



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

MÁSTER EN INGENIERÍA AERONÁUTICA

TRABAJO FINAL DE MÁSTER

**MODELO DE MECÁNICA ORBITAL PARA EL
ESTUDIO DE LA TRAYECTORIA DE LA SONDA
PARKER**

Autor: Sebastián Castañer, Aitor

Tutor: Dr. D. Moraño Fernández, José Antonio

Cotutor: Dr. D. Rodríguez, Luis

Valencia, julio de 2020

Este Trabajo Fin de Máster se ha depositado en la ETSID de la Universitat Politècnica de València para su defensa.

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

Título: MODELO DE MECÁNICA ORBITAL PARA EL ESTUDIO DE LA TRAYECTORIA DE LA SON-
DA PARKER

Julio 2020

Autor: Aitor Sebastián Castañer

Tutor: José Antonio Moraño Fernández

Cotutor: Luis Acedo Rodríguez
Departamento de Matemática Aplicada
ETSID
Universitat Politècnica de València

Resumen

La posibilidad de simular cualquier misión espacial con el mínimo error posible, es uno de los objetivos más perseguidos en el ámbito de la Mecánica Orbital. Su justificación se basa en factores tanto económicos, como de seguridad. Como todo tipo de prueba experimental conlleva grandes gastos, y el lanzamiento de cualquier objeto al espacio solamente está al alcance de muy pocos. Por ello, tener la certeza de qué sucederá exactamente es de suma importancia. Además, el hecho de que a veces viajen al espacio astronautas, genera una necesidad imperiosa de que no pueda ocurrir ningún fallo respecto a la planificación de la misión.

Por todo ello, durante el presente documento se explicará la simulación que se ha realizado de la trayectoria de la sonda Parker. Dicha nave se encuentra orbitando alrededor del Sol, efectuando cada cierto tiempo un sobrevuelo a Venus que le permite reducir su velocidad y, por ende, reducir su órbita. Esta maniobra, junto a ciertos impulsos que dan los motores de la sonda, permiten acercarse, cada vez más, la órbita de la sonda a la fotosfera.

Para poder llevar a cabo dicha simulación, se ha empleado el software *Wolfram Mathematica*. Dicho programa, permite integrar las ecuaciones del movimiento kepleriano, obteniéndose tanto la posición, como la velocidad en todo momento de la órbita.

Inicialmente es lógico pensar que, en una simulación de este calibre, los cuerpos del Sistema Solar con más masa, además de ciertos fenómenos como la radiación solar, deben ser tenidos en cuenta. Por ello, se han añadido como aceleraciones perturbadoras, todos los fenómenos que afectan de manera significativa en un viaje espacial alrededor del Sol.

En este tipo de simulaciones, conforme se tienen en cuenta más perturbaciones, la solución del simulador se acerca más a la realidad. De hecho, las discrepancias entre la integración de las ecuaciones del movimiento kepleriano y de las ecuaciones del movimiento kepleriano junto a las perturbaciones más importantes, son de un orden de magnitud significativo en comparación con las distancias implicadas.

Para poder validar los resultados obtenidos, se ha decidido comparar la trayectoria y la velocidad que se obtienen en el simulador, respecto a los que se obtienen con el modelo de Mecánica Orbital de la NASA, cuya fuente es la página web *Horizons* [2]. Las pequeñas discrepancias entre ambos modelos y sus razones se analizarán posteriormente, mostrando además, un gran abanico de posibilidades de estudio para continuar con el presente trabajo en un futuro.

Abstract

The possibility of simulating any space mission with the least possible error is one of the most pursued objectives in the field of Orbital Mechanics. Its justification is based on both economic and security factors. Since all kinds of experimental testing come at great expense, and the launch of any object into space is only within the reach of very few, to be certain of exactly what will happen is of utmost importance. Furthermore, the fact that astronauts sometimes travel into space creates an urgent need that we cannot avoid any failure regarding mission planning.

For all this, during this document the simulation that has been performed of the trajectory of the Parker probe will be explained. This ship is orbiting the Sun, making a flyover from time to time to Venus that allows it to reduce its speed and, therefore, reduce its orbit. This maneuver, together with certain impulses given by the probe's motors, allow the probe's orbit to get closer and closer to the photosphere.

In order to carry out this simulation, the *Wolfram Mathematica* software has been used. This program allows integrating the equations of Keplerian motion, obtaining both the position and the speed at all times of the orbit.

Initially it is logical to think that, in a simulation of this caliber, the bodies of the Solar System with the most mass, in addition to phenomena such as solar radiation, must be taken into account. For this reason, all the phenomena that most significantly affect a space trip around the Sun have been added as disturbing accelerations.

In this type of simulation, as more disturbances are taken into account, the simulator solution is closer to reality. In fact, the discrepancies between the integration of the Keplerian equations of motion and the equations of motion after including the largest perturbations are of an order of magnitude significant in comparison with the distances involved.

In order to validate the results obtained, it has been decided to compare the trajectory and the speed found in the simulator, with respect to those obtained with the NASA Orbital Mechanics model, whose source is the web page *Horizons* [2]. The small discrepancies between both models and their reasons will be analyzed later, also showing a wide range of study possibilities to continue with the present work in the future.

Resum

La possibilitat de simular qualsevol missió espacial amb el mínim error possible, és un dels objectius més perseguits en l'àmbit de la Mecànica Orbital. La seua justificació es basa en factors tant econòmics, com de seguretat. Com tot mena de prova experimental comporta gran-dones despeses, i el llançament de qualsevol objecte a l'espai solament està a l'abast de molt pocs. Per això, tindre la certesa de què succeirà exactament és de summa importància. A més, el fet que a vegades viatgen a l'espai astronautes, genera una necessitat imperiosa que no puga ocórrer cap fallada respecte a la planificació de la missió.

Per tot això, durant el present document s'explicarà la simulació que s'ha realitzat de la trajectòria de la sonda Parker. Aquesta nau es troba orbitant al voltant del Sol, efectuant cada cert temps un sobrevol a Venus que li permet reduir la seua velocitat i, per tant, reduir la seua òrbita. Aquesta maniobra, al costat de certs impulsos que donen els motors de la sonda, permeten acostar, cada vegada més, l'òrbita de la sonda a la fotosfera.

Per a poder dur a terme aquesta simulació, s'ha emprat el programari *Wolfram Mathematica*. Aquest programa, permet integrar les equacions del moviment kepleriano, obtenint-se tan la posició, com la velocitat en tot moment de l'òrbita.

Inicialment és lògic pensar que, en una simulació d'aquest calibre, els cossos del Sistema Solar amb més massa, a més de certs fenòmens com la radiació solar, han de ser tinguts en compte. Per això, s'han afegit com a acceleracions pertorbadores, tots els fenòmens que afecten de manera més significativa en un viatge espacial al voltant del Sol.

En aquest tipus de simulacions, conforme es tenen en compte més pertorbacions, la solució del simulador s'acosta més a la realitat. De fet, les discrepàncies entre la integració de les equacions del moviment kepleriano i de les equacions del moviment després d'incloure les pertorbacions més importants, són de un ordre de magnitud significatiu en comparació amb les distàncies implicades.

Per a poder validar els resultats obtinguts, s'ha decidit comparar la trajectòria i la velocitat que s'obtenen en el simulador, respecte a els que s'obtenen amb el model de Mecànica Orbital de la NASA, la font de la qual és la pàgina web *Horizons* [2]. Les xicotetes discrepàncies entre tots dos models i les seues raons s'analitzaran posteriorment, mostrant a més, un gran ventall de possibilitats d'estudi per a continuar amb el present treball en un futur.

Índice general

Índice general	IX
Índice de figuras	XI
Índice de tablas	XV
1. Introducción	1
1.1. Objeto y estructura del trabajo	1
1.2. Antecedentes	2
1.3. Planteamiento del problema	3
2. Misión <i>Parker Solar Probe</i>	5
2.1. Objetivos de la misión	5
2.2. Circunstancias especiales	9
2.2.1. Radiación	9
2.2.2. Distancia a la Tierra	10
2.2.3. Sobrevuelo de Venus	10
2.2.4. Relatividad general: Ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann	11
2.3. Descripción y composición de la nave	11
2.4. Desarrollo de la misión	13
3. Metodología	15
3.1. Importación de datos	15
3.2. Comprobación del código	17
3.2.1. Error de integración debido al método empleado	17
3.2.2. Error de integración debido al paso temporal	18
3.2.3. Error de integración debido a la precisión de los datos	19
3.2.4. Error de integración debido al paso temporal de la adquisición de las efemérides	19
3.2.5. Obtención de la órbita de la Tierra	21
3.3. Ecuaciones del movimiento no perturbado. Tipos de coordenadas	21
3.4. Perturbaciones añadidas al modelo	22
3.4.1. Venus	23
3.4.2. Posición del Sol	23
3.4.3. Radiación solar	24
3.4.4. Planetas y algunos satélites del Sistema Solar	24
3.4.5. Ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann	25
4. Resultados	27

4.1. Resultados sin perturbaciones	27
4.2. Resultados tras la adición de cada perturbación	31
4.2.1. Venus	31
4.2.2. Desplazamiento del Sol respecto al baricentro del Sistema Solar	35
4.2.3. Todos los planetas y los satélites más grandes del Sistema Solar	39
4.2.4. Radiación Solar	42
4.2.5. Ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann	46
4.3. Resultados finales	48
5. Conclusiones	61
5.1. Conclusiones más importantes sobre los resultados	61
5.2. Trabajos futuros	62
6. Presupuesto	63
Bibliografía	67

Índice de figuras

1.1. Modelo del <i>Solar Orbiter</i> , [5]	3
2.1. Instrumental del experimento FIELDS, [5]	6
2.2. Instrumental del experimento ISIS, [5]	6
2.3. Instrumental del experimento WISPR, [5]	7
2.4. Instrumental del experimento SWEAP-A, [5]	7
2.5. Instrumental del experimento SWEAP-B, [5]	8
2.6. Instrumental del experimento SWEAP-C, [5]	8
2.7. Sombra generada por el escudo solar para proteger la instrumentación de la nave, [4]	9
2.8. Distancia al Sol y velocidad de la Sonda Parker, [4]	10
2.9. Modelo de la nave, [4]	12
2.10. Despegue de la sonda Parker a bordo del <i>Delta IV-Heavy</i> , [4]	13
2.11. Distancia al Sol y velocidad de la Sonda Parker, [4]	14
3.1. Web <i>Horizons</i> , con la configuración empleada para obtener los datos, [2]	16
3.2. Formato necesario del archivo de texto para el correcto uso del simulador	17
3.3. Error en la adquisición de los datos al emplear un paso de una hora	20
3.4. Error obtenido al simular la órbita de la Tierra	21
3.5. Desplazamiento del centro del Sol respecto al baricentro del Sistema Solar	23
4.1. Simulación de la distancia al Sol de la sonda Parker durante el perihelio 13	28
4.2. Simulación de la trayectoria de la sonda Parker durante el perihelio 13	28
4.3. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	29
4.4. Simulación de la distancia al Sol de la sonda Parker tras el perihelio 13	29
4.5. Simulación de la trayectoria de la sonda Parker tras el perihelio 13	30
4.6. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13	30
4.7. Simulación de la distancia al Sol de la sonda Parker durante el perihelio 13	31
4.8. Simulación de la trayectoria de la sonda Parker durante el perihelio 13	32
4.9. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	32
4.10. Aceleración debida a la atracción gravitacional debida a Venus, durante el perihelio 13	33
4.11. Simulación de la distancia al Sol de la sonda Parker tras el perihelio 13	33
4.12. Simulación de la trayectoria de la sonda Parker tras el perihelio 13	34
4.13. Aceleración debida a la atracción gravitacional debida a Venus, tras el perihelio 13	34

4.14. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13	35
4.15. Simulación de la trayectoria de la sonda Parker durante el perihelio 13	36
4.16. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	36
4.17. Aceleración debida a la atracción gravitacional debida al Sol y el desplazamiento del mismo respecto al baricentro del Sistema Solar, durante el perihelio 13	37
4.18. Simulación de la trayectoria de la sonda Parker tras el perihelio 13	37
4.19. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13	38
4.20. Aceleración debida a la atracción gravitacional debida al Sol y el desplazamiento del mismo respecto al baricentro del Sistema Solar, tras el perihelio 13	38
4.21. Aceleración debida a la atracción gravitacional debida a los planetas, desde Mercurio hasta Saturno, durante el perihelio 13	39
4.22. Aceleración debida a la atracción gravitacional debida al resto de planetas y a los satélites más grandes del Sistema Solar, durante el perihelio 13	40
4.23. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	40
4.24. Aceleración debida a la atracción gravitacional debida a los planetas, desde Mercurio hasta Saturno, tras el perihelio 13	41
4.25. Aceleración debida a la atracción gravitacional debida al resto de planetas y a los satélites más grandes del Sistema Solar, tras el perihelio 13	41
4.26. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13	42
4.27. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	43
4.28. Aceleración debida a la radiación solar sobre el escudo solar durante el perihelio 13	44
4.29. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13	44
4.30. Aceleración debida a la incidencia de la radiación solar sobre el escudo solar tras el perihelio 13	45
4.31. Aceleración debida a la incidencia de la radiación solar sobre los paneles solares tras el perihelio 13	45
4.32. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	46
4.33. Aceleración debida al efecto de la Relatividad General durante el perihelio 13 . . .	47
4.34. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13	47
4.35. Aceleración debida al efecto de la Relatividad General tras el perihelio 13	48
4.36. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	49
4.37. Diferencia entre la coordenada x de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	49
4.38. Diferencia entre la coordenada y de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	50
4.39. Diferencia entre la coordenada z de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13	50

4.40. Diferencia entre la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13 51

4.41. Diferencia entre la coordenada x de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13 51

4.42. Diferencia entre la coordenada y de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13 52

4.43. Diferencia entre la coordenada z de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13 52

4.44. Diferencia entre la aceleración tangencial de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13 53

4.45. Diferencia entre la aceleración normal de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13 53

4.46. Diferencia entre la aceleración binormal de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13 54

4.47. Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 54

4.48. Diferencia entre la coordenada x de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 55

4.49. Diferencia entre la coordenada y de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 55

4.50. Diferencia entre la coordenada z de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 56

4.51. Diferencia entre la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 56

4.52. Diferencia entre la coordenada x de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 57

4.53. Diferencia entre la coordenada y de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 57

4.54. Diferencia entre la coordenada z de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 57

4.55. Diferencia entre la aceleración tangencial de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 58

4.56. Diferencia entre la aceleración normal de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 58

4.57. Diferencia entre la aceleración binormal de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13 59

Índice de tablas

3.1. Comparación de los diferentes métodos analizados	18
3.2. Tabla con los valores del estudio de la influencia del paso temporal máximo	19
4.1. Valores de las variables de la radiación solar	43
6.2. Coste de la licencia de software.	64
6.3. Coste del Hardware.	64
6.4. Especificaciones de salario anual, horas trabajadas y coste por horas para el director del proyecto.	65
6.5. Coste Total y Precio de Mercado.	65

Capítulo 1

Introducción

Hoy en día, es un tema de gran relevancia la simulación de cualquier viaje espacial con la mayor precisión posible. La imposibilidad de realizar pruebas en el espacio, junto al alto coste que supone este tipo de misiones, son dos de las grandes razones que apoyan el desarrollo y mejora de los software que se encargan de estas simulaciones.

Además, debido a la necesidad de conocer más sobre el Sol y todos los procesos físicos que suceden en él, cada vez son más importantes las misiones que tienen como objetivo viajar cerca del mismo. La misión más actual que cumple este requisito es la conocida como PSP (Parker Solar Probe). La sonda encargada de llevar a cabo dicha misión está compuesta por un escudo solar para proteger a la misma de la fuerte radiación que debe soportar, además de los distintos equipos de medición que se encargarán de recopilar datos. Estos datos serán de mucha utilidad para avanzar en la investigación de los cinco objetivos científicos principales de la misión, los cuales se comentan en el apartado siguiente.

1.1. Objeto y estructura del trabajo

El objetivo principal del presente trabajo es la simulación de la trayectoria de la sonda Parker, en dos secciones, una fuertemente afectada por todos los fenómenos derivados de viajar cerca del Sol, y la otra en la cual dichos fenómenos no tienen tanta relevancia. La primera comprende una etapa desde el 5 al 8 de septiembre de 2022, mientras que la segunda desde el 22 al 27 de ese mismo mes y año. En esta primera etapa, se simula la sonda cuando pasa por el perihelio (punto de la órbita más cercano del Sol), mientras que en la segunda, se simula la nave cuando pasa por el afelio (punto de la órbita más alejado del Sol). La órbita es muy elíptica, de forma que se consigue que la sonda Parker pueda acercarse mucho al Sol, y posteriormente, pueda realizar un sobrevuelo a Venus (el cual se encuentra a una media de 0.722 AU, que son 149597870700 m) sin que el periodo de la misma sea muy elevado.

Para conseguir que dicha simulación sea lo más precisa posible, teniendo en cuenta las limitaciones del autor, se incluyen las perturbaciones más relevantes a las ecuaciones del movimiento kepleriano. Dichas perturbaciones son las generadas por la atracción gravitacional de todos los planetas del Sistema Solar, la atracción gravitacional de los satélites con mayor masa del Sistema Solar, un modelo de la radiación solar y los posibles efectos relativistas si los hubiere. Hay que tener en cuenta que, debido a que el efecto del achatamiento del Sol (J2) es del orden de 10^{-6} veces el efecto de la radiación, dicha perturbación no se tendrá en cuenta.

Para poder llegar a esa solución deseada hay que pasar primero por varias fases. Inicialmente se dan ciertos apuntes sobre algunas misiones previas a la analizada en este trabajo, lo cual sirve para ver de dónde viene la misión PSP. En esta misma sección, también se comenta el problema que se desea resolver, cómo se ha elegido resolverlo en este caso y el por qué de ello.

En el Capítulo 2, se dan los detalles más relevantes y de interés para el presente trabajo sobre la misión PSP. Concretamente se hablará de los objetivos principales de la misión, siendo éstos de ámbito científico. Después, se describe cómo es la nave, incluyendo sus partes más importantes, su geometría, sus comunicaciones, entre otras cosas. Justo seguido, se comentan ciertas circunstancias que se dan en un viaje de este calibre, que no hay que tener en cuenta si no se viaja cerca del Sol. Por último, se explica el planteamiento y desarrollo de la misión hasta la actualidad, qué órbitas se plantea que siga inicialmente la sonda y si se realizan correcciones a la misma.

En el capítulo 3, se habla de la metodología y ecuaciones empleadas en el simulador. Primero se describe el proceso de adquisición de los datos necesarios para realizar la simulación. Estos datos básicamente son las posiciones y velocidades de los distintos astros que forman el simulador, además de las posiciones y velocidades de la sonda Parker para poder compararlas más adelante. Tras la importación de los datos, se realizan varias comprobaciones para corroborar que el código desarrollado no añade error a la solución. Por último, se describen las ecuaciones que gobiernan el movimiento en el espacio y las distintas perturbaciones que se han añadido a estas ecuaciones.

Los resultados obtenidos y el error máximo que se obtienen para varios casos se exponen en el Capítulo 4. En función de las perturbaciones que se añadan al simulador, los resultados serán cada vez más precisos, hasta obtenerse la solución final con el mínimo error al que, con los medios que el autor posee, se ha podido llegar. La forma de comprobar el error de la posición y velocidad de la sonda que se obtienen en el simulador es puramente comparativa. Por tanto, se obtienen los errores absolutos y relativos para cada caso, respecto de los datos que se extraen del modelo de la NASA, en la web *Horizons*, [2].

1.2. Antecedentes

La idea de la Sonda Solar Parker se originó a partir de su proyecto antecesor, el *Solar Orbiter*, creado en la década de los 90. Similar en diseño y objetivos, la misión de la Sonda Solar sirvió como una de las piezas principales del programa formulado por la NASA del mismo nombre Planeta Exterior/Sondas solares (OPSP). Las tres primeras misiones del programa que fueron planeadas fueron el *Solar Orbiter*, la misión de reconocimiento *Plutón Kuiper Express* del planeta enano Plutón y el cinturón de Kuiper, y la misión de astrobiología *Europa Orbiter*, que se centró en el satélite de Júpiter Europa. Tras el nombramiento de Sean O'Keefe como Administrador de la NASA, el programa OPSP fue cancelado en su totalidad como parte de la petición del presupuesto federal de los Estados Unidos de 2003, del entonces Presidente George W. Bush. La administración de O'Keefe infirió en la necesidad de una reestructuración de la NASA y sus proyectos, dejando claro el deseo de la NASA para centrarse en "la investigación, desarrollo y solución de gestión de defectos", [11].

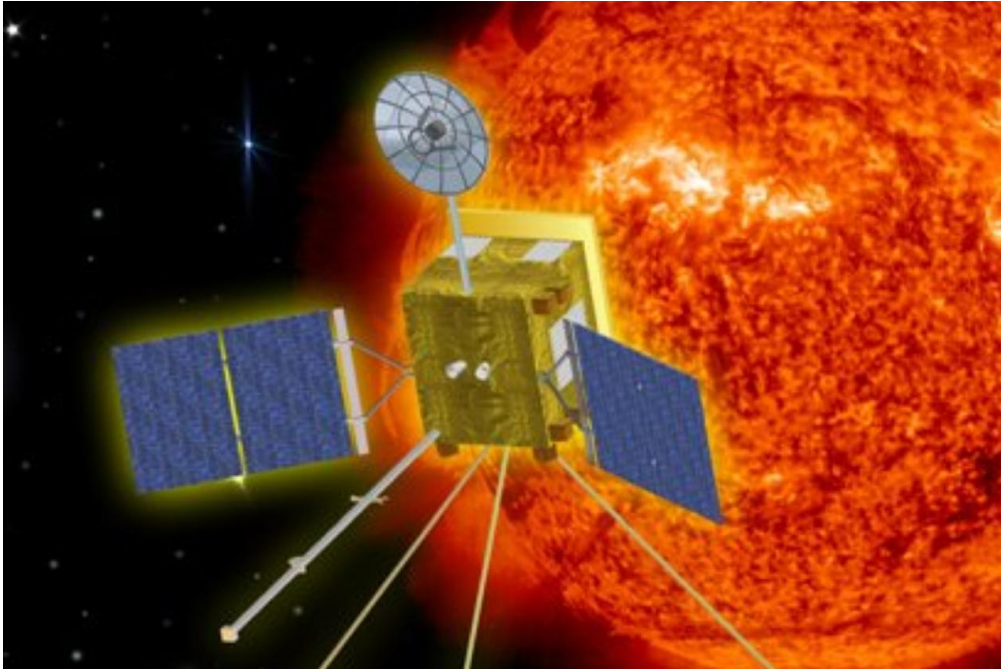


Figura 1.1: Modelo del *Solar Orbiter*, [5]

La cancelación del programa, también resultó en la inicial cancelación de *New Horizons*, la misión que finalmente ganó el concurso para sustituir a *Plutón Kuiper Express* en el antiguo programa OPSP. La misión, que al final sería lanzada como la primera del programa *New Frontiers*, un concepto sucesor del OPSP, se sometió a una larga batalla política para asegurar el financiamiento de su lanzamiento, que se produjo en 2006. Los planes para la misión de la sonda solar fueron incorporados a un proyecto de menor coste, el *Solar Probe Plus*, a inicios de la década de 2010, [11].

En mayo de 2017, la nave espacial fue rebautizada con el nombre de *Parker Solar Probe* en honor del astrofísico Eugene Parker, [11].

1.3. Planteamiento del problema

El presente trabajo se plantea inicialmente como las bases para poder realizar la optimización de órbitas que pasen muy cerca del Sol. De esta forma, se pretende obtener un buen simulador que, una vez obtenga la trayectoria de la sonda Parker con gran precisión, la misma se pueda optimizar.

El objetivo de la simulación puede ser muy amplio, desde conseguir una mayor velocidad hasta ahorrar combustible minimizando los impulsos necesarios. Este apartado de optimización se propone como trabajo futuro pues, solamente el hecho de desarrollar desde cero un simulador de mecánica orbital ya es de por sí una ardua tarea.

El problema de la integración de las ecuaciones del movimiento kepleriano es un quebradero de cabeza desde hace décadas. Estas ecuaciones no se pueden resolver analíticamente, y menos aún cuando se añaden perturbaciones que complican más el sistema. Por ello, es necesario integrarlas numéricamente, llegando a una solución que, a pesar de no ser analítica, es igualmente válida.

Además, uno de los problemas más importantes en la resolución de este tipo de problemas es su dependencia de las condiciones iniciales. Esto quiere decir que, el mismo cálculo con condiciones iniciales diferentes da resultados distintos, lo que genera que dichas condiciones deban ser cuidadosamente seleccionadas.

Para poder llevar a cabo la integración numérica se ha seleccionado el programa *Mathematica*. Empleando este programa de forma correcta se pueden resolver numéricamente muchos sistemas de ecuaciones diferenciales que, de otra forma no se podrían resolver. A pesar de que el programa está muy optimizado para este tipo de problemas, hay que prestar especial atención a la forma de resolver las ecuaciones, puesto que cualquier pequeño error en el cálculo se propagaría a lo largo de la resolución.

Además, hay que tener en cuenta consideraciones que, en cualquier otro tipo de simulación espacial no son relevantes. Esto sugiere una dificultad añadida, pues son necesarios conocimientos poco habituales referentes a la radiación solar o a la Relatividad General.

Capítulo 2

Misión *Parker Solar Probe*

La misión que se ha decidido estudiar y simular es la desempeñada por la sonda Parker, la cual fue lanzada el 12 de agosto de 2018, y se planea que continúe hasta 2025. Dicha sonda viaja orbitando alrededor del Sol y Venus, realizando cada cierto tiempo un sobrevuelo sobre este último para poder acercarse más y más a la superficie del Sol ("fotosfera"). En concreto, se estima que cuando pase por el punto más cercano al Sol, la sonda Parker se encontrará a unos 8.5 radios solares (unos 6 millones de kilómetros).

2.1. Objetivos de la misión

La gran mayoría de los objetivos que tiene esta misión son de carácter científico. De forma genérica estos objetivos son determinar la estructura y dinámica del campo magnético de la corona, entender cómo la corona solar y el viento se calientan y aceleran y determinar los procesos que aceleran las partículas energéticas, [11].

Con el fin de lograr estos objetivos, la misión lleva a cabo cinco experimentos o investigaciones:

- Investigación de campos electromagnéticos (FIELDS, por sus siglas en inglés) — Esta investigación hace mediciones directas de los campos eléctricos y campos magnéticos, ondas de radio, vectores de *Poynting*, densidad absoluta del plasma y temperatura de electrones. Sus instrumentos principales son dos magnetómetros de saturación, un magnetómetro de búsqueda de bobina, y cinco sensores de voltaje de plasma. El investigador Principal es Stuart Bale de la Universidad de California, Berkeley.

