



Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i
Aeroespacial de Castelldefels

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TRABAJO DE FINAL DE CARRERA

TÍTULO DEL TFC: Protección de los astronautas frente a la radiación en un viaje a Marte.

TITULACIÓN: Ingeniería Técnica aeronáutica, especialidad en aeronavegación.

AUTORES: Neus Blanco Priu
Blas Vaquero Moya

DIRECTOR: Pilar Gil Pons

FECHA: 1 de Junio de 2013

Título: Protección de los astronautas frente a la radiación en un viaje a Marte.

Autores: Neus Blanco Priu
Blas Vaquero Moya

Director: Pilar Gil Pons

Fecha: 1 de Junio de 2013

Resumen

El objetivo principal de este proyecto ha sido analizar diferentes combinaciones de materiales que se podrían utilizar en el diseño del escudo frente a la radiación para proteger a la tripulación en un posible viaje a Marte. Para cumplir este objetivo hemos analizado las características de la radiación espacial, siguiendo la trayectoria de un plan de vuelo largo que implica una estancia larga en Marte. Hemos estudiado cómo esta radiación interactúa con los diferentes materiales que constituyen nuestro modelo de escudo frente a la radiación.

La principal herramienta de trabajo que hemos usado es el software de simulación SPENVIS, un software desarrollado por la Agencia Espacial Europea (ESA). SPENVIS nos permite introducir misiones espaciales con diferentes características (en nuestro caso, nuestro plan de vuelo a Marte). Usando las trayectorias correspondientes y la duración de la misión, SPENVIS computa las diferentes magnitudes relacionadas con la radiación que puede afectar a la tripulación y a los sistemas electrónicos de esa misión en particular.

Hemos realizado una investigación exhaustiva de la literatura existente sobre la interacción entre la radiación y distintos tipos de materiales. A partir de las principales conclusiones extraídas de dicha investigación hemos escogido y combinado materiales que, debido a sus propiedades moderadoras y atenuantes de la radiación, podrían formar el revestimiento interior de la estructura de la nave. Estos materiales (carbono, hierro, boro, plomo y polietileno) y sus respectivos espesores se han introducido en SPENVIS, con lo que hemos obtenido las dosis totales de radiación ionizante (TID) para cada uno de ellos. La TID es una magnitud muy importante que representa los riesgos de la radiación en la salud, por lo tanto, su conocimiento es crítico para asegurar la seguridad de la tripulación ante los efectos nocivos de la radiación espacial. También hemos analizado cómo los materiales encontrados en Marte pueden servir como escudo frente a la radiación.

Hemos comprobado que el orden de los materiales con diferentes propiedades altera la habilidad total de la protección frente a la radiación del escudo multicapa. Las combinaciones de materiales que proponemos permiten la reducción

del peligro de la radiación para energías próximas a las de máxima fluencia, pero requiere de masas demasiado altas para la nave. Por lo tanto, tendría sentido limitar los escudos frente a la radiación a las zonas inhabitadas y proteger los sistemas electrónicos más sensibles. Cabe destacar que un buen enfoque a este problema es una rama importante de la investigación actual y que todavía no se han encontrado soluciones satisfactorias. Por lo tanto, la búsqueda de una solución completa estaba más allá del alcance de este proyecto.

Title: Protección de los astronautas frente a la radiación en un viaje a Marte.

Authors: Neus Blanco Priu
Blas Vaquero Moya

Director: Pilar Gil Pons

Date: 1st of June of 2013

Overview

The main goal of this project has been to explore and analyse different combinations of materials that could be used in the design of a radiation shield to protect the crew in an eventual travel to Mars. In order to accomplish this goal we have analyzed the characteristics of space radiation along the trajectory of a long flight plan, that is, a plan that implies a long stay in Mars. Then we have studied how this radiation interacts with the different materials that constitute our radiation shield model.

The main tool that we have used is the simulation software SPENVIS, developed by the European Space Agency (ESA). SPENVIS allows the introduction of space missions with different characteristics (in our case, our flight plan to Mars). Using the corresponding trajectories and the duration of the mission, SPENVIS computes the magnitudes related to radiation that may affect the crew and the electronics of that particular mission.

We have performed an exhaustive work of research in the literature about the interaction between radiation and different types of materials. Using the main conclusions from this research we have selected and combined materials that, due to their properties as moderators and attenuators of radiation might be reasonable components of a spacecraft covering. These materials (carbon, iron, boron, lead and polyethylene) and their assigned thickness have been introduced in SPENVIS and the total ionizing doses (TID) have obtained for each of them. The TID is a very important magnitude in assessing health hazard due to radiation and modelling its values is a standard way of understanding its behaviour and improving the safety of space crews. We have also analyzed how materials found in Mars can provide a shield against radiation.

We have checked that the order of materials with different properties alters the total ability of the multi-layer shield to protect against radiation. The combinations of materials we propose allow the reduction of radiation hazard for energies near the maximum fluences, but would force too high spacecraft masses. Therefore it would make sense to limit the radiation shields to the inhabited zones and to the protection of sensitive electronics. It must be said

that a full approach to this problem is an important branch of current research and no satisfactory solution has been found yet. Therefore, finding a complete solution was beyond the scope of this project.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN	1
CAPÍTULO 1. RADIACIÓN ESPACIAL.....	3
1.1. Tipos de radiación espacial según su origen.....	4
1.1.1. Radiación solar.....	4
1.1.2. Radiación cósmica galáctica.....	6
1.1.3. Radiación atrapada	7
1.1.3.1. Magnetosfera.....	7
1.1.3.2. Cinturones de Van Allen.....	8
1.2. Tipos de radiación espacial según haya interactuado previamente o no	9
1.2.1. Radiación primaria	9
1.2.2. Radiación secundaria	9
1.3. Tipos de radiación según sus efectos: ionizante y no ionizante	10
1.4. Magnitudes y medidas de la radiación.....	12
1.5. Efectos de la radiación ionizante en el ser humano.....	13
CAPÍTULO 2. VIAJE A MARTE.....	15
2.1. Plan de vuelo.....	15
2.2. Datos de radiación en el viaje de ida y vuelta a Marte	18
2.2.1. Datos obtenidos en una órbita terrestre	18
2.2.1.1. Factor de atenuación en una órbita terrestre.....	19
2.2.1.2. Radiación solar en una órbita terrestre.....	21
2.2.1.3. Radiación cósmica en una órbita terrestre	23
2.2.2. Datos obtenidos en una órbita marciana.....	27
2.2.2.1. Factor de atenuación en una órbita marciana	28
2.2.2.2. Radiación solar en una órbita marciana	29
2.2.2.3. Radiación cósmica en una órbita marciana.....	29
2.3. Datos de radiación para la simulación en la superficie de Marte.....	30
2.3.1. Radiación solar en la superficie de Marte.....	33
2.3.2. Radiación cósmica en la superficie de Marte.....	35
2.3.3. Valores de radiación	36
CAPÍTULO 3. INVESTIGACIÓN DEL ESTADO DEL ARTE SOBRE MATERIALES ÚTILES PARA LA PROTECCIÓN FRENTE A LA RADIACIÓN ESPACIAL	38
3.1. Polietileno.....	38
3.1.1. Análisis de la radiación en el Polietileno.....	39
3.2. Aluminio y Carbono.....	42
3.3. Atenuación de neutrones	45

3.4. Fuentes de rayos gamma y su atenuación.....	46
3.5. Justificación de los materiales multicapas	48
3.6. Materiales seleccionados para nuestro blindaje	49
3.7. Material creado con elementos de la superficie Marciana	51
CAPÍTULO 4. INTERACCIÓN DE LOS MATERIALES CON LA RADIACIÓN DURANTE EL VIAJE A MARTE.....	53
4.1. Protección durante la travesía a Marte.....	53
4.1.1. Determinación del grosor y secuencia de los materiales multicapas de la protección.....	53
4.2. Protección durante la estancia en Marte	61
CONCLUSIONES	64
BIBLIOGRAFÍA.....	67

INTRODUCCIÓN

Viajar, colonizar y terraformar Marte ha sido uno de los temas más fascinantes de la ciencia ficción, y ya durante el siglo XX se empezó a plantear la posibilidad real de viajar a ese planeta (por ejemplo, los US/NASA plans (1988-2009). Un proyecto de tal envergadura implica un enorme desarrollo tecnológico, una gran inversión y, por lo tanto, voluntad política. Dicha voluntad ha sido manifestada por los Presidentes de EEUU George W. Bush (2004) y Barack Obama (2010). Este último impulsó la propuesta de un viaje tripulado a Marte en los años 2030 aproximadamente¹¹.

Algunos de los mayores retos que se plantean de cara a un viaje a Marte son los siguientes:

- Encontrar la fuerza necesaria para impulsar el cohete.
- Superar los 6 minutos del terror, que es como se conoce al tiempo que se tarda en pasar de la órbita de Marte a la superficie y que recientemente hemos visto superar exitosamente a la *Mars Science Laboratory* (MSL), conocida como *Curiosity* que aterrizó en Marte en el cráter Gale el 6 de agosto de 2012 aproximadamente a las 05:31 UTC enviando sus primeras imágenes a la Tierra.
- Controlar los efectos fisiológicos adversos sobre tripulación, en particular la ingravidez, que produce pérdida muscular y ósea.
- Controlar el factor psicológico: la duración, el peligro y la presión sobre la tripulación en un viaje de este tipo puede generar situaciones de riesgo al margen de los problemas físicos y tecnológicos.
- Proteger a tripulación y la electrónica de la nave de la radiación espacial. La radiación generada en el Sol o en otras estrellas, sobre todo durante las últimas fases de su evolución, puede causar la enfermedad o la muerte de los astronautas y graves daños a los dispositivos electrónicos de la nave y, por lo tanto, imposibilitar completamente la misión. La protección frente a la radiación será objeto de estudio de este TFC.

En particular, el objetivo principal de este proyecto es analizar las características de la radiación espacial durante un posible viaje a Marte y, además, proponer y estudiar diferentes combinaciones de materiales que se podrían usar en el escudo que protegería a la tripulación de la radiación.

La principal herramienta utilizada para el desarrollo de este TFC es el programario SPENVIS, desarrollado por la Agencia Espacial Europea (ESA) con fines académicos y que implementa una serie de modelos actualizados de radiación espacial, así como modelos de una larga lista de materiales. SPENVIS permite

¹¹ Ver referencias

simular numéricamente órbitas en el Sistema Solar, características de la radiación en dichas órbitas e interacción radiación-materia. Una descripción más detallada de SPENVIS se presenta en el Anexo 1.

Este trabajo está estructurado en cuatro capítulos. En el primer capítulo hacemos una descripción sobre la radiación espacial que podemos encontrar y debemos de tener en cuenta para nuestro trabajo.

En el segundo capítulo detallamos las distintas opciones de planes de vuelo de la Tierra a Marte. SPENVIS nos permite introducir el plan de vuelo propuesto y considerar la trayectoria y la duración del viaje, obteniendo así flujos y fluencias para computar los diferentes tipos de radiación que afectarán a la nave y su tripulación.

En el tercer capítulo, describimos la importancia de escoger un buen material para la protección frente a la radiación. Para ello hemos realizado una profunda investigación de la literatura existente sobre la interacción entre la radiación y los materiales. Con las principales conclusiones extraídas de dicha investigación hemos podido escoger los diferentes materiales que formarían el revestimiento interior de la estructura de la nave. Estos materiales se han analizado de forma individual con el programa SPENVIS.

En el cuarto capítulo hemos buscado la mejor manera de combinar los distintos materiales, para que la dosis total de radiación acumulada no represente un riesgo para la salud de los tripulantes. Finalmente, analizamos cómo los materiales de la superficie de Marte pueden servir como escudo frente a la radiación.

CAPÍTULO 1. RADIACIÓN ESPACIAL

Todos los astronautas reciben importantes dosis de radiación durante el transcurso de un vuelo espacial cuya altura supere una órbita baja (LEO). Aunque no constituye un obstáculo importante para misiones de corta duración, la radiación se convierte en un grave problema si planteamos que, eventualmente, el ser humano puede vivir indefinidamente en el espacio o viajar por el Sistema Solar. Sabemos que elevadas dosis de radiación pueden resultar letales, pero todavía existe un gran desconocimiento sobre muchos de sus efectos en pequeñas dosis a largo plazo.

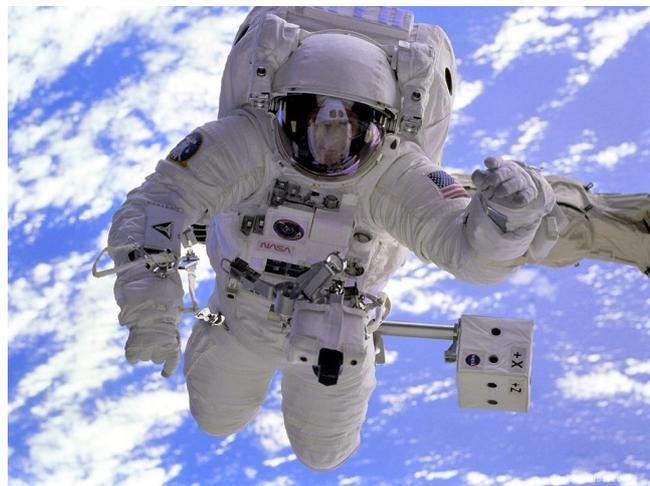


Figura 1.1 El traje espacial ha sido cuidadosamente diseñado para la protección frente a la radiación a la que son sometidos los astronautas fuera del vehículo espacial, el blanco refleja mejor la radiación que cualquier otro color.

Desde los orígenes de la era espacial, la radiación era una de las mayores preocupaciones de los científicos. Inicialmente se pensaban que cualquier ser humano que se aventurase más allá de la atmósfera terrestre sería víctima de dosis de radiación mortales o con efectos mutantes. Las primeras misiones espaciales demostraron la existencia de un flujo constante de partículas energéticas en el espacio, pero al mismo tiempo se pudo comprobar que las dosis no eran letales. Antes de enviar un hombre al espacio, se experimentó con varios animales. Como ninguno de ellos presentó daños por radiación, se consideró que los viajes espaciales tripulados eran lo suficientemente seguros¹².

Casi quinientos hombres y mujeres han viajado al espacio en los últimos cincuenta años, demostrando que la radiación espacial no es necesariamente letal en exposiciones breves, pero sigue siendo un gran obstáculo para los viajes de larga duración.

¹² Ver referencias

La radiación consiste en la propagación de energía en forma de ondas electromagnéticas o partículas subatómicas a través del vacío o de un medio material.

La radiación espacial puede clasificarse según varios criterios: naturaleza (electrones, protones, etc.), origen (solar, cósmica, etc.), tipo (primario, secundario), y efectos (ionizante o no ionizante).

La radiación propagada en forma de ondas electromagnéticas se llama radiación electromagnética. Dependiendo de su longitud de onda, esta puede manifestarse de diversas maneras: calor radiado, luz visible, rayos X o rayos gamma (ver Figura 1.2). Un ejemplo de fuente de radiación en distintas franjas del espectro electromagnético de radiación es la del Sol, con una frecuencia que corresponde al rango visible por el ojo humano, pero este también emite radiación infrarroja, ultravioleta y gamma.

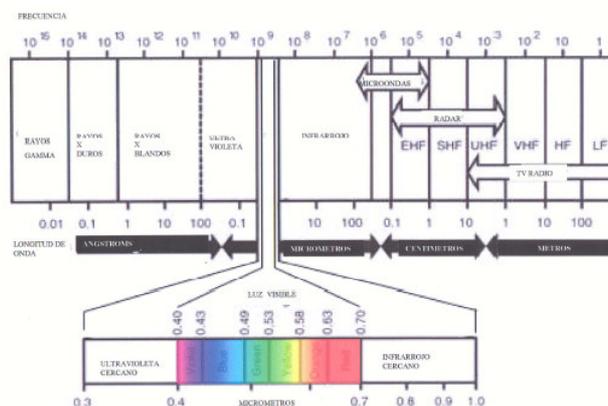


Figura 1.2 Esquema de tipos de radiación electromagnética según su frecuencia o su longitud de onda.

La radiación también es transmitida en forma de partículas subatómicas con una gran velocidad, que pueden estar cargadas o no eléctricamente. La radiación de partículas puede ser emitida por un núcleo atómico inestable en forma de partículas alfa (α) que son núcleos de helio y por lo tanto tienen carga positiva, partículas beta (β) con carga positiva (si son positrones) o negativa (si son electrones), o neutrones. La radiación espacial asociada a partículas también puede corresponder a núcleos atómicos pesados a gran velocidad, emitidos durante procesos astrofísicos altamente energéticos.

1.1. Tipos de radiación espacial según su origen

1.1.1. Radiación solar

El Sol expulsa continuamente material desde su superficie, a este flujo de partículas se le denomina viento solar. Se trata de un flujo de partículas cargadas (plasma) con

un campo magnético asociado. Está formado principalmente por un 73% de núcleos de hidrógeno (protones) y un 25% de helio (partículas alfa). En menor cantidad (2% aproximadamente), también hay iones de otros elementos más pesados, como el C, N, O, etc.

Además del viento solar, el Sol emite, en intervalos de tiempo que somos incapaces de predecir, grandes cantidades de partículas altamente energéticas. Estas tormentas solares reciben el nombre de Sucesos de Partículas Solares o SPE (*Solar Particle Events*). Estos se crean a partir de interacciones de la materia de sol con su campo magnético y están asociados con otros dos fenómenos solares muy violentos: las erupciones (*flares*) y las eyecciones de masa coronal (*Coronal Mass Ejections, CME*).

Una erupción solar (ver Figura 1.3) es una explosión en la atmósfera solar, más concretamente en la corona solar y la cromosfera, que calienta el plasma hasta decenas de millones de Kelvins, produciendo una aceleración de los electrones, protones e iones pesados hasta aproximarse a la velocidad de la luz.

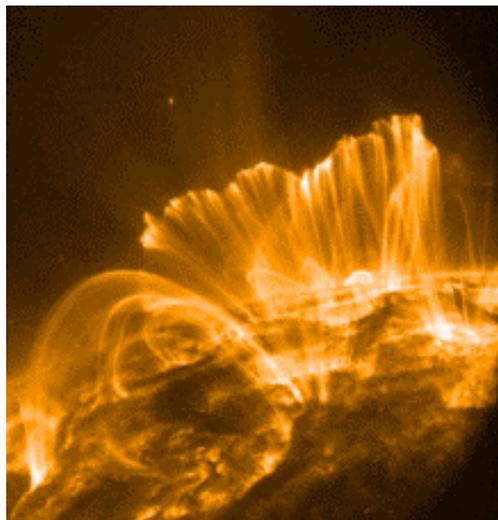


Figura 1.3 Erupción solar (NASA).

Una eyección de masa coronal (ver Figura 1.4) es un suceso solar que involucra una explosión de plasma que desprende partículas primarias (electrones y protones).

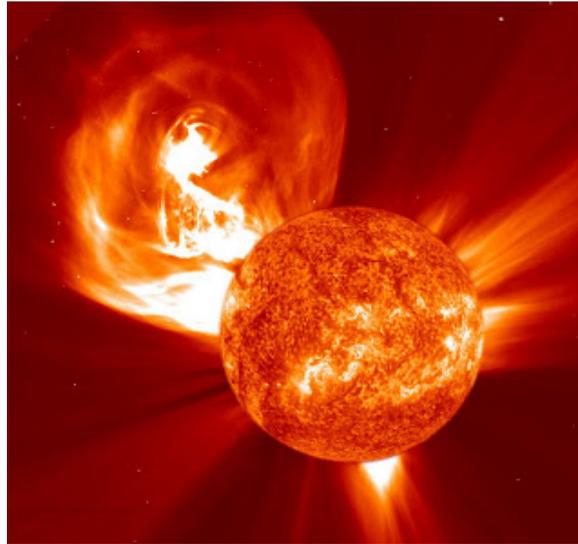


Figura 1.4 Eyección de masa coronal (NASA).

Los SPE están formados principalmente de protones con energías que pueden llegar a alcanzar los centenares de megaelectronvoltios (MeV)¹, así como de partículas alfa y otros núcleos pesados.

Dependiendo de la energía de estos protones, los más energéticos llegarán en pocos minutos a la Tierra, mientras que los de menos energía se esparcirán de forma más lenta debido a la difusión dentro de la corona solar y la interacción con el medio interplanetario. En cualquier caso estos fenómenos son capaces de producir alteraciones en el funcionamiento de las comunicaciones en nuestro planeta, a pesar de la protección de la magnetosfera. Por lo tanto, si una nave alejada de la Tierra, con o sin tripulación, se ve expuesta a un SPE, la misión puede verse en grave peligro.

1.1.2. Radiación cósmica galáctica

Este tipo de radiación también es denominada como rayos cósmicos galácticos o GCR (*Galactic Cosmic Ray*). Se trata de partículas subatómicas cargadas que provienen de más allá del Sistema Solar. Los rayos cósmicos están constituidos principalmente por núcleos de átomos de hidrógeno (85%), de helio (o partículas alfa) (14%) y de otros que atraviesan el espacio a miles de kilómetros por segundo. Tienen una gran energía debido a su gran velocidad. Dentro del Sistema Solar, estos rayos alcanzan picos de energía de hasta 1 GeV en un año y hasta 10 GeV una vez cada 10 años.

Al ser partículas cargadas, se ven afectadas por el campo magnético terrestre, por lo que tienden a seguir las líneas de campo geomagnético. Debido a la geometría de

¹ 1eV=1,6x10⁻¹⁹ J

estas líneas, como ya veremos posteriormente, las zonas donde más influye este tipo de radiación son los polos terrestres.

1.1.3. Radiación atrapada

1.1.3.1. Magnetosfera

Por el hecho de tener un núcleo metálico parcialmente fundido, la Tierra posee un campo magnético. Éste desvía la mayor parte del viento solar, formando un escudo protector contra las partículas cargadas de alta energía procedentes del Sol.

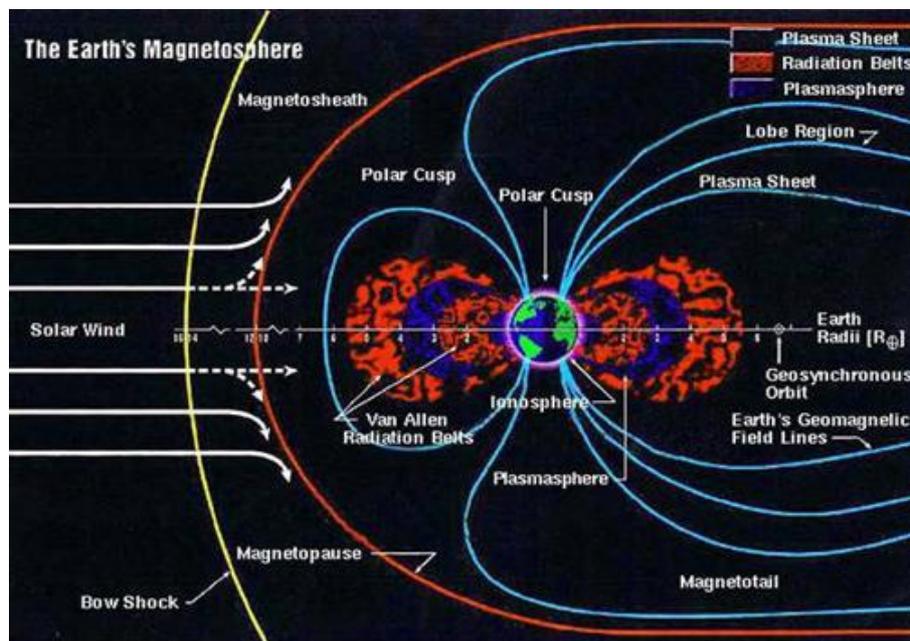


Figura 1.5 Representación de la magnetosfera terrestre.

A unos 60000 km de la Tierra, en la dirección Tierra-Sol y también en dirección opuesta pero a una mayor distancia (300000 km), la magnetosfera interacciona con el viento solar. A esta región se la denomina magnetopausa (ver Figura 1.5).

Más allá de la magnetopausa se encuentra la superficie donde entran en contacto el viento solar y el campo magnético. A esta altura la densidad de partículas es más baja y las partículas chocan con menos intensidad, al ser frenadas rápidamente desviadas por el resto de la magnetosfera. Las partículas cargadas del viento solar son arrastradas por las líneas de campo magnético terrestre hasta los polos magnéticos, donde dichas líneas penetran en su interior, para ser conducidas sobre la alta atmósfera produciendo auroras boreales (hemisferio norte) o australes (hemisferio sur).

A unos pocos millares de kilómetros de la superficie terrestre, se encuentra una región en el ecuador magnético en el que muchas de las partículas cargadas son atrapadas y aceleradas formando los cinturones de Van Allen o cinturones de radiación.

1.1.3.2. Cinturones de Van Allen

Los cinturones de Van Allen son zonas de la magnetosfera terrestre donde se concentran altas densidades de partículas cargadas.

Estos cinturones son áreas en forma de anillo de superficie toroidal, rodeando la Tierra alrededor de su eje magnético, en las que protones y electrones se mueven en espiral en gran cantidad entre los polos magnéticos del planeta (ver Figura 1.6).

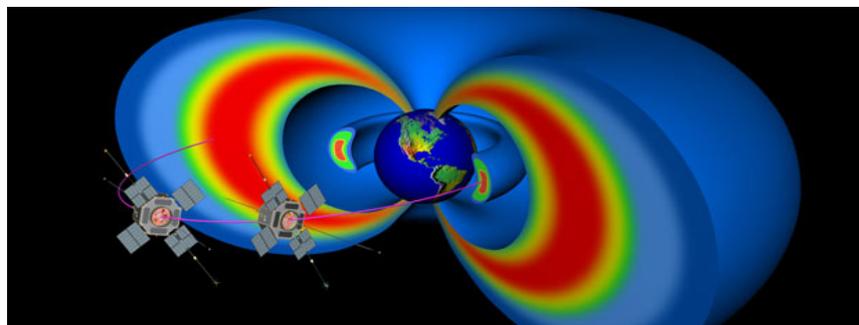


Figura 1.6 Cinturones de Van Allen.

Existen dos cinturones de radiación:

- El cinturón interior se extiende desde unos 1000 km por encima de la superficie terrestre, hasta pasados los 5000 km. Éste concentra una gran cantidad de protones atrapados con energías superiores a los 100 MeV y de electrones de más de 100 keV.
- El cinturón exterior que empieza desde 15000 km por encima de la superficie se extiende hasta unos 20000 km. Este cinturón atrapa electrones de más de 500 keV, con flujos que llegan hasta los $9 \cdot 10^9$ p/m²; así como protones que pueden alcanzar más de 400 MeV.

