

## Diseño preliminar térmico y estructural del instrumento NOMAD de ExoMars

**F. Navarro Medina, A. GómezSan Juan, I. Pérez Grande, G. Fernández Rico**  
Instituto Universitario de Microgravedad Ignacio da Riva. Universidad Politécnica de Madrid  
fermin.navarro@upm.es

---

*El vehículo espacial ExoMarsOrbiter, llamado Exomars Trace Gas Orbiter (EMTGO), se encuadra en una misión de la ESA/NASA, contribuyendo a las ambiciones europeas de misiones de exploración futura, según lo establecido en la declaración Aurora. Los objetivos del programa ExoMars dan continuidad a los esfuerzos de cooperación con la NASA para enviar una misión de retorno de una muestra de Marte en las siguientes décadas. Están previstas dos misiones dentro del programa ExoMars, una para 2016 y otra para 2018.*

*NOMAD (solar occultation in the infrared and Nadir and Occultation for Mars Discovery) es un espectrómetro de alta resolución en el infrarrojo-visible-ultravioleta, observando en las franjas de 0.2-0.65 y 2.3-4.2  $\mu\text{m}$ , para la inspección de la atmósfera de Marte. Dispone de tres canales (LNO, SO y UVIS) que operarán según tres modos distintos (ocultación solar, limbo y nadir).*

*NOMAD es un instrumento con una masa de 29.9 kg que está montado sobre la bandeja superior exterior, en la cara fría del vehículo, y debe estar fuertemente desacoplado del mismo desde un punto de vista térmico (con una conductancia total máxima de 0.02 W/K). Este desacoplamiento dificulta el diseño estructural de la unión con el vehículo. El diseño térmico debe estar capacitado además para evacuar el calor disipado internamente y las cargas exteriores, utilizando únicamente métodos de control térmico pasivos. Un requisito térmico adicional es el que impone el espectrómetro del canal LNO, que es una caja interior a NOMAD que debe ser enfriada a  $-100^\circ\text{C}$ .*

*Con el objeto de cumplir estos requisitos, se disponen dos radiadores: un radiador 'general' para mantener al conjunto del instrumento a una temperatura semejante a la ambiente terrestre, y un radiador multietapa en "V" para enfriar la sección del LNO a  $-100^\circ\text{C}$ . Éste último consiste en 4 etapas con placas delgadas, que disponen de una combinación de regiones de alta emisividad y otras de alta reflectividad, para evacuar el calor entre etapas. Además, se ha de alcanzar un compromiso entre la rigidez del radiador y la masa del mismo para disminuir la masa del radiador, las placas delgadas deben ser rigidizadas estructuralmente. Tanto su diseño térmico como el estructural representan un reto tecnológico, debido a su escasa presencia en misiones anteriores.*

*El modelo geométrico y los modelos matemáticos térmicos y estructurales se han construido siguiendo los estándares de la ESA. Esto es, la metodología utilizada ha sido la de efectuar primero un diseño conceptual preliminar, para posteriormente desarrollar un modelo térmico y otro estructural a nivel instrumento, con el software ESATAN y NASTRAN, ambos indicados por la ESA. Los resultados muestran la viabilidad de NOMAD desde un punto de vista térmico y estructural.*

---

### 1. INTRODUCCIÓN

El vehículo orbitador de Marte llamado Exomars Trace Gas Orbiter (EMTGO) se divide en dos misiones en 2016 y 2018. La misión de 2016 está liderada por la ESA, mientras que el vehículo sería lanzado por la NASA (está situación actual va a sufrir modificaciones después de negociaciones entre las distintas agencias espaciales). El orbitador marciano portará un vehículo de entrada, descenso, y aterrizaje de 600 kg (EDL).

La eyección del EDL tendrá lugar entre 3 y 5 días antes de la maniobra de inserción en órbita del orbitador ExoMars. Después de la maniobra, este orbitador permanecerá en una órbita elíptica 4 sol alrededor de Marte, que se mantendrá hasta que las comunicaciones del EDL se terminen por agotamiento de la energía de las baterías (unos 8 días). Posteriormente, el orbitador realizará una serie de maniobras hasta colocarse en una órbita de  $74^\circ$  de inclinación a una altura de 400 km. La fase de operaciones científicas durará

desde marzo de 2017 hasta abril de 2019. Desde entonces, desarrollará la función de comunicaciones hasta finales de 2022.