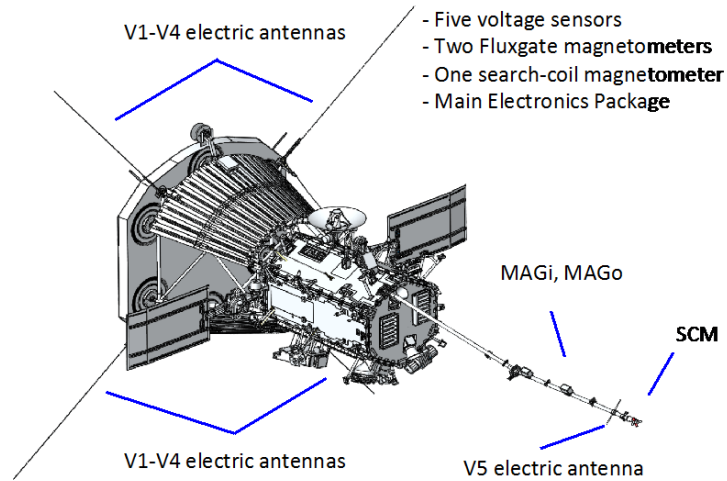


Figura 2.1: Instrumental del experimento FIELDS, [5]

- Investigación de ciencias integradas del Sol (ISIS) — Esta investigación va a medir los electrones energéticos, protones e iones pesados. Está compuesto de dos instrumentos independientes, EPI-Hi y EPI-Lo. El investigador principal es David McComas de la Universidad de Princeton.

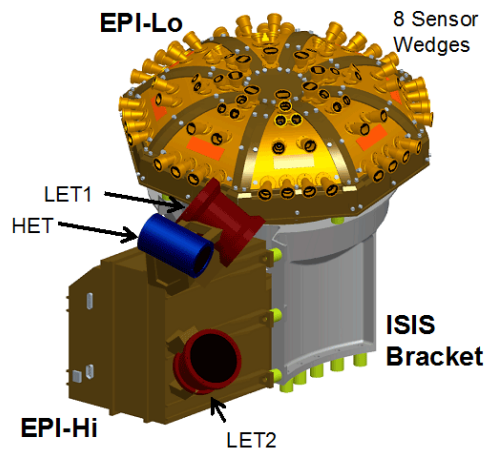


Figura 2.2: Instrumental del experimento ISIS, [5]

- Cámara de campo amplio de la sonda solar (WISPR) — Estos telescopios ópticos adquieren imágenes de la corona y el interior de la heliosfera. El investigador principal es Russell Howard del Laboratorio de Investigación Naval.

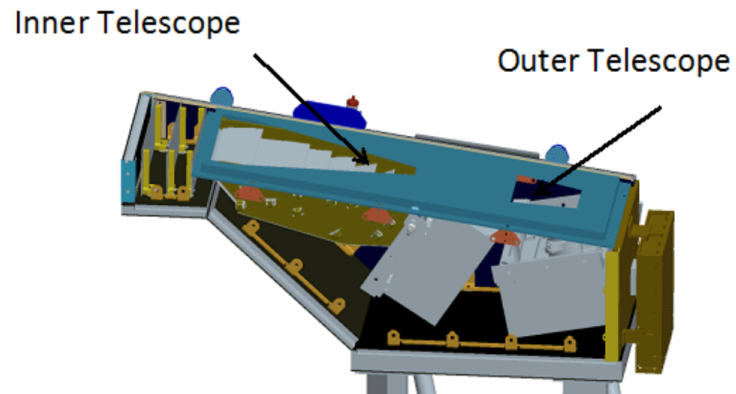


Figura 2.3: Instrumental del experimento WISPR, [5]

- Electrones, partículas alfa y protones de viento solar (SWEAP) — Esta investigación cuenta los electrones, protones e iones de helio y mide sus propiedades como velocidad, densidad, y temperatura. Sus instrumentos principales son dos analizadores electrostáticos y una copa de Faraday. El investigador principal es Justin Kasper de la Universidad de Michigan y el Observatorio Astrofísico Smithsonian.

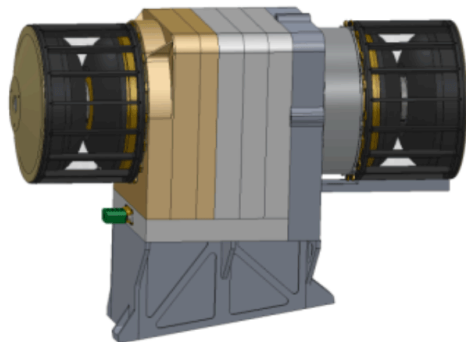


Figura 2.4: Instrumental del experimento SWEAP-A, [5]

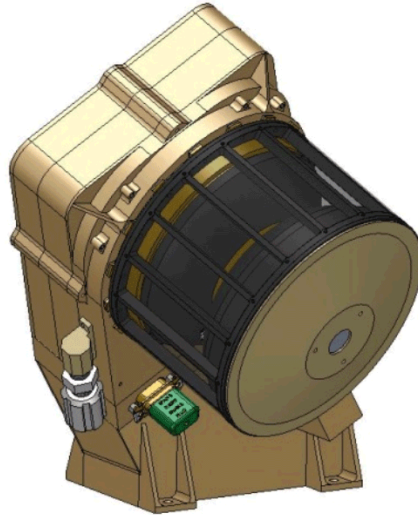


Figura 2.5: Instrumental del experimento SWEAP-B, [5]

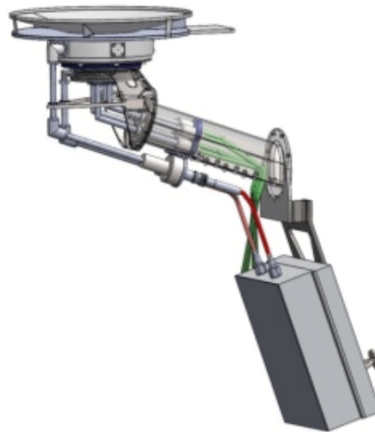


Figura 2.6: Instrumental del experimento SWEAP-C, [5]

- Orígenes heliosféricos con la Sonda Solar Plus (HeliOSPP) - Es una teoría y modelado de investigación para maximizar el resultado científico de la misión. El investigador principal es Marco Velli de la UCLA y el Laboratorio de Propulsión a Chorro (JPL).

2.2. Circunstancias especiales

Debido a las características de la misión se dan una serie de circunstancias que hay que tener en cuenta por su influencia sobre la propia misión y los resultados a obtener, y por tanto, sobre el presente proyecto. A continuación se detallan algunas de estas circunstancias que se han tenido en cuenta para desarrollar el proyecto.

2.2.1. Radiación

Debido a la cercanía al Sol a la que se enfrenta la nave, los sistemas están diseñados para soportar la extrema radiación y el gran calor cerca del Sol, donde la intensidad del mismo es de aproximadamente 520 veces mayor a la intensidad en órbita de la Tierra (1 AU aproximadamente). Esto se consigue gracias a la sombra que genera un escudo solar, el cual se describe en la sección siguiente. En la Figura 2.7, se puede visualizar de qué forma protege el escudo al resto de componentes de la sonda.

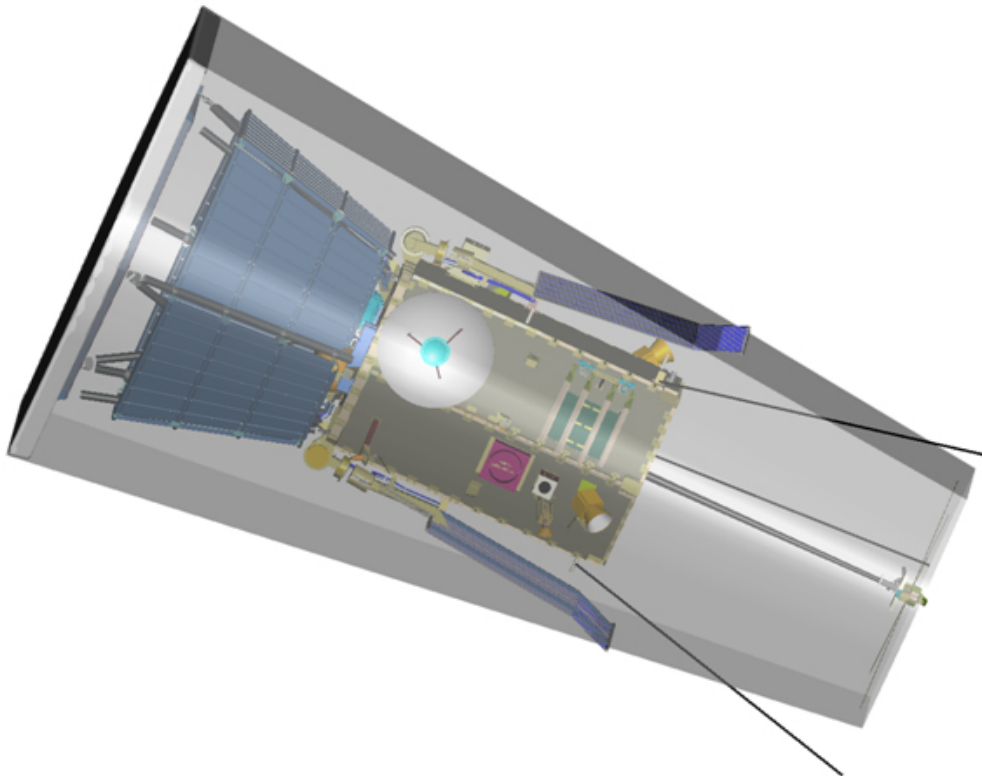


Figura 2.7: Sombra generada por el escudo solar para proteger la instrumentación de la nave, [4]

La zona más crítica en la que el escudo es estrictamente necesario, resulta ser cuando la nave se acerca al perihelio (a partir de 0.15 AU aproximadamente). Al viajar tan cerca del Sol, un modelo de gran precisión debería de tener en cuenta la propia forma de la nave, puesto que fenómenos como la refracción, reflexión o absorción de la luz son de suma importancia. Aun así, un simulador de estas características queda totalmente fuera del alcance de un TFM, por lo que esto mismo se propone más adelante como posible ampliación. Como se ve en el Capítulo 3, se ha decidido implementar un modelo de radiación más simple, que funciona especialmente bien a cualquier distancia del Sol, menos cuando la nave se encuentra muy cerca, lo cual no se llega a dar en el rango estudiado.

2.2.2. Distancia a la Tierra

En una misión de estas características hay que tener en cuenta que las distancias entre el centro de mando y la nave son enormes, llegando a superar 1 AU (150 millones de kilómetros). Como la comunicación por radio con la Tierra va a tomar alrededor de ocho minutos, la sonda tiene que actuar de forma autónoma y rápida para protegerse a sí misma. Según el científico del proyecto Nicky Fox, el equipo la describe como "la más autónoma de las naves espaciales que han volado", [11].

También hay que tener en cuenta que, debido a que la nave recorre grandes distancias, el módulo del error que se tiene en la simulación es mayor. Esto se analiza en el Capítulo 3 en profundidad, pero básicamente quiere decir que la propia simulación está limitada al número de dígitos de precisión que disponen las efemérides extraídas de la página web, *Horizons* [2].

2.2.3. Sobrevuelo de Venus

Uno de los pilares que sostiene esta misión y la hace viable es el uso que se le da a Venus para reducir la órbita de la sonda. Cada vez que la nave pasa cerca de Venus y sus órbitas se sincronizan, ésta hace un sobrevuelo al planeta, de forma que reduce su impulso, haciendo que el perihelio se vea disminuido. Esta maniobra, junto a los distintos impulsos que da el sistema propulsivo de la sonda, son las formas que tiene la nave de variar su órbita. Como la atracción del Sol es inmensa en comparación con la que generan otros planetas, este proceso de reducción del perihelio debe realizarse paulatinamente, para evitar que la sonda caiga en el pozo gravitacional del Sol. Debido a esto, la misión de la sonda Parker ha sido planificada para durar desde agosto de 2018, hasta julio de 2025. En la Figura 2.8, se puede apreciar de forma clara cómo debe cambiar la órbita y la velocidad de la sonda a lo largo de los casi 8 años de misión.

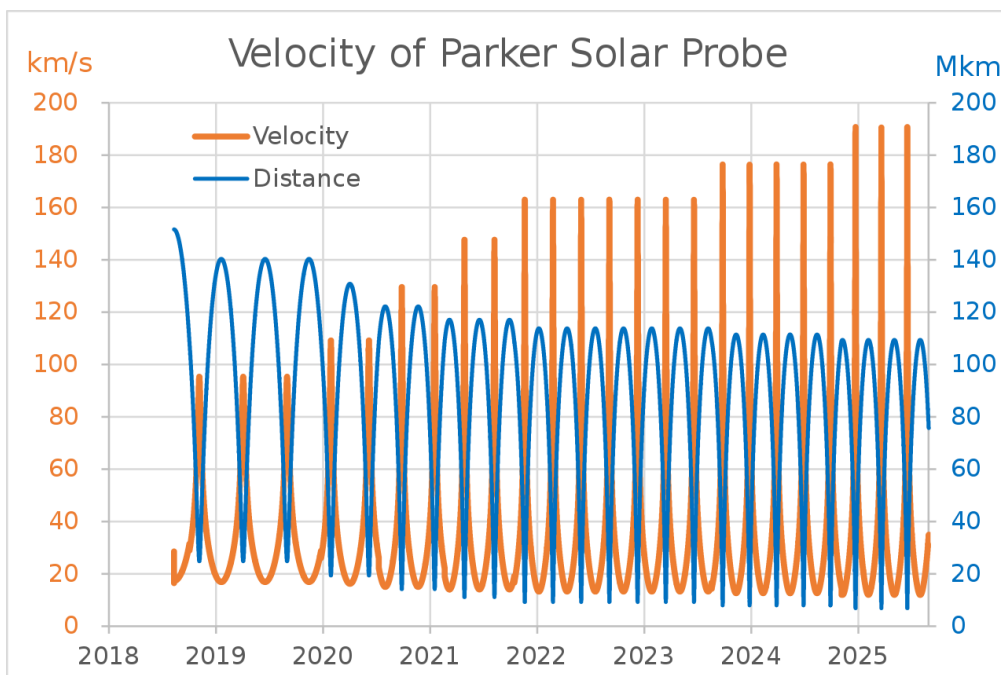


Figura 2.8: Distancia al Sol y velocidad de la Sonda Parker, [4]

2.2.4. Relatividad general: Ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann

Inicialmente, se había considerado que los fenómenos relativistas podían tener un papel muy discreto en la simulación de la sonda Parker. Tras analizarlo y tener en cuenta que, la órbita de Mercurio posee cierta precesión debida a dichos fenómenos, se creyó conveniente su incorporación.

Para tener en cuenta en la simulación la relatividad, se han incluido las ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann. Estas ecuaciones son las ecuaciones de movimiento diferenciales que describen la dinámica aproximada de un sistema de masas puntuales debido a sus interacciones gravitacionales mutuas, incluyendo efectos de relatividad general. Se utiliza una expansión post-newtoniana de primer orden y por lo tanto, es válida en el límite en el que las velocidades de los cuerpos son pequeñas comparadas con la velocidad de la luz y donde, los campos gravitacionales que les afectan son relativamente débiles (mucho menores que los ocasionados por supernovas o agujeros negros), [7].

2.3. Descripción y composición de la nave

Debido a los fenómenos comentados anteriormente, la sonda Parker tiene una distribución de los componentes peculiar. Debido a la intensa radiación solar, el escudo solar debe proteger todos los sistemas de la nave de la propia radiación y las extremas temperaturas. Dicho escudo es de 11,4 cm de espesor y está hecho de un compuesto de carbono–carbono reforzado, diseñado para soportar temperaturas fuera de la nave espacial de unos 1377°C. Su forma es hexagonal y está montado en la cara lateral de la nave espacial hacia el Sol.

Los sistemas espaciales y los instrumentos científicos se encuentran tras la parte central del escudo, donde la radiación directa del Sol es totalmente bloqueada. Si el escudo no estuviera entre la nave espacial y el Sol, la sonda sufriría daños y quedaría inoperante en segundos. Por ello, la nave está orientada en todo momento de manera que el escudo se encuentra enfrenteado al Sol, formando un ángulo de 90° respecto al vector distancia entre la nave y el Sol. De esta forma, se consigue que el escudo proteja al resto de la nave de la mejor forma posible, [11].

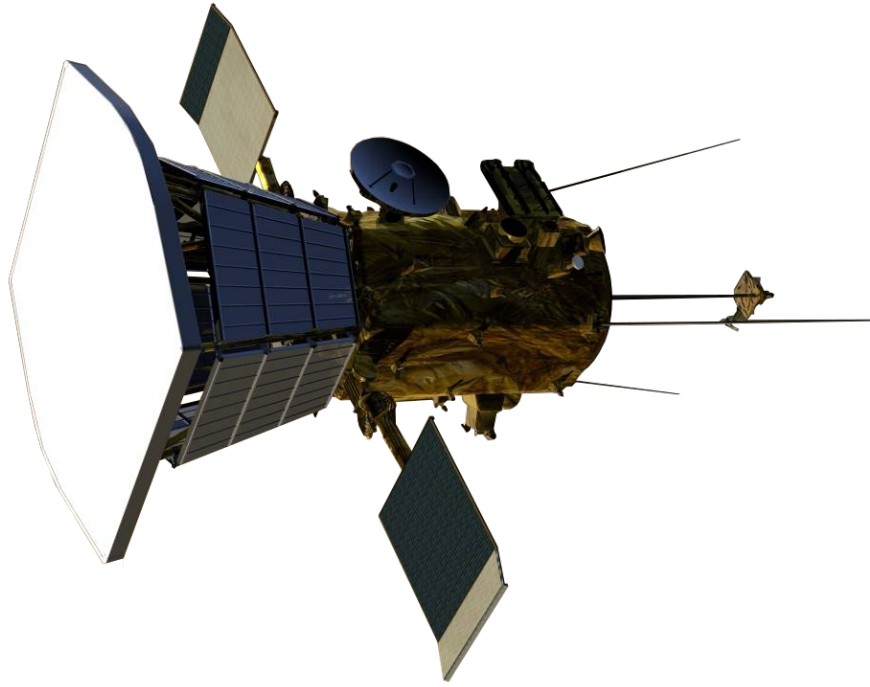


Figura 2.9: Modelo de la nave, [4]

Además de todos los sensores y antenas que posee la nave para recopilar, enviar y recibir información, también tiene dos paneles solares desplegables en los laterales. Cuando la sonda se encuentra a una distancia del Sol mayor a 0.15 AU, éstos comienzan a desplegarse, de forma que la sombra del escudo deja de protegerlos, permitiendo que generen energía eléctrica. Esta energía es almacenada y, posteriormente empleada en los subsistemas de la nave para poder realizar las labores de investigación comentadas con anterioridad.

2.4. Desarrollo de la misión

El lanzamiento de la sonda Parker se produjo el 12 de agosto de 2018 a las 7:31 UTC, en Cabo Cañaveral (Florida). Como se puede ver en la Figura 2.10, el cohete encargado de dicho despegue fue el *Delta IV-Heavy*, el cual es un vehículo de lanzamiento de carga pesada desechable, el modelo más grande de la familia *Delta IV* y el segundo cohete de mayor capacidad en operación del mundo, tras el *Falcon Heavy* de *SpaceX*. Es fabricado por *United Launch Alliance* y se lanzó por primera vez en 2004.



Figura 2.10: Despegue de la sonda Parker a bordo del *Delta IV-Heavy*, [4]

El *Delta IV Heavy* utiliza dos *Common Booster Core (CBC)* adicionales como reforzadores de cohetes líquidos en lugar de los motores de cohetes sólidos *GEM-60* utilizados por las versiones *Delta IV Medium*. En el momento del despegue, los tres núcleos operan a pleno empuje, y 44 segundos más tarde el núcleo central se reduce hasta un 55% para conservar el combustible hasta la separación del refuerzo. Los propulsores se queman a los 242 segundos después del lanzamiento y se separan cuando el acelerador de núcleo vuelve a acelerar por completo. El núcleo se quema 86 segundos después, y la segunda etapa completa el ascenso a la órbita.

La sonda Parker debe realizar siete sobrevuelos a Venus durante casi siete años para reducir gradualmente su órbita alrededor del Sol, llegando a estar a 6.16 millones de kilómetros al Sol (unos 8.86 Radios Solares), más cerca que la órbita de Mercurio y unas siete veces más cerca que cualquier nave espacial ha viajado antes.

En el momento en que la nave pase más cerca del Sol, su velocidad será de unos 700000 km/h. Esta velocidad es suficientemente elevada para viajar de Filadelfia a Washington en 1 segundo.

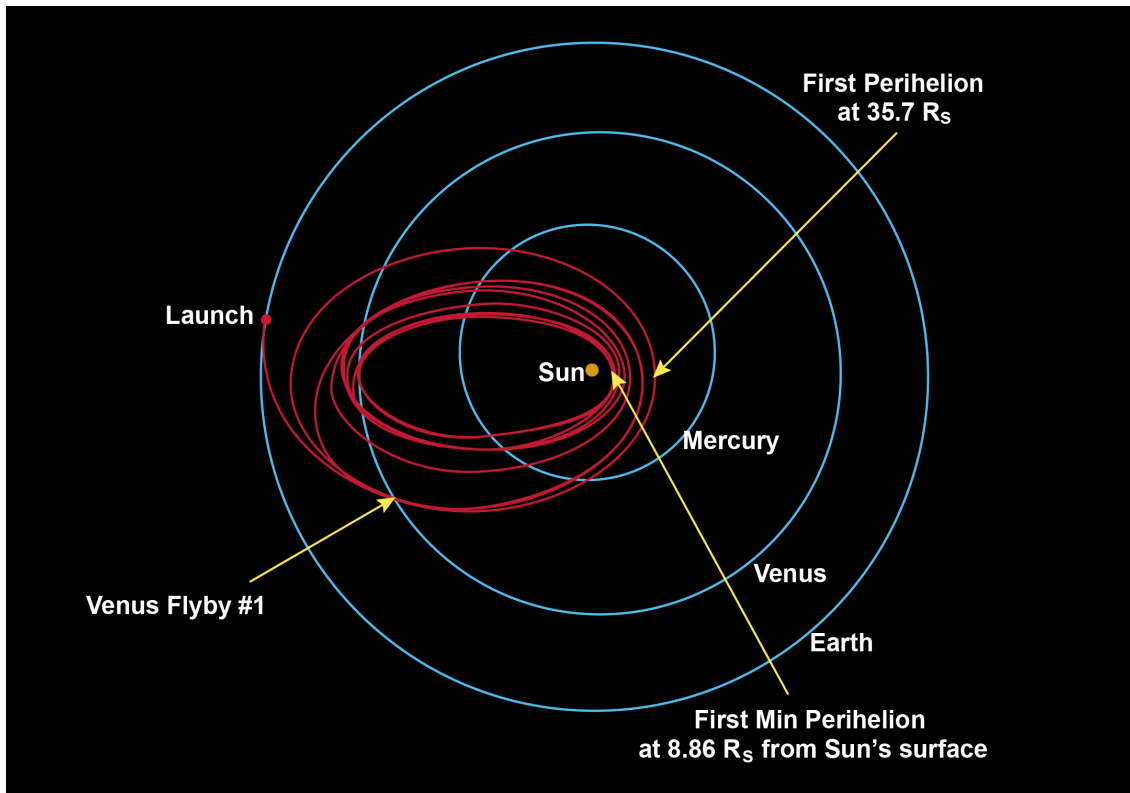


Figura 2.11: Distancia al Sol y velocidad de la Sonda Parker, [4]

Sus órbitas son de unos 88 días, lo que ocasiona que la nave realice algunas órbitas con sobrevuelo a Venus, y otras en las que estará esperando a poder realizar dicha maniobra. En total, la sonda realizará 24 órbitas alrededor del Sol y 7 sobrevuelos a Venus. En la Figura 2.11, se puede ver un boceto de las trayectorias que ha seguido y que seguirá la sonda a lo largo de toda la misión.

Parker Solar Probe es una verdadera misión de exploración; Por ejemplo, la nave espacial se acerca lo suficiente al Sol para observar cómo el viento solar se acelera de subsónico a supersónico, y vuela a través del lugar de nacimiento de las partículas solares de mayor energía. Aún así, como con cualquier gran misión de investigación, es probable que *Parker Solar Probe* genere más preguntas de las que responda.

Capítulo 3

Metodología

Para llevar a cabo el estudio, se ha realizado la simulación empleando *Wolfram Mathematica* como se ha comentado en el Capítulo 1, el cual ofrece una gran potencia de cálculo (necesaria en este tipo de simulaciones), además de otras herramientas de gran utilidad.

La forma de comprobar la fiabilidad del código, entre otras cosas, ha sido comparar los resultados obtenidos con los que se encuentran en la página web de la NASA, *Horizons*, [2], los cuales son resultado del simulador que emplea la propia NASA para simular la misión.

Las ecuaciones empleadas son las que rigen el movimiento kepleriano, a las cuales se han añadido las perturbaciones más relevantes, como se ha comentado en el Capítulo 1. A lo largo de este capítulo se exponen con más detalles algunos de los pasos que se han llevado a cabo para la realización del simulador, así como la forma de dichas ecuaciones.

3.1. Importación de datos

Para la elaboración del simulador son necesarios un gran número de datos que permitan la elaboración del mismo y, además, la posterior comparación de los resultados obtenidos. La gran mayoría de estos datos resultan ser la efemérides, tanto de los astros que se incluyen en el simulador, como de la sonda Parker para su posterior comparación. El lugar de dónde se han extraído los datos es la página web de la NASA, *Horizons*, [2]. Cabe destacar que, parte de la información que se recopila en dicha web corresponde a las efemérides que se obtienen al aplicar el modelo celeste de la NASA (como la posición o velocidad de la sonda Parker). Otros, son resultados de mediciones y cálculos, y son empleados para desarrollar el simulador. Debido a que es la fuente de información más fiable en este ámbito, se consideran dichos datos lo suficientemente precisos como para realizar la posterior comparación con los resultados obtenidos empleando el simulador del que habla este documento.

Una vez en la interfaz que se puede apreciar en la Figura 3.1, se deben seleccionar las opciones pertinentes en la configuración, de manera que se obtengan los datos de la forma deseada. Las selecciones serán las siguientes:

- ***Ephemeris Type***: Tipo de dato que se desea extraer. Con la opción **VECTORS** se obtienen los resultados en coordenadas cartesianas.

