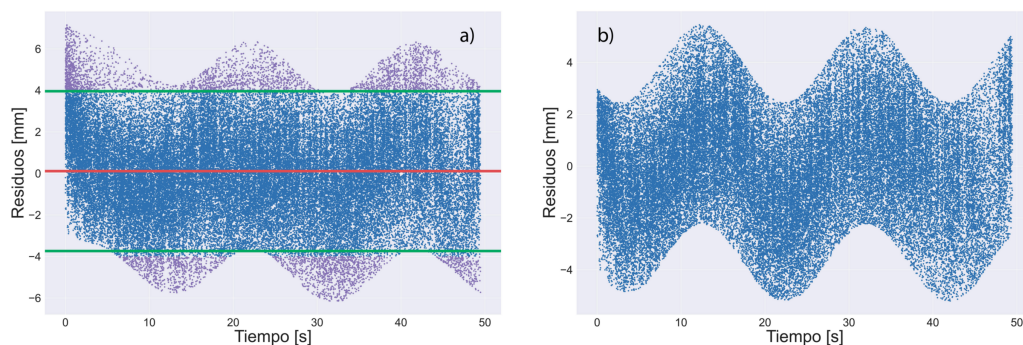


Figura 4.7: (a) Residuos de distancia tras eliminar las oscilaciones. En rojo se marca la media μ y en verde las desviación típica σ . (b) Residuos de distancia después de haber eliminado las regiones de menor densidad de datos.

Finalmente, se recupera la oscilación eliminada en los pasos previos, y los residuos tratados se muestran en la figura 4.7 (b).

Cada uno de los picos mostrados en las figuras anteriores representa el cambio en el ángulo de incidencia entre el láser de la estación y el eje óptico del CCR sobre el que el láser está incidiendo en el momento. Al igual que sucede con AJISAI, el ángulo de incidencia mínimo se produce cuando el CCR apunta hacia la estación SLR en tierra (esto indica el ángulo de incidencia mínimo CA entre el eje óptico del reflector y el láser del sistema) [38].

Para terminar esta sección se hace uso de la ecuación Láser-Radar (3.4) para comprobar la probabilidad de detección de ecos láser en función de diversos parámetros. En este caso interesa ver las diferencias entre satélites con distintos coeficientes de reflectividad ρ .

Para satélites geodésicos (objetos esféricos envueltos por espejos y retrorrefletores) se tiene la mayor reflectividad, $\rho_g = 1$, (siendo este uno de los principales motivos por los que se ha comenzado el análisis con AJISAI) pero para otros satélites o basura espacial en general la reflectividad tiende a ser menor ($\rho_{sd} < 1$) y muy variable de un objeto a otro. Esto se debe, como resulta lógico, a la presencia de retrorrefletores o espejos o a la capacidad de reflexión del material de su superficie. La figura 4.8 (a) muestra la dependencia de la probabilidad con

respecto a la distancia al satélite y a la reflectividad, calculada mediante la ecuación 3.4.

Se ha querido ver, además, un caso específico aplicado al seguimiento de ENVISAT del 31 de Enero de 2018. Se ha calculado la probabilidad a lo largo de todo el paso (Fig. 4.8 (b)) y, como era esperable, se observa que la probabilidad aumenta al disminuir la distancia entre la estación y el satélite.

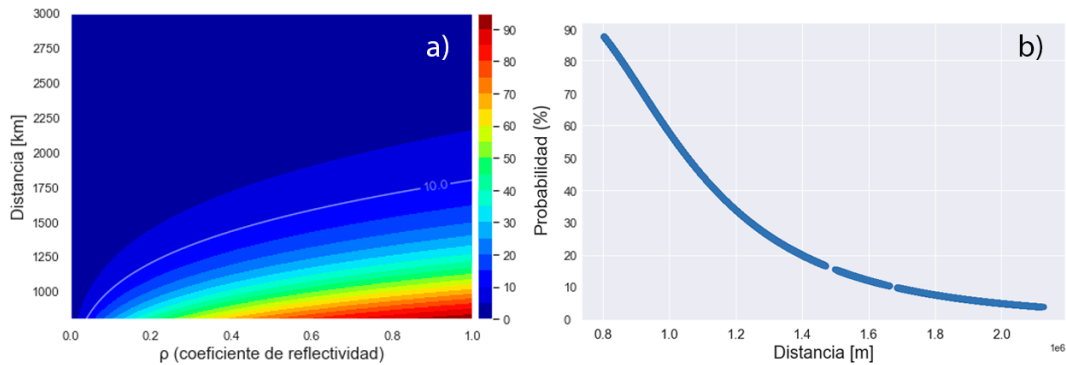


Figura 4.8: a) Probabilidad de detección (en %) en función de la distancia al satélite y a la reflectividad de su superficie (ρ). b) Probabilidad de obtener ecos láser durante un seguimiento de Envisat del 31 de Enero de 2018.