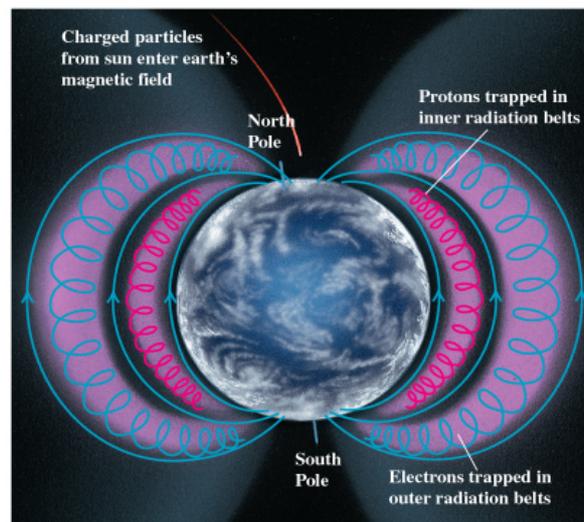


Figura 1.7 Vista transversal de los cinturones de Van Allen y del movimiento de sus partículas atrapadas.

Las partículas siguen tres tipos de movimientos:

- En espiral a lo largo de la línea de campo geomagnético.
- Rebotando a lo largo de la línea de campo.
- En forma de flujo alrededor de la Tierra.

Las partículas que quedan atrapadas durante largos períodos de tiempo, incluso hasta meses, acaban escapando debido a colisiones en las zonas más bajas de sus trayectorias, o a dispersión por fluctuaciones en el campo magnético.

Aún así, las partículas se van renovando debido a partículas de viento solar que consiguen atravesar la magnetosfera en determinadas condiciones, o formándose en zonas más bajas por la acción de rayos cósmicos.

1.2. Tipos de radiación espacial según haya interaccionado previamente o no

1.2.1. Radiación primaria

Se entiende como radiación primaria toda radiación que incida directamente desde la fuente hasta el cuerpo a estudiar (nave, satélite, etc.). Esta radiación se compone de partículas cargadas (protones, electrones, alfa, etc., o núcleos atómicos más masivos) y partículas sin carga (neutrones o fotones).

1.2.2. Radiación secundaria

Este tipo de radiación se da a causa de la radiación primaria. Se genera cuando el rayo cósmico primario (protones, electrones, neutrones, núcleos de He, etc.) impacta contra algún núcleo. De ésta colisión se pueden desprender otras partículas a gran velocidad, que constituyen una nueva forma de radiación, la radiación secundaria. A su vez esta radiación puede incidir sobre otros objetos. De esta manera hay que tener cuidado con la radiación secundaria, ya que puede resultar tanto o más peligrosa que la incidencia del rayo primario. La generación de esta radiación secundaria depende mucho del tipo de material con el que impacta. Cuando un rayo primario incide en un material con un número atómico elevado se desprenden más partículas y por lo tanto se genera mucha más radiación que en materiales con números más bajos.

1.3. Tipos de radiación según sus efectos: ionizante y no ionizante

Otra manera de clasificar la radiación, es atendiendo a cómo interactúa con la materia. Si la radiación transporta energía suficiente como para provocar ionización en el medio que atraviesa, se dice que es una radiación ionizante. En el caso contrario se habla de radiación no ionizante. El carácter ionizante o no ionizante de la radiación es independiente de su naturaleza corpuscular u ondulatoria. La radiación no ionizante (parte electromagnética) se caracteriza por no tener suficiente potencia para arrancar los electrones de los átomos del medio por el cual se está propagando, pero tiene el poder de romper los enlaces químicos y moléculas.

Son radiaciones ionizantes los rayos X, rayos γ , partículas alfa y beta, y parte del espectro de radiación UV entre otros. Ejemplos de radiaciones no ionizantes serían los rayos UV, las ondas de radio, TV o telefonía móvil, etc.

Dentro de la radiación ionizante, existen dos tipos:

- Radiación directamente ionizante: suele comprender a las radiaciones corpusculares formadas por partículas cargadas que interactúan de forma directa con los electrones y el núcleo de los átomos de moléculas sobre las que incide. Suelen poseer una transferencia lineal de energía alta¹.
- Radiación indirectamente ionizante: está formada por partículas no cargadas como los fotones, los neutrinos o los neutrones, que al atravesar la materia interactúan con ella produciendo partículas cargadas, siendo éstas las que ionizan a otros átomos. Suelen poseer una baja transferencia lineal de energía.

¹ Transferencia lineal de energía: ver página 12.

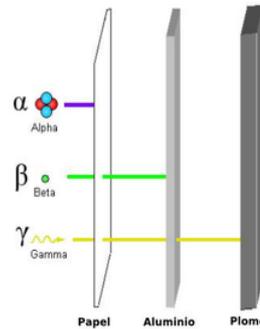


Figura 1.8 Representación de la interacción de distintas partículas con diferentes materiales.

La radiación ionizante también se puede clasificar por tipos de partículas, a continuación describimos las que aparecen en la Figura 1.8:

- **Partículas Alfa:** Las partículas alfa o rayos alfa son núcleos de helio, un tipo de ión rápido emitido por muchos tipos de núcleos altamente radioactivos. Estas partículas están formadas por dos neutrones y dos protones. Son las menos penetrantes, por lo que pueden ser detenidas por una simple hoja de papel. Son dañinas para el ser humano cuando se inhalan o se injieren.
- **Partículas Beta:** Las partículas beta tienen la misma masa y carga que el electrón, salen disparados después de un proceso radiactivo. Pueden estar cargadas negativamente (electrones) o positivamente (positrones). Al ser menos ionizantes pero más penetrantes que las partículas alfa, tienen la capacidad de penetrar la hoja de papel; pero pueden ser detenidas por una lámina de metal fina. Pueden causar quemaduras en la piel, por lo que resultan bastante dañinas para el cuerpo humano.
- **Rayos Gamma:** Es un tipo de radiación electromagnética, están constituidos por fotones. No tienen masa ni carga eléctrica por lo que no se ven afectados por los campos magnéticos. Se producen en las desintegraciones radioactivas de los núcleos atómicos. Son emitidos por núcleos excitados y acompañan las partículas alfa y beta. Estos rayos pueden penetrar profundamente en la materia, pudiendo atravesar una lámina de metal. Pueden ser detenidas por capas muy gruesas de hormigón.

Las partículas cargadas como los electrones, los positrones, muones, protones, iones u otras, interactúan directamente con la corteza electrónica de los átomos debido a la fuerza electromagnética.

Los rayos gamma interactúan con los átomos de la materia con tres mecanismos distintos:

- **Absorción fotoeléctrica:** es una interacción en la que el fotón gamma incidente desaparece. En su lugar, se produce un fotoelectrón de una de las capas

electrónicas del material absorbente con una energía cinética procedente de la energía del fotón incidente, menos la energía de ligadura del electrón en su capa original.

- Efecto Compton: es una colisión elástica entre un electrón ligado y un fotón incidente, siendo la división de energía entre ambos dependiente del ángulo de dispersión.
- Producción de pares: el proceso ocurre en el campo de un núcleo del material absorbente y corresponde a la creación de un par electrón, positrón, en el punto en que desaparece el fotón gamma incidente. Debido a que el positrón es una forma de antimateria, una vez que su energía cinética se haga despreciable se combinará con un electrón del material absorbente, aniquilándose y produciendo un par de fotones.

Los neutrones interactúan con los núcleos de la materia mediante los siguientes efectos:

- Activación: es una interacción completamente inelástica de los neutrones con los núcleos, mediante la cual el neutrón es absorbido, produciendo un isótopo diferente.
- Fisión: mediante esta interacción los neutrones se unen a un núcleo pesado (como el Uranio-235) excitándolo de forma tal que provoca su inestabilidad y desintegración posterior en dos núcleos más ligeros y otras partículas. Es la base de los reactores nucleares de fisión.
- Colisión inelástica: en esta interacción el neutrón colisiona con el núcleo cediendo una parte de su energía, con lo que el resultado es un neutrón y un núcleo excitado que normalmente emite radiaciones gamma, ionizantes, más tarde.

1.4. Magnitudes y medidas de la radiación

Flujo: es el número de partículas incidentes por unidad de superficie por unidad de tiempo. Se mide en unidades cgs (n° de partículas/cm²/s).

Flujo integrado: es la energía total que llega a una superficie por unidad de superficie y unidad de tiempo. Se mide en unidades cgs (MeV/cm²/s).

Fluencia: es el número de partículas que inciden en una unidad de superficie. Se mide en unidades cgs (n° de partículas/cm²).

Fluencia integrada: es la energía total que llega a una superficie por unidad de superficie. Se mide en unidades cgs (MeV/cm²).

Transferencia lineal de energía (LET): es la cantidad de energía incidente por unidad

de superficie y unidad de masa. Se mide en unidades cgs ($\text{MeV}/\text{cm}^2/\text{g}$).

Dosis ionizante absorbida: es la integral, respecto de la energía, del producto de la LET para el espectro de energías. Se mide en rads.

Factor de atenuación: es la relación entre la radiación incidente y saliente que atraviesa un material o un conjunto de materiales determinado.

Hay cinco medidas de radiación que los radiólogos se suelen encontrar cuando se abordan los efectos biológicos de trabajar con rayos X o rayos gamma. Estas medidas son: la exposición, la dosis, la dosis equivalente y tasa de dosis.

Exposición: La exposición es una medida de la fuerza de un campo de radiación durante un tiempo en el aire. La unidad más utilizada de la exposición es el roentgen (R).

La dosis o la dosis absorbida: La dosis absorbida es la cantidad de energía que la radiación ionizante imparte a una masa dada de la materia. En otras palabras, la dosis es la cantidad de radiación absorbida por el objeto. La unidad SI de dosis absorbida es el gray (Gy), pero el rad (dosis de radiación absorbida) es de uso general. 1 rad es equivalente a 0,01 Gy. Los diferentes materiales que reciben la misma exposición no pueden absorber la misma cantidad de radiación. En los tejidos humanos, aproximadamente un Roentgen de radiación gamma es el resultado de la exposición de alrededor de un rad de la dosis absorbida.

Dosis equivalente: La dosis equivalente se refiere a la dosis absorbida por el efecto biológico de esa dosis. La dosis absorbida de tipos específicos de radiación se multiplica por un *factor de calidad* para llegar a la dosis equivalente. La unidad SI es el Sievert (Sv), pero el rem es de uso común. Rem es un acrónimo de *equivalente Roentgen en el hombre*. Un rem es equivalente a 0,01 SV. Cuando se expone a la radiación X o gamma, el factor de calidad es 1.

Tasa de dosis: La tasa de dosis es una medida de la rapidez en la que se está recibiendo una dosis de radiación. La tasa de dosis se presenta generalmente en términos de R/hora, mR/hora, rem/hora, mrem/hora, etc.

1.5. Efectos de la radiación ionizante en el ser humano

Los seres vivos están expuestos a niveles bajos de radiación ionizante procedente de varias fuentes como el sol, el propio organismo, residuos radiactivos de pruebas nucleares del pasado, de algunos productos de consumo y de materiales radiactivos liberados desde hospitales y desde plantas asociadas a la energía nuclear y a las de carbón.

Los trabajadores expuestos a mayor cantidad de radiaciones son los astronautas (debido a la radiación cósmica), el personal médico o de rayos X, los investigadores, y los que trabajan en instalaciones radiactivas o nucleares. Además se recibe una

exposición adicional con cada examen de rayos X y de medicina nuclear, y la cantidad depende del tipo y del número de exploraciones.

La exposición a altas dosis de radiación ionizante puede causar quemaduras de la piel, caída del cabello, náuseas, enfermedades y la muerte. Los efectos dependerán de la cantidad de radiación ionizante recibida y de la duración de la irradiación, y de factores personales tales como el sexo, edad a la que se expuso, y del estado de salud y nutrición.

En la ISS la dosis se encuentra entre los 0,4 y los 1,1 mSv/día con la protección del blindaje. En las misiones de larga duración la dosis se encuentra entre los 70 y los 500 mSv/año. En España la legislación limita a 50 mSv la dosis anual máxima que puede recibir un trabajador¹². En el Anexo 3, mostramos una tabla con valores de dosis recibida en función de las circunstancias del individuo expuesto.

¹² Ver referencias

CAPÍTULO 2. VIAJE A MARTE

2.1. Plan de vuelo

Las diferentes propuestas de plan de vuelo pueden clasificarse en principio en dos grupos: de estancia larga en Marte (alrededor de un año), o de estancia corta en el planeta (alrededor de un mes). La duración de la estancia no se puede regular arbitrariamente, está condicionada por las *ventanas de lanzamiento*, por el perfil de vuelo que se elija, y por la energía necesaria para el viaje. Elegir estancia corta o larga equivale en cierto modo a dar prioridad al propio viaje, o dar prioridad a la estancia en el planeta y a las misiones que se vayan a realizar en él.

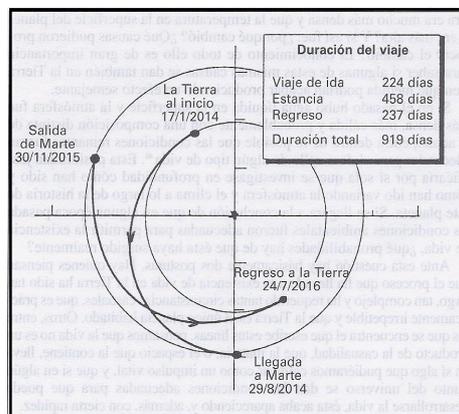


Figura 2.1 Perfil típico de una misión de mínima energía. Duración total: 919 días.¹

En la Figura 2.1 se muestra, a título de ejemplo, el camino que seguiría una nave que partiese de la Tierra en enero del año 2014 siguiendo una trayectoria del tipo denominado de mínima energía. Las trayectorias de mínima energía aprovechan al máximo la capacidad del cohete lanzador, pero llevan implícito largas estancias en Marte. En este ejemplo concreto, la duración del viaje de ida sería de 224 días y de 237 el de vuelta; pero habría que esperar nada menos que 458 días en el planeta, hasta que su posición relativa con respecto a la Tierra permitiera iniciar el regreso también en órbita de mínima energía. Con ello ascendería a 919 días (unos dos años y medio) la duración total de la expedición. Las cifras anteriores sólo son exactas para esta ventana de lanzamiento, y serían algo distintas si el inicio del viaje se hiciese en otra oportunidad; pero la duración total en las misiones de mínima energía siempre se aproxima a los 1000 días, debido al largo tiempo de espera en Marte.

¹ Ver referencias

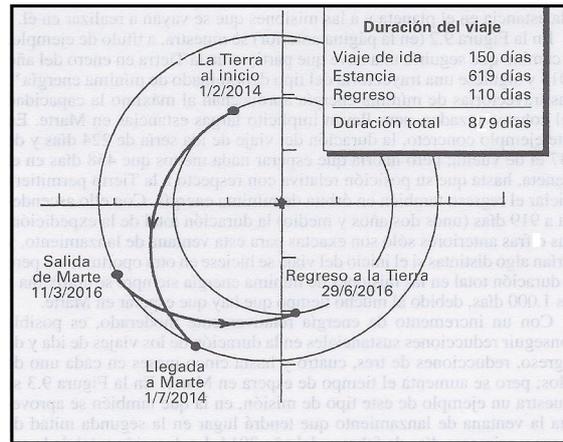
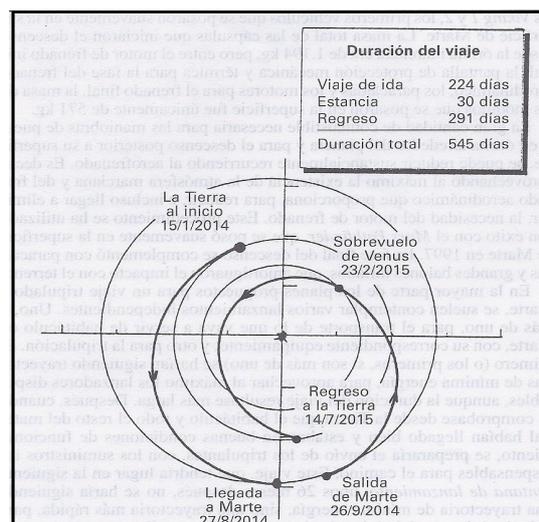


Figura 2.2 Perfil típico de una misión con viajes rápidos de ida y regreso. Duración total: 879 días.¹

Con un incremento de energía relativamente moderado, es posible conseguir reducciones sustanciales en la duración de los viajes de ida y de regreso, reducciones de tres, cuatro y hasta cinco meses en cada uno de ellos pero aumentando el tiempo de espera en Marte. En la Figura 2.2 vemos que la duración total de la misión sería de 879 días, siendo también muy larga.

Por otro lado las misiones de estancia corta en Marte permiten que la duración total de la expedición sea bastante más reducida (entre 400 y 650 días), pero requieren más energía. Esto significa que, para transportar la misma carga útil, haya que emplear un lanzador más potente, o en caso de seguir utilizando el mismo lanzador, reducir la carga a transportar.



¹ Ver referencias

Figura 2.3 Perfil de una misión con ayuda gravitatoria de Venus en el viaje de regreso. Duración total: 545 días.¹

En los estudios de viajes a Marte que contemplan misiones de estancia corta, es frecuente recurrir a trayectorias que, en el camino de ida, o en el de regreso, se desvíen y pasen junto a Venus, para aprovechar su atracción gravitatoria y conseguir un impulso adicional, ahorrando así la energía que hubiera sido necesaria para obtener un impulso equivalente. En la Figura 2.3 se representa un ejemplo de este tipo de trayectoria. Su duración total es de 545 días, con una estancia de 30 días en Marte. Con perfiles de misión de estancia corta en Marte siempre hay un viaje, el de ida o el de vuelta, en que los viajeros se acercan bastante al Sol (a unos 100 millones de kilómetros) hecho que tiene implicaciones en la construcción de la correspondiente nave, entre otras cosas para que la temperatura interior se mantenga dentro de límites aceptables.

Por otro lado, cuando un vehículo espacial (tripulado, o no tripulado) llega junto a Marte, hay que reducir su velocidad lo suficiente como para que pueda ser capturado por el campo gravitatorio del planeta y pueda quedar en órbita alrededor del mismo. Si no se redujese, continuaría su marcha por el espacio, convirtiéndose en un diminuto planetoide, en órbita alrededor del Sol.

En la mayor parte de los planes propuestos para un viaje tripulado a Marte, se suelen contemplar varios lanzamientos independientes: uno, o más de uno, para el transporte de lo que vaya a servir de habitáculo en Marte, con su correspondiente equipamiento, y otro para la tripulación. El primero (o los primeros, si son más de uno) se harían siguiendo trayectorias de mínima energía, para aprovechar al máximo los lanzadores disponibles, aunque la duración del viaje resultase más larga. Después, cuando se comprobase desde la Tierra que el habitáculo y todo el resto del material habrían llegado bien y estarían en buenas condiciones de funcionamiento, se prepararía el envío de los tripulantes, con los suministros indispensables para el camino. Este viaje, que tendría lugar en la siguiente ventana de lanzamiento, unos 26 meses después, cabría la posibilidad de no hacerlo siguiendo una trayectoria de mínima energía, sino una trayectoria más rápida, para reducir el tiempo del viaje y las incomodidades que lleva consigo².

Tabla 2.1 Comparación de la duración del viaje en función del tipo escogido.

	Caso 1 (Estancia larga)	Caso 2 (Estancia larga)	Caso 3 (Estancia corta)
Viaje de ida	224	150	224
Estancia	458	619	30

¹ Ver referencias

² Ver referencias

Regreso	237	110	291
Total	919	879	545

2.2. Datos de radiación en el viaje de ida y vuelta a Marte

2.2.1. Datos obtenidos en una órbita terrestre

Para poder simular la radiación durante el viaje a Marte en el programa SPENVIS, y como no es posible introducir la trayectoria a Marte, seleccionaremos la Tierra, bien a una órbita alta o anulando la magnetosfera para conseguir unas condiciones de radiación similares a las de la trayectoria.



Figura 2.4 Selección en el programa del planeta Tierra.

Como hemos comentado existen varias propuestas de viaje. Escogeremos el viaje más largo en tiempo, para obtener los resultados en el peor de los casos.

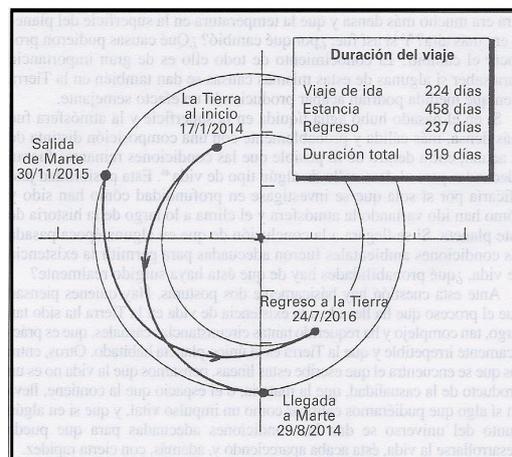
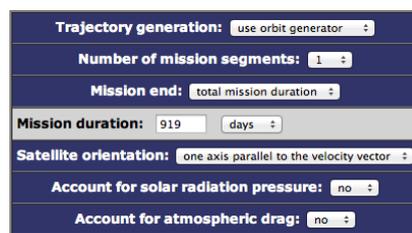


Figura 2.5 Ilustración representando el peor de los casos para el viaje de ida y vuelta: estancia larga de mínima energía.

Normalmente, el vehículo que se emplee para el viaje de regreso a la Tierra, se quedará esperando en una órbita de aparcamiento alrededor de Marte, sin descender a la superficie. Además cabe la posibilidad de que un tripulante quede a bordo, sufriendo los efectos de la radiación espacial, y no de la radiación que llega al planeta Marte. Pero aunque esta situación no se produzca, lo consideraremos por ser el peor de los casos. Introduciremos la duración total de la misión sin descontar el tiempo de estancia.



The image shows a software interface for trajectory generation with the following settings:

- Trajectory generation: use orbit generator
- Number of mission segments: 1
- Mission end: total mission duration
- Mission duration: 919 days
- Satellite orientation: one axis parallel to the velocity vector
- Account for solar radiation pressure: no
- Account for atmospheric drag: no

Figura 2.6 Primeros datos introducidos: los 919 días que durará la misión.

2.2.1.1. Factor de atenuación en una órbita terrestre

Hemos realizado simulaciones que se aproximan de la forma más exacta posible a las condiciones que se darían durante el viaje a Marte. Para ello hemos adaptado también los parámetros del programa SPENVIS como veremos a continuación.

Seguidamente, seleccionaremos una altitud de 70000 km, para alejarnos el máximo posible de los cinturones de Van Allen y su radiación atrapada, y así poder representar mejor el período más largo de tiempo del viaje de ida y regreso, ya que el tiempo que tardará en atravesar los cinturones será mínimo.

Segment title: Estancia larga. Mínima energía

Orbit type: general

Orbit start: calendar date

01 Jan 2014 12 : 00 : 00

Representative number of orbits : 20

Altitude specification: altitude for a circular orbit

Altitude [km]: 70000

Inclination [deg]: 0.0

R. asc. of asc. node [deg w.r.t. gamma50]: 0

Argument of perigee [deg]: 0

True anomaly [deg]: 0

Output resolution

1.	60.0	s below	20000.0	km
2.	240.0	s below	80000.0	km
3.	3600.0	s elsewhere		

Figura 2.7 Cuadro de datos referentes a la misión.

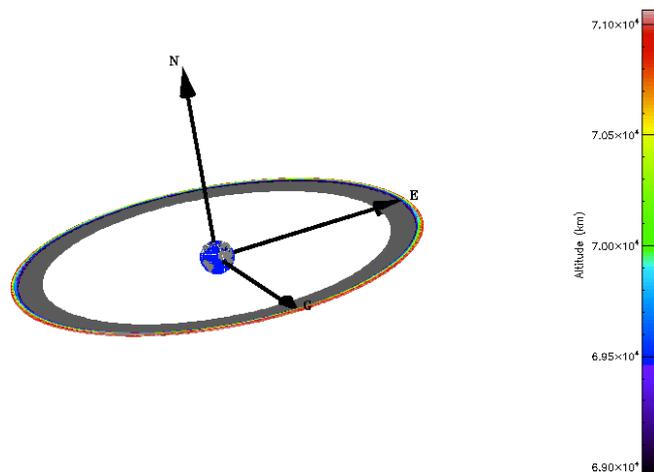


Figura 2.8 Ilustración representando la órbita a la que se simulará la radiación en el viaje de ida y vuelta a Marte.

Seleccionando la altitud trataremos también de anular los efectos de la magnetosfera en la radiación solar.

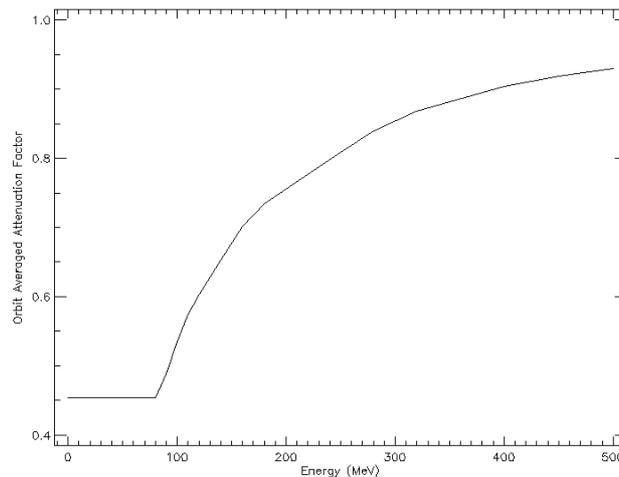


Figura 2.9 Factor de atenuación de la radiación solar (Altura: 25000 km).

El factor de atenuación a una altura de 30000 km es constante y tiene un valor de 0,9923, cuando incrementamos la altitud a 70000 km el factor de atenuación es de 0,9983. Estos valores son muy próximos a 1, por lo que podemos considerar que es prácticamente nula.

Así pues, la radiación atrapada no será considerada en nuestro trabajo al ser casi insignificante. Es decir, no escogeremos ningún modelo de radiación de electrones o protones en el apartado de radiación atrapada.

2.2.1.2. Radiación solar en una órbita terrestre

En el apartado de radiación solar desactivaremos la magnetosfera, para evitar la protección que esta nos proporciona, y poder representar mejor los efectos de la radiación durante la mayor parte del trayecto de ida y vuelta a Marte.

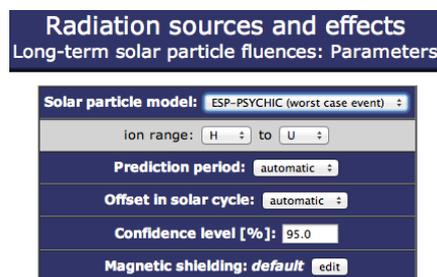


Figura 2.10 Parámetros de la radiación solar.

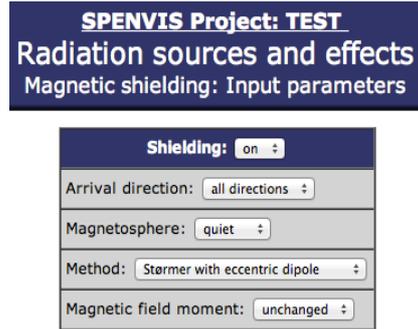


Figura 2.11 En el apartado *Radiation Sources and Effects*, anulamos el campo magnético terrestre para la radiación solar.

El factor de atenuación de la radiación solar con magnetosfera Off, como es de esperar, es constante e igual a 1.

