

# DISEÑO TÉRMICO PRELIMINAR DEL INSTRUMENTO PHI DE SOLAR ORBITER

FERNÁNDEZ RICO, Germán<sup>(1)</sup>; PÉREZ GRANDE, Isabel<sup>(1)</sup>

german.fernandez.rico@upm.es

<sup>(1)</sup> Universidad Politécnica de Madrid, Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva”

## RESUMEN

En este trabajo se describe el subsistema de control térmico de PHI y se presentan las predicciones de temperaturas obtenidas para los distintos casos de carga. Debido a la naturaleza de la órbita seguida por el satélite en el cual PHI va embarcado (Solar Orbiter), el ambiente en el cual va a tener que operar PHI será muy exigente, convirtiendo el diseño térmico en un auténtico desafío. Los resultados obtenidos muestran la viabilidad de PHI desde el punto de vista térmico, aunque indiscutiblemente el instrumento va a operar en un entorno térmico muy hostil.

**Palabras clave:** Control térmico, Solar Orbiter.

## 1. Introducción

Dentro de las misiones espaciales, una parte importante de la ingeniería de sistemas se refiere al subsistema de control térmico, el cual permite el correcto funcionamiento de los instrumentos y equipos embarcados [1]. El objetivo del diseño y análisis preliminar es predecir las cargas y temperaturas a las cuales se enfrentarán los equipos, verificando que se cumplen sus requisitos térmicos, y proponiendo, en caso de ser necesario, distintas soluciones a los problemas que vayan apareciendo. En las misiones europeas, encuadrándose Solar Orbiter en ésta categoría, la herramienta informática de análisis térmico de obligado uso es ESATAN-TMS (“European Space Agency Thermal Analyzer Network – Thermal Modelling Suite”), software patrocinado por la Agencia Europea del Espacio (ESA). También son usadas otras herramientas, tales como hojas de cálculo y soluciones analíticas.

## 2. Misión Solar Orbiter

Solar Orbiter es una misión de la ESA, cuyo objetivo es poder responder a la cuestión principal de la Astrofísica Solar, que es “¿Cómo el Sol crea y controla la Heliosfera?”. El análisis y detalle de los principios científicos quedan fuera de los objetivos de esta comunicación, pero puede encontrarse más información en [2]. Dentro de la carga de pago de Solar Orbiter, PHI (acrónimo de “Polarimetric Helioseismic Imager”, consorcio científico compuesto por institutos de investigación de Francia, Alemania y España: IAS, MPS, KIS, IDA, INTA, Universidad de Barcelona, IAC, IAA, UPM y GACE ) se encuadra dentro del grupo de instrumentos de detección remota, y sus objetivos científicos, que son descritos con detalle en [2], son la medición en alta resolución y de disco solar completo del campo magnético de la fotosfera y la intensidad en tiempo real de la luz visible.

### 2.1. Órbita

La trayectoria prevista para Solar Orbiter tiene un gran impacto en el diseño del subsistema de control térmico de PHI, así como en el del propio satélite. Después de una fase de crucero de 1100 días, con cuatro maniobras de asistencia gravitatoria (dos con la Tierra y dos con Venus) y un cambio paulatino de la inclinación solar, se iniciará la fase científica nominal, en la cual el satélite tendrá un perihelio (distancia mínima al Sol) de aproximadamente 0,284 UA y un afelio (distancia máxima al Sol) de 0,91 UA. Esta órbita, acusadamente elíptica, someterá al satélite a un cambio drástico en las condiciones de iluminación solar, pasando de 16,973 kW/m<sup>2</sup> en el perihelio a 1,653 kW/m<sup>2</sup> en el afelio. Es decir, un factor de 10 entre las dos condiciones. Además, en la fase de crucero, Solar Orbiter llegará a estar a 1,314 UA de distancia del Sol, por lo que podrían ser necesarios calefactores para los equipos más sensibles. En las figuras 1 y 2 se esquematiza la trayectoria de Solar Orbiter. En la referencia [3] se pueden consultar todos los detalles de la trayectoria, así como diferentes escenarios de operación.