NOMAD (solar occultation in the infrared and Nadir and Occultation for Mars Discovery) es un espectrómetro de alta resolución en el infrarrojo-visible-ultravioleta, observando en las franjas de 0.2-0.65 y 2.3-4.2  $\mu\text{m}$ , para la inspección de la atmósfera de Marte. NOMAD consta de tres canales: SO, que mide la ocultación solar operando en el dominio de longitud de onda del infrarrojo; LNO, que mide en infrarrojo y lo hace según el nadir, pero también mide la ocultación solar y según el limbo; y UVIS, que es un canal en el dominio visible y ultravioleta (200-650 nm), y puede trabajar en todos los modos de observación. Los canales SO y LNO operan en el dominio de 2.2-4.3  $\mu\text{m}$ .

Como requerimiento térmico más crítico, se pide que la temperatura de una caja de dimensiones 0.03 m x 0.02 m x 0.01 m, contenida en la bandeja del canal LNO, sea de  $-100^\circ\text{C}$ . Este requisito es el que guía al diseño térmico, y junto con las restricciones de volumen disponible para el radiador, conduce al diseño de un radiador criogénico multietapa. La principal inspiración para este radiador ha sido el sistema VGIR (radiador de aislamiento con cavidades en V), propuesto por [1]. Otras misiones como SPICA o EPIC [2], y Planck [3], han sido equipadas con sistemas parecidos, con el propósito de pre-enfriar etapas preliminares a los sistemas de enfriamiento. Sin embargo, el entorno de NOMAD es ligeramente diferente al de estas misiones, puesto que la misión de ExoMars es de observación de un planeta a muy baja altitud, lo que implica cargas de calor externas significativas. Además, la limitación en volumen de NOMAD imposibilita el uso de baffles, lo que es ampliamente utilizado para reducir la radiación parásita en sistemas similares [4].

Este documento se organiza como se explica a continuación. En la sección 2 se exponen los requisitos térmicos de NOMAD. En la sección 3 se describe el proceso de diseño térmico, y en la sección 4 se muestran los resultados. En la sección 5 se describe el estudio estructural. Para finalizar en la sección 6 se presentan algunas conclusiones.

## 2. REQUISITOS TÉRMICOS DE NOMAD

NOMAD es un instrumento de 29.9 kg de masa y de 0.5 m x 0.45 m x 0.35 m de tamaño, que está montado en una bandeja exterior de ExoMars, colocada en la cara fría del vehículo (ver figura 1).

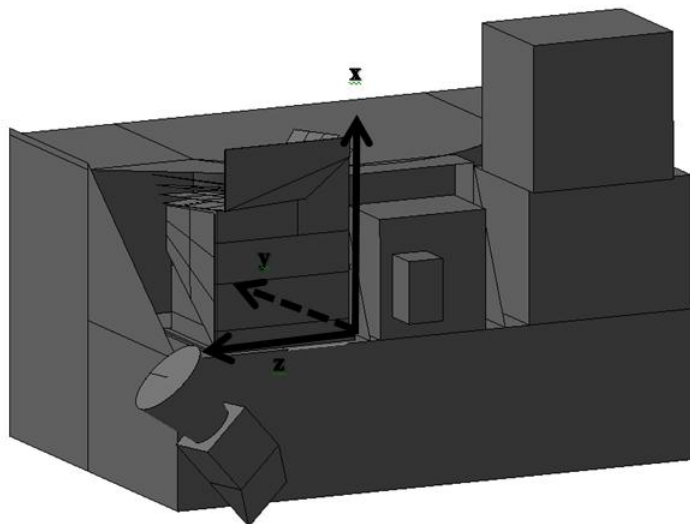


Figura 1. Vista esquemática de NOMAD en la cara superior de ExoMars, junto con los ejes de referencia.

