



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

  
ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial  
y Diseño Industrial

Análisis sobre la comunicación satelital Tierra-Luna  
mediante puntos de Lagrange

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Carrasco Alfaro, Aquilino

Tutor/a: Vidal Pantaleoni, Ana

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024

A mi familia por todo su apoyo.



# RESUMEN

Este trabajo realiza un análisis la optimización de la comunicación satelital entre la Tierra y la Luna mediante el uso de puntos de Lagrange. En él, se revisa el estado del arte de la exploración lunar y los sistemas de comunicación Tierra-Luna, destacando los avances tecnológicos recientes y las áreas de interés para futuras misiones. A su vez, se explora la teoría de los puntos de Lagrange y su aplicabilidad en la ubicación de satélites de comunicación entre la Tierra y la Luna. Se evalúan las ventajas y desafíos de cada punto de Lagrange en términos de estabilidad orbital y se profundiza en el estudio de las órbitas de Lissajous. De manera complementaria, se propone la simulación de una ruta de comunicación entre una base terrestre, un satélite en un punto de Lagrange y una base lunar utilizando el software Ansys STK (Systems Toolkit), con el objetivo de analizar la viabilidad y eficacia de esta configuración. Los resultados de la simulación se utilizan para informar sobre la selección óptima de la ubicación del satélite y mejorar la planificación de futuras misiones de exploración lunar.

Palabras Clave: comunicación satelital; puntos de Lagrange; exploración lunar; optimización; STK.



# ABSTRACT

This document examines the optimization of satellite communication between Earth and the Moon through the utilization of Lagrange points. An initial review about the state of the art in lunar exploration and Earth-Moon communication systems is conducted, highlighting the recent technological advances and areas of interest for future missions. Additionally, it explores the theory of Lagrange points and their applicability in locating communication satellites between Earth and the Moon. The advantages and challenges of each Lagrange point in terms of orbital stability are discussed, and a detailed analysis of Lissajous orbits is carried out. Furthermore, it proposes the simulation of a communication route between an Earth base, a satellite placed at a L1, and a lunar base using the Ansys STK (Systems Toolkit) software, with the aim of analyzing the feasibility and effectiveness of this setup. The simulation results are used to guide the optimal selection of satellite location and enhance the planning of future lunar exploration missions.

Key Words: satellite communication; Lagrange points; lunar exploration; optimization; STK.



# ÍNDICE

## PARTE I: MEMORIA

### Capítulo 1: Planteamiento

1.1. Introducción.....	- 1 -
1.2. Motivación .....	- 2 -
1.3. Objetivos.....	- 2 -

### Capítulo 2: Contexto

2.1. Resumen Histórico.....	- 4 -
2.2. Incentivos a la Exploración: .....	- 5 -
2.3. Estado del Arte.....	- 6 -
2.3.1 Exploración Lunar:.....	- 6 -
2.3.2 Sistemas de Comunicación Tierra-Luna:.....	- 8 -

### Capítulo 3: Marco Teórico

3.1 Puntos de Lagrange .....	- 10 -
3.2. Estabilidad de los Puntos de Lagrange.....	- 13 -
3.3. Puntos de Lagrange del sistema Tierra – Luna .....	- 14 -
➤ L1 .....	- 14 -
➤ L2 .....	- 15 -
➤ L3 .....	- 15 -
➤ L4 .....	- 16 -
➤ L5 .....	- 16 -
3.4. Órbitas de Lissajous.....	- 17 -

### Capítulo 4: Análisis Práctico

4.1. Elección del Escenario.....	- 18 -
4.2. Desarrollo.....	- 19 -
4.2.1. Presentación del Software Trabajado (STK).....	- 19 -
Interfaz Inicial.....	- 20 -
Creación objetos del escenario.....	- 21 -
Condiciones del estudio.....	- 22 -



Parámetros de la Simulación.....	- 25 -
4.2.2. Realización de las Medidas .....	- 25 -
Primeras medidas .....	- 25 -
Segundas medidas.....	- 27 -
Terceras medidas .....	- 28 -
4.2.3. Análisis estacional .....	- 28 -
Resultados .....	- 29 -
Resultados .....	- 30 -
4.2.4. Estudio de pérdidas por propagación.....	- 30 -
1 <sup>er</sup> Escenario .....	- 31 -
2 <sup>o</sup> Escenario.....	- 31 -
Resultados .....	- 32 -

## Capítulo 5: Conclusiones

Conclusiones.....	- 33 -
-------------------	--------

## Capítulo 6: Bibliografía

Bibliografía.....	- 35 -
-------------------	--------

# PARTE II: PLIEGO DE CONDICIONES

## Capítulo 1: Especificaciones Técnicas

1.1. Equipos y Materiales.....	- 39 -
1.1.1. Hardware .....	- 39 -
1.1.2. Software.....	- 40 -
1.1.3. Conexión a internet .....	- 40 -
1.1.4. Conocimientos informáticos.....	- 40 -
1.1.5. Conocimientos previos .....	- 40 -
1.1.6. Condiciones de calidad .....	- 41 -

# PARTE III: PRESUPUESTO

1.1. Introducción .....	- 44 -
1.2. Costes del hardware.....	- 44 -

1.3. Costes del software.....	- 44 -
1.4. Costes totales.....	- 45 -

**ANEXO I: RELACIÓN DEL TRABAJO CON LOS OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE DE LA AGENDA 2030**

# SIGLARIO

CS – Comunicación Satelital

EE. UU. - Estados Unidos de América

ESA – European Space Agency

GB – GigaByte

GNSS – Global Navigation Satellite System

HW – Hardware

ISNA – Ingeniería de los Sistemas de Navegación Aérea

NASA – National Aeronautics and Space Administration

ODS – Objetivos de Desarrollo Sostenible

PL - Punto de Lagrange

PPLL – Puntos de Lagrange

STK – Satellite Tool Kit

SW – Software

UPV – Universidad Politécnica de Valencia

URSS – Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas

# ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1- Esquema de cuerpos en el espacio .....	- 10 -
Figura 2 – Cuerpo C (Satélite).....	- 11 -
Figura 3 – Esquema atracción gravitatoria I.....	- 11 -
Figura 4 - Esquema atracción gravitatoria II .....	- 12 -
Figura 5 – Esquema representación L1.....	- 12 -
Figura 6 – Representación de los Puntos de Lagrange en el Sistema Sol - Tierra.....	- 13 -
Figura 7 - Distancias de los Puntos de Lagrange Tierra Luna .....	- 17 -
Figura 8 - Interfaz STK (Systems Tool Kit) .....	- 20 -
Figura 9 - Ventana vista 3D: Tierra. ....	- 21 -
Figura 10 - Ventana vista 3D: Satélite L1_1st. ....	- 21 -
Figura 11 - Ventana vista 3D: Satélite geoestacionario.....	- 22 -
Figura 12 - Ventana vista 3D: Luna. ....	- 22 -
Figura 13 - Ventana de Astrogator. ....	- 23 -
Figura 14 - Ventana vista 3D: Órbita de Lissajous en torno a L1.....	- 23 -
Figura 15 - Ventana vista 3D: Trayectoria Satélite.....	- 24 -
Figura 16 - Ventana vista 3D: Plano Imaginario de órbita L1. ....	- 24 -
Figura 17 - Ventana vista 3D: Vista general 1ª medida.....	- 26 -
Figura 18 - Ejemplo de informe de accesibilidad: L1_1st – Moon. ....	- 26 -
Figura 19 - Ventana vista 3D: Vista general 2ª medida.....	- 27 -
Figura 20 – Ventana vista 3D: Órbita del satélite Geoestacionario .....	- 28 -

# ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 1 - Accesos simulación "A" .....	- 26 -
TABLA 2 - Accesos simulación "B" .....	- 27 -
TABLA 3 - Accesos Simulación "C" .....	- 28 -
TABLA 4 - Cobertura Estacional – Solsticio de Invierno.....	- 29 -
TABLA 5 - Cobertura Estacional – Equinoccio de Otoño. ....	- 30 -
TABLA 6 - Distancias 1er escenario.....	- 31 -
TABLA 7 - Distancias 2o escenario.....	- 32 -
TABLA 8 - Resumen de distancias de escenarios.....	- 32 -



*PARTE I*

*MEMORIA*

# CAPÍTULO 1

## PLANTEAMIENTO

### 1.1. INTRODUCCIÓN

El desarrollo de la comunicación satelital entre la Tierra y la Luna presenta desafíos únicos y de vital importancia, especialmente en el contexto de la exploración espacial y la potencial colonización lunar. En este sentido, la optimización de esta comunicación es crucial para garantizar la eficiencia y fiabilidad de las operaciones espaciales. Así como la comunicación en la navegación aérea ha evolucionado hacia un enfoque basado en sistemas de navegación por satélite (GNSS), la comunicación entre la Tierra y la Luna también está experimentando una transición hacia métodos más avanzados y precisos.

Este trabajo se centra en el análisis y la optimización de la comunicación satelital entre la Tierra y la Luna mediante puntos de Lagrange, explorando tanto los fundamentos teóricos como las aplicaciones prácticas de esta forma de comunicación emergente. Al igual que el sistema de aumentación SBAS desempeña un papel crucial en mejorar la precisión y fiabilidad de los sistemas GNSS en la navegación aérea, se buscará identificar y evaluar las estrategias de mejora de la comunicación satelital en el contexto lunar.

Además de exponer los conceptos fundamentales involucrados en la comunicación satelital Tierra-Luna y explorar el estado actual de la tecnología, este estudio incluirá análisis detallados y, en su caso, simulaciones para ilustrar la viabilidad y eficacia de los puntos de Lagrange como puntos óptimos para la mejora de la comunicación espacial. Asimismo, se examinarán posibles desafíos y limitaciones que puedan surgir en la implementación de esta tecnología, así como las estrategias para superarlos.

A través de este trabajo, se espera contribuir al avance del conocimiento en el campo de la comunicación espacial y realizar aportaciones que puedan ser útiles para futuras misiones espaciales, tanto de exploración como de colonización lunar.



## 1.2. MOTIVACIÓN

Esta investigación se encuentra impulsada por una profunda motivación, arraigada en una experiencia académica enriquecedora: la asignatura de *Ingeniería de los Sistemas de Navegación Aérea II*, guiada por mi tutora, la respetada profesora Ana Vidal Pantaleoni. A través de esta asignatura, exploré la intrincada red de sistemas de navegación aérea, comprendiendo cómo su integración precisa y eficiente garantiza la seguridad y eficiencia del tráfico aéreo a nivel global.

Sin embargo, más allá del ámbito aeronáutico, esta experiencia avivó mi interés por explorar cómo los principios y tecnologías de la navegación pueden aplicarse en otros contextos, incluyendo la comunicación satelital. Así, nace el impulso de esta investigación, con el objetivo de explorar y optimizar la comunicación satelital entre la Tierra y la Luna mediante puntos de Lagrange.

Este trabajo no solo representa una oportunidad para explorar nuevas fronteras en la comunicación espacial, sino también para un reto personal donde abordar con amplias miras un tema tan candente como lo es la exploración espacial. Con dedicación y entusiasmo, este proyecto se convierte en un paso más hacia la comprensión y optimización de la comunicación satelital, con miras a un futuro de exploración y descubrimiento en el cosmos.

## 1.3. OBJETIVOS

La finalidad de este proyecto es plantear el estudio sobre la viabilidad de un sistema alternativo al método de comunicación satelital ordinario. Para ello, se tratará de:

1. Comprender la relevancia presente y futura de la comunicación satelital entre la Tierra y la Luna.
2. Analizar el estado actual de la tecnología y las metodologías empleadas en la comunicación espacial.
3. Evaluar la viabilidad y la eficacia de la utilización de puntos de Lagrange para optimizar la comunicación satelital Tierra-Luna.
4. Identificar posibles desafíos y limitaciones en la implementación de puntos de Lagrange en la comunicación espacial y proponer estrategias para superarlos.
5. Realizar simulaciones y estudios de caso para ilustrar la aplicación práctica de la optimización de la comunicación satelital mediante puntos de Lagrange.