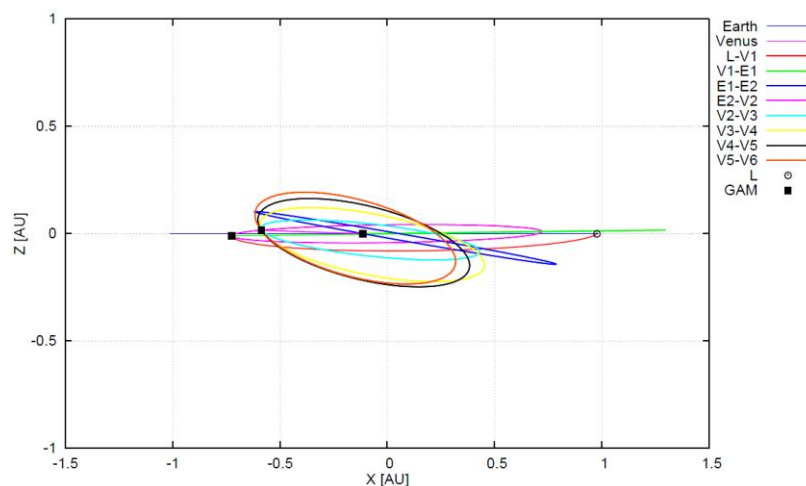


Figura 1: Proyección de la trayectoria de Solar Orbiter en el plano perpendicular a la eclíptica.

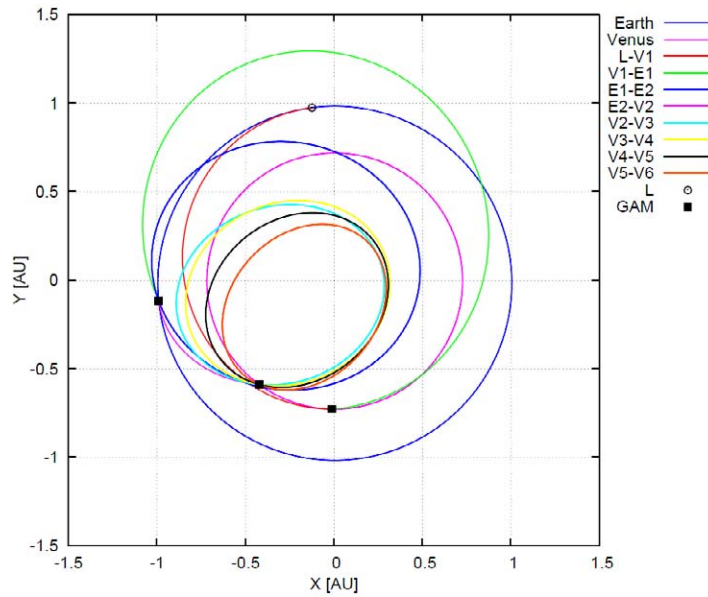


Figura 2: Proyección de la trayectoria de Solar Orbiter en el plano de la eclíptica.

## 2.2. Vehículo espacial

Las características principales del satélite Solar Orbiter se pueden consultar en [4] (p.20). De lo que afecta directamente al subsistema de control térmico de PHI, la característica principal de Solar Orbiter es la presencia de un escudo térmico, que mantendrá todos los instrumentos, y en particular PHI, protegidos de la radiación directa del Sol. Debido a que PHI necesita tener visión directa del Sol, el escudo térmico tendrá algunas aberturas, permitiendo dicha visión (ver figura 3). Este diseño someterá a PHI a unas elevadísimas cargas solares, por lo que, como se explicará en el siguiente apartado, serán necesarios algunos elementos para reducir la entrada de energía al instrumento. En la fase nominal científica, el satélite estará apuntado al Sol, de manera que el resto del satélite estará siempre en sombra, salvo casos de desapuntamiento, que deberán ser de muy corta duración.