TOPEX POSEIDON

El mismo procedimiento se puede llevar a cabo con otros satélites inactivos, como TOPEX POSEIDON. De nuevo, en la figura 4.9 se muestran los residuos de distancia de un seguimiento de Enero de 2019, en este caso proporcionado por la estación láser de Borowiec, Polonia.

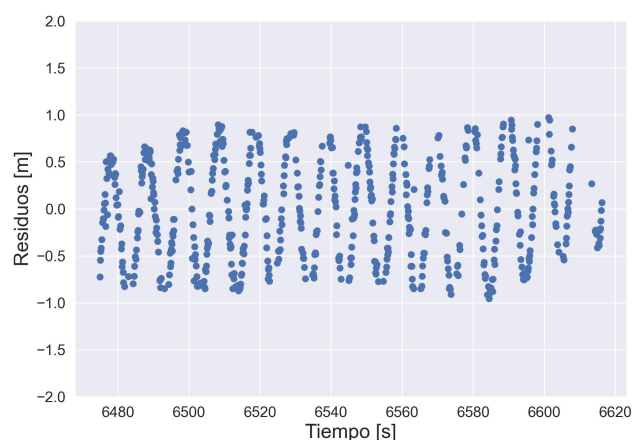


Figura 4.9: Residuos de distancia de un seguimiento de TOPEX POSEIDON del 3 de Enero de 2019 medido por la estación de Borowiec.

A diferencia del caso de ENVISAT, aquí las oscilaciones son abundantes y muy claras. En este seguimiento se observan hasta 14 periodos, lo cual permite obtener unos resultados con mayor precisión. Tras los diversos cálculos se llega a

la conclusión de que, para este seguimiento concreto, el periodo calculado es de 10.124 segundos, y la frecuencia angular de 0.621 rad/s.

Para este seguimiento no se han tratado de determinar las oscilaciones milimétricas de los retrorreflectores pues, así como se explicó en secciones previas, no todas las estaciones cuentan con sistemas de medición tan precisos como los de la estación de Graz. Es por ello que en este caso, debido a que el seguimiento se obtuvo de Borowiec, la precisión no permite continuar con dicho análisis.

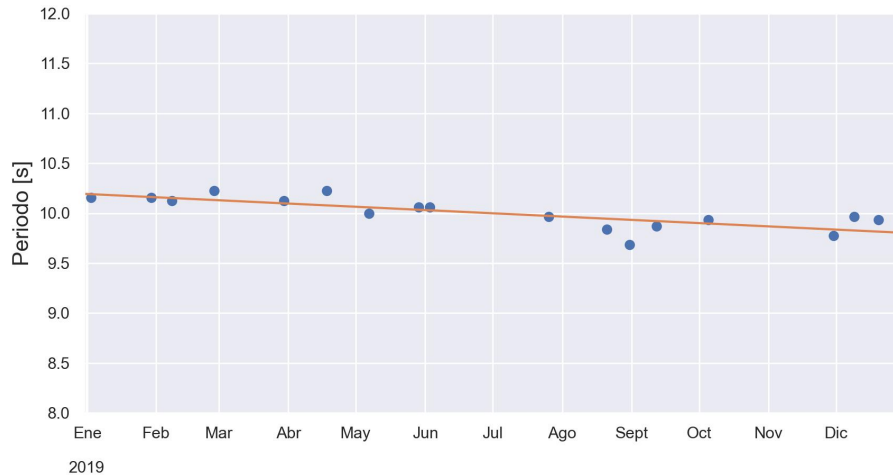


Figura 4.10: Evolución temporal del periodo de TOPEX POSEIDON a lo largo de 2019.

Aún así, en este caso también se ha calculado el periodo a partir de diversos seguimientos a lo largo, esta vez, del año 2019. Estos resultados se muestran en la figura 4.10. De nuevo, se observa la evolución del periodo, que permanece casi constante a lo largo de todo el año, con un decrecimiento de 1.1 ± 0.2 ms/día, prácticamente imperceptible, y una media de 10.00 ± 0.15 segundos.