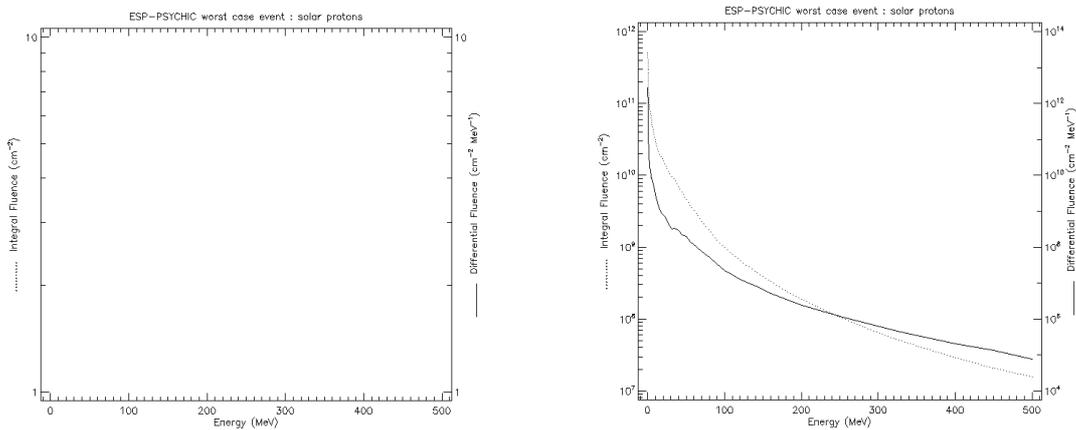


Figura 2.12 Fluencia integrada y diferencial de fluencia de protones (Altitud: 2000 km. Estado magnetosfera: On y Off).

En la Figura 2.12, vemos que a una altura de 2000 km (en la zona del cinturón inferior de Van Allen), la presencia de la magnetosfera apantalla completamente la radiación. Cuando eliminamos su efecto las fluencias son considerables.

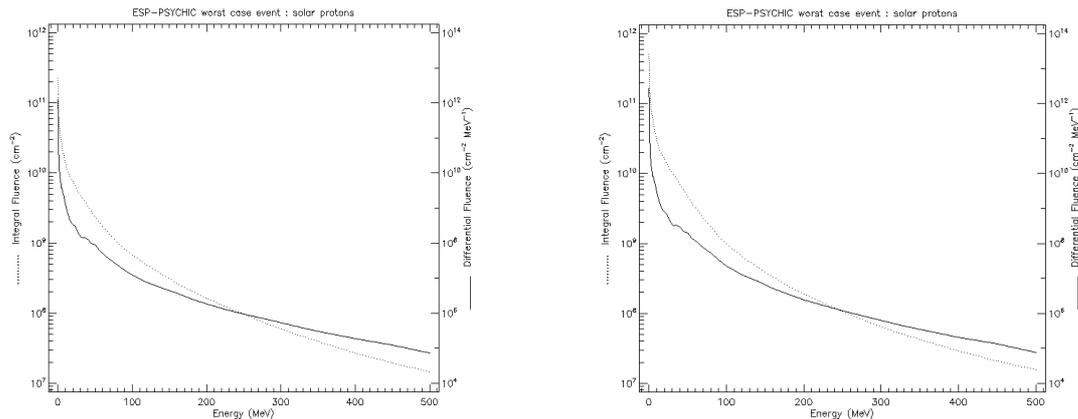


Figura 2.13 Fluencia integrada y diferencial de fluencia de protones (Altitud: 25000 km. Estado magnetosfera: On y Off).

En las gráficas de la Figura 2.13 podemos observar como la fluencia integrada y diferencial de fluencia de protones a 25000 km, es muy similar en ambos casos. Este resultado tiene sentido, puesto que a la altura considerada nos encontramos por encima del cinturón superior de Van Allen, que se encuentra entre 15000 km y 20000 km. En ambos casos, el diferencial de fluencia disminuye conforme aumenta la energía. El máximo se encuentra para energías de 500 MeV.

2.2.1.3. Radiación cósmica en una órbita terrestre

Sin embargo, estas medidas son insuficientes, ya que la magnetosfera no sólo atenúa la radiación solar, sino que también interactúa con la radiación cósmica. Es por esto que también escogeremos la opción de anular los efectos de la magnetosfera en los rayos cósmicos.

Radiation sources and effects GCR spectra: Input parameters

Ion range:	H	to	U
GCR model at 1 AU:	ISO 15390		
ISO-15390 standard model			
solar activity data:	mission epoch		
Magnetic shielding: on (quiet magn.) <input type="button" value="edit"/>			

Figura 2.14 Parámetros de los rayos cósmicos.

Radiation sources and effects

Magnetic shielding: Input parameters

Shielding: on ⌵
Arrival direction: all directions ⌵
Magnetosphere: quiet ⌵
Method: Størmer with eccentric dipole ⌵
Magnetic field moment: unchanged ⌵

Figura 2.15 Anulamos el campo magnético terrestre para la radiación galáctica.

En este apartado, no podemos representar la atenuación, pero sí podemos obtener resultados tales como el diferencial de flujo del ión escogido para representar. Así que seleccionaremos los más abundantes en este tipo de radiación.

Como hemos comentado en el Capítulo 1, los rayos cósmicos están constituidos principalmente por núcleos de átomos de hidrógeno (85%), de helio (o partículas alfa) (14%) y de otros que atraviesan el espacio a miles de kilómetros por segundo.

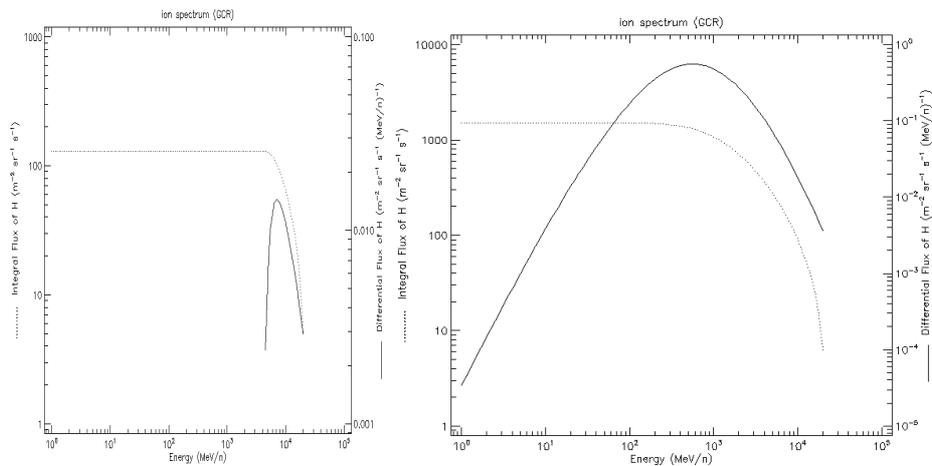


Figura 2.16 Flujo integrado y diferencial de flujo de H (Altitud: 2000 km. Estado magnetosfera: On y Off).

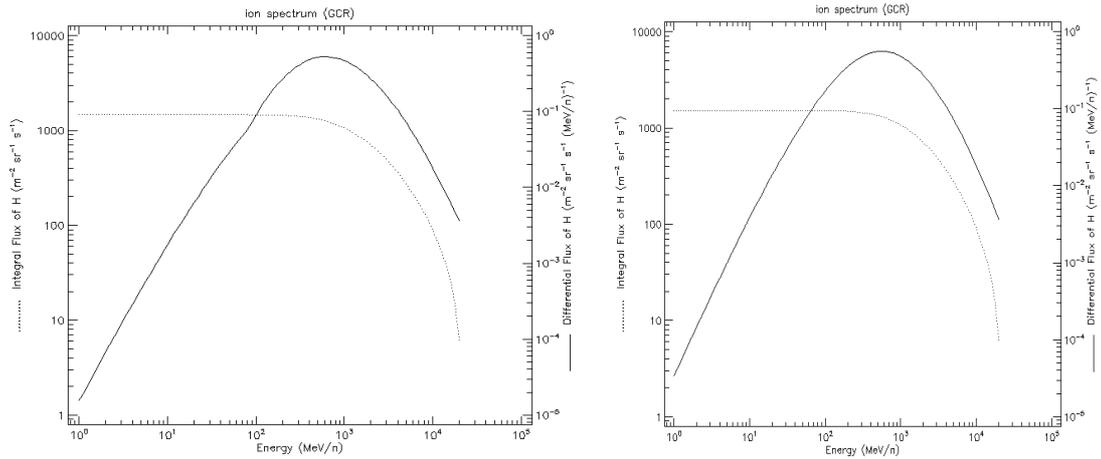


Figura 2.17 Flujo integrado y diferencial de flujo de H (Altitud: 25000 km. Estado magnetosfera: On y Off).

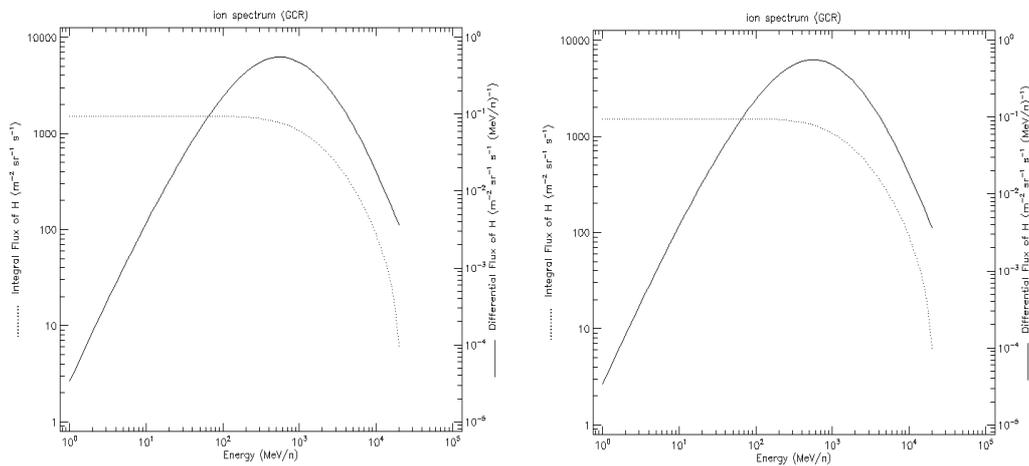


Figura 2.18 Flujo integrado y diferencial de flujo de H (Altitud: 30000 km. Estado magnetosfera: On y Off).

A partir de 30000 km (ver Figura 2.18) el efecto de la magnetosfera no se nota, por lo tanto, cuando realizamos las simulaciones para una altitud de 70000 km con la magnetosfera activada, como el efecto de atenuación es prácticamente nulo, obtenemos los mismos resultados. De nuevo este resultado es esperable, teniendo en cuenta que en esos casos estamos por encima de los cinturones de Van Allen.

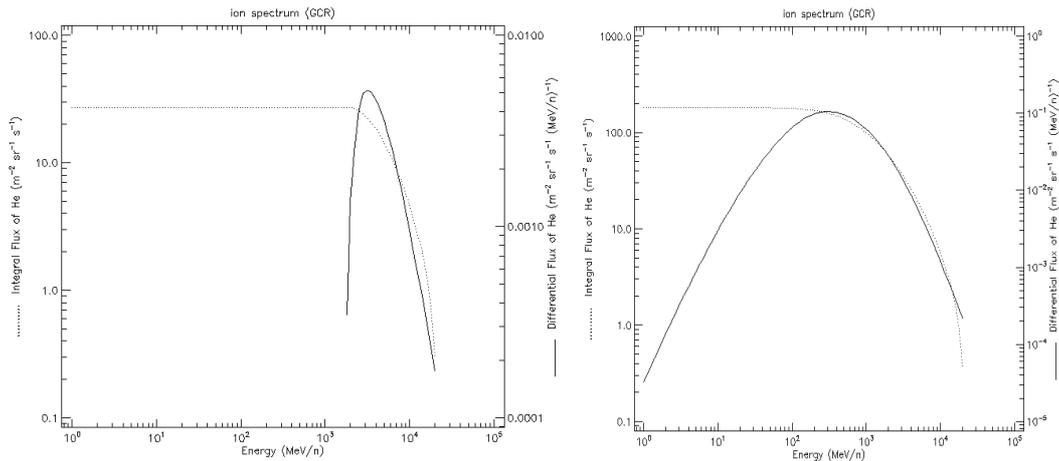


Figura 2.19 Flujo integrado y diferencial de flujo de He (Altitud: 2000 km. Estado magnetosfera: On y Off).

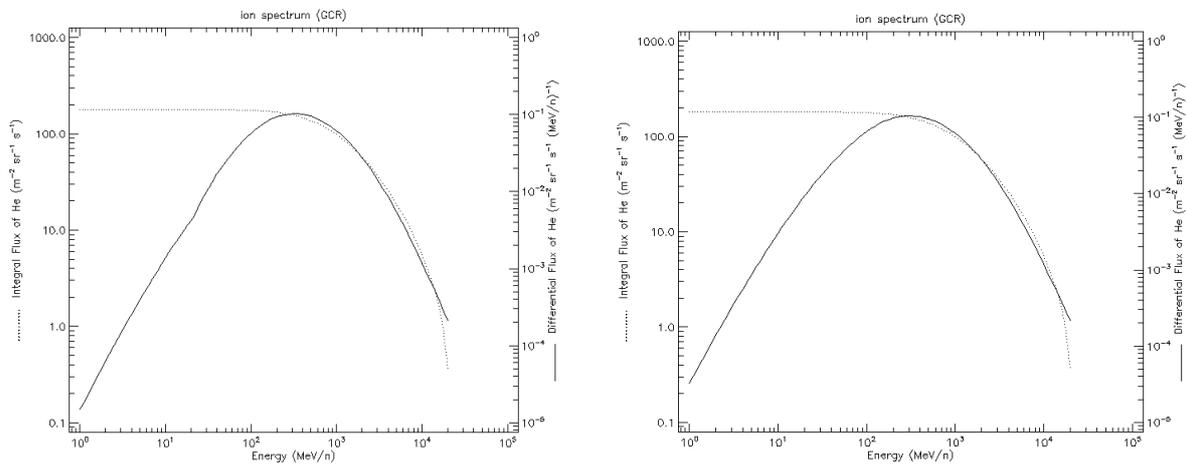


Figura 2.20 Flujo integrado y diferencial de flujo de He (Altitud: 25000 km. Estado magnetosfera: On y Off).

Para las altitudes de 30000 y 70000 km, se obtienen los mismos resultados, como hemos visto anteriormente, debido a un factor de atenuación prácticamente nulo. Como durante el viaje a Marte estaremos alejados de la magnetosfera y de sus efectos, debemos ingeniárnoslas para evitarlos en nuestras simulaciones para que éstas sean lo más realistas posibles.

En un principio habíamos seleccionado una altitud de 70000 km donde los efectos de la magnetosfera son mínimos. Como vemos en las gráficas se observa como a menor altitud la magnetosfera ofrece mayor protección como era de esperar. Se puede observar que a 2000 km sólo los núcleos de átomos de hidrógeno y de helio de más energía consiguen atravesar la protección que ofrece la magnetosfera. A medida que se aumenta la altitud la protección es menor. Aunque a partir de 25000 km el factor de atenuación de la magnetosfera es prácticamente nulo.

No obstante como el programa ofrece la posibilidad de desactivar la magnetosfera, optamos por esta opción.

En las gráficas con la magnetosfera desactivada vemos que la altitud es independiente ya que el factor de atenuación es siempre nulo.

Se observa que la gráfica para una altitud de 70000 km y el resto de gráficas con la magnetosfera desactivada son prácticamente idénticas. Se confirma, por lo tanto, que habría sido una buena aproximación.

2.2.2. Datos obtenidos en una órbita marciana



Figura 2.21 Seleccionamos el planeta Marte.

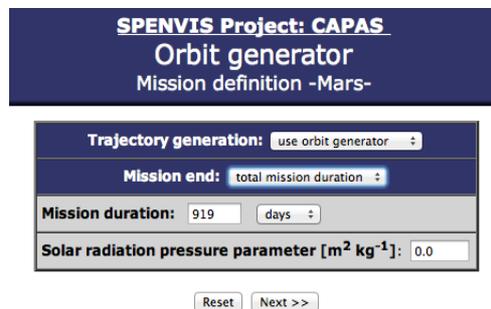


Figura 2.22 Insertaremos los mismos datos de la misión.

Segment title:

Orbit type:

Mars-centric coordinate system

- **z-axis:** along mean rotational north pole of Mars
- **x-axis:** out along the ascending node "of date" of Mars ICRF/J2000 mean equator

Orbit start

: :

Representative :

Altitude specification:

Semi-major axis [km]:

Eccentricity:

Inclination [deg]:

R. asc. of asc. node [deg w.r.t. gamma50]:

Argument of periareion [deg]:

True anomaly [deg]:

Output resolution

1.	<input type="text" value="60.0"/>	s below	<input type="text" value="20000.0"/>	km
2.	<input type="text" value="240.0"/>	s below	<input type="text" value="80000.0"/>	km
3.	<input type="text" value="3600.0"/>	s elsewhere		

<< Back Next >>

Figura 2.23 Datos generales de la órbita.

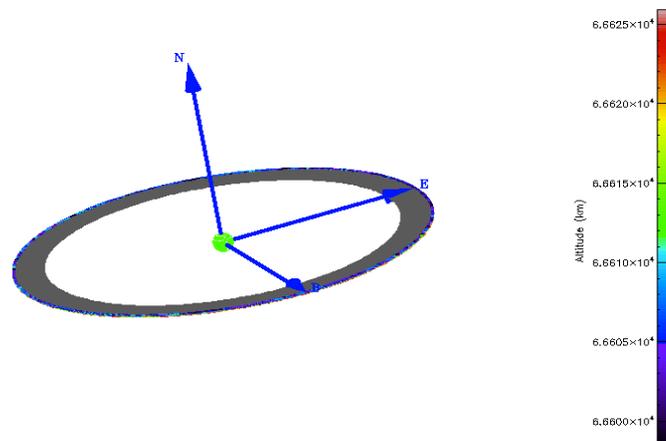


Figura 2.24 Representación de la órbita seleccionada.

2.2.2.1. Factor de atenuación en una órbita marciana

En este caso, como Marte no posee magnetosfera, no tiene sentido desactivar sus efectos con SPENVIS.

Para comparar resultados, simularemos, como anteriormente, la atenuación de la radiación solar y la radiación cósmica.

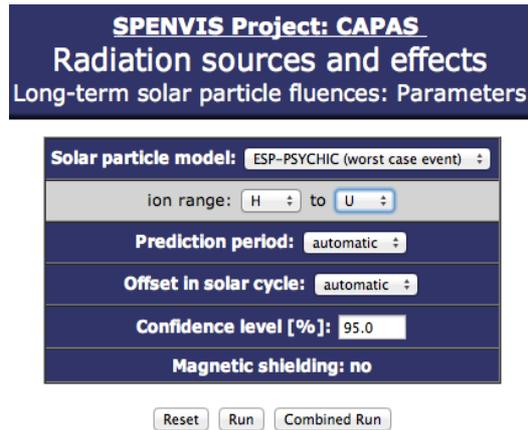


Figura 2.25 Comprobamos como no hay posibilidad de desactivar la magnetosfera, dentro de la radiación solar, ya que Marte no tiene.

El factor de atenuación en Marte es 1 ya que no posee magnetosfera.

2.2.2.2. Radiación solar en una órbita marciana

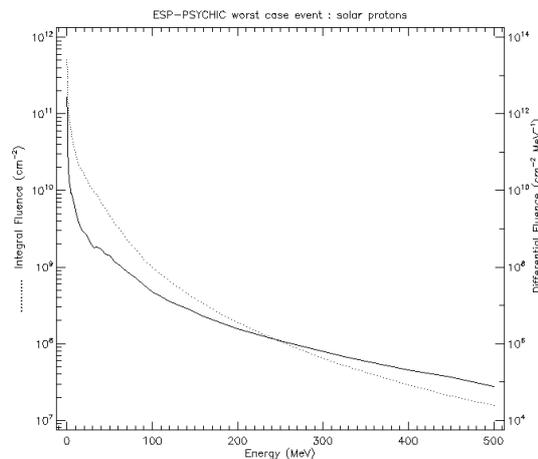


Figura 2.26 Flujo integrado y diferencial de flujo de protones (Altitud: 3400 km).

2.2.2.3. Radiación cósmica en una órbita marciana

En cuanto a la radiación cósmica, realizaremos simulaciones como en el apartado anterior para poder comparar.

Nuestra simulación se realizará a una altura de 3400 km, que es la mínima que se puede introducir en Marte. Aunque para cualquier altura obtendremos los mismos resultados debido a la ausencia de magnetosfera.

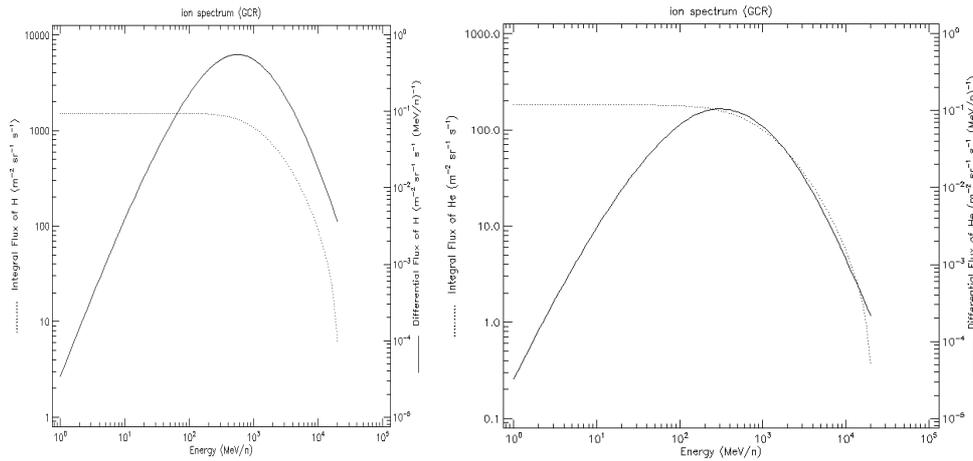


Figura 2.27 Flujo integrado y diferencial de flujo de H y He (Altitud: 3400 km). Como podemos observar, la afectación de los rayos cósmicos es la misma en Marte que en la Tierra, fuera de la magnetosfera terrestre.

Así pues podemos considerar que nuestra idea de comparar los resultados con ambos planetas (anulando la magnetosfera en el caso de la Tierra), y así verificar que los datos concuerdan, es una hipótesis válida. Y puesto durante la mayor parte del viaje estaremos lejos de la magnetosfera de cualquier planeta, el factor de atenuación también va a ser prácticamente 1.

2.3. Datos de radiación para la simulación en la superficie de Marte

Según la Figura 2.28, el peor de los casos, es decir la estancia más larga, es de 619 días, aunque se prevé que las construcciones puedan ser reutilizadas en otras misiones. Otra posibilidad es refugiarse en cuevas bajo la superficie marciana.

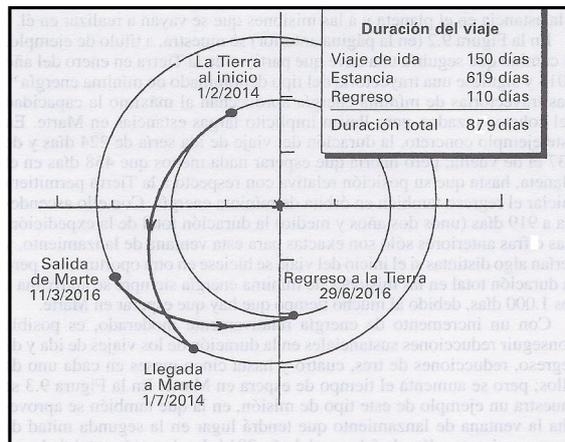


Figura 2.28 Perfil típico de una misión con viajes rápidos de ida y regreso. Duración total: 879 días.

SPENVIS Project: LADRILLO
Orbit generator
Mission definition -Mars-

Trajectory generation: use orbit generator

Mission end: total mission duration

Mission duration: 619 days

Solar radiation pressure parameter [$\text{m}^2 \text{kg}^{-1}$]: 0.0

Reset Next >>

Figura 2.29 Datos generales de la órbita.

SPENVIS Project: LADRILLO
Orbit generator
Parameters for Mars orbit

Segment title:

Orbit type: general

Mars-centric coordinate system

- z-axis: along mean rotational north pole of Mars
- x-axis: out along the ascending node "of date" of Mars ICRF/J2000 mean equator

Orbit start

01 Jul 2014 12:00:00

Representative number of orbits: 20

Altitude specification: semi-major axis and eccentricity

Semi-major axis [km]: 3400

Eccentricity: 0

Inclination [deg]: 0.0

R. asc. of asc. node [deg w.r.t. gamma50]: 0

Argument of periareion [deg]: 0

True anomaly [deg]: 0

Output resolution

1. 60.0 s below 20000.0 km
2. 240.0 s below 80000.0 km
3. 3600.0 s elsewhere

<< Back Next >>

Figura 2.30 Para calcular el inicio de la simulación, sumamos 150 días a la fecha de salida de la Tierra, que es el 01 de febrero del 2014.

Para obtener los datos de radiación en la superficie del planeta Marte, seleccionaremos el apartado *Mars Energetic Radiation Environment Models (MEREM)*.

Como el programa nos permite seleccionar unas coordenadas marcianas, escogemos dichas coordenadas cerca de los polos, porque es en estas zonas donde se concentra gran parte de agua en forma de hielo, siendo esta necesaria para establecer una base permanente. No obstante hemos incluido también las coordenadas del punto en las que aterrizó el *Curiosity* en el planeta Marte, por su interés en cuanto a radiación.

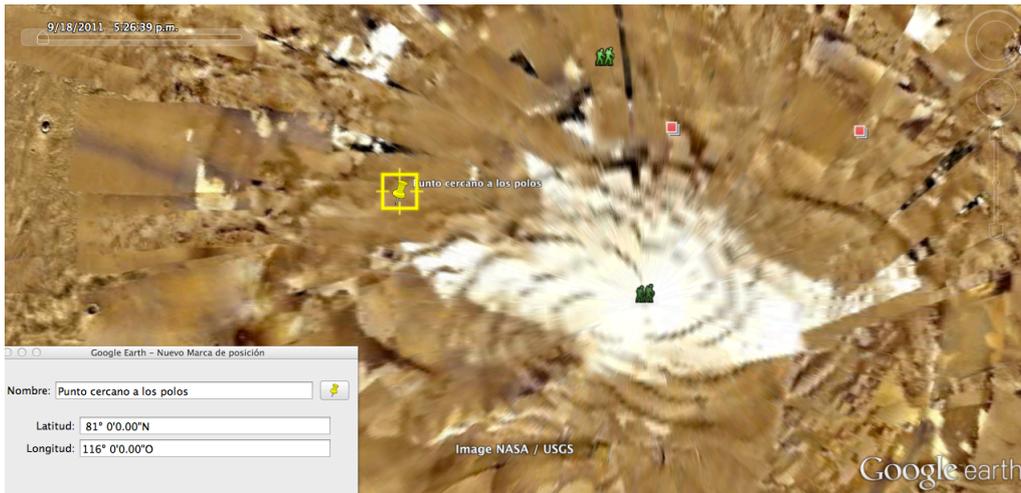


Figura 2.31 Imagen obtenida de “Google Earth”, para mostrar el punto seleccionado en el planeta Marte.

