



---

**Universidad de Valladolid**

Facultad de Ciencias

Trabajo de Fin de Grado

Grado en Física

**Estudio de la atmósfera de Marte durante el descenso del  
Curiosity/Mars Science Laboratory (MSL)**

Autor:  
Miguel Diego Presa

Tutores:  
José Francisco Sanz Requena  
Abel Calle Montes

Fecha: 2023/2024

*A todas las personas que me han acompañado durante esta bonita etapa de mi vida, muchas gracias.*

# Índice

<b>1. Antecedentes y objetivos del trabajo</b>	<b>4</b>
<b>2. Exploración de Marte</b>	<b>5</b>
2.1. Cronología de la exploración espacial a Marte . . . . .	6
2.2. Misión espacial Mars Science Laboratory (MSL) . . . . .	8
<b>3. Atmósferas planetarias</b>	<b>19</b>
3.1. Parámetros atmosféricos . . . . .	19
3.2. Balance energético de radiación . . . . .	21
3.3. Perfiles de densidad, presión y temperatura en una atmósfera . . . . .	22
3.4. Nubes en planetas . . . . .	27
3.5. Atmósfera de Marte . . . . .	28
<b>4. Metodología</b>	<b>32</b>
<b>5. Resultados</b>	<b>33</b>
<b>6. Discusión de los resultados obtenidos</b>	<b>36</b>
<b>7. Conclusiones</b>	<b>42</b>
<b>Referencias</b>	<b>43</b>
<b>Anexo</b>	<b>45</b>

## Abstract

The Mars Science Laboratory (MSL) landed successfully on the surface of Mars on 6th August, 2012 in the local mid-afternoon. The purpose of this mission was to take the largest rover ever built up to that date to Mars. The innovative entry of the spacecraft into the Martian atmosphere posed a significant technological challenge for the designers. Pressure, density and temperature profiles, which are extended from 12 *km* to 134 *km*, were obtained thanks to the aerodynamic accelerations measured during the descent. Various models have been applied to this measurements in order to understand the martian conditions on the landing day. In addition, MSL data has been compared with other missions such as *Pathfinder*. Finally, the Mars Climate Database has been used to study the pressure and temperature cycles of the red planet.

## Resumen

La misión Mars Science Laboratory (MSL) aterrizó con éxito en la superficie de Marte el 6 de agosto de 2012 a media tarde de la hora local. Esta misión, cuyo propósito fue llevar a Marte el rover más grande construido hasta la fecha, supuso un gran desafío tecnológico debido a la innovadora entrada de la aeronave en la atmósfera marciana. A través de las aceleraciones aerodinámicas que sufrió la cápsula durante el descenso, se han podido obtener perfiles de presión, densidad y temperatura en un intervalo de altura que va desde los 12 *km* hasta los 134 *km*. Diversos modelos han sido aplicados sobre estos perfiles con el objetivo de conocer las condiciones de la atmósfera el día de aterrizaje. Además, los datos de la *MSL* han sido comparados con los obtenidos de manera similar por la *Pathfinder*. Por último, el uso de la Mars Climate Database (MCD) ha servido para observar cómo son las variaciones de presión y temperatura en el planeta rojo.

# 1. Antecedentes y objetivos del trabajo

## □ Interés del trabajo

El descenso de la *MSL* supuso la obtención de un nuevo perfil de datos termodinámicos sobre la atmósfera de Marte. Gracias a ellos y a misiones previas, los conocimientos sobre la atmósfera marciana y los procesos que se dan en ella aumentan con el paso del tiempo. Toda investigación y avance que se realice en este campo siempre estará a la orden del día y ayudará a preparar futuras misiones en el planeta rojo. Como veremos a lo largo del trabajo, estudiar las atmósferas de otros planetas también ayuda de manera directa a comprender la nuestra.

## □ Motivación del trabajo

Marte siempre ha sido un planeta que ha llamado la atención del ser humano. Aumentar el conocimiento sobre este planeta siempre será un motivo más que suficiente para el envío de misiones. Además, una misión tripulada a este planeta supondría un hito espacial muy importante para el ser humano. Por ello, Marte es un planeta que realmente afecta a decisiones políticas y económicas en nuestra sociedad y viceversa. En lo relativo al trabajo, el principal motivo de la realización de este es realizar un análisis en profundidad sobre las condiciones atmosféricas de Marte el día del descenso de la *MSL*. Habiendo explicado previamente el interés del estudio atmosférico de Marte, toda contribución al conocimiento de la atmósfera marciana que se obtenga será relevante. Personalmente, el motivo más importante para la realización de este trabajo fue el hecho de que el tema de este fuera desconocido para el alumno y en el que apenas había indagado.

## □ Objetivos del trabajo

A continuación, enumeraremos los principales objetivos del trabajo:

- Comprender los motivos de la exploración de Marte y la cronología de las misiones espaciales a Marte más relevantes.
- Explicar en detalle la entrada, descenso y aterrizaje de la *MSL*.
- Adquirir conocimientos sobre atmósferas planetarias, y en concreto, sobre la atmósfera de Marte.
- Representar, interpretar y entender los datos obtenidos por la *MSL* durante su descenso.
- Aplicar ciertos modelos físicos sobre los resultados graficados.
- Comparar los resultados de la *MSL* con la misión *Pathfinder* y los datos de la MCD (Mars Climate Database).
- Entender cómo funcionan los ciclos de temperatura y presión en Marte mediante datos obtenidos de la MCD.
- Obtener finalmente diferentes conclusiones sobre la misión *MSL* y la atmósfera marciana.

## 2. Exploración de Marte

### □ Contexto histórico sobre la exploración previo al envío de misiones

El planeta Marte ha sido observado desde hace siglos por diversas culturas como la egipcia, babilónica, griega, persa o india. Casualmente, todas ellas asignaron nombres a este astro relacionados con el color rojo. La extraña trayectoria de Marte motivó a antiguos astrónomos como Aristóteles a observar el cielo para intentar predecir los movimientos de este planeta. Cabe destacar que todos los conocimientos que fueron adquiridos durante aquellos años fueron fruto de la contemplación del espacio a simple vista. Sin embargo, un gran cambio llegó a principios del siglo XVII con la invención del telescopio. Gracias a este instrumento, en 1609, Galileo Galilei pudo observar Marte por primera vez mediante su anteojo. A partir de este momento científicos como Christian Huygens y Giovanni Domenico Cassini comenzaron a realizar observaciones para dibujar la superficie de Marte o estimar su diámetro entre otras cosas. A lo largo de los siglos XVIII y XIX, con la mejora de los telescopios se pudieron estudiar algunos parámetros como la inclinación y el período de rotación. También se detectaron los cambios de tamaño que sufrían los casquetes polares y la existencia de las gigantescas tormentas de polvo que se producían en la superficie del planeta. A partir de los años veinte del siglo pasado, la aplicación de la espectroscopia y radiometría al estudio de Marte abrió nuevos horizontes de investigación [1]. El siguiente gran paso empezó en la década de los 60 cuando comenzó el envío de misiones no tripuladas a Marte. Trataremos con más detalle las misiones más importantes desde aquella fecha hasta la actualidad en el apartado 2.1.

### □ Motivación del estudio de Marte

Existen gran cantidad de razones científicas y prácticas por las que es importante el estudio de Marte. Podemos dividir las motivaciones del estudio de este planeta en cuatro grandes grupos [2]:

#### ■ **Determinar la posible existencia de vida**

Después de la formación de los planetas, la Tierra y Marte eran planetas bastante parecidos. El hecho de que la vida surgió en nuestro planeta nos hace preguntarnos si también pudo ocurrir lo mismo en el planeta rojo. El objetivo es confirmar si las condiciones del planeta marciano permitieron o permiten la existencia de organismos biológicos.

#### ■ **Entender el funcionamiento de la atmósfera marciana**

Comprender cómo la atmósfera de Marte ha evolucionado hasta nuestros días es otro de los objetivos. Si conocemos de manera precisa la evolución y composición de otras atmósferas, además de los procesos que se dan en ellas, podemos obtener características atmosféricas generales de otros planetas. Estos conocimientos nos ayudan a predecir los posibles fenómenos meteorológicos que se dan tanto en otros planetas como en la Tierra. El estudio de la atmósfera de Marte tiene un interés especial puesto que este planeta ha sufrido un gran cambio climático a lo largo de su evolución.

#### ■ **Conocer la geología de Marte**

Este estudio se divide en dos partes. Por un lado, es importante comprender la composición de la superficie marciana e interpretar los procesos que han llevado a formar la corteza de Marte. Por otro lado, las investigaciones tratan de averiguar cuál es la estructura y evolución del interior del planeta. La geología nos permite saber si este planeta ha podido ser potencialmente habitable.

#### ■ **Preparar la exploración humana**

Las previsiones más optimistas afirman que la primera misión tripulada en llegar a Marte será en la década del 2030. Llevar a cabo estos proyectos implica obtener los conocimientos

suficientes del planeta para minimizar el riesgo y los costes. La meta final de las misiones tripuladas es obtener la información necesaria para establecer una estancia humana permanente, segura y viable en Marte.

## 2.1. Cronología de la exploración espacial a Marte

Los primeros intentos del estudio de Marte mediante misiones no tripuladas comenzaron en la década de los 60, aproximadamente 50 años antes de la llegada del *Curiosity* al planeta rojo. Durante estos años, los Estados Unidos y la antigua Unión Soviética centraron parte de sus misiones espaciales en la exploración de Marte. Tras varios intentos por parte de ambas naciones, E.E.U.U. consiguió la primera satelización en Marte con el orbitador *Mariner 9* en 1971. Ese mismo año, fue la Unión Soviética la encargada de dar otro gran paso hacia el estudio de Marte con las misiones *Mars 2* y *Mars 3*. Estas dos misiones también consiguieron orbitar Marte. La principal novedad es que ambas portaban módulos de aterrizaje con el objetivo de amartizar. El aterrizador de la *Mars 2* chocó contra la superficie marciana en su descenso convirtiéndose en el primer objeto humano en alcanzar la superficie de Marte. En cambio, el módulo de aterrizaje de la *Mars 3* tuvo mayor suerte y alcanzó la superficie de Marte de manera exitosa. Lamentablemente se perdió la conexión 20 segundos después de su aterrizaje. Tanto el *Mariner 9* como las misiones *Mars 2* y *3* lograron realizar gran cantidad de fotografías de la superficie de Marte. Gracias a ellas se pudieron recoger los primeros datos de presión, temperatura, densidad y composición de la atmósfera [3]. Puede parecer curioso que la llegada de las tres misiones anteriores a Marte se produjera prácticamente en el mismo mes. Sin embargo, esto es debido a que tanto los E.E.U.U. como la U.R.S.S aprovecharon la ventana de lanzamiento que se produjo en 1971. La ventana de lanzamiento es el intervalo de tiempo idóneo para que al enviar un satélite entre dos planetas se minimicen los costes energéticos. Por ejemplo, la ventana de lanzamiento entre la Tierra y Marte se produce aproximadamente cada 780 días.

En el año 1976, las misiones *Viking 1* y *Viking 2* enviadas por la NASA llegaron a Marte. Ambas misiones poseían módulos de aterrizaje que consiguieron alcanzar la superficie marciana. El principal objetivo de la NASA con el programa *Viking* fue la búsqueda de vida en Marte. Para ello, los dos módulos de aterrizaje llevaron a cabo tres experimentos biológicos distintos. Los resultados no aportaron clara evidencia de la existencia de vida en Marte. Años más tarde, la comunidad científica concluyó que estos experimentos podrían haber sido incapaces de detectar vida. Esto es debido a que las técnicas utilizadas son válidas para detectar microorganismos terrestres, pero estas pudieron acabar fácilmente con las muestras marcianas estudiadas [4]. Después de estas misiones la exploración marciana se frenó considerablemente durante la década de los años 80. Simplemente podemos mencionar el envío de los programas *Fobos 1* y *Fobos 2* por parte de la Unión Soviética en 1988. El objetivo de estas misiones sería el estudio del satélite marciano Fobos. Ambas fracasaron rápidamente impidiendo que los módulos de aterrizaje pudieran alcanzar la superficie del satélite marciano [3].

Después de varios años sin obtener ningún éxito en las misiones a Marte, la NASA envía en 1997 el primer rover al planeta rojo con la misión *Mars Pathfinder*. Durante esta misión, la NASA utilizó un innovador mecanismo provisto de un paracaídas en el momento del descenso del aterrizador. Esta misión sirvió de gran ayuda a la hora de diseñar posteriores descensos como el del *Curiosity*. Además de la gran cantidad de medidas y fotografías que tomó el módulo de aterrizaje y el rover, destacan también los datos atmosféricos tomados durante el descenso del *Pathfinder*. Ese mismo año la NASA envió la *Mars Global Surveyor (MGS)*. Este orbitador operó durante años consiguiendo la suficiente cantidad de datos como para visualizar patrones atmosféricos que se repetían en el planeta rojo. Sus imágenes de alta resolución sirvieron para estudiar y confirmar los futuros sitios de aterrizaje de misiones como *Phoenix* y *Mars Science Laboratory* [4]. También en 1996, se produjo el fracaso ruso de la misión *Mars 96*. Este proyecto no consiguió salir de la atmósfera terrestre debido a un fallo en la cuarta etapa del lanzador. En

1998, Japón se convirtió en el tercer país en enviar una misión a Marte. El programa *Nozomi* tuvo gran cantidad de problemas. Un escape de combustible hizo que este orbitador no tomará la dirección correcta hacia el planeta rojo. Después de esto, se decidió situarlo en una órbita heliocéntrica e intentar llegar a Marte más tarde. No fue hasta diciembre del 2003 cuando *Nozomi* se aproximó a Marte. Sin embargo, la falta de combustible y otros fallos hicieron que se abandonara la misión. Desde entonces, *Nozomi* es un satélite que orbita el Sol cada dos años [3]. Antes de que terminara el siglo, la NASA diseñó el programa *Mars Surveyor 98*. Esta misión estaba formada por un orbitador, la *Mars Surveyor 98 Orbiter*, y un aterrizador, el *Mars Surveyor 98 Lander*. El objetivo principal de este programa era estudiar la atmósfera y superficie marciana. Primero se envió el orbitador pues serviría para establecer conexión con la Tierra durante el descenso del aterrizador. El lanzamiento se produjo de manera exitosa. Sin embargo, cuando este se dispuso a insertarse en la órbita marciana, el orbitador pasó muy cercano a la superficie y se perdió la conexión con él. La astronave se desintegró debido a la fricción con la atmósfera. Tras investigar el por qué de este fracaso, se descubrió que se había producido un error de unidades. Una de las piezas del software que portaba la nave operaba y enviaba sus resultados en libra como unidad de fuerza. El sistema de la NASA recogía esos datos utilizando el S.I. con Newton como unidad de fuerza y los utilizaba para controlar el encendido de motores. Poco a poco, como los datos eran incorrectos, la nave se desviaba cada vez más de su trayectoria esperada. Es por este motivo por lo que este orbitador pasó a 57 km de la superficie marciana en vez de los 150 km previstos. Esta catástrofe fue uno de los fracasos más importantes de la NASA suponiendo un coste de 191 millones de dólares [5]. Por otro lado, el *Mars Surveyor 98 Lander* también tuvo un destino trágico. Aunque su objetivo era la búsqueda de agua mediante la excavación con un brazo robótico, la conexión con el aterrizador fue perdida pocos minutos antes de tocar la superficie marciana [4].

Después de los dos fracasos estadounidenses mencionados previamente, la NASA envía la misión *2001 Mars Odyssey*. Esta misión lleva orbitando Marte y operando desde su envío en 2001. Sus medidas han servido para conocer la distribución de elementos químicos y minerales en la superficie marciana. *Odyssey* ha identificado regiones con agua sepultada y ha servido de conexión para posteriores envíos de aterrizadores y rovers [4]. Dos años más tarde, la ESA envía la misión *Mars Express*, conocida así por su rápido desarrollo y bajo coste comparado con otras misiones anteriores. Este orbitador sigue aún en funcionamiento proporcionando datos de todo tipo acerca del planeta rojo. Esta misión portaba un aterrizador llamado *Beagle 2*. Por desgracia, la conexión con este aterrizador se perdió durante su descenso [6]. En 2004, la NASA envía a Marte a los gemelos *Spirit* y *Opportunity*. Estos dos rovers aterrizaron en sitios distintos del planeta y se centraron en estudiar la geología de Marte. También consiguieron evidencias de que Marte había sido un planeta húmedo que podría haber albergado vida microbiana. Ambos rovers fueron diseñados para que su vida en Marte fuera de 90 días. Sin embargo, ambas misiones fueron un éxito, el *Spirit* aguantó casi 6 años y el *Opportunity* mucho más tiempo, su conexión se perdió 13 años después de su amartizaje. Este último aún presenta el récord de mayor distancia recorrida por un rover en un planeta extraterrestre (45,6 km). En 2007, la NASA consigue orbitar con éxito en Marte la misión *Mars Reconnaissance Orbiter (MRO)*. Este orbitador posee una de las cámaras más potentes llevadas a una exploración planetaria. Debido a su gran resolución se ha conseguido identificar obstáculos que podrían haber entorpecido futuras misiones de aterrizadores y rovers. Actualmente la *MRO* sigue en activo orbitando Marte a una altura de aproximadamente 300 km. Más tarde en 2008, el *Phoenix* enviado por la NASA aterrizó con éxito en Marte. Esta misión fue enviada a una posición cercana al polo norte marciano. Desde allí, consiguió cavar la superficie y confirmar la existencia de agua en Marte [4].

En 2011, Rusia envió la misión *Fobos-Grunt*, el objetivo de ella era explorar la superficie de la luna marciana Fobos mediante un aterrizador. China también participó en la misión enviando junto a la aeronave rusa su primera nave espacial a Marte. La *Yinghuo-1* tenía como objetivo orbitar Marte. Sin embargo, la falta de presupuesto y numerosos problemas por parte de Rusia

durante la construcción de la misión fueron los responsables del fracaso de esta. La astronave no consiguió poner rumbo a Marte y cayó en el océano Pacífico [7]. Un año más tarde, la NASA hace aterrizar en Marte el *Mars Science Laboratory (MSL)*, también conocido como el *Curiosity*. Los detalles de esta misión se explicarán en el apartado 2.2. El siguiente país en perseguir el estudio de Marte sería la India. La Agencia India de Investigación Espacial (ISRO) consigue orbitar la *Mars Orbiter Mission* con éxito en 2014. Además de los diversos objetivos científicos de la misión, la India también pudo demostrar con este proyecto que poseía las capacidades necesarias para llevar a cabo misiones interplanetarias. Este orbitador indio ya no está operativo. Su actividad cesó en 2022 [8]. Aprovechando la misma ventana de lanzamiento que la India, la NASA logra orbitar ese mismo año la misión *MAVEN*. Este orbitador sigue operando hoy en día. *MAVEN* se está centrando principalmente en el estudio de la atmósfera marciana. Sus medidas están sirviendo de gran ayuda para entender el pasado atmosférico marciano y el gran cambio climático que este planeta sufre [4]. En 2016, la ESA y Rusia lanzan la misión *ExoMars*. Este programa está formado por un orbitador, el *ExoMars Trace Gas Orbiter (TGO)*, cuya inserción en órbita se realizó con éxito, y un aterrizador, el *Schiaparelli*, el cuál se estrelló en su descenso. El principal objetivo de la misión *ExoMars* es la búsqueda de vida. Para ello, el orbitador *TGO* intenta encontrar las fuentes de metano de la atmósfera marciana. Este gas puede estar muy relacionado con una posible actividad biológica en el pasado. Para el 2023, estaba planeado el envío del primer rover europeo con ayuda de Rusia. Sin embargo, debido a la invasión rusa de Ucrania, la ESA paralizó esta parte del proyecto *ExoMars* [8]. En 2018, la NASA logra el aterrizaje del *InSight* en el planeta rojo. Este aterrizador fue diseñado para estudiar la estructura interna de Marte. Uno de los principales objetivos del proyecto fue taladrar la superficie marciana, hecho que no se pudo cumplir debido a un error técnico. Este dispositivo no se encuentra en uso actualmente [4].

En el 2021, los Emiratos Árabes Unidos logran poner en órbita la *Hope Mars Mission*. Esta misión está actualmente comenzando a operar. Su intención es aportar más datos sobre la composición y evolución de la atmósfera marciana. Tanto China como E.E.U.U. aprovecharon también la ventana de lanzamiento que se produjo en 2021 para realizar sus respectivos programas. La misión china *Tianwen-1* constaba de un orbitador, un módulo de aterrizaje y un rover, el *Zhurong*. La llegada de los tres objetos a Marte fue un éxito, actualmente se encuentran tomando muestras y medidas [8]. Por otro lado, la NASA desarrolla y envía la misión *Mars 2020*. Este proyecto está formado por un rover, el *Perseverance*, y un helicóptero volador, el *Ingenuity*. Por primera vez, el *Zhurong* y *Perseverance* van a poder tomar muestras de la superficie marciana para guardarlas. La idea es que en un futuro, misiones como la *Mars Sample Return Mission (MSR)* de la ESA-NASA puedan traer esas rocas marcianas a la Tierra. Estas últimas misiones llevadas a cabo en Marte están centrando parte de su trabajo en estudiar la posible compatibilidad entre el entorno marciano y el ser humano. Recordemos que algunas estimaciones sugieren que la llegada de la primera persona a Marte puede ocurrir en el año 2030 [4].

## 2.2. Misión espacial Mars Science Laboratory (MSL)

### □ Objetivos, desarrollo y llegada a Marte

Tras los éxitos por parte de la NASA de los rovers *Spirit* y *Opportunity*, la agencia espacial americana decide crear en 2004 un nuevo proyecto llamado *Mars Science Laboratory*. Esta misión está provista un rover llamado *Curiosity*. El objetivo principal de esta misión fue el de responder a la siguiente pregunta. *¿Tuvo Marte las condiciones ambientales necesarias para poder albergar pequeñas formas de vida microbiana?*

Para responder a la pregunta anterior, la NASA comienza a desarrollar el rover más grande y equipado hasta ese momento. Con unas dimensiones de 3 metros de largo, 2,7 metros de ancho y una altura de 2,2 metros, el *Curiosity* tiene un tamaño aproximado al de un coche de tamaño

medio. Este laboratorio andante propulsado únicamente por energía nuclear tiene un peso de 899 kg. A pesar de ello, es capaz de avanzar doscientos metros por día a través de la superficie marciana. El gran peso de este rover es debido a la gran cantidad de instrumentos que porta.

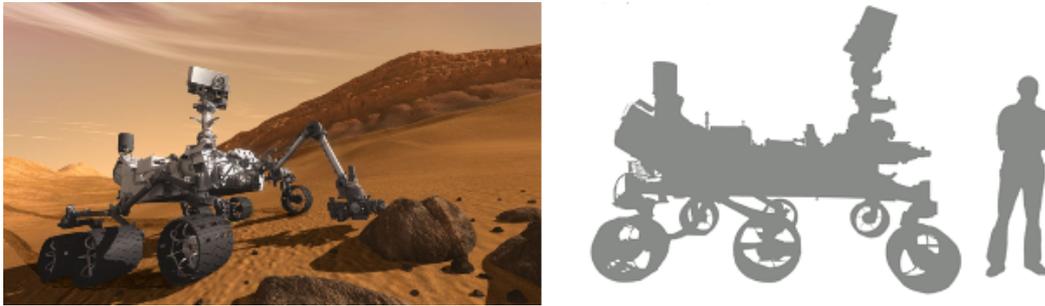


Figura 1: Imagen simulada del *Curiosity* en el cráter Gale (izq). Comparación del rover *Curiosity* con una persona (der). *Nota.* Adaptado de Curiosity, el robot marciano más complejo de la historia, por Daniel Marín, 2011.

El *Curiosity* porta todo tipo de instrumentos. Gracias a ellos, el rover es capaz de recoger datos geológicos, ambientales y atmosféricos del planeta marciano. Entre los diferentes dispositivos que porta el rover destacan las tres cámaras fotográficas, los espectrómetros, detectores de radiación y sensores ambientales. En lo relativo a la entrada atmosférica, la NASA incorporó el *MEDLI*, una serie de sensores atmosféricos. Este instrumento fue diseñado para tomar medidas atmosféricas durante la entrada de la *MSL* en Marte. Sus datos han proporcionado información determinante a la hora de diseñar futuras entradas a Marte. En el apartado 2.2 se explicará con más detalle su funcionamiento y los perfiles de datos atmosféricos que se han podido obtener de sus medidas [9].