- **Target Body:** Cuerpo del que se desea extraer la información. Se pueden extraer los datos tanto de sondas como la Parker, como de cuerpos celestes como el Sol o los planetas. Hay que tener en cuenta que no solo se obtienen las efemérides, también otro tipo de información como los parámetros gravitacionales (μ) o los radios de los astros.
- **Coordinate Origin:** Origen de coordenadas de las efemérides extraídas. Se debe seleccionar el baricentro del Sistema Solar, el cual se puede considerar que es el centro del Sistema Solar y que permanece fijo.
- **Time Span:** Ventana de tiempo de muestreo de los datos. En este caso se ha elegido como inicio la primera vez que la sonda pasa por el periapsis de Venus y como fin la fecha estipulada de fin de la misión. De esta forma se obtienen los datos de toda la misión, sin tener en cuenta el lanzamiento de la sonda y su viaje hasta Venus.
- **Table Settings:** Configuración de los datos que se extraen. El simulador ha sido diseñado para funcionar con los datos predeterminados.
- **Display/Output:** Forma de salida de los datos. Se puede seleccionar entre visualización HTML, ASCII o descarga en archivo de texto.

IMPORTANT: The SSD Announcement email list is now available. Major changes are coming in the near future, including possible hostname and/or URL changes. To be notified of such changes, subscribe to this email list.

Please visit [this page](#) for more details.

HORIZONS Web-Interface

This tool provides a web-based *limited* interface to JPL's [HORIZONS system](#) which can be used to generate ephemerides for solar-system bodies. Full access to [HORIZONS features](#) is available via the primary [telnet interface](#). [HORIZONS system news](#) shows recent changes and improvements. A [web-interface tutorial](#) is available to assist new users.

Current Settings

Ephemeris Type [\[change\]](#) : **VECTORS**
 Target Body [\[change\]](#) : **Parker Solar Probe (spacecraft) [SPP PSP] [-96]**
 Coordinate Origin [\[change\]](#) : **Solar System Barycenter (SSB) [500@0]**
 Time Span [\[change\]](#) : Start=**2018-10-04**, Stop=**2025-08-31**, Step=**1 h**
 Table Settings [\[change\]](#) : *defaults*
 Display/Output [\[change\]](#) : **download/save** (plain text file)

Figura 3.1: Web *Horizons*, con la configuración empleada para obtener los datos, [2]

El único preproceso de datos que hay que realizar antes de emplear el simulador es eliminar toda la información que se obtiene en el archivo de texto previa al vector de estado y posterior a éste. Debe quedar como se muestra en la Figura 3.2, en la que se muestran 5 instantes temporales de la sonda Parker y las efemérides referentes a cada instante.

```

2458395.500000000 = A.D. 2018-Oct-04 00:00:00.0000 TDB
X = 7.170791451599828E-01 Y = -3.703963895021459E-02 Z = -4.221229863645157E-02
VX = -1.038025816403458E-02 VY = 1.335409487530426E-02 VZ = 6.076203957049115E-04
LT = 4.154185095932145E-03 RG = 7.192748524959753E-01 RR = -1.107191017378115E-02
2458395.541666667 = A.D. 2018-Oct-04 01:00:00.0000 TDB
X = 7.166461474508056E-01 Y = -3.648318366997637E-02 Z = -4.218695229401203E-02
VX = -1.040364447046074E-02 VY = 1.335575174538097E-02 VZ = 6.090045534296312E-04
LT = 4.151518997461262E-03 RG = 7.188132318555608E-01 RR = -1.108588958310177E-02
2458395.583333333 = A.D. 2018-Oct-04 02:00:00.0000 TDB
X = 7.162121737910745E-01 Y = -3.592666017667131E-02 Z = -4.216154821565286E-02
VX = -1.042710257599493E-02 VY = 1.335736980319637E-02 VZ = 6.103916894571775E-04
LT = 4.148849528680045E-03 RG = 7.183510276640016E-01 RR = -1.109991945392531E-02
2458395.625000000 = A.D. 2018-Oct-04 03:00:00.0000 TDB
X = 7.157772213294702E-01 Y = -3.537007000660809E-02 Z = -4.213608628080479E-02
VX = -1.045062600717677E-02 VY = 1.335895277909372E-02 VZ = 6.117816407373083E-04
LT = 4.146176678229445E-03 RG = 7.178882379545393E-01 RR = -1.111399351842615E-02
2458395.666666667 = A.D. 2018-Oct-04 04:00:00.0000 TDB
X = 7.153412874545952E-01 Y = -3.481341455781286E-02 Z = -4.211056637498056E-02
VX = -1.047420965595771E-02 VY = 1.336050361904643E-02 VZ = 6.131742768409572E-04
LT = 4.143500436093582E-03 RG = 7.174248609929780E-01 RR = -1.112810681886259E-02

```

Figura 3.2: Formato necesario del archivo de texto para el correcto uso del simulador

3.2. Comprobación del código

Tras la adquisición de los datos necesarios para la resolución de las actuaciones keplerianas, es de suma importancia cerciorarse de que el código no añada errores extra a la solución. Por ello se han realizado varias comprobaciones ejecutando el simulador en diferentes circunstancias, las cuales han consistido en ver que el error de los resultados obtenidos no aumenta en función del método empleado, el paso temporal de integración máximo permitido, la precisión de los datos importados, o el paso temporal seleccionado en la adquisición de los datos.

3.2.1. Error de integración debido al método empleado

El programa *Wolfram Mathematica* ofrece una gran variedad de posibles métodos de integración numérica, entre ellos los hay implícitos, explícitos o del tipo predictor-corrector. Por ello, se ha analizado la diferencia que existe en los resultados en función de si se emplea uno u otro.

En la tabla siguiente se puede observar el método analizado, el tiempo de cálculo y el error máximo de cada método:

Método	Tiempo de cálculo (s)	Error (km)
Extrapolation	1.54688	3.41007
BDF	0.953125	3.36755
Explicit Runge Kutta	18.9375	3.41007
Adams	0.734375	3.40467

Tabla 3.1: Comparación de los diferentes métodos analizados

A la hora de valorar qué método de integración es mejor, es importante destacar que no solamente es necesario que el método tenga el menor error posible, también es importante que el coste computacional no sea muy alto. La razón principal es que el hardware empleado en el presente trabajo es un ordenador portátil con unas prestaciones medias en lo que a potencia de cálculo se refiere. En este caso, el tiempo de cálculo debe ser lo suficientemente bajo como para poder obtener la solución en varios minutos como máximo. Esta limitación es un impedimento mayor como se ve posteriormente.

También hay que tener en cuenta que, hay métodos que funcionan mejor cuando el cálculo debe ser más preciso. Teniendo en cuenta esto, es necesario que se elija el método en base a el paso máximo necesario para que no se propague ningún error.

Observando la Tabla 3.1, queda claro que hay tres métodos que son en gran medida buenas opciones, descartando el Runge Kutta por cuestiones de coste computacional. Debido a que el método "*Extrapolation*" solamente necesita de un paso máximo entre iteraciones de 0.1 segundos para obtener la solución más precisa, mientras que los otros dos necesitan de 0.01 s, se ha considerado el primero como la mejor opción. Se podría pensar que el coste añadido por usar un paso temporal más pequeño se ve compensado con que los otros dos métodos son más rápidos, pero la realidad es que esto no sucede. En cómputo global, para el mismo error el método "*Extrapolation*" resulta ser la mejor opción.

Los métodos de extrapolación son una clase de métodos de orden arbitrario con control automático del orden y del tamaño del paso temporal. La estimación del error proviene de calcular una solución durante un intervalo utilizando el mismo método con un número variable de pasos y utilizando la extrapolación en el polinomio que se ajusta a través de las soluciones calculadas, dando un método compuesto de orden superior.

Típicamente, para baja precisión, los métodos de extrapolación no han sido competitivos comparado con los métodos de tipo Runge-Kutta. Sin embargo, para una alta precisión, el orden arbitrario significa que pueden ser arbitrariamente más rápidos que los métodos de orden fijo para tolerancias muy precisas.

En este caso concreto, el método "*Extrapolation*" generaliza la idea de la extrapolación de Richardson a una secuencia de refinamientos. Esto lo hace de gran interés para este problema en concreto.

3.2.2. Error de integración debido al paso temporal

Una vez seleccionado el método, se debe comprobar que la selección automática del paso temporal que realiza el programa es lo suficientemente acertada como para no incrementar el error.

Por ello, se han realizado diferentes pruebas limitando el paso temporal máximo, concluyendo que para el método seleccionado, limitar el paso temporal máximo a 1 s es suficiente. Esto se puede apreciar fácilmente en la tabla siguiente:

Paso temporal máximo (s)	Tiempo de cálculo (s)	Error (km)
Predeterminado	1.26563	0.007257
1	6.45313	0.00725706
0.1	43.6875	0.00725706
0.01	414.484	0.00725706

Tabla 3.2: Tabla con los valores del estudio de la influencia del paso temporal máximo

En la Tabla 3.2 se ha realizado una simulación del trayecto que pasa por el afelio (punto de la órbita más alejado del Sol) de la órbita, para así comprobar que no vale la pena reducir el paso temporal más allá de 1 segundo. Las razones son que el tiempo computacional sigue siendo muy pequeño, y a la vez se mejora ligeramente el resultado.

3.2.3. Error de integración debido a la precisión de los datos

Al tratarse de un viaje espacial alrededor del Sol, y por tanto manejarse distancias muy grandes, la precisión de los datos importados resulta de suma importancia. Dicha precisión resulta ser de 16 dígitos significativos, la máxima disponible en la página web *Horizons*, [2]. Para asegurar la máxima precisión en este ámbito, se han empleado comandos como "*SetPrecision*" y "*WorkingPrecision*", los cuales sirven para mantener los 16 dígitos durante toda la integración.

3.2.4. Error de integración debido al paso temporal de la adquisición de las efemérides

Cuando la sonda Parker viaja muy cerca del Sol, debido a la gran interacción que éste genera con la nave, cualquier pequeña perturbación se ve aumentada notoriamente. Esto hace que, si se importan las efemérides con un paso temporal demasiado grande (inicialmente se seleccionó una hora para agilizar computacionalmente el simulador), al interpolar entre cada paso temporal se pierda información. Por ello, se ha comprobado si existen diferencias entre las efemérides importadas con diferentes pasos temporales. De esta forma se ha obtenido la figura siguiente, la cual muestra la diferencia entre el módulo de la posición de la sonda al importarla con un paso de una hora y con un paso de un minuto.

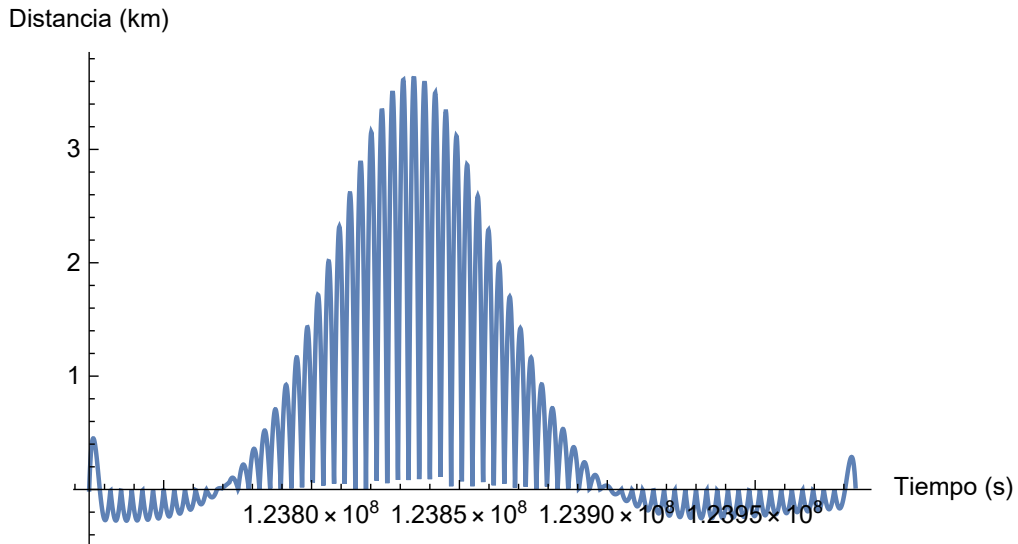


Figura 3.3: Error en la adquisición de los datos al emplear un paso de una hora

Al observar la gráfica se puede apreciar un error máximo de unos 3 km si se emplea un paso de una hora. Debido a que el paso mínimo de los datos importados es de un minuto, y a que computacionalmente el hecho de emplear un minuto como paso no supone un contratiempo (el tiempo de cálculo pasa a ser un 50% mayor, pero sigue siendo tolerable) se ha decidido emplear dicho paso para la adquisición de los datos de la sonda Parker. En la adquisición de las efemérides este tipo de error no es relevante, ya que hay que tener en cuenta que la velocidad que adquiere la nave es muchísimo mayor a la que pueden experimentar los astros involucrados. Por ello solo se tomará este paso para realizar la comparación de los resultados simulados con los adquiridos del modelo de la NASA.

3.2.5. Obtención de la órbita de la Tierra

Finalmente, tras analizar todo lo comentado en los apartados anteriores, se ha obtenido la órbita de la Tierra, en la cual, ciertos fenómenos como la radiación solar no tienen la relevancia que tienen en la órbita de la sonda Parker. Esta simulación sirve para comprobar que, realmente, el simulador funciona correctamente para las limitaciones existentes. Esto se puede apreciar en la figura siguiente:

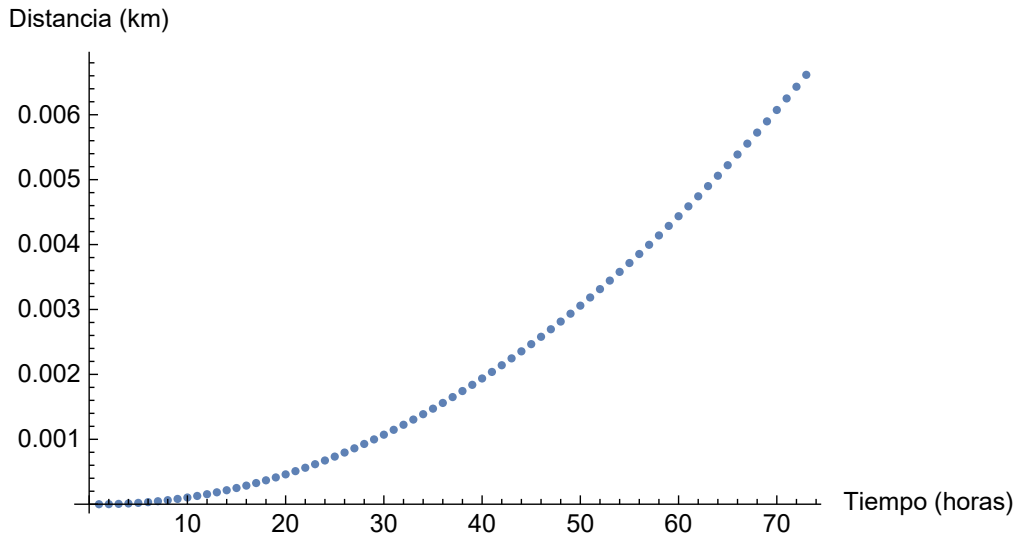


Figura 3.4: Error obtenido al simular la órbita de la Tierra

Como se puede ver en la imagen superior, tras realizar la simulación de la órbita de la Tierra en uno de los intervalos estudiados, se ha obtenido un error máximo de un metro, el cual, para las distancias involucradas en la integración resulta ser muy pequeño. Este error debe ser producido por la limitación que el número de dígitos de los datos importados ofrece.

Por tanto, se puede concluir que el simulador funciona correctamente a nivel general, y por ende, debe funcionar de igual forma en la simulación de la sonda Parker.

3.3. Ecuaciones del movimiento no perturbado. Tipos de coordenadas

Para obtener la velocidad y posición de la sonda Parker en el espacio, se ha resuelto numéricamente el sistema de ecuaciones diferenciales que forman las ecuaciones del movimiento kepleriano.

Lo primero que hay que seleccionar es el centro de coordenadas, ya que los términos del sistema de ecuaciones diferenciales varían considerablemente en función de dicho centro. Para facilitar y simplificar el código, se ha creído conveniente seleccionar como centro de coordenadas el baricentro del Sistema Solar. Dicho baricentro es considerado el centro del Sistema Solar, siendo desde el punto de vista de este estudio un centro invariante en el tiempo, por ello se ha creído oportuna su selección. Esto también evita añadir a las ecuaciones ciertos términos debidos al movimiento relativo entre el Sol y los planetas, como sucedería en las coordenadas heliocéntricas.

Esta selección genera que la posición tanto de la sonda, como de cada astro que forma el simulador, debe obtenerse en relación al baricentro del Sistema Solar. Esto añade una perturbación extra, ya que como se ve posteriormente, la posición del centro de gravedad del Sol difiere respecto a la del baricentro del Sistema Solar, y además, varía en el tiempo.

Para facilitar la comprensión de los resultados se ha decidido realizar la resolución numérica del sistema de ecuaciones en coordenadas cartesianas eclípticas, cuyo centro se acaba de comentar. Por tanto, cada vector de posición y de velocidad tiene tres componentes, referentes a los ejes x, y, z del sistema de coordenadas. Al tratarse de coordenadas eclípticas, el plano x-y se corresponde con el plano de la eclíptica (plano formado por la intersección del plano de la órbita terrestre con la esfera celeste). La dirección del eje x corresponde con el ICRF (*International Celestial Reference Frame*), el plano x-y es el plano orbital de la Tierra en el siglo de referencia (J2000), y el eje z perpendicular a dicho plano, con signo positivo respecto al polo norte de la Tierra.

Así pues, las ecuaciones que rigen el movimiento kepleriano son las siguientes:

$$\mathbf{r}' = \mathbf{v} \quad (3.1)$$

$$\mathbf{v}' = -\mu_{Sun} \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} \quad (3.2)$$

donde el vector \mathbf{r} es el vector de posición de la nave, \mathbf{v} el vector de velocidad de la misma, y μ_P es el parámetro gravitacional del Sol.

3.4. Perturbaciones añadidas al modelo

Con el objetivo de obtener un simulador lo suficientemente preciso, se deben añadir las perturbaciones más importantes que sufre la nave durante su órbita alrededor del Sol. Todo aquel fenómeno que pueda perturbar la trayectoria, velocidad o aceleración de la sonda debe ser tenido en cuenta, como pueden ser la atracción gravitacional de cualquier astro de tamaño considerable, el efecto de la radiación del Sol, el efecto de la forma del Sol al no ser una esfera perfecta, el propio desplazamiento que existe entre el centro de gravedad del Sol y el baricentro del Sistema Solar, o incluso los efectos relativistas.

Las perturbaciones se incluyen en la ecuación de la aceleración del movimiento kepleriano como un término añadido y su forma es la siguiente:

$$\mathbf{P} = \mu_P \frac{\mathbf{r}_P - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_P - \mathbf{r}|^3} \quad (3.3)$$

donde \mathbf{P} es la aceleración perturbadora, μ_P es el parámetro gravitacional del astro perturbador, \mathbf{r} el vector posición de la nave y \mathbf{r}_P el vector posición del astro perturbador.

Por tanto, la ecuación del movimiento kepleriano referente a la aceleración al haber añadido la perturbación de un astro es:

$$\mathbf{v}' = \mu_P \frac{\mathbf{r}_P - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_P - \mathbf{r}|^3} - \mu_{Sun} \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} \quad (3.4)$$

3.4.1. Venus

Como es lógico pensar, debido a que la sonda orbita alrededor del Sol y de Venus, la perturbación que este último pueda ocasionar es de gran relevancia, sobre todo en los momentos en los que la sonda realice un sobrevuelo a Venus.

Aplicando lo visto en el apartado anterior, el término perturbador y la ecuación de la aceleración quedan de la siguiente forma:

$$\mathbf{P}_{Ven} = \mu_{Ven} \frac{\mathbf{r}_{Ven} - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_{Ven} - \mathbf{r}|^3} \quad (3.5)$$

$$\mathbf{v}' = \mathbf{P}_{Ven} - \mu_{Sun} \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} \quad (3.6)$$

3.4.2. Posición del Sol

Inicialmente se había tomado el Sol como el astro que domina en lo que atracción gravitacional se refiere, pero sin tener en cuenta el desplazamiento del mismo respecto al baricentro por ser este pequeño para las distancias que se manejan. Debido a la inmensa influencia que tiene el Sol en la trayectoria de la sonda, un pequeño desplazamiento resulta ser de suma relevancia, lo que originó que fuera necesario añadir dicho desplazamiento como una perturbación más, consiguiendo corregir en 3 órdenes de magnitud el error.

Como se puede observar en la figura 3.5, la posición del centro del Sol respecto al baricentro del Sistema Solar varía muy poco al cabo de un año. Esto hace que, para el intervalo de tiempo simulado en el presente trabajo, no haga falta tener en cuenta el cambio en la posición del Sol. Aun así, para evitar posibles errores en caso de que se realice una simulación más larga, se ha decidido tener en cuenta este fenómeno durante la integración de las ecuaciones del movimiento.

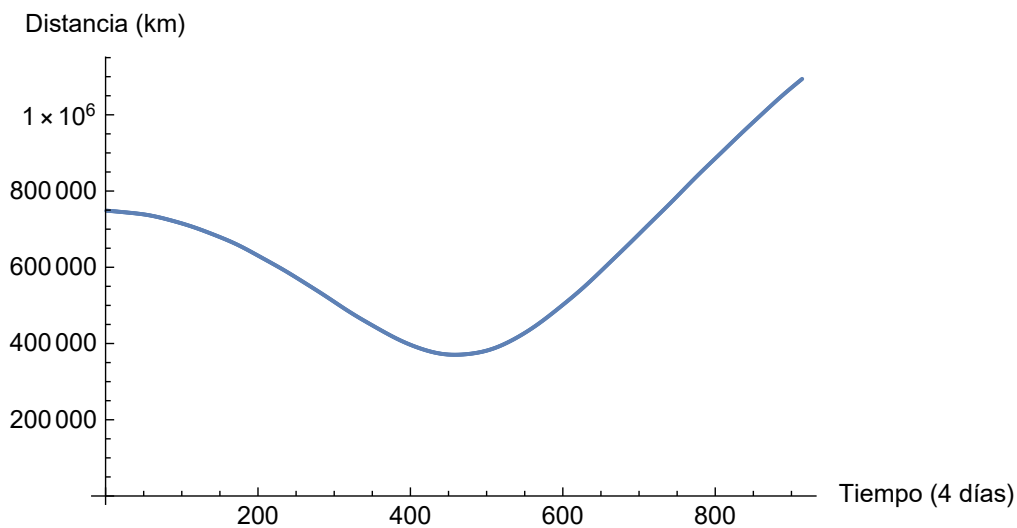


Figura 3.5: Desplazamiento del centro del Sol respecto al baricentro del Sistema Solar

Por tanto, las ecuaciones quedan de momento de la siguiente forma:

$$\mathbf{v}' = \mathbf{P}_{Ven} - \mu_{Sun} \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}|^3} \quad (3.7)$$

3.4.3. Radiación solar

La radiación solar es uno de los mayores quebraderos de cabeza en la simulación de un viaje espacial cercano al Sol sin duda alguna. En el presente trabajo se ha decidido incorporar un modelo simplificado, que funciona realmente bien cuando se analiza la radiación a una distancia no muy cercana al Sol, aunque podría emplearse un modelo detallado, que daría una solución más realista.

Modelo simplificado

Como su nombre indica, en este modelo de radiación se asumen ciertas hipótesis que resultan correctas si la nave se encuentra lo suficientemente lejos del Sol. Estas hipótesis son las siguientes:

- El Sol es considerado como un único punto de emisión.
- La superficie del escudo que recibe directamente la radiación del Sol se encuentra perpendicular al haz de luz incidente en todo momento.
- La superficie de recepción es perfectamente lisa y altamente reflectante, asumiendo que existe una reflexión perfecta, cuyo coeficiente de reflexión es C_r .
- Se asume el valor de $1367 \frac{W}{m^2}$ para la intensidad solar a una distancia de 1 AU.

Tras estas hipótesis, la perturbación debida a la radiación solar queda de la siguiente forma:

$$P_r = S_0 \frac{R_0^2}{|\mathbf{r}|^2} \quad (3.8)$$

$$\mathbf{v}' = P_r \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}|} + \mathbf{P}_{Ven} - \mu_{Sun} \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}|^3} \quad (3.9)$$

donde P_r es el módulo de la perturbación debida a la radiación solar, S_0 es la intensidad solar a una distancia de 1 AU, y R_0 es el radio de la fotosfera en km.

3.4.4. Planetas y algunos satélites del Sistema Solar

Para que el simulador pueda considerarse lo suficientemente preciso, no pueden faltar las interacciones que existen entre la sonda y los distintos cuerpos celestes más grandes del Sistema Solar. Por ello, se han incluido tanto los planetas, como los mayores satélites del Sistema Solar, generando cada uno una perturbación de la misma forma que sucedía con Venus.

La ecuación de la aceleración del movimiento kepleriano queda como sigue:

$$\mathbf{v}' = P_r \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}|} + \mathbf{P}_{Ven} + \mathbf{P}_{Mer} + \mathbf{P}_{Tie} + \mathbf{P}_{Mar} + \mathbf{P}_{Jup} + \mathbf{P}_{Sat} + \mathbf{P}_{Ura} + \mathbf{P}_{Nep} - \mu_{Sun} \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}|^3} \quad (3.10)$$

3.4.5. Ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann

Como se ha comentado en el Capítulo 2, se han empleado las ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann para tener en cuenta la relatividad general. La aceleración que afecta a la sonda al aplicar dichas ecuaciones es la siguiente:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{a}_A = & \sum_{B \neq A} \frac{Gm_B \mathbf{n}_{BA}}{r_{AB}^2} + \frac{1}{c^2} \sum_{B \neq A} \frac{Gm_B \mathbf{n}_{BA}}{r_{AB}^2} \left[v_A^2 + 2v_B^2 - 4(\mathbf{v}_A \cdot \mathbf{v}_B) - \frac{3}{2}(\mathbf{n}_{AB} \cdot \mathbf{v}_B)^2 \right. \\
 & \left. - 4 \sum_{C \neq A} \frac{Gm_C}{r_{AC}} - \sum_{C \neq B} \frac{Gm_C}{r_{BC}} + \frac{1}{2}((\mathbf{x}_B - \mathbf{x}_A) \cdot \mathbf{a}_B) \right] + \frac{1}{c^2} \sum_{B \neq A} \frac{Gm_B}{r_{AB}^2} [\mathbf{n}_{AB} \cdot (4\mathbf{v}_A - 3\mathbf{v}_B)] (\mathbf{v}_A - \mathbf{v}_B) \\
 & + \frac{7}{2c^2} \sum_{B \neq A} \frac{Gm_B \mathbf{a}_B}{r_{AB}} + O(c^{-4})
 \end{aligned} \tag{3.11}$$

donde \mathbf{a}_A es la aceleración de perturbación debida a la atracción gravitacional (teniendo en cuenta la relatividad) de cada uno de los astros involucrados, \mathbf{n}_{BA} es el vector unitario que indica la dirección desde el cuerpo A al cuerpo B, \mathbf{v}_A es el vector velocidad del cuerpo A, v_A es el módulo de la velocidad del cuerpo A, c es la velocidad de la luz, G la constante gravitacional universal y m_B la masa del cuerpo B. Esta nomenclatura se aplica de igual forma a cada cuerpo, siendo la sonda Parker el cuerpo A, siendo el astro que se está teniendo en cuenta el cuerpo B y siendo el cuerpo C el resto de astros.