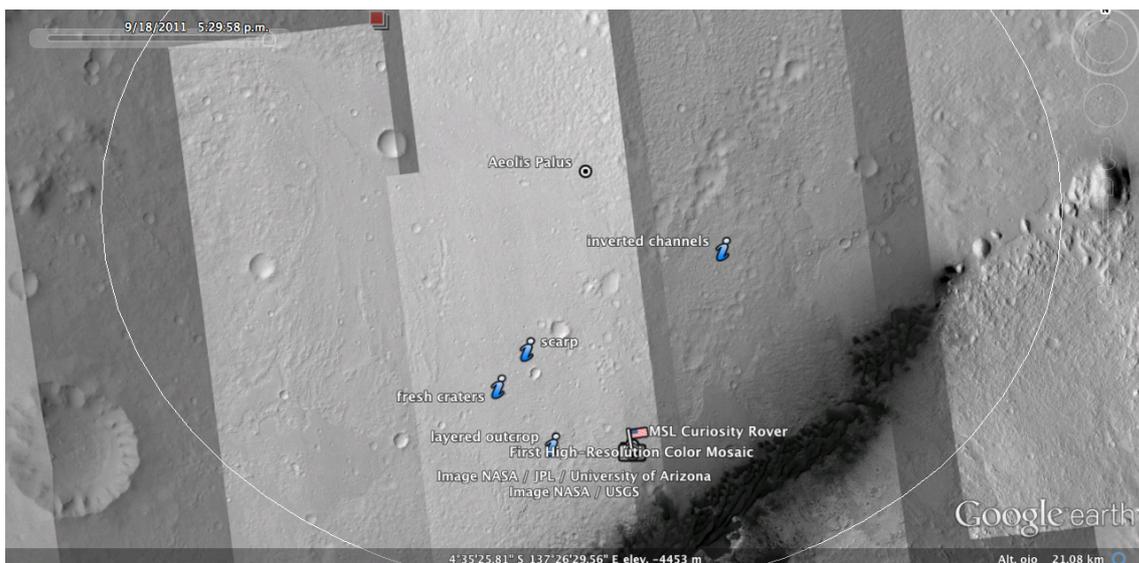


Figura 2.32 Imagen obtenida de “Google Earth”, para mostrar el punto en el que aterrizó el *Curiosity* en el planeta Marte.

Radiation sources and effects
Mars Energetic Radiation Environment Models (MEREM): Parameters

Model selection: **engineering model**

Coordinate Input: single location		Radiation environment: solar energetic protons	
Epoch:	01 Jul 2014 12:00	Definition:	ESP total fluence
Latitude [deg]:	81	Confidence level [%]:	95.0
Longitude [deg]:	116	Prediction period [years]:	1.0
Elevation regime:	inside atmosphere	Distance scaling (from the Sun):	R^{-2}
Elevation [km]:	0.0	Energy thresholds [MeV] for output	
Soil composition:	default	Lower limit for non-neutrons:	0.1
		Upper limit for non-neutrons:	1.0E6
		Lower limit for neutrons:	1.0E-6
		Upper limit for neutrons:	1.0E6

Model selection: **engineering model**

Coordinate Input: single location		Radiation environment: solar energetic protons	
Epoch:	01 Jul 2014 12:00	Definition:	ESP worst case fluence
Latitude [deg]:	-4.59	Confidence level [%]:	95.0
Longitude [deg]:	137.44	Prediction period [years]:	1.0
Elevation regime:	inside atmosphere	Distance scaling (from the Sun):	R^{-2}
Elevation [km]:	0.0	Energy thresholds [MeV] for output	
Soil composition:	default	Lower limit for non-neutrons:	0.1
		Upper limit for non-neutrons:	1.0E6
		Lower limit for neutrons:	1.0E-6
		Upper limit for neutrons:	1.0E6

Figura 2.33 Datos introducidos en el apartado *MEREM* para ambos casos respectivamente.

2.3.1. Radiación solar en la superficie de Marte

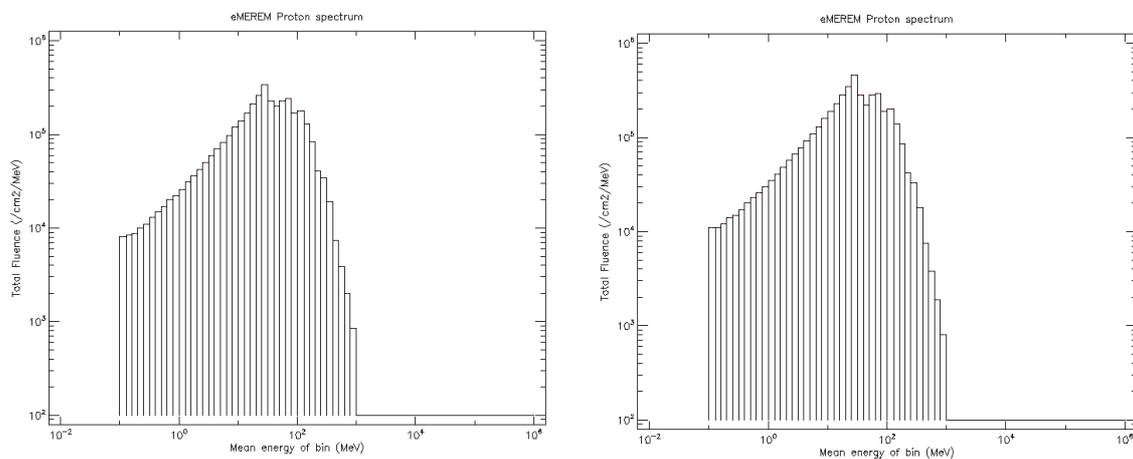


Figura 2.34 Espectro de fluencia total de protones para las coordenadas de los polos y el *Curiosity* respectivamente.

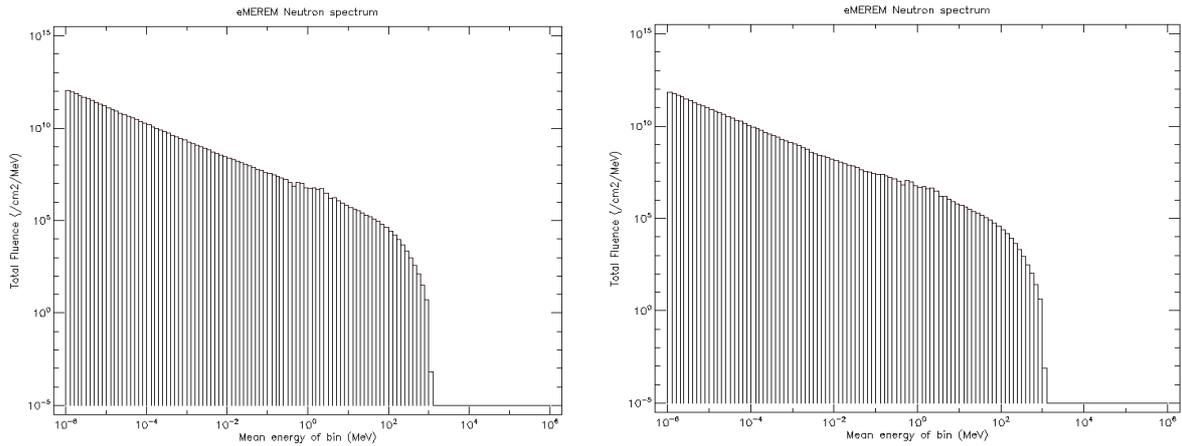


Figura 2.35 Espectro de fluencia total de neutrones para las coordenadas de los polos y el *Curiosity* respectivamente.

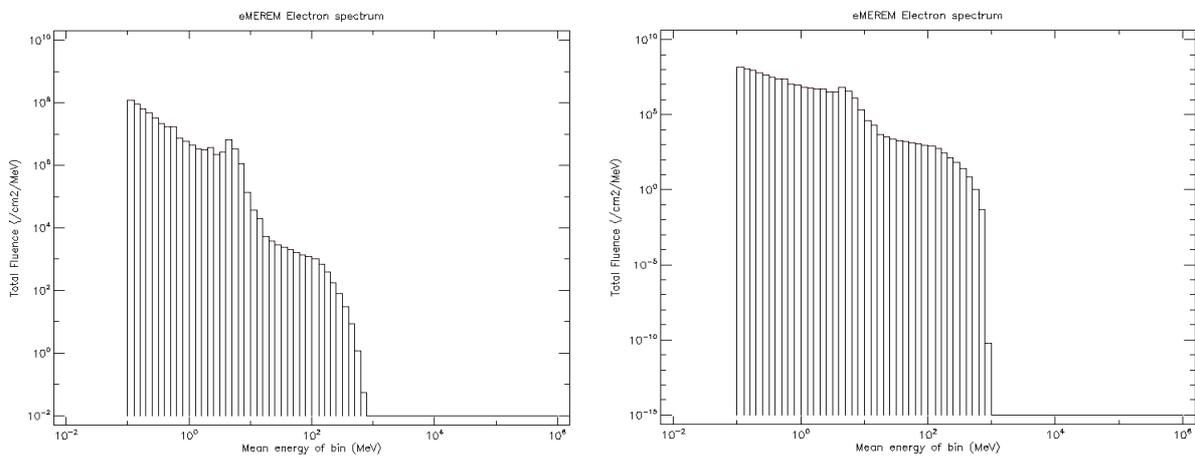


Figura 2.36 Espectro de fluencia total de electrones para las coordenadas de los polos y el *Curiosity* respectivamente.

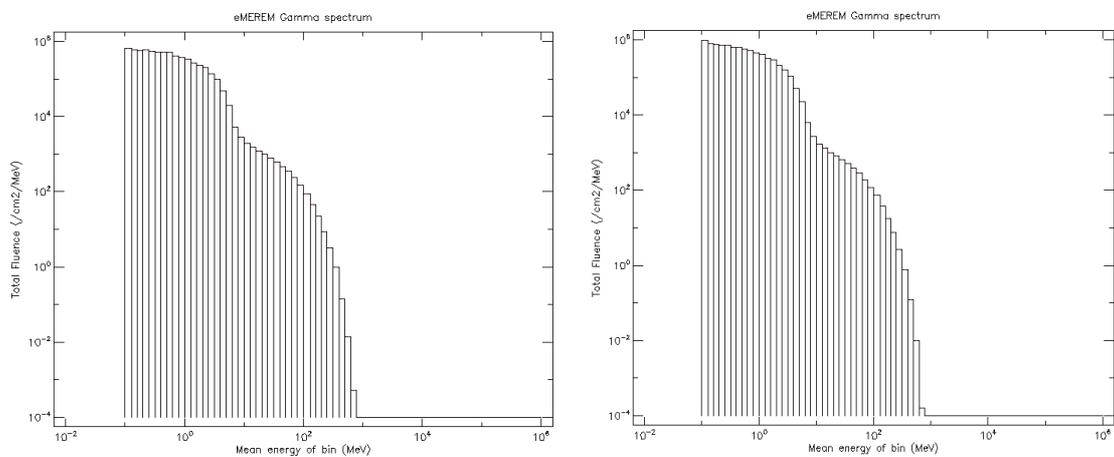


Figura 2.37 Espectro de fluencia total de partículas gamma para las coordenadas de los polos y el *Curiosity* respectivamente.

2.3.2. Radiación cósmica en la superficie de Marte

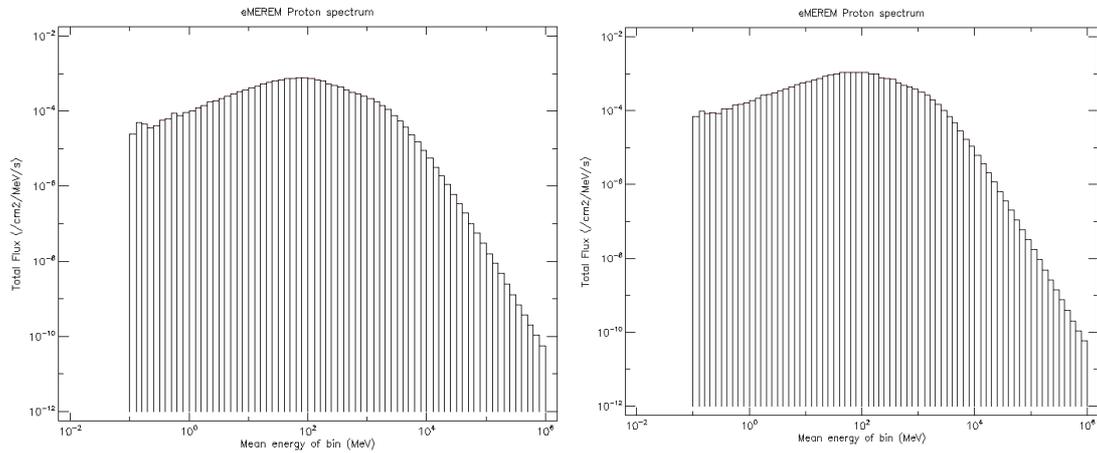


Figura 2.38 Espectro de flujo total de protones para las coordenadas de los polos y el *Curiosity* respectivamente.

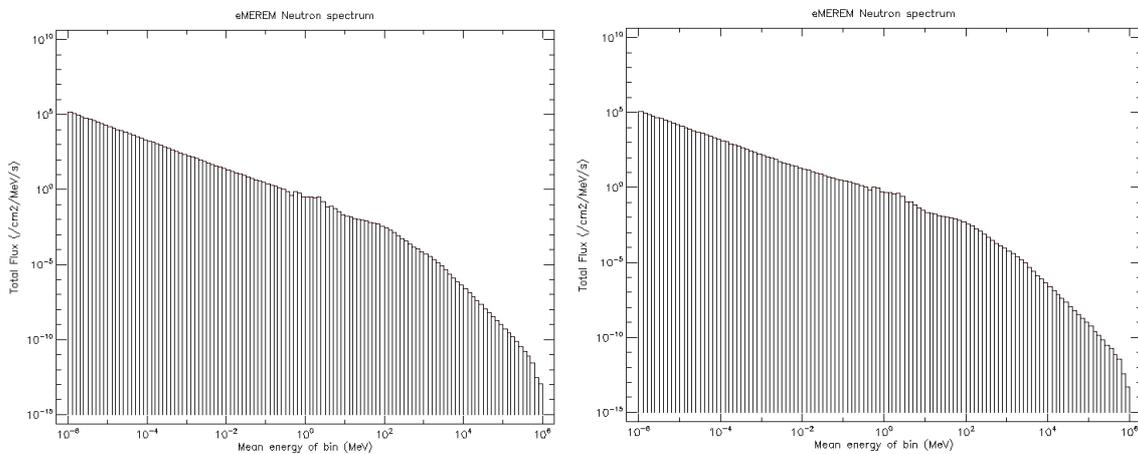


Figura 2.39 Espectro de flujo total de neutrones para las coordenadas de los polos y el *Curiosity* respectivamente.

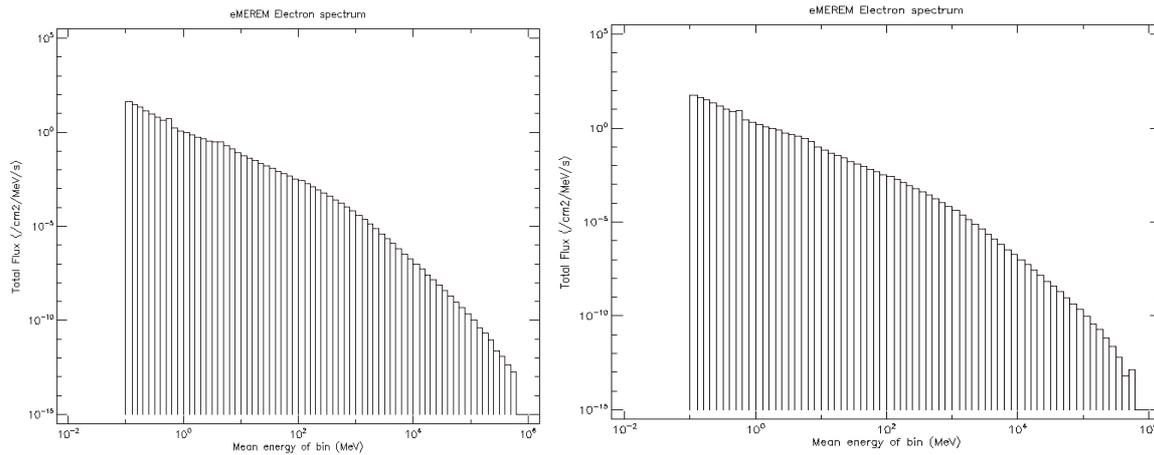


Figura 2.40 Espectro de flujo total de electrones para las coordenadas de los polos y el *Curiosity* respectivamente.

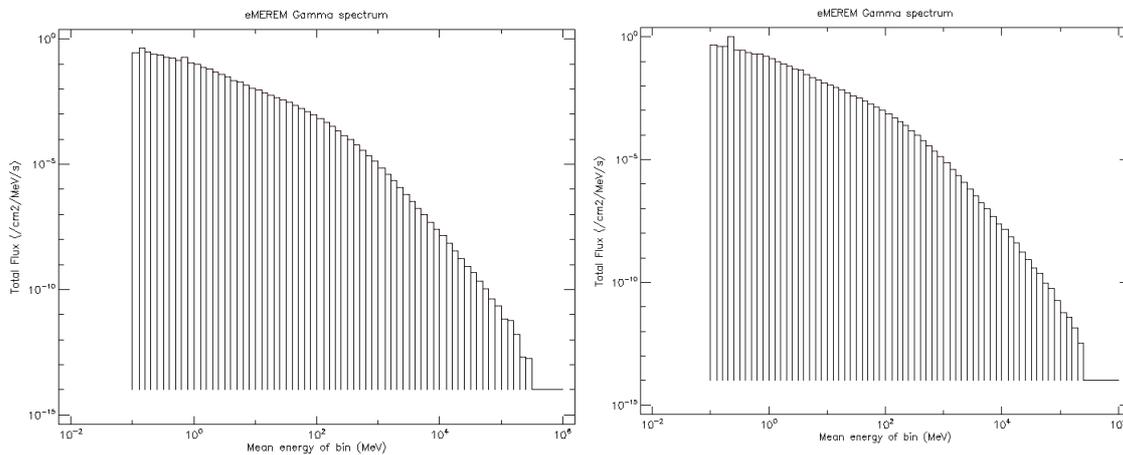


Figura 2.41 Espectro de flujo total de partículas gamma para las coordenadas de los polos y el *Curiosity* respectivamente.

2.3.3. Valores de radiación

Tanto para los protones, neutrones, electrones y rayos gamma observamos que los derivados de la radiación solar son varios órdenes de magnitud menores que los debidos a la radiación cósmica en cuanto a energía, pero también son varios órdenes de magnitud mayores en cuanto a fluencia. Es decir, del Sol llegan muchas más partículas, pero con mucha menos energía que las cósmicas. La Tabla 2.2 presenta un resumen cuantitativo de esta información.

Tabla 2.2 Datos de radiación en la superficie de Marte

Tipo	Partícula	Energía de	Fluencia	Energía	Fluencia
------	-----------	------------	----------	---------	----------

radiación		fluencia máxima (MeV)		máxima (MeV)	
Solar	Protón	100	$3 \cdot 10^5$	1000	$1 \cdot 10^3$
	Electrón	10	$1 \cdot 10^6$	1000	$1 \cdot 10^{-10}$
	Gamma	5	$8 \cdot 10^5$	900	$2 \cdot 10^{-4}$
Galáctica	Protón	100	$1 \cdot 10^{-3}$	1000000	$9 \cdot 10^{-10}$
	Electrón	0,1	$1 \cdot 10^2$	800000	$1 \cdot 10^{13}$
	Gamma	0,1	$1 \cdot 10^0$	300000	$5 \cdot 10^{-12}$

CAPÍTULO 3. INVESTIGACIÓN DEL ESTADO DEL ARTE SOBRE MATERIALES ÚTILES PARA LA PROTECCIÓN FRENTE A LA RADIACIÓN ESPACIAL

Las propiedades más importantes de un material sólido son: mecánicas, eléctricas, térmicas, magnéticas, ópticas y químicas.

El comportamiento frente a la radiación y el peso serán cuestiones capitales para la elección de materiales que protejan la tripulación y la electrónica en un viaje a Marte. La solución ideal sería encontrar, además, un material con unas propiedades mecánicas y térmicas adecuadas para poder utilizarlo como base de estructura para la nave.

En el centro de investigación de la NASA en Langley, Virginia, se lleva investigando durante más de una década sobre materiales para la protección de una nave espacial en un posible viaje a Marte.

A continuación describimos algunos de los materiales más utilizados por su comportamiento frente a la radiación.

3.1. Polietileno

El Polietileno es un firme candidato por su reducido peso y coste y por sus propiedades ante la radiación. Dado que es un material rico en protones, resulta muy útil para frenar la radiación incidente. De hecho, los dormitorios de los astronautas de la ISS están forrados con este material para protegerles de la radiación mientras descansan. Con una capa de Polietileno también se podrían recubrir los equipos electrónicos para protegerlos de la radiación, teniendo en cuenta que su coste es muy reducido. Sin embargo, no puede utilizarse como material para la construcción de la nave porque es poco resistente y porque no soporta bien los cambios muy altos en las temperaturas.

Para las simulaciones que presentamos a continuación, los colores que aparecen representan:

- Azul: protones
- Rojo: electrones
- Verde: gamma

En el caso de las representaciones gráficas de las trayectorias asociadas para los distintos materiales, hemos incrementado el número de partículas en su valor máximo según la capacidad de cálculo de la que disponemos.

El tamaño de los archivos está determinado, como es lógico, por el número de partículas y por la energía. Como queremos obtener los valores en función de la energía sólo se puede variar el número de partículas. Para 10 partículas y valores

máximos de energías hemos llegado a los cientos de megas en las descargas llegando prácticamente a saturar el programa y con tiempos de espera de aproximadamente 1 hora de descarga.

Aún así, hemos realizado simulaciones para determinadas energías con 100 partículas incidentes no variando significativamente los resultados. Por lo que consideramos que los datos de la simulación son aceptables para 10 partículas incidentes.

3.1.1. Análisis de la radiación en el Polietileno

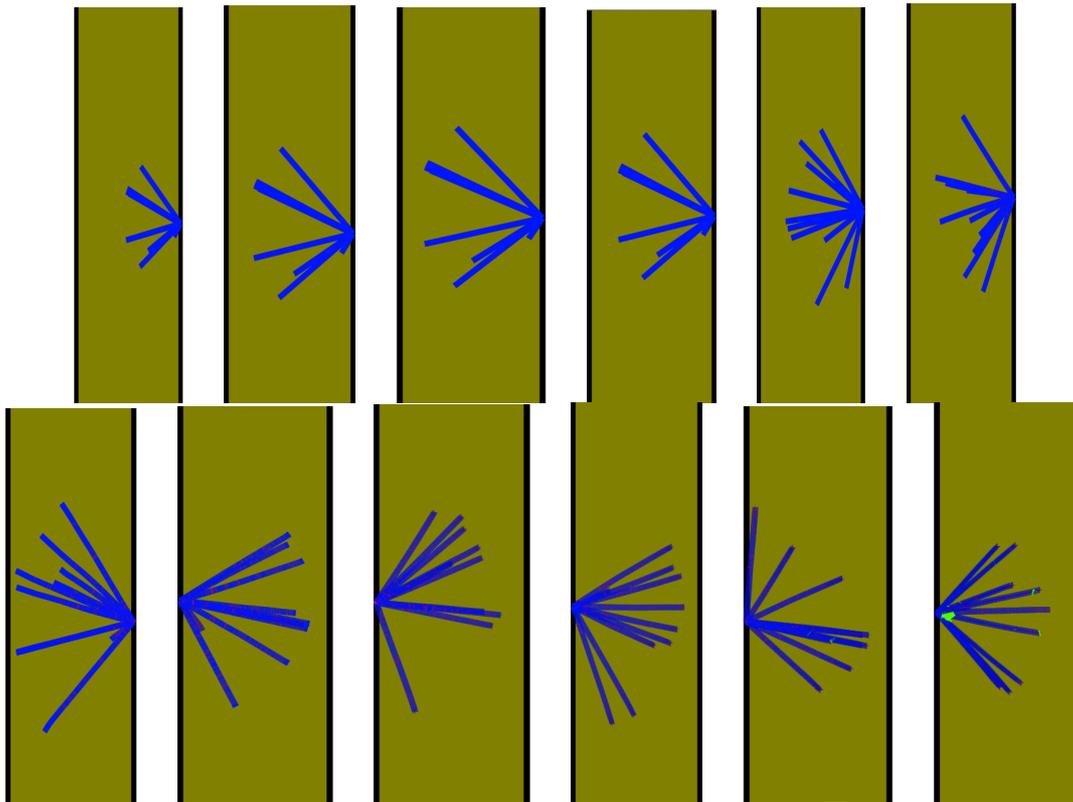


Figura 3.1 a b c d e f g h i j k l Representaciones gráficas de la trayectoria de la radiación asociada a 10 protones incidentes con las energías indicadas en la Tabla 3.1. Los distintos grosores de las placas sobre las que se ha hecho incidir los protones también aparecen en la Tabla 3.1.

Tabla 3.1 Datos Figura 3.1.

Figura 3.1	Energía (MeV)	Grosor (cm)	Penetración (cm)
a	0,025	0,0001	0,00005
b	0,05	0,0001	0,00007
c	0,1	0,00015	0,00013
d	0,2	0,0003	0,00025
e	0,5	0,001	0,0007

f	1	0,003	0,0025
g	2	0,007	0,0065
h	5	0,04	0,033
i	20	0,5	0,4
j	50	2,5	2,3
k	80	6	5
l	500	150	120

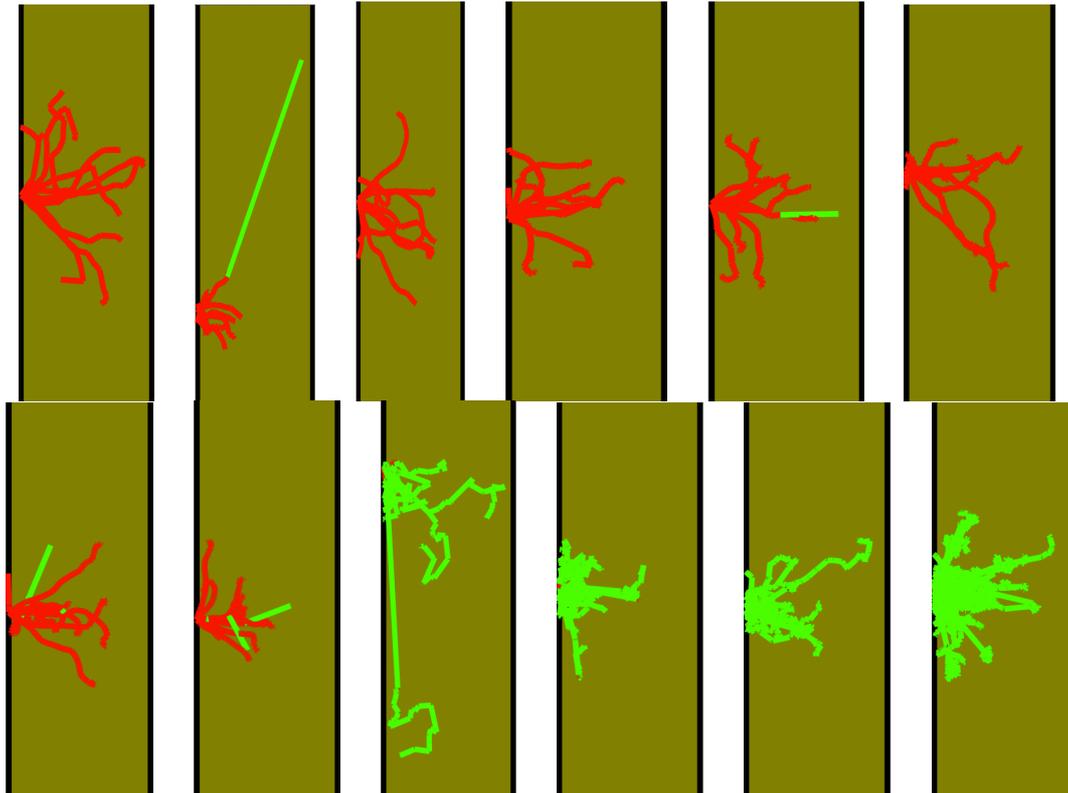


Figura 3.2 a b c d e f g h i j k l Representaciones gráficas de la trayectoria de la radiación asociada a 10 electrones incidentes con las energías indicadas en la Tabla 3.2. Los distintos grosores de las placas sobre las que se ha hecho incidir los electrones también aparecen en la Tabla 3.2. Las trayectorias en verde de los casos a-h corresponden a radiación secundaria en forma de rayos gamma.