Al mismo tiempo que se diseñaba y construía el rover. La NASA también debía centrarse en construir una nave espacial que fuera capaz de llevar el *Curiosity* a Marte. En la figura 2 se pueden observar los diferentes componentes de la astronave. Este vehículo espacial estaba compuesto por un módulo de crucero unido a una estructura donde viajaba el rover, la etapa de descenso y el paracaídas. El escudo térmico sería el encargado de proteger los elementos del interior de esta gran carcasa (backshell) durante el descenso de la *MSL* a través de la atmósfera marciana. A continuación, se explicará la función de cada parte de la astronave a medida que se describe la entrada, descenso y aterrizaje de la *MSL* en Marte [10].

El siguiente paso fue enviar la misión a Marte. Para ello, la NASA envió la *MSL* fuera de la atmósfera terrestre mediante un cohete Atlas V-541. El motivo de escoger este tipo de vehículo fue porque tenía la suficiente potencia como para elevar el gran peso de la *MSL*. El lanzamiento de la misión se realizó el día 26 de noviembre de 2011 desde la Estación de la Fuerza Aérea de Cabo Cañaveral situada en Florida (E.E.U.U). Cuando el cohete de lanzamiento se separó de la astronave que portaba la *MSL* comenzó la etapa de crucero. Esta fase duró hasta el 6 de agosto de 2012 cuando se produjo la entrada de la astronave en la atmósfera marciana [9].

El lugar de aterrizaje de la *MSL* fue el **cráter Gale**. El proceso de elección comenzó en 2006 cuando cien científicos propusieron una lista de treinta posibles lugares de aterrizaje en Marte. Tras estudiar con detalle cada lugar con ayuda de los orbitadores y rovers que se encontraban en Marte, la NASA confirma el envío de la misión al cráter Gale en 2011. Esta decisión se toma principalmente debido a que la NASA diseñó un descenso guiado a través de la atmósfera de Marte para esta misión. Este hecho provocó una reducción importante de la elipse de aterrizaje haciendo viable el amartizaje de la *MSL* en la superficie del cráter Gale. Este lugar ya había sido propuesto en misiones anteriores como las del *Spirit* y *Opportunity*. Sin embargo, la idea fue rechazada por esta misma razón, la elipse de aterrizaje de estos dos rovers era mucho mayor

que cualquier superficie plana del cráter, lo cuál comprometía en gran medida el éxito de las misiones.

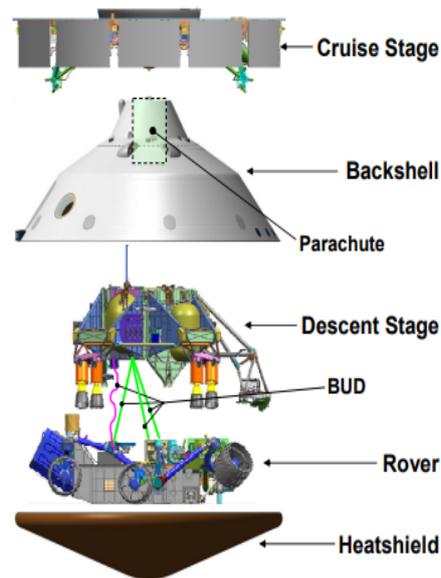


Figura 2: Componentes de la misión *MSL*. Nota. Adaptado de [10].

El cráter Gale se produjo debido a un impacto en Marte hace aproximadamente 3,6 millones de años. Tiene un diámetro de 154 kilómetros y su centro tiene aproximadamente las siguientes coordenadas,  $5^{\circ}$  al Sur y  $138^{\circ}$  al Este. En su interior se encuentra una montaña que se eleva cinco kilómetros desde la superficie del cráter. Este levantamiento se denomina Mount Sharp. Este cráter siempre ha sido objeto de estudio debido a los claros signos de existencia de agua presentes en su superficie. Observaciones previas a la misión descubrieron la presencia en la superficie de sulfatos, minerales arcillosos y canales fluviales. Estos descubrimientos indican la posible evidencia de agua en el pasado. Después de esto, surgieron numerosas preguntas sobre cuál era el origen del agua. Algunas hipótesis sugieren que hubo un lago mientras que otras defienden que el agua se almacenaba en acuíferos debajo de la superficie. Por otro lado, los científicos también se preguntan cómo se ha podido formar la montaña Mount Sharp. Este levantamiento de terreno es de gran interés debido a que sus capas pueden albergar información relativa al cambio climático marciano. Una muestra tomada de esta montaña podría ser considerada como una piedra Rosetta de Marte pues albergaría gran información sobre épocas geológicas anteriores como la Era Hespérica. En definitiva, el cráter Gale es un lugar de gran interés dónde las medidas *in situ* del *Curiosity* pueden resolver gran cantidad de preguntas [11].

Hagamos en este momento un comentario relativo a las distancias radiales o altitudes de Marte. Debido a la ausencia de agua líquida en la superficie marciana, en Marte no existe un “nivel del mar”. Por ello, la altura de la superficie marciana se suele referenciar respecto de puntos arbitrarios de altitud, como por ejemplo, el radio medio de Marte o el radio medio del ecuador marciano. En nuestro caso, utilizaremos el radio medio del ecuador como referencia. Todas estas medidas de altitud son realizadas con gran precisión por el MOLA (Mars Orbiter Laser Altimeter), un instrumento que se encuentra en la *MGS* [12].

En lo relativo a las coordenadas geográficas. Por un lado, el ecuador se define como el círculo máximo perpendicular al eje de rotación (definición equivalente al caso de la Tierra). Por otro lado, para definir el meridiano cero se utiliza la localización de un pequeño cráter llamado *Airy-0* [13].

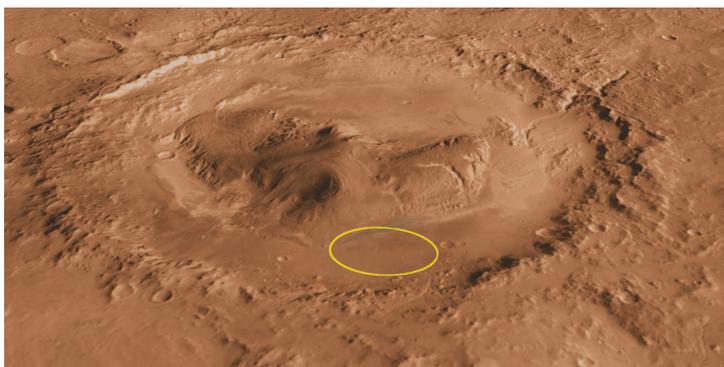


Figura 3: Imagen oblicua y vista desde el sur del cráter Gale. La curva amarilla muestra la elipse de aterrizaje, área en torno al punto de aterrizaje inicialmente previsto en que se considera más probable que la nave acabe posándose. *Nota.* Adaptado de Curiosity, el robot marciano más complejo de la historia, por Daniel Marín, 2011.

### □ Entrada, descenso y aterrizaje (EDL) del Mars Science Laboratory

El 6 de agosto de 2012, el rover *Curiosity* aterrizó con gran éxito en la superficie marciana. Uno de los hitos más importantes de la misión fue que el rover consiguió amartizar a tan solo 2,4 kilómetros de lugar inicialmente previsto. Gracias a este hecho, el aterrizaje del *Curiosity* logró ser el más preciso de toda la historia de vuelos a Marte hasta ese momento. Este acierto fue posible gracias a que la NASA realizó por primera vez un **vuelo guiado** de la nave durante el descenso a través de la atmósfera marciana. En esta sección se explicará en detalle cómo fue la entrada, descenso y aterrizaje de la *MSL* en Marte.

Como se ha mencionado en la sección 2.1, misiones previas a la *MSL* lograron con éxito aterrizar en Marte. Sin embargo, aquellos vuelos atmosféricos se realizaron de forma no guiada, es decir, con configuraciones aerodinámicas fijas y sin la opción de ejecutar maniobras. Por el contrario, una entrada atmosférica guiada consiste en dotar a la cápsula de entrada de la capacidad de maniobra y lógica necesarias para dirigir a la nave y corregir las posibles perturbaciones que puedan surgir durante el vuelo. Aunque es cierto que la misión *MSL* fue la primera en utilizar un vuelo guiado en una atmósfera extraterrestre, los vuelos guiados ya se habían utilizado previamente durante el regreso de las misiones tripuladas a la Tierra. Existen tres razones importantes por las que no se utilizó un vuelo atmosférico guiado en otro planeta hasta la entrada de la *MSL*. En primer lugar, la complejidad, una entrada guiada eleva los costes y el tiempo de desarrollo de la misión. La segunda razón es el lugar de aterrizaje. Planear un aterrizaje muy preciso si no se conocen bien las zonas de interés del planeta no es práctico ni interesante. En definitiva, se tuvo que esperar a que orbitadores y rovers previos descubrieran regiones de aterrizaje atractivas, como por ejemplo, el cráter Gale. Por último, diseñar con fiabilidad un vuelo atmosférico implica conocer de manera precisa las características de la atmósfera. En la Tierra, las características de nuestra atmósfera y los fenómenos que se dan en ella pueden medirse con exactitud. No obstante, ese grado de precisión no es aún posible en otros planetas.

Tras evaluar cinco algoritmos de guiado, la NASA se decantó por utilizar el mismo sistema de guiado que fue usado por las naves del programa *Apollo* en su regreso a la Tierra. Este algoritmo fue escogido debido a sus buenas prestaciones, sencillez y robustez. Es importante mencionar que se realizaron algunas variaciones en él para tener en cuenta los fenómenos dinámicos de la atmósfera marciana. Este guiado es de tipo “implícito por control terminal”. Los guiados implícitos parten de una trayectoria de referencia previamente determinada y almacenada en la memoria de a bordo. En cambio, los sistemas de guiado explícitos no usan una trayectoria de referencia. Sus cálculos se basan en predicciones numéricas o analíticas de la trayectoria realizadas a bordo en tiempo real. En los guiados implícitos, la **trayectoria de referencia**

corresponde con la que debería de seguir la nave en caso de no sufrir perturbación alguna durante el descenso para llegar al lugar de aterrizaje deseado. Los guiados implícitos pueden ser de dos tipos, de control de ruta o de control terminal. En ambos casos, el sistema de guiado determina las maniobras aerodinámicas necesarias que se debe realizar la nave para corregir los efectos de las perturbaciones que puedan surgir durante el vuelo. En un guiado de control de ruta, las correcciones intentan que la nave siga fielmente la trayectoria de referencia. El hecho de que la nave se centre en seguir una ruta muy concreta resulta arriesgado. Esto es debido a que la atmósfera marciana es muy cambiante e impredecible. Por otro lado, el sistema de guiado de control terminal persigue que las condiciones deseadas de posición se consigan al final de la trayectoria guiada, sin que esta tenga por qué coincidir con la trayectoria de referencia. Las correcciones necesarias se dictan de forma autónoma y en tiempo real en función de la diferencia de las condiciones reales de vuelo, determinadas por el sistema de navegación a bordo, y las preestablecidas en la trayectoria de referencia. En otras palabras, el sistema guiado de control terminal persigue llegar al lugar de aterrizaje previsto siguiendo un camino que no se desvíe mucho de la trayectoria de referencia, pero que ponga menos en peligro la misión.

La fase de **entrada** atmosférica comienza al final del vuelo interplanetario cuando la nave llega a la interfaz de entrada. Este punto está definido a una altura de 125 km por encima de la superficie del planeta. La nave debe llegar a la interfaz de entrada con un ángulo de trayectoria, ángulo entre el vector velocidad y la horizontal local, y una velocidad muy precisa para controlar adecuadamente la entrada atmosférica. El ángulo de trayectoria en la interfaz de entrada debía ser de 15,5 grados. Ocho días antes de llegar a la interfaz de entrada, la NASA realizó una última maniobra de corrección para reducir la desviación del ángulo de trayectoria respecto del ángulo previsto de 0,16 grados a 0,026 grados. A lo largo de todo el vuelo interplanetario, la etapa de crucero y la cápsula de entrada se mantuvieron unidos girando a dos revoluciones por minuto alrededor de su eje de simetría a fin de propiciar la estabilidad giroscópica del conjunto.

Diez minutos antes de la llegada a la interfaz de entrada se produjeron dos eventos importantes y relacionados entre sí. La inicialización de la IMU (unidad de medida inercial) y la separación del módulo de crucero de la cápsula de entrada. La IMU es un instrumento de navegación para estimar la posición, velocidad y orientación de la cápsula de entrada durante el vuelo atmosférico. Este instrumento, que viaja en la cápsula de entrada, debe ser inicializado con ciertos valores. La posición y velocidad iniciales se obtuvieron gracias al seguimiento radiométrico de la Red de Espacio Profundo de la NASA (una red internacional de radiotelescopios situados en E.E.U.U., Australia y España), mientras que la orientación se inicializó a partir de un sensor de estrellas montado en el módulo de servicio. Es por este motivo que la inicialización de la IMU se tuvo que realizar antes de la separación de la cápsula de entrada y el módulo de crucero. Después de estos dos eventos, cuatro pares de motores detuvieron el giro de la cápsula y maniobraron hasta lograr la orientación de entrada requerida. Hasta este momento el centro de masas de la cápsula estuvo contenido en el eje de simetría. Sin embargo, de haber afrontado la entrada atmosférica con el centro de masas situado sobre el eje de simetría, la cápsula hubiera realizado una entrada balística, es decir, una en la que no existe sustentación aerodinámica, sino solo de frenado. La sustentación aerodinámica es la fuerza que se genera cuando un cuerpo se desplaza por un fluido. La dirección de esta fuerza es perpendicular al flujo o corriente incidente. Generar esta fuerza durante los vuelos atmosféricos guiados es fundamental. El ajuste de ella permite controlar la distancia recorrida y acercarse lo máximo al punto de aterrizaje. Para generar esta sustentación aerodinámica durante la entrada atmosférica, la cápsula eyectó dos lastres de 75 kilos antes de atravesar la interfaz de entrada. Con ello logró que su centro de masas se desplazase unos centímetros del eje de simetría. Ese pequeño desplazamiento, junto con la presencia de flujo aerodinámico, hizo que apareciese un momento que hace que la nave vuele con un cierto ángulo de ataque, ángulo formado entre el vector velocidad y el eje de simetría. La formación de este ángulo de ataque implica la generación de una fuerza de sustentación aerodinámica. En el caso del MSL, el ángulo de ataque fue de 16 grados, suficiente para producir la fuerza de sustentación

requerida.

Durante el tránsito atmosférico, la cápsula gobierna las componentes vertical y horizontal del vector sustentación mediante maniobras dictadas por el sistema de lógica de guiado. Estas instrucciones son ejecutadas por pequeños motores cohete que porta la cápsula. Dichas maniobras se basan en ajustar el ángulo de balanceo (bank angle), es decir, el ángulo de giro de la cápsula alrededor del vector velocidad. Como la fuerza de sustentación es perpendicular al vector velocidad, un giro alrededor de este cambiará las componentes vertical y horizontal del vector sustentación. La distancia longitudinal que la nave recorre dentro de la atmósfera se controla modificando la componente vertical de sustentación. Por otro lado, la distancia transversal se regula ajustando su componente horizontal.

Una vez eyectados los lastres y con la nave orientada con los ángulos de ataque y balanceo estimados previamente para una entrada adecuada. La cápsula atravesó la interfaz de entrada e inicio la entrada atmosférica. Después de esto, la cápsula entró en modo de espera durante aproximadamente 46 segundos hasta que penetró algo más en la atmósfera marciana y se dieron las condiciones necesarias para que el sistema de navegación guiada se pusiera en marcha.

El guiado usado por la MSL consta de dos etapas. La primera persigue controlar el **alcance longitudinal** de la nave. Comienza cuando la cápsula experimenta una desaceleración determinada debido a su encuentro con las capas más altas de la atmósfera. A partir de ese momento, la presión dinámica ya es lo bastante alta para que las maniobras aerodinámicas surtan efecto. En el caso de la MSL, dicha aceleración se estableció en 0,2 veces la aceleración de la gravedad terrestre. Ese frenado se alcanzó a 59 km de altitud y 46 segundos después de atravesar la interfaz de entrada. Durante esta primera etapa, la nave controló el recorrido longitudinal con el objetivo de llegar correctamente al punto donde debía desplegarse el paracaídas. Recordemos que cómo el guiado es de tipo “implícito por control terminal”, el sistema de guiado compara los datos de navegación a bordo en tiempo real con la trayectoria de referencia. Si calcula que la nave acabará sobrevolando el punto de destino, mandará la instrucción a los motores de aumentar el ángulo de balanceo y así, reducir la componente vertical de la sustentación. Esta maniobra aumentará la velocidad de descenso. Si por el contrario, prevé que se quedará corta en su distancia longitudinal al objetivo, se mandará la instrucción de aumentar la componente vertical de sustentación mediante una reducción del ángulo de balanceo. Como consecuencia de esta operación, la velocidad de descenso disminuirá. Cabe destacar que las componentes vertical y horizontal no son independientes. Un aumento de la primera implica una reducción de la segunda y viceversa. Esto quiere decir que toda maniobra para controlar el alcance longitudinal afecta de manera directa a la distancia transversal recorrida. Por esta razón, durante esta primera etapa se monitorizó el error en la componente transversal de la trayectoria. Si esta sobrepasaba un valor determinado, el sistema comandaba un viraje (bank reversal), es decir, un cambio de signo del ángulo de balanceo. Esta maniobra comprometía la distancia transversal recorrida pero no la longitudinal, la cuál era la importante en esta etapa. Durante esta parte del descenso se tuvieron que realizar tres maniobras de viraje, tal y cómo estaba previsto. Durante esta primera etapa, la nave experimentó la mayor reducción de la velocidad y los valores térmicos y de desaceleración más elevados. Esta etapa de control de alcance longitudinal duró hasta que la velocidad de la nave alcanzó un valor de 1,1 km/s.

En la segunda etapa de guiado se procedió al ajuste de rumbo. El objetivo de esta fase es reducir lo máximo el posible error final de la **distancia transversal** al punto previsto de despliegue del paracaídas. El guiado de la MSL lo logró comandando un ángulo de balanceo proporcional al error en el rumbo. A su vez, también se estableció un valor límite de seguridad para este ángulo cuyo valor era de  $\pm 30$  grados. Dicho umbral pretendía garantizar que la componente vertical de la sustentación se mantuviera en un valor elevado y seguro, a fin de que no se produjera una pérdida de altitud excesiva antes de desplegar el paracaídas.

Cerca de la fase final de entrada, 19 segundos antes del despliegue del paracaídas, el guiado

se inhabilitó y se inició una maniobra de balanceo para enfocar hacia la superficie marciana el sensor de descenso terminal de a bordo. Al mismo tiempo, se realizó una maniobra de enderezamiento, llamada SUFR (straighten-up and fly right), en la que se eyectaron seis lastres de 25 kilos para devolver el centro de masas al eje de simetría. Esta operación persigue que el ángulo de ataque se reduzca hasta un valor muy pequeño. Una condición necesaria para evitar que se generen momentos de excesiva magnitud durante la apertura del paracaídas, los cuáles, podrían comprometer la estabilidad de la cápsula [14].

La **apertura del paracaídas** fue controlada por el sistema de navegación. Cuando la cápsula alcanzó una velocidad de 400 m/s, se dio la orden de desplegar el paracaídas. En ese instante finalizó la etapa de entrada y comenzó la fase de **descenso**. En el momento de despliegue del paracaídas, el ángulo de ataque fue de 3,5 grados, uno menos de lo previsto y muy por debajo del valor límite apreciable, establecido en 12 grados. El siguiente evento importante que se produjo fue la **separación del escudo térmico**. Para que esta operación se produjera de manera segura, la velocidad de la cápsula debía ser menor de 156 m/s. El principal problema de esta operación consistía en evitar el posible contacto de la cápsula y el escudo térmico una vez que se había producido su separación. Además, simulaciones previas indicaron que la IMU estimaría mal la velocidad haciendo que la separación de la cápsula de entrada se produjera tarde. Tras analizar esta complicación, se descubrió que estos problemas de estimación eran debidos a los posibles errores de inicialización de la IMU previos a la entrada atmosférica. Para solventar este problema se desarrolló el “Dot Product Healshield Separation Trigger”. Este programa estimaría la velocidad de una forma distinta (utilizando un producto escalar) haciendo que la separación del escudo térmico se produjera con suficiente antelación. Gracias a este, la separación del escudo térmico se produjo de manera correcta cuando el módulo de aterrizaje poseía una velocidad de 146 m/s y se encontraba a una altura de aproximadamente 10 kilómetros respecto de la superficie marciana. Una vez se había producido la separación del escudo térmico, el radar de aterrizaje (o TDS, Terminal Descent Sensor) comenzó a operar. Es importante mencionar que a partir de este momento los datos de altitud y velocidad relativa de la cápsula se obtenían mezclando las medidas del radar de aterrizaje y la IMU. Esto es debido a que las estimaciones de velocidad y posición de la IMU a estas altitudes podían ser inexactas debido a errores en la inicialización de IMU. Recordemos que el inicializado de la IMU se produjo antes de la entrada atmosférica. El siguiente evento a destacar es la **separación de la cápsula de entrada y paracaídas del módulo de descenso**. Esta operación fue ejecutada por el “Powered Descent Start Trigger”. Este programa se activaba por debajo de los 3 km de altitud. A continuación, obtenía datos de altitud y velocidad relativa al suelo fiables a partir de la IMU y el TDS. Por último, en función de esos resultados, era el propio instrumento el que decidía cuando se produciría la separación. Las simulaciones previas a la misión sugerían que esta separación se produciría a una velocidad de 80 m/s y una altitud de 1,6 km. Análisis posteriores del descenso revelaron que la separación de la cápsula de entrada y paracaídas del módulo de descenso se produjo a una velocidad de 78,9 m/s y a una altura de 1,7 kilómetros respecto del suelo marciano.

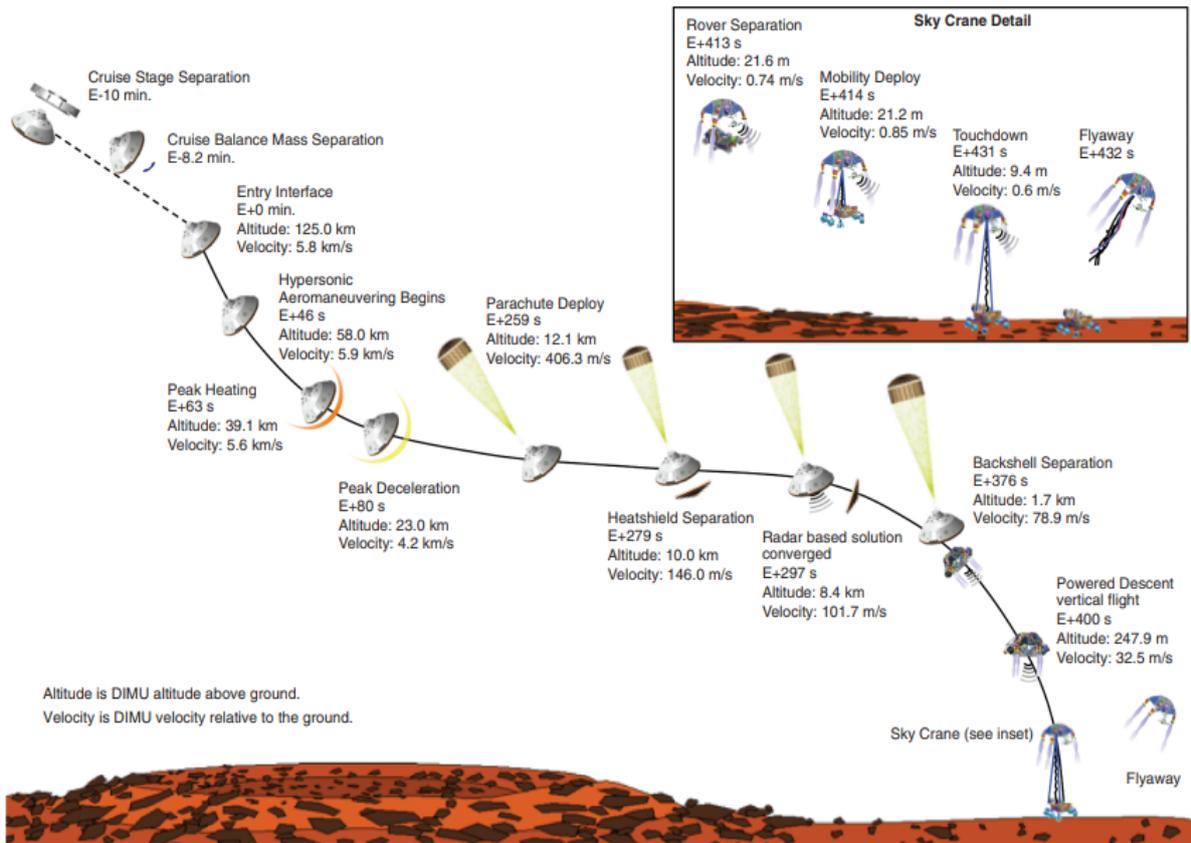


Figura 4: Eventos más importantes de la entrada, descenso y aterrizaje del *Curiosity/MSL*. Nota. Adaptado de [15].