El acoplamiento térmico con el vehículo espacial es una restricción térmica crítica, debido a la baja conductancia de la base atornillada, que debe ser inferior a 0.02 W/K. Esto implica que el instrumento está prácticamente aislado del resto del vehículo. Para cumplir este objetivo, y considerando también los requisitos estructurales, se diseña un tipo especial de pie, que se describirá en la sección 5.

Internamente, NOMAD está dividido en dos bandejas, una para el canal LNO y la otra para los otros dos canales SO y UVIS, tal y como se muestra en la figura 2. Las cajas de equipos electrónicos están colocadas debajo de la bandeja del canal SO, y consumen una cantidad considerable de potencia ( $\approx 34$  W). Para evacuar este calor, se coloca un radiador en la cara +Z del instrumento. En la bandeja del canal LNO, se ubica una caja más pequeña de 0.4 m x 0.2 m x 0.1 m, cuyo interior debe enfriarse a  $-100^\circ$  C para cumplir los requisitos científicos. Para cumplir este objetivo, se recubre la caja de un aislamiento multicapa (MLI) y, por otra parte, se conecta el interior de la caja a la última etapa del radiador multietapa, que es la etapa más fría. Debido a la gran cantidad de calor disipado en la parte templada del instrumento, existe una transferencia de calor residual considerable por radiación y conducción al interior de la caja criogénica del LNO. Esta cantidad es del orden de 1 W, lo que representa una cantidad bastante grande para evacuar a  $-100^\circ$  C. Puesto que el volumen máximo disponible para el radiador criogénico, no es suficiente para colocar una placa plana simple, se diseña un radiador criogénico multietapa, que será descrito en la sección 3.

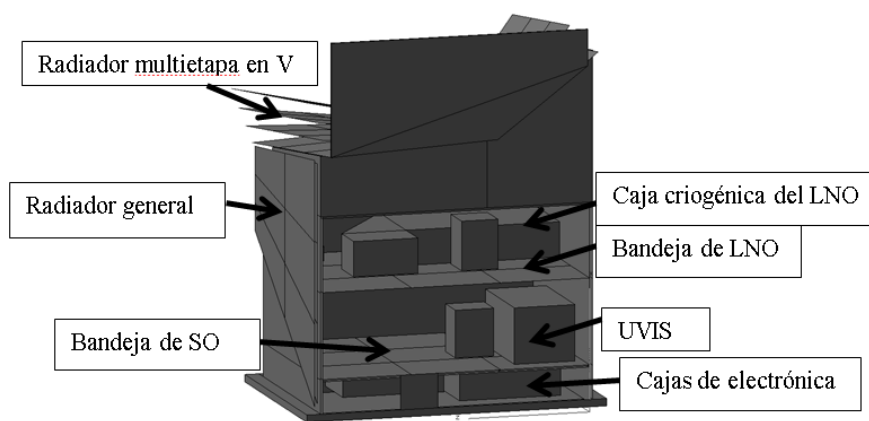


Figura 2. Vista interior esquemática de NOMAD, mostrando los componentes principales.

El proceso de diseño térmico es el habitual para vehículos espaciales. Durante la fase científica, que en este caso se produce durante la fase de la misión orbitando Marte, se dimensiona el tamaño de los radiadores necesario para evacuar el calor disipado interno y recibido externo para el caso crítico caliente, y se disponen de los calentadores (resistencias) con la potencia necesaria para mantener las temperaturas adecuadas de los diferentes componentes del instrumento. La duración típica de la órbita alrededor de Marte a 400 km de altura es de 120 minutos. En cada órbita, el vehículo realiza varias maniobras para proporcionar los campos de visión adecuados a los instrumentos. En el caso de NOMAD, las entradas y salidas en los eclipses de la órbita son utilizados por los canales SO y UVIS para medir la atmósfera de Marte en dirección al horizonte que forma la superficie de Marte y en dirección al Sol. Durante el resto de la órbita, los canales LNO y UVIS miden en dirección al nadir, mientras el vehículo realiza una rotación continua alrededor de la dirección nadir-cenit, de forma que la cara +X del vehículo no recibe nunca la luz solar directamente.