Por tanto, la ecuación de la aceleración queda como sigue:

$$\mathbf{v}' = P_r \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{Sun}|} + \mathbf{a}_A \tag{3.12}$$

Aunque parezca que la expresión es demasiado escueta, la realidad es que dentro del término \mathbf{a}_A se encuentra el sumatorio de todas las contribuciones gravitacionales de los astros involucrados, siendo incluidos los efectos relativistas.

Capítulo 4

Resultados

Esta sección es una de las más importantes, puesto que en ella se van a reflejar los resultados obtenidos en la simulación de la trayectoria de la sonda Parker. Como se comentaba al principio del presente trabajo, se ha decidido estudiar dicha simulación en dos casos. El primero corresponde a una fase de la órbita en la que la nave se encuentra relativamente lejos del Sol. El segundo es el caso contrario, se analizan los resultados obtenidos cuando la sonda pasa por el punto más cercano al Sol, el perihelio. De esta forma, se pretende contrastar de forma más precisa el correcto funcionamiento del simulador. La razón principal de ello es que de esta forma se analiza la trayectoria de la nave en los dos casos más extremos de la misma, permitiendo que el lector obtenga una idea completa de la simulación realizada.

Es importante destacar que la selección de los intervalos temporales de simulación para ambos trayectos, se ha realizado de forma que la simulación no se vea afectada por las correcciones que la propia NASA realiza con los datos que les van llegando de la sonda. Esta es la razón principal por la que la fecha de simulación seleccionada comienza en septiembre de 2022, siendo los últimos datos recibidos por la NASA de febrero de 2020. Para el trayecto lejano al Sol se podría haber seleccionado una fecha en la que la nave realice un sobrevuelo a Venus, pero debido a la falta de información sobre el mismo, y la complejidad que esto añadiría al modelo, se ha decidido conveniente elegir un tramo en el que esta maniobra no se lleve a cabo.

Concretamente, los resultados que se van a exponer son las trayectorias de la sonda integradas en cada caso, una comparación entre la distancia al Sol simulada y la que se extrae del modelo de la NASA, [2], o la diferencia entre estas últimas. Cuando haya una comparación de resultados, el color azul corresponde a los datos del modelo de la NASA, mientras que el color naranja a los simulados.

4.1. Resultados sin perturbaciones

En esta sección se van a exponer los resultados obtenidos al integrar las ecuaciones del movimiento kepleriano, sin haber añadido a las mismas ninguna perturbación. En un sistema que se rige por dichas ecuaciones solamente se tiene en cuenta la interacción entre el astro principal, en este caso el Sol, y la nave.

Trayecto cercano al Sol

Cuando se simula la parte del viaje en la que la nave viaja cerca del perihelio sin tener en cuenta ninguna perturbación, se puede observar que existen grandes discrepancias entre el modelo de la NASA y la simulación realizada.

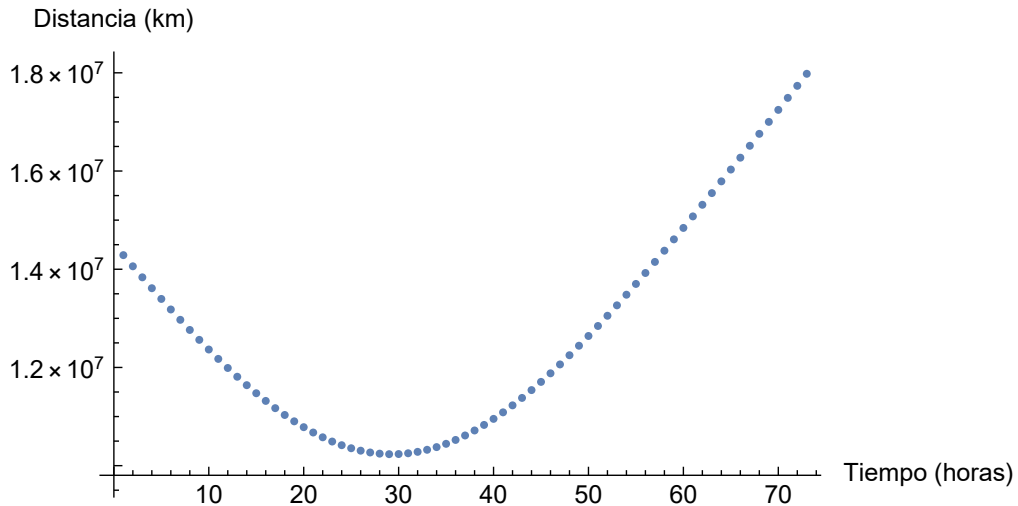


Figura 4.1: Simulación de la distancia al Sol de la sonda Parker durante el perihelio 13

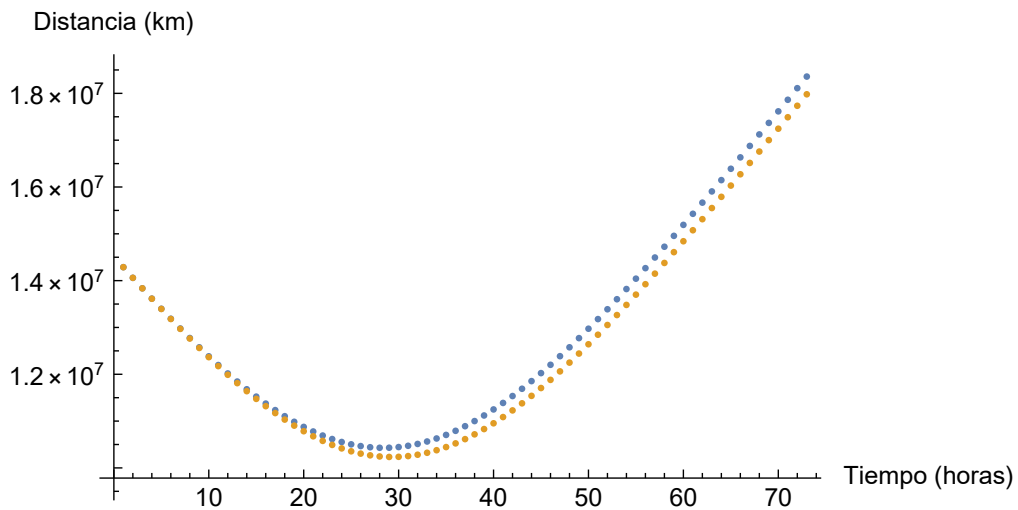


Figura 4.2: Simulación de la trayectoria de la sonda Parker durante el perihelio 13

En un primer vistazo, puede parecer que la integración se ha realizado correctamente, puesto que la forma de la Figura 4.1 parece ser la idónea. Pero si se analizan las Figuras 4.2 y 4.3, queda claro que la simulación dista mucho de ser correcta. El aumento de la discrepancia entre ambas se da cuando la sonda se acerca al perihelio, siendo el aumento de la diferencia entre la simulación y el modelo de la NASA mucho menor cuando se ha superado el perihelio.

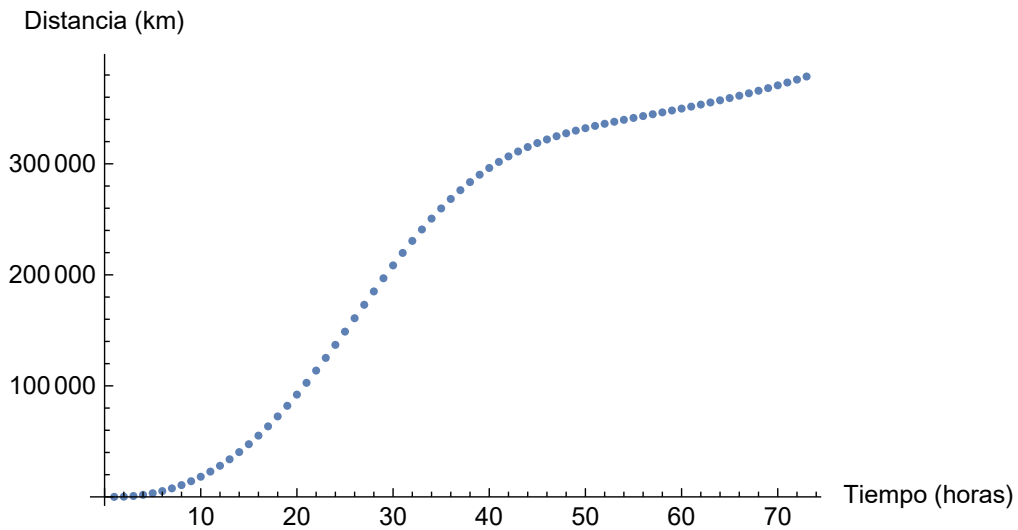


Figura 4.3: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

Trayecto lejano al Sol

Al igual que sucede en el caso anterior, la forma de la Figura 4.4 parece ser correcta. Pero si se observan las Figuras 4.5 y 4.6, queda claro que a la simulación le faltan elementos para poder ser precisa. En este caso, debido a que ciertos fenómenos como la radiación o la relatividad no tienen un peso importante ya que se dan cerca del Sol, el error es menor.

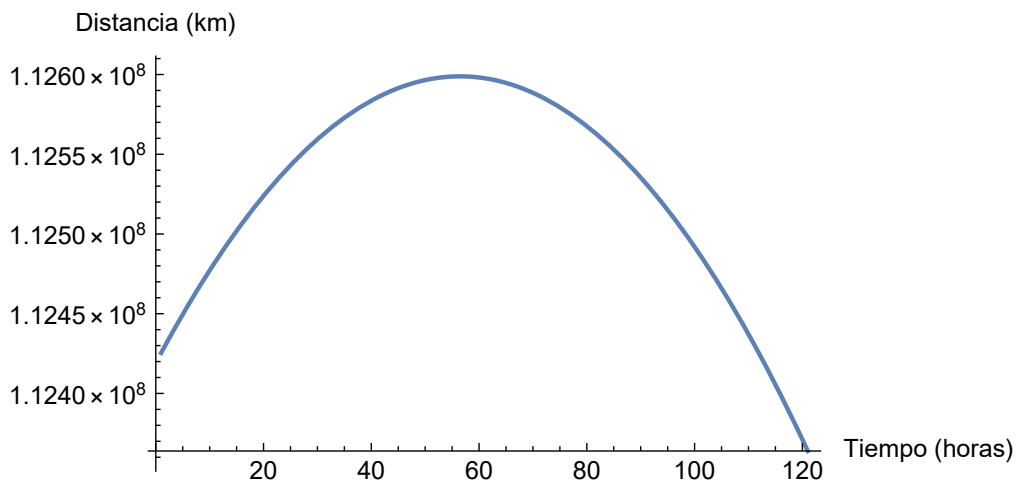


Figura 4.4: Simulación de la distancia al Sol de la sonda Parker tras el perihelio 13

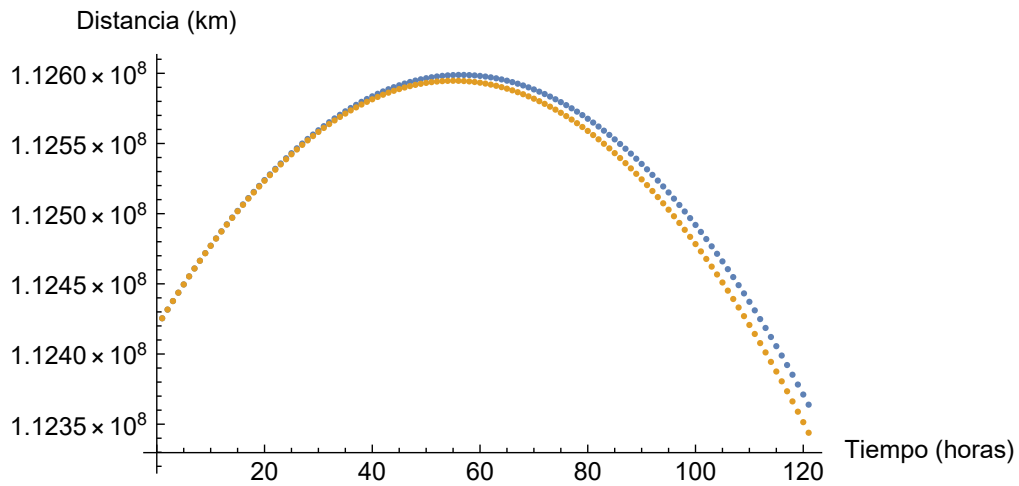


Figura 4.5: Simulación de la trayectoria de la sonda Parker tras el perihelio 13

Básicamente, cuando la sonda es simulada sin perturbaciones al viajar lejos del Sol, la solución es más precisa al haber menos perturbaciones que falten, además de que las perturbaciones de mayor magnitud se dan cerca de la estrella del Sistema Solar. Esta es una de las razones por las que la forma de la Figura 4.6 es una curva ascendente, la cual dista considerablemente de la vista en la Figura 4.3.

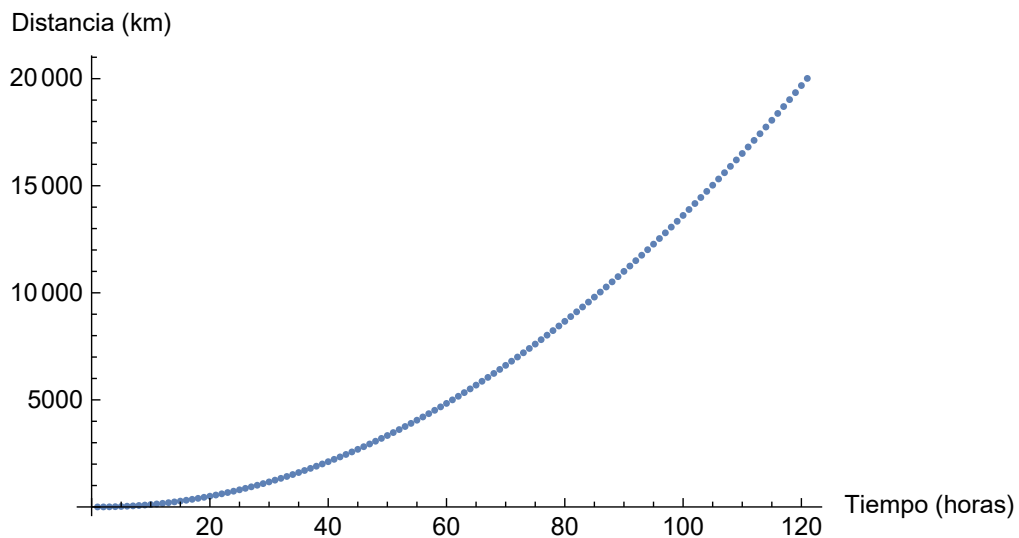


Figura 4.6: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

4.2. Resultados tras la adición de cada perturbación

Tras lo visto hasta ahora en el presente capítulo, queda claro que es necesario añadir ciertos fenómenos que las ecuaciones del movimiento kepleriano no tienen en cuenta, de forma que el modelo sea preciso. Por ello, se van a ir añadiendo de forma progresiva las perturbaciones que se han tenido en cuenta en esta simulación, mostrando que conforme éstas se incorporan, la solución mejora en gran medida.

Como es lógico pensar, hay ciertas perturbaciones que no solo dependen de si se simula un trayecto cercano al perihelio o al afelio de la órbita, si no de la posición en la que se encuentre cada astro respecto al baricentro del Sistema Solar. Por ello, es de suma importancia saber cual es la situación de cada astro en cada instante simulado, y por ende, haber seleccionado un intervalo temporal de estudio adecuado, como se ha comentado anteriormente.

4.2.1. Venus

Como se ha comentado con anterioridad, el hecho de que la sonda Parker realice en ciertos momentos un sobrevuelo a Venus para reducir su órbita, hace que Venus deba ser incorporado en el modelo. En los casos que no realice dicha maniobra no tendrá una importancia tan relevante, pero en las situaciones que sí la desempeña es uno de los fenómenos más importantes a tener en cuenta. Para facilitar la simulación del trayecto lejano al Sol se ha elegido un intervalo temporal en el que dicha maniobra no se desempeña, como se ha comentado al principio del presente capítulo.

Trayecto cercano al Sol

Como era de esperar, no se obtiene prácticamente mejoría durante este tramo al añadir a Venus al modelo. Esto es debido a que Venus, a pesar de ser el segundo planeta más cercano al Sol, realiza una atracción sobre la sonda muy pequeña si ésta se compara con la que ejerce el propio Sol.

La poca influencia que tiene Venus sobre la nave en el periodo integrado se ve claramente reflejada en las Figuras 4.7 , 4.8 y 4.9, las cuales parecen ser las mismas que las vistas en el apartado anterior.

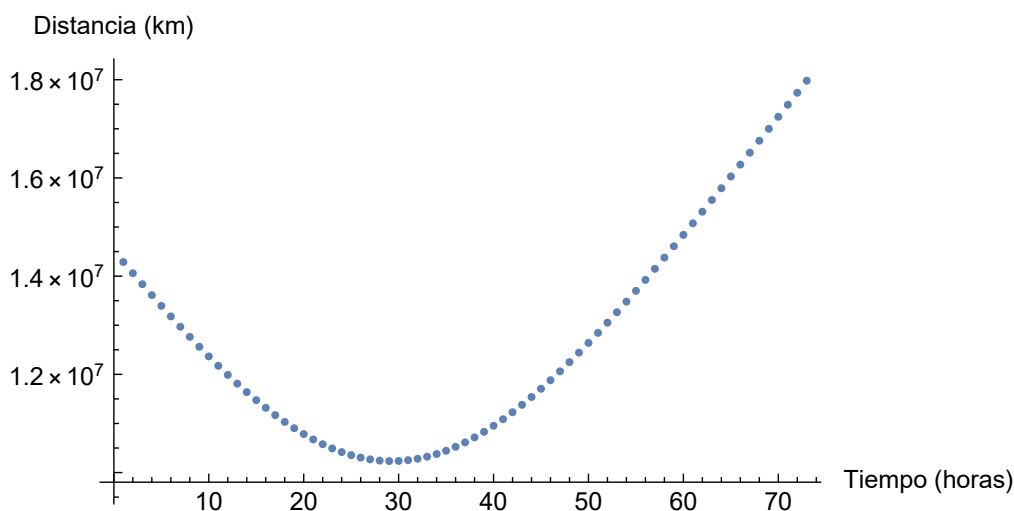


Figura 4.7: Simulación de la distancia al Sol de la sonda Parker durante el perihelio 13

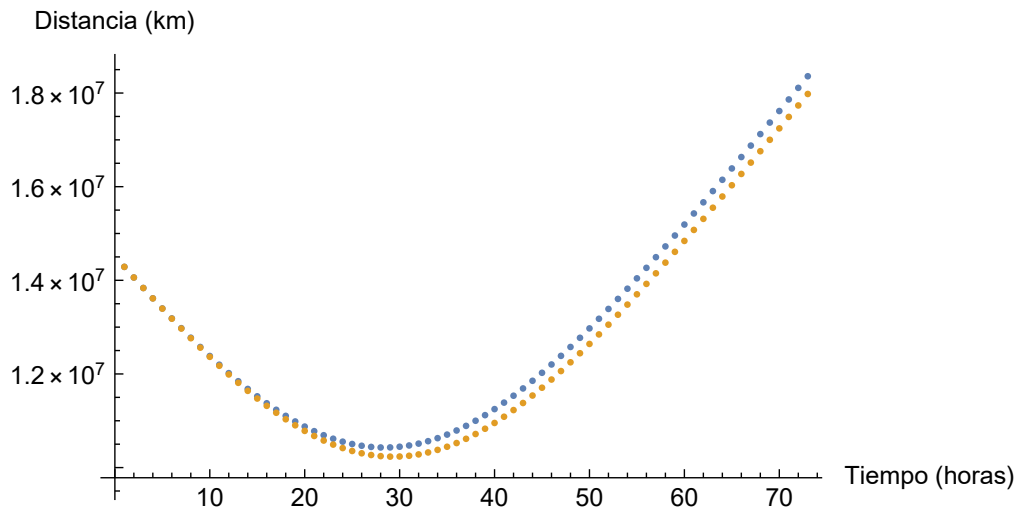


Figura 4.8: Simulación de la trayectoria de la sonda Parker durante el perihelio 13

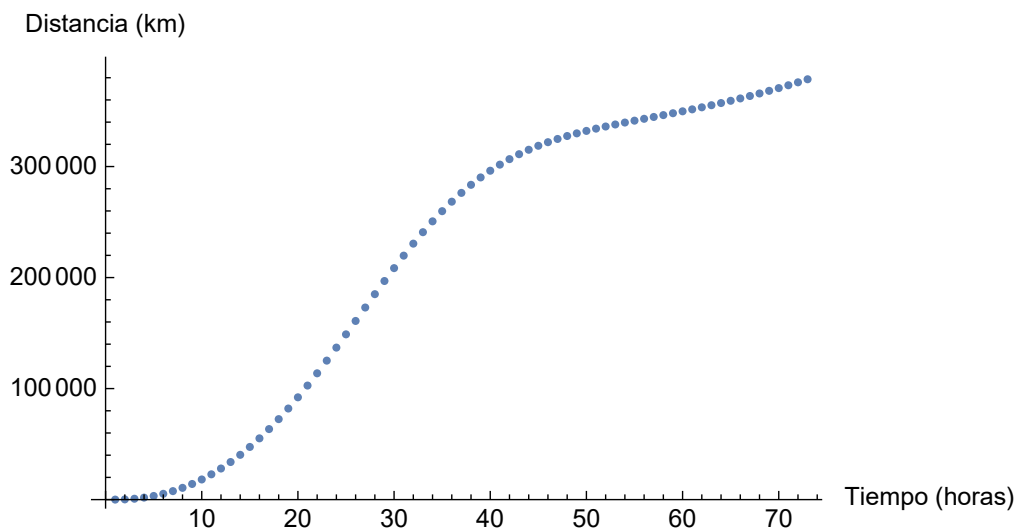


Figura 4.9: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

La Figura 4.10 muestra la aceleración que genera sobre la sonda la atracción gravitacional de Venus en cada instante de tiempo estudiado. Como se verá posteriormente, esta aceleración, comparada con la que ejerce el Sol cuando la nave viaja muy cerca de éste, es minúscula. En este caso concreto, inicialmente la sonda se acerca a Venus, para después alejarse del mismo.

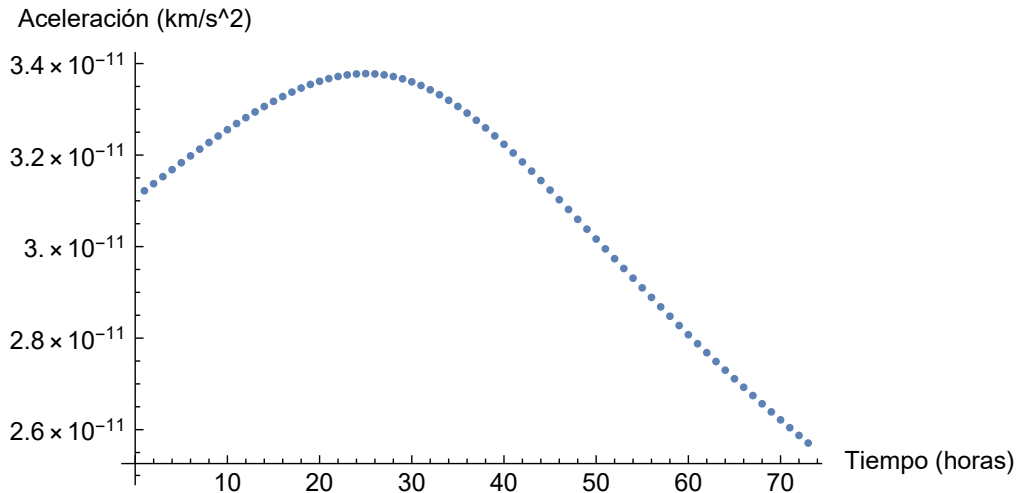


Figura 4.10: Aceleración debida a la atracción gravitacional debida a Venus, durante el perihelio 13

Como la forma de la Figura 4.7 se repetirá en sus homólogos para cada caso estudiado, se deja de incluir en los resultados a partir de este punto.

Trayecto lejano al Sol

A diferencia de cuando la sonda se encuentra más cercana al Sol, en este caso existe una gran influencia de Venus cuando la nave realiza un sobrevuelo. Como en el caso estudiado este fenómeno no sucede, la atracción que genera Venus sobre la sonda dependerá únicamente de la posición relativa entre el planeta y la nave.

De igual manera que sucedía en el trayecto cercano al perihelio de la órbita, las Figuras 4.11 , 4.12 y 4.14 son prácticamente iguales a las vistas en el apartado sin perturbaciones.