Con la separación de la cápsula de entrada y el paracaídas del módulo de descenso, comenzó la siguiente fase, la **etapa de aterrizaje**. En ella, el módulo de descenso está controlado por ocho motores. La etapa de aterrizaje se puede dividir en cuatro fases distintas en función de los objetivos de cada una. En la primera, llamada acercamiento propulsado, el objetivo es realizar una maniobra de desvío de 300 metros para evitar un choque con la cápsula de entrada y el paracaídas. Al final de esta operación se busca anular la velocidad horizontal del módulo de aterrizaje y reducir la velocidad vertical hasta los 32 m/s. En la segunda, denominada velocidad constante de acordeón, la cápsula realiza un vuelo vertical a una velocidad constante de 32 m/s. El nombre de acordeón es debido que esta fase sirve para remediar los errores en altitud introducidos por la fase anterior de acercamiento propulsado. Las estimaciones previas sugerían que este error de altura sería de  $\Delta h = \pm 50m$ . Por ello, una fase de descenso vertical constante haría que la TDS se estabilizara y pudiera dar una altitud más exacta. Cuando el módulo de descenso llegó a una altura de aproximadamente 3 veces el error de altura  $\Delta h$  respecto del punto de aterrizaje comenzó la tercera fase, la cuál fue llamada etapa de deceleración constante. En ella, el aterrizador comenzó a decelerar hasta alcanzar una velocidad de 0,75 m/s y una altitud de aproximadamente 20 metros de altura. Por último, en la cuarta fase se apagaron cuatro de los ocho motores. Esta operación fue realizada para ajustar el peso y el empuje después del gasto de combustible que se había producido. Esta maniobra podía inestabilizar el módulo de aterrizaje. Por ello, se dejaron 2,5 segundos para garantizar la estabilidad del módulo después del apagado de motores antes de pasar a la última etapa.

Finalmente, la última etapa antes de que el *Curiosity* tocara el suelo marciano se denominó **“Sky Crane and Flyaway”** (grúa de cielo y alejamiento de esta). Como el propio nombre indica, a medida que el módulo de descenso descendía, el rover se separó de este quedando colgando de una serie de cablestantes. Una vez el *Curiosity* se posó en el suelo marciano y después de

confirmar el aterrizaje, los cables fueron cortados y el módulo de descenso se envió lo más lejos posible para evitar que este impactara con el rover. Es importante mencionar que la maniobra de “Sky Crane and Flyaway” junto con el vuelo guiado atmosférico fueron las dos innovaciones más importantes que la NASA introdujo en esta misión para asegurar un aterrizaje más preciso y seguro [16].

## □ Recogida de datos

Durante la entrada, descenso y aterrizaje de la *MSL*, la cápsula de entrada que portaba al *Curiosity* fue usada para obtener perfiles atmosféricos de Marte. En concreto, datos sobre la densidad, presión y temperatura han sido obtenidos desde los 134,1 km hasta los 12,1 km de altura respecto de lugar de aterrizaje. A pesar de que orbitadores como el *Mars Global Surveyor* o el *Mars Reconnaissance Orbiter* ya habían obtenido gran cantidad de datos atmosféricos, el hecho de que la atmósfera marciana sea muy dinámica hace que los datos atmosféricos obtenidos por la *MSL* tengan gran valor científico. En este apartado se explicará cómo se han podido obtener los perfiles atmosféricos así como la posición, velocidad y aceleración de la aeronave durante el descenso.

Tanto para obtener la trayectoria de la cápsula como para realizar la reconstrucción atmosférica, es necesario medir la aceleración aerodinámica. El ingeniero Allen Chen, perteneciente al Laboratorio de Propulsión a Reacción (JPL), fue el encargado de obtener la aceleración lineal en cada eje del centro de masas de la cápsula de entrada durante el descenso así como la posición y velocidad. Estas medidas fueron realizadas respecto del sistema de referencia inercial J2000. Los ejes de este sistema de referencia están fijados con respecto a las posiciones de ciertos meridianos y paralelos que tenía la Tierra el día uno de enero del año 2000.

Gracias a estas medidas de aceleración, velocidad y posición, se pudieron calcular la latitud, longitud, distancia al centro de masas de Marte y altitud de la aeronave respecto del punto de aterrizaje durante el descenso de la *MSL*. La reconstrucción atmosférica requiere de dos valores adicionales que se pueden calcular de los datos disponibles. Estas son, la velocidad de la cápsula de entrada relativa a la atmósfera ( $\vec{v}_{rel}$ ) y el ángulo de ataque ( $\alpha$ ). Asumiendo que la atmósfera de Marte gira con la misma velocidad angular que el interior del planeta, la  $\vec{v}_{rel}$  se calcula restando la velocidad de rotación del planeta en función de la latitud y distancia radial de la velocidad relativa de la cápsula de entrada respecto del centro de masas del planeta. Recordemos también que el ángulo de ataque  $\alpha$  es el que forman el vector  $\vec{v}_{rel}$  y el eje de simetría de la cápsula de entrada. Este ángulo  $\alpha$  es fijo durante todo el descenso. Es importante mencionar que la aceleración fue promediada pues los valores de esta tenían ruido. Este hecho fue provocado por vibraciones estructurales producidas durante los ajustes del ángulo de balanceo y alineamientos de la cápsula de entrada durante el descenso.

Una vez se tienen los valores de la aceleración promediada, calcular los perfiles atmosféricos consiste en un proceso iterativo siguiendo las tres siguientes ecuaciones. Este método solo se puede usar durante la fase de entrada, es decir, cuando la cápsula atraviesa la atmósfera marciana con el escudo térmico posicionado para enfrentar el flujo aerodinámico. Durante esta etapa, la aerodinámica de la aeronave es relativamente sencilla. Sin embargo, calcular los perfiles atmosféricos después de la apertura del paracaídas es bastante más complicado.

La densidad ( $\rho$ ) se calcula a partir de la ecuación de arrastre utilizando la aceleración axial ( $a$ ):

$$\rho = -\frac{2 a m_{SC}}{C_A v_{rel}^2 A_{SC}} \quad (1)$$

donde  $m_{SC}$  es la masa de la cápsula de entrada,  $C_A$  es el coeficiente de fuerza axial,  $\vec{v}_{rel}$  es la velocidad de la nave relativa a la atmósfera y  $A_{SC}$  es el área de la cápsula de entrada que se enfrentaba al flujo aerodinámico. Este área es un círculo de diámetro 4,52 metros cuadrados.

La masa de la cápsula durante el descenso se introdujo en (1) en función del tiempo para así considerar el gasto de combustible y la suelta de las 6 masas de 25 kg justo antes de la apertura del paracaídas. La masa de la cápsula en la interfaz de entrada fue de 3152,5 kg y tan solo disminuyó un 1 % durante la etapa de entrada. El coeficiente aerodinámico  $C_A$  varía durante la entrada y fue calculado de una base de datos aerodinámica. Su valor suele estar en torno a 1,5.

La presión ( $p$ ) se calcula a partir de la densidad utilizando la ecuación de equilibrio hidrostática:

$$\frac{dp}{dz} = -\rho g_z \quad (2)$$

donde  $z$  es la altura respecto del punto de aterrizaje y  $g_z$  es la componente radial de la aceleración gravitatoria sentida por la cápsula. Esta aceleración es una combinación de la fuerza de gravedad marciana y de las “fuerzas centrífugas”. La condición inicial que se estableció para resolver la ecuación (2) se explicará más adelante.

Por último, la temperatura ( $T$ ) fue calculada usando la ley de los gases ideales:

$$T = \frac{pM}{\rho k_B N_A} \quad (3)$$

donde  $M$  es la masa molar promedio de la atmósfera marciana,  $k_B$  es la constante de Boltzmann y  $N_A$  es la constante de Avogadro. La masa molar utilizada fue de 43,41 *g/mol*. Para fijar la condición inicial de la ecuación (2) se asumió que la temperatura a una altitud  $z = 134,1$  km tiene el siguiente valor,  $T = 150$  K. Esta temperatura fue escogida en base a que observaciones previas sugieren que la temperatura en Marte varía entre 140 K y 160 K a altitudes en torno a 135 km.

La novedosa entrada de la *MSL* que incluía un vuelo horizontal supuso un nuevo desafío para la toma de datos. Obtener la presión y temperatura a partir de la densidad solo es posible cuando la nave realiza un descenso vertical. Esta era la primera vez que aparecía este problema. Recordemos que las cápsulas de descenso de todas las misiones anteriores habían seguido una entrada balística, es decir, prácticamente vertical.

Para resolver el problema de la reconstrucción atmosférica durante el vuelo horizontal, se desarrolló un subsistema del *MEDLI*, el *MEADS* (Mars Entry Atmospheric Data Systems). Este instrumento consiste en siete medidores de presión que se encuentran en el escudo térmico de la *MSL*. Gracias a ellos, la presión y densidad atmosférica podía ser determinada gracias a estos sensores. Después del aterrizaje del *Curiosity*, los ingenieros del JPL desarrollaron un modelo de las condiciones atmosféricas utilizando medidas del *MEADS*, datos de la *IMU*, perfiles de temperatura de la *MCS* y algunos modelos atmosféricos de Marte.

Los datos de la reconstrucción atmosférica a los que se ha tenido acceso fueron calculados el método tradicional desde los 538 s (134,1 km) hasta los 638 s (22,0 km) de vuelo. Cuando hablamos de método tradicional, nos referimos a que la densidad, presión y temperatura fue calculada utilizando las ecuaciones (1), (2) y (3) a partir de las aceleraciones. A partir de los 628 segundos, la densidad se calculó de la misma forma que antes. Sin embargo, los datos de temperatura se obtuvieron del modelo atmosférico posterior realizado por el JPL. La presión fue determinada a partir de la temperatura y densidad por medio de la ecuación de los gases ideales (3) [17].

## □ Análisis posterior del descenso

En esta sección se comentarán los análisis posteriores de la entrada, descenso y aterrizaje (EDL) que se realizaron una vez el *Curiosity* se había posado en Marte. Estos estudios sirven para observar cómo se podrían mejorar futuras misiones. Nuestra atención se centrará en dos temas. Por un lado, analizaremos la relación entre los vuelos guiados atmosféricos y la reducción de la elipse de aterrizaje. Por otro lado, se explicarán los fenómenos atmosféricos relevantes que

se observaron durante el descenso de la *MSL*.

Debido a las condiciones atmosféricas y gravedad de Marte, no es posible realizar ciertas pruebas de verificación y validación en la Tierra. Por ello, para asegurar un aterrizaje exitoso, las misiones marcianas se deben probar mediante simulación computacional. Cuando se realiza un análisis posterior de la EDL de una misión, se comparan los datos de las simulaciones con los valores de vuelo medidos durante el descenso. El programa utilizado para llevar a cabo esta simulación fue el POST2 (Program to Optimize Simulated Trajectories II). Estas simulaciones sirven para calcular la trayectoria de referencia o nominal, es decir, el camino ideal que debe seguir la nave durante el descenso, así como las posibles trayectorias dispersadas debido a los diferentes eventos esperados o inesperados que pueden surgir durante el vuelo.

La elipse de aterrizaje del *Curiosity*, área en torno al punto más probable de aterrizaje de la nave, tuvo un eje mayor de 21 km y un eje menor de 7 km. Estos valores son relativamente pequeños comparados con misiones previas cuyas elipses de aterrizaje tenían ejes de cientos de kilómetros de longitud. Este hecho está directamente relacionado con el uso de un vuelo atmosférico guiado. Durante el descenso del *Curiosity*, los sistemas de guiado, navegación y control funcionaron de manera exitosa. Es por ello que la *MSL* consiguió aterrizar a tan solo 2,4 kilómetros del punto previsto y en un punto dentro de la elipse de aterrizaje. El tamaño de esta elipse depende principalmente de factores atmosféricos, errores en el sistema de navegación a bordo o el hecho de que la nave llegue a la interfaz de entrada con una velocidad, posición y orientación no previstas. De hecho, este último es el factor que más influye al tamaño de la elipse.

Análisis posteriores al vuelo de la *MSL* mostraron dos perturbaciones atmosféricas a destacar. La primera fue que la **densidad atmosférica** en las capas más altas fue un 20% mayor de lo previsto. Este hecho hizo que la desaceleración de 0,2 g, la cuál recordemos que activaba el guiado, se produjera un poco antes de lo previsto. Esto hizo que el primer ángulo de balanceo comandado por el guiado para compensar esta variación ambiental fuera 8,6 grados menor de lo previsto. La segunda perturbación fue un **viento de popa** que pudo llegar a los 20 m/s durante la etapa de ajuste de rumbo. Este viento también presentó una pequeña componente lateral por babor. Sin embargo, cómo en esta etapa de guiado solo se podía corregir la componente transversal de la trayectoria, la alteración del rumbo debido a este pequeño viento de babor fue corregida. Por ello, este fenómeno fue un factor externo que contribuyó al error final de aterrizaje en su componente longitudinal. En cualquier caso, tanto el incremento de la densidad atmosférica como el viento de popa fueron parte de las perturbaciones que se incluyeron en las simulaciones dispersadas en los análisis previos a la misión. Por lo que en ningún caso fueron fenómenos que conllevarían a que el *Curiosity* aterrizara fuera de la elipse de aterrizaje.

Por último, mencionemos simplemente dos mejoras que hubieran reducido en gran medida la elipse de aterrizaje. Por un lado, una mejora sería la instalación del sensor de estrellas que inicialice la IMU en la cápsula de entrada. De este modo, la inicialización de la IMU podría haberse realizado más tarde disminuyendo los errores posteriores que se iban acumulando en el sistema de navegación. La otra mejora estaría relacionada con el despliegue del paracaídas. Diversos estudios han llegado a la conclusión de que el aterrizaje sería más preciso si el criterio para abrir el paracaídas dependiera de la distancia al objetivo y no de la velocidad de la nave [14, 18].

### 3. Atmósferas planetarias

Antes de empezar a describir la atmósfera de Marte en el capítulo 3.5, es necesario introducir los factores que condicionan la atmósfera de un planeta. El estudio se centrará principalmente en las atmósferas planetarias del Sistema Solar. Se explicará cómo estos factores determinan los perfiles de densidad, presión y temperatura de una atmósfera. Dentro de esta sección, hablaremos del balance energético, las mareas térmicas, la estabilidad atmosférica de un planeta y explicaremos un modelo sencillo de perfil de temperatura. Se introducirá también la presión de vapor saturada, necesaria para dar una explicación de la formación de nubes. Por último, explicaremos en detalle la atmósfera de Marte. La información de todo este capítulo se ha obtenido de las referencias [19, 20].

#### 3.1. Parámetros atmosféricos

Comenzaremos mencionando el factor más importante, *la distancia al Sol*. Esta longitud nos permite clasificar los planetas del Sistema Solar en dos grandes grupos. Por un lado, el grupo de los planetas interiores formado por Mercurio, Venus, la Tierra y Marte. Por otro lado, el conjunto de los planetas exteriores lo componen Júpiter, Saturno, Urano y Neptuno. Nuestra atención se centrará en las atmósferas de Venus, la Tierra y Marte. Estos tres planetas tienen características similares como superficies rocosas e interiores formados de elementos pesados, como el hierro o el níquel. En cuanto a sus atmósferas, estas se pueden considerar atmósferas finas si las comparamos con el radio del planeta. Sin embargo, estas atmósferas son lo suficientemente densas como para considerarse ópticamente gruesas a ciertas longitudes de onda. Una atmósfera se considera gruesa cuando un fotón tiene una probabilidad muy baja (menor que  $e^{-5}$ ) de atravesarla sin ser dispersado o absorbido. El satélite más grande de Saturno, Titán, también cumple estas características. Además, el hecho de que el nitrógeno sea el principal componente de su atmósfera hace que esta se asemeje mucho a la de nuestro planeta. El *período de rotación* es otro factor que influye de manera directa en la atmósfera provocando diferencias de temperatura y presión entre el día y la noche. Otros factores importantes a mencionar son la *excentricidad* de la órbita, la *inclinación del eje de rotación* o el *período orbital alrededor del Sol*. Por ejemplo, estos influyen de manera inmediata en las estaciones.

Debemos tener en cuenta que las atmósferas actuales no son las mismas que cuando se formó el Sistema Solar. La evidente diferencia de masa entre los planetas interiores y exteriores es debido a que en el Sistema Solar externo, las temperaturas eran lo suficientemente bajas como para que el hielo se formara y se juntase con otros metales y rocas. Este hecho hizo que se formarían grandes masas que fueron capaces de atrapar el material expulsado por el Sol. En cambio, los planetas interiores no tenían la suficiente masa como para retener los elementos que desprendía nuestra estrella. Los planetas interiores han perdido la mayor parte de sus atmósferas primitivas debido a vientos solares e impactos. Sin embargo, la gran masa de los planetas exteriores hizo que pudieran retener más elementos de sus atmósferas primitivas, incluso los elementos más ligeros como el helio y el hidrógeno. Los planetas interiores obtuvieron una segunda atmósfera debido al escape de gases su interior a través de los volcanes y otros conductos conectados con el interior. Desde la formación de los planetas y sus atmósferas, estas han ido evolucionando y lo seguirán haciendo debido a diferentes procesos. Los más importantes son el *escape térmico*, la *formación de capas polares debido a la condensación*, la *disolución de gases en océanos*, la *absorción y combinación química de gases*, el *escape hidrodinámico* (átomos o moléculas más pesadas son arrastradas fuera de la atmósfera por un elemento ligero que también escapa), *los vientos solares* y los *impactos*. Destaquemos por último que la influencia en la atmósfera de procesos como los vientos solares e impactos depende de un factor clave para la evolución de las atmósferas, la intensidad del *campo magnético* del planeta.

Otro de los factores que determinan las atmósferas planetarias es su *composición*. Mecanismos

como los mencionados en el párrafo anterior pueden modificar la composición atmosférica. Un factor clave a mencionar es el *volcanismo* y el *movimiento de placas tectónicas*. Estos fenómenos hacen que grandes cantidades de material que se encuentran en el interior se desprendan a la atmósfera. En la tabla 1 se puede observar la composición de Venus, Marte y la Tierra.

	Venus	Tierra	Marte
Dióxido de Carbono	0,96	0,0003	0,95
Nitrógeno	0,035	0,770	0,027
Argón	70 ppm	0,0093	0,016
Vapor de agua	~ 10 ppm	~ 0,01	~ 0,0003
Oxígeno	No medido	0,21	0,0013
Dióxido de Azufre	~ 150 ppm	~ 10 ppb	0
Monóxido de Carbono	~ 40 ppm	~ 0,12 ppm	0,0007
Neón	~ 5 ppm	~ 18 ppm	~ 2,5 ppm

Cuadro 1: Composición atmosférica en Venus, la Tierra y Marte. Los componentes más importantes están expresados como una fracción de su abundancia. Los componentes minoritarios están expresados en partes por millón o billón (ppm o ppb). Es importante mencionar que algunos valores como el vapor de agua o el dióxido de azufre pueden variar a lo largo del día o de las estaciones.

Todas las atmósferas contienen partículas suspendidas en el aire que pueden encontrarse en estado sólido o líquido. La existencia de *nubes*, *neblina*, *aerosoles* y *polvo* condicionan los fenómenos meteorológicos de un planeta. Llamaremos nube a una gran concentración de átomos o moléculas que forma una capa ópticamente gruesa. Las nubes juegan un importante papel en los ciclos de precipitación de un planeta. La formación y distribución de nubes depende de la composición, temperatura y dinámica de la atmósfera. Si la distribución de partículas es más transparente haciendo que una persona o instrumento pueda ver (no necesariamente en el espectro visible) largas distancias siendo todavía capaz de detectar ópticamente las partículas presentes, lo llamaremos neblina. Finalmente, a las partículas que están presentes en un lugar y permiten unas condiciones de visibilidad claras, las denominaremos aerosoles. Tanto la neblina como los aerosoles condicionan la opacidad atmosférica afectando también a la transferencia de radiación a través de la atmósfera. En algunos planetas como es el caso de Marte, el polvo de la superficie elevado por los vientos y suspendido en la atmósfera tiene gran influencia en el clima.

Las atmósferas planetarias se encuentran en continuo movimiento. Podemos dividir los fenómenos que influyen en la dinámica atmosférica en tres grupos. En primer lugar, mencionemos los *regímenes generales de circulación*, estos se producen a gran escala. Las regiones del planeta que reciben más calor procedente del Sol tenderán a ser menos densas que aquellas partes que reciben poca o apenas radiación por parte de nuestra estrella. Esto producirá grandes migraciones de parcelas de aire calientes que se moverán del ecuador a los polos. Por otro lado, el aire frío descenderá de los polos hacia el ecuador. Estos movimientos de aire crearán las llamadas celdas de *Hadley*. Si la rotación del planeta es rápida, como ocurre en la Tierra y Marte, una única celda de *Hadley* entre el ecuador y cada polo no será estable. Por tanto, se formarán múltiples celdas. La inestabilidad de estas celdas proviene principalmente de la fuerza de Coriolis, la cuál cambia la dirección de los flujos de corriente. En segundo lugar, se encuentran las *olas*, *turbelinos* y *turbulencias*. Existen varios tipos de olas u ondas que producen movimientos de dinámica atmosférica. Las *ondas acústicas* son producidas por gradientes de presión, pero portan poca energía por lo que solo son relevantes en zonas muy localizadas. Las *ondas gravitacionales* son producidas por la fuerza de reacción que actúa en contra de la gravedad debido a gradientes de densidad verticales. Una parcela de aire ante estos gradientes comenzará a oscilar, intercam-

biando energía cinética por potencial y viceversa, produciendo ondas transversales. Las *ondas de Rossby* son oscilaciones transversales que se producen debido a la variación con la latitud del efecto Coriolis. Estas ondas, producidas solo en planetas que rotan alrededor de su eje, afectan a los flujos de aire que discurren a través de la atmósfera cambiando su dirección. Por último, a los movimientos cíclicos cuyo período es un submúltiplo del día solar los llamaremos *mareas*. Existen dos tipos de mareas, las mareas gravitacionales y las térmicas. Por un lado, las mareas gravitacionales son producidas por el movimiento del Sol y otros satélites respecto del planeta. Las mareas debidas al desplazamiento del Sol tienen poca influencia en las atmósferas. Sin embargo, el movimiento de los satélites sí que puede producir un efecto gravitatorio notable en los planetas. Este es el caso de la subida y bajada de las mareas de los océanos de nuestro planeta producidas por el movimiento de la Luna. Por otro lado, las mareas más importantes son las llamadas mareas térmicas. Estas oscilaciones de temperatura, presión y velocidad de los vientos son producidas por la diferencia de radiación procedente del Sol entre el día y la noche. Estas mareas térmicas viajan a través de la atmósfera, con el tiempo se convierten en inestables y se “rompen” disipando un movimiento caótico conocido como *turbulencia*. Como los flujos de turbulencia son difíciles de comprender, se pueden tratar como un conjunto de *torbellinos* y ser explicados a través de las teorías de difusión y viscosidad de estos. En tercer y último lugar, los *fenómenos transitorios* son aquellos cuya duración es relativamente corta. En este grupo podemos incluir los frentes, ciclones y tormentas. En planetas como la Tierra o Marte, estos fenómenos se producen por inestabilidades baroclínicas. En otras palabras, la consecuencia de las desviaciones en la temperatura producen que se rompa la relación lineal entre presión y densidad generando estas perturbaciones. Estos fenómenos transitorios también dependen en gran medida de la *topografía* del planeta.

A continuación, enunciaremos los tres mecanismos implicados en el transporte de energía en un planeta. En primer lugar, la *conducción* es la encargada de dominar el transporte de energía en materiales sólidos. En segundo lugar, la *radiación* controla el tránsito energético en gases y fluidos de poca opacidad. Por último, la *convección* produce grandes movimientos de masa en fluidos. Estos mecanismos contribuyen a transportar la energía y el calor influyendo en el perfil de temperatura y su evolución global. En las atmósferas, los mecanismos de transporte dominantes son la radiación y la convección. Aunque la conducción también es importante en las zonas altas de la atmósfera donde la densidad es baja. Estos mecanismos serán tratados en detalle cuando se expliquen las capas de la atmósfera en el apartado 3.3.