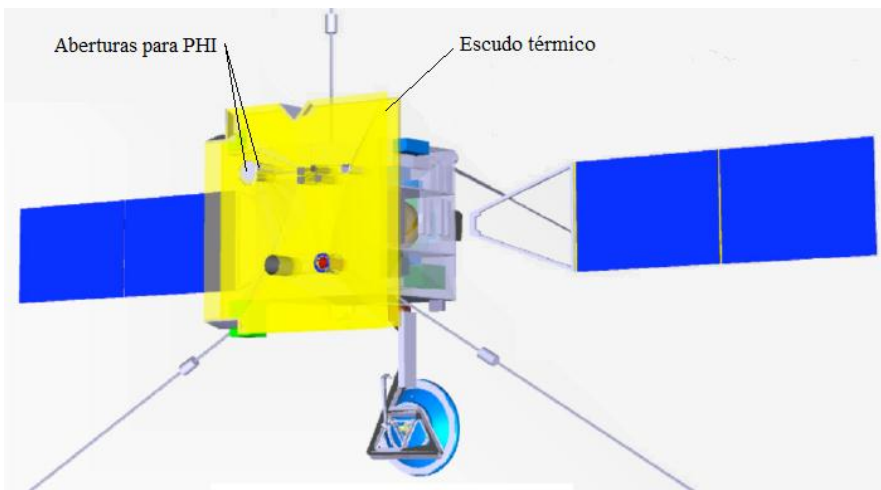


Figura 3: escudo térmico y aberturas para PHI

### 3. Instrumento PHI

#### 3.1. Descripción general

PHI está compuesto de dos unidades: la unidad electrónica y la unidad óptica. Este texto se centra en la unidad óptica, más desafiante y complicada desde el punto de vista térmico. PHI está compuesto de dos telescopios. El primero, HRT (“High Resolution Telescope”), es del tipo Ritchey-Chrétien “off-axis”, lo que proporciona una buena calidad óptica, un diseño compacto y, gracias a su diseño “off-axis”, evita que la luz del Sol impacte directamente en la parte trasera del espejo secundario. El segundo telescopio, de tipo refractor, es el FDT (“Full Disk Telescope”). Ambos telescopios, equipados cada uno con un módulo de polarización, mandarían secuencialmente la luz solar al “Filtergraph” (interferómetro Fabry-Pérot). Finalmente, la luz proveniente del interferómetro iría a una cámara CCD (“charged-couple device”). La estructura del instrumento está compuesta por dos bloques de aluminio, muy rígidos, unidos por barras de fibra de carbono. Todos los elementos ópticos, así como la electrónica de proximidad, están montados en los mencionados bloques, como se puede observar en la figura 4. Debido a la gran sensibilidad de los equipos al ambiente térmico, ya sea por los niveles de temperatura alcanzados y su estabilidad a lo largo del tiempo, o bien por los gradientes espaciales en el instrumento, el diseño del subsistema de control térmico cobra una gran relevancia.

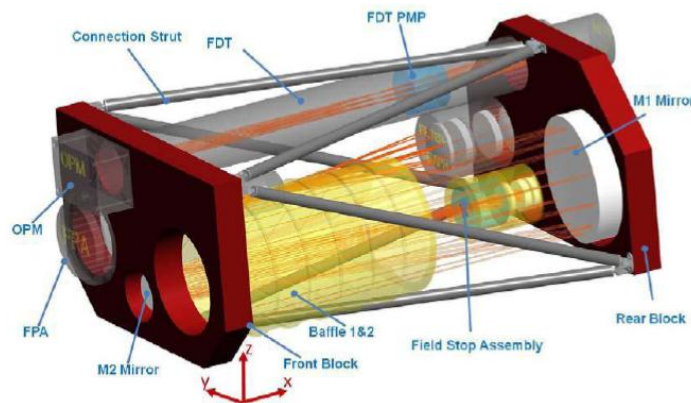


Figura 4: diseño opto-mecánico

#### 3.2. Diseño térmico

En la referencia [4], de seguimiento obligatorio por parte del consorcio científico PHI, se define la unidad óptica PHI como “internally mounted and insulated”, lo que quiere decir que PHI está ubicado dentro de la nave, desacoplado radiativamente del espacio exterior (salvo por la abertura en su parte frontal) y aislado radiativa y conductivamente de la nave, salvo por medio de interfaces dedicadas. En la figura 5 se puede observar un esquema de esta definición.

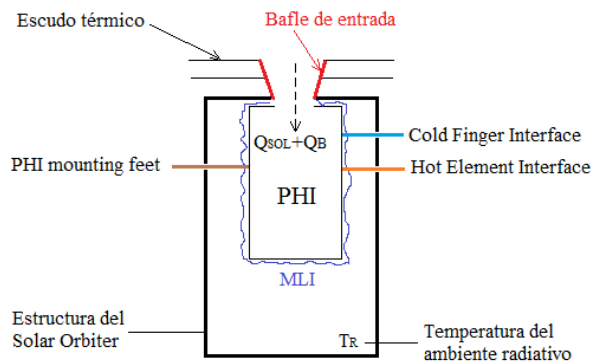


Figura 5: concepto de unidad aislada y montada internamente

El objetivo es evacuar todo el calor recibido por PHI mediante las interfaces dedicadas “Cold Finger” y “Hot Element”, minimizando el calor intercambiado con el satélite mediante radiación a la cavidad circundante y mediante conducción por los pies del instrumento. PHI estará totalmente envuelto con