Tabla 3.2 Datos Figura 3.2.

Figura 3.2	Energía (MeV)	Grosor (cm)	Penetración (cm)
a	0,025	0,001	0,009
b	0,05	0,008	0,0075
c	0,1	0,012	0,010
d	0,2	0,045	0,040
e	0,5	0,2	0,17
f	1	0,4	0,3

g	2	1	0,7
h	5	4	3
i	20	80	77
j	50	200	120
k	80	300	280
l	500	500	450

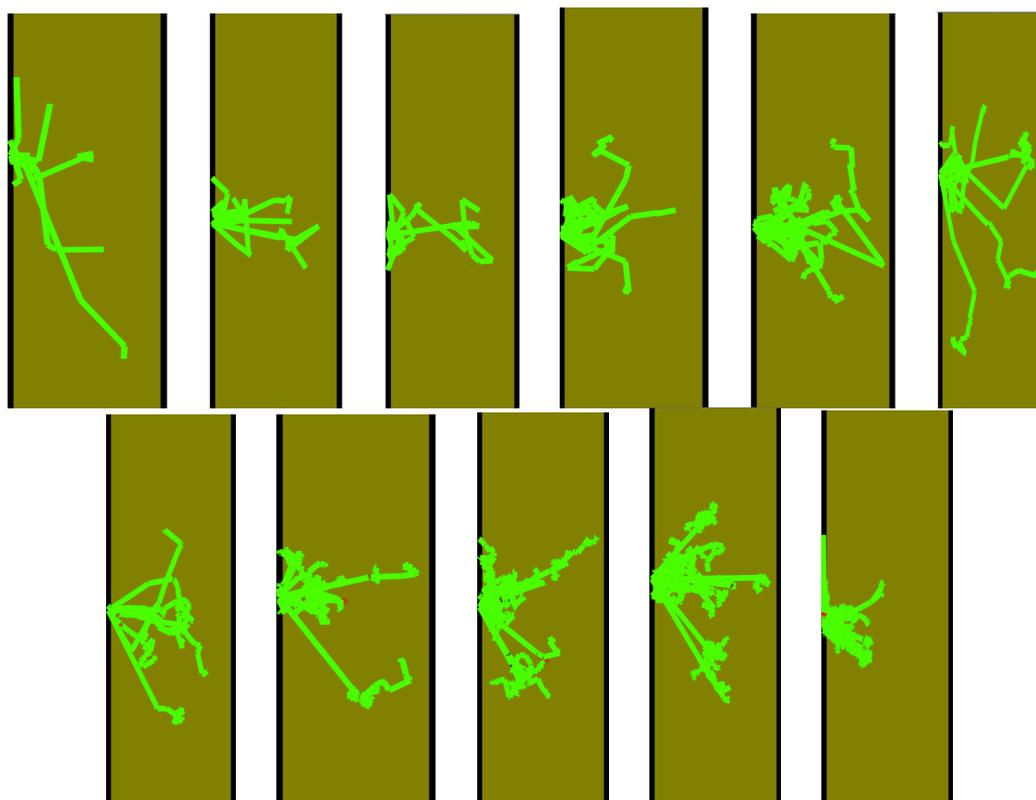


Figura 3.3 a b c d e f g h i j k l Representaciones gráficas de la trayectoria de la radiación asociada a 10 rayos gamma incidentes con las energías indicadas en la Tabla 3.3. Los distintos grosores de las placas sobre las que se ha hecho incidir los rayos gamma también aparecen en la Tabla 3.3.

Tabla 3.3 Datos Figura 3.3.

Figura 3.3	Energía (MeV)	Grosor (cm)	Penetración (cm)
a	0,025	10	8
b	0,05	30	25
c	0,1	40	35
d	0,2	50	40
e	0,5	60	58
f	1	40	35

g	2	95	93
h	5	120	100
i	20	220	200
j	50	270	260
k	80	300	280
l	500	1000	500

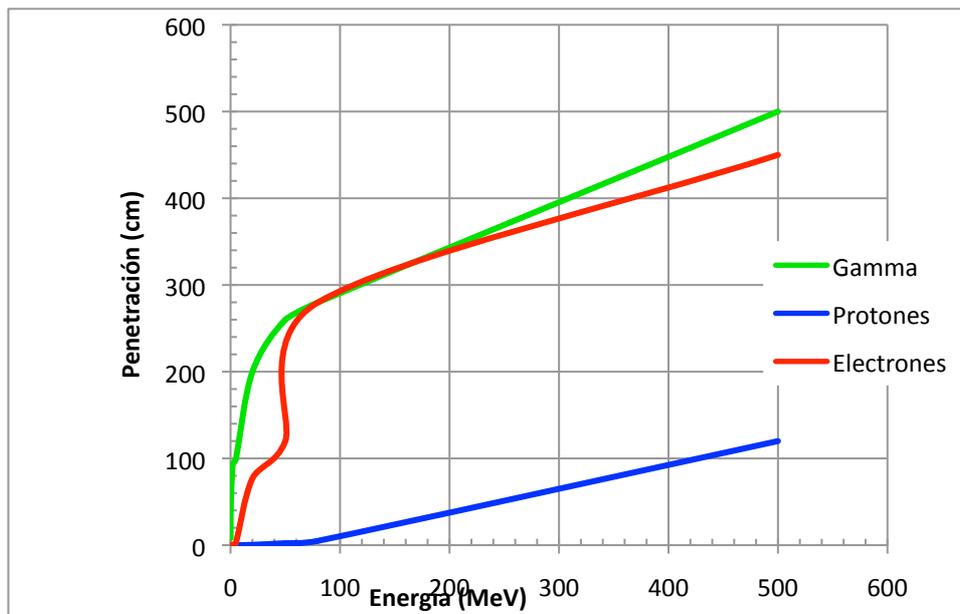


Figura 3.4 Gráfica comparativa de la penetración de la radiación en el Polietileno.

3.2. Aluminio y Carbono

Recientemente se está experimentando con amalgamas mucho más fuertes que puedan soportar los efectos de los rayos cósmicos. Se trata de una fibra de grafito que se podría utilizar en la estructura de la nave¹³.

Por otro lado tenemos el aluminio que se utiliza en la actualidad como material estándar, pero presenta la desventaja de no ser un buen escudo protector de la radiación cósmica, ya que cuando los rayos cósmicos golpean el aluminio, los átomos del metal se rompen, generando radiación secundaria que puede ser aún más peligrosa dentro de la nave. Según las simulaciones que realizamos y aparecen a continuación, tenemos radiación secundaria en ambos materiales. Esto confirma el uso de amalgamas y no de carbono como elemento puro.

A continuación hemos realizado unas simulaciones comparando el aluminio, material que se utiliza actualmente para la estructura de la nave, y el carbono del que se obtendrán distintas amalgamas. Como partículas incidentes utilizaremos el electrón,

¹³ Ver referencias

el protón y los rayos gamma. Simularemos con energías de 500 MeV (máxima energía) y 5 MeV (energía de máxima fluencia) correspondiente a la radiación de origen solar.

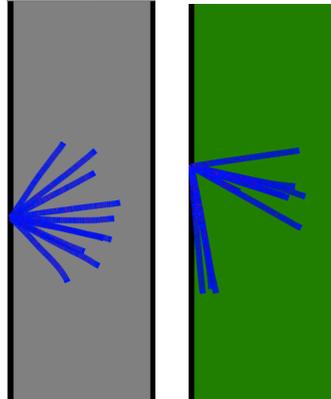


Figura 3.5 Representaciones gráficas del comportamiento del aluminio (gris) vs el carbono (verde), frente a la radiación asociada a 10 protones con una energía de 5 MeV. Los grosores son de 250 μm , y 200 μm .

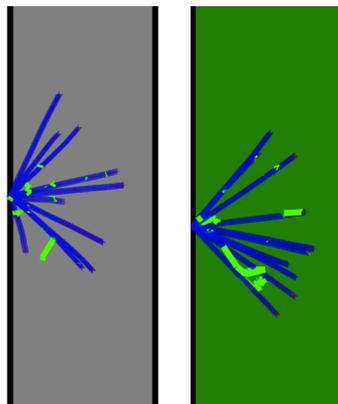


Figura 3.6 Representaciones gráficas del comportamiento del aluminio (gris) vs el carbono (verde), frente a la radiación asociada a 10 protones con una energía de 500 MeV. Los grosores son de 70 cm, y 70 cm.

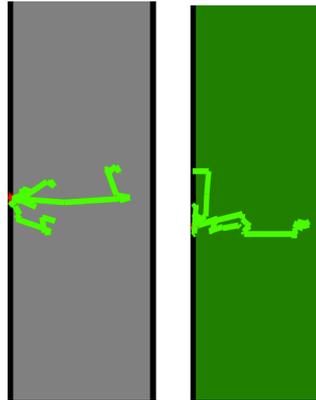


Figura 3.7 Representaciones gráficas del comportamiento del aluminio (gris) vs el carbono (verde), frente a la radiación asociada a 10 electrones con una energía de 5 MeV. Los grosores son de 20 cm, y 30 cm.

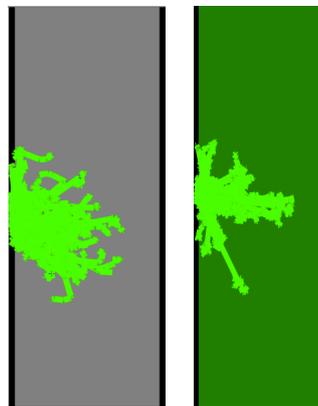


Figura 3.8 Representaciones gráficas del comportamiento del aluminio (gris) vs el carbono (verde), frente a la radiación asociada a 10 electrones con una energía de 500 MeV. Los grosores son de 1,5 m, y 3 m.

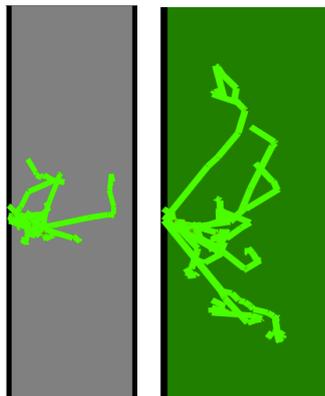


Figura 3.9 Representaciones gráficas del comportamiento del aluminio (gris) vs el carbono (verde), frente a la radiación asociada a 10 partículas gamma con una energía de 5 MeV. Los grosores son de 70 cm, y 50 cm.

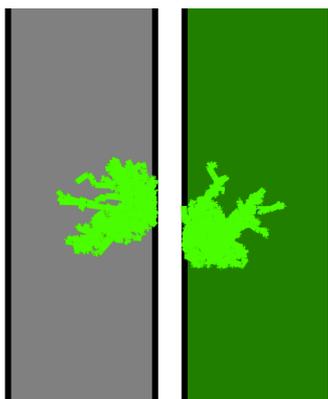


Figura 3.10 Representaciones gráficas del comportamiento del aluminio (gris) vs el carbono (verde), frente a la radiación asociada a 10 partículas gamma con una energía de 500 MeV. Los grosores son de 2 m, y 3 m.

Tabla 3.4 Valores de penetración de la radiación en el aluminio y carbono.

Partícula	Energía (MeV)	Penetración en el Aluminio (cm)	Penetración en el Carbono (cm)
Protón	5	0,002	0,0015
	500	60	60
Electrón	5	18	28
	500	100	250
Gamma	5	60	40
	500	150	200

Los resultados para estos materiales son desalentadores y demuestran, como esperábamos, que el uso de éstos por separado no es práctico para proteger frente a la radiación. Debido a esto y como veremos más adelante tomaremos dos medidas. La primera utilizar una combinación de materiales más eficaz, y segunda establecer el grosor de la protección, para unas energías donde la fluencia sea máxima.

3.3. Atenuación de neutrones

Hemos visto que para poder elegir un buen material frente a la radiación, es importante conocer cómo interaccionan entre ambos. En nuestro caso, cuanto más radiación absorba el material, más protección nos ofrecerá.

A medida que aumenta la energía la fluencia de neutrones disminuye, pero estos se hacen más penetrantes y dañinos, por lo cual son los factores que controlan el espesor del blindaje.

Los neutrones de altas energías, son poco numerosos, pero, en cambio, son los más penetrantes y dañinos, por lo cual son los factores que controlan el espesor del blindaje.

La atenuación de neutrones se verifica de tres maneras: choque inelástico, choque elástico y captura. A altas energías sólo tienen importancia los dos primeros procesos. La captura prácticamente no existe más que a bajas energías. En el choque inelástico de un neutrón con un núcleo, éste absorbe parte de la energía de aquél, quedando en un estado excitado. El neutrón emergente del choque ha perdido energía y ha cambiado su dirección. El núcleo excitado vuelve a su estado básico de energía por medio de la emisión de uno o varios fotones.

La posibilidad de que un neutrón sufra más colisiones, aumenta cuando decrece su energía. Cuando la energía del neutrón ha disminuido hasta alcanzar la correspondiente a la agitación térmica del ambiente (0,025 eV), se dice que el neutrón es lento o térmico. Los neutrones térmicos son fácilmente capturados por los materiales. Un neutrón rápido puede disminuir su energía por causa de un choque inelástico a 200 keV, en cuyo caso, la subsiguiente moderación o termalización y captura, son prácticamente seguras.

En muchas ocasiones, como escudo frente a la radiación de los neutrones, se emplea el boro mezclado con el hierro. El boro tiene gran sección de captura de neutrones, se produce una reacción que produce partículas alfa que son fácilmente absorbidas.

3.4. Fuentes de rayos gamma y su atenuación

Los rayos gamma se producen en fenómenos astrofísicos de altas energías. Estos rayos gamma son, en muchas ocasiones, la fuente de radiación más intensa y más peligrosa, pues se pueden originar en la parte exterior del blindaje, sin que, por consiguiente, haya protección para ellos.

El proceso de atenuación de rayos gamma es distinto del de neutrones. Los rayos gamma sufren tres interacciones con la materia, efecto fotoeléctrico, efecto Compton y producción de pares.

El primero tiene gran importancia para gammas de energías hasta 1 MeV. Cuanto mayor es el número atómico de un elemento, mayor es la posibilidad de que se produzca efecto fotoeléctrico. El efecto Compton predomina a energías medias y es directamente proporcional al número atómico. La producción de pares predomina a energías altas. Esto nos indica que son los materiales pesados los que mejor atenúan los rayos gamma.

El efecto Compton es el equivalente del choque inelástico en el caso de neutrones. Reduce la energía y cambia la dirección de los rayos gamma. Al final de los procesos descritos tenemos, en el exterior del blindaje, una cierta cantidad de radiación, compuesta por rayos gamma de varias energías, neutrones rápidos que han logrado atravesar el blindaje sin ser moderados, y neutrones lentos.

La función del blindaje consiste en que esta radiación emergente esté por debajo de ciertas tolerancias, dentro de las cuales no hay riesgo inmediato, ni permanente, para los astronautas.

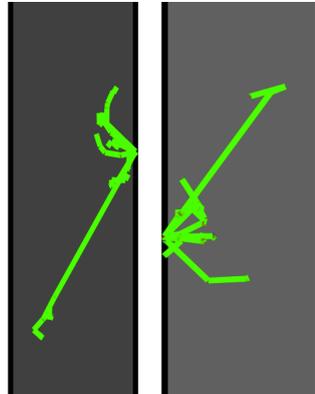


Figura 3.11 Representaciones gráficas del comportamiento del hierro vs el plomo, de la radiación de 10 partículas gamma con una energía de 5 MeV. Los grosores son de 25 cm, y 7 cm.

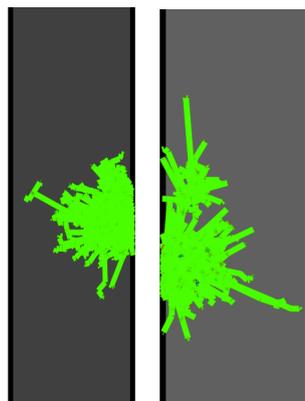


Figura 3.12 Representaciones gráficas del Hierro vs el Plomo, de la radiación de 10 partículas gamma con una energía de 500 MeV. Los grosores son de 50 cm, y 20 cm.

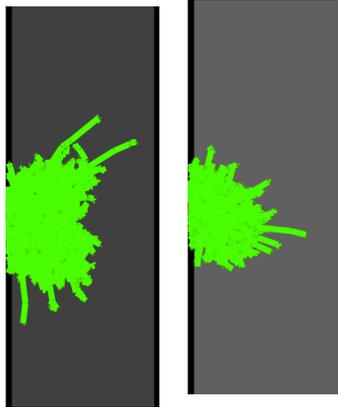


Figura 3.13 Representaciones gráficas del hierro vs el plomo, de la radiación de 10 partículas gamma con una energía de 10000 MeV. Los grosores son de 70 cm.

Tabla 3.5 Valores de penetración de la radiación de partículas gamma en el Hierro y Plomo.

Partícula	Energía (MeV)	Penetración en el Hierro (cm)	Penetración en el Plomo (cm)
Gamma	5	20	5
	500	45	19
	10000	60	33

Como podemos ver, los grosores no son realistas de cara a la construcción de una nave. En la Tabla 3.5 y en la Figura 3.14 podemos ver el gran poder de penetración de los rayos gamma y el enorme problema que supone su blindaje.

3.5. Justificación de los materiales multicapas

El blindaje ha de cumplir tres funciones: moderación de neutrones, absorción de neutrones y absorción de rayos gamma. Podemos añadir una cuarta condición, que consiste en que la captura y moderación de neutrones no produzca rayos gamma tan intensos que sean a su vez difíciles de atenuar. Es muy difícil obtener un material que cumpla todos estos requisitos simultáneamente, por lo que tiene sentido combinar distintos materiales que ofrezcan cada una de estas ventajas por separado.

Supongamos que en la parte exterior del blindaje hay un material de gran sección de captura de neutrones, de tal manera que deja reducidos éstos a proporciones tolerables, pero que produce rayos gamma de captura de energía alta. Entonces no habríamos logrado más que sustituir un peligro por otro. Por lo tanto hemos de ir teniendo en cuenta los efectos inducidos, de manera que, al final, el efecto de todas las radiaciones en conjunto sea tolerable.

En cuanto a los protones y electrones se tendrán en cuenta en función de su energía ya que a idénticas energías estos son menos penetrantes que los rayos gamma y los neutrones.

Los materiales pesados, el plomo, el hierro, etcétera, no son, en general, buenos moderadores, pero sirven para hacer perder parte de su energía a los neutrones por medio de colisiones inelásticas, y una vez cumplido su objeto, son terminados de moderar fácilmente por agua u otro elemento a base de Hidrógeno. Además, el agua es muy buen absorbente de neutrones. Por ello, la combinación del hierro con el agua en capas sucesivas es óptima. Se puede considerar que cuando un neutrón sufre una colisión inelástica con el hierro, queda moderado en el acto y su ulterior captura es casi altamente probable.

Este complemento de funciones se debe a que el hidrógeno tiene una gran sección eficaz de moderación y captura, pero solamente a bajas energías, por ello necesita un cuerpo pesado, como el hierro, que rebaje la energía de los neutrones por medio del choque inelástico antes de interactuar con material de blindaje ligero. El plomo tiene sección eficaz inelástica menor que el hierro, por eso no se emplea como defensa contra neutrones. En cambio, la sección eficaz para los rayos gamma es muy grande, y es aquí donde encuentra su utilidad. Si se ve que los neutrones rápidos y térmicos tienen niveles convenientes, pero que la radiación gamma es mucho más elevada, entonces se introduce una capa de Plomo para reducir esta última.

3.6. Materiales seleccionados para nuestro blindaje

Como hemos comentado en el apartado anterior, necesitamos varias capas que combinen los siguientes materiales:

- Un material pesado para hacer perder la energía de los neutrones por medio de colisiones inelásticas.
- Un material para frenar los rayos gamma, sean primarios o secundarios.
- Otro material moderador a base de hidrógeno.

Para ello, utilizaremos una combinación de los siguientes materiales: carbono, hierro, boro, plomo y polietileno.

Es evidente que el hierro y el plomo, debido a su peso, no son los materiales ideales para utilizarlos en grandes cantidades en una nave espacial, y entendemos que las nuevas amalgamas de materiales con los que se experimenta en la actualidad ofrecerán materiales con buenos resultados frente a la radiación y con un peso más adecuado. En cuanto a la capa moderadora utilizaremos el polietileno, que sí ofrece un peso óptimo.

Según la Tabla 3.6 representada en la Figura 3.14 determinamos que, aunque de menor energía, los rayos gamma son los más penetrantes, y que los protones, aunque más energéticos, son los menos penetrantes. Los electrones por otro lado pueden llegar a penetrar tanto como los rayos gamma en materiales como el hierro o el plomo pero duplicando la energía de los rayos gamma.

Para reducir el grosor, el plomo es el material más indicado y para reducir el peso el polietileno. El inconveniente del polietileno es que necesitamos un grosor mucho mayor para detener la radiación reduciendo el espacio vital de los astronautas. En la Tabla 3.7 podemos encontrar las densidades de los distintos materiales.

Tabla 3.6 Valores de penetración de la radiación en los distintos materiales.

Partícula	Energía (MeV)	Penetración Polietileno (cm)	Penetración Aluminio (cm)	Penetración Carbono (cm)	Penetración Hierro (cm)	Penetración Plomo (cm)
Protón	100	7,8	3,5	3,5	1,5	1,5
Electrón	10	45	17	7	15	6,9
Gamma	5	100	60	40	20	5

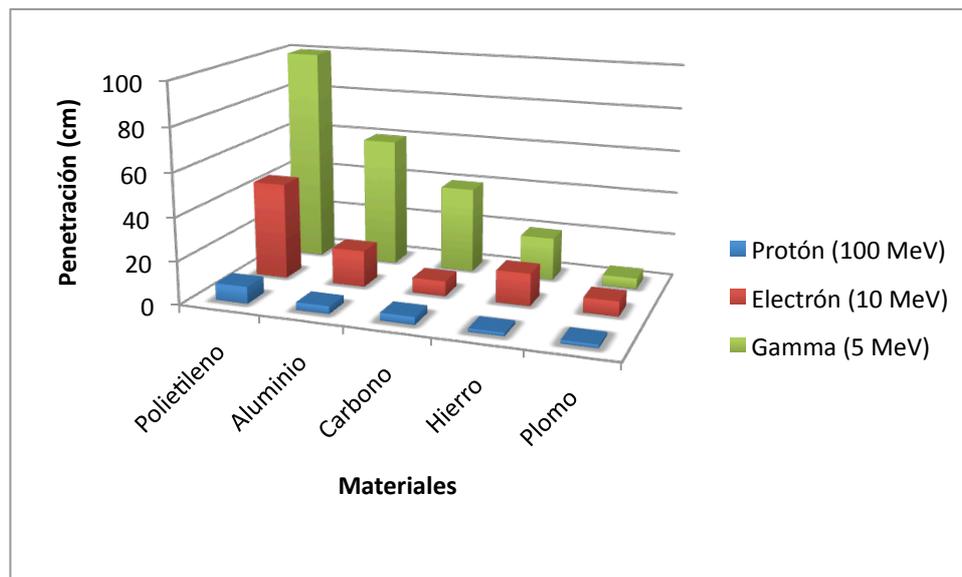


Figura 3.14 Gráfica comparativa de la penetración de la radiación en los distintos materiales.

Tabla 3.7 Densidades de los materiales.

Material	Densidad (g/cm ³)
Polietileno	0,94
Carbono	2,26
Boro	2,34

Aluminio	2,70
Hierro	7,87
Plomo	11,35
Aire	0,001275
Piel	1,1
Músculo	1,04
Hueso	1,85
Pulmón	1,05

3.7. Material creado con elementos de la superficie Marciana

Como ya hemos comentado anteriormente, sería muy interesante poder fabricar un material, a partir de elementos encontrados en la superficie marciana, para poder hacer frente a la radiación en el planeta.

Los tres constituyentes principales de la superficie marciana son, por orden de abundancia, el oxígeno, el silicio y el hierro. Contiene: 20,8% de sílice, 13,5% de hierro, 5% de aluminio, 3,8% de calcio, y también titanio y otros componentes menores.

Si sumamos los porcentajes de los elementos más comunes de la superficie marciana, obtenemos el siguiente porcentaje: 43,1%. Para nuestro componente de construcción de material marciano, que llamaremos ladrillo, sólo usaremos, en un principio, dichos elementos en la misma proporción en que se encuentran en la superficie y crearemos un ladrillo únicamente con estos elementos. A continuación realizaremos los cálculos para obtener la composición entera de este material.

A modo de ejemplo, para el sílice, con porcentaje en la superficie de Marte de 20,8%, y manteniendo esta proporción, nuestro material estaría compuesto de un 48,25% de éste.

$$\text{Sílice: } (20,8 \times 100) / 43,1 = 48,25\% \approx 48\%$$

Para el resto de elementos obtenemos los siguientes porcentajes:

Hierro: 31,32% \approx 31%; Aluminio: 11,6% \approx 12%; Calcio: 8,81% \approx 9%.

En una tabla periódica de elementos completa, podemos encontrar la densidad y la masa atómica de cada elemento. A partir de estos valores, podemos calcular posteriormente la estequiometría del material del ladrillo de la siguiente manera. Tenemos M_r como la masa atómica relativa de un elemento. Sabemos que si un elemento, por ejemplo el hierro, tiene una $M_r=56$ u.m.a., esto quiere decir que en un mol de hierro habrá una masa de 56 gr. Así pues también conocemos los porcentajes en masa de nuestro material, ya que han sido calculados previamente.

$$n_A = x_A / M_{rA}$$

$$\text{Sílice: } n_{\text{Sílice}} = 48/60 = 0,8 \text{ moles}$$

Repitiendo el cálculo para el resto de elementos obtenemos los siguientes valores: Hierro: 0,55 moles; Aluminio: 0,44 moles; Calcio: 0,22 moles.