Además, en las proximidades de Marte, está previsto que el vehículo realice una maniobra de frenado con la atmósfera marciana, y todas las caras del vehículo y de los instrumentos deben ser diseñadas para soportar de forma adecuada tanto los flujos recibidos como la energía acumulada durante el tiempo que dura cada paso por la atmósfera marciana. En el caso de NOMAD se analizan dos casos: uno en el que los flujos del frenado atmosférico alcanzan al radiador multietapa en V, y el otro en el que dichos flujos inciden sobre una de las caras recubiertas de aislamiento multicapa. Analizando este último caso, se pueden determinar cuáles son las características que debe tener el aislamiento multietapa.

El análisis de la fase de crucero se realiza para estudiar las necesidades de potencia de los calentadores de supervivencia. La orientación del vehículo durante esta fase de la misión es tal que la cara -X está apuntando al sol. Por lo tanto, NOMAD se encuentra en la cara fría

del vehículo, lo que es de nuevo un punto crítico en el diseño térmico del instrumento. El gran esfuerzo realizado en el diseño térmico del instrumento durante las fases calientes críticas, influye de manera decisiva en las fases frías, ya que se necesita una cantidad enorme de potencia para calentar el instrumento.

### 3. DESCRIPCIÓN DEL PROCESO DE DISEÑO TÉRMICO

El sistema de control térmico de NOMAD debe ser diseñado para evacuar el calor disipado internamente y las cargas exteriores, usando tan sólo métodos de control térmico pasivos. En esta primera fase del diseño se utilizan dos radiadores, como se muestra en la figura 2. A uno de ellos se le ha llamado radiador general y es el encargado de mantener la estructura del instrumento completa y la óptica a unas temperaturas de trabajo moderadas. El otro radiador es el multietapa en V, cuya función es la de enfriar el interior de la caja criogénica del canal LNO hasta una temperatura de  $-100^{\circ}\text{C}$ , y, por otra parte, colaborar también en la evacuación de la disipación interna para obtener temperaturas moderadas en el resto del instrumento.

Desde un punto de vista térmico, el lugar más favorable para colocar el radiador en V es la cara +X del vehículo, girándolo además un cierto ángulo para evitar, tanto como sea posible, los flujos que viene de Marte y del resto del vehículo. Esta cara es la más fría, y por lo tanto la más eficiente para radiar el consumo interno, aunque la cara +Z también se utiliza para el radiador general debido a la falta de espacio en la cara +X. Además, se coloca una placa en la cara -Y, que hace de escudo y protege al radiador multietapa de los flujos infrarrojos y de albedo que proceden de Marte. A continuación se presenta parte del proceso de diseño, para entender la elección final del radiador multietapa.

#### 3.1. Dimensionado de los radiadores.

Con el propósito de obtener una primera estimación del área necesaria para ambos radiadores, se aplica la ecuación de balance térmico simplificada para cada radiador por separado, resultando

$$A_{cr} = \frac{Q_{par}}{\varepsilon_{cr}\sigma T_{cr}^4 - \alpha_{cr}q_A - \varepsilon_{cr}q_M} \quad (1)$$

$$A_{gr} = \frac{Q_i}{\varepsilon_{gr}\sigma T_{gr}^4 - \alpha_{gr}q_A - \varepsilon_{gr}q_M} \quad (2)$$

En las ecuaciones 1) y 2),  $A_{cr}$  es el área del radiador criogénico,  $Q_{par}$  la potencia parásita que se transmite desde la parte templada de NOMAD a la sección criogénica,  $Q_i$  la disipación de potencia de los diferentes componentes de NOMAD,  $\varepsilon_{cr}$  y  $\alpha_{cr}$  la emisividad infrarroja y la absorptividad solar del radiador criogénico,  $\varepsilon_{gr}$  y  $\alpha_{gr}$  la emisividad infrarroja y la absorptividad solar del radiador general,  $T_{cr}$  y  $T_{gr}$  las temperaturas del radiador criogénico y del radiador general respectivamente,  $\sigma$  la constante de Stefan-Boltzmann,  $q_A$  el flujo de albedo, y  $q_M$  el flujo infrarrojo de Marte. Se estudian varios casos con diferentes ángulos entre el plano del radiador criogénico y el plano de la cubierta de soporte de NOMAD, con objeto de analizar la influencia de los flujos procedentes de Marte en el área del radiador. Se observa que cuanto mayor es dicho ángulo, menores son los flujos recibidos de Marte.