una manta térmica (MLI, “multi-layer insulation”), cuya superficie externa tendrá una emisividad infrarroja muy baja. De esta manera, se pretende aislar PHI del satélite, reduciendo el intercambio de calor por radiación. Además, las patas sobre las que PHI va montado serán de titanio, metal de muy baja conductividad y alta resistencia mecánica, proveyéndolas de arandelas aislantes, de forma que también el calor intercambiado por conducción sea el menor posible. Por otro lado, es necesario reducir tanto como sea posible la entrada de energía al instrumento a través de las aberturas en el escudo térmico. Para ello, en cada entrada, a la altura de la cara exterior del escudo térmico, se encuentra un filtro (llamado HREW, “Heat rejecting entrance window”), que permite el paso de un ancho de banda muy estrecho (30 nm. alrededor de la longitud de onda observada por PHI, que es 617,3 nm.), lo que en términos energéticos se traduce en que del flujo solar incidente en los filtros, sólo un 4% aproximadamente entra al instrumento. Además, entre la entrada al instrumento propiamente dicho y la abertura en el escudo térmico, se utiliza un largo baffle, con un recubrimiento óptico absorbente, para que, en caso de desapuntamiento, se evite que la radiación solar incida directamente en la instrumentación.

### Interfaces térmicas dedicadas

Puesto que todo el calor recibido por PHI debe ser evacuado por la interfaces térmicas “hot element” y “cold finger”, éstas deben estar repartidas lo mejor posible a lo largo del instrumento para minimizar los gradientes de temperatura. El diseño base consiste en tres interfaces calientes (“hot element”), por las cuales se transferirá casi todo el calor recibido por PHI, y una interfaz fría (“cold finger”), que servirá sólo para enfriar el detector (CCD). En las figuras 6 y 7 se puede apreciar la distribución de las interfaces en la unidad óptica de PHI.

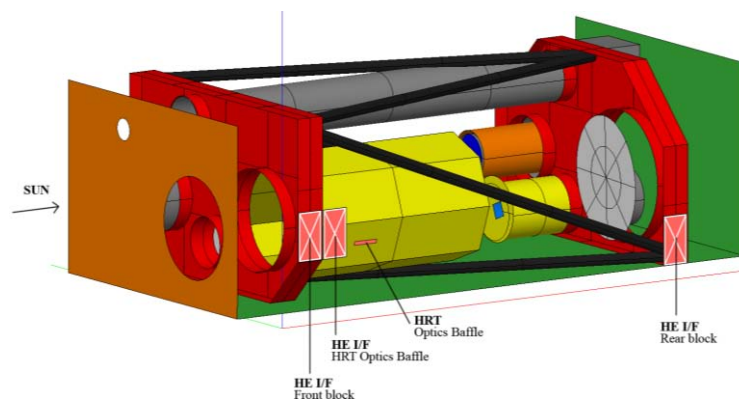


Figura 6: “Hot element” interfaces

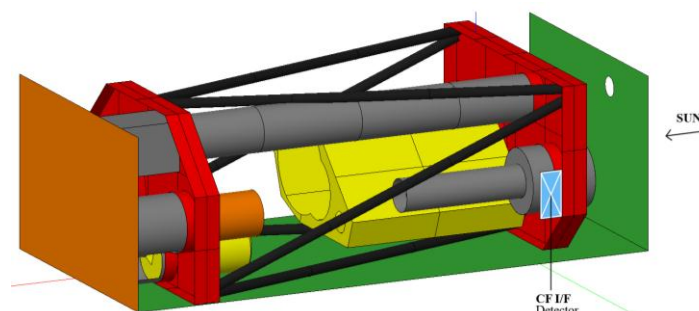


Figura 7: “Cold finger” interfaz

El fabricante de Solar Orbiter (contratista principal de la misión, EADS Astrium Ltd.) garantizará una temperatura en las interfaces, con ciertos márgenes, para cada caso de carga.