Así pues, para 100 gr de nuestro material, tendremos 80 moles de sílice, 55 moles de hierro, 44 moles de aluminio y 22 moles de calcio. Como la proporción en átomos es la misma que en moles, podemos utilizar esta proporción para introducir el modelo simplificado de material en nuestro programa SPENVIS.

La fórmula del material, que introduciremos en el programa, será la siguiente:



Pero a la hora de introducirla en el programa, seguiremos la siguiente nomenclatura.



Una vez obtenidos estos datos, necesitamos conocer la densidad de nuestro material para poder simular con el programa. Como se trata de una mezcla de varios materiales, la densidad la obtendremos a partir de una media de las densidades de cada material que compone nuestro ladrillo. Empezaremos calculando la densidad según el porcentaje de material que contiene nuestro ladrillo.

$$\begin{aligned} d_{\text{Fe}} &= (7874 \text{ kg/m}^3 \times 31) / 100 = 2440,94 \text{ kg/m}^3 \\ d_{\text{Ca}} &= (1550 \text{ kg/m}^3 \times 9) / 100 = 139,50 \text{ kg/m}^3 \\ d_{\text{Al}} &= (2698,40 \text{ kg/m}^3 \times 12) / 100 = 323,33 \text{ kg/m}^3 \\ d_{\text{SiO}_2} &= (1550 \text{ kg/m}^3 \times 48) / 100 = 1264,32 \text{ kg/m}^3 \end{aligned}$$

Finalmente, si sumamos todas las densidades y dividimos por cuatro, obtenemos la densidad del ladrillo, que es de $1,04 \text{ g/cm}^3$.

A la hora de trabajar con el ladrillo marciano, usaremos las medidas estándar de un ladrillo que aparecen en la Figura 3.15.

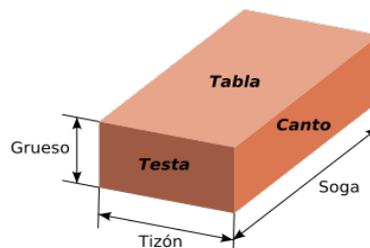


Figura 3.15 Medidas ladrillo normalizado: 5 (grueso) x 12 (tizón) x 25 (soga) [cm].

CAPÍTULO 4. INTERACCIÓN DE LOS MATERIALES CON LA RADIACIÓN DURANTE EL VIAJE A MARTE

Durante los tres primeros capítulos, hemos recopilado información suficiente para poder simular con SPENVIS las magnitudes de radiación relevantes durante el viaje a Marte y las características de una serie de materiales frente a la radiación. La interacción entre radiación y materiales y el análisis de los datos obtenidos será el objetivo de este capítulo.

4.1. Protección durante la travesía a Marte

4.1.1. Determinación del grosor y secuencia de los materiales multicapas de la protección

El modelo que presentamos a continuación, debe cumplir con las funciones que hemos comentado en el Capítulo 3 para un buen blindaje: moderación de neutrones, absorción de neutrones y absorción de rayos gamma, así como la que habíamos añadido como cuarta condición, que la captura y moderación de neutrones no produzcan rayos gamma tan intensos que sean a su vez difíciles de atenuar.

Para determinar el grosor de nuestra multicapa utilizamos como referencia los módulos de la Estación Espacial Internacional (ISS). La ISS tiene un blindaje de unos 13 cm, pero gran parte de él es vacío. Los componentes sólidos suponen unos 2 cm. Su parte sólida está compuesta por aluminio y otros componentes como Nextel y Kevlar, que dotan a la estación de una protección extra frente a impactos como si se tratase de un chaleco antibalas.

La ISS se encuentra orbitando a aproximadamente 370 km, perteneciendo a una órbita baja terrestre (LEO). Esta órbita se encuentra entre la atmósfera y el cinturón de radiación de Van Allen. Esto le proporciona la protección de la magnetosfera y evitar la radiación atrapada de los cinturones de Van Allen. En nuestro caso, no tendremos la protección de la magnetosfera por lo que el grosor de nuestros materiales tendrá que ser mayor.

Según el estudio del Capítulo 3, el Plomo es el material que ofrece mejor comportamiento frente a los rayos gamma y según la Tabla 3.6 sabemos que para una radiación de 10 GeV necesitaríamos una capa de 33 cm y, por lo tanto, una masa de la nave prohibitiva en términos de energía de lanzamiento. Por lo que intentar protegerse frente a energías tan elevadas, contando con estos recursos, resulta inviable. Es por esto que hemos considerado que nuestra multicapa debería hacer frente sólo a la radiación de máxima fluencia para que resulte realmente viable con la información de la que disponemos. Hay que tener en cuenta que un estudio adecuado del tema debería considerar la protección frente a valores más elevados de energía. Pero este es un problema tecnológico puntero en el que se sigue investigando y cuya solución queda más allá de los objetivos de nuestro TFC.

Según la Tabla 2.2, utilizando los valores de radiación obtenidos con la aplicación MEREM, tenemos las siguientes energías y las fluencias asociadas a estas energías durante el viaje a Marte:

- Protón: Energía= 100 MeV – Fluencia= $3 \cdot 10^5$
- Electrón: Energía= 10 MeV – Fluencia= $1 \cdot 10^6$
- Gamma: Energía= 5 MeV – Fluencia= $8 \cdot 10^5$

Empezando por los 5 MeV de partículas gamma, tomamos como referencia que el Plomo necesita 5 cm para detenerlos, por lo que consideraremos una multicapa de 7 cm más una capa de 20 cm de polietileno. Esto supone incrementar en 5 cm (sin contar la capa de polietileno) con respecto al grosor de la estructura de la ISS. Es muy importante tener en cuenta en este punto que el escudo de radiación que proponemos no ha de estar en toda la estructura de la nave, sino en las zonas que van a ser habitadas durante el viaje. Por lo tanto el grosor de blindaje que proponemos quedaría dentro de lo razonable.

SPENVIS nos da la información sobre dosis acumulada en rad. Hay que tener en cuenta que los seres vivos disponen de mecanismos de reparación de daños frente a la radiación en dosis bajas a moderadas. Estos mecanismos son eficientes para una dosis fija que se acumula a lo largo de un tiempo largo. Pero se pueden saturar y dejar de funcionar cuando esa dosis se acumula en un intervalo de tiempo breve. En principio, en medios donde la LET es baja, la dosis máxima que puede recibir un ser humano sin que sufra cambios potencialmente peligrosos, por ejemplo, en su sangre, es entre 25 y 100 rad. Unos 200 rad ya pueden ser causa de cáncer de piel.

Como hemos visto en el Capítulo 3, establecemos el orden de los materiales según la función que realiza cada material. Además, posteriormente al escudo, añadimos una capa de aire, y un modelo de estructura biológica de la piel al pulmón para poder estudiar los efectos sobre los seres vivos.

Para determinar el grosor de cada capa, ha sido necesario realizar múltiples simulaciones, de las cuales mostramos las tres más representativas.

En las gráficas que mostramos a continuación de dosis total acumulada, estas están representadas con colores básicos para diferenciar las partes a simular, la leyenda de colores es la siguiente:

- Protección nave: gris
- Protección material marciano: naranja
- Aire: azul
- Componentes biológicos: rosa

Para las gráficas de trayectoria de la radiación, la gama de colores utilizada es más amplia. En la Figura 4.1 se representan los materiales con sus respectivos colores y los grosores para el primer caso.

Debido a la gran diferencia de grosores de las capas de polietileno y aire respecto a los otros materiales, en muchos casos los materiales de menor grosor no se podrán apreciar. Es por esto que repetiremos algunas simulaciones obviando algunas capas como la del aire.

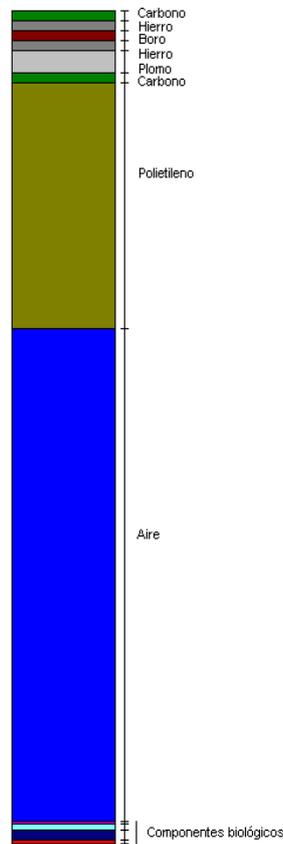


Figura 4.1 Capas de materiales y colores.

Tabla 4.1 Secuencia de los materiales y sus grosores para el caso 1.

Material	Posición del material	Grosor (cm)
Carbono	1	1
Hierro	2	1
Boro	3	1
Hierro	4	1
Plomo	5	2
Carbono	6	1
Polietileno	7	20
Aire	8	100
Piel	9	0,2
Músculo	10	0,7
Hueso	11	1
Pulmón	12	5

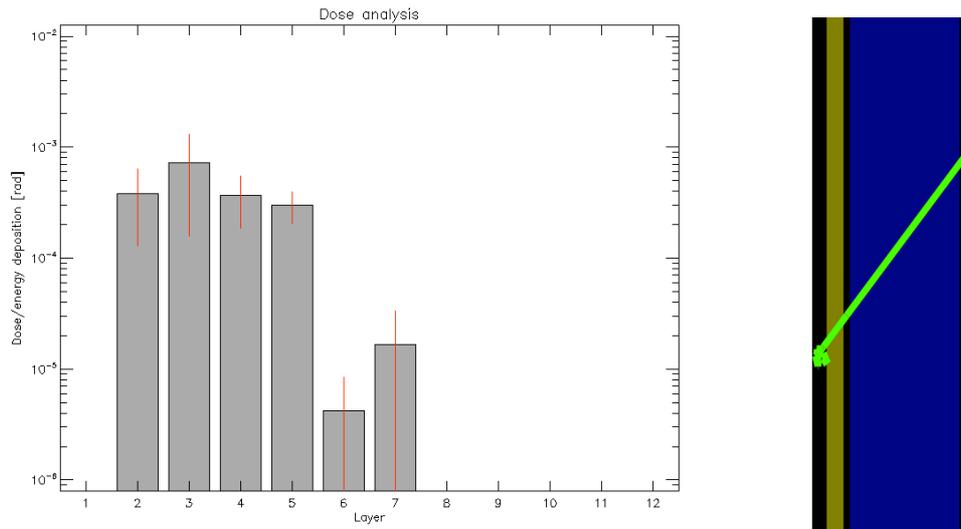


Figura 4.2 Dosis acumulada y trayectoria de la radiación debida a partículas gamma de 5 MeV para el caso 1.

En la Figura 4.2, vemos cómo sólo se acumula radiación hasta la capa de polietileno, a niveles no superiores a 10^{-9} rads. No obstante no resulta eficaz, puesto que la radiación gamma atraviesa la capa protectora y llega a los componentes biológicos.

Aunque la radiación incidente sea de rayos gamma, estos también se podrían producir como radiación secundaria, por lo que debemos aumentar el grosor del material, en el que la sección eficaz frente a los rayos gamma sea mayor.

Tabla 4.2 Secuencia de los materiales y sus grosores para el caso 2.

Material	Posición del material	Grosor (cm)
Carbono	1	0,75
Hierro	2	0,5
Boro	3	0,5
Hierro	4	0,5
Plomo	5	4
Carbono	6	0,75
Polietileno	7	20
Aire	8	100
Piel	9	0,2
Músculo	10	0,7
Hueso	11	1
Pulmón	12	5

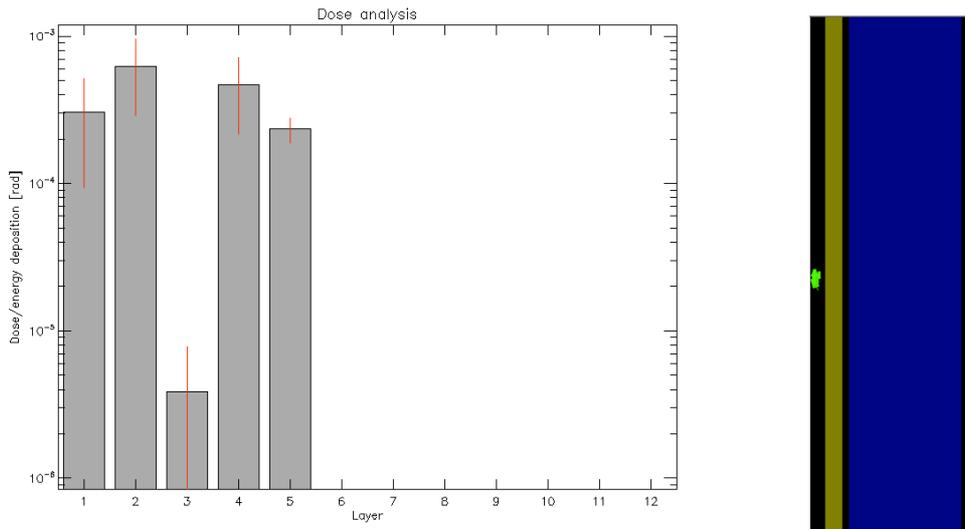


Figura 4.3 Dosis acumulada y trayectoria de la radiación debida a partículas gamma de 5 MeV para el caso 2.

En este caso hemos aumentado el grosor de la capa de Plomo, impidiendo que la radiación gamma atravesase dicha capa.

Tabla 4.3 Secuencia de los materiales y sus grosores para el caso 3.

Material	Posición del material	Grosor (cm)
Carbono	1	1
Hierro	2	0,25
Boro	3	0,5
Hierro	4	0,25
Plomo	5	4
Carbono	6	1
Polietileno	7	20
Aire	8	100
Piel	9	0,2
Músculo	10	0,7
Hueso	11	1
Pulmón	12	5

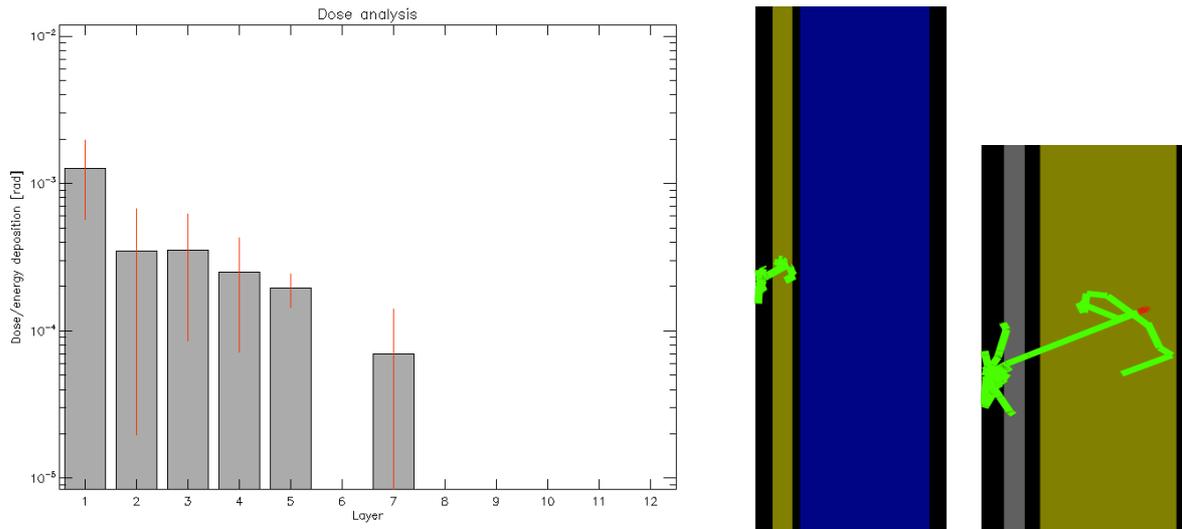


Figura 4.4 Dosis acumulada y trayectoria de la radiación debida a partículas gamma de 5 MeV para el caso 3.

Para el caso 3, hemos reducido el grosor de la capa de hierro, y se lo hemos añadido a la de carbono de menor densidad. En esta combinación también hemos conseguido detener la radiación.

Hemos sometido este mismo caso a radiación de protones y electrones con las energías de máxima fluencia.

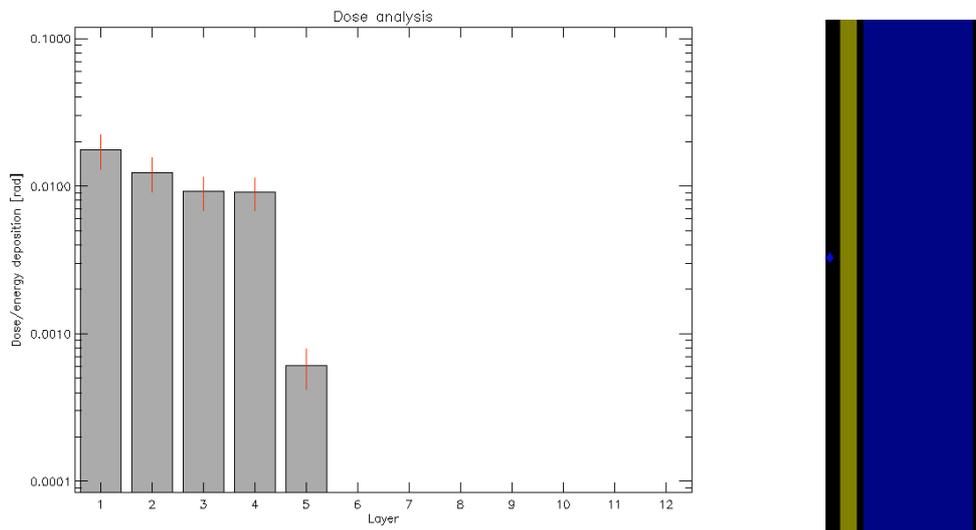


Figura 4.5 Dosis acumulada y trayectoria de la radiación debida a protones de 100 MeV para el caso 3.

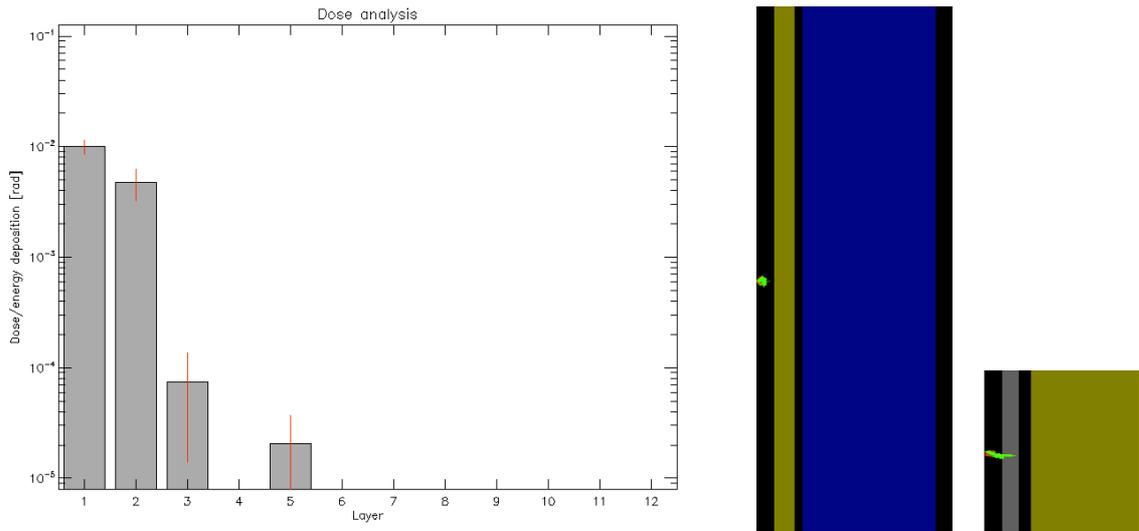


Figura 4.6 Dosis acumulada y trayectoria de la radiación debida a electrones de 10 MeV para el caso 3.

Como conclusión, los casos 2 y 3 propuestos suponen una protección eficaz frente a la radiación incidente.

Simulaciones para el caso 3 con el aumento en un orden de magnitud para partículas gamma, protones y electrones.

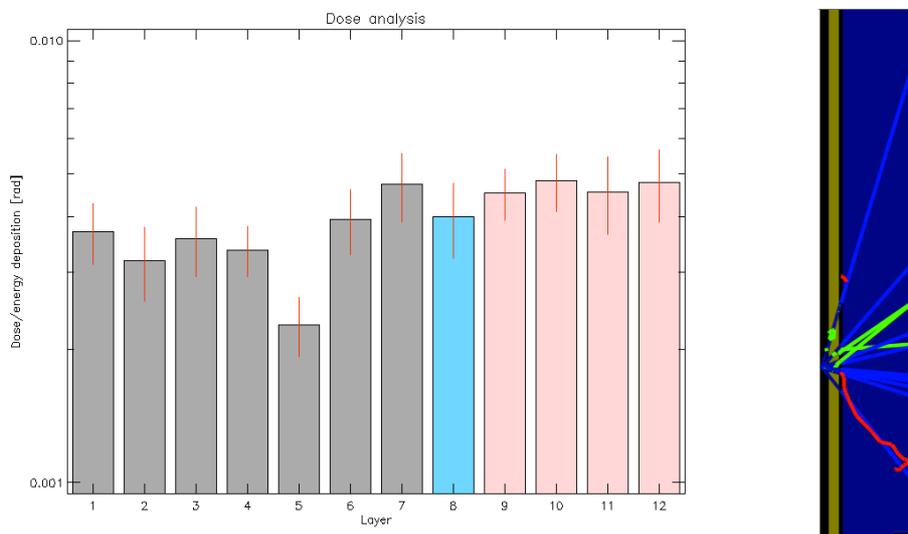


Figura 4.7 Dosis acumulada y trayectoria de la radiación debida a protones de 1000 MeV para el caso 3.

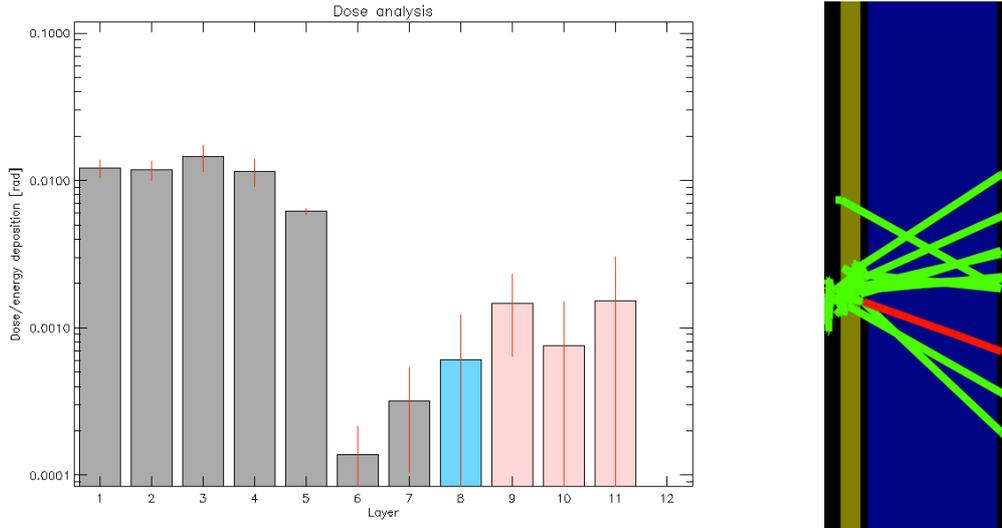


Figura 4.8 Dosis acumulada y trayectoria de la radiación debida a electrones de 100 MeV para el caso 3.

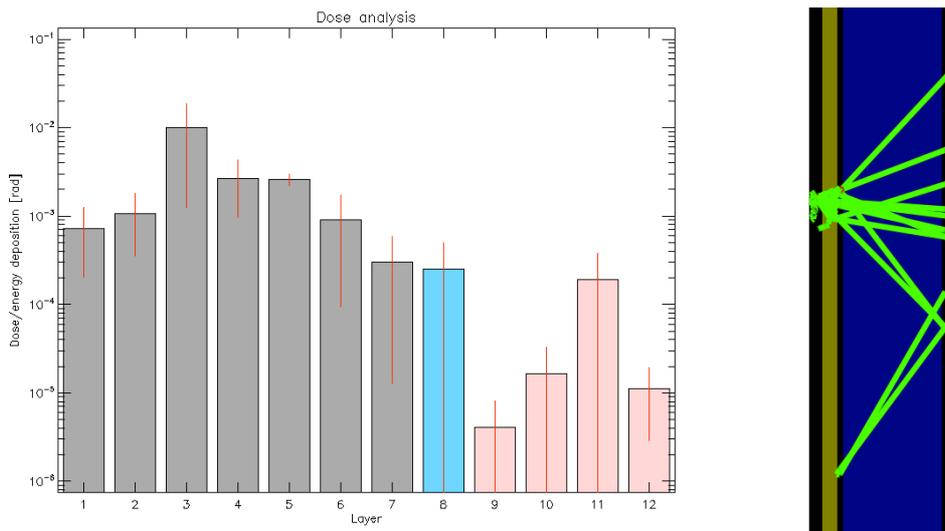


Figura 4.9 Dosis acumulada y trayectoria de la radiación debida a partículas gamma de 50 MeV para el caso 3.

Aún en estas condiciones (energías 1 orden de magnitud por encima de las asociadas a la máxima fluencia), las dosis en cada capa son muy bajas y no cabe esperar que supongan un elevado riesgo para la salud de la tripulación. La radiación gamma atraviesa muchas capas de material. No hemos podido determinar si esta radiación es suficientemente frenada y que, por lo tanto, no podemos asegurar que su energía haya disminuido por debajo de los valores de riesgo al llegar a la capa de aire y tejidos humanos.

4.2. Protección durante la estancia en Marte

En el caso hipotético de resguardarnos en la superficie de Marte con una construcción de 12 cm de grosor como nuestro ladrillo, la radiación aunque pequeña llegaría a los tejidos biológicos.

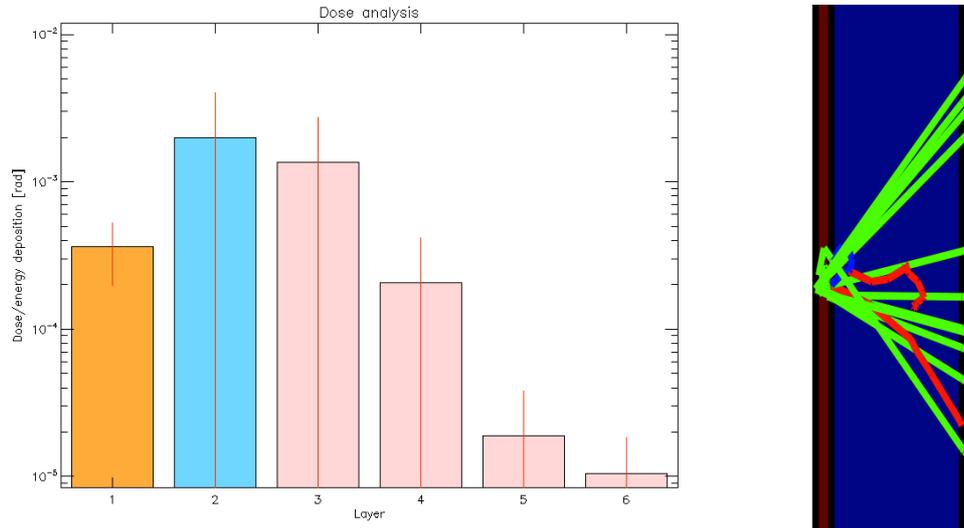


Figura 4.10 Dosis absorbida y trayectoria de la radiación debida a partículas gamma de 5 MeV en el ladrillo de 12 cm.