5

Conclusiones

La realización de este trabajo ha permitido el aprendizaje de un campo de la física que no se ha visto durante la carrera, como lo es la telemetría láser o el control satelital en general. Gracias a los temas tratados en este estudio se ha podido, además, conocer en mayor profundidad la situación actual de la basura espacial, tomando consciencia de los peligros que supone y de la importancia del seguimiento y control orbital. De forma más personal, la ejecución del estudio ha permitido establecer un primer contacto con el mundo laboral en investigación, trabajando con la ayuda de investigadores con años de experiencia en el sector y, sobre todo, ha servido como aprendizaje para llevar a cabo proyectos de tal magnitud, dando lugar a un enriquecimiento personal y a una formación específica para complementar con lo aprendido durante la carrera.

Particularizando ahora en el tema del proyecto, comenzar aplicando telemetría láser a seguimientos de AJISAI ha proporcionado un entendimiento acerca del funcionamiento y utilidad de este tipo de técnicas en el campo de la observación de la actitud orbital. De esta forma, a partir de casos de objetos plenamente controlados y con movimientos más simples se ha visto que es posible extrapolar el mismo estudio a casos más complejos como lo es la basura espacial, y en este caso satélites inactivos. Esto permitiría seguir su movimiento descontrolado y daría la posibilidad de desarrollar algún modelo que pueda predecir sus movimientos para mantenerlo vigilado.

En función de la propia estructura de los diversos satélites, al rotar estos sobre su centro de masas, aparece una variación en la distancia recorrida por el láser de varios metros (variable entre un satélite y otro) que varía con el tiempo y que puede observarse en un mismo paso sobre la estación. Esto queda reflejado en unas oscilaciones de amplitud métrica en los residuos de distancia y que permiten determinar, principalmente, el periodo de giro del satélite. Esto mismo no se daría en satélites activos, ya que cuentan con sistemas de reposicionamiento para apuntar constantemente a la Tierra, ni en satélites geodésicos, debido a su forma esférica, tal y como se ha mostrado con AJISAI.

A partir de los diversos datos analizados de ENVISAT a lo largo de los años 2017 y 2018 se ha logrado determinar que parece haber un decrecimiento del periodo aparente de giro de 40 ± 30 ms/día. Este resultado en un principio parece contradecirse con los resultados mostrados en el artículo de referencia [36], donde se indica que en 2013 parecía haber un claro incremento del periodo de 36.7 ms/día; sin embargo, si se tiene en cuenta esta tasa de crecimiento en 2013 y se extrapola a 2017 y 2018 parece acercarse al periodo medio de 190 ± 30 segundos correspondiente a la evolución durante estos últimos años. Tal vez la discrepancia se deba simplemente a la precisión de los resultados. En cuanto a TOPEX POSEIDON se estima que, durante 2019, su periodo haya permanecido aproximadamente constante con un ligero decaimiento de 1.1 ± 0.2 ms/día de media y un periodo medio de 10.00 ± 0.15 segundos.

A parte de la propia rotación de los satélites sobre su centro de masas se ha visto otro tipo de movimiento relacionado con la variación en el ángulo de incidencia entre el láser y el eje óptico de los retrorreflectores. Este movimiento se ve reflejado en una serie de oscilaciones muy pequeñas en los residuos, únicamente observables mediante sistemas SLR de gran precisión. Es por ello que únicamente se muestran en AJISAI y en ENVISAT (cuyas medidas se han tomado de la estación láser de Graz) y no en TOPEX POSEIDON.

En definitiva, la precisa observación de las órbitas de cualquier objeto no controlado, ya sea por telemetría láser o mediante cualquier otra técnica, resulta crucial para obtener una mayor comprensión del entorno espacial. Ser capaces de anticiparse a posibles accidentes y colisiones entre objetos permite mitigar los efectos o incluso evitar dichos accidentes y proteger la integridad orbital. Además, comprender la dinámica de rotación y su evolución no solo permite el desarrollo de modelos precisos de las perturbaciones orbitales, sino que gracias a este control se establecen las bases para llevar a cabo estrategias efectivas de retirada automatizada de satélites inactivos. De este modo se garantizará una gestión sostenible del espacio orbital y la viabilidad de futuras misiones espaciales limpias y seguras.