### Requisitos térmicos

Como se ha mencionado en la introducción, cada componente tiene unos requisitos térmicos en forma de estabilidad temporal de la temperatura, niveles de la misma alcanzados, así como gradientes espaciales entre las distintas partes del instrumento. De todos los equipos del PHI, los más sensibles

desde un punto de vista térmico son los módulos de polarización (PMP, “Polarisation Modulation Package”) y el “Filtergraph” (interferómetro Fabry-Pérot). El primero, PMP, tiene unos límites operativos ( $-30^{\circ}\text{C}$ ,  $80^{\circ}\text{C}$ ) que son aparentemente alcanzables a la vista de las temperaturas de las interfaces térmicas (ver tabla 2), pero requiere una estabilidad en temperatura de  $\pm 0,5\text{K}$  durante el tiempo de adquisición de medidas del instrumento (30 minutos aproximadamente). En cuanto al Filtergraph, se tienen principalmente dos requisitos térmicos. El primero, una estabilidad de  $\pm 0,01\text{K}$  para cada ciclo de medida (30 minutos) y el segundo, un nivel de temperatura constante en toda la fase científica, independientemente de la distancia al Sol, lo que hará necesario el uso de calentadores en el caso frío operativo.

#### 4. Análisis térmico

Para comprobar la idoneidad del diseño térmico propuesto, se han realizado una serie de análisis siguiendo los estándares de la ESA. La herramienta utilizada ha sido ESATAN-TMS, tal y como se apuntó en el apartado 1.

##### 4.1. Modelo geométrico matemático

Con el diseño opto-mecánico, contenido en un fichero tipo .STEP o similar, se procede a construir el modelo geométrico en ESATAN (ver figura 8). Las propiedades termo-ópticas de las superficies, hasta la elección final comercial, se han consultado en el texto de referencia [5]. A continuación es necesario realizar un análisis radiativo. En este caso se ha optado por método de trazado de rayos de Monte Carlo, con el que se obtienen los factores de intercambio radiativo entre las distintas superficies, así como las cargas solares e infrarrojas en órbita, en su caso.

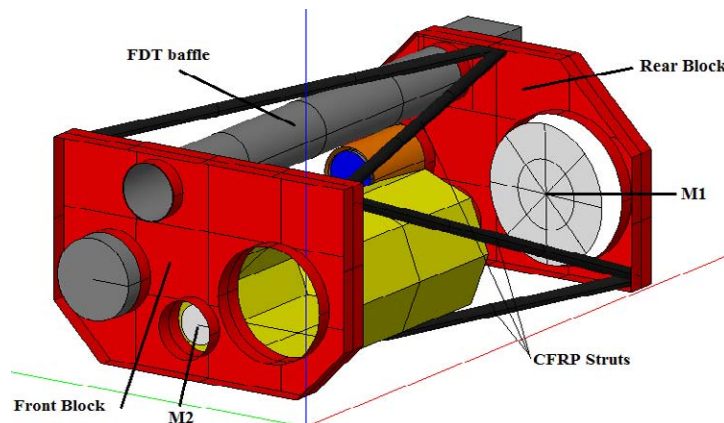


Figura 8: Modelo geométrico matemático

##### 4.2. Cargas y condiciones de contorno

El siguiente paso es definir los casos de análisis, las cargas involucradas y las condiciones de contorno a utilizar. Se ha de reseñar que, en el análisis térmico, siempre se intenta ser conservador a la hora de elegir los casos de análisis, así como las condiciones de contorno. En este caso, los casos de carga utilizados se corresponden con los extremos de la órbita, es decir, lo más desfavorables en términos térmicos. En la tabla 1 puede encontrarse un resumen de las distintas cargas para cada caso de análisis. En la tabla 2 se describen las distintas temperaturas utilizadas como condiciones de contorno del problema.