6. Contribuir al avance del conocimiento en el campo de la ingeniería espacial y la comunicación satelital mediante la generación de nuevos conocimientos y la propuesta de soluciones innovadoras.
7. Proporcionar recomendaciones para futuras investigaciones y desarrollos tecnológicos en el ámbito de la comunicación espacial y la exploración lunar.

# CAPÍTULO 2

## CONTEXTO

### 2.1. RESUMEN HISTÓRICO

Durante milenios, la Luna ha sido objeto de fascinación para la humanidad, inspirando mitos, leyendas y observaciones detalladas desde tiempos inmemoriales. Desde las civilizaciones antiguas hasta los primeros astrónomos modernos, la curiosidad por entender su naturaleza y su influencia en la Tierra ha sido constante.

En el siglo XVII, el gran matemático, astrónomo e ingeniero Galileo Galilei realizó observaciones pioneras que desafiaron las concepciones previas sobre la Luna. Sus descubrimientos revelaron irregularidades en su superficie, contradiciendo la idea de que era una esfera perfecta y estableciendo un nuevo paradigma en el estudio del cosmos.

A medida que avanzaba el siglo XIX, se elaboraron importantes cartas lunares que permitieron cartografiar con mayor precisión la superficie lunar. Estos avances en la selenografía abrieron nuevas perspectivas sobre la geología y la topografía de nuestro satélite natural.

El siglo XX trajo consigo un cambio radical en la exploración lunar, impulsado en gran parte por la intensa rivalidad entre Estados Unidos y la Unión Soviética durante la Guerra Fría. La carrera espacial se convirtió en un campo de batalla simbólico y tecnológico, con ambas potencias compitiendo por ser las primeras en alcanzar la Luna. En 1969, Estados Unidos logró un hito histórico al poner al hombre en la Luna con la misión del Apolo 11, liderada por la NASA. Este logro no solo demostró el dominio tecnológico y científico de Estados Unidos, sino que también marcó el comienzo de una nueva era en la exploración espacial.

A medida que la Guerra Fría llegaba a su fin y se establecía una relativa paz entre las potencias mundiales, el enfoque en la exploración lunar disminuyó. Sin embargo, en las últimas décadas, ha habido un resurgimiento del interés por volver a la Luna. Varios países y empresas privadas han mostrado un renovado interés en las misiones lunares, impulsados por avances tecnológicos, el abaratamiento de costes y nuevas motivaciones científicas y comerciales.

## 2.2. INCENTIVOS A LA EXPLORACIÓN:

En los últimos años, hemos sido testigos de un cambio significativo en la perspectiva global hacia la exploración lunar. Varios países han logrado desarrollar agencias espaciales de vanguardia, aprovechando los avances tecnológicos y la reducción de costes para concebir nuevos proyectos de exploración lunar tripulada. Las motivaciones detrás de esta carrera hacia la Luna son diversas y variadas para cada nación, reflejando distintos enfoques y objetivos de desarrollo:

- **Helio III:** Uno de los objetivos de la exploración lunar es la búsqueda de recursos valiosos, y el Helio-3 es uno de los más prometedores. Este isótopo es un recurso potencialmente abundante en la Luna y se cree que podría ser una fuente de energía limpia y eficiente en la Tierra. La extracción y el transporte de Helio-3 desde la Luna a la Tierra podría revolucionar la industria energética y proporcionar una solución sostenible a la demanda de energía a largo plazo [1].
- **Comunicaciones:** Mejorar los sistemas de comunicación entre la Tierra y la Luna es crucial para facilitar la exploración y la actividad humana en nuestro satélite natural. Esto incluye el desarrollo de tecnologías de transmisión de datos más rápidas y confiables, así como la implementación de infraestructuras de comunicación satelital más avanzadas. Una comunicación eficiente es fundamental para la coordinación de misiones espaciales, la transferencia de datos científicos y la seguridad de los astronautas.
- **Supremacía:** Para algunos países, la exploración lunar se ha convertido en una carrera por la supremacía tecnológica y espacial. Estar a la vanguardia en la exploración lunar no solo conlleva prestigio internacional, sino también ventajas estratégicas y comerciales. La capacidad de liderar y dominar la exploración lunar puede influir en la posición geopolítica y en la capacidad de influir en futuras decisiones espaciales.
- **Metales raros:** La Luna alberga una gran variedad de recursos naturales, incluyendo metales raros y minerales preciosos. La exploración lunar busca identificar y extraer estos recursos, que podrían ser utilizados en aplicaciones tecnológicas avanzadas en la Tierra. La disponibilidad de metales raros en la Luna podría reducir la dependencia de la Tierra de fuentes terrestres y abrir nuevas oportunidades en la industria de alta tecnología.
- **Viajes espaciales de bajo coste:** Uno de los objetivos a largo plazo de la exploración lunar es hacer que los viajes espaciales sean más accesibles y

económicos. La Luna podría servir como una plataforma de lanzamiento y abastecimiento para misiones espaciales más allá del sistema solar. La reducción de costes asociados con el transporte espacial abriría nuevas oportunidades para la exploración y la colonización del espacio.

- **Turismo Espacial:** La Luna también podría convertirse en un destino turístico para aquellos que desean experimentar la gravedad lunar y contemplar la Tierra desde una perspectiva única. La industria del turismo espacial está en auge y la Luna podría ser el próximo destino emocionante para viajeros aventureros. El desarrollo de infraestructuras turísticas en la Luna podría generar nuevas fuentes de ingresos y abrir nuevas oportunidades económicas.

## 2.3. ESTADO DEL ARTE

Después de examinar los objetivos que motivan a las naciones a dirigir su mirada hacia la Luna, es esencial revisar el estado actual de la exploración lunar y los sistemas de comunicación Tierra-Luna. En las últimas décadas, este campo ha experimentado avances significativos, impulsados por un renovado interés en la exploración del espacio y los rápidos progresos tecnológicos:

### 2.3.1 EXPLORACIÓN LUNAR:

- Renacimiento de la exploración: Desde la última misión tripulada a la Luna en 1972, el interés por la exploración lunar ha resurgido con iniciativas tanto gubernamentales como privadas. Entre ellos programas espaciales como:

- **Artemis (NASA, EEUU):** Artemis planea llevar a la primera mujer y al próximo hombre al polo sur lunar para el 2024. Este hito no solo busca demostrar la capacidad técnica de los Estados Unidos en el espacio, sino también inspirar una nueva generación de exploradores y científicos.

A diferencia del programa Apolo, Artemis no se limita a misiones de corta duración. La NASA pretende establecer una presencia humana sostenible en la Luna para el final de la década, con el objetivo de utilizar la Luna como un campo de pruebas para las tecnologías y sistemas necesarios para la futura exploración de Marte.

Artemis fomenta la cooperación internacional y la colaboración con la industria privada. A través de asociaciones con agencias espaciales de otros países y empresas comerciales, la NASA busca desarrollar las tecnologías y capacidades necesarias para la exploración lunar y, eventualmente, marciana. [2]

- **Chang'e (CNSA, China):** El programa Chang'e ha consolidado a China como un actor principal en la exploración lunar. Sus logros han demostrado la capacidad técnica y la ambición de la CNSA, y han contribuido significativamente al conocimiento global sobre la Luna. La cooperación internacional también es una parte clave del programa, con colaboraciones en el Chang'e 4 con países como Alemania, Suecia y Arabia Saudita.

A largo plazo, China planea establecer una base lunar internacional de investigación científica en la década de 2030, en colaboración con socios globales. Esto no solo permitiría una presencia humana sostenida en la Luna, sino que también serviría como un trampolín para la exploración humana de Marte y más allá. [3] [4]

- Avances tecnológicos: El desarrollo de nuevas tecnologías, como cohetes reutilizables, sistemas de aterrizaje lunar avanzados y vehículos espaciales tripulados, ha permitido un acceso más económico y seguro a la Luna. Entre estos avances se encuentran:

#### **Cohetes de Alta Potencia:**

- **Space Launch System (SLS):** Desarrollado por la NASA, el SLS es el cohete más potente jamás construido y está diseñado para llevar a los astronautas al espacio profundo. Capaz de transportar grandes cargas útiles, el SLS es crucial para las misiones Artemis. [5]
- **Falcon Heavy y Starship:** SpaceX ha revolucionado el transporte espacial con el Falcon Heavy y está desarrollando Starship, un vehículo totalmente reutilizable que promete reducir drásticamente los costos de lanzamiento y aumentar la capacidad de carga útil. [6] [7]

#### **Sistemas de Navegación Avanzados:**

- **Autonomous Landing and Hazard Avoidance Technology (ALHAT):** Utilizada por la NASA, esta tecnología permite a las naves espaciales aterrizar con precisión y evitar peligros en la superficie lunar, aumentando la seguridad de las misiones tripuladas y no tripuladas. [8]

#### **Hábitats Inflables y Modulares:**

- **Lunar Gateway:** Parte del programa Artemis, el Gateway será una estación espacial en órbita lunar que servirá como centro de operaciones para misiones a la superficie lunar y más allá. Este módulo está diseñado para ser ampliable y sostenible. [9]
- **Habs Modulares:** Empresas como Bigelow Aerospace están desarrollando hábitats inflables que pueden ser transportados de manera compacta y expandirse en el espacio, proporcionando alojamiento y laboratorios para astronautas. [10]

### **Sistemas de Energía Solar y Nuclear:**

- ***Kilopower:*** Un pequeño reactor nuclear desarrollado por la NASA para proporcionar energía continua en la Luna, especialmente en las regiones polares donde la luz solar puede ser limitada. [11]
- ***Paneles Solares Avanzados:*** Diseñados para ser más eficientes y duraderos, capaces de soportar las condiciones extremas de la superficie lunar.

Estos avances tecnológicos no solo están impulsando las capacidades de las misiones actuales y futuras a la Luna, sino que también están estableciendo las bases para la exploración humana de Marte y otros destinos del espacio profundo. La integración de nuevas tecnologías, como la inteligencia artificial y la realidad aumentada, promete mejorar aún más la eficiencia y la seguridad de las misiones espaciales.

### **2.3.2 SISTEMAS DE COMUNICACIÓN TIERRA-LUNA:**

#### **Red de Espacio Profundo (DSN)**

La Red de Espacio Profundo (Deep Space Network, DSN) de la NASA es una red internacional de antenas gigantes que soportan las misiones interplanetarias. La DSN consta de tres complejos de antenas situados en California (EE. UU.), Madrid (España) y Canberra (Australia), proporcionando cobertura casi continua para las misiones espaciales.

Estas antenas son capaces de enviar y recibir señales de radio a distancias muy largas, utilizando frecuencias de banda S y X para comunicaciones convencionales y bandas Ka para datos de alta velocidad. La DSN ofrece capacidades de alta sensibilidad y capacidad de transmisión de datos a grandes distancias, esenciales para las misiones lunares. [12]

#### **Innovaciones en la comunicación óptica**

Se han propuesto y desarrollado sistemas de comunicación óptica, que utilizan haces de luz láser en lugar de ondas de radio para transmitir datos. Estos sistemas ofrecen ventajas potenciales en términos de velocidad de transmisión y ancho de banda, aunque pueden verse afectados por condiciones atmosféricas y la precisión del apuntamiento. Existen casos de éxito como:

- ***Lunar Laser Communication Demonstration (LLCD):*** Esta demostración de la NASA en 2013 mostró con éxito la viabilidad de la comunicación láser entre la Luna y la Tierra, logrando una velocidad de datos de 622 Mbps, que es mucho más alta que las comunicaciones por radiofrecuencia tradicionales. [13]

#### **Uso de puntos de Lagrange**

Los puntos de Lagrange se han identificado como ubicaciones estratégicas para colocar satélites de comunicación que faciliten la comunicación entre la Tierra y la Luna. Esta

opción ofrece ventajas en términos de estabilidad orbital y continuidad de la señal, aunque aún está en una etapa temprana de desarrollo y exploración:

- **Observatorio Espacial James Webb (JWST):** Orbitando en torno a L2 del sistema Tierra-Sol; proporciona una ubicación ideal para observaciones astronómicas con una mínima interferencia de la Tierra y el Sol. [14]
- **Misión Gaia de la ESA:** También ubicada en L2 (Sistema Sol - Tierra), mapea la posición y movimiento de estrellas con gran precisión. [15]



## CAPÍTULO 3

# MARCO TEÓRICO

### 3.1 PUNTOS DE LAGRANGE

Cuando se establece un sistema en el espacio compuesto por dos cuerpos (denominados "A" y "B") con masas diferentes ( $m_A > m_B$ ), cada uno de ellos generará su propio campo gravitatorio.