Bibliografía

- [1] NASA, “The Apollo-Soyuz Mission.” <https://www.nasa.gov/missions/apollo-soyuz/the-apollo-soyuz-mission/>, Marzo 2010. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [2] “Space debris by the numbers.” https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [3] B. News, “Russian and US satellites collide.” <http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/7885051.stm>, Febrero 2009. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [4] D. J. Kessler, “Collisional cascading: The limits of population growth in low earth orbit,” *Advances in Space Research*, vol. 11, no. 12, pp. 63–66, 1991.
- [5] A. C. Boley and M. Byers, “Satellite mega-constellations create risks in Low Earth Orbit, the atmosphere and on Earth,” *Sci Rep*, vol. 11, no. 10642, 2021.
- [6] European Space Agency (ESA), “Control Systems.” https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Control_Systems. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [7] David Roza, “Space Force Satellite Control Network is in urgent need of upgrades, Watchdog says.” <https://www.airandspaceforces.com/space-force-satellite-control-network/>, Abril 2023. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [8] “AstriaGraph.” <http://astria.tacc.utexas.edu/AstriaGraph/>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [9] B. Greene, Y. Gao, and M. Chris, “Laser Tracking of Space Debris,” in *Proceedings of the 13th International Laser Ranging Workshop*, (Washington, DC, USA), p. 198, October 7–11 2002.
- [10] ESA, “MASTER.” https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2013/04/ESA_s_MASTER_software_tool. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [11] Astroscale, “Elsa-m.” <https://astroscale.com/elsa-m/>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.

- [12] R. Biesbroek, S. Aziz, A. Wolahan, S. Cipolla, M. Richard-Noca, and L. Pigué, "The ClearSpace-1 Mission: ESA and ClearSpace team up to remove debris," in *8th European Conference on Space Debris*, vol. 8, ESA Space Debris Office, 2021.
- [13] DeCAS, "The first real-time monitoring device able to determine the impact area of space vehicles' fragments during re-entry into the Earth's atmosphere and minimize risks for people and property." <https://cordis.europa.eu/project/id/816895/es>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [14] A. Raa, M. G. Burgess, and D. Kaffined, "Orbital-use fees could more than quadruple the value of the space industry," *Proceedings of the National Academy of Sciences*, Mayo 2020.
- [15] Z. Zhong-Ping, "The use of laser ranging to measure space debris," *Research in Astronomy and Astrophysics*, vol. 12, p. 212, Febrero 2012.
- [16] "AJISAI." <https://global.jaxa.jp/projects/sat/egs/>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [17] NASA's International Laser Ranging Service (ILRS), "ILRS Space Segment." <https://ilrs.gsfc.nasa.gov/technology/spaceSegment/index.html#relatedPubs>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [18] D. Kucharski, T. Otsubo, G. Kirchner, and F. Koidl, "Spin axis orientation of Ajisai determined from Graz 2kHz SLR data," *Advances in Space Research*, vol. 46, no. 3, pp. 251–256, 2010.
- [19] European Space Agency (ESA), "ENVISAT Instruments." https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2001/05/Envisat_instruments, 2001. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [20] NASA Jet Propulsion Laboratory, "TOPEX/Poseidon Mission." <https://sealevel.jpl.nasa.gov/missions/topex-poseidon/summary/>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [21] "International Laser Ranging Service (ILRS)." <https://ilrs.gsfc.nasa.gov/index.html>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [22] "ILRS Operational Station Identification Table." Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [23] "ILRS Stations Map." https://ilrs.gsfc.nasa.gov/network/stations/ILRS_Stations_Map.html. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [24] NASA's International Laser Ranging Service (ILRS), "ILRS Ground Segment." <https://ilrs.gsfc.nasa.gov/technology/groundSegment/index.html#s4>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [25] M. Steindorfer, P. Wang, G. Kirchner, and F. Koidl, "The future of space debris laser ranging - Towards high precision MHz daylight space debris laser ranging?," in *Proceedings of the 8th European Conference on Space Debris*, vol. 8, ESA Space Debris Office, 2021.
- [26] Y. Artyukh, V. Bepal'ko, E. Boole, and V. Vedin, "Event Timer A033-ET: Current State and Typical Performance Characteristics," *17th International Workshop on Laser Ranging*, 2008.