Para estimar el tamaño de los radiadores, el recubrimiento termo-óptico utilizado para ambos ha sido un reflector solar ("Optical Solar Reflector" en el *argot*). En la figura 3, se muestra la variación con la temperatura del área del radiador criogénico, necesaria para evacuar todo el calor recibido, para diversos valores del ángulo formado entre el plano del radiador y el plano de la tapa superior de NOMAD. De la figura 3a puede concluirse que un radiador plano paralelo al plano de montaje de NOMAD no es un diseño válido, puesto que el albedo y los flujos que llegan de Marte son demasiado grandes para que la superficie sea capaz de disiparlos. De hecho, si la temperatura del radiador criogénico fuera de 161 K, sólo se podrían evacuar  $30.5\text{ W/m}^2$ . Esto implica que existe un límite de flujo exterior incidente

que puede ser evacuado en función del área del radiador, de sus propiedades, y de la potencia de disipación interna. De este estudio se desprende que es necesario proteger la superficie radiante del radiador criogénico de los flujos provenientes de Marte. Este análisis ha sido llevado a cabo considerando temperaturas uniformes para las placas de los radiadores, por lo que las áreas reales de los radiadores van a ser mayores debido a la pérdida de eficiencia radiativa por diferencia de temperaturas entre distintas partes de la placa (que es función del espesor del radiador). Comparando el área necesaria para los dos radiadores con el espacio disponible en el hueco que el vehículo proporciona a NOMAD, se concluye en la necesidad de utilizar otro concepto de radiador criogénico.

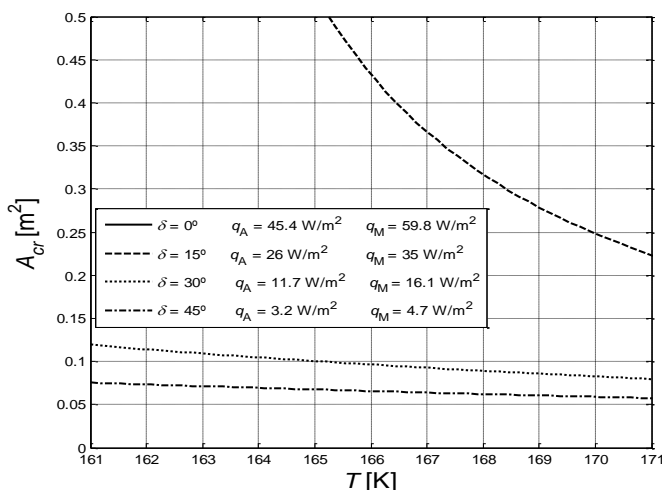


Figura 3. Variación con la temperatura de su superficie del área del radiador criogénico como placa plana.

La placa base de los elementos ópticos, situados en el interior de la caja criogénica, se conecta directamente mediante un conjunto de cintas conductoras térmicas a la cuarta etapa (o etapa externa) del radiador multietapa en V. Además, esta caja se recubre de mantas térmicas aislantes para proteger su interior (que estará a una temperatura de  $-100^\circ C$ ) del resto del instrumento (que estará a unos  $10^\circ C$ ), unida al radiador general.

Puesto que la solución adoptada de un radiador multietapa en V está formada por placas delgadas con uniones aislantes, el análisis estructural cobra especial importancia y es un proceso crítico en el diseño de NOMAD. Este análisis estructural es descrito brevemente en la sección 5.