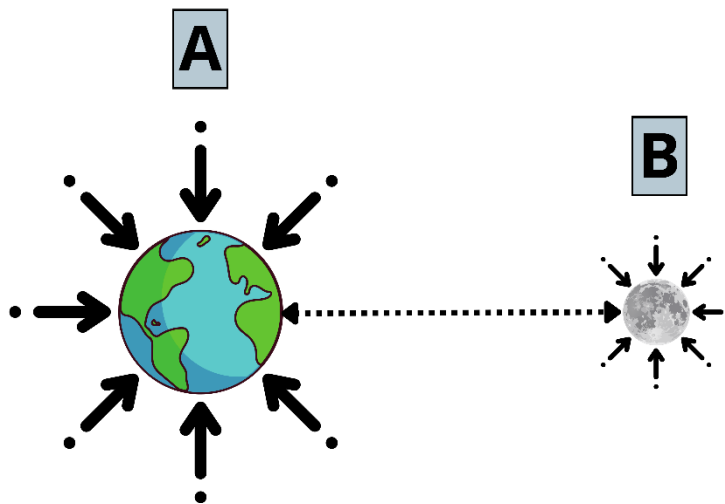


FIGURA 1- ESQUEMA DE CUERPOS EN EL ESPACIO

Al introducir un tercer cuerpo (llamado "C") que se ve influenciado por los campos gravitatorios de "A" y "B", podemos observar tres resultados posibles:

C



FIGURA 2 - CUERPO C (SATÉLITE)

En primer lugar, el objeto "C" puede ser atraído por el cuerpo "A" si el campo gravitatorio de este último ejerce una mayor influencia en el punto del espacio donde se encuentra "C" que el campo gravitatorio de "B":

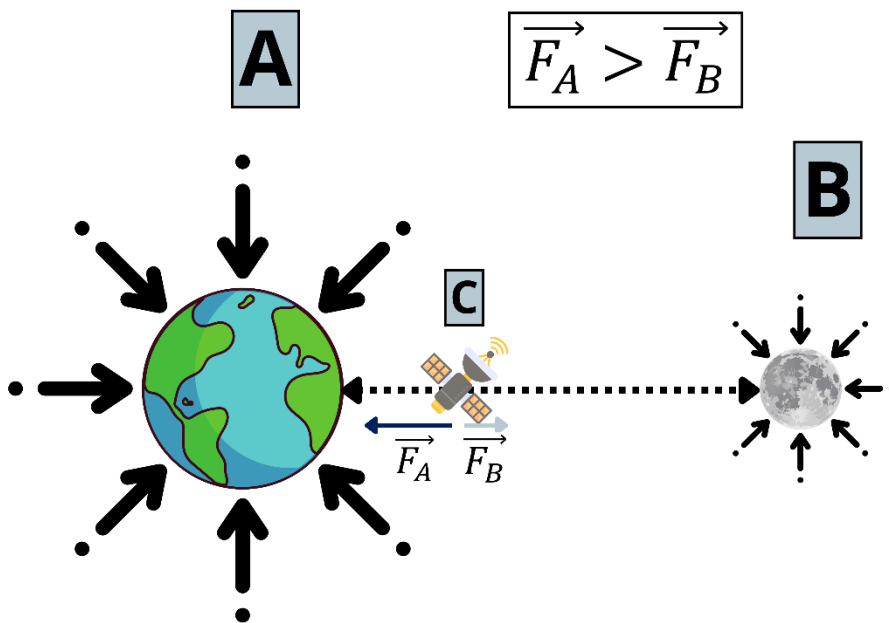


FIGURA 3 - ESQUEMA ATRACCIÓN GRAVITATORIA I

En un segundo escenario, "B" podría ejercer una mayor influencia sobre "C", resultando en una atracción más fuerte que la generada por "A":

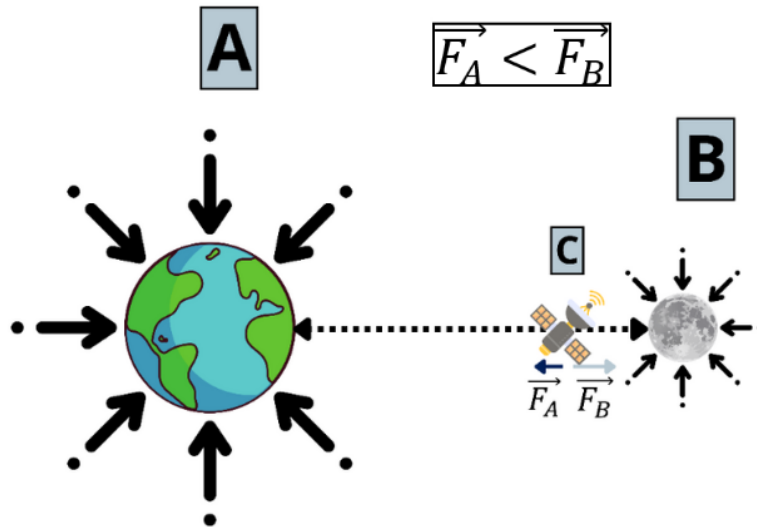


FIGURA 4 - ESQUEMA ATRACCIÓN GRAVITATORIA II

Por último, es posible que los campos gravitatorios de "A" y "B" se contrarresten, manteniendo a "C" estacionario en el espacio sin ser atraído ni por "A" ni por "B". Este punto donde se anulan las fuerzas gravitacionales se conoce como "L1" y es uno de los cinco puntos con estas características formados en un sistema de tres cuerpos. Cada uno de estos puntos, donde las fuerzas externas sobre el cuerpo se anulan, se denomina "Punto de Lagrange" (PL), en honor al célebre matemático del siglo XVIII que estudió el "Problema de los Tres Cuerpos".

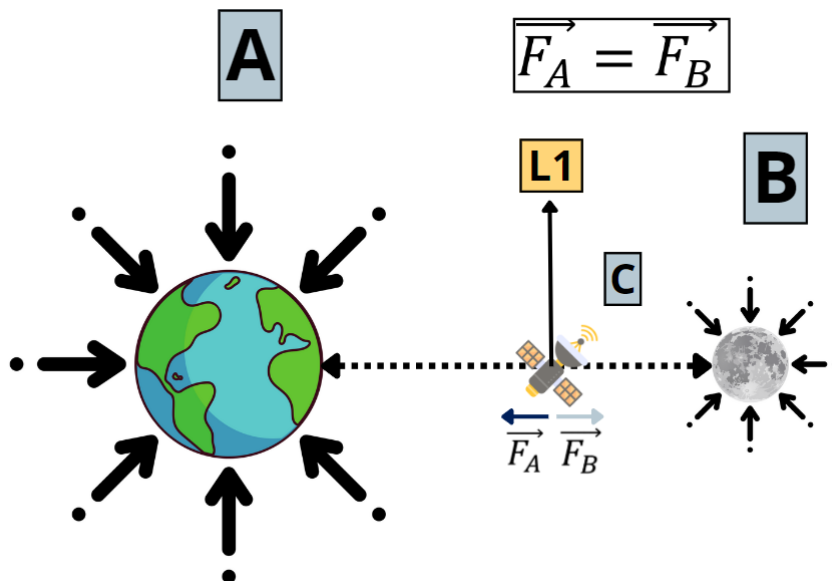


FIGURA 5 - ESQUEMA REPRESENTACIÓN L1

Aunque es el más intuitivo de todos, L1 no es el único PL que se encuentra en este tipo de sistemas; a este se suman otros 4 PL denominados “L2”, “L3”, “L4” y “L5”, cada uno de ellos definido en el espacio de manera concreta y con una serie de características que lo hacen propicio para ciertas aplicaciones concretas:

- “L2” es el PL que se encuentra en la parte externa del cuerpo de menor masa (en este caso “B”), y se define como el punto en el espacio en el que se contrarrestan las fuerzas gravitatorias producidas tanto por “A” como por “B” en “C” con la fuerza centrífuga causada por el movimiento orbital de “C” sobre “B”.
- “L3” es análogo a “L2”, pero en este caso se concreta como el PL que se encuentra en la parte externa del cuerpo de mayor masa (en este caso “A”), y se define como el punto en el espacio en el que se contrarrestan las fuerzas gravitatorias producidas tanto por “A” como por “B” en “C” con la fuerza centrífuga causada por el movimiento orbital de “C” sobre “A”.<sup>6</sup>
- Por último, los puntos “L4” y “L5” se definen de manera análoga.

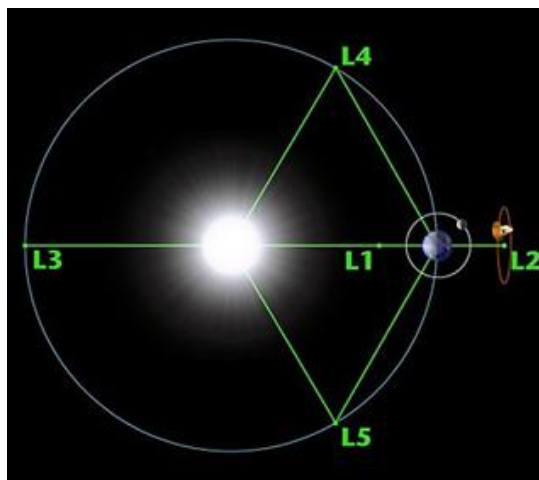


FIGURA 6 - REPRESENTACIÓN DE LOS PUNTOS DE LAGRANGE EN EL SISTEMA SOL - TIERRA[16]

### 3.2. ESTABILIDAD DE LOS PUNTOS DE LAGRANGE

Los primeros tres puntos de Lagrange son técnicamente estables solo en el plano perpendicular a la línea entre los dos cuerpos. Esto se puede entender mejor al considerar el punto L1.

Si una masa de prueba se desplaza perpendicularmente desde la línea central, sentirá una fuerza que la atrae hacia el punto de equilibrio. Esto se debe a que las componentes laterales de la gravedad de las dos masas se suman para producir esta fuerza, mientras que las componentes a lo largo del eje se anulan. Sin embargo, si un objeto situado en el

punto L1 se mueve hacia una de las masas, la atracción gravitatoria que siente por esa masa sería mayor, lo que lo atraería hacia ella (este modelo es similar al de la fuerza de marea).

Aunque los puntos L1, L2 y L3 son nominalmente inestables, es posible encontrar órbitas periódicas estables alrededor de estos puntos, al menos en el problema restringido de los tres cuerpos. Estas órbitas, denominadas órbitas "halo", no existen en un sistema dinámico de "n" cuerpos como el sistema solar. Sin embargo, existen las órbitas cuasi-periódicas de Lissajous, que se han utilizado en todas las misiones espaciales a los puntos de libración. Aunque estas órbitas no son perfectamente estables, un esfuerzo relativamente modesto puede mantenerlas en la órbita de Lissajous durante un largo período de tiempo [17].

En contraste con la inestabilidad de los puntos colineales, los puntos triangulares (L4 y L5) tienen un equilibrio estable (llamado atractor), siempre que la razón de las masas  $M1/M2$  sea  $> 24.96$ . Este es el caso para los sistemas Sol/Tierra y Tierra/Luna, aunque con un margen menor en el último caso. Cuando un cuerpo en estos puntos es perturbado y se aleja del punto, actúa un efecto Coriolis que lo devuelve al punto.