-
- [27] G. Kirchner, F. Koidl, F. Friederich, I. Buske, U. Völker, and W. Riede, "Laser ranging to space debris from Graz SLR station," *Advances in Space Research*, vol. 51, pp. 21–24, 2013.
- [28] Z. Zhan, F. Yang, Z. Wu, C. Wanzhen, W. Zhibo, Z. Haifeng, and I. Prochazka, "Preliminary results of laser ranging to uncooperative targets at Shanghai SLR station," in *Proceedings of the 16th International Workshop on Laser Ranging Instrumentation*, (Poznan, Poland), pp. 695–699, October 13–17 2008.
- [29] "Prediction Provider." <https://edc.dgfi.tum.de/en/provider/>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [30] "EUROLAS Data Center (EDC)." <https://edc.dgfi.tum.de/en/>. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [31] R. L. Ricklefs and C. J. Moore, "ILRS Consolidated Laser Ranging Data Format (CRD) Version 1.01." https://ilrs.gsfc.nasa.gov/docs/2009/crd_v1.01.pdf, 2009. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [32] R. L. Ricklefs, "ILRS Consolidated Prediction Format (CPF) Version 1.01." https://ilrs.gsfc.nasa.gov/docs/2006/cpf_1.01.pdf, 2006. Acceso: 13 de Febrero de 2024.
- [33] V. B. Mendes and E. C. Pavlis, "High-accuracy zenith delay prediction at optical wavelengths," *Geophysical Research Letters*, vol. 31, no. 14, 2004.
- [34] J. W. Marini and C. W. Murray, "Correction of laser range tracking data for atmospheric refraction at elevations above 10 degrees," Tech. Rep. NASA-TM-X-70555, Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD, 1973.
- [35] N. Lomb, "Least-squares frequency analysis of unequally spaced data," *Astrophysics and Space Science*, vol. 39, pp. 447–462, 1976.
- [36] D. Kucharski, G. Kirchner, F. Koidl, C. Fan, R. Carman, C. Moore, A. Dmytrotsa, M. Ploner, G. Bianco, M. Medvedskij, A. Makeyev, G. Appleby, M. Suzuki, J.-M. Torre, Z. Zhang, L. Grunwaldt, and Q. Feng, "Attitude and Spin Period of Space Debris Envisat Measured by Satellite Laser Ranging," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. 52, pp. 7651–7657, 2014.
- [37] J. Degnan, *Millimeter Accuracy Satellite Laser Ranging: A Review*, vol. 25, pp. 133–162. 01 1993.
- [38] D. Kucharski, G. Kirchner, and F. Koidl, "Envisat Spin and Attitude Determination Using SLR," *Proceedings of the 15th International Workshop on Laser Ranging*, pp. 1–6, 2023.

Anexo

En este anexo se muestra unos ejemplos de dos de los tipos de ficheros de datos que se emplean en el SLR y que, específicamente, se han utilizado en este trabajo:

```
H1 CRD 1 2018 1 31 18
H2 CHAL 7237 19 01 4
H3 envisat 200901 6179 27386 0 1
H4 0 2018 1 31 11 52 45 2018 1 31 11 58 51 0 0 0 0 1 0 2 0
C0 0 532.000 std CL1 CD1 CT1
C1 0 CL1 RG30-L 1064.00 1000.00 1.50 10.0 92.82 0
C2 0 CD1 CSPAD 532.000 20.00 5.0 60.0 TTL 0.0 3.00 0.0 0.0 none
C3 0 CT1 Meridian Meridian ET-A032 003309 r0.0 60 std 7 9
40 41700.000000000000 0 std 4468 3976 3.699 185137.0 0.0 50.3 0.050 2.501 0.0 2 0 0
20 43134.000000000000 995.80 254.20 79. 0
10 42765.671001600000 0.013298158199 std 2 2 0 0 0
30 42765.671001600000 203.2392 14.7475 1 3 1
10 42765.688001600000 0.013297529775 std 2 2 0 0 0
10 42765.699001599998 0.013297123243 std 2 2 0 0 0
10 42765.847001599999 0.013291653906 std 2 2 0 0 0
10 42766.049001599997 0.013284191191 std 2 2 0 0 0
...
10 67371.514578726610 0.013448244906 0902 2 2 0 0 0
10 67371.528078733010 0.013448827216 0902 2 2 0 0 0
H8
H9
```

Anexo 1: Consolidated laser Range Data format (CRD)

```
H1 CPF 1 DLR 2018 01 25 14 5251 envisat
H2 0200901 6179 27386 2018 01 25 00 00 00 2018 02 01 00 00 00 60 1 1 0 0 0
H9
10 0 58143 0.000000 0 727501.068 766540.134 -7073229.701
10 0 58143 60.000000 0 962677.650 380910.991 -7076421.541
10 0 58143 120.000000 0 1190726.855 -8223.672 -7051930.210
10 0 58143 180.000000 0 1410739.222 -399286.592 -6999850.398
...
10 0 58149 86280.000000 0 -2371709.773 2083480.738 6400274.188
10 0 58149 86340.000000 0 -2546811.318 2450290.074 6200372.724
10 0 58150 0.000000 0 -2708773.373 2808986.256 5976027.961
99
```

Anexo 2: Consolidated Prediction Format (CPF)