#### 4. RESULTADOS TÉRMICOS

Como ejemplo de los resultados obtenidos, se presentan algunos de los casos que corresponden a diferentes fases de la misión. Para dimensionar el tamaño de los radiadores, se analiza el caso más caliente, que se produce cuando el vehículo está orbitando Marte sobrevolando la zona iluminada por el Sol, y los equipos de NOMAD están encendidos. Para dimensionar la potencia necesaria de calentadores operacionales, se estudia un caso frío que se corresponde con un eclipse durante la fase científica. Durante la fase de frenado atmosférico, cuando ExoMars llega a Marte, aparece un flujo de calor extra que tiene que ser evacuado por los radiadores. Las temperaturas de algunas superficies de NOMAD sufrirán un incremento abrupto en un corto espacio de tiempo. Esta última fase es utilizada también para caracterizar las necesidades de mantas térmicas, y los efectos transitorios en los componentes críticos. Por otra parte, la fase de crucero es analizada para prevenir a los componentes de NOMAD de la congelación. En este caso, sólo se han considerado los flujos provenientes del Sol, aunque hay que destacar que NOMAD se encuentra situado en la parte de sombra del vehículo.

El software utilizado para desarrollar el modelo térmico del instrumento NOMAD, y para resolver las ecuaciones de balance térmico aplicadas a dicho modelo ha sido ESATAN-TMS

r3 sp1. Los resultados calculados para las fases de crucero y científicas se presentan en las Tabla 1.

Temperaturas (°C)	Fase de crucero. Caso frío		Fase científica. Caso caliente	
	T mínima	T máxima	T mínima	T máxima
Criorradiador. Etapa 1	-16.4	22.0	-52.9	-18.3
Criorradiador. Etapa 2	-51.3	-19.2	-72.2	-39.3
Criorradiador. Etapa 3	-79.8	-41.6	-81.8	-47.2
Criorradiador. Etapa 4	-114.3	-77.7	-86.3	-49.5
Radiador general	-8.9	25.5	-50.4	-18.8
Interior caja criogénica	-91.6	-91.5	-76.2	-56.1
Bandejas de NOMAD	12.0	16.0	-39.2	-18.0

Tabla 1. Temperaturas calculadas en componentes significativos de NOMAD para el caso caliente de la fase científica y el caso frío de la fase de crucero.

Para el caso caliente de la fase científica, se observa que la temperatura en el interior de la caja criogénica del canal LNO es prácticamente la requerida, 92° C. Por lo tanto la relación de señal-ruido obtenida en el detector es apropiada para cumplir el objetivo científico. Puede observarse además que la temperatura de las placas del radiador multietapa disminuye conforme dicha etapa se encuentra posicionada más en el exterior. El calor evacuado por el radiador en V y por el radiador general permite además que las temperaturas de los equipos interiores (bandeja del LNO, electrónica, y los canales SO y UVIS) sean las requeridas.

En el caso frío de la fase de crucero, las temperaturas de los diferentes componentes de NOMAD están cerca de sus límites inferiores, por lo que se necesita una nueva negociación sobre la potencia de calentamiento disponible para el instrumento por un lado, y sobre los requerimientos de temperatura mínima por otro.

A partir de la variación de la temperatura con el tiempo para los componentes críticos de NOMAD durante la fase de frenado atmosférico, cuando los flujos exteriores atmosféricos inciden sobre el radiador multietapa, se observa que sólo se produce un efecto notable en las superficies que están directamente enfrentadas a la dirección de incidencia de los flujos atmosféricos, en este caso la última etapa del radiador en V. La parte interior de la caja criogénica del LNO se ve también afectada pero en una menor proporción, ya que el tiempo que dura la maniobra de frenado en cada órbita no es suficiente para calentar demasiado a los componentes interiores.

## 5. ANÁLISIS ESTRUCTURAL

Los distintos escenarios que se encontrarán a lo largo de la misión van a derivar en los requisitos mecánicos y estructurales que va a tener que cumplir NOMAD.

El primer escenario de riesgo, como en cualquier misión espacial, es el lanzamiento. Las cargas derivadas del lanzamiento pueden dividirse en cuasi-estáticas y dinámicas, siendo las últimas divisibles a su vez en determinísticas y aleatorias. En la primera fase del diseño de un proyecto espacial de estas características, los análisis se realizan para demostrar, con márgenes de seguridad suficientes, la rigidez del instrumento y la resistencia, tanto del instrumento como de sus uniones con el vehículo que le sirve de soporte.