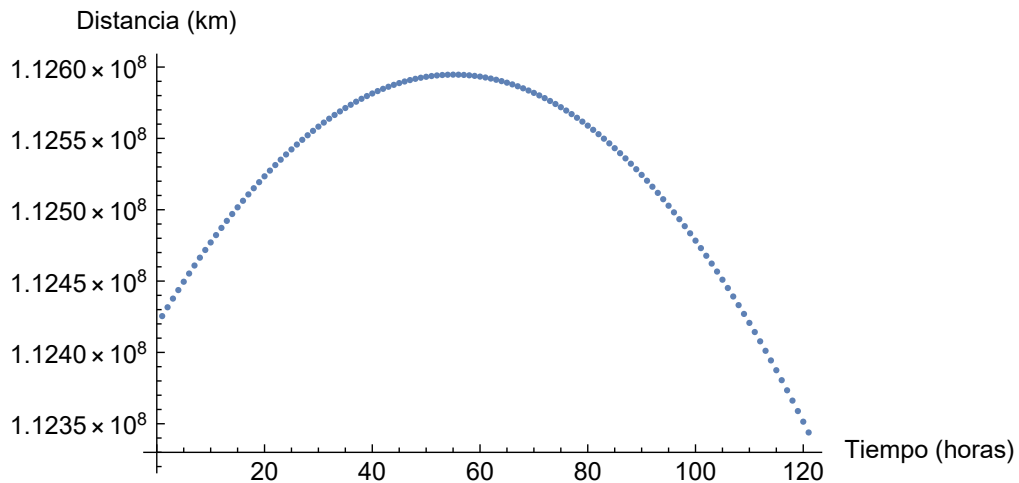


Figura 4.11: Simulación de la distancia al Sol de la sonda Parker tras el perihelio 13

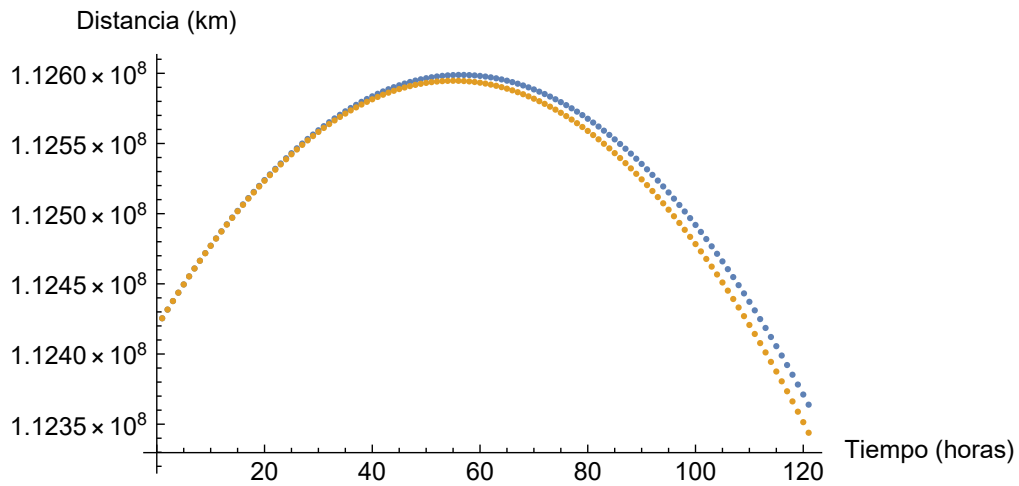


Figura 4.12: Simulación de la trayectoria de la sonda Parker tras el perihelio 13

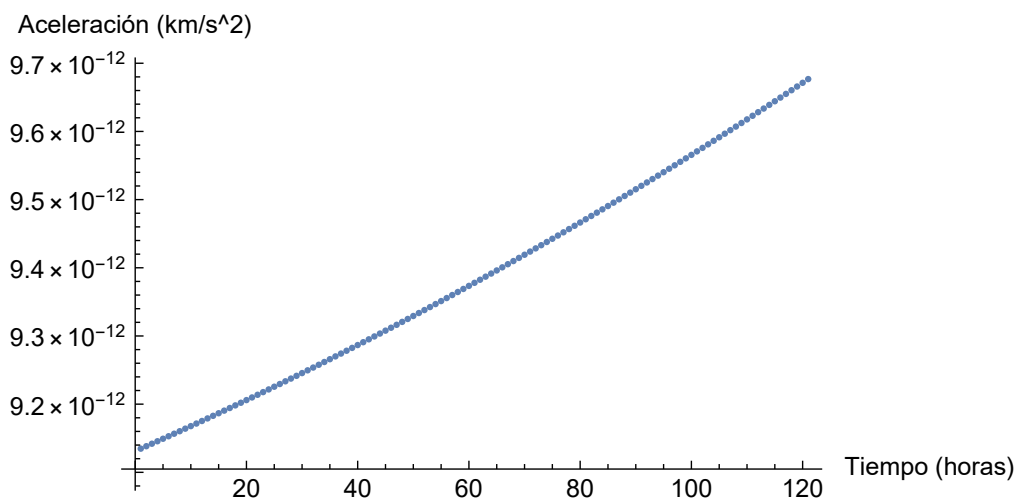


Figura 4.13: Aceleración debida a la atracción gravitacional debida a Venus, tras el perihelio 13

En este intervalo temporal concreto, debido a que Venus se encuentra más alejado de la nave que en el momento en que la sonda pasa cerca del perihelio, la aceleración que el planeta genera sobre la nave es inferior a la vista en en la Figura 4.10, como se puede apreciar en la Figura 4.13. Como dicha aceleración aumenta linealmente, es obvio pensar que la sonda y Venus se están acercando de igual forma.

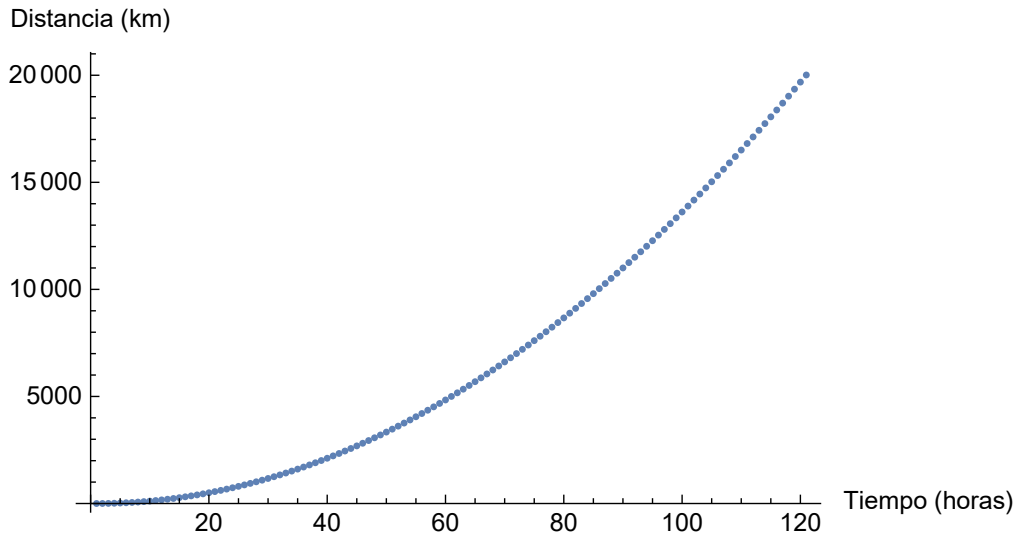


Figura 4.14: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

Como la forma de la Figura 4.11 se repite en sus homólogas para cada caso estudiado, se deja de incluir en los resultados a partir de este punto.

4.2.2. Desplazamiento del Sol respecto al baricentro del Sistema Solar

Al ser el centro del sistema de coordenadas el baricentro del Sistema Solar, éste difiere del centro del Sol, como se ha comentado en capítulos anteriores. Esto hace que, además de ser el Sol el cuerpo principal cuya gravedad es la más importante de todos los cuerpos tenidos en cuenta, el vector fuerza entre la nave y el Sol no esté centrado en el origen. Como en las ecuaciones del movimiento kepleriano el astro de mayor influencia gravitacional se sitúa en el centro de coordenadas, es necesario añadir una perturbación que corrija dicha posición.

Trayecto cercano al Sol

Al añadir a las ecuaciones la perturbación debida a la posición del Sol, se corrige en gran medida el error percibido. Esto queda claro al observar la Figura 4.15, en la cual se solapan la curva debida a la simulación y la debida al modelo de la NASA. Además, al analizar la Figura 4.16, se aprecia que la forma de la diferencia entre la simulación y el modelo de la NASA es la misma que la vista en los casos anteriores. A pesar de parecer la misma, el error máximo pasa de ser superior a 300000 km a ser solamente de 60 km.

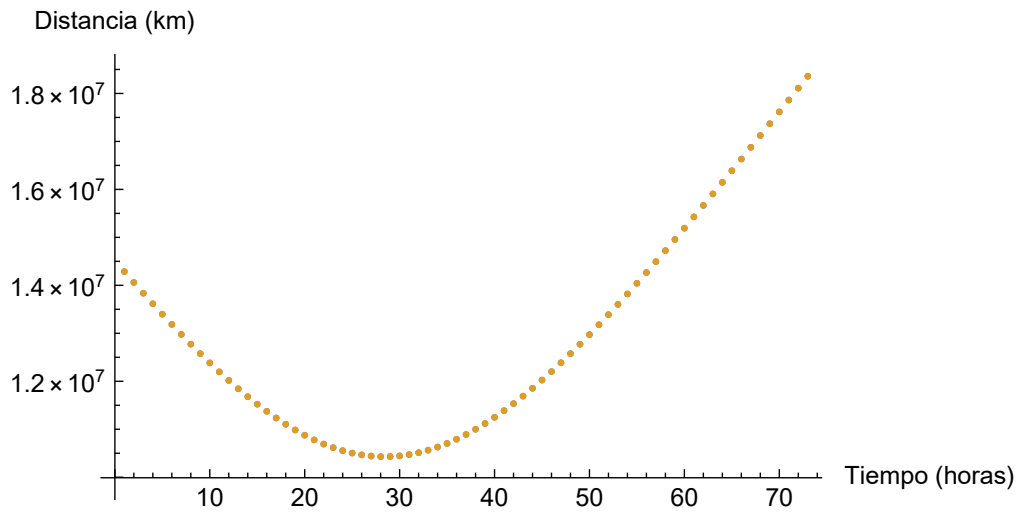


Figura 4.15: Simulación de la trayectoria de la sonda Parker durante el perihelio 13

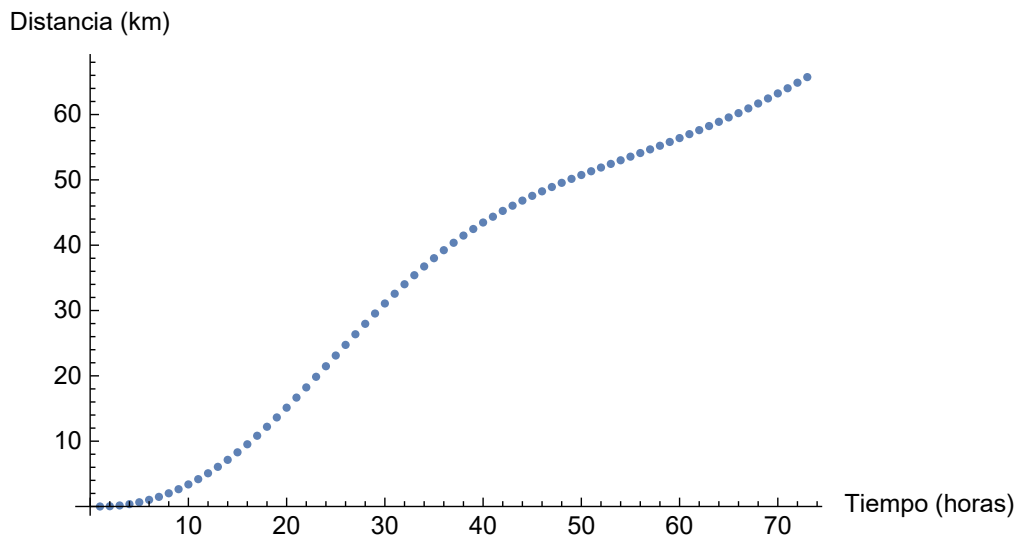


Figura 4.16: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

Si se compara la Figura 4.17 con la Figura 4.10, se puede ver lo comentado anteriormente, la aceleración que genera el Sol sobre la sonda es muchísimo mayor que la que ocasiona Venus sobre la misma. Además, queda claro que la nave primero se acerca al perihelio, para después alejarse del mismo, puesto que se puede ver un pico en el que la aceleración es máxima.

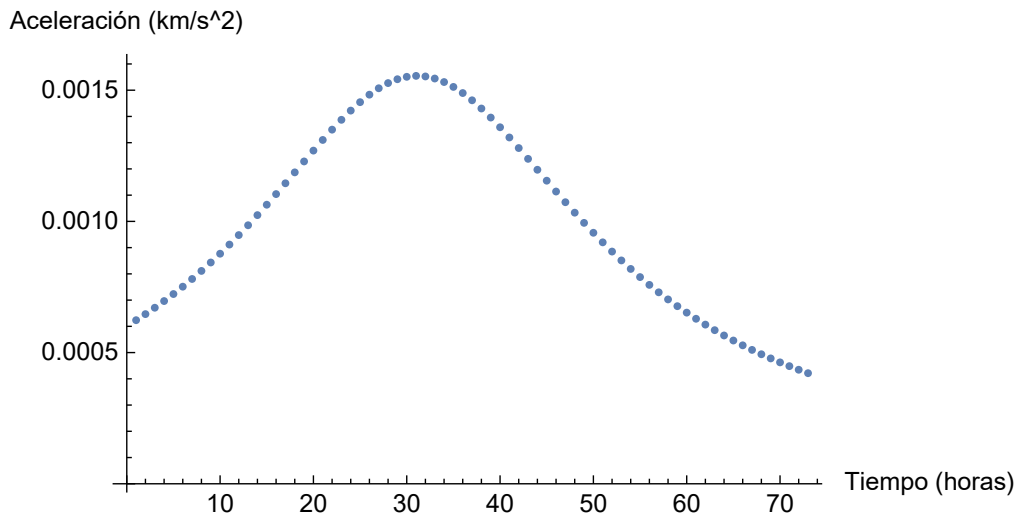


Figura 4.17: Aceleración debida a la atracción gravitacional debida al Sol y el desplazamiento del mismo respecto al baricentro del Sistema Solar, durante el perihelio 13

Como a partir de este punto la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA se solapan en la Figura 4.15, dicha figura dejará de mostrarse.

Trayecto lejano al Sol

De igual manera que sucedía en el trayecto cercano al Sol, al incluir la perturbación debida a la posición del Sol el error se reduce drásticamente. Esto hace que en la Figura 4.18, ambas curvas se vuelvan a solapar, haciendo la diferencia entre ambas imperceptible a simple vista.

Al analizar la Figura 4.19, se puede ver como, además de reducirse mucho el error, éste es inferior al percibido en el trayecto cercano al Sol. Las razones de esto son las mismas que las comentadas con anterioridad, existen menos fenómenos importantes que no están siendo tenidos en cuenta.

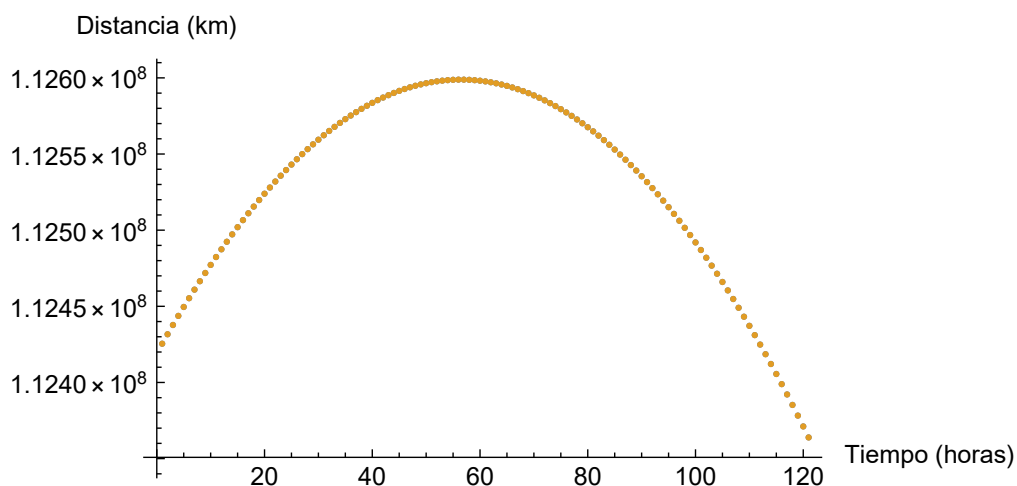


Figura 4.18: Simulación de la trayectoria de la sonda Parker tras el perihelio 13

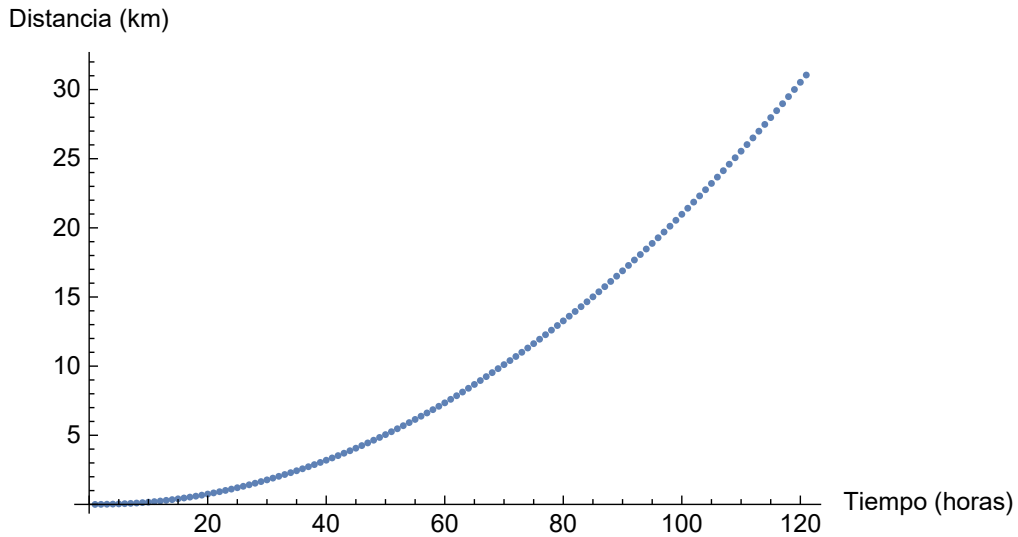


Figura 4.19: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

De forma contraria al trayecto cercano al Sol, en la Figura 4.20 se ve como la nave llega al punto más alejado del Sol, en el cual la atracción que genera el mismo es mínima, para después comenzar a acercarse. Además, es importante destacar que, en este trayecto la aceleración que genera el Sol sobre la sonda es más de 100 veces menor que la percibida en el otro trayecto.

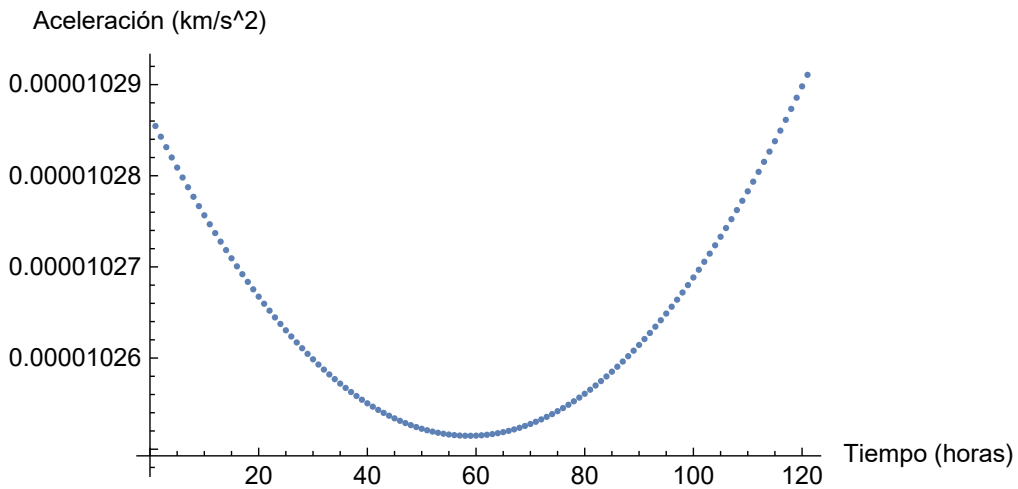


Figura 4.20: Aceleración debida a la atracción gravitacional debida al Sol y el desplazamiento del mismo respecto al baricentro del Sistema Solar, tras el perihelio 13

Como a partir de este punto la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA se solapan en la Figura 4.18, dicha figura dejará de mostrarse.

4.2.3. Todos los planetas y los satélites más grandes del Sistema Solar

Una vez obtenida una precisión considerable, para conseguir que el simulador sea lo más real posible y pulir dicha precisión, se han incorporado el resto de planetas y los satélites más grandes del Sistema Solar. De esta forma, en función de la posición relativa entre la nave y cada astro, en ciertas ocasiones el efecto gravitacional de éstos es de relevancia, lo que hace que la trayectoria se acerque aún más a la realidad.

Trayecto cercano al Sol

En este caso se ha decidido separar la influencia gravitacional de los planetas y los satélites más grandes en dos grupos, el primero desde Mercurio hasta Saturno, y el segundo con los planetas restantes y los satélites comentados. La razón principal tras esta separación es que, los primeros tienen una influencia considerable, mientras que los últimos no la tienen si son comparados con los primeros. Las razones de esto son que los astros del segundo grupo o son muy poco másicos para poder influir notoriamente, o están muy lejos de la sonda y el Sol o una mezcla de ambos. Esto queda claro al observar las Figuras 4.21 y 4.22, dónde se ve que la influencia del primer grupo es más de 100 veces mayor que la del segundo.

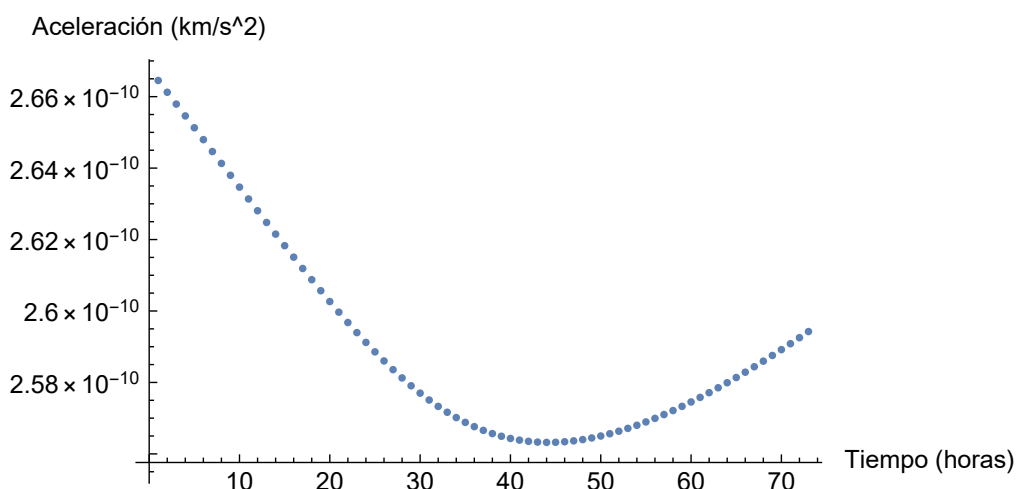


Figura 4.21: Aceleración debida a la atracción gravitacional debida a los planetas, desde Mercurio hasta Saturno, durante el perihelio 13

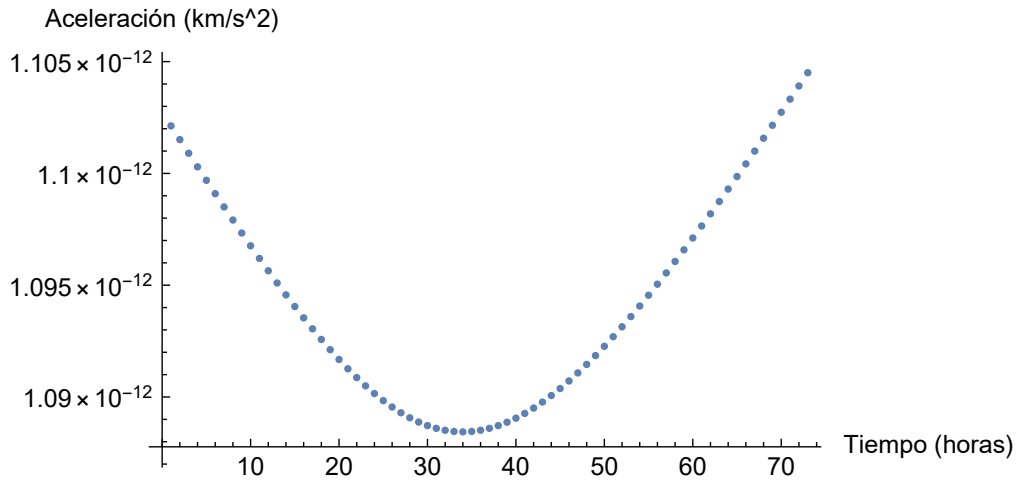


Figura 4.22: Aceleración debida a la atracción gravitacional debida al resto de planetas y a los satélites más grandes del Sistema Solar, durante el perihelio 13

Al observar la Figura 4.23, a pesar de que la influencia que ejercen los astros comentados no es despreciable, debido a la cercanía al Sol, como sucedía con Venus, la atracción debida a estos astros resulta imperceptible, por ello los resultados son los mismos que los vistos en la Figura 4.16.

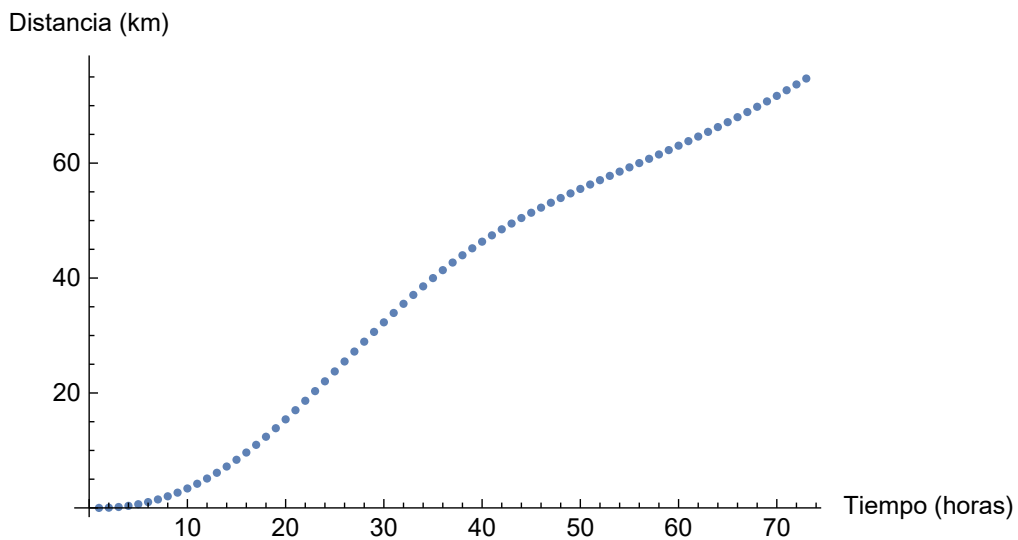


Figura 4.23: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

Trayecto lejano al Sol

De forma parecida a lo visto en el trayecto cercano al Sol, la aceleración debida al primer grupo de astros es más de 100 veces mayor a la ocasionada por el segundo grupo.