### 3.3. PUNTOS DE LAGRANGE DEL SISTEMA TIERRA – LUNA

Los puntos de Lagrange del sistema Tierra-Luna, como en cualquier sistema de tres cuerpos, son ubicaciones específicas en el espacio donde las fuerzas gravitacionales de los dos cuerpos y la fuerza centrífuga se equilibran. Estos puntos ofrecen ubicaciones únicas para diversas aplicaciones espaciales, cada una con sus ventajas y desventajas. A continuación, se describen las características específicas de los cinco puntos de Lagrange (L1, L2, L3, L4 y L5) en el sistema Tierra-Luna:

#### ➤ L1

**Ubicación:** Entre la Tierra y la Luna, a aproximadamente 323,000 km de la Tierra y 61,000 km de la Luna.

#### **Ventajas:**

- **Comunicaciones Continuas:** Permite una línea de comunicación directa y continua entre la Tierra y las misiones lunares, lo que es crucial para el monitoreo en tiempo real.
- **Monitoreo Solar:** Ideal para colocar satélites que monitorean el viento y las tormentas solares antes de que lleguen a la Tierra.
- **Transferencias Eficientes:** Actúa como un buen punto de transferencia para naves que viajan entre la Tierra y la Luna.

### Desventajas:

- **Estabilidad Limitada:** Requiere correcciones orbitales frecuentes para mantener la posición debido a la inestabilidad inherente del punto.
- **Energía:** La energía solar disponible puede ser variable debido a las sombras proyectadas por la Tierra y la Luna.

#### ➤ L2

**Ubicación:** Más allá de la Luna, en la línea que conecta la Tierra y la Luna, a aproximadamente 448,000 km de la Tierra.

### Ventajas:

- **Vista Despejada del Espacio Profundo:** Excelente para telescopios y observatorios espaciales debido a la mínima interferencia de la Tierra y la Luna.
- **Estabilidad Relativa:** Menos correcciones necesarias en comparación con L1, aunque aún requiere mantenimiento.

### Desventajas:

- **Retardo de Comunicación:** Comunicación con la Tierra puede tener un retardo significativo debido a la distancia mayor.
- **Pérdida de Visibilidad Directa:** No tiene línea de vista directa con la Tierra, lo que puede complicar las comunicaciones y el control de las misiones sin un satélite de retransmisión.

#### ➤ L3

**Ubicación:** En la línea de la Tierra y la Luna, pero en el lado opuesto de la Tierra, a la misma distancia que la Tierra-Luna.

### Ventajas:

- **Privacidad de Operaciones:** Permite realizar operaciones lejos de la observación directa desde la Tierra.

### Desventajas:

- **Poca Utilidad Práctica:** Generalmente no utilizado debido a la inestabilidad y la falta de ventajas significativas.
- **Difícil Acceso y Comunicación:** Complicado para comunicaciones y acceso debido a la posición detrás de la Tierra.

➤ L4

**Ubicación:** Forma un triángulo equilátero con la Tierra y la Luna, adelantado en la órbita lunar.

**Ventajas:**

- **Estabilidad Natural:** Es un punto de equilibrio estable donde los objetos pueden permanecer con relativamente pocas correcciones.
- **Observación de la Tierra y la Luna:** Buena ubicación para estaciones de monitoreo y observación del sistema Tierra-Luna.

**Desventajas:**

- **Mayor Distancia de la Luna:** La distancia es considerablemente mayor que la de los puntos L1 y L2, lo que puede complicar el acceso y las comunicaciones.
- **Límite de Energía Solar:** La energía solar puede ser intermitente debido a las sombras y la orientación relativa a la Tierra y la Luna.

➤ L5

**Ubicación:** Forma un triángulo equilátero con la Tierra y la Luna, retrasado en la órbita lunar.

**Ventajas:**

- **Estabilidad Natural:** Al igual que L4, es un punto estable, ideal para misiones de larga duración.
- **Mismas Ventajas que L4:** Comparte la mayoría de las ventajas de L4 en términos de observación y estabilidad.

**Desventajas:**

- **Similares a L4:** Las mismas desventajas que L4 en términos de distancia y energía solar aplican aquí.

**Desafíos Generales:**

- **Corrección de Órbita:** Todos los puntos, aunque algunos más que otros, requieren sistemas de propulsión para correcciones orbitales.
- **Interferencias y Energía:** Las variaciones en la disponibilidad de energía solar y las interferencias potenciales de sombras son consideraciones cruciales para la colocación de naves y equipos en estos puntos.

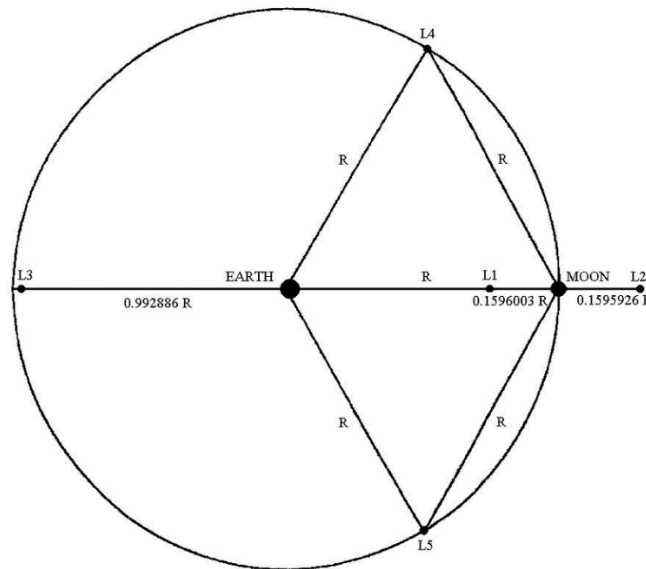


FIGURA 7 - DISTANCIAS DE LOS PUNTOS DE LAGRANGE TIERRA LUNA [18]

### 3.4. ÓRBITAS DE LISSAJOUS

Las órbitas de Lissajous son órbitas especiales que resultan de la interacción gravitatoria entre dos cuerpos celestes, en este caso, la Tierra y la Luna, cuando un tercer cuerpo, como un satélite, es influenciado por sus campos gravitatorios combinados. Estas órbitas son periódicas y estables, y no se encuentran en un sistema de n-cuerpos como el sistema solar, pero son posibles en sistemas restringidos de tres cuerpos como el sistema Tierra-Luna.

Son el resultado de la combinación de la atracción gravitatoria de los dos cuerpos primarios (Tierra y Luna) y la fuerza centrífuga que actúa sobre el tercer cuerpo (satélite). En el caso del punto de Lagrange L1, las órbitas de Lissajous pueden permitir que un satélite mantenga una posición relativamente estable en relación con el punto L1 mientras orbita alrededor de él.

Estas órbitas pueden ser útiles para misiones espaciales que requieran mantener una posición específica en relación con el punto L1, como, por ejemplo, para servir como un punto de comunicaciones o como plataforma de observación astronómica.

Es importante tener en cuenta que, aunque las órbitas de Lissajous son estables, pueden requerir ajustes periódicos para mantener la posición deseada debido a perturbaciones gravitatorias y no gravitatorias en el sistema. Sin embargo, estas órbitas pueden ser una opción efectiva para mantener la posición relativa de un satélite en el punto de Lagrange L1 durante períodos prolongados. [17]



# CAPÍTULO 4

## ANÁLISIS PRÁCTICO

### 4.1. ELECCIÓN DEL ESCENARIO

El objetivo del análisis es el de comprobar si la implementación de satélites en los PL, produce una mejora en la comunicación entre la Tierra y la Luna

La ruta a realizar será: Base terrestre (UPV) – Satélite posicionado en L1 – Base Lunar ubicada en el Polo Norte.

La base terrestre se va a ubicar en la localización geográfica real de la UPV para aportar realismo y especificidad al proyecto.

El satélite de comunicaciones se va a ubicar en L1 debido a varias ventajas con respecto al resto de PL:

- *Ubicación estratégica:* El punto L1 está ubicado en la línea recta que une la Tierra y la Luna, lo que proporciona una posición central entre ambos cuerpos celestes. Esta ubicación estratégica facilita la comunicación bidireccional entre la Tierra y la Luna sin la necesidad de sortear obstáculos adicionales.
- *Conexión directa:* Al estar ubicado entre la Tierra y la Luna, el punto L1 permite establecer una conexión directa y sin obstrucciones entre la base de comunicaciones en la Tierra y el satélite en el punto de Lagrange. Esto garantiza una comunicación constante y confiable.
- *Menor tiempo de latencia:* Debido a su posición cercana a la Tierra, el punto L1 permite una comunicación con menor tiempo de latencia en comparación con otros puntos de Lagrange o con una base de comunicaciones en la Luna. Esto es especialmente importante para aplicaciones que requieren una

comunicación en tiempo real, como misiones espaciales tripuladas o el control de vehículos robóticos en la Luna.

- *Relativa estabilidad orbital:* Aunque el punto L1 no es completamente estable, las correcciones necesarias para mantener un satélite en su lugar pueden ser gestionadas y planificadas. La relativa estabilidad orbital del punto L1 permite mantener una posición fija y constante en relación con la Tierra y la Luna, lo que facilita la comunicación a largo plazo.

La base lunar se va a ubicar en una región de alta elevación cercana al Polo Norte.

- La ubicación cercana al polo es un área de gran interés ya que, tanto el Polo Norte como el Polo Sur, cuenta con la presencia de cráteres permanentemente oscuros. Estos cráteres pueden contener agua en forma de hielo y otros elementos volátiles que podrían ser utilizados como recursos para soporte vital y combustible [19].
- Por otro lado, una ubicación con una alta elevación permite evitar las potenciales interferencias que puede causar el relieve de la superficie lunar.
- El Polo Norte resulta más atractivo para nuestra misión debido a la inclinación axial de la Luna. Esta inclinación axial tiene un impacto significativo en la distribución de la luz solar. Más importante aún, la inclinación axial de la Luna mejora la visibilidad de la Tierra desde el Polo Norte. Esta mayor visibilidad es fundamental para la comunicación con el satélite ubicado en el punto de Lagrange L1 del sistema Tierra-Luna. Una visibilidad más constante y directa con la Tierra significa que las señales de comunicación pueden ser transmitidas y recibidas de manera más eficiente y con menos interrupciones. La inclinación de la luna facilita que el Polo Norte mantenga una línea de vista más directa y prolongada con la Tierra, reduciendo las sombras y las obstrucciones que podrían interferir con las comunicaciones.

## 4.2 DESARROLLO

### 4.2.1 PRESENTACIÓN DEL SOFTWARE TRABAJADO (STK)

Ansys Systems Tool Kit (STK) es un software desarrollado por AGI (Ansys Government Initiatives) que permite el desarrollo de complejas simulaciones y modelos en tres dimensiones.

El software presenta un gran abanico de herramientas completas y variadas para la realización de todo tipo de análisis. En este trabajo en concreto se va a usar la funcionalidad “Astrogator”, pensada para diseñar trayectorias de aeronaves espaciales y calcular los parámetros asociados a las mismas.

## INTERFAZ INICIAL

Al iniciar el programa con un escenario estándar obtenemos la siguiente vista con distintas secciones:

Menú de Objetos: Aquí aparecen los objetos presentes en el escenario. Todos aquellos nuevos objetos que se creen irán apareciendo en esta sección.