La rigidez se demuestra mediante un análisis de modos propios. La condición mínima para la aceptación del instrumento es que ninguno de los modos propios tenga una frecuencia asociada por debajo de los 140 Hz o, en el caso de tenerla, que la masa modal efectiva asociada a dicho modo sea inferior al cinco por ciento. El objetivo de esto es, por un lado, que sus modos propios no se encuentren acoplados con los del satélite, y por otro,

encontrarse suficientemente alejado de las frecuencias asociadas a las cargas cíclicas que habrá en el lanzamiento (en un rango entre los 5 Hz y los 100 Hz).

Para el análisis de resistencia, el integrador del satélite deriva, a partir de las cargas dinámicas encontradas en la interfaz con el instrumento, una envolvente en forma de cargas equivalentes cuasi-estáticas (en la forma de aceleraciones constantes en el plano de montaje y en dirección ortogonal a éste). El análisis del instrumento frente a ellas debe dar márgenes de seguridad positivos, tanto en los esfuerzos sobre los materiales utilizados como en las uniones con el satélite. En el caso de NOMAD, dichas cargas son 15 g en el plano de montaje y 15 g en la dirección ortogonal.

El segundo escenario conflictivo desde el punto de vista estructural viene dado por las distintas condiciones de temperatura que se encuentran a lo largo de la misión. Las dilataciones y contracciones termoelásticas generarán unas cargas en la interfaz que podrían resultar excesivas y dañar los paneles sobre los que está montado. Adicionalmente existe otro problema, que si bien no constituye ningún riesgo desde el punto de vista de la integridad estructural, resulta fundamental porque atañe directamente al cumplimiento de la misión. Son las deformaciones, que deben estar por debajo de una determinada tolerancia para la correcta determinación de las especies gaseosas de la atmósfera marciana.

Una vez planteados los escenarios, se va a proceder a observar las características de NOMAD que pueden resultar de especial relevancia en ellos. Serán divididas por la problemática asociada. Los dividiremos por problemática asociada.

El diseño de las unidades en las que va instalada la óptica resulta sencillo. Placas planas hechas de aleación de aluminio 7075 con rigidizadores, unidas con tornillos. Ligeras y resistentes. Sus frecuencias propias se encuentran lejos de los 140 Hz, y ninguno de los esfuerzos soportados es ni tan siquiera cercano a los valores máximos admisibles para el material. No representan ningún problema.

El siguiente elemento es el criorradiador. Dadas sus características, la rigidez resulta problemática. Al deber adaptarse a las necesidades térmicas, su configuración es la de un conjunto de placas planas con una unión débil entre ellas. La necesidad de un campo de visión abierto para la radiación al espacio limita enormemente la posibilidad de rigidizar la estructura por los medios convencionales. Por ello, un número considerable de modos propios del radiador se encuentran por debajo de los límites admisibles. No obstante, son modos locales de las placas. El radiador tiene una masa cercana a 1.5 kg. Por ello, incluso si vibran varias placas a la vez, la masa modal efectiva será pequeña. Por el momento el objetivo consiste en hacer el resto de la estructura lo suficientemente rígida como para que si vibra el radiador esto no influya en el resto de elementos y estas masas modales efectivas se mantengan en valores reducidos.

El elemento más conflictivo, por el conjunto de requisitos que se dan en él simultáneamente, son las patas del instrumento. Los requisitos adicionales sobre ellas impuestos por el constructor del satélite son numerosos.

En primer lugar, la implementación de la MLI (Multi-Layer Insulation) supone sobre el instrumento la obligación de elevar toda la estructura 15 mm. De ello deriva la necesidad de introducir patas en lugar de apoyar toda la base y atornillarla.

La baja conductividad exigida hace complejo el obtener una estructura al mismo tiempo suficientemente rígida y resistente. El material al que se ha recurrido para tornillos y patas es el titanio, que combina ambas. Sin embargo no resulta suficiente para las elevadas exigencias de resistencia térmica, y ha sido necesario utilizar materiales poco habituales, como el ULTEM. Otro punto positivo de la utilización del ULTEM es que al constituir el cuello de botella desde el punto de vista térmico permite más flexibilidad a la hora de diseñar la geometría de los soportes de titanio. Dichos soportes deben proporcionar a la estructura suficiente rigidez como para que los modos locales de las placas del radiador no afecten globalmente a la estructura. Al mismo tiempo, con las grandes diferencias de temperatura encontradas a lo largo de la fase de ciencia de la misión, una gran rigidez

puede resultar en unas cargas por deformación termoelástica superiores a las permitidas por inserto (2046 N en la dirección axial y 1665 N en el plano).