Tabla 1: cargas térmicas

Calor (W) \ Caso	Caso caliente operativo (0,284 UA)	Caso frío operativo (0,8 UA)	Caso frío no operativo (1,5 UA)
Disipación electrónica	5,9	5,9	0
Energía solar incidente	12,5	1,54	0
Calefactores	0	4	0

Tabla 2: condiciones de contorno: temperaturas

Temperatura (°C) \ Caso	Caso caliente operativo (0,284 UA)	Caso frío operativo (0,8 UA)	Caso frío no operativo (1,5 UA)
Hot Element I/F	50	-20	-30
Cold Finger I/F	-10	-10	-10
Ambiente radiativo interior	50	-20	-30
Baffles de entrada	111,5 – 150	(-113,4) – (-89,6)	-170

### 4.3. Modelo térmico matemático

Por último, antes de resolver las ecuaciones de equilibrio en cada nodo, se ha de implementar lo anterior y añadir los acoplamientos conductivos entre las distintas partes de la geometría. Para ello, es necesario asignar espesores y materiales. Aunque los espesores se pueden obtener del diseño opto-geométrico, en esta fase del proyecto no siempre han sido elegidos los materiales, por lo que se ha acudido a la referencia [5], para utilizar valores típicos. Si el análisis a realizar fuese transitorio, sería necesario además calcular las capacidades térmicas de los componentes del instrumento. En este caso, los análisis son estacionarios, por lo que este cálculo es innecesario.

### 4.4. Resultados

Para cada caso de análisis, utilizando el modelo construido junto con las cargas y condiciones de contorno, se obtienen las temperaturas de las distintas partes de PHI, así como los flujos de calor a través de las interfaces. En las figuras 9, 10 y 11 se pueden ver los mapas de temperaturas de PHI para los distintos casos de análisis.