### 3.2. Balance energético de radiación

En este apartado presentaremos la ecuación de balance energético de radiación de un planeta. De esta igualdad energética podremos calcular la temperatura de equilibrio radiativa de un planeta  $T_E$ . Esta temperatura es la equivalente a la se encuentra un cuerpo negro, el cuál recibe el mismo flujo de radiación que emite. Consideraremos entonces que tanto el Sol como el planeta se comportan como un cuerpo negro. La potencia de radiación emitida por el Sol sigue la siguiente expresión:

$$P_{Sun} = 4\pi\sigma R_S^2(T_S)^4 \quad (4)$$

donde la constante de Stefan-Boltzmann  $\sigma = 5,670 \cdot 10^{-8} Wm^{-2}K^{-4}$ ,  $R_S$  es el radio del Sol y  $T_S$  la temperatura de su superficie. La constante solar  $S$  se define cómo:

$$S = \frac{P_{Sun}}{4\pi(D_{PS})^2} = \sigma T_S^4 \left( \frac{R_S}{D_{PS}} \right)^2 \quad (5)$$

donde  $D_{PS}$  es la distancia entre el Sol y el planeta. Definamos en este momento el albedo  $A$  como la fracción de radiación solar que es reflejada de nuevo al espacio. Para que la temperatura del planeta este en equilibrio, la potencia emitida por su área  $E_{emit}$  debe ser igual a la potencia proveniente del Sol interceptada por el área del planeta menos la fracción  $A$  que es reflejada

al espacio exterior  $E_{abs}$ . Si igualamos las dos expresiones obtenemos la ecuación de balance energético:

$$E_{emit} = 4\pi\sigma\epsilon R_P^2 T^4 = (1 - A)S\pi R_P^2 = E_{abs} \quad (6)$$

donde  $\epsilon$  es la emisividad del planeta y  $R_P$  es el radio del planeta. Si dejamos la temperatura de la ecuación (6) y considerando el caso más simple en el que el cuerpo emite en condiciones perfectas ( $\epsilon = 1$ ) obtenemos la temperatura de equilibrio:

$$T_E = \sqrt[4]{\frac{(1 - A)S}{4\sigma}} \quad (7)$$

Si quisiéramos estudiar los planetas gigantes, sería necesario definir una nueva temperatura llamada temperatura efectiva  $T_{ef}$  para dar cuenta de las fuentes de energía interna. La fracción de  $T_{ef}/T_E$  mide de la importancia de las fuentes de energía interna que afectan a los procesos atmosféricos.

Si comparamos las temperaturas de equilibrio de Venus, la Tierra, Marte y Titán, veremos que la temperatura de la superficie es mayor que la temperatura de equilibrio. Esto es debido al llamado *efecto invernadero*. Las atmósferas en estos planetas son (suponiendo una ausencia de nubes) cuasitransparentes a la radiación de longitudes de onda UV, visible y cercana al infrarrojo proveniente del sol. Por ello, los rayos del Sol atraviesan sin problema la atmósfera y calientan las zonas bajas más densas de esta y la superficie. Estas regiones reirradian energía comportándose como un cuerpo negro que emite radiación por el hecho de encontrarse a cierta temperatura. La radiación que reemite la superficie tiene una longitud de onda correspondiente al infrarrojo. El efecto invernadero ocurre porque ciertas especies presentes en la atmósfera son semiopacas ante esta radiación infrarroja y la absorben provocando un aumento de la temperatura. Los gases de efecto invernadero más importantes en planetas terrestres son el  $CO_2$ , el  $H_2O$  y el  $CH_4$ .

### 3.3. Perfiles de densidad, presión y temperatura en una atmósfera

La estructura vertical de una atmósfera está principalmente determinada por su densidad (o masa) en función de la altura. La fuerza gravitacional hace que la densidad atmosférica disminuya a medida que aumenta la altura. Generalmente la intensidad de los vientos verticales es mucho menor que la de los vientos horizontales. Por ello, podemos asumir que densidad y presión están relacionadas a través de equilibrio hidrostático, donde la diferencia de presión  $dp$  a lo largo de una porción de aire a una altura  $z$  de densidad  $\rho$  y grosor  $dz$  sujeta a una aceleración gravitatoria  $g$  sigue la expresión (2). Si integramos esta ecuación y utilizamos la ecuación de los gases ideales  $p = \rho R_g T / \mu$  (válida en casos donde la densidad es menor que  $0,02 \text{ g} \cdot \text{cm}^3$ ) donde  $R_g$  es la constante universal de los gases y  $\mu$  es el peso molecular, obtenemos la presión en función de la altura:

$$p(z) = p(0) \exp\left(-\frac{1}{R_g} \int_0^z \frac{g(z)\mu(z)dz}{T(z)}\right) = p(0) \exp\left(-\int_0^z \frac{dz}{H(z)}\right) \quad (8)$$

donde hemos definido la presión escalar de altura  $H$  como:

$$H(z) = \frac{R_g T(z)}{\mu(z)g(z)} \quad (9)$$

De manera similar, la densidad sigue la siguiente ecuación:

$$\rho(z) = \rho(0) \exp\left(-\int_0^z \frac{dz}{H^*(z)}\right) \quad (10)$$

donde ahora  $H^*$  es:

$$\frac{1}{H^*(z)} = \frac{1}{T(z)} \frac{dT(z)}{dz} + \frac{g(z)\mu(z)}{R_g(z)T(z)} \quad (11)$$

La estructura vertical de temperatura  $T(z)$  está principalmente determinada por la composición, las fuentes de energía y la eficiencia de los mecanismos que intervienen en el transporte de calor. Definamos el cambio de la temperatura en función de la altura como el *gradiente térmico*  $\Gamma$  (*lapse rate*), este parámetro suele estar expresado en  $Kkm^{-1}$ :

$$\Gamma = \frac{dT}{dz} \quad (12)$$

La estructura vertical de temperatura en planetas terrestres con atmósferas sustanciales está principalmente determinada por la radiación solar. Sin embargo, en los planetas gigantes como Júpiter, Saturno y Neptuno, una gran cantidad de calor emana del interior de procesos como decaimiento radiactivo, energía gravitacional o debido a la energía de mareas internas. Estos procesos, unidos a la radiación solar, contribuyen a modificar la estructura vertical de temperatura. Aunque la composición, masa, tamaño y perfiles de temperatura difieren mucho en función de cada planeta, se pueden observar rasgos similares en las estructuras verticales de temperatura de todos los planetas. Por ello, las atmósferas se pueden dividir en capas paralelas a la superficie. Tomemos como referencia la estructura atmosférica de la Tierra y describámosla a continuación. Es importante mencionar que otros planetas, como en el caso de Marte, pueden no presentar ciertas capas que sí se observan en nuestro planeta:

- **Exosfera**

Es la capa cuyo borde superior representa el límite entre el espacio exterior y la atmósfera. En este estrato, las colisiones entre átomos y moléculas son poco probables haciendo que estos puedan escapar de la atmósfera (escape térmico).

- **Termosfera**

Si continuamos bajando en altitud nos encontraremos esta capa. En ella, la radiación solar de corta longitud de onda (UV) genera procesos de ionización y fotoquímicos cuyas reacciones posteriores calientan esta parte de la atmósfera. En esta región la temperatura aumenta con la altura. Mecanismos como la conducción y la difusión están muy presentes en la termosfera. Esta capa se caracteriza por tener una gran variación de la temperatura en función de los ciclos de radiación solar.

- **Mesosfera**

Por debajo de la termosfera encontramos esta capa. En ella, la temperatura es constante o decrece muy poco con la altura. En el caso de una región isoterma de temperatura  $T = T_0$ , el grosor de la capa se puede calcular mediante la siguiente expresión:

$$z_2 - z_1 = \frac{R_g^* T_0}{g} \ln \left( \frac{p_1}{p_2} \right) \quad (13)$$

donde  $R_g^* = R_g/\mu$ ,  $g$  es la gravedad y  $p_i$  es la presión a la altura  $z_i$ .

- **Estratosfera**

Este estrato está por debajo de la mesosfera. La temperatura en esta capa comienza a aumentar a medida que aumenta la altitud. Este hecho se produce en nuestro planeta debido a la absorción de radiación solar por las moléculas de ozono presentes en esta capa. El transporte de calor por radiación es el dominante en esta región. El límite inferior de esta capa es la *tropopausa* y está definido a la altura en la que la temperatura alcanza un mínimo. Esta capa también está presente en algunos planetas gigantes y en Titán. En ellos, las especies que absorben la radiación solar son hidrocarburos.

- **Troposfera**

Es la capa más baja y densa de la atmósfera. Generalmente, la temperatura decrece con la altitud debido a la gran cantidad de radiación solar que se absorbe a causa del aumento

de la densidad a medida que disminuye la altura. La superficie también absorbe gran cantidad de radiación solar. Los procesos de convección y advección son los encargados del transporte del calor en esta capa. En esta región es donde la mayor parte de los fenómenos meteorológicos ocurren. Las nubes formadas en esta capa también modifican la estructura térmica vertical. El límite inferior de esta capa en planetas rocosos está definido por la superficie. Sin embargo, en planetas gaseosos, la troposfera no tiene una frontera inferior tan evidente.

#### □ Mareas térmicas

El movimiento del Sol respecto del planeta provoca cambios en la radiación que llega a las atmósferas. Estas variaciones producen oscilaciones de temperatura y presión llamadas *mareas térmicas* (*thermal tides*). Existen dos tipos de mareas térmicas, las estacionales y las diarias. Por un lado las mareas estacionales son oscilaciones térmicas que dependen de los ciclos de insolación solar a lo largo del año. Por otro lado, las mareas térmicas diarias son oscilaciones de temperatura entre el día y la noche provocadas por las variaciones de deposición solar de radiación debido a la rotación del planeta. Estas mareas térmicas diarias se clasifican en función de su período. Hablaremos de mareas diurnas cuando su período sea de un día ( $n=1$ ). Cuando las mareas tengan un período de la mitad del día, las llamaremos semidiurnas ( $n=2$ ). Siguiendo este criterio podemos seguir nombrando a estas corrientes en función de su período. Según la bibliografía se puede hacer una estimación de la amplitud relativa de las oscilaciones térmicas en planetas cuya rotación es rápida (como en la Tierra y Marte) siguiendo la siguiente ecuación:

$$\frac{\Delta T}{T} = \frac{S(1-A)g\tau_{rot}}{4a^2(AU)pTC_p} \quad (14)$$

donde  $\tau_{rot}$  es el período de rotación del planeta y  $a$  es la distancia entre el Sol y el planeta medido en unidades astronómicas.

#### □ Gradiente térmico adiabático

Hasta ahora, en los apartados 3.2 y 3.3, hemos tenido en cuenta que el único mecanismo de transporte de calor es la radiación. Sin embargo, en las partes más densas de la atmósfera, es decir, las cercanas a la superficie en el caso de planetas como Venus, la Tierra y Marte, la opacidad de la atmósfera aumenta haciendo que el transporte de energía por radiación sea ineficiente. Por ello, el mecanismo de transporte de energía en esta región es la convección. La estructura vertical de la temperatura se puede obtener partiendo de los principios termodinámicos. En principio consideraremos una atmósfera seca, dicho de otra manera, en la que no ocurren procesos de condensación. La primera ley de la termodinámica expresa la conservación de la energía en un proceso térmico. El calor  $dQ$  suministrado a una parcela atmosférica (asumiendo un sistema cerrado) que se encuentra a una presión  $p$ , temperatura  $T$  y ocupando un volumen  $V$  es igual incremento de la energía interna  $dU$  sumado al trabajo hecho por el sistema  $dW = p dV$ :

$$dQ = dU + dW = dU + p dV \quad (15)$$

La energía interna de un gas se representa mediante la capacidad calorífica a volumen constante ( $J \cdot K^{-1}$ ):

$$C_V = \left( \frac{dQ}{dT} \right)_V \quad (16)$$

Llamaremos calor específico a la capacidad calorífica por unidad de masa y lo denotaremos como  $c_V = C_V/m$  ( $J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$ ) para un proceso a volumen constante y  $c_p = C_p/m$  ( $J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$ ) cuando la presión se mantenga constante. Sabiendo que se cumple  $dU = C_V dT$ , la ecuación (15) se puede expresar como:

$$dQ = C_V dT + p dV \quad (17)$$

Las capacidades caloríficas  $C_V$  y  $C_p$  están vinculadas mediante la relación de Mayer para gases ideales,  $C_p - C_V = n R_g$ , donde  $n$  es el número de moles y  $R_g$  es la constante de los gases ideales. Si diferenciamos ecuación de estado de un gas ideal  $pV = n R_g T$  y usamos la relación de Mayer obtenemos:

$$p dV + V dp = n R_g dT = (C_p - C_V) dT \quad (18)$$

Por último, substituyendo  $p dV$  de (17) en (18) llegamos a:

$$C_p dT - V dp = dQ \quad (19)$$

Si no hay entrada o salida de calor en la parcela, el proceso se denomina *adiabático*,  $dQ = 0$ . Aplicando esta condición en (19) y utilizando la ecuación de equilibrio hidrostático (2), obtenemos una expresión para la *gradiente térmico adiabático* en una atmósfera seca:

$$\frac{dT}{dz} = -\frac{g}{c_p} = -\Gamma_d \quad (20)$$

donde  $c_p = C_p/m$  es el calor específico a presión constante y el subíndice  $d$  significa seco (dry).

### □ Estabilidad atmosférica

En esta sección se introducirá la frecuencia de Brunt-Väisälä para estudiar la estabilidad atmosférica. Para ello, calculemos la fuerza de empuje que existe debido a una diferencia de densidad entre una parcela y sus alrededores mediante el principio de Arquímedes. Consideremos que inicialmente la atmósfera se encuentra sin perturbar a una temperatura  $T_0$  y presión  $p_0$ . Supongamos que se produce un pequeño desplazamiento térmico entre una parcela atmosférica y sus alrededores. Si utilizamos la ecuación de los gases ideales y denotamos con  $\rho'$  a la densidad de una parcela de la atmósfera a temperatura  $T'$ , y a su entorno con  $\rho$  y  $T$ , suponiendo que ambas parcelas se encuentran inicialmente a la misma presión  $p_0$ :

$$\rho' = \frac{p_0}{R_g^* T'}, \quad \rho = \frac{p_0}{R_g^* T} \quad (21)$$

Si  $T' > T$ , la temperatura del entorno es menor que la de la parcela. Entonces,  $\rho' < \rho$ . Esto hará que la parcela sea más ligera que su entorno y ascienda. Este hecho provocará una fuerza de empuje en la parcela de volumen  $V$  dada por  $gV(\rho - \rho')$ . Si la parcela es desplazada verticalmente una distancia pequeña  $z'$  sin perturbar el entorno, la ecuación de Newton tendrá la siguiente expresión:

$$\rho' V \frac{d^2 z'}{dt^2} = g V (\rho - \rho') \quad (22)$$

Suponiendo un pequeño desplazamiento térmico respecto de la temperatura  $T_0$ , la temperatura de la parcela se puede escribir como  $T' = T_0 - \Gamma_d z'$  y la del entorno como  $T = T_0 - \Gamma z'$ .  $\Gamma_d$  denota el gradiente térmico adiabático de la parcela y  $\Gamma$  es el gradiente térmico correspondiente al entorno. Substituyendo las ecuaciones (21) en (22) y sabiendo que el desplazamiento  $z'$  es muy pequeño ( $z \ll$ ) llegamos a:

$$\frac{d^2 z'}{dt^2} = g \left( \frac{T'}{T} - 1 \right) = g \left( \frac{\Gamma - \Gamma_d}{T_0 - \Gamma z'} \right) z' \approx -\frac{g}{T} (\Gamma_d - \Gamma) z' \quad (23)$$

donde se ha tenido en cuenta que  $\Gamma z' \sim 0$  y  $T \sim T_0$ . La ecuación (23) puede escribirse como:

$$\frac{d^2 z'}{dt^2} + N_B^2 z' = 0 \quad (24)$$

donde aplicando la definición de  $\Gamma_d$  según la ecuación (20), la cual implica que  $\Gamma = -dT/dz$ , obtenemos la frecuencia de Brunt-Väisälä:

$$N_B^2 = \frac{g}{T} (\Gamma_d - \Gamma) = \frac{g}{T} \left( \frac{dT}{dz} + \frac{g}{c_p} \right) \quad (25)$$

Veamos ahora las soluciones de (24). Si  $N_B^2 > 0$ , nos encontramos con la ecuación de un oscilador armónico. En este caso, diremos que la atmósfera es estable. La solución es de la forma  $z'(t) = A \exp(iN_B t) + B \exp(-iN_B t)$  indicando que la parcela oscila respecto de su punto sin perturbar intercambiando energía cinética y potencial. Si  $N_B^2 = 0$ , no hay ninguna fuerza que actúe en la parcela, no hay intercambio de energía y por tanto, la parcela se encuentra en equilibrio. Finalmente, si  $N_B^2 < 0$ , la solución será de tipo  $z'(t) = A \exp(N_B' t) + B \exp(-N_B' t)$  donde  $N_B^2 = -N_B'^2$ . Para este caso, diremos que la parcela es inestable pues su desplazamiento aumenta de manera exponencial con el tiempo.

Otra manera de caracterizar la estabilidad atmosférica respecto de los desplazamientos verticales es mediante la *estabilidad estática térmica*, definida como:

$$S_T = \frac{N_B^2 T}{g} = \frac{dT}{dz} + \frac{g}{c_p} \quad (26)$$

$S_T$  se expresa normalmente en unidades de  $K km^{-1}$ . Consideraremos que la atmósfera es estable cuando  $S_T > 0$ . En todo este desarrollo hemos asumido que el peso molecular de la atmósfera no varía con la altitud. También recordemos que la capacidad calorífica a presión constante  $C_p$  es una función de la temperatura. Esta dependencia es importante tenerla en cuenta en algunos casos. Existen regiones de la atmósfera donde la temperatura varía considerablemente con la altura.

## □ Modelo de temperatura

El perfil de temperatura de una atmósfera, cuya composición y propiedades de las nubes son conocidas, se puede obtener resolviendo la ecuación de transferencia de radiación en cada una de los diferentes niveles discretos de altitud en los que se puede dividir la atmósfera. En cada una de estas pequeñas regiones se debe considerar el equilibrio entre la energía emitida y absorbida. Este modelo de temperatura difiere mucho de del perfil real en casos en los que la dinámica atmosférica es muy relevante. Un método aproximado para el cálculo de la temperatura consiste en dividir atmósfera en dos regiones verticales. La parte más baja (troposfera) será ópticamente fina a la radiación con longitudes de onda del visible ( $\lambda < 5 \mu m$ ), pero ópticamente gruesa a la radiación con una longitud de onda cercana al infrarrojo ( $\lambda > 5 \mu m$ ). La capa de arriba (estratosfera) será ópticamente fina o gruesa en función del valor del espesor óptico promedio definido como  $\bar{\tau} = \int_0^\infty \tau_\lambda d\lambda$  donde  $\tau_\lambda$  es el grosor óptico dependiente de un coeficiente de absorción y el camino libre medio recorrido por un fotón.

Propongamos en este apartado el modelo *radiactivo-convectivo* de atmósfera. Este modelo divide la atmósfera en tan solo dos regiones, la troposfera y la estratosfera. En la troposfera, el calor se transporta de manera más eficiente por procesos de convección que a través de la radiación infrarroja. Estos movimientos convectivos que transportan calor de arriba a abajo y viceversa pueden ser considerados adiabáticos. Este hecho implica que podemos calcular el gradiente térmico adiabático mediante la ecuación (20). Por encima de la troposfera, la densidad tiende a disminuir con la altura haciendo que los procesos de convección pierdan importancia y sea la radiación el proceso de transporte de calor principal en esta región. En la estratosfera, consideraremos que parte de la radiación que llega a cada estrato de ella se absorbe y parte se escapa al espacio a partes iguales. Con lo cuál la temperatura en esta región no va a depender de la altura. Es por este motivo por el que denominamos a esta capa con el nombre de estratosfera. Si la temperatura es constante, no habrá movimientos de aire verticales, esta región será muy estable y se dividirá en estratos. Si tratamos esta capa como una porción de emisividad y absorción  $e$ , la temperatura  $T_X$  de la estratosfera está relacionada con la temperatura efectiva de radiación mediante la expresión de balance energético en la estratosfera:

$$e\sigma T_E^4 = 2e\sigma T_X^4 \quad (27)$$

Por tanto, la temperatura de la estratosfera se puede calcular mediante:

$$T_X = \frac{T_E}{2^{1/4}} \quad (28)$$

En función de los datos que se usen en este modelo se puede calcular la altura de la tropopausa (límite entre la troposfera y estratosfera) o la temperatura de la superficie. Es importante mencionar que este modelo no tiene en cuenta procesos muy importantes en una atmósfera como la dinámica atmosférica en partes por encima de la troposfera.

### 3.4. Nubes en planetas

Todos los planetas con atmósferas sustanciales poseen nubes y partículas en suspensión. Las nubes influyen de manera directa en el balance de calor y la estructura térmica de una atmósfera. Los mecanismos de formación de ellas son complicados. Sin embargo, podemos realizar simplificaciones para entender mejor la constitución y creación de las nubes. Algunas sustancias presentes en las atmósferas pueden sufrir cambios de fase debido a las condiciones de temperatura-presión. Los diagramas termodinámicos son utilizados para representar el espacio de fases de una sustancia. En ellos, se representan las tres fases, sólido, líquido y gaseoso. En los diagramas p-T, la curva que separa dos fases se denomina *curva de presión de vapor saturada*. La energía liberada o absorbida durante un cambio de fase (vapor-líquido-sólido) es denominada *calor latente*. La ecuación de Kirchhof nos da su relación con la temperatura

$$\left(\frac{\partial L_i}{\partial T}\right)_p = \Delta C_p \quad (29)$$

Los calores latentes se definen en función del cambio de fase que sufre la sustancia:

vapor  $\Leftrightarrow$  líquido (condensación, evaporación):  $L_v$  (vaporización)

líquido  $\Leftrightarrow$  sólido (solidificación, fusión):  $L_f$  (fusión)

vapor  $\Leftrightarrow$  sólido (sublimación inversa, sublimación):  $L_s$  (sublimación)

Los calores latentes cumplen la relación:

$$L_s = L_f + L_v \quad (30)$$

Cuando ocurre la saturación y se produce un cambio de fase, la curva de presión de vapor de saturación que marca la transición entre una fase y otra donde las dos fases están en equilibrio se obtiene resolviendo la ecuación de Clausius-Clapeyron:

$$\frac{dp_{vs}}{dT} = \frac{L_i}{T(V_2 - V_1)} \quad (31)$$

donde  $L_i$  es el calor latente del cambio de fase (en  $Jg^{-1}$ ) y  $V_i$  es el volumen en cada estado. Consideremos ahora que el vapor se comporta como un gas ideal y supongamos que el volumen de la fase gaseosa es mucho mayor que el de la fase líquida o gaseosa,  $V_2 - V_1 \sim V_v = R_v^* T/p$  donde  $R_v^* = R_g/\mu$ . Podemos reescribir la ecuación (31) como:

$$\frac{dp_{vs}}{dT} = \frac{L_i p_{vs}}{R_v^* T^2} \quad (32)$$

Integrando la ecuación (32) con  $L_i = cte$ , es decir, suponiendo que el calor latente no depende de la temperatura llegamos a:

$$p_{vs}(T) = p_{vs0} \exp \left[ \frac{L_i}{R_v^*} \left( \frac{1}{T_0} - \frac{1}{T} \right) \right] \quad (33)$$

donde  $p_{vs0}$  es la presión de vapor de saturación a la temperatura  $T_0$ . Cuando parcelas de aire son transportadas a través de la atmósfera, estas encuentran zonas de temperaturas muy bajas donde la presión parcial  $p_v$  para ciertos gases se iguala o es mayor que la presión de vapor de saturación:

$$p_v = x_{vv} p(T) \geq p_{vs}(T) \quad (34)$$

En el caso en el que exista un núcleo de condensación y se cumpla la condición (34) puede ocurrir que una especie se condense y se forme una nube. Para ver que especies pueden formar nubes en una atmósfera es necesario comparar la curva  $p(T)$  con la curva de la presión de vapor saturada  $p_{vs}(T)/x_{vv}$  donde  $x_{vv} = V_v/V$  es el radio de vapor molar en una mezcla para una especie. La base de la nube estará localizada a una altura a la que ambas curvas se crucen.

### 3.5. Atmósfera de Marte

En esta sección se tratará de explicar la atmósfera de Marte con el objetivo de entender las gráficas del apartado 5 y las presentes en el Anexo. Siguiendo los pasos seguidos en el apartado 3.1, mencionaremos los factores más importantes que condicionan la atmósfera marciana. De nuevo, la información relativa a la atmósfera de Marte también se ha obtenido de [19, 20].

#### □ Factores orbitales

Marte es el cuarto y último planeta del grupo de los planetas interiores. Se encuentra a una distancia media de 228 millones de kilómetros respecto del Sol. Su período de rotación es similar al terrestre y también lo es la inclinación del eje de rotación. Un año marciano es aproximadamente dos terrestres. En el cuadro 2 se presentan los datos de Venus, la Tierra y Marte en detalle.