Código

A continuación se presenta parte del código de Python (algo simplificado) desarrollado para este trabajo. El código completo se puede encontrar en el enlace a GitHub: https://github.com/Ruben-Martinez-Ibanez/TFG_project_SLR.git

```
1 def extract_data_CRD(file_name: str, station_code: int):
2     ## DATOS de las MEDIDAS##
3     # Tiempo del día (en segundos):
4     day_time: np.array[float] = []
5     # Tiempo de vuelo (en segundos):
6     flight_time: np.array[float] = []
7
8     ## DATOS ATMOSFÉRICOS
9     # Presión superficial
10    press: np.array[float] = []
11    # Temperatura superficial
12    temp: np.array[float] = []
13    # Humedad relativa
14    rel_hum: np.array[float] = []
15
16    ##DATOS de CALIBRACIÓN
17    # Tiempo del día (en segundos):
18    day_time_calibration: np.array[float] = []
19    # Distancia al blanco (en metros):
20    object_distance_calibration: np.array[float] = []
21    # Retardo medido en la calibración (en picosegundos):
22    delayed_time_calibration: np.array[float] = []
23
24    P0 = 962.50
25    T0 = 294.46
26    RH = 57.8
27    lambda_laser = 0.532 # micrometros
28    MJD = 0
29
30    ACTION = 0
31    with open(file_name) as input_file:
32        for line in input_file:
33            parameters = line.split()
34            if parameters[0].upper() == 'H2':
35                if int(parameters[2]) == station_code:
36                    ACTION = 1
```



```

37     if ACTION == 1:
38         if parameters[0].upper() == 'C2':
39             lambda_laser = float(parameters[4])/1000
40         # MEDIDAS
41         if parameters[0] == '10':
42             day_time.append(float(parameters[1]))
43             flight_time.append(float(parameters[2]))
44             f.write(f'{float(parameters[0])} {float(parameters[1])} {←
float(parameters[2])}\n')
45         # DATOS ATMOSFÉRICOS
46         if parameters[0] == '20':
47             press.append(float(parameters[2]))
48             temp.append(float(parameters[3]))
49             rel_hum.append(float(parameters[4]))
50         # SATÉLITE
51         if parameters[0].upper() == 'H3':
52             satelite = parameters[1]
53         # FECHA
54         if parameters[0].upper() == 'H4':
55             YEAR = int(parameters[2])
56             MONTH = int(parameters[3])
57             DAY = int(parameters[4])
58         # FINALIZAR
59         if parameters[0].upper() == 'H8':
60             ACTION = 0
61             break
62     return day_time, flight_time, PO, TO, RH, lambda_laser, day_time_calibration, ←
object_distance_calibration, delayed_time_calibration, MJD, YEAR, MONTH, DAY, ←
satelite
63
64 day_t_CRD, fl_t_CRD, PO, TO, RH, lambda_laser, day_t_cal, obj_d_cal, del_t_cal, ←
MJD, YEAR, MONTH, DAY, satelite = extract_data_CRD(CRD_file, station_code)

```

Código Python 1: Se extraen los datos del archivo CRD

```

1 def extract_data_CPF(file_name: str, MJD:float):
2     # Tiempo del día (en segundos):
3     day_time: np.array[float] = []
4     # Posición x:
5     x: np.array[float] = []
6     # Posición y:
7     y: np.array[float] = []
8     # Posición z:
9     z: np.array[float] = []
10    position: np.array = []
11    with open(file_name) as input_file:
12        for line in input_file:
13            parameters = line.split()
14            if parameters[0] == '10':
15                if float(parameters[2]) == MJD:
16                    #print(parameters[2])
17                    day_time.append(float(parameters[3]))
18                    x.append(float(parameters[5]))
19                    y.append(float(parameters[6]))
20                    z.append(float(parameters[7]))
21    position: np.array = [x, y, z]
22    return day_time, position
23
24 day_t_CPF, position_CPF = extract_data_CPF(CPF_file, MJD)

```

Código Python 2: Se extraen los datos del archivo CPF

```

1 def extract_data_station(station_code:str, file_name: str):
2     with open(file_name) as input_file:
3         Type_Data: int = 0
4         x, y, z = 0, 0, 0
5         vx, vy, vz = 0, 0, 0
6         for line in input_file:
7             parameters = line.split()
8             if parameters[0] == '+SOLUTION/EPOCHS':
9                 Type_Data = 1
10            if parameters[0] == '+SOLUTION/ESTIMATE':
11                Type_Data = 2
12            if Type_Data == 1:
13                if parameters[0] == station_code:
14                    Mean_data_epoch = parameters[6]
15                    print(Mean_data_epoch)
16                    Type_Data = 0
17            if Type_Data == 2:
18                try:
19                    if parameters[2] == station_code:
20                        if parameters[3] == 'A':
21                            if parameters[1] == 'STAX':
22                                x = float(parameters[8])
23                            elif parameters[1] == 'STAY':
24                                y = float(parameters[8])
25                            elif parameters[1] == 'STAZ':
26                                z = float(parameters[8])
27                            elif parameters[1] == 'VELX':
28                                vx = float(parameters[8])
29                            elif parameters[1] == 'VELY':
30                                vy = float(parameters[8])
31                            elif parameters[1] == 'VELZ':
32                                vz = float(parameters[8])
33                                Type_Data = 0
34                except:
35                    None
36            return [x, y, z], [vx, vy, vz], Mean_data_epoch
37
38 st_position, st_velocity, data_st_epoch = extract_data_station(str(station_code), ←
39     stations_file)
40 x_st = st_position[0]
41 y_st = st_position[1]
42 z_st = st_position[2]