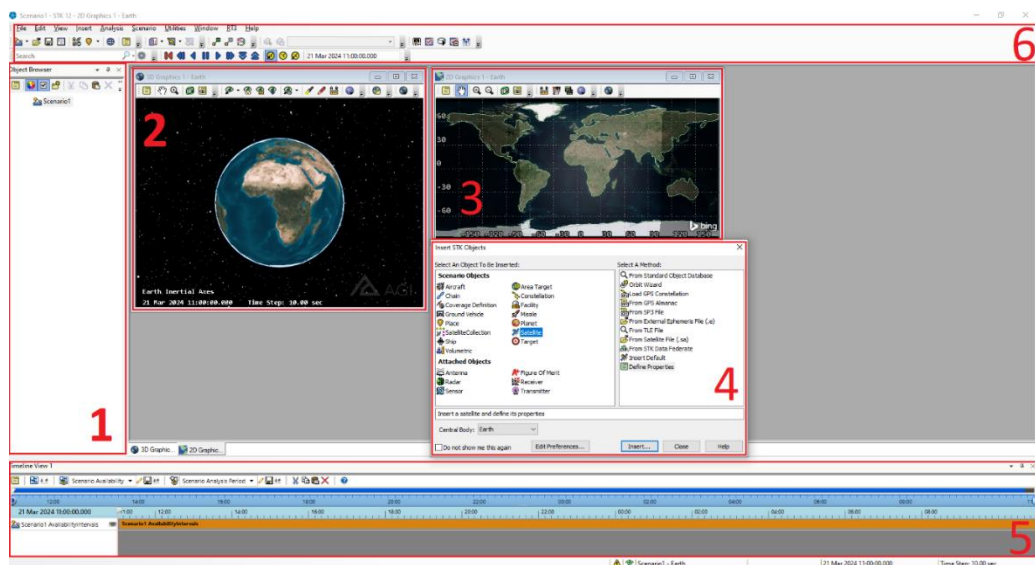


FIGURA 8 - INTERFAZ STK (SYSTEMS TOOL KIT)

1. Ventana 3D: Consiste en una vista en tres dimensiones del cuerpo celeste que se seleccione.
2. Ventana 2D: Consiste en una vista en dos dimensiones del cuerpo celeste que se seleccione. A su vez cuenta con una cuadrícula para representar las medidas de latitud y longitud en el cuerpo seleccionado.
3. Menú de creación de objetos: Esta ventana muestra los distintos objetos que se pueden insertar en nuestro escenario (vehículos, satélites, misiles, bases, ...). Estos objetos principales se pueden complementar con otros complementarios para realizar un análisis más exhaustivo (Antenas, radares, sensores, ...).

4. Línea de tiempo: En esta sección se representan los eventos que ocurren a lo largo de la duración del escenario.
5. Barra de Herramientas: En esta parte de la interfaz aparecen las diferentes herramientas con las que podemos interactuar en el escenario. Entre ellas están las propiedades generales, gráficos, reportes, etc.

#### CREACIÓN OBJETOS DEL ESCENARIO

Lo primero que se debe hacer es crear los objetos que van a componer el escenario:

- Base terrestre (UPV): Creamos una base terrestre usando las coordenadas oficiales del Campus de Vera de la UPV:  $39^{\circ} 28' 56.53''$  N,  $0^{\circ} 20' 36.88''$  W. Este punto va a ser el que se usará de referencia para las comunicaciones con los satélites y la luna.



FIGURA 9 - VENTANA VISTA 3D: TIERRA.

- Satélite L1: Se crea un satélite de comunicaciones estándar que se posiciona en órbita en torno a L1.

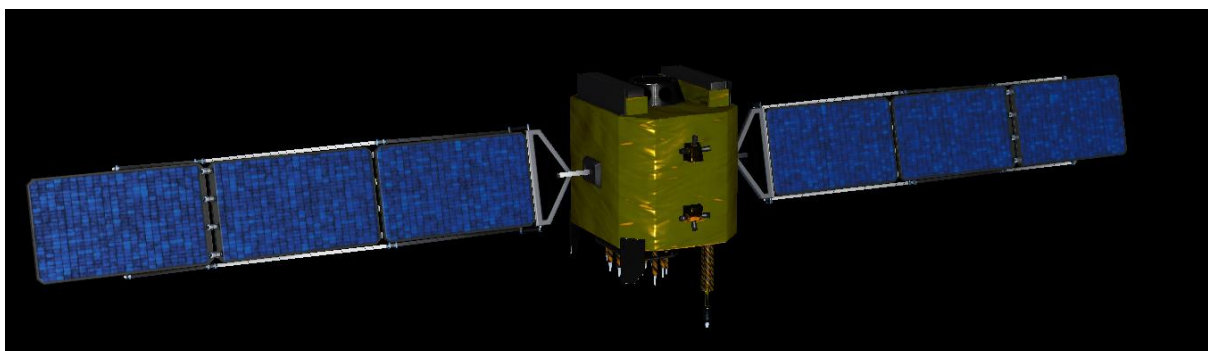


FIGURA 10 - VENTANA VISTA 3D: SATÉLITE L1\_1ST.

- Satélite L1': Satélite idéntico a “Satélite L1” utilizado para el segundo estudio.
- Satélite GEO: Satélite geoestacionario utilizado para el tercer estudio, situado a una altitud aproximada de 35786 km sobre el ecuador.

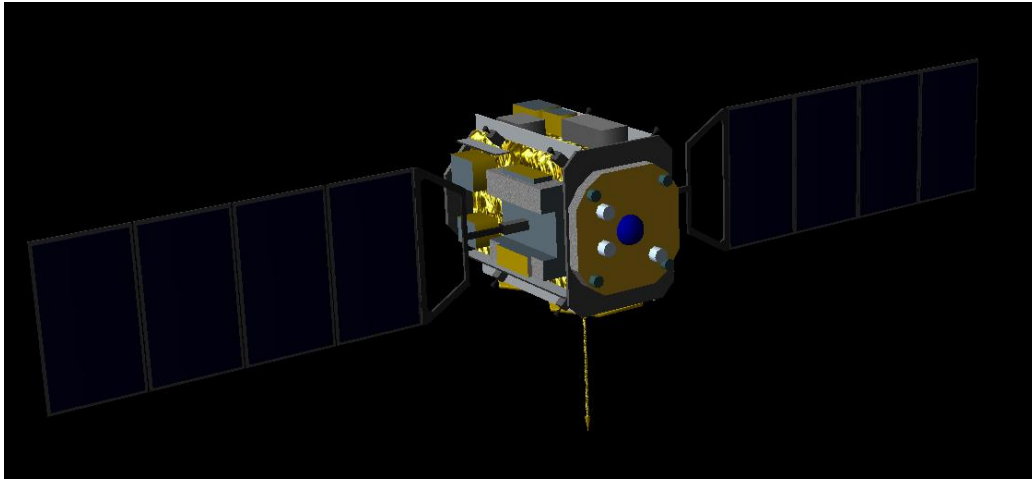


FIGURA 11 - VENTANA VISTA 3D: SATÉLITE GEOESTACIONARIO.

- Base lunar (Polo Norte): Como se ha definido en el propósito de la misión, la base lunar se establece en el polo norte del astro (Latitud:  $90^\circ$ ).



FIGURA 12 - VENTANA VISTA 3D: LUNA.

#### CONDICIONES DEL ESTUDIO

El estudio de la comunicación se va a realizar una vez el satélite se encuentra en órbita en torno a L1. La comunicación durante la fase de transición (entre el despegue y la entrada en órbita), se va a obviar ya que no es la misión principal del estudio.

## “Análisis sobre la comunicación satelital Tierra-Luna mediante puntos de Lagrange”

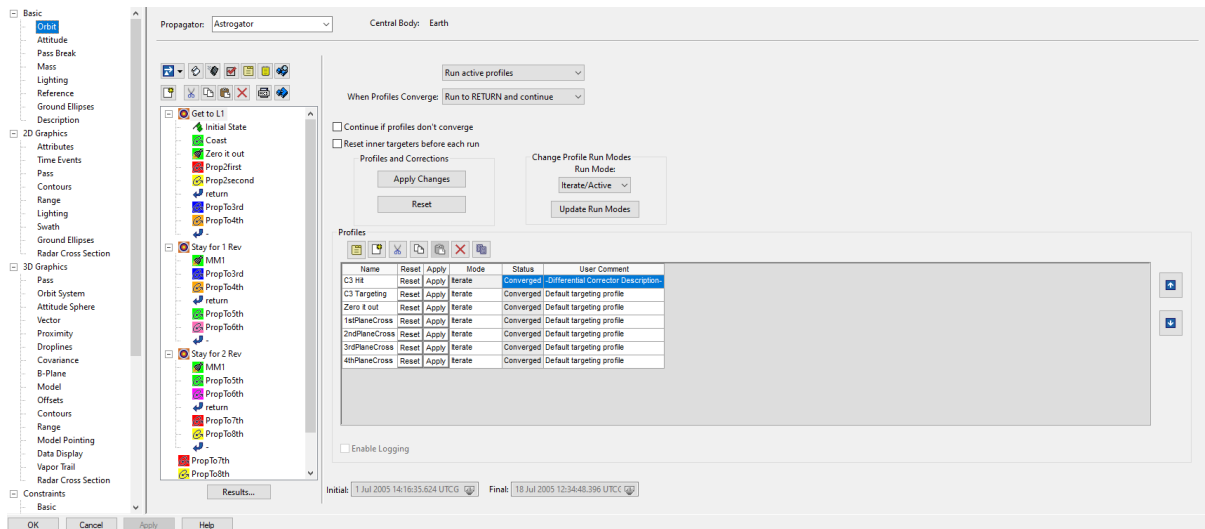


FIGURA 13 - VENTANA DE ASTROGATOR.

Como se ha comentado anteriormente, con la funcionalidad “Astrogator” realizamos la secuencia necesaria para mandar el satélite a orbitar el punto L1.

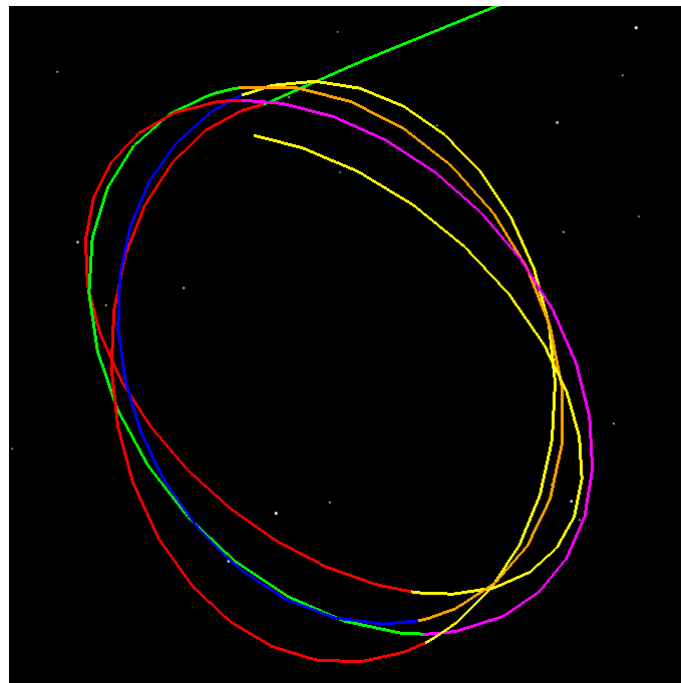


FIGURA 14 - VENTANA VISTA 3D: ÓRBITA DE LISSAJOUS EN TORNO A L1.

Una vez el satélite esté en órbita se tienen que ir realizando modificaciones para poder mantenerlo en la misma de manera estable debido a que, como se ha explicado previamente, el punto L1 es un punto inestable y tiende a caer hacia uno de los dos cuerpos del sistema si no se realizan pequeñas rectificaciones periódicas.