	Venus	Tierra	Marte
Distancia media del Sol (Mkm)	108,2	149,6	227,9
Excentricidad	0,0068	0,0167	0,0934
Inclinación del eje ( $^\circ$ )	177	23,45	23,98
Período orbital alrededor del Sol (días)	224	365	686
Período alrededor de su eje (días)	-243	1	1,02
Constante solar $S$ ( $kW m^{-2}$ )	2,62	1,38	0,594

Cuadro 2: Datos orbitales relativos a Venus, la Tierra y Marte. El signo menos delante del período de rotación de Venus indica que el giro se realiza en sentido contrario al giro de la Tierra y Marte.

#### □ Evolución del clima marciano

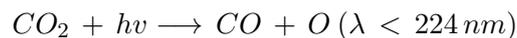
Hoy en día existen claras evidencias de que Marte ha sufrido un cambio climático a gran escala. En 2004, los gemelos *Spirit* y *Opportunity* confirmaron que el planeta había tenido en el pasado un clima más cálido y húmedo, donde fue posible la existencia de agua líquida en la superficie. El responsable del antiguo clima cálido de Marte se atribuye a un fuerte efecto invernadero. La atmósfera de Marte fue mucho más gruesa que la actual debido a la liberación de gran cantidad de gases a través de los volcanes, los cuáles, se encuentran extintos en la actualidad. La gran actividad volcánica de Marte hizo que su atmósfera tuviera una presión en la superficie (1-2 bar) similar a la de nuestro planeta actualmente. Aunque es cierto que existen gran cantidad de evidencias del cambio climático de Marte, aún a día de hoy es difícil de explicar cómo la atmósfera marciana ha evolucionado hasta nuestros días. El punto de inflexión más importante en la historia de la atmósfera marciana ocurrió cuando el interior del planeta comenzó a enfriarse. Este hecho produjo dos efectos importantes. Por un lado, desapareció

el campo magnético marciano. Por otro, la actividad volcánica se redujo disminuyendo así la cantidad de gases que se liberaban a la atmósfera. Sin campo magnético, las partes más altas de la atmósfera son más vulnerables a los vientos solares haciendo que haya una gran pérdida de gases que se escapen al espacio. Esta pérdida de gases ya no podía ser repuesta de manera tan eficiente por los volcanes. Por ello, poco a poco la atmósfera de Marte se fue haciendo cada vez más fina. La temperatura de la superficie comenzó a descender por debajo del punto de congelación del agua. Cuando esto ocurrió, los océanos se congelaron y la cantidad de vapor de agua en la atmósfera disminuyó provocando un mayor descenso de la temperatura. El aire seco comenzó a erosionar la topografía marciana generando polvo que ha cubierto completamente el planeta. Estas partículas en suspensión influyen de manera directa en la atmósfera actual. La temperatura siguió disminuyendo haciendo que el  $CO_2$  también se congelará y se depositara en los polos. El tamaño de estas capas de  $CO_2$  varía a lo largo del año provocando grandes cambios en la presión de Marte.

### □ Composición atmosférica

Si nos fijamos en la tabla 1, podemos observar que la atmósfera marciana esta compuesta principalmente por  $CO_2$ . Los demás gases, como el nitrógeno o el argón, se encuentran en proporciones muy pequeñas. Expliquemos a continuación el ciclo del  $CO_2$  en Marte.

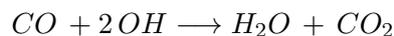
La radiación solar UV es capaz de penetrar a través de la atmósfera de Marte hasta llegar a la superficie. Estos fotones son capaces de disociar grandes cantidades de  $CO_2$  para formar monóxido de carbono.



Esta reacción rápidamente hubiera eliminado el  $CO_2$  de la atmósfera de Marte hace tiempo. Además, los productos de la reacción se encuentran en cantidades muy pequeñas en la atmósfera como se puede observar en la tabla 1. Por tanto, es necesario postular un eficiente mecanismo de producción de  $CO_2$ . El dióxido de carbono se regenera siguiendo dos reacciones. La primera consiste en la producción de un radical OH y oxígeno mediante la acción de los rayos UV del Sol sobre el vapor de agua.



Después, el monóxido reacciona con el radical OH produciendo de nuevo agua y dióxido de carbono.



Observamos así que aunque la concentración de vapor de agua en la atmósfera es muy pequeña, su papel es clave en la regeneración del dióxido de carbono. Es importante destacar que ambos gases (vapor de agua y dióxido de carbono) influyen de manera directa en el efecto invernadero de una atmósfera.

Las gran variación de la temperatura en Marte producida por las estaciones provoca ciclos de evaporación y condensación del  $CO_2$  en los polos del planeta. Como el  $CO_2$  es el mayor constituyente de la atmósfera, se condensa durante los largos períodos de oscuridad en el invierno provocando grandes cambios de presión en todo el planeta. Los valores de presión pueden oscilar hasta un 30% respecto de la media anual. La presión global alcanza su máximo al final de la primavera y luego vuelve de nuevo a disminuir pues el polo contrario entra en el invierno. Durante los últimos meses de primavera y los primeros de verano en el polo norte, el  $CO_2$  que se encontraba congelado se libera dejando a la vista una capa de agua helada. Curiosamente no ocurre de la misma manera en el polo sur durante su verano, la capa de  $CO_2$  nunca llega a desaparecer. Esta diferencia se puede explicar teniendo en cuenta la circulación del polvo marciano.

## □ Dinámica marciana

Los fenómenos de dinámica en Marte hacen que este planeta sea un gran objeto de estudio. Estos procesos son similares a los que ocurren en nuestro planeta. En Marte, la circulación a gran escala se rige principalmente por dos fenómenos: los ciclos del  $CO_2$  y las mareas térmicas.

Una corriente de chorro es un flujo de aire relativamente fuerte e intenso que se produce en ciertas atmósferas. En Marte, la baja densidad atmosférica y la ausencia de océanos hacen que las corrientes de chorro dependan de la estación. En el solsticio de invierno se puede observar una corriente de chorro a latitudes de  $40^\circ$ - $50^\circ$ . La velocidad del viento en estos flujos de aire varía desde  $40\text{ m/s}$  hasta  $110\text{ m/s}$  en función de la altura. Estas corrientes influyen en el movimiento del polvo y las nubes.

Otro fenómeno importante que se produce en Marte es una celda de *Hadley*. La circulación de esta celda se produce entre latitudes de  $\pm 30^\circ$ . El aire caliente asciende desde el hemisferio que está en la estación de verano y desciende en el hemisferio que se encuentra en el invierno. Sin embargo, hay dos flujos adicionales que debemos añadir. Por un lado, los ciclos de  $CO_2$  producen variaciones en la presión generando gradientes que transportan calor, momento y materia. Por otro, la fina atmósfera de Marte y su composición formada por  $CO_2$  hacen que haya grandes diferencias de temperatura y presión entre el día y la noche. Recordemos que a estas oscilaciones de temperatura las hemos denominado *mareas*. En Marte, la oscilación anual de temperatura varía unos  $\sim 60\text{ K}$  (dependiendo de la latitud). Por otro lado, los cambios de temperatura en la superficie debido a los ciclos de insolación entre el día y la noche son de unos  $\sim 20\text{ K}$ . Una tormenta de polvo en Marte también puede inducir cambios en la temperatura de entorno a unos  $\sim 60\text{ K}$ .

Por último, nombremos las ondas gravitatorias, fenómenos que en Marte se forman principalmente por motivos topográficos. Otras ondas como las de Rossby también han sido detectadas en zonas cercanas a los polos.

## □ Nubes en Marte

En Marte, la formación de nubes es un proceso mucho menos frecuente que en la Tierra. Las zonas de Marte con más nubes son los polos. Durante el invierno, cuando estas regiones están inmersas en una profunda oscuridad, se alcanzan temperaturas tan bajas que hacen que se formen nubes haciendo que nieve  $CO_2$ . Sin embargo, también se han observado nubes de  $CO_2$  a latitudes más bajas, pero a mayor altitud. Estas nubes suelen ser más débiles que las que se producen en los polos. Estas pequeñas nieblas y cirrus se pueden observar a una altura de unos 80-100 kilómetros respecto de la superficie.

Como las nubes de  $CO_2$  se suelen formar en la oscuridad, las nubes observadas en imágenes están hechas de hielo de agua. Suelen ser observadas a alturas de entre 0 y 30 kilómetros. Su formación depende de las estaciones siendo muy comunes en otoño y primavera. Estas nubes son llamadas convectivas pues se forman debido al ascenso de grandes columnas de aire a través de la atmósfera cuando esta es inestable. La formación de las nubes de agua también depende mucho de la *topografía*, observándose por ejemplo en los volcanes.

Una característica especial de Marte es la presencia de polvo. La superficie marciana experimenta grandes vientos que provocan una gran erosión de la roca. Por ello, grandes cantidades de fino polvo se pueden encontrar en la superficie y en las partes más bajas de la atmósfera. Este polvo está formado por una mezcla heterogénea de minerales como el carbonato de magnesio, sulfato de magnesio o arcillas ricas en óxido de hierro. El polvo puede estar presente a alturas de hasta 20-30 kilómetros. En el caso de producirse tormentas de polvo, la altitud de este puede llegar hasta los 50 kilómetros. Este polvo influye mucho en la atmósfera pues es capaz de absorber grandes cantidades de flujo solar y modificar así el perfil de temperatura vertical. Durante

una tormenta de polvo, estas partículas en suspensión absorben y dispersan la radiación solar calentando la atmósfera y superficie. Un factor clave a tener en cuenta sobre el polvo es el tamaño de sus partículas. El polvo se mueve con gran facilidad debido a que la atmósfera marciana es muy seca, es decir, apenas hay humedad. Por último, mencionemos las tormentas de polvo a gran escala. Estos fenómenos se producen de forma cíclica cuando Marte se encuentra cerca del perihelio. También suelen originarse normalmente en ciertas regiones del hemisferio sur.

La fina atmósfera de Marte y las pocas nubes que se forman hacen que Marte presente un pequeño albedo ( $A \sim 0,15 - 0,25$ ). La mayoría de la radiación procedente del Sol es capaz de alcanzar la superficie.

### □ Perfil de presión y temperatura en Marte

Una vez hemos mencionado todos los factores y procesos relevantes de la atmósfera marciana, podemos comprender los perfiles de presión y temperatura. Los datos de presión medidos por misiones previas suelen coincidir con las medidas de la *MSL*. Sin embargo, esto no ocurre en el caso de la temperatura. Esto es debido a que la temperatura en Marte es muy cambiante haciendo que los perfiles de temperatura presenten gran cantidad de oscilaciones, las cuáles, son principalente debidas a los fenómenos de dinámica.

La fina atmósfera de Marte hace que la presión observada en la superficie sea de unos 6-7 mbar. Recordemos que los cambios de presión eran debidos a ciclos de condensación y sublimación del  $CO_2$ .

La temperatura media superficial en Marte es de unos 235 K. Sin embargo, una atmósfera fina implica que la temperatura dependa principalmente de los ciclos de radiación solar. Por ello, son los ciclos del día y noche y las estaciones los causantes de las variaciones de la temperatura. Esta magnitud puede variar unos 100 K respecto de la media en la superficie. En la troposfera marciana, el gradiente térmico adiabático depende de la cantidad de polvo que hay en el ambiente. De hecho, los perfiles medidos se ajustan mejor a un modelo en el que se considera que la atmósfera tiene polvo en suspensión. En la tabla 3 se presenta el gradiente térmico adiabático en la troposfera para una atmósfera seca y una con polvo suspendido. Como vemos, el polvo en suspensión afecta al balance energético de radiación y cambia la pendiente del gradiente térmico adiabático. En cuanto a las capas de la atmósfera de Marte, es importante mencionar que el planeta rojo no presenta estratosfera. En su lugar, posee una gran mesosfera que se extiende desde la tropopausa ( $\sim 45$  km) hasta aproximadamente los 110 km. Por encima de esta se encuentra la termosfera, una capa en la que la temperatura depende de los ciclos de radiación solar.

Gradiente térmico adiabático	$\Gamma$	( $K/km$ )
Seco (dry)	$\Gamma_d$	4,5
Con polvo (dusty)	$\Gamma_p$	2

Cuadro 3: Gradiente térmico adiabático en la troposfera de Marte en función del polvo del ambiente.

## 4. Metodología

En esta sección explicaremos el procedimiento llevado a cabo para obtener los resultados del apartado 5 y las gráficas del anexo. En primer lugar se obtuvieron los datos relativos al descenso de la *MSL* presentes en el siguiente enlace. Se adquirieron las medidas de tiempo, distancia radial respecto del centro de masas de Marte, altura respecto del punto de aterrizaje, latitud, longitud, densidad, presión y temperatura atmosférica así como la incertidumbre relativa a estas tres últimas magnitudes. Además, también se han utilizado los datos termodinámicos obtenidos por la misión *Pathfinder* y la base de datos atmosféricos Mars Climate Database (MCD).

Los datos han sido graficados con ayuda del programa MATLAB. Podemos separar las gráficas obtenidas en cuatro grupos:

- Gráficas relativas a la trayectoria (10,11,12,13,14)
- Gráficas relativas a la atmósfera (5,6,7,8,16,17)
- Gráficas comparando los datos de la MCD (Mars Climate Database), *Pathfinder* y *MSL* (18,19,20)
- Gráficas sobre los ciclos de temperatura y presión en Marte (21,22)

Cabe destacar que se realizó un suavizado a los datos de densidad, latitud y temperatura para observar de manera más clara los resultados. Para ello, se utilizó un suavizado de tipo Savitzsky-Golay. En él, hay que especificar el orden polinomial (order) y la longitud del cuadro (frame-length). En el cuadro 4 se muestran los valores tomados a la hora de realizar el suavizado. Antes de realizar el suavizado de la temperatura se eliminaron los valores que estaban por encima de 800 K. En total se quitaron 13 datos de los 52201 que portaba el array. La razón fue el hecho de que son datos muy elevados de temperatura y afectaban al suavizado de esta magnitud.

Suavizado	Orden polinomial	Longitud de cuadro
Densidad	2	301
Latitud	2	6001
Temperatura	2	1001

Cuadro 4: Valores utilizados para el suavizado de la densidad, latitud y temperatura.

Las curvas de la presión de vapor saturada de la gráfica 8 se han obtenido a través de la ecuación (33) y los valores del cuadro 5. En esta gráfica se muestra la curva  $p(T)$  de los datos del *Curiosity* y las curvas  $p_{vs}(T)/x_{vv}$  para el dióxido de carbono y agua.

Compuesto	$L$ (J/g)	$\mu$ (g/mol)	$T_0$ (K)	$p_{vs0}$ (Pa)	$x_{vv}$
$CO_2$	639,6	44	150,15	600	0,95
$H_2O$	2594	18	273,16	611,73	$3 \cdot 10^{-4}$

Cuadro 5: Valores utilizados para la obtención de las curvas de la presión de vapor saturada para el dióxido de carbono y agua.  $L$  denota el calor latente de sublimación y  $\mu$  la masa molar. Datos adaptados de [19, 20].

En la gráfica 16 se ha representado el modelo explicado en la sección 3.3. La temperatura efectiva de Marte  $T_E$  se ha calculado mediante las ecuaciones (5) y (7). En el cuadro 7 se presentan los datos relativos al Sol y Marte necesarios para el cálculo de la temperatura efectiva. En el cuadro 6 se muestran los valores obtenidos de  $T_E$ ,  $T_X$  y la temperatura de la superficie en el momento del aterrizaje de la *MSL* proporcionada por la MCD. Esta última temperatura es la condición

inicial necesaria para ajustar la curva de la troposfera. Las pendientes del gradiente térmico de la troposfera que se han utilizado son las del cuadro 3.

$T_E$ (K)	$T_X$ (K)	$T_{sup}$ (K)
216,87	182,37	260,19

Cuadro 6: Valores de temperatura para el modelo de la gráfica 16.  $T_E$  ha sido obtenido mediante (5) y (7).  $T_X$  a través de (28). La  $T_{sup}$  se ha obtenido mediante la MCD en el momento de aterrizaje de la *MSL*.

En la gráfica 17 se ha representado la estabilidad atmosférica  $S_T$  en función de la altura. Primero se calculó el gradiente térmico a través de los datos obtenidos de la *MSL*. Después se calculó la estabilidad atmosférica a través de la ecuación (26). Se ha tomado una capacidad calorífica  $c_p = 830 JK^{-1}kg^{-1}$ .

En las gráficas 18,19,20 se muestran los datos de la misión *Pathfinder* y de la MCD. La misión *Pathfinder* tomó datos atmosféricos durante su descenso de manera equivalente a cómo lo hizo el *Curiosity*. La principal diferencia entre ambas misiones es que la *Pathfinder* tuvo una entrada balística mientras que en el caso de la *MSL* fue de manera guiada. Los datos atmosféricos relativos a la *Pathfinder* e información correspondiente a esta misión se ha obtenido de [21]. El 4 de julio de 1997, la misión *Pathfinder* aterrizó en Marte en el hemisferio norte a una latitud de 19° Norte y 33° Oeste. Esta fecha corresponde a una longitud solar en Marte  $L_s = 142,4^\circ$  (similar a la longitud solar del *Curiosity*). La hora local de aterrizaje en Marte fue a las tres de la madrugada. Es por ello que los perfiles de la *Pathfinder* son tan interesantes pues fueron medidos durante la noche marciana. Los datos de la MCD (Mars Climate Database) se obtuvieron el momento y lugar (latitud y longitud) de aterrizaje de la *MSL*. La MCD es un modelo realista y fiable de las condiciones atmosféricas de Marte. Su base de datos e información sobre ella se puede consultar en el siguiente enlace.

Por último, la gráfica 21 se obtuvo a partir de los datos de presión en la superficie marciana en el punto de longitud de aterrizaje del *Curiosity* y a diferentes latitudes a lo largo del año de aterrizaje de este. Es importante no confundir la longitud y la longitud solar. La primera hace referencia a la distancia que existe entre un punto y el meridiano de referencia de un planeta mientras que la longitud solar es utilizada para conocer el punto de la órbita en el que se encuentra Marte respecto del Sol. Por otro lado, la gráfica 22 muestra la temperatura de la atmósfera marciana en función de la altura a diferentes horas del día en el que amartizó la *MSL*. De nuevo, los valores fueron tomados en el lugar (latitud y longitud) donde aterrizó la *MSL*. Los datos de ambas gráficas fueron obtenidos a partir de la MCD.

## 5. Resultados

A continuación, se presentarán los perfiles atmosféricos obtenidos por el *Curiosity* durante su descenso. El resto de gráficas están presentes en el anexo del trabajo. Todas las alturas en este trabajo se deben interpretar como la distancia radial por encima del punto de aterrizaje del *Curiosity*. El punto de aterrizaje se sitúa a una distancia radial de 3391,1 km respecto del centro de masas de Marte. El tiempo está referenciado respecto del reloj propio de la astronave. Por ello, el instante de referencia corresponde al segundo 397501174,997338 del reloj de la *MSL*, este momento se produjo aproximadamente ocho minutos antes de atravesar la interfaz de entrada y fue cuando el sistema de navegación del descenso se puso en marcha. Con esta convención la cápsula atravesó la interfaz de entrada (definida a una distancia radial de 3522,2 km), o lo que es lo mismo, entró en la atmósfera marciana a los 540 segundos y a una altura de 131,1 km. Mientras que el despliegue del paracaídas se produjo a los 799 segundos y a una altura de 12,1 km [17]. El análisis de estas gráficas y las presentes en el anexo será realizado en el apartado 6.

□ Perfiles atmosféricos obtenidos por la *MSL*

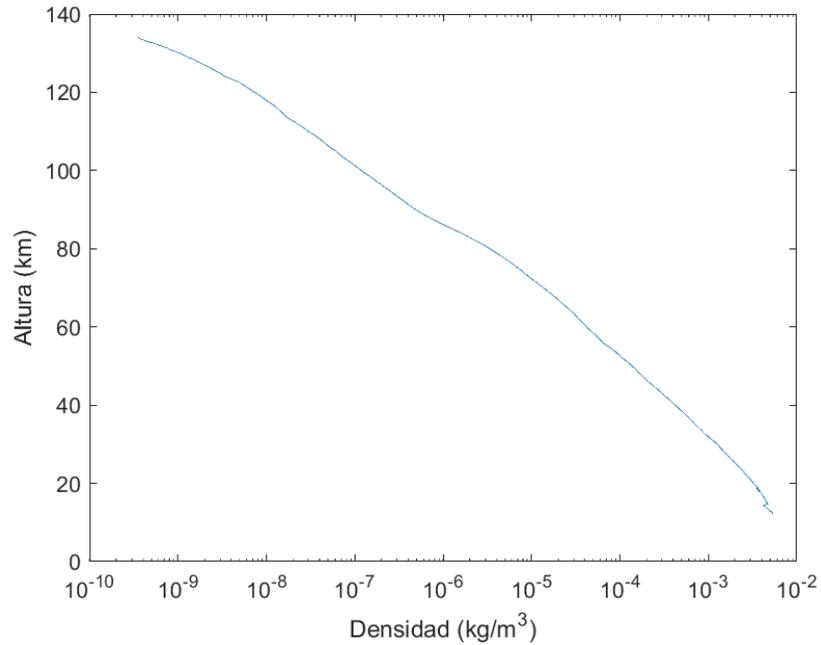


Figura 5: Densidad (en  $kg/m^3$ ) medida durante el descenso en función de la altura (en km) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity*. Se ha utilizado una escala logarítmica en el eje de abscisas (densidad). Los datos de densidad han sido promediados por el método de Savitzsky-Golay para eliminar el ruido en los valores a alturas entre 120 y 140 km.

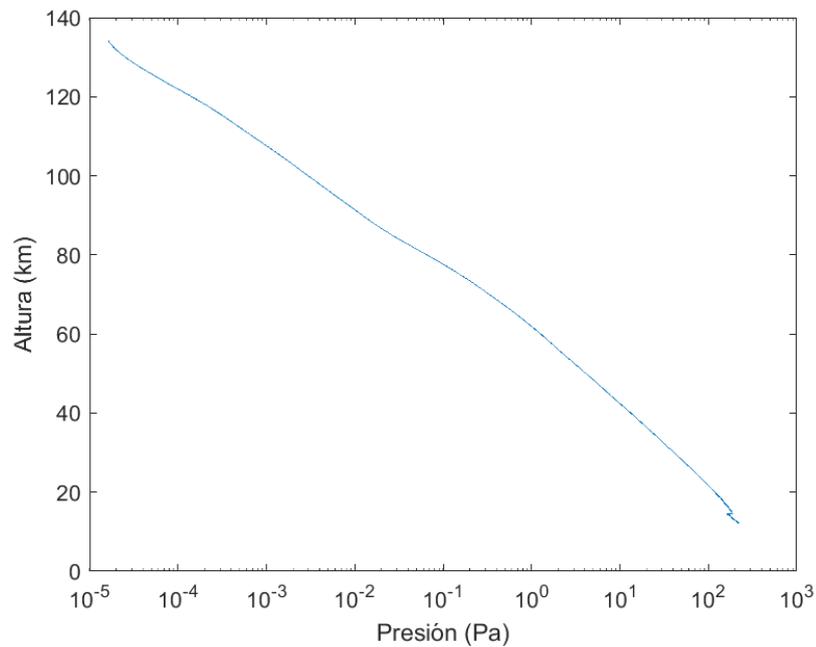


Figura 6: Presión (en Pa) medida durante el descenso en función de la altura (en km) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity*. Se ha utilizado una escala logarítmica en el eje de abscisas (presión).

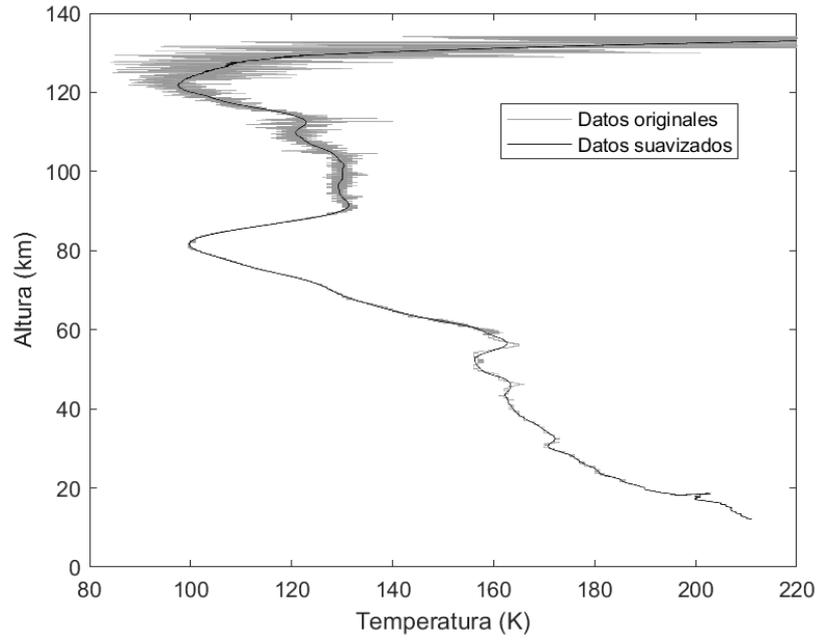


Figura 7: Temperatura (en K) medida durante el descenso en función de la altura (en km) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity* (gris). Temperatura suavizada mediante un promediado de tipo Savitzky-Golay (negro).