```

Código Python 3: Se obtienen las coordenadas geocéntricas de la estación láser

```

1 c = 299792458 #m/s
2 day_t_interp = []
3 range_CRD = []
4 for i in range(len(day_t_CRD)):
5     # Tiempo de interpolación
6     day_t_interp.append(day_t_CRD[i] + fl_t_CRD[i]/2)
7     # Rango al objeto
8     range_CRD.append(fl_t_CRD[i]*c/2)
9
10 x_geo = position_CPF[0]
11 y_geo = position_CPF[1]
12 z_geo = position_CPF[2]

```

Código Python 4: Se obtienen los rangos y las coordenadas geocéntricas del satélite

```

1 def lagrange(X, Y, N: int, Xp):
2     NPOINT = N + 1
3     NMAX = len(X)
4     Yp = 0
5     # Nos aseguramos que el punto a interpolar esté dentro del intervalo deseado
6     if Xp < X[0]:
7         Xp = X[0]
8     if Xp > X[NMAX - 1]:
9         Xp = X[NMAX - 1]
10    # Obtiene el valor y el índice del punto en X mayor que XP y más cercano
11    index = {}
12    for k, val in enumerate(X):
13        if(val >= Xp):
14            index = k + 1
15            break
16    IO = index - NPOINT/2
17    if IO <= 0:
18        IO = 1
19    if IO + N > NMAX:
20        IO = NMAX - N
21    # Interpolación
22    for i in range(NPOINT):
23        p = 1
24        for j in range(NPOINT):
25            if j != i:
26                p = p*(Xp-X[int(j-1+IO)])/(X[int(i+IO)]-X[int(j+IO)])
27        Yp = Yp + p*Y[int(i - 1 + IO)]
28    return Yp
29
30 NMAX = len(day_t_CPF)
31 N = 9
32 x_obs = []
33 y_obs = []
34 z_obs = []
35 for i in range(len(day_t_CRD)):
36     X_int = lagrange(day_t_CPF, x_geo, N, day_t_interp[i])
37     Y_int = lagrange(day_t_CPF, y_geo, N, day_t_interp[i])
38     Z_int = lagrange(day_t_CPF, z_geo, N, day_t_interp[i])
39     x_obs.append(X_int)
40     y_obs.append(Y_int)
41     z_obs.append(Z_int)

```

Código Python 5: Se aplica el interpolador de Lagrange

```

1 range_int = []
2 for i in range(len(x_obs)):
3     range_int.append(math.sqrt((x_st - x_obs[i])**2 + (y_st - y_obs[i])**2 + (↔
4     z_st - z_obs[i])**2))
5
6 latitud_st, longitud_st, altitud_st = ecef2lla(x_st, y_st, z_st)
7 coords_station = x_st, y_st, z_st, latitud_st, longitud_st, altitud_st
8 azimuth, elevation = geo2topo(x_obs, y_obs, z_obs, coords_station, range_int)

```

Código Python 6: Se determina el rango de la estación al satélite en coordenadas topocéntricas

```

1 def Marini_Murray(latitud, altitud, elevation, P0, T0, RH, lambda_laser):
2
3     phi = latitud
4     H = altitud/1000
5     E = elevation*math.pi/180
6
7     cos2phi = np.cos(2*phi)
8
9     e0 = (RH/100)*6.11*10**((7.5*(T0 - 273.15))/(273.3 + (T0 - 273.15)))
10    A = 0.002357*P0 + 0.000141*e0
11    K = 1.163 - 0.00968*cos2phi - 0.00104*T0 + 0.00001435*P0
12    B = 1.084*10**(-8)*P0*T0*K + 4.734*10**(-8)*(P0**2/T0)*2/(3 - 1/K)
13    f_lambda = 0.9650 + (0.0164/lambda_laser**2) + (0.000228/lambda_laser**4)
14    f_lat = 1 - 0.0026*cos2phi - 0.00031*H
15
16    sinE = np.sin(E)
17    d_r = (f_lambda/f_lat)*(A + B)/(sinE + (B/(A + B))/(sinE + 0.01))
18    return d_r
19
20 corr_range_MM = []
21 for i in range(len(elevation)):
22     corr_range_MM.append(Marini_Murray(latitud_st, altitud_st, elevation[i], P0, ←
    T0, RH, lambda_laser))