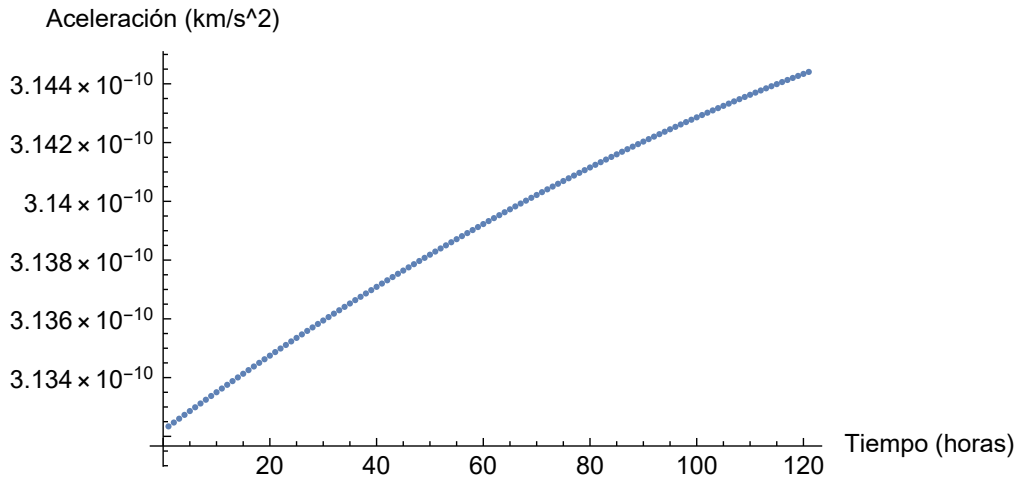


Figura 4.24: Aceleración debida a la atracción gravitacional debida a los planetas, desde Mercurio hasta Saturno, tras el perihelio 13

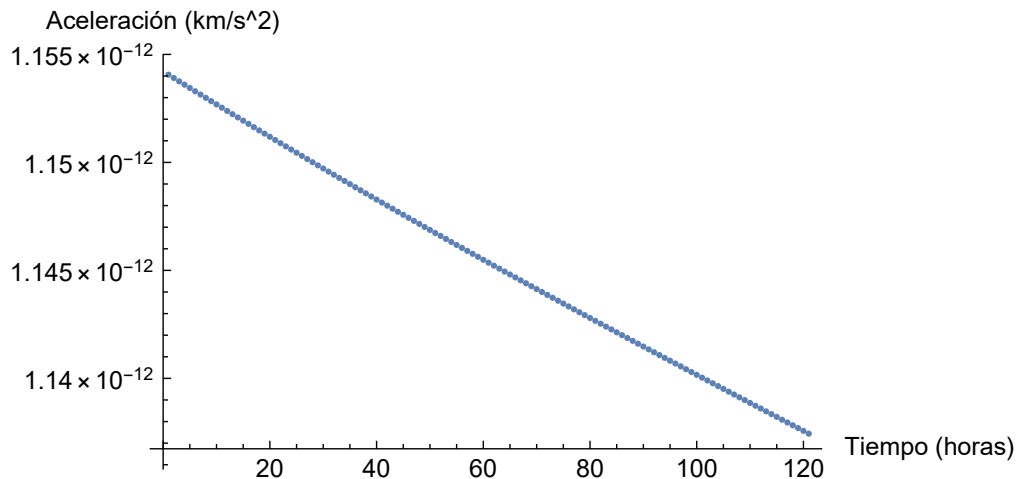


Figura 4.25: Aceleración debida a la atracción gravitacional debida al resto de planetas y a los satélites más grandes del Sistema Solar, tras el perihelio 13

Al analizar la Figura 4.26, se puede ver cómo en este trayecto sí existe una mejoría en el error percibido. Esto es debido a que la influencia del Sol no es tan dominante como en el otro trayecto, lo que genera que la influencia del resto de astros sea relevante. Si se analizara la influencia de cada astro, seguramente dicha mejoría sería debida a la atracción que ejerce uno o dos astros, los cuales orbitan cerca de la sonda en el intervalo de tiempo seleccionado.

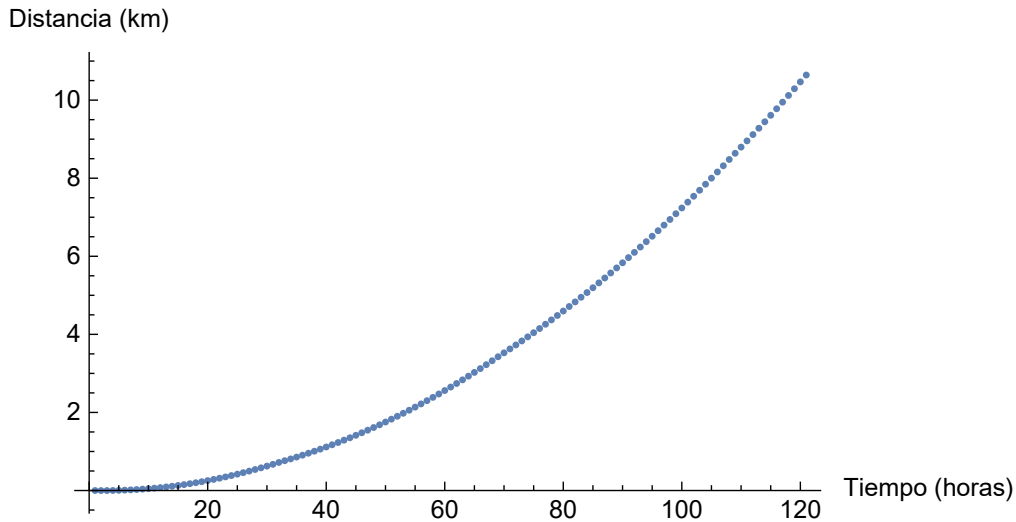


Figura 4.26: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

4.2.4. Radiación Solar

A diferencia de otro tipo de simulaciones espaciales, donde la presión que ejerce la radiación solar sobre la nave no tiene relevancia respecto a otros fenómenos, en este caso concreto debe ser tomada en cuenta. Como se comprueba posteriormente, su importancia es mucho mayor en el tramo cercano al Sol que en el lejano. Es importante aclarar los valores que adoptan las variables de las que depende la radiación solar, según el modelo comentado en el Capítulo 3.

De todos estos valores, el único que se puede encontrar de forma precisa es el correspondiente a la intensidad de radiación a una distancia de 1 AU. Este dato es fácilmente medible desde la Tierra, lo que genera que los modelos de radiación solar más generales (como el empleado en el presente trabajo) empleen una ponderación de dicha magnitud.

Debido a la peculiar forma del escudo solar, y a que de la superficie del mismo la única información existente es su diámetro (2.3 m), se ha debido de realizar un proceso de análisis concreto para poder obtener un valor fiable de la superficie general del escudo solar. Tras comprobar y trabajar sobre varias fotografías y modelos del escudo, y a partir de la superficie que tendría el mismo si fuera regular (unos 3.5 m^2), se deducido que la superficie del mismo ronda los 4 m^2 .

De forma similar se ha procedido con los coeficientes de reflexión, tanto del escudo como de los paneles solares. Se han analizado diferentes coeficientes de reflexión de materiales con alta reflectividad, considerando óptimo el valor de 1.8. En cuanto al de los paneles, debido a ser mucho menos reflectivo, ya que su finalidad es generar energía eléctrica, se ha creído conveniente el valor de 1.38.

Por último, la superficie de los paneles solares es de unos 1.6 m^2 , y el peso de la sonda oscila entre los 685 kg y los 615 kg. Para la elección del peso de la nave, teniendo en cuenta que el peso máximo al despegue es de unos 685 kg, y que el peso en vacío de la misma es de unos 615 kg, debido a los impulsos que ha podido realizar la sonda consumiendo combustible, se ha seleccionado un peso de 655 kg.

Por tanto, en la tabla siguiente se encuentran de forma compacta los valores comentados anteriormente:

Elemento	Valor	Unidades
Coefficiente de reflexión del escudo	1.8	-
Coefficiente de reflexión de los paneles	1.38	-
Superficie del escudo solar	4	m^2
Superficie de los paneles	1.6	m^2
Masa de la sonda	655	kg
Intensidad de la radiación a 1 Au	1367	W/m^2

Tabla 4.1: Valores de las variables de la radiación solar

Trayecto cercano al Sol

Como es lógico pensar, en el trayecto en el que la nave pasa más cerca del Sol, la influencia de la radiación solar será mucho mayor. Tal es el efecto que tiene la radiación sobre la nave, que el error máximo obtenido para este intervalo de simulación es de 3.5 km, mucho menor que el visto en el apartado anterior.

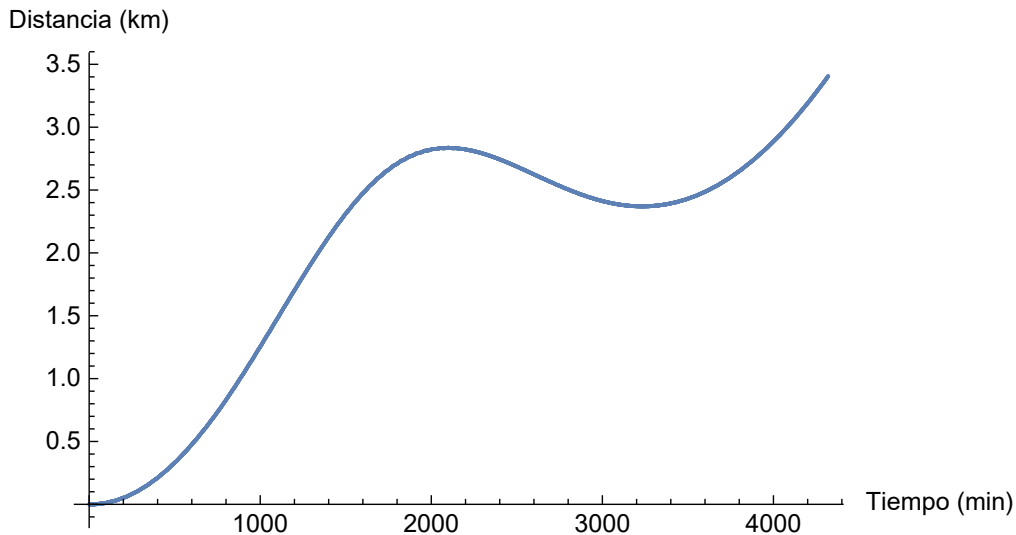


Figura 4.27: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

Al igual que sucedía con otras perturbaciones, el valor máximo de la aceleración se da cuando la sonda pasa por el perihelio de la órbita. Debido a que la radiación aumenta con el cuadrado de la distancia, la forma de la curva vista en la Figura 4.28 dista de una recta, siendo más parecida a una parábola.

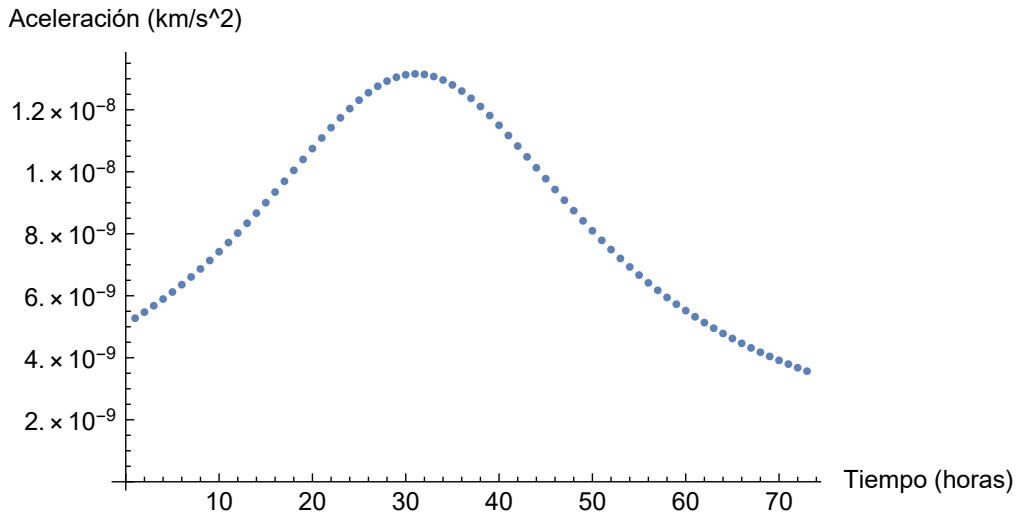


Figura 4.28: Aceleración debida a la radiación solar sobre el escudo solar durante el perihelio 13

Trayecto lejano al Sol

A pesar de que la influencia de la radiación solar es menor en este tramo, se obtiene una buena solución al añadir al modelo la radiación. De hecho se consigue pasar de unos 10 km de error máximo a unos 50 m.

Las oscilaciones vistas en la Figura 4.29 son debidas al error de los dígitos de precisión comentado en el Capítulo 3. Al observar dicha figura, se puede ver como todavía el error sigue aumentando ligeramente conforme aumenta el tiempo de simulación.

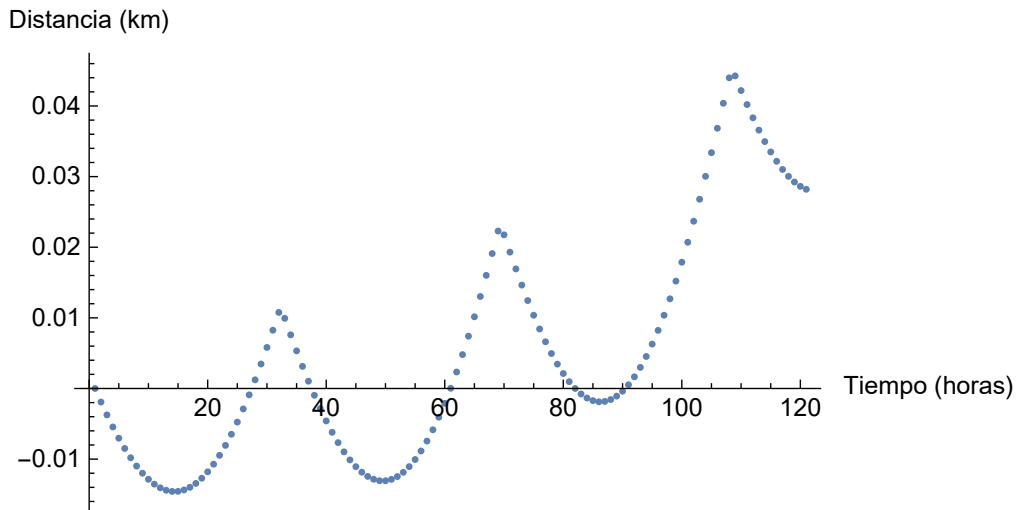


Figura 4.29: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

En este caso, debido al escudo solar y los paneles solares descritos en el Capítulo 3, el efecto de la radiación se ha dividido en dos. La Figura 4.30 corresponde a la aceleración que genera sobre la sonda la presión de radiación que incide sobre el escudo solar. Ésta es la mayor de las dos, debido a la mayor superficie del escudo, además de la mayor reflectividad de dicha superficie. En la figura 4.31 se puede ver la aceleración que se ejerce sobre la nave debido al despliegue de los paneles solares para el abastecimiento de energía eléctrica de la sonda. Al no estar cubiertos dichos paneles por una capa de pintura reflectante y ser de menor superficie, la aceleración resulta ser menor que la ocasionada por la incidencia sobre el escudo.

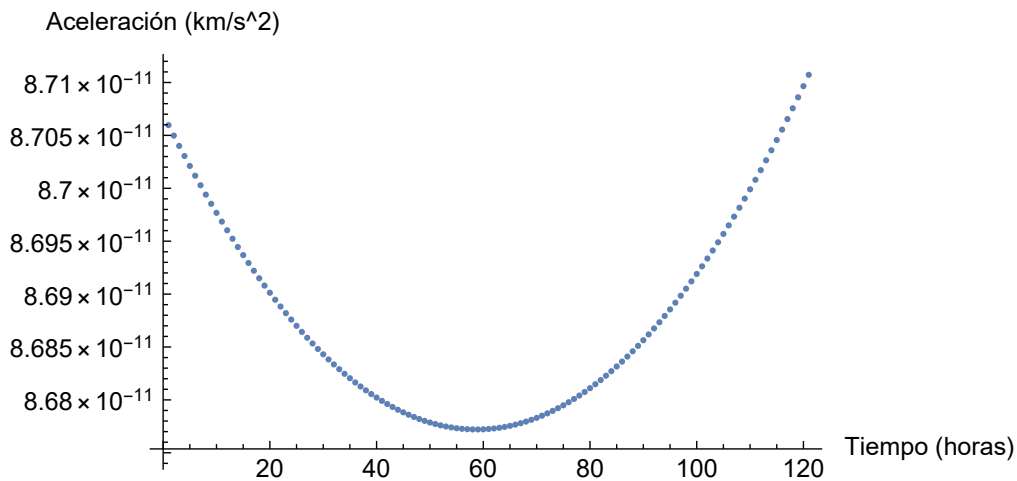


Figura 4.30: Aceleración debida a la incidencia de la radiación solar sobre el escudo solar tras el perihelio 13

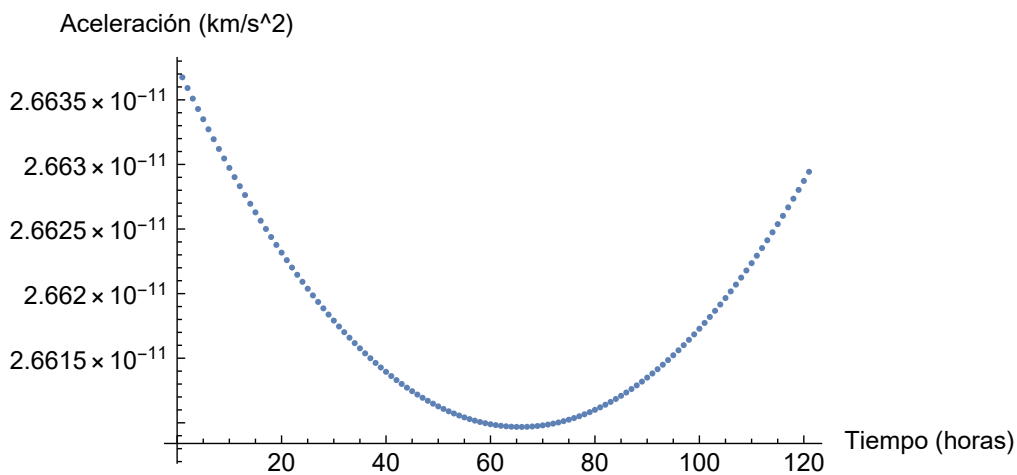


Figura 4.31: Aceleración debida a la incidencia de la radiación solar sobre los paneles solares tras el perihelio 13

4.2.5. Ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann

De forma similar a lo que sucede con la radiación solar, los efectos relativista serán mayores conforme la sonda se acerque al Sol, debido principalmente a que la velocidad es mucho mayor en este caso.

Trayecto cercano al Sol

Como es lógico pensar, los efectos relativistas son mucho más importantes cuando la sonda viaja cerca del Sol, debido a que su velocidad es mucho mayor en este caso. Además, cuanto más cerca del Sol orbite la sonda, mayor es la velocidad y por ende, mayores son dichos efectos.

La sonda Parker es capaz de alcanzar grandes velocidades cuando pasa por el perihelio de su órbita. Aun así, dichas velocidades distan mucho de ser lo suficientemente altas como para que existan fenómenos relativistas de una magnitud considerable. Esto queda claro al ver la Figura 4.32, dónde al final de la simulación se puede ver cómo el error se ha visto reducido en 4 km.

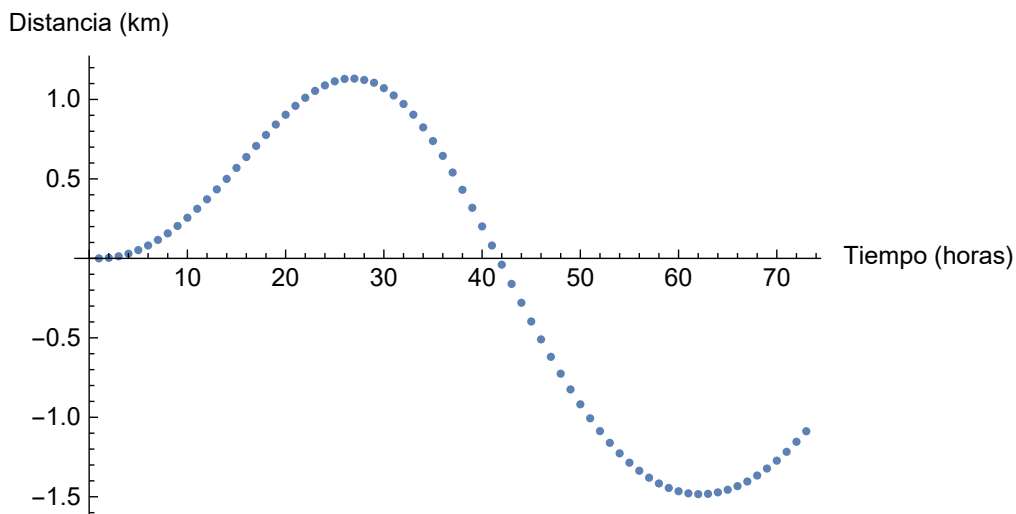


Figura 4.32: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

La aceleración que experimenta la sonda debido a los fenómenos relativistas tiene la forma que se ve en la Figura 4.33. En líneas generales, la aceleración aumenta a medida que la velocidad aumenta y la nave se acerca al perihelio, teniendo una pequeña hendidura cuando la sonda pasa por dicho punto.

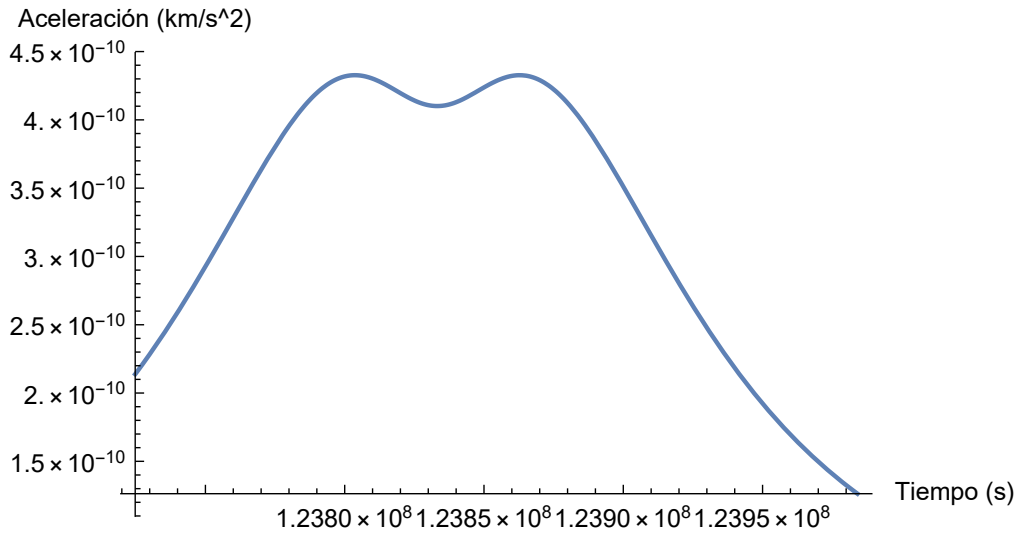


Figura 4.33: Aceleración debida al efecto de la Relatividad General durante el perihelio 13

Trayecto lejano al Sol

A pesar de que la velocidad que alcanza la sonda Parker en el trayecto lejano al Sol sea mucho menor, y de hecho sea la mínima de la órbita, los efectos relativistas siguen teniendo una ligera importancia. Esto se plasma en la Figura 4.34, donde la solución mejora ligeramente respecto de la vista en la Figura 4.29. El mayor cambio es que tras la inclusión de las ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann en el simulador, el error deja de aumentar conforme aumenta el tiempo de simulación.

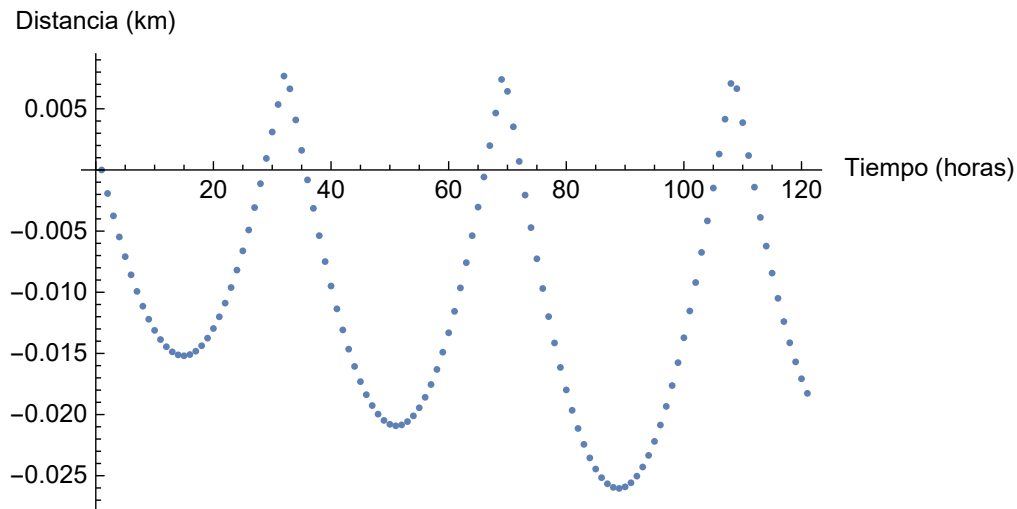


Figura 4.34: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

Si se compara la Figura 4.35 con la Figura 4.33, se puede ver como la aceleración que sufre la sonda debido a la relatividad es 1000 veces menor para el trayecto lejano al Sol.

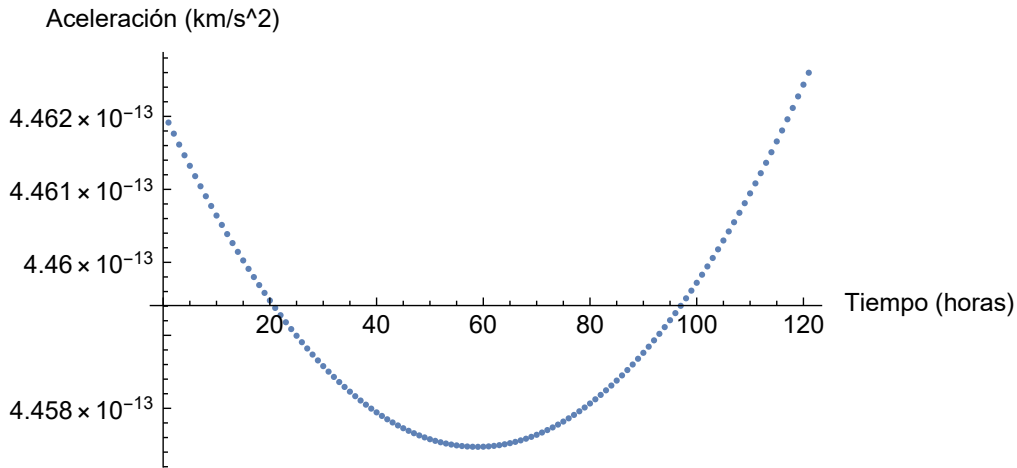


Figura 4.35: Aceleración debida al efecto de la Relatividad General tras el perihelio 13

4.3. Resultados finales

Tras haber comprobado la influencia de cada una de las perturbaciones, se ha realizado la simulación de los dos tramos estudiados. En esta simulación se han incorporado todas las perturbaciones que se han comentado en este capítulo, obteniéndose, además de las gráficas vistas hasta ahora para cada caso, otras en las que se analiza cada componente de la trayectoria y de la velocidad de la nave o el propio módulo de la velocidad que se obtiene. Además, también se analiza la diferencia entre la aceleración simulada y la obtenida con el modelo de la NASA en sus tres componentes tangencial, normal y binormal. Esto permite ver si existe algún fenómeno que no se haya tenido en cuenta en el simulador y que ocasione una posible discrepancia en las aceleraciones.