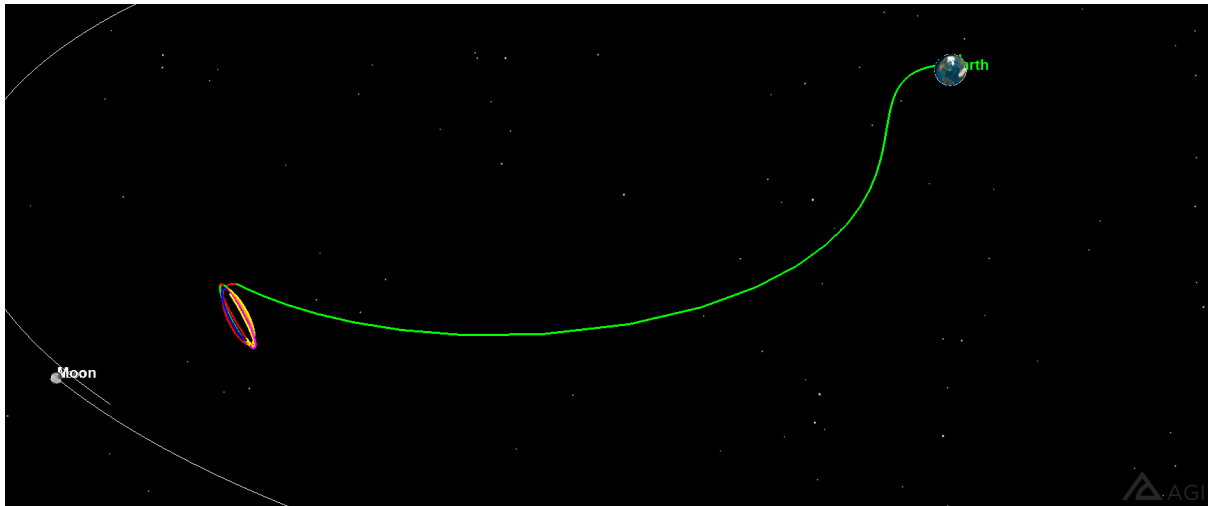


FIGURA 15 - VENTANA VISTA 3D: TRAYECTORIA SATÉLITE.

La manera en la que se plantean las rectificaciones es la siguiente: se supone la existencia de un plano imaginario en L1, perpendicular a la línea que une el sistema Tierra-Luna. Cada media revolución, el satélite cruza el plano y en este momento se cambia el sentido de la propulsión, creando así la forma de la figura. La inserción inicial del satélite en la órbita de L1 se realiza de tal manera que se acople con la órbita consiguiendo la velocidad y actitud deseadas.

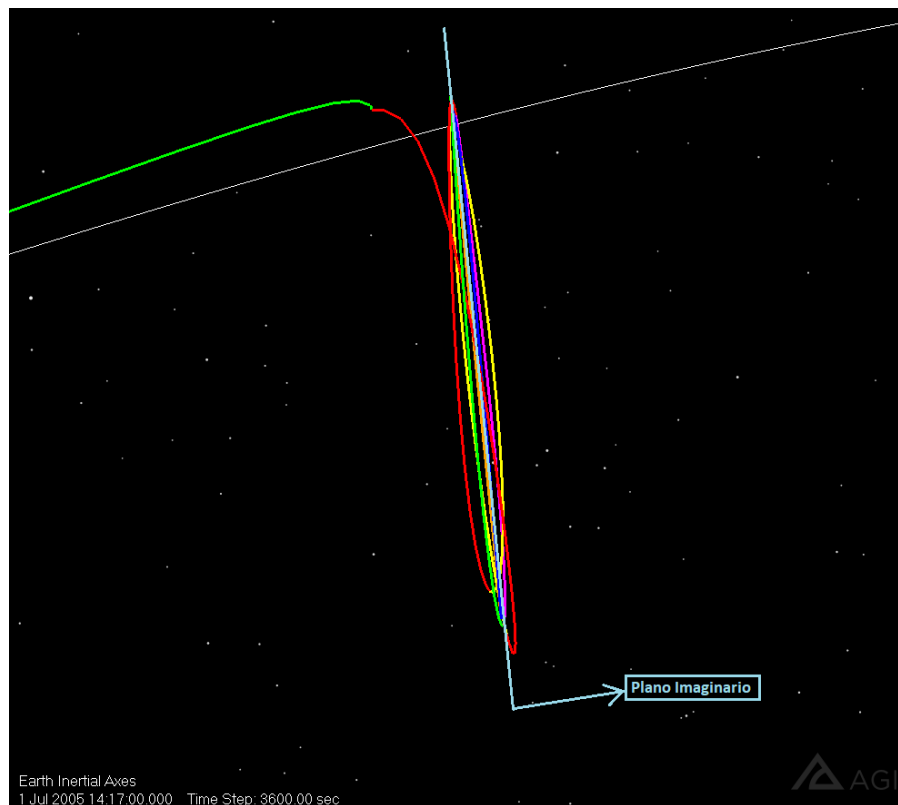


FIGURA 16 - VENTANA VISTA 3D: PLANO IMAGINARIO DE ÓRBITA L1.

## PARÁMETROS DE LA SIMULACIÓN

Las fechas relevantes del estudio son:

Fecha de inicio de la simulación: 1 Julio de 2005 12:00:00

Fecha de entrada en órbita del satélite en L1: 5 Julio de 2005 23:00:00

Fecha de final de simulación: 21 Agosto de 2005 23:00:00

Las fechas utilizadas corresponden a las predeterminadas por el software en la creación del estudio, debido a que facilita la selección de parámetros a la hora de crear la simulación.

El intervalo de tiempo del estudio corresponde a 4 revoluciones totales en torno a L1 (aproximadamente 48 días), el cual proporciona tiempo suficiente para la toma de muestras necesarias.

## 4.2.2 REALIZACIÓN DE LAS MEDIDAS

### PRIMERAS MEDIDAS

Las medidas que se van a realizar en la primera parte del estudio son las siguientes:

- A. Simulación del acceso desde la base terrestre (ubicada en la UPV) hasta el satélite orbitando en L1.
- B. Simulación del acceso desde el satélite orbitando en L1 hasta la base lunar (ubicada en el polo norte).
- C. Simulación del acceso directo desde la base terrestre (ubicada en la UPV) hasta la base lunar (ubicada en el polo norte).

El propósito del primer estudio es conseguir que la ruta UPV-L1-Moon tenga un mayor tiempo de acceso que la ruta UPV-Moon.



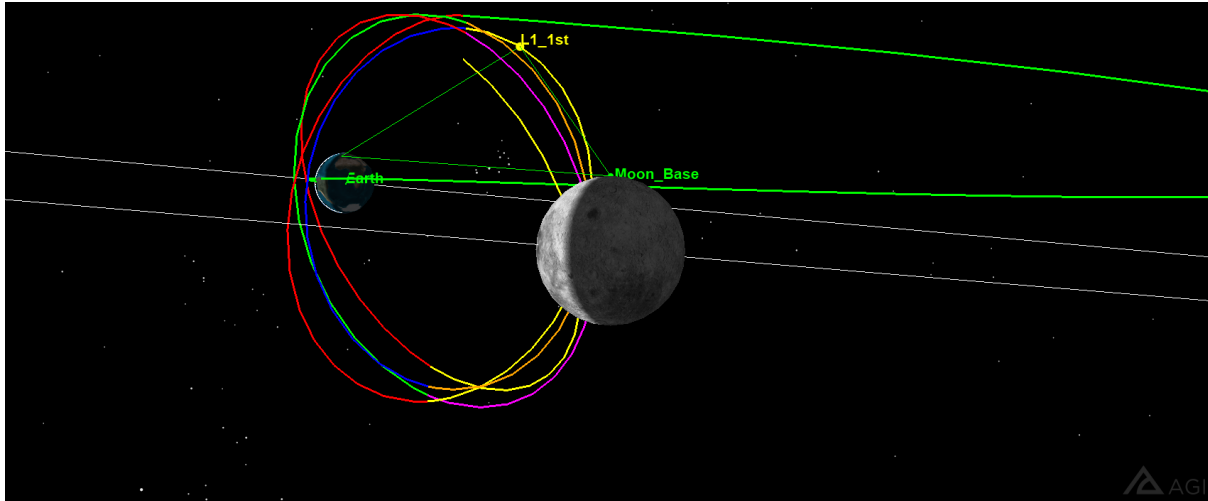


FIGURA 17 - VENTANA VISTA 3D: VISTA GENERAL 1ª MEDIDA.

Para ello utilizamos la herramienta de reportes de STK que permite obtener los datos exactos de acceso en el periodo de tiempo establecido.

21 Mar 2024 22:43:04

Satellite-L1\_1st-To-Facility-Moon\_Base: Access Summary Report

L1\_1st-To-Moon\_Base

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	5 Jul 2005 23:00:00.000	7 Jul 2005 00:06:00.593	90360.593
2	15 Jul 2005 19:05:38.637	21 Jul 2005 22:33:36.395	530877.759
3	27 Jul 2005 04:34:17.117	31 Jul 2005 01:52:40.721	335903.604
4	9 Aug 2005 10:13:36.369	15 Aug 2005 13:50:47.006	531430.637
5	19 Aug 2005 14:01:49.251	21 Aug 2005 23:00:00.000	205090.749

Global Statistics

Min Duration	1	5 Jul 2005 23:00:00.000	7 Jul 2005 00:06:00.593	90360.593
Max Duration	4	9 Aug 2005 10:13:36.369	15 Aug 2005 13:50:47.006	531430.637
Mean Duration				338732.668
Total Duration				1693663.342

FIGURA 18 - EJEMPLO DE INFORME DE ACCESIBILIDAD: L1\_1ST - MOON.

Los tiempos obtenidos para la primera parte del estudio son:

Ruta	Tiempo Total (s)	Acceso Total (%)
A	1.959.692	-
B	1.693.680	-
A n B	689.880	16,63%
C	854.715	20,61%

TABLA 1 - ACCESOS SIMULACIÓN "A".

SEGUNDAS MEDIDAS

En esta segunda medición se añade un segundo satélite complementario al posicionado anteriormente, de manera que para la mayoría del tiempo de cobertura haya un satélite disponible en la ruta: UPV-L1-Luna.

Las medidas adicionales que se van a realizar en la primera parte del estudio son las siguientes:

- A'. Simulación del acceso desde la base terrestre (ubicada en la UPV) hasta el satélite complementario orbitando en L1.
- B'. Simulación del acceso desde el satélite complementario orbitando en L1 hasta la base lunar (ubicada en el polo norte).
- C. Simulación del acceso directo desde la base terrestre (ubicada en la UPV) hasta la base lunar (ubicada en el polo norte).

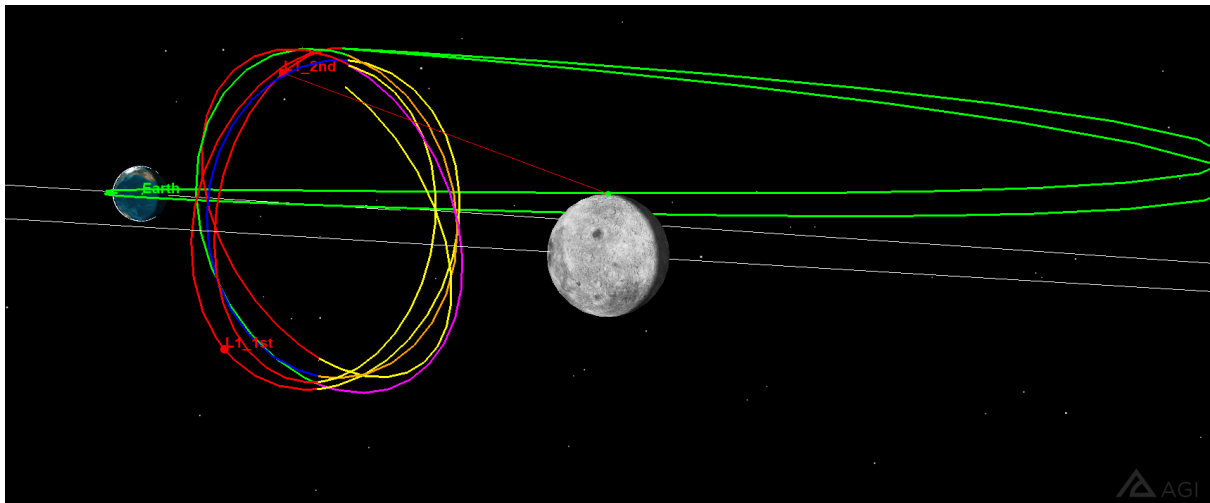


FIGURA 19 - VENTANA VISTA 3D: VISTA GENERAL 2ª MEDIDA.

De esta manera los tiempos obtenidos son:

Ruta	Tiempo Total (s)	Disponibilidad (%)
AUA' (At)	2.031.354	-
BUB' (Bt)	1.693.680	-
At n Bt	1.554.548	37,48%
C	854.715	20,61%

TABLA 2 - ACCESOS SIMULACIÓN "B".