```

Código Python 7: Se aplican las correcciones de Marini-Murray

```

1 residuos = []
2 corr_residuos = []
3 for i in range(len(range_CRD)):
4     residuos.append(range_CRD[i] - range_int[i])
5     corr_residuos.append(residuos[i] - corr_range_MM[i])

```

Código Python 8: Se calculan los residuos de distancia

```

1 from sklearn.preprocessing import PolynomialFeatures
2 from sklearn.linear_model import LinearRegression
3
4 poly = PolynomialFeatures(degree=4, include_bias=False)
5 poly_features = poly.fit_transform(np.reshape(day_t_CRD, (-1, 1)))
6 poly_reg_model = LinearRegression()
7 poly_reg_model.fit(poly_features, corr_residuos)
8 res_pred = poly_reg_model.predict(poly_features)
9
10 residuos_detrend = corr_residuos - res_pred

```

Código Python 9: Se elimina la tendencia de los residuos

```

1 from scipy.signal import lombscargle
2
3 w = np.linspace(0.00001, 1, 1000) #frecuencias
4 a_lomb = lombscargle(day_t_CRD, residuos_detrend, w, normalize=True)
5 peak = max(a_lomb)
6 for i in range(len(w)):
7     if peak == a_lomb[i]:
8         w_peak = w[i]
9 period = 2*np.pi/w_peak

```

Código Python 10: Se determina el periodo aplicando el Algoritmo de Lomb

```
1 intervalo_t = 50
2 subsection:int = int((max(data_section)-min(data_section))/intervalo_t)
3 day_t_part_full = []
4 residuos_mil_scale_full = []
5 min_day_t_part = math.inf
6
7 for i in range(subsection):
8     data_subsection = [min(data_section) + i*intervalo_t, min(data_section) + (i←
9     +1)*intervalo_t]
10    day_t_part = []
11    residuos_part = []
12    day_t_part_plot = []
13    for i in range(len(day_t_CRD)):
14        if day_t_CRD[i] > data_subsection[0]:
15            if day_t_CRD[i] < data_subsection[1]:
16                if day_t_CRD[i] < min_day_t_part:
17                    min_day_t_part = day_t_CRD[i]
18                day_t_part.append(day_t_CRD[i]-min_day_t_part)
19                day_t_part_plot.append(day_t_CRD[i])
20                day_t_part_full.append(day_t_CRD[i]-min_day_t_part)
21                residuos_part.append(corr_residuos[i])
22    polinomio = np.polyfit(day_t_part, residuos_part, 5)
23    residuos_pol = np.polyval(polinomio, day_t_part)
24    residuos_mil_scale = []
25    for i in range(len(day_t_part)):
26        residuos_mil_scale.append((residuos_pol[i]-residuos_part[i])*1000)
27        residuos_mil_scale_full.append((residuos_pol[i]-residuos_part[i])*1000)
```

Código Python 11: Se cambia la escala de los residuos a milimétrica

Agradecimientos

Quisiera comenzar agradeciendo a todas las personas que me han ayudado de forma directa en la realización de este trabajo. En primer lugar, a mi director de TFG, Manuel A. Sánchez, por guiarme pese a estar en el otro extremo de España y por su paciencia durante este último año, y a mi co-director, Francisco J. Carrera, por abrirme las puertas a esta oportunidad y ayudarme cuando lo he necesitado.

También me gustaría dar mi agradecimiento a las estaciones de SLR de Graz (Austria) y de Borowiec (Polonia) por facilitarnos los datos de láser que se han utilizado en el trabajo, y a Daniel M. Kucharski por dedicarnos algo de tiempo a responder a nuestras dudas.

Para terminar, he de agradecer a mis padres y a mi hermana. Gracias a ellos, a su apoyo incondicional, a sus enseñanzas y a su esfuerzo por querer darme siempre todas las oportunidades posibles, es que he sido capaz de lograr todo lo que he conseguido hasta ahora y de ser la persona que soy hoy en día. Sin ellos, sin duda no habría sido capaz de terminar esta carrera y, desde luego, no habría podido llevar a cabo este trabajo.

*En memoria del Dr. Manuel Catalán Morollón,
quien promovió la colaboración entre los
autores de la Universidad de Cantabria y el
Real Instituto y Observatorio de la Armada y sin
el cual este trabajo no hubiera sido posible.*