Trayecto cercano al Sol

Al ir añadiendo las perturbaciones en el estudio que se ha realizado previamente, la Figura 4.36 se corresponde con la gráfica del error de la distancia al Sol simulada vista en el apartado anterior. En ella se puede apreciar como aun existe un ligero error de 2 km, seguramente debido a la precisión de los datos extraídos de la web de la NASA *Horizons*, [2]. Hay que tener en cuenta que un error de 2 km, para el cálculo realizado manejándose cifras del orden de 100 millones de km, es muy pequeño.

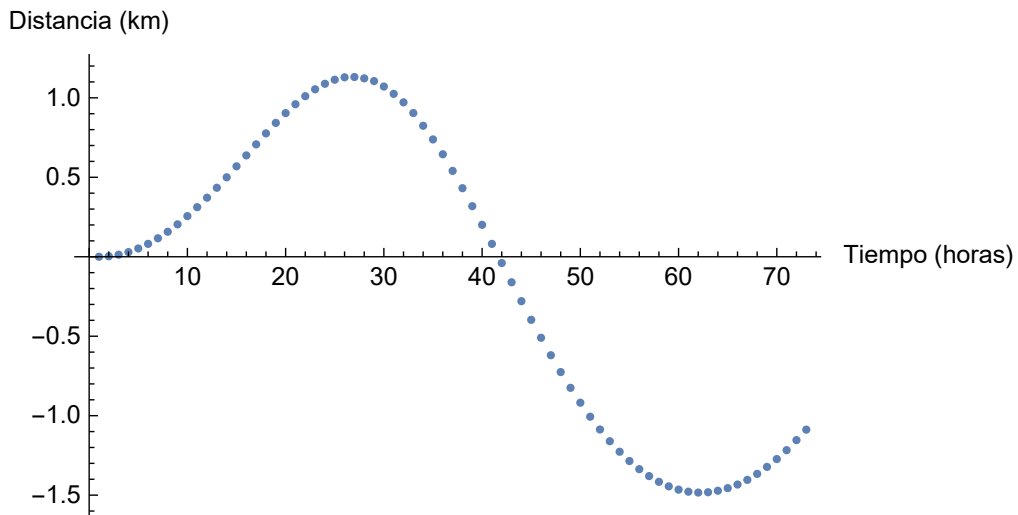


Figura 4.36: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

Al analizar las Figuras 4.37, 4.38 y 4.39, se puede ver como el error de cada coordenada aumenta más cuando la sonda se encuentra muy cerca del perihelio. En el caso de la coordenada x, a partir del paso por el perihelio el error aumenta de forma constante conforme aumenta el tiempo de simulación. La coordenada z se comporta de igual forma que ésta última, tendiendo a valores positivos, en vez de negativos. En cuanto a la coordenada y, tras pasar por el perihelio ésta desciende de forma parabólica.

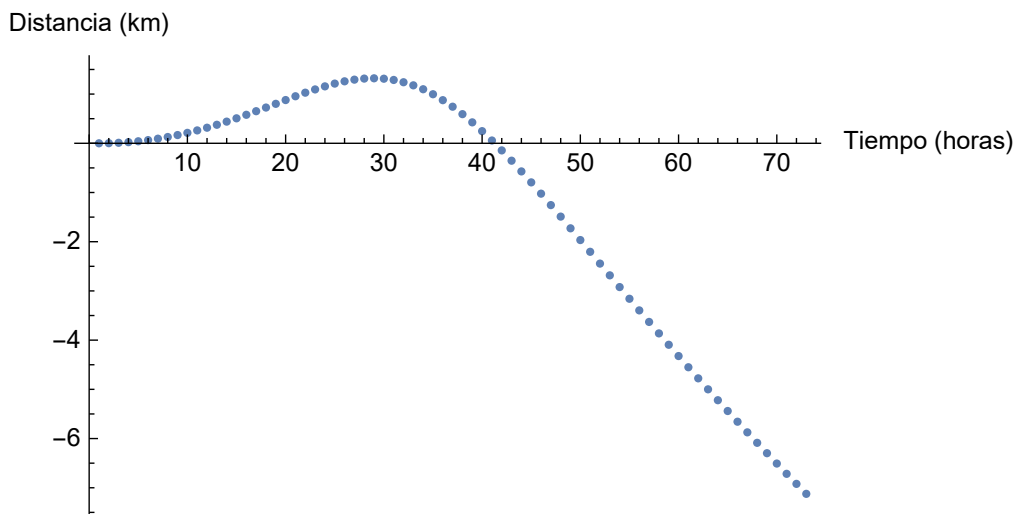


Figura 4.37: Diferencia entre la coordenada x de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

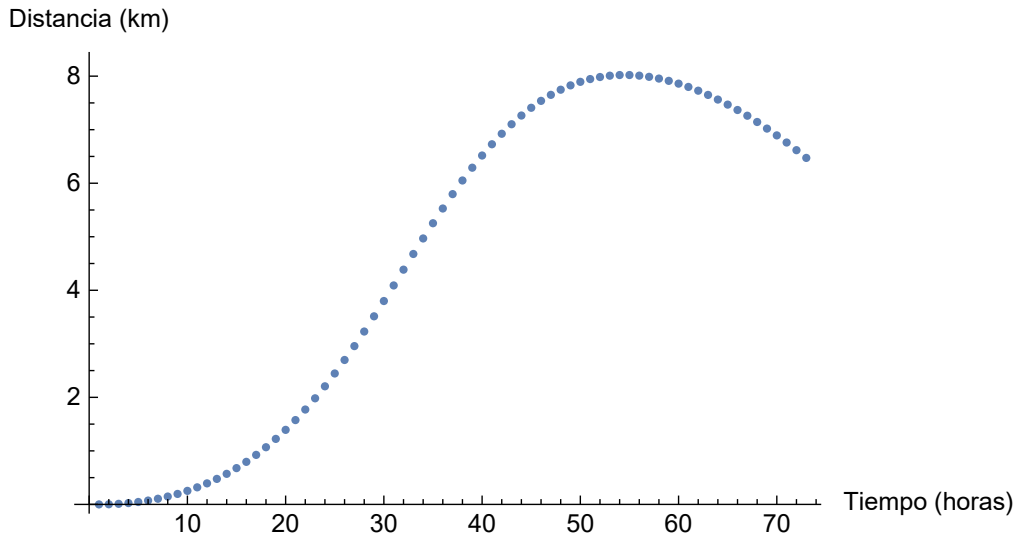


Figura 4.38: Diferencia entre la coordenada y de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

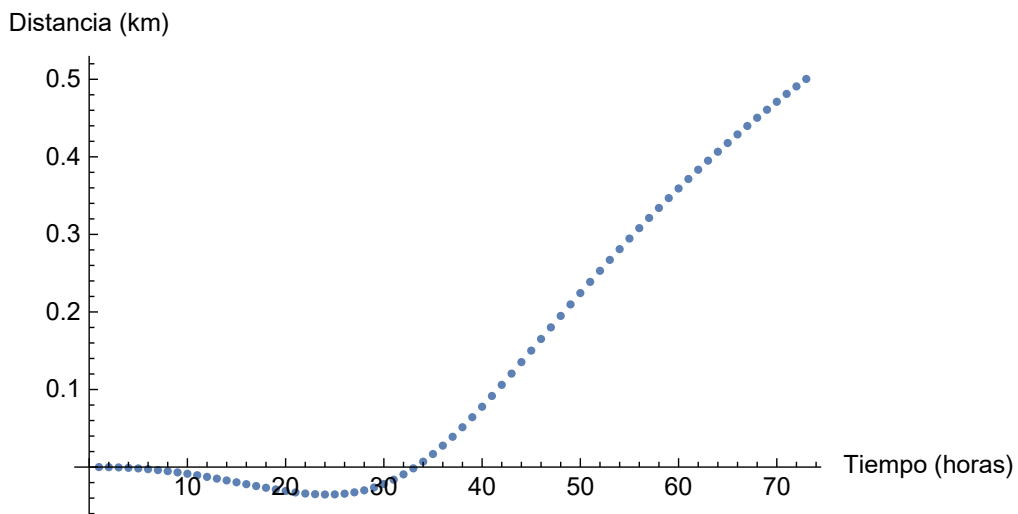


Figura 4.39: Diferencia entre la coordenada z de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

En el caso de las velocidades también existen ligeras discrepancias. Las velocidades que alcanza la sonda son del orden de cientos de km/s, por lo que el error máximo observado en la Figura 4.40 es insignificante en comparación. Si se observa la forma que tiene la gráfica de dicha figura, se puede ver que existe un aumento de la velocidad cuando la sonda llega al perihelio que no debería existir. Más tarde, en las conclusiones se comenta este suceso, al igual que el resto de pequeñas discrepancias que se vayan analizando.

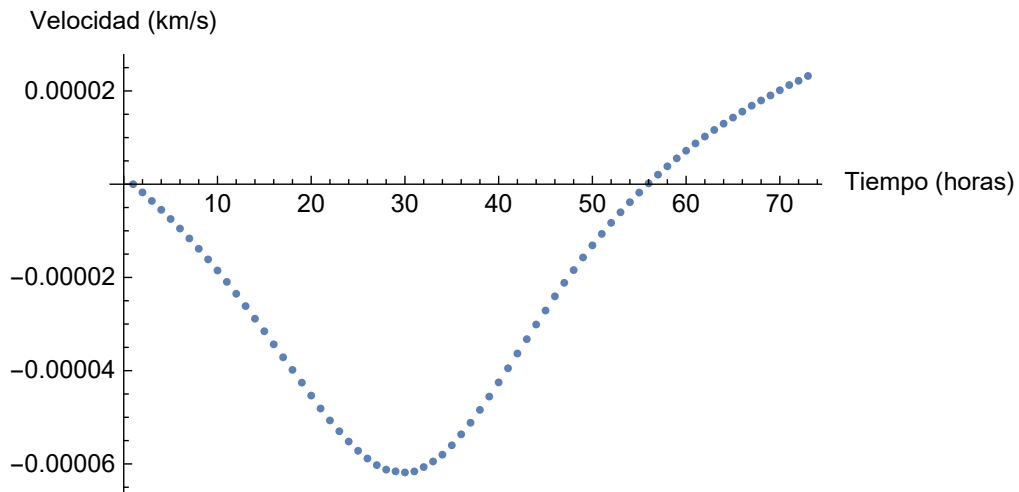


Figura 4.40: Diferencia entre la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

Analizando las figuras 4.41 y 4.43, se puede ver cómo en ambas componentes el error cambia de signo cuando la nave pasa por el perihelio de la órbita. En cambio, dicho comportamiento no existe en la componente y de la velocidad, en la cual se puede ver un máximo del error en dicho punto.

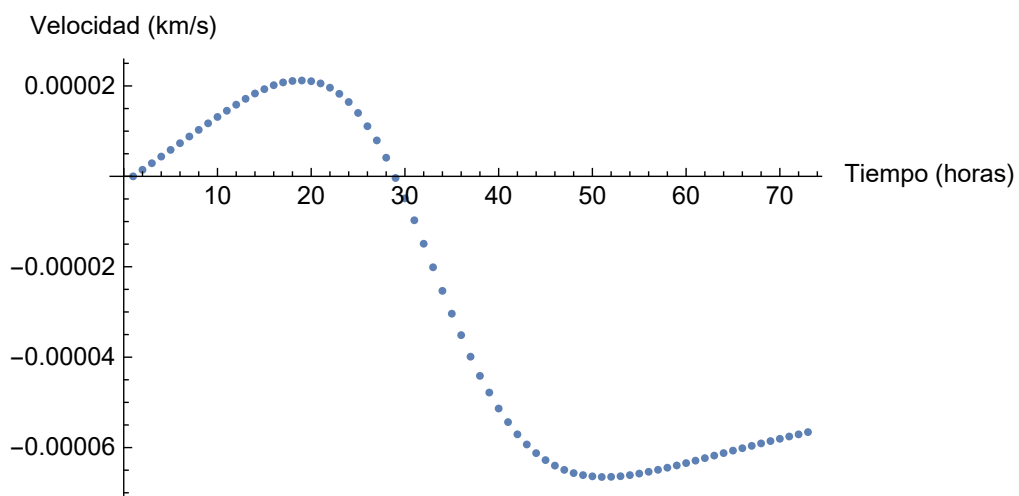


Figura 4.41: Diferencia entre la coordenada x de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

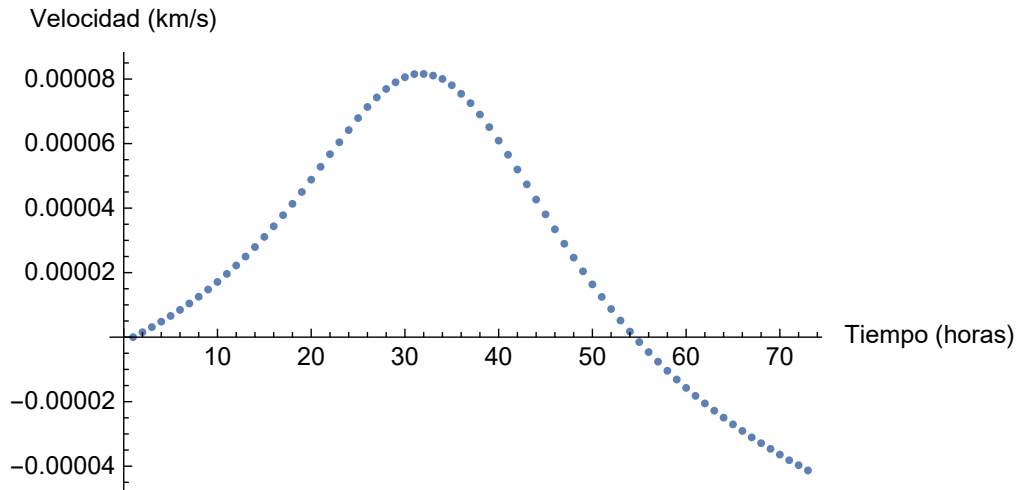


Figura 4.42: Diferencia entre la coordenada y de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

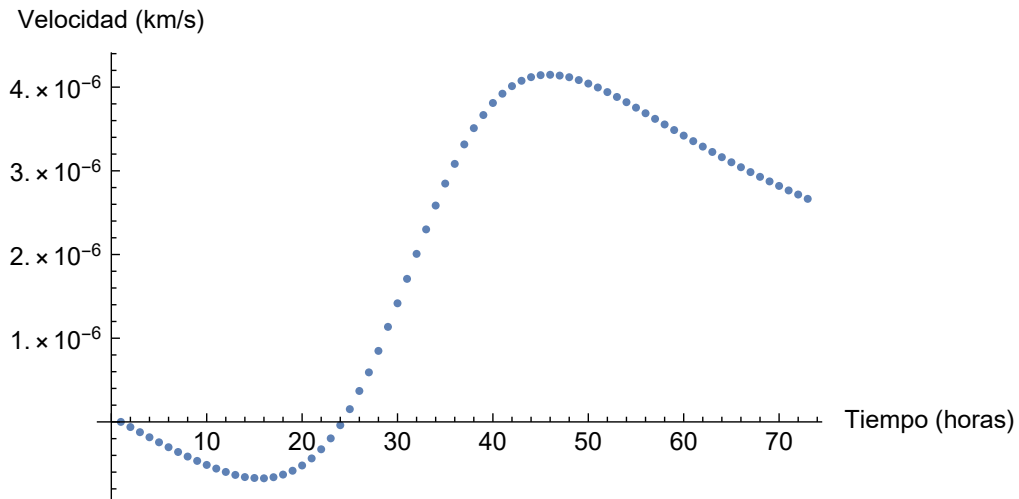


Figura 4.43: Diferencia entre la coordenada z de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

Tras el análisis de los errores en las componentes de la velocidad y la posición es el turno de la aceleración. En este caso, como se ha comentado al principio del apartado, se van a analizar las aceleraciones tangencial, normal y binormal. La razón principal es que dichas componentes resultan ser muy útiles cuando se analizan los impulsos que recibe una nave espacial para modificar su trayectoria.

Al observar las Figuras 4.44, 4.45 y 4.46 parece existir algún fenómeno que genera cierta perturbación en el error. Las posibilidades no son muy claras, aunque podría deberse a una anomalía gravitacional generada por el desplazamiento del centro de gravedad del Sol o a una anomalía de sobrevuelo, las cuales se comentarán en el Capítulo 5.

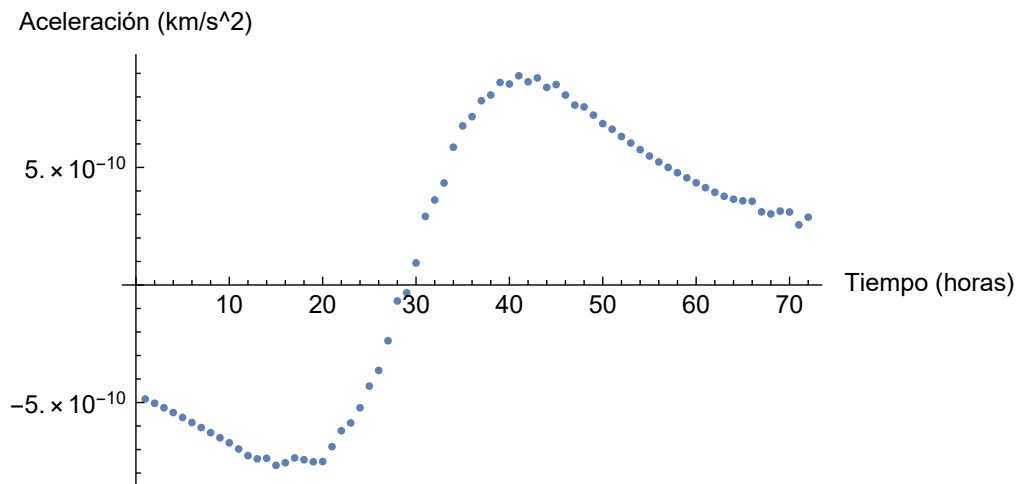


Figura 4.44: Diferencia entre la aceleración tangencial de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

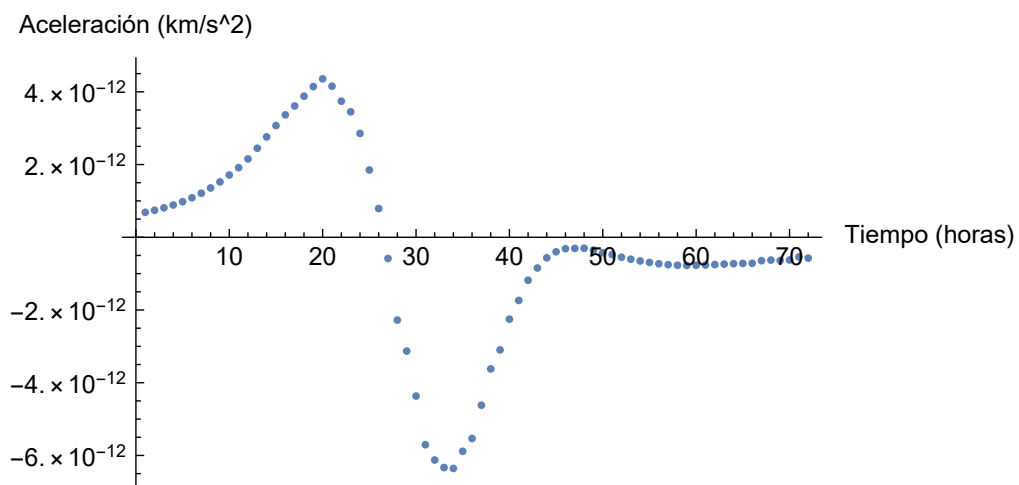


Figura 4.45: Diferencia entre la aceleración normal de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

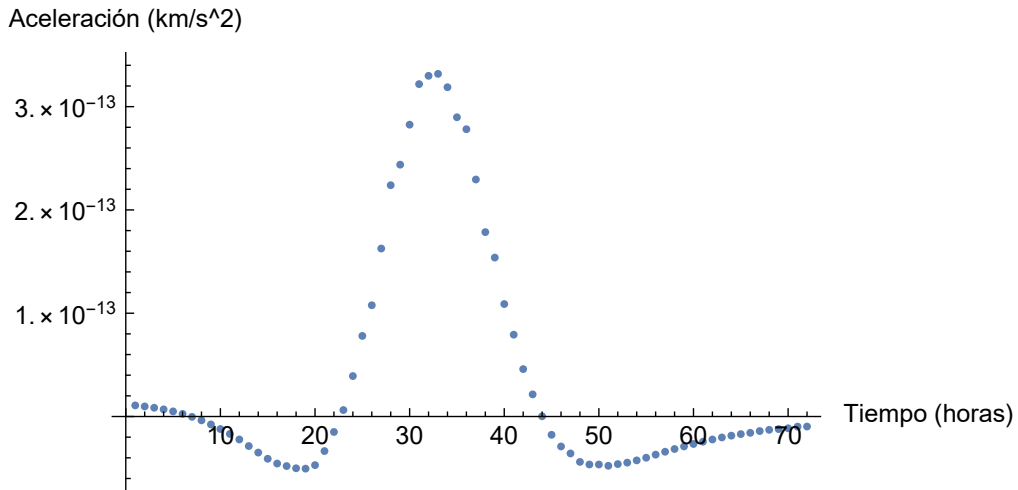


Figura 4.46: Diferencia entre la aceleración binormal de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA durante el perihelio 13

Trayecto lejano al Sol

Como se ha ido viendo a lo largo del presente capítulo, los errores obtenidos al integrar las ecuaciones del movimiento kepleriano en el tramo que pasa por el afelio son mucho menores. En concreto, mientras que en el otro tramo se obtienen errores que llegan a los km, en este caso se perciben errores que no superan los 30 m. Esto puede ser un indicativo de que cerca del Sol sucede algún fenómeno más que perturba la sonda a su paso por el perihelio, lo cual se comenta posteriormente.

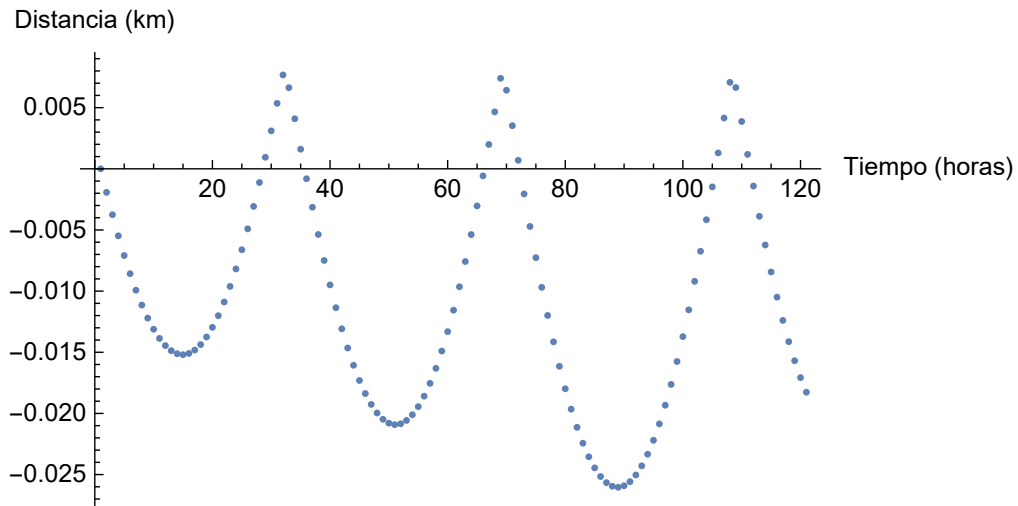


Figura 4.47: Diferencia entre la distancia al Sol simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

Observando las Figuras 4.48, 4.49 y 4.50, queda claro que la tendencia del error de las tres coordenadas no aumenta conforme se incrementa el tiempo de simulación. El aumento de los arcos que forman dichos errores simplemente se debe a la limitación de los dígitos de precisión comentada durante todo el presente trabajo, que ocasiona un cuello de botella para la obtención de una mejor precisión en la simulación.