### TERCERAS MEDIDAS

Dado que el porcentaje en las dos mediciones anteriores no satisface la disponibilidad requerida en un sistema de este calibre, se añade un satélite geoestacionario en la ruta para aumentar la disponibilidad total del sistema. De este modo la ruta final será: UPV-GEO-L1-Moon.

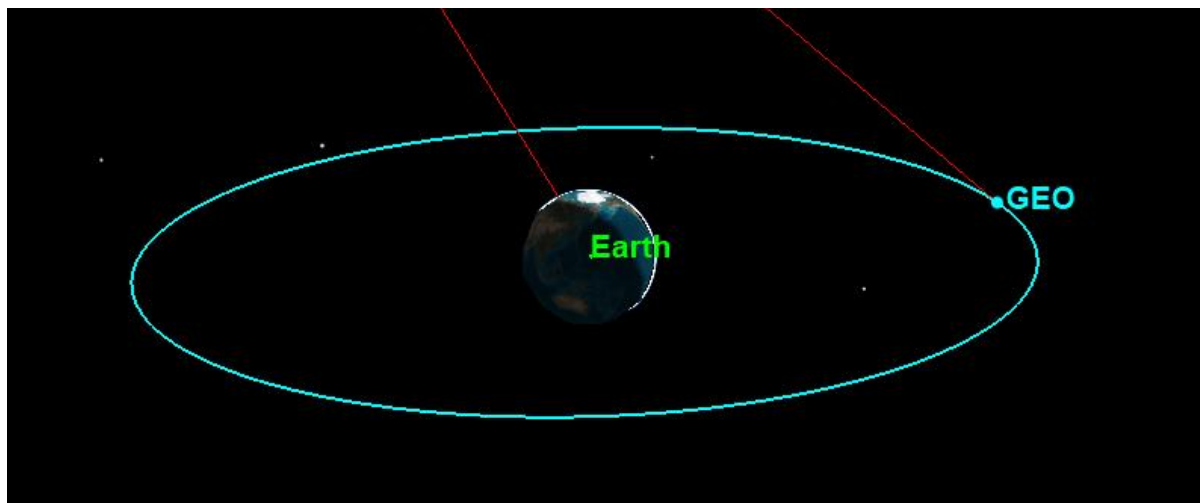


FIGURA 20 - VENTANA VISTA 3D: ÓRBITA DEL SATÉLITE GEOESTACIONARIO

De esta manera los tiempos obtenidos son:

Ruta	Tiempo Total (s)	Acceso Total (%)	Comentarios
UPV-Geo-Moon	1.988.946	47,96%	(Sin usar los satélites de L1)
UPV-Geo-L1-Moon	4.016.017	96,84%	(Usando los satélites de L1)

TABLA 3 - ACCESOS SIMULACIÓN “C”.

### 4.2.3 ANÁLISIS ESTACIONAL

Hasta este momento las mediciones realizadas han sido durante la época próxima al solsticio de verano (5 Julio – 21 Agosto). Sin embargo, los resultados obtenidos podrían variar dependiendo de la época del año en la que se realice el análisis:

- Por un lado, la distancia GEO-L1 no es constante en el tiempo, ya que el plano GEO es ecuatorial mientras que el punto L1 pertenece a la eclíptica, lo que resulta en una diferencia de inclinación de aproximadamente 23°.
- Por otro lado, la posición relativa entre L1 y el Polo Norte Lunar también varía a lo largo del tiempo. Esto se debe a que el eje axial de la luna tiene una inclinación de 6,88° [20] con respecto a la eclíptica, lo que hace que su efecto no sea despreciable.

Es conveniente pues, repetir las mediciones de accesibilidad para comparar el resultado entre distintas épocas del año y asegurar que las ventajas presentadas en el estudio anterior se mantienen partiendo de nuevos supuestos.

Para ello, se va a realizar una primera medición durante las siguientes fechas cubriendo el solsticio de invierno (6 meses de desfase):

Fecha de inicio de la simulación: 1 Enero de 2006 12:00:00

Fecha de entrada en órbita del satélite en L1: 5 Enero de 2006 23:00:00

Fecha de final de simulación: 21 Febrero de 2005 23:00:00

La simulación se va a realizar con la ruta: UPV-Geo-L1-Moon; que ha sido la que mayor cobertura ha reportado en el estudio.

#### RESULTADOS

Los resultados de cobertura obtenidos son:

Época	Tiempo Total (s)	Acceso Total (%)
5 Ene – 21 Feb	3.701.669	89,26%
5 Jul – 21 Ago	4.016.017	96,84%

TABLA 4 - COBERTURA ESTACIONAL - SOLSTICIO DE INVIERNO.

Para ello, se va a realizar una primera medición durante las siguientes fechas cubriendo el equinoccio de otoño:

Fecha de inicio de la simulación: 1 Octubre de 2006 12:00:00

Fecha de entrada en órbita del satélite en L1: 5 Octubre de 2006 23:00:00

Fecha de final de simulación: 21 Noviembre de 2005 23:00:00

## RESULTADOS

Los resultados de cobertura obtenidos son:

Época	Tiempo Total (s)	Acceso Total (%)
5 Oct – 21 Nov	3.880.439	93,22%
5 Jul – 21 Ago	4.016.017	96,84%

TABLA 5 - COBERTURA ESTACIONAL - EQUINOCIO DE OTOÑO.

### 4.2.4 ESTUDIO DE PÉRDIDAS POR PROPAGACIÓN

Gracias a el estudio previo se aprecian las ventajas en términos de accesibilidad que supone añadir nodos adicionales en la comunicación Tierra – Luna. Sin embargo, el añadido de estos puntos de enlace adicionales conlleva de manera inevitable un aumento en la distancia recorrida por la señal de comunicación, lo que a su vez provoca un incremento en las pérdidas producidas por la propagación de la señal.

Las pérdidas por propagación en espacio libre se definen como el cociente entre la potencia transmitida y la potencia recibida en un escenario donde no existen obstáculos entre emisor y receptor. La magnitud de las pérdidas por propagación en espacio libre viene dada por la siguiente fórmula:

$$l_{FS} = \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2 \rightarrow l_{FS} = \left(\frac{4\pi df}{c}\right)^2 ; (-)$$

ECUACIÓN 1 - PÉRDIDAS DE PROPAGACIÓN EN ESPACIO LIBRE.

$d \rightarrow$  Distancia (m)

$\lambda \rightarrow$  Longitud de Onda (m)

$f \rightarrow$  Frecuencia (Hz)

$c \rightarrow$  Velocidad de la Luz en el Vacío ( $\frac{m}{s}$ )

En la comparación entre ambos escenarios de comunicación hay parámetros que permanecerán constantes:

Parámetros Constantes:

$\lambda \rightarrow$  Longitud de Onda (m); (Constante en ambos escenarios)

$f \rightarrow$  Frecuencia (Hz); (Constante en ambos escenarios)

$c \rightarrow$  Velocidad de la Luz en el Vacío ( $\frac{m}{s}$ ); (Constante universal)

Parámetros Variables

$d \rightarrow$  Distancia (m)

Para conocer cómo afectan las pérdidas de propagación en los diferentes escenarios compararemos su medida en dos situaciones:

- 1<sup>er</sup> Escenario: Enlace directo entre UPV – Base Lunar
- 2<sup>o</sup> Escenario: Enlace UPV - Satélite GEO - Satélite L1 – Base Lunar

#### 1<sup>ER</sup> ESCENARIO

Las distancias medidas son distancias medias durante el recorrido de las órbitas terrestre y lunar:

Ruta	Distancia Total (km)
UPV - GEO	35786
GEO – L1	325025,67
L1 - Moon	61350,35
Total	422161,47

TABLA 6 - DISTANCIAS 1ER ESCENARIO.

#### 2<sup>o</sup> ESCENARIO

Las distancias medidas son distancias medias durante el recorrido de las órbitas:

Ruta	Distancia Total (km)
UPV - Moon	384400

TABLA 7 - DISTANCIAS 2º ESCENARIO.

## RESULTADOS

Las distancias totales recorridas por la señal en cada escenario son:

Escenario	Distancia Total (km)
1	384400
2	422161,47

TABLA 8 - RESUMEN DE DISTANCIAS DE ESCENARIOS.

Al dividir la fórmula [1] aplicada para el 1<sup>er</sup> escenario ( $d_1$ ) con respecto al 2<sup>o</sup> escenario ( $d_2$ ), las constantes desaparecen y se obtiene una fórmula [2] dependiente únicamente de los parámetros  $d_1$  y  $d_2$  que permite calcular el incremento de pérdidas entre ambos escenarios.

$$\Delta l_{FS} = 10 * \log \left[ \left( \frac{d_2}{d_1} \right)^2 \right]; \text{ (dB)}$$

ECUACIÓN 2 - INCREMENTO DE PÉRDIDAS ENTRE ESCENARIOS.

Sustituyendo en la fórmula las distancias obtenidas anteriormente, se consigue llegar al resultado final:

Incremento de Pérdidas por Propagación
$\Delta l_{FS} = 0,8139 \text{ dB}$

## CAPÍTULO 5

### CONCLUSIONES

Del estudio práctico realizado se han obtenido las siguientes conclusiones:

1. Con el estudio realizado no solo se puede apreciar la ventaja que supone en la comunicación del sistema Tierra-Luna la incorporación de un satélite geoestacionario, sino también el gran complemento que resultan los satélites ubicados en la órbita en torno al punto L1.
2. De esta manera, los sistemas que de manera aislada conseguirían un porcentaje de disponibilidad insuficiente (48% para el geoestacionario y 37,5 para los ambos satélites en L1), de forma combinada pasan a dotar al sistema de una disponibilidad casi total del 97% del tiempo.
3. Realizando un estudio complementario en la época antagónica a la del estudio principal, se obtiene una accesibilidad del 89,26%, que, si bien es ligeramente menor a la obtenida en primer estudio, sigue representando una mejora sustancial en comparativa con la ruta UPV – GEO – Moon.
4. El incremento de las pérdidas por propagación debido al aumento de la distancia recorrida por la señal ( $\Delta I_{FS}$ ) resultan en un total de 0,8139 dB. Tal magnitud es un perjuicio aceptable comparado con las ventajas contempladas en el primer estudio sobre el 2º.

Por otro lado, se han conseguido cumplir con los objetivos planteados al inicio de la memoria:

1. Se han expuestos argumentos suficientes para comprender la importancia presente y futura de la comunicación satelital Tierra – Luna.
2. Se ha realizado un análisis exhaustivo sobre el estado del arte de las tecnologías utilizadas en la comunicación espacial.



3. Con el estudio practico realizado se ha demostrado la gran ventaja que presenta el uso de PPLL para la comunicación satelital Tierra-Luna.
4. Se ha sustentado el estudio práctico inicial con diferentes supuestos en los que se demuestra cómo la implementación de satélites ubicados en PPLL puede superar los desafíos y limitaciones que surgen en su implantación.
5. Gracias al programa Ansys STK, se ha podido realizar un estudio de caso mediante una simulación que ha probado las ventajas supuestas en la parte inicial del trabajo.