Después de las distintas simulaciones, hemos determinado que el grosor mínimo para detener la radiación no ha de ser inferior a 1 m. Como nuestro material es el mismo que el de la superficie, una opción sería protegernos de la radiación en cuevas de al menos 1 m de profundidad.

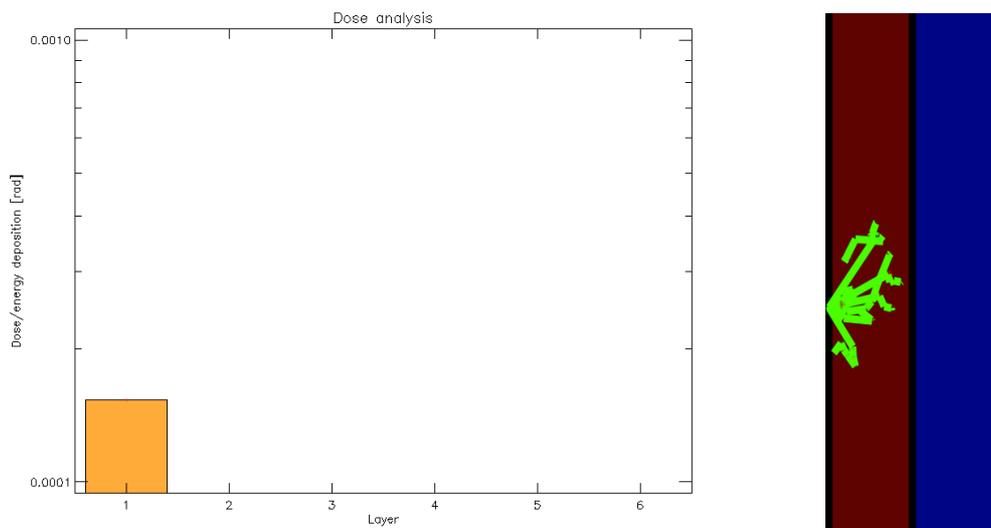


Figura 4.11 Dosis absorbida y trayectoria de la radiación debida a partículas gamma de 5 MeV en el ladrillo de 1 m.

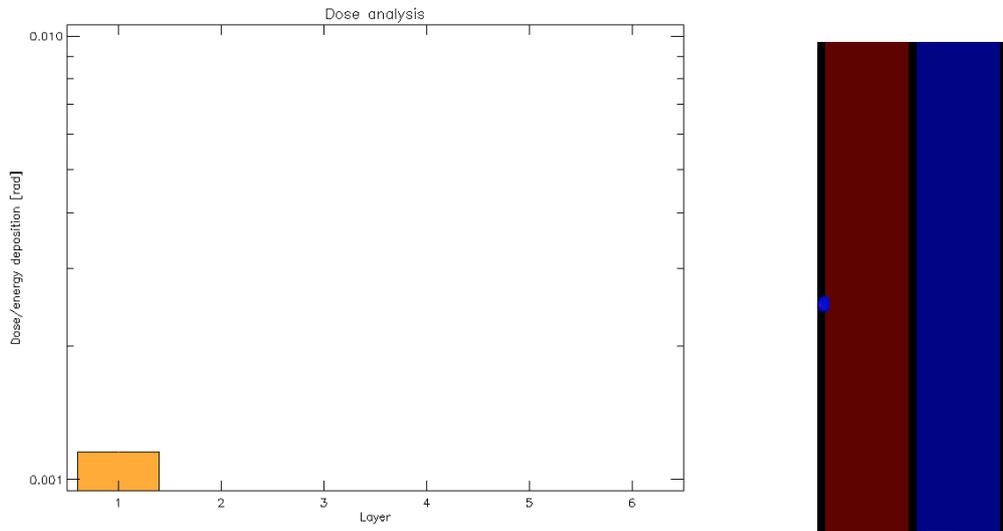


Figura 4.12 Dosis absorbida y trayectoria de la radiación debida a protones de 100 MeV en el ladrillo de 1 m.

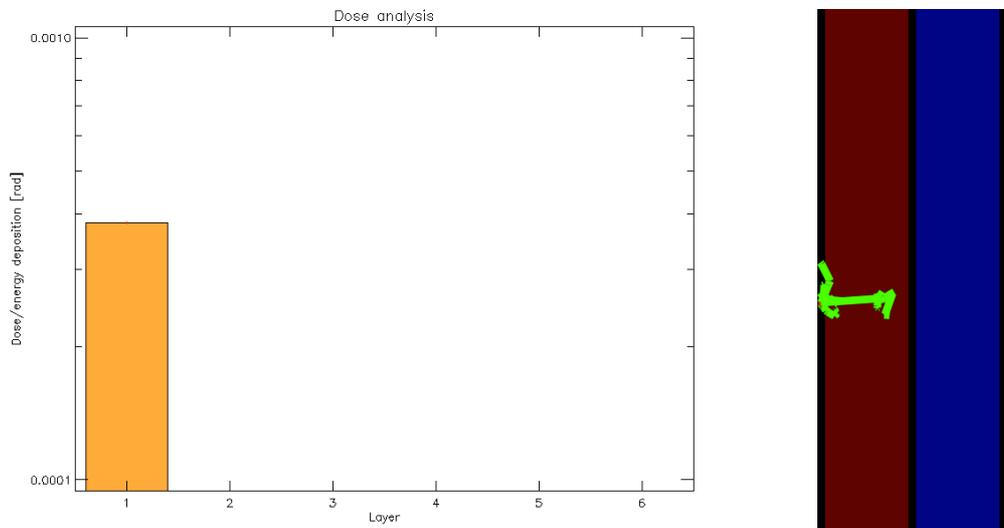


Figura 4.13 Dosis absorbida y trayectoria de la radiación debida a electrones de 10 MeV en el ladrillo de 1 m.

Si un rayo atraviesa completamente una capa no deja en ella dosis acumulada. Este caso se produce en numerosas ocasiones con los rayos gamma y con los neutrones. No obstante, estos pueden producir daños aunque no acumulen dosis porque, como muestra la Figura 4.10, son capaces de atravesar el material.

En nuestros casos hemos reducido la radiación en los componentes biológicos hasta 0 rads. Aunque podríamos movernos entre 25 y 100 rads, hay que recordar que nuestros valores de energías son para fluencias máximas, y aunque en menor medida, también recibiremos radiación de energías superiores, que aumentarán la dosis acumulada.

Podemos concluir que nuestro blindaje es el más restrictivo para estos valores de energías. Si aumentan los valores de energía entonces deberíamos comprobar dos casos: primero que la radiación acumulada en los componentes biológicos no supere el valor de un rad, que es la dosis máxima que puede recibir un minero australiano de una mina de uranio¹ y segundo que los componentes biológicos no sean atravesados por la radiación sin dejar dosis acumulada.

Por otro lado nuestro blindaje estaría destinado a las zonas habitadas de la nave como los dormitorios y la parte donde se encuentre la electrónica más sensible. De esta forma reduciríamos el peso total de la nave.

CONCLUSIONES

Este trabajo de final de carrera (TFC) estudia cómo proteger a los astronautas frente a la radiación espacial en un viaje a Marte. Este tema se enmarca dentro de uno de los grandes retos tecnológicos del siglo XXI y nuestra intención no ha sido dar una respuesta a este problema. Sin embargo nos ha parecido interesante utilizar SPENVIS, una herramienta de uso libre desarrollada por la ESA, para plantear cómo se pueden utilizar distintos materiales y cómo combinarlos para aumentar su eficiencia como escudos frente a la incidencia de radiación en el espacio y, en particular, en un hipotético viaje a Marte.

Ha sido necesaria una tarea previa de investigación para encontrar la información necesaria e incluirla en el programa SPENVIS. También hemos tenido que familiarizarnos con el programa y explorar las posibilidades que ofrecía. Puesto que SPENVIS es una herramienta en desarrollo, a lo largo del proyecto ha ido incluyendo nuevas posibilidades útiles para nuestro trabajo, tales como la posibilidad de estudiar la radiación en otros planetas distintos de la Tierra.

Para implementar la información sobre la mecánica orbital en un viaje a Marte en SPENVIS necesitamos los siguientes datos: fechas de las ventanas de lanzamiento, duración del viaje y duración de la estancia¹.

En nuestro proyecto hemos presentado dos posibilidades de viaje: de estancia corta y de estancia larga. La elección de una u otra afecta en la cantidad de radiación recibida, puesto que la duración es diferente: de 545 y 919 o 879 (dependiendo de la energía).

En cuanto a los materiales, necesitamos que cumplan diversas características como hemos explicado en el Capítulo 3 de este Trabajo. Resulta evidente que si la NASA lleva investigando años con materiales para la protección frente a la radiación en un posible viaje a Marte, el problema queda más allá de los objetivos de un TFC. Ahora bien, lo que hemos pretendido es ver qué características frente a la radiación debían cumplir estos materiales y cómo se podía plantear el diseño de un escudo. Por eso, basándonos en la bibliografía, concluimos que los materiales escogidos debían ser capaces de moderar y absorber neutrones y moderar rayos gamma. A partir de esta idea hemos realizado un estudio individualizado de cada material.

Como elemento estructural se utiliza el aluminio que es el material estándar en la estructura de las naves espaciales. Se sabe que cuando los rayos cósmicos golpean el aluminio se rompen los átomos del material, lo que genera más partículas radiactivas (radiación secundaria) en la nave.

Es necesario introducir materiales pesados, como el plomo o el hierro, que sirven para hacer perder parte de su energía a los neutrones por medio de colisiones

¹ Ver referencias

inelásticas, y una vez cumplido su objetivo, son terminados de moderar fácilmente por agua u otro elemento a base de hidrógeno, en nuestro caso el polietileno.

El polietileno es un material rico en átomos de carbono e hidrógeno. Estos últimos son particularmente útiles para dispersar y absorber radiación. El polietileno, por ejemplo, es el material con el que están forrados los dormitorios de la Estación Espacial Internacional y se está estudiando las posibilidades de utilizar polietileno reforzado como componente estructural y protector de radiación en naves espaciales⁵. Por eso hemos realizado un estudio en profundidad de este material en función de su comportamiento ante la radiación.

Hemos sometido al aluminio y el carbono a radiación de distintas energías y naturaleza con valores de máxima fluencia y máxima energía de origen solar. Los resultados no son muy dispares en cuanto a penetración y radiación secundaria. Entendemos que las nuevas amalgamas mejoraran estas características de forma notable.

Un resultado importante de nuestro trabajo es que, de manera individual, ningún material es capaz de apantallar suficientemente la radiación espacial, especialmente si tenemos en cuenta que es crítico limitar la masa que se envía al espacio. Sin embargo, el uso de distintos materiales y combinados de manera adecuada, permiten un apantallamiento razonable.

Toda esta información nos ha servido para establecer una secuencia de materiales en función de las características de cada uno. Un estudio individualizado de cada material ha dejado patente que la protección de todos los niveles energéticos con los materiales propuestos no es viable. Sin embargo hay que tener en cuenta que los valores más elevados de energía de radiación van asociados a fluencias que son varios órdenes de magnitud inferiores a la fluencia máxima. Por tanto dichas energías son mucho menos probables que las asociadas a los valores cercanos a la fluencia máxima. Por lo que de los datos obtenidos de la radiación durante el viaje hemos seleccionado las energías donde la fluencia era máxima y un orden de magnitud por encima. Mediante el sistema multicapa propuesto hemos logrado detener la radiación asociada a esa energía. Por lo tanto podemos decir que es posible detener la radiación hasta ciertos niveles mediante elementos pasivos.

El escudo multicapa que presenta mayor comportamiento ante la radiación es el formado por: carbono (compuesto mejorado), hierro, boro, hierro, plomo, carbono (compuesto mejorado) y polietileno.

El complemento de funciones que hace que esta combinación sea adecuada se debe a que el hidrógeno tiene una gran sección eficaz de moderación y captura, pero solamente a bajas energías, por ello necesita un cuerpo pesado, como el hierro, que rebaje la energía de los neutrones por medio del choque inelástico. El plomo tiene sección eficaz inelástica menor que el hierro, por eso no se emplea como defensa contra neutrones. En cambio, la sección eficaz para los rayos gamma es muy grande, y es aquí donde se encuentra su utilidad. Si se aprecia que los neutrones rápidos y térmicos tienen niveles convenientes, pero que la radiación

⁵ Ver referencias

gamma es mucho más elevada, entonces se debería introducir una capa de plomo para reducir esta última.

Es decir, el material que utilicemos como estructura de la nave deberá de tener características frente a la radiación similares a las de la suma de los materiales que hemos utilizado nosotros.

Finalmente hemos estudiado la posibilidad de protegernos de la radiación durante la estancia en Marte con los materiales que nos ofrece este planeta. Hemos diseñado a modo de ejemplo un ladrillo marciano con las medidas estándar para hacernos una idea de las dimensiones. No obstante, nuestros cálculos indican que necesitaríamos al menos 1 m de este material para detener la radiación, por lo que una alternativa consistiría en refugiarnos bajo el suelo Marciano. Se concluye que es posible salvaguardarnos sin tener que transportar los materiales desde la Tierra, lo que supone un ahorro muy grande de energía.

BIBLIOGRAFÍA

Libros:

- [1] Bautista Aranda, M., *“En las puertas del Espacio”*, McGRAW-HIL.

Trabajos e informes:

- [2] Goicolea, F.J., “Blindajes nucleares”, *Revista de obras públicas*.
- [3] Verderi, A., *“Els efectes de la radiació espacial sobre components macroscòpics dels éssers humans a òrbites LEO i MEO”*, EPSC, Castelldefels (2011).
- [4] Molas, L., *“Efectes de la radiació sobre els components electrònics d’un satèl·lit en òrbita al voltant de la Terra”*, EPSC, Castelldefels (2011).
- [5] Kaul R.K., Barghouty A.F., Dahche H.M., *“Space radiation transport properties of polyethylene-based composites”*, Ann N Y Acad Sci. 2004 Nov;1027:138-49.

Páginas web:

- [6] <http://www.nasa.gov>
- [7] <http://solarsystem.nasa.gov/planets/profile.cfm?Object=Mars>
- [8] <http://setas-www.larc.nasa.gov/esem/authors.html>
- [9] <http://www.esa.int/ESA>
- [10] http://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/Exploration/ESA_assesses_human_mission_to_Mars2
- [11] <http://www.spervis.oma.be/>
- [12] <http://www.space.com/9233-nasa-transition-congress-oks-direction.html>
- [13] <http://danielmarin.blogspot.com.es/2011/03/la-radiacion-en-el-espacio.html>

Soportes audiovisuales:

- [14] Michael Jorgensen, *“Mars rising”*, Odisea, Francia (2007).

- 1: Mars Rising: Journey to the red planet
- 2: Mars Rising: Rocket power
- 3: Mars Rising: Staying alive
- 4: Mars Rising: The human factor
- 5: Mars Rising: Six minutes of terror
- 6: Mars Rising: Search of life



Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i
Aeroespacial de Castelldefels

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

ANEXOS

TÍTULO DEL TFC: Protección de los astronautas frente a la radiación en un viaje a Marte.

TITULACIÓN: Ingeniería Técnica Aeronáutica, especialidad en Aeronavegación

**AUTORES: Neus Blanco Priu
Blas Vaquero Moya**

DIRECTOR: Pilar Gil Pons

FECHA: 1 de Junio de 2013

ANEXO 1. SPENVIS

Para la realización de nuestro trabajo, era necesario obtener datos fiables de diferentes tipos de radiación en el espacio, en órbitas o ubicaciones concretas. Para ello, hemos utilizado el software de libre acceso llamado SPENVIS (*Space Environment Information System*), creado por la Agencia Espacial Europea (ESA).

El programa se basa en datos obtenidos de misiones realizadas y en modelos teóricos, lo que nos permite obtener unos resultados bastante aproximados a los que se encontrarían en la realidad.

Este programa nos permite estudiar, en unas órbitas determinadas, el comportamiento a lo largo de la misión de nuestro vehículo espacial, y aplicar en él radiación para estudiar el efecto en los materiales o tripulantes de dicho vehículo.

Para empezar a trabajar con el programa, deberemos crear un “proyecto”, en el que iremos introduciendo los datos correspondientes a la misión que vayamos a estudiar. En este proyecto tendremos también la información resultante de nuestras simulaciones.

Antes de nada, es importante recalcar que SPENVIS sólo guarda los últimos datos introducidos, todo lo anterior a esto se irá borrando a medida que se vaya modificando.

1.1. Opción Planeta Tierra

Como podremos ver más adelante, en el programa no sólo podemos simular con el planeta Tierra, si no que este programa nos permite experimentar con otros planetas del sistema solar. Esta es una de las actualizaciones más recientes que han incluido en el programa. Pero para ello tendremos que darnos de alta como usuarios avanzados.

Por defecto, el planeta que nos aparece en el proyecto es la Tierra.

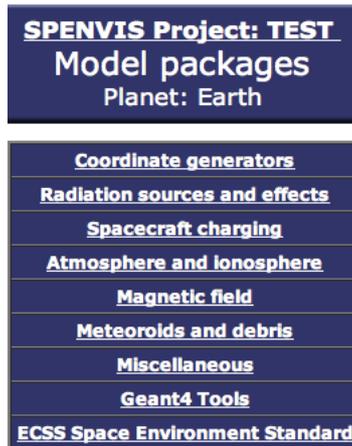


Figura 1.1 Menú principal de SPENVIS.

1.1.1. Diseño de órbitas en SPENVIS

Una vez creado el proyecto, empezaremos diseñando las órbitas que seguirá nuestro vehículo a lo largo de su misión. Para ello seleccionamos el apartado de *Coordinate Generators*, y como aparece en la Figura 1.2, se despliega un submenú del que seleccionamos la opción *Spacecraft Trajectories*.

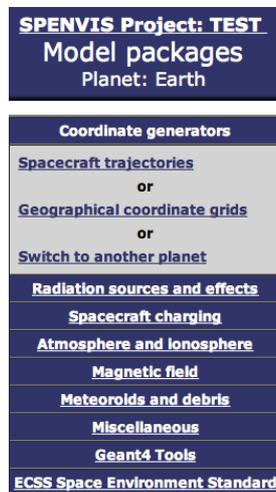
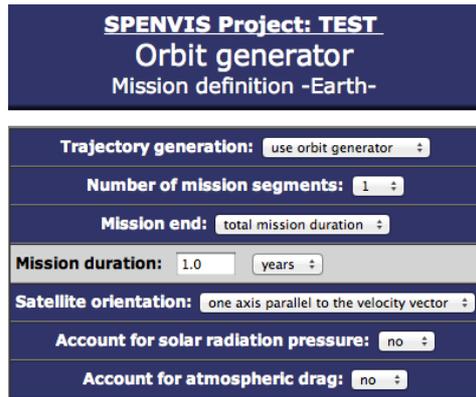


Figura 1.2 Menú principal de SPENVIS, opción *Coordinate generators*.



SPENVIS Project: TEST
Orbit generator
Mission definition -Earth-

Trajectory generation: use orbit generator ▾

Number of mission segments: 1 ▾

Mission end: total mission duration ▾

Mission duration: 1.0 years ▾

Satellite orientation: one axis parallel to the velocity vector ▾

Account for solar radiation pressure: no ▾

Account for atmospheric drag: no ▾

Figura 1.3 Primer apartado para la selección de la órbita: *Mission definition*.

Una vez seleccionado *Spacecraft Trajectories*, nos aparecerá el menú de la Figura 1.3.

Trajectory generation: aquí podemos escoger si establecer la trayectoria a partir de un fichero ya creado con los datos de esta (*upload trajectory file*), o usar el generador de órbitas (*use orbit generator*) e introducir manualmente las características de la trayectoria.

Number of mission segments: los segmentos de la misión se seleccionan aquí, se pueden escoger hasta 10.

Mission end: podemos establecer la duración total de la misión (*total mission end*) o la fecha en la que esta acaba (*date of mission end*).

Una vez seleccionados estos parámetros, pulsaremos *Next* para continuar, el programa guardará estos datos y nos mostrará una nueva pantalla, tal y como nos muestra la Figura 1.4.

SPENVIS Project: TEST
Orbit generator
 Parameters for segment 1

Segment title:

Orbit type:

Orbit start:

: :

Representative **[days]:**

Altitude specification:

Altitude [km]:

Inclination [deg]:

:

Argument of perigee [deg]:

True anomaly [deg]:

Output resolution

1.	<input type="text" value="60.0"/>	s below	<input type="text" value="20000.0"/>	km
2.	<input type="text" value="240.0"/>	s below	<input type="text" value="80000.0"/>	km
3.	<input type="text" value="3600.0"/>	s elsewhere		

Figura 1.4 Segundo apartado para la selección de la órbita: *Parameters for segment*.

Orbit type: podemos escoger entre varios tipos de órbitas, general, hiperbólica, geoestacionaria, etc.

Orbit start: sólo muestra una opción *calendar date*. En las pestañas inferiores podemos seleccionar la hora y fecha exactas a las que empezará la órbita.

Representative: nos permite escoger entre *trajectory duration* (duración de la trayectoria) y *number of orbits* (número de órbitas), para el primero podemos introducir hasta 30 días, y para el segundo 20 órbitas.

A continuación nos permiten introducir una serie de parámetros de la órbita, ya sea altitud, inclinación, etc., que varían en función del tipo seleccionado, para así poder concretar mejor nuestra órbita. Una vez introducidos estos datos, volveremos a pulsar sobre *Next*, y nos aparecerá otra pantalla con el resumen de los datos introducidos para nuestra misión.

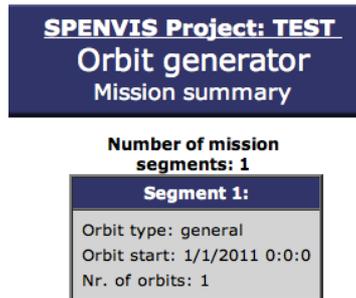


Figura 1.5 Cuadro recapitulativo: *Mission Summary*.

Si escogemos *Run*, nos mostrará una pantalla con un resumen de los datos introducidos hasta ahora.

Si trabajamos como usuarios avanzados, también podemos escoger *Combined Run*, esta opción es más práctica cuando hemos introducido más datos en otros apartados (coordenada, radiación, etc.). Nos deja escoger los que queremos tener en cuenta y los que no queremos que se incluyan en nuestras simulaciones, para así poder crear combinaciones. Esta opción se ha introducido recientemente, pero es más útil de lo que parece.

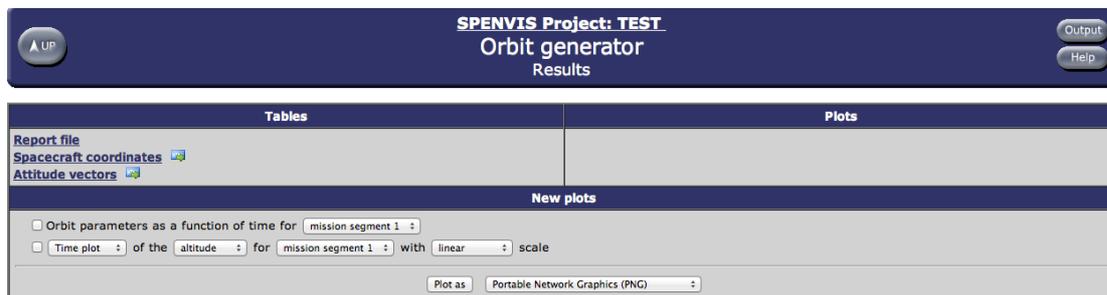


Figura 1.6 Cuadro final con los resultados obtenidos de los parámetros introducidos para generar la órbita: *Results*.

En esta pantalla, aparte de obtener archivos con resultados en el apartado *Tables*, podemos obtener los resultados en gráficas, mapas, vistas 3D, etc., seleccionando en el apartado *New plots* los parámetros que nos interesen estudiar. Estas representaciones aparecerán en *Plots*.

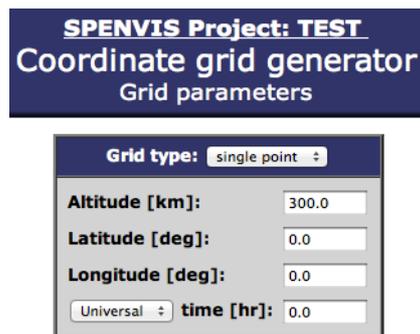
Si vemos que los resultados no nos cuadran, o queremos variar algún dato, pulsando en *Back* podremos acceder a las anteriores pantallas en orden inverso.

También podemos escoger la opción *Geographical coordinate grids* y establecer una tabla de coordenadas geográficas. El generador de tablas geográficas produce una serie o red de posiciones geográficas que sirven como entrada para la versión de posición de los siguientes modelos:

- modelos de atmósfera y ionosfera;
- modelos de partículas atrapadas;
- modelos de campos magnéticos.

Se pueden generar tres tipos de red:

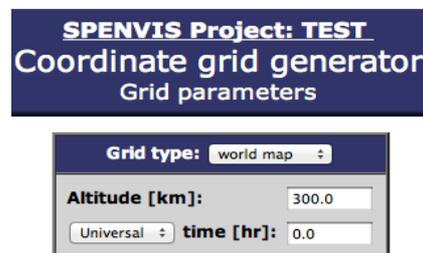
- un único punto geográfico;



The screenshot shows the 'SPENVIS Project: TEST Coordinate grid generator Grid parameters' window. The 'Grid type' dropdown is set to 'single point'. Below it, there are input fields for 'Altitude [km]' (300.0), 'Latitude [deg]' (0.0), and 'Longitude [deg]' (0.0). At the bottom, there is a 'time [hr]' field (0.0) with a 'Universal' dropdown menu.

Figura 1.7 Primer tipo de red.

- un perfil de altitud, latitud y longitud o temporal (universal o local), con las otras coordenadas fijas;



The screenshot shows the 'SPENVIS Project: TEST Coordinate grid generator Grid parameters' window. The 'Grid type' dropdown is set to 'world map'. Below it, there are input fields for 'Altitude [km]' (300.0) and 'time [hr]' (0.0) with a 'Universal' dropdown menu. The 'Latitude' and 'Longitude' fields are not visible in this view.

Figura 1.9 Tercer tipo de red.