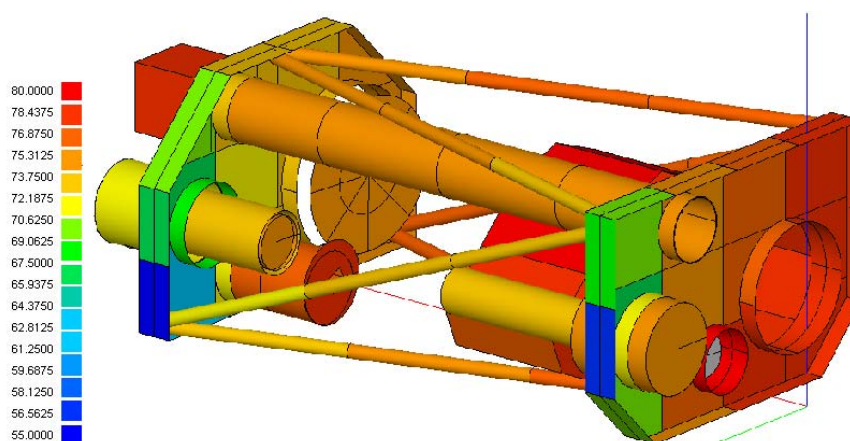


Figura 9: mapa de temperaturas – caso caliente operativo

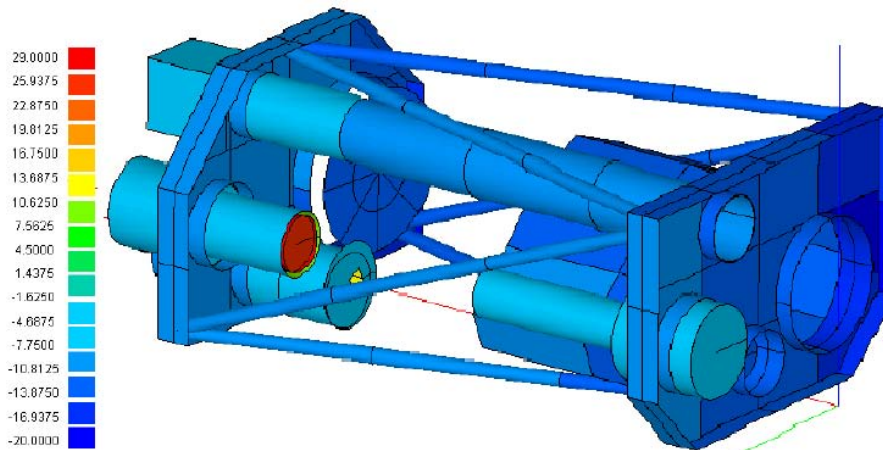


Figura 10: mapa de temperaturas – caso frío operativo

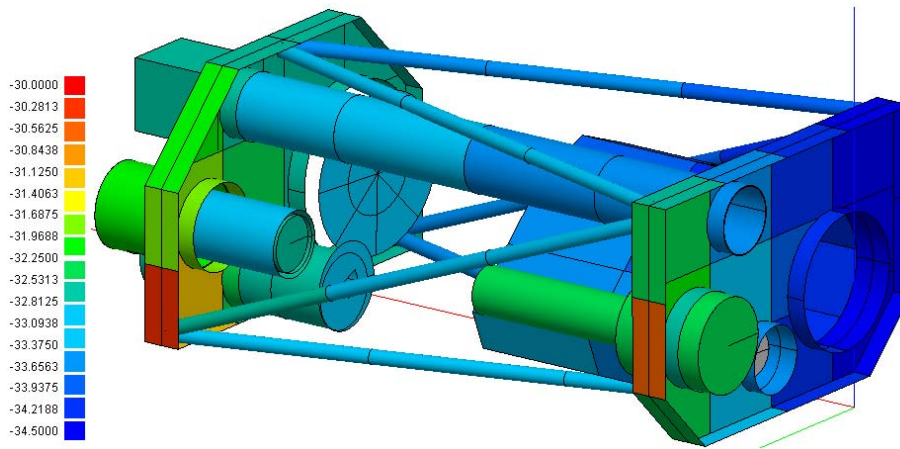


Figura 11: mapa de temperaturas – caso frío no operativo

En cuanto a los flujos de calor, en la tabla 3 se pueden consultar los distintos valores obtenidos. La diferencia entre el calor saliente y el entrante (ver tabla 1) es el calor transferido por radiación desde los baffles de entrada a PHI. Por otro lado, los signos negativos del caso frío no operativo significan que PHI esta absorbiendo calor a través de las interfaces, pues no hay potencia ni cargas aplicadas y se transfiere este calor a los baffles de entrada, mucho mas fríos.

Tabla 3: Flujos de calor a través de las interfaces

Calor (W)	Caso	Caso caliente operativo (0,284 UA)	Caso frío operativo (0,8 UA)	Caso frío no operativo (1,5 UA)
Hot element		22,48	6,59	-2,52
Cold Finger		2,7	1,04	-0,23
Estructura Solar Orbiter		3,15	0,36	-0,29



## 5. Conclusiones

A la vista de los resultados, y cotejándolos con los requerimientos de Solar Orbiter contenidos en [4], se puede comprobar que los flujos de calor están dentro de los intervalos permitidos, lo que significa que el instrumento cumple los requisitos a nivel sistema. Por otro lado, sería deseable, también según [4], que el calor transferido por conducción y radiación al satélite fuese nulo (sólo se intercambiaría calor con las interfaces dedicadas “Hot Element” y “Cold Finger”). Sin embargo, es virtualmente imposible alcanzar el cero, por lo que se tendrá que trabajar en encontrar alguna manera de reducir al mínimo ese valor. Las temperaturas alcanzadas en PHI oscilan entre aproximadamente 70°C en el caso caliente y -20°C en el caso frío, ambos operativos. Esta diferencia de temperaturas entre los casos extremos da una idea del ambiente que se encontrará PHI una vez esté en el espacio. En cuanto a los requerimientos de algunas partes de PHI, como el módulo de polarización y el “Filtergraph”, con el análisis realizado es imposible estudiar con tanto detalle las temperaturas que se alcanzarán, así como su estabilidad. Por lo tanto, será necesario realizar una serie de análisis detallados, para ser capaces de predecir el comportamiento con la precisión adecuada.

## 6. Agradecimientos

Este trabajo ha sido financiado por el Ministerio de Ciencia e Innovación, Proyecto AYA2009-14105-C06-02

## 7. Referencias

- [1] FORTESCUE, P. STARK, J. *Spacecraft Systems Engineering*, 2ª Ed. Chichester, 1995. 574 p. (Ed. John Wiley & Sons Ltd)
- [2] MÜLLER, D. MARSDEN, R. *Solar Orbiter Science Requirements Document. Issue 2 Revision 0*. 2010-10-29. ESA-ESTEC
- [3] SÁNCHEZ PÉREZ, J. M. *Solar Orbiter: Consolidated report on mission analysis. Issue 1 Revision 1*. 2010-06-10. ESA-ESOC
- [4] BAGNASCO, G. and Solar Orbiter Team. *Experiment Interface document, Part A. Issue 2 Revision 7*. 2011-04-08. ESA-ESTEC
- [5] GILMORE, DAVID G. *Spacecraft Thermal Control Handbook*, 2ª Ed. El Segundo, California, 2002. 836 p. (Ed. The Aerospace Press, AIAA)