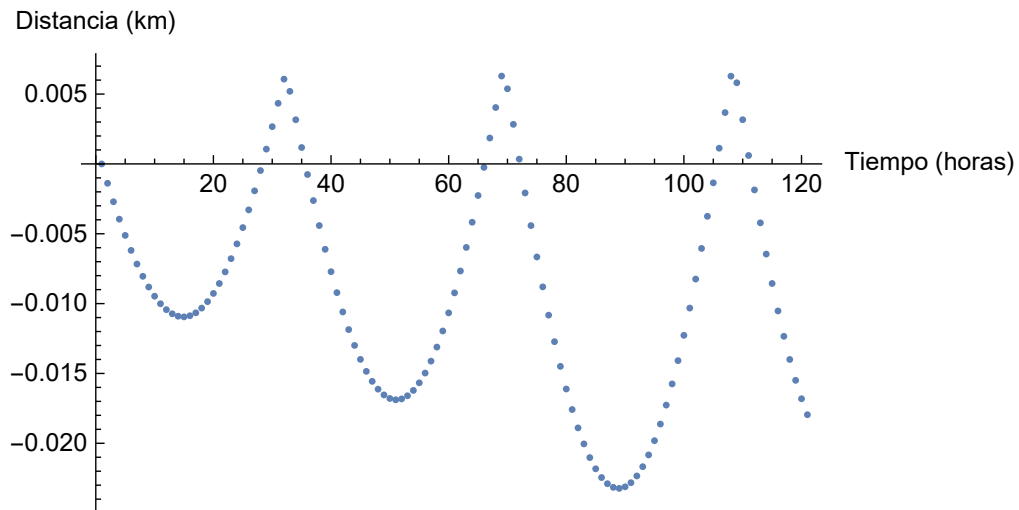


Figura 4.48: Diferencia entre la coordenada x de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

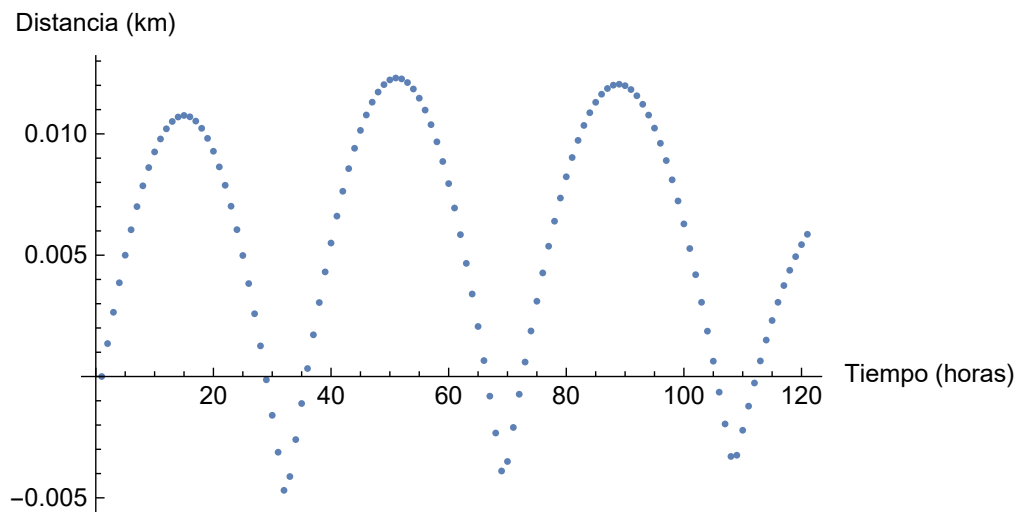


Figura 4.49: Diferencia entre la coordenada y de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

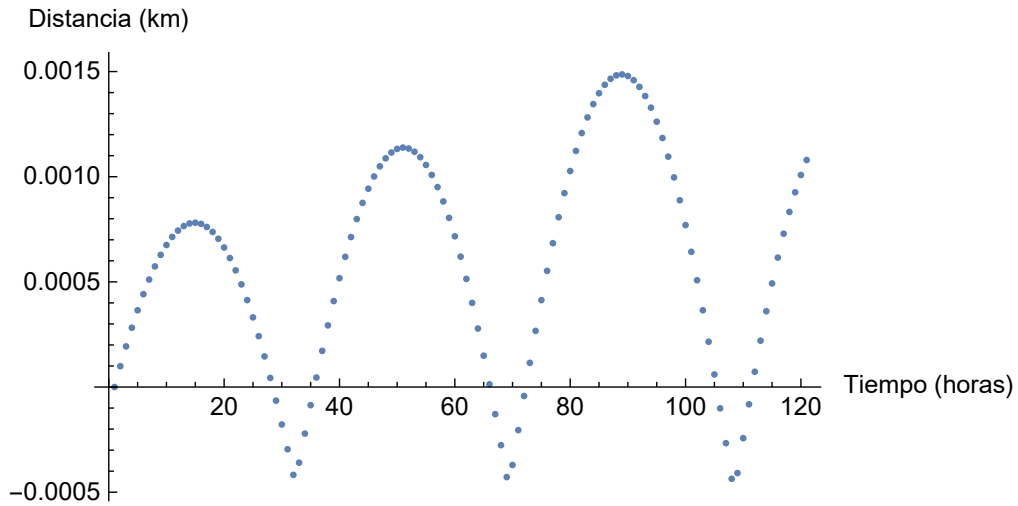


Figura 4.50: Diferencia entre la coordenada z de la posición de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

En cuanto al error de la velocidad de la sonda se refiere, existe una ligera tendencia hacia valores negativos, ocasionada por las mayores velocidades obtenidas en la simulación. Aun así, el error máximo en este caso es del orden de 0.01 mm/s, lo cual resulta increíblemente pequeño.

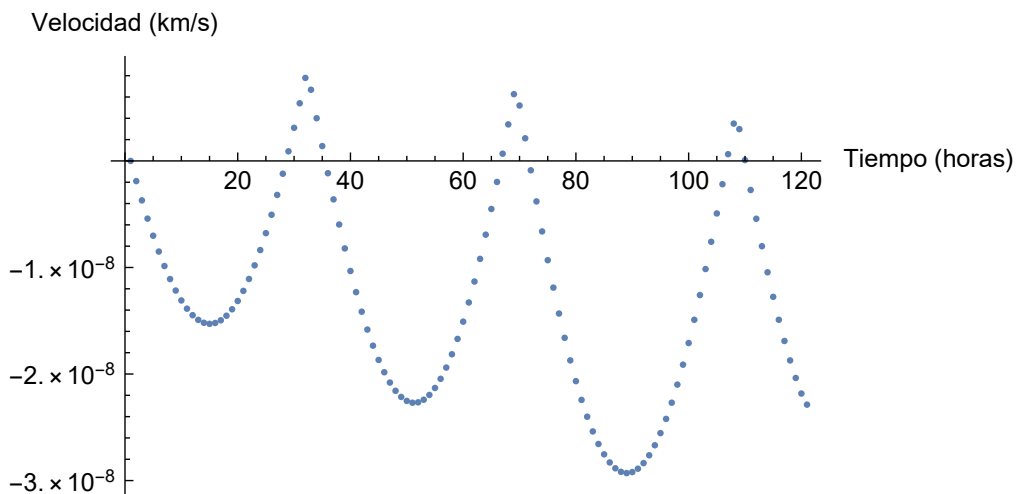


Figura 4.51: Diferencia entre la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

Si se presta atención al error obtenido en las componentes de la velocidad de la sonda Parker, el comportamiento es muy similar al descrito para el módulo de la velocidad. La única discrepancia con éste reside en que el orden de magnitud es ligeramente inferior en las componentes, siendo la que sigue el eje z la que presente un menor error al experimentar velocidades menores.

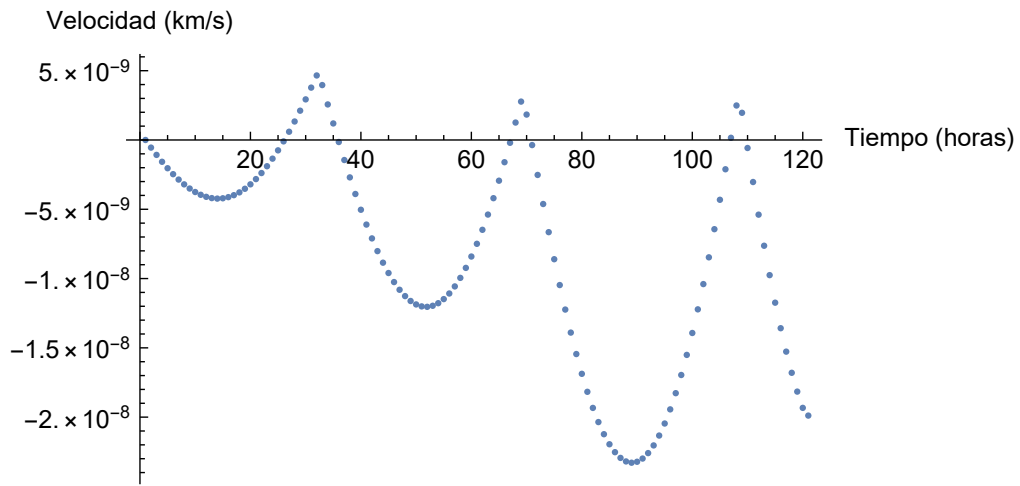


Figura 4.52: Diferencia entre la coordenada x de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

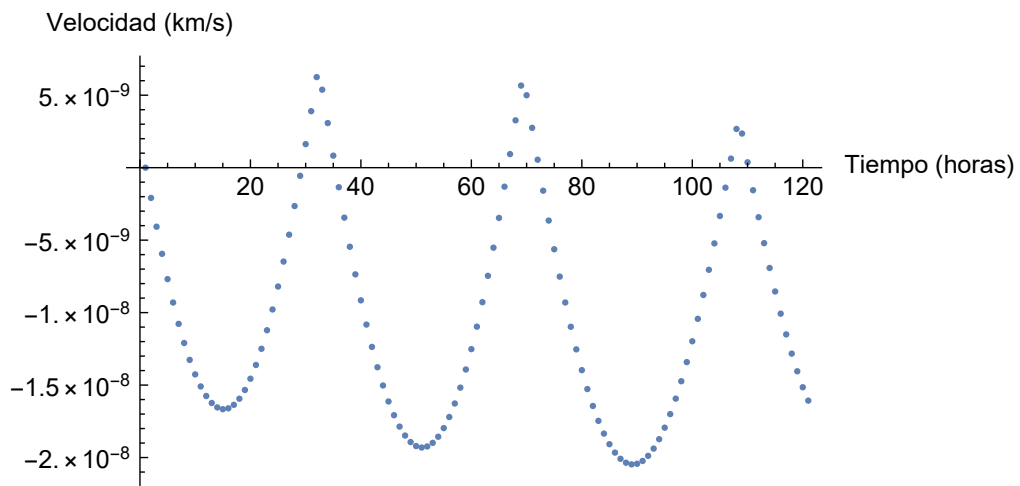


Figura 4.53: Diferencia entre la coordenada y de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

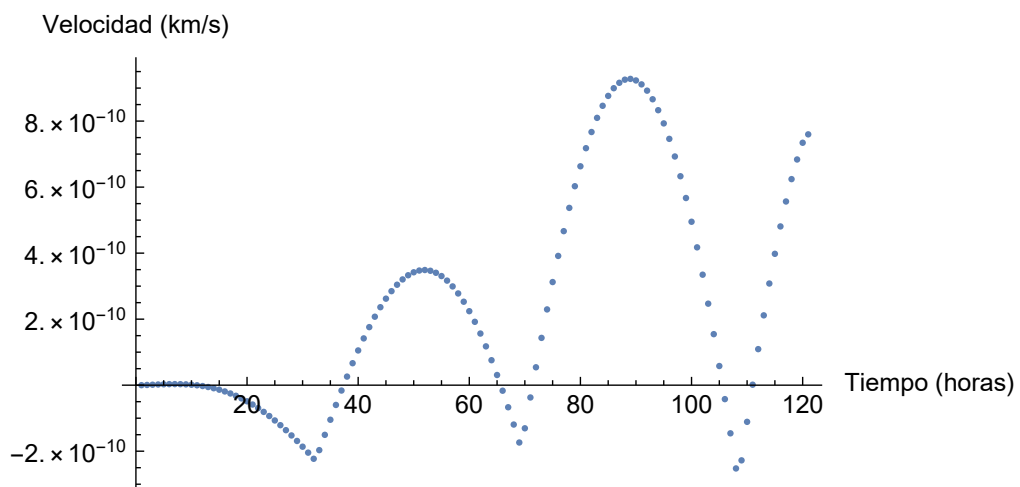


Figura 4.54: Diferencia entre la coordenada z de la velocidad de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

A diferencia del trayecto cercano al Sol, analizando las Figuras 4.55, 4.56 y 4.57, se puede ver como la diferencia entre la aceleración de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA es prácticamente cero. El mayor error de la aceleración tangencial es simplemente debido a que dicha aceleración es mayor en módulo, lo que hace que los valores en los que oscila su error sean mayores.

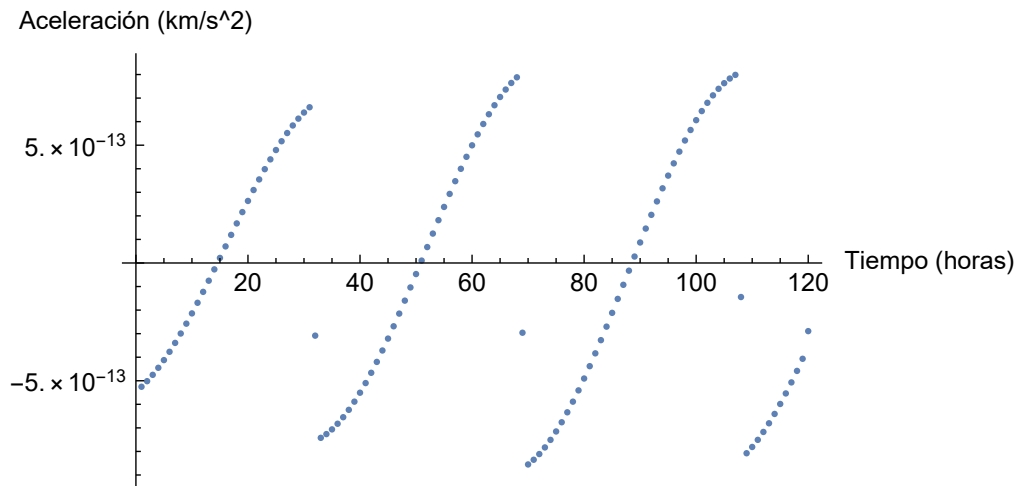


Figura 4.55: Diferencia entre la aceleración tangencial de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

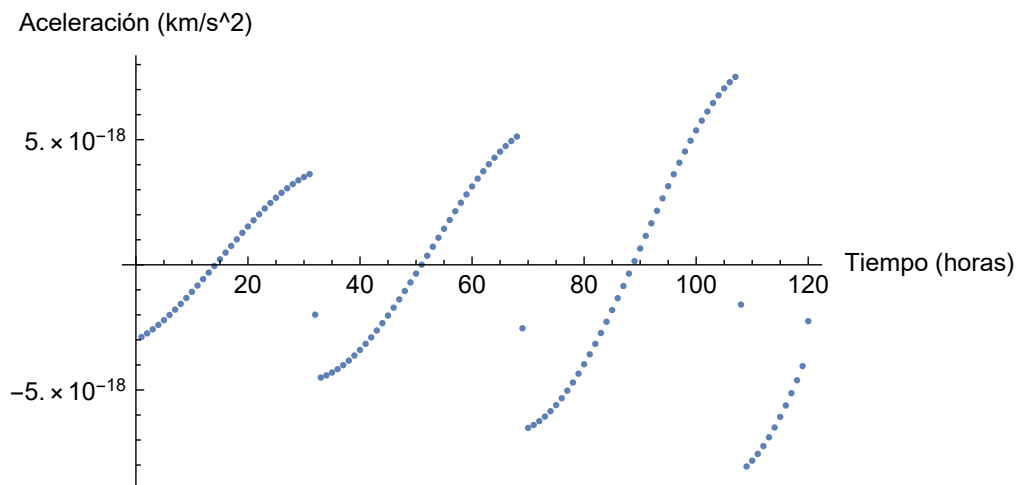


Figura 4.56: Diferencia entre la aceleración normal de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

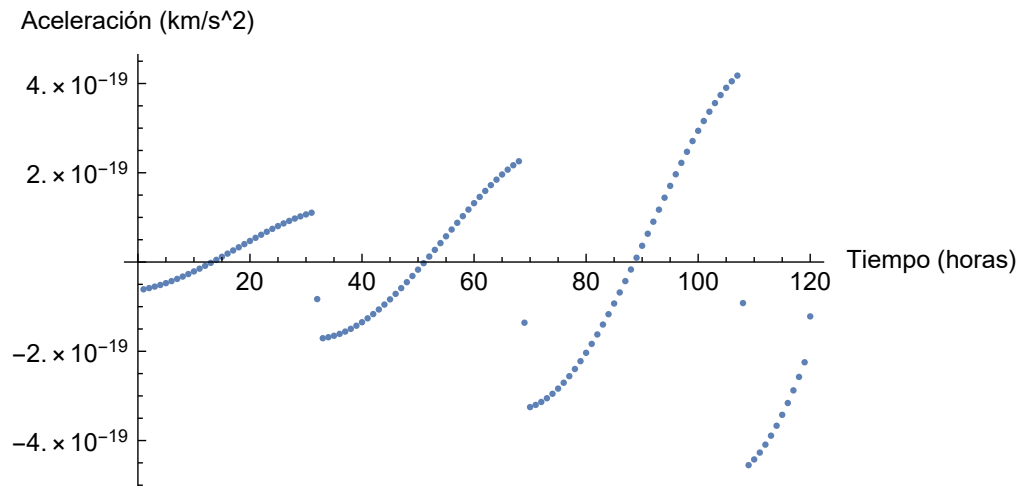


Figura 4.57: Diferencia entre la aceleración binormal de la sonda simulada y la obtenida con el modelo de la NASA tras el perihelio 13

Capítulo 5

Conclusiones

Tras haber realizado el análisis de los resultados obtenidos en el presente trabajo, se va a proceder a extraer las conclusiones que, a juicio del autor, son más importantes. Además, debido a la complejidad del trabajo realizado, y a la posibilidad de ampliación que este tipo de estudio ofrece, se indicarán las posibles ampliaciones que se le pueden realizar al mismo.

5.1. Conclusiones más importantes sobre los resultados

El objetivo principal del presente trabajo se ha cumplido, habiéndose simulado la trayectoria de la sonda Parker con un error máximo de 2 km en el peor de los casos. Hay que tener en cuenta que dicho error, a pesar de parecer elevado a simple vista, se corresponde con una cienmilésima parte de las distancias implicadas en el caso más desfavorable, lo cual genera que el simulador se considere de alta precisión.

La simulación del trayecto que pasa por el afelio ha servido para demostrar que el modelo creado para simular el trayectoria de la sonda es correcto, obteniéndose un error mucho menor que el comentado anteriormente. En esta simulación, tanto los errores en las velocidades como en las aceleraciones rondan valores oscilatorios muy cercanos a cero, lo que afianza aun más la buena precisión del simulador.

En el caso del trayecto que pasa por el perihelio no sucede lo mismo que en el que pasa por el afelio: se observan ciertas discrepancias en las componentes de la posición, velocidad y aceleración, con tendencias dispares en función de la componente. Existen algunas hipótesis que permiten indagar en la causa de estas discrepancias. Una de ellas podría ser una anomalía de sobrevuelo, la cual también ha sido propuesta como una posible causa en el cálculo de ciertas órbitas alrededor de la Tierra [1]. Como se comenta en ese mismo artículo, estas discrepancias podrían tener algo que ver con la existencia de un quinto campo de fuerza desconocido alrededor de la Tierra más allá de la física estándar. Este campo sería más intenso que las correcciones relativistas a la gravedad newtoniana y podría ser proporcional a la relación entre la velocidad radial de la nave espacial y la velocidad de la luz. También se podría considerar la posibilidad de que el centro de masas del Sol esté ligeramente desplazado del centro determinado por la web de la NASA *Horizons*, [2], lo que podría originar una anomalía gravitacional de este tipo.

Tras el lanzamiento del *Solar Orbiter* en febrero de 2020, se abre una posible vía de comparación, tanto por la similitud de ambas misiones (aunque la sonda Parker tiene planeado llegar mucho más cerca del Sol), como para comprobar si las hipótesis comentadas anteriormente también se pueden aplicar a dicha misión. De ser así, sería conveniente realizar un estudio detallado que analice y modele la anomalía existente, para mejorar las futuras simulaciones de ambas misiones.

5.2. Trabajos futuros

Debido al gran abanico de oportunidades que ofrece el análisis de la Mecánica Orbital de una nave, existen varias ampliaciones posibles al presente trabajo, que harían del mismo una investigación aún más completa. El autor del presente trabajo considera que hay 3 caminos de gran interés que se pueden seguir a partir de la simulación realizada.

El primero se corresponde con la mejora de la solución obtenida empleando un modelo de radiación más preciso. Dicho modelo no considera el Sol como un único punto, sino que tiene en cuenta la propia forma del Sol a la hora de la emisión de la radiación y de la recepción de la misma por parte de la sonda. El desafío que este modelo ofrece computacionalmente es enorme, puesto que para cada paso temporal de integración se deberían realizar varias integrales triples de enorme complejidad. Este método queda detallado en el libro "*Fast Solar Sailing, Astrodynamics of Special Sailcraft Trajectories*", [8], el cual se recomienda encarecidamente a todo aquel que desee introducirse en estudios de gran precisión en este ámbito.

El segundo hace referencia a la optimización de la trayectoria de la sonda Parker, la cual ha sido introducida en el Capítulo 1. La idea es, a partir del simulador mostrado en el presente trabajo, lanzar una ventana de posibles órbitas en función, tanto del instante en que comienza la misión, como de los diferentes impulsos que la propia nave efectúa para el control de la trayectoria. Sería conveniente dotar al simulador de una interfaz intuitiva, de forma que lanzar un gran número de casos sea accesible sin necesidad de comprender como funciona el programa al completo.

Por último, la tercera propuesta consiste en la realización de un análisis más detallado de la misión, en el que se investigue cuándo se dan los impulsos, cómo son estos impulsos y el por qué se dan en esos instantes concretos. Sería un trabajo de ingeniería inversa, una práctica cada vez más común en el análisis de datos.

Con estas tres propuestas, a juicio del autor, se abarcan un gran número de campos de investigación que se focalizan en cosas diferentes, pero cada uno de ellos es altamente interesante desde el punto de vista científico e ingenieril.

Capítulo 6

Presupuesto

El objetivo de esta sección es documentar el coste del desarrollo del proyecto como una forma de definir el precio económico al que se venderá el proyecto de ingeniería al posible comprador.

El proyecto consiste en el estudio de la trayectoria de la sonda Parker. Los costes son principalmente los relacionados con el desarrollo del proyecto. Estos incluyen el coste de uso de hardware electrónico, licencias de software requeridas para el específico desarrollo del proyecto, y mano de obra ingenieril, entre otros.

Metodología presupuestaria

En esta parte del proyecto se realizan diferentes presupuestos parciales donde están contenidos los costes dedicados a cada parte concreta del trabajo. El conjunto de dichos presupuestos parciales constituyen el presupuesto total.

A continuación, se expone un pequeño desglose de todo lo que ha colaborado en la realización de este proyecto, con objeto de ofrecer un presupuesto sencillo que pueda servir como indicador del coste total del proyecto. El desglose de costes se ha dividido en tres grupos:

- Licencias de software
- Hardware
- Labor humana

Licencias de software

Las licencias de software son indispensables para el desarrollo de este proyecto, ya que proporcionan las herramientas adecuadas y los módulos de computación necesarios para la elaboración del simulador. Al haberse desarrollado el proyecto íntegramente en *Wolfram Mathematica*, solamente será necesario pagar dicha licencia.

En la tabla de abajo, se especifican los costes relacionados con la licencia. Se supone que esta licencia no tiene tiempo límite y puede usarse para otros futuros proyectos. De acuerdo a esto, fijamos un 5% del uso estimado de la licencia.

Nombre	Descripción	Cantidad	Precio por unidad (€)	Total(€)
Mathematica	Licencia académica	1	8520	426

Tabla 6.2: Coste de la licencia de software.

Hardware

En este apartado se estima el coste del hardware, la parte física y tangible de un sistema informático y que es necesario para poder ejecutar el software, el soporte lógico e intangible. Como el proyecto ha sido realizado por un alumno de máster con su ordenador portátil, los costes asociados a este apartado no serán muy elevados. El tiempo de uso se estima como se ha hecho en el apartado anterior, es decir, fijamos un 10% precio del hardware.

Nombre	Cantidad	Precio por unidad (€)	Total (€)
Portátil	1	950	95
Ratón	1	10	1
Total			96

Tabla 6.3: Coste del Hardware.

Labor humana

Para el cálculo del presupuesto parcial asociado a la mano de obra, se ha optado por realizar los cálculos de los salarios asociados por separado. Para ello, primero se realiza la estimación del número de horas de trabajo realizadas por cada grupo de participantes, y, posteriormente, se calcula el coste por hora de dichas horas de trabajo.

Horas de trabajo

En primer lugar, se calculan 600 horas de trabajo por parte del autor del presente trabajo. Por su parte, se considera que el profesor que dirige el proyecto, José Antonio Moraño Fernández, que ha dedicado 40 horas en concepto de ayuda al presente proyecto, mientras que el cotutor Luis Acedo Rodríguez también ha dedicado otras 40 horas de apoyo al proyecto.

Coste por hora

Una vez especificado el número de horas dedicadas al trabajo tanto por parte del autor como de los tutores que guían el proyecto, se ha supuesto que cada hora de trabajo del autor del proyecto está remunerada a 20€, mientras que cada hora de trabajo de los tutores está remunerada a 40€. Hay que tener en cuenta que, la labor del autor del presente trabajo ha sido desempeñada como Ingeniero Aeroespacial, mientras que los directores del proyecto han desempeñado su labor como Doctores.

Descripción	Nº horas	Precio por hora (€)	Total (€)
Ingeniero/Alumno	600	20	12000
Ingenieros/Tutores	80	40	3200
Total			15200

Tabla 6.4: Especificaciones de salario anual, horas trabajadas y coste por horas para el director del proyecto.

Coste Total y Precio de Mercado

El coste industrial se obtiene sumando los costes estimados en los apartados anteriores. Al coste industrial, se ha decidido añadirle un margen comercial del 250% , siendo éste el beneficio neto de quién vende el proyecto. Si el cliente es el propio fabricante se puede beneficiar potencialmente del proyecto debido al margen aplicado del 250%. El coste total se obtiene añadiendo los costes comercial e industrial, y, finalmente, para obtener el precio de mercado se aplica el IVA español al coste total. El precio de mercado es la cantidad final que el cliente tendrá que pagar por el proyecto.

Coste industrial (€)	15722
Coste con margen comercial del 250 % (€)	39305
Coste total (€)	55027
IVA del 21 % (€)	11555.67
Precio de mercado (€)	66582.67

Tabla 6.5: Coste Total y Precio de Mercado.

Bibliografía

- [1] Acedo Rodríguez, L. (2017). "Anomalous accelerations in spacecraft flybys of the Earth. *Astrophysics and Space Science*". 362(12):1-15. doi:10.1007/s10509-017-3205-x.
- [2] Alan B. Chamberlin. (29 de febrero de 2020). Horizons [Online]. Recuperado en junio de 2020. <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons.cgi>.
- [3] Brian Dunbar - NASA. (12 de diciembre de 2019). NASA - Parker Solar Probe [Online]. Recuperado en marzo de 2020. <https://www.nasa.gov/content/goddard/parker-solar-probe>.
- [4] Category: Parker Solar Probe [Online]. (Sin fecha). En Wikipedia. Recuperado en mayo de 2020. <https://commons.wikimedia.org/wiki/Category:ParkerSolarProbe>.
- [5] Category: Solar Orbiter [Online]. (Sin fecha). En Wikipedia. Recuperado en junio de 2020. <https://commons.wikimedia.org/wiki/Category:SolarOrbiter>.
- [6] Christian Simoes. (1997). Objetos del sistema solar por tamaño - Astronoo [Online]. Recuperado en abril de 2020. <http://www.astronoo.com/es/articulos/objetos-del-sistema-solar.html>.
- [7] Ecuaciones de Einstein-Infeld-Hoffmann [Online]. (Sin fecha). En Wikipedia. Recuperado en abril de 2020. https://en.wikipedia.org/wiki/Einstein-Infeld-Hoffmann_equations.
- [8] James R. Wertz (Ed). (2013). "Fast Solar Sailing, *Astrodynamics of Special Sailcraft Trajectories*". International Academy of Astronautics. Paris, France: The Space Technology Library Editorial Board. ISBN 978-94-007-4776-0
- [9] NASA/Johns Hopkins and APL/Steve Gribben. (2018). "Parker Solar Probe. A mission to touch the Sun", *Press Kit*.
- [10] Solar Orbiter [Online]. (Sin fecha). En Wikipedia. Recuperado en junio de 2020. <https://es.wikipedia.org/wiki/SolarOrbiter>.
- [11] Sonda Solar Parker [Online]. (Sin fecha). En Wikipedia. Recuperado en febrero de 2020. https://es.wikipedia.org/wiki/Sonda_Solar_Parker.
- [12] The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory. (2019). Parker Solar Probe - Spacecraft [Online]. Recuperado en marzo de 2020. <http://parkersolarprobe.jhuapl.edu/Spacecraft/index.php>.