1.1.2. Selección de la radiación en SPENVIS

1.1.2.1. Radiación atrapada

<u>Coordinate generators</u>
<u>Radiation sources and effects</u>
Radiation sources
<u>Trapped proton and electron fluxes</u>
Trapped proton flux anisotropy
<u>Short-term solar particle fluxes</u> (only for SEU)
<u>Long-term solar particle fluences</u>
<u>Galactic cosmic ray fluxes</u>
Shielded flux
Solar cell radiation damage
Damage equivalent fluences for solar cells (EQFLUX)
NIEL based damage equivalent fluences for solar cells (MC-SCREAM)
Long-term radiation doses
Ionizing dose for simple geometries
Non-ionizing energy loss for simple geometries
Effective dose and ambient dose equivalent
Single event effects
Short-term SEU rates and LET spectra
Long-term SEU rates and LET spectra
<u>Spacecraft charging</u>
<u>Atmosphere and ionosphere</u>
<u>Magnetic field</u>
<u>Meteoroids and debris</u>
<u>Miscellaneous</u>
<u>Geant4 Tools</u>
<u>ECSS Space Environment Standard</u>

Figura 1.10 Menú principal de SPENVIS, opción *Radiation Sources and effects*.

Una vez ya tenemos la órbita diseñada, pulsaremos en *Up* para volver al menú general. Procederemos a estudiar la radiación, seleccionando en el menú principal la siguiente opción *Radiation sources and effects*, y tal como muestra la Figura 2.10. podemos escoger entre varias fuentes de radiación (atrapada, solar, rayos cósmicos, etc.).

Si seleccionamos *Trapped proton and electron fluxes* en *Radiation sources* nos aparecerá la siguiente pantalla (Figura 1.11).

SPENVIS Project: TEST
Radiation sources and effects
Trapped radiation: Model parameters

Trapped radiation models

Proton model: AP-8	Electron model : AE-8
Model version: solar maximum	Model version: solar maximum
Threshold flux for exposure(/cm2/s): 1.00	do not include local time variation
	Confidence level: 50.000%
	Threshold flux for exposure(/cm2/s): 1.00
Model developed by:	Model developed by:
	

Figura 1.11 Primer apartado de radiación atrapada: *Model parameters*.

En esta pantalla debemos escoger qué modelo de radiación, para protones y electrones, nos interesa en *Proton model* y *Electron model*, así como seleccionar la versión en *Model version*.

Los modelos entre los que escoger son los siguientes:

Modelo de radiación AP-8 y AE-8



Figura 1.12 Modelo de radiación AP-8 y AE-8.

Son modelos desarrollados por el Centro de Datos Nacional de Ciencias del Espacio (NSSDC). Estos modelos de radiación simulan los flujos de protones y electrones atrapados en los cinturones de radiación terrestre. Es un mapa omnidireccional que contiene flujos integrados de protones y electrones, entre los rangos de 0,04 MeV hasta los 7 MeV para electrones y 0,1 MeV hasta 400 MeV para los protones. Los flujos son almacenados bins o bloques en función de los intervalos de la energía correspondiente. Los mapas de estos modelos están basados en datos tomados por más de 20 satélites durante los años sesenta y setenta.

Modelo de radiación CRRESPRO y CRRESELE



Figura 1.13 Modelo de radiación CRRESPRO y CRRESELE.

Estos modelos fueron diseñados por laboratorios de investigación de las fuerzas aéreas de los Estados Unidos. Se elaboraron para poder simular los números y energías de electrones (CRRESELE) y protones (CRRESPRO) atrapados en el medio. Para realizar estos estudios se utilizó el satélite CRRES.

Modelo SAMPEX/PET PSB97



Figura 1.14 Modelo SAMPEX/PET PSB97.

Se trata de un diseño desarrollado por la BIRA/IASB (*Belgisch Instituut voor Ruimte-Aëronomie – Institut d'Aéronomie Spatiale de Belgique*) que permite simular los protones atrapados a alturas menores de 600 km para condiciones solares mínimas. Está basado en medidas tomadas por el Telescopio Proton/Electron cargado dentro del satélite SAMPEX (*Solar Anomalous and Magnetospheric Particle Explorer*).

Modelo actualizado AE-8 MIN

Este modelo es la actualización del modelo AE-8 creado el año 1993. Representa una mejoría en cuanto a la representación de los electrones en zonas interiores al campo magnético. Usa información tomada por los satélites geosíncronas ATS 1, ATS 5 y ATS 6.

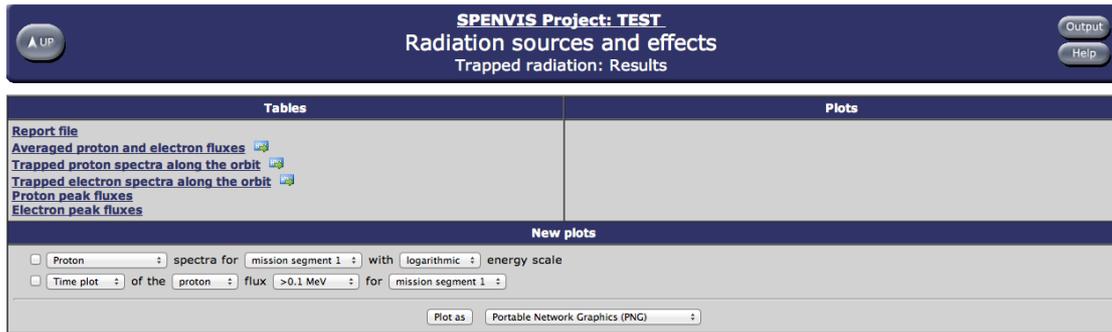


Figura 1.15 Cuadro final con los resultados obtenidos para la radiación atrapada. Una vez seleccionados los apartados, pulsaremos en *Run* y nos aparecerá una pantalla similar a la de las órbitas, donde podremos ver los resultados en archivos o crear nuevas gráficas como hemos mencionado en el apartado anterior.

1.1.2.2. Radiación solar a largo plazo

Volvemos al menú principal y seleccionamos *Long-term solar particle fluencies*.

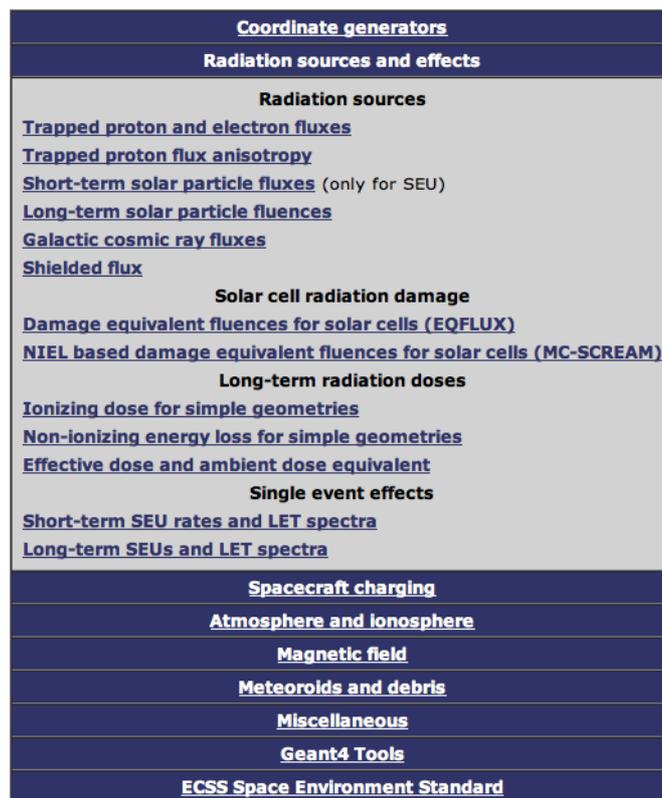


Figura 1.16 Menú principal.

SPENVIS Project: TEST
Radiation sources and effects
Long-term solar particle fluences: Parameters

Solar particle model: ESP-PSYCHIC (worst case event) ▾
ion range: H ▾ to Ni ▾
Prediction period: automatic ▾
Offset in solar cycle: automatic ▾
Confidence level [%]: 95.0
Magnetic shielding: default <input type="button" value="edit"/>

Figura 1.17 Primer apartado de la radiación solar: *Parameters*.

Seleccionamos el modelo de partículas solares que queremos utilizar en *Solar particle model* y el rango de iones en *ion range* en caso de escoger entre los primeros modelos, también podemos seleccionar el número de eventos *Nr. of ordinary events* y *Nr. of anomalously large events* para el modelo King.

Prediction period: en caso de ser miembro avanzado también podemos escoger el período de predicción (en años). Si seleccionamos el modo automático este periodo equivale a la duración de la misión. El offset del ciclo solar (*Offset in solar cycle*) también puede seleccionarse en este caso, siendo el máximo de 7 años.

Confidence level: el nivel de confianza es la probabilidad en porcentaje de que la fluencia de protones predicha no vaya a ser sobrepasada. Este puede variar de entre 50% a 100% dependiendo del modelo escogido.

Number of events: esta opción aparece cuando escogemos el modelo King, permitiéndonos especificar el número de eventos.

Magnetic shielding: las fluencias de partículas solares son absorbidas por el campo magnético del planeta en caso de tenerlo. Este efecto blindaje puede ser cancelado para poder simular el entorno fuera de la magnetosfera. El escudo magnético de partículas solares es menor en condiciones de tormenta que para una atmósfera tranquila. Escoger entre estas condiciones sólo es posible para el caso de la Tierra.

Una vez seleccionados estos parámetros volvemos a pulsar sobre *Run* para obtener una pantalla como la Figura 1.15 con los resultados.

1.1.2.3. Radiación cósmica

En el menú principal seleccionamos *Galactic cosmic ray fluxes* en *Radiation Sources*.

SPENVIS Project: TEST
Radiation sources and effects
 GCR spectra: Input parameters

Ion range: H to Ni

GCR model at 1 AU: ISO 15390

ISO-15390 standard model

solar activity data: Solar Minimum (May 1996)

Magnetic shielding: default edit

Figura 1.18 Primer apartado de la radiación cósmica: *Input Parameters*.

Seleccionamos el modelo de rayos cósmicos galácticos en *GCR model at 1 AU*, de entre los cuales hayamos: el modelo ISO 15390, el CREME96, el CREME86 o el Nymmik et al. Así como el rango de iones en *ion range*.

Solar activity data: esta opción aparece cuando seleccionamos los modelos ISO o Nymmik, el usuario puede escoger el periodo o introducir los datos sobre su propio ciclo solar. Las diferentes opciones son *solar minimum* (periodo de condiciones solares mínimas), *mission epoch* (periodo en el que se genera la órbita) o *user defined* (definido por usuario).

Magnetic shielding: las partículas de rayos cósmicos son absorbidas por el campo magnético del planeta en caso de tenerlo. Este efecto blindaje puede ser cancelado, de la misma forma que para la radiación solar, para poder simular el entorno fuera de la magnetosfera. El escudo magnético de partículas cósmicas es menor en condiciones de tormenta que para una atmósfera tranquila. Escoger entre estas condiciones sólo es posible en el caso de la Tierra.

1.1.3. Geant4 tools – Mulassis

Mulassis (Multi-Layered Shielding Simulation) permite la definición de un escudo unidimensional de múltiples capas y fuente de partículas incidentes, y usando la herramienta Geant4 simula el recorrido de la radiación a través de la geometría, tratando interacciones electromagnéticas y nucleares. Una vez realizada la simulación, el software nos proporcionará la siguiente información en función de la geometría de capas:

- La fluencia de la partícula.
- Dosis no ionizante (NID).
- Energía depositada en la capa o dosis ionizante en la capa.

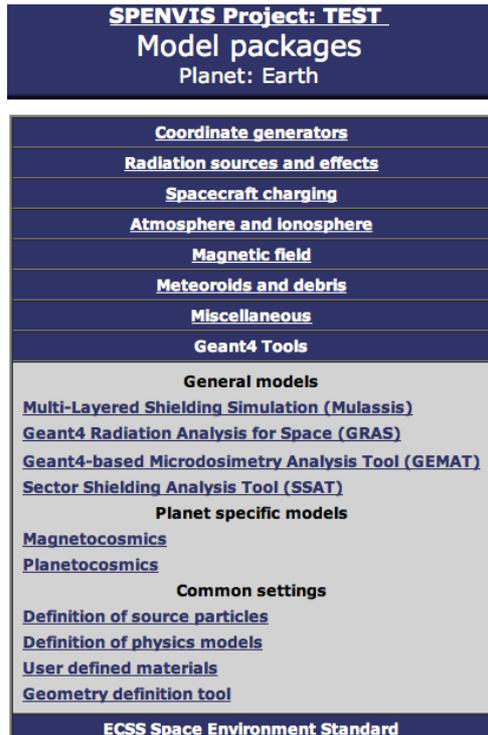


Figura 1.19 Selección de *Mulassis* en el menú principal.

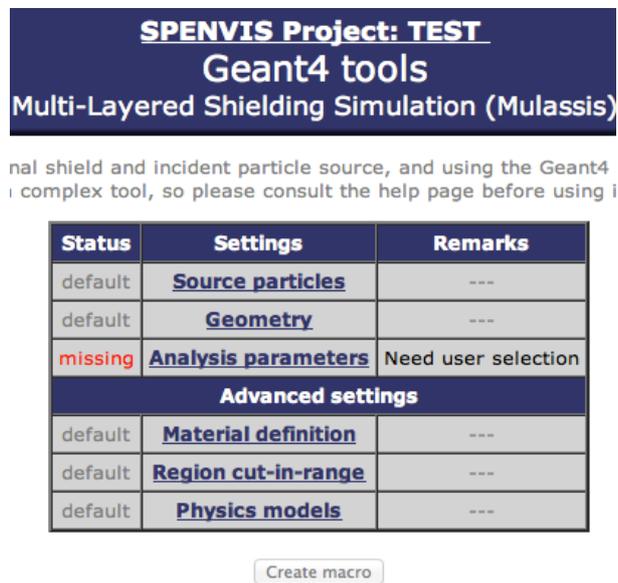


Figura 1.20 Apartados de *Mulassis*.

Geometry definition: En este apartado, el usuario puede escoger la geometría que quiera usar. Cuando ya se ha escogido la geometría, la página incluye una tabla con la opción de geometría slabosférica planar, y el número de capas a usar. Para cada capa, el usuario puede escoger el material a usar, el grosor, y el color con el que

será diferenciado en la representación gráfica. También se encuentra la opción de realizar una representación gráfica de la geometría escogida, con o sin los recorridos que realizan las partículas. Dichos rastros no serán representados si la simulación se realiza con más de cien partículas primarias.

Material definition: Los usuarios pueden definir su propio material o usar las listas predefinidas de materiales.

Source particles: Se pueden definir las partículas incidentes, su espectro de energía y su distribución angular.

Analysis parameters: Hay cuatro tipos de análisis diferentes que sólo se pueden realizar de uno en uno: fluencia, pérdida de energía no ionizante, dosis total ionizante, y análisis de pulso de espectro.

1.2. Opción Planeta Marte

Para escoger esta opción, tendremos que cambiar nuestro estatus de usuario, pasando de “normal” a “avanzado”, y posteriormente seleccionar Marte como planeta tal y como se ve en la Figura 1.21.

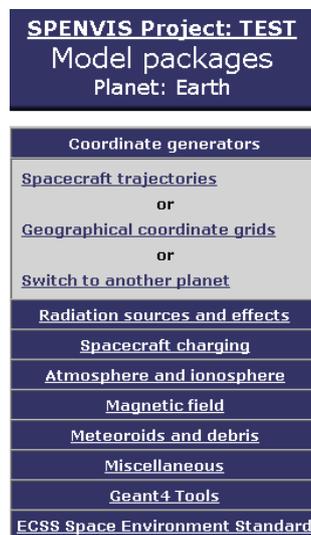


Figura 1.21 Menú principal.



Figura 1.22 Menú para escoger planeta.

ANEXO 2. MARTE

2.1 Objetivos de un viaje a Marte

Los objetivos principales de un viaje a Marte serían básicamente tres:

- Ver si hay actualmente algún tipo de vida en Marte, o si la hubo en el pasado. Este tema está relacionado con la gran pregunta: ¿estamos solos en el Universo? ¿Es la Tierra el único planeta en donde ha surgido la vida?
- Explorar este planeta en profundidad y tratar de obtener información que nos ayude a conocer mejor el pasado de la Tierra y sus perspectivas futuras.
- Determinar la posible habitabilidad de Marte y ver si, en caso de necesidad, el ser humano podría llegar a establecerse en él de forma permanente.

2.2 Mantenerse con vida

Hay que comprobar que los seres humanos pueden superar sin problemas importantes el largo viaje hasta este planeta. Se puede argumentar que en la estación espacial MIR han tenido lugar estancias ininterrumpidas superiores a un año, aparentemente con pleno éxito. Pero entre una estancia en órbita terrestre y otra camino a Marte hay una diferencia sustancial. Si se presenta algún problema que afecte física o psíquicamente a algún miembro de la tripulación, o alguna avería en la nave, es posible, en el primer caso, interrumpir la misión y regresar a la Tierra, como de hecho ha ocurrido en alguna ocasión. Pero esto no sería posible en distancias más largas. Mantenerse con vida supondrá enfrentarse a muchos problemas algunos de los cuales son:

- Los meteoritos.
- La ingravidez prolongada. Esta puede llegar a destruir el cuerpo humano. Los huesos pierden calcio y se vuelven quebradizos. Se produce pérdida muscular y ósea.
- La radiación cósmica que ha sido el cuerpo de nuestro TFC.
- Emergencias médicas. Los astronautas hacen un curso de 28 horas como médico de tripulación para atender las emergencias médicas. Se comunicarían con la Tierra, pero según se alejan, más tardarían las comunicaciones con el centro de control, lo que puede suponer hasta un retraso de 20 minutos. Se podría realizar selección genética para evitar enfermedades y en el futuro se podría manipular genéticamente a los astronautas para adaptarlos a una misión a Marte.
- El factor humano. La última vez que salió un humano al espacio fue en 1972.

2.3. Misiones en Marte

Aunque los detalles de la superficie de Marte son difíciles de ver desde la Tierra, las observaciones del telescopio muestran características que cambian según la temporada. Durante décadas, la gente especuló que las áreas brillantes y oscuras en Marte eran manchas de vegetación, que Marte podría ser un lugar probable para las formas de vida y que el agua podría existir en los casquetes polares. Cuando la nave espacial *Mariner 4* pasó volando por Marte en 1965, muchos se sorprendieron al ver fotografías de una superficie sombría, llena de cráteres. Marte parece ser un planeta muerto. Misiones posteriores, sin embargo, han mostrado que Marte es un miembro complejo del sistema solar y tiene muchos misterios aún por resolver.

Marte es un cuerpo rocoso alrededor de la mitad del tamaño de la Tierra. Al igual que con otros planetas como: Mercurio, Venus y la Tierra, la superficie de Marte ha sido alterada por la actividad volcánica, impactos, movimientos de la corteza terrestre, y efectos atmosféricos como tormentas de polvo. Marte aparece a menudo rojizo debido a una combinación del hecho de que su superficie está compuesta de minerales ricos en Hierro.

Marte no tiene un campo magnético global, pero la NASA, con la *Mars Global Surveyor*, descubrió que las áreas de la corteza marciana en el hemisferio sur están altamente magnetizadas. Evidentemente, se trata de restos de un campo magnético que permanece en la corteza del planeta de unos 4 millones de años. Marte tiene dos pequeñas lunas, Fobos y Deimos, que pueden ser asteroides capturados en forma de patata. Tienen muy poca masa para que la gravedad pueda hacerlos esféricos. Fobos, la luna más interna, está llena de cráteres, con profundos surcos en su superficie.

Los científicos creen que Marte experimentó grandes inundaciones hace unos 3,5 millones de años aproximadamente. A pesar de que no se sabe dónde está el agua de las inundaciones, de dónde vino, cuánto tiempo duró, ni a dónde iba, recientes misiones a Marte han descubierto indicios intrigantes. En 2002, la NASA, con la *Mars Odyssey*, detectó Hidrógeno en los polos, lo que indica grandes cantidades de hielo de agua cerca de la superficie. Nuevas observaciones han detectado Hidrógeno también en otras áreas. Si el hielo de agua permeabilizaba todo el planeta, Marte podría tener importantes capas subterráneas de agua helada. En 2004, el *Mars Exploration Rover Opportunity* encontró estructuras y minerales que indican que el agua líquida estuvo alguna vez presente en su lugar de aterrizaje. El rover gemelo, el *Spirit*, también encontró indicios de agua antigua cerca de su lugar de aterrizaje, a mitad de camino desde la ubicación de la *Opportunity*.

En 2008, el *Phoenix Mars Lander* encontró hielo en el ártico marciano. *Phoenix* también observó precipitación, nieve que cae de las nubes. Esto y experimentos de química del suelo han llevado a los científicos a creer que el lugar de aterrizaje de *Phoenix* tenía un clima más húmedo y más cálido en el pasado reciente (los últimos millones de años). Estudios más amplios se deben esperar con la misión *Mars Science Laboratory* de la NASA, con su rover *Curiosity*, que examina las rocas

marcianas y el suelo para determinar los procesos geológicos que los formaron y aprender más acerca de la habitabilidad pasada y presente del planeta.

2.4. Resumen características Marte

Tabla 2.1 Características del planeta Marte.

Descubridores	Conocido por los antiguos
Fecha del descubrimiento	Desconocido
Órbita alrededor del sol (semieje mayor)	Métrico: 227.943.824 kilómetros Inglés: 141.637.725 millas Notación científica: 2.2794382×10^8 km (1,523662 AU) Comparativa: 1,524xTierra
Perihelio (más cercano)	Métrico: 206.655.215 kilómetros Inglés: 128.409.598 millas Notación científica: $2,06655 \times 10^8$ km (1.381 UA) Comparativa: 1,405xTierra
Afelio (más lejano)	Métrico: 249.232.432 kilómetros Inglés: 154.865.853 millas Notación científica: $2,49232 \times 10^8$ km (1.666 UA) Comparativa: 1,639xTierra
Período orbital sideral (duración del año)	1.8808476 años terrestres 686,98 días terrestres Comparativa: 1,881xTierra
Circunferencia órbita	Métrico: 1429085052 kilómetros Inglés: 887.992.283 millas Notación científica: $1,429 \times 10^9$ kilómetros Comparativa: 1,520xTierra
Velocidad orbital media	Métrico: 86.677 km/h Inglés: 53,858 mph Notación científica: 2.4077×10^4 m/s Comparativa: 0,808xTierra
Excentricidad orbital	0.0933941 Comparativa: 5,589xTierra
Inclinación órbita	1,85 grados
Inclinación ecuatorial en órbita	25,2 grados
Radio medio	Métrico: 3,389.5 kilómetros Inglés: 2,106.1 millas Notación científica: 3.3895×10^3 kilómetros Comparativa: 0,5320xTierra
Circunferencia ecuatorial	Métrico: 21,296.9 kilómetros

	<p>Inglés: 13,233.3 millas Notación científica: $2,12969 \times 10^4$ kilómetros</p>
Volumen	<p>Métrico: 163115609799 kilómetros³ Inglés: 39133515914 millas³ Notación científica: $1,63116 \times 10^{11}$ kilómetros³ Comparativa: 0,151xTierra</p>
Masa	<p>Métrico: 641.693.000.000.000.000.000.000 kg Notación científica: 6.4169×10^{23} kg Comparativa: 0,107xTierra</p>
Densidad	<p>Métrico: 3,934 g/cm³ Comparativa: 0,714xTierra</p>
Área de la superficie	<p>Métrico: 144.371.391 kilómetros² Inglés: 55.742.106 millas² Notación científica: 1.4437×10^8 kilómetros² Comparativa: 0,283xTierra</p>
Gravedad superficial	<p>Métrico: 3,71 m/s² Inglés: 12,2 m/s² Comparativa: Si pesas 100 libras en la Tierra, pesaría 38 libras en Marte.</p>
Velocidad de escape	<p>Métrico: 18.108 km/h Inglés: 11,252 mph Notación científica: $5,030 \times 10^3$ m/s Comparativa: La velocidad de escape de la Tierra es 25,030 mph.</p>
Periodo de rotación sideral (duración del día)	<p>1,026 días terrestres 24,623 horas Comparativa: el periodo de rotación de la Tierra es de 23,934 horas.</p>
Mínima / máxima temperatura de la superficie	<p>Métrico: -87 a -5 °C Inglés: -125 a 23 °F Notación científica: 186 a 268 K</p>
Componentes atmosféricos	<p>Dióxido de Carbono, Nitrógeno, Argón Notación científica: CO₂, N₂, Ar Comparativa: CO₂ es el responsable del efecto invernadero y se utiliza para bebidas carbonatadas. N₂ es el 80% del aire de la Tierra y es un elemento crucial en el ADN. Ar se utiliza para dar el color azul a las bombillas de luz de neón.</p>

ANEXO 3. TABLA DE EFECTOS DE LA RADIACIÓN IONIZANTE EN EL SER HUMANO³

Dosis (Sieverts)	Dosis (rads)	Efectos en el ser humano
0,05 mSv/año	5 mrad/año	Una fracción muy pequeña de la radiación ionizante natural.
0,45 mSv/año	45 mrad/año	La típica dosis de la mayoría de fuentes artificiales de radiación, la mayoría médicas.
2 mSv/año	200 mrad/año	Es cercana a la dosis natural recibida por todos los habitantes de la Tierra.
2,4 mSv/año	240 mrad/año	Dosis media de un trabajador de una central nuclear de Estados Unidos.
4 mSv/año	0,4 rad/año	La típica dosis recibida por un minero australiano de una mina de uranio.
5 mSv/año	0,5 rad/año	La típica dosis recibida por la tripulación de aviones que vuelan a latitudes medianas.
9 mSv/año	0,9 rad/año	La exposición que recibe la tripulación del vuelo Nueva York – Tokio.
10 mSv/año	1 rad/año	La máxima dosis que puede recibir un minero australiano de una mina de uranio.
20 mSv/año	2 rad/año	Límite actual medio para un trabajador de la industria nuclear y un minero de uranio.
50 mSv/año	5 rad/año	De forma conservadora, la dosis más pequeña causante de cáncer que se ha detectado.
100 mSv/año	10 rad/año	La dosis más pequeña en la que cualquier aumento de riesgo de cáncer es claramente evidente. A partir de esta dosis, la probabilidad de cáncer se supone que aumenta con la dosis.
250 mSv/año	25 rad/año	Nivel natural a los alrededores de Ramsar, Irán.
250 mSv/dosis	25 rad/dosis	Dosis permitida a corto término para los trabajadores del accidente de Fukushima 2011.
350 mSv/vida	35 rad/vida	Dosis recibida por las personas trasladadas después del accidente de Chernobil.
500 mSv/dosis	50 rad/dosis	Dosis a corto plazo permitida a los trabajadores que realizan trabajos de rescate.
1 Sv/acum.	100 rad/acum.	Puede causar cáncer al cabo de unos años a 5 de cada 100 personas. Un 5%.
1 Sv/dosis	100 rad/dosis	Causa temporalmente malestar por radiación como náuseas y disminución de los glóbulos blancos, pero no la muerte. Por encima de este límite la gravedad del malestar aumenta con la dosis.
5 Sv/dosis	0,5 krad/dosis	Causaría la muerte al 50% de las personas

³ Ver referencias

		expuestas en un mes.
10 Sv/dosis	1 krad/dosis	Gran malestar por radiación y muerte en semanas.