Dichas fuerzas máximas permitidas, muy exigentes, suponen también un desafío en el comportamiento frente a aceleraciones cuasi-estáticas. La elevada masa de NOMAD, cerca de los 30 kg, y la posición su centro de gravedad (alta respecto al plano de montaje por la presencia del crió-radiador, hacen necesario un cuidadoso diseño de la base para conseguir un reparto de cargas lo más equilibrado posible. Los cálculos se han realizado usando MSC NASTRAN 2010. En la figura 4 puede apreciarse una imagen del modelo de elementos finitos.

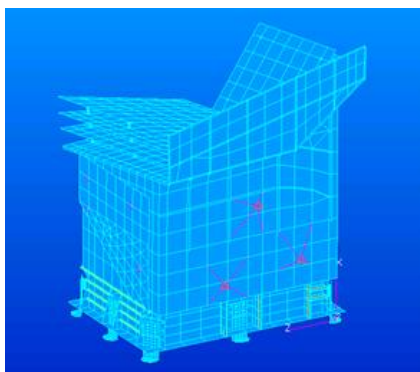


Figura 4. Modelo de elementos finitos de NOMAD.

## 6. CONCLUSIONES

En este documento se ha presentado el proceso de análisis del modelo térmico y estructural del instrumento NOMAD de ExoMars. Se ha puesto especial énfasis en los requerimientos térmicos del canal LNO, ya que son los que condicionan principalmente el diseño del control térmico, y por ende, el del estructural. Ante la necesidad de obtener una temperatura de  $-100^{\circ}\text{C}$  en el interior de una de las cajas del canal LNO del instrumento, se ha diseñado un radiador criogénico de 4 etapas. Además para poder evacuar la disipación de potencia generada internamente en el instrumento, se añade otro radiador a temperatura cercana a la ambiente terrestre en la cara situada en +Z. Se ha descrito el proceso de diseño térmico, centrándose dicha descripción en el radiador criogénico. Mediante la utilización del software ESATAN-TMS se han obtenido los resultados de temperaturas y flujos entre los nodos que componen el modelo. Del análisis de dichos resultados se desprende que los requisitos térmicos establecidos por los objetivos científicos son prácticamente alcanzados, llegando a  $-92^{\circ}\text{C}$  en el interior de la caja criogénica del canal LNO, para el caso crítico caliente que se pudiera alcanzar a lo largo de las distintas fases de la misión. Además, en el resto del instrumento las temperaturas calculadas se encuentran en los márgenes requeridos. Se ha conseguido además cumplir el requisito de potencia máxima por grado transferida entre el instrumento y el vehículo ( $0.02\text{ W/K}$ ). Mediante el análisis estructural, de modos propios y cargas totales, se puede concluir que la solución térmico-estructural es viable. El modelo mecánico en esta fase de diseño posee modos propios y soporta cargas máximas cercanas a los valores requeridos por el sistema del lanzador, pudiéndose optimizar dicho diseño mecánico en futuras fases del proyecto.

## 7. REFERENCIAS

- [1] S. Bard. Development of a High-Performance Cryogenic Radiator with V-Groove Radiation Shields. *J Spacecr Rocket*, 24 (1987), 193-197
- [2] T. Chui, J. Bock, W. Holmes, J. Raab. Thermal design and analysis of a multi-stage 30 K radiative cooling system for EPIC. *Cryogenics*, 50(2010), 633-637
- [3] J. A. Tauber, N. Mandolesi, J. L. Puget, T. Banos, M. Bersanelli, F.R. Bouchet et al. Planck pre-launch status: The Planck mission. *Astron Astrophys* 520(2010), A1.
- [4] P. Couto, M. B. H. Mantelli, E. E. Marotta, J. J. Fuller. Parametric Analysis of heat transfer on multistage cryogenic radiator. *J Thermophys Heat Transf* 16(2002), 313-323