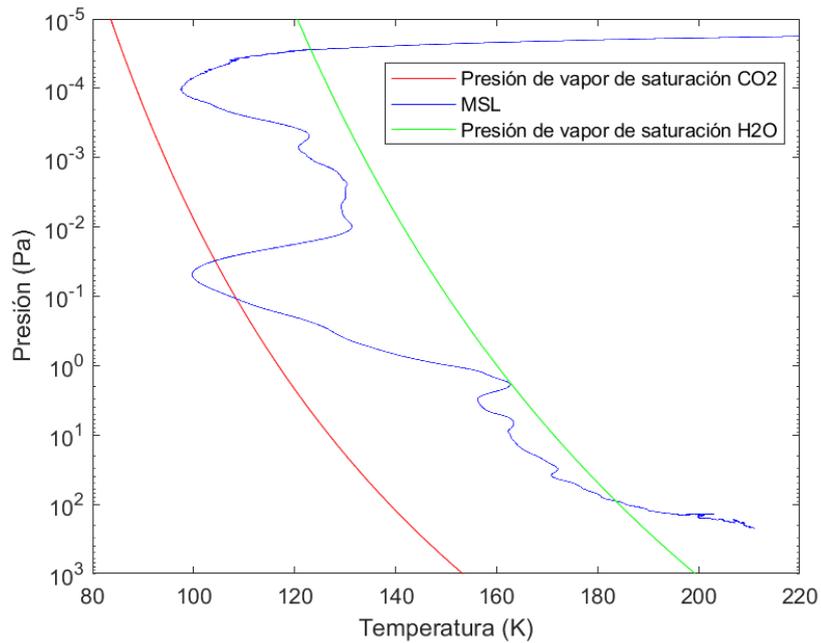


Figura 8: Presión (en Pa) en función de la temperatura suavizada (en K) medida durante el descenso del *Curiosity* (azul). Curva de la presión de vapor saturada  $p_{vs}(T)/x_{vv}$  para el  $CO_2$  (rojo) y  $H_2O$  (verde).

## 6. Discusión de los resultados obtenidos

En este apartado se comentarán los resultados de las gráficas del apartado 5 y las presentes en el anexo. Comenzaremos analizando las gráficas relativas a la trayectoria de la *MSL* durante el descenso. Después, estudiaremos las gráficas relacionadas con la atmósfera de Marte. Compararemos los resultados de la misión *MSL* con los obtenidos por la misión *Pathfinder* y los de la MCD (Mars Climate Database). Por último, comentaremos las gráficas relacionadas con los ciclos de presión y temperatura en Marte.

La figura 10 nos muestra la distancia radial de la *MSL* en función del tiempo durante el descenso. En esta gráfica se muestra la distancia radial del radio medio del ecuador marciano respecto del centro de masas de Marte (3396,2 km). Hemos tomado esta altura como referencia pues si restamos la altura de la interfaz de entrada (3522,2 km) de esta, el resultado es  $\sim 126$  km, muy próximo a 125 km, que es la distancia por encima de la superficie marciana a la que el programa americano ha establecido históricamente la altura de la interfaz de entrada en Marte. Como se puede observar el punto de aterrizaje del *Curiosity* (3391,13 km) se encuentra bastante por debajo del radio medio del ecuador marciano (3396,2 km). En Marte, el hemisferio norte se encuentra a muy baja altitud comparado con el hemisferio sur. Este hecho se puede comprobar en la figura 9. Sabiendo que el *Curiosity* aterrizó en el hemisferio sur a una latitud de  $4,6^\circ$  Sur y una longitud de  $137,4^\circ$  Este, podemos deducir que el punto de aterrizaje de la *MSL* fue muy profundo respecto a la altitud media de la superficie marciana a esa latitud. Este hecho tiene sentido pues el aterrizaje del *Curiosity* se produjo en el interior del cráter Gale, el cuál se formó debido a un impacto que produjo un gran hundimiento de la superficie donde aterrizó el rover. La profundidad del cráter Gale supuso una gran ventaja a la hora de aterrizar en Marte. Cuanto más profundo esté el punto previsto de aterrizaje, más tiempo para maniobrar tendrá la cápsula de entrada durante su descenso, lo cual aumenta las posibilidades de que la misión sea un éxito.

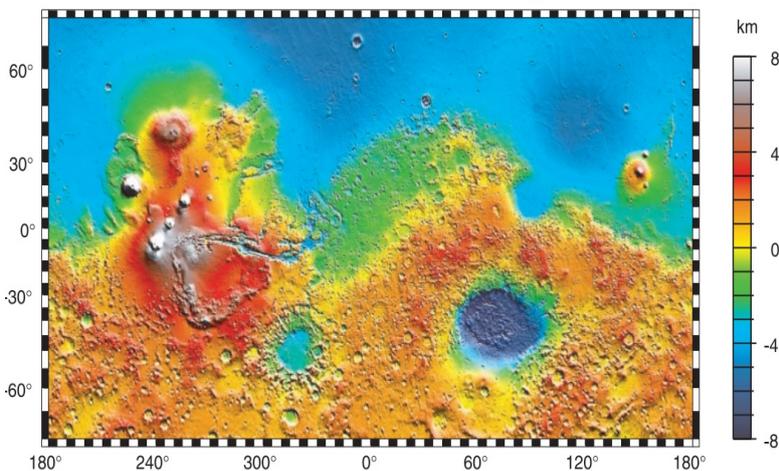


Figura 9: Topografía marciana medida por el MOLA. El amarillo muestra un cero relativo. El azul se indican las zonas de menor altitud respecto de esta referencia, mientras que en rojo se muestran las de mayor altitud. *Nota.* Adaptado de [12].

La figura 11 nos muestra la altura respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity* en función del tiempo. En el instante  $t = 540$  s y altura  $h = 131,1$  km, la nave atravesó la interfaz de entrada. Después de esto, se produce un modo de espera de 45,875 segundos hasta que la nave sufre una desaceleración de  $0,2$  g. En este momento de  $t = 585,875$  s y altura  $h = 63,26$  km comienza la etapa de alcance longitudinal. A esta altura, la atmósfera marciana es lo suficientemente densa como para que se puedan realizar maniobras aerodinámicas. Un análisis posterior realizado en [18] indicó que el tiempo exacto en el que se observó la deceleración de  $0,2$  g se produjo antes

de lo esperado. Las simulaciones previas sugerían que esta desaceleración se produciría mínimo a los 46 segundos después de atravesar la interfaz de entrada. Aunque la diferencia entre ambos instantes es muy pequeña, este hecho está directamente relacionado con una densidad atmosférica mayor de lo esperada, en concreto, un 20 % mayor como se menciona en 2.2. Una atmósfera más densa provocó que la desaceleración se produjera antes de lo previsto. Durante la fase de alcance longitudinal se produjo el pico de desaceleración en el instante  $t = 620 \text{ s}$  y a una altura de  $h = 25,6 \text{ km}$ . La etapa de alcance longitudinal duró hasta el inicio de la etapa transversal, la cuál comienza en el instante  $t = 675 \text{ s}$  y a una altura  $h = 18,3 \text{ km}$ . En la gráfica se puede apreciar como la nave ya llevaba un vuelo horizontal previamente a este instante. Sin embargo, recordemos que el inicio de esta etapa transversal o de control de rumbo se activaba cuando la velocidad de la nave era de  $1,1 \text{ km/s}$ . En la gráfica también se puede observar como durante esta etapa la componente vertical de sustentación se mantuvo en un valor lo suficientemente elevado como que no se produjera una pérdida de altitud. Por último, 19 segundos antes del despliegue del paracaídas comenzó la maniobra SUFR, en este instante de  $t = 780 \text{ s}$  y altura  $h = 14,6 \text{ km}$  se deshabilitó el guiado. En la gráfica se observa cómo a partir de este momento la cápsula deja de experimentar un vuelo tan horizontal y comienza de nuevo el descenso. Esta maniobra se realiza por seguridad. Si la nave hubiera desplegado el paracaídas realizando un vuelo horizontal, el despliegue de este podría haber producido oscilaciones en la cápsula poniéndola en peligro. Finalmente, en la gráfica se puede observar el momento de despliegue del paracaídas que se produjo en el instante  $t = 799 \text{ s}$  y a una altura de  $h = 12,1 \text{ km}$ . Mencionemos para finalizar que de la pendiente de esta gráfica también se podría haber obtenido la velocidad de la cápsula durante el descenso en el eje radial. Por ejemplo, vemos que la pendiente nula durante la etapa transversal es debido a que la velocidad la cápsula en el eje radial fue nula durante ese intervalo de tiempo. Cabe resaltar que algunos eventos no ocurren a las mismas altitudes con nuestros datos que en el caso de la figura 4 o la referencia [14]. Este hecho puede ser debido a que la reconstrucción de posición, velocidad y aceleración haya sido hecha de otra forma en esos casos provocando pequeñas diferencias en la altitud.

En la figura 12 se observa la latitud de la *MSL* en función de la altura. En este caso se decidió realizar un suavizado de datos de tipo Savitzky Golay para evitar la forma escalonada que tenía la curva. En la gráfica se observa claramente el período de vuelo horizontal que se produjo a una altura de unos  $20 \text{ km}$  sobre la superficie de aterrizaje. El *Curiosity* aterrizó  $400 \text{ m}$  más al norte de lo previsto [16]. Este hecho que se puede observar en la gráfica claramente pues el punto de aterrizaje real (rojo) se encuentra más al norte que el previsto (magenta).

En la figura 13 se muestra la longitud de la *MSL* en función de la altura. De nuevo, se observa de manera notoria el período de vuelo horizontal. En este caso, el *Curiosity* aterrizó a  $2,2 \text{ km}$  más al este de lo previsto [16]. Este suceso puede apreciarse también en la gráfica. El punto real de aterrizaje (rojo) está más al este que el punto previsto (magenta).

Por último, comentemos la gráfica 14. En ella podemos observar como fue la trayectoria de la *MSL* durante la entrada atmosférica. Destacamos que en esta gráfica se pueden visualizar las tres maniobras de viraje (bank reversals) que realizó la cápsula de la *MSL*. Estas tres maniobras (puntos en naranja) se ejecutaron de manera exitosa tal y como las simulaciones previas habían precedido. Estas correcciones de rumbo se realizaron, entre otras cosas, debido a las perturbaciones atmosféricas que sufrió la nave durante el descenso. Los vientos de popa mencionados en el apartado 2.2 son un claro ejemplo de este tipo de perturbaciones. La gráfica 15 mostrada en el anexo muestra la datos de longitud en función de la latitud. En ella, se observan claramente las correcciones de rumbo. Si observamos las gráficas 12, 13 y 14 podemos ver como el *Curiosity* aterrizó prácticamente debajo del punto donde se desplegó el paracaídas. Una vez la nave llegó a ese punto, es bastante improbable que el rover aterrizara fuera de la elipse de aterrizaje. Las maniobras que más condicionan que el rover no aterrice en el punto previsto son las que se producen a mayor altura, como por ejemplo, el ajuste de la posición, velocidad y orientación de

la nave en la interfaz de entrada.

La figura 5 muestra los datos de densidad de la atmósfera marciana en función de la altura. La tendencia observada de la densidad es de tipo exponencial. En la gráfica se observa una tendencia lineal debido a que se ha tomado una escala logarítmica en el eje de la densidad (eje de abscisas). El hecho de que la densidad aumente a medida que disminuye la altitud es un efecto relacionado con la gravedad. El campo gravitatorio es más intenso en las zonas más bajas de la atmósfera haciendo que estas sean más densas. Se observa un pico a una altura de aproximadamente 14 *km* de altitud [17]. Este hecho es debido a la suelta de masas que se realizó durante la maniobra SUFR. Esta operación hizo que el centro de masas de la cápsula se volviera a situar dentro del eje de simetría de esta, eliminando así la fuerza de sustentación.

En la figura 6 se ha representado la presión en función de la altura. De nuevo, la tendencia observada es exponencial. Sin embargo, como se ha tomado una escala logarítmica en el eje de la presión (eje de abscisas), la tendencia observada es de tipo lineal. Teniendo en cuenta que se cumple la ecuación hidrostática (2), observamos que la presión en Marte también aumenta a medida que disminuye la altitud. En este caso también se aprecia un pico a la misma altura que en la gráfica de la densidad [17]. La razón de este es la misma, la suelta de masas. Hagamos en este caso un comentario del orden de magnitud de la presión de Marte en la superficie. Su valor es muy pequeño (6-7 mbar) comparado con el observado en la Tierra (1 bar) o en Venus (90 bar). Esta presión tan pequeña es debido a que la atmósfera de Marte es muy fina. Por ello, los ciclos de radiación solar provocan grandes cambios en la temperatura. De hecho, si no fuera por los importantes fenómenos de dinámica presentes en Marte, la atmósfera de Marte se podría clasificar como una atmósfera “tenue” y entraría dentro del grupo de atmósferas de muy baja densidad donde se encuentran planetas como Plutón o nuestro satélite, la Luna.

La figura 7 muestra los datos de temperatura en función de la altura recogidos por la *MSL*. Antes de nada concretemos la estación y hora en la que se produjo el aterrizaje. El *Curiosity* se posó en el sol número 319 del año marciano 31, lo que corresponde a una longitud solar  $L_s = 150,6^\circ$  y al sexto mes del año. Por ello, teniendo en cuenta la latitud y longitud de aterrizaje, la *MSL* amartizó en el último mes de invierno. La hora en la que el rover aterrizó fue sobre las 16h, es decir, por la tarde. Comentemos lo observado en la gráfica empezando desde las altitudes más bajas. Desde la altura de la suelta del paracaídas (12 *km*) hasta una altura de 80 *km* observamos como la temperatura disminuye a medida que aumenta la altura. En esta región se observa como la temperatura oscila de manera notable produciéndose gran cantidad de pequeñas inversiones. Según menciona [17], las oscilaciones verticales de temperatura son un efecto producido por la presencia de mareas térmicas. A los 80 *km* de altura se observa un mínimo de temperatura muy acusado. Este hecho llama bastante la atención pues en ese punto se dan las condiciones de temperatura y presión para que se puedan formar nubes de  $CO_2$ . La posibilidad de existencia de nubes durante el descenso de la *MSL* será comentada más adelante. Por encima de este mínimo la temperatura asciende hasta que se observa una región entre los 90 y 100 *km* en la que la temperatura es constante. Si seguimos aumentando la altura, la temperatura vuelve a disminuir hasta que de nuevo se alcanza otro mínimo de temperatura a una altura de 120 *km*. A partir de ese punto, la temperatura va a aumentar a medida que se incrementa la altitud. En este perfil de temperatura no se pueden diferenciar bien las tres principales capas de la atmósfera en Marte: troposfera, mesosfera y termosfera. Esto es debido a que ese mínimo de la temperatura a 80 *km* confunde haciendo que algunos autores como [17] sitúen la mesopausa en ese punto. Por otro lado, otras referencias como [19] sitúan la tropopausa a unos 45 *km*. Sin embargo, en Marte este punto no es tan evidente como en la Tierra donde la tropopausa se encuentra a la altura donde se produce la inversión térmica debida a la capa de ozono.

En la gráfica 8 se han representado los datos obtenidos de presión en función de la temperatura. Además se muestran las curvas de presión de vapor de saturación para el  $CO_2$  y para el  $H_2O$ . Centremonos en el mínimo observado a una presión  $p = 5,36 \cdot 10^{-2} Pa$  y  $T = 99,9K$ . Este

punto y algunos de alrededor cumplen la condición  $p_v = x_{vv} p(T) \geq p_{vs}(T)$  para el  $CO_2$ . En esta región la temperatura observada está por debajo de la temperatura de condensación del  $CO_2$  a esas presiones. Por ello, en un principio se podría pensar que la *MSL* atravesó una región con nubes de  $CO_2$  durante su descenso. Este mínimo también se observó durante el descenso de la *Pathfinder* como se puede ver en la gráfica 20. Debido a esto, a partir de ese momento se empezaron a equipar a las misiones de Marte con detectores de nubes de  $CO_2$ . Comentemos a continuación el análisis realizado en [17] acerca de la existencia de nubes durante el descenso del *Curiosity*. Hasta el momento, no se habían observado nubes de  $CO_2$  en Marte a estas altitudes, estación del año y lugar de aterrizaje de la *MSL*. Aunque es cierto que en otras estaciones del año ( $L_s = 10 - 40^\circ$ ) sí es posible observar nubes en el punto de aterrizaje de la *MSL*. Durante el descenso del *Curiosity*, ningún instrumento que portaba la *Mars Express* detectó nubes de  $CO_2$ . Además, simulaciones numéricas predijeron que el lugar de aterrizaje de la *MSL* no era una región propensa para la propagación de ondas gravitacionales, estas oscilaciones son clave a la hora de formación de una nube de  $CO_2$ . Por estas razones, es altamente improbable que el mínimo observado por la *MSL* evidencie la presencia de nubes de  $CO_2$ . Por último hagamos un comentario acerca de los mecanismos de formación de nubes. Aunque se den las condiciones de temperatura y presión necesarias para que se produzca la condensación de una especie y por tanto, la creación de una nube, existen gran cantidad de factores que pueden no permitir la formación y crecimiento de nubes, como por ejemplo, la ausencia de un núcleo de condensación. En esta gráfica también se puede observar como también se dan las condiciones de presión y temperatura para que se puedan formar nubes de agua. De nuevo, el hecho que se den estas condiciones no implica de manera directa la existencia de nubes.

En la figura 16 se muestra la temperatura medida por la *MSL* junto con el modelo de temperatura propuesto en el apartado 3.3. Como se puede observar en la gráfica, este modelo no se ajusta de manera correcta a las medidas tomadas durante el descenso. Esto es debido principalmente a la simplicidad de este. Los perfiles de temperatura en Marte suelen presentar gran cantidad de oscilaciones térmicas. La razón de ellas es la dinámica atmosférica. Las corrientes y mareas juegan un papel muy importante en el caso de la atmósfera marciana. A todo esto hay que añadir el acusado mínimo de temperatura que se observó a la altura de  $80 \text{ km}$ . Como se puede observar en [17, 21] y aunque es cierto que la *Pathfinder* registró un mínimo parecido, perfiles de temperatura de otras sondas como las *Viking* u orbitadores como la *MGS* no presentan una temperatura tan baja a esa altitud. A pesar de la simplicidad de este modelo, se puede obtener una conclusión relevante acerca del polvo presente en el momento del descenso. Por debajo de los  $40 \text{ km}$ , los datos medidos por la *MSL* se acercan más a la pendiente del gradiente térmico adiabático seco que a la pendiente del gradiente térmico adiabático con presencia de polvo en suspensión. Esta observación puede parecer curiosa teniendo en cuenta que la estación en la que aterrizó la *MSL* ( $L_s = 150, 6^\circ$ ) se considera dentro del intervalo de longitud solar donde la presencia de polvo en suspensión en Marte es relevante. Según [22], teniendo en cuenta el patrón de polvo en suspensión en Marte se pueden distinguir dos períodos. La estación polvorienta en Marte se considera a los meses dentro del intervalo de longitud solar  $L_s = 135 - 360^\circ$ . Por otro lado, los meses comprendidos entre  $L_s = 0 - 135^\circ$  son considerados parte de la estación no polvorienta. Por último, comparemos la temperatura de equilibrio  $T_E \sim 215 \text{ K}$  con la temperatura media de la superficie en Marte  $T_{sup} \sim 235 \text{ K}$ . Vemos que  $T_E < T_{sup}$ , este es un fenómeno debido al efecto invernadero. La relación entre estas dos temperaturas da cuenta de la importancia que tiene este efecto en cada planeta. Por ejemplo, Venus es un planeta con un fuerte efecto invernadero. Su temperatura de equilibrio es  $T_E = 240 \text{ K}$  mientras que su temperatura en la superficie es de  $T_{sup} = 733 \text{ K}$ . El motivo por el que Marte no sufre un gran efecto invernadero es debido a la fina atmósfera que tiene.

En la figura 17 se ha representado la estabilidad atmosférica  $S_T$  en función de la altura. Como se ha explicado en el apartado 3.3,  $S_T$  refleja la estabilidad de la atmósfera ante pequeños desplazamientos verticales en ausencia de vientos. Como se observa en la gráfica, la estabilidad

atmosférica observada es mayor que cero ( $S_T > 0$ ) en prácticamente todas las alturas. Este hecho implica que cuando una parcela de aire sufra una pequeña perturbación, comenzará a oscilar en torno a la posición de equilibrio intercambiando energía cinética y potencial.

En la figura 18 se ha comparado los datos de densidad de la *MSL*, *Pathfinder* y MCD. Vemos que la densidad en los tres casos tiene la misma tendencia. Sin embargo, por encima de los 60 *km* de altitud, se observa como a una misma altura, la densidad de la *Pathfinder* es menor que la medida por la *MSL* y estas dos a su vez son menores que la densidad obtenida por la MCD. Aunque estas diferencias pueden parecer pequeñas, más adelante veremos como influyen de manera directa en los perfiles de presión y temperatura. Por debajo de los 60 *km* se puede observar como las tres curvas convergen y sus valores son prácticamente iguales para cada altura. Las medidas de la *MSL* y *Pathfinder* no se extienden hasta la superficie pues recordemos que ambas sondas dejaron de tomar datos después de la suelta del paracaídas. Sin embargo, según la gráfica se puede deducir que en el caso de haberse tomado estas medidas, sus valores hubieran sido similares a los de la MCD.

En la figura 19 se puede observar la presión medida por la *MSL*, *Pathfinder* y MCD. De nuevo, el comportamiento es similar al caso de la densidad. Los datos concuerdan bastante bien para alturas menores de 60 *km*. Sin embargo, no ocurre lo mismo a alturas por encima de 60 *km*. La presión obtenida por la *Pathfinder* es menor que la medida por la *MSL* a una misma altura. Este hecho se puede explicar como una consecuencia directa de las medidas de densidad. En ambas sondas la presión se obtuvo a partir de la densidad mediante la ecuación hidrostática (2). En esta expresión se puede observar como presión y densidad están relacionadas de manera lineal. Sin embargo, este razonamiento no se puede utilizar para explicar el hecho de que los valores de presión de la MCD sean mayores que los de la *MSL* y *Pathfinder* a una misma altura. La razón de ello es que no se conoce si estos también se han obtenido a través de la densidad.

En la figura 20 se ha representado la temperatura de la *MSL*, *Pathfinder* y MCD en función de la altura. Comentemos primero el perfil obtenido por la *Pathfinder*. A pesar de que esta sonda aterrizó 17 años antes que el *Curiosity* en un punto distinto y durante la noche. Ambos perfiles de temperatura concuerdan bastante. Los dos presentan el acusado mínimo a la altura de 80 *km*. Por encima de este, la *Pathfinder* atravesó también una zona isoterma entre los 90 y 110 *km*. Además, se observa también el mínimo de temperatura a una altura de unos 120 *km*. La notable diferencia con la *MSL* es la inversión que fue medida por la *Pathfinder* en la troposfera. Este hecho es debido a que las medidas fueron tomadas por la noche. En Marte, estas inversiones en la capa más baja de la atmósfera ocurren por la noche de manera habitual. Otra diferencia presente es la temperatura por encima de los 130 *km*. En el caso de la *Pathfinder*, la temperatura comienza a disminuir a medida que aumenta la altura a partir de esa altitud. Sin embargo, las medidas de la *MSL* muestran como la temperatura aumenta a medida que aumenta la altitud. Este fenómeno se puede atribuir a que la temperatura en estas capas tan elevadas de la atmósfera está condicionada por la radiación solar. Por la noche, la radiación solar disminuye de manera considerable haciendo que estas capas se enfríen rápidamente. Por otro lado, los datos obtenidos de la MCD solo concuerdan con los de la *MSL* o *Pathfinder* para alturas por debajo de 60 *km*. Como se puede observar, la MCD no presenta el mínimo a los 80 *km*, ni la región isoterma por encima de este. Este perfil solamente presenta un mínimo a una altura de 120 *km*. Por encima de este la temperatura comienza a aumentar a medida que se incrementa la altura como es propio en la termosfera. Por último, mencionemos que las oscilaciones térmicas están presentes de manera evidente en los tres perfiles. Este hecho prueba de nuevo que la atmósfera marciana es muy cambiante y presenta una gran dinámica.