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] G. J. De Temmerman, "The helium bubble: Prospects for  $3\text{He}$ -fuelled nuclear fusion.," 2021. [Online]. Disponible: <https://doi.org/10.1016/j.joule.2021.05.003>.
- [2] NASA, Artemis.  
Disponible: <https://oig.nasa.gov/wp-content/uploads/2024/02/IG-22-003.pdf>
- [3] Zou Yongliao; Xu Lin; Jia Yingzhuo; (2018); "A tentative plan of China to establish a lunar research station in the next ten years."  
Disponible: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2018cosp...42E3886Z/abstract>
- [4] Airbase, Chang'e  
Disponible: [https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/inostroyzkyki/Chinese\\_Journal\\_of\\_Space\\_Science/2018/5/Xu\\_et\\_al\\_China's\\_Planning\\_---\\_before\\_2030\\_Chin\\_J\\_Space\\_Sci\\_38\\_\(2018\).pdf](https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/inostroyzkyki/Chinese_Journal_of_Space_Science/2018/5/Xu_et_al_China's_Planning_---_before_2030_Chin_J_Space_Sci_38_(2018).pdf)
- [5] NASA, Space Launch System  
Disponible: <https://www.nasa.gov/humans-in-space/space-launch-system/>
- [6] SpaceX, Falcon Heavy  
Disponible: <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-heavy>
- [7] SpaceX, Starship  
Disponible: <https://www.spacex.com/vehicles/starship/>
- [8] Scott A. Striepe, Chirolid D. Epp , Edward A. Robertson; (2010); "Autonomous precision landing and hazard avoidance."  
Disponible: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20100025705/downloads/20100025705.pdf>
- [9] NASA, Lunar Gateway  
Disponible: <https://www.nasaspacesflight.com/2018/09/nasa-lunar-gateway-plans/>
- [10] Bigelow Aerospace, Inflatable Space Habitat  
Disponible: <https://www.theverge.com/2019/9/13/20863143/bigelow-aerospace-b330-inflatable-space-habitat-nasa-nextstep-astronauts>.
- [11] NASA, Kilopower  
Disponible: <https://www.nasa.gov/directorates/stmd/tech-demo-missions-program/kilopower-hmqzw/>.
- [12] NASA, DSN (Deep Space Network)

Disponible: <https://www.nasa.gov/directorates/somd/space-communications-navigation-program/what-is-the-deep-space-network/>.

[13] NASA, Lunar Laser Communications

Disponible: <https://www.nasa.gov/mission/lunar-laser-communications-demonstration-llcd/>.

[14] NASA, James Webb

Disponible: <https://webb.nasa.gov/content/about/orbit.html>.

[15] ESA, GAIA

Disponible: <https://sci.esa.int/web/gaia/-/47354-fact-sheet>.

[16] Astronoo, Puntos de Lagrange

Disponible: <https://astronoo.com/es/articulos/puntos-de-lagrange.html>.

[17] Grégory Archambeau; (2011); "Eight-shaped Lissajous orbits in the EarthMoon system," *MathematicS In Action*, vol. 1, pp. 1-23.

[18] ResearchGate, The Lunar Farside Radio Lab Study of the IAA

Disponible: [https://www.researchgate.net/publication/228781180\\_The\\_Lunar\\_Farside\\_Radio\\_Lab\\_Study\\_of\\_the\\_IAA](https://www.researchgate.net/publication/228781180_The_Lunar_Farside_Radio_Lab_Study_of_the_IAA).

[19] Bussey, D Ben J; Lucey, Paul G; Steutel, Donovan; Robinson, Mark S; Spudis, Paul D; Edwards, Kay D; (2003); " Permanent shadow in simple craters near the lunar poles," 2003. [Online].

Disponible: <https://doi.org/10.1029/2002gl016180>.

[20] Wikipedia, Órbita de la Luna

Disponible: [https://en.wikipedia.org/wiki/Orbit\\_of\\_the\\_Moon](https://en.wikipedia.org/wiki/Orbit_of_the_Moon).

[22] NASA Space Flight, Lunar Gateway

Disponible: "<https://www.nasaspaceflight.com/2018/09/nasa-lunar-gateway-plans/>," [Online].

[23] Astronoo, Puntos de Lagrange

Disponible: <https://astronoo.com/es/articulos/puntos-de-lagrange.html>.



*PARTE II*

*PLIEGO DE*

*CONDICIONES*

# CAPÍTULO 1

## ESPECIFICACIONES TÉCNICAS

Tal y como se ha dispuesto en la Memoria (I), el trabajo presenta tanto un estudio teórico como un estudio práctico. Para ambos casos, el desarrollo se ha realizado exclusivamente por medios informáticos. Sin embargo, para su progreso ha sido necesario el uso equipamiento con especificaciones técnicas avanzadas, debido a la alta demanda técnica del software utilizado.

### 1.1. EQUIPOS Y MATERIALES

#### 1.1.1. HARDWARE

Para llevar a cabo tanto el estudio teórico como la realización de las simulaciones y el análisis de cobertura con Ansys STK, se ha dispuesto de un “Ordenador de Sobremesa” con las prestaciones suficientes para cubrir los requerimientos mínimos del software utilizado.

Estos requerimientos mínimos son:

- Sistemas operativos: Windows 10, 11 & Windows Server 2016, 1019.
- Procesador: Intel® Core™ i5 o mayor / AMD Ryzen™ 5 o mejor.
- Memoria RAM: Mínimo 8GB, se recomienda 16 GB.
- Espacio en Disco Duro: Mínimo 3 GB, se recomienda 500 GB.
- Tarjeta Gráfica: Debe soportar OpenGL 2.0. Mínimo 1GB, se recomienda 4+ GB

### 1.1.2. SOFTWARE

El software utilizado ha sido el siguiente:

- Microsoft Office 365: Redacción del documento, creación de gráficas, cálculo de los datos y comunicación con tutora.
- Canva: Creación de elementos gráficos.
- Ansys STK: Realización de la parte práctica del trabajo.
- Navegador Brave: Búsqueda de información en Internet.
- Adobe Acrobat Pro: Visualización de documentos PDF.

### 1.1.3. CONEXIÓN A INTERNET

En primer lugar, la búsqueda de la información requerida para la realización del trabajo ha sido mediante medios en línea, gracias a artículos publicados en Internet. Por otro lado, la licencia del software “Ansys STK” requiere de una conexión a internet estable para verificar en todo momento que la conexión y el uso de esta se realiza desde el equipo al que ha sido asignada.

Por tanto, se ha tenido disposición de una conexión a internet privada. Esta ha sido proporcionada por la empresa de telecomunicaciones española “Telefónica, S.A.”.

### 1.1.4. CONOCIMIENTOS INFORMÁTICOS

La realización de las simulaciones ha requerido de un estudio exhaustivo previo del software “Ansys STK”. Esto se debe a que el programa es un software que está a la vanguardia entre los programas de simulación de misiones espaciales y comunicaciones satelitales y por ello engloba infinitas posibilidades de estudio. La formación requerida se ha prestado gracias a las formaciones gratuitas que la propia compañía ofrece en su página web.

### 1.1.5. CONOCIMIENTOS PREVIOS

Para la parte teórica del trabajo es necesario tener unas nociones básicas de cómo ha ocurrido el desarrollo de las misiones espaciales a la Luna llevadas a cabo con anterioridad. A su vez, el mismo propósito del trabajo proviene de investigar las razones

que han llevado a las diversas potencias mundiales a querer llegar hasta la Luna de nuevo.

Por otra parte, en el estudio práctico se requiere de una investigación previa sobre las distintas etapas del posicionamiento de un satélite en órbita, y de las rectificaciones necesarias para mantenerlo a lo largo del tiempo en torno a un punto como puede ser “L1”.

También es necesario contar con ciertas nociones sobre los fundamentos de las telecomunicaciones y como diversos factores (como pueden ser la distancia, ganancia o posicionamiento) pueden afectar a su calidad.

#### 1.1.6. CONDICIONES DE CALIDAD

En proyectos de esta índole, es imprescindible que la información y los medios utilizados en su desarrollo sean fiables y precisos. Para ello se ha empleado la información recogida de rigurosos y reconocidos académicos (ver Bibliografía) y empresas líderes y referentes del sector (e.g. NASA, ESA).

Por otro lado, el software de “Ansys STK” es uno de los más usados y reconocidos por las empresas del sector. Esta confianza parte de las avanzadas herramientas que proporciona el programa y la precisión en los resultados de sus simulaciones.





## *PARTE III*

### *PRESUPUESTO*

## 1.1. INTRODUCCIÓN

Para el cálculo del presupuesto total del estudio se realiza un desglose de los costes unitarios tanto de los productos hardware utilizados como de las licencias de software que se han aprovechado para la realización de este.

## 1.2. COSTES DEL HARDWARE

Para la realización del estudio ha sido necesaria la adquisición de un ordenador de altas prestaciones, debido a que el software de “Ansys STK” demanda una gran capacidad de procesamiento informático. A su vez, se ha requerido de los periféricos necesarios para su uso.

<b>Producto</b>	<b>Coste Total (€, IVA Incluido)</b>	<b>Periodo de Amortización</b>	<b>Tiempo de Uso (meses)</b>	<b>Importe Neto (€)</b>
PC Sobremesa	1259,90	24	4	209,98
Periféricos PC	109,89	24	4	18,32
<b>Subtotal HW</b>	-	-	-	<b>228,30</b>

## 1.3. COSTES DEL SOFTWARE

Para la realización del estudio ha sido necesario el uso de los siguientes programas informáticos cuyas licencias tienen un coste asociado:

<b>Programa</b>	<b>Coste Mensual (€, IVA Incluido)</b>	<b>Tiempo de Uso (meses)</b>	<b>Importe Neto (€)</b>
Microsoft Office 365	5,79	4	23,16
Ansys STK License	78,95	3	236,85
Canva Pro	12,00	1	12
Adobe Acrobat Pro	24,19	4	96,76
<b>Subtotal SW</b>	-	-	<b>368,77</b>

## 1.4. COSTES TOTALES

El presupuesto total del estudio resulta de la suma de los costes de “Software” y “Hardware”:

<b>Concepto</b>	<b>Importe Neto (€)</b>
Coste Hardware	228,30
Coste Software	368,77
<b>Subtotal SW</b>	<b>597,07</b>

El presupuesto total del estudio asciende a QUINIENTOS NOVENTA Y SIETE EUROS CON 7 CÉNTIMOS.



## *ANEXO I*

# *RELACIÓN DEL TRABAJO CON LOS OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE DE LA AGENDA 2030*

**ANEXO I. RELACIÓN DEL TRABAJO CON LOS OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE DE LA AGENDA 2030**

**Anexo al Trabajo de Fin de Grado y Trabajo de Fin de Máster: Relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenible de la agenda 2030**

Grado de relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS).

<b>Objetivos de Desarrollo Sostenibles</b>	<b>Alto</b>	<b>Medio</b>	<b>Bajo</b>	<b>No Procede</b>
ODS 1. <b>Fin de la pobreza.</b>				<b>X</b>
ODS 2. <b>Hambre cero.</b>				<b>X</b>
ODS 3. <b>Salud y bienestar.</b>				<b>X</b>
ODS 4. <b>Educación de calidad.</b>				<b>X</b>
ODS 5. <b>Igualdad de género.</b>				<b>X</b>
ODS 6. <b>Agua limpia y saneamiento.</b>				<b>X</b>
ODS 7. <b>Energía asequible y no contaminante.</b>		<b>X</b>		
ODS 8. <b>Trabajo decente y crecimiento económico.</b>		<b>X</b>		
ODS 9. <b>Industria, innovación e infraestructuras.</b>	<b>X</b>			
ODS 10. <b>Reducción de las desigualdades.</b>				<b>X</b>
ODS 11. <b>Ciudades y comunidades sostenibles.</b>		<b>X</b>		
ODS 12. <b>Producción y consumo responsables.</b>				<b>X</b>
ODS 13. <b>Acción por el clima.</b>				<b>X</b>
ODS 14. <b>Vida submarina.</b>				<b>X</b>
ODS 15. <b>Vida de ecosistemas terrestres.</b>				<b>X</b>
ODS 16. <b>Paz, justicia e instituciones sólidas.</b>				<b>X</b>
ODS 17. <b>Alianzas para lograr objetivos.</b>	<b>X</b>			

El estudio realizado tiene como fin principal presentar una vía alternativa de comunicación para misiones espaciales y así promover los incentivos expuestos en el punto I. 2.2. Por ello, en los ODS 8 y 17 se tiene un alto grado de impacto, ya que se prevé una colaboración generalizada entre potencias para poder llevar a cabo estos avances tecnológicos.

A su vez, el progreso en estas tecnologías va a traer consigo la creación de miles de puestos de trabajo con gran valor añadido (ODS 8), y de desarrollarse los procesos necesarios para poder aprovechar las materias primas obtenidas en estas misiones se conseguirá avanzar hacia métodos de generación de energía más limpia y sostenible (ODS 7 y 11).