En la figura 21 se ha representado la presión en la superficie en función de la longitud solar a diferentes latitudes. La gráfica muestra claramente los ciclos de presión que ocurren en Marte a lo largo del año debido a la condensación/sublimación del dióxido de carbono que se encuentra en los polos. Durante la primavera en el hemisferio norte ( $L_s = 0^\circ$ ), el casquete polar que

se encuentra en este hemisferio comienza a sublimarse liberando grandes cantidades de  $CO_2$  a la atmósfera. Por este motivo, la presión aumenta hasta que alcanza un máximo en verano ( $L_s = 90^\circ$ ). Llegados a este punto, la presión comienza a disminuir pues en el hemisferio sur ocurre lo contrario debido a que se encuentra en la estación de invierno. En esta región y durante el invierno polar, el dióxido de carbono se condensa formando nubes que hacen que nieve  $CO_2$  en el casquete del polo sur. Por ello, justo antes de la llegada de la primavera en el hemisferio sur y otoño en el hemisferio norte ( $L_s = 180^\circ$ ), la presión alcanza un mínimo. Una vez llega la primavera al hemisferio sur, comienza de nuevo el ciclo. La presión aumenta debido a que la radiación solar sublima el casquete del polo sur. Este incremento se produce hasta que comienza el invierno en el hemisferio norte ( $L_s = 270^\circ$ ) haciendo que de nuevo se formen las nubes y ocurra la precipitación del  $CO_2$ . Justo antes de llegada de la primavera en el hemisferio norte ( $L_s = 0/360^\circ$ ) ocurrirá de nuevo el mínimo de presión. Llegados a este punto, el ciclo se volverá a repetir. En la gráfica vemos también como la presión varía en función de la latitud. Las diferencias de presión en función de la latitud se deben a diferentes razones. Un motivo evidente es la orografía, es decir, la altitud de un punto respecto del centro de masas de Marte. La ecuación hidrostática (2) nos dice que la presión disminuye al aumentar la altura. Otro motivo mencionado en [23] es puramente dinámico y está directamente relacionado con los fuertes vientos marcianos. De hecho, la dinámica atmosférica predomina sobre el efecto de la orografía en regiones situadas a altas latitudes. A continuación, realicemos un comentario importante sobre la relación que existe entre la concentración de vapor de agua en la atmósfera de Marte y los ciclos de condensación/sublimación del  $CO_2$ . Durante el verano en el hemisferio norte, el casquete de dióxido de carbono desaparece por completo dejando al descubierto una capa de agua sepultada que también se libera a la atmósfera. Este es el motivo por el que los ciclos de presión y la concentración de vapor de agua a lo largo del año guardan cierta relación. En [20] se ha representado la gráfica de la concentración de vapor de agua a lo largo del año marciano. En ella se puede observar como la concentración de agua también presenta un máximo antes de la llegada del verano del hemisferio norte. Este máximo ocurre también antes del verano en el hemisferio sur. Sin embargo, como se ha mencionado en 3.5, durante el verano en el hemisferio sur, el  $CO_2$  no llega a sublimarse del todo haciendo que la capa de agua sepultada no quede al descubierto. Este fenómeno sugiere que para que se produzca ese máximo debe existir una o varias fuentes alternativas de vapor de agua.

En la figura 22 se ha representado la temperatura en función de la altura para diferentes horas del día marciano. Estos datos han sido obtenidos de la MCD. Como se puede observar en la gráfica, cada perfil de temperatura presenta gran cantidad de oscilaciones. En las capas más altas de la atmósfera, las diferencias de temperatura a una misma altura pueden llegar a variar unos 50 K en función de la hora del día. Sin embargo, a medida que se desciende estas variaciones van disminuyendo hasta que se hacen mínimas a una altura de 10 km. En la superficie de Marte, podemos observar como las variaciones de temperatura a lo largo del día pueden llegar a ser de 90 K. La razón de esta gran variación es debido a que la atmósfera de Marte es muy “tenue” y la superficie del planeta tiene una baja inercia térmica. Esto hace que la temperatura en la superficie de Marte sea tan dependiente de los ciclos de radiación del Sol. Asimismo, este hecho provoca que la superficie en Marte se caliente antes que en la Tierra. Podemos observar que el máximo de temperatura en Marte se produce sobre las 12 h mientras que en nuestro planeta ocurre sobre las 15-16 h del día. Otro fenómeno a resaltar de esta gráfica es que también se observa la inversión de temperatura en la troposfera durante la noche. Este hecho concuerda muy bien con los datos de temperatura medidos por la *Pathfinder*. Por último, comentemos un fenómeno curioso de la atmósfera de Marte. La temperatura sobre la superficie y a una altura de 10 metros sobre ella puede variar 15 K. Este fenómeno no ocurre en la Tierra y es un ejemplo de como el calor en la atmósfera marciana se disipa rápidamente.

## 7. Conclusiones

En este apartado se comentarán las principales conclusiones obtenidas a lo largo del trabajo. En primer lugar, gracias a las gráficas relativas a la trayectoria se han podido observar los eventos más relevantes durante el descenso de la *MSL*. Las curvas observadas en estas gráficas son totalmente distintas a misiones previas debido al innovador diseño del descenso propuesto por la NASA. La etapa de vuelo horizontal que experimentó la cápsula durante el descenso ha sido claramente diferenciada. La utilización de un vuelo guiado fue clave para minimizar la elipse de aterrizaje del *Curiosity* y asegurar el éxito de la misión. En segundo lugar, los datos de presión y densidad adquiridos durante el descenso presentan un comportamiento exponencial. En lo relativo a la temperatura, destaca el acusado mínimo de temperatura a la altura de  $80\text{ km}$ . Aunque este mínimo puede sugerir la existencia de nubes, otras observaciones y simulaciones predicen que es bastante improbable que nubes de  $CO_2$  estuvieran presentes durante el descenso de la *MSL*. El perfil de temperatura en la troposfera junto con el modelo de temperatura propuesto parecen indicar que las condiciones de polvo durante el descenso no corresponden a la estación en la que se produjo la entrada de la *MSL*. En tercer lugar, los datos de densidad y presión de la *MSL*, *Pathfinder* y MCD han sido comparados. Estos perfiles concuerdan bastante bien por debajo de los  $60\text{ km}$  de altitud. Sin embargo, por encima de esa altitud se observan comportamientos ligeramente distintos. Los perfiles de temperatura de la *Pathfinder* y *MSL* muestran la existencia de dos mínimos de temperatura mientras que la MCD solo muestra uno. Por último, las medidas de la MCD han servido para comprobar como son los ciclos de presión en Marte a lo largo del año. Esta variación está directamente ligada con el  $CO_2$  y los casquetes polares. También se han observado cambios importantes en la temperatura a lo largo del día marciano. La “tenue” atmósfera de Marte provoca que la temperatura en la superficie dependa principalmente de los ciclos de radiación solares.

## Referencias

- [1] Luis Vázquez y José Luis Vázquez Poletti. «La gran aventura de la exploración de Marte». En: *bie3: Boletín IEEE* 13 (2019), págs. 481-498.
- [2] Nasa Science Mars Exploration. *The Mars Science Goals*. Última visita 21/09/2023. URL: [https://mars.nasa.gov/#red\\_planet/1](https://mars.nasa.gov/#red_planet/1).
- [3] Calvin J.Hamilton. *Chronology of Space Exploration*. Última visita 25/09/2023. URL: <https://solarviews.com/span/craft2.htm#mars>.
- [4] Nasa Science Mars Exploration. *Misiones de la Nasa en Marte*. Última visita 26/09/2023. URL: <https://mars.nasa.gov/mars-exploration/missions>.
- [5] Nasa Aeronautics y Space Administration. *Mars Climate Orbiter*. Última visita 03/10/2023. URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1998-073A>.
- [6] European Space Agency. *Mars Express*. Última visita 04/10/2023. URL: <https://sci.esa.int/web/mars-express/>.
- [7] Daniel Marín. *¿Qué sucedió con Fobos-Grunt?* Última visita 05/10/2023. 2012. URL: <https://danielmarin.naukas.com/2012/02/01/que-sucedio-con-fobos-grunt/>.
- [8] José Luis Palencia. *Todas las misiones a Marte: pasadas, presentes y futuras*. Última visita 06/10/2023. URL: <https://es.digitaltrends.com/espacio/misiones-planeta-marte/>.
- [9] National Aeronautics y Space Administration. *Mars Curiosity Rover*. Última visita 16/11/2023. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/home/>.
- [10] Ravi Prakash et al. «Mars Science Laboratory entry, descent, and landing system overview». En: *2008 IEEE Aerospace Conference*. IEEE. 2008, págs. 1-18.
- [11] James J Wray. «Gale crater: the Mars Science Laboratory/Curiosity rover landing site». En: *International Journal of Astrobiology* 12.1 (2013), págs. 25-38.
- [12] David E Smith et al. «The global topography of Mars and implications for surface evolution». En: *science* 284.5419 (1999), págs. 1495-1503.
- [13] TC Duxbury et al. «The location of Airy-0, the Mars prime meridian reference, from stereo photogrammetric processing of THEMIS IR imaging and digital elevation data». En: *Journal of Geophysical Research: Planets* 119.12 (2014), págs. 2471-2486.
- [14] Eduardo García Llama. «Crónica de la llegada a otro mundo». En: *Investigación y Ciencia* (2015), págs. 78-83.
- [15] Richard P Kornfeld et al. «Verification and validation of the Mars Science Laboratory/Curiosity rover entry, descent, and landing system». En: *Journal of Spacecraft and Rockets* 51.4 (2014), págs. 1251-1269.
- [16] Miguel San Martin et al. «In-flight experience of the Mars Science Laboratory guidance, navigation, and control system for entry, descent, and landing». En: *CEAS Space Journal* 7 (2015), págs. 119-142.
- [17] C Holstein-Rathlou, A Maue y P Withers. «Atmospheric studies from the Mars Science Laboratory Entry, Descent and Landing atmospheric structure reconstruction». En: *Planetary and Space Science* 120 (2016), págs. 15-23.
- [18] David W Way. «Preliminary assessment of the mars science laboratory entry, descent, and landing simulation». En: *2013 IEEE Aerospace Conference*. IEEE. 2013, págs. 1-16.
- [19] Agustín Sánchez-Lavega. *An introduction to planetary atmospheres*. Editorial: Taylor and Francis Group. 2011. ISBN: 978-1-4200-6732-3.

- [20] F.W.Taylor. *Planetary atmospheres*. Editorial: Oxford University Press. 2010. ISBN: 978-0-19-954742-5.
- [21] Julio A Magalhães, John T Schofield y Alvin Seiff. «Results of the Mars Pathfinder atmospheric structure investigation». En: *Journal of Geophysical Research: Planets* 104.E4 (1999).
- [22] Hessa Almatroushi et al. «Emirates Mars mission characterization of Mars atmosphere dynamics and processes». En: *Space Science Reviews* 217.8 (2021), pág. 89.
- [23] Frédéric Hourdin et al. «Meteorological variability and the annual surface pressure cycle on Mars». En: *Journal of the atmospheric sciences* 50.21 (1993), pág. 11.
- [24] Christopher D Karlgaard et al. «Mars science laboratory entry atmospheric data system trajectory and atmosphere reconstruction». En: *Journal of Spacecraft and Rockets* 51.4 (2014), págs. 1029-1047.
- [25] François Forget et al. *Mars Climate Database*. Última visita 08/04/2024. URL: <https://www-mars.lmd.jussieu.fr/>.

## Anexo

En esta sección se mostrarán el resto de gráficas e información adicional relativa al trabajo.

### □ Gráficas relativas a la trayectoria de la MSL

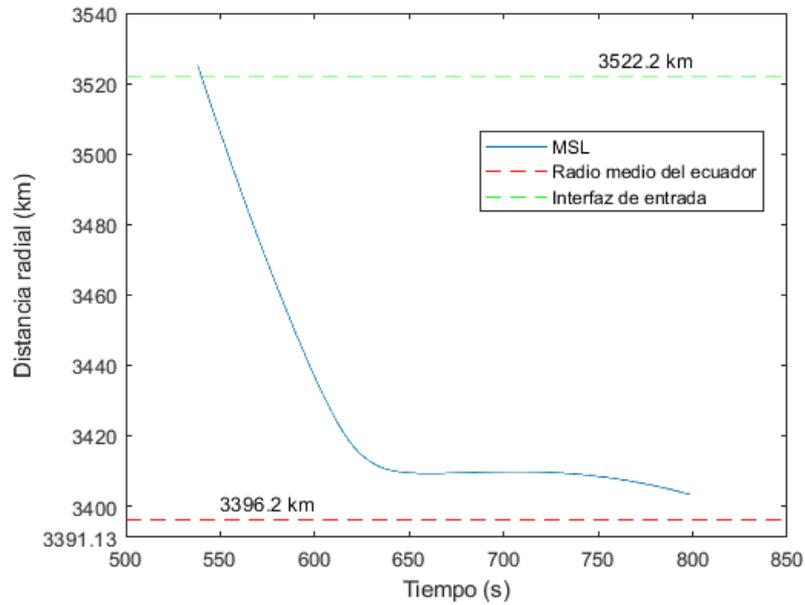


Figura 10: Distancia radial (en km) respecto del centro de masas de Marte del *Curiosity/MSL* (en azul) en función del tiempo (en segundos) durante el descenso. Altura del radio medio del ecuador de Marte respecto del centro de masas de Marte (en rojo discontinuo). Altura de la interfaz de entrada respecto del centro de masas de Marte (en verde discontinuo). El eje de abscisas se encuentra a una distancia radial respecto del centro de masas de Marte de 3391,13 km, por lo que muestra la distancia radial del punto de aterrizaje del *Curiosity*.

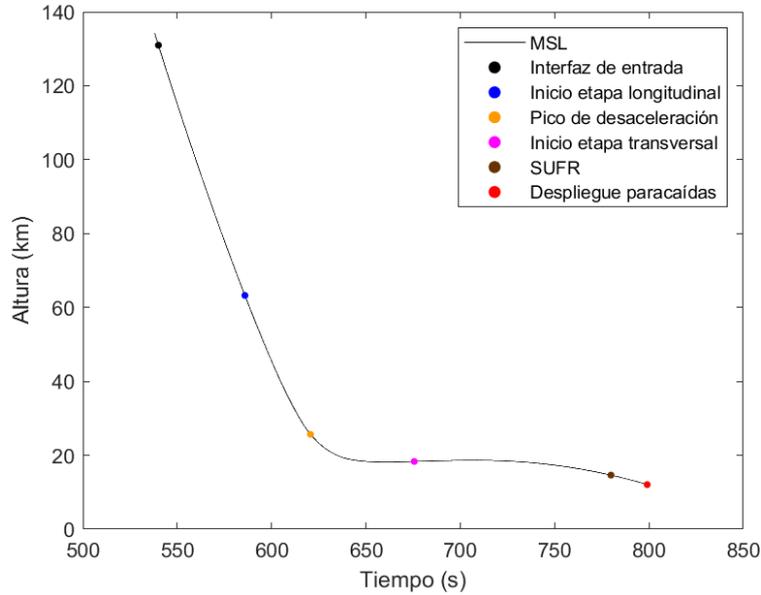


Figura 11: Altura (en km) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity* en función del tiempo (en segundos) durante el descenso. Los puntos muestran los eventos más importantes que se produjeron durante esta parte del descenso. Los instantes de estos eventos se han obtenido de [24]. A partir de estos instantes se ha obtenido la altura a través de nuestros datos.

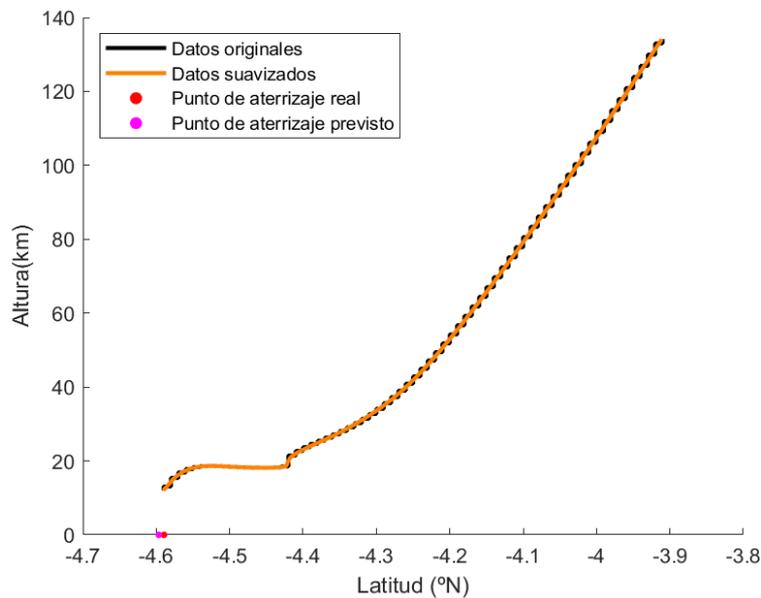


Figura 12: Datos originales (negro) de latitud (en grados al Norte) en función de la altura (en km) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity* durante el descenso de la *MSL*. El suavizado de los datos (naranja) se realizó mediante un promediado de tipo Savitzky-Golay. También se muestra el punto de aterrizaje real (rojo) del *Curiosity* y el punto previsto de aterrizaje (magenta).

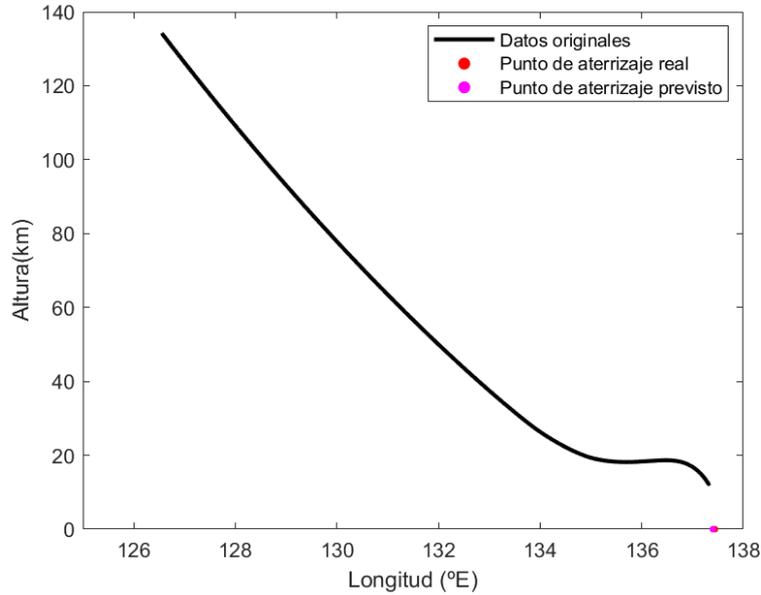


Figura 13: Datos de longitud (en grados al Este) (negro) en función de la altura (en km) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity* durante el descenso de la *MSL*. También se muestra el punto de aterrizaje real (rojo) del *Curiosity* y el punto previsto de aterrizaje (magenta).

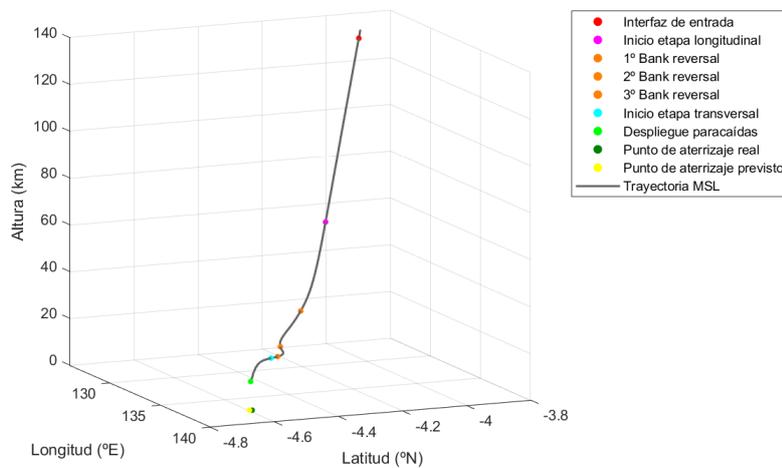


Figura 14: Trayectoria (gris) de la *MSL* durante la entrada atmosférica. Los puntos muestran los eventos más importantes a destacar durante el descenso. Los instantes de estos eventos se han obtenido de [24]. Los valores de latitud utilizados han sido suavizados mediante un promediado de tipo Savitzsky-Golay.

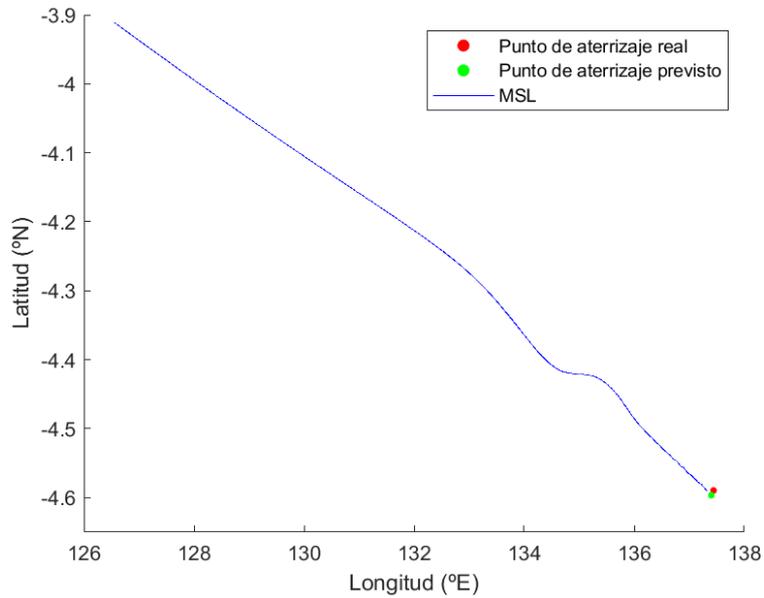


Figura 15: Longitud (en grados al Este) (azul) en función de la latitud (en grados al Norte) durante el descenso del *Curiosity*. También se muestra el punto de aterrizaje real (rojo) del *Curiosity* y el punto previsto de aterrizaje (verde).

#### □ Gráficas relativas a la atmósfera de Marte

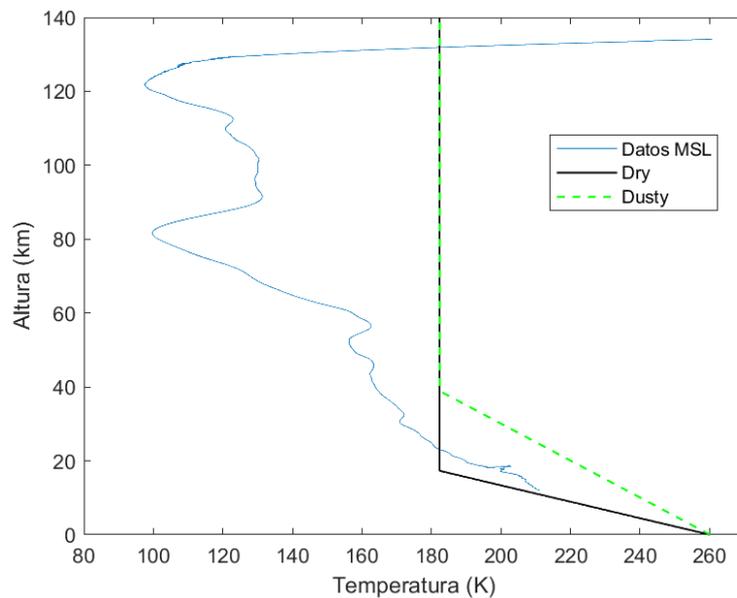


Figura 16: Temperatura suavizada (en K) medida durante el descenso en función de la altura (en *km*) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity* (azul). Modelo del apartado 3.3 para una atmósfera seca (negro) y para una atmósfera con polvo en la troposfera (verde discontinuo).

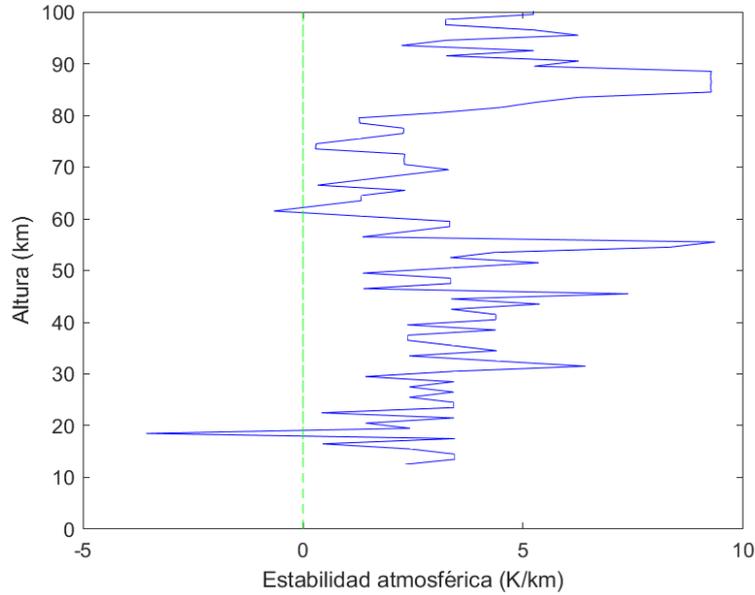


Figura 17: Estabilidad atmosférica  $S_T$  (en  $km/K$ ) obtenida a través de la ecuación (26) a partir de los datos del *Curiosity*. El valor de la capacidad calorífica se ha tomado constante ( $c_p = 830 JK^{-1}kg^{-1}$ ). Este valor ha sido obtenido de [19].

□ Comparación del los perfiles atmosféricos obtenidos por la *MSL*, *Pathfinder* y MCD

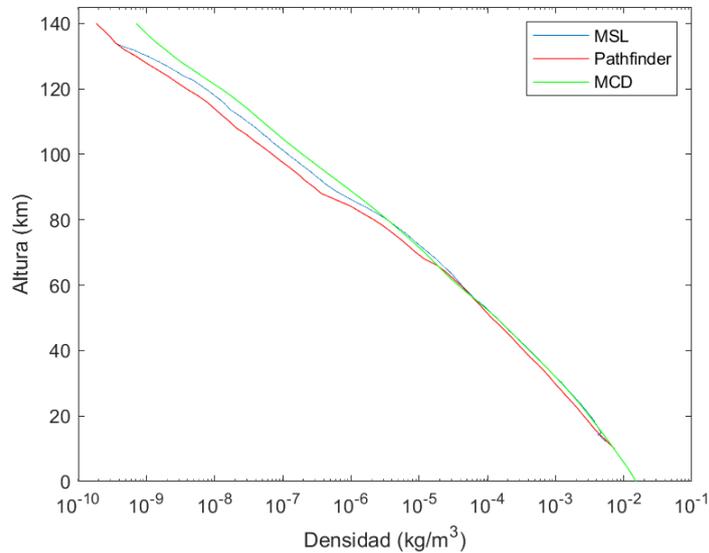


Figura 18: Densidad (en  $kg/m^3$ ) medida durante el descenso en función de la altura (en  $km$ ) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity* (rojo). Los datos de la *Pathfinder* muestran la densidad en función de la altura (en  $km$ ) respecto del punto de aterrizaje de este (rojo). Los datos de densidad de la MCD han sido obtenidos en el momento de descenso del *Curiosity* (verde). Los valores de altura de la MCD se han obtenido respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity*.

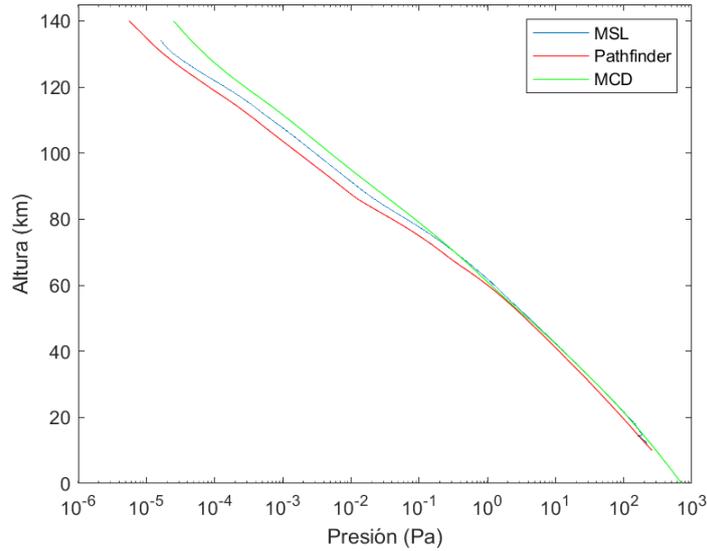


Figura 19: Presión (en Pa) medida durante el descenso en función de la altura (en  $km$ ) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity* (rojo). Los datos de la *Pathfinder* muestran la presión en función de la altura (en  $km$ ) respecto del punto de aterrizaje de este (rojo). Los datos de presión de la MCD han sido obtenidos en el momento de descenso del *Curiosity* (verde). Los valores de altura de la MCD se han obtenido respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity*.

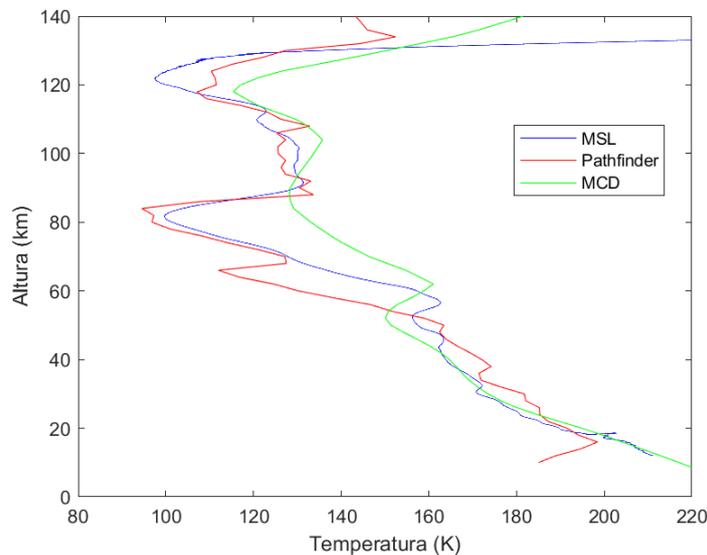


Figura 20: Temperatura (en K) medida durante el descenso en función de la altura (en  $km$ ) respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity* (azul). Los datos de la *Pathfinder* muestran la temperatura en función de la altura (en  $km$ ) respecto del punto de aterrizaje de este (rojo). Los datos de temperatura de la MCD han sido obtenidos en el momento de descenso del *Curiosity* (verde). Los valores de altura de la MCD se han obtenido respecto del punto de aterrizaje del *Curiosity*.

## □ Ciclos de presión y temperatura

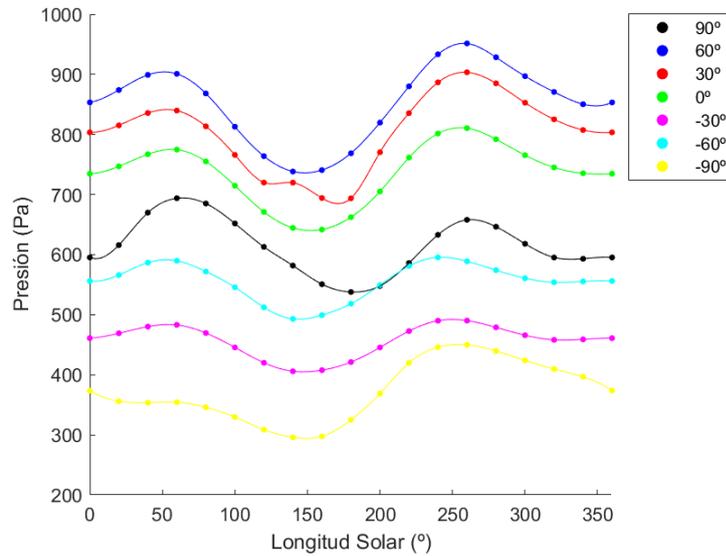


Figura 21: Presión (en Pa) en función de la longitud solar (en grados) en la superficie de Marte en el punto de longitud de aterrizaje del *Curiosity* ( $L=137,4^\circ$ ) y a diferentes latitudes ( $90,60,30,0,-30,-60,-90$ ). Los datos han sido obtenidos a partir de la MCD a lo largo del año del aterrizaje de la *MSL*. La longitud solar  $L_s$  es el ángulo que existe entre Marte y el Sol en función del punto de la órbita en el que se encuentre Marte alrededor del Sol.  $L_s=0^\circ$  corresponde al equinoccio de primavera en el hemisferio norte y así sucesivamente. La longitud solar es explicada con mayor detalle en el anexo.

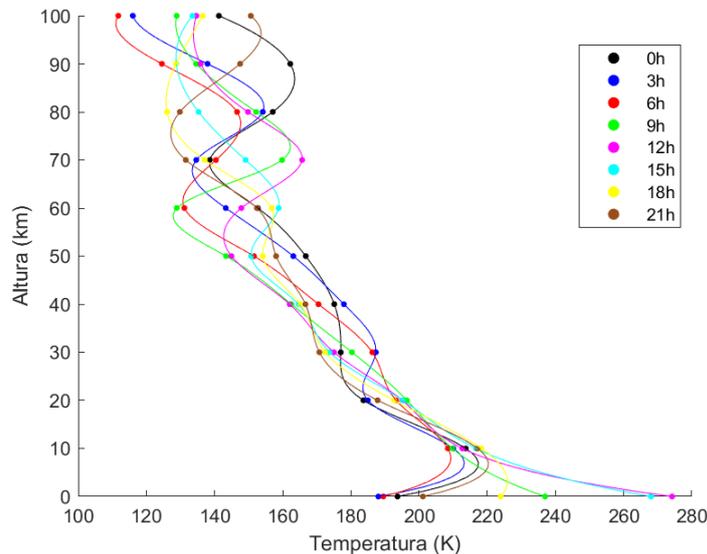


Figura 22: Temperatura (en K) en función de la altura (en km) para diferentes horas del día marciano (0h, 3h, 6h, 9h, 12h, 15h, 18h, 21h). Los datos fueron obtenidos a través de la MCD (Mars Climate Database) en el momento y coordenadas (latitud y longitud) de aterrizaje de la *MSL*.

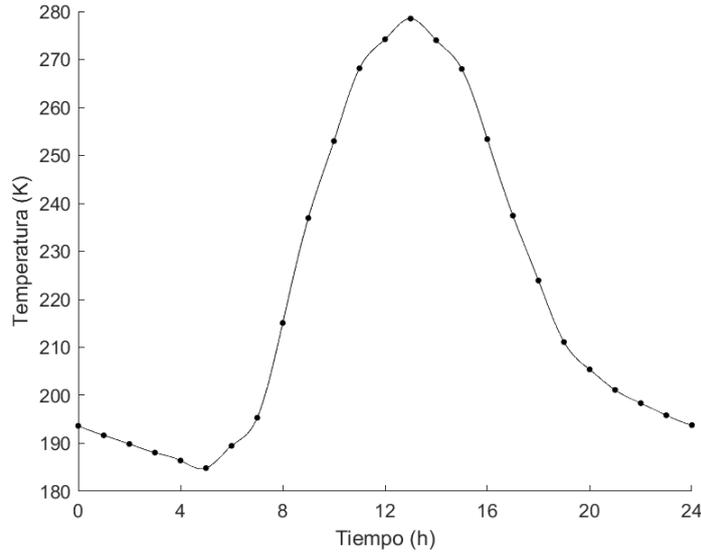


Figura 23: Temperatura (en K) en la superficie de aterrizaje de la *MSL* en función del tiempo (en horas marcianas). Los datos han sido obtenidos gracias a la MCD y corresponden al día de amartizaje del *Curiosity*.

### □ Datos relativos al Sol y Marte

En esta subsección presentaremos los datos relativos al Sol y Marte necesarios para calcular la temperatura efectiva  $T_E$  en Marte.

$R_{Sol}$ (Mm)	$T_{sup,Sol}$ (K)	$D_{PS}$ (Gm)	Albedo en Marte
696,34	5780	228	0,15

Cuadro 7: Valores utilizados para la obtención de las temperaturas  $T_E$  y  $T_X$ . Valores adaptados de [19].

### □ Longitud solar y estaciones en Marte

La longitud solar  $L_s$  es el ángulo que existe entre Marte y el Sol en función del punto de la órbita en el que se encuentre Marte alrededor del Sol. Se mide en grados y su valor oscila entre  $0^\circ$  y  $360^\circ$ . En la figura 24 se especifica a qué estación y mes corresponde cada ángulo de longitud solar, así como la duración de cada mes en soles marcianos. Recordemos que un sol marciano dura 88775.245 segundos, es decir, su duración es prácticamente similar al período de rotación terrestre alrededor de su eje. Por ello, una hora marciana dura solamente un poco más larga que una hora terrestre. También es importante mencionar que cuando un hemisferio se encuentra en una estación, el hemisferio opuesto se encuentra en la contraria. Por ejemplo, cuando es verano en el hemisferio norte, será invierno en el hemisferio sur. Los meses en Marte tienen una duración de  $30^\circ$  de longitud solar. El hecho de que la duración de los meses varíe entre 46 y 67 soles marcianos es debido a la excentricidad de la órbita de Marte. En la figura 25 se muestra la posición de Marte respecto del Sol junto con cada valor de longitud solar [25].

Month number	Ls range (degrees)		Sol range		duration (in sols)	specificities
1	0	30	0.0	61.2	61.2	Northern Hemisphere Spring Equinox at Ls=0
2	30	60	61.2	126.6	65.4	
3	60	90	126.6	193.3	66.7	Aphelion (largest Sun-Mars distance) at Ls=71
4	90	120	193.3	257.8	64.5	Northern Hemisphere Summer Solstice at Ls=90
5	120	150	257.8	317.5	59.7	
6	150	180	317.5	371.9	54.4	
7	180	210	371.9	421.6	49.7	Northern Hemisphere Autumn Equinox at Ls=180 Dust Storm Season begins
8	210	240	421.6	468.5	46.9	Dust Storm Season
9	240	270	468.5	514.6	46.1	Perihelion (smallest sun-Mars distance) at Ls=251 Dust Storm Season
10	270	300	514.6	562.0	47.4	Northern hemisphere Winter Solstice at Ls=270 Dust Storm Season
11	300	330	562.0	612.9	50.9	Dust Storm Season
12	330	360	612.9	668.6	55.7	Dust Storm Season ends

Figura 24: Meses en Marte y su relación con la longitud solar. Se especifica también la duración en soles marcianos de cada mes y algunas características que ocurren de manera cíclica como es el caso de las grandes tormentas de polvo en Marte. Adaptado de [25].

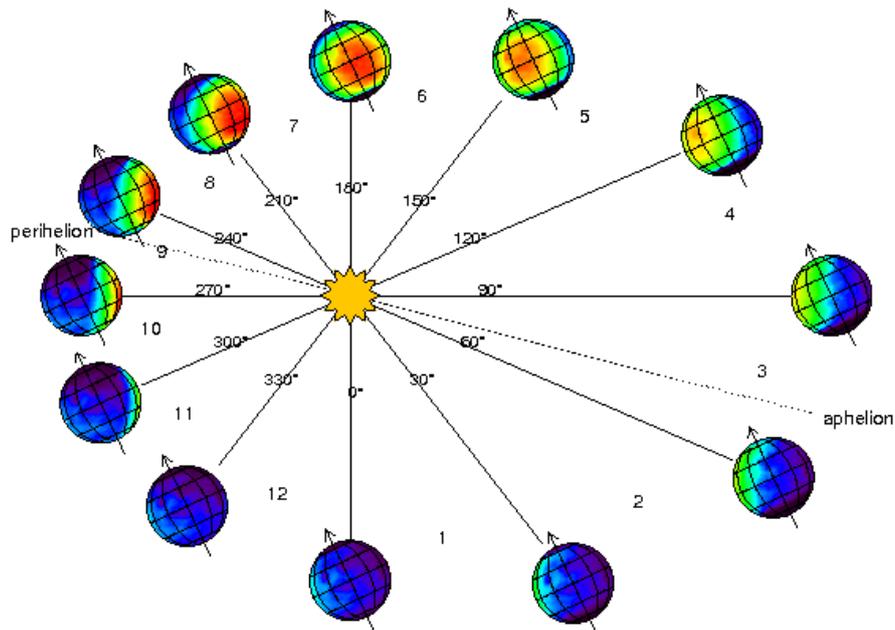


Figura 25: Posición de Marte respecto del Sol en función de los meses marcianos, o lo que es lo mismo, la longitud solar. Adaptado de [25].

#### □ Errores de la densidad, presión y temperatura

A continuación, se mostrarán las gráficas con los errores de los perfiles de densidad, presión y temperatura. Por último se mostrará una gráfica que muestra el método de obtención de los datos de la temperatura.

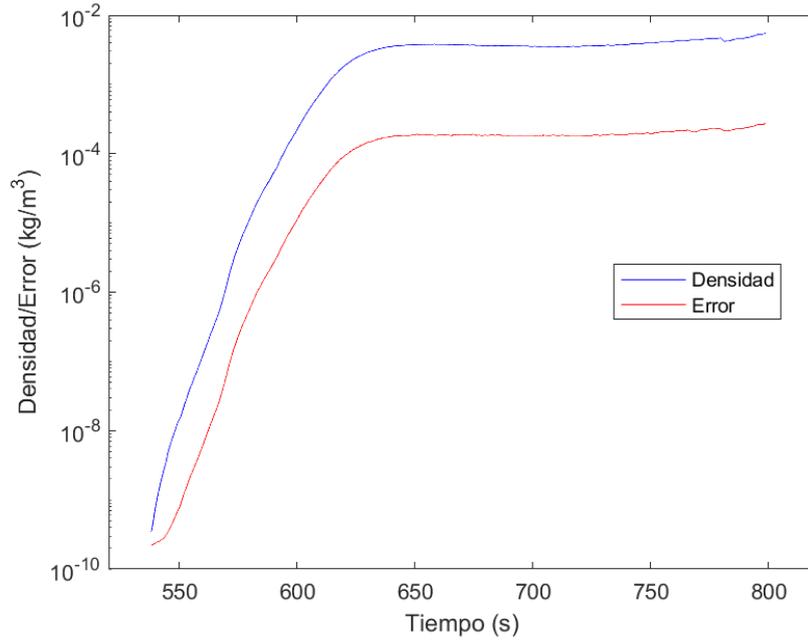


Figura 26: Densidad (azul) y su error (rojo) (en  $\text{kg/m}^3$ ) en función del tiempo (en  $s$ ).

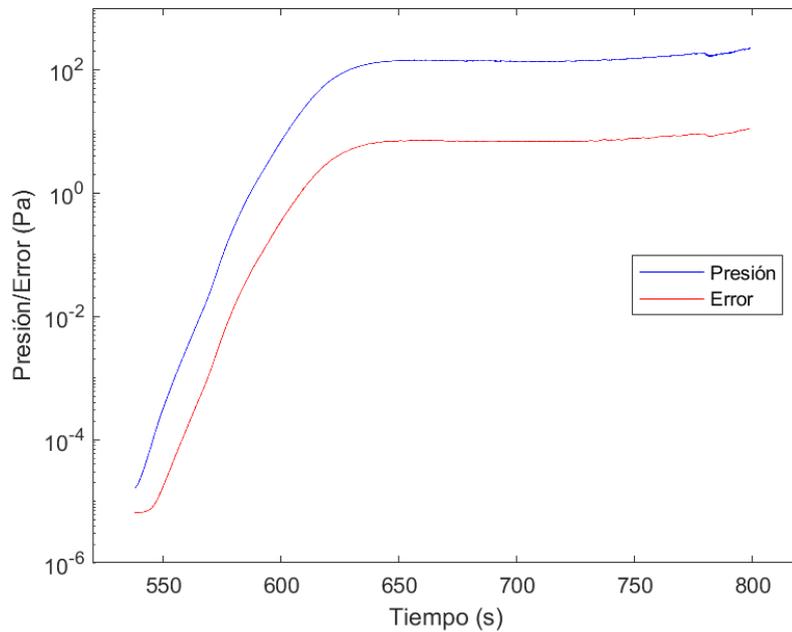


Figura 27: Presión (azul) y su error (rojo) (en  $\text{Pa}$ ) en función del tiempo (en  $s$ ).

Hagamos en este momento un comentario sobre las gráficas posteriores. La gráfica 28 muestra que el error de la temperatura se anula a partir del instante  $t = 628 s$ . Esto no quiere decir que el error a partir de ese momento sea nulo sino que no se habrá tenido acceso a los errores a partir de ese instante. Esto es debido a que los datos a partir de ese momento los datos de temperatura y sus errores se han obtenido a partir de la reconstrucción del JPL. Si nos fijamos en la gráfica 29 se ha representado con 1 los valores de temperatura que se obtuvieron mediante la reconstrucción del JPL y con un 0 los que se han adquirido mediante el método tradicional explicado en 2.2. El instante a partir del cual se utiliza la reconstrucción del JPL es el  $t = 628 s$ .

En la gráfica 11 se puede observar como este momento se produce antes de que la nave realice el vuelo horizontal. Esto es así pues recordemos que cuando la nave realiza un vuelo horizontal no se puede aplicar el método tradicional para obtener la temperatura y presión.

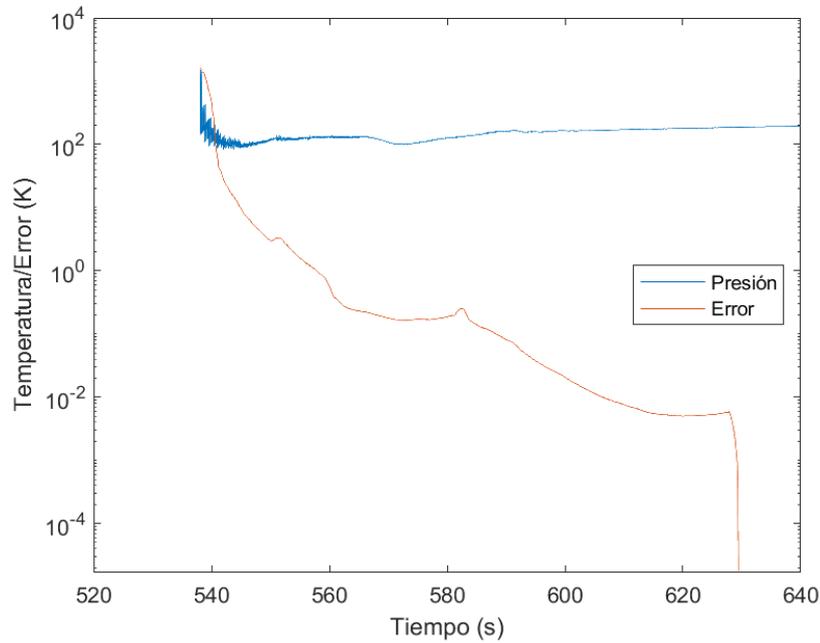


Figura 28: Temperatura (azul) y su error (rojo) (en  $K$ ) en función del tiempo (en  $s$ ).

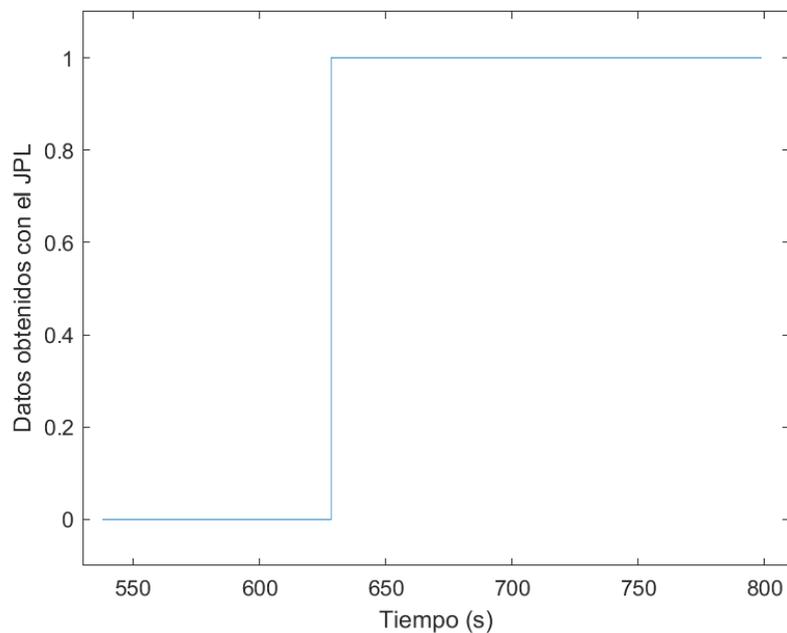


Figura 29: Datos de la temperatura que se obtuvieron mediante la reconstrucción atmosférica del JPL (representados con un 1). Datos de temperatura que se obtuvieron con el método tradicional explicado en 2.2 (representados con un 0).